

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 вантажного літака зі злітною масою 130-135 тонн»

Виконавець: студент 4-го курсу Пелехатий Олександр
Олександрович

_____ (підпис)

Керівник: к.т.н., доцент, Макаренко Руслан Олексійович

_____ (підпис)

Нормоконтролер: к.т.н., проф., Сивашенко Терентій Іванович

_____ (підпис)

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 дипломного проекту студента

Пелехатий Олександр Олександрович
(прізвище, ім'я, по-батькові)

- 1.Тема роботи: Система керування закрилками вантажного літака зі злітною масою 130-135 тонн.
Затвердження наказом ректора від “ 19 ” квітня 2021р. № 684/ст
- 2.Термін виконання роботи: з 24 травня 2021 року по 20 червня 2021 року
- 3.Вихідні дані до роботи: система керування закрилками сереньомагістрального вантажного літака
- 4.Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): вимоги, що висуваються до системи керування закрилками; аналіз та прорахунок роботи системи керування механізацією крила.
- 5.Перелік обов'язкового графічного матеріалу: креслення літака; компоувальне креслення; структурні схеми; відповідні схеми системи керування закрилками.

1. 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 вантажного 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 проекту	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(ла) до виконання: _____Пелехатий О.О.
(підпис)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи: «Система керування закрилками вантажного літака зі злітною масою 130-135 тонн»: 46 с., 23 рис., 4 табл., 15 джерел.

ЛІТАК, ЗАКРИЛКИ, МЕХАНІЗАЦІЯ, СИСТЕМА КЕРУВАННЯ ЗАКРИЛКАМИ

Об'єкт дослідження – система керування закрилками вантажного літака-прототипу АН-70.

Предмет дослідження – конструктивні особливості системи керування закрилками, розрахунок на міцність елементів системи керування закрилками.

Мета роботи – аналіз, розробка та оптимізація системи керування закрилками літака-прототипу АН-70.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ.....	6
ВСТУП.....	7
1. Основна частина.....	8
1.1. Вимоги норм льотної придатності, що висуваються до системи механізації крила згідно з АП-25.....	8
1.2. Загальні відомості та опис закрилків вантажного літака.....	8
1.3. Загальний опис літака-прототипу АН-70.....	12
1.3.1. Модифікації літака АН-70.....	13
1.3.2. Льотно-технічні характеристики літака-прототипу АН-70.....	14
1.4. Силова установка літака АН-70.....	18
1.4.1. Проекти та розробки модифікацій двигуна Д-27.....	19
1.4.2. Конструкція двигуна Д-27.....	19
1.4.3. Характеристики двигуна Д-27.....	20
1.5. Загальні експлуатаційні характеристики літака.....	21
1.6. Особливості конструкції системи керування закрилками.....	22
1.6.1. Взаємодія системи керування механізацією крила СКМК-77 з бортовим обладнанням.....	24
1.6.2. Апаратні методи керування та контролю системи.....	25
1.6.3. Технічні характеристики ЕПЗ-77.....	26
2. СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА.....	29
2.1. Розрахунок схеми закрилків літака прототипу.....	29
2.2. Аналітичний розрахунок основного підкосу закрилку літака прототипу АН-70.....	35
2.3. Розрахунок основного підкосу закрилку на міцність за допомогою САПР Компас 3D.....	39
Висновки.....	44
Список використаних джерел.....	45

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

СКМК – система керування механізацією крила

СКЗ – система керування закрилками

СКП – система керування передкрилками

СКДС – система керування дефлекторами стабілізатора

ВКЗ – важіль керування закрилками

ППГ – протиприбиральні гальма

СКЕГ – система керування електромеханічними гальмами

РОП – режим обмеженої потужності

ГЕМ – гальма електромеханічні

БКГ – блок керування гальмами

ЕДСК – електродистанційна система керування

ЦОП – цифровий обчислювальний прилад

ВСТУП

В цій дипломній роботі розглянуто особливості конструкції вантажного літака-прототипу АН-70, його льотно-експлуатаційні характеристики та призначення. Наведено параметри та особливості конструкції для різних модифікацій літака АН-70. В роботі також наведений загальний вид літака з його характерними габаритними розмірами. Описана система керування закрилками літака-прототипу, як елемент загальної системи керування механізацією крила. Детально описані різні конфігурації закрилків та вимоги, яким має відповідати система керування закрилками, щоб працювати та добре виконувати покладені на неї задачі. Описано роботу системи керування закрилками в різних режимах, та при різних експлуатаційних випадках. Описані експлуатаційні особливості роботи системи. Розглянуто енергетичні характеристики приводу системи керування закрилками. Детально описано про взаємодію системи керування механізацією та її підсистем з електродистанційною системою керування та системою сповіщення пілотів.

В спеціальній частині даної роботи були розраховані сили, що діють як на робочі поверхні так і на елементи конструкції та трансмісії. Розроблена конфігурація системи керування закрилками для літака-прототипу АН-70. Розраховані та проаналізовані аеродинамічні сили, які діють на закрилки та їхні опори. Побудовані епюри згинальних моментів та поперечних сил, які діють опори закрилків. Розраховано на міцність підкіс закрилку за допомогою аналітичного методу, та за допомогою АРМ FEM (метод кінцевих елементів).

Підведені підсумки, та розглянуті основні результати виконаної роботи.

Розділ 1

Основна частина

1.1. Вимоги норм льотної придатності, що висуваються до системи механізації крила згідно з АП-25

“(а) Якщо під час зльоту, заходу на посадку або при посадці використовується механізація крила (закрилки, передкрилки або подібні до них пристрої для збільшення підйомної сили), для розрахунку приймається, що на швидкостях аж до V_F , (розрахункова швидкість польоту для кожного з розкладеною механізації крила повинна бути суттєво більше експлуатаційної швидкості, рекомендуємої для відповідного етапу польоту (включаючи захід на друге коло), щоб мати можливість змінювати швидкість польоту і положення механізації крила) на літаку з механізацією, встановленої в відповідне положення, діють навантаження:

(1) При сталому маневрі - відповідно позитивним експлуатаційним перевантажень аж до 2,0 і перевантаженню в 0 одиниць.

(2) Від висхідних і низхідних поривів повітря швидкістю до 7,6 м/с, направлених нормально до траєкторії горизонтального польоту.” [3]

1.2. Загальні відомості та опис закрилків вантажного літака

“Закрилки – профільований елемент задньої частини крила, який рухається відносно крила.

<i>Кафедра ГГС</i>				<i>НАУ 21 72 18 00 001 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Пелехатий О.О.</i>			<i>Основна частина</i>	<i>Літера</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Макаренко Р.О.</i>					<i>8</i>	<i>46</i>
<i>Консульт.</i>					<i>134 ЛВ</i>		
<i>Н.контр.</i>	<i>Сівашенко Т.І.</i>						
<i>Зав. каф.</i>	<i>Бадах В.М.</i>						

Основне призначення закрилків – це збільшення коефіцієнту підйомної сили та несучих властивостей крила за рахунок зміни його кривизни, прискорення потоку на верхній частині крила, збільшення його площі та збільшення критичного кута атаки профілю.

Закрилки поділяються на такі види:

- Простий (поворотний) – самий простий вид закрилків, конструкція полягає в повороті вниз задньої кромки крила. Збільшує підйомну силу за рахунок збільшення кривизни профілю, при цьому збільшується тиск на нижній поверхні крила, але площа низького тиску на верхній частині крила зменшується. Тому даний вид закрилку менш ефективний ніж інші.

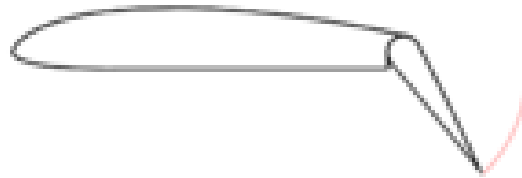


Рис. 1.1. Схема простого (поворотного) закрилку

- Щитовий – вид закрилку, який повертає частину задньої кромки крила, а в складеному положенні, ця частина щільно прилягає до задньої нижньої поверхні крила. Збільшує критичний кут атаки профілю за рахунок появи зони низького тиску між закрилком та верхньою частиною задньої кромки крила. Підйомна сила крила збільшується за рахунок підвищення швидкості потоку на верхній площині крила та збільшення тиску під крилом. Використання закрилку даного типу збільшує підйомну силу літака на злітно-посадкових режимах на 50-60%.

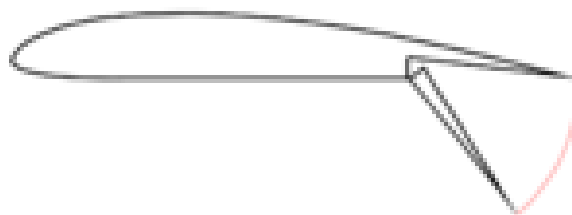


Рис. 1.2. Схема щитового закрилку

- Щілевий – загальна назва підвиду закрилків. Поділяється по кількості – одно, двох, трьох-щілеві закрилки. Конструктивно схожий на простий закрилок, різниця полягає в наявності профільованої щілини між основним профілем, та частиною, що відхиляється. За рахунок профільованої щілини, яка звужується, потік повітря спрямовується від нижньої до верхньої поверхні крила, за рахунок цього перетікання значно збільшується критичний кут атаки профілю. За допомогою відхилення задньої кромки крила збільшується кривизна профілю. Даний вид закрилків широко використовується в сучасній авіації, та зарекомендував себе як ефективний вид механізації. При використанні даного виду закрилків підйомна сила літака збільшується до 90% на злітно-посадкових режимах.



Рис. 1.3. Схема щілевого закрилку

- Закрилок Фраулера – вид закрилку, який конструктивно виглядає як щитовий закрилок, який відхиляється вниз, та відвигається назад. За рахунок цього суттєво збільшується площа крила та кривизна профілю.

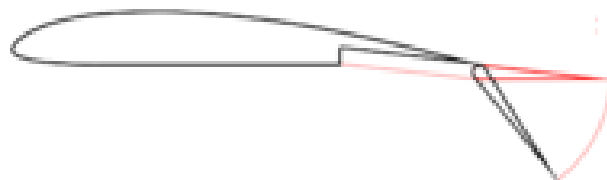


Рис. 1.4. Схема закрилку Фраулера

Зазвичай закрилок Фраулера конструюють з одною, двома або трьома профільованими щілинами для підвищення ефективності. Використання

закрилку Фраулера підвищує підйомну силу літака на злітно-посадкових режимах до 100%.

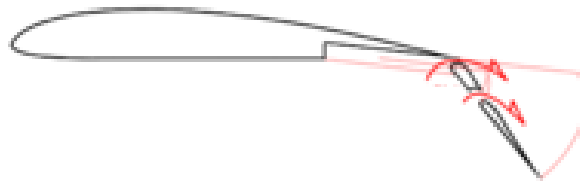


Рис. 1.5. Схема двоцілевого закрилку Фраулера

- Елерон-закрилок або флаперон – рухома площа задньої кромки крила, яка під час польоту виконує роль елерона та керує креном літака, тобто працює диференційно. А під час польоту синхронно відхиляються вниз, тим самим створюючи додаткову підйомну силу. Елерон-закрилки поділяють на два типи, ті що в режимі відхилення розраховані на певний кут, і ті що після відхилення продовжують диференційно працювати в режимі елеронів. Елерон-закрилки не дуже ефективні, і їх використовують у випадку неможливості монтажу звичайних закрилків, або відсутності вільного місця на крилі.

- Закрилок Юнкерса – різновид щілевого закрилку, в якому зовнішня секція виконує роль елерона, для керування крену літака, а внутрішні секції виконують роль звичайних щілевих закрилків. Такий вид закрилків вперше було використано в конструкції німецького штурмовика Junkers Ju 87. Така конструкція дозволяє використовувати ефективну механізацію крила великої площі відносно площі крила.” [2,4,15]



Рис. 1.6. Схема закрилку Юнкерса

1.3. Загальний опис літака-прототипу АН-70



Рис. 1.7. Зовнішній вигляд АН-70

АН-70 – середньоміагістральний військово-транспортний літак, призначений на перевезення військовослужбовців, військової техніки та вантажу на відстань до 8000 км.

