

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
(тип кваліфікаційної роботи)

магістра

(освітній ступінь)

на тему:

Аналіз та розробка несучого гвинта

багатоцільового гелікоптера

Виконав: студент 2 курсу групи 160н

Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-
космічна техніка»

(код та найменування)

Освітня програма «Літаки і вертольоти»

(найменування)

Довженко О.В.

(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Капітанова Л.В.

(прізвище та ініціали)

Рецензент: Багровський А.М.

(прізвище та ініціали)

Харків – 2024

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

Факультет Літакобудування

(повне найменування)

Кафедра 103 «Проектування літаків і вертольотів»

(повне найменування)

Рівень вищої освіти другий (магістерський)

Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

(код та найменування)

Освітня програма «Літаки і вертольоти»

(найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

К.Т.Н., доц.

Сергій Трубаєв

«___» _____ 2024 року

ЗАВДАННЯ

НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ СТУДЕНТУ

Довженку Олексію Вікторовичу

(прізвище, ім'я та по батькові)

Тема кваліфікаційної роботи

Аналіз та розробка несучого гвинта багатопільового гелікоптера

керівник кваліфікаційної роботи Капітанова Людмила Валеріївна -д.т.н., доцент, професор кафедри 103

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

затверджені наказом Університету №555-уч від «22» 04 2024 року

Термін подання студентом кваліфікаційної роботи 15 червня 2024 року

Вихідні дані до роботи $m_{ц.н.} = 5000$ кг; $n_{Эк} = 2$ чел.; $L = 800$ км; $V_{max} = 300$ км/ч;
 $V_{крс} = 280$ км/ч; $H_{стат} = 3000$ м; $H_{дин} = 6000$ м; $R=40\ 000$ годин.

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

1 Конструкторський розділ

1.1 Автоматизоване формування вигляду Гелекоптера

1.1.1 Розробка концепції створення проектного Гелекоптера і науково-технічної програми досягнення його характеристик

1.1.1.1. Вагова категорія проектного Гелекоптера (злітна маса в нульовому наближенні)

1.1.1.2. Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз

1.1.1.3. Розробка ГТВ до проектного вертольоту

1.1.1.4. Вибір і обґрунтування схеми Гелекоптера

1.1.1.5. Обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні Гелекоптера

1.1.2. Розрахунок параметрів Гелекоптера

1.1.4. Визначення параметрів агрегатів Гелекоптера

1.1.4.1. Вибір розмірів кабіни і відсіків цільової навантаження

1.1.4.2. Компонування агрегатів силової установки Гелекоптера

1.1.4.3. Параметри і розташування рульового гвинта

1.1.4.4. Параметри і розташування оперення

1.1.4.5. Розташування НВ з урахуванням обмеження статичного прогину його лопаті

1.1.4.6. Вибір схеми трансмісії гелекоптера

1.1.4.7. Вибір, обґрунтування, розробка і ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів Гелекоптера

1.1.5. Визначення центру мас

1.1.6. Стандартна специфікація проектного Гелекоптера

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

1.2.1. Визначення льотно-технічних характеристик Гелекоптера

1.2.1.1. Розрахунок аеродинамічних характеристик несучого гвинта на осьовому режимі

1.2.1.2. Розрахунок поляри несучого гвинта

1.2.1.3. Визначення аеродинамічного опору Гелекоптера на крейсерському режимі

1.2.1.4. Розрахунок льотних характеристик вертольоту методом потужностей

1.2.1.5. Розрахунок допустимих значень висот і швидкостей польоту Гелекоптера

1 Конструкторський розділ

1.1 Автоматизоване формування вигляду Гелекоптера

1.1.1 Розробка концепції створення проектного Гелекоптера і науково-технічної програми досягнення його характеристик

1.1.1.1. Вагова категорія проектного Гелекоптера (злітна маса в нульовому наближенні)

1.1.1.2. Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз

1.1.1.3. Розробка ТТВ до проектного вертольоту

1.1.1.4. Вибір і обґрунтування схеми Гелекоптера

1.1.1.5. Обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні Гелекоптера

1.1.2. Розрахунок параметрів Гелекоптера

1.1.4. Визначення параметрів агрегатів Гелекоптера

1.1.4.1. Вибір розмірів кабіни і відсіків цільової навантаження

1.1.4.2. Компонування агрегатів силової установки Гелекоптера

1.1.4.3. Параметри і розташування рульового гвинта

1.1.4.4. Параметри і розташування оперення

1.1.4.5. Розташування НВ з урахуванням обмеження статичного прогину його лопаті

1.1.4.6. Вибір схеми трансмісії гелекоптера

1.1.4.7. Вибір, обґрунтування, розробка і ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів Гелекоптера

1.1.5. Визначення центру мас

1.1.6. Стандартна специфікація проектного Гелекоптера

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

1.2.1. Визначення льотно-технічних характеристик Гелекоптера

1.2.1.1. Розрахунок аеродинамічних характеристик несучого гвинта на осьовому режимі

1.2.1.2. Розрахунок поляри несучого гвинта

1.2.1.3. Визначення аеродинамічного опору Гелекоптера на крейсерському режимі

1.2.1.4. Розрахунок льотних характеристик вертольоту методом потужностей

1.2.1.5. Розрахунок допустимих значень висот і швидкостей польоту Гелекоптера

1.2.2 Вплив проектних параметрів Гелекоптера на його аеродинамічні і масові характеристики

1.3. Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання лопаті несучого гвинта Гелекоптера, який проектується

1.3.1. Розробка майстер - геометрії лопаті несучого гвинта

1.3.2. Геометричні дані лопаті несучого гвинта

1.3.3. Розрахунок повітряних, масових та інерційних навантажень на лопать несучого гвинта

1.3.4. Побудова епюр поздовжніх і поперечних сил, згинальних і крутьять моментів в лопаті НВ

1.3.5. Перевірка достовірності розрахунку за розрахунком аеродинамічних характеристик і тяги НВ

1.3.6. Вибір матеріалів для конструкції лонжерону лопаті несучого гвинта

1.3.7. Розрахунок перетину лопаті на міцність

1.4.Разработка конструкції силових елементів системи кріплення двигуна

1.4.1.Аналіз схем системи кріплення двигуна і конструктивних особливостей їх виконання на Гелекоптерах даного типу

1.4.2 Вибір і обґрунтування схеми кріплення двигуна

1.4.3 Визначення навантажень і вибір матеріалу для силових елементів системи кріплення двигуна

1.4.4 Визначення геометричних параметрів та розробка конструкції силових елементів системи кріплення двигуна

1.4.5 Проектування паливної системи

1.5 Висновки з розділу

2 Розробка технології виготовлення лопаті НВ

2.1 Технічний опис конструкції лопаті НВ

2.2. Технічні умови на виготовлення лопаті НВ

2.3. Оцінка технологічності конструкції лопаті НВ

2.4. Пропозиції щодо підвищення технологічності

2.5. Розрахунок похибок збірки лопаті

2.6. Розробка схеми базування складових частин

2.7. Проектування технологічного процесу складання

2.8. Укрупнений технологічний процес на складання лопаті НВ

2.9. Нормування типових операцій технологічного процесу

2.10. Складання ТУ на поставку деталей і ТУ на проектування оснащення

2.11. Заходи з безпеки праці і по організації робочого місця

2.12. Вибір схеми і компоновання складального пристосування

2.13. Складання ТУ на монтаж складального пристосування

2.14 Висновки з розділу

3. Економічний розділ

3.1 Маркетингове дослідження ринку внутрішніх и міжнародних перевезень пасажирів и вантажу

3.1.1 Сегментація ринку споживачів і визначення ємності перевезень

3.1.2 Результати дослідження ринку перевезень

3.3 Розрахунок повної собівартості експлуатації ЛА на один кілометр польоту

3.4 Оцінка ефективності експлуатації ЛА

3.4.1 Розрахунок виручки і прибутку експлуатуючої компанії ЛА

3.5 Висновки з розділу

4 Спеціальне завдання

4.1 Розробка конструкції амортизатора носової стійки шасі

4.1.2 Розрахунок амортизатора

4.2 Інтегроване проектування

4.3 Розрахунок циліндра шасі в системі NX-8.5

4.4 Висновки з розділу

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

майстер-геометрія поверхні гелікоптера, креслення загального вигляду (формат А1);

конструктивно-силове компоновання гелікоптера (формат А1).

майстер-геометрія агрегату.

принципова схема системи (формат А2);

модель об'ємно-масового компоновання;

таблиця визначення параметрів гелікоптера;

таблиця параметрів розрахованих розподілених характеристик по лопаті;

таблиця результатів розрахунку аеродинамічних величин для різних висот;

таблиця якісних показників гелікоптера (формат А1).

Керівник і консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада керівника і консультантів	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1.	Капітанова Л.В	22.04.24	14.05
2.	Д'яченко Ю.В.	22.04.24	
3.	Багровський А.М.	22.04.24	
4.	Капітанова Л.В	22.04.24	

Нормоконтроль _____ Капітанова «08»__06____2024 р.
 (підпис) (ініціали та прізвище)

Дата видачі завдання «_22» __04 2024 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1.	Конструкторський розділ		
2.	Технологічний розділ		
3.	Економічний розділ		
4.	Спеціальне завдання		

Студент



Довженко О.В.
 (підпис)

(прізвище та ініціали)

Керівник кваліфікаційної роботи _____
 (підпис)

Капітанова Л.В.

(прізвище та ініціали)

Зміст

1 Конструкторський розділ	10
1.1 Автоматизоване формування вигляду Гелекоптера.....	10
1.1.1 Розробка концепції створення проектного гелекоптера і науково-технічної програми досягнення його характеристик.....	10
1.1.1.1 Вагова категорія проектного Гелекоптера (злітна маса в нульовому наближенні)	10
1.1.1.2 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз	11
1.1.1.3 Розробка ТТВ до проектного вертольоту.....	17
1.1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми Гелекоптера.....	18
1.1.1.5 Обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні Гелекоптера	19
1.1.2 Розрахунок параметрів Гелекоптера.....	20
1.1.4 Визначення параметрів агрегатів Гелекоптера.....	29
1.1.4.1 Вибір розмірів кабіни і відсіків цільової навантаження.....	29
1.1.4.2 Компонування агрегатів силової установки Гелекоптера.....	30
1.1.4.3 Параметри і розташування рульового гвинта.....	31
1.1.4.4 Параметри і розташування оперення.....	31
1.1.4.5 Розташування НВ з урахуванням обмеження статичного прогину його лопаті	32
1.1.4.6 Вибір схеми трансмісії гелекоптера	33
1.1.4.7 Вибір, обґрунтування, розробка і ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів Гелекоптера.....	34
1.1.5 Визначення центру мас.....	36
1.1.6 Стандартна специфікація проектного Гелекоптера.....	38
1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів Гелекоптера при їх оптимізації на аеродинамічні і масові характеристики Гелекоптера	39
1.2.1 Визначення льотно-технічних характеристик Гелекоптера	39
1.2.1.1 Розрахунок аеродинамічних характеристик несучого гвинта на осьовому режимі.....	39
1.2.1.2. Розрахунок поляри несучого гвинта.	39
1.2.1.3 Визначення аеродинамічного опору Гелекоптера на крейсерському режимі.....	44
1.2.1.4 Розрахунок льотних характеристик вертольоту методом потужностей.....	46

1.2.1.5 Розрахунок допустимих значень висот і швидкостей польоту гелекоптера.....	50
1.2.2 Вплив проектних параметрів гелекоптера на його аеродинамічні і масові характеристики	53
1.3 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання лопаті несучого гвинта гелекоптера, який проектується	55
1.3.1 Розробка майстер - геометрії лопаті несучого гвинта.....	55
1.3.2 Геометричні дані лопаті несучого гвинта	55
1.3.3 Розрахунок повітряних, масових та інерційних навантажень на лопать несучого гвинта	56
1.3.4 Побудова епюр поздовжніх і поперечних сил, згинальних і круть моментів в лопаті НВ	59
1.3.5. Перевірка достовірності розрахунку за розрахунком аеродинамічних характеристик і тяги НВ	62
1.3.6 Вибір матеріалів для конструкції лонжерону лопаті несучого гвинта.....	64
1.3.7 Розрахунок перетину лопаті на міцність	64
1.4.Разработка конструкції силових елементів системи кріплення двигуна	66
1.4.1 Аналіз схем системи кріплення двигуна і конструктивних особливостей їх виконання на Гелекоптерах даного типу.....	66
1.4.2 Вибір і обґрунтування схеми кріплення двигуна	68
1.4.3. Визначення навантажень і вибір матеріалу для силових елементів системи кріплення двигуна	68
1.4.4 Визначення геометричних параметрів та розробка конструкції силових елементів системи кріплення двигуна.....	70
1.4.5 Проектування паливної системи	73
1.5 Висновки	74
2 Розробка технології виготовлення лопаті НВ	75
2.1 Технічний опис конструкції лопаті НВ	75
2.2 Технічні умови на виготовлення лопаті НВ	75
2.3 Оцінка технологічності конструкції лопаті НВ	76
2.4 Пропозиції щодо підвищення технологічності.....	76
2.5 Розрахунок похибок збірки лопаті	77
2.6 Розробка схеми базування складових частин	78
2.7 Проектування технологічного процесу складання.....	79
2.8 Укрупнений технологічний процес на складання лопаті НВ.....	80

2.9 Нормування типових операцій технологічного процесу	80
2.10 Складання ТУ на поставку деталей і ТУ на проектування оснащення	81
2.11 Заходи з безпеки праці і по організації робочого місця.....	82
2.12 Вибір схеми і компоновання складального пристосування	84
2.13 Складання ТУ на монтаж складального пристосування.....	85
2.14 Висновки	86
3 Економічний розділ	87
3.1 Маркетингове дослідження ринку внутрішніх и міжнародних перевезень пасажирів и вантажу	87
3.1.1 Сегментація ринку споживачів і визначення ємності перевезень.....	87
3.1.2 Результати дослідження ринку перевезень	89
3.3 Розрахунок повної собівартості експлуатації ЛА на один кілометр польоту	90
3.4 Оцінка ефективності експлуатації ЛА	93
3.4.1 Розрахунок виручки і прибутку експлуатуючої компанії ЛА.....	93
3.5 Висновки	94
4 Спеціальне завдання	96
4.1 Розробка конструкції амортизатора носової стійки шасі	96
4.1.1 Вибір схеми розміщення і обґрунтування кінематичної і конструктивно силової схеми шасі.....	96
4.1.2 Розрахунок амортизатора.....	97
4.2 Інтегроване проектування	99
4.3 Розрахунок циліндра шасі в системі NX-8.5	99
4.4 Висновки	101
Список використаних джерел	102
Додатки	105

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду Гелекоптера

В даній кваліфікаційній роботі магістра розглядається багатоцільовий гелекоптер, який має можливість виконувати поставлені перед ним завдання і цілі, який повинен перевезти 5000 кг. вантажу (в залежності від його цілей) зі швидкістю 280км/год на дальність 800 км. Умови польоту - всепогодній.

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 багатоцільового гелекоптера.

Завдання проектування [2] полягає в аналізі та розробці несучого гвинта багатоцільового гелекоптера, конструкції нового гелекоптера і його складових елементів. На початковій стадії проектування була проведена розробка загального вигляду гелекоптера. Для цього проведено ознайомлення з основними тактико-технічними вимогами (ТТВ), пред'явленими до Гелекоптера, льотно-технічними характеристиками (ЛТХ), схемами, основними параметрами, загальним пристроєм вертольотів і агрегатів, силовою установкою (СУ), ув'язкою основних елементів агрегатів гелекоптера, правилами виконання креслень загального виду гелекоптера і загального пристрою його агрегатів.

1.1.1 Розробка концепції створення проектного гелекоптера і науково-технічної програми досягнення його характеристик

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

Гелекоптер - 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 розглядається транспортний Гелекоптер, призначений для перевезення вантажу на дальність до 800 км з крейсерською швидкістю 280 км / год [4].

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 Гелекоптера.

Вагова категорія проектного Гелекоптера (злітна маса в нульовому наближенні) [2].

1.1.1.1 Вагова категорія проектного Гелекоптера (злітна маса в нульовому наближенні)

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

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

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

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

Орієнтуючись на науково-технічні досягнення світового вертольотобудування і істотному збільшенні ваговій ефективності конструкцій планера вертольотів, їх двигунів, трансмісій, несучих і кермового гвинтів, враховуючи вимоги Авіаційних правил АП-27 [29], а також відомих класифікації ЛА в країнах-учасницях Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО від англ. ICAO) доцільно прийняти наступний розподіл:

1.1.1.2 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз

З метою визначення сучасних вимог до льотно-технічних характеристик вертольотів був проведений аналіз геометричних, вагових і льотних даних 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. [2]

Для аналізу були взяті схожі за типом Гелекоптери.

Вертольоти прототипи:

Мі-38

Середній багатоцільовий вертоліт Мі-38 було розроблено по замовленню ЦА (цивільної авіації) для заміни парку вертольотів Мі-8 і Мі-17. Порівнюючи з Мі-17 Гелекоптер Мі-38 має більш ергономічні та міски кабіни пасажирів (вантажу) та екіпажа [7].

Таблиця 1.1 - Статистичні данні вертольотів

Параметри і характеристики Гелекоптера	Позначення	Розмірність	Назва Вертольотів					
			Мі-38	S-92	EC.725	AS.321	S-65	NAV
Загальні дані								
Країна	-	-	RUS	USA	FRA	IND	USA	UKR
Рік випуску	-	-	2003	2004	2000	1959	1964	-
Призначення	-	-	МЦ	ТС	ТС	ТС	ТС	ТС
Льотно-технічні характеристики								
Максимальна швидкість	V max	км/г	320	289	314	275	315	3

Крейсерська швидкість	$V_{кр}$	км/г	275	257	296	250	278	275
Статична стеля	$H_{ст}$	м	2500	3000	2210	2170	2440	2500
Динамічна стеля	$H_{дин}$	м	5200	4570	6000	3150	6220	5600
Дальність польоту	t	г	5	5	6,5	4	4,5	5,5
Окружна швидкість	$\frac{H}{B}$	ωR	м/с	-	-	-	-	215
	PB	ωR_{PB}	м/с	-	-	-	-	-
Вагові характеристики								
Нормальна взлітна маса	m_0	кг	14200	10930			16510	
Максимальна взлітна маса	m_{max}	кг	15600	12020	11200	13000	19050	16108
Маса порожнього Гелекоптера	$m_{пуст}$	кг	8300	6895	4960	6915	10650	
Маса комерційного навантаження	$m_{ком}$	кг	6000	4536	5000	5000	5000	5000
Кількість екіпажу	$n_{ек}$	люд.	2	2	2	2	2	2
Кількість пасажирів	$n_{пас}$	люд.	32	24	29	30..44	До 55	30
Маса палива	m_T	кг	-	2327	-	3975	-	3200

Продовження таблиці-1.1

Параметри характеристики Гелекоптера	i	Позначення	Роз-ть	Назва Вертольотів					
				Mi-38	S-92	EC.725	AS.321	S-65	NAV
Данні силової установки									
Кількість і тип двигунів	-	-	-	2 ГТД ТВ7117 В	2 ГТД СТ7- 8А	2 ТВа Д Turb omesc a Maki la 2A	3 ГТД Turbo meca Makil a C6	2 ГТД T64 GE- 412	2 ТВа Д ТВ7 117В
Злітна потужність двигуна	$N_{дв}$	кВт	1838,78	1879	1567	1550	2887	2050	
Геометричні характеристики									
Радіус НВ	R	м	10,55	9,235	8,2	9,45	11,01	13,34	
Радіус РВ	$R_{РВ}$	м	1,92	1,675	1,575	1,8	1,95	2,3	
Плечо РВ	$L_{РВ}$	м	13,5	13,3	12	14,8	13,9	15,85	
Кількість лопатей	Н В	z	шт	5	4	5	5	5	5
	РВ	$z_{РВ}$	шт	4	4	4	4	5	4
Ометаєма площа НВ	$S_{НВ}$	$м^2$	350	231,5	300	280	380	550	
Площа стабілізатора	$S_{ст}$	$м^2$	2	2	2,1	2	2	2,5	
Похідні величини									
Вагова віддача по повному навантаженні	$k_{пн}$	-	0,38	0,377	0,446	0,385	0,31	0,59	
Питома навантаження	p	Н/м ²	4614,96	4236,5	4262,85	4293,46	5400	2364	
Коефіцієнт заповнення	σ	-	520	580	475	-	625	495	
Подовження лопати НВ	λ	-	20	15	17	-	17,5	26	
Коефіцієнт заповнення РВ	$\sigma_{РВ}$	-	0,18	0,22	0,22	-	0,2	0,187	
Подовження лопаті РВ	$\lambda_{РВ}$	-	6,85	5,7	5,8	-	6,2	8,5	

Призначення. Mi-38 - призначений для перевезення пасажирів, вантажів, пошуково-рятувальних операцій.



Рисунок 1.1 – Загальний вигляд Гелекоптера Мі – 38 [29]

ЕС.725

ЕС.725 Cougar Mk.II було створено на базі AS532U2 / A2 Cougar Mk.II виробником вертольотівEurocopter.

Призначення:

Розроблено для пошуково-рятувальних завдань, перевезення гуманітарного вантажів в складних умовах.



Рисунок 1.2 – Загальний вигляд Гелекоптера ЕС.725 [13]

S-92

Компанія Sikorsky розробила середній багато-цільовий Гелікоптер S-92 для заміни устарілого Гелікоптера S-70.

Призначення:

Цей Гелікоптер було розроблено в двох варіантах: цивільному і військовому(далі будемо розглядати технічні характеристики тільки цивільного варіанта).

Основне призначення для перевезення пасажирів (особливо VIP персон), вантажу в середині кабіни і на зовнішній підвісці.



Рисунок 1.3 – Загальний вигляд Гелікоптера S-92 [9]

CH-53

Компанія Sikorsky розробила CH-53 Sea Stallion важкий транспортний Гелікоптер.

Призначення:

Цей Гелікоптер було розроблено для перевезення вантажу в складних умовах, та перевезення пасажирів.



Рисунок 1.4 – Загальний вигляд Гелекоптера CH-53 [11]

AS.321

Розроблено Гелекоптер SA.321 "Super Frelon" на базі SE.3200 "Frelon" розроблений компанією Сюд-Авіасьон, правовласником якої пізніше стала Аероспасьяль, нині - Єврокоптер.

Призначення:

Виконання військових операцій, перевезення вантажу в складних умовах, перевезення вантажу.



Рисунок 1.5 – Загальний вигляд Гелекоптера AS.321 [15]

1.1.1.3 Розробка ТТВ до проектного вертольоту

Призначення гелекоптера

Гелекоптер – ЛА (літальний апарат) який рухається у повітрі за допомогою аеродинамічних обертаючихся поверхностей несучого гвинта, здатність Гелекоптера злітати і сідати без розбігу і пробігу, нерухомо висіти в повітрі і переміщатися в будь-якому напрямку зробило його багатоцільовим ЛА.

Розробляємий Гелекоптер відноситься до класу багатоцільових вертольотів. Призначений для перевезення в складних умовах, пасажирів та вантажів здійснення пошуково-рятувальних операцій.

Навантаження

Навантаження (маса), яка повинна перевозитися залана виїхідними даними технічного завдання і дорівнює - 5000 кг. Під навантаженням сприймають всі без виключення види вантажів для транспортування цим типом ЛА.

Екіпаж

Кількість членів екіпажу обумовлена назначенням ЛА, умовами базування і застосування. Члени екіпажу – двоє чоловік.

Льотні характеристики

Льотні характеристики Гелекоптера задані наступними вихідними даними:

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

2. Висота статичних і динамічних стель ($H_{ст} = 3000(м)$; $H_{дин} = 6000(м)$). Ці величини призначені на основі вивчення географічних характеристик тих районів, де його будуть застосовувати, і він буде базуватися.

3. Максимальна швидкість польоту $V_{max} = 300(км/г)$. Ця величина призначена з урахуванням статистичних даних про вертольоти передбачуваної схеми.

Стійкість, керованість і маневреність

Гелекоптер, як і будь-який інший літальний апарат, для забезпечення нормального польоту потребує певної стійкості та керованості. Стійкість літального апарату означає його здатність автоматично відновлювати рівновагу, порушену зовнішніми чинниками, без втручання пілота. Керованість, у свою чергу, - це здатність апарату реагувати на команди пілота, тобто на відхилення органів управління. [3] Чим стійкіший апарат, тим гірша його керованість за однакових умов. Стійкість більшості літальних апаратів залежить від їх центрування, швидкості і режиму польоту.

При зміні центрування Гелекоптера, тобто зміщенні його центру ваги відносно осі несучого гвинта через різну завантаженість або вигорання палива під час польоту, змінюється нахил осі фюзеляжу, положення автомата перекосу і ручки управління. Допустимі експлуатаційні центрування Гелекоптера визначаються виходячи з умов необхідних відхилень ручки управління, які забезпечують керування ним за граничних центрувань.

У вертольотів, як і у літаків, стійкість та керованість розглядаються по трьох осях: подовжній, поперечній і шляховій. Для того щоб Гелекоптер (або літак) був легким у пілотуванні, він повинен бути достатньо стійким і керованим по всіх трьох осях. Найсучасніші моделі вертольотів мають деякий запас стійкості і досить хорошу керованість на основних режимах польоту. Для збільшення подовжньої стійкості Гелекоптера на ньому встановлюють стабілізатор. Створюючи кабіруючий момент, стабілізатор покращує характеристики стійкості Гелекоптера, хоча при висінні стабілізатор не впливає на стійкість апарату.

Безпека польоту

Забезпечення безпеки польоту є головною і беззаперечною вимогою для будь-якого літального апарату. Безпека польоту Гелекоптера залежить від надійності та міцності його конструкції, а також від його конструктивних і експлуатаційних особливостей.

Для підвищення безпеки польоту особливу важливість мають такі аспекти: спрощення техніки пілотування Гелекоптера; спрощення пілотування Гелекоптера.

Обладнання

Окрім обов'язкового стандартного комплексу пілотажно-навігаційних приладів та приладів для контролю роботи силової установки та трансмісії, на вертольоті, залежно від його призначення, може встановлюватися різноманітне спеціалізоване обладнання.

При проектуванні Гелекоптера особлива увага приділялася вимогам експлуатаційної технологічності, які визначають пристосованість конструкції до технічного обслуговування та ремонту в умовах експлуатації: доступність до вузлів і агрегатів, легкознімність [3], взаємозамінність і автоматичний контроль. Також при проектуванні було забезпечено:

відмінний огляд з кабіни (кути огляду відповідають нормам льотної придатності вертольотів і АП-27);

зручність обслуговування Гелекоптера.

Міцність, ресурс агрегатів

Конструкція та агрегати були спроектовані згідно з нормами АП-27 і відповідають вимогам міцності для вертольотів. Ресурс конструкції та агрегатів розробленого Гелекоптера визначений з урахуванням рівня розвитку, досягнутого вітчизняними конструкторськими бюро та зарубіжними Гелекоптеробудівними компаніями, враховуючи конструктивні та технологічні особливості, що дозволяють забезпечити виконання встановлених вимог [3].

1.1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми Гелекоптера

Відповідно до встановлених тактико-технічних вимог, Гелекоптер належить до класу транспортних вертольотів з максимальною масою корисного навантаження 5000 кг і дальністю польоту 800 км. Обрана аеродинамічна схема є одногвинтовою з рульовим гвинтом. Переваги цієї схеми полягають у простоті конструкції, відносно низькій вартості та простій системі управління [2].

Гелекоптер оснащений двома двигунами. На основі прототипів, на Гелекоптер встановлюються турбовальні двигуни (ТВАД). Двигуни розташовані з боків центральної верхньої частини фюзеляжу.

Схема шасі обрана з трьома опорами і передньою опорою. Форма фюзеляжу Гелекоптера була вибрана на основі аналізу вертольотів-прототипів.

1.1.1.5 Обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні Гелекоптера

Авіаційні правила (АП) висувають суворі вимоги до вертольотів, особливо щодо безпеки та надійності. В АП детально викладені основні вимоги до міцності конструкції та кожної системи й агрегату Гелекоптера.

Особлива увага приділяється безпеці польотів та виживанню в аварійних ситуаціях. Вказані експлуатаційні перевантаження для елементів конструкції та обладнання: максимальні експлуатаційні перевантаження становлять 3,5 одиниці для конструкції у всіх напрямках та від 2 до 20 одиниць для обладнання, залежно від напрямку.

АП також включають вимоги до аварійної посадки. У разі аварійної посадки кабіна екіпажу та пасажирів не повинна зазнати пошкоджень. Конструктивні елементи повинні бути спроектовані так, щоб при руйнуванні не завдати травм екіпажу та пасажиром.

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

авіаційним правилам АП-27 (і гармонізованим з ними FAR-27, EASA Part-27) та додатковим вимогам до льотної придатності, враховуючи конструктивні та експлуатаційні особливості, які разом з зазначеними нормами утворюють "Сертифікаційний базис Гелекоптера";

авіаційним правилам АП-33 (FAR-33, EASA Part-33) для двигунів;
технічному завданню;

документам, узгодженим та затвердженим замовником і виконавцем перед початком проекту.

Щодо шуму на місцевості, Гелекоптер повинен відповідати вимогам глави 8 міжнародних стандартів "Охорона навколишнього середовища" додатка 16 Конвенції про міжнародну цивільну авіацію (том I "Авіаційний шум", 2011 р.) та вимогам авіаційних правил АП-36 (FAR-36, EASA Part-36).

Щодо емісії двигунів, Гелекоптер має відповідати вимогам додатка 16 Конвенції про міжнародну цивільну авіацію (том II "Емісія авіаційних двигунів", 2008 р.) та вимогам АП-34 (FAR-34, EASA Part-34).

Щодо захисту від актів незаконного втручання, Гелекоптер повинен відповідати вимогам додатків 6, 8, 17 ІКАО.

Характеристики надійності, експлуатаційної технологічності та контролю придатності повинні відповідати "Загальним вимогам до експлуатаційно-технічних характеристик повітряних суден цивільної авіації".

Параметри стану та фактори впливу на Гелекоптер зовнішнього повітряного середовища:

барометричний тиск у всьому діапазоні висот польоту відповідно до ISO 2533 (ГОСТ 4401-81);

зміна температури по висоті відповідно до ISO 2533 (ГОСТ 4401-81) з робочим діапазоном температур від -20°C до $+40^{\circ}\text{C}$;

відносна вологість повітря – 98% при температурі $+35^{\circ}\text{C}$;

максимальні складові вітру при зльоті та посадці: бічна – 10 м/с, зустрічна – 15 м/с, попутна – 5 м/с.

1.1.2 Розрахунок параметрів Гелекоптера

Визначення злітної маси вертольоту в нульовому наближенні [2]:

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

де k_0 -коефіцієнт, отриманий на основі аналізу статистичних даних, $k_0 = 4,8$
Визначення злітної маси Гелекоптера в першому наближенні:

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

де $k_{\text{пн}}^1$ - коефіцієнт масової віддачі Гелекоптера по повному навантаженні;
 $m_{\text{т}}^1$ -відносна маса палива.

Визначення радіуса несучого гвинта (НГ) вертольоту одnogвинтової схеми [2]:

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

де m_0^1 - злітна маса Гелекоптера, кг;

r - питома навантаження на площу, ометаючу несучим гвинтом.

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

Вибір профілю перетину лопаті.

Визначення окружної швидкості і обертів несучого гвинта:

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

Профіль лопаті несучого гвинта має:

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

•Критерієм оцінки впливу стисливості потоку на характеристики несучого гвинта є число M_{90} для профілю на кінці наступаючої лопаті при азимуті 90° [2]:

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

• ωR -окружна швидкість вертольоту, визначається за формулою [2]:

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

• ω -кутова швидкість вертольоту, визначається за формулою:

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

• n - частота обертів несучого гвинта, визначається за формулою [2]:

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

Визначення відносної щільності повітря на статичній і динамічній стелях [2]:

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

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

Визначення відносної густини повітря на статичній та динамічній стелі [2]:

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

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

Визначення економічної швидкості біля землі і на динамічній стелі:

Економічна швидкість біля землі V_3 , км / г:

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

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

\bar{c}_s - Коефіцієнт відносного лобового опору вертольоту [3]:

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

$$\sum C_x S = 0.0174 \cdot m_0^{0.5364} \quad (1.11)$$

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

$$V_{\text{дин}} = 164 \cdot \sqrt[4]{\frac{I_p}{\omega R + 11.6 \cdot 10^6 \cdot \bar{C}_s}}, \text{ км/г} \quad (1.12)$$

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

$$\bar{V}_{\text{max}} = \frac{V_{\text{max}}}{3.6 \cdot \omega R} \quad (1.13)$$

$$\bar{V}_{\text{дин}} = \frac{V_{\text{дин}}}{3.6 \cdot \omega R} \quad (1.14)$$

де V_{max} і $V_{\text{ДИН}}$ - швидкості польоту Гелекоптера, км / год;
 ωR , м / с - окружна швидкість лопатей НГ.

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

$$\left[\frac{C_T}{\sigma}\right]_{V_{\text{max}}} = 0.297 - 0.36 \bar{V}_{\text{max}} \quad (1.15)$$

$$\left[\frac{C_T}{\sigma}\right]_{N_{\text{дин}}} = 0.297 - 0.36 \bar{V}_{\text{дин}} \quad (1.16)$$

Коефіцієнти тяги НГ у землі і на динамічній стелі:

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

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

Визначення заповнення несучого гвинта:

Заповнення НГ розраховується для випадків польоту на V_{max} і економічної швидкостях [2]:

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

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

В якості розрахункової величини заповнення σ НВ приймають найбільше значення з умови [2]:

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

Довжина хорди b несучого гвинта:

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

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

Відносне подовження λ лопатей НВ:

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

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

Потрібна для висіння на $N_{\text{ст}}$ енергоозброєність вертольоту [2]:

$$\tilde{N}_{\text{ст}} = \frac{N_{\text{ст}}}{m_0 g} = \frac{\bar{T}_0^{1.5} \sqrt{p}}{1.566 \cdot \eta_0 \sqrt{\Delta_{\text{ст}}}} \quad (1.24)$$

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

g - прискорення вільного падіння, м/с²;

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

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

η_0 - відносний к.к.д. НГ на режимі висіння ($\eta_0 = 0,75$);

Потрібна для польоту на V_{\max} енергоозброєність вертольоту

$H = 0,0$ м:

$$\tilde{N}_{V_{\max}} = \frac{N_{V_{\max}}}{m_0 g} = 16,4 \cdot 10^{-3} \omega R (1 + 7,08 \cdot 10^{-8} V_{\max}^3) + 1,67 \frac{p I_3}{V_{\max}} + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot \bar{C}_S \cdot V_{\max}^3 \quad (1.25)$$

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

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

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

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

При $H = 3000$ м:

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

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

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

$V_{\text{ДИН}}$ - економічна швидкість Гелекоптера на динамічному стелі,

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

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

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

Визначення наведених потужностей для різних випадків польоту:

Питома наведена потужність при висінні на статичному стелі [2]:

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

де \bar{N}_H - зміна потужності силової

установки в залежності від висоти.

(1.32)

$$\bar{N}_H = 1 - 0.0695 \cdot H_{\text{ст}}$$

ξ_0 - коефіцієнт використання потужності силової установки на режимі висіння; ξ_0 залежить від злітної маси Гелекоптера $m_0 \xi_0 = 0.85$ при $m_0 < 10$ т.

Питома наведена потужність в горизонтальному польоті на максимальній швидкості:

При $H = 1000$ м:

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

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

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

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

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

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

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

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

швидкості

польоту:

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

Питома наведена потужність в польоті у землі з економічної швидкістю [2]:

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

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

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

Визначення потрібної потужності силової установки:

Потрібна питома енергоозброєність вертольоту [2]:

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

Вибір двигунів:

Потрібна потужність силової установки Гелекоптера буде дорівнювати:

При $H = 0,0 \text{ м}$

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

де n - кількість двигунів.

Енергоозброєність вертольоту визначаємо по формулі [2]:

$$N_{\text{потр}} = \bar{N}_{\max}^{\text{пр}} \cdot m_{01} \cdot g / n, \text{Вт} \quad (1.41)$$

1.1.3 Вагові характеристики частин Гелекоптера

1.1.3.1 Визначення відносних мас конструкції планера

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

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

Визначення відносної маси фюзеляжу:

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

$$\bar{m}_{\text{ф}} = \frac{k_{\text{ф}} \cdot S_{\text{ф}}^{0,88}}{(m_0^I)^{0,75}} \quad (1.43)$$

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

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

Визначення відносної маси опіру:

Маса опіру:

$$\bar{m}_{\text{оп}} = \bar{m}_{\text{ГО}} + \bar{m}_{\text{ВО}} \quad (1.44)$$

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

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

де $k_{оп}$ - питома маса оперення, $k_{оп} = 7$;
 $\bar{m}_{во}$ - відносна маса вертикального опіру (ВО):

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

Визначення відносної маси шасі [2]:

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

Визначення відносної маси ручного управління:

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

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

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

Визначення відносної маси палива.

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

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

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

Питома витрата палива:

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

$\bar{C}_{еН}, \bar{C}_{еN}, \bar{C}_{еV}, \bar{C}_{ет}$ - коефіцієнти характеризує зміну питомої витрати палива в залежності від висоти м швидкості польоту, температури навколишнього повітря і ступеня дроселювання двигуна;

$$\bar{C}_{еН} = 0.995; \bar{C}_{еN} = 1,075; \bar{C}_{ет} = 1.0$$

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

$$C_{екр} = C_{е вzl} \cdot \bar{C}_{еН} \cdot \bar{C}_{еV} \cdot \bar{C}_{ет} \cdot \bar{C}_{еN} \quad (1.51)$$

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

Відносна злітна потужність двигунів:

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

Визначення відносної маси двигунів з системами:

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

де $Y_{\text{дв}}$ - питома маса ТВД:

$$Y_{\text{дв}} = \frac{2.7}{N_{\text{вэл}}^{0.27}} \quad (1.54)$$

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

Визначення відносної сумарної маси лопатей

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

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

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

$k_{\text{л}}$ - коефіцієнт відносної маси лопаті $k_{\text{л}} = 12$;

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

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

Визначення відносної маси втулки НВ

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

де $k_z = 1,0$ коефіцієнти, що враховують вплив на маси втулок НГ і РГ числа лопатей; $k_{\text{вт}} = 0,0527 \frac{\text{кг}}{\text{кН}^{1.35}}$ - ваговий коефіцієнт втулки.

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

Визначення відносної сумарної маси лопатей РВ

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

Визначення коефіцієнта заповнення РГ:

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

Приймаємо $z_{\text{рв}} = 4$ шт.

Визначення подовження лопаті РГ:

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

Визначення відносної маси втулки РВ:

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

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

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

Визначення окружної швидкості лопаті РВ:

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

Визначення відносної маси а гвинтів:

$$\bar{m}_{\text{в}} = \bar{m}_{\Sigma \text{л нв}} + \bar{m}_{\text{вт нв}} + \bar{m}_{\Sigma \text{л рв}} + \bar{m}_{\text{вт.рв}} \quad (1.66)$$

Визначення відносної маси головного редуктора:

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

де $k_{\text{глр}}$ – коефіцієнт відносної маси головного редуктора, $k_{\text{глр}} = 0.12$
 $a_{\text{глр}}$ – коефіцієнт маси головного редуктора, $a_{\text{глр}} = 7.8 \text{ м}^{1/4} / \text{с}^2$;
 Визначення відносної маси хвостового редуктора.

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

де $k_{\text{хр}}$ – коефіцієнт відносної маси хвостового редуктора, $k_{\text{хр}} = 0.35$
 $a_{\text{хр}}$ – коефіцієнт маси хвостового редуктора, $a_{\text{хр}} = 7.3 \text{ м}^{1/4} / \text{с}^2$;
 Визначення відносної маси трансмісійних валів:

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

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

$$\bar{m}_{\text{Тр}} = \bar{m}_{\text{глр}} + \bar{m}_{\text{хр}} + \bar{m}_{\text{ТВ}} \quad (1.70)$$

Визначення відносної маси силової установки:

$$\bar{m}_{\text{су}} = \bar{m}_{\text{Дв.с}} + \bar{m}_{\text{в}} + \bar{m}_{\text{Тр}} \quad (1.71)$$

Маса обладнання:

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

Відносна маса порожнього вертольоту:

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

Відносна маса планеру:

$$m_{\text{пл}} = m_{\text{ф}} + m_{\text{оп}} + m_{\text{ш}} + m_{\text{СнУп}} \quad (1.74)$$

Визначення маси повного (цільового) навантаження без палива:

$$\bar{m}_{\text{ПН}} = 1 - \bar{m}_{\text{пл}} - \bar{m}_{\text{су}} - \bar{m}_{\text{Т}} \quad (1.75)$$

Визначення злітної маси Гелекоптера:

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

Розрахунок другого та третього наближення виконуємо аналогічно.

Результати розрахунку характеристик Гелекоптера представлені в Додатку А.

1.1.4 Визначення параметрів агрегатів Гелекоптера

1.1.4.1 Вибір розмірів кабіни і відсіків цільової навантаження

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

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

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

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

Розміри вантажної кабіни:

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

1.1.4.2 Компонування агрегатів силової установки Гелекоптера

Турбовальний двигун ТВ7-117 призначений для установки на вертольоти нових поколінь, а також для заміни двигунів на існуючих Гелекоптерах для підвищення їх льотно-технічних характеристик. Він створений на базі серійного сертифікованого літакового турбогвинтового двигуна ТВ7-117С. В даний час розроблено дві модифікації: ТВ7-117В і ТВ7-117ВК [7].

Цей двигун є двигуном нового покоління: ступінь стиснення в компресорі - 16, температура газу перед турбіною компресора - 1500 К. Високий рівень параметрів робочого процесу і високі ККД основних вузлів (компресора - 81%, турбіни компресора - 88%, вільної турбіни - 92% , повнота згоряння в камері - 99%) забезпечили високий рівень паливної економічності. Двигун має великі запаси газодинамічної стійкості. Конструкція двигуна виконана модульної. Заміна модулів може бути виконана в експлуатаційних умовах.

Двигун має великий ресурс, володіє простотою обслуговування і хорошою ремонтопридатністю.



Рисунок 1.6 - Двигун ТВ7-117ВК

Конструктивні особливості:

одновальний осецентробежний компресор, що складається з п'яти осьових і однієї відцентрової ступені; вхідний направляючий апарат і напрямні апарату перших двох ступенів - регульовані;

кільцева протівоточная камера згоряння;

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

2-х ступінчаста осьова вільна турбіна з висновком вала відбору потужності назад (на ТВ7-117ВК); на модифікації ТВ7-117В вал відбору потужності виведений вперед [7];

вихлопної патрубков з поворотом потоку на 60 град. (На ТВ7-117ВК); на модифікації ТВ7-117В вихлопної патрубков виконаний у вигляді осьового сопла;

електронно-гидромеханическая система управління і контролю з розвиненими функціями.

1.1.4.3 Параметри і розташування рульового гвинта

Рульовий гвинт призначений для врівноваження реактивного моменту несучого гвинта.

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

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

Гвинт встановлений на вал хвостового редуктора, розташованого на кінцевій балці. Управління кроком гвинта механічне і проводиться переміщенням педалей ногого управління в кабіні пілота. Зміна кроку гвинта веде до зміни тяги гвинта, чим і здійснюється поворот Гелекоптера в ту чи іншу сторону.

При польоті Гелекоптера вперед рульовий гвинт працює в умовах косою обдування. При цьому протягом одного обороту гвинта швидкість набігаючого потоку на лопать змінюється, що викликає періодичне зміна сили тяги кожної лопаті і веде до виникнення змінних навантажень і вібрацій.

Для розвантаження лопаті, її закладення і усунення вібрацій гвинт виконаний з шарнірним кріпленням лопатей, яке дозволяє лопатей при роботі гвинта відхилятися від площини обертання і здійснювати при наявності поступальної швидкості Гелекоптера махові руху. Махові руху забезпечуються горизонтальним шарніром.

1.1.4.4 Параметри і розташування оперення

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

підірюючого моменту під час планування. При переході на планування необхідно швидко змінити кут атаки несучого гвинта [3].

Зміна кута стабілізатора відбувається одночасно зі зміною кута установки загального кроку НВ, так як стабілізатор системою управління з'єднаний з повзуном автомата перекоосу. Управління здійснюється ручкою «крок-газ».

Стабілізатор складається з лівої і правої консолей, з'єднаних між собою трубою, що проходить поперек хвостової балки. Кожна половина має трапецієподібну форму в плані. Профіль стабілізатора - симетричний.

Каркас кожної половини стабілізатора є клепану конструкцію, що складається з лонжерона, нервюр і хвостового стрингера. Лонжерон має стінку з дюралюмінію Д16А, до якої приклепані уголкові профілі з Д16Т-Пр 101-31, що утворюють верхню і нижню полиці лонжерона. Нервюри і хвостовий стрингер штамповані з дюралюмінієвих листів. Стик обох половин стабілізатора з трубою здійснюється болтами через вушка.

Обшивка стабілізатора виконана з листового дюралюмінію Д16А товщиною 1 мм.

