

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

До захисту допущено

В. о. завідувача кафедри

_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«__» _____ 2021 р.

**Дипломний проєкт
на здобуття ступеня бакалавра**

**за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»
спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
на тему: «Механізація крила літака короткого зльоту та посадки»**

Виконав:

студент IV курсу, групи ВЛ-72

Філоненко Олександр Ігорович _____

Керівник:

Професор, д.т.н., проф.,

Сухов Віталій Вікторович _____

Рецензент:

Доцент, к.т.н., доц.

Лукомський Василь Григорович _____

Засвідчую, що у цьому дипломному проєкті немає запозичень з праць інших авторів без відповідних посилань.

Студент _____

Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського”
Інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа- та ракетобудування

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)
Спеціальність – 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«___» _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ
на дипломний проєкт студенту
Філоненку Олександровичу
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проєкту «**Механізація крила літака короткого зльоту та посадки**», керівник проєкту Сухов Віталій Вікторович, професор, д.т.н., проф., затверджені наказом по університету від «23» квітня 2021 р. № 1061-с

2. Термін подання студентом проєкту 07 червня 2021 р.

3. Вихідні дані до проєкту: _____

3.1. Характеристики засобів механізації.

3.2. Характеристики літака короткого зльоту та посадки Ан-70.

3.3. Максимальна злітна маса $m_0 = 130000$ кг.

3.4. Площа крила $S = 204$ м².

3.5. Крейсерська швидкість $V_{кр} = 750$ км/год.

3.6. Площа закрилків $S_z = 64,4$ м².

3.7. Крило трапецієвидне.

3.8. Профіль крила NASA 2212.

4. Зміст пояснювальної записки: _____

4.1. Аналіз існуючих засобів механізації літаків короткого зльоту та посадки. Аналіз методів розрахунку засобів механізації. Постановка завдання.

4.2. Розрахунок аеродинамічних характеристик засобів механізації.

4.3. Розробка конструкції елементів механізації та системи випуску закрилків.

4.4. Розробка кінематичної моделі роботи системи механізації крила.

4.5. Перевірка на міцність та жорсткість елементів конструкції засобів механізації.

5. Перелік графічного матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслеників, плакатів, презентацій тощо): _____

5.1. Огляд аналогів.

5.2. Розрахунок аеродинамічних характеристик засобів механізації крила.

5.3. Результати проектування.

5.4. Перевірка на міцність.

6. Дата видачі завдання: 25 лютого 2021. р

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1.	<i>Аналіз існуючих засобів механізації літаків короткого зльоту та посадки. Аналіз методів розрахунку засобів механізації. Постановка завдання.</i>	<i>до 29.03.2021 р.</i>	
2.	<i>Розрахунок аеродинамічних характеристик засобів механізації.</i>	<i>до 12.04.2021 р.</i>	
3.	<i>Розробка конструкції елементів механізації та системи випуску закритків.</i>	<i>до 30.04.2021 р.</i>	
4.	<i>Розробка кінематичної моделі роботи системи механізації крила.</i>	<i>до 5.05.2021р.</i>	
5.	<i>Перевірка на міцність та жорсткість елементів конструкції засобів механізації.</i>	<i>до 15.05.2021 р.</i>	
6.	<i>Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів</i>	<i>до 10.06.2021 р.</i>	
7.	<i>Перевірка на плагіат</i>	<i>до 13.06.2021 р.</i>	
8.	<i>Захист</i>	<i>з 14.06.2021 р. по 30.06.2021 р</i>	

Студент _____

Олександр ФІЛОНЕНКО

Керівник проекту _____

Віталій СУХОВ

**Пояснювальна записка
до дипломного проєкту**

на тему: **«Механізація крила літака короткого зльоту та посадки»**

Анотація

Пояснювальна записка до ДП «Механізація крила літака короткого зльоту та посадки» містить 62 сторінку, 29 ілюстрацій, 15 таблиць, 12 бібліографічних посилань.

Мета проекту – розробка механізації крила літака короткого зльоту та посадки. В ході роботи проведено аналіз існуючих видів механізації, сутність роботи механізації, їх конструктивні схеми та проаналізовано літаки-аналоги короткого зльоту та посадки, виконано постановку завдання на ДП та порядок його виконання. При виконанні ДП виконано аеродинамічний розрахунок крила з механізацією та на основі отриманих даних обрано раціональний профіль для використання задля виконання поставлених завдань. Розроблено кінематичну модель системи випуску механізації, розраховано конструктивний елемент механізації та проведено перевірку на міцність розрахованого елемента за допомогою МСЕ.

В роботі використано спеціальне програмне забезпечення для проведення аеродинамічного розрахунку та програмне забезпечення для моделювання НДС розрахованих елементів конструкції.

Результати роботи можуть бути використані для подальшої розробки та проектування механізації літака короткого зльоту та посадки.

Ключові слова: механізація крила, двоцільові закрилки, аеродинамічні розрахунки, монорельс.

Abstract

The explanatory note to the graduation project "Mechanization of the wing of a short takeoff and landing aircraft" contains 62 pages, 29 illustrations, 15 tables, 12 bibliographic references.

The purpose of the project is to develop mechanization of the wing of a short takeoff and landing aircraft. In the course of the work the analysis of the existing types of mechanization, the essence of mechanization work, their constructive schemes and the planes-analogues of short take-off and landing are carried out, the statement of the task on graduation project and the order of its performance is executed. During the execution of the graduation project, the aerodynamic calculation of the wing with mechanization was performed and on the basis of the obtained data a rational profile was selected for use to perform the set tasks. A kinematic model of the mechanization output system has been developed, the structural element of mechanization has been calculated and the strength of the calculated element has been tested with the help of finite element method.

The paper uses special software for aerodynamic calculation and software for tensely deformed state modeling of calculated structural elements.

The results of the work can be used for further development and design of mechanization of short takeoff and landing aircraft.

Key words: wing mechanization, double-sash flaps, aerodynamic calculations, monorail.

ЗМІСТ

ЗМІСТ	4
ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ ТЕРМІНІВ	6
ВСТУП.....	7
АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ ЗАСОБІВ МЕХАНІЗАЦІЇ ЛІТАКІВ КОРОТКОГО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ. АНАЛІЗ МЕТОДІВ РОЗРАХУНКУ ЗАСОБІВ МЕХАНІЗАЦІЇ ТА ТЕМАТИЧНОЇ ЛІТЕРАТУРИ. ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ	8
1.1 Аналіз існуючих засобів механізації літаків короткого зльоту та посадки ...	8
1.2. Аналіз літаків аналогів	12
1.3 Вибір літака-аналога для проектування елемента механізації	20
1.4 Аналіз конструкції двоцільового висувного закрилка	21
1.5. Аналіз методів розрахунку засобів механізації	22
1.6. Постановка завдання	24
Висновки до розділу	25
2. РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗАСОБІВ МЕХАНІЗАЦІЇ	27
2.1. Загальні відомості	27
2.2. Розрахунок аеродинамічних характеристик за допомогою програмного забезпечення	28
Висновки до розділу	44
3. РОЗРОБКА КОНСТРУКЦІЇ ЕЛЕМЕНТІВ МЕХАНІЗАЦІЇ ТА СИСТЕМИ ВИПУСКУ ЗАКРИЛКІВ.....	46
3.1 Загальні положення	46
3.2 Навантаження та особливості конструкції засобів механізації	47
3.3 Силевий розрахунок монорельса	47
Висновки по розділу	49

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ				
Змін.	Арк.	№ документ.	Підпис	Дата					
Розроб.		Філоненко О.І.			Механізація крила літака короткого зльоту та посадки		Літ.	Аркуш	Аркушів
Перевірив.		Сухов В.В.							62
Н. кон.		Поваров С.А.			КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф.АРБ Гр.ВЛ-72				
Затв.		Кабанячий В.В.							

4. РОЗРОБКА КІНЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ РОБОТИ СИСТЕМИ МЕХАНІЗАЦІЇ КРИЛА	51
4.1 Загальні відомості.....	51
4.2 Проектування кінематичної моделі.....	52
Висновки по розділу	54
5. ПЕРЕВІРКА НА МІЦНІСТЬ ТА ЖОРСТКІСТЬ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ ЗАСОБІВ МЕХАНІЗАЦІЇ	55
5.1 Перевірка на міцність та жорсткість монорельса	55
5.2 Оптимізація деталі напрямної рейки.....	57
Висновки по розділу	60
ВИСНОВКИ	61
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	62

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ					
Змін.	Арк.	№ документ.	Підпис	Дата	Механізація крила літака короткого зльоту та посадки					
Розроб.		Філоненко О.І.						Літ.	Аркуш	Аркушів
Перевірив.		Сухов В.В.								62
Н. кон.		Поваров С.А.						КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф.АРБ Гр.ВЛ-72		
Затв.		Кабанячий В.В.								

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ ТЕРМІНІВ

ЛА –літальний апарат

КС – конструктивна схема;

ЗПС – злітно-посадкова смуга;

ЦТ – центр тиску;

МСЕ – метод скінченних елементів;

НДС – напружено-деформований стан;

ЛТХ – льотно- технічні характеристики;

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
						6
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

ВСТУП

Транспортна авіація є одною з найважливіших складових сучасної світової економіки. Тому не менш важливим є забезпечення інфраструктури для авіапарку, але це часто є недешевою річчю. Окрім цього для аеродромів використовується земельна площа (для ЗПС, ангарів, терміналів тощо). Для зменшення експлуатаційних витрат за рахунок зменшення витрат за використання аеродромів та підвищення можливості використання ширшого спектру класів аеродромів були розроблені літаки короткого зльоту та посадки. Ці літаки за рахунок своїх ЛТХ та особливостей механізації мають змогу виконувати зліт-посадку на мало пристосованих аеродромах та виконувати поставлені задачі з вищою ефективністю.

Літаки короткого зльоту та посадки за рахунок своїх переваг також є актуальними для військових цілей в умовах обмеженого часу і простору, коли необхідно якнайшвидше з непристосованих ЗПС вивозити солдатів, техніку або припаси, або ж навпаки в умовах обмеженого простору приземлитись, швидко завантажитись/розвантажитись та продовжити виконання поставленого завдання. Крім того літаки цього класу можуть виконувати десантування техніки, припасів, та десантників, що ще більше розширює їх спектр дії.

На мою думку розробка літаків короткого зльоту та посадки є актуальною і перспективною та має майбутнє щонайменше ближчі кілька десятиліть.

Літаки цього класу мають потужну механізацію, що є одним з головних факторів, що дозволяє здійснювати короткий зліт і посадку.

Україна серед конкурентів має такий унікальний літак короткого зльоту та посадки як Ан-70, що не поступається іноземним аналогам та може гідно конкурувати на світовому ринку транспортної авіації короткого зльоту та посадки.

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		7

АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ ЗАСОБІВ МЕХАНІЗАЦІЇ ЛІТАКІВ КОРОТКОГО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ. АНАЛІЗ МЕТОДІВ РОЗРАХУНКУ ЗАСОБІВ МЕХАНІЗАЦІЇ ТА ТЕМАТИЧНОЇ ЛІТЕРАТУРИ. ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ

1.1 Аналіз існуючих засобів механізації літаків короткого зльоту та посадки

Механізація крила являє собою систему пристроїв (закрилків, щитків передкрилків та ін.), призначену для управління підйомною силою та опором літака головним чином для поліпшення його злітно-посадкових характеристик.

До механізації крила, окрім загальних вимог, що пред'являються до всього літака, пред'являються такі спеціальні вимоги:

- Максимальне збільшення коефіцієнта підйомної сили при відхиленні засобів механізації в посадкове положення при посадкових кутах атаки літака;
- Мінімальне збільшення коефіцієнта лобового опору в прибраному положенні засобів механізації;
- Максимальне значення аеродинамічної якості при розбігу літака з невисокою тягоозброєністю та якнайбільш можливе збільшення підйомної сили при відхиленні механізації у злітне положення для літаків с високою тягоозброєністю;
- Якнайменша зміна положення центру тиску крила при відхиленні засобів механізації в робоче положення;
- Синхронність дії механізації на обох консолях крила, простота конструкції та висока надійність роботи.