АН-70 являє собою моноплан суцільнометалевої конструкції, високоплан класичної компоновки, з 4 двигунами Д-27 на крилі, вантажним люком в хвостовій частині фюзеляжу та трьохпорним шасі. Вертикальне оперення однокілеве.

Фюзеляж складається з трьох частин: носова частина, яка розміщує кабінку екіпажу; центральна частина, яка розміщує в собі вантажний відсік та центроплан; хвостова частина в якій знаходиться вантажний люк та розміщується хвостове оперення. Фюзеляж герметичний, а вантажна кабіна обладнана легкоз'ємною другою палубою.

Крило – малої стріловидності і великого подовження, складається з центроплана і двох стріловидних консолей. Крило кесонної конструкції.

Механізація крила складається з:

- двоцільових видвижних закрилків;
- відхиляючого носка по розмаху від борта фюзеляжу до внутрішньої гондоли;
- щільового видвижного передкрилка по розмаху від внутрішньої до зовнішньої гондоли;
- щільового видвижного передкрилка по розмаху від зовнішньої мотогондоли до закінцівки крила;
- трьох секцій інтерцепторів на кожному пів крилі.

Передкрилки, закрилки, елерони, інтерцептори та хвостове оперення виконані з композитних та полімерних матеріалів.

Горизонтальне оперення виготовлено з композиційних та полімерних матеріалів, нерухоме, встановлене на фюзеляжі. На горизонтальному оперенні встановлений щільовий видвижний дефлектор. Руль висоти – чотирьохсекційний, дволанковий.

Шасі прибирається, виконане по трьохопорній схемі з однією передньою стійкою, двома основними опорами по три стійки на кожній. Кожна стійка має по два колеса. Також шасі обладнанні допоміжними опорами і системою зміни висоти грузової підлоги. Гальмівні колеса обладнанні системою контролю температури і охолодженням.

1.3.1. Модифікації літака АН-70

Таблиця 1.1

Модифікації літака прототипу

АН-70	Основна модифікація.
АН-70-100	Проект літака з зменшенням екіпажу до 2-х осіб. Також відрізняється іншим обладнанням.

Ан-70Т	Проект цивільного транспортного літака. Відрізняється відсутністю військового спеціального обладнання. Екіпаж літака складає 2-3 осіб.
Ан-70Т-100	Проект цивільного транспортного літака з зменшеною кількістю двигунів Д-27 до двох.
Ан-70Т-200	Проект літака з встановленими двома двигунами НК-93.
Ан-70Т-300	Проект експортного літака. Відрізняється 2 двигунами CFM56-5A1 концерну CFM International та авіонікою іншого виробника.
Ан-70-400	Проект експортного літака з 4 двигунами CFM56-5A1.
Ан-70ТК	Проект конвертованого вантажно-пасажирського літака.
Ан-7Х	Модифікація запропонована, як основний транспортний літак для європейських країн НАТО.
Ан-171	Проект літака з подовженим фюзеляжем і крилом більшого розмаху. Збільшеним об'ємом баків, для збільшення дальності польоту

1.3.2. Льотно-технічні характеристики літака-прототипу АН-70

ЛТХ літака прототипу

Таблиця 1.2

Модифікація	Літак-прототип АН-70
Розмах крила	44,75 м
Довжина літака	44 м
Висота літака	15,242 м
Маса літака	
- Порожнього	76694 кг
- нормальна злітна	111000 кг
- максимальна злітна	136853 кг
Паливо	38000 кг
Тип двигуна	4 ТВД Прогрес Д-27
Потужність	4x14000 кВт
Максимальна швидкість	890 км/год
Крейсерська швидкість	750 км/год
Практична дальність	7400 км
Дальність дії	1350 км
Практична стеля	12000 м
Екіпаж	3-5 чол
Корисне навантаження	до 35000 кг
Довжина розгону	800 м (короткий зліт), 1800 м (нормальний зліт)
Довжина пробігу	600 м (коротка посадка), 1550 м (нормальна посадка)

Таблиця 1.3

Основні геометричні характеристики

Внутрішні розміри грузової кабіни:	
- об'єм	425 м ³
- довжина з рампою	22,6 м
- максимальна ширина	4,9 м
- довжина підлоги	18,6 м
- ширина підлоги	4 м
- висота перед центропланом і за ним	4,492 м
- висота під центропланом	4,11 м
Розміри проїому вантажного люка:	
- довжина проекції на площину грузовій підлоги	1,5 м
- максимальна ширина	4,3 м
- ширина порога	4, м
Розміри проїомів бокових дверей на лівому правому бортах вантажної кабіни:	
- ширина	0,8 м
- висота	1,8 м
Розміри аварійних виходів на лівому та правому бортах вантажної кабіна:	
- ширина	0,61 м
- висота	1,22 м

Розміри проїому верхнього аварійного виходу в кабіні екіпажу	0,5x0,6 м
Розміри проїому нижнього аварійного виходу в кабіні екіпажу	0,7x0,95 м
Коля шасі	8,82 м
База шасі	12,6 м
Розміри шин коліс передньої та основної опор шасі	1,12x0,45 м

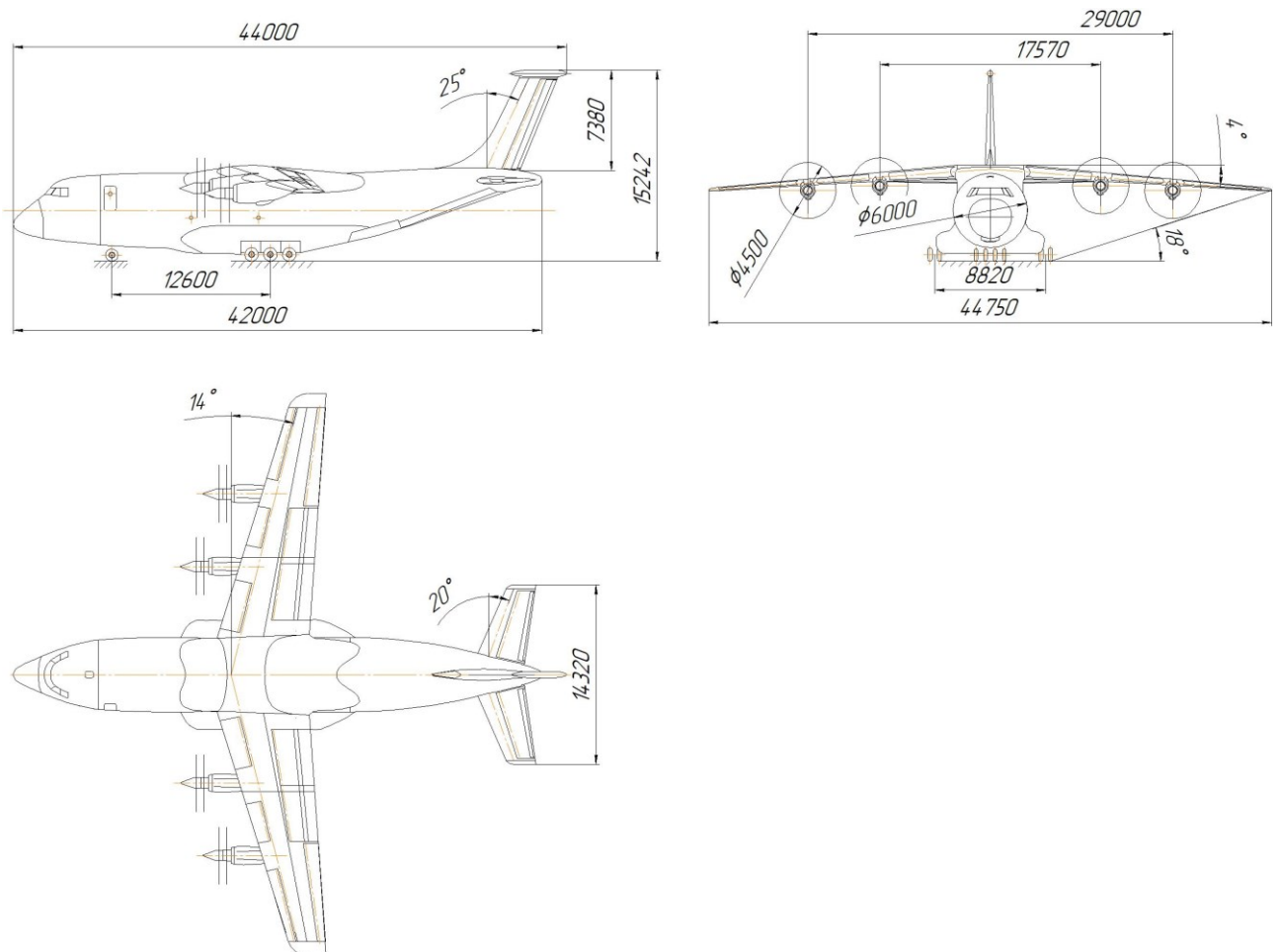


Рис. 1.8. Загальний вигляд літака-прототипу АН-70

1.4. Силова установка літака АН-70

Літак АН-70 оснащений турбогвинтовентиляторним двигуном Д-27, розроблений Запорізьким машинобудівним конструкторським бюро “Прогрес”.

Даний двигун був розроблений спеціально для вантажного літака АН-70. В його основі покладено газогенератор від двигуна Д-36. Для відповідності вимогам до двигуна літака АН-70, було обрано схему трьохвального двигуна з дворядним гвинтовентилятором. Така схема силової установки забезпечувала літаку можливість виконувати короткий зліт та посадку, а також мати малу питому витрату палива на крейсерській швидкості.[13]