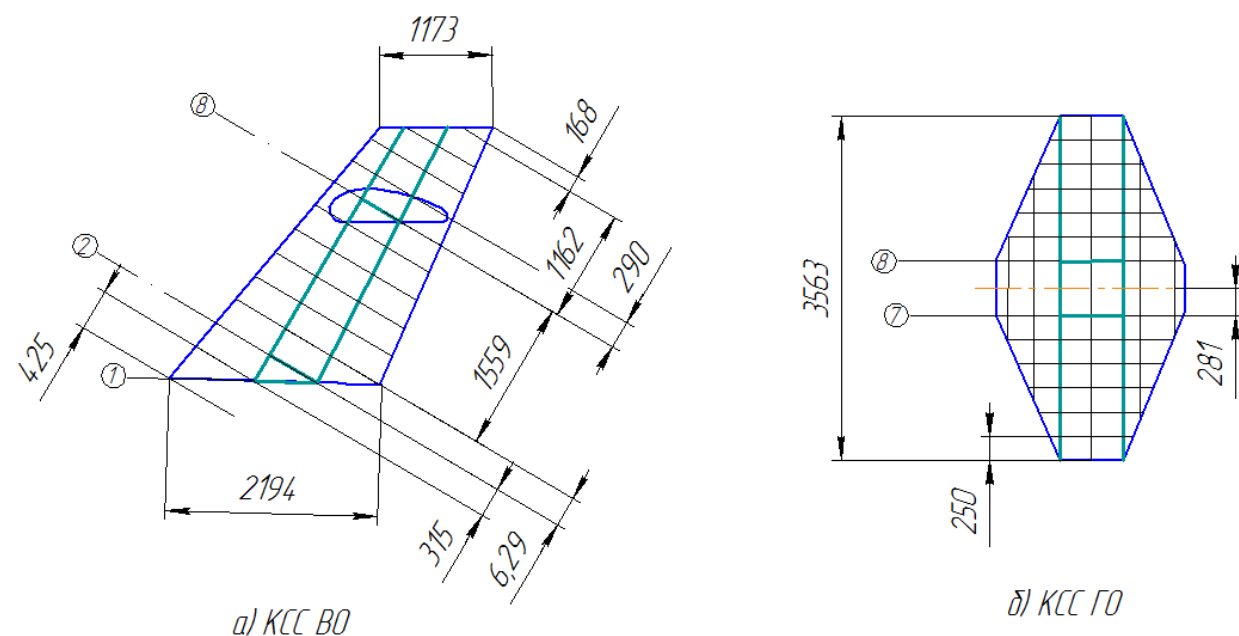


Рисунок 1.7 - КСС оперення

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

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

1.1.4.5 Розташування НВ з урахуванням обмеження статичного прогину його лопаті

Несучий гвинт призначений для створення підйомної сили, сили тяги і управління вертольотом щодо поздовжньої і поперечної осей. Несучий гвинт

здійснює в польоті складну роботу і є одним з найбільш відповідальних агрегатів Гелекоптера.

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

Найбільш складні умови роботи несучого гвинта настають в умовах косою обдування, коли Гелекоптер летить з поступальною швидкістю і особливо в криволінійному польоті [3].

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

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

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

Таке шарнірне кріплення лопатей до втулки несучого гвинта пояснюється тим, що при поступальному русі Гелекоптера несе; гвинт працює в умови косою обтікання. При косою обтіканні виникає несиметричний розподіл швидкостей повітряного потоку, що обтікає лопаті гвинта. У лопаті, що рухається проти потоку, швидкість обтікання буде більше, ніж у лопаті, по рухомій потоку. Внаслідок цього лопать, що рухається проти потоку, створює велику підйомну силу і відчуває більшу лобове опір, ніж лопать, що рухається по потоку. Отже, при жорсткому кріпленні лопатей до втулки несучого гвинта на Гелекоптер діяв би перекидаючий момент за рахунок різниці підйомних сил лопаті, що рухається проти потоку, і лопаті, по рухомій потоку [3].

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

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

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

Креслення загального вигляду проєктованого Гелекоптера представлений в додатку А.(А1)

1.1.4.6 Вибір схеми трансмісії гелекоптера

Трансмісія складається з головного редуктора, двох муфт вільного ходу, муфти включення трансмісії, гальма несучого гвинта, валів приводу рульового

гвинта, проміжного редуктора, редуктора рульового гвинта, проміжного вала, вала привода вентилятора, мастильно-повітряного радіатора, з'єднувальних муфт та опор вала. Головний редуктор модульної конструкції, має приводи вентилятора охолодження редуктора і маслосистем, трансмісії рульового гвинта і Гелекоптерних агрегатів.

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

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

Носова частина фюзеляжу складається з панелей з технологічними роз'ємами, силовий набір - з шпангоутів і стрингерів, до яких прикріплена обшивка. Нижні частини шпангоутів, і поздовжні балки утворюють підлогу кабіни. Силовий набір фюзеляжа скріплений кутиковими профілями. Носова частина з'єднується з центральною за допомогою стикувальних шпангоутів №3Ф та №4Ф, які є різновид посиленних шпангоутів.

Центральна частина фюзеляжу складається з бортових панелей, силового статі, силового стелі і відсіку головного редуктора. Силовий набір включає в себе шпангоути, стрингери, силовий підлогу вантажної кабіни і рамні закладення в місцях вирізів в обшивці. Стрингери центральній частині фюзеляжу розташовуються по обидві частини фюзеляжу, симетрично щодо вертикальної осі шпангоута. Зовнішня обшивка центральній частині фюзеляжу повинна бути виконана з дюралюмінієвих листів, що з'єднуються встик або в напустку двох-і трьох рядними заклепувальний швами.

Редукторний відсік розташовується над стелею вантажної кабіни і являє собою похилу силову раму з чотирма вузлами кріплення, розташованих на верхніх надбудовах шпангоутів. Поперечними силовими елементами похилій рами є верхні полиці шпангоутів, а поздовжніми силовими елементами - два бортових бортових фасонних профілю.

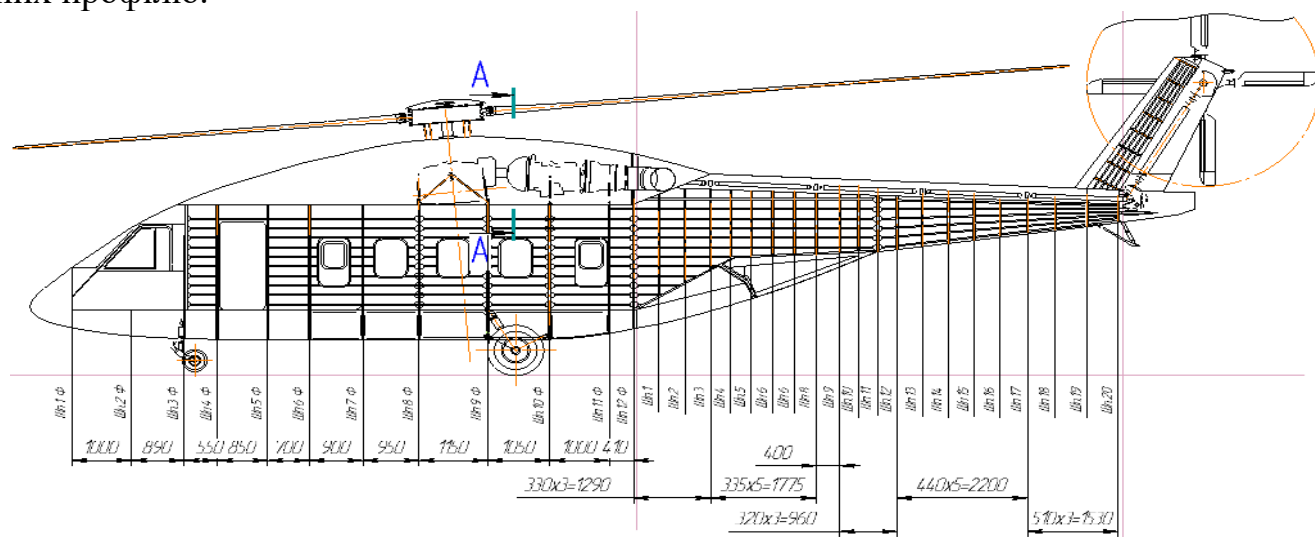


Рисунок 1.8 - Конструктивно-силова схема Гелекоптеру

Силовий каркас вантажної підлоги складається з поперечного набору - нижні частини шпангоутів; поздовжнього набору - дві силові балки, симетрично розташовані відносно поздовжньої осі Гелекоптера, і пресованих профілів[3].

Центральна частина фюзеляжу закінчується вантажним люком, обладнаним двома бічними стулками, що утворюють в закритому положенні плавний обвід хвостовій частині фюзеляжу. У силовий набір стулок входить шпангоути, стрингери, балки і обшивка.

Хвостова балка конструктивно виконана у вигляді напівмонокок з гладкою працюючою обшивкою. Силовий набір складається з набору шпангоутів, стрингерів і обшивки. Кріплення хвостової балки до центральної частини фюзеляжу виробляється за допомогою № 11 за допомогою болтів.

Кінцева балка виконана у вигляді профільованого кіля і являє собою клепану конструкцію, що складається з кільової балки, фіксованого керма і обтічника. Кільова балка виконана у вигляді однолонжеронне конструкції. Поздовжній набір включає в себе пресовані куточки і стрічки-розтяжки, що збільшують жорсткість каркаса.

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

Шасі не забирається. Опора передньої стійки шасі - полуричажного типу. Передня стійка шасі кріпиться до силового шпангоуту №3ф. Задні опори шасі виконані за пірамідальною схемою. Основні опори шасі кріпляться до шпангоутів №9Ф і №10Ф.

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

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

Складемо вагову зведення Гелекоптера 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 Гелекоптера. Визначимо статичний момент маси основних агрегатів щодо початку координат і складемо центрувальними відомість.

Креслення КСС проектованого Гелекоптера представлений в додатку А (А2)

1.1.5 Визначення центру мас

Складаємо центрувальними відомість основних мас Гелекоптера, в якій маси груп основних частин фюзеляжу взяті з відомості мас Гелекоптера, а координати центрів ваги цих частин взяті з відповідного креслення.

Таблиця 1.2 - Координати центрів ваги

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

Центрування фюзеляжу розраховуємо для чотирьох варіантів:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

m_i (кг)- маси груп фюзеляжу;

то m_0 (кг) - маса спорядженого фюзеляжу;

$x_{ком}, y_{ком}$ (м) ~ координати центра ваги комерційної загрузки;

$m_{ком}$ (кг) - маса комерційної загрузки.

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

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

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

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

m_i (кг) – маси груп фюзеляжу;

m_0 (кг) - маса спорядженого фюзеляжу;

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

m_T (кг) - маса палива.

Координати центра ваги фюзеляжу в стояночному варіанті (без комерційного завантаження, палива і екіпажу) визначаються за формулами [3]:

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

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

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

m_i (кг) – маси груп фюзеляжу;

m_0 (кг) - маса спорядженого фюзеляжу;

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

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

Результати розрахунку центрування фюзеляжу

Таблиця 1.3 - Розрахункок центрування фюзеляжу

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

1.1.6 Стандартна специфікація проектованого Гелекоптера

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

Даний Гелекоптер призначений для багатоцільових робіт.

На вертольоті встановлені два двигуни ТВ7-117. Двигуни встановлюються на стелі за редуктором. Покриття та захисна обробка зовнішніх поверхонь Гелекоптера, його двигунів і вузлів виконується за діючими нормативами і забезпечує експлуатацію Гелекоптера в різних кліматичних умовах.

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

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

Шасі колесне, не вбирається. Несучий гвинт має шість лопатів. Лопаті прямокутної форми в плані, мають помірну аеродинамічну крутку. Носок лопаті захищений протикорозійною накладкою з титанового сплаву.

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

Повітрозабірники 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 обертів несучого гвинта.

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

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

Паливо міститься баках, розташованих під силовим молотом кабіни, з яких надходить паливо зверху двигуни.

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

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

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

1.2.1 Визначення льотно-технічних характеристик Гелекоптера

1.2.1.1 Розрахунок аеродинамічних характеристик несучого гвинта на осьовому режимі

Визначення аеродинамічних і льотно-технічних характеристик Гелекоптера є складним завданням. Перш за все це пов'язано з його багато режимній роботі - Гелекоптер може переміщатися в будь-якому напрямку. Кути атаки і ковзання відповідають круговій обдувці, тому аеродинамічні сили і моменти істотно змінюються як по величині, так і по напрямку [3].

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

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

1.2.1.2. Розрахунок поляри несучого гвинта.

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

Умовно розбиваємо лопать по довжині перетинами на десять ділянок.

Для різних ділянок лопаті вибираємо профілі трьох типів:

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

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

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

Вихідними даними для розрахунку є аеродинамічні коефіцієнти профілю NACA 23012.

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

Значення коефіцієнтів C_{ya} з достатнім ступенем точності можна прийняти однаковими для всіх обраних профілів.

Значення коефіцієнтів C_{xr} перераховуємо за формулою:

$$C_{xa} = C_{xa}(23012) \cdot \frac{\eta_c}{\eta_{c=012}}, \quad (1.107)$$

де C_{xr} (23012) - значення коефіцієнтів профільного опору для профілю НАСА 23012.

η_c - коефіцієнт, що враховує відносну товщину профілю;

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

Коефіцієнт η_c обчислюємо за формулою:

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

де \bar{c} - відносна товщина профілю.

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

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

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

Обчислюємо числа Маха для кожного перетину:

$$M(\bar{r}) = M_0 \cdot \bar{r} \quad (1.108)$$

де M_0 - число Маха в кінцевому перетині лопаті;

- \bar{r} відносний радіус перетину.

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

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

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

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

Залежно від відповідного числа Маха визначаємо коефіцієнти C_{xr} для кожного розрахункового перерізу. Результати представлені в додатку Б (Б1). Для перетинів, в яких $M < 0,3$, приймаємо значення C_{xr} рівними C_{xr} при $M = 0,3$.

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

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

Індуктивна швидкість в площині гвинта:

$$\bar{v}_{1B} = -\frac{V_0}{2 \cdot U} - \frac{C_{y\infty}^\alpha \cdot \sigma}{16} + \sqrt{\left(\frac{V_0}{2 \cdot U} - \frac{C_{y\infty}^\alpha \cdot \sigma}{16}\right)^2 + \frac{C_{y\infty}^\alpha \cdot \sigma}{458} \cdot \varphi^0 \cdot \bar{r}} \quad (1.78)$$

Відносна швидкопідйомність з урахуванням індуктивної швидкості:

$$\bar{V}_1 = \frac{V_0}{2 \cdot U} + \bar{v}_{1B} \quad (1.79)$$

Кут прітекания уздовж лопаті несучого гвинта:

$$\beta = -\arctg\left(\frac{\bar{v}_{1B}}{\bar{r}}\right) \quad (1.80)$$

Тоді аеродинамічний кут атаки:

$$\alpha_a = \varphi_{(r)} + \beta \quad (1.81)$$

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

$$C_{ya\alpha} = \frac{\Delta C_{ya}}{\Delta \alpha} \quad (1.82)$$

Розподілені характеристики обчислюються за такими формулами:

$$\frac{dC_T}{d\bar{r}} = \sigma \cdot C_{ya} \cdot \bar{r}^2 \quad (1.83)$$

$$\frac{dm_n}{d\bar{r}} = \sigma \cdot C_{ya} \cdot \bar{V}_1 \cdot \bar{r}^2 \quad (1.84)$$

$$\frac{dm_p}{d\bar{r}} = \sigma \cdot C_{xp} \cdot \bar{r}^3 \quad (1.85)$$

$$\frac{dm_k}{d\bar{r}} = \frac{dm_n}{d\bar{r}} + \frac{dm_p}{d\bar{r}} \quad (1.86)$$

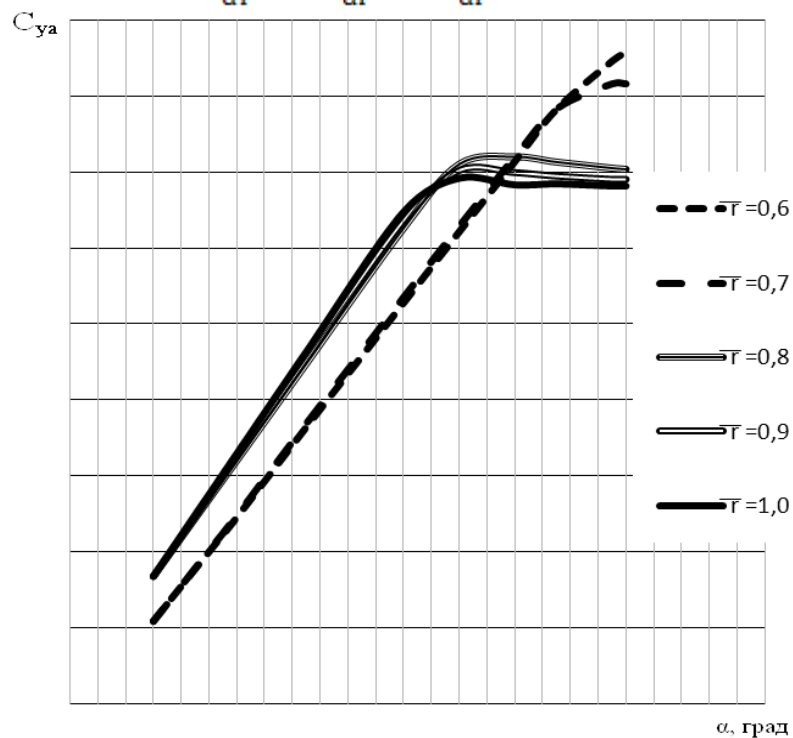


Рисунок 1.9 – Залежність $C_{ya}=f(\alpha)$

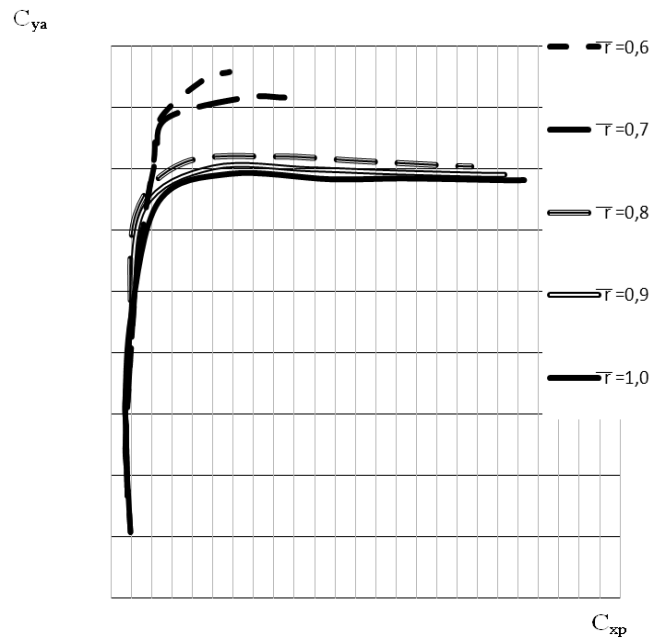


Рисунок 1.10 - Залежність $C_{ya}=f(C_{xp})$

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

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

$$C_T = B \cdot \int_{\bar{r}_0}^1 \frac{dC_T}{d\bar{r}} d\bar{r} \quad (1.87)$$

$$m_{и} = \int_{\bar{r}_0}^1 \frac{dm_{и}}{d\bar{r}} d\bar{r}, \quad (1.88)$$

$$m_p = \int_{\bar{r}_0}^1 \frac{dm_p}{d\bar{r}} d\bar{r} \quad (1.89)$$

де B - коефіцієнт кінцевих втрат:

$$B = 1 - 8 \cdot \frac{C_T^*}{K_T} \quad (1.90)$$

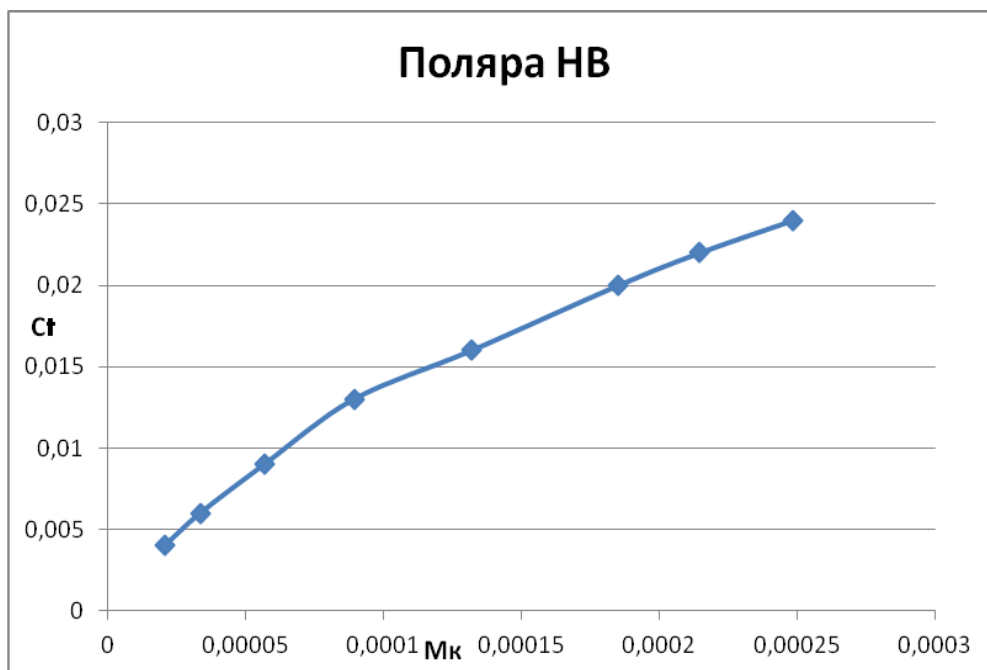


Рисунок 1.11 – Графік Залежність $C_T=f(m_k)$ – Поляра несучого гвинта.

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

$$\eta_o = \frac{C_T^{3/2}}{2 \cdot m_k} \quad (1.91)$$

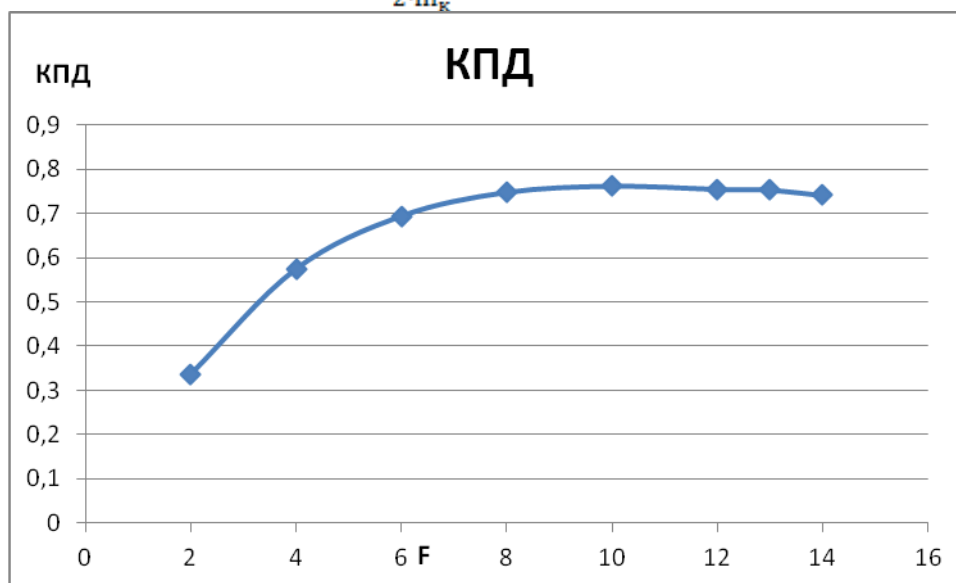


Рисунок 1.12 – Графік КПД

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

1.2.1.3 Визначення аеродинамічного опору Гелекоптера на крейсерському режимі

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

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

$$C_{xф} = (C_f \cdot \eta_c \cdot \frac{F_{ф}}{S_{мф}} + \Delta C_{x_ПФ}) \cdot K_{\alpha} + \Sigma \Delta C_{xф} + \frac{\Sigma C_{x_над} S_{M_над}}{S_{мф}} + \Delta C_{x_нер} \quad (1.92)$$

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

η_c - коефіцієнт, що враховує форму фюзеляжу, залежить від подовження фюзеляжу $\lambda_{ф}$.

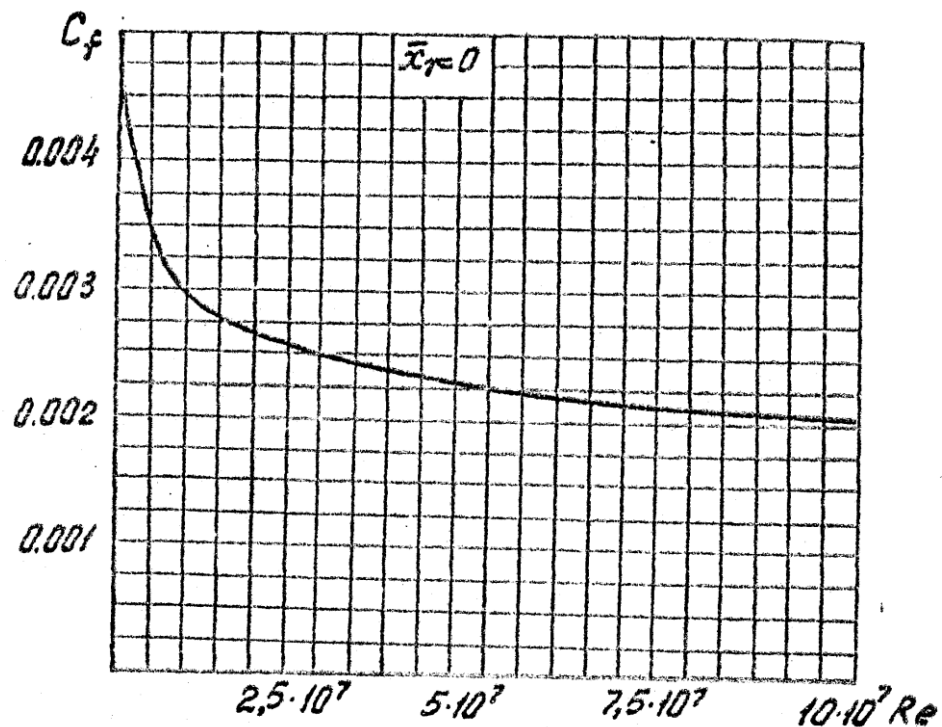


Рисунок 1.13 - C_f - визначається в залежності від числа Рейнольдса

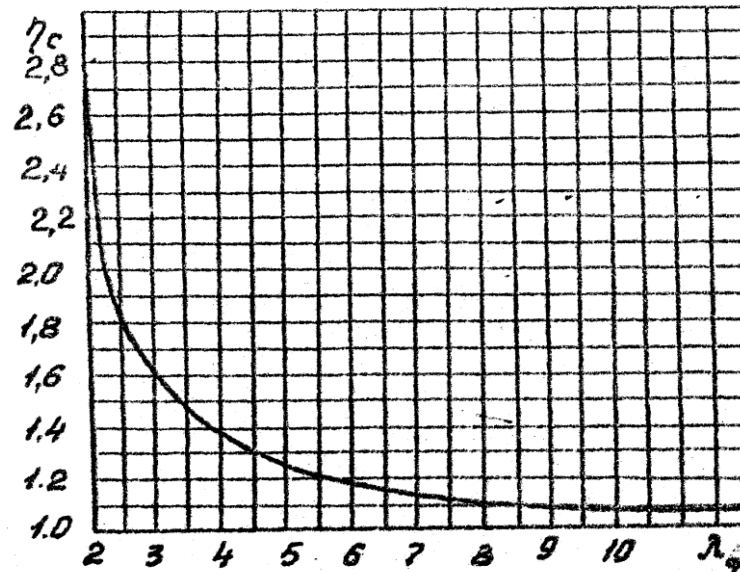


Рисунок 1.14 подовження фюзеляжу

$$\lambda_{\phi} = \frac{L_{\phi}}{\sqrt{\frac{4S_{\text{мф}}}{\pi}}} = 2,4521 \quad (1.93)$$

Площину бічної поверхні фюзеляжу обчислюємо:

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

Приймаємо для прямокутної форми фюзеляжу $\Delta C_{x_{\text{Пф}}} = 0,0065$

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

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

При одночасно обліку двох факторів сумарне K_{α} рівне:

$$K_{\alpha} = K_{\alpha 1} \frac{K_{\alpha 2}}{K_{\alpha 3}} = 1 \quad (1.94)$$

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

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

Після підстановки всіх значень отримуємо сумарний опір фюзеляжу:

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

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

$$C_{x_{\text{х.б}}} = (C_f + \Delta C_f) \cdot \frac{F_{\text{х.б}}}{S_{\text{мф}}} \quad (1.95)$$

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

$L_{\text{х.б}}$ - довжина хвостової балки;

ΔC_f - додатковий коефіцієнт тертя за рахунок неврахованих елементів хвостової балки, приймаємо рівним 0,00252;

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

$$C_{x_{x.б}} = 0,00702$$

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

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

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

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

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

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

$$C_{x_{рв}} S_{рв} = \frac{0,3 \cdot \mu_{рв} \cdot T_{рв}}{\frac{\rho V^2}{2}} = 0,05799 \quad (1.96)$$

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

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

Розраховані коефіцієнти і значення $C_{xa} S$ занесені в таблицю Б4 додаток Б.

На підставі зведення опорів коефіцієнт опору Гелекоптера обчислюється за формулою:

$$C_{xa} = K_{И} \cdot \sum_i C_{xai} S_i = 0,250067 \quad (1.97)$$

де $K_{И} = 1,15$.

1.2.1.4 Розрахунок льотних характеристик вертольоту методом потужностей

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

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

Для повної потужності можна записати:

$$N_{\Pi} = N_p + N_{вр} + N_i + N_g + N_{кин} \quad (1.98)$$

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

$$m_{\Pi} = m_p + m_{вр} + m_i + m_g + m_{кин} \quad (1.99)$$

Визначимо окремі складові m_{Π} .

Определяем коэффициент вредной мощности по формуле:

$$m_{вр} = \frac{\Sigma C_x \cdot S}{F_{ом}} \cdot \bar{V}^3 \quad (1.100)$$

де $\Sigma C_x \cdot S = 1,16$.

Визначаємо коефіцієнт профільної потужності за формулою:

$$m_p = \frac{1}{4} \cdot \sigma \cdot C_{xp0} \cdot K_p (1 + 5 \cdot \mu^2) \quad (1.101)$$

де K_p - коефіцієнт впливу форми лопаті.

Визначаємо коефіцієнт індуктивної потужності за формулою:

$$m_i = \frac{I_v}{\chi} C_T \cdot \bar{v}_{icp} \quad (1.102)$$

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

Для визначення \bar{v}_{icp} :

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

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

$$\text{-обчислюємо } V = \frac{\bar{V}}{v_{iвис}}$$

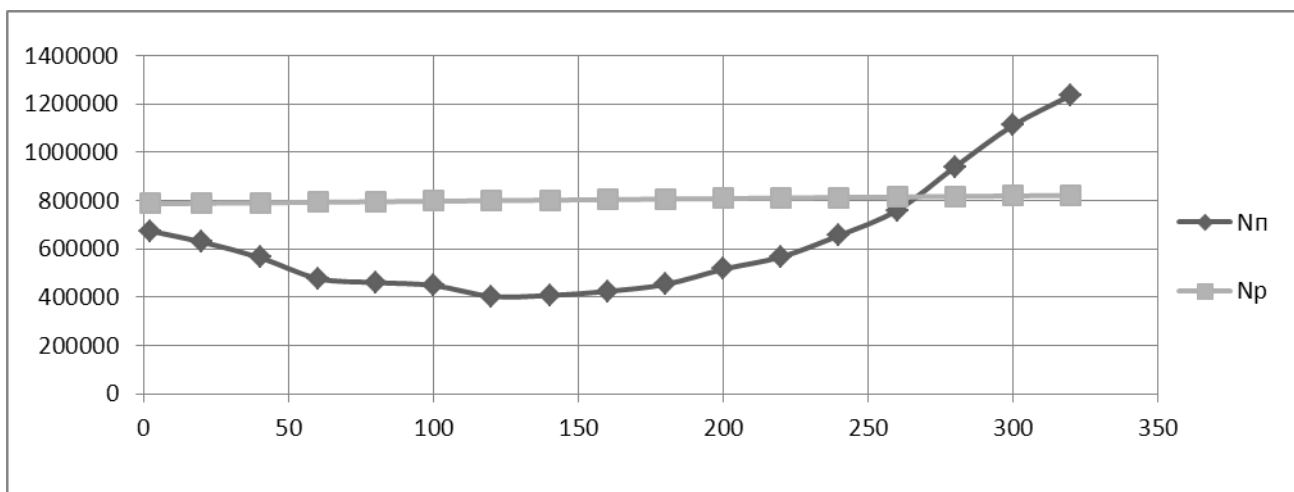
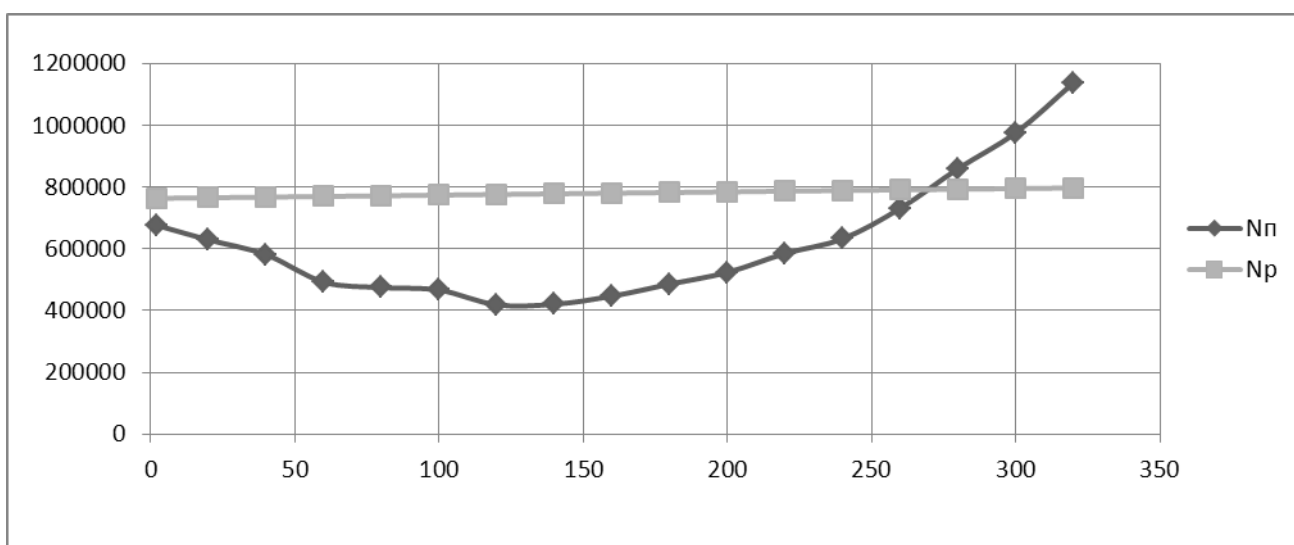
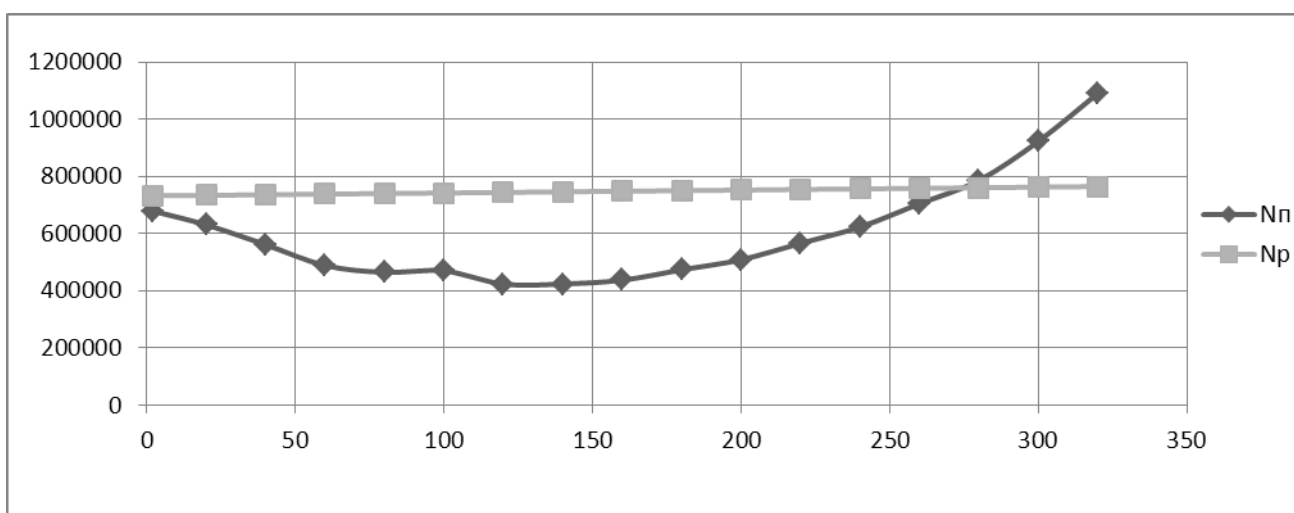
$$\text{-обчислюємо } \bar{v}_{icp} = v_i \cdot \bar{v}_{iвис}$$

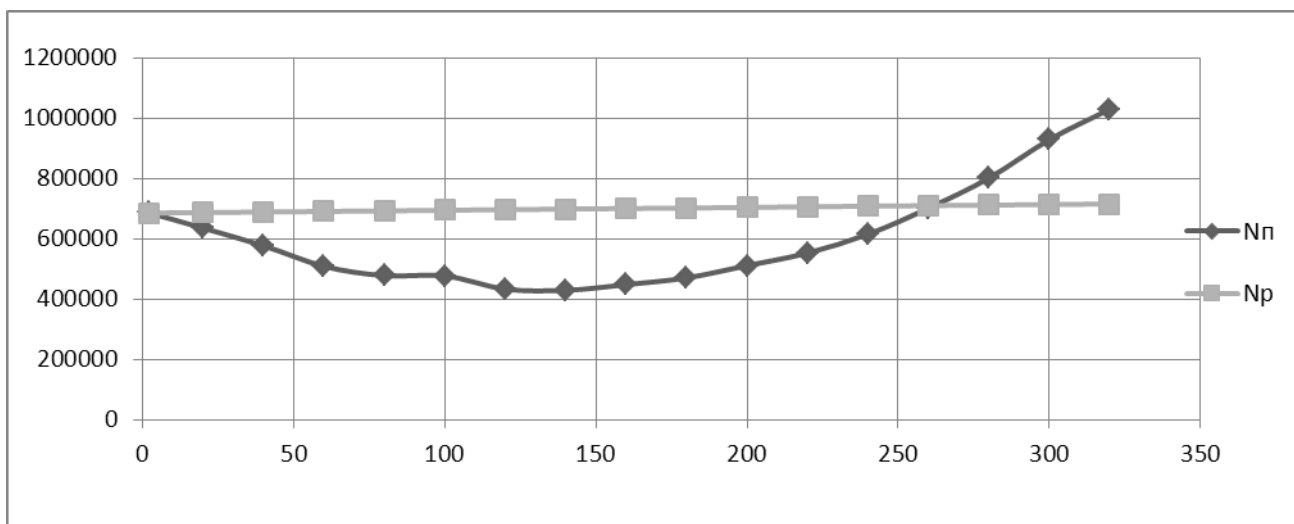
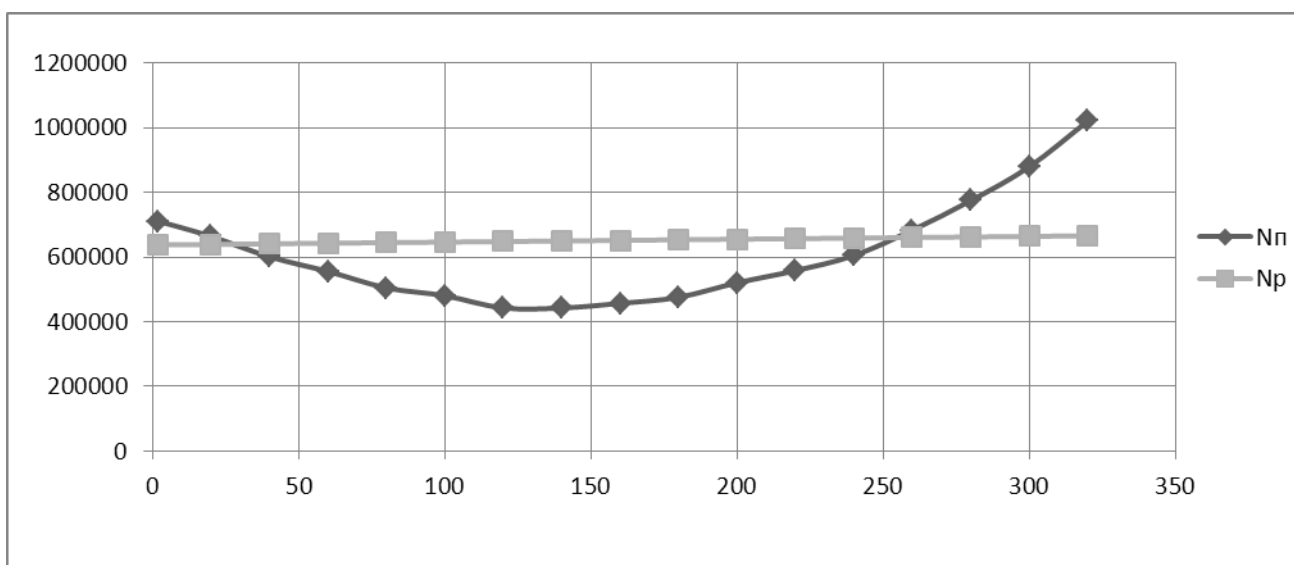
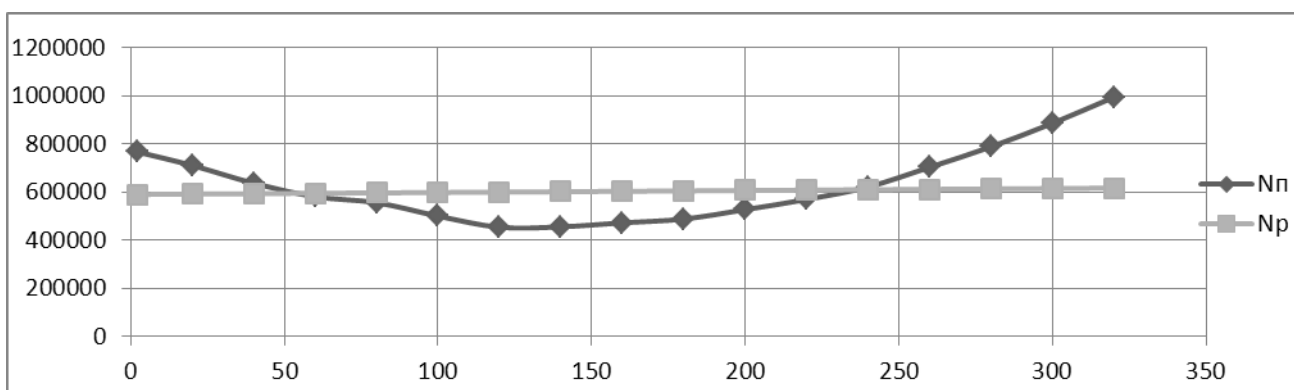
Після обчислення значень m_p , m_i , і $m_{вр}$, $m_g = 0$, $m_{кин} = 0$ визначаємо сумарний коефіцієнт втрат, потім визначаємо потрібну потужність на гвинті:

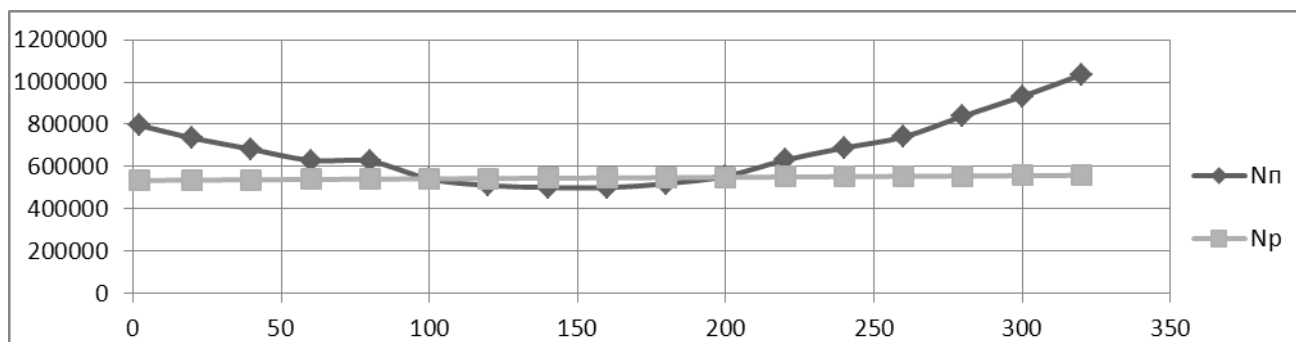
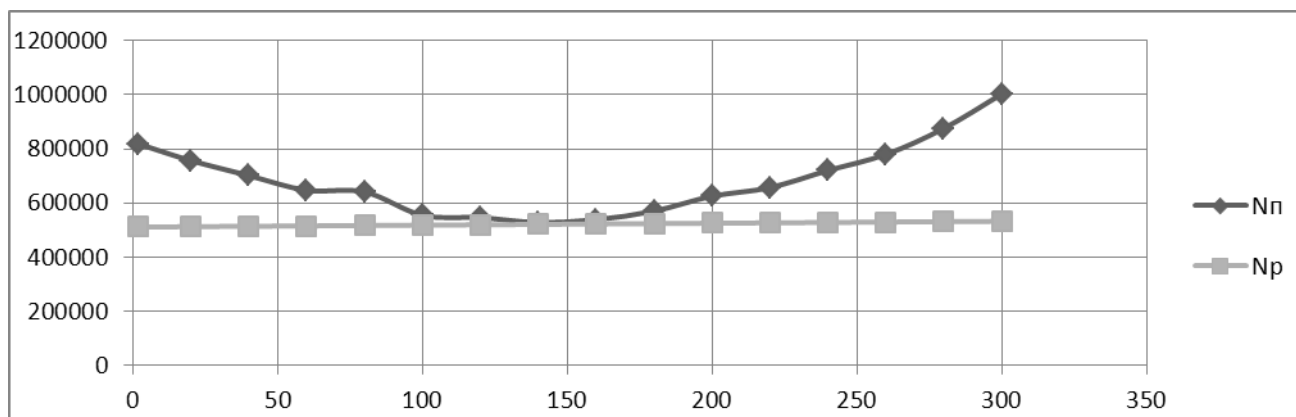
$$N_{\Pi} = m_{\Pi} \cdot \frac{\rho \cdot (\omega R)^3}{2} \cdot F_{ом} \quad (1.103)$$

Наявна потужність:

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

Рисунок 1.15 – Графіки потужностей при $H=0$ Рисунок 1.16 – Графіки потужностей при $H=500$ мРисунок 1.17 – Графіки потужностей при $H=1000$ м

Рисунок 1.18 – Графіки потужностей при $H=2000$ мРисунок 1.19 – Графіки потужностей при $H=3000$ мРисунок 1.20 – Графіки потужностей при $H=4000$ м

Рисунок 1.21 – Графіки потужностей при $H=5000$ мРисунок 1.22 – Графіки потужностей при $H=6000$ м

Для ряду висот (0 м; 500 м, 1000 м ... 6000 м) обчислюємо значення N_{Π} , $N_{расп}$, в залежності від швидкості польоту. Результати обчислень заносимо в таблиці наведені в додатку Б2.