Рішення основної задачі механізації крила – збільшення несучої здатності крила і, тим самим, поліпшення ВПХ літака досягається:

- збільшенням ефективної кривизни профілю крила при відхиленні засобів механізації в робоче положення. При цьому зростають швидкість потоку і розрідження над крилом, внаслідок чого збільшуються значення

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		8

коефіцієнтів підйомної сили крила з перетинів крила, зайнятих механізацією.

- приріст значень коефіцієнту підйомної сили буде тим більшим, чим більше кривизна профілю (чим більше кути відхилення засобів механізації і чим більше їх відносна хорда і розмах);
- Збільшенням площі крила при застосуванні висувних щитків або висувних закрилків;
- керуванням прикордонним шаром для забезпечення безвідривного обтікання верхньої поверхні крила або затягування зриву на великі кути атаки за рахунок збільшення енергії (швидкості) прикордонного шару.

Для збільшення несучої здатності крила можуть бути використані також різні комбінації розглянутих факторів.

Збільшення швидкості потоку над верхньою поверхнею крила і збільшення коефіцієнту підйомної сили можна отримати, використовуючи:

- ефект щілини для прискорення потоку, що обтікає верхню поверхню крила. Профільована щілина утворюється при випуску передкрилків у носовій частині крила і при випуску щілинних і багатощілових закрилків. В останньому випадку більш ефективно використовується аеродинамічний підпір під нижньою поверхнею крила перед відхиленими закрилками. Комбінація передкрилків і багатощілового закрилка забезпечує значення коефіцієнта підйомної сили близько трьох при куті атаки 20° ;
- збільшення кривизни профілю, яке виходить при відхиленні передкрилків і закрилків, носка і закрилків;
- енергію зірваних вихорів від розташованих попереду крила переднього горизонтального оперення малого подовження, напливів та інших елементів для збільшення енергії прикордонного шару на крилі і затягування зриву потоку на великі кути атаки.

Елементами механізації є закрилки, щитки, гальмівні щитки та інтерцептори, передкрилки, відхиляємі носки та щитки крюгера. На рис. 1.1

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		9

- висувний закрилок - закрилок, що повертається відносно осі обертання і одночасно зміщується назад уздовж хорди крила для збільшення його площі (рис. 1.2, б);
- щілинний закрилок – закрилок, при відхиленні якого утворюється профільована щілина (рис. 1.2, в);
- багатощільовий закрилок - закрилок, складений з кількох рухомих ланок, що відхиляються на різні кути і розділених профільованими щілинами (рис. 1.2, г).

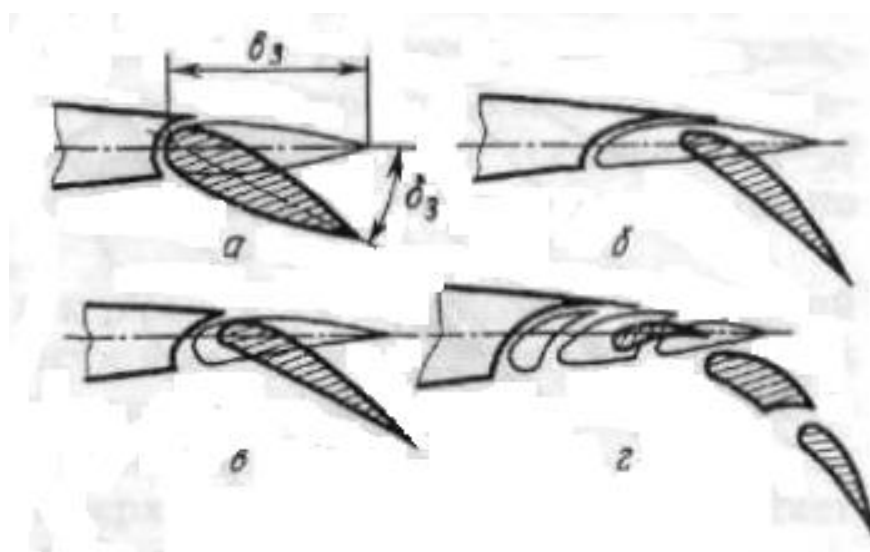


Рис. 1.2. Види закрилків: поворотний (а), висувний (б), щілинний (в), багатощільовий (г)

Для збільшення підйомної сили крила за допомогою різних типів закрилків використовуються розглянуті вище чинники. Найбільший приріст коефіцієнту підйомної сили дають багатощільові висувні закрилки. Відношення хорди закрилка до хорди крила становить 0,3...0,4, кут відхилення 40..50° - для поворотних закрилків і 50...60° для багатощільових закрилків, площа закрилків до площі крила 0,15 ... 0,25 [1].

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		11

1.2. Аналіз літаків аналогів

За темою дипломного проекту я обрав такі літаки-аналоги короткого злету та посадки як:

– Ан-70 – середньомагістральний вантажний (оперативно-тактичний військово-транспортний) літак нового покоління ДП «Антонов» м. Київ, Україна. Має аеродинамічну схему чотиримоторного гвинтовентиляторного турбогвинтового високоплану з однокільовим палубним оперенням та хвостовим вантажним люком.

Ан-70 розрахований на перевезення до 110 парашутистів, або до 300 бійців з особистою зброєю, або до 206 поранених і хворих з супроводжуючими. Літак може використовуватися для парашутного десантування бойової техніки і особового складу з малих і великих висот і забезпечити оперативне перекидання практично всіх зразків озброєнь і військової техніки мотострілкових підрозділів.

Крило — помірної стріловидності і великого подовження. Передкрилки, закрилки, елерони, інтерцептори й хвостове оперення виготовлені з полімерних композиційних матеріалів.

Шасі — триопорне, з двома основними і одною передньою стійками. При польоті усі три опори прибираються, основні — у гондоли збоку фюзеляжу, а передня — у відсік під кабіною екіпажу. Передня стійка шасі двоколісна, а основні — шестиколісні.

Силова установка складається з 4 турбогвинтових двигунів Д-27 потужністю 13880 к.с. Кожен з двигунів оснащений двома співвісними восьмилопатевиими турбогвинтовими СВ-27 діаметром 4,5 м.

Фюзеляж складається з трьох частин: в носовій частині розташована кабіна пілотів, за кабіною пілотів розташований вантажний відсік, в хвостовій частині знаходиться вантажний люк. Вантажний відсік займає майже весь простір фюзеляжу. Вантажний відсік герметичний і оснащений комплектом устаткування для вантажно-розвантажувальних робіт.

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		12

У конструкції планера широко застосовувалися композиційні матеріали.

У льотних випробуваннях літака доведена можливість роботи літака зі слабопідготовлених ґрунтових майданчиків довжиною 600 метрів, навіть якщо на борту літака при цьому буде знаходитися до 20 тонн вантажу.

Співвісні гвинти дають високонапірний струмінь повітря, обтікаючий крило зі швидкістю, що перевищує набігаючого потоку, що призводить до збільшення підйомної сили крила, а випущені закрилки створюють ефект повороту вектора тяги. Таким чином, при заході на посадку з повністю випущеними закрилками більше половини підйомної сили на крилі виникає за рахунок силової обдування, а менша - за рахунок набігаючого потоку [2,3].

Загальний вид літака Ан-70 показаний на рис.1.3., а в таблиці 1.1 наведено основні ЛТХ літака [2,3].



Рис. 1.3. Загальний вид Ан-70

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		13

Таблиця з основними ЛТХ літака Ан-70

Розмах крила	44,06 м
Довжина	40,73 м
Площа крила	204 м ²
Висота кіля	16,38 м
Вага пустого	73000 кг
Вантажопідйомність	47000 кг
Довжина вантажної кабіни з рампою	22,4 м
Довжина вантажної кабіни без рампи	18,6 м
Ширина вантажної кабіни	4 м
Висота вантажної кабіни	4,1 м
Злітна вага	максимальна 135 т
Пасажири	300 піхотинців (при використанні другої палуби)
Екіпаж	3-5
Максимальна швидкість	780 км/год
Крейсерська швидкість	700-750 км/год
Висота польоту (максимальна)	12000 км
Дальність польоту	1200-8000 км (залежно від завантаження)
Злітно-посадкова площадка	Грунтова – 600-1800 м (залежно від завантаження)
Двигуни	4 х Д-27
Потужність	10300 кВт

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		14

– Іл-76 – радянський важкий військово-транспортний літак, розроблений ОКБ Іллюшина. Літак побудований за традиційною для важких транспортних літаків схемою однофюзеляжного високоплану із стрілоподібним крилом і однокільовим палубним оперенням.

Іл-76 призначений для транспортування техніки і вантажів різного призначення. Літак здатний доставляти, в залежності від модифікації, вантажі максимальною масою 28-60 т на відстань 3600-4200 км з крейсерською швидкістю 770-800 км / год.

Вантажна кабіна має розміри 24,5 м в довжину (з яких 4,5 припадає на рампу), 3,46 м в ширину і 3,4 м у висоту; похила вантажна рампа служить одночасно трапом для в'їзду техніки. Простір під підлогою вантажної кабіни використовується під допоміжні вантажні відсіки для розміщення різного спорядження. Всі кабіни Іл-76 герметизовані, що дає можливість перевозити 145 (в двопалубному варіанті - 225) солдат з особистою зброєю або забезпечити викид 126 осіб десантної групи. Літак може транспортувати всю номенклатуру бойової техніки повітряно-десантних дивізій. Один Іл-76 може десантувати парашутним способом, на десантних платформах, до чотирьох одиниць техніки або три з супроводжуючим десантом до 21 людини, або чотири одиниці посадковим способом. Також може перевозити більшу частину техніки мотострілкових дивізій.

Літак здатний брати на борт до 109 000 л палива і долати відстань до 6700 км із середньою витратою палива 9 т / год, перегінна дальність до 10500 км.

Призначений для експлуатації на бетонованих і ґрунтових аеродромах з міцнісними характеристиками не нижче 0,6 МПа, здатний виконати посадку на льодовий аеродром Антарктиди.

Силова установка представлена чотирма турбореактивними двигунами, підвішеними на пілонах під крилом. На перших серійних модифікаціях встановлювалися двигуни Д-30КП-1 тягою до 11000 кг, потім Д-30КП-2 тягою 12000 кгс. Дані двигуни дозволяють літаку летіти в діапазоні швидкостей 260-850 км/год, що з одного боку, забезпечує зручні умови повітряного

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		15

десантування, а з іншого боку, високу швидкість крейсерського польоту. В останніх модифікаціях літаків двигуни Д-30КП замінені на ПС-90А-76 тягою 14500 (3300) кгс на злітному (крейсерському) режимі. Двигуни забезпечені пристроями реверсування тяги, що дає можливість використовувати тягу двигунів в якості додаткового засобу гальмування літака при пробігу [4,5].

Загальний вид літака Іл-76 показаний на рис.1.4., а в таблиці 1.2 наведено основні ТТХ літака [4,5].



Рис. 1.4. Загальний вид Іл-76

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		16

Таблиця з основними ЛТХ літака Іл-76

Розмах крила	50,50 м
Довжина літака	46,59 м
Висота літака	14,76 м
Площа крила	300 м ²
Маса:	
спорядженого літака	88000 кг
максимальна злітна	157000 кг
корисного навантаження	43400-47000
Максимальна кількість палива	109480 л
Тип двигуну	4 ТРДД Д-30КП
Тяга	4 x 12000
Максимальна швидкість	850 км/год
Крейсерська швидкість	750-800 км/год
Перегінна дальність	7300 км
Практична дальність	5000 км
Практична стеія	12000 м
Екіпаж	6/7
Корисне навантаження	140 солдат або 128 парашутистів

– Airbus A400M — чотиримоторний турбогвинтовий військовий транспортний літак, що розробляється Airbus Military. Літак являє собою себе широкофюзеляжний моноплан з високорозташованим крилом, Т-подібним хвостовим оперенням і вантажний рампою в задній частині фюзеляжу. У конструкції передбачається широко використовувати композиційні матеріали, а також вузли і агрегати модульного типу.

