

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ
КАФЕДРА ГІДРОГАЗОВИХ СИСТЕМ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
_____ Бадах В. М.
“ ____ ” _____ 2021р.

ДИПЛОМНИЙ ПРОЄКТ
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВРА

Тема: «Система керування закрилками середньомагістрального пасажирського літака зі злітною масою 38-43 тонн»

Виконавець: студент 4-го курсу Бутинкевич Олександр Валерійович _____
(підпис)

Керівник: доцент Макаренко Руслан Олексійович _____
(підпис)

Нормоконтролер: к.т.н, Сивашенко Терентій Іванович _____
(підпис)

Київ 2021

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет Аерокосмічний
Кафедра Гідрогазових систем
Освітній ступінь Бакалавр
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
(шифр, найменування)
Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
Бадах В.М.
“ ___ ” _____ 2021р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи студента

Бутинкевича Олександра Валерійовича
(прізвище, ім'я, по-батькові)

1.Тема роботи: «Система керування закрилками середньоміагістрального пасажирського літака зі злітною масою 38-43 тонн».

Затвердження наказом ректора від “ 29 ” квітня 2021р. № 684/ст

2.Термін виконання роботи: з 24 травня 2021 року по 20 червня 2021 року

3.Вихідні дані до роботи: системи керування закрилками середньоміагістрального пасажирського літака.

4.Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): вимоги, що висуваються до системи керування закрилками, аналіз системи керування закрилками.

5.Перелік обов'язкового графічного матеріалу: креслення літака; структурні схеми варіантів проєктованої системи керування закрилками; компоувальні схеми варіантів системи керування закрилками.

6. Календарний план

№ п/п	Етапи виконання роботи	Терміни виконання етапів	Відмітка про виконання (підпис)
1.	Початок роботи над роботою, визначення мети та завдань роботи	24.05.2021	
2.	Розподіл теми на основні частини	26.05.2021	
3.	Пошук необхідних даних та літератури по літаку-прототипу	28.05.2021	
4.	Виконання аналізу системи керування середньомагістрального літака	5.06.2021	
5.	Проведення розрахунків	10.06.2021	
6.	Підведення висновків	13.06.2021	
7.	Створення необхідних креслень	15.06.2021	
8.	Оформлення дипломного проєкту	18.06.2021	
9.	Перевірка, внесення правок та підписання роботи	20.06.2021	

Дата видачі завдання “ 3 ” травня 2021р.

Керівник: _____ Макаренко Р.О.
(підпис)

Завдання прийняв до виконання: _____ Бутинкевич О.В.
(підпис)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи: «Система керування закрилками середньомагістрального пасажирського літака зі злітною масою 38-43 тонн»: 48 с., 22 рис., 8 табл., 1 додаток, 18 джерел.

ЛІТАК, СИСТЕМА КЕРУВАННЯ ЗАКРИЛКАМИ, ГІДРАВЛІЧНА СИСТЕМА, ЗАКРИЛКИ, КПМ-148Н.

Об'єкт дослідження – система керування закрилками середньомагістрального пасажирського літака.

Предмет дослідження – аналіз гідравлічних втрат в гідравлічній системі керування випуску-прибирання закрилків, визначення залежності цих втрат від температури робочої рідини, вплив дії згинальних моментів на міцність конструкції закрилків.

Мета дипломної роботи – розробка і аналіз системи керування закрилками середньомагістрального пасажирського літака.

Прогнозні припущення щодо розвитку об'єкта дослідження – подальша розробка та модернізація системи.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ.....	7
ВСТУП.....	8
1. Основна частина.....	10
1.1. Загальні відомості про закрилки середньомагістрального пасажирського літака.....	10
1.1.1. Положення механізації крила.....	12
1.2. Загальний опис літака-прототипа АН-148.....	13
1.2.1. Силова установка.....	15
1.2.1.1. Загальна частина.....	15
1.2.1.2. Склад двигуна Д-436-148.....	16
1.2.2. Фюзеляж літака.....	17
1.2.3. Крило літака.....	18
1.3. Конструкційні особливості закрилків літака АН-148.....	19
1.3.1. Обтічники закрилків.....	20
1.4. Система керування закрилками літака-прототипа.....	22
1.4.1. Склад механічної частини системи керування закрилками.....	22
1.4.2. Функції та робота системи керування закрилками.....	23
1.5. Гідравлічна система АН-148.....	25
1.6. Комбінований привід механізації КПМ-148Н. Опис і робота.....	27
1.6.1. Опис і робота приводу.....	27
1.6.2. Технічні характеристики КПМ-148Н.....	28
1.7. Вимоги до систем керування літаком.....	28
2. Спеціальна частина.....	32
2.1. Розрахунок гідравлічної системи прибирання-випуску закрилків літака.....	32
2.1.1. Розрахункові дані.....	32
2.1.2. Визначення параметрів гідромотора.....	33
2.1.3. Уточнення гідравлічних втрат в трубопроводі.....	35

2.1.4. Висновки проведеного аналізу.....	38
2.2. Розрахунок конструкції закрилків на міцність.....	39
2.2.1. Визначення максимальних згинальних моментів на закрилку.....	41
2.2.2. Визначення коефіцієнту запасу міцності конструкції закрилка.....	44
2.2.3. Висновки проведеного розрахунку.....	45
Висновки.....	46
Список використаних джерел.....	47

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

ГС – гідравлічні системи

ЛА – літальні апарати

СК – система керування

СКЗ – система керування закрилками

КПМ – комбінований привід механізації

ППГ – протиприбиральні гальма

ЗПС – злітно-посадочна смуга

СКЗЛО – система керування загальнолітаковим обладнанням

КІСС – комплексний індикатор системи і сигналізації

РУЗП – рукоятка управління закрилками та передкрилками

БУКЗ – блок управління і контролю закрилками

МОМ – муфта обмеження моменту;

БР – блок резисторів;

СУП – система управління передкрилками

АВШ1, АВШ2 – аварійні шини постійного струму електросистеми

БУР – блок управління резисторів

РП 27В – розподільчий прилад 27 В

ЦРП – центральний розподільчий прилад.

ЄНЛПЛ – єдині норми льотної придатності літака

ІКАО – міжнародна організація цивільної авіації (International Civil Aviation Organization, ICAO)

КВК – командний важіль керування

АСУ – автоматизована система управління

ВСТУП

В даній дипломній роботі розглянуто основні відомості про закрилки середньомагістральних пасажирських літаків та проаналізовано фундаментальні особливості різних конфігурацій закрилків. Описано основні льотно-експлуатаційні характеристики літака-прототипа АН-148 та наведено порівняння параметрів модифікацій літака. В роботі зображено зовнішній вигляд літака та загальний вигляд разом з основними габаритними параметрами. Наведена інформація та схеми конструкційних особливостей закрилків літака. Проведено опис будови системи керування закрилками, роботу в різних експлуатаційних випадках та наведено своєрідність конфігурації системи. Проаналізовано основні особливості гідравлічної системи літака-прототипа. Показані вимоги, яким повинна відповідати система керування закрилками для запобігання виникнення небезпечних для життя й здоров'я пасажирів та екіпажу ситуацій, що можуть виникнути через неправильний догляд та ремонт системи й тим самим гарантування довговічності роботи системи.

В спеціальній частині дипломного проєкту проведено аналіз гідравлічних втрат в гідроприводі системи керування випуску-прибирання закрилків, визначено джерело максимальних втрат, створено залежність гідравлічних втрат від температури робочої рідини та запропоновано варіанти мінімізації втрат енергії рідини в трубопроводі. В ході аналізу визначено величини основних параметрів гідравлічної системи.

Проведено розрахунок максимальних згинальних моментів вздовж ділянки закрилка та визначено запас міцності конструкції закрилка під дією максимальних згинальних моментів в умовах найбільшого навантаження механізації – посадці літака.

Крило літака-прототипу має наступні поверхні керування, які розташовані вздовж переднього і заднього лонжеронів:

- в носовій частині консольних частин розташовані відхиляючий носок і три секції передкрилків;

- в хвостовій частині консолі крила розташовані двоцілеві (з фіксованим дефлектором) видвижні закрилки (по дві секції), елерон і п'ять секції інтерцепторів.

Відхиляючий носок – передня частина крила, яка відхиляється й не утворює при цьому щілини. Носок крила може містити в собі такі системи та механізації – передкрилки, турбулізатори, щитки Крюгера та протиобморожувальна система.

Передкрилок – відхиляюча поверхня, яка розміщена на передній кромці крила. При відхиленні передкрилка утворюється щілина, за рахунок якої зрив потоку на крилі зміщується й відбувається при більшому куті атаки.

Закрилок – поверхня на задній кромці крила, яка при відхиленні утворює щілини, які зміщують зрив потоку на крилі. Основні функції – збільшення підйомної сили крила та збільшення аеродинамічного опору під час посадки.

Елерон – руль крену, який представляє собою дві рульові поверхні, розташовані на задніх кромках консолей крила, які відхиляються в різні сторони.

Інтерцептор – механізація, яка розташована на верхній частині крила й слугує для збільшення аеродинамічного опору й зменшення підйомної сили крила літака.

Основними перевагами механізації крила є збільшення кривизни крила, що призводить до підвищення несущої здатності літака та збільшення лобового опору при маневрах, які потребують зменшення швидкості літального апарату.

Недоліки механізації – це складність конструкції та велика вага систем, це викликає утруднення при конструюванні та обслуговуванні літака.

РОЗДІЛ І ОСНОВНА ЧАСТИНА

1.1. Загальні відомості про закрилки середньомагістрального пасажирського літака.

Закрилок – це профільована хвостова частина крила, яка відхиляється вниз.

Розрізняють прості закрилки і видвижні – одно-, дво- і трищільеві закрилки.

Найбільш ефективні – видвижні багатощільеві закрилки. Підвищення несущих властивостей крила в цьому випадку досягається за рахунок збільшення кривизни профіля, площі крила і прискорення потоку, обтікаючого верхню поверхню крила (ефект щілини). Однощільевий видвижний закрилок з кутом відхилення $40...50^\circ$ дозволяє отримати коефіцієнт підйомної сили $\Delta C_y = 1,4...1,6$; видвижний трищільевий закрилок – $\Delta C_y = 2,0...3,0$.

Незважаючи на те, що видвижні закрилки складніші ніж звичайні й мають більшу вагу, через високу ефективність їх широко застосовують на літаках різного призначення.

Поздовжний набір закрилка складається з одного, рідше двох лонжеронів і декількох стрингерів, поперечний – із нервюр.

Значення $\Delta C_{y \max}$ для різних конфігурацій закрилків зображено в табл.1.1. Ефект збільшення ΔC_y в простому закрилку досягається за рахунок зміни кривизни профіля. Особливістю такого закрилка являється те, що при помірних кутах відхилення закрилка лобовий опір при заданій підйомній силі менше ніж у простішого за конструкцією щитка (відхиляючі вниз частини нижньої поверхні крила, розташовані на задній кромці крила. Однак при великих кутах відхилення закрилка потік відривається від верхньої поверхні закрилка, що призводить до збільшення лобового опору і обмежує підйомну силу крила. Для вирішення цього недоліку між крилом і закрилком роблять звужуючі щілини.

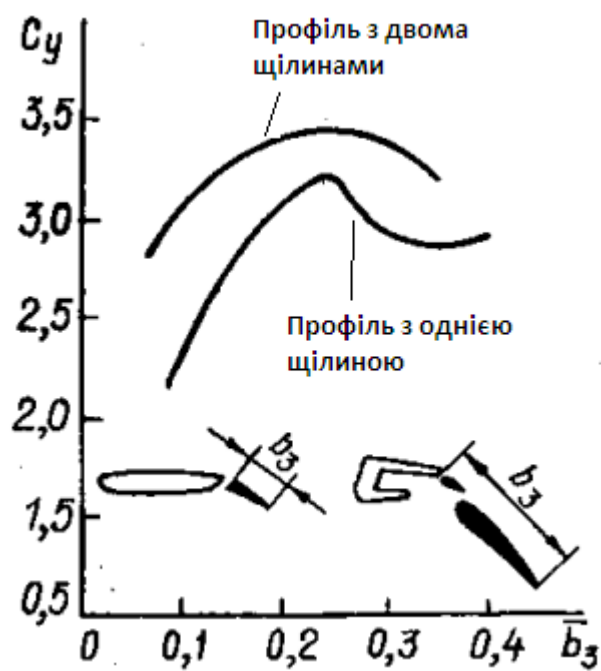
Кафедра ГГС				НАУ 21 70 14 00 000 ПЗ					
Посада	Прізвище	Підпис	Дата	Основна частина			Літера	Аркуш	Аркушів
Здобувач	Бутинкевич О.В.							10	48
Керівник	Макаренко Р.О.								
Консультант									
Нормконтр	Сивашенка Т.І.								
Зав.кафедри	Бадах.В.М								
							134 ЛВ		

Таблиця 1.1

Тип закрилка	Конфігурація	$\Delta C_{y \max}$
Простий		0,9
Однощілевий		1,18
Двощілевий		1,4
Трищілевий		1,6
Закрилок Фаулера		1,67
Двощілевий закрилок Фаулера		2,25

Ефект щілин дозволяє відтягнути зрив потоку до більших значень кутів атаки крила й отримати відносно великі перетворення коефіцієнта ΔC_y .

Вплив числа щілин на $\Delta C_{y \max}$ показано на рис. 1.1.