1.2.1.5 Розрахунок допустимих значень висот і швидкостей польоту Гелекоптера

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

$$V_y = \frac{N_{расп} - N_{\Pi}}{mg} \quad (1.104)$$

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

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

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

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

Час підйому Гелекоптера з висоти H_1 до висоти H_2 :

$$t_{min} = \int_{H_1}^{H_2} \frac{dH}{V_y} = \Delta H \sum_{i=1}^n \frac{1}{V_y} \quad (1.105)$$

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

$$V_{ymax} = \frac{(N_{расп} - N_{\Pi})_{max}}{mg} \quad (1.106)$$

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

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

$$t_{min} = \int_0^{H_{дин.пр}} \frac{dH}{V_{ymax}} = \Delta H \sum \frac{1}{V_{ymaxi}} \quad (1.107)$$

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

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

c_{yamax} - береться для $\bar{r} = 0,7$. По графіку $\tilde{C}_{Tкр} = f(M)$ знаходимо μ .

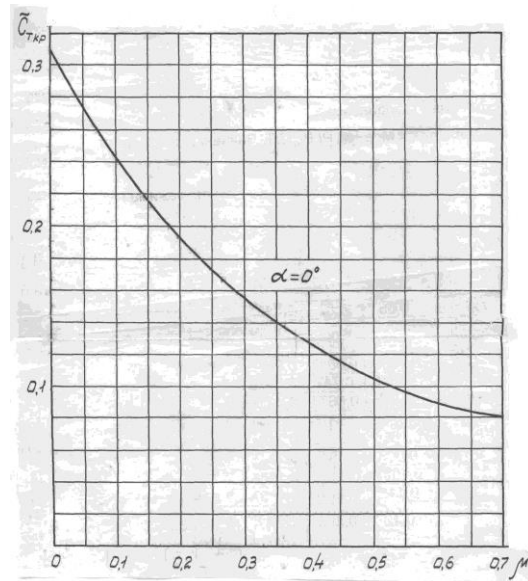


Рисунок 1.23 - Залежність $\tilde{C}_{Tкр}$ від режиму польоту.

$$V_{гнкр} = \frac{\mu}{\cos \alpha_3} \omega R \quad (1.139)$$

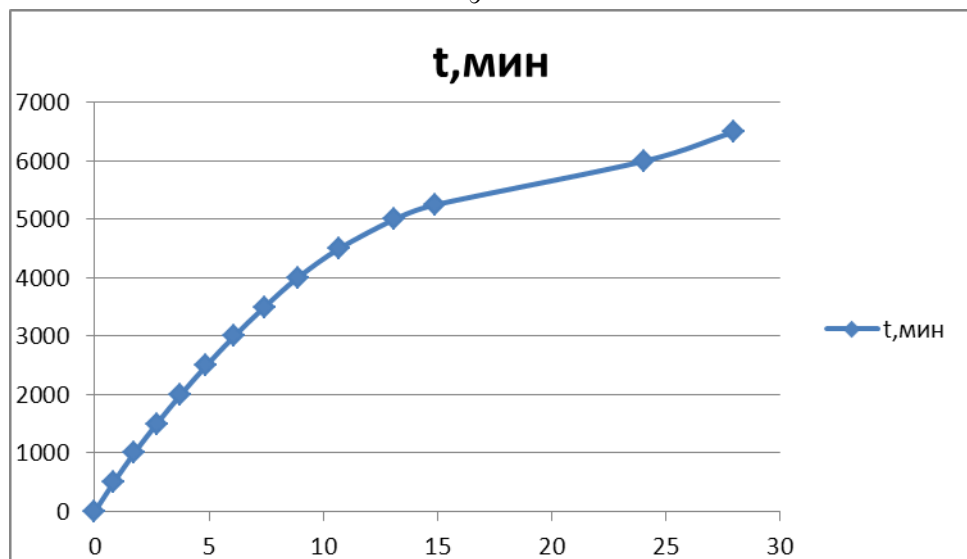


Рисунок 1.24 - Барограмма подъема с горизонтальной составляющей скорости.

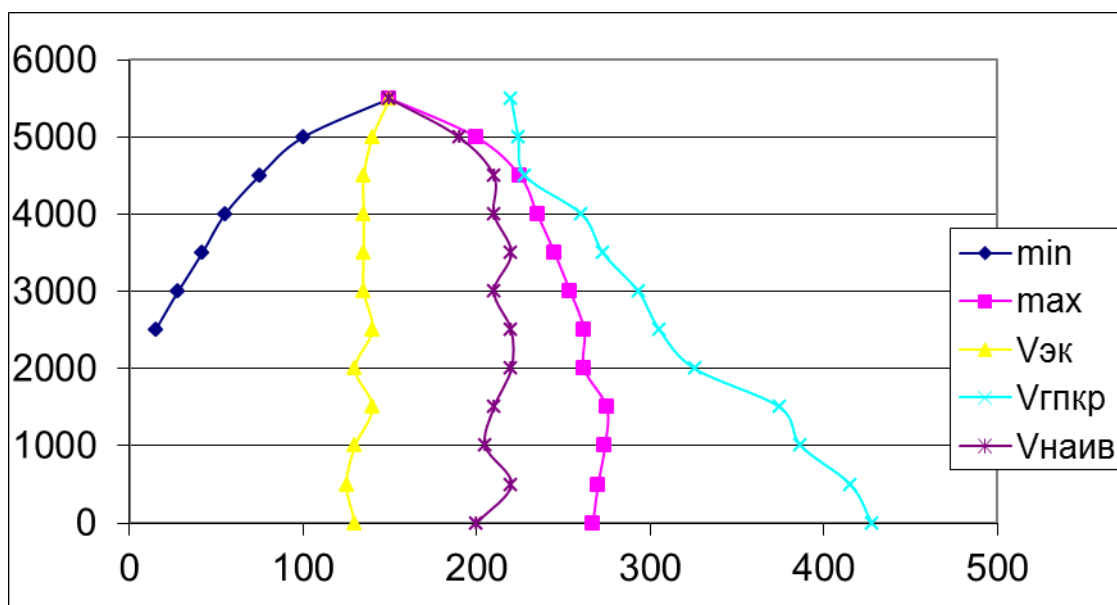


Рисунок 1.25 - Паспорт Гелекоптера

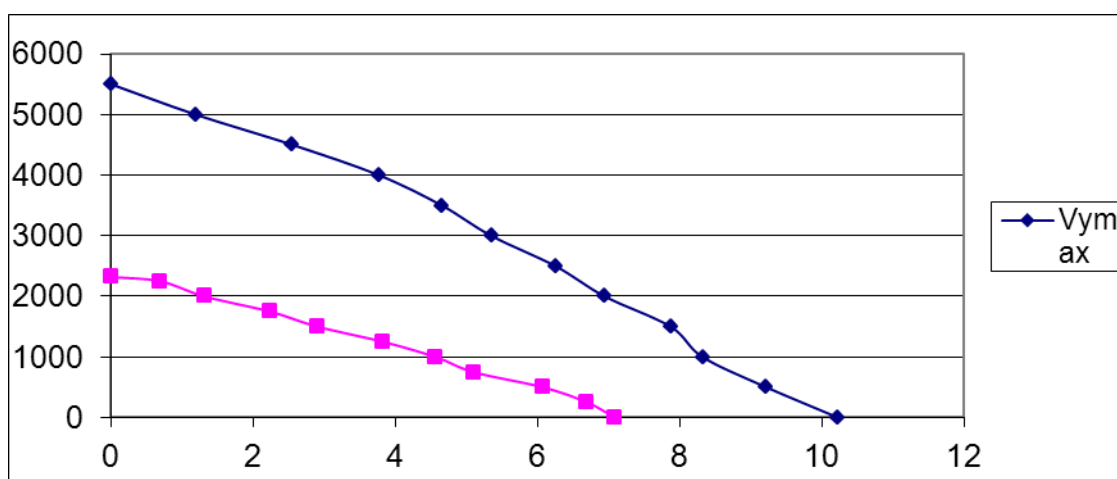


Рисунок 1.26 - Графіки швидкості підйому для осового режиму і режиму горизонтального польоту

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

Дані розрахунки в представлені в додатку Б.

1.2.2 Вплив проектних параметрів Гелекоптера на його аеродинамічні і масові характеристики

Теоретично мінімальна $V_{мін}$ і максимальна $V_{макс}$ швидкості горизонтального польоту обмежені величиною наявної потужності силової установки. На швидкостях, де потрібна потужність більше наявної горизонтальний політ Гелекоптера неможливий. Інтервал швидкості від мінімальної до максимальної називається діапазоном швидкостей горизонтального польоту на заданій висоті. Чим більшою наявною потужністю володіє силова установка

Гелекоптера, тим більш широкий діапазон швидкостей сталого горизонтального польоту. При зміні польотної ваги, висоти польоту, температури зовнішнього повітря змінюються аеродинамічні сили, що діють на планер, порушується співвідношення між потрібною і наявною потужністю, а відповідно, змінюються і льотні характеристики Гелекоптера.

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

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

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

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

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

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

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

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

1.3 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання лопаті несучого гвинта Гелекоптера, який проектується

1.3.1 Розробка майстер - геометрії лопаті несучого гвинта

На вертольоті який проектується застосовується лопать з склопластику СК-5-211Б.

Лопать складається з лонжерону, хвостовика, обшивки верхньої та нижньої, протизамерзаючої системи, балансувального вантажу та протифлаторного вантажу, закінцівки лопаті.

За допомогою клеєвого з'єднання відбувається кріплення лонжерона з хвостовиком та обшивкою.

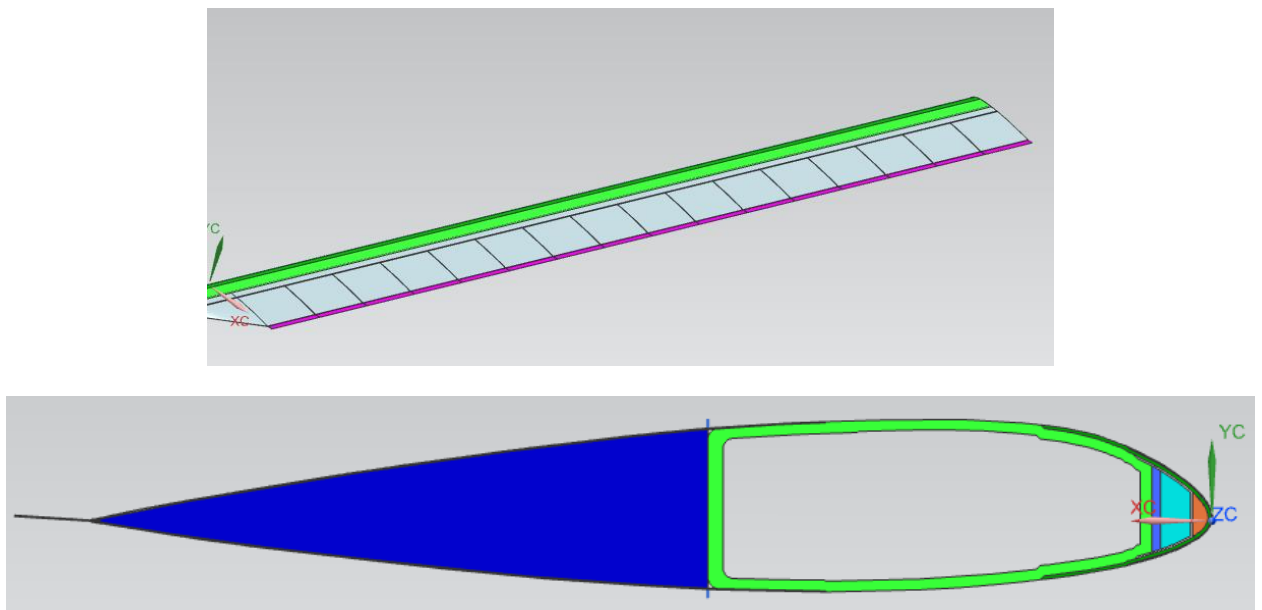


Рисунок 1.27 - «Майстер-геометрія лопаті несучого гвинта проектуемого вертольоту»

1.3.2 Геометричні дані лопаті несучого гвинта

Обрана лопать прямокутної форми в плані з хордою $b = 0,525$ м, радіусом $R = 9,4$ м. У перетинах застосований профіль: НАСА 23012.

Для визначення повітряних навантажень необхідні такі вихідні дані:

$m_0 = 11100$ кг – злітна маса Гелекоптера;

$V_H = 280$ км/год = $77,8 \frac{м}{с}$ – швидкість польоту біля землі;

$\omega_H = 52 \frac{1}{с}$ – кутова швидкість обертання НВ;

$\mu = 0.303$ – коефіцієнт режиму роботи НВ;

$\lambda=0.0528$ -коефіцієнт протікання;
 $k_{л} = 2$ – кількість лопатей;
 $\varphi_{0,7} = 0.095$ рад. – кут загального кроку;
 $\Delta\varphi = 0.08$ рад. – кут крутки лопаті;
 $n = 1.95$ - розрахункова перевантаження.

1.3.3 Розрахунок повітряних, масових та інерційних навантажень на лопать несучого гвинта

Розрахунок робимо для $\psi = 0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, 135^\circ, 180^\circ, 225^\circ, 270^\circ, 315^\circ, 360^\circ$, кутів азимута.

Для визначення погонного повітряного навантаження скористаємося формулою:

$$q_{\text{в}} = \frac{G \cdot n}{k_{л} \cdot R} (\bar{\Gamma}_{\text{пл}} + \Delta\varphi \cdot \bar{\Gamma}_{\text{з}}) \quad (1.108)$$

де $\bar{\Gamma}_{\text{пл}}$ и $\bar{\Gamma}_{\text{з}}$ – коефіцієнт, що характеризує розподіл погонного навантаження уздовж незакрученої лопаті і коефіцієнт враховує вплив крутки на розподіл навантаження.

$$\bar{\Gamma}_{\text{пл}} = 4\bar{r} \cdot \frac{1+\mu^2}{1+1.2\mu^2} \bar{b} \cdot \frac{(\bar{r} + \mu \sin \psi)^2}{1 + \frac{8}{3}\mu \sin \psi + 2\mu^2 (\sin \psi)^2} \quad (1.109)$$

$$\bar{\Gamma}_{\text{з}} = - \frac{3C_{y_{00}}^{\alpha}(\bar{r}-0,7)}{(1+1,2\mu^2)C_{y_{0,7}}} \bar{b} \cdot (\bar{r} + \mu \sin \psi)^2 \quad (1.110)$$

где \bar{r} – відносний радіус ділянки; \bar{b} – відносна хорда розглянутої ділянки. Лопать розбиваємо на 10 ділянок.

Вага лопаті створює інерційне навантаження, яка визначається так:

$$q_{\text{м}} = q_{\text{л}} \cdot n \quad (1.111)$$

$$q_{\text{л}} = \frac{G_{\text{л}} b}{s}, \frac{\text{кг}}{\text{м}} \quad (1.112)$$

Так як НГ обертається, то з'являється відцентрова сила N , яку розкладаємо уздовж осей X і Y на дві складові q_{N_x} і q_{N_y} .

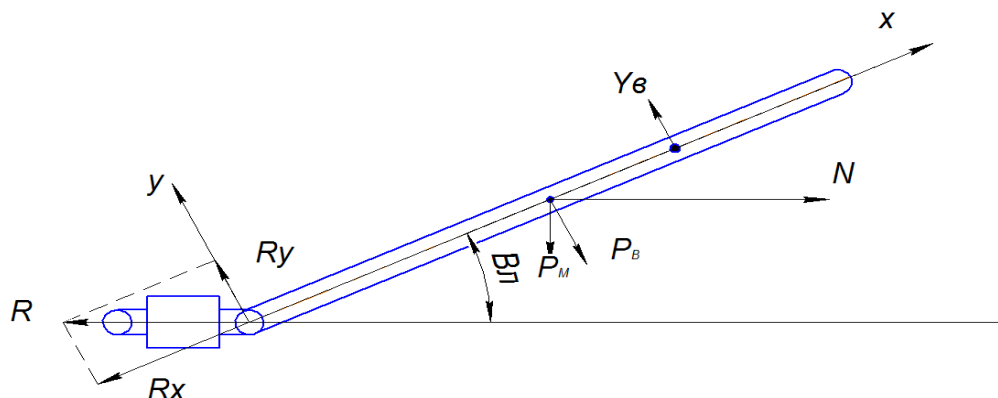


Рисунок 1.28 – Сили діючі на лопать.

Ці складові визначимо так:

$$q_{Nx} = f \frac{a_1}{g} \omega^2 r \cos \beta_{\text{л}} \quad (1.145)$$

$$q_{Ny} = f \frac{a_1}{g} \omega_{\text{НВ}}^2 r \sin \beta_{\text{л}} \quad (1.113)$$

де $f = 2$ - коефіцієнт безпеки; $\omega = 1.25\omega_{\text{НВ}}$; $\beta_{\text{л}}$ - кут помаху лопаті:

$$\beta_{\text{л}} = a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi$$

де a_0 - середній кут конусності не залежить від азимутального положення лопаті;

a_1, b_1 - коефіцієнти, що враховують відхилення осі конуса НГ при косій обдубці (коефіцієнти махового руху).

$$a_0 = \gamma_0 \left[\frac{1}{4} \varphi_{0,7} (1 + \mu^2) + \frac{\lambda}{3} \right] \quad (1.114)$$

де γ_0 - масова характеристика лопаті; λ - коефіцієнт протікання;

$$\gamma_0 = \frac{C_y^\alpha \rho_0 b_{0,7} R^4}{2 i_{\text{ГШ}}^2 m_{\text{л}}} \quad (1.115)$$

де $C_y^\alpha = 5,73$ - похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки профілю лопаті; $\rho_0 = 1,225 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ - щільності повітря на висоті 0 км;

$b_{0,7} = 0,302$ м - хорда лопаті на відносному радіусі 0,7;

$i_{\text{ГШ}} = 2,747$ м - радіус інерції лопаті; $m_{\text{л}} = 18$ кг - маса лопаті.

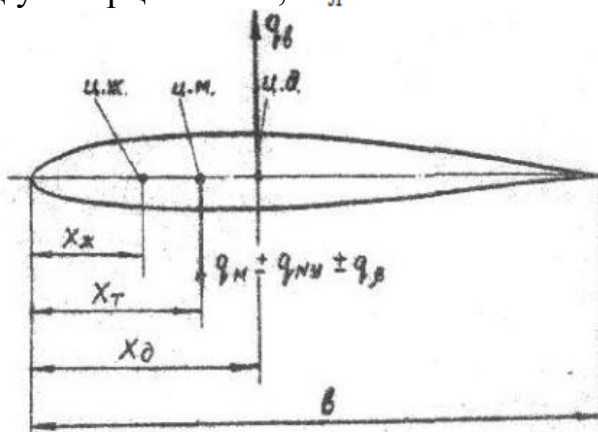


Рисунок 1.29 - Місця докладання погонних навантажень

Коефіцієнти махового руху лопаті без урахування компенсації помаху обчислимо так:

$$a_1 = \frac{2\mu}{1-0,5\mu^2} \left(\frac{4}{3} \varphi_{0,7} + \lambda \right) \quad (1.116)$$

$$b_1 = \frac{4\mu a_0}{3(1+0,5\mu^2)} \quad (1.117)$$

$$\gamma_0 = \frac{5,73 \cdot 1,225 \cdot 0,302 \cdot 4,76^4}{2 \cdot 2,747^2 \cdot 18} = 4,007$$

$$a_0 = 4,007 \left[\frac{1}{4} 0,095 \cdot (1 + 0,303^2) + \frac{-0,0528}{3} \right] = 0,111$$

$$a_1 = \frac{2 \cdot 0,303}{1 - 0,5 \cdot 0,303^2} \left(\frac{4}{3} 0,095 - 0,0528 \right) = 0,084$$

$$b_1 = \frac{4 \cdot 0.303 \cdot 0.111}{3(1 + 0.5 \cdot 0.303^2)} = 0.043$$

$$\beta_{л} = 0.111 - 0.084 \cos 270^\circ - 0.043 \sin 270^\circ = 0.154 \text{ рад.}$$

Під час махового руху з'являється навантаження викликане прискоренням під час помаху, визначається так:

$$q_{\beta} = \mp f \frac{q_{л}}{g} \ddot{\beta}_{л} r \quad (1.118)$$

де $\ddot{\beta}_{л}$ – кутове прискорення махових рухів, яке знаходиться шляхом диференціювання за часом, що дає:

$$\ddot{\beta}_{л} = (a_1 \cos \psi + b_1 \sin \psi) \omega_{н}^2 \quad (1.119)$$

$$\ddot{\beta}_{л} = (0.084 \cdot \cos 270^\circ + 0.043 \cdot \sin 270^\circ) \cdot 54^2 = -124.8 \text{ м/с}^2$$

Знаючи погонні навантаження, знайдемо сумарну погонну навантаження так:

$$q_y = q_{в} - q_{м} - q_{N2} + q_{\beta} \quad (1.120)$$

Так само визначимо погонний крутний момент:

$$m_k = q_{в} \cdot (X_{д} - X_{ж}) - (q_{м} - q_{N2} + q_{\beta})(X_{т} - X_{ж}) \quad (1.121)$$

Результати обчислення навантажень зведемо в таблицю 1.4.

«Результати розрахунку навантажень на лопать НВ»

Таблиця 1.4 - Розрахунок погонних навантажень

\bar{r}	1	0,9	0,8	0,7	0,6	0,5	0,4	0,3	0,2	0,1
$\bar{\Gamma}_{пл}$	0	0.41	0,021	0	0,041	0,207	0,559	1,16	2,071	3.355
$\bar{\Gamma}_{з}$	1,777	0.677	0,141	0	0,085	0,226	0,254	0	-0,705	-2,031
$q_{в}, \text{кН/м}$	19,39	13,33	8,75	5,45	2,99	1,33	0,425	0,0400	0,0337	0,021
$q_{Nж}, \text{кН/м}$	146,14	131,5	116,9	102,3	87,6	73	58,4	457	32	17,64
$q_{Ny}, \text{кН/м}$	-12,99	-11,55	-10,3	-9,089	-7,79	-6,49	-5,19	-4,07	-2,85	-1,568
$q_{\beta}, \text{кН/м}$	3,19	2,87	2,55	2,27	1,91	1,593	1,274	0,998	0,699	0,385
$q_{м}, \text{кН/м}$	329,802	329,802	329,802	329,802	329,802	329,802	329,802	329,802	329,802	329,802
$q_y, \text{кН/м}$	9,27	4,33	0,717	-1,753	-3,21	-3,83	-3,76	-3,31	-2,41	-1,501
$m_k, \text{кНм}$	0,346	0,207	0,103	0,0285	-0,0196	-0,0459	-0,0542	-0,0512	-0,0372	-0,0234

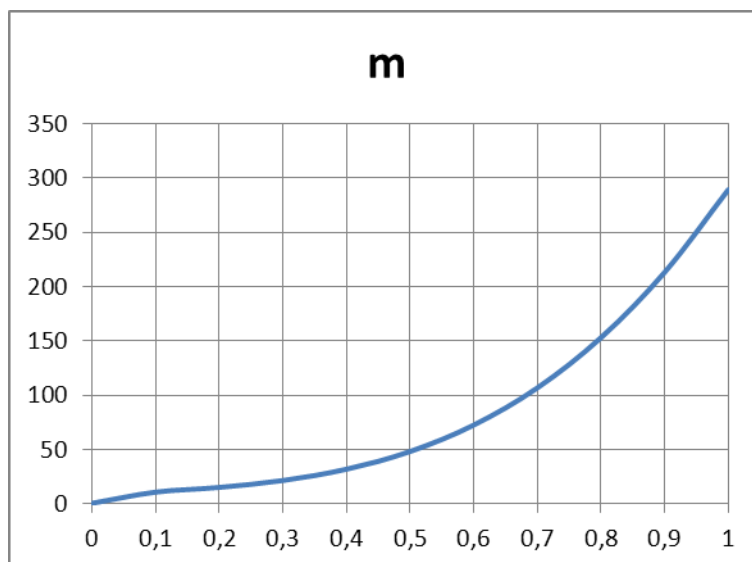


Рисунок 1.30 - Епюра погонного моменту лопаті НВ

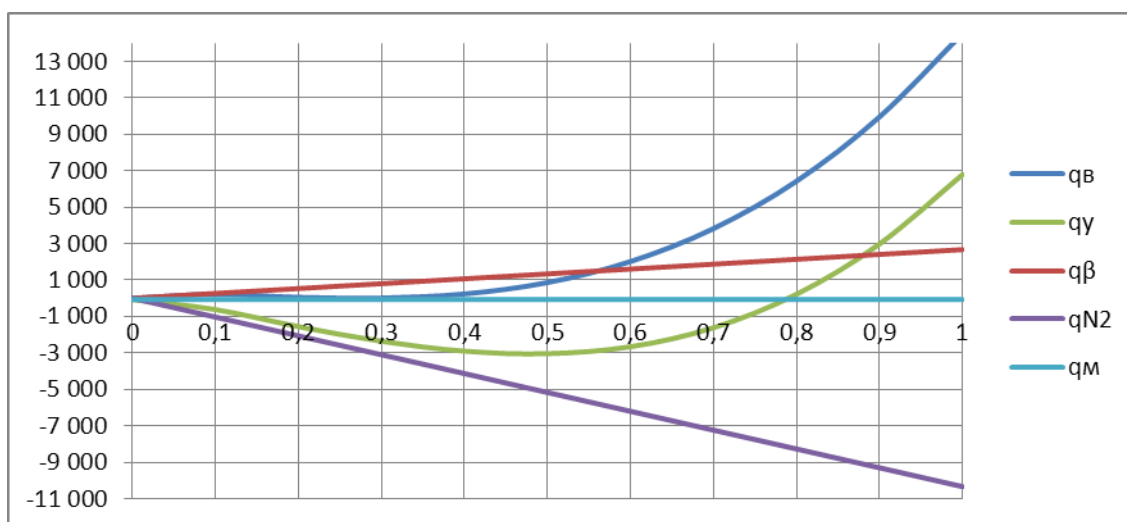


Рисунок 1.31 - Епюра погонних навантажень лопаті НВ

1.3.4 Побудова епюр поздовжніх і поперечних сил, згинальних і крутять моментів в лопаті НВ

При побудові епюр внутрішніх силових факторів лопать розглядаємо як жорсткий стержень, що знаходиться в стані миттєвого рівноваги під дією навантажень в площині тяги і реакції горизонтального шарніра.

Від сумарної поперечного навантаження в загальному випадку виникають поперечна сила Q , вигинає момент M , крутний момент $M_{кр}$ і нормальна сила N_x .

$$\Delta Q_i = \frac{q_{y,i} + q_{y,i+1}}{2} \cdot \Delta r_i \quad (1.122)$$

Сила Q знаходиться так:

$$Q = \sum \Delta Q_i \quad (1.123)$$

Аналогічно вигинає момент, поздовжня сила, що розтягує і крутний момент.

$$\Delta M_i = \frac{Q_{y,i} + Q_{y,i-1}}{2} \cdot \Delta r_i \quad (1.124)$$

$$M = \sum \Delta M_i \quad (1.125)$$

$$\Delta N_{xi} = \frac{q_{Nx,i} + q_{Nx,i+1}}{2} \cdot \Delta r_i \quad (1.126)$$

$$N_x = \sum \Delta N_x \quad (1.127)$$

$$\Delta M_{kpi} = \frac{m_i + m_{i+1}}{2} \cdot \Delta r_i \quad (1.128)$$

Таблиця 1.5 - Результати розрахунку навантажень на лопать НВ

\bar{r}	1	0,9	0,8	0,7	0,6	0,5	0,4	0,3	0,2	0,1
$\Delta r, \text{м}$	-	1,062	1,062	1,062	1,062	1,062	1,062	1,062	1,062	1,062
$\Delta Q_i, \text{кН}$	0	7,24	2,69	-0,552	-2,64	-3,75	-4,04	-3,76	-3,05	-2,08
$Q, \text{кН}$	0	7,24	9,93	9,38	6,74	2,99	-1,05	-4,81	-7,86	-9,9
$\Delta M_i, \text{кНм}$	0	3,86	9,14	10,28	8,58	5,18	1,03	-3,12	-6,75	-9,48
$M, \text{кНм}$	0	3,86	13,23	23,3	31,86	37,04	38,07	34,95	28,2	10,72
$\Delta N_{xi}, \text{кН}$	0	147,8	132,3	116,7	101,1	85,5	70,23	55,5	41,4	26,4
$N_{xi}, \text{кН}$	0	147,8	280,1	396,8	497,9	583,4	653,4	708,9	750,3	776,7
$\Delta M_{кр}, \text{кНм}$	0	0,295	0,165	0,07	0,0047	-0,035	-0,0533	-0,0560	-0,0470	-0,0323
$M_{кр}, \text{кНм}$	0	0,295	0,47	0,53	0,535	0,5	0,447	0,391	0,344	0,311

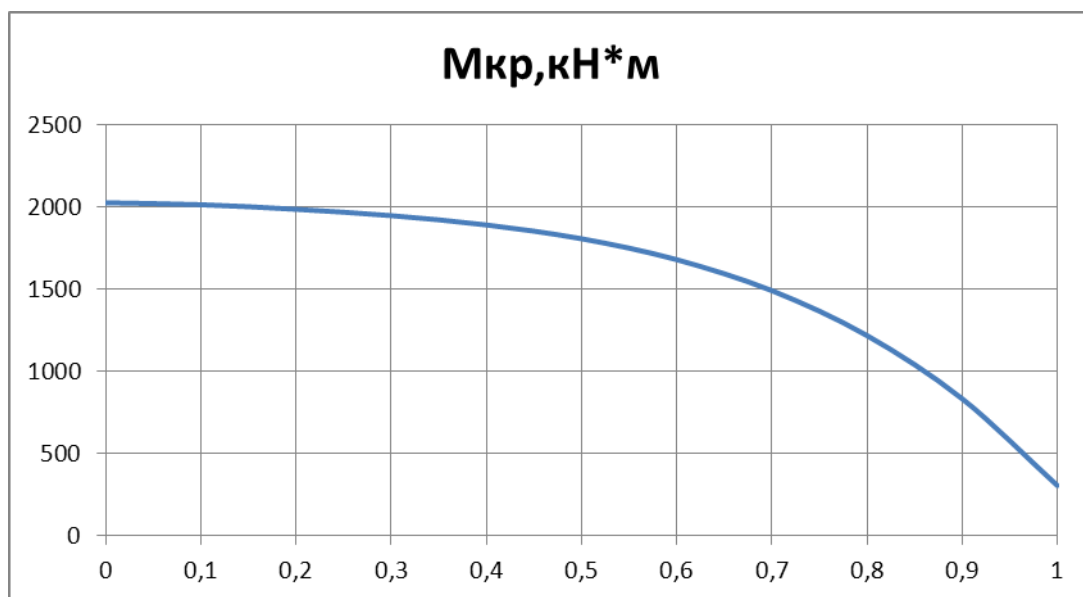


Рисунок 1.32 - Епюра крутного моменту лопаті НВ

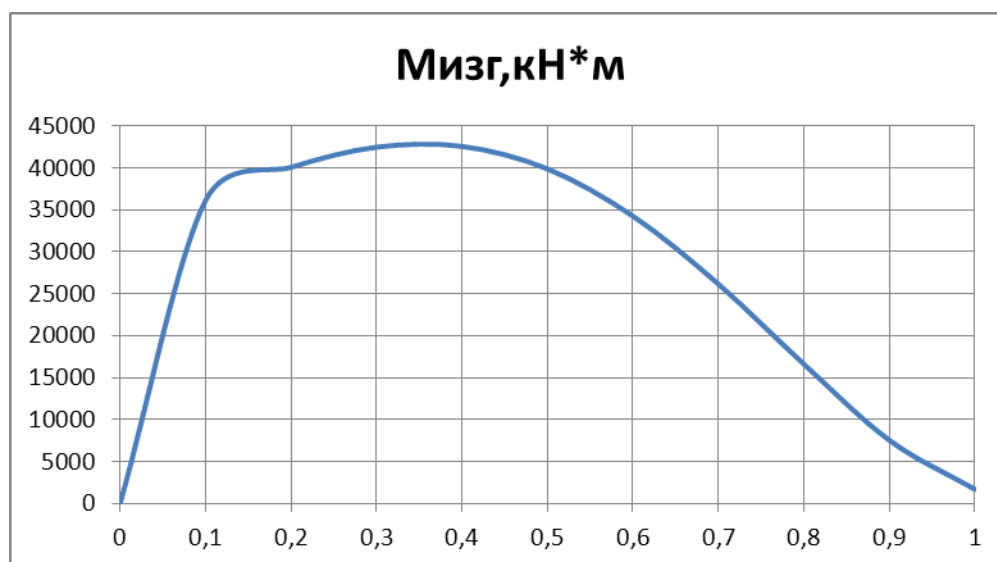


Рисунок 1.33 - Епюра згинальних моментів лопаті НВ

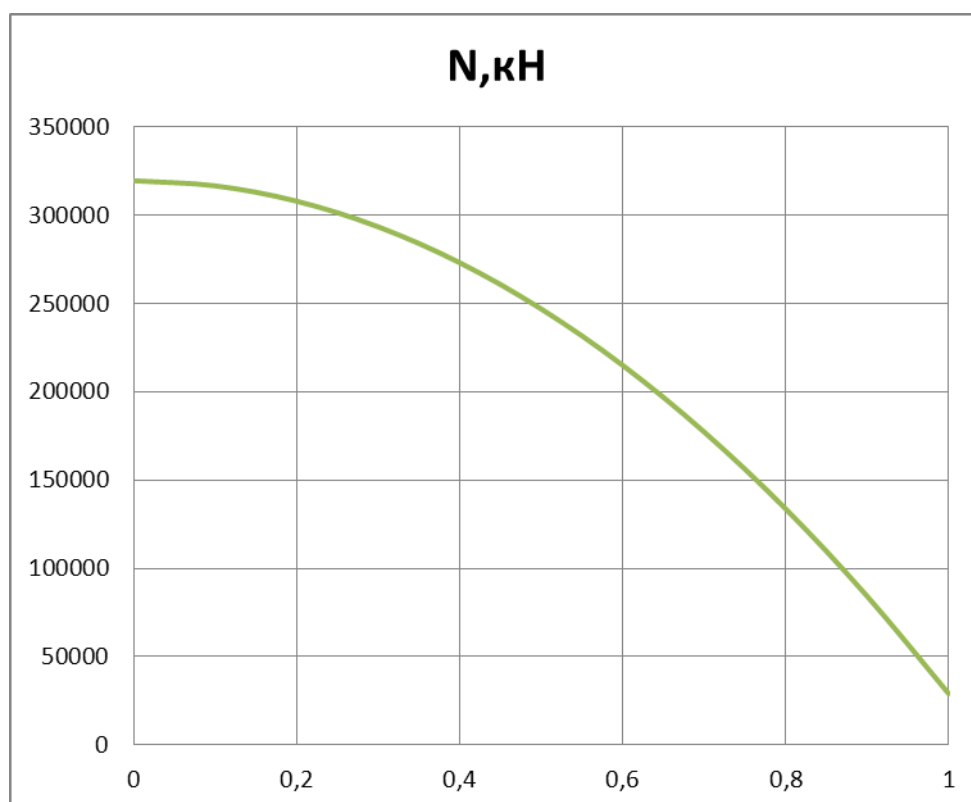


Рисунок 1.34 - «Епюра осьової сили лопаті НВ»

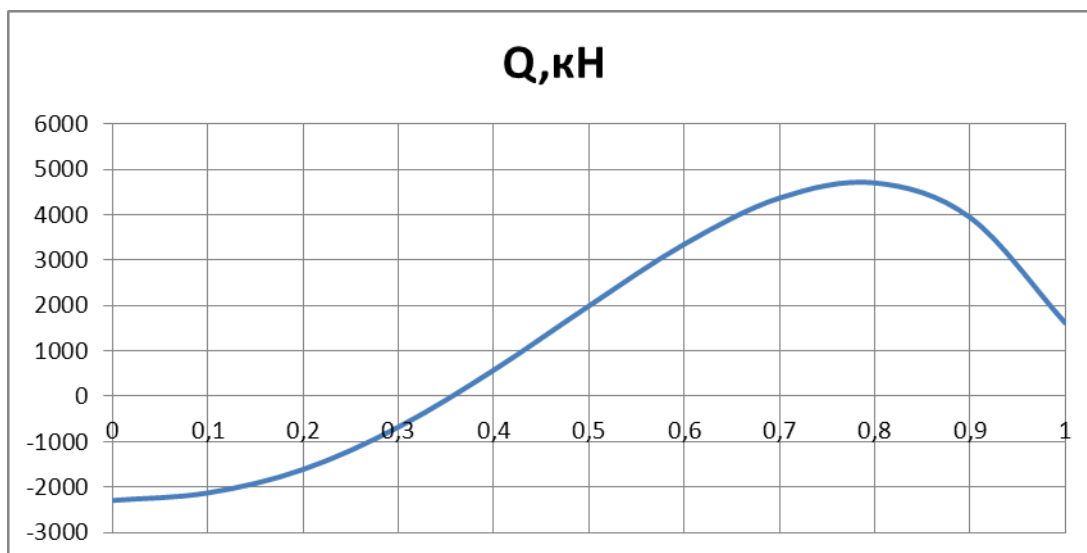


Рисунок 1.35 - Епюра поперечних навантажень лопаті НВ

Результати епюр для кутів $\psi=0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, 135^\circ, 180^\circ, 225^\circ, 270^\circ, 315^\circ, 360^\circ$, наведені в додатку Б.

1.3.5. Перевірка достовірності розрахунку за розрахунком аеродинамічних характеристик і тяги НВ

Розрахунок виконаний по [2]:

Таблиця 1.6 - Перший варіант розташування лопатей

$\psi=0^\circ$	Ул	$\psi=180^\circ$	Ул
	0	0	0
1	14,176724	1	14,17672
2	61,513445	2	61,51345
3	149,21998	3	149,22
4	284,50616	4	284,5062
5	474,5818	5	474,5818
6	726,65672	6	726,6567
7	1047,9407	7	1047,941
8	1445,6437	8	1445,644
9	1926,9754	9	1926,975
10	2499,1457	10	2499,146
Σ Улоп.	8630,3603	Σ Улоп.	8630,36
Σ У	17260,721		

Проведемо перевірочний розрахунок

$$P = x_a$$

$$x_a = (\sum c_x S) \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \quad (1.129)$$

$$\sum c_x S = c_1 \cdot m_0 \cdot c_2 \quad (1.130)$$

$$c_1 = 0,018; c_2 = 0,57$$

$$\sum c_x S = 0,018 \cdot 1580^{0,57} = 1,20$$

$$x_a = 1,20 \cdot \frac{1,226 \cdot 77,77^2}{2} = 4439,4$$

$$P = 4439,4 \text{ Н}$$

$$\sin \vartheta = P/T_{\text{НВ}}$$

$$\sin \vartheta = \frac{4439,4}{17260,72} = 0,2572$$

$$\arcsin(0.2572) = \vartheta = 14,73$$

$$\cos(14,73) = 0,96711$$

$$Y_{\text{НВ}} = T_{\text{НВ}} \cdot \cos(14,73) = 17260,72 \cdot 0,96711 = 16693 \text{ Н}$$

$$\frac{Y_{\text{НВ}}}{k_T} = \frac{16693}{1,05} = 15898,1$$

$$\delta = \frac{Y_{\text{НВ}} - T_{\text{НВ}}}{T_{\text{НВ}}} \cdot 100\% = \frac{15898,1 - 17260,72}{17260,72} \cdot 100\% = -7,8\%$$

Похибка розрахунків становить 7,8%. Це допустима похибка на даному етапі проектування.

Таблиця 1.7 - Другий варіант розташування лопатей.

$\psi=90^{\circ}$	Ул	$\psi=270^{\circ}$	Ул
0	0	0	0
1	174,8611	1	53,0259
2	277,2915	2	11,64877
3	400,7273	3	2,569461
4	543,8678	4	57,75198
5	705,4122	5	209,1603
6	884,0597	6	488,7584
7	1078,509	7	928,5104
8	1287,461	8	1560,38
9	1509,613	9	2416,332
10	1743,665	10	3528,329
Σ Улоп.	8605,469	Σ Улоп.	9256,466
Σ У	17861,93		

Проведемо перевірочний розрахунок:

$$P = x_a$$

$$x_a = (\sum c_x S) \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}$$

$$\sum c_x S = c_1 \cdot m_0^{c_2}$$

$$c_1 = 0,018; c_2 = 0,57$$

$$\sum c_x S = 0,018 \cdot 1580^{0,57} = 1,20$$

$$x_a = 1,20 \cdot \frac{1,226 \cdot 77,77^2}{2} = 4439,4$$

$$P = 4439,4 \text{ Н}$$

$$\sin \vartheta = P/T_{\text{НВ}}$$

$$\sin \vartheta = \frac{4439,4}{17861,9} = 0,24854$$

$$\arcsin(0.24854) = \vartheta = 14,24$$

$$\cos(14,24) = 0,96927$$

$$Y_{\text{НВ}} = T_{\text{НВ}} \cdot \cos(14,24) = 17861,9 \cdot 0,96924 = 17313,08 \text{ Н}$$

$$\frac{Y_{\text{НВ}}}{k_{\tau}} = \frac{17313,04}{1,05} = 16488,65$$

$$\delta = \frac{Y_{\text{НВ}} - T_{\text{НВ}}}{T_{\text{НВ}}} \cdot 100\% = \frac{17313,04 - 17861,9}{17861,9} \cdot 100\% = -7,6\%$$

Похибка розрахунків становить 7,6%. Це допустима похибка на даному етапі проектування.

1.3.6 Вибір матеріалів для конструкції лонжерону лопаті несучого гвинта

Матеріал, застосовуваний для виготовлення силових елементів несучого гвинта, повинен забезпечувати мінімальну масу конструкції при достатній міцності, ресурсі і можливо більшій жорсткості, допускати застосування сучасних високопродуктивних технологій, бути зручним при ремонті і, по можливості, недорогим.

В 21 столітті перевагу дають застосуванню композитних матеріалів, так, як вони досить легкі, міцні та мають доступну ціну, що являється досить суттєвим фактором. Матеріалом для лонжерону лопаті несучого гвинта було обрано вуглепластик.

Основні характеристики міцності вуглепластику представлені в таблиці додатку Г.

1.3.7 Розрахунок перетину лопаті на міцність

Згідно епюрі згинальних моментів найбільш небезпечно перетин лопаті знаходиться на відносному радіусі $r = 0,1$ (в кінці розривної ділянки) і в ньому виникають:

-вигинаючий момент $M = 56248 \text{ кН} \cdot \text{м}$;

-розтягуюча сила $N_x = 95214 \text{ кН}$;

-крутний момент $M_{кр} = \text{тисяча вісімсот двадцять шість кН} \cdot \text{м}$.

Сумарні нормальні напруги в розтягнутої і стиснутої зонах перетину лонжерона визначаються за формулами:

$$\sigma_{\Sigma} = \sigma_{цб} \pm \sigma_{изг} = \frac{M}{W} \pm \frac{N_x}{F}; \quad (1.131)$$

де M , N_x – величини згинального моменту і нормальної сили в перерізі, зняті з епюр ;

W - момент опору вигину в площині тяги;

F - площа поперечного перерізу лонжерона на даному радіусі.

При визначенні дотичних напружень лонжерон можна розглядати як тонкостінну конструкцію. Тоді напруги від дії крутного моменту можна визначити за формулою вільного крутіння:

$$\tau_{кр} = \frac{M_{кр}}{\Omega \delta} \quad (1.132)$$

де δ - товщина стінок лонжерона,

Ω - подвійна площа контуру, що працює на кручення.

У боковинах лонжерона до цих напруг будуть додаватися напруги від дії поперечної сили Q :

$$\tau_Q = \frac{Q}{2H_{cp} \delta} \quad (1.133)$$

де H_{cp} - середня висота боковин лонжерона.

Отже, сумарні дотичні напруження визначаються як:

$$\tau_{\Sigma} = \tau_{кр} \pm \tau_Q \quad (1.134)$$

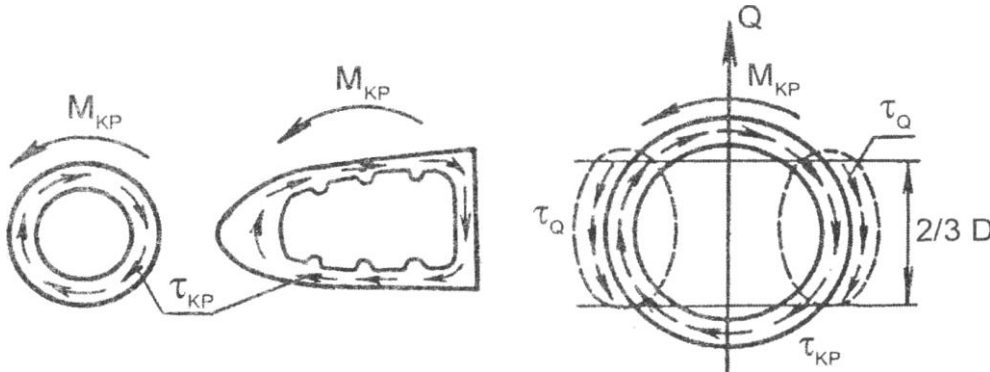


Рисунок 1.19 - До визначення дотичних напружень в лонжероні при дії поперечної сили і крутного моменту

Небезпечно перетин знаходиться на кінці розривного ділянки на $r = 0.1$. Визначаємо ширину лонжерона;

$$B_{лонж} = 0.4 \cdot b = 0.4 \cdot 0,525 = 0,121 \text{ м}$$

Висота перерізу визначається відносною товщиною профілю на баластному ділянці лопаті. При $\bar{r} = 0.1$ значення $\bar{c} = 0.12$.