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		17

Чотири турбогвинтових двигуна TP400-D6, вироблених компанією Europrop International. Електронно-цифрова система управління двигуном (FADEC), керуюча параметрами роботи двигуна для підтримки мінімальної витрати палива.

Композитні пропелери A400M, що мають вісім лопатей і діаметр 5,34 метра (є одними з найбільших в світі), попарно обертаються в протилежних напрямках.

Передбачуваний склад авіоніки літака включає сучасні радіолокаційну станцію, високоточну навігаційну систему, перспективні засоби відображення інформації в кабіні, в тому числі кольорові багатофункціональні індикатори та апаратуру відображення інформації на лобовому склі, а також систему вбудованого контролю, що, на думку розробників, може істотно знизити навантаження на екіпаж і скоротити його до двох осіб. Комплекси і системи авіоніки планується об'єднати мультиплексною шиною розподілу даних стандарту тисяча п'ятсот п'ятдесят-три В.

Обсяг вантажного відсіку близько 340 м³, що майже в 2 рази більше, ніж у існуючих літаків аналогічного призначення. Оснащений вантажний рампою, на якій можлива установка вантажів і техніки масою не менше 6 т. Це дозволить розміщувати всі основні зразки озброєння без попереднього розбирання, включаючи вертольоти АН-64, «Тигр», А. 129, «Пума» HHH-90, артилерійські знаряддя, в тому числі 203-мм гаубиці M110 (CAU), реактивні системи залпового вогню і бронетранспортери [6,7].

Загальний вид літака Airbus A400M показаний на рис. 1.5., а в таблиці 1.3 наведено основні ТТХ літака [6,7].

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		18



Рис. 1.5. Загальний вигляд Airbus A400M

Таблиця 1.3

Таблиця з основними ЛТХ літака Airbus A400M

Розмах крила	42,40 м
Довжина літака	45,10 м
Висота літака	14,70 м
Площа крила	221,5 м ²
Маса:	
пустого літака	70000 кг
максимальна злітна	141000 кг
Внутрішня кількість палива	50500 кг
Тип двигуну	4 ТВД Europrop International TP400-D6
Потужність	4 x 11000 к.с.
Максимальна швидкість	802 км/год
Крейсерська швидкість	780 км/год
Перегінна дальність	9260 км
Практична дальність	7220 км
Практична стеля	11280 км
Екіпаж	2-3
Корисне навантаження	120 солдат або 37000 кг або 41000 кг

Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ

Аркуш

19

1.3 Вибір літака-аналога для проектування елемента механізації

Виходячи з того, що найбільший приріст коефіцієнта підйомної сили дають щільові закрилки, я вирішив обрати для проектування двощільовий закрилок. За літак-аналог я обрав український літак короткого зльоту та посадки Ан-70, оскільки цей літак є гідним вітчизняним конкурентом до світових флагманів цього класу літаків, а також отримав певні теоретичні відомості по цьому літаку під час проходження практики на ДП Антонов. Напрацювання виконані в цьому дипломному проекті можна буде застосувати для оптимізації механізації Ан-70.

Загальна схема літака Ан-70, показано на рис. 1.6

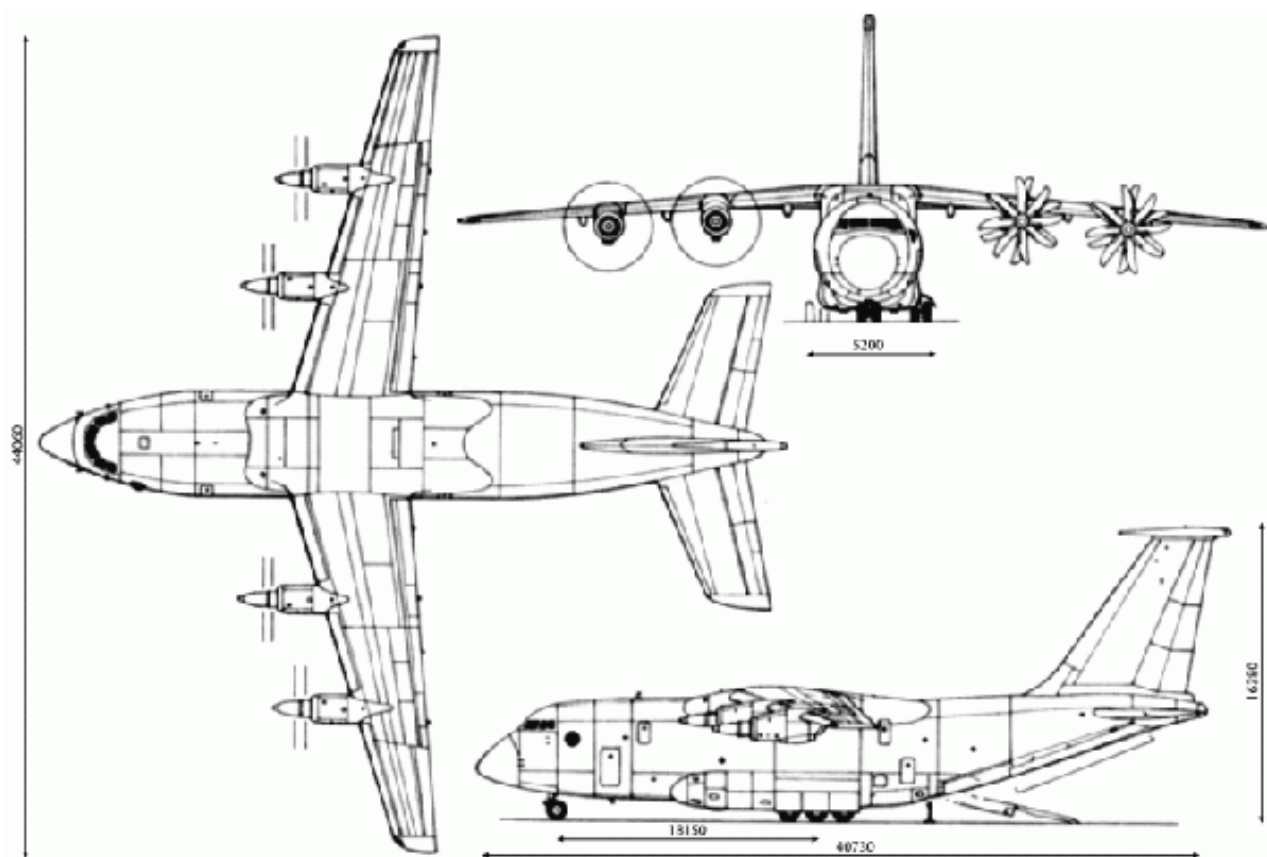


Рис. 1.6. Загальна схема літака Ан-70

Основні характеристики літака наведені в пункті 1.2 (див. таблицю 1.1).

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		20

1.4 Аналіз конструкції двощільового висувного закрилка

Конструкція висувного двощільового закрилка

Двощільовий закрилок є однощільовим закрилком, перед яким встановлений нерухомий профільований дефлектор (рис. 2.1.).

Дефлектор, як і власне закрилок, дюралюмінієвої конструкції і складається зі штампованих нервюр, обшитих тонким листом. За розмахом дефлектор ділиться на кілька частин, між якими розміщуються вузли і механізми підвіски «в» та управління закрилка. Окремі частини дефлектора з'єднані з закрилком за допомогою пресованих діафрагм.

Закрилок складається з лонжерона 6, поздовжньої стінки 9, хвостового профілю і штампованих нервюр. Зовні закрилок має гладку обшивку змінної товщини, в якій зроблені вирізи для кріплення кареток і розміщення напрямних рейок для їх підвіски, а також для кріплення шкворнів і гайок, гвинтових механізмів управління закрилка. Вузли кріплення кареток і шворнів штампують з легкого і міцного сплаву АК-6, а нервюри поблизу їх розміщення підсилені

Каретки є коробками, стінки яких штампують зі сплаву АК-6. Підстава коробки за допомогою вушок нерухомо з'єднане чотирма болтами з носком закрилка. На вільній консольній частині коробки прикріплені напрямні ролики, які спираються на нижній пояс направляючої рейки (монорейки).

Напрямні рейки виготовляють з легованої сталі по гвинтовій лінії. У перерізі вони представляють собою двотавр. Кожна рейка кріпиться до заднього лонжерона крила в трьох точках, що забезпечує повне защемлення і дозволяє сприймати всі навантаження, що припадають на нього з боку роликів кареток.

Закрилок переміщається по гвинтовій лінії, завдяки чому між закрилком і крилом утворюється щілина постійної відносної ширини за розмахом при будь-якому куті відхилення [1,8,9].

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
						21
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

час визначення аеродинамічних характеристик крила з механізацією все ще досить значний, що робить малоприматним такий підхід до вирішення багатопараметричного завдання проектування.

На етапі попереднього аеродинамічного проектування компоновки літака доцільно використовувати прості інженерні методи розрахунку. Вони засновані на напівемпіричних залежностях і коефіцієнтах, отриманих при обробці великої кількості даних, визначених у результаті розрахунку, трубного експерименту і при проведенні льотних випробувань. Застосування цих методів дозволяє швидко і з прийнятною точністю оцінити аеродинамічні характеристики крила з механізацією.

В основі інженерного методу розрахунку аеродинамічних характеристик крила з механізацією лежить припущення, що визначенню підлягають тільки їх збільшення, пов'язані з дією механізації, а характеристики в крейсерській конфігурації вважаються відомими. Передбачається також, що результат впливу того чи іншого фактора на аеродинамічні характеристики не залежить від інших факторів. Інакше кажучи, прирости, зумовлені різними причинами можна підсумувати. Наприклад, приріст максимального коефіцієнта підйомної сили крила при одночасному відхиленні механізації його передньої і задньої крайок представляється у вигляді суми приросту максимального коефіцієнта підйомної сили від відхилення закрилка і збільшення максимального коефіцієнта підйомної сили від відхилення передкрилка.

Проектування двощілинних закрилків. Основним принципом при проектуванні двощілинних закрилків є застосування принципу закрилка або передкрилка до однощілинного закрилка. Застосування принципу передкрилка призводить до двощілинного закрилку з дефлектором, що дозволяє збільшити критичний кут відхилень двощілинного закрилка в порівнянні з його значенням для однощілинного закрилка і збільшити його максимальну ефективність. Рекомендується наступне співвідношення хорд дефлектора і основної ланки: $b_D = (0,2 \dots 0,35)b_3$. Проектування профілю дефлектора пов'язано з обмеженнями розташуванню дефлектора в контурі вихідного профілю у прибраному

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
						23
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

положенні закрилка. Орієнтовні геометричні параметри профіля дефлектора:

$$C_{max}=(0,09\dots0,12), X_{Cmax}=(0,2\dots0,25)$$

$$f_{max}=(0,1\dots0,12), X_{fmax}=(0,4\dots0,5).$$

Взаємне розташування дефлектора і основної ланки закрилка визначається координатами x_2 , і h_2 , які змінюються в таких межах:

$$x_2= b_{ДC} \cos \delta_{Д} - (0,01\dots0,03), h_2=0,01.$$

Застосування принципу закрилка призводить до двоцілинного закрилка з «хвостиком», що дозволяє збільшити ефективність закрилка при однаковому з закрилком куті основної ланки. При заданих значеннях $\Delta C_{ya(z)(\alpha=0)}$ та $C_{ya\ max}$ багатоцілинні закрилки цього типу дозволяють мати більшу відстань від задньої кромки закрилка до землі, ніж одно- і багатоцілинні закрилки з дефлектором.