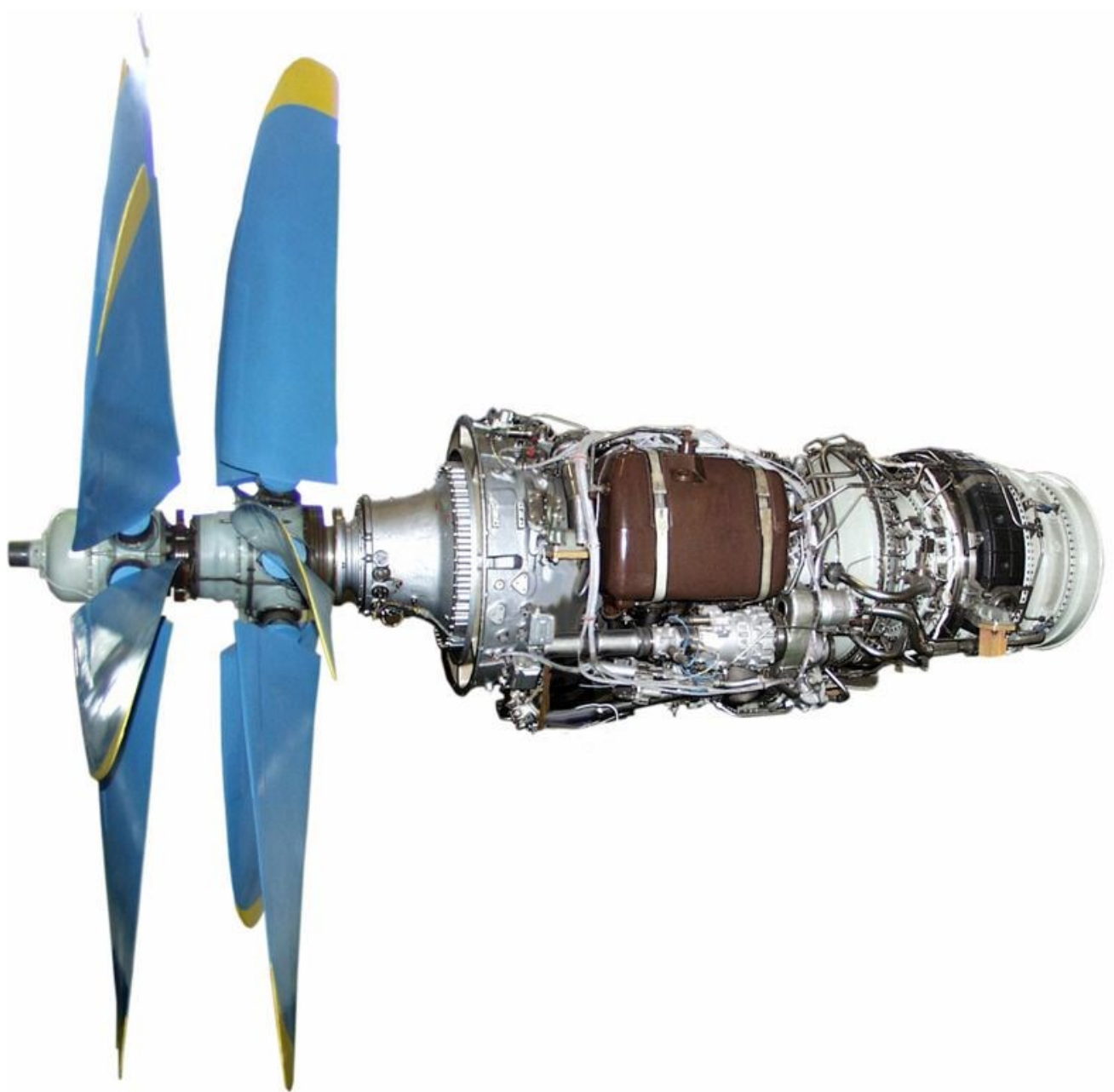


Рис. 1.9. Зовнішній вигляд двигуна Д-27

1.4.1. Проекти та розробки модифікацій двигуна Д-27

Проекти модифікацій двигуна Д-27:

- Д-27М2 – форсований до 16000 кінських сил двигун стандартної конструкції. Був розроблений для сімейства літаків АН-170.
- Д-127 – варіант турбовального двигуна для гвинтокрилів, максимальна потужність на валу складає 14350 кінських сил.
- Д-227 – варіант двигуна з високонавантаженим штовхаючим гвинтовентилятором. Розроблений в варіантах з редукторним та безредукторним приводом.
- Д-527 – проект двохконтурного турбореактивного двигуна з надвисокою ступеню двоконтурності ($m > 20$) та приводом соосного вентилятора, який розміщений заду двигуна.
- Д-727 – проект двохконтурного турбореактивного двигуна з високою ступеню двоконтурності з редукторним приводом широкохідного вентилятора тягою 10000 кгс. В подальшому перейменованій в АИ-727.
- Д-727М – розроблений для пасажирського літака ЯК-46, двухконтурний турбореактивний двигун з високою ступеню двоконтурності ($m = 13$) та злітною тягою 11500 кгс. В подальшому перейменованій в АИ-727М.[11]

1.4.2. Конструкція двигуна Д-27

Двигун Д-27 має такі конструктивні частини:

- Повітрозабірник – має круглу форму, співвісний з редуктором.
- Гвинтовентилятор СВ-27 – дворядний гвинтовентилятор протилежного обертання, співвісний. Виробництва ВАТ “НВП АЕРОС”. Передній гвинтовентилятор оснащений 8 лопатями, а задній має 6 лопатей. Лопаті мають різковиражену саблевидну форму кромки. Така форма забезпечує високий ККД на крейсерських режимах польоту, та знижену кількість шуму. Лопаті оснащені електричною протикриговою системою.
- Компресор низького тиску – п’ятиступінчатий з регульованими лопатками. Має ступінь підвищення тиску 5,5 одиниць.
- Компресор високого тиску – осецентричний з однією відцентровою та двома осьовими лопатками. Також як і компресор низького тиску, має ступінь

підвищення в 5,5 одиниць.

- Камера згоряння – розміщує в собі 24 паливні форсунки, знаходиться під кутом до осі двигуна. Малоємисійна та кільцевої форми.
- Турбіна високого тиску – одноступінчата, має лопатки з профільованими отворами для охолодження. Температура на виході з соплового апарату складає 1665 К, а повна ступінь розширення 2,68 одиниці.
- Турбіна низького тиску – також як і турбіна високого тиску має одну ступінь, та лопатки з профільованими отворами для охолодження.
- Вільна турбіна або турбіна гвинтовентилятора – складається з чотирьох ступеней, та з'єднана з гвинтовентилятором через редуктор.
- Вихідний пристрій – являє собою зварну з титану конструкцію, яка прикріплена болтами до корпусу.[13]

1.4.3. Характеристики двигуна Д-27

Таблиця 1.4.

Характеристики двигуна Д-27 на різних режимах роботи

Характеристика, одиниці вимірювання	Злітний режим	Номінальний режим	Крейсерський режим
Еквівалентна потужність, к.с.	14000	11200	6750
Питомий розхід пального, кг/к.с./год	0,17	0,174	0,13
Ступінь підвищення тиску	22,9	20,4	29,7
Температура газу перед турбіною високого тиску, К	1653	1530	1450
Масовий розхід повітря, кг/с	27,4	24,9	12,1

Частота обертання турбіни гвинтовентилятора, об/хв	8934	7720	7135
---	------	------	------

Інші характеристики:

- Ресурс двигуна – 18000 год (повний) та 6000 год (міжремонтний).
- Маса двигуна – 1650 кг.
- Довжина – 4198 мм.
- Діаметр гвинта – 4500 мм.[9]

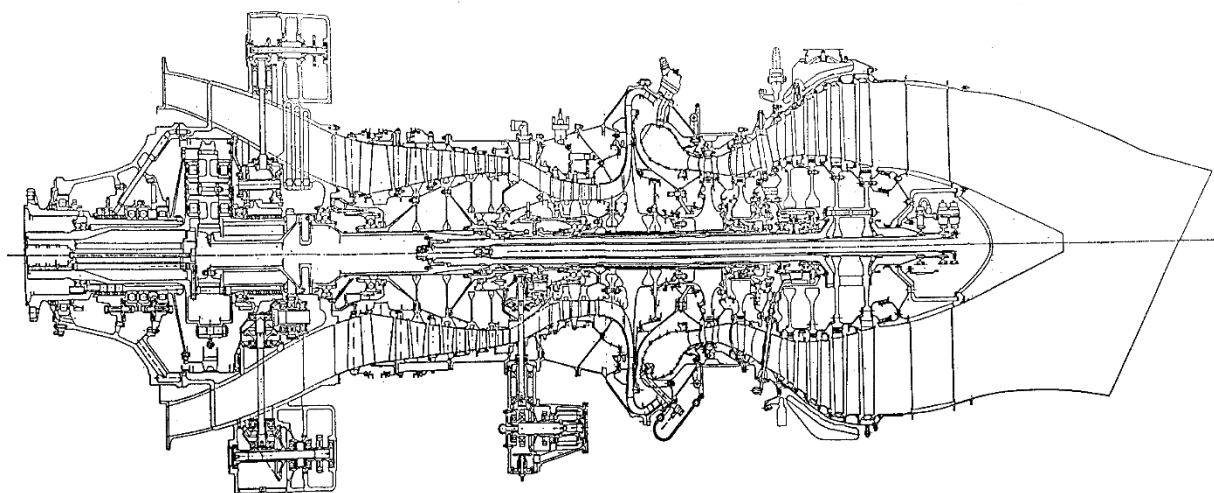


Рис. 1.10. Схема двигуна Д-27

1.5. Загальні експлуатаційні характеристики літака

Склад екіпажу:

- Командир екіпажу.
- Помічник командира екіпажу.
- Штурман.
- Бортінженер.
- Оператор-бортрадист.

Обмеження по масі літака:

- Максимальна рубіжна маса - 125500 кг,

- Максимальна злітна маса - 136853 кг,
- Максимальна маса при польоті з відкритим вантажним люком - 118000 кг,
- Максимальна посадкова маса - 108000 кг,
- Максимальна маса буксирування - 112500 кг,
- Максимальна маса десантованого моновантаж - 14700 кг.

Умови експлуатації:

1. По району пілотування:

- аеродромні;
- трасові;
- поза трасами.

2. За часом доби:

- денні польоти;
- нічні польоти.

3. По умовам пілотування:

- візуальне;
- за приладами.

4. За географічними умовами:

- гірська місцевість;
- рівнинна місцевість;
- над водними об'єктами;
- безорієнтирна місцевість.

1.6. Особливості конструкції системи керування закрилками

Система керування закрилками – це частина загальної системи керування механізацією СКМК-77.

В той час СКМК-77 поділяється на такі частини:

- СКП-77;
- СКЗ-77;
- СКДС-77.

Система керування передкрилками СКП-77 – виконує функцію керування передкрилками та носками, що відхиляються. Має два режими:

- слідкуючий

- резервний

Система має положення випущених та прибраних передкрилків та носків.

Склад системи:

- частина блоку керування БККЗ-400, інша частина використовується системою керування дефлекторами стабілізатора СКДС-77;
- важіль керування закрилками ВКЗ;
- датчики зворотнього зв'язку представлені двома блоками БР-48;
- привід ГП-400-01;
- два комплекти протиприбиральних гальм ППГ-72.

Система керування дефлекторами стабілізатора СКДС-77 - дана система працює спільно з СКП-77, вони мають спільний блок керування, однакові режими роботи та однакове положення робочих площин (випущено-прибрано).

Склад системи:

- частина блоку керування БККЗ-400, інша частина використовується системою керування передкрилками СКП-77;
- датчики зворотнього зв'язку представлені двома блоками БР-50;
- привід ГП-72П.

Система керування закрилками СКЗ-77 – призначена для переміщення закрилків в необхідне положення. В той час система поділяється на дві підсистеми:

- система керування внутрішніми закрилками;
- система керування кінцевими закрилками.

Кожна підсистема має два канали керування, які працюють паралельно. Також кожна підсистема містить електропривід переміщення закрилків ЕПЗ-77 та систему керування електромеханічними гальмами СКЕГ-5.

Електропривід переміщення закрилків ЕПЗ-77 складається з:

- Цифрового обчислювального приладу ЦОП80-402;
- Блоку БДКВ-12Т – датчик положення ВКЗ;
- Двох комутаторів двигунів вентильного типу КВД30-270;
- Обертового електромеханізму в комплексі з датчиком зворотнього зв'язку (МВ25Д2С або МВ25Д2С-1 та БДКВ-11Т).

Система керування електромеханічними гальмами СКЕГ-5 складається з наступних елементів:

- блок керування гальмами БКГ-5;
- двох комплектів електромеханічних гальм ГЕМ-5;
- двох блоків резистивного опору БР-50.

Кожна підсистема СКЗ-77 може працювати в трьох режимах:

- основному (ручному) режимі;
- резервному режимі;
- режим обмеженої потужності (РОП)

Основний (ручний) режим – система керується з центрального пульта пілотів за допомогою важелю керування закрилками.

Резервний режим – кожна підсистема індивідуально керується за допомогою перемикачів на центральному пульта пілотів.

Режим обмеженої потужності (РОП) – також як і резервний режим, керується за допомогою індивідуально за допомогою перемикачів “ЗАКРЫЛКИ ВНУТРЕННИЕ”, “ЗАКРЫЛКИ КОНЦЕВЫЕ”, які знаходяться на центральному пульта керування.

Режим обмеженої потужності (РОП) – використовується коли в системі енергоживлення працюють тільки акумулятори.