Розміри внутрішнього контуру лонжерона:

$$b'_{\text{лонж}} = b_{\text{лонж}} - 2 \cdot \delta \quad (1.135)$$

$$h'_{\text{лонж}} = h_{\text{лонж}} - 2 \cdot \delta \quad (1.136)$$

Розміри зовнішнього контуру лонжеронів в небезпечному перерізі

$$b_{\text{лонж}} = b'_{\text{лонж}} + 2 \cdot \delta = 0,121 \text{ м} \quad (1.137)$$

$$h_{\text{лонж}} = h'_{\text{лонж}} + 2 \cdot \delta = 0.036 \text{ м} \quad (1.138)$$

Площина поперечного перерізу лонжерона:

$$F_o = b_{\text{лонж}} \cdot h_{\text{лонж}} - b'_{\text{лонж}} \cdot h'_{\text{лонж}} \quad (1.139)$$

Момент опору вигину в площині тяги:

$$W_o = \frac{1}{6} \cdot \frac{b_{\text{лонж}} \cdot h_{\text{лонж}}^3 - b'_{\text{лонж}} \cdot h'_{\text{лонж}}^3}{h_{\text{лонж}}} \quad (1.140)$$

Розрахунок лонжерону лопаті представлений в додатку В (табл.В.1 та В.2)

1.4.Разработка конструкції силових елементів системи кріплення двигуна

Система кріплення призначена для фіксації двигуна на вертольоті, гасіння вібрацій від двигуна.

До системи кріплення ставляться такі вимоги:

- досить міцність і жорсткість елементів конструкції;
- досить термостійкість;
- висока надійність;
- мінімальна маса;
- мінімальна вартість;

На вертольоті планується встановити турбовальний двигун ТВ7-117ВК з наступними характеристиками:

Таблиця 1.8 - Характеристики двигуна ТВ7-117ВК

$N_{\text{черезв.}}$ кВт	$N_{\text{взл.}}$ Вт	Вт	$C_{\text{евзл.}}$ кг/л.с.ч	$L_{\text{дв.}}$ м	$h_{\text{дв.}}$ м	$b_{\text{дв.}}$ м	$M_{\text{дв.}}$ Г
3000	2380	600	0.21	780	27	635	380

1.4.1 Аналіз схем системи кріплення двигуна і конструктивних особливостей їх виконання на Гелекоптерах даного типу

На Гелекоптерах даного типу двигун кріпиться по передньому або по задньому силовому поясу, або за двома одночасно. Це залежить від двигуна, який встановлено на вертольоті.

Якщо двигун кріпиться по одному з поясів (див.Рисунок 1.20), то з'єднання вала з редуктором служить опорою (див.Рисунок 1.20) яка відбирає 3 ступеня свободи. У випадку з кріпленням за двома поясам потреба наявності такої опори відпадає.

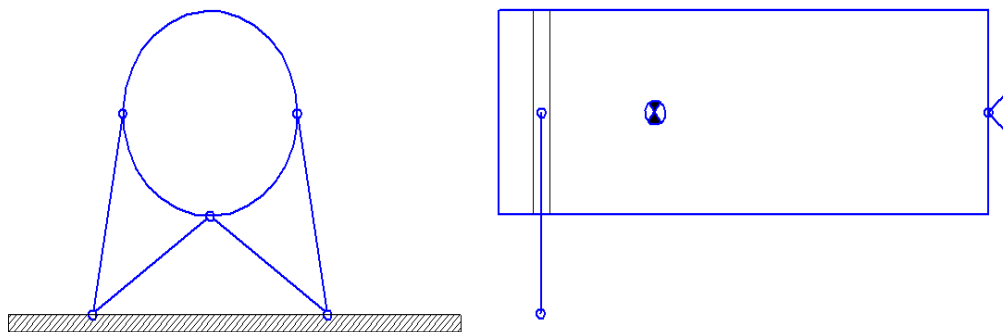


Рисунок 1.36 - Кріплення двигуна по передньому поясу

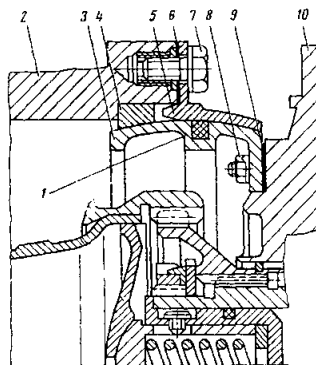


Рисунок 1.37 - Конструктивне виконання кульової опори

1 - гумове кільце; 2 - корпус; 3 - сферична втулка; 4 - сферична вставка; 5 - кришка; 6, 9 - прокладки; 7 - болти; 8 - гайка; 10 - головний редуктор

Конструктивне виконання тяг у всіх трьох випадках однакове, тяги які кріпляться до бічних сторонах двигуна виконуються у вигляді жорстких стержнів (Рисунок1.22), а тяги які кріпляться до нижньої частини у вигляді демпферів(Рисунок1.23).

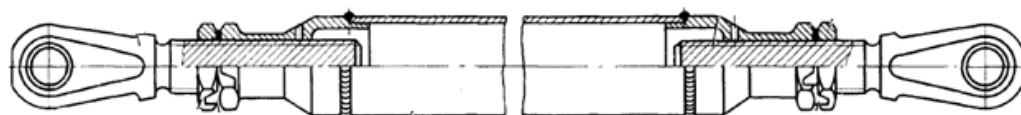


Рисунок 1.38 - Жорстка тяга

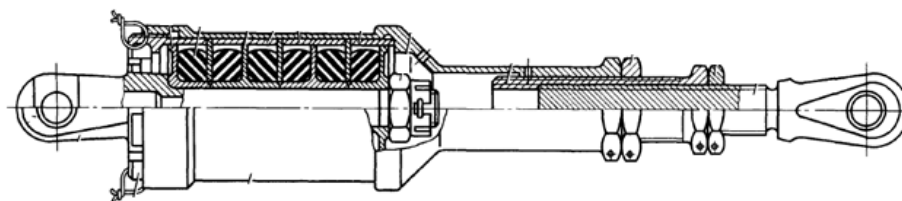


Рисунок 1.39 - Тяга-демпфер

Кріплення двигуна за двома поясам застосовується в разі, коли двигун має досить велику масу і габарити або з якихось інших конструктивно-технологічних міркувань.

1.4.2 Вибір і обґрунтування схеми кріплення двигуна

Двигун будемо кріпити до планера Гелекоптера по передньому силовому поясу за допомогою стрижневої системи «див.Рисунок1.24», так як силовий пояс у даного двигуна передній. Необхідно отримати хоча б один раз статично невизначену систему, тому двигун кріпимо за допомогою чотирьох стрижнів і однієї шарнірної опори (див.Рисунок1.24)

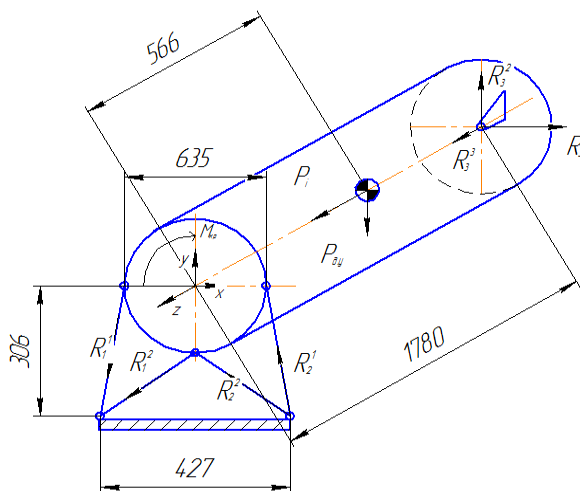


Рисунок 1.40 - Схема кріплення двигуна

1.4.3. Визначення навантажень і вибір матеріалу для силових елементів системи кріплення двигуна

Розглядаємо випадок III «вихід з планування», цієї нагоди відповідають такі показники: $n_{\max}^{\circ} = 3$; $n_{н.в} = 1,2n_{н.в\text{ ном}}$, $f = 1,5$

На систему кріплення в даному режимі польоту діють такі навантаження: сила Тяжкості рухової установки:

$$P_{д,у} = m_{д,у} g \cdot n_{\max}^{\circ} \cdot f \quad (1.141)$$

де $m_{д,у} = 380$ кг - маса установки; $f=1,5$ -коэффициент безпеки; $n_{\max}^3 = 3$ -максимальна експлуатаційна перевантаження.

$$P_{д,у} = 380 \cdot 9.81 \cdot 3 \cdot 1,5 = 16775.1 \text{ Н}$$

-сила інерції рухової установки:

$$P_i = m_{д,у} \cdot a \cdot f \quad (1.142)$$

$$\text{де } a = 3 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}$$

$$P_i = 380 \cdot 3 \cdot 1,5 = 5130 \text{ Н.}$$

- Розрахунковий крутний момент рухової установки:

$$M_{кр}^3 = k \cdot M_{кр}^{cp} \quad (1.143)$$

де $k=1,25$ -поправочний коефіцієнт, який залежить від типу двигуна.

$$M_{кр}^p = 1,25 \cdot 1083,1 = 1353,9 \text{ Нм.}$$

Для визначення зусиль в стержнях необхідний розкрити статичної невизначеності, робити це будемо методом сил.

Так як система один раз статично невизначена, то рівняння спільності деформацій буде теж одне. Канонічне рівняння методу сил має вигляд:

$$\delta_{11} \cdot X + \Delta_{1p} = 0 \quad (1.144)$$

$$\delta_{11} = \sum \frac{\bar{N}_1^2 \cdot l}{EF} \quad (1.145)$$

$$\Delta_{1p} = \sum \frac{\bar{N}_1^2 \cdot N_{pi} \cdot l}{EF} \quad (1.146)$$

де \bar{N}_1 – зусилля в стержнях від дії одиничної сили;

l – довжина стрижня;

EF – жорсткість стрижня;

N_{pi} – зусилля в стержнях від дії зовнішніх навантажень.

Довгі стрижнів задамо виходячи з прототипу системи кріплення

$$l_1^1 = 0,633 \text{ м}$$

$$l_1^2 = 0,525 \text{ м.}$$

Оскільки геометричні параметри поперечного перерізу стрижнів на даному етапі проектування невідомі, а значить невідома жорсткість EF , приймаючи те, що стрижні виготовлені з одного і того матеріалу, розрахунок будемо вести методом послідовних наближень, тобто задамося жорсткістю з статистики

$$EF = 0.141 \cdot 10^9 \text{ Па.}$$

Після розтину статичної невизначеності отримуємо значення зусиль (див.таблицю.1.7).

Таблиця 1.9 - Реакція в стержнях

Реакція	R_1^1	R_1^2	R_1^3	R_2^2	R_3^1	R_3^2	R_3^3
Значення	3073	9275,97	3089	9428,283	0	5334	5130

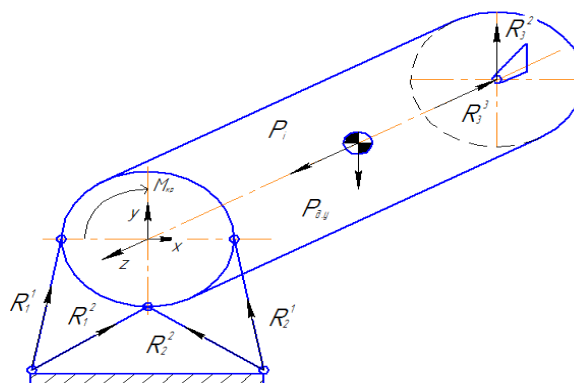


Рисунок 1.41 - Реакція в стержнях

Для кріплення двигунів використовуємо тяги, які знаходяться на малій відстані від двигуна. З цього температура плавлення матеріалів, з яких виготовляються тяги і штир повинна бути вища за робочої температури двигуна.

У зв'язку з цим елементи виготовляємо з матеріалу 30ХГСА який має наступні характеристики: $\sigma_B = 1100$ МПа, $\sigma_T = 835$ МПа, $\psi = 45$, твердість=229НВ.

30ХГСА- це легована сталь яка крім звичайних домішок містить елементи, спеціально вводяться в певних кількостях для забезпечення необхідних фізичних або механічних властивостей. Ці елементи називаються легуючими. В складу входить: 30ХГСА - 0,30%, 0,8—1,1 Cr, 0,9—1,2 Mn, 0,8—1,251 Si.

Також для з'єднання тяг з корпусом двигуна використовують болти і гайки виготовлені з титанового сплаву ВТ18 який працює при високих температурах і володіє високими характеристиками міцності.

1.4.4 Визначення геометричних параметрів та розробка конструкції силових елементів системи кріплення двигуна

Розглянемо жорсткий стрижень, конструктивно стрижень складається з основної частини трубчастого перетину і наконечників.

Вихідні дані для розрахунку:

30ХГСА - застосований матеріал;

$P = 3073$ Н - стискає зусилля;

$L = 633$ мм - довжина стержня;

$C = 1$ - коефіцієнт защемлення;

$E = 2,1 \cdot 10^5$ МПа - модуль пружності матеріалу тяги;

$\sigma_B = 1800$ МПа - межа міцності матеріалу тяги; $\tau_B = 864$ МПа

Руйнівна напруга при розтягуванні для тяг з урахуванням концентрації напруг:

$$\sigma_P^P = k \cdot \sigma_B \quad (4.3.4.1)$$

де $k=0,9$ - коефіцієнт концентрації напружень

$$\sigma_P^P = 0,9 \cdot 1800 = 1620 \text{ мПа.}$$

Мінімальну потрібну площу перерізу стрижня знайдемо так:

$$F_{\text{потр}} = \frac{R_1^1}{\sigma_p^p} \quad (1.147)$$

$$F_{\text{потр}} = \frac{3073}{1620 \cdot 10^6} = 1,8969 \cdot 10^{-6} \text{ М}^2$$

Знаючи, що

$$F_{\text{потр}} = \frac{\pi \cdot D^2}{4} - \frac{\pi \cdot d^2}{4} = \frac{\pi}{4} \cdot (D^2 - \alpha D^2) \quad (1.148)$$

Виразим D із формули 4.3.4.3.

$$D_{\text{потр}} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{\text{потр}}}{\pi \cdot (1 - \alpha^2)}} \quad (1.149)$$

$$\text{де } \alpha = \frac{d}{D} = 0,85$$

$$D_{\text{потр}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 1,8969 \cdot 10^{-6}}{\pi \cdot (1 - 0,85^2)}} = 2,95 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Так як зовнішній діаметр перетині вийшов маленький, приймаємо діаметр з конструктивних міркувань і міркувань стійкості при вібраціях:

$$D_{\text{констр}} = 30 \text{ мм.}$$

$$\text{Тоді } d = \alpha \cdot D = 0,85 \cdot 30 = 25,5 \text{ мм.}$$

Перевіримо стрижень на втрату стійкості:

$$F_{\text{кр}} = \frac{\pi^2 E \cdot I}{l^2} \quad (1.150)$$

$$I = \frac{\pi \cdot D^4}{64} \cdot (1 - \alpha^4) \quad (1.151)$$

де I – момент інерції; $F_{\text{кр}}$ – критична сила стиснення.

$$I = \frac{\pi \cdot (30 \cdot 10^{-3})^4}{64} \cdot (1 - 0,85^4) = 1,9 \cdot 10^{-8} \text{ М}^4.$$

$$F_{\text{кр}} = \frac{\pi^2 200 \cdot 10^9 \cdot 1,9 \cdot 10^{-8}}{(633 \cdot 10^{-3})^2} = 93600 \text{ Н.}$$

$$F_{\text{кр}} < R_1^1$$

Умова виконано.

Розрахуємо вушка кріплення стрижнів:

Стрижні кріпляться по передньому поясу двигуна, допомогою болтів до вушка(рисунок 1.42)

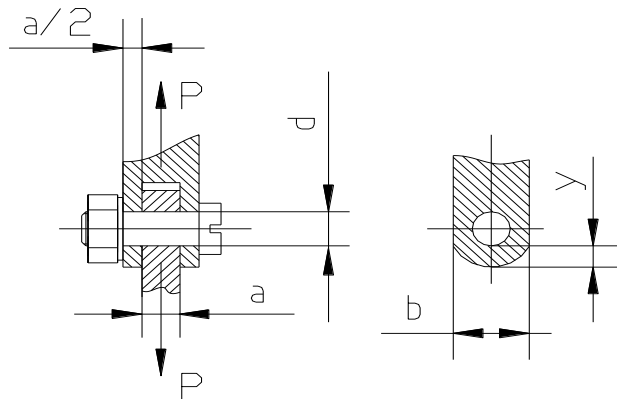


Рисунок 1.42 - Проушина

Площа перетину болта з умови зрізу:

$$F_{\text{болт}} = \frac{P}{2 \cdot \tau_{\text{б}}} \quad (1.152)$$

$$F_{\text{болт}} = \frac{3073}{2 \cdot 864 \cdot 10^6} = 1,778 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2.$$

Діаметр болта знайдемо так:

$$d_{\text{болт}} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{\text{болт}}}{\pi}} \quad (1.153)$$

$$d_{\text{болт}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 1,778 \cdot 10^{-6}}{\pi}} = 1,505 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Вибираємо болт діаметром 8мм 30ХГСА ОСТ 92-0718-72.

Товщина середньої вушка або сумарна товщина двох крайніх вушок:

$$a = \frac{P}{d_{\text{болт}} \cdot \mu \cdot \sigma_{\text{см}}} \quad (1.154)$$

$$\mu = 1.1; \sigma_{\text{см}} = \sigma_{\text{в}} = 1800 \text{ МПа.}$$

$$a = \frac{3073}{8 \cdot 10^{-3} \cdot 1.1 \cdot 1800} = 1,94 \cdot 10^{-4} \text{ м.}$$

Конструктивно приймаємо:

$$a_{\text{пр}} = 6 \text{ мм.}$$

Так само необхідно визначити координату u для чого: задамося значенням $b/d = 2$.

$$b = 2d = 16 \text{ мм}; x = \frac{b-d}{2} = \frac{16-8}{2} = 4 \text{ мм}; k = \frac{P}{2ax\sigma_{\text{п}}}$$

$$= \frac{3073}{2 \cdot 6 \cdot 10^{-3} \cdot 4 \cdot 10^{-3} \cdot 1620 \cdot 10^6} = 0,04$$

По залежність [1] визначимо, що $c = 1$, тоді $u = cx = 4 \text{ мм.}$

Так само для компенсації неточностей при виготовленні деталей, температурні розширення, перекося при установці встановимо сферичні підшипники ГОСТ 3635-78.

1.4.5 Проектування паливної системи

Вимоги до системи постачання палива.

Головне завдання паливної системи полягає в забезпеченні надійного подачі пального до двигуна в усіх режимах роботи та у всіх умовах польоту, а також у виконанні додаткових функцій, які включають охолодження робочих рідин і газів окремих систем та підтримку центрування Гелекоптера.

Основні вимоги до системи включають:

Неперервну подачу палива на всіх режимах роботи двигуна та у всіх можливих ситуаціях польоту.

Забезпечення безпеки польоту шляхом уникнення пожежі.

Максимальний обсяг баків повинен забезпечувати необхідний резерв палива для польоту з максимальною швидкістю та дальністю.

Автоматичне та ручне регулювання подачі палива згідно з вимогами.

Уникнення утворення повітряних заторів у системі, що можуть призвести до зупинки подачі палива до двигуна.

Очищення палива від механічних домішок та води.

Технічний опис роботи системи подачі палива.

На нижній частині бака розташована заливна горловина, обладнана мірною лінійкою для контролю рівня палива. Паливо з баків подається насосом до блоку фільтрів, де очищується від часток. Потім паливо подається до двигунів через трубопроводи та фільтри. Система має також пожежні крани для аварійного вимикання подачі палива у разі пожежі.

Система дренажу паливних баків передбачає використання патрубків та рукавів з клапанами для відведення палива. Паливо може також зливатися у випадку аварійної посадки.

Протипожежна система включає в себе балони з вогнегасною рідиною, протипожежні крани, системи сигналізації та протипожежні перегородки. Система дозволяє ліквідувати пожежу як автоматично, так і за допомогою ручного втручання.

Дивися додаток

Системи мастильного забезпечення спроектовані для ефективного змащення двигунів. Кожен двигун має власну систему, що складається з маслобаків, трубопроводів та зливних кранів.

Маслоподача двигуна направляє масло з бака в канали для змащення різних деталей. Використане масло потім охолоджується у маслорадіаторах та повертається до бака. Кишені з датчиками для вимірювання температури масла розміщені перед маслорадіаторами.

Масло знову подається в маслоканали двигуна через маслобак. Тиск та температура масла контролюються відповідно на вході та виході з двигуна. Заправка

бака проводиться через заливну горловину, а рівень масла визначається мірною лінійкою. У нижній частині бака знаходиться зливний кран. Маслобак фіксується до підлоги рухомого відсіку за допомогою литого кронштейна. Повітряно-масляні радіатори, розташовані по одному на двигун, виготовлені з алюмінієвого сплаву та припаяні. Під компресорною частиною кожного двигуна розташований зливний маслокран, трубка якого виведена ззовні. Злив масла з двигуна та маслобака можливий через кран і трубку.

Суфлювання двигуна відбувається через корпус масло-крана та трубку. Система запуску.

Гелікоптер Dov-1 оснащений автоматичною системою запуску та запалювання типу СПЗ-14А. Головним компонентом, що керує процесом запуску, є пускова панель типу ПСГ-1М або ПСГ-14А другої серії, яка містить програмний механізм типу ПМЖ2-60С.

До системи запуску також входять два стартер-генератора типу "С'ТГ-3, два паливних клапана типу 61Т09-ОЮ, дві свічки СП-18УА (СП-Ш) та два агрегати запалювання СКНД-П-1А (СКНД-П-1).

Система запуску забезпечує:

- запуск двигунів на землі, який виконується від бортових акумуляторів (автономно), від аеродромних джерел живлення або від працюючого двигуна;
- холодну прокрутку двигунів;
- припинення процесу запуску;
- запуск двигунів у повітрі. Ці процеси керуються пусковою панеллю ПСГ-14А або ПСГ-14А другої серії, в якій встановлена автоматика запуску.

1.5 Висновки

У даному розділі було проведено комплексне дослідження та розрахунки, пов'язані з проектуванням багатоцільового гелікоптера який відповідає заданим параметрам, а саме перевозить 5000 кг. вантажу (в залежності від його цілей) зі швидкістю 280км/год на дальність 800 км, за умовами польоту - всепогодний.

Основні етапи роботи включали автоматизоване формування вигляду гелікоптера, аналіз впливу змін проектних параметрів на аеродинамічні та масові характеристики, а також інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання окремих агрегатів і систем гелікоптера, визначили геометричні параметри та розробка конструкції силових елементів системи кріплення двигуна розраховували та підібрали відповідні елементи, один з них це болт діаметром 8мм 30ХГСА ОСТ 92-0718-72.

2 РОЗРОБКА ТЕХНОЛОГІЇ ВИГОТОВЛЕННЯ ЛОПАТІ НВ

Мета цього відділу полягає у розробці директивних технологічних матеріалів для збирання лопатей несучого гвинта легкого багатоцільового Гелекоптера та матеріалів, необхідних для інтегрованого проектування обладнання. У цьому столітті особливу увагу приділяють матеріалам з композитних матеріалів. Тому було вибрано склотканину Т-10-80 як оптимальний варіант для виробництва деталей вертольотних лопатей [24].

2.1 Технічний опис конструкції лопаті НВ

Описана збірна одиниця - набір (6 штук) лопатей несучого гвинта легкого багатоцільового Гелекоптера. Лопата НВ виконана згідно з однолонжеронною схемою із неактивною обшивкою, з аеродинамічним профілем НАСА 23012. Лонжерон лопаті НВ має "D"-подібний переріз і складається з різних шарів склотканини і епоксидного сполучника.

Зовнішні шари складаються таким чином, що головні силові волокна склотканини розташовані під кутом $\pm 45^\circ$ до продольної осі лонжерона, тоді як внутрішні шари орієнтовані вздовж продольної осі лонжерона. Верхня і нижня обшивки лопаті НВ складаються з декількох шарів склотканини, зазвичай орієнтованих головними силовими волокнами під кутом $\pm 45^\circ$ до продольної осі лонжерона[24].

Правильний вибір конструкційного матеріалу може істотно покращити вагові та льотно-тактичні характеристики, а також знизити витрати на виробництво та експлуатацію. У цій конструкції використовуються склотканина Т-10-80 (в переплетеному вигляді) та епоксидний клей ЕДТ69-Н, які відрізняються високою міцністю втомі та добрими технологічними характеристиками[24].

2.2 Технічні умови на виготовлення лопаті НВ

Забезпечення стійкої якості вертольотів у великих серіях залежить від високого рівня сумісності їх агрегатів, вузлів та деталей у конструкції. Лопаті НВ відіграють ключову роль, тому надзвичайно важливо виробляти комплекти лопатей з великою точністю.

Оскільки лопаті виготовляються окремо, в окремих монтажних пристроях, потрібно гарантувати точність контуру виробу.

Допустимі відхилення контуру повинні залишатися в межах $\pm 0,5$ мм.

Вимоги щодо розмірів, форми та розташування поверхонь повинні відповідати стандарту ОСТ 100022-80, але можуть бути кориговані відповідно до конкретних умов виробництва.

З'єднання лопатей повинні виконуватися відповідно до інструкцій, однак можуть зазнавати незначних модифікацій для покращення процесу.

Обробка отворів має відповідати стандарту ГОСТ 10302-79, проте може бути оптимізована з урахуванням специфіки виробництва

2.3 Оцінка технологічності конструкції лопаті НВ

Технологічність конструкції визначається комплексом параметрів, що дозволяють оптимізувати витрати ресурсів та часу на всіх етапах життєвого циклу виробу. Такі конструкції, як лопаті НВ, забезпечують не лише ефективну експлуатацію, але й спрощують процес виготовлення, зменшують трудомісткість та вартість продукції.

Оцінка технологічності може бути якісною та кількісною, проте у відсутність статистичних даних застосовується переважно якісна оцінка. У випадку лопатей НВ, така оцінка базується на таких критеріях:

Геометрія деталей. Лопаті мають симетричні криволінійні форми.

Розчленованість. Лопаті складаються з раціональної кількості частин.

Вимоги до технологічного обладнання. Виготовлення вимагає спеціалізованого устаткування.

Використання легкооброблюваних матеріалів. В основному використовується склопластик.

Аналізуючи ці критерії, ми можемо зробити висновок, що конструкція лопаті НВ відповідає вимогам технологічності [25].

2.4 Пропозиції щодо підвищення технологічності

Конструкція лопаті НВ відрізняється мінімальною кількістю матеріалів, складаючись з чотирьох монолітних деталей, що формуються шляхом склеювання пакетів. Це спрощує виготовлення заготівельного обладнання та зменшує їх кількість. У процесі проектування цієї лопаті були враховані всі технічні вимоги.

Обговорюються різні варіанти методів збирання та схеми складання виробу, включаючи встановлення зібраних елементів у визначене положення, їх фіксацію та створення з'єднань. Точність обводів та міцність виробу значно залежать від установчих робіт, які визначаються методом складання.

Існують дві основні групи методів збирання: перші встановлюють деталі за базами на основній деталі, другі встановлюють деталі на спеціальних носіях розмірів. Ці методи можуть бути збіркою в пристосуванні з компенсацією похибок вхідних деталей або без неї, залежно від використаної системи фіксації.

У літакобудуванні різноманітні методи збирання мають свої особливості, такі як метод збирання по розмічальних базових лініях, який вимагає відокремлення складальних одиниць основної деталі, або збірка в пристосуванні, яка спрощує процес і покращує якість збирання [26].

Для лопаті НВ найбільш підходящими є методи складання в пристосуванні з базуванням деталей на контури. Це може збільшити витрати та цикл виробництва, але забезпечить високу точність і якість збирання.

У виробництві лопатей НВ можуть використовуватися різні методи ув'язки, такі як плазово-шаблонний, еталонно-шаблонний та інші, кожен з яких має свої переваги та особливості. Координатно-цифровий метод є важливим засобом

забезпечення взаємозамінності в літакобудуванні, дозволяючи автоматизувати технологічні процеси та скорочувати терміни підготовки виробництва.

Для лопатей НВ найбільш ефективними є координатно-цифровий метод ув'язування та еталонно-шаблонний метод, які дозволяють досягти потрібної якості виробу. При розгляді двох методів ув'язки, таких як еталонно-шаблонний та програмно-інструментальний, використовуються спеціальні рівняння для розрахунку точності [27]:

$$\Delta_{\Sigma} = \sum_{i=1}^n A_i \Delta_i + \sum_{i=1}^n \alpha_i \frac{\delta_i}{2} A_i, \quad (2.1)$$

$$\frac{\delta_{\Sigma}}{2} = \pm \sqrt{A_i^2 \left(\frac{\delta_i}{2} \right) k_i^2}, \quad (2.2)$$

$$\frac{BO_{\Sigma}}{HO_{\Sigma}} = \pm \frac{\delta_{\Sigma}}{2} + \Delta_{\Sigma}, \quad (2.3)$$

де Δ_i , Δ_{Σ} - координати середин полів допусків i -го етапу перенесення розмірів і збирається об'єкта в цілому відповідно;

n - кількість етапів перенесення розмірів;

A_i - коефіцієнт передачі, $A_i = 1$;

α_i , k_i - параметри кривих розподілу;

δ_i , δ_{Σ} - допуски на i -й етап перенесення розмірів і на що збирається об'єкт відповідно;

BO_{Σ} , HO_{Σ} - верхнє і нижнє граничні відхилення розмірів відповідно.

Так як в технічних умовах на виготовлення лопаті вказано допуск на її виготовлення, то приймаємо його рівним $\delta_{ТУ} = \pm 0,5$ мм.

2.5 Розрахунок похибок збірки лопаті

Похибка складання вузла в пристосуванні визначається декількома складовими:

Похибка носія розмірів, тобто самого пристосування.

Похибка базування при встановленні деталей.

Похибки, пов'язані зі зсувами і прогинами, які виникають внаслідок утворення з'єднань, деформацій пристосування та інших факторів, що не залежать від методу складання [28].

Отже, похибка збирання визначається врахуванням усіх цих факторів:

$$\delta_{об} = \pm(\delta_{пр} + C_{контурпр-дет} + \delta_{проч.}) \leq \delta_{об ТУ} \quad (2.4)$$

Тут становить близько 30% загальної похибки, тобто

Похибка пристосування визначимо за формулою:

$$\delta_{пр} = \sum \Delta_i \pm \sqrt{\sum \left(\frac{\delta_i}{2} \right)^2}, \quad (2.5)$$

Похибка ув'язки пристосування і деталі:

$$C_{контурпр-дет} = \sum \Delta_i \pm \sqrt{\sum \left(\frac{\delta_i}{2} \right)^2}, \quad (2.6)$$

де $\frac{\delta_i}{2}$ - Половина поля допуску окремого етапу,

Δ_i - координата середини поля допуску того ж етапу.

Еталонно-шаблонного методу відповідає схема ув'язки, представлена на Рисунку 2.1.

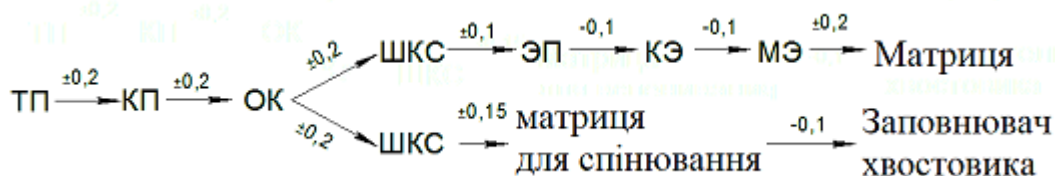


Рисунок 2.1 - Структурна схема ув'язки пристосування для збірки лопаті і заповнювач хвостовика при ЕШМ

Розрахуємо похибку збірки при ЕШМ:

$$\delta_{\text{пр ЕШМ}} = -0,1 \pm \sqrt{0,2^2 \times 4 + 0,1^2 \times 2 + 0,05^2} = -0,1 \pm 0,418(\text{мм});$$

$$C_{\text{контур пр-дет ЕШМ}} = -0,05 \pm \sqrt{0,2^2 \times 3 + 0,075^2 + 0,05^2} = -0,05 \pm 0,358$$

$$\frac{BO_{\text{пр ЕШМ}}}{НО_{\text{пр ЕШМ}}} = \frac{(-0,1 + 0,418) \times 1,3 - 0,05 + 0,358}{(-0,1 - 0,418) \times 1,3 - 0,05 - 0,358} = \frac{+0,7214}{-1,0814} \geq \pm 0,5$$

Програмно-інструментальному методу відповідає схема, представлена на Рисунку 2.2.

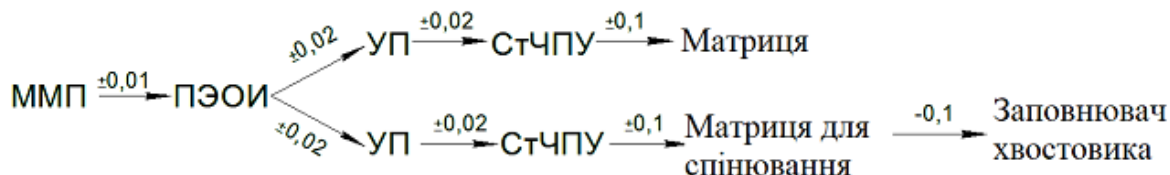


Рисунок 2.2 - Структурна схема ув'язки пристосування для збірки лопаті і заповнювач хвостовика при ПРИМ.

Розрахуємо похибка збірки при ПРИМ:

$$\delta_{\text{пр ПРИМ}} = 0 \pm \sqrt{0,01^2 + 0,02^2 \times 2 + 0,1^2} = \pm 0,104(\text{мм});$$

$$C_{\text{контур пр-дет ПРИМ}} = -0,05 \pm \sqrt{0,01^2 + 0,02^2 \times 2 + 0,1^2 + 0,05^2} = -0,05 \pm 0,116(\text{мм});$$

$$\frac{BO_{\text{пр ПРИМ}}}{НО_{\text{пр ПРИМ}}} = \frac{+0,104 \times 1,3 - 0,05 + 0,116}{-0,104 \times 1,3 - 0,15 - 0,116} = \frac{+0,2012}{-0,3012} \leq \pm 0,5$$

На підставі виконання умови заданого допуску на лопать $\delta_{\text{об ПРИМ}} \leq \delta_{\text{об ТУ}}$ можна зробити висновок, що отриманий допуск на складання в пристосуванні задовольняє умові, отже, збірка в пристосуванні по ПРИМ приємлива [25].

2.6 Розробка схеми базування складових частин

Схема базування - це набір позначень, які необхідні та достатні для чіткого визначення положення деталей у просторі з обмеженням їх рухів. При плануванні

процесу установки деталей у складальному положенні необхідно визначити базові поверхні, за якими вони будуть встановлені та закріплені. Також важливо встановити послідовність подачі деталей на складання. Базові поверхні можуть використовуватися як для самого збирання, так і для орієнтації. Складальні бази регулюють взаємне розташування складених деталей, а орієнтовні - положення деталей щодо пристосування [25].

При виборі баз потрібно дотримуватися принципів єдності, стабільності та узгодженості. У галузі вертольотобудування складання виробів базується на декількох методах:

Збирання за допомогою складальних отворів (СО): у цьому процесі положення деталей визначається за наявністю на них відповідних складальних отворів, в які вставляються фіксатори під час з'єднання.

Базування за координатно-фіксуєчими отворами (КФО): при цьому методі деталі піддонного каркасу розміщуються в складальному положенні відповідно до КФО в елементах виробу і складального пристосування.

Збірка з базою на поверхні каркаса (ПК): цей метод використовується для монтажу обшивки або панелей на поверхню каркаса, яку фіксують рубильником під час з'єднання.

Кожен із цих методів має свої переваги та обмеження і вибирається залежно від конкретної ситуації та вимог до виробу.

Монтаж з базуванням за зовнішньою поверхнею (НП) вимагає, щоб панель (обшивка) була притиснута ззовні до робочої поверхні рубильників під час її з'єднання з каркасом через компенсатор. А збірка з базуванням по внутрішній поверхні (ВП) передбачає, щоб панель (обшивка) була притиснута всередині до опорних поверхонь пристосування на період її з'єднання з каркасом також через компенсатор.

Також, існує базування за отворами під стикові болти (ОСБ), де вузли стику, стикові профілі і кронштейни встановлюються в складальне становище згідно з наявними отворами ОСБ. І базування за установочно-базовими отворами (УБТ), коли деталі, вузли і секції встановлюються в складальне становище відповідно до наявних УБТ в елементах складального пристосування.

При складанні лопаті НВ використовуватимуться різні види базування:

Лонжерон базуватиметься по контуру матриці, виготовленої за кресленням без припуску [28].

Верхня і нижня обшивка будуть базуватися по контуру матриці, також виготовленої за кресленням без припуску.

Хвостова секція буде базуватися по задній грані лонжерона і контуру матриці, також виготовленої за кресленням без припуску.

2.7 Проектування технологічного процесу складання

технологічний процес складання - це послідовність операцій з установки деталей і вузлів в складальне положення, їх фіксації та з'єднання згідно з кресленням.

Для розробки такого технологічного процесу використовуються наступні вихідні дані:

- Конструкторські креслення та технічні вимоги до складання.
- Обсяг виробництва та програма робіт.
- Директивні технологічні матеріали, що включають схеми членування складання та ув'язки.
- Робоча технологія включає наступні відомості про процес складання:
 - Опис суті операцій та переходів у технологічному процесі.
 - Перелік необхідного інструменту та обладнання для кожної операції.
 - Норми часу на виконання операцій.
 - Спеціальність, кількість робітників та їх розряд.
 - Процедури контролю якості.
 - Загальний порядок та ступінь автоматизації виробництва:
 - Підготовка деталей до складання.
 - Установка деталей у відповідності з кресленням.
 - Фіксація деталей у встановчому положенні.
 - Підготовка деталей до скріплення.
 - Скріплення деталей.
 - Контроль якості та точності з'єднань.
 - Заклучні операції.

2.8 Укрупнений технологічний процес на складання лопаті НВ

Підготовка половини матриці для закладки препрегів перед накладанням обшивки.

Накладання препрегів, витримка згідно з температурним режимом до охолодження, вирізання обшивок, видалення мастильної рідини з обшивок і матриці.

Підготовка матриці для закладки обшивок, лонжеронів і пінопластових наповнювачів.

Закладка нижньої обшивки і нанесення клею на неї, закладка лонжеронів і нанесення клею на них, закладка пінопластових наповнювачів і нанесення клею на них, закладка верхньої обшивки і нанесення клею на неї [25].

Збирання матриці, витримка згідно з температурним режимом до охолодження, розбирання матриці, видалення лопаті, видалення мастильної рідини з лопаті і матриці.

2.9 Нормування типових операцій технологічного процесу

Норма часу - це час, необхідний для виконання операції мінімальною кількістю працівників.

Зробимо нормування 4 переходів і порівняємо значення Тшт базового і заводського впровадження нових технологічних процесів для обчислення коефіцієнта посилення норм Кун [28].

$$k_{yn} = \frac{T_{omp}}{T_{зав}}. \quad (2.7)$$

1. Закласти в стапель пакет лонжерон + носок, фіксувати по контуру матриці:
 - норми часу по галузевим стандартам Тотров = 4,81 (хв);
 - норма часу заводська: $T_{зав} = 2,12$ (хв).

Розрахуємо коефіцієнт посилення норм:

$$k_{yn} = \frac{4.81}{2.12} = 2.27.$$

2. Закласти в стапель пенопластовую законцовку, фіксувати по задній стінці лонжерона і контуру обшивки:

– Тотров = 0,66 (хв);

– $T_{зав} = 2,021$ (хв);

Розрахуємо коефіцієнт посилення норм:

$$k_{yn} = \frac{0.66}{2.021} = 0.33.$$

Розраховуємо середнє значення коефіцієнта посилення норм:

$$k_{oi} = \frac{2.27 + 0.33}{2} = 1.3$$

Норма часу на виконання операцій складання при проектуванні технологічного процесу отримаємо множенням $T_{зав}$ на кун.

2.10 Складання ТУ на поставку деталей і ТУ на проектування оснащення

Технічні умови (ТУ) на проектування пристосувань повинні містити наступні дані [26]:

1. Призначення матриці: дане складальне пристосування призначене для збірки лопаті НВ;

2. Перелік підборок:

пакет лонжерона;

пакети обшивки верхній і нижній (скоринки);

хвостові секції;

3. Положення лопаті НВ в пристосуванні - горизонтальне до закриття матриці і горизонтальне - під час термообробки;

4. Основні технологічні бази, нівелювальних точки і фіксують елементи агрегату:

основні технологічні бази визначаються схемою базування агрегату;

здатні фіксувати елементи: обводи і пази матриці;

5. збірка лопаті НВ повинна бути виконана з точністю не більше $\square 0,5$ (мм);

6. Порядок закладки підборок в матрицю і виймання агрегату з неї:

підборки закладається в матрицю від себе;

готовий агрегат виймається на себе.

7. Засоби механізації:

елементів матриці: відсутні;

технологічних процесів:

клейка.

процесів закладки в стапель підборок і виймання:

підборки в стапель закладається вручну;

агрегат з стапеля виймається вручну.

В ТУ на поставку встановлюється ступінь завершеності деталей і вузлів при подачі їх в складальний цех, укомплектованість даного вузла, наявність стикувальних отворів на вузлах або деталях і їх готовність, припусків на деталях з листів або їх відсутність, наявність технологічних отворів і ін.

2.11 Заходи з безпеки праці і по організації робочого місця

Основні положення організації праці збирача [26]:

1. Перед початком роботи:

привести в порядок робочий одяг;

укласти деталі, які надходять для складання в робочому порядку;

перевірити справність інструменту, ізоляцію електричного кола.

2. Під час роботи:

пневмодрилі і пневмомолотки підключати до найближчої від місця роботи колонці;

3. Після закінчення роботи:

відключити подачу стисненого повітря від мережі централізованого харчування;

від'єднати інструмент і шланги подачі повітря;

привести в порядок робоче місце.

4. Умови і прийоми безпечної праці збирача:

заміна операцій, пов'язаних з виникненням небезпечних і шкідливих виробничих факторів, операціями, при яких цих факторів немає або вони мають меншою інтенсивністю;

підвищення рівня механізації складальних робіт;

комплексна механізація і автоматизація виробництва;

оснащення складальних цехів засобами внутрішньоцехового транспорту;

застосування засобів колективного та індивідуального захисту працюючих;

раціональна організація праці та відпочинку з метою профілактики монотонності і гіподинамії, а також обмеження важкості праці;

своєчасне отримання інформації про виникнення небезпечних і шкідливих виробничих факторів на окремих технологічних операціях;

впровадження системи контролю та управління технологічним процесом, що забезпечує захист робітників і аварійне відключення виробничого обладнання.

5. У цеху збірки лопатей, де також відбувається збірка лопаті НВ, як і у всіх агрегатно-складальних цехах, основну площу займають місця для складання вузлів і агрегатів. Таким чином, в цеху мають місце такі небезпечні та шкідливі фактори:

шум;

вібрації;

шкідливі виділення від герметизуючих речовин;
 параметри мікроклімату у виробничих приміщеннях;
 небезпека ураження електричним струмом;
 пожежна небезпека.

Потрібно відзначити, що з фізичних чинників в складальному цеху найбільше значення мають локальна вібрація і шум, створювані ручним механізованим інструментом, випарами шкідливих речовин, випробувальними стендами, і т.д.

Методи боротьби з шумом на промислових підприємствах полягають в наступному [28].

1. Зменшення шуму в джерелі виникнення в процесі конструювання і виготовлення машин, а також шляхом правильної експлуатації обладнання.

2. Застосування звукоізолюючих конструкцій та звуко матеріалів, локалізація шумного обладнання в спеціальних вигородку або за допомогою звукоізолюючих кожухів.

3. Застосування глушників струменевих шумів.

4. Раціональне розташування машин і агрегатів в цеху, винос найбільш гучних в спеціальне приміщення або виділення їх в окрему частину цеху, щоб забезпечити в приміщенні допускається рівень шуму.

Таке планування часу роботи шумного обладнання, щоб в цей час в цеху працювало менше людей.

Засоби захисту від локальної вібрації: віброзахисні рукавиці, рукавички та наколінники шкіряні або замшеві, з прокладками з губчастої гуми і без них. Крім того використовуються різні противібраційний пристрою ручного механізованого інструменту. Наприклад, клепальні молотки випускаються з пневматичними амортизаторами і еластичними рукоятками, значно зменшують амплітуди вібрацій. Значний ефект гасіння вібрації інструменту крутного дії досягається балансуванням обертається.

Шкідливі виділення від герметизуючих речовин. Вони виникають при природному випаровуванні розчинника з герметика. Останній необхідний для герметизації клепаних швів і стиків агрегатів. Для виведення випарів з цеху необхідна вентиляція повітря в приміщенні. Вентиляція в цеху здійснюється механічним способом. Крім того, в теплу пору року використовується природна вентиляція.

Мікроклімат у виробничих умовах визначається наступними параметрами:

- а) температурою повітря, $t = 18-22 \text{ } ^\circ \text{C}$
- б) відносна вологість, $\varphi = 40-60\%$
- в) швидкість руху повітря на робочому місці, v (м / с) (взимку - $0.2 \dots 0.5$ м / с; влітку - $0.2 \dots 1$ м / с)
- г) атмосферним тиском $P = 760$ мм рт.ст.

У агрегатно-складальних цехах ймовірність ураження електричним струмом дуже невелика, зважаючи на відсутність магістральних електроприводів і заземлення. Можливі ураження: від дотику до оголених проводів, що живлять

переносні лампи внаслідок пошкодження ізоляції. Основними заходами захисту від ураження електричним струмом є:

недоступність струмопровідних частин, розміщення їх на достатній висоті і обмеження;

застосування малого напруги.

Використання при складанні легкозаймистих (ЛЗР) речовин з одного боку, і джерел струму з можливістю іскріння або короткого замикання - з іншого, створює небезпеку виникнення пожеж і вибухів. Можливими причинами пожеж і вибухів, крім несправності електромережі, можуть бути: на шліфувально-полірувальних ділянках наявність органічної пилу і іскріння шліфувальних кругів; на ділянках знежирення - ручна протирання виробів бензином, при цьому займання може статися в результаті тертя; на ділянках пайки і зварювання - використання джерел відкритого вогню; джерела нагріву деталей при гарячих посадках.

2.12 Вибір схеми і компоновання складального пристосування

Конструктивні схеми складальних пристосувань обумовлені конструктивно-технологічними особливостями конструкції Гелекоптера. У кожному конкретному випадку їх вибирають на етапі розробки директивних матеріалів з обліку основних вимог, що пред'являються до пристроїв [25].

Одне з основних призначень складального пристосування - забезпечити необхідну точність і взаємозамінність виробу, що збирається. Точність збірки в складальному пристосуванні забезпечується фіксаторами і зажимами, що встановлюються в певному положенні щодо конструктивних осей на жорстких елементах каркаса пристосування.