Рекомендуються наступні розміри ланок двоцілинних закрилків з хвостиком: $b_{хв}=(0,3\dots0,5)b_з$, $b_{оснз}=(0,5\dots0,7)b_з$. Оптимальна кінематика відхилення двохцілих закрилків така ж, як для одноцілинні закрилків [10].

Для розрахунку аеродинамічних характеристик буде використано програмне забезпечення PANSIM що дозволить виконати в ньому побудову аеродинамічної моделі крила літака з механізацією в злітному та посадковому положеннях та розрахувати аеродинамічні характеристики для вибору раціонального профілю для механізації.

Для виконання перевірки на міцність та розрахунок НДС буде використано програмний пакет Autodesk Inventor.

1.6. Постановка завдання

Метою даного ДП є спроектувати механізацію літака короткого зльоту та посадки. Я обрав проектування закрилків літака Ан-70. Для виконання цього проекту було поставлено такі задачі:

- Аналіз існуючих засобів механізації літаків короткого зльоту та посадки. Аналіз методів розрахунку засобів механізації. Постановка завдання.
- Розрахунок аеродинамічних характеристик закрилків.
- Розробка кінематичної моделі роботи системи закрилків.
- Перевірка на міцність та жорсткість елементів конструкції закрилків.

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
						24
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

- Розробка технічної документації.

Висновки до розділу

В даному розділі я проаналізував види засобів механізації літаків короткого злету та посадки, літаки аналоги даного типу та методи розрахунків засобів механізації. Також мною було виконано постановку завдання до нього.

Порівняльна таблиця 1.4 з основними льотно-технічними характеристиками обраних літаків аналогів наведена нижче [2,3,4,5,6,7].

Таблиця 1.4

Порівняльна таблиця основних ЛТХ літаків-аналогів

Літак	Ан-70	Іл-76	Airbus A400M
Розмах крила, м	44,06	50,50	42,40
Довжина, м	40,73	46,59	45,10
Висота, м	16,38	14,76	14,70
Площа крила, м ²	204	300	221,5
Вага пустого, кг	73000	88500	76500
Максимальна злітна маса, кг	130000	190000	141000
Крейсерська швидкість, км/год	700-750	750-800	780
Максимальна швидкість, км/год	800	850	802
Практична дальність, км	6600	7200	7220
Практична стеля, км	12000	12000	11280
Довжина розбігу, м	800	850	900
Довжина пробігу, м	600	450	650

Також в даному розділі було визначено вихідні дані для виконання ДП:

Характеристики літака короткого зльоту та посадки Ан-70.

Максимальна злітна маса $m_0 = 130000$ кг.

Площа крила $S = 204$ м².

Крейсерська швидкість $V_{кр} = 750$ км/год.

Площа закрилків $S_3 = 64,4$ м²

Крило трапецієвидне.

Профіль крила НАСА 2212.

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
						26
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

2. РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗАСОБІВ МЕХАНІЗАЦІЇ

2.1. Загальні відомості

Геометричні параметри b_3 , l_3 , ΔS і вид закрилків вибирають відповідно до тактико-технічними вимогами, висунутих до даного літаку, і необхідним значенням коефіцієнта максимальної підйомної сили крила. Рекомендуються наступні діапазони зміни основних геометричних параметрів закрилків:

$$0,2 \leq b_3 \leq 0,4,$$

$$0 \leq l_3 \leq 1,$$

$$0,3b_3 \leq d \leq 0,8b_3.$$

Схема розрахунку. Відомими параметрами є основні аеродинамічні характеристики крила в крейсерській конфігурації:

- залежність $C_{y\alpha}(\alpha)$;
- коефіцієнт підйомної сили при нульовому куті атаки $C_{y\alpha}(\alpha=0)$;
- значення похідної $C_{y\alpha}$ на лінійній ділянці залежності $C_{y\alpha}(\alpha)$;
- максимальний коефіцієнт підйомної сили $C_{y\alpha \max}$;
- критичний кут атаки $\alpha_{\text{крит}}$, Град

Приймаємо, що впливом відхилення механізації передньої кромки на лінійній ділянці кривої механізації передньої можна знехтувати, тобто вважаємо, що при $\alpha=0$ приріст коефіцієнта підйомної сили від передкрилка відсутній:

$$\Delta C_{y\alpha}(\text{пр})(\alpha=0)=0.$$

Таким чином, нахил кривої на всій її лінійній ділянці будемо характеризувати зміною похідною з $C_{y\alpha(z)}$ при таких припущеннях для побудови наближеної залежності необхідно визначити наступні величини:

- прирощення коефіцієнта підйомної сили при нульовому куті атаки $C_{y\alpha(z)(\alpha=0)}$;
- приріст максимального коефіцієнта підйомної сили при відхиленні закрилка $C_{y\alpha \max(z)}$;
- приріст критичного кута атаки [10]

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		27

2.2. Розрахунок аеродинамічних характеристик за допомогою програмного забезпечення

Аеродинамічний розрахунок буде виконуватись за допомогою програмного забезпечення PANSIM, що дозволить обрати раціональний профіль для закрилків літака Ан-70.

Спершу необхідно за відомими геометричними характеристиками крила літака, побудувати аеродинамічну модель при розрахункових режимах польоту, тобто при зльоті (відхилення ланок закрилку на $\delta_{31}=25^\circ$ $\delta_{32}=35^\circ$) та посадці (відхилення ланок закрилку на $\delta_{31}=35^\circ$ $\delta_{32}=55^\circ$).

В крилі літака Ан-70 використано аеродинамічний профіль NASA-2212 (рис.2.1). Геометричні та аеродинамічні характеристики наведено в таблицях 2.1 та 2.2.

Вважаємо, що профіль NASA-2212 вихідний профіль для закрилків літака короткого зльоту та посадки Ан-70.

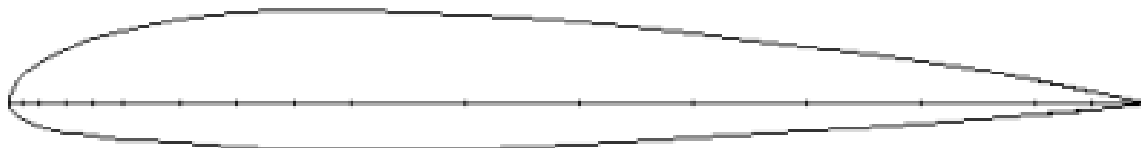


Рис.2.1. Профіль NASA-2212

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		28

Таблиця 2.1

Геометричні параметри профілю НАСА-2212

X	Y _в	Y _н
0	0	0
0,0125	0,0244	-0,0146
0,025	0,0335	-0,0196
0,05	0,0462	-0,0255
0,075	0,0555	-0,0289
0,1	0,0627	-0,0311
0,15	0,0725	-0,0344
0,2	0,0774	-0,0374
0,25	0,0793	-0,0394
0,3	0,0797	-0,0403
0,4	0,0768	-0,0392
0,5	0,0702	-0,0356
0,6	0,0607	-0,0305
0,7	0,0490	-0,0243
0,8	0,0352	-0,0174
0,9	0,0193	-0,0097
0,95	0,0105	-0,0056
1	0	0

Таблиця 2.2

Аеродинамічні характеристики профілю НАСА-2212

α°	C_y	C_x	C_m
-2	-0,012	0,0106	0,0280
0	0,122	0,0110	0,0568
2	0,257	0,0140	0,0872
4	0,390	0,0200	0,1188
6	0,530	0,0284	0,1532
8	0,669	0,0402	0,1874
10	0,808	0,0554	0,2200
12	0,938	0,0714	0,2510
14	1,058	0,0884	0,2770
16	1,175	0,1086	0,3020
18	1,170	0,1480	0,3240
20	1,163		

Аеродинамічні моделі для зльоту та посадки показані на рис. 2.2-2.3 та рис. 2.4-2.5 відповідно.