Рис. 1.1. Вплив числа щілин на $\Delta C_{y \max}$

1.1.1. Положення механізації крила

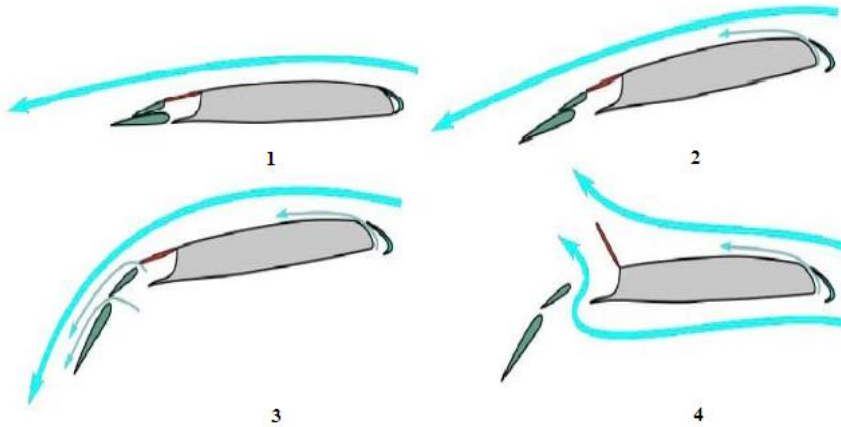


Рис. 1.2. Положення механізації крила

На рис.1.2. проілюстровано різні положення механізації крила під час певних етапів польоту літака, стрілками показаний напрямок набігаючого потоку повітря. При положенні №1 механізація має найбільшу ефективність й застосовується при наборі висоти, горизонтальному польоті або зниженні. Найбільша площа крила забезпечується при положенні №2 й використовується при зльоті ЛА. В свою чергу при заході на посадку механізація перебуває в положенні №3, що забезпечує найбільшу підйомну силу й високий лобовий опір. Після посадки крило має забезпечувати найбільший лобовий опір і зменшення підйомної сили, ці критерії забезпечує механізація, яка знаходиться в положенні №4.

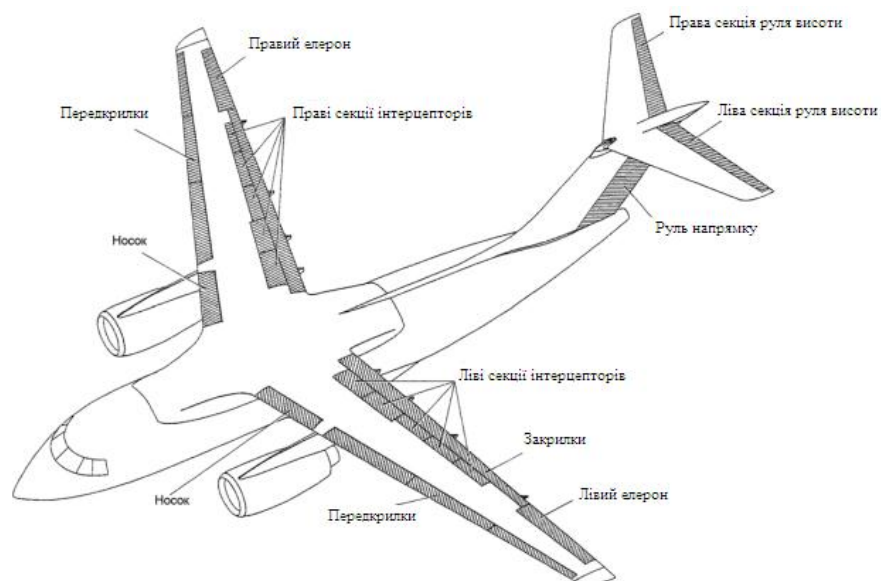


Рис.1.3. Схема розміщення поверхонь керування літаком

1.2. Загальний опис літака-прототипа АН-148.



Рис. 1.4. Зовнішній вигляд АН-148

Літак АН-148 – середньомагістральний реактивний пасажирський літак. Призначений для перевезення до 80 пасажирів і дальністю польоту до 3100 км. Експлуатація літака забезпечується на аеродромах з штучним покриттям й ґрунтових смугах на висоті до 3000 м над рівнем моря.

АН-148 – високоплан з двома трьохвальними турбореактивними двоконтурними двигунами Д-436-148, розташованими під передньою кромкою крила та допоміжним двигуном АН-450МС, розміщений в хвостовій частині фюзеляжу.

Екіпаж літака складається з льотного екіпажу (командир літака й другий пілот) й обслуговуючого екіпажу (старший бортпровідник і бортпровідник).

Літак має герметичні кабіну екіпажу й пасажирський салон. Передні й задні входні двері розташовані на лівому борту, службові двері та багажні люки розташовані на правому борту. Аварійними виходами служать всі входні та службові двері, а також кватирки в кабіні екіпажу.

Порівняльна характеристика льотно-технічних параметрів модифікацій АН-148 представлена в таблиці 1.2.

Таблиця 1.2.

Характеристики	АН-148-100А	АН-148-100В	АН-148-100Е	АН-148-200
Максимальна кількість пасажирів, чол	85			99
Максимальне комерційне навантаження, кг	9000			12000
Дальність польоту з 75 пас., км	2100	3500	4400	5000
Швидкість польоту, км/год	800-870			
Висота польоту, км	До 12,2			
Часова витрата палива, кг/год	1550	1600	1650	1710
Висота аеродрому, м	До 1500			
Клас аеродрому	«В»			
Потрібна довжина ЗПС, м	1600	1800	1900	1900
Злітна маса, кг	36800	39600	42600	43100
Двигуни	2хТРДД Д-436-148			
Строк служби	30 років			
Довжина, м	29,13			31,63
Висота, м	8,2			
Розмах крила, м	28,91			
Діаметр фюзеляжу, м	3,5			

Базовим варіантом серед модифікацій АН-148 являється модель АН-148-100В на 75 пасажирів в економ класі.

Загальний вигляд літака з основними розмірами розміщений на рис.1.6.

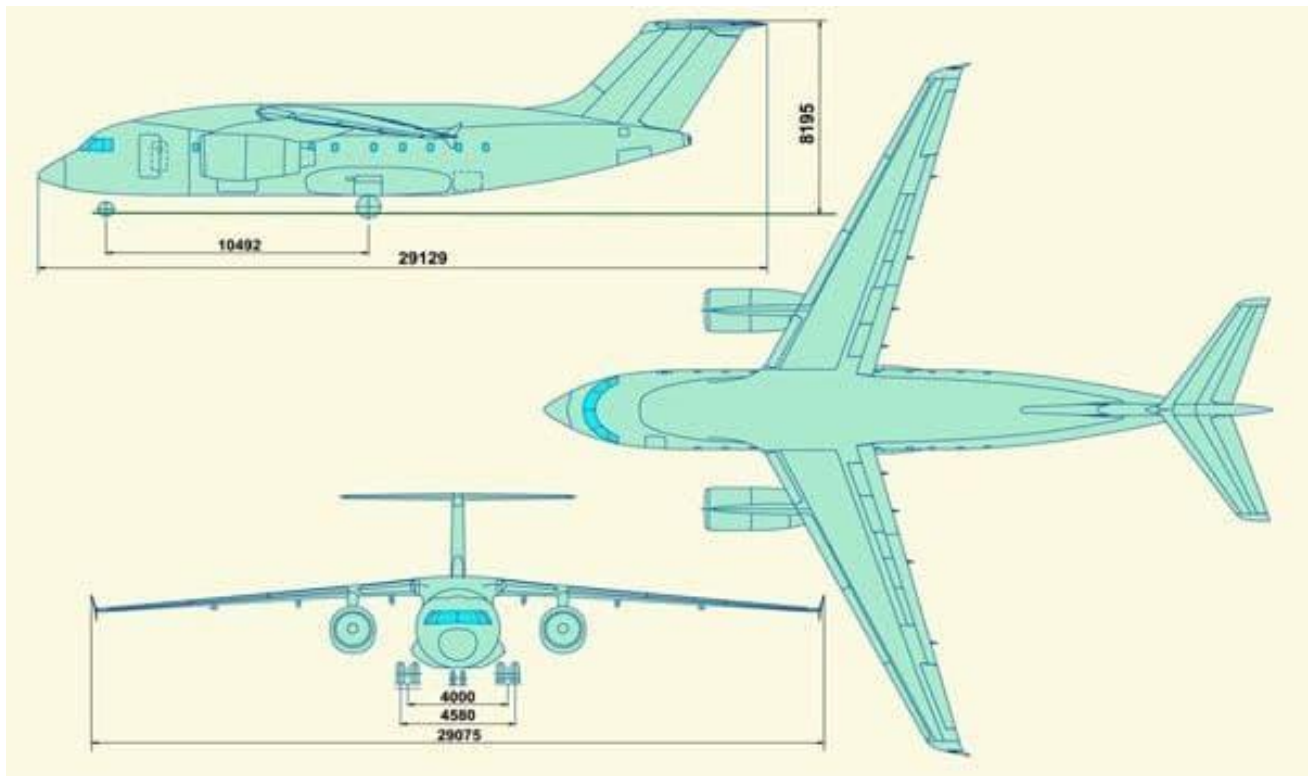


Рис.1.5. Загальний вигляд літака АН-148

1.2.1. Силова установка

1.2.1.1. Загальна частина

«Силова установка складається з:

- двох маршових двигунних установок, які складаються з турбогвинтових двоконтурних двигунів Д-436-148 (виробник – АТ «Мотор-Січ»), гондол з реверсом тяги і пілонів;
- електронної автоматичної системи управління установкою;
- паливної системи, яка розміщена в трьох крилевих баках-кесонах (по одному в консолях крила й один в центроплані) з загальною ємкістю 15200 л;
- протипожежної системи;
- допоміжної силової установки типу AN-450-МС, встановленої в хвостовій частині фюзеляжу для подачі зжатого повітря в системи кондиціонування кабіни й пасажирського салону й для живлення бортової електромережі від генератора змінного струму, встановленого на допоміжній силовій установці»[1].

1.2.1.2. Склад двигуна Д-436-148

«Трьохвальний турбореактивний двоконтурний двигун Д-436-148 складається з п'ятнадцятиступінчатого компресора, проміжного корпусу, кільцевої камери згорання, п'ятнадцятиступінчатої турбіни, реверсного пристрою в зовнішньому (вентиляторному) корпусі й роздільних нерегульованих вихідних сопел зовнішнього й внутрішнього контурів.

Компресор двигуна – осьовий, трьохкаскадний. Складається з вентилятора, дозвукової підірної ступені вентилятора, навколороздукового компресора низького тиску (КНТ) і дозвукового компресора високого тиску (КВТ).

Камера згорання – з жарової турбіни кільцевого типу, з вісімнадцятьма одно канальними паливними форсунками (чотири із них – аерофорсунки). На корпусі камери згорання встановлені два запальника факельного типу з свічами запалювання»[1].

«Турбіна – реактивна, трьохкаскадна, складається з одноступінчатої турбіни високого тиску (ТВТ), одноступінчатої турбіни низького тиску (ТНТ) і трьохступінчатої турбіни вентилятора (ТВ). Кожна з цих турбін приводить в обертання відповідний ротор компресора.

Ротори вентилятора КНТ і КВТ зв'язані між собою тільки газодинамічно й мають різноманітні оптимальні для них частоти обертання.

Реверсний пристрій (РП) – ґраткового типу, кільцеве, з нерухомими решітками й дванадцятьма стулками, які перекривають при реверсуванні канал зовнішнього контуру двигуна.

На двигуні встановлені датчики й сигналізатори, які забезпечують вимірювання поточних значень параметрів роботи двигуна й їх систем, а також видачу сигналів про нормальну роботу двигуна й їх систем або про відхилення, які виникли при роботі.

На кожному двигуні встановлені: гідронасос НП-148 (основне джерело тиску гідравлічного комплексу), привід-генератор ГП-21 (основне джерело електроенергії 200/115 В). Для потреб систем літака передбачений постійний відбір повітря від двигуна у всіх умовах експлуатації»[1].

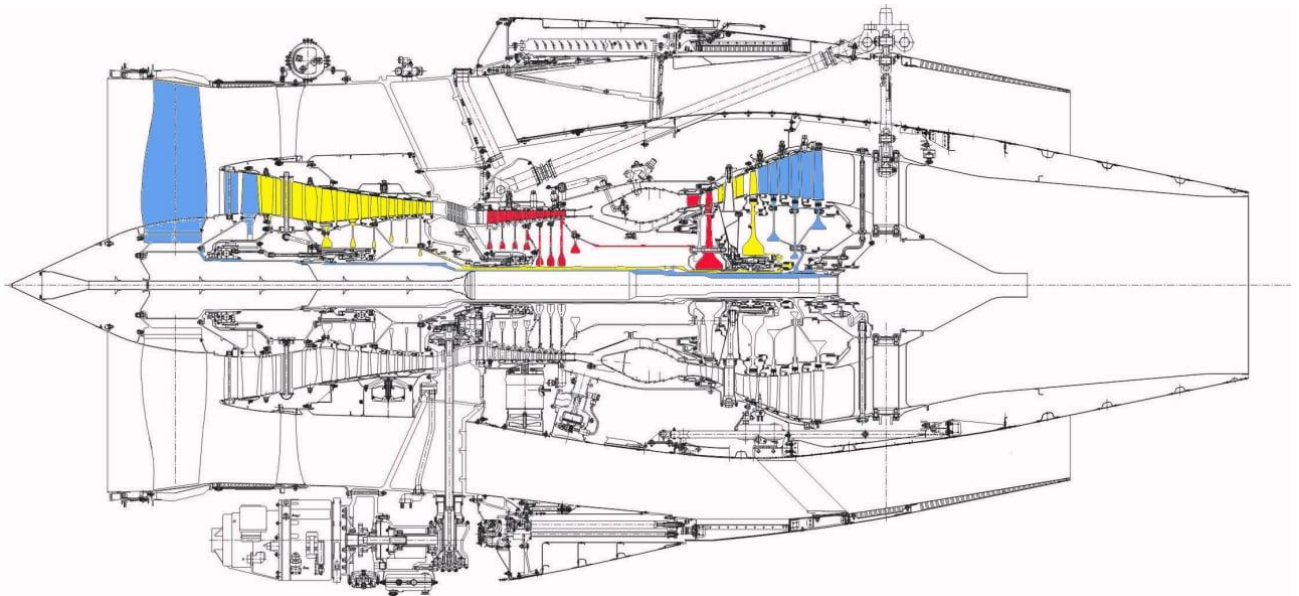


Рис.1.6. Схема двигуна Д-436-148:
 вентилятор з приєднаною ТНТ (синій колір); компресор середнього тиску КСТ і турбіна середнього тиску ТСТ (жовтий колір); каскад високого тиску – КВТ і ТВТ (червоний колір)

1.2.2. Фюзеляж літака

«Фюзеляж представляє собою полумонокок циліндричної форми в середній і конічній формі в із подвійною кривизною в носовій і хвостовій частинах.