Основними з цих вимог є:

1) забезпечення заданої ТУ точності складання вузла, панелі, відсіку або агрегату Гелекоптера, яка повинна бути ув'язана зі ступенем точності СП;

2) збереження точності СП протягом усього періоду експлуатації між регламентними оглядами і ремонтами;

3) збереження стабільності базових точок, вузлів і поверхонь, заданих ТУ на складання вузла, панелі, відсіку або агрегату, і надійність фіксації зібраних елементів протягом усього періоду експлуатації пристосування;

4) сталість заданих розмірів незалежно від коливань температури;

5) використання в конструкції СП можливо більшої кількості стандартизованих елементів для здешевлення пристосувань і скорочення термінів їх проектування і виготовлення;

6) забезпечення для виконання складальних робіт найбільш вільних підходів до робочих зон, гарного освітлення, мінімального часу на фіксацію і розфіксацію виробу, що збирається, зручності використання інструменту і засобів механізації праці, а також знімання зібраних елементів конструкції Гелекоптера;

7) дотримання правил техніки безпеки.

У загальному випадку складальне пристосування складається з наступних основних частин:

матриця (каркас), складається з двох частин верхньої частини і нижньої;
комплект болтів М8 і відповідно гайок до них;
вузли та механізації для з'єднання і роз'єднання половинок матриці.

Схема пристосування представлена на кресленні (див. додаток).
Пристосування призначене для склеювання складальних одиниць і деталей, для свердління отворів для кріплення, попереднього складання-з'єднання деталей між собою.

2.13 Складання ТУ на монтаж складального пристосування

ТУ на монтаж матриці включають в себе наступні положення [24]:

1. Матриця призначена для збирання та полімеризації лопаті.
2. Технологічні болти затягувати згідно схеми затяжки тарованим ключем.
3. Матрицю фарбувати за схемою: грунт ВП-02; емаль НЦ-132П ГОСТ 6631-

74.

4. Маркірувати: найменування, позначення, «В» згідно з кресленням.

4.3.14. Укрупнений техпроцес виготовлення матриці

1. Виготовити за кресленням на фрезерному верстаті дві однакових половинки матриці прямокутної форми.

2. Запрограмувати верстат з ЧПУ на виготовлення внутрішньої (робочої) поверхні обох підлозі матриць.

3. За допомогою спеціальних вимірювальних пристроїв закріпити заготовку в стані з ЧПУ і запустити програму виготовлення.

4. Після фрезерування внутрішньої поверхні обох підлозі матриць, проводиться остаточне доведення (полірування) внутрішньої поверхні.

5. Свердли в обох підлозі матрицях чотири отвори під шпильки згідно УП.

6. Запрессовать в нижню полу-матрицю чотири шпильки. Встановити по напрямних шпильок верхню підлозі матрицю, скріпити обидві половинки струбцинами.

7. фрезерувати отвори під кріпильні болти.

8. Остаточне доведення (зняти задирки, встановити ручки на верхню підлозі матрицю).

9. Контроль БТК;

10. Маркірувати обидві половинки матриці.

4.3.15. Планування робочого місця

Планування робочого місця повинна сприяти економії рухів в роботі і забезпечувати зручність підходів до всього обладнання, розміщеного на робочому місці (останнє необхідно також при ремонті); в той же час вона повинна бути компактною, а робоче місце займати якомога менші виробничі площі.

Для забезпечення виконання вище перерахованих вимог пристосування для збірки лопаті НВ обладнане таким чином:

1. стелажі з двох сторін висвітлюється стаціонарними світильниками і встановленими на стелі витяжними парасольками;

2. холодильник для зберігання просоченої склотканини, термокамера, вакуумний насос і розетки електроенергії;

3. кожен робочий забезпечений індивідуальним ящиком з повним набором необхідного для роботи інструменту. Ящики з інструментом зберігаються в нижньому відділенні столу, розташованого біля стапеля. У верхньому відділенні столу розташовані ящики для зберігання кріпильних деталей (болтів).

На Рисунку 2.4. представлена схема робочого місця збирача.

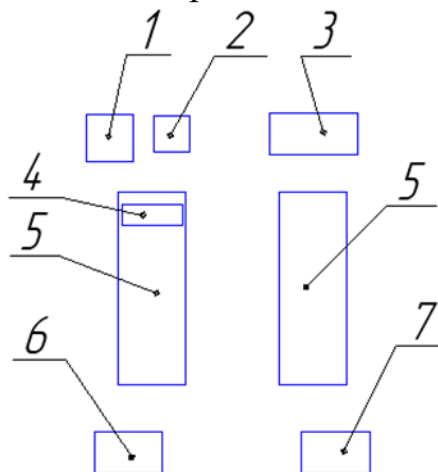


Рисунок 2.1 - Схема робочого місця збирача

1 - холодильник, 2 - вакуумний насос, 3 - термокамера, 4 - матриця (пристосування), 5 - стелажі для зберігання готових виробів, 6 - комплект інструментів для складальних робіт, верстак для підготовчих робіт.

На робочому місці забезпечено загальне та місцеве освітлення. Планування робочого простору спрямоване на оптимізацію рухів працівників та забезпечення зручного доступу до усього обладнання, розташованого на робочій площадці. Контроль якості роботи виконується без перерви основних робітників від процесу складання. Опалення, вентиляція, освітлення та санітарно-технічні умови в цеху забезпечують високу ефективність праці.

2.14 Висновки

В технологічному розділі кваліфікаційної роботи магістра було проведено розробку агрегату багатоцільового гелікоптера, а саме лопаті несучого гвинта, розроблені схеми конструктивно-технологічного членування та збирання, а також визначений укрупнений технологічний процес збирання. Крім того було виконано розробку складального пристосування та організовано робоче місце з урахуванням техніки безпеки.

3 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

3.1 Маркетингове дослідження ринку внутрішніх и міжнародних перевезень пасажирів и вантажу

3.1.1 Сегментація ринку споживачів і визначення ємності перевезень

Почнемо маркетингове дослідження з характеристики регіонів України за чисельністю населення [5].

Київ - 2,89 млн.

Харків - 1,45 млн.

Одеса - 1,1 млн.

Дніпропетровськ - 1 млн.

Львів - 0,75 млн.

Полтавська обл. - 1,5 млн.

Пасажироперевезення за 2019 рік (додати ссылки)

Даний період часу було взято для дослідження з урахуванням ситуації яка склалася в світі в період 2020-2024 року, а саме кінець 2019 року –2022 рік «COVID-19», а з 2022 по 2024 рік Українсько-Російська війна.

Обсяг пасажирських перевезень авіакомпаніями, згідно з оперативною статистикою Державної авіаційної служби України, за січень-вересень 2019 року зросли на 26,6% в порівнянні з відповідним періодом 2017 року - до 6,191 млн. Чол.

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

Пасажиропотоки через аеропорти України за дев'ять місяців зросли на 16,8% - до 9,652 млн. Чол., В т. Ч. В міжнародному сполученні - на 15,4%, до 8,451 млн. Чол.

Можливе число людей, що використовують авіатранспорт.

Для визначення можливого числа людей, що використовують авіатранспорт [5], будемо користуватися даними щорічного дослідження "Середній клас в Україні" від ГФК-УСМ.

Дані цього дослідження говорять, що дохід від 700 до 1000 доларів на місяць має 3,5% від всього населення України. Цю цифру і будемо використовувати при подальших розрахунках, тобто знайдемо 3,5% від кількості жителів у кожному місті з таблиці 1.

Формула буде мати вигляд:
$$\frac{\text{население региона(чел)}}{100\%} \times 3,5\%$$

Таблиця 3.1 - Кількість населення з доходом 700-1000 дол / міс.

Місто	Кількість населення (осіб) з доходом 700-1000 дол / міс.
1.Кієв	101 150 чоловік
2.Харьков	50 750 осіб
3.Одеса	38 500 осіб
4.Днепропетровск	35 000 чоловік
5.Львов	26 250 чоловік
6. Полтавська обл ..	52 000 чоловік

Позиціонування базового обслуговуючого аеропорту і місця розташування кінцевих пунктів перевезення для визначення дальності безпосадочного польоту і витрат часу на доставку пасажирів

Прийmemo Харківський аеропорт за базовий. Для визначення кінцевих пунктів перевезення, потрібно проаналізувати потреби людей використовують авіатранспорт.

Потреби в перевезеннях українського населення діляться на два види:

- 1.Туристическіе;
- 2.Бізнес - поїздки.

Туристичні поїздки, як правило, сезонні: влітку - морські курорти, взимку-гірничо-лижні. Вони носять масовий характер і в розпал сезону можна розраховувати на повне заповнення місць в літаку [5].

Бізнес - поїздки не носять такого масового характеру, як туристичні, але вони більш рівномірно розподілені і не залежать від сезону.

Виберемо туристичні напрямки, актуальні в нинішній геополітичній ситуації:

- Харків-Анталья (Туреччина);
- Харків-Каїр (Єгипет);
- Харків-Варшава (Польща);
- Харків-Одеса;
- Харків-Відень (Австрія);
- Харків-Туніс;
- Харків-Івано-Франківськ;
- Харків-Тель-Авів (Ізраїль).

Виберемо бізнес - напрямки:

- Харків-Київ;
- Харків-Дніпропетровськ;
- Харків-Львів;
- Харків-Тель-Авів (Ізраїль);
- Харків-Одеса.

Оцінка соціального складу пасажирів по платоспроможності для обліку можливої ціни квитка

Як видно з таблиці 3.1, В Харкові проживає мінімум 50 750 платоспроможних осіб з щомісячним доходом середнього класу. До них потрібно додати 0.5% (7250 осіб), від населення Харківського регіону, які відносяться до заможного класу з доходом понад 1500 дол. / Міс. і використовують літаки, як основний засіб пересування між регіонами [5].

В результаті під потенційних споживачів в Харкові потрапляють 58 000 чоловік, які мінімум 1 раз на рік користуються послугами авіап перевезень. 15% з цих споживачів належать до заможного класу, які, швидше за все, будуть купувати квиток бізнес - класу. З цього можна дійти висновку, що місьць економ класу в літаку буде 85% від усієї кількості, а решта 15% це будуть місця бізнес-класу.

3.1.2 Результати дослідження ринку перевезень

Проаналізувавши можливі напрямки туристичних і бізнес маршрутів, можна помітити, що деякі міста є в обох списках, тобто є туристичними і бізнес центрами одночасно. Це Тель-Авів і Одеса. У Тель-Авіві тропічно-екваторіальний клімат, це означає, що туристи будуть туди їхати, не залежно від сезону, тому що там завжди тепло і завантаження повітряного судна буде достатньою, щоб окупати рейси. З огляду на вищевикладені фактори, можна пускати рейс кожні 3 дні розраховуючи на повне завантаження туди і назад [5].

Так само досить популярним рейсом може бути напрямок Харків - Івано-Франківськ. Цим рейсом літають туристи на гірськолижні курорти в зимовий час з середини листопада, по середину березня, тобто 4 місяці на рік можна буде пускати цей рейс, розраховуючи на повне завантаження туди і назад кожні 5 днів.

3.2 Вихідні дані для розрахунків техніко-економічних показників експлуатації Гелекоптера

Основні	характеристики
вертольоти:	11107;
Максимальна злітна маса, кг	1332;
Максимальний запас паливо, кг	5000;
Максимальна цільове	
НАВАНТАЖЕННЯ, кг,	9,4;
Радіус лопаті НВ, м,	21,63
Довжина вертольоти, м,	30
Число пасажирів, чол.,	300
ШВИДКІСТЬ польоти, км / год,	2
Кількість Членів екіпажу, чол.,	2
Двигуни -ТВ7-117В	
Масові характеристики:	
• Мкр = 126 кг - маса лопаті;	
• mф = 4101,9 кг - маса фюзеляжу;	
• топ = 95 кг - маса хб;	

- $m_{ш} = 103,5$ кг - маса шасі;
- $m_{об} = 1700$ кг - маса обладнання;
- $m_{су} = 909$ кг - маса сілової установки;
- $m_{ек} = 160$ кг - маса екіпажу;
- $m_{пл} = 6168$ кг - маса планера;
- $m_{пс} = 11107$ кг - маса порожнього вертольоти.

3.3 Розрахунок повної собівартості експлуатації ЛА на один кілометр польоту

Витрати на експлуатацію даного типу Гелекоптера (СПП), що припадають на 1 годину польоту (льотну годину), складаються з прямих і непрямих (аеропортових) витрат [5]:

$$C_{ши} = A + B, \text{ де}$$

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 літака (планера) і двигунів, на паливо і заробітну плату льотно-підйомного складу (ЛПС) з нарахуваннями.

Непрямі витрати включають в себе витрати на амортизацію, поточний ремонт і утримання всіх об'єктів аеродромів та аеропортів (автовокзали, готелі, пакгаузи, ВПП, руліжні доріжки, місця стоянки, метеослужба, ангари, склади, дороги, інженерні мережі, гаражі і т.д.), крім витрат по ремонтним заводам і лінійним майстерням (ЕРМ), а також витрати по заробітній платі облікового складу підрозділів ГА (за винятком заробітної плати ЛПС, працівників ЕРМ і ремонтних заводів).

Повна собівартість експлуатації Гелекоптера під час перевезення пасажирів або комерційного вантажу на один кілометр шляху (СТКМ) визначається за формулою [5]:

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

де $m_{гр} = 5000$ кг, - максимальне комерційне навантаження Гелекоптера;

$V_p = 280$ км / год - рейсова швидкість Гелекоптера;

$K_3 = 0,65$ - коефіцієнт використання навантаження Гелекоптера.

Величина рейсовий швидкості Гелекоптера визначається на підставі його крейсерській швидкості. Рейсовий (технічна) швидкість - це середня швидкість безпосадочного польоту в штиль, обчислена з урахуванням витрат часу на всіх етапах польоту від початку розбігу в аеропорту посадки. Рейсову швидкість розрахуємо за формулою:

$$V_p = \frac{L \cdot V_{кр}}{L + V_{кр} + \Delta t},$$

де $V_{кр} = 280$ км / год - крейсерська швидкість Гелекоптера;

$L = 800$ км - безпосадочна дальність польоту;

$t = 0,190$ - втрати часу на еволюцію або маневрування в районі аеропорту після зльоту і перед посадкою Гелекоптера, а також на набір висоти і зниження, відповідне швидкості, що дорівнює крейсерській (в годинах). Величина цих втрат залежить від висоти польоту літака.

$$V_p = \frac{800 \cdot 280}{800 + 280 + 0,190} = 207 \text{ км/час}$$

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

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

де A_1 - витрати на амортизацію і капітальні ремонти Гелекоптера (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 розрахунку на один льотну годину.

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти на одну годину роботи Гелекоптера, визначимо за формулою [5]:

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

де $K_1 = 1,065$ - коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт (тренування, навчання, обліт і т.д.).

C_c - ціна Гелекоптера без двигунів, дол.

При проведенні дослідження світового ринку регіональних пасажирських літаків, ми встановили, що середня ціна вертольотів-аналогів становить 12-15 млн. Доларів. Для того щобпроектований Гелекоптер був конкурентно здатним вже існуючим машинам не тільки по ЛТХ але і за ціною прийемо ціну з урахуванням ПДВ 10 млн. доларів

Ціна без ПДВ, що дорівнює 20%, становитиме [5]:

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

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

Гелекоптера;

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

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

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

проектованого Гелекоптера.

$$K_{кр} = 280 \text{ км / год} - \text{крейсерська швидкість Гелекоптера.}$$

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

$K_{рс}$ - коефіцієнт, що показує відношення вартості капітального ремонту Гелекоптера до ціни Гелекоптера:

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

/ Для вертольотів місцевих повітряних ліній:

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

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

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

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

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

$C_{дв}$ - ціна одного двигуна, дол. .:

$$C_{дв} = 61,183 \cdot K_{НВО} \cdot N_{Еmax} \quad K_{НВО} = 1,61$$

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

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

$$T_{дв} = 10000 \text{ ч; ч; } t_{дв} = 5000 \text{ ч; } K_{рДВ} = 0,6; \text{ дол. / ч. } A_2 = 49$$

Витрати на поточний ремонт і технічне обслуговування планера (A_3) і двигунів (A_4), Дол. / Ч, складаються з витрат на матеріали та запасні [5] частини, заробітну плату технічних працівників, зайнятих безпосередньо технічним обслуговуванням і ремонтом літаків і двигунів, і визначаються так:

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

$K_3 = 0,35$ - коефіцієнт, що враховує метод технічного обслуговування;

$$K_4 = 1,13; \text{ кг; дол. / ч } m_{пс} = 11107 A_3 = 40$$

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

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

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

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

Витрати на заробітну плату льотно-підйомного складу за один льотну годину (A_5), Дол. / Ч розглянемо, виходячи з числа пасажирських місць:

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

$n_{\text{ПАСС}} = 30$ чол. - максимально можливе число пасажирських місць на даному вертольоті;

$$A_5 = 24,8 \text{ дол. / ч.}$$

Витрати на паливо, що припадають на 1 годину польоту (A_6), Дол. / Ч, розрахуємо за формулою:

$$A_6 = \frac{m_T \cdot m_0}{t_{\Sigma} \cdot n_{\text{ДВ}}}$$

$m_T = 0,1202$ - відносна маса палива;

$m_0 = 11107$ кг - злітна маса Гелекоптера;

$t_{\Sigma} = 4,4$ ч - сумарний час польоту;

$$A_6 = 151,4 \text{ дол. / ч.}$$

Інші витрати складають для Гелекоптера:

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

$$A_7 = 38 \text{ дол. / Ч.}$$

$$A_{\Sigma} = 542,61 \text{ дол. / ч}$$

Непрямі витрати (Б) включають в себе витрати по амортизації, поточного ремонту та утримання всіх об'єктів аеродромів та аеропортів і заробітну плату наземного складу (крім заробітної плати технічних працівників, зайнятих технічним обслуговуванням і поточним ремонтом вертольоти-моторного парку).

Непрямі витрати залежать від класності аеродрому і кількості зльотів-посадок, що припадають на годину польоту.

Отже, для даного Гелекоптера непрямі витрати складуть:

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

Витрати на експлуатацію даного Гелекоптера, що припадають на 1 годину польоту (льотну годину) становить [5]:

$$C_{\text{чп}} = A + B,$$

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

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

$$C_{\text{ТКМ}} = \frac{A+B}{m_{\text{ГР}} \cdot K_2 \cdot V_{\text{Р}}} = \frac{759,71}{5 \cdot 0,35 \cdot 207} = 2,097 \text{ дол. / ТКМ.}$$

3.4 Оцінка ефективності експлуатації ЛА

3.4.1 Розрахунок виручки і прибутку експлуатуючої компанії ЛА

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

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

$$C_B = \frac{m_{пн} * V_p * \tau * C_{ТКМ}}{n_{пасс} * K_3} = 909,5 \text{ долл.}$$

τ - середній час польоту, ч;

Прибуток, що отримується авіаційною компанією від експлуатації парку вертольотів даного типу, яка припадає на один тонно-кілометр, розрахуємо за формулою [5]:

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

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

$$V_{AK} = C_{ТКМ} + П_{AK}, \text{ де } П_{AK} = 0 \text{ (Умова беззбитковості),}$$

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

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

При рентабельності 25%, ціна квитка:

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

3.5 Висновки

У економічному розділі кваліфікаційної роботи магістра проведено розрахунок витрат на експлуатацію та обслуговування літака і двигуна, який включає:

Витрати на амортизацію та капітальні ремонти літака склали 259 доларів за годину. Це включає витрати на амортизацію та капітальні ремонти гелікоптера (планера).

Витрати на амортизацію та капітальні ремонти двигунів становили 49 доларів за годину.

Витрати на технічне обслуговування та поточні ремонти планера склали 40 доларів за годину.

Витрати на технічне обслуговування та поточні ремонти силових установок становили 18,41 долара за годину.

Загальна собівартість експлуатації гелікоптера при перевезенні пасажирів і комерційного вантажу на один кілометр шляху склала 2,097 долара за тонно-кілометр.

Доходи авіаційної компанії від експлуатації парку гелікоптерів даного типу, які припадають на один тонно-кілометр, становили 2,622 долара за тонно-кілометр.

4о

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

$$C_{II} = 2784301,34 (\text{тис.дол.});$$

вартість одного двигуна, що купується для вертольотів серійного виробництва:

$$P_{дв} = 403,82(\text{тис.дол.});$$

ціна Гелекоптера з двигунами:

$$C_{сдв} = 4471,82(\text{тис.дол.}).$$

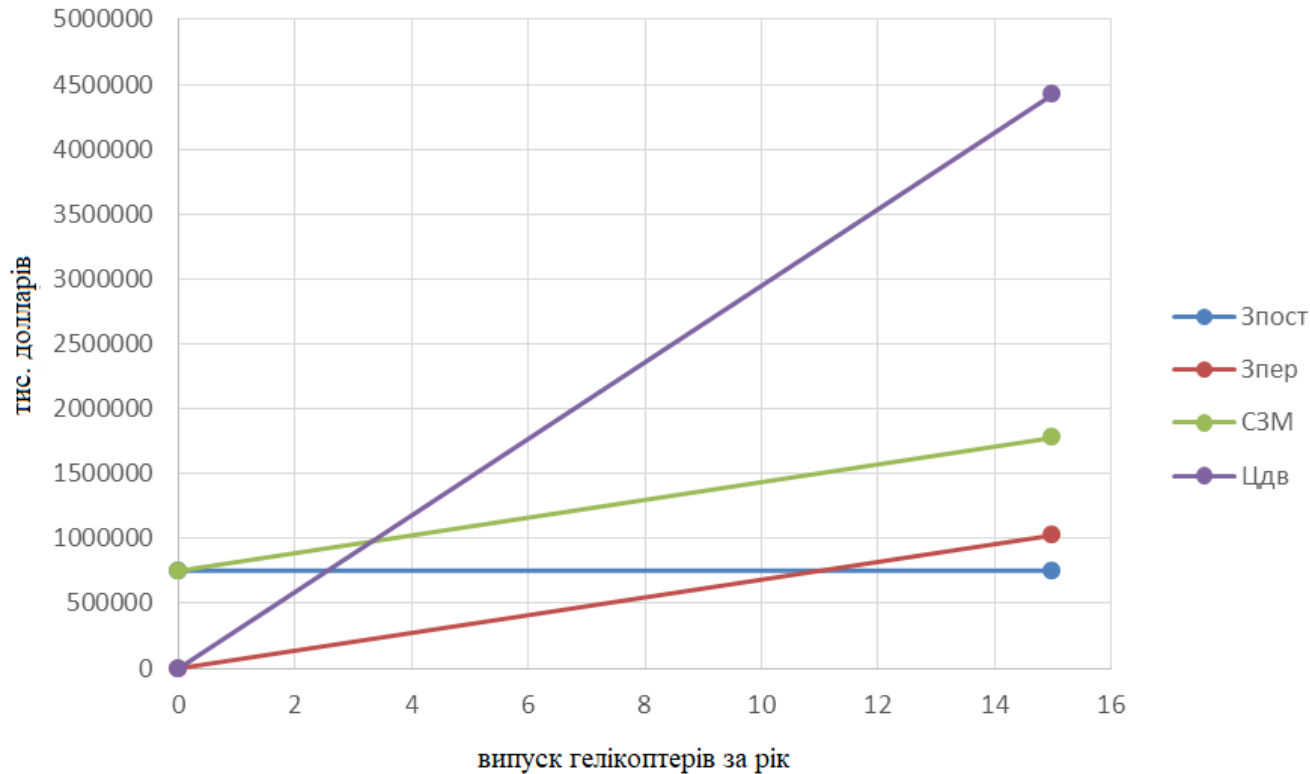


Рисунок 3.1 - Сумарні витрати виробництва і прибуток від програми випуску вертольотів.

Також, було визначено розмір програми випуску продукції, при якому прибуток від продажів *ГДР* дорівнює витратам виробництва *СЗП* аналітичним і графічним методом. Обчислення показали, що при випуску 1 Гелекоптера виробництво стає беззбитковим.

4 СПЕЦІАЛЬНЕ ЗАВДАННЯ

4.1 Розробка конструкції амортизатора носової стійки шасі

Амортизатор призначений для гасіння удару об ЗПС. Вимоги які пред'являють до амортизаторів мають великий спектр, але основними є: надійність, міцність і жорсткість силових елементів, амортизатор повинен забезпечувати не дуже жорстку і не занадто м'яку посадку [6].

4.1.1 Вибір схеми розміщення і обґрунтування кінематичної і конструктивно силової схеми шасі

За конструктивною схемою обрана балочна консольна стійка з підкосом (див.Рисунок 4.1.), так як така стійка компактна, її просто виконати як самопозиційну. Підкіс потрібен для того щоб розвантажити елементи від бічних сил. Дана стійка легко монтується, є хороший доступ до всіх рухомих частин стійки, зручно обслуговувати амортизатор і стоку в цілому.

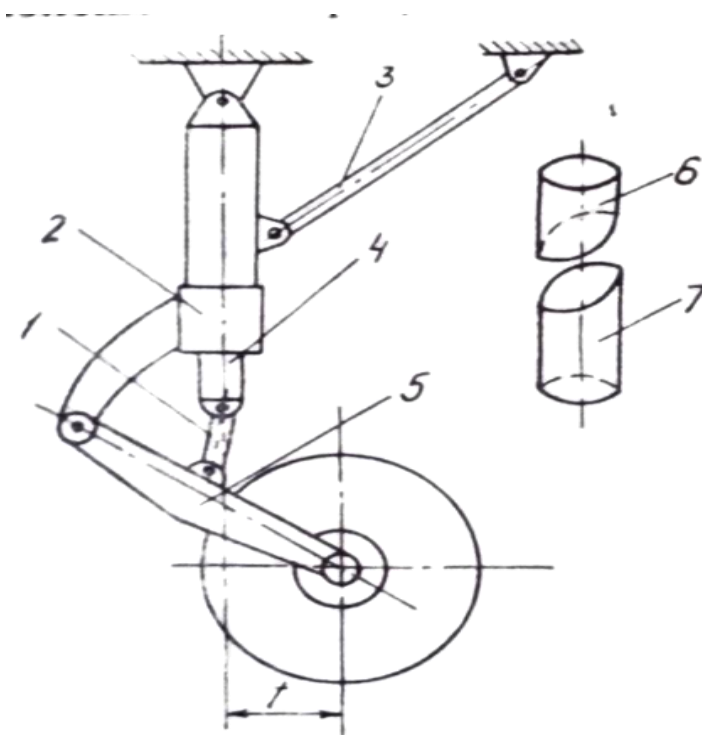


Рисунок 4.1 - Схема стійки шасі

1-шатун; 2-поворотний стакан; 3-підкіс; 4-шток; 5-ричаг; 6-рухомий кулачок 7-нерухомий кулачок

Визначаємо розрахункову навантаження на переднє колесо при стоянці [3]:

$$P_{\text{пер.кол.рас.}} = \frac{m_{\text{взл}} \cdot 0,7 \cdot b \cdot g}{c \cdot z_{\text{с.пер}} \cdot z_{\text{к.пер}}} \quad (4.1)$$

де $m_{\text{взл}} = 11100$ кг; $b = 1,865$ м - відстань від осі коліс головних ніг до центра ваги вертольоти по осі Х; $c = 6,767$ - база шасі; $z_{\text{с.пер}} = 1$ - кількість передніх стійок; $z_{\text{к.пер}} = 2$ - кількість коліс передньої стійки [7].

$$P_{\text{пер.кол.рас.}} = \frac{11110 \cdot 0,7 \cdot 1,865 \cdot 981}{6,767 \cdot 1 \cdot 2} = 14,416 \text{ кН}$$

4.1.2 Розрахунок амортизатора

Для розрахунку амортизатора необхідно попередньо визначити енергію, яку він повинен поглинути. Нормами міцності задається кінетична енергія посадкового удару в напрямку вертикального компонента швидкості, яка називається нормованою роботою.

Розглянь посадковий випадок І-ІІ [4] - вертикальна посадка на переднє і заднє шасі. Розглядається навантаження Гелекоптера при вертикальній посадці з одночасним ударом передніми і задніми ногами шасі. При цьому на шасі діють вертикальні навантаження, рівні:

$$P_{\text{у.пр.}} = n_{\text{пр}} \cdot P_{\text{ст.}} \cdot z_{\text{к}} \quad (4.2)$$

де $n_{\text{пр}} = 2$ - граничне перевантаження

$$P_{\text{у.пр.}} = 2 \cdot 14,416 \cdot 2 = 57,664 \text{ кН}$$

Величина енергії, що поглинається амортизуючими елементами однієї стійки, дорівнює

$$A_{\text{к пр}}^{\text{І-ІІ}} = \frac{P_{\text{ст.}} \cdot z_{\text{к}} \cdot V_{\text{у пр}}^2}{2g} \quad (4.3)$$

де $V_{\text{у пр}} = 7$ м/с

$$A_{\text{к пр}}^{\text{І-ІІ}} = \frac{14,416 \cdot 2 \cdot 7^2}{2 \cdot g} = 76,948 \text{ Кдж}$$

Прийнявши коефіцієнт $n_0 = 1$, визначимо величину зусиль P_0 :

$$P_0 = P_{\text{ст.}} \cdot z_{\text{к}} \cdot n_0 \cdot \varphi \quad (4.4)$$

$$\varphi = \frac{P_{\text{ам}}}{P_{\text{у}} \cdot z_{\text{к}}} \quad (4.5)$$

$$\varphi = \frac{14,416}{57,664 \cdot 2} = 0,125$$

$$P_0 = 14,416 \cdot 2 \cdot 1 \cdot 0,125 = 3,604 \text{ кН}$$

Робоча площа поршня амортизатора визначається в залежності від початкового зарядного тиску $P_{0 \text{ ам.}}$, величина якого встановлюється за середніми статистичними даними [6]:

$$F_{\text{пор}} = \frac{P_0(1-k)}{P_{0 \text{ ам.}}} \quad (4.6)$$

де $k=0,15$ - коефіцієнт враховуючий тертя; $p_{0 \text{ ам.}} = 30 \cdot 10^5$ Па.

$$F_{\text{пор}} = \frac{3,604 \cdot 10^3 \cdot (1 - 0,15)}{30 \cdot 10^5} = 86,71 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2.$$

Відзначимо діаметр поршня:

$$D_{\text{пор}} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{\text{пор}}}{\pi}} \quad (4.7)$$

$$D_{\text{пор}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 86,71 \cdot 10^{-4}}{\pi}} = 0,105 \text{ м.}$$

Визначити початковий обсяг газу в амортизаторі:

$$v_0 = \frac{F_{\text{пор}} \cdot \delta_{\text{ам.}}}{1 - \left(\frac{p_{0 \text{ ам.}}}{p_{\text{кон ам.}}}\right)^{\frac{1}{1,3}}} \quad (4.8)$$

$$\delta_{\text{ам.}} = \frac{A \sqrt{V_{\text{кон ам.}}}}{\mu \cdot \varphi \cdot P_{\text{ст}} \cdot n_{\text{пр}} \cdot z_k} \quad (4.9)$$

$$\delta_{\text{ам.}} = \frac{76,948 \cdot 10^3}{0,6 \cdot 0,125 \cdot 14,416 \cdot 2 \cdot 2} = 177,9 \text{ мм}$$

$$v_0 = \frac{86,71 \cdot 10^{-4} \cdot 177,9 \cdot 10^{-3}}{1 - \left(\frac{30 \cdot 10^5}{25 \cdot 10^5}\right)^{\frac{1}{1,3}}} = 3,2 \text{ м}^3$$

Висота повітряної камери визначається початковим обсягом повітря і площею поршня:

$$h_0 = \frac{v_0}{F_{\text{пор}}} \quad (4.10)$$

$$h_0 = \frac{3,2}{86,71 \cdot 10^{-4}} = 369 \text{ мм.}$$

Величину рівня заливки рідини знайдемо так:

$$h_{\text{ж}} = \left(1 - \frac{D_{\text{шт}}^2}{D_{\text{пор}}^2}\right) \cdot \delta_{\text{ам.}} \quad (4.11)$$

$$\text{де } D_{\text{шт}} = \frac{D_{\text{пор}}}{1,15} = \frac{0,105}{1,15} = 0,091$$

$$h_{\text{ж}} = \left(1 - \frac{0,091^2}{0,105^2}\right) \cdot 0,1779 = 0,444 \text{ м.}$$

4.2 Інтегроване проектування

Проектуємо основну частину амортизатора, циліндра амортизатора в системі NX-8.5 [5].

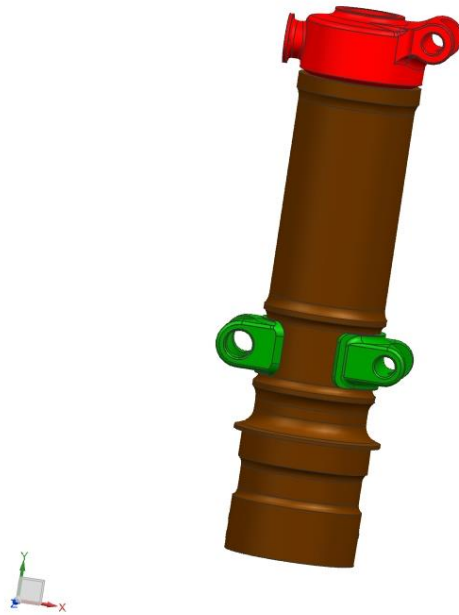


Рисунок 4.2 - Модель циліндра амортизатора

4.3 Розрахунок циліндра шасі в системі NX-8.5

Для простоти розрахунку моделі проведемо спрощення моделі, для цього удаляємо всі фаски і скруглення, і деталі які не беруть участі в розрахунку[5].

Це робиться для того щоб провести добру розбивку моделі і уникнути концентраторів напружень.



Рисунок 4.3 - Розбивка моделі на сітку
Проводимо закріплення циліндра і прикладаємо навантаження

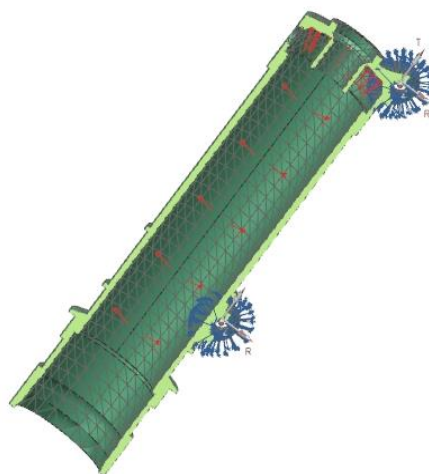


Рисунок 4.4 - Граничні умови
Результаті розрахунків див. нижче.

mode_sim2 : Solution 1 Result
Load Case 1, Static Step 1
Displacement - Nodal Magnitude
Min : 0.018, Max : 0.308, mm
Deformation : Displacement - Nodal Magnitude

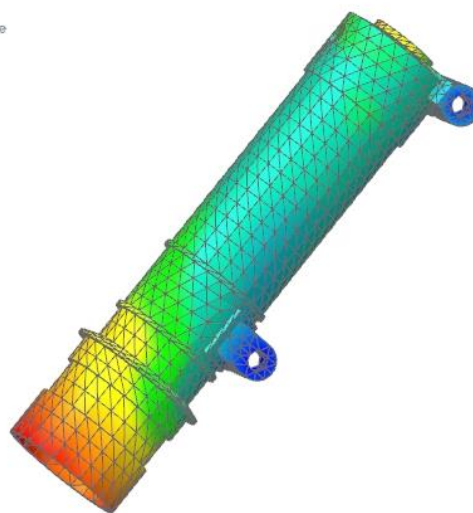
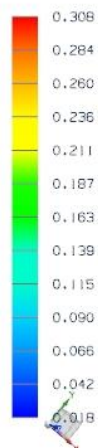


Рисунок 4.5 - Результати деформацій

mode_sim2 : Solution 1 Result
 Load Case 1, Static Step 1
 Reaction Force - Nodal, Magnitude
 Min : 0.00, Max : 2300.28, N
 Deformation : Displacement - Nodal Magnitude

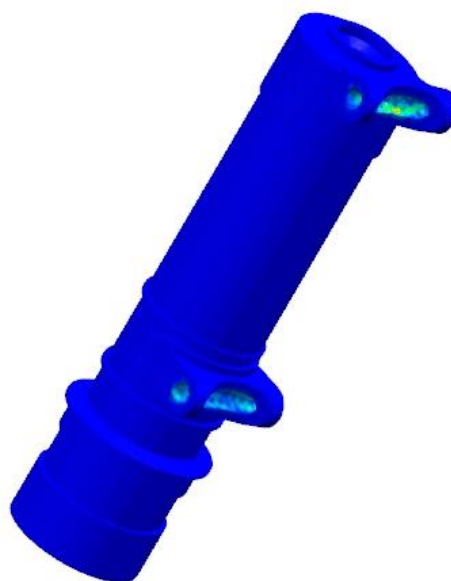
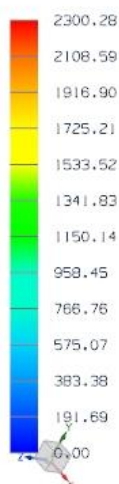


Рисунок 4.6 - Реакції в місцях закріплення

mode_sim2 : Solution 1 Result
 Load Case 1, Static Step 1
 Stress - Elemental, Von-Mises
 Min : 0.20, Max : 383.03, N/mm²(MPa)
 Deformation : Displacement - Nodal Magnitude

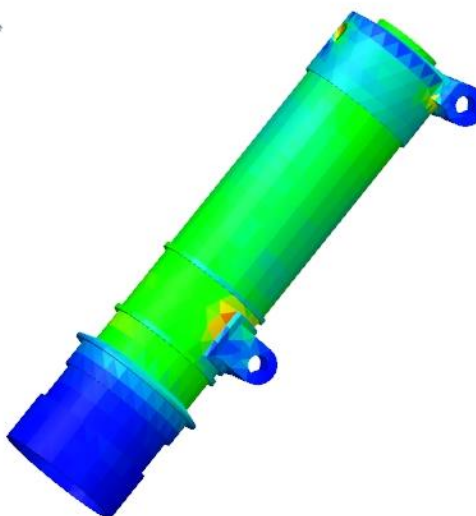
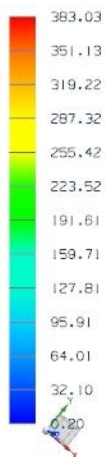


Рисунок 4.7 - Напружений стан

4.4 Висновки

В розділі спеціального завдання виконав інтегроване проектування конструкції амортизатора носової стійки шасі проектного багатоцільового гелікоптера Dov-1. Виконано вибір схеми розміщення і обґрунтування кінематичної і конструктивно силової схеми шасі, а також проведено розрахунок амортизатор та розрахунок циліндра шасі в системі NX-8.5 і на основі отриманих даних проведено інтегроване проектування за допомогою системи CAD/CAM/CAE/PLM UNIGRAPHICS NX.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Повітряний кодекс України: Закон від 19.05.2011 // Відомості Верховної Ради України. – 2011. – № 48 – 49.
2. Розробка аванпроекту вертольота [Текст] : навч. посібник / Л. І. Лосєв, А. Г. Гребеников, Л. Р. Джемільєв та ін. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського “Харк. авіац. ін-т”, 2012. – 324 с.
3. Проектування вертольотів / В. С. Кривцов, Я. С. Карпов, Л. І. Лосєв. – Підручник. – Харків: Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ», 2003. – 344 с.
4. Далін В. Н., Міхєєв С. В. Конструювання агрегатів вертольотів. – М.: Вид-во МАІ, 2001. – с.: іл.
5. Економіка підприємства [Текст] : підручник / за заг. ред. Л. Г. Ліпич. – Луцьк : Вежа-Друк, 2021.
6. NX для конструктора-машинобудівника [Текст] / П. С. Гончаров, М. Ю. Єльцов, С. Б. Коршиков та ін. – М.: ДМК «Пресс», 2010. – 504 с.
7. Основи комп'ютерного моделювання за допомогою інтегрованої системи CAD/CAM/CAE/PLM UNIGRAPHICS NX [Текст] : навч. посібник / А. Г. Гребеников, С. В. Удовиченко, А. М. Гуменний та ін. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т “Харк. авіац. ін-т”, EDS PLM SOLUTIONS, АНТО “КНК”, 2005. – 198 с.
8. Гелікоптер S-92, Технічний опис, Книга II «Конструкція»;
9. Гелікоптер S-92 [Електронний ресурс] / Режим доступу: https://ru.wikipedia.org/wiki/Sikorsky_S-92
10. Гелікоптер NAV, Технічний опис;
11. Гелікоптер NAV [Електронний ресурс] / Режим доступу: https://ru.wikipedia.org/wiki/NHI_NH90
12. Гелікоптер EC.725, Технічний опис «Конструкція»;
13. Гелікоптер EC.725 [Електронний ресурс] / Режим доступу: https://wikipedia.org/wiki/Airbus_Helicopters_H225;
14. Гелікоптер AS.321, Керівництво з технічної експлуатації, Книга II. «Планер»;
15. Гелікоптер AS.321 [Електронний ресурс] / Режим доступу: https://wikipedia.org/wiki/Airbus_Helicopters_AS.321;
16. Авіаційні правила Частина 29 Норми льотної придатності гвинтокрилих апаратів нормальної категорії;
17. Юр'єв, Б. Н. Аеродинамічний розрахунок вертольотів [Текст] / Б. Н. Юр'єв. – М.: Оборонгиз, 2003. – 560 с.
18. Козловський, В. Б. Вертоліт з вантажем на зовнішній підвісці / В. Б. Козловський, С. А. Паршенцев, В. В. Єфімов; під ред. В. Б. Козловського. – М.: Машинобудування / Машинобудування-Полет, 2008. – 304 с.: іл.
19. Атлас характеристик вантажів, які перевозяться вертольотами на зовнішній підвісці [Текст]: звіт про НДР «Розробити атлас вантажів, транспортованих на зовнішній підвісці вертольотів» (заключний) / ГосНДІГА, Ризький експериментальний центр; кер. Логінов В. К. – Рига, 2000. – 91 с. – № 04-044-681, Книга 1.

20. Володко, А. М. Вертоліт у складних умовах експлуатації [Текст]: навчально-методичний посібник / А. М. Володко. – М.: КДУ, 2007. – 232 с.: табл.
21. Подобед, В. А. Теоретичні дослідження основних показників роботи порталного крана «Альбрехт» при динамічному впливі вітру [Текст] / В. А. Подобед // Вісник Мурманського державного технічного університету. – 2006. – № 3, том 9 – С. 522 – 530.
22. Авіаційні правила. Частина 25. Норми льотної придатності літаків транспортної категорії [Текст]: затв. Постановою 23-ої сесії Ради з авіації та використання повітряного простору 5 вересня 2003 року. – М.: ВАТ «Авіаіздат», 2004. – 237 с.
23. Анцелевич, Л. Л. Надійність, безпека та живучість літака [Текст] / Л. Л. Анцелевич. – М.: Машинобудування, 2002. – 296 с.: іл.
24. Технологія виробництва літальних апаратів (складально-монтажні роботи): навч. посібник з лаб. практикуму (Technologies of aircraft manufacturing (assembling and mounting work): laboratory work manual) / В. С. Кривцов, Ю. А. Воробйов, Д. А. Брега та ін. – Х. : Нац. аерокосм. ун-т ім. Н. Е. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2013. – 168 с.
25. Основи технологічної підготовки виробництва в авіабудуванні: навч. посібник з дипломного проектування / В. Є. Зайцев, Ю. М. Букін, Ю. А. Воробйов, А. П. Мельничук. – Харків: ХАІ, 2012. – 184 с.
26. Технологія виробництва літальних апаратів (складально-монтажні роботи): навч. посібник з лаб. практикуму / В. С. Кривцов, Ю. А. Воробйов, Ю. М. Букін, Ю. В. Д'яченко, О. К. Горлов, О. М. Мещеряков, С. Ю. Миронов, О. В. Шипуль, В. В. Воронько. – Харків: ХАІ, 2009. – 80 с.
27. Технологія виробництва літальних апаратів: підручник: у 2 книгах. - Книга 2. Технологія складання літальних апаратів / Ю. М. Терещенко, Л. Г. Волянська, К. А. Животовська та ін.; за ред. Ю. М. Терещенка. - К.: Книжкове вид-во НАУ, 2006. - 492 с.
28. Technology of airplane and helicopter manufacturing. Fundamentals of aircraft manufacturing / В. Сікульський, Ю. Боборикін, С. Васильченко, А. П'янков, В. Деменко. - Курс лекцій англійською та російською мовами для іноземних студентів. - Харків: Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», 2006. - 206 с.
29. Technology of airplanes and helicopters production. Assembling, mounting and testing operations in airplane and helicopter production / Букін Ю. М., Воробйов Ю. А.: Конспекти лекцій англійською та російською мовами. – Харків: Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», 2003. – 331 с.
30. Арєп'єв, А. Н. Питання експлуатаційної живучості авіаконструкцій [Текст] / А. Н. Арєп'єв, М. С. Громов, В. С. Шапкін. – М.: Повітряний транспорт, 2002. – 424 с.
31. Гелікоптер Мі-38 [Електронний ресурс] / Режим доступу: https://www.google.com/search?sca_esv=r
32. Орловський П. М., Денисюк В. М. Аналіз проблем забезпечення безпеки льотної експлуатації вертольотів при транспортуванні вантажів на зовнішній

підвісці [Текст] / П. М. Орловський, В. М. Денисюк // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології: зб. наук. пр. Нац. аерокосм. ун-ту ім. М. Є. Жуковського «ХАІ». – Вип. 75. – Х., 2017. – С. 45 – 56.

33. Паршенцев, С. А. Надійність функціонування системи «екіпаж – вертоліт – вантаж на зовнішній підвісці» в умовах розвитку несприятливого фактора [Текст] / С. А. Паршенцев // Загальноросійський науково-технічний журнал «Полет». – М.: Машинобудування / Машинобудування – Полет, 2005. – № 4 – С. 34 – 41.

34. Керівництво з запобігання авіаційних подій. Дос 9422-AN/923: затв. Генеральним секретарем та публікується з його санкції // Міжнародна організація цивільної авіації (ІКАО). – Видання перше, 2001. – 150 с.

35. Белоцерковський, С. М. Створення та застосування математичних моделей літаків [Текст] / С. М. Белоцерковський, Б. О. Качанов та ін. – М.: Наука, 1984. – 140 с.

36. Кась'янов, В. А. Розвиток та застосування методів математичного моделювання польоту при вирішенні завдань удосконалення льотної експлуатації [Текст] / В. А. Кась'янов, Є. П. Ударцев, Р. А. Теймуразов. – Київ: Знання, 1998. – С. 1 – 20.