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		29

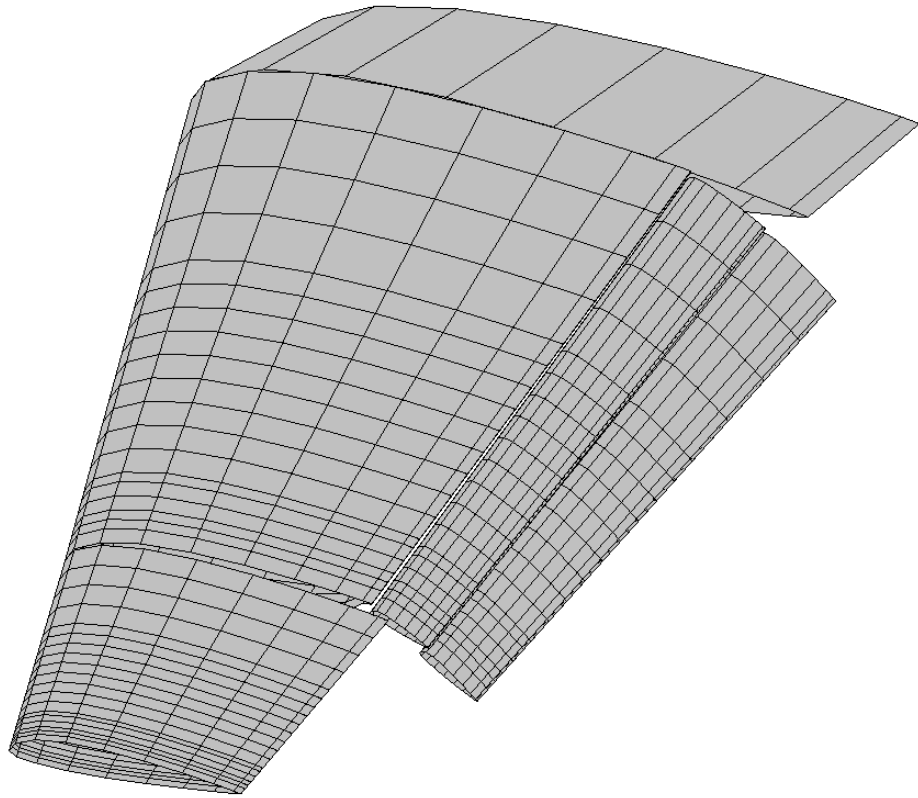


Рис.2.2. Аеродинамічна модель крила з механізацією зльоту

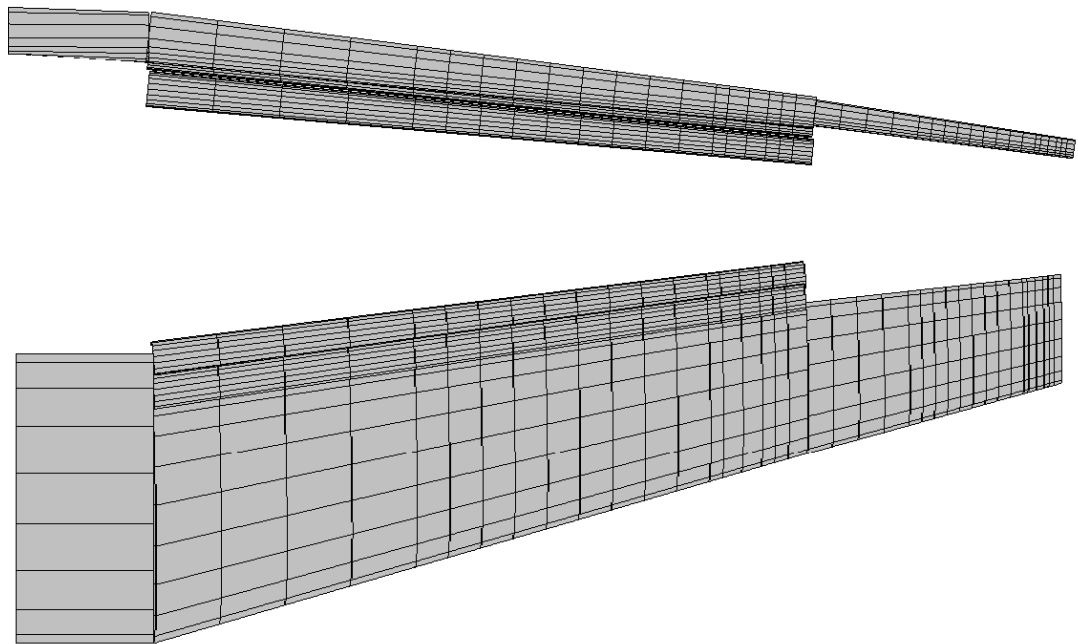


Рис.2.3. Аеродинамічна модель крила з механізацією зльоту

Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ

Аркуш

30

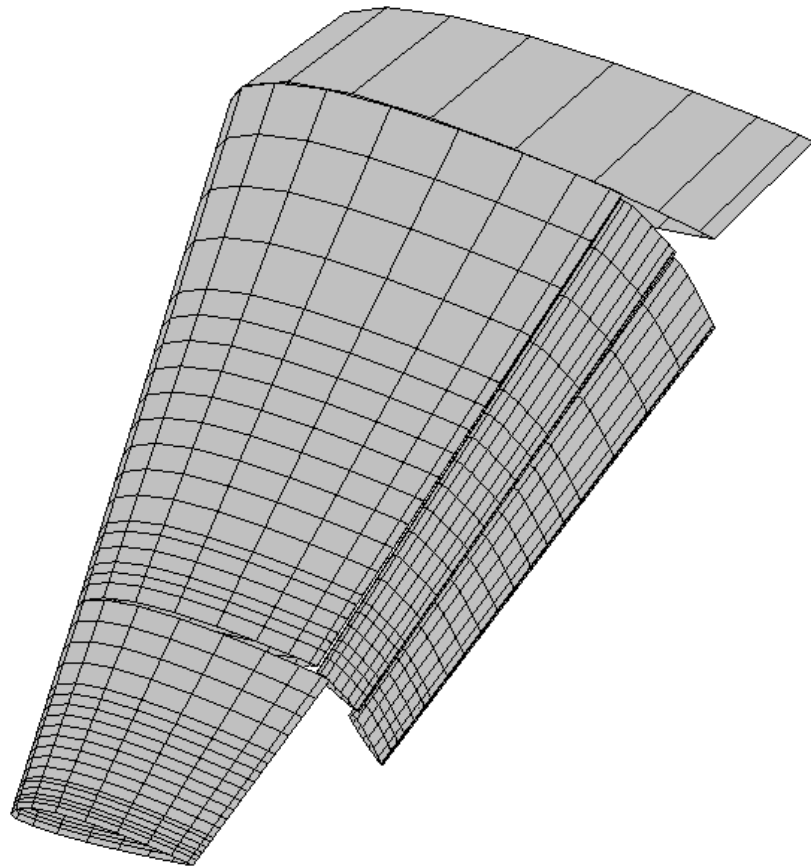


Рис.2.4. Аеродинамічна модель крила з механізацією посадки

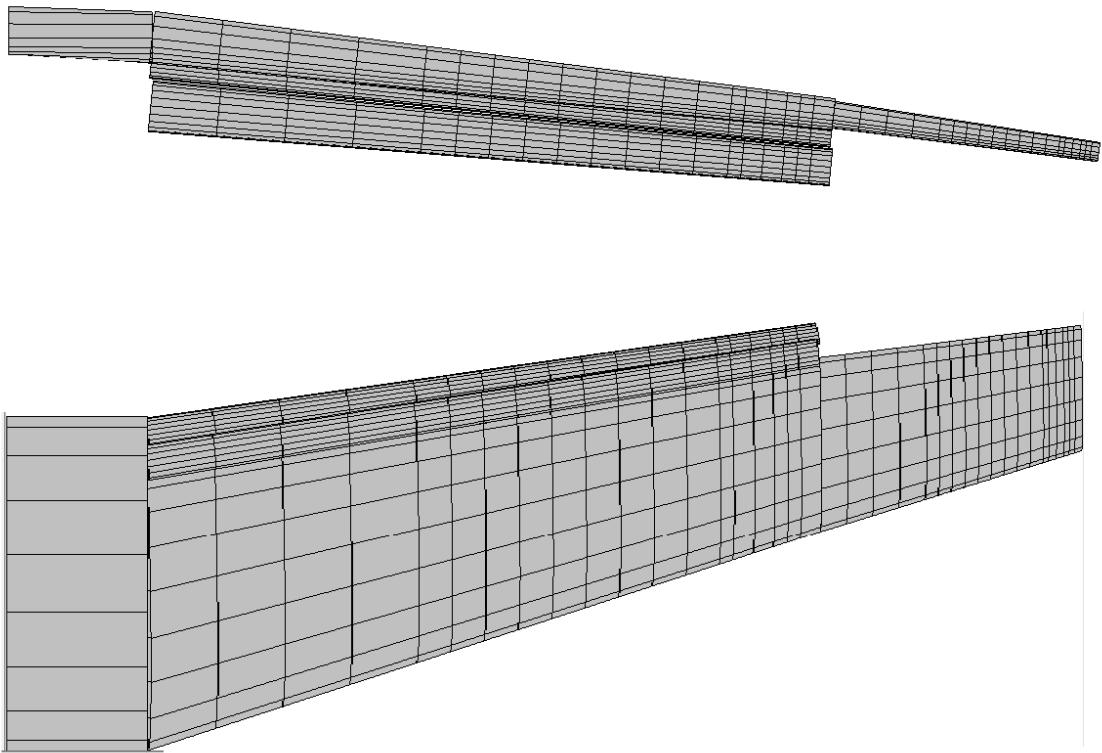


Рис.2.5. Аеродинамічна модель крила з механізацією посадки

Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ

Аркуш

31

Було обрано низку профілів закрилків для виконання продувок та отримання аеродинамічних характеристик. А саме:

- NACA-2212
- NACA-4212
- NACA-4215
- NACA-43012a
- NACA-63-415

Аеродинамічні характеристики для виконання порівняння профілів занесено в таблиці 2.3-2.7.

Таблиця 2.3

Аеродинамічні характеристики «Крило+закрилки» (NACA-2212)

Зліт			Посадка		
Alpha	C _{YV}	C _{XV}	Alpha	C _{YV}	C _{XV}
-5	1,2932	0,11179	-5	1,9891	0,27135
-4	1,4078	0,12333	-4	2,0938	0,28863
-3	1,5197	0,13671	-3	2,1977	0,30746
-2	1,6305	0,15178	-2	2,2955	0,32828
-1	1,7417	0,16837	-1	2,3956	0,34978
0	1,8497	0,18676	0	2,4982	0,37278
1	1,9497	0,20667	1	2,5797	0,398
2	2,0617	0,22752	2	2,6841	0,42208
3	2,1711	0,25082	3	2,772	0,45184
4	2,2658	0,27452	4	2,8746	0,47877
5	2,3638	0,30201	5	2,9752	0,50685
6	2,4774	0,32912	6	3,0656	0,53715
7	2,5834	0,35756	7	3,1533	0,56821
8	2,6834	0,38767	8	3,2393	0,60005
9	2,7811	0,41889	9	3,3194	0,63315
10	2,874	0,45105	10	3,3992	0,66582
11	2,9655	0,48426	11	3,4619	0,70045
12	3,0545	0,51889	12	3,5336	0,73329
13	3,1413	0,55321	13	3,6177	0,76578
14	3,2144	0,58766	14	3,69	0,80102
15	3,2997	0,62277	15	3,7595	0,83724

Таблиця 2.4

Аеродинамічні характеристики «Крило+закрилки» (НАСА-4412)

Зліт			Посадка		
Alpha	C _{YV}	C _{XV}	Alpha	C _{YV}	C _{XV}
-5	1,325	0,11593	-5	1,9884	0,26893
-4	1,439	0,12778	-4	2,0935	0,28623
-3	1,551	0,14146	-3	2,1973	0,30514
-2	1,6618	0,15685	-2	2,2953	0,32596
-1	1,7726	0,17372	-1	2,3952	0,34746
0	1,8813	0,19224	0	2,4987	0,37046
1	1,9798	0,21256	1	2,5799	0,39579
2	2,0935	0,2337	2	2,6847	0,41997
3	2,2012	0,25729	3	2,7731	0,44972
4	2,2957	0,2812	4	2,8758	0,47669
5	2,3945	0,30888	5	2,9764	0,50484
6	2,5124	0,33602	6	3,067	0,53535
7	2,6125	0,36505	7	3,1554	0,56648
8	2,7122	0,39535	8	3,2412	0,5984
9	2,8096	0,42677	9	3,3217	0,63173
10	2,9021	0,45913	10	3,4018	0,66453
11	2,9932	0,49249	11	3,4649	0,69921
12	3,082	0,5273	12	3,5366	0,7322
13	3,1684	0,56181	13	3,6201	0,76449
14	3,2419	0,59641	14	3,6924	0,79976
15	3,3254	0,63141	15	3,762	0,83608

Таблиця 2.5

Аеродинамічні характеристики «Крило+закрилки» (НАСА-4415)

Зліт			Посадка		
Alpha	C _{YV}	C _{XV}	Alpha	C _{YV}	C _{XV}
-5	1,3908	0,12294	-5	2,0614	0,27345
-4	1,504	0,13547	-4	2,1662	0,2915
-3	1,6168	0,14978	-3	2,2694	0,31128
-2	1,7275	0,16581	-2	2,3677	0,33265
-1	1,8381	0,18331	-1	2,4711	0,3546
0	1,9451	0,20259	0	2,5623	0,37952
1	2,0449	0,22339	1	2,6545	0,40456
2	2,1582	0,24509	2	2,7625	0,43041
3	2,256	0,26892	3	2,8565	0,4592
4	2,3627	0,29398	4	2,9587	0,48701
5	2,4681	0,32181	5	3,0508	0,51699
6	2,5771	0,34998	6	3,1419	0,54745
7	2,6779	0,37972	7	3,2305	0,57962

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		33

Таблиця 2.5 (продовження)

8	2,777	0,41055	8	3,3154	0,61224
9	2,8734	0,4424	9	3,3979	0,64651
10	2,9654	0,47528	10	3,4781	0,68013
11	3,0562	0,51006	11	3,5451	0,71429
12	3,1446	0,54436	12	3,6131	0,74963
13	3,2199	0,57873	13	3,6858	0,78207
14	3,304	0,6148	14	3,7647	0,81706
15	3,3868	0,64991	15	3,834	0,85414

Таблиця 2.6

Аеродинамічні характеристики «Крило+закрилки» (НАСА-43012а)

Зліт			Посадка		
Alpha	C _{YV}	C _{XV}	Alpha	C _{YV}	C _{XV}
-5	1,3378	0,11355	-5	2,0253	0,26551
-4	1,4515	0,1256	-4	2,1303	0,28328
-3	1,5643	0,13945	-3	2,2336	0,30281
-2	1,6753	0,15501	-2	2,3323	0,32399
-1	1,7865	0,17214	-1	2,4361	0,34597
0	1,8939	0,19106	0	2,5266	0,37043
1	1,9943	0,21153	1	2,6068	0,39906
2	2,1069	0,23289	2	2,7254	0,42031
3	2,2063	0,25632	3	2,8176	0,45072
4	2,3116	0,281	4	2,9181	0,47824
5	2,4159	0,30919	5	3,0172	0,50714
6	2,5289	0,33641	6	3,1093	0,53767
7	2,6303	0,36596	7	3,1979	0,5696
8	2,7294	0,3965	8	3,2829	0,60218
9	2,8271	0,42821	9	3,3649	0,63622
10	2,9198	0,46092	10	3,4456	0,66975
11	3,0113	0,49464	11	3,5121	0,70398
12	3,1004	0,52961	12	3,5811	0,73894
13	3,1869	0,56445	13	3,664	0,77178
14	3,261	0,59951	14	3,7361	0,80727
15	3,3456	0,6353	15	3,8057	0,84433