1.6.1. Взаємодія системи керування механізацією крила СКМК-77 з бортовим обладнанням

Під час виконання своїх функцій, СКМК-77 також забезпечує інформацією про статус та положення систем та підсистем за допомогою:

- Електродистанційної системи керування ЕДСК-70М – формує за допомогою інформації з датчиків положення внутрішніх і кінцевих закрилків та передкрилків (датчики знаходяться на приводах та на трансмісії систем) в систему БІС-77М, яка за допомогою сигналів та індикації інформує пілотів про положення даних елементів.
- СКОСО-77М – система, яка за допомогою сигналів з датчиків СКДС (які розміщені на кінцях трансмісії) та важелю керування закрилками ВКЗ, формує сигнал в систему БІС-77М, яка за допомогою індикації інформує пілотів про

положення дефлекторів стабілізатора.

- БІС-77М – формує сигнали в ЕСІ, для індикації статусу, положення та стану систем пілотам. Також ця система реєструє стандартні та нестандартні ситуації в системах під час польоту, з метою їх подальшого аналізу.
- БУР – аварійний реєстратор статусу, положення, стану та якості систем під час польоту.

1.6.2. Апаратні методи керування та контролю системи

В системі керування закрилками, під час переміщення важелю, датчики фіксують кутове переміщення, цю інформацію аналізує ЕПЗ-77 (кожен канал підсистеми опрацьовується індивідуально) і порівнює з положенням датчиків зворотнього зв'язку (БДКВ-11Т), які розміщені на приводах кожної підсистеми. Опираючись на ці інформацію, система генерує сигнали керування електродвигунами приводів закрилків в кожному каналі.

В процесі зміни положення закрилків, змінюються сигнали з датчиків, при досягненні певного положення, керуючі сигнали на електродвигуни перестають надходити, тим самим фіксують положення робочих поверхонь.

У випадку не рівномірного відхилення або розсинхронізації робочих поверхонь під час випуску або прибирання, в роботу вмикається система керування електромеханічними гальмами, яка за допомогою інформації з датчиків зворотнього зв'язку розміщених на трансмісії кожної підсистеми, зменшує швидкість випуску або прибирання за рахунок зміни швидкості.

Контроль системи виконується ЕПЗ-77, а саме:

- автоматичний контроль стану та положення електроприводів під час польоту та на стоянці;
- під час випуску та прибирання контролюється синхронність переміщення робочих поверхонь за допомогою СКЕГ-5;
- постійний та неперервний аналіз показників датчиків, що задають положення, і датчиків зворотнього зв'язку.

Для індикації пілотів про положення закрилків система ЕДСК-70М аналізує положення трьох датчиків зворотнього зв'язку з кожної підсистеми, які знаходяться на кінцях трансмісії та приводів керування, та формує сигнал для

системи БІС-77М.

Система керування передкрилками СКП – двопозиційна, при переміщенні важелю керування закрилками, спрацьовують датчики БДКВ-12Т, які формують сигнал на вході в БККЗ-400, який в свій час формує сигнал на відхилення носків та випуск закрилків.

Контроль системи керування передкрилками здійснює БККЗ-400:

- він має вбудований алгоритм контролю;
- постійний та неперервний аналіз показників датчиків, що задають положення, і датчиків зворотнього зв'язку;
- під час випуску та прибирання контролюється синхронність переміщення робочих поверхонь.

Аналогічно з системою керування закрилками, ця система також аналізує положення датчиків зворотнього зв'язку трансмісії та приводів керування, для формування сигналу для системи БІС-77М.

Система керування дефлекторами стабілізатора також двопозиційна, але працює при досягненні кута відхилення закрилків в 42° . При відхиленні закрилків на даний кут в ЦОП80-402 формуються сигнали для БККЗ-400, для відхилення дефлекторів стабілізатора.

Для інформування пілотів про відхилення дефлекторів стабілізатора, система аналізує положення датчиків зворотнього зв'язку, які розміщені на кінцях трансмісії та приводів, та формує сигнал для системи БІС-77М.

1.6.3. Технічні характеристики ЕПЗ-77

Живлення системи відбувається двома незалежними джерелами постійного струму та двома незалежними джерелами трифазного змінного струму.

Параметри електричного живлення:

- Постійний струм:
 - Номінальна напруга – 27 В;
 - Діапазон напруги – 24-29,4 В.

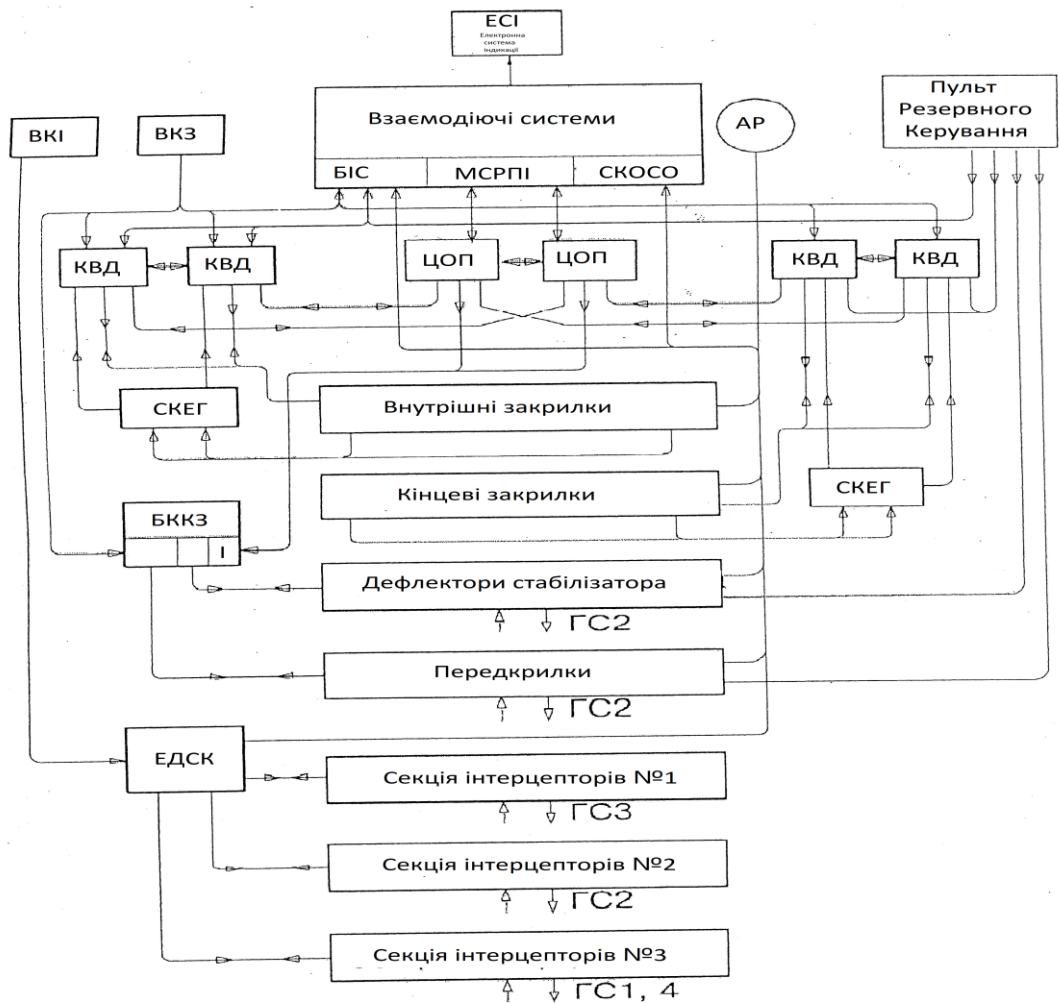


Рис. 1.11. Структурна схема системи керування механізацією крила

- Змінний трифазний струм:

- Номінальна фазна напруга – 115 В;
- Номінальна частота струму – 400 Гц;
- Діапазон фазної напруги – 108 – 119 В;
- Діапазон частоти струму – 280 – 480 Гц.

- Електрична потужність яку споживає електропривід:

- Від джерела постійного струму – 300 Вт;
- Від джерела трифазного змінного струму – 14кВА.

- Струм, який споживає електропривід на кожний канал, в режимі обмеження потужності від аварійних джерел електроенергії – 20А.

- Час підготовки системи до робочого режиму після подачі електроживлення та зняття з блокування важеля керування закрилками – не більше 60 с.

- Максимальний протидіючий крутний момент на вихідному валу

електроприводу – 245 Нм.

- Крутний момент електроприводу, що допомагає обертати елементи трансмісії – 176 Нм.
- Максимальний момент інерції навантаження прикладений до вихідного валу електроприводу – $2,45 \cdot 10^{-2}$ Нмс².
- Крутний момент на вихідному валу електромеханізму, який обмежений електроприводом – 294-392 Нм.
- Крутний момент гальмування вихідного валу електромеханізму без електроживлення – 392 Нм.
- Частота обертання вихідного валу електромеханізму при номінальній напрузі, частоті змінного струму та максимальному протидіючому крутному моменті – 200 об/хв.
- Повний робочий хід електроприводу:
 - По кількості обертів вихідного валу електромеханізму – 148(±1) оберт;
 - По куту відхилення закрилків - 60°.
- Статична похибка позиціонування електропривода – не більше ±2%.
- Статична похибка зупинки вихідного валу електромеханізму в крайньому прибраному положенні – не більше ±0,2%.
- Статична похибка зупинки вихідного валу електромеханізму в крайньому випущеному положенні – не більше ±0,5%.
- Загальна маса деталей, що входить в електропривід, без врахування з'єднувальних проводів та елементів з'єднання – не більше 77кг.

Розділ 2

Спеціальна частина

2.1. Розрахунок схеми закрилків літака прототипу

Враховуючи, що під час польоту літака на закрилки діють аеродинамічні сили, а під час зльоту та посадки у випущеному режимі ці сили суттєво збільшуються. Тому важливо під час проектування даних систем виконати розрахунок на міцність.

Розрахунок слід почати з визначення аеродинамічної сили що діє на закрилки. Формула для визначення повної аеродинамічної сили:

$$P = c_z f S_z p_{\text{дин}} \quad (2.1)$$

де c_z – аеродинамічний коефіцієнт який залежить від типу закрилків, куту відхилення та куту атаки крила, для літака прототипу АН-70, який має двоціліві закрилки цей коефіцієнт дорівнює 5; f – коефіцієнт безпеки, який має значення 2; S_z – площа закрилків, у випадку наявності дефлекторів необхідно використовувати суму площин закрилків та дефлекторів; q – розрахункове значення динамічного тиску, яке розраховується за формулою:

$$p_{\text{дин.}} = \frac{\rho V^2}{2} \quad (2.2)$$

де ρ – значення густини повітря; V – швидкість польоту на злітно-посадковому режимі.

Для розрахунку на міцність необхідно проводити розрахунки в найважчих умовах зльоту та посадки, але у випадку проектувальних цілей досить використати розрахунок посадки з випущеними закрилками.

Також для проектувальних цілей можна взяти припущення, що навантаження по поверхні крила є однаковим по розмаху, і визначається за формулою:

Кафедра ГГС				НАУ 21 72 18 00 001 ПЗ			
Виконав	Пелехатий О.О.			Спеціальна частина	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Макаренко Р.О.					29	46
Консульт.					134 ЛВ		
Н.контр.	Сівашенко Т.І.						
Зав. каф.	Бадах В.М.						

$$q = \frac{P}{S} b_{cp} \quad (2.3)$$

де P – це повна аеродинамічна сила; S – загальна площа крила та b_{cp} – середня хорда крила, яка визначається за формулою:

$$b_{cp} = \frac{b_{корн} + b_{кінц}}{2} \quad (2.4)$$

де $b_{корн}$ та $b_{кінц}$ – коренева та кінцева хорда крила відповідно.

Враховуючи, що значення:

- площі закрилку та дефлектору (S) дорівнює 23.625м^2 ;
- швидкість посадки літака (V) дорівнює 65 м/с ;
- густина повітря (ρ) дорівнює 1.25 кг/м^3 ;
- загальна площа крила (S) дорівнює 238.4м^2 ;
- коренева хорда крила ($b_{корн}$) дорівнює 8м ;
- кінцева хорда крила ($b_{кінц}$) дорівнює 2.66м .