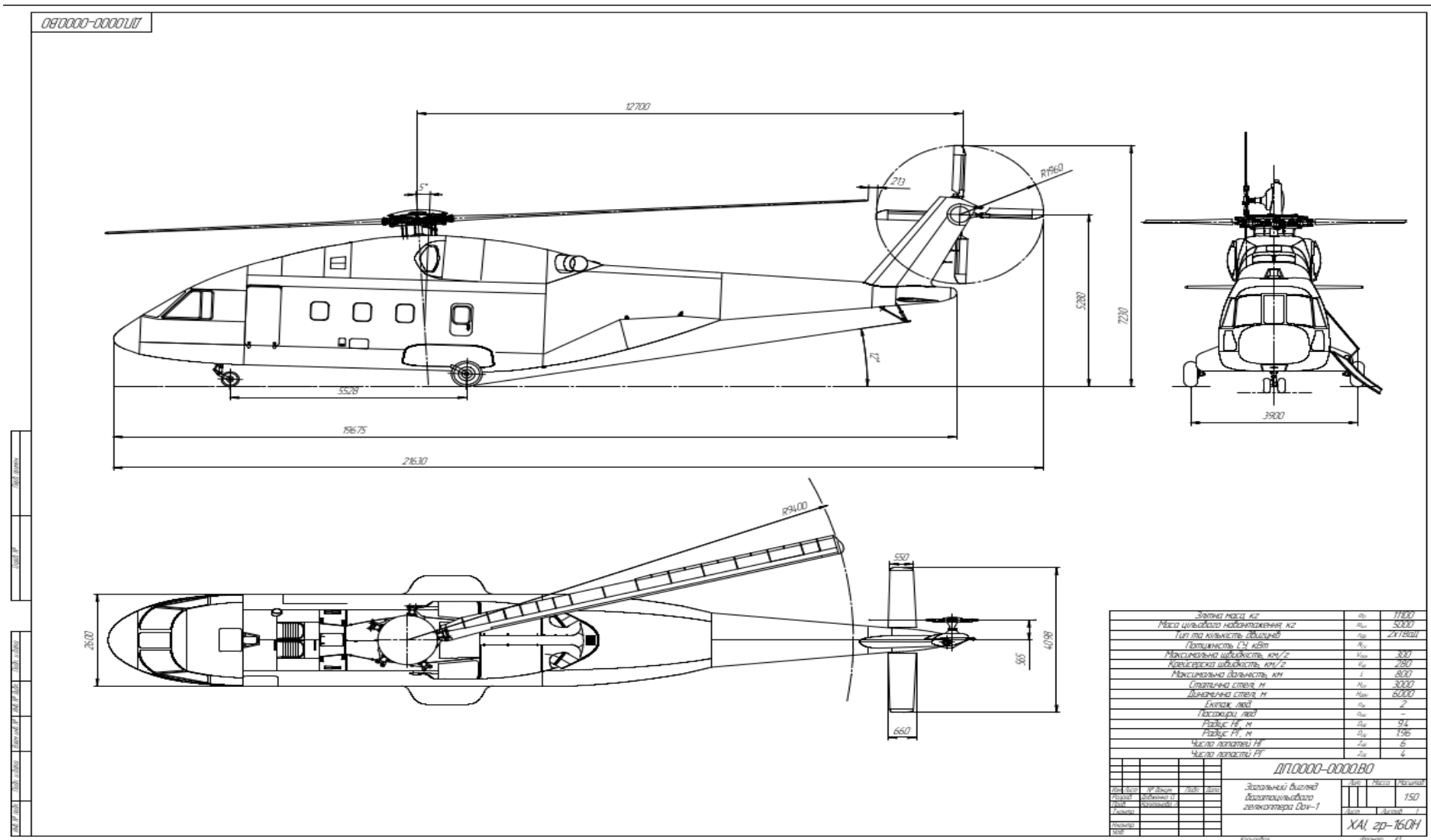
37. Баранов А. М. Хмари та безпека польотів. Л.: Гідрометеоіздат, 1988. – С. 134 – 137.

38. Володко А. М. Основи льотної експлуатації вертольотів. Аеродинаміка. – М.: Транспорт, 1998. – 256 с.

39. Застосування інформації метеорологічних супутників в аналізі та прогнозі особливих явищ погоди для авіації. (Пос. для синоптиків АМСГ, ЗАМЦ та МГАМЦ) / К. Г. Абрамович, Г. С. Бундовський, А. А. Васильєв та ін. – Л.: Гідрометеоіздат, 1994. – 60 с.

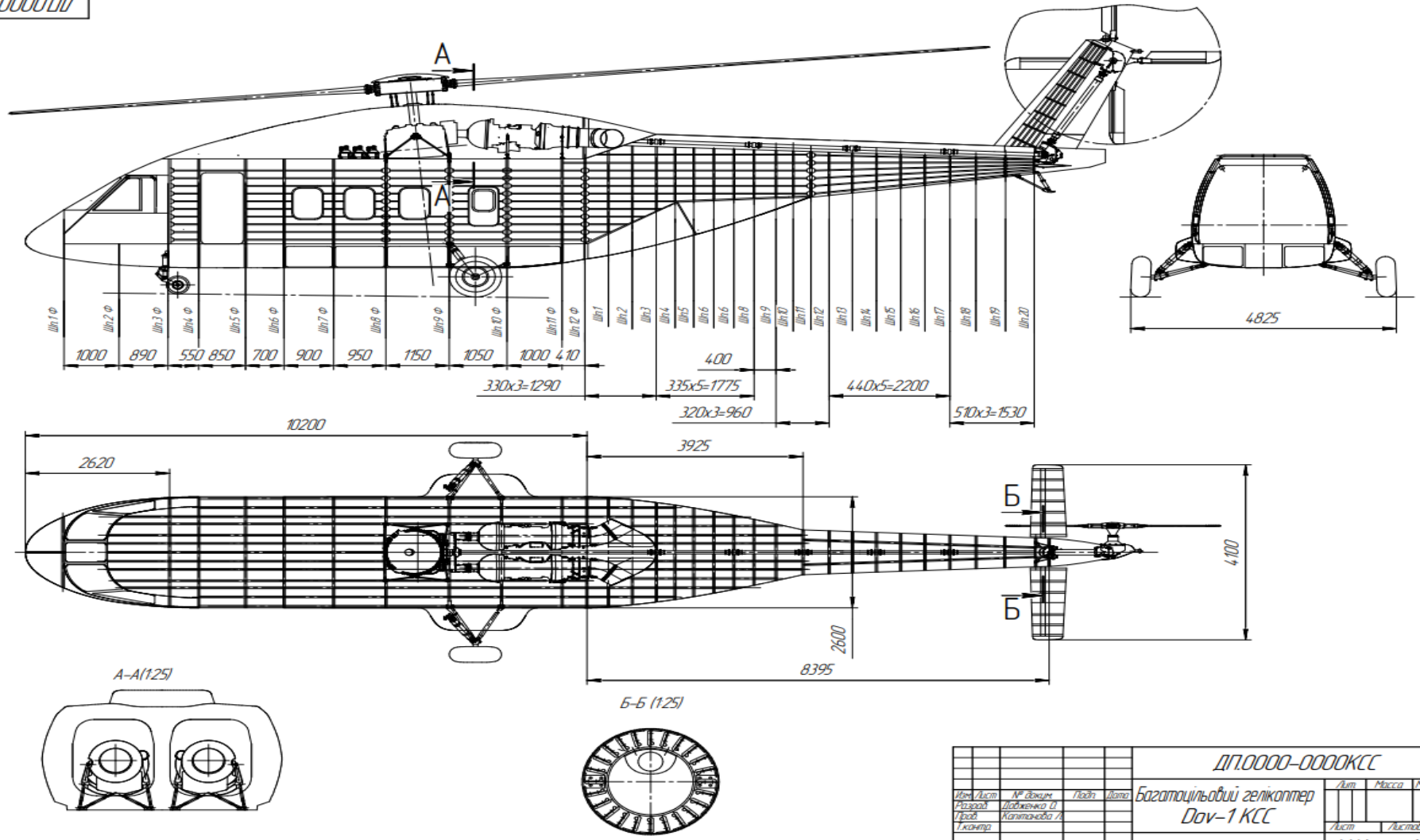
40. Астапенко П. Д., Баранов А. М., Шварев І. М. Погода та польоти літаків і вертольотів. – Л.: Гідрометеоіздат, 2010. – 280 с.

ДОДАТОК – А.1



ДОДАТОК – А.2

ДП.0000-0000КСС



Лист 1
Лист 2
Лист 3
Лист 4
Лист 5
Лист 6
Лист 7
Лист 8
Лист 9
Лист 10
Лист 11
Лист 12
Лист 13
Лист 14
Лист 15
Лист 16
Лист 17
Лист 18
Лист 19
Лист 20

ДП.0000-0000КСС				Лист	Масса	Масштаб
Багатоцільовий гелікоптер				1/1		1:75
Dov-1 КСС				Лист	Листов	1
ХАІ, зр-160Н				Формат А2		
Копіювати						

ДОДАТОК А.3

Таблиця А.1 - Визначення параметрів гелікоптера Dov-1

№п/п	Параметри, відносні маси, коефіцієнти при $\omega R=215$ м/с	Позначення	Розмірність	Питоме навантаження p , Н/м ²					
				200	250	300	350	400	
1	Радіус НГ: $R = \sqrt{\frac{m_0^1 \cdot g}{\pi \cdot p}}$	$m_0^1 = 5000$ кг	R^1	м	14.53	13.004	11.87	10.99	10.28
			R^2	м	13.94	11.98	10.93	10.125	9.471
2	Коефіцієнт заповнення НГ: $\sigma_{V_{\max}} = \frac{C_{T0}}{[\frac{C_T}{\sigma}]_{V_{\max}}}$; $\sigma_{N_{\text{дин}}} = \frac{C_{T_{\text{дин}}}}{[\frac{C_T}{\sigma}]_{V_{\text{дин}}}}$; $C_{T0} = 1.63 \frac{p}{(\omega R)^2}$; $C_{T_{\text{дин}}} = 1.63 \frac{p}{(\omega R)^2 \cdot \Delta_{\text{дин}}}$; $\bar{V}_{\max} = \frac{V_{\max}}{3.6 \cdot \omega R}$; $\bar{V}_{\text{дин}} = \frac{V_{\text{дин}}}{3.6 \cdot \omega R}$; $[\frac{C_T}{\sigma}]_{V_{\max}} = 0.297 - 0.36 \bar{V}_{\max}$; $[\frac{C_T}{\sigma}]_{N_{\text{дин}}} = 0.297 - 0.36 \bar{V}_{\text{дин}}$; $\sigma = \max(\sigma_{V_{\max}}, \sigma_{N_{\text{дин}}})$	$\sigma_{V_{\max}}$	-	0.0448	0.056	0.0672	0.0784	0.0896	
		$\sigma_{N_{\text{дин}}}^1$	-	0.0515	0.0643	0.0772	0.0901	0.1029	
		$\sigma_{N_{\text{дин}}}^2$	-	0.0515	0.0643	0.0772	0.0901	0.1029	
		σ	-	0.053	0.066	0.08	0.093	0.106	
3	Кількість лопатей:	$Z_{\text{л}}$	шт	6	6	6	6	6	
4	Хорда лопатей НГ: $b = \frac{\pi R \sigma}{z}$	b^1	мм	0.404	0.451	0.494	0.534	0.571	
		b^2		0.372	0.415	0.455	0.492	0.526	
5	Подовження лопатей НГ: $\lambda = \frac{R}{b}$	λ^1	мм	36.001	24.017	18.019	28.837	20.58	
		λ^2		36.001	24.017	18.019	28.837	20.58	
6	Економічна швидкість біля землі: $V_3 = 164 \cdot \sqrt[4]{\frac{I \cdot p}{\omega R + 11.6 \cdot 10^6 \cdot \bar{C}_s}}$	V_3^1	км/Г	129.9	137.3	143.7	149.4	154.52	
		V_3^2		128.5	135.8	142.2	147.8	152.8	
7	Економічна швидкість на динамічній стелі:	$V_{\text{дин}}^1$	км/Г	155.4	164.3	172.02	178.7	184.8	
		$V_{\text{дин}}^2$		154.04	162.88	170.56	177.18	183.19	

	$V_{\text{дин}} = 164 \cdot \sqrt[4]{\frac{I \cdot p}{\omega R + 11.6 \cdot 10^6 \cdot \bar{c}_s}}$							
8	Потрібна для висіння на $N_{\text{ст}}$ енергоозброєність вертольоту $\tilde{N}_{\text{ст}}$: $\tilde{N}_{\text{ст}} = \frac{N_{\text{ст}}}{m_0 g} = \frac{T_0^{1.5} \sqrt{p}}{1,566 \cdot \eta_0 \sqrt{\Delta_{\text{ст}}}}$	$\tilde{N}_{\text{ст}}^1$	Вт/Н	19.87	22.21	24.33	26.28	28.1
		$\tilde{N}_{\text{ст}}^2$		19.87	22.215	24.335	26.285	28.1
9	Потрібна для польоту на V_{max} енергоозброєність вертольоту $\tilde{N}_{V_{\text{max}}} : \tilde{N}_{V_{\text{max}}} = \frac{N_{V_{\text{max}}}}{m_0 g} = 16,4 \cdot 10^{-3} \omega R (1 + 7,08 \cdot 10^{-8} V_{\text{max}}^3) + 1,67 \frac{p^{1.5}}{V_{\text{max}}} + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot \bar{c}_s \cdot V_{\text{max}}^3$	$\tilde{N}_{V_{\text{max}}}^1$	$\bar{c}_s \cdot V_{\text{max}}^3$	24.73	25.9	25.45	25.81	26.17
		$\tilde{N}_{V_{\text{max}}}^2$		25.606	25.964	26.322	26.68	27.038
10	Потрібна для висіння на $N_{\text{дин}}$ енергоозброєність вертольоту: $\tilde{N}_{\text{дин}} = 16,4 \cdot 10^{-3} \omega R (1 + 7,08 \cdot 10^{-8} V_{\text{дин}}^3) + \frac{p \cdot 1,82}{V_{\text{дин}} \cdot \Delta_{\text{дин}}} + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot \bar{c}_s \cdot V_{\text{дин}}^3$	$\tilde{N}_{\text{дин}}^1$	Вт/Н	19.72	21.89	23.94	25.9	27.79
		$\tilde{N}_{\text{дин}}^2$		19.84	22.024	24.096	26.08	27.989
11	Питома наведена потужність, $\bar{N}_{\text{взл}}$ необхідна для продовження зльоту з економічної швидкістю: $\bar{N}_{\text{взл}} = 0,0164 \cdot \omega R (1 + 7,08 \cdot 10^{-8} V_3^3) + 1,82 \frac{p}{V_3} + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot \bar{c}_s \cdot V_3^3$	$\bar{N}_{\text{взл}}^1$	Вт/Н	18.5	20.37	22.16	21	25.48
		$\bar{N}_{\text{взл}}^2$		18.5	20.47	22.285	21.17	25.664
12	Потрібна питома енергоозброєність вертольоту: $\bar{N}_{\text{max}}^{\text{пр}} = \max(\bar{N}_{\text{ст}}^{\text{пр}}, \bar{N}_{V_{\text{max}}}^{\text{пр}}, \bar{N}_H^{\text{пр}}, \bar{N}_{\text{взл}}^{\text{пр}})$	$\bar{N}_{\text{max}}^{\text{пр}1}$	Вт/Н	24.73	25.09	25.15	26.28	28.1
		$\bar{N}_{\text{max}}^{\text{пр}2}$		25.606	25.964	26.322	26.68	28.1
13	Потрібна потужність силової установки: $N_{\text{потр}} = \bar{N}_{\text{max}}^{\text{пр}} \cdot m_{01} \cdot g / n$	$N_{\text{потр}}^1$	кВт	1643	1666	1691	1746	1866
		$N_{\text{потр}}^2$		1443	1463	1483	1503	1583
14	Відносна маса фюзеляжу: $\bar{m}_\phi = \frac{k_\phi \cdot S_\phi^{0.88}}{(m_0)^{0.75}}$	\bar{m}_ϕ^1	-	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11
		\bar{m}_ϕ^2		0.124	0.124	0.124	0.124	0.124
15	Відносна маса опіру: $\bar{m}_{\text{оп}} = \bar{m}_{\text{го}} + \bar{m}_{\text{во}}$	$\bar{m}_{\text{ог}}^1$	-	0.0037	0.002	0,002	0.0021	0,0018

		$\bar{m}_{ог}^2$		0.0037	0.0029	0.0025	0.002	0.0018
16	Відносна маси шасі:	$\bar{m}_{ш}^1$	-	0.02	0.02	0.02	0.02	0.02
	Приймаємо для полозкового шасі $\bar{m}_{ш} = 0,0125$.	$\bar{m}_{ш}^2$		0.02	0.02	0.02	0.02	0.02
17	Відносна маса ручного управління: $\bar{m}_{упр} = \frac{k_{ру} \cdot R}{m_0}$	$\bar{m}_{упр}^1$	-	0.025 8	0.023	0.021	0.0195	0.0182
		$\bar{m}_{упр}^2$		0.028	0.025	0.022	0.021	0.019
18	Відносна маса палива: $\bar{m}_{п} = k_{т} \cdot \frac{c_{вкр} \cdot L_{max}}{V_{крс}} \cdot \tilde{N}_{окрс} \cdot g$	$\bar{m}_{п}^1$	-	0.111	0.112	0.114	0.118	0.133
		$\bar{m}_{п}^2$		0.116	0.117	0.117	0.119	0.120
19	Відносна маса двигунів з системами: $\bar{m}_{дв.с} = (Y_{дв} + k_c) \cdot N_{оmax} \cdot g + k_{тс} \cdot \bar{m}_т$	$\bar{m}_{дв.с}^1$	-	0.056	0.057	0.057	0.059	0.063
		$\bar{m}_{дв.с}^2$		0.058	0.058	0.059	0.060	0.063
20	Відносна сумарна маса лопатей : $\bar{m}_{\Sigma л нв} = \frac{a_{л} \cdot k_{л} \cdot \sigma_{нв}}{\lambda^{0,7} \cdot p}$	$\bar{m}_{\Sigma л нв}^1$	-	0.161	0.129	0.107	0.092	0.08
		$\bar{m}_{\Sigma л нв}^2$		0.152	0.122	0.101	0.087	0.076
21	Відносна маса втулки НВ: $\bar{m}_{вт нв} = \frac{a_{вт} \cdot k_{вт} \cdot k_z \cdot (\bar{m}_{л}^{1,35} / z) \cdot (\omega R)^{2,7} \cdot p^{0,35}}{10^5}$	$\bar{m}_{вт нв}^1$		0.048	0.051	0.055	0.058	0.061
		$\bar{m}_{вт нв}^2$		0.046 9	0.050	0.054	0.057	0.059
№п/п	Параметри, відносні маси, коефіцієнти при $\omega R=232$ м/с	Позна чення	Розмі рність	Питоме навантаження $p, \text{H/m}^2$				
22	Відносна сумарна маса лопатей РВ: $\bar{m}_{\Sigma л рв} = \frac{\sigma_{рв}}{\sigma_{нв}} \cdot \left(\frac{\lambda_{нв}}{\lambda_{рв}}\right)^{0,7} \cdot \left(\frac{R_{рв}}{R_{нв}}\right)^{2,7} \cdot \bar{m}_{\Sigma л нв}$	$\bar{m}_{\Sigma л рв}^1$	-	0.027	0.021	0.018	0.015	0.013
		$\bar{m}_{\Sigma л рв}^2$		0.032	0.025	0.021	0.018	0.0162
23	Відносна маса втулки РВ: $\bar{m}_{вт.рв} = \frac{k_{злрв}}{k_{злнв}} \cdot \frac{z_{лрв}}{z_{лнв}} \cdot \left(\frac{\omega_{рв} R_{рв}}{\omega_{нв} R_{нв}}\right)^{2,7} \cdot \left(\frac{R_{нв}}{R_{рв}}\right)^{0,65} \cdot \left(\frac{\bar{m}_{лрв}}{\bar{m}_{лнв}}\right)^{1,35} \cdot \bar{m}_{втнв}$	$\bar{m}_{вт.рв}^1$	-	0.007	0.005	0.005	0.004	0.003
		$\bar{m}_{вт.рв}^2$		0.008	0.006	0.005	0.005	0.004

24	Відносна маса гвинтів: $\bar{m}_в = \bar{m}_{\Sigma,лнв} + \bar{m}_{втнв} + \bar{m}_{\Sigma,лрв} + \bar{m}_{вт,рв}$	$\bar{m}_в^1$	-	0.242	0.208	0.187	0.172	0.161
		$\bar{m}_в^2$						
25	Відносна маса головного редуктора: $\bar{m}_{глр} = \frac{k_{глр} \cdot a_{глр} \cdot R^{0.4} \cdot \xi^{0.8} \cdot \left(\frac{N}{\omega R}\right)^{0.8}}{p^{0.2}}$	$\bar{m}_{глр}^1$	-	0.011	0.011	0.011	0.011	0.011
		$\bar{m}_{глр}^2$		0.0113	0.011	0.0107	0.0105	0.0106
26	Відносна маса трансмісійних валів: $\bar{m}_{тв} = \frac{a_{тв} \cdot L_{рв} \cdot (1 - \xi)^{2/3} \cdot \left(\frac{N_0}{\omega_{тв}}\right)^{2/3}}{p^{1/3}}$	$\bar{m}_{тв}^1$	-	0.084	0.081	0.078	0.075	0.073
		$\bar{m}_{тв}^2$		0.081	0.078	0.075	0.073	0.071
27	Відносна масаи трансмісії: $\bar{m}_{тр} = \bar{m}_{глр} + \bar{m}_{хр} + \bar{m}_{тв}$	$\bar{m}_{тр}^1$	-	0.108	0.103	0.1	0.957	0.095
		$\bar{m}_{тр}^2$		0.104	0.1	0.096	0.094	0.092
28	Відносна маса силової установки: $\bar{m}_{су} = \bar{m}_{дв.с} + \bar{m}_в + \bar{m}_{тр}$	$\bar{m}_{су}^1$	-	0.406	0.369	0.344	0.329	0.32
		$\bar{m}_{су}^2$		0.4	0.364	0.34	0.323	0.314
29	Маса обладнання: $m_{об} \approx 0,017 \cdot m_0^{1,2235}$	$m_{об}^1$	кг	1210	1202.2	1193.2	1179.6	1701.9
		$m_{об}^2$		1280	1212.2	1155.2	1109.6	1751.9
30	Відносна маса повного навантаження	$m_{пл}^1$	кг	0.483	0.525	0.552	0.567	0.563
		$m_{пл}^2$		0.465	0.533	0.552	0.558	0.560
31	Злітна маса вертольоту: $m_0 = m_{цн} + m_{ек} + m_{пуст} + m_{пал}$	m_0^1	кг	13136	12082	11494	11185	11265
		m_0^2		13326	12243	11629	11238	11107

ДОДАТОК Б

Таблиця Б.1 – Розрахунок розподілених характеристик по лопаті.

$\Gamma_{отн}$	0,2000	0,3000	0,4000	0,5000	0,6000	0,7000	0,8000	0,9000	1,0000
σ	0,0985	0,0985	0,0985	0,0985	0,0985	0,0985	0,0985	0,0985	0,0985
	4,0000	3,2000	2,4000	1,6000	0,8000	0,0000	-0,8000	-1,6000	-2,0000
	8,0000	7,2000	6,4000	5,6000	4,8000	4,0000	3,2000	2,4000	2,0000
	10,0000	9,2000	8,4000	7,6000	6,8000	6,0000	5,2000	4,4000	4,0000
	12,0000	11,2000	10,4000	9,6000	8,8000	8,0000	7,2000	6,4000	6,0000
	14,0000	13,2000	12,4000	11,6000	10,8000	10,0000	9,2000	8,4000	8,0000
	16,0000	15,2000	14,4000	13,6000	12,8000	12,0000	11,2000	10,4000	10,0000
	18,0000	17,2000	16,4000	15,6000	14,8000	14,0000	13,2000	12,4000	12,0000
	20,0000	19,2000	18,4000	17,6000	16,8000	16,0000	15,2000	14,4000	14,0000
	22,0000	21,2000	20,4000	19,6000	18,8000	18,0000	17,2000	16,4000	16,0000
M	0,1339	0,2009	0,2678	0,3348	0,4017	0,4687	0,5356	0,6026	0,6695
C_y^a	5,6775	5,6775	5,6775	5,6775	5,6819	5,8563	5,9379	5,9433	6,0827
$\nu_{отн1в}$									
4,0000	-0,0059	0,0009	0,0052	0,0077	0,0085	0,0078	0,0053	0,0009	-0,0010
6,0000	-0,0009	0,0073	0,0131	0,0170	0,0194	0,0207	0,0204	0,0187	0,0192
8,0000	0,0035	0,0131	0,0201	0,0252	0,0289	0,0316	0,0330	0,0330	0,0350
10,0000	0,0077	0,0184	0,0265	0,0327	0,0374	0,0413	0,0439	0,0452	0,0485
12,0000	0,0116	0,0233	0,0324	0,0395	0,0452	0,0502	0,0538	0,0561	0,0604
14,0000	0,0153	0,0280	0,0379	0,0459	0,0524	0,0583	0,0628	0,0661	0,0711
16,0000	0,0187	0,0324	0,0431	0,0519	0,0591	0,0659	0,0712	0,0752	0,0811
18,0000	0,0221	0,0366	0,0481	0,0575	0,0654	0,0730	0,0791	0,0838	0,0903
$\nu_{1в}$									
4,0000	0,0305	0,0373	0,0416	0,0441	0,0449	0,0441	0,0417	0,0373	0,0354
6,0000	0,0354	0,0437	0,0494	0,0534	0,0558	0,0570	0,0568	0,0551	0,0556
8,0000	0,0399	0,0494	0,0564	0,0616	0,0653	0,0680	0,0693	0,0693	0,0714
10,0000	0,0441	0,0548	0,0628	0,0690	0,0738	0,0777	0,0803	0,0816	0,0848
12,0000	0,0479	0,0597	0,0688	0,0759	0,0815	0,0865	0,0902	0,0925	0,0967
14,0000	0,0516	0,0644	0,0743	0,0823	0,0887	0,0947	0,0992	0,1024	0,1075
16,0000	0,0551	0,0688	0,0795	0,0882	0,0955	0,1022	0,1076	0,1116	0,1174
18,0000	0,0584	0,0729	0,0844	0,0939	0,1018	0,1094	0,1155	0,1202	0,1267
β°									
4,0000	1,6781	-0,1701	-0,7500	-0,8817	-0,8112	-0,6369	-0,3810	-0,0576	0,0556
6,0000	0,2717	-1,3924	-1,8725	-1,9493	-1,8537	-1,6906	-1,4629	-1,1914	-1,1017
8,0000	-1,0135	-2,4960	-2,8743	-2,8896	-2,7577	-2,5871	-2,3603	-2,0990	-2,0067
10,0000	-2,2033	-3,5090	-3,7867	-3,7390	-3,5665	-3,3803	-3,1436	-2,8776	-2,7750
12,0000	-3,3152	-4,4498	-4,6295	-4,5190	-4,3043	-4,0990	-3,8472	-3,5698	-3,4541
14,0000	-4,3616	-5,3311	-5,4158	-5,2437	-4,9868	-4,7603	-4,4910	-4,1989	-4,0690
16,0000	-5,3520	-6,1622	-6,1551	-5,9230	-5,6243	-5,3759	-5,0877	-4,7792	-4,6347
18,0000	-6,2937	-6,9503	-6,8545	-6,5640	-6,2244	-5,9537	-5,6461	-5,3203	-5,1612

Таблиця Б.2 - Розрахунок розподілених характеристик по лопаті при $\varphi_{07} = 4^\circ$.

α	9,6781	7,0299	5,6500	4,7183	3,9888	3,3631	2,8190	2,3424	2,0556
C_{ya}	1,0943	0,8134	0,6750	0,5772	0,4953	0,4585	0,4142	0,3651	0,3487
C_{xp}	0,0194	0,0150	0,0131	0,0117	0,0107	0,0099	0,0105	0,0117	0,0166
dCT/dr	0,0043	0,0072	0,0106	0,0142	0,0176	0,0221	0,0261	0,0291	0,0343
dmi/dr	1,32E-04	2,69E-04	4,43E-04	6,26E-04	7,88E-04	9,77E-04	1,09E-03	1,09E-03	1,22E-03
dmp/dr	1,53E-05	4,00E-05	8,24E-05	1,45E-04	2,28E-04	3,34E-04	5,27E-04	8,37E-04	1,64E-03
dmk/dr	1,47E-04	3,09E-04	5,25E-04	7,71E-04	1,02E-03	1,31E-03	1,62E-03	1,92E-03	2,85E-03

Таблиця Б.3 - Розрахунок розподілених характеристик по лопаті при $\varphi_{07} = 6^\circ$.

α	10,2717	7,8076	6,5275	5,6507	4,9463	4,3094	3,7371	3,2086	2,8983
C_{ya}	1,1463	0,9009	0,7627	0,6709	0,5924	0,5562	0,5096	0,4552	0,4363
C_{xp}	0,0205	0,0162	0,0143	0,0131	0,0121	0,0118	0,0122	0,0133	0,0205
dCT/dr	0,0045	0,0080	0,0120	0,0165	0,0210	0,0268	0,0321	0,0363	0,0430
dmi/dr	1,60E-04	3,49E-04	5,94E-04	8,82E-04	1,17E-03	1,53E-03	1,82E-03	2,00E-03	2,39E-03
dmp/dr	1,62E-05	4,31E-05	9,03E-05	1,61E-04	2,57E-04	3,98E-04	6,15E-04	9,55E-04	2,02E-03
dmk/dr	1,76E-04	3,92E-04	6,85E-04	1,04E-03	1,43E-03	1,93E-03	2,44E-03	2,96E-03	4,41E-03

Таблиця Б.4 - Розрахунок розподілених характеристик по лопаті при $\varphi_{07} = 8^\circ$.

α	10,9865	8,7040	7,5257	6,7104	6,0423	5,4129	4,8397	4,3010	3,9933
C_{ya}	1,2088	1,0017	0,8691	0,7774	0,7037	0,6702	0,6238	0,5666	0,5349
C_{xp}	0,0220	0,0176	0,0158	0,0146	0,0137	0,0142	0,0166	0,0194	0,0303
dCT/dr	0,0048	0,0089	0,0137	0,0191	0,0250	0,0323	0,0393	0,0452	0,0527
dmi/dr	1,90E-04	4,39E-04	7,73E-04	1,18E-03	1,63E-03	2,20E-03	2,73E-03	3,13E-03	3,76E-03
dmp/dr	1,73E-05	4,67E-05	9,95E-05	1,80E-04	2,91E-04	4,81E-04	8,37E-04	1,39E-03	2,99E-03
dmk/dr	2,07E-04	4,86E-04	8,73E-04	1,36E-03	1,92E-03	2,68E-03	3,56E-03	4,52E-03	6,75E-03

Таблиця Б.5 - Розрахунок розподілених характеристик по лопаті при $\varphi_{07} = 10^\circ$.

α	11,7967	9,6910	8,6133	7,8610	7,2335	6,6197	6,0564	5,5224	5,2250
C_{ya}	1,2923	1,0955	0,9915	0,9011	0,8253	0,7950	0,7498	0,6902	0,6246

Cxp	0,0257	0,0194	0,0174	0,0170	0,0160	0,0169	0,0215	0,0277	0,0481
dCT/d r	0,0051	0,0097	0,0156	0,0222	0,0293	0,0384	0,0473	0,0551	0,0615
dmi/d r	2,24E- 04	5,32E- 04	9,82E- 04	1,53E- 03	2,16E- 03	2,98E- 03	3,80E- 03	4,49E- 03	5,22E- 03
dmp/d r	2,03E- 05	5,15E- 05	1,10E- 04	2,10E- 04	3,41E- 04	5,71E- 04	1,08E- 03	1,99E- 03	4,74E- 03
dmк/d r	2,45E- 04	5,83E- 04	1,09E- 03	1,74E- 03	2,50E- 03	3,55E- 03	4,88E- 03	6,48E- 03	9,96E- 03

Таблиця Б.6 - Розрахунок розподілених характеристик по лопаті при $\varphi_{07} = 12^\circ$.

α	12,6848	9,8689	8,9842	8,3563	7,8132	7,2397	6,7090	6,2011	5,9310
Cya	1,3798	1,1110	1,0332	0,9556	0,8858	0,8546	0,8174	0,7589	0,6761
Cxp	0,0305	0,0197	0,0180	0,0182	0,0183	0,0190	0,0241	0,0324	0,0583
dCT/d r	0,0054	0,0098	0,0163	0,0235	0,0314	0,0412	0,0515	0,0605	0,0666
dmi/d r	2,61E- 04	5,88E- 04	1,12E- 03	1,79E- 03	2,56E- 03	3,57E- 03	4,65E- 03	5,60E- 03	6,44E- 03
dmp/d r	2,40E- 05	5,25E- 05	1,13E- 04	2,24E- 04	3,90E- 04	6,43E- 04	1,21E- 03	2,33E- 03	5,74E- 03
dmк/d r	2,85E- 04	6,41E- 04	1,23E- 03	2,01E- 03	2,95E- 03	4,21E- 03	5,86E- 03	7,93E- 03	1,22E- 02

Таблиця Б.7 - Розрахунок розподілених характеристик по лопаті при $\varphi_{07} = 14^\circ$.

α	13,6384	11,8689	10,9842	10,3563	9,8132	9,2397	8,7090	8,2011	7,9310
Cya	1,4561	1,2998	1,2086	1,1485	1,0871	1,0255	0,9596	0,8976	0,7904
Cxp	0,0381	0,0261	0,0220	0,0245	0,0283	0,0311	0,0440	0,0620	0,0949
dCT/d r	0,0057	0,0115	0,0190	0,0283	0,0385	0,0495	0,0605	0,0716	0,0779
dmi/d r	2,96E- 04	7,42E- 04	1,41E- 03	2,33E- 03	3,42E- 03	4,69E- 03	6,00E- 03	7,34E- 03	8,37E- 03
dmp/d r	3,00E- 05	6,93E- 05	1,38E- 04	3,01E- 04	6,02E- 04	1,05E- 03	2,22E- 03	4,45E- 03	9,35E- 03
dmк/d r	3,26E- 04	8,11E- 04	1,55E- 03	2,63E- 03	4,02E- 03	5,74E- 03	8,22E- 03	1,18E- 02	1,77E- 02

Таблиця Б.8 - Розрахунок розподілених характеристик по лопаті при $\varphi_{07} = 16^\circ$.

α	14,6480	13,0378	12,2449	11,6770	11,1757	10,6241	10,1123	9,6208	9,3653
Cya	1,5250	1,4080	1,3386	1,2726	1,2148	1,1546	1,0568	0,9546	0,8422

C _{xp}	0,0465	0,0333	0,0278	0,0299	0,0368	0,0464	0,0669	0,0940	0,1276
dCT/d _r	0,0060	0,0125	0,0211	0,0313	0,0431	0,0557	0,0666	0,0762	0,0830
d _{ми} /d _r	3,31E-04	8,58E-04	1,68E-03	2,77E-03	4,11E-03	5,70E-03	7,17E-03	8,50E-03	9,74E-03
dmp/d _r	3,66E-05	8,86E-05	1,75E-04	3,69E-04	7,83E-04	1,57E-03	3,37E-03	6,75E-03	1,26E-02
d _{мк} /d _r	3,68E-04	9,47E-04	1,85E-03	3,13E-03	4,89E-03	7,27E-03	1,05E-02	1,52E-02	2,23E-02

Таблиця Б.9 - Розрахунок розподілених характеристик по лопаті при $\varphi_{07} = 18^\circ$.

α	15,7063	14,2497	13,5455	13,0360	12,5756	12,0463	11,5539	11,0797	10,8388
C _{ya}	1,2725	1,5250	1,4486	1,3892	1,3318	1,2445	1,1362	0,9974	0,8823
C _{xp}	0,0518	0,0425	0,0374	0,0392	0,0447	0,0647	0,0939	0,1314	0,1612
dCT/d _r	0,0050	0,0135	0,0228	0,0342	0,0472	0,0601	0,0716	0,0796	0,0869
d _{ми} /d _r	2,93E-04	9,86E-04	1,93E-03	3,21E-03	4,81E-03	6,57E-03	8,27E-03	9,56E-03	1,10E-02
dmp/d _r	4,08E-05	1,13E-04	2,36E-04	4,82E-04	9,51E-04	2,19E-03	4,74E-03	9,44E-03	1,59E-02
d _{мк} /d _r	3,34E-04	1,10E-03	2,16E-03	3,69E-03	5,76E-03	8,75E-03	1,30E-02	1,90E-02	2,69E-02

Таблиця Б.10 - Розрахунок розподілених характеристик по лопаті при $\varphi_{07} = 18^\circ$.

C _T	5,761E-04	8,924E-04	1,243E-03	1,589E-03	1,985E-03	2,412E-03	2,762E-03	3,174E-03	1,428E-02
m _и	2,001E-05	3,556E-05	5,344E-05	7,070E-05	8,824E-05	1,033E-04	1,087E-04	1,151E-04	5,808E-04
m _p	2,763E-06	6,121E-06	1,135E-05	1,862E-05	2,810E-05	4,308E-05	6,822E-05	1,237E-04	2,948E-04
m _к	2,277E-05	4,168E-05	6,479E-05	8,932E-05	1,163E-04	1,463E-04	1,769E-04	2,387E-04	8,756E-04

Таблиця Б.11 - Розрахунок розподілених характеристик по лопаті при $\varphi_{07} = 18^\circ$.

C _T	6,251E-04	1,000E-03	1,427E-03	1,876E-03	2,393E-03	2,948E-03	3,422E-03	3,965E-03	1,724E-02
m _и	2,543E-05	4,715E-05	7,381E-05	1,027E-04	1,351E-04	1,678E-04	1,912E-04	2,195E-04	9,398E-04
m _p	2,965E-06	6,671E-06	1,256E-05	2,091E-05	3,278E-05	5,067E-05	7,851E-05	1,486E-04	3,453E-04

m к	2,839E- 05	5,382E- 05	8,638E- 05	1,236E- 04	1,679E- 04	2,184E- 04	2,698E- 04	3,681E- 04	1,285E- 03
--------	---------------	---------------	---------------	---------------	---------------	---------------	---------------	---------------	---------------

Таблиця Б.12 - Розрахунок розподілених характеристик по лопаті при $\varphi_{07} = 18^\circ$.

С _т	6,821E- 04	1,129E- 03	1,642E- 03	2,205E- 03	2,865E- 03	3,584E- 03	4,226E- 03	4,894E- 03	2,072E- 02
m и	3,145E- 05	6,061E- 05	9,762E- 05	1,404E- 04	1,914E- 04	2,463E- 04	2,931E- 04	3,448E- 04	1,372E- 03
m р	3,200E- 06	7,311E- 06	1,396E- 05	2,353E- 05	3,860E- 05	6,590E- 05	1,113E- 04	2,189E- 04	4,713E- 04
m к	3,465E- 05	6,792E- 05	1,116E- 04	1,639E- 04	2,300E- 04	3,122E- 04	4,044E- 04	5,637E- 04	1,844E- 03

Таблиця Б.13 - Розрахунок розподілених характеристик по лопаті при $\varphi_{07} = 18^\circ$.

С _т	7,402E- 04	1,267E- 03	1,891E- 03	2,573E- 03	3,382E- 03	4,282E- 03	5,117E- 03	5,830E- 03	2,448E- 02
m и	3,781E- 05	7,568E- 05	1,257E- 04	1,845E- 04	2,570E- 04	3,389E- 04	4,145E- 04	4,857E- 04	1,874E- 03
m р	3,591E- 06	8,068E- 06	1,598E- 05	2,752E- 05	4,559E- 05	8,267E- 05	1,537E- 04	3,364E- 04	6,575E- 04
m к	4,140E- 05	8,375E- 05	1,417E- 04	2,120E- 04	3,026E- 04	4,215E- 04	5,681E- 04	8,221E- 04	2,532E- 03

Таблиця Б.14 - Розрахунок розподілених характеристик по лопаті при $\varphi_{07} = 18^\circ$.

С _т	7,643E- 04	1,307E- 03	1,991E- 03	2,747E- 03	3,633E- 03	4,639E- 03	5,604E- 03	6,357E- 03	2,640E- 02
m и	4,244E- 05	8,538E- 05	1,453E- 04	2,173E- 04	3,065E- 04	4,107E- 04	5,124E- 04	6,021E- 04	2,267E- 03
m р	3,825E- 06	8,291E- 06	1,688E- 05	3,073E- 05	5,167E- 05	9,284E- 05	1,770E- 04	4,033E- 04	7,659E- 04
m к	4,626E- 05	9,367E- 05	1,621E- 04	2,480E- 04	3,582E- 04	5,036E- 04	6,893E- 04	1,005E- 03	3,033E- 03

Таблиця Б.15 - Розрахунок розподілених характеристик по лопаті при $\varphi_{07} = 18^\circ$.

С _т	8,630E- 04	1,529E- 03	2,367E- 03	3,341E- 03	4,402E- 03	5,499E- 03	6,605E- 03	7,474E- 03	3,132E- 02
m и	5,189E- 05	1,078E- 04	1,871E- 04	2,873E- 04	4,052E- 04	5,343E- 04	6,668E- 04	7,853E- 04	2,954E- 03

m	4,966E-06	1,039E-05	2,198E-05	4,518E-05	8,273E-05	1,636E-04	3,336E-04	6,900E-04	1,320E-03
m	5,685E-05	1,182E-04	2,090E-04	3,325E-04	4,880E-04	6,978E-04	1,000E-03	1,475E-03	4,274E-03

Таблиця Б.16 - Розрахунок розподілених характеристик по лопаті при $\varphi_{07} = 18^\circ$.

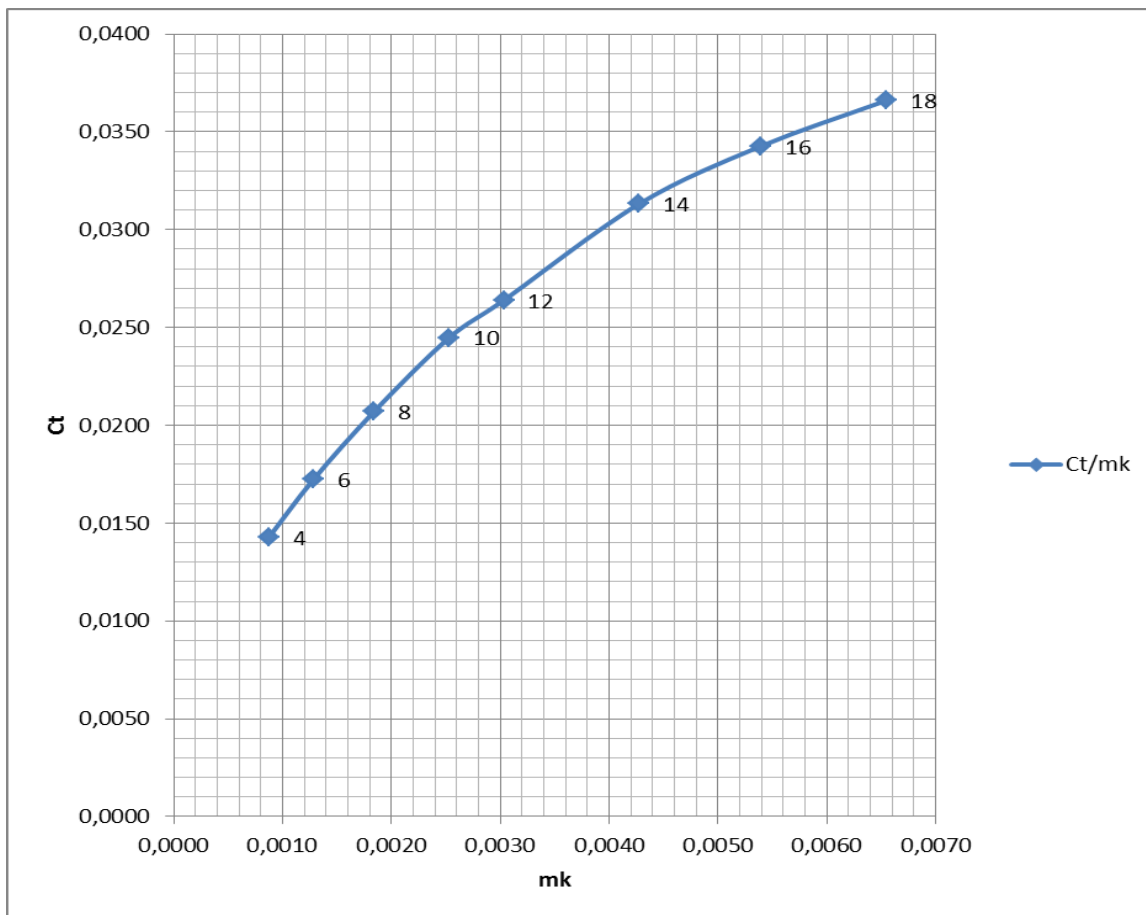
С _Т	9,245E-04	1,679E-03	2,622E-03	3,721E-03	4,940E-03	6,117E-03	7,139E-03	7,956E-03	3,426E-02
m	5,946E-05	1,268E-04	2,221E-04	3,438E-04	4,905E-04	6,432E-04	7,834E-04	9,121E-04	3,496E-03
m	6,260E-06	1,319E-05	2,719E-05	5,756E-05	1,176E-04	2,471E-04	5,061E-04	9,658E-04	1,895E-03
m	6,572E-05	1,400E-04	2,493E-04	4,014E-04	6,081E-04	8,904E-04	1,290E-03	1,878E-03	5,391E-03

Таблиця Б.17 - Розрахунок розподілених характеристик по лопаті при $\varphi_{07} = 18^\circ$.