Аеродинамічні характеристики «Крило+закрилки» (НАСА-63-415)

Зліт			Посадка		
Alpha	CYV	CXV	Alpha	CYV	CXV
-5	1,3238	0,11637	-5	2,0139	0,27044
-4	1,4377	0,12817	-4	2,1184	0,28788
-3	1,5497	0,1418	-3	2,2223	0,30691
-2	1,6604	0,15715	-2	2,3201	0,32784
-1	1,7713	0,17396	-1	2,4213	0,34944
0	1,8799	0,19242	0	2,512	0,3735
1	1,9784	0,21269	1	2,6036	0,39786
2	2,0922	0,23381	2	2,7084	0,4224
3	2,1998	0,25731	3	2,7966	0,45207
4	2,2941	0,28116	4	2,8989	0,47929
5	2,3929	0,30876	5	2,9984	0,50755
6	2,5108	0,33586	6	3,0897	0,53812
7	2,6109	0,36481	7	3,1775	0,56918
8	2,7106	0,39505	8	3,263	0,60127
9	2,8079	0,42641	9	3,3434	0,63477
10	2,9004	0,45869	10	3,4233	0,66765
11	2,9916	0,49199	11	3,5002	0,70101
12	3,0803	0,52673	12	3,5576	0,73554
13	3,1666	0,56117	13	3,6402	0,76776
14	3,2402	0,59569	14	3,7123	0,80281
15	3,3235	0,63012	15	3,7813	0,83927

Отримані значення використаємо для розрахунку значення аеродинамічної досконалості К (таблиця 2.8-2.9)

Аеродинамічна досконалість компоновки «Крило+закрилки» при зльоті

Alpha	2212	4212	4215	43012a	63-415
	К				
-5	11,56812	11,42931	11,31284	11,78159	11,37578
-4	11,4149	11,26154	11,10209	11,55653	11,21713
-3	11,11623	10,96423	10,7945	11,21764	10,92877
-2	10,74252	10,59484	10,41855	10,80769	10,5657
-1	10,34448	10,20378	10,02728	10,37818	10,18223
0	9,904155	9,786205	9,601165	9,912593	9,769774
1	9,43388	9,314076	9,153946	9,427977	9,301801
2	9,061621	8,958066	8,805745	9,04676	8,948291

Таблиця 2.8 (продовження)

3	8,656008	8,555327	8,389112	8,6076	8,549221
4	8,253679	8,16394	8,036941	8,226335	8,159411
5	7,826893	7,752202	7,669432	7,813642	7,750032
6	7,527346	7,476936	7,363564	7,517315	7,475734
7	7,225081	7,156554	7,052302	7,187398	7,156876
8	6,921867	6,86025	6,764097	6,883733	6,86141
9	6,639213	6,583406	6,495027	6,602134	6,584977
10	6,371799	6,320868	6,239269	6,334722	6,323225
11	6,123776	6,077687	5,991844	6,087862	6,080611
12	5,886604	5,84487	5,776692	5,854119	5,847968
13	5,678314	5,639629	5,563734	5,646027	5,642853
14	5,469829	5,43569	5,374105	5,439442	5,439406
15	5,298425	5,266625	5,211183	5,266173	5,274392

Таблиця 2.9

Аеродинамічна досконалість компоновки «Крило+закрилки» при посадці

Alpha	2212	4212	4215	43012a	63-415
	К				
-5	7,330385	7,393746	7,53849	7,627961	7,446753
-4	7,25427	7,314048	7,431218	7,520121	7,358622
-3	7,147922	7,200957	7,290542	7,376243	7,240885
-2	6,992506	7,041662	7,117691	7,198679	7,076928
-1	6,848876	6,893455	6,968697	7,041362	6,929087
0	6,70154	6,744858	6,751423	6,820722	6,725569
1	6,481658	6,518356	6,561449	6,632351	6,54401
2	6,359221	6,392599	6,418299	6,484262	6,411932
3	6,134915	6,166281	6,220601	6,251331	6,18621
4	6,004136	6,032852	6,075235	6,101748	6,048321
5	5,869981	5,895729	5,901081	5,949442	5,907595
6	5,707158	5,728962	5,739154	5,782915	5,741656
7	5,549533	5,570188	5,573479	5,614291	5,582593
8	5,398383	5,416444	5,415197	5,451692	5,426847
9	5,242676	5,258101	5,255758	5,288894	5,267105
10	5,105284	5,119107	5,113875	5,144606	5,127387
11	4,942394	4,95545	4,96311	4,98892	4,993081
12	4,81883	4,830101	4,819844	4,846266	4,836719
13	4,724203	4,735314	4,712877	4,747467	4,741325
14	4,606627	4,616885	4,607618	4,628067	4,624133
15	4,490349	4,499569	4,488726	4,507361	4,505463

На рис. 2.6-2.9 зображено поляри та залежність аеродинамічної досконалості від кута атаки.