Підставивши ці значення в формулу (2.2) отримаю:

$$p_{дин.} = \frac{\rho V^2}{2} = 12236.88 \left(\frac{\text{кг}}{\text{м} * \text{с}^2} \right) = (\text{Па})$$

Далі підставивши значення в формулу (2.1) отримаю:

$$P = c_z f S_z p_{дин.} = 623847.65 (\text{Н})$$

Для визначення навантаження по поверхні крила необхідно розв'язати рівняння (2.4), щоб визначити середню хорду крила:

$$b_{cp} = \frac{b_{корн} + b_{кінц}}{2} = 5.33 (\text{м})$$

Знайшовши значення середньої хорди, виконуємо розрахунок навантаження про поверхні крила:

$$q = \frac{P}{S} b_{cp} = 13947.60 (\text{Н/м})$$

Для розрахунку інтенсивності розподілу навантаження по хорді закрилку можна прийняти, що навантаження змінюється лінійно, і що в середині хорди значення навантаження в чотири рази більше ніж на кінці хорди.

В такому випадку розподіл навантаження можна визначити за наступними формулами:

$$P_1 = \frac{4q}{b_{cp}}; \quad (2.5)$$

$$P_2 = \frac{q}{b_{cp}}. \quad (2.6)$$

Підставивши значення в формули (2.5) і (2.6) отримаємо такі значення навантажень:

$$P_1 = \frac{4q}{b_{cp}} = 10467.24 \text{ (Н)}$$

$$P_2 = \frac{q}{b_{cp}} = 2616.81 \text{ (Н)}$$

Розрахувавши навантаження знаходимо розподілене навантаження на дефлектор за формулою:

$$q_d = \frac{P_1 + P_2 + \Delta}{2} \quad (2.7)$$

де Δ визначається за формулою:

$$\Delta = \frac{b_{з.ср}(P_1 - P_2)}{b_{cp}} \quad (2.8)$$

де $b_{з.ср}$ – це середня хорда закрилка, яка розраховується за наступною формулою:

$$b_{з.ср} = \frac{b_{з.корн} + b_{з.кінц}}{2} \quad (2.9)$$

Підставивши в формулу (2.9) значення кореневої та кінцевої хорди закрилки, які становлять 3.07м та 2.27м відповідно, отримаємо наступне значення середньої хорди:

$$b_{з.ср} = \frac{b_{з.корн} + b_{з.кінц}}{2} = 2.67 \text{ (м)}$$

Підставляючи послідовно в формули (2.8) та (2.7) отримані значення і розраховуємо наступні:

$$\Delta = \frac{b_{з.ср}(P_1 - P_2)}{b_{cp}} = 3932.58 \text{ (Н)}$$

$$q_d = \frac{P_1 + P_2 + \Delta}{2} = 8508.32 \text{ (Н)}$$

Знайшовши розподілене навантаження на дефлектор з формули (2.7), аналогічно знаходимо розподілене навантаження на закрилок за наступною формулою:

$$q_3 = b_{з.ср} \frac{2P_2 + \Delta}{2} = 12236.88 \text{ (Н)}$$

У більшості випадків закрилки монтуються до крила за допомогою двох або більше опор, найбільш часто використовуються дво- та трьхопорні схеми.

Для розрахунку проєктованих закрилків використовують спрощені методи, в яких згинальна жорсткість закрилку прийнята постійною по його розмаху.

Для попереднього розрахунку закрилку необхідно спочатку побудувати епюри навантаження дефлектора, варіанти розрахунку сильно залежать від конструкційної схеми дефлектора. В літаку прототипу АН-70 використовується трьох опорний дефлектор. Для розрахунку та побудови епюр використовую наступні формули:

- для згинальних моментів:

$$\begin{aligned} M_1 &= M_3 = 0; \\ M_2 &= 0.125q_d l_1^2; \\ M_{хл} &= M_{хп} = -\frac{P_1^2}{2q_d}. \end{aligned}$$

- для реакцій опори:

$$\begin{aligned} P_1 &= P_3 = 0.5q_d l_1 - \frac{M_2}{l_1}; \\ P_2 &= q_d l_1 + 2\frac{M_2}{l_1}; \\ Q_1 &= -P_1; \\ Q_2 &= Q_1 + q_d l_1; \\ Q_3 &= Q_2 - P_2; \\ Q_4 &= Q_3 + q_d l_1. \end{aligned}$$

де l_1 – це пів розмах дефлектора.

Підставивши в ці формули необхідні значення я отримав наступні дані, за допомогою яких побудував епюру навантаження трьхопорного дефлектору (Рис. 2.1.):

$$M_1 = M_3 = 0;$$

$$M_2 = 0.125q_d l_1^2 = 20777.73 \text{ (Нм)}$$

$$M_{\text{хл}} = M_{\text{хп}} = -\frac{P_1^2}{2q_d} = -11687.47 \text{ (Нм)}$$

$$P_1 = P_3 = 0.5q_d l_1 - \frac{M_2}{l_1} = 14102.54 \text{ (Н)}$$

$$P_2 = q_d l_1 + 2\frac{M_2}{l_1} = 47008.45 \text{ (Н)}$$

$$Q_1 = -P_1 = -14102.54 \text{ (Н)}$$

$$Q_2 = Q_1 + q_d l_1 = 23504.23 \text{ (Н)}$$

$$Q_3 = Q_2 - P_2 = -23504.23 \text{ (Н)}$$

$$Q_4 = Q_3 + q_d l_1 = 14102.54 \text{ (Н)}$$

Для розрахунку та побудови епюри навантаження двоопорного двоцілевого закрилку з трьохопорним внутрішнім дефлектором, необхідно виконати розрахунки за формулами:

- для згинальних моментів:

$$M_1 = P_{\text{д1}}d + 0.5q_3d^2;$$

$$M_2 = P_{\text{д1}}e + 0.5q_3c^2;$$

$$M_0 = P_{\text{д1}}d + 0.5q_3d^2 - Q_2l_1 + 0.5q_3l_1^2.$$

- для реакцій опори:

$$P_1 = \frac{P_{\text{д1}}(d + 2c) + P_{\text{д2}}c + 0.5q_3((d + 2c)^2 - e^2) - P_{\text{д3}}e}{2c};$$

$$P_2 = \frac{P_{\text{д3}}(e + 2c) + P_{\text{д2}}c + 0.5q_3((e + 2c)^2 - d^2) - P_{\text{д1}}d}{2c}.$$

де d – це відстань між крайньою опорою внутрішнього дефлектора та першою опорою закрилку;

e – відстань між крайньою опорою внутрішнього дефлектора та другою опорою закрилку;

c – відстань між центральною опорою внутрішнього дефлектора до будь-якої з двох опор закрилку.

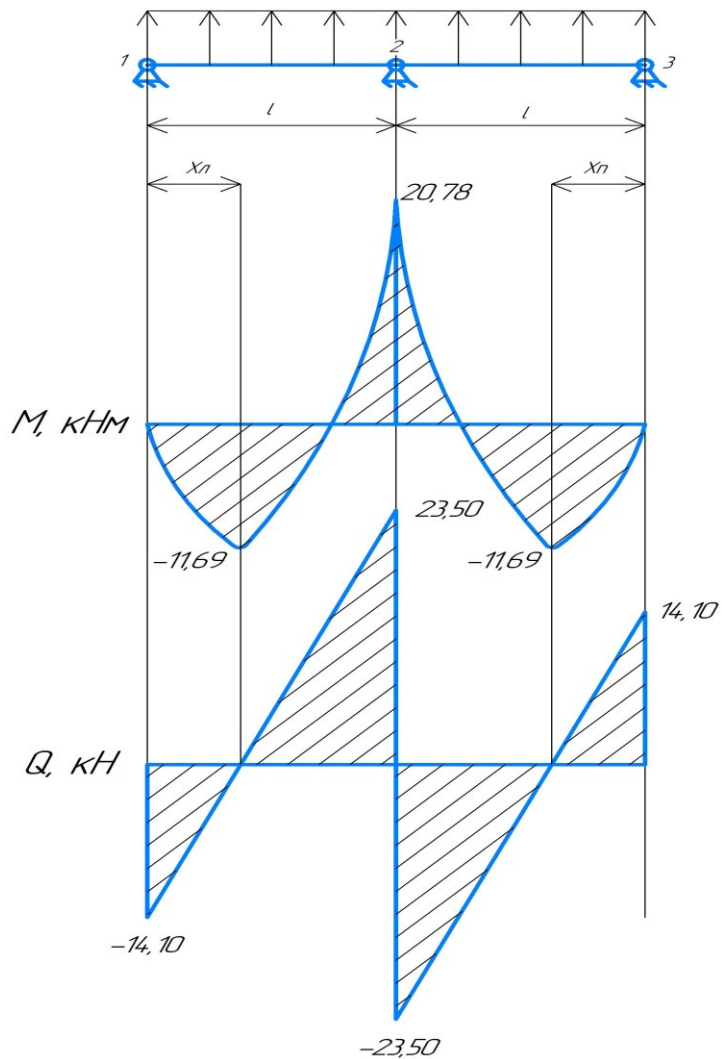


Рис. 2.1. Епюра навантаження дефлектора

Для більшого розуміння принципова схема епюри для двохопорного двоцілевого закрилку з трьохопорним дефлектором зображена нижче (Рис. 2.2.)

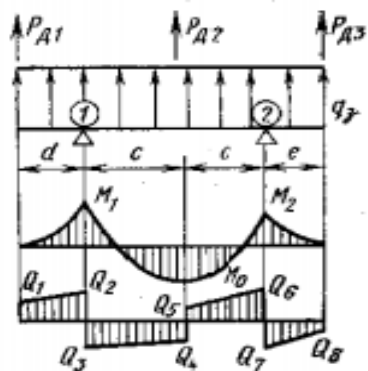


Рис. 2.2. Схема розрахункової епюри

Для літака прототипу АН-70 значення становлять:

- $d = 0.884\text{м}$;

- $e = 0.707\text{м}$;

- $c = 3.624\text{м}$.

Підставивши ці дані в формули, я отримав наступні дані, за допомогою яких побудував епюру навантаження двоцілевого двоопорного закрилку з трьохопорним дефлектором (Рис. 2.3.):

$$M_1 = P_{д1}d + 0.5q_3d^2 = 17247.93 \text{ (Нм)}$$

$$M_2 = P_{д1}e + 0.5q_3c^2 = 36304.40 \text{ (Нм)}$$

$$M_0 = P_{д1}d + 0.5q_3d^2 - Q_2l_1 + 0.5q_3l_1^2 = -205416.18 \text{ (Нм)}$$

$$P_1 = \frac{P_{д1}(d + 2c) + P_{д2}c + 0.5q_3((d + 2c)^2 - e^2) - P_{д3}e}{2c} = 93356.93 \text{ (Н)}$$

$$P_2 = \frac{P_{д3}(e + 2c) + P_{д2}c + 0.5q_3((e + 2c)^2 - d^2) - P_{д1}d}{2c} = 90030.61 \text{ (Н)}$$

Ознайомившись з епюрою навантаження закрилка, видно, що найбільш критичною точкою згину є центр між двома опорами закрилку, обумовлено це відносно високими навантаженнями в точках опор, порівнюючи з реакціями опор дефлектора.[1]

2.2. Аналітичний розрахунок основного підкосу закрилку літака прототипу АН-70

Відхилення та переміщення закрилків на певний кут, реалізується за допомогою двох основних варіантів конструкції:

- Жорстке з'єднання рейки та підкосу з лонжероном крила. В такому випадку до закрилку що рухається приєднана каретка, яка разом з ним рухається по рейці;

- Фіксація нерухомої відносно крила каретки і розкосу до лонжерону крила. Закрилок в такому випадку об'єднаний з рейкою, яка рухається по каретці.