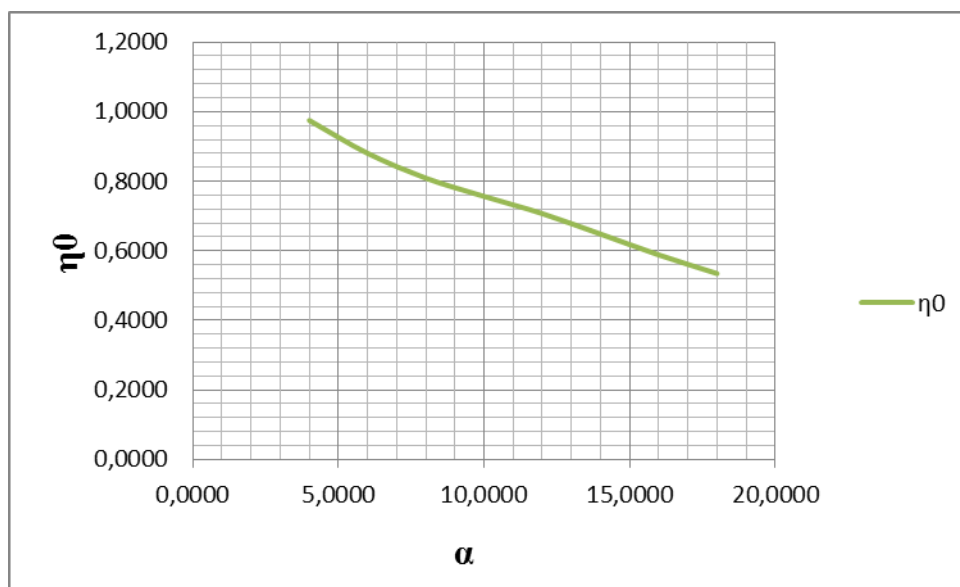
С _Т	9,266E-04	1,817E-03	2,852E-03	4,072E-03	5,365E-03	6,584E-03	7,560E-03	8,324E-03	3,661E-02
m	6,395E-05	1,457E-04	2,570E-04	4,010E-04	5,688E-04	7,419E-04	8,916E-04	1,029E-03	4,001E-03
m	7,691E-06	1,743E-05	3,590E-05	7,169E-05	1,569E-04	3,461E-04	7,086E-04	1,266E-03	2,548E-03
m	7,164E-05	1,631E-04	2,929E-04	4,727E-04	7,257E-04	1,088E-03	1,600E-03	2,294E-03	6,549E-03

Таблиця Б.18 – Залежність $\varphi_{07}=f(C_T, m_{и}, m_{к}, m_{р}, \eta_0)$

φ	4,0000	6,0000	8,0000	10,0000	12,0000	14,0000	16,0000	18,0000
С _Т	0,0143	0,0172	0,0207	0,0245	0,0264	0,0313	0,0343	0,0366
m _и	0,0006	0,0009	0,0014	0,0019	0,0023	0,0030	0,0035	0,0040
m _р	0,0003	0,0003	0,0005	0,0007	0,0008	0,0013	0,0019	0,0025
m _к	0,0009	0,0013	0,0018	0,0025	0,0030	0,0043	0,0054	0,0065
η_0	0,9749	0,8805	0,8091	0,7567	0,7071	0,6483	0,5883	0,5348



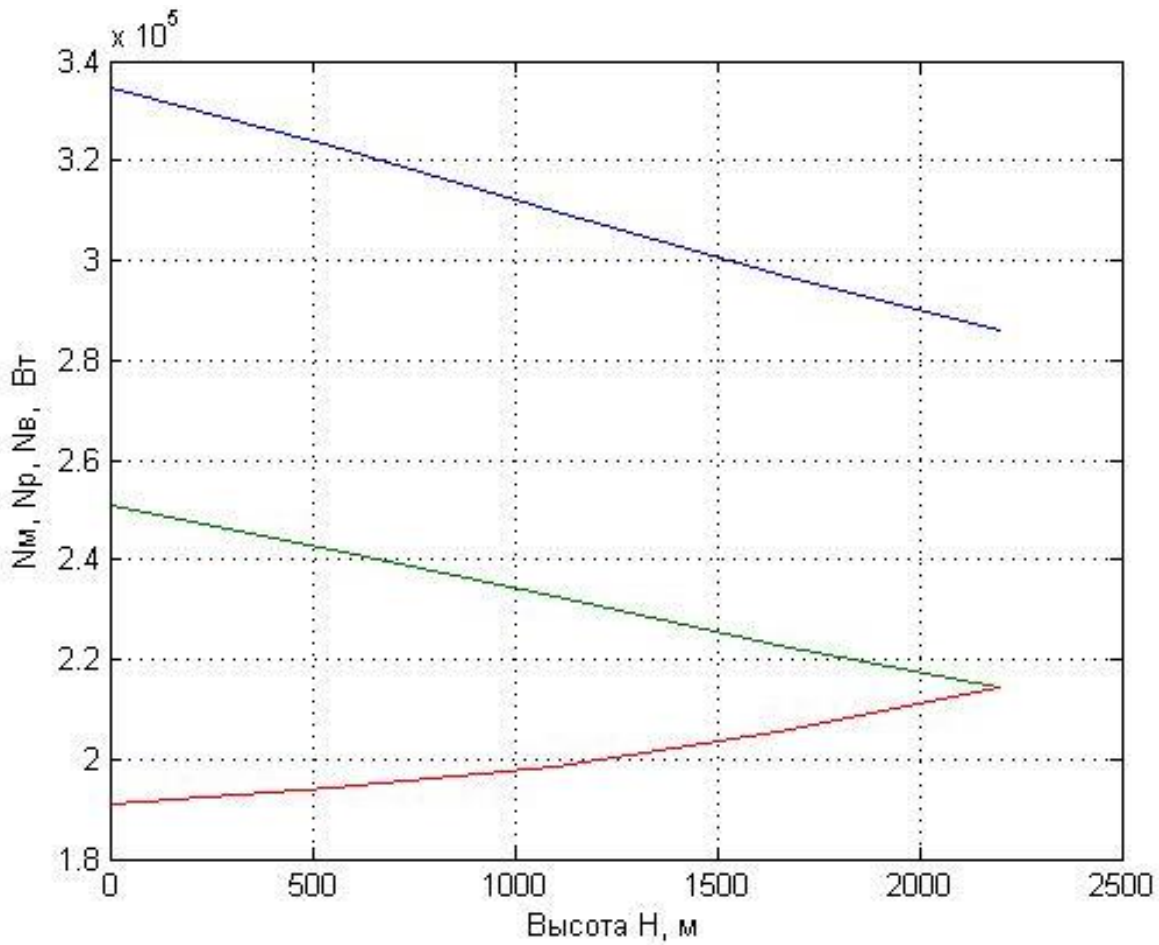
Малюнок Б.1 – Графік залежності $C_T=f(m_k)$.



Малюнок Б.2 – Графік залежності $\eta_0=f(\alpha)$.

Таблиця Б.19 - Залежність $H = f(\rho, C_T, N_B, N_p, \Delta N, N_M)$.

H	ρ	C_T	N_B	$N_p(H)$	ΔN	N_M
0	1,225	0,01	191051,7	251115,9	60064,3	334821,3
550	1,1617	0,0105	194485,5	242075,8	47590,3	322767,8
1100	1,1008	0,0111	198709,9	232533,4	33823,4	310044,5
1650	1,0425	0,0117	205499	222991	17492	297321,3
2200	0,9865	0,0124	214453	214453	0	285937,4

Рисунок Б.3 Графік залежностей $N_B=f(H)$; $N_p=f(H)$; $N_M=f(H)$ Таблиця Б.20 - Залежність $H = f(\bar{v}_{1B}, \tilde{V}_{y\Phi}, V_y)$

H	\bar{v}_{1B}	$\tilde{V}_{y\Phi}$	V_y
0	10,571	0,3886	7,0655
550	10,8615	0,2996	5,7585
1100	11,1648	0,2072	4,229
1650	11,4804	0,1042	2,2795
2200	11,8102	0	0

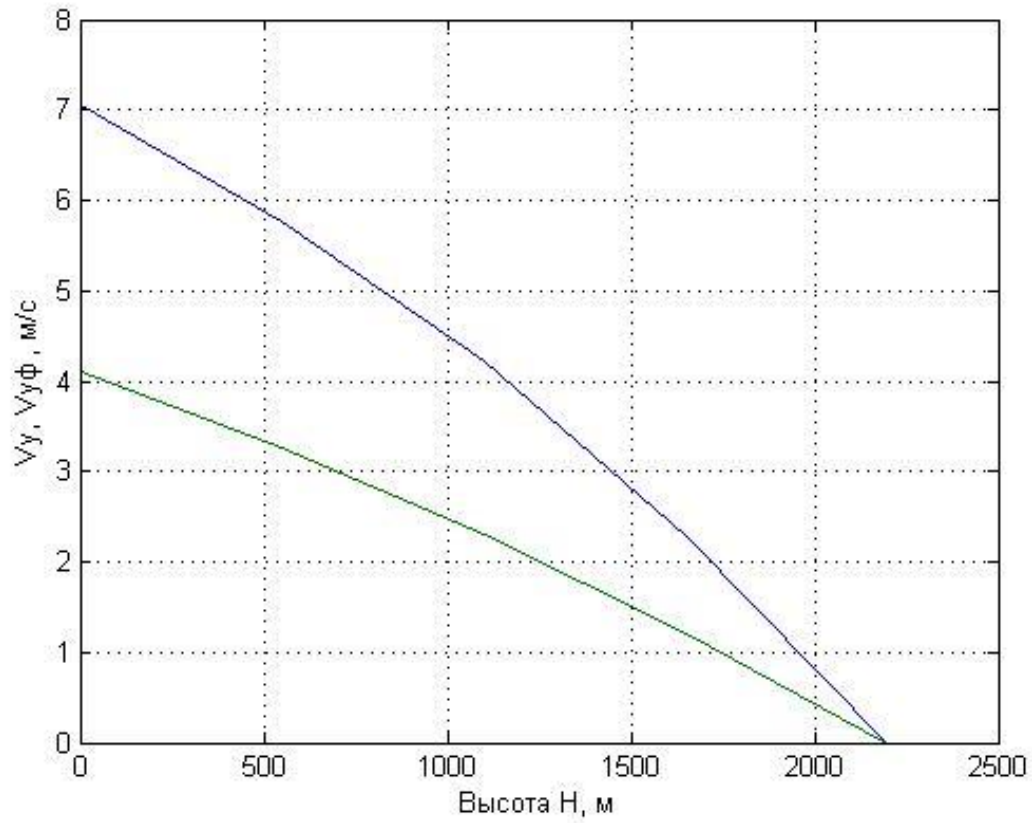


Рисунок Б.4 - Графік залежності $\tilde{v}_{y\phi} = f(H)$; $v_y = f(H)$.

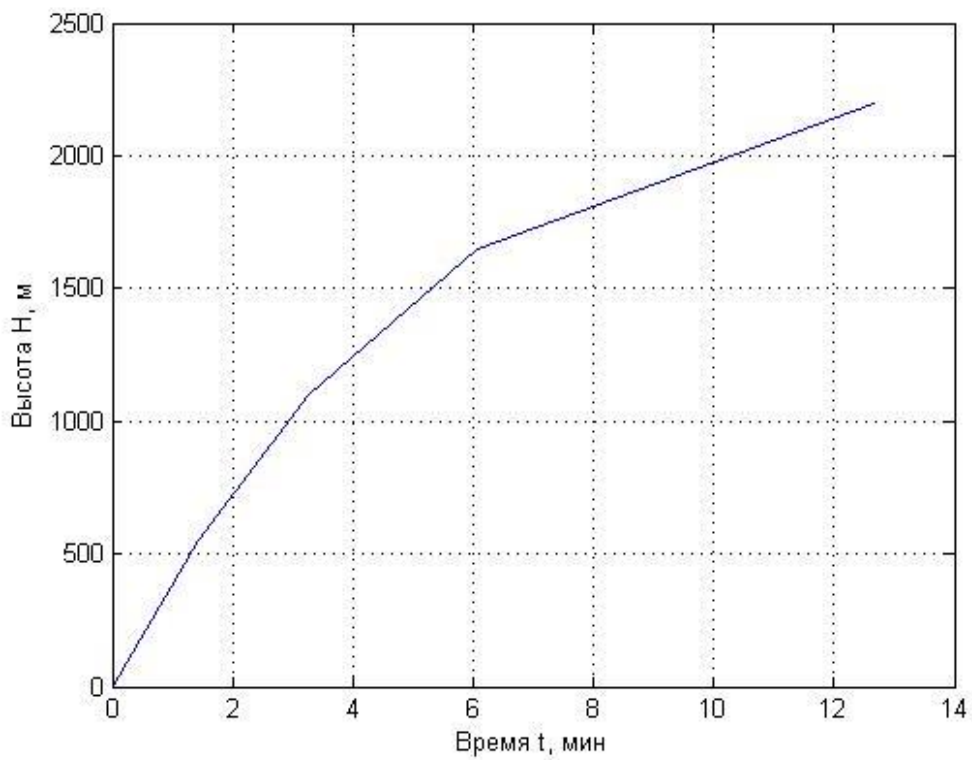
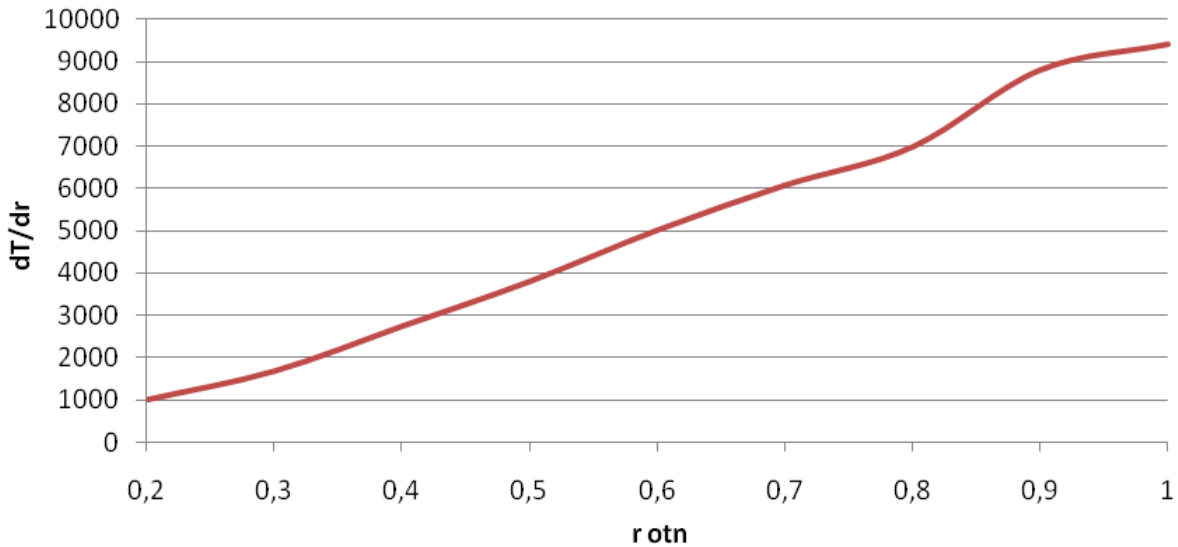
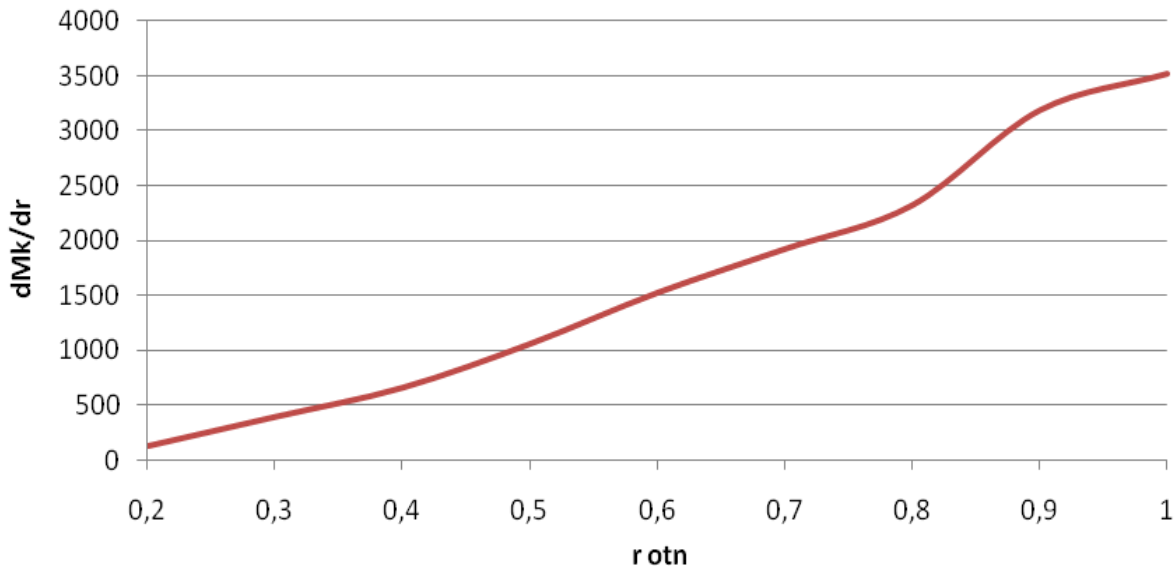
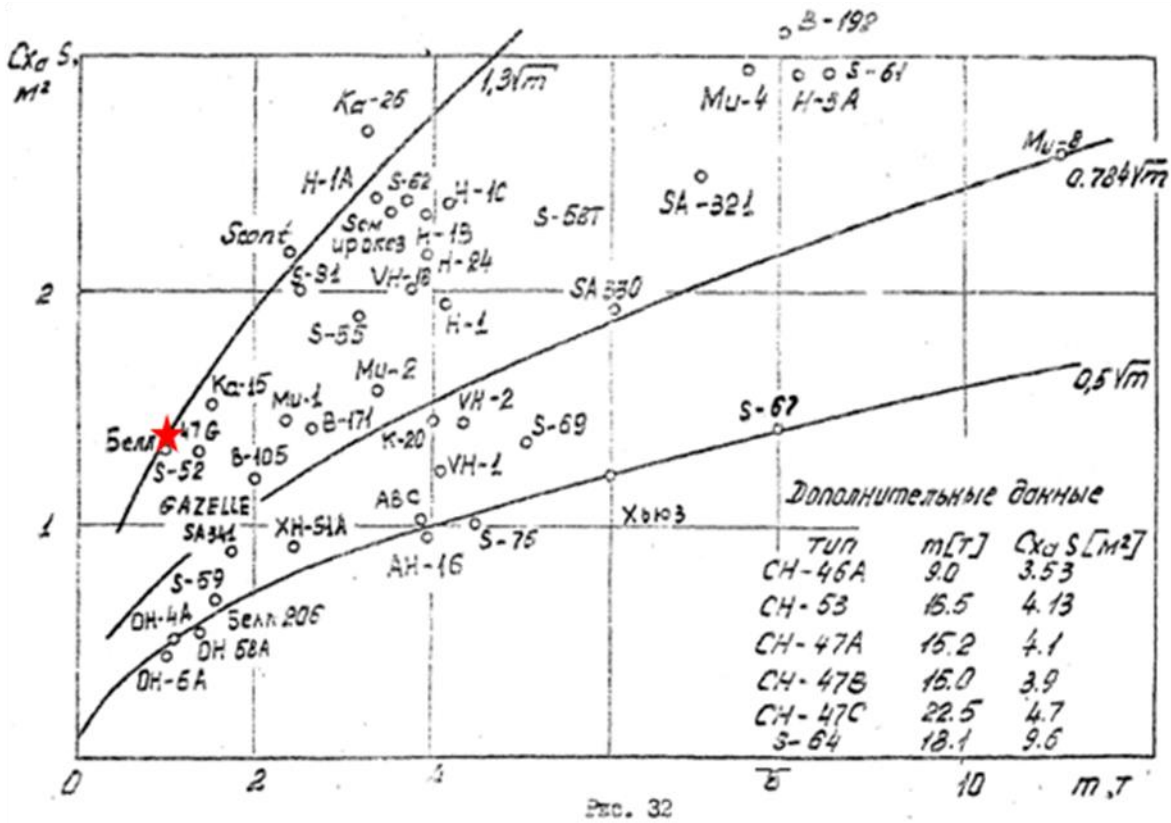


Рисунок Б.5 - Графік залежності $H = f(t)$.

Таблиця Б.21 – Залежність $r_{отн} = f(dT/dr, dMk/dr)$

$r_{отн}$	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
dT/dr	991,2	1671	2734	3797	5012	6075	6986	8808	9416
dMk/dr	132,5	397,7	662,9	1061	1525	1922	2320	3182	3513

Рисунок Б.6 - Графік залежності $r_{отн} = f(dT/dr)$.Рисунок Б.7 - Графік залежності $r_{отн} = f(dMk/dr)$.

Рисунок Б.8 - Залежність $C_{xa}S=f(m)$ для $C_{xa}S=1,36$

Таблиця Б.22 - Звідна звітність супротиву вертольота

Найменування	Тип площі	Значення площі	C_{xa}	$C_{xa}S$
Фюзеляж	Смф	2,22	0,2991	0,6641
Хвостова балка	Смф	2,22	0,0017	0,03672
Хвостове оперення	площадь сечения в плане	1,11	0,016	0,01776
Антенa	-			0,015
Шасі	-			0,17
РГ	Срв	1,93		0,2237
Втулка РГ	Срв	1,93		0,003
Втулка НГ	Снв	59,85	0,0015	0,08679

Таблиця Б.23 – Зміни тяги по радіусу лопаті для різних кутів ψ .

$\psi \backslash r$	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
0	262,15	502,84	802,75	1161,57	1561,57	1869,77	2262,83	3066,31	3617,78
45	464,40	797,03	1184,43	1636,28	2123,64	2449,89	2918,53	3879,86	4540,16
90	559,07	931,97	1357,57	1850,77	2376,67	2708,41	3211,35	4242,17	4951,87
135	464,40	797,03	1184,43	1636,28	2123,64	2449,89	2918,53	3879,86	4540,16
180	262,15	502,84	802,75	1161,57	1561,57	1869,77	2262,83	3066,31	3617,78
225	97,09	253,32	472,41	747,80	1068,50	1351,86	1679,60	2339,26	2796,61
270	39,61	163,06	350,61	594,26	884,48	1155,56	1459,24	2063,44	2486,12
315	97,09	253,32	472,41	747,80	1068,50	1351,86	1679,60	2339,26	2796,61
360	262,15	502,84	802,75	1161,57	1561,57	1869,77	2262,83	3066,31	3617,78

Таблиця Б.24 – Зміна моментів по радіусу лопаті для різних кутів ψ .

$\psi \backslash r$	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
0	-878,61	-282,41	938,00	2169,25	2673,47	2183,34	1452,20	1920,32	3890,85
45	1384,34	3206,93	5453,82	7338,44	8102,28	7521,30	6711,13	8343,37	10718,70
90	5063,34	7594,49	10263,06	12351,98	13319,96	13040,69	12772,66	16346,66	19386,68
135	5021,11	7510,31	10006,93	11980,92	13139,55	13473,92	14085,04	18898,73	22567,25
180	1688,37	3363,88	5225,57	6854,06	8011,50	8725,66	9788,83	14125,78	17846,13
225	-0,43	383,91	1261,47	2266,72	3070,28	3611,77	4401,70	7166,99	10238,85
270	538,02	-44,16	46,62	494,69	865,61	969,46	1170,02	2477,54	4752,79
315	6,10	-469,35	-248,96	283,89	558,43	312,15	-14,16	461,22	2351,65
360	-878,61	-282,41	938,00	2169,25	2673,47	2183,34	1452,20	1920,32	3890,85

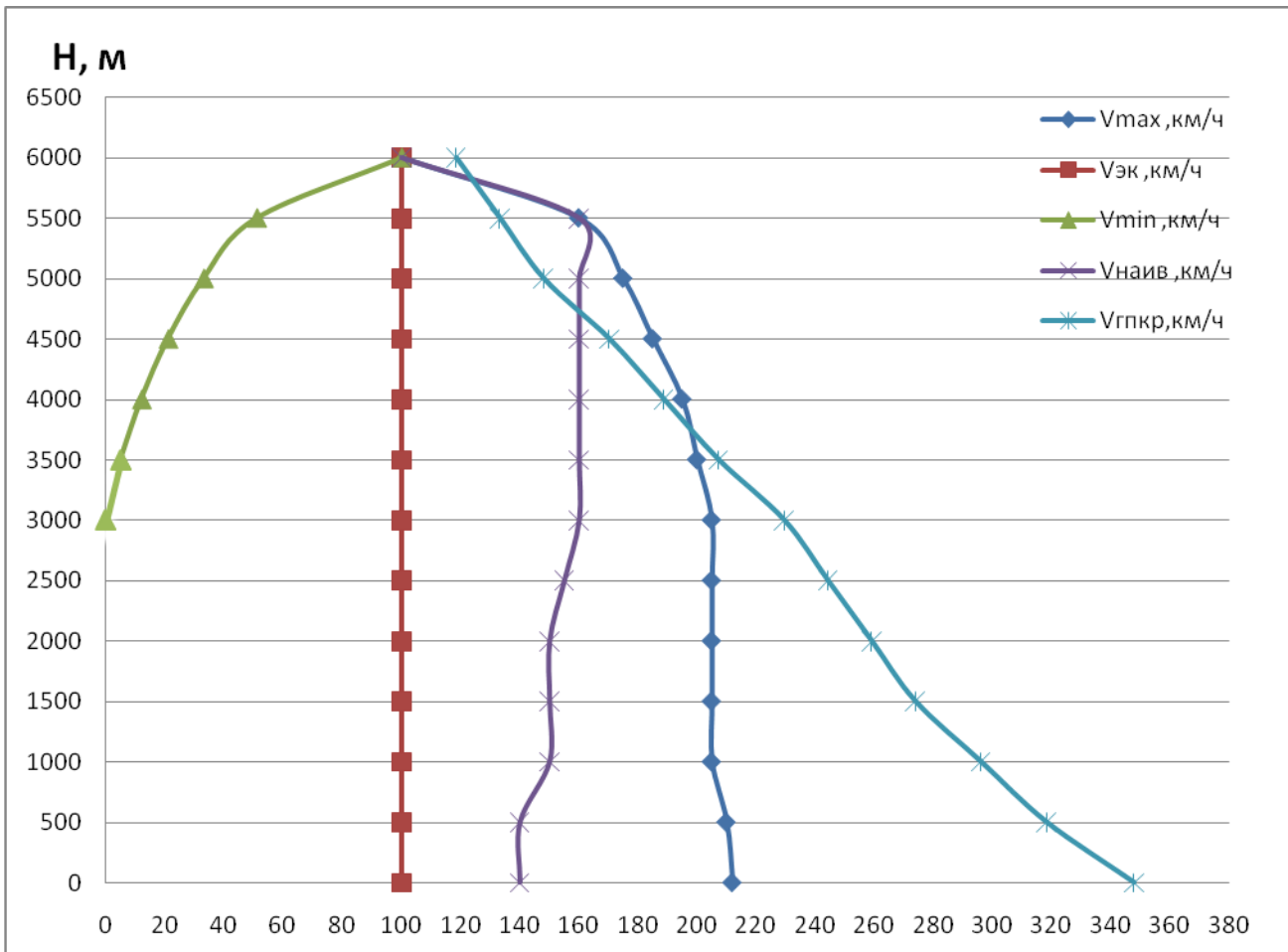
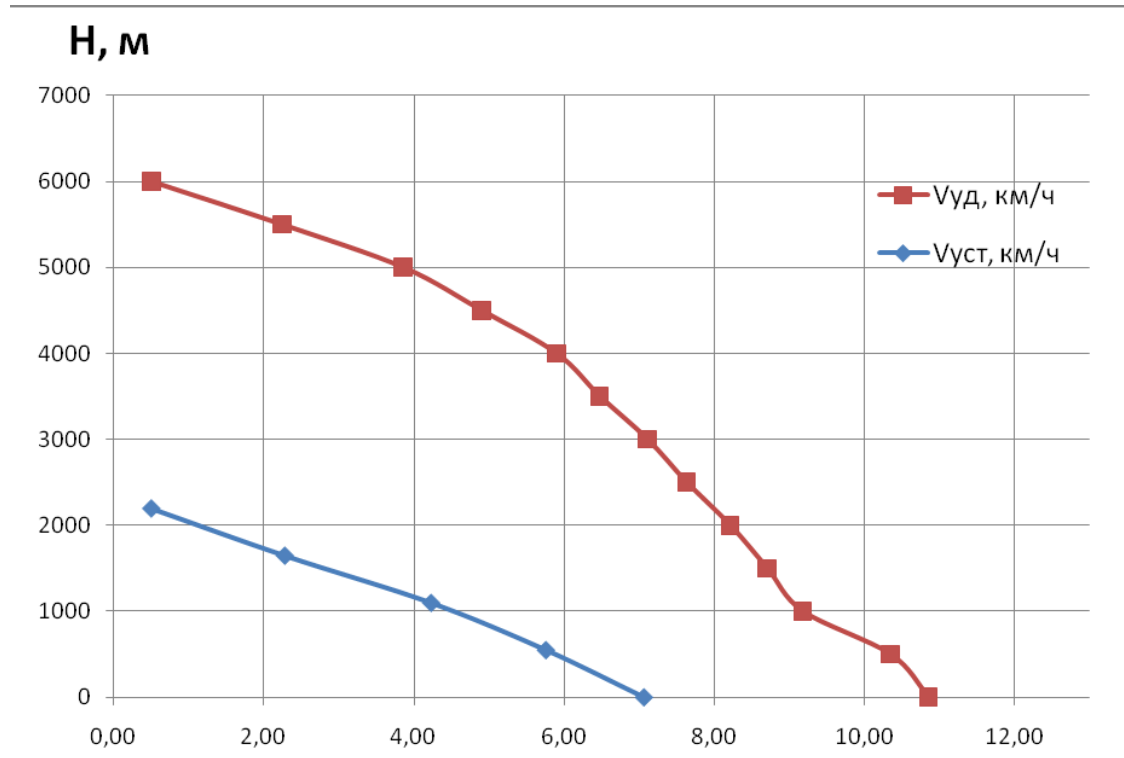


Рисунок Б.9 - Паспорт гелікоптера.

Рисунок Б.10 - Залежність $V_{уд}$, $V_{уст}$ від часу на кожній висоті.

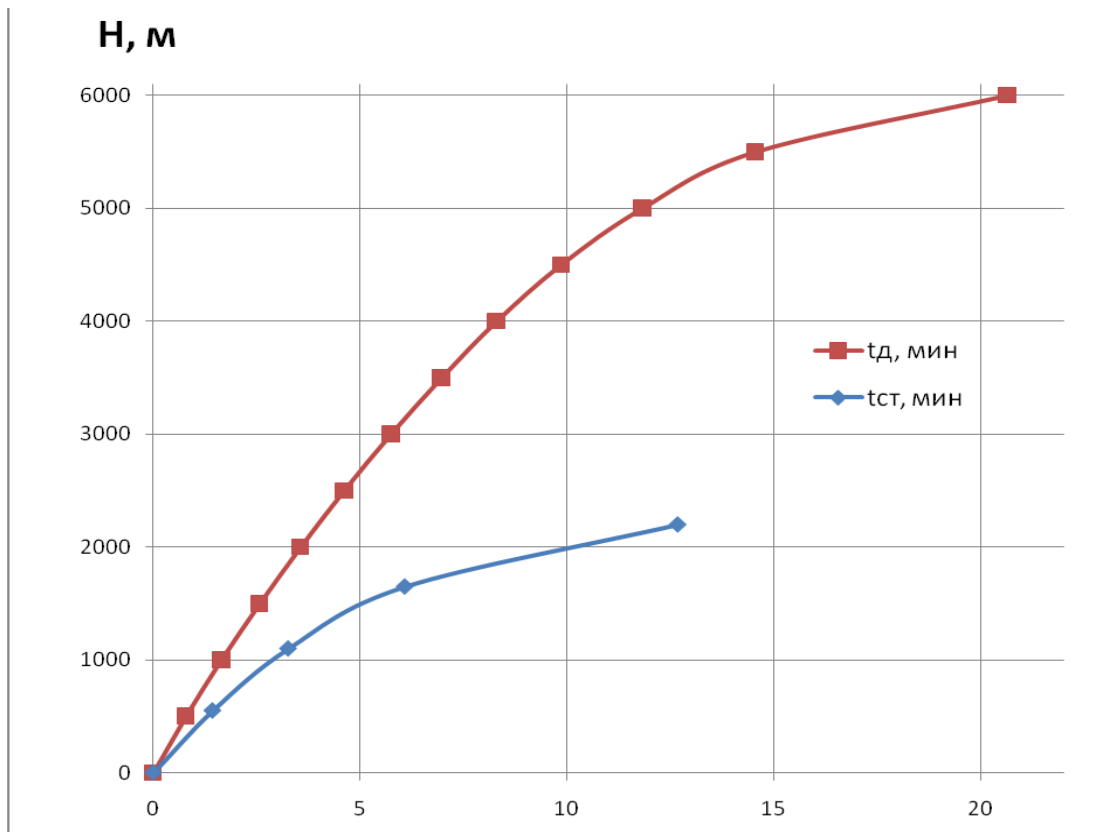


Рисунок Б.11 - Залежність t_d , t_{st} від часу на кожній висоті.

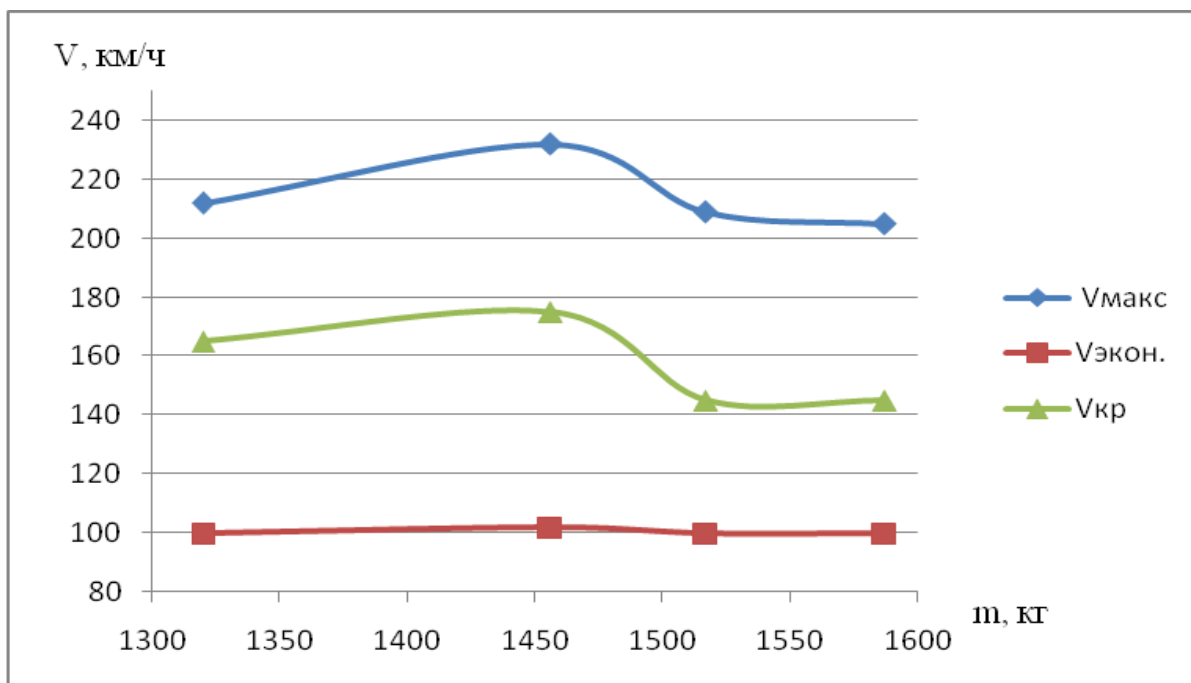


Рисунок Б.12 – Залежність максимальної, економічної, крейсерської швидкості польоту від маси гелікоптера.

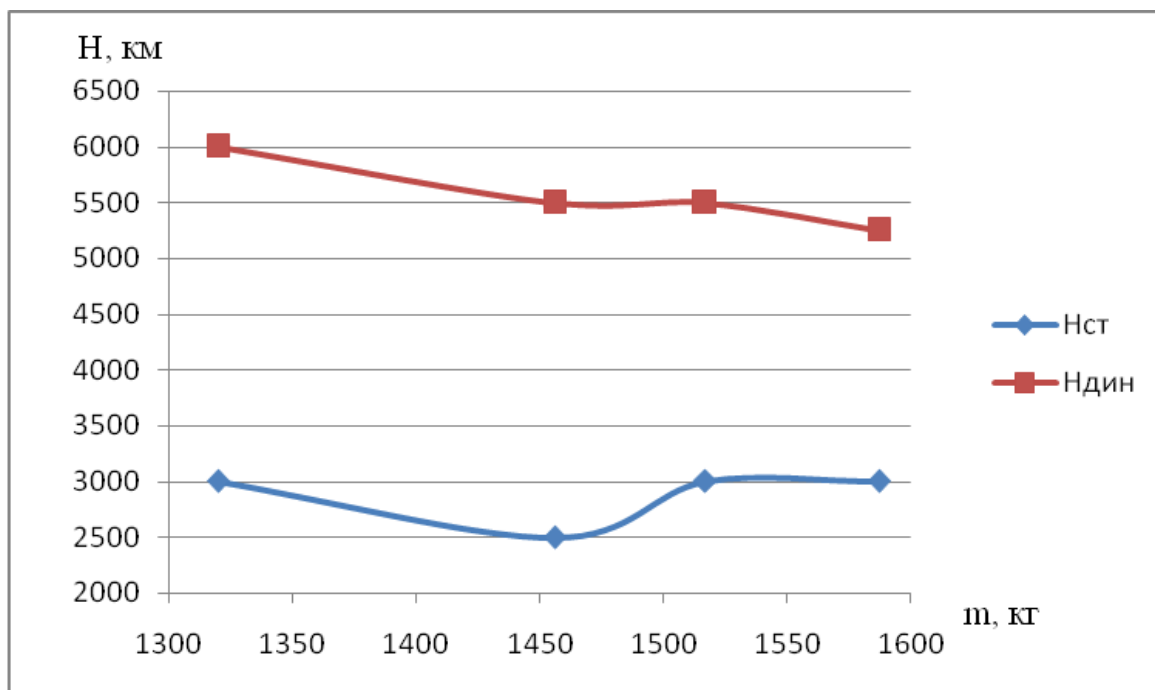


Рисунок Б.13 – Залежність значень статичної та динамічної стелі від маси гелікоптера.

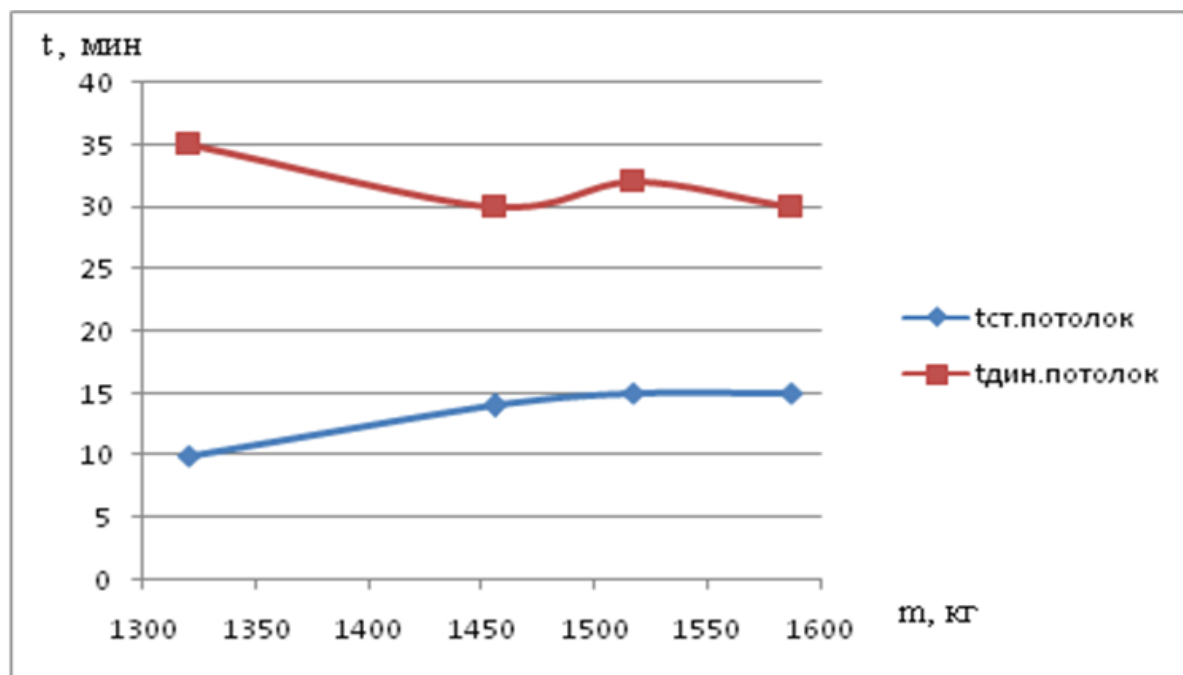


Рисунок Б.14– Залежність часу підйому на статичну та динамічну стелю від маси гелікоптера.