Рис.2.6. Поляри в посадковій конфігурації

Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ

Аркуш

37

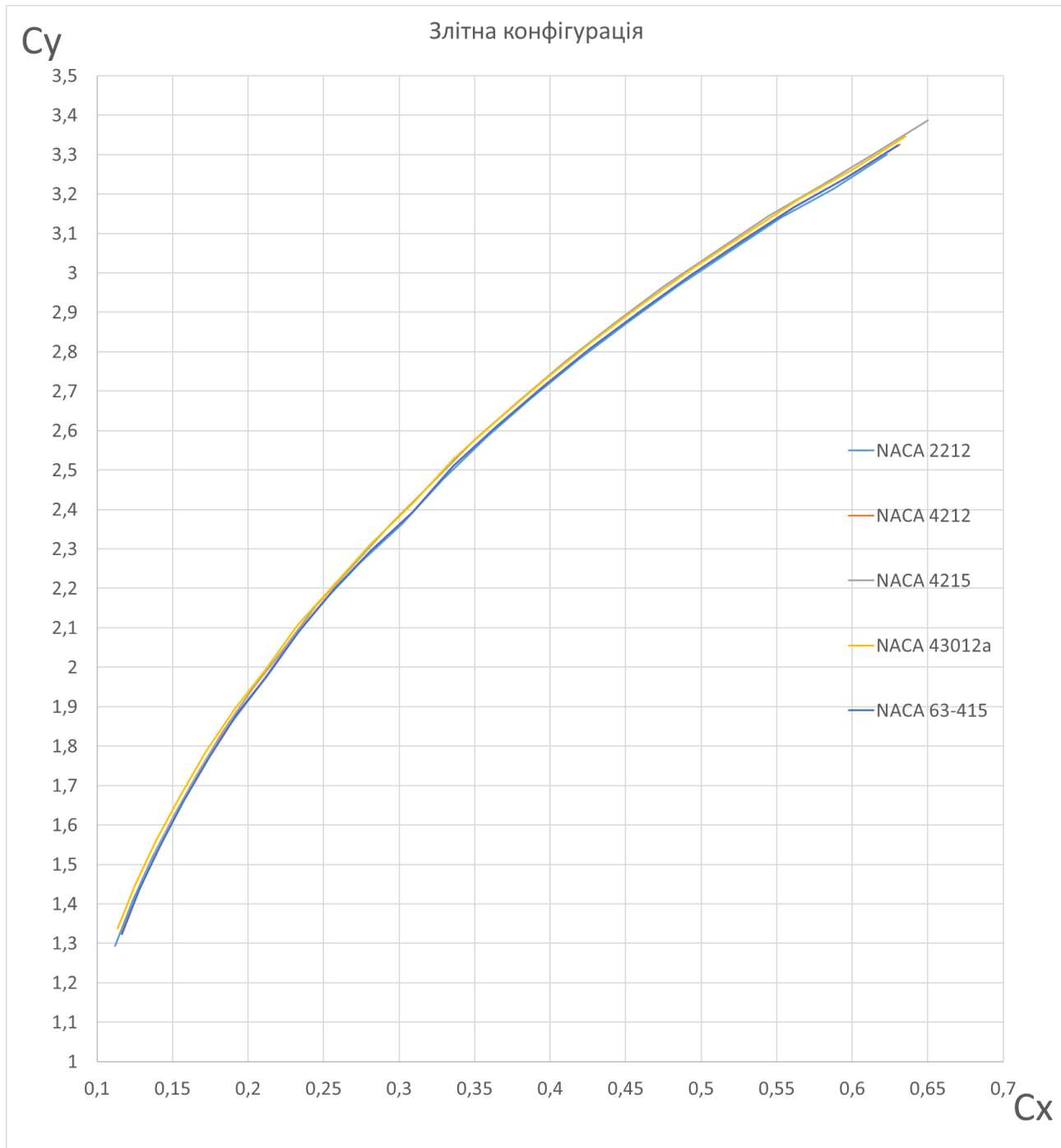


Рис.2.7. Поляри у зльотній конфігурації

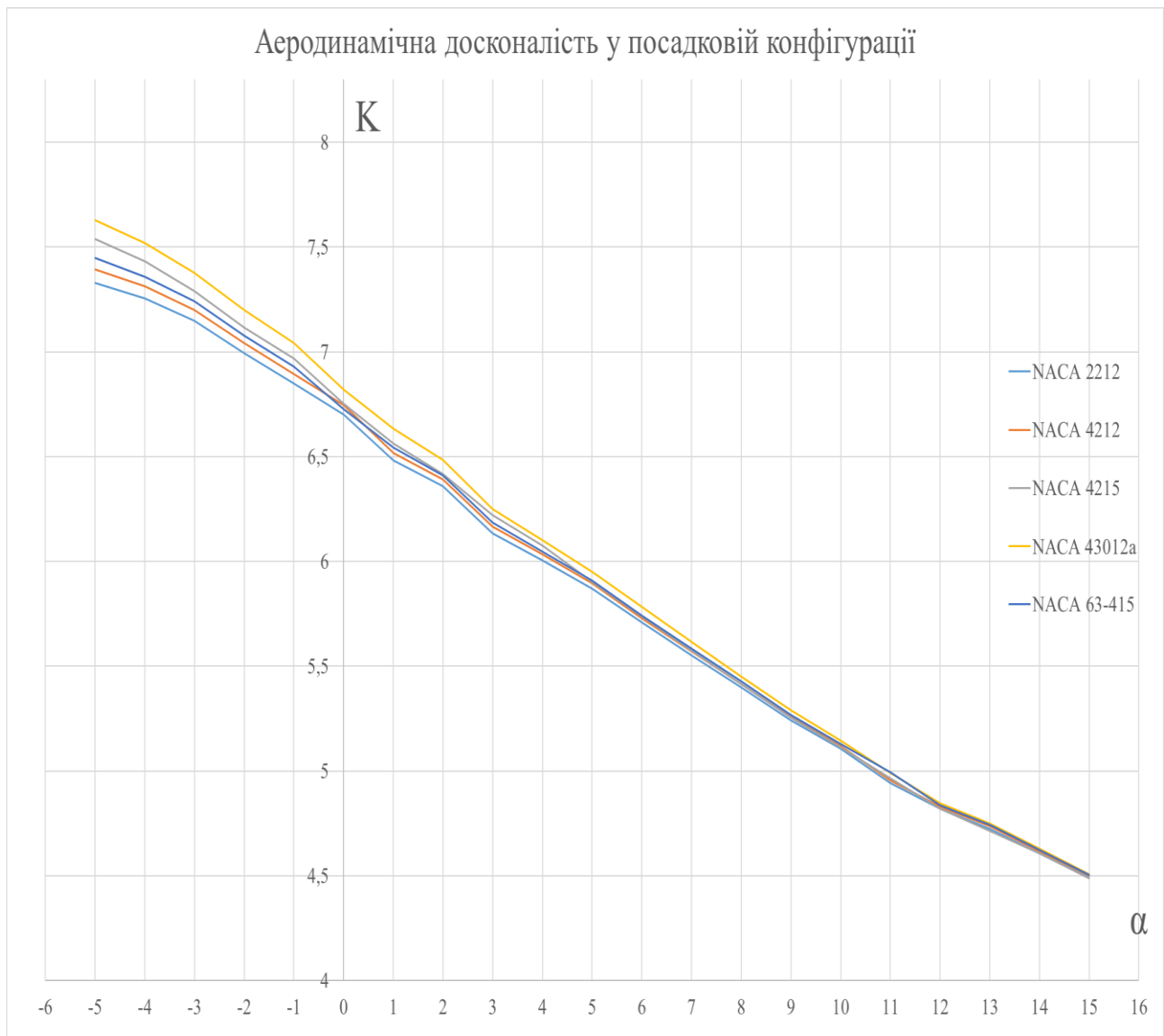


Рис.2.8. Аеродинамічна досконалість у посадковій конфігурації

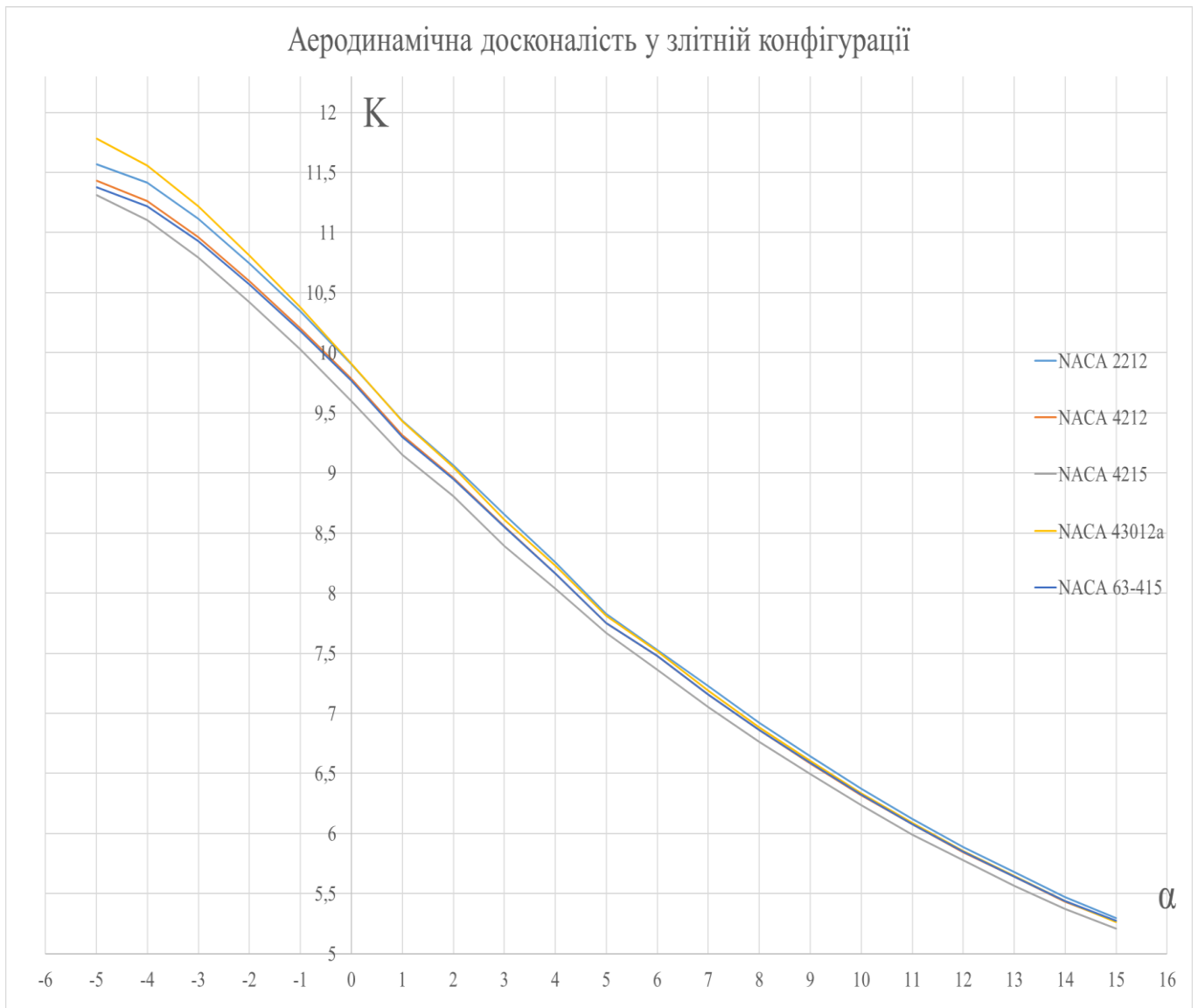


Рис.2.9. Аеродинамічна досконалість у зльотній конфігурації

За результатами дослідження раціонально вибрати профіль NACA-43012a, оскільки він дає найбільшу аеродинамічну досконалість, порівняно з розглядуваними.

На основі отриманих даних про профіль NACA-43012a у використанні в якості профілю для механізації я виконав аеродинамічний розрахунок крила з двоцільовим закрилком з дефлектором. Залежність аеродинамічної досконалості від кута атаки вихідних профілів NACA-43012a та NACA-2212 звичайного

закрилку а також профілю НАСА-43012а використаного в закрилку з дефлектором показана на рис. 2.10 та рис. 2.11.

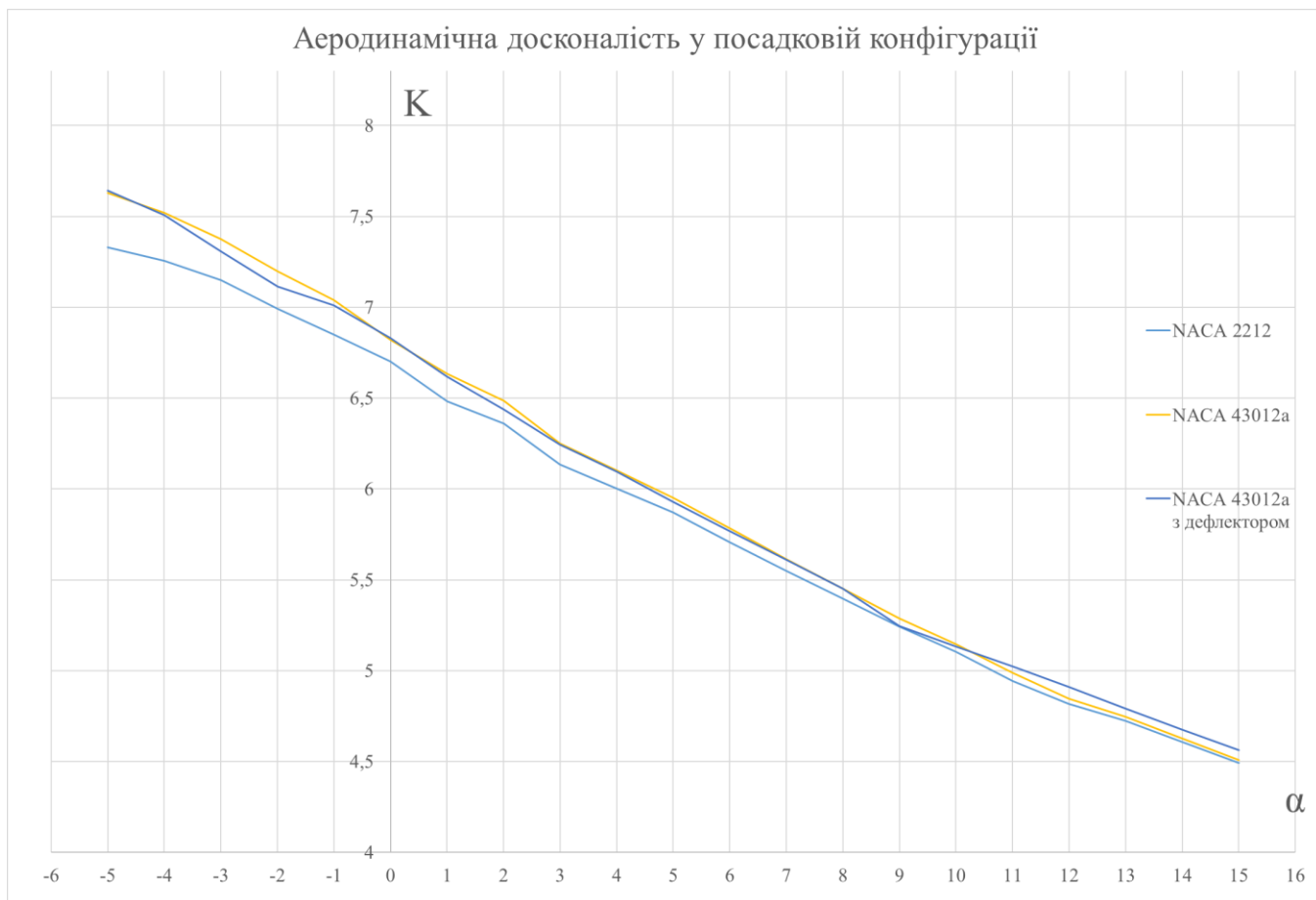


Рис.2.10. Порівняльна діаграма аеродинамічної досконалості механізації з дефлектором з профілем НАСА-43012а та профілів НАСА-43012а та НАСА-2212 у звичайному щільовому закрилку у посадковій конфігурації