Не дивлячись на суттєві конструктивні відмінності, ці схема мають багато спільного в плані їхнього розрахунку.

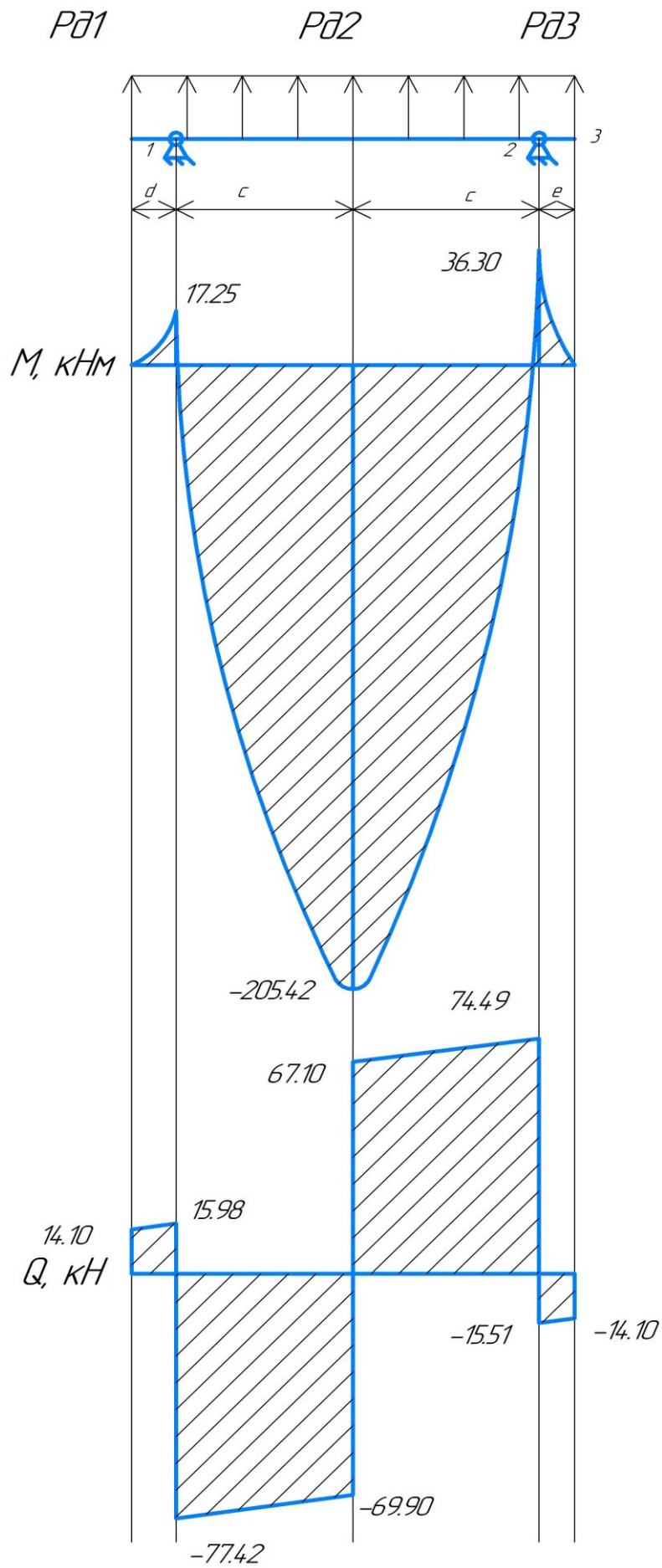


Рис. 2.3. Епюра навантаження закрилка

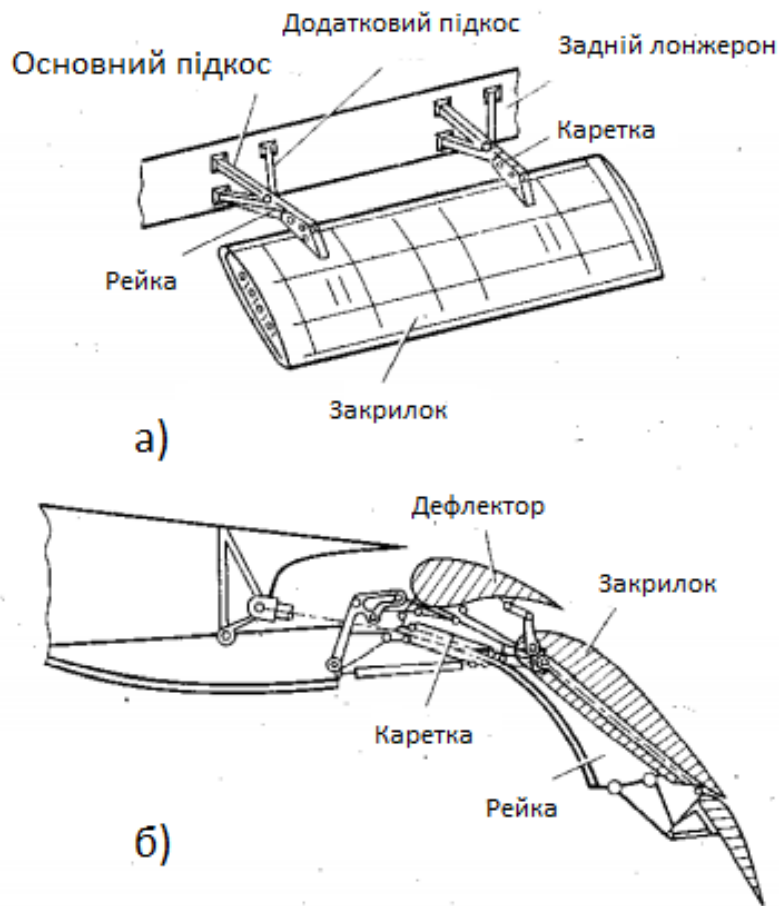


Рис. 2.4. Схеми монтажу рельсових направляючих
 а) з нерухомою відносно крила рейкою; б) з нерухомою відносно крила
 кареткою

Не дивлячись на суттєві конструктивні відмінності, ці схеми мають багато спільного в плані їхнього розрахунку.

Для подальшого розрахунку буде прийнята конструкція з нерухомою відносно крила направляючою рейкою (Рис. 2.4. а), так як дана конструктивна схема відповідає схемі двоцілевого закрилка літака прототипу АН-70.

З розрахункової схеми (Рис. 2.5.) видно, що найбільший згинальний момент буде в точці кріплення рейки до підкосу (точка А). Враховуючи, що в більшості випадків підкос кріпиться в середині рейки, ми прийнемо саме це значення. Каретка займає близько четвертої частини рейки, тому згинальний момент можна знайти за формулою:

$$M_A = P_{з.мах} \cos \delta_3 (0.25l_p + x_{ц.т} \cos \delta_3) + 0.375P_d^\Sigma l_p. \quad (2.10)$$

де $P_{з.мах}$ – найбільше навантаження закрилка;

P_d^Σ – сумарне навантаження дефлектора;

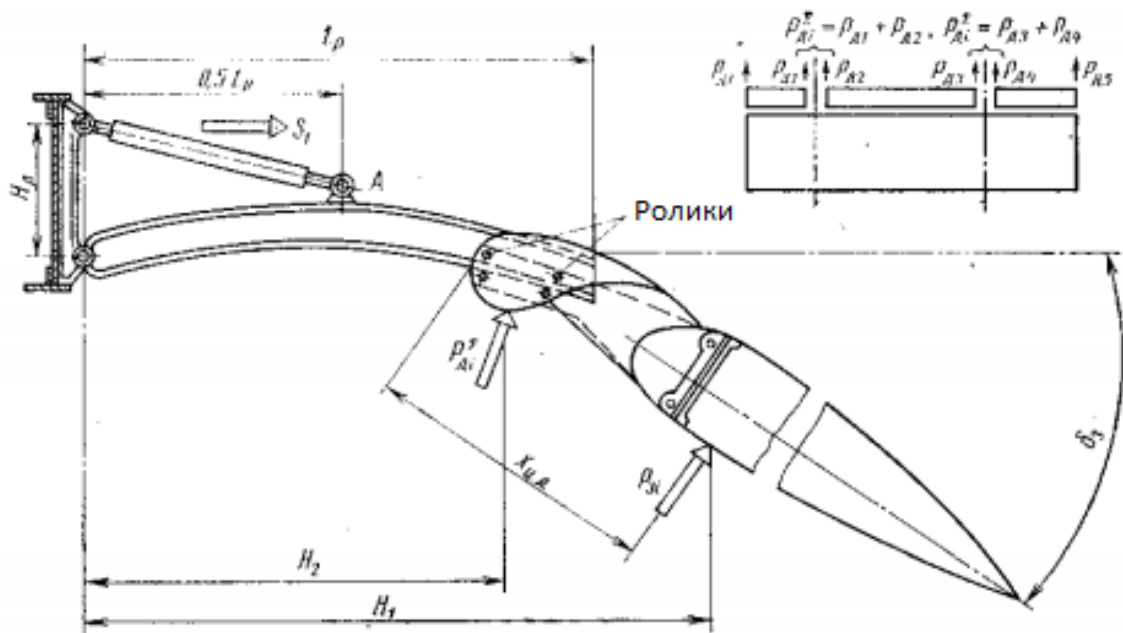


Рис. 2.5. Схема навантаження двоцілевого закрилку

δ_3 – кут відхилення закрилку;

$x_{ц.т}$ – координата центра тиску;

l_p – довжина рейки.

Для розрахунку згинального моменту в точці А приймаю наступні значення:

$$P_{з.мах} = P_1 ;$$

$$P_{д}^{\Sigma} = P_{д1} + P_{д2} + P_{д3} ;$$

$$\delta_3 = 60^{\circ};$$

$$x_{ц.т} = 0.4b_{з.сп};$$

$$l_p = 0.7b_{з.сп}.$$

Підставивши значення в формулу (2.10) отримаю наступний результат:

$$M_A = P_{з.мах} \cos \delta_3 (0.25l_p + x_{ц.т} \cos \delta_3) + 0.375P_{д}^{\Sigma} l_p = 99452.08 \text{ (Нм)}$$

Розраховую параметри підкоса рейки двоцілевого закрилку.

Сила що діє на підкіс двоцілевого закрилку визначаються за наступною формулою:

$$S = \frac{P_{з.мах} \cos \delta_3 H_1 + P_{д}^{\Sigma} H_2}{H_л}. \quad (2.11)$$

де H_d – відстань між вузлами кріплення підкоса та рейки до лонжерону крила, для літака прототипу АН-70 це відстань становить 0.35м;

H_1 – визначається за формулою:

$$H_1 = 0.75l_p + x_{ц.т} \cos \delta_3 \quad (2.12)$$

H_2 – визначається за формулою:

$$H_2 = 0.875l_p \quad (2.13)$$

Розрахувавши формули (2.13) (2.12) та (2.11) отримаю наступні значення та результати:

$$H_2 = 0.875l_p = 1.635 \text{ (м)}$$

$$H_1 = 0.75l_p + x_{ц.т} \cos \delta_3 = 2.195 \text{ (м)}$$

$$S = \frac{P_{з.мах} \cos \delta_3 H_1 + P_d^\Sigma H_2}{H_d} = 654829.35 \text{ (Н)}$$

Приймаючи допустиме значення стиснення для сталі 40Х в 440 МПа знаходимо необхідну площу перерізу для розкосу:

$$F_{підк} = \frac{Sf}{\sigma_{підк}} = 0.003 \text{ (м}^2\text{)}$$

де f - це коефіцієнт безпеки, який набуває значення 2.

Приймаємо форму поперечного перерізу розкосу за коло, і знаходимо його діаметр:

$$d_{підк} = 2 \sqrt{\frac{F_{підк}}{\pi}} = 0.0616 \text{ (м)} = 61.6 \text{ (мм)}$$

2.3. Розрахунок основного підкоса закрилку на міцність за допомогою САПР Компас 3D.