Каркас фюзеляжу включає робочу обшивку, повздовжній силовий набір в виді стрингерів і балок, поперечний силовий набір в виді шпангоутів і перегородок, а також підлоги в кабінах.

Два технологічні отвори по шпангоутам умовно ділять фюзеляж на три частини – носову, середню й хвостову.

В фюзеляжі розміщена кабіна екіпажу й транспортна кабіна.

В транспортній кабіні знаходиться пасажирський салон, побутові відсіки й задній багажно-вантажний відсік. Під підлогою транспортної кабіни в середній частині фюзеляжу розміщені багажні відсіки»[1].

«В носовій частині фюзеляж по правому борту має передні службові двері, по лівому борту – передні входні двері (двері-трап).

В середній частині фюзеляжу по правому борту є передній люк підпідложного багажного відсіку.

В хвостовій частині фюзеляжу знаходиться відсік допоміжної силової

установки, а також по правому борту – задній люк підпідложного багажного відсіку, задні службові двері, по лівому борту – задні вхідні двері. Для доступу в відсіки, де встановлені агрегати й обладнання, наявні експлуатаційні й технологічні люки. Ніші передньої й основних опор шасі закриваються стулками. Стулки передньої опори шасі розташовані в носовій частині фюзеляжу знизу, стулки основних опор шасі – на обтічниках шасі.

Скління кабіни екіпажу й вікна транспортної кабіни забезпечує хороший огляд при зльоті, посадці, рулінні й в польоті, а також освітлення кабін в денну пору. Всі вхідні й службові двері, а також кватирки в кабіні екіпажу слугують аварійними виходами»[1].

1.2.3. Крило літака

«Крило літака – стрілоподібне, високо розташоване, великого видовження, вільнонесущої прямокутної форми в плані на ділянці між нервюрами №3 і трапецеподібної форми на ділянці від нервюр №3 до нервюр № 28 (до закінцівок). Крило навішене на фюзеляж за допомогою чотирьох вузлів. На крило встановлені два пілони, до яких кріпляться двигуни. Крило складається з центроплана й двох консольних частин. Конструкція крила – кесонного типу. Кесони центроплана в консольній частині крила (між нервюрами № 3-22) представляють собою герметичні паливні баки. Поверхні механізації й керування розташовані на крилі вздовж переднього й заднього лонжеронів:

- в носовій частині консольної частини крила розташовані відхиляючий носок і три секції передкрилка;
- в хвостовій частині консольної частини крила розташовані двощілеві (з фіксованим дефлектором) видвижні закрилки (дві секції), елерон, без аеродинамічної компенсації і п'ять секцій відхиляючих інтерцепторів (гальмівних і гласадно-гальмівних).

Оперення – однокілеве, Т-подібне, з нерухомим стабілізатором, встановленим на кілі. Рулі напрямку й висоти – одноланкові, без аеродинамічної компенсації»[1].

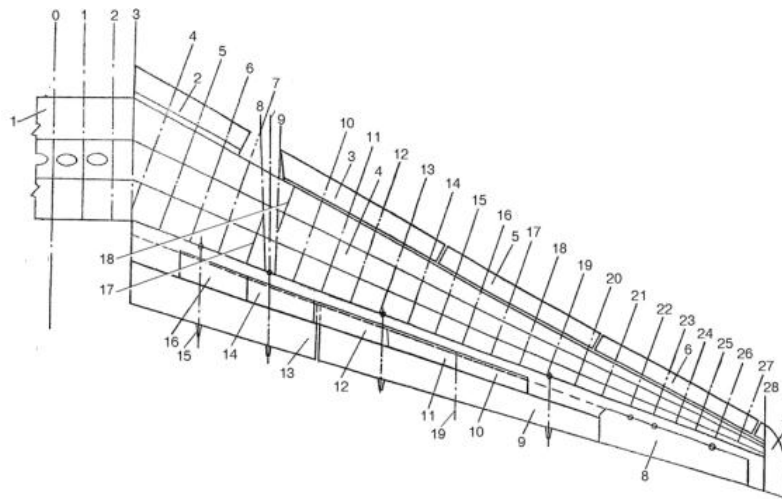


Рис.1.7. Схема крила АН-148:

1 – центроплан; 2- відхиляючий носок; 3 – передкрилок (секція №1); 4 – консольна частина крила; 5 – передкрилок (секція №2); 6 – передкрилок (секція №3); 7 – закінцівка; 8 – елерон; 9 – закрилок (секція №2); 10 – інтерцептор (секція №5); 11 – інтерцептор (секція № 4); 12 – інтерцептор (секція №3); 13 – закрилок (секція №1); 14 – інтерцептор (секція №2); 15 – обтічник механізму навіски закрилка; 16 – інтерцептор (секція №1); 17 – вісь балки №1; 18 – вісь балки №1; 19 – вісь опори закрилка

1.3. Конструкційні особливості закрилків літака АН-148

«На літаку-прототипі застосовуються двошлієві, видвижні закрилки з фіксованим дефлектором, розташовані в хвостовій частині крила. Вони складаються з двох ділянок:

- перша ділянка розташована між 3 і 11 нервюрами;
- друга – нервюри №11-21.

Секції складаються з основної ланки і дефлектора, які жорстко зв'язані між собою з приводом.

Конструкційно закрилки – однолонжеронні й збірно-клепані. В свою чергу дефлектор виготовляється з композиційних матеріалів, що зменшує вагу літака й сприяє кращим показникам льотно-експлуатаційних характеристик лайнера.

Основна ланка закрилка складається з таких елементів: нервюри, лонжерон, нижня й верхня обшивка, обшивки закінцювочного профіля й носка закрилка.

Хвостові й носові частини нервюр, окрім силових, виготовлені методом штампування з листів певної жорсткості. Носові частини силових нервюр складаються з симетричних кронштейнів»[2].

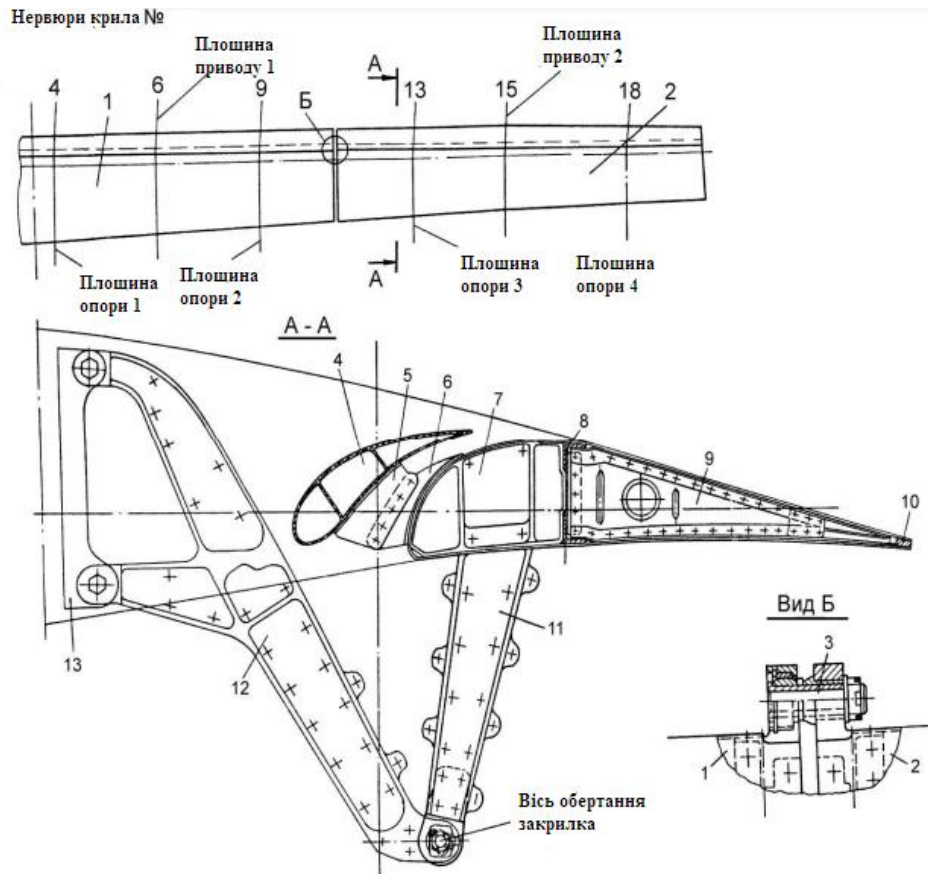


Рис 1.8. Конструкція закрылків:

1 – ділянка №1 закрылка; 2 – ділянка №2 закрылка; 3 – болт; 4 – дефлектор;
 5,6 – профіль; 7 – носок; 8 – лонжерон; 9 – хвостова нервюра; 10 – закінцівка;
 11 – кронштейн; 12 – опора; 13 – кронштейн заднього лонжерона крила

«Ділянки закрылка з'єднуються між собою за допомогою болтів.

Кожна ділянка закрылка має два кронштейна навіски й один кронштейн кріплення приводу. Три частини кронштейна кріплення, що виготовленні штампуванням, з'єднуються між собою болтами.

На другому лонжероні крила встановлені підвісні кронштейни, з якими по осі обертання закрылка шарнірно змонтовані сережки, що встановлені на кронштейнах навіски»[2].

1.3.1. Обтічники закрылків

«Обтічники закривають вузли навіски закрылка, виготовлені з композитних матеріалів й складаються з двох частин. Передня нерухома частина кріпиться

до хвостової частини крила й до кронштейнів навіски закрилків. Задня – до кронштейна навіски закрилка й до закрилка.

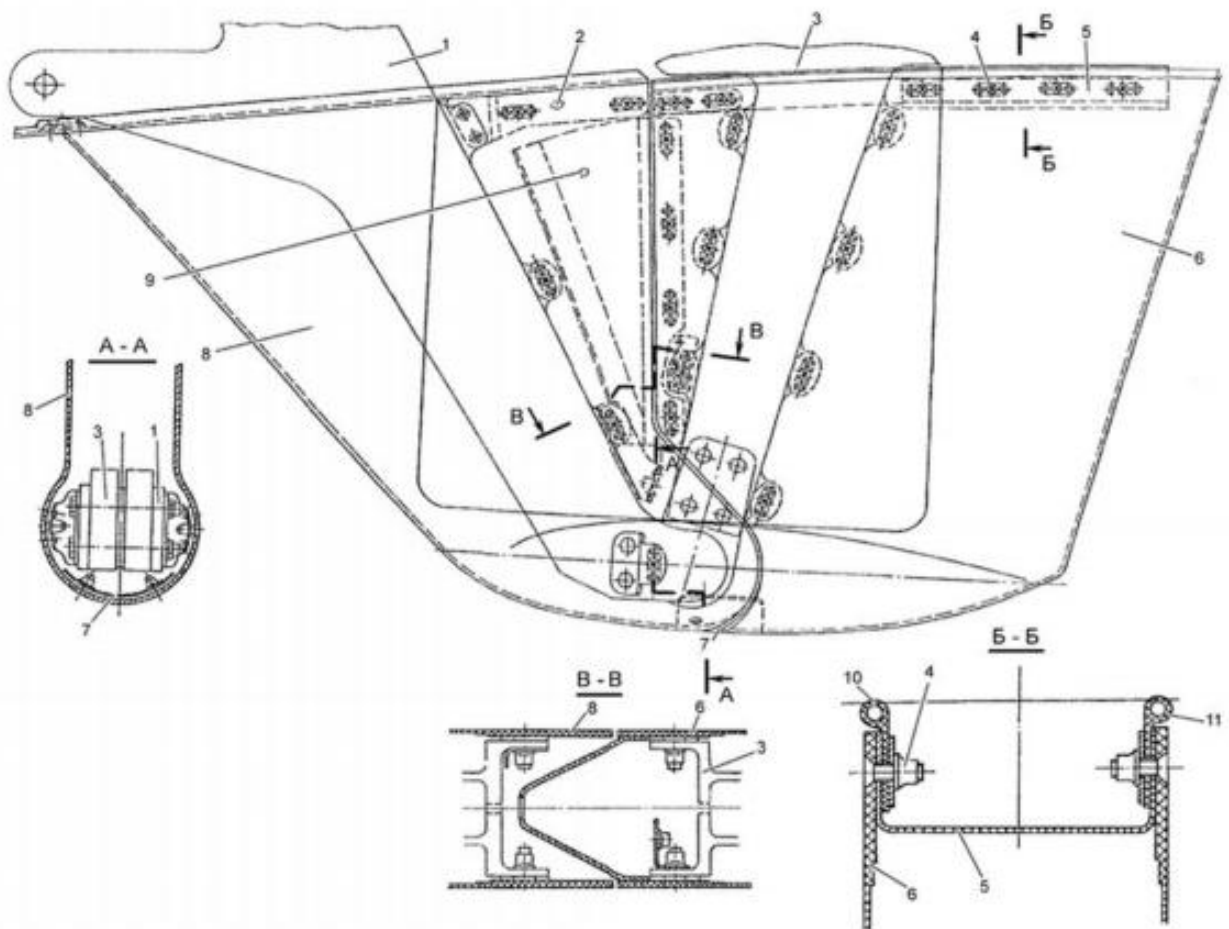


Рис.1.9. Обтічники закрилків:

1 – опора; 2 – діафрагма; 3 – кронштейн закрилка; 4 – болт з анкерною гайкою;
5 – накладка; 6 – хвостова частина обтічника; 7 – щиток; 8 – носова частина
обтічника; 9 – вставка; 10 – профіль; 11 – профіль

Обтічники також закривають приводи закрилків. Редуктор приводу закрилка закривається передньою нерухомою частиною, яка кріпиться до балок хвостової частини й до другого лонжерона крила. Кронштейни кріплення приводу закрилка закриваються задньою рухомою частиною.