V, м/с	0	5,5566	11,11 111	16,66 667	22,22 222	27,77 778	33,33 333	38,88 889	44,44 444	50	55,55 556	61,11 111	66,66 667	72,22 222	77,77 778	83,33 333
mp	0,0002 14	0,0002 14	0,000 217	0,000 219	0,000 226	0,000 227	0,000 242	0,000 256	0,000 268	0,000 283	0,000 311	0,000 328	0,000 347	0,000 371	0,000 399	0,000 424
mBP	0,0000 000	0,0000 005	0,000 004	0,000 012	0,000 029	0,000 057	0,000 098	0,000 156	0,000 233	0,000 332	0,000 456	0,000 606	0,000 787	0,001 001	0,001 250	0,001 538
mi	0,0005 28	0,0004 46	0,000 368	0,000 288	0,000 240	0,000 211	0,000 162	0,000 140	0,000 125	0,000 115	0,000 107	0,000 101	0,000 097	0,000 095	0,000 095	0,000 094
$-$ v_{1cp}	0,0498 72	0,0418 92	0,034 412	0,026 933	0,022 448	0,019 960	0,015 371	0,013 202	0,011 587	0,010 346	0,009 370	0,008 588	0,007 957	0,007 443	0,007 025	0,006 686
mII	0,0007 42	0,0006 61	0,000 589	0,000 519	0,000 495	0,000 495	0,000 502	0,000 552	0,000 626	0,000 731	0,000 873	0,001 036	0,001 232	0,001 467	0,001 745	0,002 056
NI	22163 0,8	19736 6,4	17584 7,4	15499 0,7	14776 9,4	14797 9,0	15010 5,4	16496 8,0	18700 5,7	21823 6,2	26088 8,4	30943 7,5	36799 2,6	43829 8,3	52114 3,7	61420 4,4
Npa сн	28197 9,0	28197 9,0	28197 9,0	28197 9,0	28197 9,0	28197 9,0	28197 9,0	28197 9,0	28197 9,0	28197 9,0	28197 9,0	28197 9,0	28197 9,0	28197 9,0	28197 9,0	28197 9,0
ΔN	60348, 2	84612, 6	10613 1,6	12698 8,3	13420 9,6	13400 0,0	13187 3,6	11701 1,0	94973 ,3	63742 ,8	21090 ,6	- 27458 ,5	- 86013 ,6	- 15631 9,3	- 23916 4,7	- 33222 5,4

	228	228	234	244	250	248	277	272	285	299	330	366	401	439	466	494
mbp	0	0,000 0005	0,000 004	0,000 012	0,000 029	0,000 057	0,000 098	0,000 156	0,000 233	0,000 332	0,000 456	0,000 606	0,000 787	0,001 001	0,001 250	0,001 538
mi	0,000 612	0,000 517	0,000 427	0,000 334	0,000 278	0,000 245	0,000 198	0,000 171	0,000 152	0,000 140	0,000 130	0,000 123	0,000 118	0,000 116	0,000 115	0,000 115
– U_{1cp}	0,052 382	0,044 001	0,036 144	0,028 289	0,023 578	0,020 965	0,016 957	0,014 564	0,012 783	0,011 414	0,010 337	0,009 475	0,008 778	0,008 211	0,007 750	0,007 375
mII	0,000 840	0,000 746	0,000 665	0,000 590	0,000 557	0,000 550	0,000 573	0,000 599	0,000 670	0,000 771	0,000 916	0,001 096	0,001 306	0,001 556	0,001 831	0,002 147
NI	22740 0,9	20187 5,9	18003 9,2	15971 5,0	15076 1,3	14889 9,6	15526 4,9	16223 9,8	18153 4,9	20887 3,3	24795 2,6	29669 6,8	35375 3,5	42129 9,5	49585 9,8	58128 2,2
Npac п	26163 0,0	26163 0,0	26163 0,0	26163 0,0	26163 0,0	26163 0,0	26163 0,0	26163 0,0	26163 0,0	26163 0,0	26163 0,0	26163 0,0	26163 0,0	26163 0,0	26163 0,0	26163 0,0
ΔN	34229 ,1	59754 ,1	81590 ,8	10191 5,0	11086 8,7	11273 0,4	10636 5,1	99390 ,2	80095 ,1	52756 ,7	13677 ,4	- ,8	- ,5	- 9,5	- 23422 9,8	- 31965 2,2

Таблиця Б.2.5 Результати розрахунку аеродинамічних величин для висоти $H=2000$ м

V, км/ч	0	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	220	240	260	280	300
V, м/с	0	0,556	11,11 111	16,66 667	22,22 222	27,77 778	33,33 333	38,88 889	44,44 444	50	55,55 556	61,11 111	66,66 667	72,22 222	77,77 778	83,33 333
m_p	0,000 228	0,000 228	0,000 234	0,000 244	0,000 250	0,000 248	0,000 277	0,000 272	0,000 285	0,000 299	0,000 330	0,000 366	0,000 401	0,000 439	0,000 466	0,000 494
$m_{вр}$	0	0,000 0005	0,000 004	0,000 012	0,000 029	0,000 057	0,000 098	0,000 156	0,000 233	0,000 332	0,000 456	0,000 606	0,000 787	0,001 001	0,001 250	0,001 538
m_i	0,000 660	0,000 557	0,000 460	0,000 359	0,000 299	0,000 264	0,000 219	0,000 188	0,000 168	0,000 155	0,000 144	0,000 136	0,000 131	0,000 128	0,000 128	0,000 127
$-U_{1cp}$	0,053 708	0,045 115	0,037 059	0,029 005	0,024 174	0,021 496	0,017 826	0,015 311	0,013 439	0,011 999	0,010 866	0,009 960	0,009 228	0,008 632	0,008 147	0,007 754
m_{II}	0,000 887	0,000 786	0,000 698	0,000 616	0,000 578	0,000 569	0,000 594	0,000 617	0,000 686	0,000 786	0,000 929	0,001 109	0,001 319	0,001 568	0,001 843	0,002 159
N_{II}	22859 3,6	20239 6,7	17982 2,0	15861 6,2	14897 6,5	14654 5,9	15304 9,7	15894 6,7	17680 2,4	20247 5,5	23939 1,0	28556 8,6	33971 1,5	40389 9,3	47480 6,4	55604 2,1
$N_{расп}$	25290 9,0	25290 9,0	25290 9,0	25290 9,0	25290 9,0	25290 9,0	25290 9,0	25290 9,0	25290 9,0	25290 9,0	25290 9,0	25290 9,0	25290 9,0	25290 9,0	25290 9,0	25290 9,0
ΔN	24315 ,4	50512 ,3	73087 ,0	94292 ,8	10393 2,5	10636 3,1	99859 ,3	93962 ,3	76106 ,6	50433 ,5	13518 ,0	- ,6	- ,5	- 0,3	- 7,4	- 30313 3,1

Таблиця Б.2.6 Результати розрахунку аеродинамічних величин для висоти $H=2500$ м

V, км/ч	0	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	220	240	260	280	300
V, м/с	0	0,556	11,11 111	16,66 667	22,22 222	27,77 778	33,33 333	38,88 889	44,44 444	50	55,55 556	61,11 111	66,66 667	72,22 222	77,77 778	83,33 333
m_p	0,000 228	0,000 228	0,000 231	0,000 237	0,000 243	0,000 252	0,000 261	0,000 272	0,000 294	0,000 308	0,000 335	0,000 379	0,000 406	0,000 442	0,000 475	0,000 510
$m_{вр}$	0	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,001	0,001	0,001

		0005	004	012	029	057	098	156	233	332	456	606	787	001	250	538
m_i	0,000 712	0,000 601	0,000 496	0,000 388	0,000 323	0,000 284	0,000 242	0,000 208	0,000 186	0,000 171	0,000 159	0,000 151	0,000 145	0,000 142	0,000 141	0,000 140
$-U_{1cp}$	0,055 083	0,046 269	0,038 008	0,029 747	0,024 793	0,022 046	0,018 750	0,016 104	0,014 135	0,012 621	0,011 430	0,010 477	0,009 706	0,009 080	0,008 570	0,008 155
m_{II}	0,000 939	0,000 830	0,000 731	0,000 637	0,000 595	0,000 594	0,000 602	0,000 637	0,000 713	0,000 812	0,000 949	0,001 136	0,001 338	0,001 585	0,001 866	0,002 188
N_{II}	23005 6,0	20316 3,9	17896 3,8	15596 1,6	14558 9,7	14534 5,0	14732 0,1	15602 1,9	17458 3,0	19874 4,6	23251 5,4	27813 6,0	32768 9,0	38803 0,6	45693 8,5	53584 6,7
$N_{расч}$	24418 8,0	24418 8,0	24418 8,0	24418 8,0	24418 8,0	24418 8,0	24418 8,0	24418 8,0	24418 8,0	24418 8,0	24418 8,0	24418 8,0	24418 8,0	24418 8,0	24418 8,0	24418 8,0
ΔN	14132 ,0	41024 ,1	65224 ,2	88226 ,4	98598 ,3	98843 ,0	96867 ,9	88166 ,1	69605 ,0	45443 ,4	11672 ,6	- ,0	- ,0	- 2,6	- 0,5	- 8,7

Таблиця Б.2.7 Результати розрахунку аеродинамічних величин для висоти Н=3000 м

V, км/ч	0	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	220	240	260	280	300
V, м/с	0	0,556	11,11 111	16,66 667	22,22 222	27,77 778	33,33 333	38,88 889	44,44 444	50	55,55 556	61,11 111	66,66 667	72,22 222	77,77 778	83,33 333
m _p	0,000 228	0,000 228	0,000 231	0,000 237	0,000 243	0,000 252	0,000 261	0,000 279	0,000 294	0,000 308	0,000 335	0,000 379	0,000 406	0,000 442	0,000 475	0,000 510
m _{вp}	0	0,000 0005	0,000 004	0,000 012	0,000 029	0,000 057	0,000 098	0,000 156	0,000 233	0,000 332	0,000 456	0,000 606	0,000 787	0,001 001	0,001 250	0,001 538
m _i	0,000 769	0,000 649	0,000 536	0,000 419	0,000 348	0,000 307	0,000 268	0,000 231	0,000 206	0,000 189	0,000 177	0,000 167	0,000 160	0,000 157	0,000 156	0,000 155
- U _{1cp}	0,056 509	0,047 468	0,038 992	0,030 517	0,025 435	0,022 617	0,019 734	0,016 949	0,014 877	0,013 283	0,012 029	0,011 026	0,010 215	0,009 556	0,009 019	0,008 583
m _п	0,000 996	0,000 878	0,000 770	0,000 668	0,000 620	0,000 616	0,000 628	0,000 666	0,000 733	0,000 830	0,000 967	0,001 152	0,001 354	0,001 600	0,001 881	0,002 203
N _п	24000 0,0	20418 1,4	17924 9,3	15538 0,1	14431 8,2	14337 6,4	14603 4,4	15490 8,4	17054 0,1	19312 1,8	22491 7,4	26804 9,5	31498 3,9	37224 4,9	43769 8,4	51264 9,5
N _{расп}	23546 7,0	23546 7,0	23546 7,0	23546 7,0	23546 7,0	23546 7,0	23546 7,0	23546 7,0	23546 7,0	23546 7,0	23546 7,0	23546 7,0	23546 7,0	23546 7,0	23546 7,0	23546 7,0
ΔN	- 4533, 0	31285 ,6	56217 ,7	80086 ,9	91148 ,8	92090 ,6	89432 ,6	80558 ,6	64926 ,9	42345 ,2	10549 ,6	- 32582 ,5	- 79516 ,9	- 13677 7,9	- 20223 1,4	- 27718 2,5

Таблиця Б.2.8 Результати розрахунку аеродинамічних величин для висоти Н=3500 м

V, км/ч	0	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	220	240	260	280	300
V, м/с	0	0,556	11,11 111	16,66 667	22,22 222	27,77 778	33,33 333	38,88 889	44,44 444	50	55,55 556	61,11 111	66,66 667	72,22 222	77,77 778	83,33 333
m _p	0,000 228	0,000 228	0,000 231	0,000 235	0,000 250	0,000 258	0,000 277	0,000 299	0,000 324	0,000 363	0,000 382	0,000 454	0,000 507	0,000 566	0,000 601	0,000 702

m_{BP}	0	0,000 0005	0,000 004	0,000 012	0,000 029	0,000 057	0,000 098	0,000 156	0,000 233	0,000 332	0,000 456	0,000 606	0,000 787	0,001 001	0,001 250	0,001 538
m_i	0,000 831	0,000 701	0,000 579	0,000 452	0,000 377	0,000 332	0,000 297	0,000 256	0,000 228	0,000 210	0,000 196	0,000 185	0,000 178	0,000 174	0,000 173	0,000 172
$-U_{1cp}$	0,057 988	0,048 710	0,040 013	0,031 316	0,026 101	0,023 209	0,020 781	0,017 848	0,015 666	0,013 988	0,012 667	0,011 611	0,010 757	0,010 063	0,009 498	0,009 039
m_{II}	0,001 058	0,000 930	0,000 814	0,000 700	0,000 656	0,000 647	0,000 673	0,000 712	0,000 786	0,000 905	0,001 034	0,001 246	0,001 473	0,001 742	0,002 024	0,002 412
N_{II}	23381 0,0	20545 1,7	17976 5,6	15461 1,7	14489 2,0	14289 1,0	14862 3,2	15722 1,3	17358 6,2	19997 8,4	22839 4,2	27529 5,5	32540 3,7	38479 8,1	44728 5,3	53283 9,3
$N_{расп}$	22674 6,0	22674 6,0	22674 6,0	22674 6,0	22674 6,0	22674 6,0	22674 6,0	22674 6,0	22674 6,0	22674 6,0	22674 6,0	22674 6,0	22674 6,0	22674 6,0	22674 6,0	22674 6,0
ΔN	- 7064, 0	21294 ,3	46980 ,4	72134 ,3	81854 ,0	83855 ,0	78122 ,8	69524 ,7	53159 ,8	26767 ,6	- 1648, 2	- 48549 ,5	- 98657 ,7	- 15805 2,1	- 22053 9,3	- 30609 3,3

Таблиця Б.2.9 Результати розрахунку аеродинамічних величин для висоти Н=4000 м

V, км/ч	0	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	220	240	260	280	300
V, м/с	0	0,556	11,11 111	16,66 667	22,22 222	27,77 778	33,33 333	38,88 889	44,44 444	50	55,55 556	61,11 111	66,66 667	72,22 222	77,77 778	83,33 333
m _p	0,000 224	0,000 225	0,000 227	0,000 231	0,000 241	0,000 248	0,000 261	0,000 272	0,000 292	0,000 318	0,000 346	0,000 379	0,000 481	0,000 623	0,000 751	0,000 861
m _{вp}	0	0,000 0005	0,000 004	0,000 012	0,000 029	0,000 057	0,000 098	0,000 156	0,000 233	0,000 332	0,000 456	0,000 606	0,000 787	0,001 001	0,001 250	0,001 538
m _i	0,000 899	0,000 758	0,000 626	0,000 489	0,000 407	0,000 359	0,000 330	0,000 284	0,000 254	0,000 233	0,000 217	0,000 206	0,000 198	0,000 194	0,000 193	0,000 191
- U _{1cp}	0,059 529	0,050 004	0,041 075	0,032 148	0,026 794	0,023 825	0,021 899	0,018 809	0,016 509	0,014 741	0,013 349	0,012 236	0,011 336	0,010 605	0,010 009	0,009 525
m _п	0,001 123	0,000 984	0,000 857	0,000 733	0,000 677	0,000 664	0,000 690	0,000 713	0,000 778	0,000 883	0,001 019	0,001 191	0,001 466	0,001 817	0,002 194	0,002 590
N _п	23538 3,6	20624 7,4	17977 3,5	15371 8,3	14200 8,6	13928 4,1	14459 4,5	14950 2,7	16322 4,2	18512 2,0	21375 0,3	24965 2,8	30730 7,5	38105 6,2	45994 5,3	54304 6,8
N _{расп}	21802 5,0	21802 5,0	21802 5,0	21802 5,0	21802 5,0	21802 5,0	21802 5,0	21802 5,0	21802 5,0	21802 5,0	21802 5,0	21802 5,0	21802 5,0	21802 5,0	21802 5,0	21802 5,0
ΔN	- 17358 ,6	11777 ,6	38251 ,5	64306 ,7	76016 ,4	78740 ,9	73430 ,5	68522 ,3	54800 ,8	32903 ,0	4274, 7	31627 ,8	89282 ,5	16303 1,2	24192 0,3	32502 1,8

Таблиця Б.2.10 Результати розрахунку аеродинамічних величин для висоти Н=4500 м

V, км/ч	0	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	220	240	260	280	300
V, м/с	0	0,556	11,11 111	16,66 667	22,22 222	27,77 778	33,33 333	38,88 889	44,44 444	50	55,55 556	61,11 111	66,66 667	72,22 222	77,77 778	83,33 333
m _p	0,000 263	0,000 263	0,000 266	0,000 280	0,000 287	0,000 306	0,000 317	0,000 351	0,000 378	0,000 431	0,000 466	0,000 505	0,000 588	0,000 708	0,000 811	0,000 957
m _{вp}	0	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,001	0,001	0,001

		0005	004	012	029	057	098	156	233	332	456	606	787	001	250	538
m_i	0,000 973	0,000 821	0,000 678	0,000 530	0,000 441	0,000 389	0,000 367	0,000 316	0,000 282	0,000 259	0,000 242	0,000 229	0,000 220	0,000 215	0,000 214	0,000 213
$-U_{1cp}$	0,061 128	0,051 347	0,042 179	0,033 011	0,027 514	0,024 465	0,023 091	0,019 833	0,017 408	0,015 543	0,014 076	0,012 902	0,011 954	0,011 182	0,010 554	0,010 044
m_{II}	0,001 236	0,001 085	0,000 948	0,000 822	0,000 757	0,000 751	0,000 782	0,000 823	0,000 893	0,001 022	0,001 163	0,001 340	0,001 595	0,001 924	0,002 275	0,002 707
N_{II}	24567 5,1	21576 3,3	18856 9,3	16354 1,5	15058 8,3	14939 5,0	15548 9,6	16369 9,8	17761 3,7	20330 0,7	23130 5,6	26643 0,2	31707 9,8	38257 5,7	45242 6,3	53828 7,0
$N_{расп}$	20930 4,0	20930 4,0	20930 4,0	20930 4,0	20930 4,0	20930 4,0	20930 4,0	20930 4,0	20930 4,0	20930 4,0	20930 4,0	20930 4,0	20930 4,0	20930 4,0	20930 4,0	20930 4,0
ΔN	- 36371 ,1	- 6459, 3	- 20734 ,7	- 45762 ,5	- 58715 ,7	- 59909 ,0	- 53814 ,4	- 45604 ,2	- 31690 ,3	- 6003, 3	- 22001 ,6	- 57126 ,2	- 10777 5,8	- 17327 1,7	- 24312 2,3	- 32898 3,0

Таблиця Б.2.11 Результати розрахунку аеродинамічних величин для висоти $H=5000$ м

V , км/ч	0	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	220	240	260	280	300
V , м/с	0	0,556	11,11 111	16,66 667	22,22 222	27,77 778	33,33 333	38,88 889	44,44 444	50	55,55 556	61,11 111	66,66 667	72,22 222	77,77 778	83,33 333
m_p	0,000 263	0,000 263	0,000 266	0,000 271	0,000 287	0,000 306	0,000 317	0,000 371	0,000 432	0,000 476	0,000 526	0,000 580	0,000 694	0,000 821	0,001 021	0,001 212
$m_{вp}$	0	0,000 000	0,000 004	0,000 012	0,000 029	0,000 057	0,000 098	0,000 156	0,000 233	0,000 332	0,000 456	0,000 606	0,000 787	0,001 001	0,001 250	0,001 538
m_i	0,001 055	0,000 890	0,000 735	0,000 574	0,000 478	0,000 421	0,000 408	0,000 352	0,000 314	0,000 289	0,000 269	0,000 255	0,000 245	0,000 240	0,000 238	0,000 237
$-U_{1cp}$	0,062 790	0,052 744	0,043 326	0,033 909	0,028 262	0,025 131	0,024 365	0,020 927	0,018 368	0,016 400	0,014 852	0,013 614	0,012 613	0,011 798	0,011 136	0,010 597
m_{II}	0,001 317	0,001 154	0,001 005	0,000 858	0,000 794	0,000 784	0,000 824	0,000 880	0,000 979	0,001 097	0,001 250	0,001 442	0,001 726	0,002 062	0,002 510	0,002 986
N_{II}	24820 9,7	21746 2,0	18943 2,6	16166 5,6	14968 7,4	14773 0,8	15519 5,4	16578 6,6	18452 9,3	20676 3,9	23563 7,7	27166 0,8	32533 6,7	38852 1,6	47297 9,0	56277 8,7

$N_{расп}$	19767 6,0	19767 6,0	19767 6,0	19767 6,0	19767 6,0	19767 6,0	19767 6,0	19767 6,0	19767 6,0	19767 6,0	19767 6,0	19767 6,0	19767 6,0	19767 6,0	19767 6,0	19767 6,0
ΔN	- 50533 ,7	- 19786 ,0	8243, 4	36010 ,4	47988 ,6	49945 ,2	42480 ,6	31889 ,4	13146 ,7	- 9087, 9	- 37961 ,7	- 73984 ,8	- 12766 0,7	- 19084 5,6	- 27530 3,0	- 36510 2,7

Таблиця Б.2.12 Результати розрахунку аеродинамічних величин для висоти $H=5500$ м

V , км/ч	0	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	220	240	260	280	300
V , м/с	0	0,556	11,11 111	16,66 667	22,22 222	27,77 778	33,33 333	38,88 889	44,44 444	50	55,55 556	61,11 111	66,66 667	72,22 222	77,77 778	83,33 333
m_p	0,000 305	0,000 306	0,000 320	0,000 362	0,000 370	0,000 382	0,000 376	0,000 433	0,000 475	0,000 499	0,000 597	0,000 681	0,000 801	0,000 962	0,001 141	0,001 435
$m_{вр}$	0	0,000 0005	0,000 004	0,000 012	0,000 029	0,000 057	0,000 098	0,000 156	0,000 233	0,000 332	0,000 456	0,000 606	0,000 787	0,001 001	0,001 250	0,001 538
m_i	0,001 144	0,000 965	0,000 798	0,000 623	0,000 519	0,000 457	0,000 455	0,000 392	0,000 350	0,000 322	0,000 300	0,000 284	0,000 273	0,000 267	0,000 266	0,000 264
$-$ U_{1cp}	0,064 517	0,054 194	0,044 518	0,034 842	0,029 040	0,025 822	0,025 723	0,022 094	0,019 392	0,017 315	0,015 680	0,014 373	0,013 316	0,012 456	0,011 757	0,011 189
m_{II}	0,001 449	0,001 272	0,001 121	0,000 997	0,000 918	0,000 896	0,000 930	0,000 982	0,001 058	0,001 153	0,001 353	0,001 572	0,001 861	0,002 231	0,002 657	0,003 237
N_{II}	25856 0,2	22697 2,8	20006 4,3	17795 4,0	16389 5,5	15994 2,6	16595 6,7	17528 2,7	18891 7,2	20579 9,1	24149 2,5	28054 1,1	33222 6,9	39816 8,3	47431 7,5	57774 1,3
$N_{расп}$	18895 5,0	18895 5,0	18895 5,0	18895 5,0	18895 5,0	18895 5,0	18895 5,0	18895 5,0	18895 5,0	18895 5,0	18895 5,0	18895 5,0	18895 5,0	18895 5,0	18895 5,0	18895 5,0
ΔN	- 69605 ,2	- 38017 ,8	- 11109 ,3	11001 ,0	25059 ,5	29012 ,4	22998 ,3	13672 ,3	37,8	- 16844 ,1	- 52537 ,5	- 91586 ,1	- 14327 1,9	- 20921 3,3	- 28536 2,5	- 38878 6,3

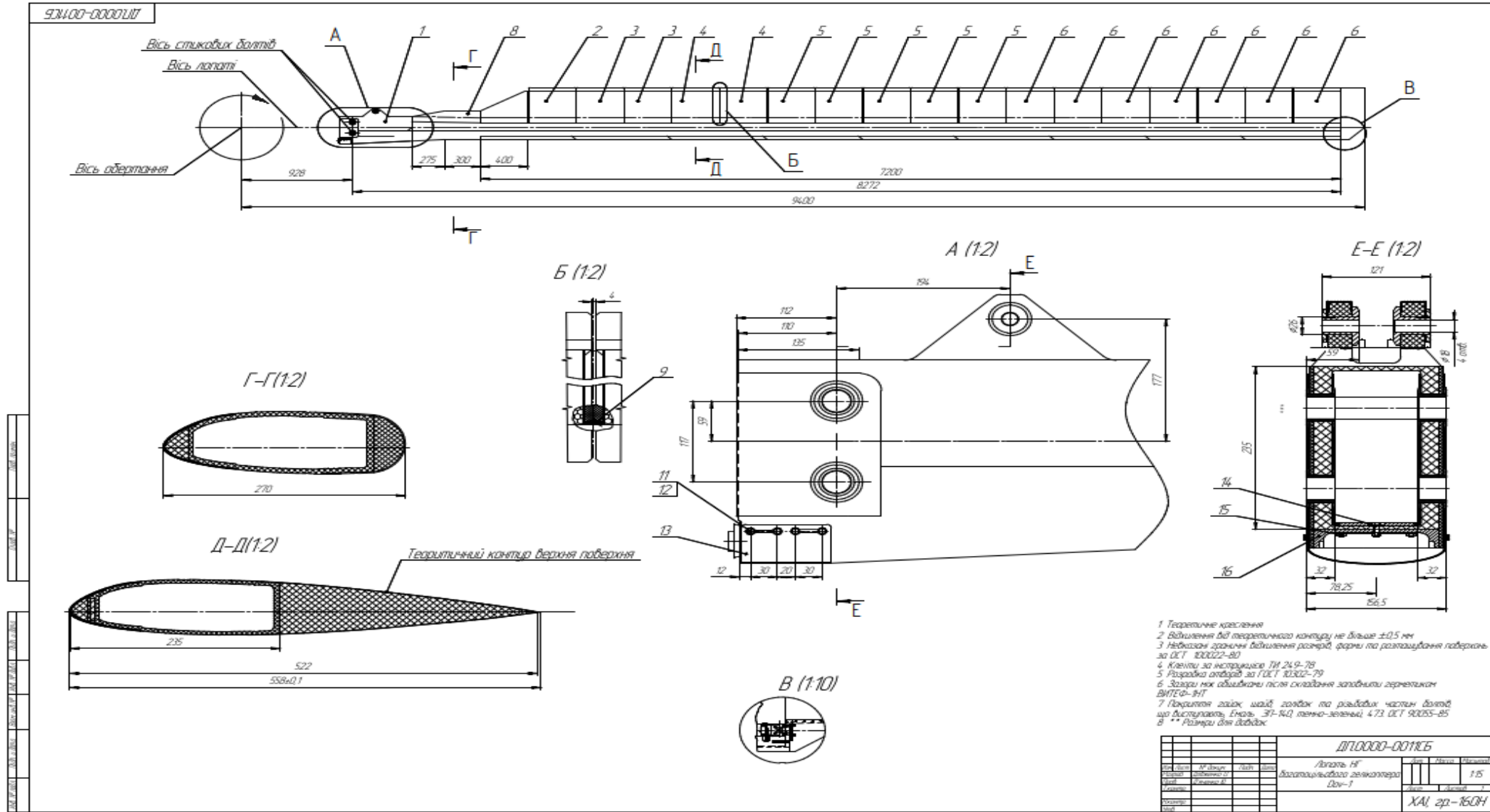
Таблиця Б.2.13 Результати розрахунку аеродинамічних величин для висоти Н=6000 м

V, км/ч	0	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	220	240	260	280	300
V, м/с	0	0,556	11,11 111	16,66 667	22,22 222	27,77 778	33,33 333	38,88 889	44,44 444	50	55,55 556	61,11 111	66,66 667	72,22 222	77,77 778	83,33 333
m _p	0,000 333	0,000 334	0,000 337	0,000 434	0,000 496	0,000 512	0,000 495	0,000 536	0,000 572	0,000 601	0,000 640	0,000 681	0,000 801	0,000 991	0,001 141	0,001 435
m _{вp}	0,000 000	0,000 000	0,000 004	0,000 012	0,000 029	0,000 057	0,000 098	0,000 156	0,000 233	0,000 332	0,000 456	0,000 606	0,000 787	0,001 001	0,001 250	0,001 538
m _i	0,001 243	0,001 049	0,000 866	0,000 677	0,000 563	0,000 497	0,000 508	0,000 438	0,000 391	0,000 359	0,000 335	0,000 317	0,000 304	0,000 298	0,000 297	0,000 295
- U _{1cp}	0,066 320	0,055 709	0,045 761	0,035 815	0,029 851	0,026 543	0,027 181	0,023 345	0,020 491	0,018 296	0,016 569	0,015 187	0,014 070	0,013 162	0,012 423	0,011 822
m _п	0,001 575	0,001 383	0,001 207	0,001 123	0,001 089	0,001 065	0,001 102	0,001 131	0,001 196	0,001 293	0,001 431	0,001 605	0,001 893	0,002 290	0,002 688	0,003 267
N _п	26608 1,0	23360 5,6	20394 7,4	18969 7,6	18393 4,6	17996 0,1	18608 6,9	19103 6,2	20209 2,2	21834 0,1	24171 3,1	27108 5,3	31978 0,0	38686 0,2	45411 5,7	55195 8,9
N _{расп}	18023 4,0	18023 4,0	18023 4,0	18023 4,0	18023 4,0	18023 4,0	18023 4,0	18023 4,0	18023 4,0	18023 4,0	18023 4,0	18023 4,0	18023 4,0	18023 4,0	18023 4,0	18023 4,0
ΔN	- 85847 ,0	- 53371 ,6	- 23713 ,4	- 9463, 6	- 3700, 6	- 273,9	- 5852, 9	- 10802 ,2	- 21858 ,2	- 38106 ,1	- 61479 ,1	- 90851 ,3	- 13954 6,0	- 20662 6,2	- 27388 1,7	- 37172 4,9

Таблиця Б.2.14 – Характеристики Н=f(V_{min}, V_{max}, V_{эк}, V_{наив}, V_{ymax})

H	0	500	1000	1500	2000	2500	3000	3500	4000	4500	5000	5500	6000
V _{min}	0	0	0	0	0	0	1	5	12	21	33	51	100
V _{max}	212	210	205	205	205	205	205	200	195	185	175	160	100
V _{эк}	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100
V _{наив}	150	160	160	160	160	160	160	160	160	160	165	165	100
V _{ymax}	10,86	10,35	9,18	8,71	8,21	7,63	7,11	6,48	6,08	4,63	3,86	2,24	0,5

ДОДАТОК В



Таблиця В.1 - Розрахункові значення напруг»

$\tau_{кр}$	τ_{φ}	τ_{Σ}	$\sigma_{рас}$	$\sigma_{сж}$	σ_{Σ}
7,5558	1,1565	9,8688	14,8598	-14,8598	0,0000
7,8213	1,3482	9,1695	336,5213	306,9827	643,8403
7,6956	2,0623	9,7579	328,6492	299,3272	628,9763
7,5544	3,7789	11,3333	314,9034	286,2758	601,1793
7,7127	6,5988	14,3115	298,5180	271,2817	569,7997
7,7972	10,1322	17,9294	268,7083	242,4710	510,1792
7,7164	13,7569	21,4733	221,5123	198,8107	420,3230
8,1917	18,3833	26,5750	173,9877	151,5142	325,5019
8,2707	21,4294	29,7000	111,6562	91,8824	202,5386
7,3276	18,8704	26,1980	43,2830	27,7824	71,0653
7,4539	0,0	7,4539	7,9181	-7,9181	0,0000

Мережа міцності матеріалу лонжерона:

-склопластику СК-5-211Б $\sigma_B = 1000 \cdot 10^6 \text{МПа}$

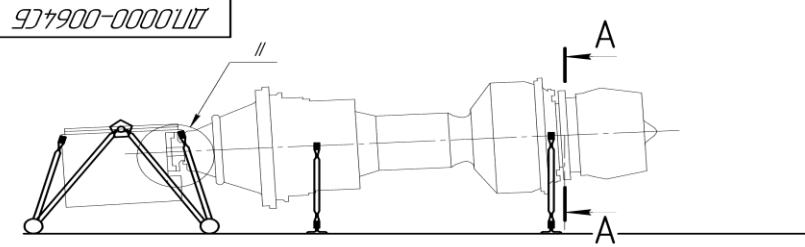
$$\sigma_B \leq [\sigma_B] = 643,8 \cdot 10^6 \text{МПа} \leq 1000 \cdot 10^6 \text{МПа}$$

Умова виконується, лонжерон витримає навантаження.

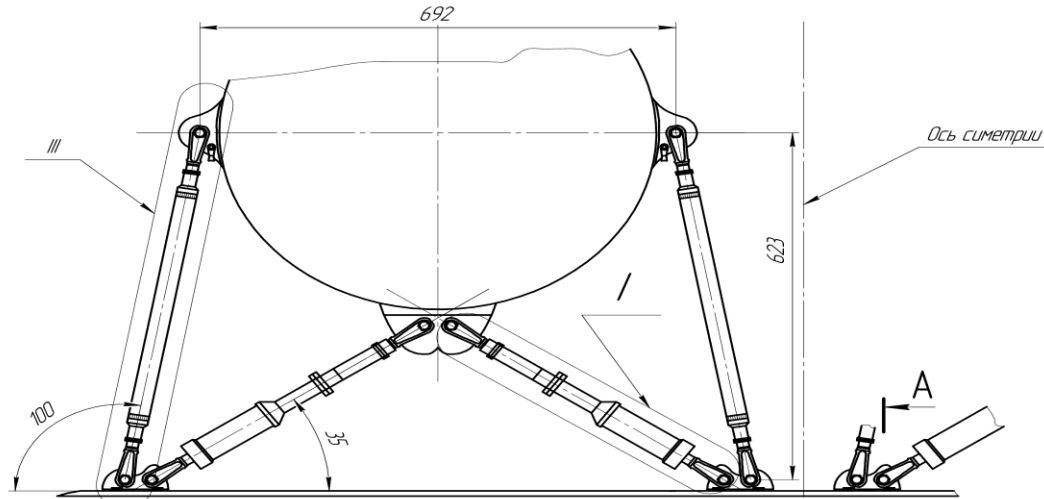
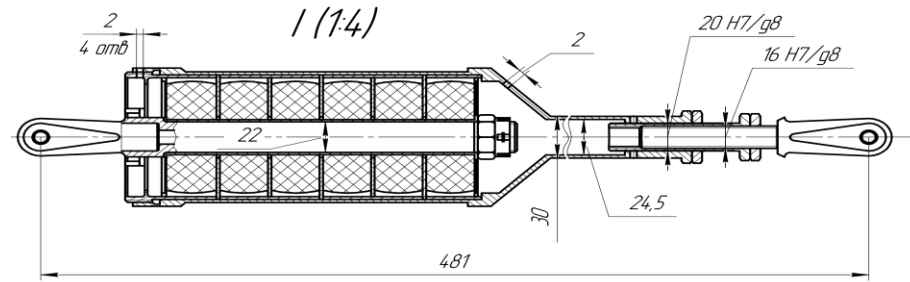
Таблиця В.2 - Геометрія лонжерону

F	δ_0	δ_{45}	добщая	$\delta_{сум}$	n	n слов.	n сума
0,001740	0,001193	0,004533	0,005726	0,006000	5	19	24
0,001674	0,001182	0,004497	0,005679	0,005750	5	18	23
0,001674	0,001149	0,004425	0,005574	0,005750	5	18	23
0,001674	0,001095	0,004344	0,005439	0,005750	5	18	23
0,001606	0,001019	0,004242	0,005261	0,005500	5	17	22
0,001539	0,000922	0,004094	0,005015	0,005250	4	17	21
0,001470	0,000802	0,003858	0,004661	0,005000	4	16	20
0,001263	0,000661	0,003481	0,004143	0,004250	3	14	17
0,001050	0,000499	0,002895	0,003393	0,003500	2	12	14
0,000833	0,000314	0,002015	0,002330	0,002750	2	9	11
0,00031008	0,000108	0,000745385	0,000853	0,001	1	3	4
Вл	Вл1	Нл	Нл1	fc	fn		
0,1208	0,108800	0,036240	0,024240	0,000217	0,001306		
0,1208	0,109300	0,036240	0,024740	0,000208	0,001257		
0,1208	0,109300	0,036240	0,024740	0,000208	0,001257		
0,1208	0,109300	0,036240	0,024740	0,000208	0,001257		
0,1208	0,109800	0,036240	0,025240	0,000199	0,001208		
0,1208	0,110300	0,036240	0,025740	0,000190	0,001158		
0,1208	0,110800	0,036240	0,026240	0,000181	0,001108		
0,1208	0,112300	0,036240	0,027740	0,000154	0,000955		
0,1208	0,113800	0,036240	0,029240	0,000127	0,000797		
0,1208	0,115300	0,036240	0,030740	0,000100	0,000634		

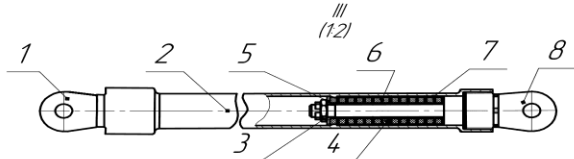
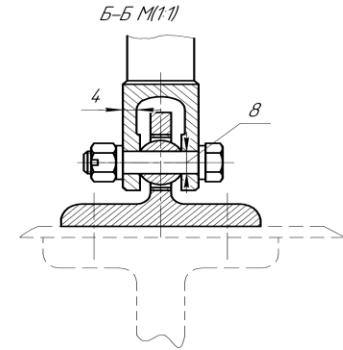
ДОДАТОК Г



A-A (1:5)



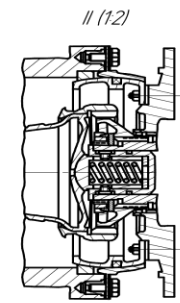
Ось симетрії



Тяга

- 1. Болт вільчатий (18Х2Н4ВА)
- 2. Корпус (30ХГСА)
- 3. Гайка (М16х6Н ГОСТ 2526-70)
- 4. Гровер
- 5. Диск (мат.30ХГСА)
- 6. Втулка (мат.30ХГСА)
- 7. Втулка (мат.30ХГСА)
- 8. Болт вільчатий (18Х2Н4ВА)

1. Незазначені граничні відхилення розмірів за ОСТ1 00022-80.
2. Болти встановлювати за ТИ 36-31-96 на сирій ґрунтовації ЕПО215 Т46-10-1966-84. Отвори під болти обробляти за Н9⁹⁰.
3. Перед складанням посадочні місця, болти, гайки, шайби змастити мастилом ВНИИИП-252 ГОСТ14068-79. Попадання мастила на гумові елементи не допускається.
4. Підготовка та захист місць металізації за ТИ 36-8-91.
5. Після встановлення двигуна контрагайки контрити дротом за 4,6-ОСТ1 39502-77. Після контролювання нанести червоною емаллю ЕП-14,0 ГОСТ 24709-81 контрольні риски.
6. Після складання головки болтів, гайки, шайби, різьбави частини, що виступають, покрити емаллю ЕП-14,0, сирій 473 ОСТ1 90055-85.



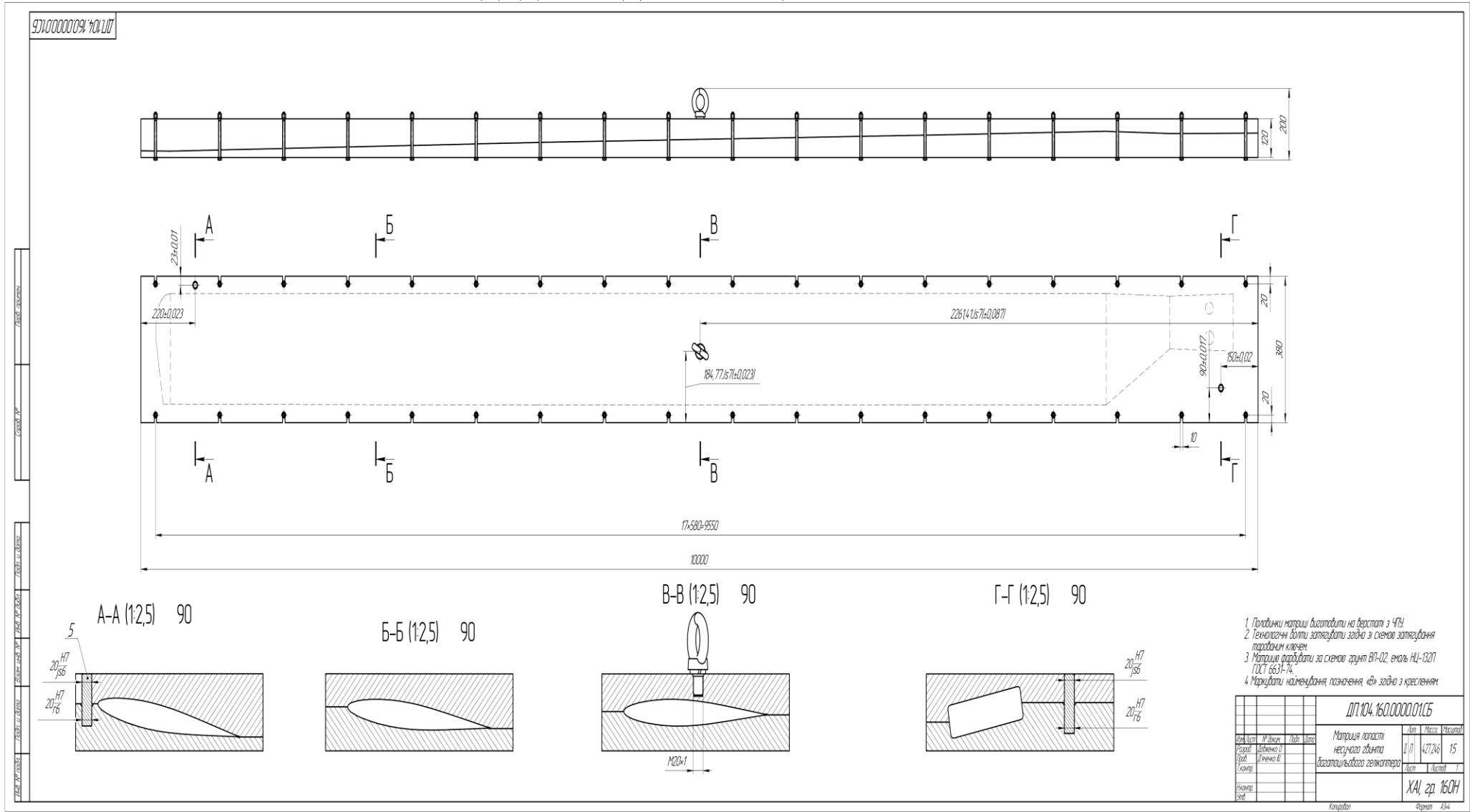
				ДП.0000-0064СБ			
Лист	№ докум.	Лист	Датум	Кріплення двигуна багатацильбового гелікоптера	Лист	Маса	Масштаб
1		1			4		15
Розроб.	Добаченко С.	Лист					
Проб.	Диченко В.	Лист					
Інж.контр.		Лист					
Читб.		Лист					
				ХАІ, зр-160Н			

Копіювати

Формат А2

Класифікація: Категорія: Серія: Назва:

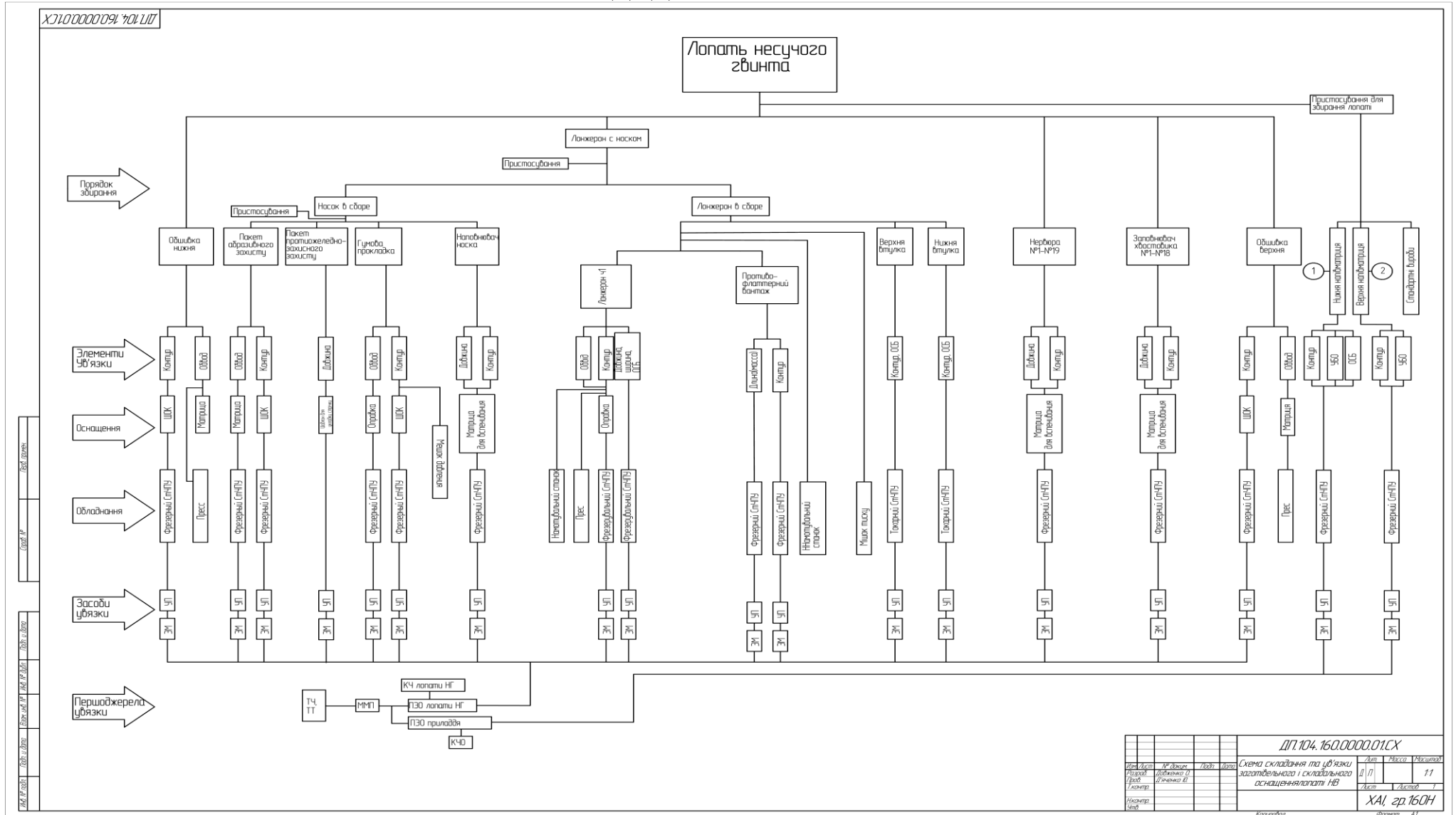
ДОДАТОК Д - МАТРИЦЯ ЛОПАТІ



1. Профільки матрили виготовити на верстаті з ЧФН
2. Технологічні дірки затапувати заодно з сімкою затребування паровим клінцем
3. Матрили фрезувати за сімкою групи ВП-02, емаль НІ-1327 ГОСТ 6631-74.
4. Маркувати найменування позначення, як згідно з кресленням

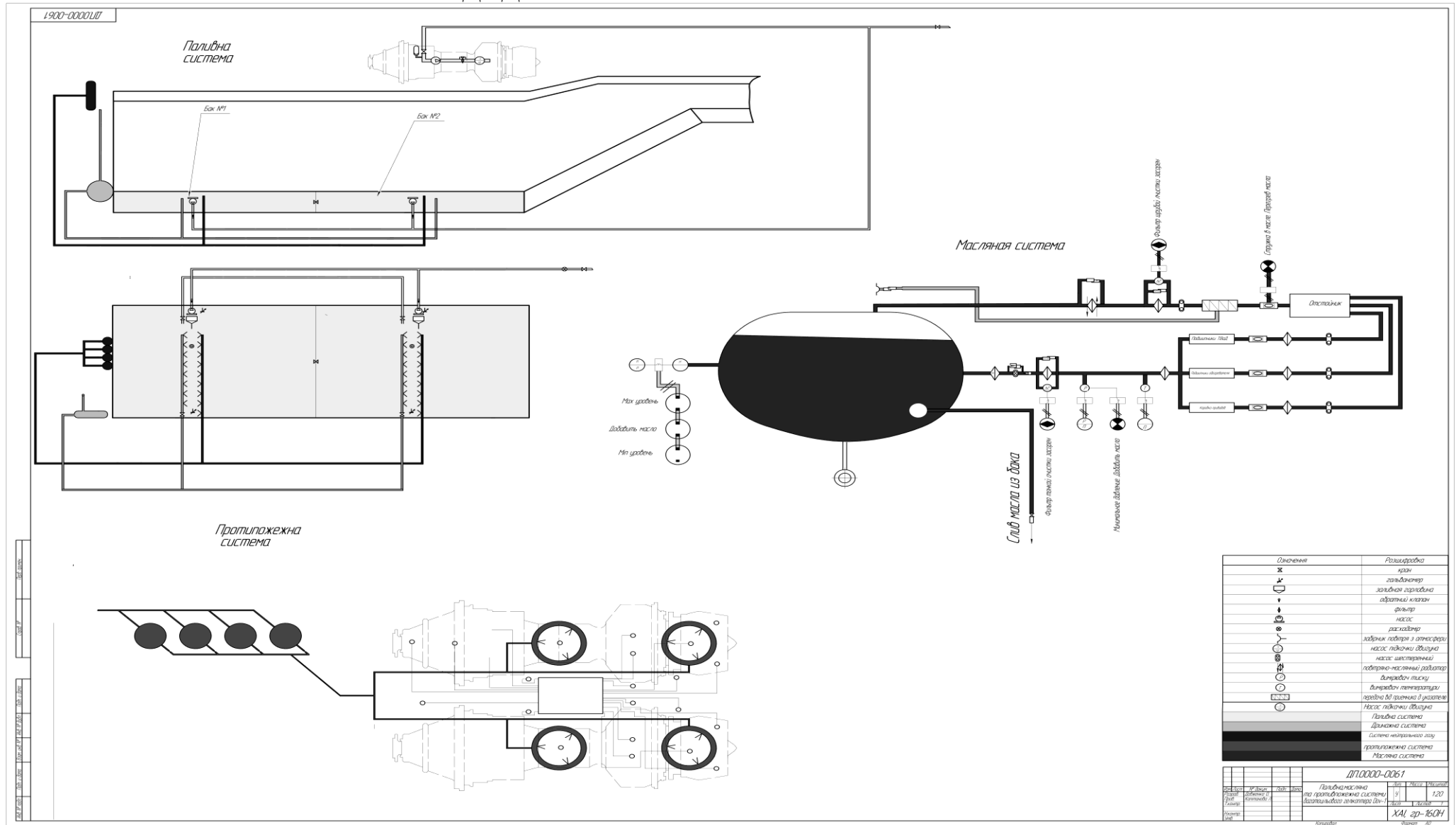
				ДП.104.160.0000.01СБ			
Вид	Акт	У.Вид	Лист	Матриця лопатки	Лист	Маса	Упаковка
Розроб	Виконав	Відредак	Лист	несучого здинка	1/1	427,26	15
Проєкт	Ліцензія	В	Лист	Відгачувальшого геліометера	Лист	Листов	
Інженер							
Зав.							
ХАІ, ар. 160Н							
Копія						Формат А3	

ДОДАТОК Ж



ДП.104.160.0000.01.CX				Лист			Масштаб			Вид		
№ докум.	№ докум.	Таблиця	Контр.	Схема складання та уз'язки заготовочного і складального оснащення лопат НВ			Лист	Масштаб	Вид	11		
Розроб.	Добридень О.						11					
Вірн.	Клименко В.											
Констр.												
Реконстр.												
Змін.												
ХАІ, гр.160Н										Формат А1		

ДОДАТОК 3 – ПАЛИВНА СИСТЕМА



ДОДАТОК И