Розрахувавши в розділі 2.2 сили що діють на основний підкіс, я можу за допомогою вбудованого алгоритму АРМ FEM, провести його розрахунок на міцність.

В першу чергу необхідно змодельовати даний елемент враховуючи всі габаритні розміри.

Основний підкіс (Рис. 2.6.) являє собою стержень, форма площі перерізу якого є коло, з двома накінецьниками виконаними у вигляді прямокутних шарнірів з наскрізними отворами з однієї сторони.

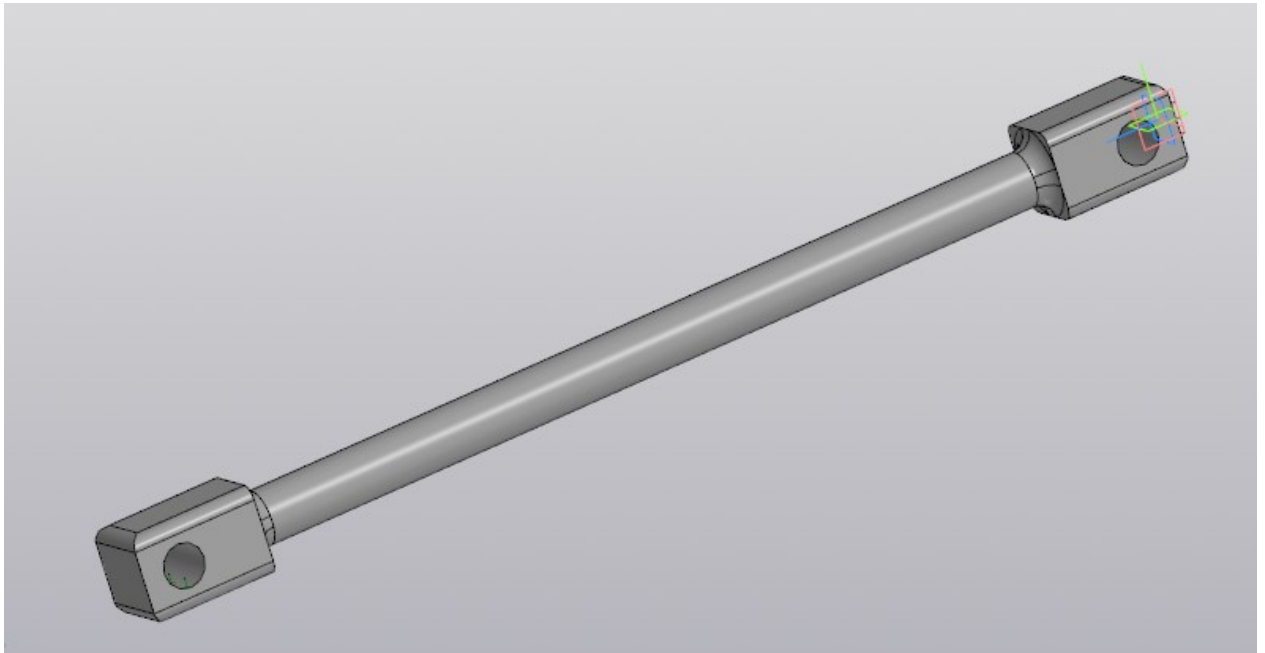


Рис. 2.6. Зовнішній вигляд основного підкосу

Для спрощення процесу моделювання підкосу, його кінці виконано в спрощеній формі, а для збільшення його міцності та отримання більш точних та коректних результатів, більшу частину критичних гострих кутів було заокруглено, для зменшення концентраторів напруження. Діаметр отвору в шарнірі складає 50мм, форма поперечного розрізу накінецьника являє собою квадрат 100x100мм, з заокругленими кутами, а довжина кожного накінецьника вздовж підкосу 150мм (див. Рис. 2.7. та 2.8.). Діаметр самого підкосу було обрано 62мм, як округлене в більшу сторону значення знайдене в аналітичному розрахунку.

Для подальшого розрахунку необхідно згенерувати сітку кінцевих елементів (Рис 2.9.).

Наступним кроком необхідно вказати точку опори та силу, що діє на дану деталь. Точка опори, або точка фіксації розміщена в отворі одного з шарнірів. Сила, яка діє на деталь направлена вздовж деталі, тобто намагається її стиснути, площа її прикладання знаходиться в протилежному отворі до отвору фіксації. Величина цієї сили розрахована в попередньому розділі, і складає $S = 654829.35$ (Н). Слід помітити, що вбудовані алгоритми АРМ FEM дозволяють розраховувати деталі та конструкції на коефіцієнт запасу міцності, величину деформації та інші характеристики.

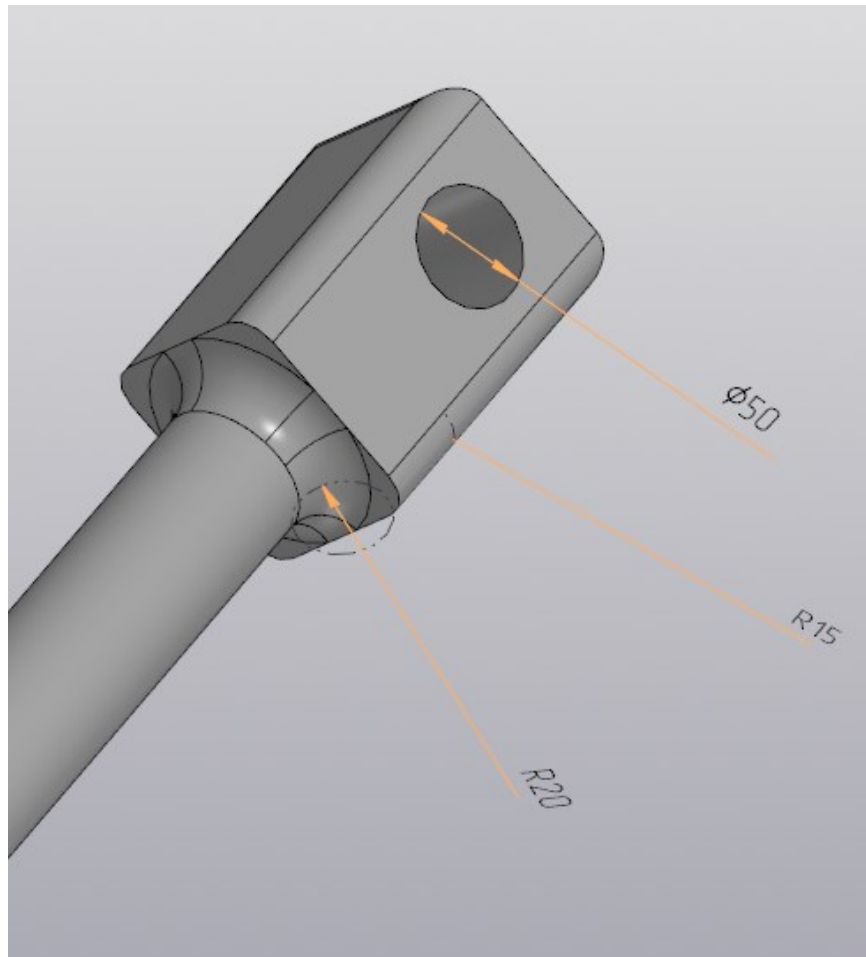


Рис. 2.7. Зовнішній вигляд та розміри накінецьника №1

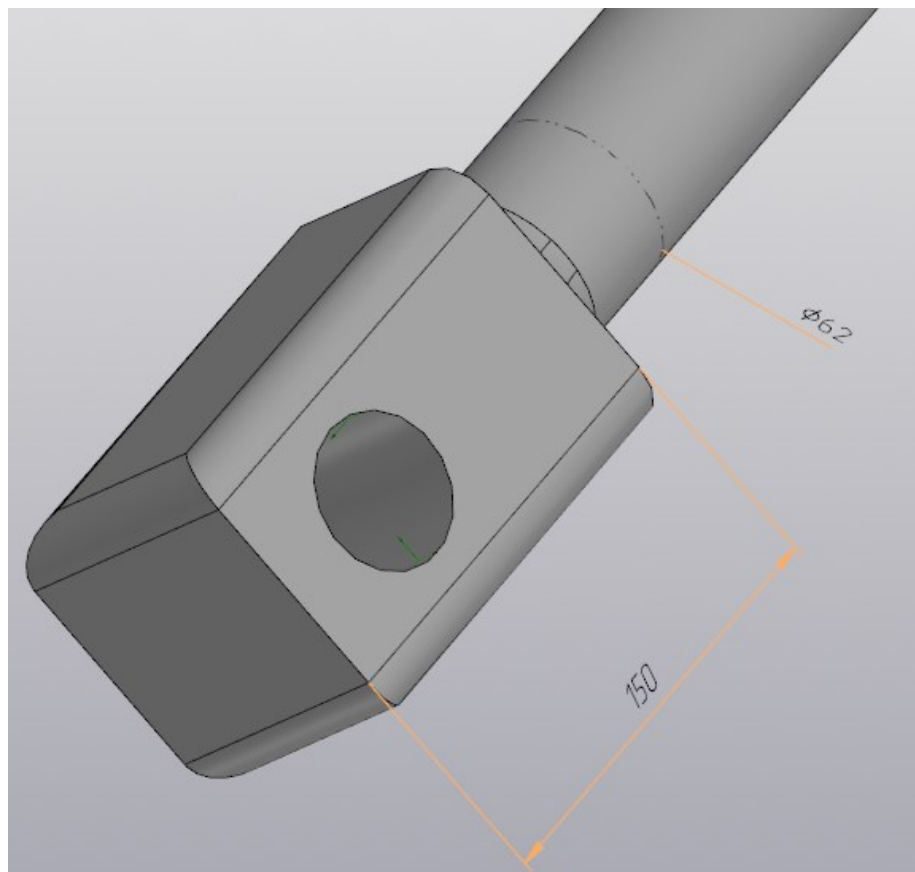


Рис. 2.8. Зовнішній вигляд та розміри накінецьника №2

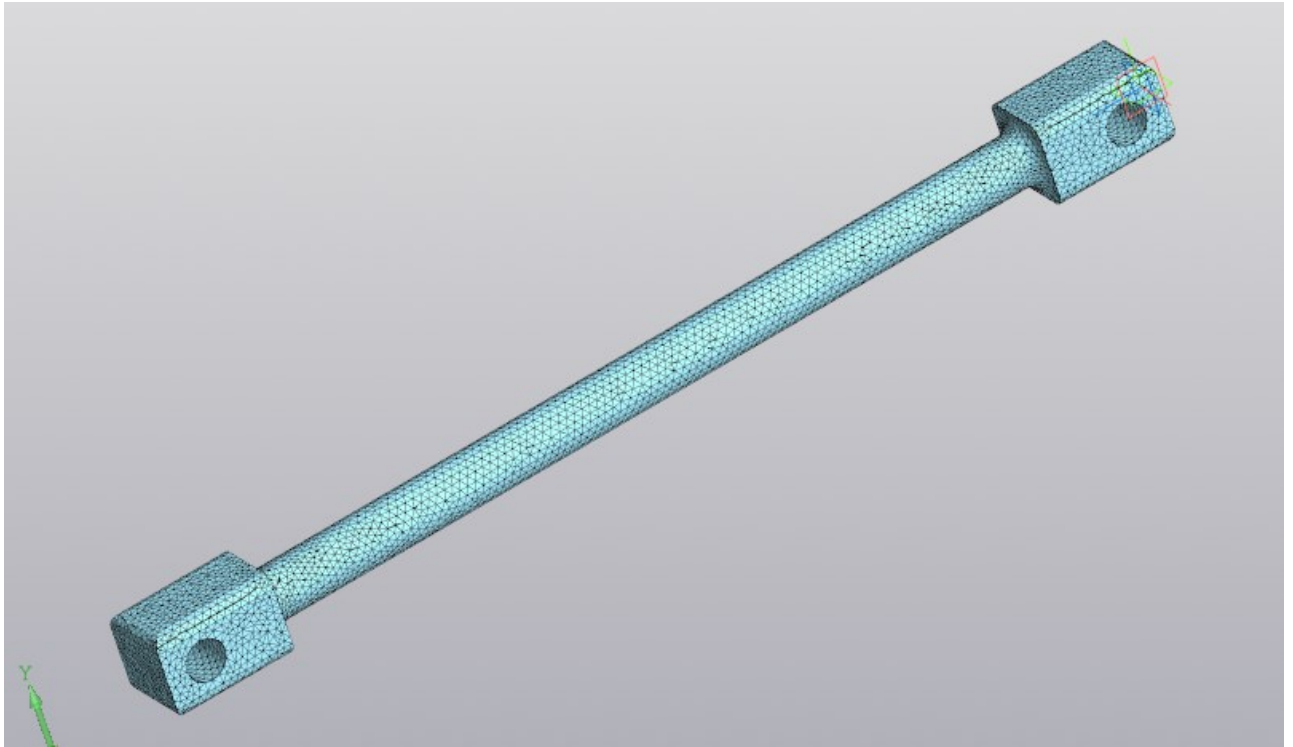


Рис. 2.9. Сітка кінцевих елементів підкосу

Але в бібліотеці матеріалів Компас 3D, відсутня марка сталі 40Х, тому я буду проводити розрахунок на напруження, за допомогою якого зможу власноруч розрахувати коефіцієнт запасу міцності знаючи межу міцності матеріалу на стиснення. Наступним етапом розрахунку є ввімкнення режиму прорахунку та виведення результатів та графічної карти результатів на деталь.