Схема прибраного й випущеного положення закрилків показана на рис.1.10, де а – прибране положення закрилків, б – випущене положення закрилків»[3].

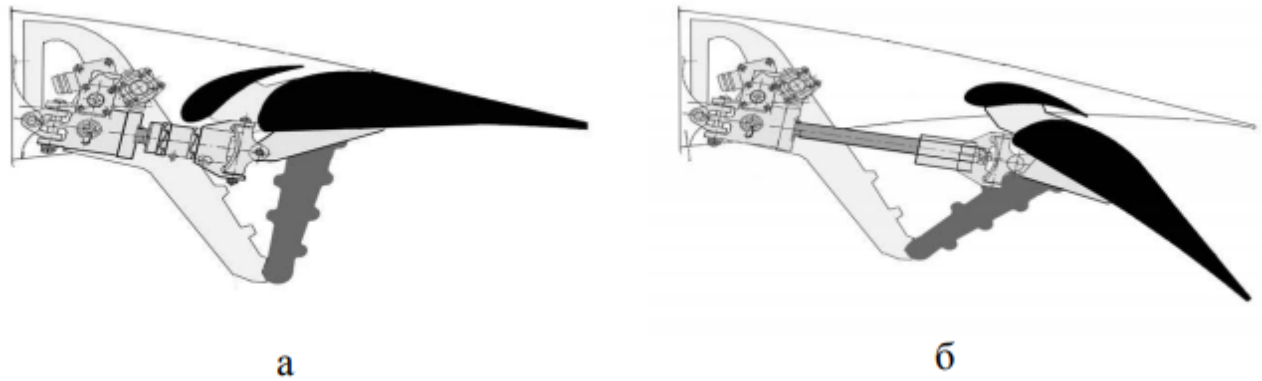


Рис.1.10. Схема положення закрилків АН-148

1.4. Система керування закрилками літака-прототипа.

1.4.1. Склад механічної частини системи керування закрилками

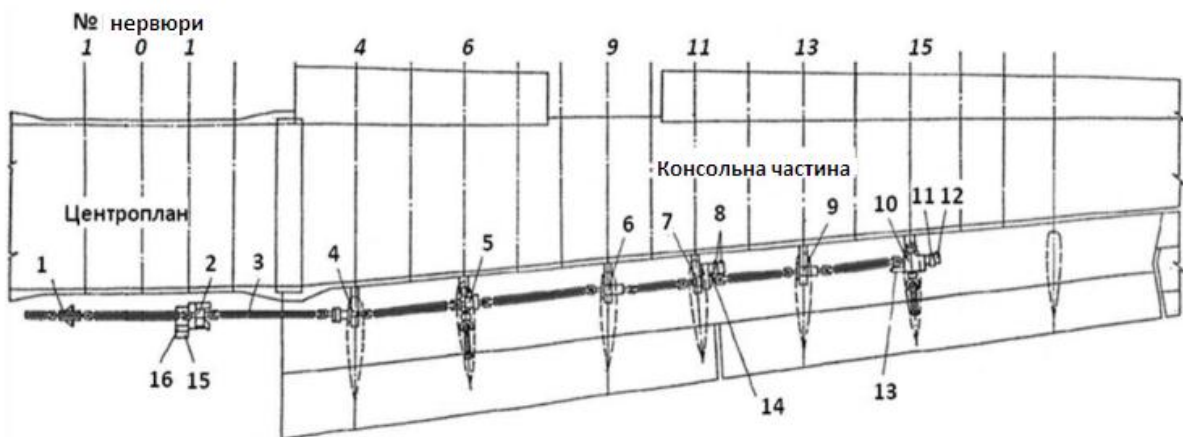


Рис.1.11. Схема розміщення елементів системи керування закрилками:
 1, 6, 9 – опора; 2 – КПМ; 3 – карданні вали; 4 – муфта обмеження моменту;
 5 – підйомник № 1; 7, 11 – редуктор; 8, 16 – механізм кінцевих вимикачів;
 10 – підйомник № 2; 12,15 – блок резисторів; 13 – електричні протиприбиральні
 гальма; 14 – редуктор

«Механічна частина системи керування закрилками розташована на задньому лонжероні крила й включає в себе КПМ 2, шарикогвинтові підйомники 5,10, муфти обмеження моменту 4 і редуктори 11, 14. Обертання від вихідного валу приводу 2 на агрегати передається трансмісією, яка складається із карданних валів 3 і опор 1, 6, 9. Карданні вали підтримуються опорами»[2].

1.4.2. Функції та робота системи керування закрилками

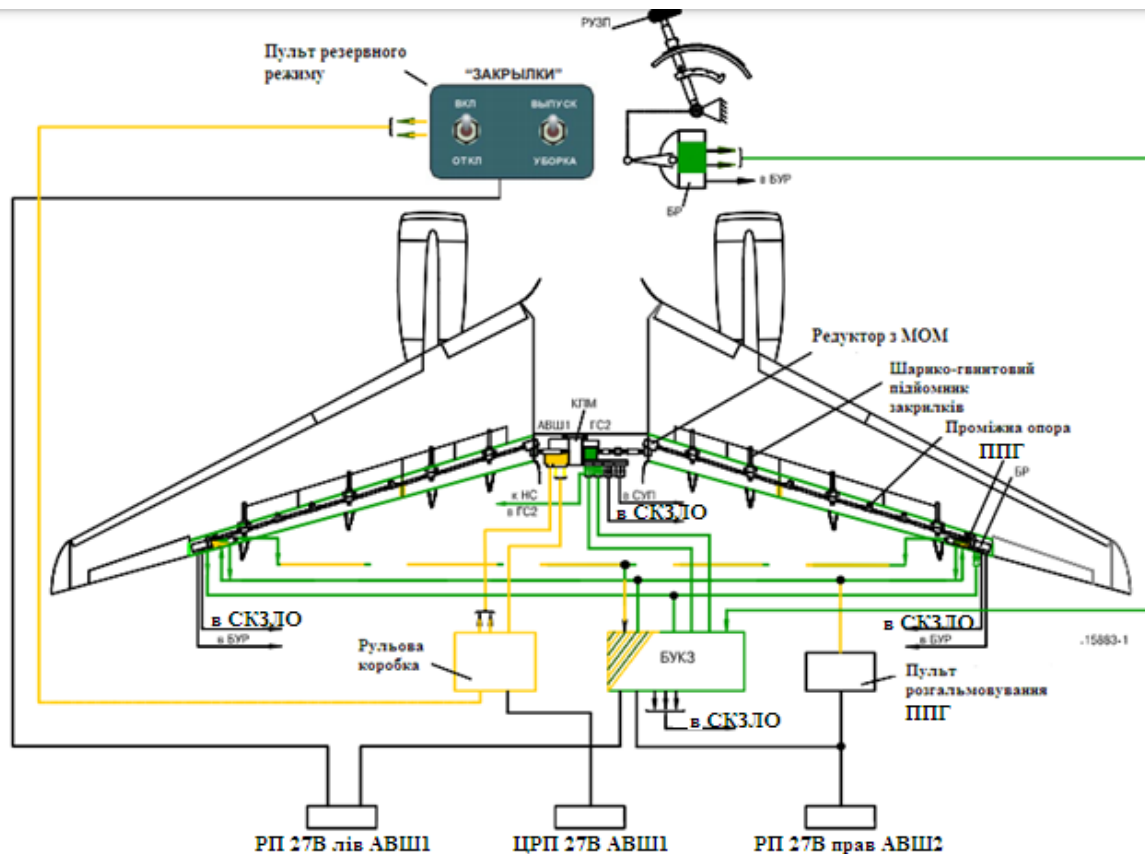


Рис.1.12. Схема керування закрилками:

■ – основний електродистанційний контур керування; ■ – резервний електродистанційний контур керування

«Система керування закрилками забезпечує:

- випуск-прибирання закрилків у резервному й основному режимах роботи системи;
- відображення положення закрилків;
- виявлення відмови системи керування закрилками;
- забезпечення симетричного випуску-прибирання закрилків в основному й резервному режимах;

Система керування закрилками відбувається керуванням двома парами симетричних ділянок закрилків, зв'язаних із комбінованим приводом механізації (КПМ). Силовий привід КПМ – комбінований, складається з гідромотора, що працює в основному режимі; в резервному режимі робота відбувається за рахунок електродвигуна постійного струму 27 В.

Випуск (прибирання) закрилків забезпечується шарикогвинтовими підйомниками, за допомогою трансмісії, яка представлена опорами і карданними валами, що передає обертання від приводу. Датчики асиметрії положення закрилків, датчики зворотного зв'язку й протиприбиральні гальма (ППГ) розташовані на кінцях трансмісії»[1].

«Система керування закрилками працює на зльоті й посадці в двох режимах. Для того щоб перейти з одного режиму в інший необхідно на пульті резервного режиму перевести тумблер режиму роботи «ЗАКРЫЛКИ. ВКЛ –ОТКЛ» в потрібне положення.

Перемикач «ЗАКРЫЛКИ. УБОРКА – ВЫПУСК» на пульті резервного режиму відповідає за випуск-прибирання закрилків у резервному режимі роботи системи керування закрилками.

Зупинка й гальмування КПМ відбувається за допомогою ППГ у таких випадках:

- асиметричне відхилення закрилків;
- самовільному або невірному русі закрилків відносно заданого напрямку.

Розгальмовування ППГ відбувається тільки на землі за допомогою спеціального пульта розгальмовування.

Муфти обмеження моменту (МОМ), що розташовані між першим підйомником й виходом приводу, виконують захист трансмісії закрилків від перевантаження приводом у випадку заклинювання.

По показникам датчиків положення закрилків на екранах КІСС відбувається відображення положення закрилків» [1].

«Дискретні сигнали про стан системи передаються на індикатори КІСС через СКЗЛО з блоку БУКЗ. Сигнали «ВЗЛЕТ ЗАПРЕЩЕН», «ЗАКРЫЛКИ ПРОВЕРЬ» формуються й видаються системою СКЗЛО на індикатори КІСС й означають, що закрилки не знаходяться на зльотному положенні при тому, що інші системи в нормі. Інформація про положення закрилків поступає в аварійний реєстратор БУР, яка зчитується з датчиків БР. Від РП 27 В лів (АВШ1), РП 27 В прав (АВШ 2), ЦРУ 27 В (АВШ 2) відбувається електропостачання системи. Від ГС2 – гідропостачання» [1].

1.5. Гідравлічна система АН-148

«Гідравлічна система літака призначена для забезпечення робочою рідиною приводів системи керування польотом, гальмівних інтерцепторів, системи основного, стоянкового й резервного гальмування коліс шасі, систем прибирання-випуску шасі й резервного випуску основних опор шасі, рульового пристрою, приводів закрилків й передкрилків, приладів реверсу тяги маршових двигунів і керування багажними люками. Гідравлічна система складається з двох автономних постійно працюючих систем (ГС1 і ГС2) й окремої мережі резервної насосної станції. ГС1 живить свій комплект гідравлічних приводів системи керування польотом і гальмівних інтерцепторів, а також реверсний пристрій маршового двигуна №1. Ця система забезпечує роботу системи керування польотом у випадку відмови обох маршових двигунів» [1].

«ГС2 забезпечує живлення другого комплекту гідравлічних приводів системи керування польотом і гальмівних інтерцепторів, а також реверсний пристрій маршового двигуна №2. Окрім цього, ця система через клапан пріоритету (підпірний клапан) живить систему прибирання-випуску шасі, рульовий пристрій, систему основного й стоянкового гальмування коліс шасі через окремий гідроакумулятор і приводи передкрилків і закрилків.

Основним джерелом тиску в ГС1 і ГС2 служить аксіально-плунжерний насос змінної подачі з приводом від ротора високого тиску відповідного маршового двигуна. Насос оснащений пристроєм, який дозволяє по електричному сигналу відключити його від системи, при цьому подача рідини від насоса в систему перекривається вбудованим клапаном, а сам насос переводиться на нульову подачу при низькому тиску. Відключення насоса відбувається тільки вручну з щитка «ГИДРО» натисканням відповідної кнопки на табло» [1].

«Резервним, додатковим і наземним джерелом тиску в ГС1 і ГС2 слугує насосна станція з приводом від електродвигуна змінного струму. Насосна станція вмикається автоматично при відмові відповідного маршового двигуна або при зниженні тиску за основним насосом, а в ГС2 насосна станція окрім того автоматично вмикається при роботі приводу передкрилків або приводу

закрилків. Передбачено і ручне ввімкнення й відключення насосних станцій.
 Номінальний тиск в ГС1 і ГС2 складає 20,6 МПа, в мережі резервної насосної станції – 14,7 МПа.