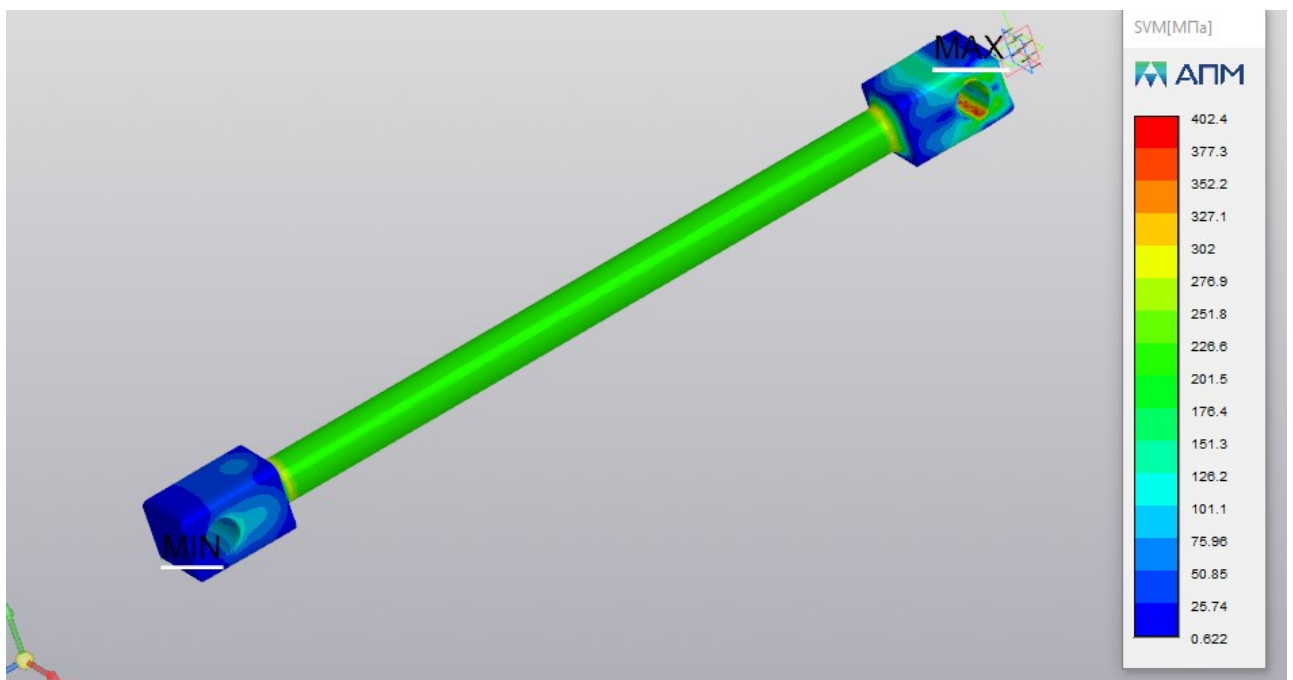


Рис. 2.10. Загальна графічна карта напружень

Проаналізувавши графічну карту напружень (Рис. 2.10.), я роблю

висновки щодо міцності підкосу, але враховуючи особливості алгоритму цього розрахунку та той факт що максимальні показники напруження в 402.4 МПа, знаходяться в накінецьнику, форма якого спрощена, тому для розуміння величини запасу міцності самого стержня, необхідно додати певні корективи в діапазон напружень. Після цього я отримав наступні результати:

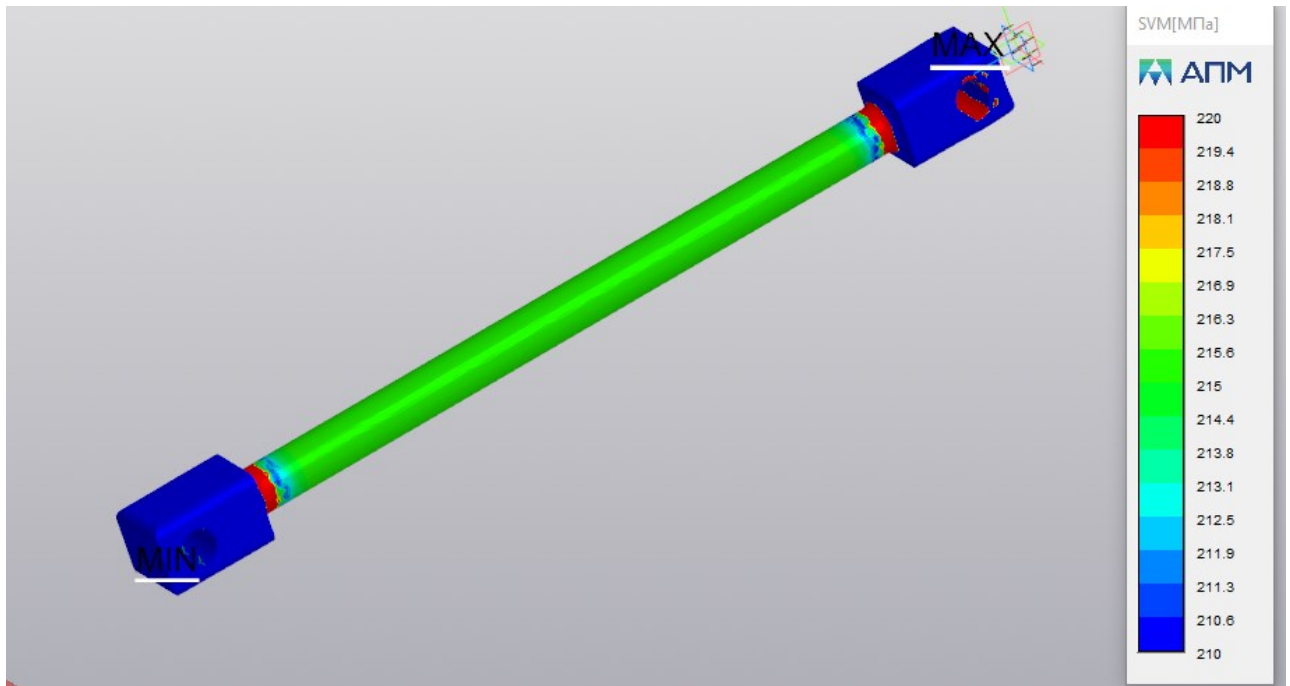


Рис. 2.11. Скорегована графічна карта напружень

За допомогою корегування та аналізу результатів видно, що основний стержень витримує напруження в діапазоні від 213.8 МПа до 216.9 МПа. Враховуючи межу міцності на стискання в 440 МПа, коефіцієнту запасу міцності для стержня складає від 2.047 до 2.058, що задовольняє умову міцності.

Висновки

Дипломний проект розроблений відповідно до завдання, яке передбачає розробку та аналіз системи керування закрилками літака-прототипу.

В роботі розглянуті вимоги, які висуваються системі керування закрилками вантажного літака згідно авіаційних правил.

Розглянуто систему керування механізацією крила, як основу системи керування закрилками. Взаємодію даних системи між собою.

Проаналізовано різні конструктивні схеми закрилків, їхні особливості, переваги та недоліки.

Проведено розрахунок на міцність елементів системи керування закрилками.

За допомогою системи автоматичного проектування Компас 3D було спроектовано підкіс направляючої рейки закрилку та досліджено її на міцність за допомогою методу кінцевих елементів АРМ FEM.

Визначені аеродинамічні сили, які діють на робочі площини закрилків під час польоту у випущеному режимі, та розраховані поперечні сили та згинальні моменти, що діють на опори закрилків літака-прототипу АН-70.

Результати дипломного проекту можуть бути використані в вищих навчальних закладах, за наступними напрямками: “Конструкція та міцність літальних апаратів”, “Основи машинного проектування та моделювання” та “Функціональні та рідинно-газові системи літальних апаратів” .

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. 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.
2. Гаража В.В. Конструкция самолетов: учеб. / Гаража В.В. – К.: КМУГА, 1998. – 524 с.
3. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25). – М.: МАК, 2015. – 302 с.
4. Житомирский Г.И. Конструкция самолетов: учебник для студентов вузов – 4е изд., перераб и доп. – М.: Инновационное машиностроение, 2018. – 416 с.: ил
5. Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И. Управление полетом самолетов: Учебник для авиационных вузов. – М.: Машиностроение, 1980, 213с., ил
6. Егерь С.М. Проектирование самолетов: учебник для вузов - 3е изд., перераб и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
7. Конструкция и прочносто самолетов. Изд. 2-е Зайцев В.Н., Рудаков В.Л. Киев, издательское объединение “Вища школа”, Головнєк изд-во, 1978, 488с.
8. Корнеев В.Р., Жарков Н.В., Компас-3D на примерах: для студентов, инженеров и не только... - СПб.: Наука и Техника, 2017. – 272.: ил
9. Турбогвинтовентитяторний двигун Д-27 [Електронний ресурс] : каталог / Івченко Прогрес – Електрон. текст. граф. дані. – режим доступу <https://ivchenko-progress.com/?portfolio=d-27>
10. Руководство пользователя КОМПАС-3D v17 [Електронний ресурс] : каталог / Аскон – Електрон. текст. граф. дані. – режим доступу https://kompas.ru/source/info_materials/2018/KOMPAS-3D-v17_Guide.pdf
11. Д-27 [Електронний ресурс] : каталог / Wikipedia – Електрон. текст.

граф. дані. – режим доступу <https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%94-27>

12. Д-27 [Електронний ресурс] : каталог / dic.academic – Електрон. текст. граф. дані. – режим доступу <https://dic.academic.ru/dic.nsf/ruwiki/429809>

13. Винтовентиляторный двигатель Д-27 [Електронний ресурс] : каталог / Uvauga-Dvig – Електрон. текст. граф. дані. – режим доступу <http://www.uvauga-dvig.narod.ru/d-27.pdf>

14. Стали: допустимые напряжения и механические свойства [Електронний ресурс] : каталог / Развитие – Електрон. текст. граф. дані. – режим доступу http://razvitie-pu.ru/?page_id=4121

15. Закрылок [Електронний ресурс] : каталог / Wikipedia – Електрон. текст. граф. дані. – режим доступу <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%97%D0%B0%D0%BA%D1%80%D1%8B%D0%BB%D0%BE%D0%BA>