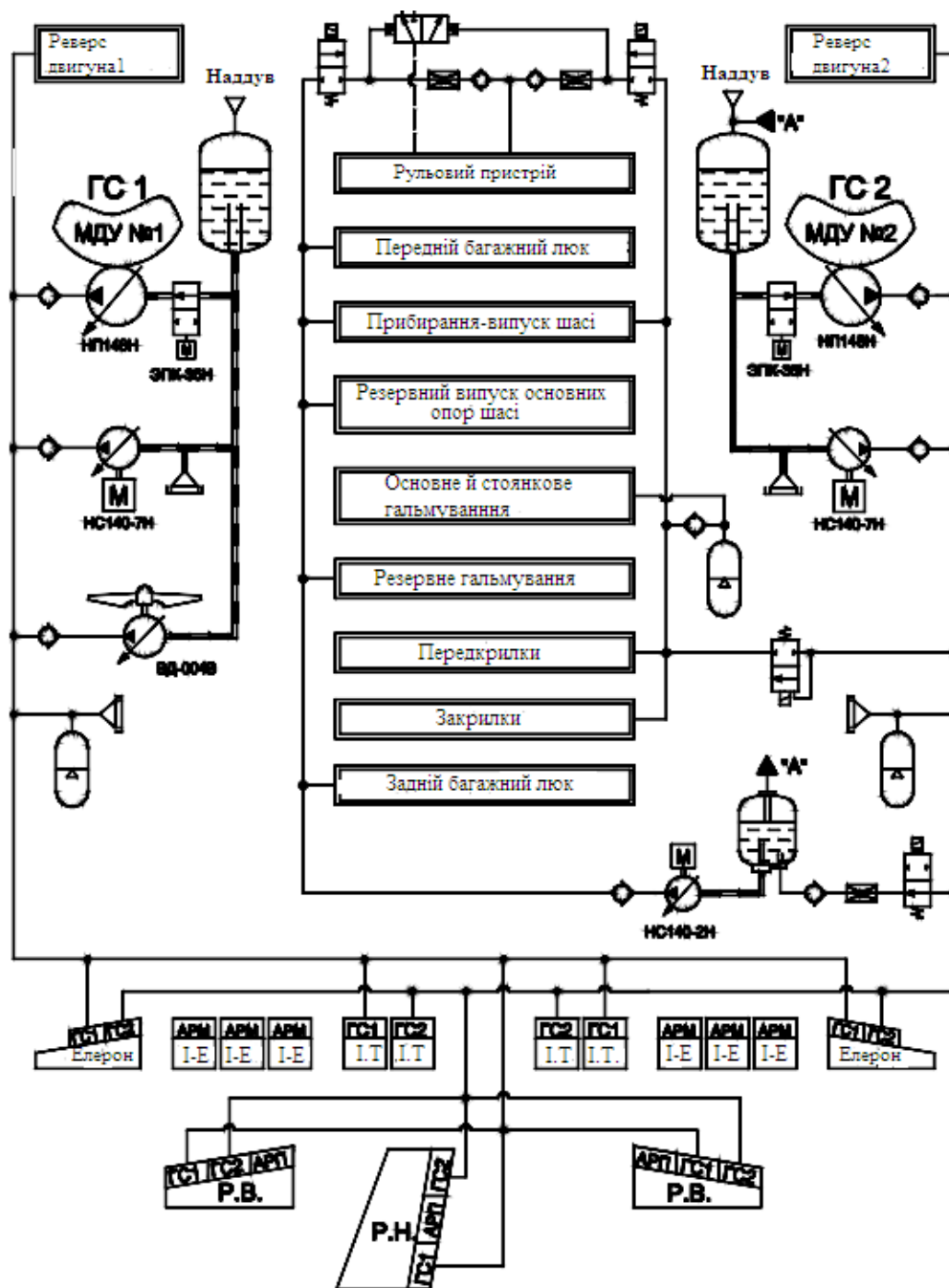


Рис.1.13. Структурна схема гідросистеми АН-148

Робоча рідина подається до насосів по лініям всмоктування із гідробаків, в яких системами наддуву підтримується надлишковий тиск повітря. Гідробаки ГС1 і ГС2 оснащені розділювачами повітря і відсіками для безперервного живлення насосів робочою рідиною при від'ємних перевантаженнях» [1].

1.6. Комбінований привід механізації КПМ-148Н.

1.6.1. Опис і робота приводу

«Комбінований привід механізації (КПМ-148Н) приводить в рух трансмісії закрилків.

КПМ-148Н включає зв'язані з диференціальним редуктором гідромотор з гідравлічними гальмами, електродвигун з електромагнітними гальмами, електрогідравлічні клапани тиску, які виконують функцію подачі тиску, випуску й прибирання закрилків.

В склад КПМ-148Н також входить редуктор з встановленим на ньому блоком мікроперемикачів і потенціометричними датчиками.

В основному режимі керування системою обертання вихідного валу приводу виконується гідромотором, для ввімкнення якого необхідно одночасно ввімкнути електрогідравлічні клапани подачі тиску і один із клапанів випуску/прибирання.

В резервному режимі керування системою обертання вихідного валу приводу відбувається за рахунок електромотору.

При відсутності сигналів управління вал гідромотору зупинений гідравлічними гальмами, а вал електродвигуна – електромагнітними гальмами» [1].

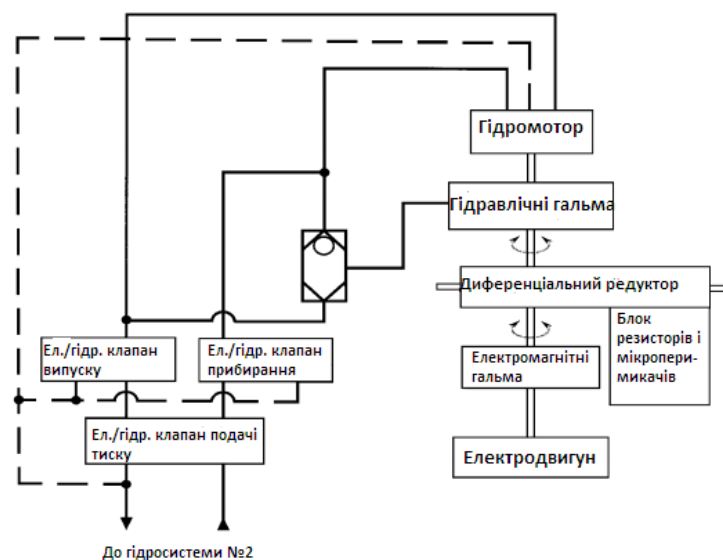


Рис.1.14. Структурна схема КПМ-148Н

1.6.2. Технічні характеристики КПМ-148Н



Рис.1.15. Зовнішній вигляд КПМ-148Н

«Технічні характеристики:

- робочий хід вихідної ланки, кількість обертів – 120;
- крутний момент, Н·м – 160;
- частота обертання вихідної ланки:
 - на основному режимі, об / хв – 200;
 - на аварійному режимі, об / хв – 65;
- номінальний тиск в гідросистемі, МПа – 21;
- номінальна напруга живлення електродвигуна, В – 27;
- пусковий струм, А – не більше 65;
- маса, кг – 16;
- габарити, мм – 480x233x220» [16].

1.7. Вимоги до систем керування літаком

«Вимоги до СК регламентуються ЄНЛПЛ , матеріалами ІКАО. До основних вимог відносяться ті, що спрямовані на забезпечення точності керування, її простоти й безпеки польоту.

Для літака (об'єкта керування) регламентуються характеристики стійкості й демпфування.

Для СК регламентуються параметри керування й балансування, тому що переміщення й зусилля на КВК, їх градієнти по перевантаженням й кутові прискорення, а також необхідні кути відхилення рулів для зрівноваження літака в різних режимах польоту.

Темп затухання коливання літака повинен бути таким, щоб час за який амплітуда їх коливань зменшується до свого початкового значення, не перевищило нормованих значень. Для магістральних літаків на злітно-посадочних режимах цей час не повинен перевищувати 10-12 секунд, а на крейсерському – не більше 20 секунд. Вимоги по темпу затухання коливань легко задовольняються на літаках, оснащених АСУ» [4].

«СК літаком повинні виконуватися так, щоб забезпечувалася простота техніки пілотування в ручному режимі керування. Реалізація цієї вимоги передбачає відповідність переміщення КРУ уявленням пілота про природні дії людини по збереженню рівноваги. Канали СК повинні бути незалежними, так як повинна бути забезпечена неможливість їх взаємного впливу один на одного при роботі. По мірі відхилення КРУ від нейтрального положення зусилля на них повинні зростати плавно, а напрямок їх дії зворотно переміщенню.

Переміщення КРУ повинні вкладатися в такий діапазон чисельних значень, який легко відтворюється пілотом з мінімальними помилками ΔX , так як складно контролюються як малі так і великі переміщення важелів керування. Оптимальний діапазон переміщень КРУ показано на рис.1.15. В рамках цього діапазону переміщення відтворюються пілотом з найменшими помилками» [4].

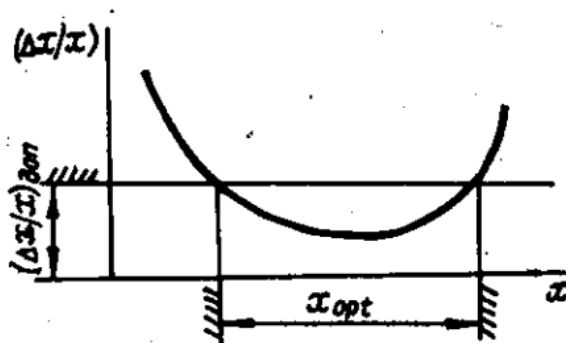


Рис.1.16. Оптимальний діапазон переміщень КРУ

«В повздовжньому каналі керування рекомендований діапазон переміщення штурвала складає 200-400 мм, хід педалей повинен бути в діапазоні 70-125 мм, а поворот штурвала не повинен виходити за значення 100-160°.

Так як характер помилок по відтворенню переміщень КРУ і контролю за змінами зусиль на них ідентичний, то ЄНЛПЛ нормує максимальні зусилля на важіль керування.

Для здійснення плавного переходу з автоматичного режиму керування на штурвальний (ручний) в СК передбачено встановлення механізмів тримерування» [4].

«Ріст загальної кількості механізмів і різних приладів, які входять в склад СК, як правило, викликає зниження надійності роботи такої системи, з одного боку, й зниження безпеки польоту, з іншого боку. Збереження високої надійності роботи системи керування при великій кількості агрегатів і забезпечення безпеки польоту літака можна досягти декількома методами:

- підвищення надійності кожного агрегату, який входить в систему;
- дублювання й резервування окремих агрегатів і підканалів;
- дублювання всієї системи в цілому.

Ці методи використовують ЄНЛПЛ при виробленні вимог по працездатності й функціонуванню системи керування. Наприклад, реалізація вимог по виконанню посадки літака при всіх непрацюючих двигунах забезпечується підбором відповідних ємностей гідроаккумуляторів гідросистеми літака, ввімкнення в склад джерел тиску гідросистеми електропровідних насосних станцій, які забезпечують гідроживленням системи керування в розглянутій ситуації. При виникненні нештатної ситуації політ літака повинен забезпечуватися ввімкненням резервних підсистем автоматичного парирования відмов, а час парирования не повинен бути більше 5 секунд. В значній мірі росту безпеки польоту літака сприяє встановлення системи автоконтролю працездатності СК. Такі системи повинні бути обладнані чіткою індикацією відмов і передбачати видачу рекомендацій пілоту для їх вирішення, локалізації або парирования таких відмов» [4].

«Відповідно вимогам до СК ефективність поперечного каналу керування

для перекладання крену від 30° до мінус 30° при зльоті конфігурація літака повинна забезпечуватися за час не більше 6 секунд при відхиленні штурвалу не більше ніж на 30° .

Системи керування літаком звісно ж повинні відповідати й загальним авіаційним вимогам: достатня міцність й жорсткість при мінімальній масі системи, ремонтно-експлуатаційній технологічності й т.д.» [4].

РОЗДІЛ II СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

2.1. Розрахунок гідравлічної системи прибирання-випуску закрилків літака

2.1.1. Розрахункові дані

Для гідравлічної системи прибирання-випуску закрилків ЛА, схема якої приведена на рис. 2.1, визначається:

- сумарні гідравлічні втрати в гідролініях;
- необхідна подача і потужність насосу;
- параметри гідромотора;
- параметри дросельної шайби стабілізатора витрати.

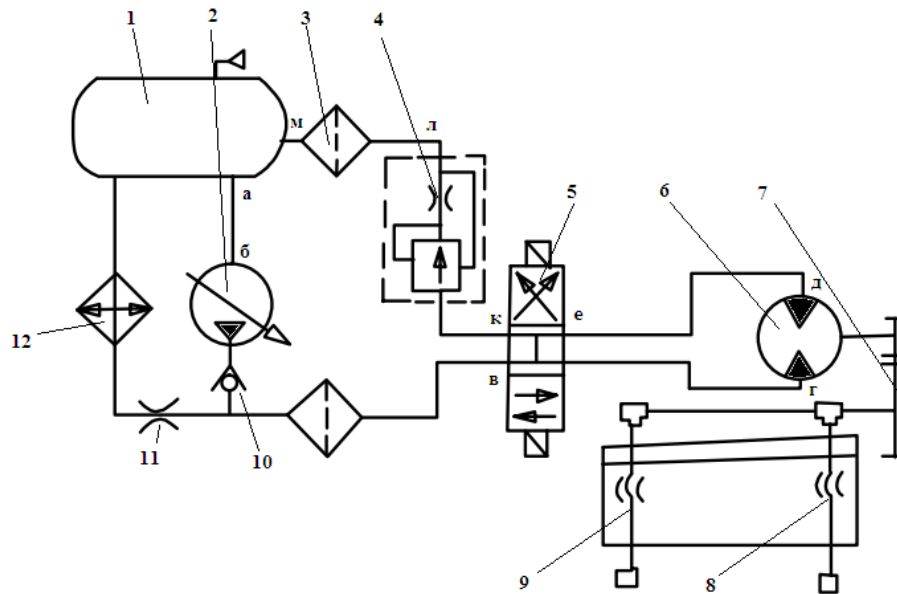


Рис.2.1. Розрахункова схема гідросистеми прибирання-випуску закрилків:
 1 – бак; 2 – насос; 3 – фільтр; 4 – регулятор витрати; 5 – електромагнітний кран;
 6 – гідромотор; 7 – редуктор; 8 – гвинтовий механізм; 9 – закрилок;
 10 – зворотній клапан; 11 – дросель холостого ходу насоса; 12 – теплообмінник

Кафедра ГГС				НАУ 21 70 14 00 000 ПЗ				
Посада	Прізвище	Підпис	Дата	Спеціальна частина		Літера	Аркуш	Аркушів
Здобувач	Бутинкевич О.В.						32	48
Керівник	Макаренко Р.О.					134 ЛВ		
Консультант								
Нормконтр	Сивашенка Т.І.							
Зав.кафедри	Бадах.В.М							

Розрахунок буде проведено для різних температур з використанням у системі гідравлічного мастила АМГ-10.

Вихідні дані для розрахунку показані в табл. 2.1.

Таблиця 2.1

Параметр	Значення
Температура рідини, t_p , °C	20
Тиск подачі, P_H , Па	13729310
Момент на валу гідромотора, M , Н·м	25
Частота обертання гідромотора, n , С-1	67
Перепад тиску на дроселі, $\Delta P_{др}$, Па	1000000
L_i , м	
L (а-б)	4
L (б-в)	5
L (в-г)	12
L (д-е-к)	12
L (л-м)	4
Тиск в резервному баці, $P_б$, Па	220000
Механічний ККД, η_m	0,85
Об'ємний ККД гідромотора, η_o	0,95
Середня швидкість руху рідини, V , м/с	5
Кінематична вязкість, ν , м ² /с	0,00004
Густина АМГ-10, ρ , кг/м ³	848
Відносний критичний перепад тиску, $\Delta P_{кр}$	0,57

2.1.2. Визначення параметрів гідромотора

Параметри гідромотора потрібно визначати з врахуванням втрат напору в гідролініях.

Ефективний потік рідини визначається з рівняння витрати системи:

$$Q_H = V_0^M n / \eta_o + Q_n, \quad (2.1.)$$

де n – частота обертання гідромотора; V_0^M – робочий об'єм гідромотора; η_o – об'ємний ККД гідромотора; Q_n – витрата рідини через дросельний пакет холостого ходу насоса, $Q_n = 100$ (см³/с).

Робочий об'єм гідромотора:

$$V_0^M = 2 \Pi M_M / \Delta P \eta_M, \quad (2.2)$$

де ΔP – перепад тиску на гідромоторі з врахування гідравлічних втрат, значення яких в першому наближенні складає 10% від тиску насоса; η_M – механічний ККД гідромотора.

$$V_0^M = 2 \cdot 3,14 \cdot 25 / 0,1 \cdot 13729310 \cdot 0,85 = 0,000134656 \text{ (м}^3\text{)}$$

$$Q_{H1} \text{ (з врахуванням холостого ходу)} = 0,0001346 \cdot 67 / 0,95 + 0,0001 = 0,00959682 \text{ (м}^3\text{/с)}$$

$$Q_{H2} \text{ (без врахування холостого ходу)} = 0,000134656 \cdot 70 / 0,95 = 0,00949682 \text{ (м}^3\text{/с)}$$

Після визначення параметрів гідромотору проводиться гідравлічний розрахунок системи.

Потужність, потрібна для приводу насоса:

$$N_{пр} = P_H Q_H, \quad (2.3)$$

де P_H – тиск, який створюється насосом; Q_H – дійсна подача насоса (з врахуванням холостого ходу).

$$N_{пр} = 13729310 \cdot 0,00959682 = 131757,716 \text{ (Вт)}$$

Внутрішній діаметр трубопроводу по обраній витраті рідини:

$$d = \sqrt{4Q / \Pi v}, \quad (2.4)$$

де Q - витрата рідини на обраній ділянці гідравлічної системи (без врахування холостого ходу), v - середня швидкість руху рідини, яка приймається рівною для напірних ліній та ліній зливу 5 м/с.

$$d = \sqrt{4 \cdot \frac{0,00949682}{3,14 \cdot 5}} = 0,04916678 \text{ (м)}$$

Отримане значення заокруглено до стандартних розмірів трубопроводів по таблиці 2.2, $d = 0,067$ м.

Таблиця 2.2.

D/d, мм	Площа перерізу f, см ²	D/d, мм	Площа перерізу f, см ²	D/d, мм	Площа перерізу f, см ²
16x14	1,54	27x25	4,91	40x38	11,34
18x16	2,01	28x26	5,31	42x40	12,57
20x18	2,54	30x28	6,16	45x43	14,52
22x20	3,14	32x30	7,07	50x48	18,1
24x22	3,8	34x32	8,04	70x67	35,3
25x23	3,15	35x33	8,55	73x70	38,5

2.1.3. Уточнення гідравлічних втрат в трубопроводі

Втрати на тертя в прямих трубопроводах можна визначити за формулою:

$$\Delta P_{\text{тр}} = \lambda \frac{l}{d} \rho \frac{v^2}{2}, \quad (2.5)$$

де λ – коефіцієнт опору тертя; l – довжина трубопроводу;

Для визначення типу потоку потрібно визначити число Рейнольдса Re . Для ламінарного потоку $Re < 2300$, для турбулентного $2300 < Re < 10^5$:

$$Re = \frac{v d}{\nu}, \quad (2.6)$$

де ν – кінематична в'язкість рідини.

$$Re = \frac{5 \cdot 0,067}{0,00001} = 8375$$

Отже цей потік турбулентний – коефіцієнт опору тертя λ :

$$\lambda = 0,3164 / Re^{0,25};$$

$$\lambda = 0,3164 / 8375^{0,25} = 0,03307427$$

Втрати на тертя на кожній з ділянок буде рівним:

$$\Delta P_{\text{тр(а-б)}} = 0,03307427 \cdot \frac{4}{0,067} \cdot 848 \cdot \frac{5^2}{2} = 20930,583 \text{ (Па)}$$

$$\Delta P_{\text{тр(б-в)}} = 0,03307427 \cdot \frac{5}{0,067} \cdot 848 \cdot \frac{5^2}{2} = 26163,2287 \text{ (Па)}$$

$$\Delta P_{\text{тр(в-г)}} = 0,03307427 \cdot \frac{12}{0,067} \cdot 848 \cdot \frac{5^2}{2} = 62791,7489 \text{ (Па)}$$

$$\Delta P_{\text{тр(д-е-к)}} = 0,03307427 \cdot \frac{12}{0,067} \cdot 848 \cdot \frac{5^2}{2} = 62791,7489 \text{ (Па)}$$

$$\Delta P_{\text{тр(л-м)}} = 0,03307427 \cdot \frac{4}{0,067} \cdot 848 \cdot \frac{5^2}{2} = 20930,583 \text{ (Па)}$$

Місцеві втрати слід розрахувати по формулі:

$$\Delta P_{\text{м}} = \xi \rho \frac{v^2}{2}, \quad (2.7)$$

де ξ – коефіцієнт місцевих втрат, обрано з табл. 2.3.

$$\Delta P_{\text{м}} = (1+1+2,2+0,3 \cdot 7+1 \cdot 5) \cdot 848 \cdot \left(\frac{5^2}{2}\right) = 79500 \text{ (Па)}$$

Втрати напору в гідравлічних фільтрах для АМГ-10 становить $\Delta P_{\text{ф}} = (0,5 \dots 0,7) \text{ МПа}$. Втрати напору в гідравлічних фільтрах:

$$\Delta P_{\text{ф}} = 500000 \text{ (Па)}$$

Таблиця 2.3.

Джерело опору	ξ
Поворот на 90°	0,3
З'єднання трубопроводів	0,6
Пожежний кран	2,5
Різка збільшення швидкості	1
Трійник	2
Зворотній кран	2,2
Раптова зміна швидкості (вихід із бака, вхід в трубопровід)	1

Сумарні гідравлічні втрати становлять:

$$\sum \Delta P = \Delta P_{\text{тр(а-б)}} + \Delta P_{\text{тр(б-в)}} + \Delta P_{\text{тр(в-г)}} + \Delta P_{\text{тр(д-е-к)}} + \Delta P_{\text{тр(л-м)}} + \Delta P_{\text{м}} + \Delta P_{\text{ф}}; \quad (2.8)$$

$$\sum \Delta P = 20930,583 + 26163,2287 + 62791,7489 + 62791,7489 + 20930,583 + 79500 + 50000 = 773107,893 \text{ (Па)}$$

Сумарні гідравлічні втрати не повинні перевищувати 15% від номінального тиску насоса (2059396,5 Па). Отримане значення виконує цю вимогу, але варто провести повторний розрахунок для уточнення інших параметрів з врахуванням цих втрат.

Результати другої ітерації наведено в таблиці 2.4. Отримане значення внутрішнього діаметра трубопроводу буде обране за дійсне й використовуватиметься в подальших розрахунках без додаткових обчислень, $d = 0,067 \text{ м}$.

Після проведених ітерацій проводиться аналіз параметрів дросельних шайб. Шукана кількість шайб в пакеті дроселів з умов витікання на межі кавітації:

$$N \geq \Delta P_{\text{п}} (1/\Delta P_{\text{кр}} - 1) / (P_{\text{зл}} + P_{\text{б}}), \quad (2.9)$$

де $\Delta P_{\text{п}}$ – перепад тиску на дроселі; $\Delta P_{\text{кр}}$ - відносний критичний перепад тиску; $P_{\text{зл}}$ – втрати тиску в зливній лінії від пакету шайб до бака; $P_{\text{б}}$ - тиск в резервному баці.

$P_{\text{зл}}$ враховано як місцеві втрати тиску:

$$P_{\text{зл}} = (1 + 0,3 \cdot 2) \cdot 848 \cdot (5^{2/2}) = 16960 \text{ (Па)}$$

Кількість шайб в пакеті дроселів:

$$n = 13729310 \cdot (1/0,57 - 1) / (16960 + 220000) = 3,18360046;$$

$$n = 3.$$

Таблиця 2.4.

Параметр	Значення	Уточнення
$V_{om}, \text{ м}^3$	0,000239131	
Q_H (з холостим ходом), $\text{ м}^3/\text{с}$	0,016965018	
Q_H (без холостого ходу), $\text{ м}^3/\text{с}$	0,016865018	
$Q_{п}, \text{ м}^3/\text{с}$	0,0001	
$N_{пр}, \text{ Вт}$	232917,9917	
$d, \text{ м}$	0,06552033	0,067
Re	8375	
λ	0,03307427	
$\Delta P_{тр(a-b)}, \text{ Па}$	20930,58297	
$\Delta P_{тр(b-v)}, \text{ Па}$	26163,22872	
$\Delta P_{тр(v-g)}, \text{ Па}$	62791,74892	
$\Delta P_{тр(d-e-к)}, \text{ Па}$	62791,74892	
$\Delta P_{тр(л-м)}, \text{ Па}$	20930,58297	
$\Delta P_M, \text{ Па}$	79500	
$\Delta P_{ф}, \text{ Па}$	500000	
$\sum \Delta P, \text{ Па}$	773107,8925	

Площу й діаметр отворів дроселя можна визначити по формулам:

$$f_{dp} = Q_H / \sqrt{2 \Delta P_{п} / n \rho} ; \quad (2.10)$$

$$d_{dp} = \sqrt{4 f_{dp} / \Pi} ; \quad (2.11)$$

$$f_{dp} = 0,0001 / \sqrt{2 \cdot 13729310 / 3 \cdot 848} = 3,56651 \cdot 10^{-6} (\text{ м}^2)$$

$$d_{dp} = \sqrt{4 \cdot 3,56651 \cdot 10^{-6} / 3,14} = 0,002130539 (\text{ м})$$

В результаті проведення аналогічних обчислень для ряду температур отримано значення гідравлічних втрат, наведених в таблиці 2.5.

Таблиця 2.5.

Температура, °С	Втрати, Па
-20	1487945,116
0	791367,2658
20	773107,8925
50	707980,1707

Варто зазначити, що за рахунок великого значення в'язкості АМГ-10 при температурі -20°C характер течії змінюється з турбулентного (при температурах вище 0°C) в ламінарний тип потоку.

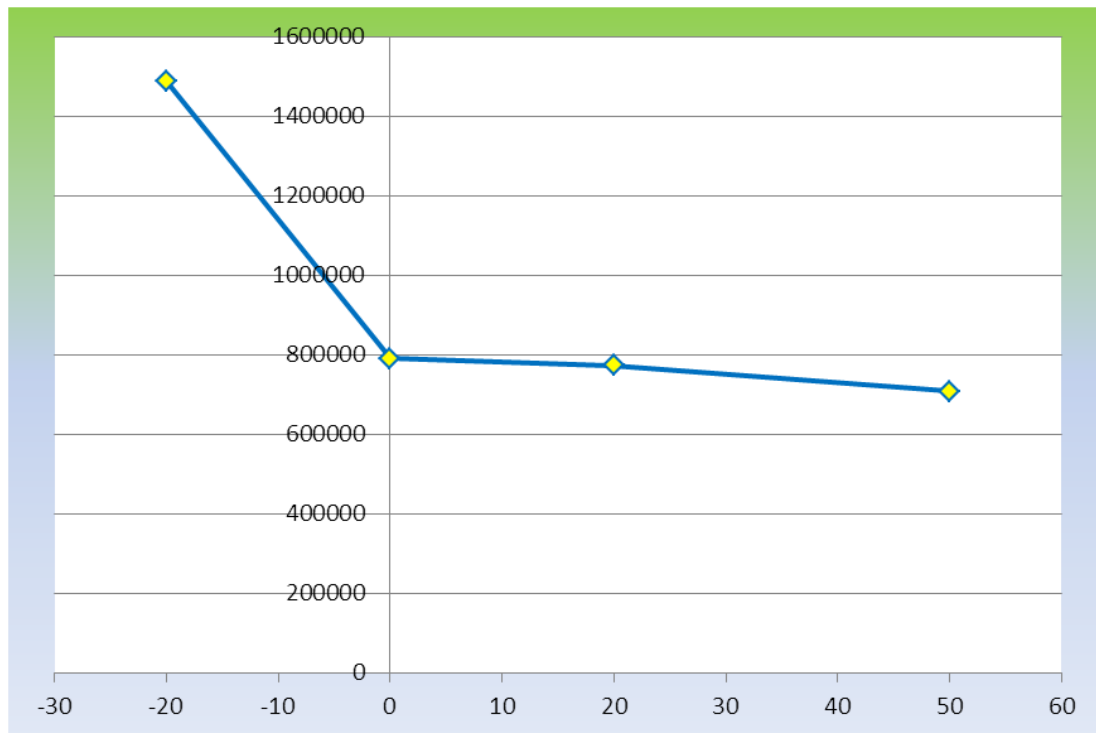


Рис.2.2. Залежність гідрравлічних втрат в системі випуску-прибирання закрилків від температури робочої рідини АМГ-10

2.1.4. Висновки проведеного аналізу

З отриманої залежності видно, що гідрравлічні втрати в системі випуску-прибирання закрилків зменшуються при збільшенні температури рідини й величина гідрравлічних втрат при -20°C більша в понад 2 рази ніж втрати при температурі $+50^{\circ}\text{C}$. Така закономірність обумовлена, тим що при збільшенні температури в'язкість робочої рідини, в даному розрахунку АМГ-10, зменшується й відповідно зменшуються опір на тертя в трубопроводі, місцеві опори й опір на фільтрах.

Варто зазначити, що при досягненні даною робочою рідиною мінусової температури гідрравлічні втрати різко збільшуються. Тому для рентабельної експлуатації потужності літака варто підтримувати температуру робочої рідини гідросистеми вище 0°C . Зважаючи на те, що літак-прототип використовується в різноманітних умовах, в тому числі й в умовах мерзлоти – вирішення проблеми

щодо високих гідравлічних втрат є досить актуальним. З одного боку робоча рідина нагрівається під час подолання нею джерел опору, які викликають гідравлічні втрати, але водночас рідина втрачає частину енергії, тож нагрівання робочої рідини повинно відбуватися в баку системи або до надходження в бак. Також, спираючись на отримані розрахункові дані, видно, що найбільшу частину з сумарних гідравлічних втрат складають втрати на подолання опору на тертя по довжині трубопроводу. Оскільки система керування закрилками працює короткочасно, тобто при підйомі літака та його посадці, тому немає потреби у постійній роботі даної системи. Встановивши обхідний канал в систему можна мінімізувати гідравлічні втрати так як зменшиться довжина трубопроводу та кількість місцевих опорів. Ще одним вирішенням для зменшення гідравлічних втрат в системі є використання іншої робочої рідини з кращими показниками фізико-хімічних властивостей рідини щодо АМГ-10. Таким варіантом може стати рідина, яка широко застосовуються авіації – НГЖ-5У. Для порівняння в табл.2.6 наведені деякі властивості АМГ-10 і НГЖ-5У.

Таблиця 2.6.

Робоча рідина	Густина при 20°C, кг/м ³	Кінематична в'язкість при 50°C, м ² /с	Температура спалаху, °C	Температура застигання, °C
АМГ-10	Не більше 0,85	0,00001	93	-70
НГЖ-5У	Не більше 1080	0,000009	155	-65

2.2. Розрахунок конструкції закрилків на міцність

Під час польоту відносно центру ваги на літак діють сили в вертикальному напрямку (підйомна сила й вага літака) й горизонтальному напрямку (тяга й лобовий опір). Зважаючи на функціональне призначення, на закрилок найбільший вплив має підйомна сила. Тож щоб розрахувати закрилки на міцність необхідно проаналізувати вплив аеродинамічної сили.

Велична повної аеродинамічної сили, яка діє на закрилок, визначається по формулі:

$$P = c_3 f S_3 \rho_d, \quad (2.12)$$

де c_3 – аеродинамічний коефіцієнт, $c_3=4,5$; f – коефіцієнт безпеки, $f=2$;

S_3 – сумарна площа закрилка й дефлектора, m^2 ; p_d – розрахункове значення динамічного тиску $p_d = \frac{\rho V^2}{2}$, Па.

На літаку АН-148 застосовується по 2 секції двощільєвих закрилків на консолі, сумарна площа 4 секцій складає $17,4 m^2$. Розрахунок буде проведено для секції, що знаходиться ближче до кінця крила, біля елерона.

$$P = 5 \cdot 2 \cdot 5,64 \cdot \frac{1,29 \cdot 89^2}{2} = 259335,1242 \text{ (Н)}$$

В загальному випадку для проєктувальних цілей міцність закрилка перевіряється в умовах посадки з кутом відхилення закрилка на 40° . На етапі початкової розробки можна прийняти допущення, що розподілене навантаження по розмаху крила зберігається постійним:

$$q = \frac{P}{S} b_{cp} = \text{const}, \quad (2.13)$$

тут $b_{cp} = \frac{b_{\text{корн}} + b_{\text{кінц}}}{2}$, $b_{\text{корн}}$, $b_{\text{кінц}}$ – відповідно корнева й кінцева хорди системи закрилка з дефлектором, $b_{cp} = \frac{0,823 + 0,571}{2} = 0,697 \text{ м}$.

$$q = \frac{259335}{5,64} \cdot 0,697 = 32029,085 \text{ (Н)}$$

Розподілення навантаження по середній хорді можна визначити наступним чином:

$$P_1 = 4q/b_{cp}; \quad (2.14)$$

$$P_2 = q/ b_{cp}; \quad (2.15)$$

$$P_1 = 4 \cdot 32029,085 / 0,697 = 183925,62 \text{ (Н)}$$

$$P_2 = 32029,085 / 0,697 = 45981,405 \text{ (Н)}$$

Відповідно розподілене навантаження для дефлектора:

$$q_d = \frac{P_1 + P_2 + \Delta}{2}; \quad (2.16)$$

де $\Delta = \frac{b_{з.ср}(P_1 - P_2)}{b_{cp}}$, Н,

а для закрилка

$$q_3 = b_{з.ср} \frac{2P_2 + \Delta}{2}, \quad (2.17)$$

тут $b_{з.ср}$ – середня хорда закрилка, визначається аналогічно середній хорді системи закрилка з дефлектором й приблизно становить 85% від b_{cp} , м.

$$\Delta = \frac{0,586(183925,62 - 45981,405)}{0,697} = 116048,3079 \text{ (Н)}$$

$$q_d = \frac{183925,62 + 45981,405 + 116048,3079}{2} = 172977,6664 \text{ (Н)}$$

$$q_3 = 0,586 \frac{2 \cdot 45981,405 + 116048,3079}{2} = 60947,25753 \text{ (Н)}$$

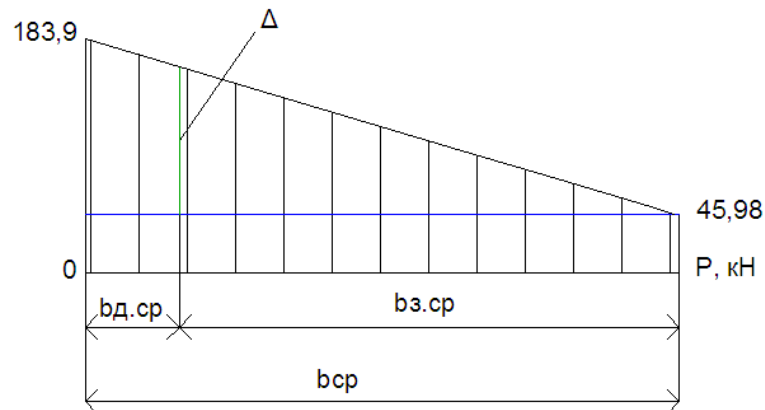


Рис.2.3. Розподілення навантаження по хорді закрилка.

2.2.1. Визначення максимальних згинальних моментів на закрилку

Для визначення розрахункових даних двоцілевого двоопорного закрилка потрібно обчислити опорні реакції на секції дефлектора. Після цього можна вирахувати згинальні моменти й перерізуючі сили по розмаху безпосередньо на закрилку, який сприймає відповідно розподілене навантаження q_3 і зосереджені сили P_d , які по величині рівні реакціям опор від секції дефлектора. В літаку застосовуються триопорні дефлектори. Для такої схеми дефлектора згинальні моменти визначаються наступним чином:

$$M_1 = M_3 = 0; \quad (2.18)$$

$$M_2 = 0,125 q_d l_1^2, \quad (2.19)$$

де $l_1 = l_2$ – відстань між опорами дефлектора, м.

$$M_2 = 0,125 \cdot 172977,6664 \cdot 2,861 = 176984,7157 \text{ (Н·м)}$$

Опорні реакції й перерізуючі сили на дефлекторі:

$$P_{d1} = P_{d3} = 0,5 q_d l_1 - \frac{M_2}{l_1}; \quad (2.20)$$

$$P_{d1} = P_{d3} = 0,5 \cdot 172977,6664 \cdot 2,861 - \frac{176984,7157}{2,861} = 185583,4139 \text{ (Н)}$$

$$P_{д2} = q_{д} l_1 + 2 \frac{M_2}{l_1}; \quad (2.21)$$

$$P_{д2} = 172977,6664 \cdot 2,861 + 2 \cdot \frac{176984,7157}{2,861} = 618611,3796 \text{ (Н)}$$

$$Q_1 = - P_{д1}; \quad (2.22)$$

$$Q_1 = - 185583,4139 \text{ (Н)}$$

$$Q_2 = Q_1 + q_{д} l_1; \quad (2.23)$$

$$Q_2 = - 185583,4139 + 172977,6664 \cdot 2,861 = 309305,6898 \text{ (Н)}$$

$$Q_3 = Q_2 - P_{д2}; \quad (2.24)$$

$$Q_3 = 309305,6898 - 618611,3796 = -309305,6898 \text{ (Н)}$$

$$Q_4 = Q_3 + q_{д} l_1; \quad (2.25)$$

$$Q_4 = -309305,6898 + 172977,6664 \cdot 2,861 = 185583,4139 \text{ (Н)}$$

Для точнішої побудови епюр варто уточнити екстремум згинальних моментів зі знаком мінус та їх координати:

$$M_{хл} = M_{хп} = - \frac{P_{д1}^2}{2q_{д}}; \quad (2.26)$$

$$M_{хл} = M_{хп} = - \frac{618611,3796^2}{2 \cdot 172977,6664} = -99553,90258 \text{ (Н·м)}$$

$$X_{л} = X_{п} = \frac{P_{д1}}{q_{д}}; \quad (2.27)$$

$$X_{л} = X_{п} = \frac{185583,4139}{172977,6664} = 1,072875 \text{ (м)}$$

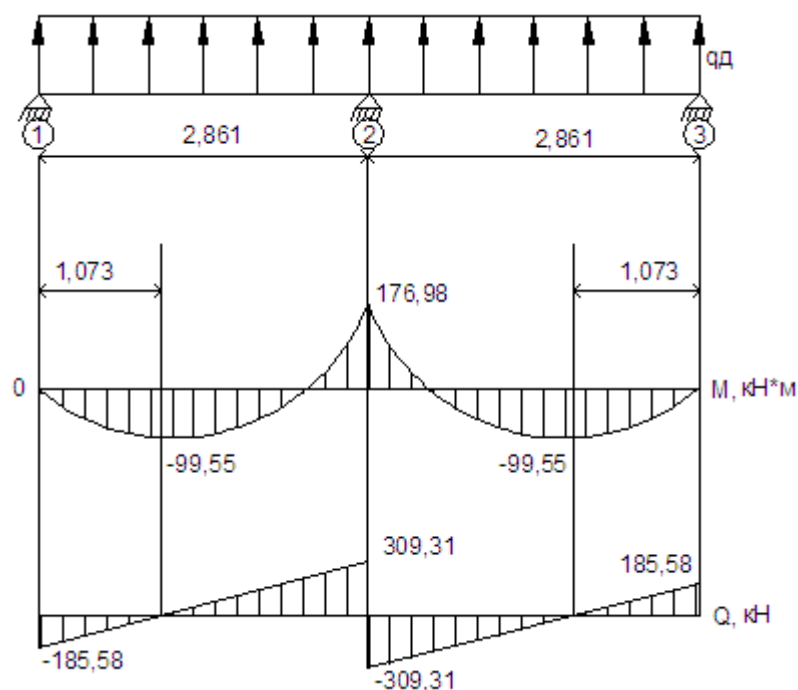


Рис.2.4. Епюра навантаження дефлектора

Реакції опор закрилка:

$$P_1=P_2=\{P_{д3}(d+2c)+P_{д2}c+0,5q_3[(d+2c)^2-e^2]-P_{д3}e\}/2c, \quad (2.28)$$

тут d – розмір лівої консолі, e – розмір правої консолі, c – половина розміру між опорами, м.

$$P_1=P_2=185583,4139\{(1,155+2\cdot 1,706)+618611,3796\cdot 1,706+0,5\cdot 60947,25753x \\ \times [(1,155+2\cdot 1,706)^2-1,155^2]-185583,4139\cdot 1,155\}/21,706=669258 \text{ (Н)}$$

Згинальні моменти для двощелевого двоопорного закрилка визначаються наступним чином:

$$M_1=P_{д1}d+0,5q_3d^2, \quad (2.29)$$

$$M_1=185583,4139 \cdot 1,155+0,5\cdot 60947,25753 \cdot 1,155^2 = 255001,4256 \text{ (Н}\cdot\text{м)}$$

$$M_1=P_{д3}e+0,5q_3e^2, \quad (2.30)$$

$$M_2=185583,4139 \cdot 1,155+0,5\cdot 60947,25753 \cdot 1,155^2 = 255001,4256 \text{ (Н}\cdot\text{м)}$$

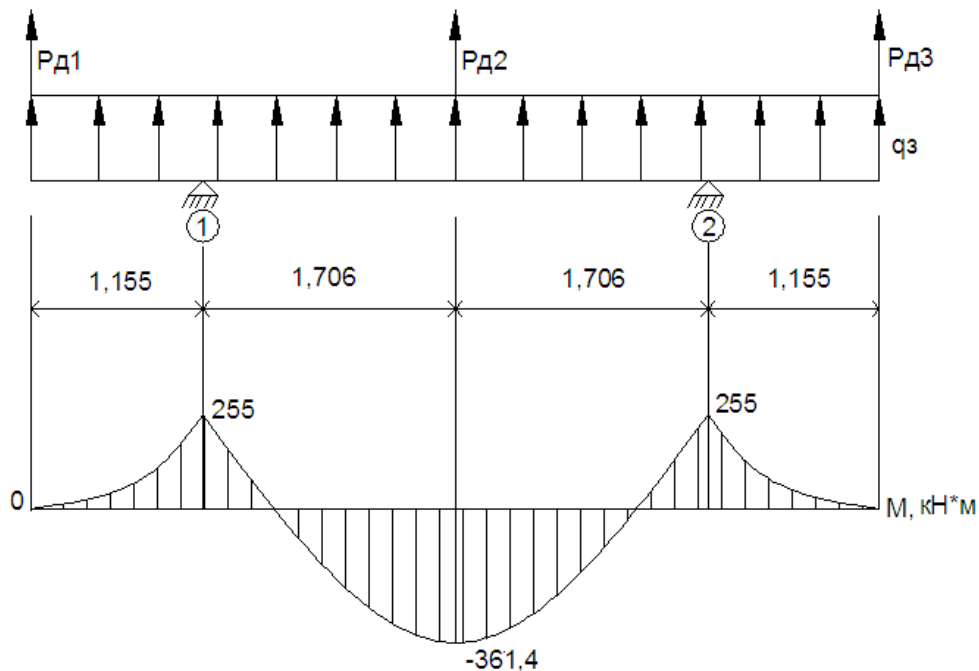


Рис.2.5. Епюра згинальних моментів, що діють на закрилок

Максимальний згинальний момент було визначено з рівняння згинального моменту на ділянці:

$$M(L)=P_1(L-d)-q_3(L-0)^2/2-P_{1д}(L-0), \quad (2.31)$$

де L – довжина закрилка, м.

$$M(L)=30,4735\cdot 2,861^2-483,675\cdot 2,861+772,993=-361,366 \text{ (Н}\cdot\text{м)}$$

2.2.2. Визначення коефіцієнту запасу міцності конструкції закрилка

Коефіцієнт запасу міцності буде визначено за формулою:

$$k=[\sigma]/\sigma, \quad (2.32)$$

де $[\sigma]$ – граничне значення напруження матеріалу, σ – розрахункове значення напруження, Па.

Граничне напруження матеріалу $[\sigma]$ досягає 600 МПа.

Розрахункове значення напруження можна визначити за формулою:

$$\Sigma=M_{\max}/W, \quad (2.33)$$

тут M_{\max} – максимальний момент, що діє на закрилок, Н·м; W – осьовий момент опору, м³.

Для знаходження осьового моменту опору варто скористатися формулою:

$$W_x=I_x/y_{\max}, \quad (2.34)$$

де I_x – осьовий момент інерції поперечного перерізу тіла відносно осі, м⁴; y_{\max} – відстань до осі найвіддаленішої точки контуру перерізу, м.

Розрахункові параметри для визначення осьового моменту опору буде визначено за допомогою системи параметричного моделювання SolidWorks – побудовано спрощену модель профілю закрилка в місці дії максимального моменту, визначено цент мас системи, відносно якої буде вираховано y_{\max} й за допомогою функціонального пакету програми визначено I_x (рис.2.6).

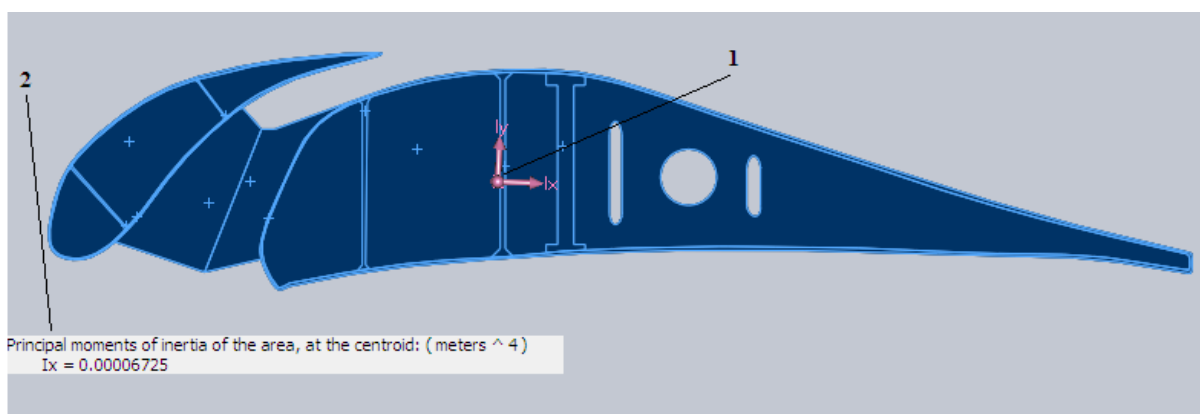


Рис.2.6. Спрощена модель профілю закрилка:

1 – центр маси системи; 2 – отримане значення осьового моменту інерції

Підставивши в формулу отримані значення отримано величину осьового моменту опору:

$$W_x=0,0006725/0,082= 0,000820122 \text{ (м}^3\text{)}$$

Отже розрахункове значення напруження закрилка становить:

$$\sigma = 361400/0,000820122 = 440,666171 \text{ (МПа)}$$

Таким чином коефіцієнт запасу міцності закрилка складає:

$$k=600/440,67= 1,361574905$$

2.2.3. Висновки проведеного розрахунку

Отримане значення коефіцієнту запасу міцності закрилка відповідає необхідним потребам щодо експлуатації літака. Варто звернути увагу на те, що розрахунок проводився для випадку, коли закрилок сприймає найбільші навантаження під час польоту – посадки, коли на механізацію діє великий лобовий опір. Також оскільки для аналізування міцності закрилка були прийняті певні спрощення щодо силового набору конструкції, то показники запасу міцності в реальному закрилка вищі ніж отримані. Це означає, що матеріали, які використовуються в конструкції системи не потребують значних модифікацій. Переважна частина будови системи виготовляється з алюмінієвих сплавів – дюралюмінію. Дюраль – це сплав алюмінію з міддю, магнієм і марганцем в різних співвідношеннях. Він володіє такими властивостями: висока ступінь міцності, повільне накопичення втомних властивостей, стійкість до утворення тріщин, висока твердість, мала вага й висока пластичність. Завдячуючи цим перевагам дюраль складає до 80% ваги сучасного літака. Головним недоліком цього матеріалу є те, що він дуже піддається корозії. Щоб запобігти цьому, його покривають тонким шаром алюмінію, емалі або лаку, а також анодують. Хімічний склад дюралі:

- близько 93% алюмінію (Al);
- 3,5 – 5,5% міді (Cu);
- 0,5 – 0,8% магнію (Mg);
- до 0,6% марганцю (Mn);
- інші домішки (Si, Fe, Cr, Zn, Be, Ti, B, Li).

ВИСНОВКИ

Дипломну роботу було розроблено відповідно до завдання.

Проведено огляд і аналіз системи керування закрилками літака-прототипу, наведено опис конструкції та принцип роботи проекрованої системи.

Здійснено огляд специфікації літака-прототипу АН-148.

Сформульовано вимоги до експлуатаційних особливостей системи.

Аналітично визначено величини основних параметрів гідроприводу системи керування випуску-прибирання закрилків.

Проведено аналіз гідравлічних втрат в системі випуску-прибирання закрилків й отримано залежність цих втрат від температури робочої рідини АМГ-10. Розглянуто джерело найбільших гідравлічних втрат в трубопроводі системи.

Проаналізовано актуальність проблеми щодо умов використання літака-прототипу. Запропоновано ряд конструкційних змін гідросистеми та наведено рекомендацію й порівняння марки робочої рідини.

Спроектовано розрахункову модель профілю силового набору закрилка. Виконано розрахунок максимальних згинальних моментів на закрилку та проведено аналіз міцності проекрованої механізації.

Наведено основні властивості використаного матеріалу та обґрунтовано його застосування в конструкції системи керування закрилками.

В дипломному проєкті використано велику кількість схем і таблиць, що забезпечує структурування викладеної інформації та полегшує її сприйняття та обробку.

У процесі роботи використані системи автоматизованого проектування та виявлено їх переваги для виконання конструкторських завдань.

Отримані результати та матеріали дипломного проєкту можуть бути використані у навчальному процесі вищих технічних навчальних закладів у напрямку таких предметів: «Функціональні та рідинно-газові системи літальних апаратів», «Гідропневмопристрої літальних апаратів» і «Конструкція та міцність літальних апаратів».

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Самолёт АН-148-100. Руководство по технической эксплуатации / ГП АНТК имени О.К. Антонова – К.: ГП «Атонов», 2006. – 489 с.
2. Юцкевич С.С., Хижняк С.В. Конструкция конкретного типа воздушного судна. Самолет Ан-140 : учеб. пособ. / С. С. Юцкевич, С. В. Хижняк. – К. : НАУ, 2013. – 160 с.
3. Самолёт АН-140. Руководство по технической эксплуатации. Система управления самолетом. Гидравлическая система. Шасси.
4. Гаража В.В. Конструкция самолетов: учеб. / Гаража В.В. – К.: КМУГА, 1998. – 524 с.
5. Проектирование конструкций самолетов: учеб. для студентов вузов, обучающихся по специальности «Самолетостроение» / Е.С. Войт, А.И. Ендогур, З.А. Мелик-Саркисян, И.М. Алявдин. – М.: Машиностроение, 1987. – 416 с.
6. Основы теории рабочих процессов жидкостно-газовых систем воздушных судов: Методические указания и контрольное задание. К.: КИИГА, 1988. – 40с.
7. Шевченко Т. О. Конспект лекцій з дисципліни «Технічна механіка рідини та газу» (для студентів 2 курсу денної і заочної форм навчання спеціальності 192 – Будівництво та цивільна інженерія) / Т. О. Шевченко. – Х.: ХНУМГ ім. О. М. Бекетова, 2017. – 101 с.
8. Лекция № 16 по дисциплине «Конструкция и прочность летательных аппаратов» / Радченко А.И. – К. НАУ, 2009. – 9 с.
9. Гребеников, А. Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций [Текст]: монография / А. Г. Гребеников. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. – 532 с.
10. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25). – М.: МАК, 1994. – 322 с.
11. Башта Т. М. Самолётные гидравлические приводы и агрегаты: (Конструкции и расчёт). – М.: Оборонгиз, 1951. – 640 с.

12. АН-148-201. Регіональний пасажирський літак [Електронний ресурс] / Antonov Airlines – Електрон. текст. граф. дані. – режим доступу <https://www.antonov.com/an-148-201>

13. Житомирский Г.И. Конструкция самолётов. – М.: Машиностроение, 1991. – 400 с.

14. Самолёт АН-148 (Антонов АН-148-100А, АН-148-100В, АН-148Е) [Электронный ресурс] : каталог / Avianews – Электрон. текст. граф. данные. – режим доступа https://www.avianews.com/airlines/planes/antonov_an148/antonov_an148_100.ht

15. АН-148: перспективы развития продукта [Электронный ресурс] : каталог/ Aviation Explorer – Электрон. текст. граф. данные. – режим доступа <https://www.aex.ru/m/docs/9/2010/9/29/1168/>

16. Комбінований привід механізації КПМ-148Н [Електронний ресурс]: каталог/ ДП Харківське агрегатне конструкторське бюро – Електрон. текст. граф. дані. – режим доступу <https://expres-system.com/uk/product/kombinovanij-privid-mehanizaczi%D1%97-kpm-148n/>

17. Основні властивості робочих рідин [Електронний ресурс] : каталог / Stud Files – Електрон. текст. граф. дані. – режим доступу <https://studfile.net/preview/5247075/page:4/>

18. Дюраль [Электронный ресурс] : каталог / ООО «Экспомент плюс» – Электрон. текст. граф. данные. – режим доступа <https://olgacvetmet.com/dyural/>