Аеродинамічна досконалість у злітній конфігурації

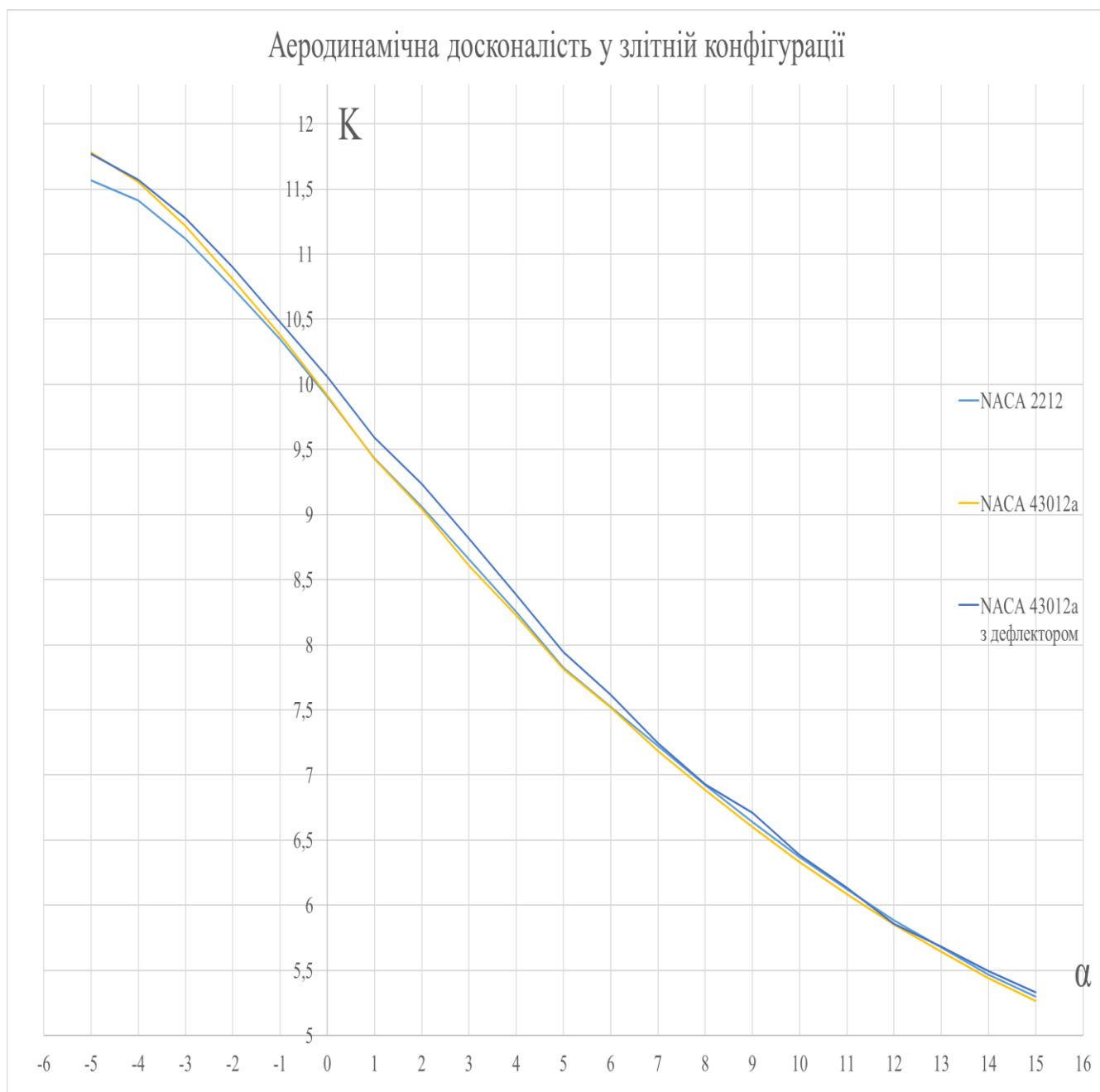


Рис.2.11. Порівняльна діаграма аеродинамічної досконалості механізації з дефлектором з профілем НАСА-43012а та профілів НАСА-43012а та НАСА-2212 у звичайному щільовому закрилку у злітній конфігурації

Дані до рис.2.10 показані в таблиці 2.10

Таблиця 2.10

Аеродинамічна досконалість компоновки «Крило+закрилки» при посадці з використанням механізації з дефлектором з профілем НАСА-43012а та профілів НАСА-43012а та НАСА-2212 у звичайному щільовому закрилку у посадковій конфігурації

Alpha	43012аДеф	2212	43012а
-5	7,642654	7,330385	7,627961
-4	7,507607	7,25427	7,520121
-3	7,306421	7,147922	7,376243
-2	7,114972	6,992506	7,198679
-1	7,009608	6,848876	7,041362
0	6,83107	6,70154	6,820722
1	6,61843	6,481658	6,532351
2	6,43686	6,359221	6,484262
3	6,243998	6,134915	6,251331
4	6,097548	6,004136	6,101748
5	5,929929	5,869981	5,949442
6	5,765842	5,707158	5,782915
7	5,608391	5,549533	5,614291
8	5,452262	5,398383	5,451692
9	5,245795	5,242676	5,288894
10	5,13384	5,105284	5,144606
11	5,022103	4,942394	4,98892
12	4,912221	4,81883	4,846266
13	4,791789	4,724203	4,747467
14	4,674518	4,606627	4,628067
15	4,562101	4,490349	4,507361

Дані до рис.2.11 показані в таблиці 2.11

Таблиця 2.11

Аеродинамічна досконалість компоновки «Крило+закрилки» при посадці з використанням механізації з дефлектором з профілем НАСА-43012а та профілів НАСА-43012а та НАСА-2212 у звичайному щільовому закрилку у злітній конфігурації

Alpha	43012аДеф	2212	43012а
-5	11,76593	11,56812	11,78159
-4	11,56984	11,4149	11,55653
-3	11,27495	11,11623	11,21764
-2	10,89633	10,74252	10,80769
-1	10,47746	10,34448	10,37818
0	10,05523	9,904155	9,912593
1	9,594115	9,43388	9,427977
2	9,238031	9,061621	9,04676
3	8,816906	8,656008	8,6076
4	8,381622	8,253679	8,226335
5	7,946196	7,826893	7,813642
6	7,620323	7,527346	7,517315
7	7,243602	7,225081	7,187398
8	6,926448	6,921867	6,883733
9	6,708301	6,639213	6,602134
10	6,386077	6,371799	6,334722
11	6,133321	6,123776	6,087862
12	5,859668	5,886604	5,854119
13	5,68069	5,678314	5,646027
14	5,497057	5,469829	5,439442
15	5,33288	5,298425	5,266173

На основі отриманих даних можна зробити висновок, що схема закрилку з дефлектором при використанні профілю НАСА-43012а є кращою, за звичайний закрилок. В подальших розділах ДП приймаємо для розробки схему закрилку з дефлектором.

Висновки до розділу

Виконано дослідження низки профілів серії НАСА та обрано найраціональніший з них, що найкраще задовольняє вимоги до механізації крила літака. Обрано профіль закрилків НАСА-43012а за найкращий показник

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
						44
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		

аеродинамічної досконалості на необхідних режимах польоту. Виконано аеродинамічний розрахунок закрилку з дефлектором та прийнято до подальшої розробки саме таку конструктивну схему.

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		45

3. РОЗРОБКА КОНСТРУКЦІЇ ЕЛЕМЕНТІВ МЕХАНІЗАЦІЇ ТА СИСТЕМИ ВИПУСКУ ЗАКРИЛКІВ

3.1 Загальні положення

Конструкція щілинного закрилка з дефлектором включає в себе конструкцію власне закрилка, дефлектора, кареток і підйомників.

Дефлектор - це профільована частина закрилка, встановлена нерухомо перед носком закрилка і утворює щілину перед ним. При відхиленні закрилка між хвостовою частиною крила, дефлектором і закрилком утворюється подвійна профільована щілина, чим в значній мірі і пояснюється висока ефективність таких закрилків і можливість отримання високих значенні $C_{ya \max}$.

Лонжерон – у вигляді двопоясної балки. На ньому, як основному силовому елементі закрилка, встановлюються кронштейни для кріплення кареток і підйомників.

Каретки складаються з двох штампованих рам, з'єднаних болтами. Між ними на осях встановлюються голчасті підшипники, які при висуненні закрилків котяться по полицях монорейки.

Монорельс являє собою вигнутий у формі дуги кола сталевий двотавровий профіль. Поверхні полиць монорельса шліфуються і хромуються. На ньому є вушко під болт для кріплення до кронштейну, встановленим на стику посиленою нервюри і заднього лонжерона крила, і вузол для кріплення монорейки до підкосів і вушко для кріплення підкоса. Описані конструкції кареток і рейок набули широкого поширення як найбільш прості і надійні. Дефлектор складається з діафрагм, обшивки і кінцевого стрингера. Діафрагми – з листового матеріалу у вигляді стінок з поясом по контуру. Опори дефлектора складаються зі стінок з кутиковими профілями зверху і знизу і служать для кріплення дефлектора на закрилку.

Гвинтові підйомники, які отримують привід від трансмісії і пов'язані з закрилком через кронштейни на його лонжероні, служать для керування випуском і прибиранням закрилків. Другою опорою підйомників є вузли на стику посиленої нервюри і заднього лонжерона (стінки) крила.

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		46

Вали трансмісії приводяться в обертальний рух від гідроприводу. Простіше за конструкцією навішування закрилка з дефлектором на виносних кронштейнах, але додатковий опір погіршує економічність літака на крейсерському режимі польоту [1].

3.2 Навантаження та особливості конструкції засобів механізації

Навантаження. У невідхиленому положенні щитки, закрилки і передкрилки навантажуються як частина крила. У випущеному положенні величина повітряної навантаження на них встановлюється за нормами міцності в залежності від кута відхилення і розмірів хорди агрегату. Сила, яка припадає на закрилок (щиток), визначається за формулою

$$P_z = c_n S_z q,$$

де c_n – коефіцієнт нормальної сили, який визначається з продувок або за нормами міцності;

S_z – площа закрилка;

q – швидкісний напір, який визначається по максимальній швидкості польоту, при якій дозволяється випуск закрилків, або за швидкістю $V=(1,2 \dots 1,3) V_{\min}$ коло землі.

В приблизних розрахунках можна приймати c_n 4,5-6 для багатоцільових і 5-7 для закрилків зі здувом прикордонного шару. Для систем із зовнішнім обдувом максимальні навантаження діють в перетинах закрилка, розташованих поблизу осі двигуна. Тут для закрилка, розташованого безпосередньо біля крила, коефіцієнт c_n , може сягати 10-12, а для середнього та зовнішнього – 30 і більше в залежності від параметрів закрилка і характеристик двигуна. В останньому випадку при розрахунку міцності потрібно враховувати і нагрів закрилка від струменя двигуна, температура в якій може досягати декількох сотень градусів [11].

3.3 Силовий розрахунок монорельса

Розрахуємо навантаження що діють на секцію кореневого закрилку [12]:

$$P_{z1} = c_n S_{z1} q = 4,5 \cdot 12,237 \cdot 4540 = 250,002 \text{ кН}$$

$$P_{z2} = c_n S_{z2} q = 4,5 \cdot 4,525 \cdot 4540 = 91,6 \text{ кН}$$

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		47

Величина швидкісного напору:

$$q = \rho V / 2 = \frac{1,225 \cdot 86,1^2}{2} = 4540 \text{ кг/(м} \cdot \text{с}^2)$$

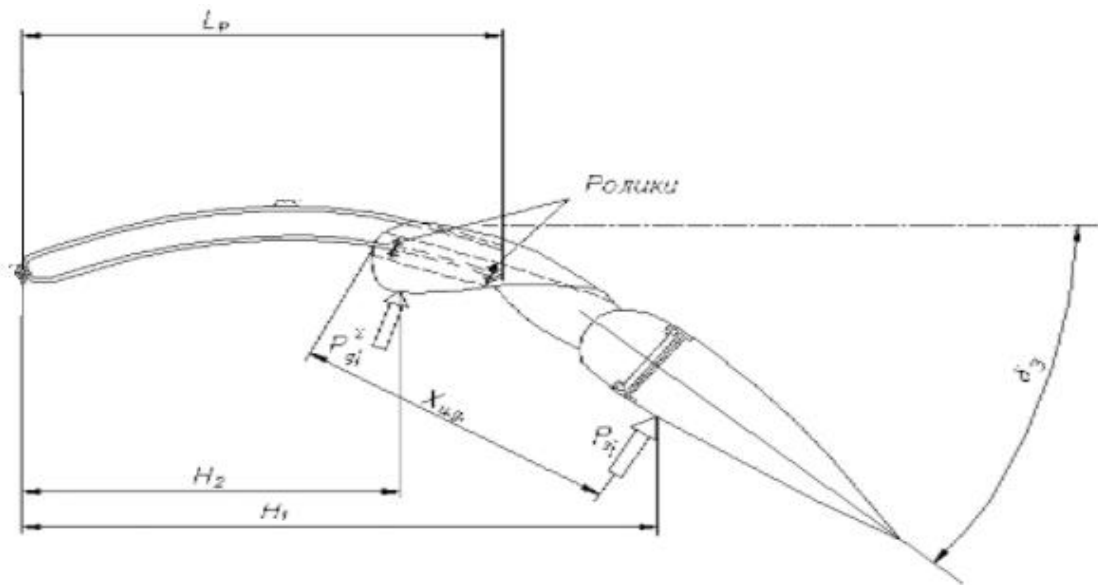


Рис.3.1. Розрахункова схема монорельса

Розрахуємо згинальний момент, що діє на монорельс за формулою

$$M_{зг} = P_3 \cos \delta_3 (0,75 l_p + X_{u.m.3} \cos \delta_3) + 0,875 P_{\partial} \cos \delta_{\partial} \cdot l_p$$

де l_p – довжина рельса

$$l_p = 0,7 \cdot b_{cp} = 1,61 \text{ м}$$

Розглянемо, як більш навантажений випадок зльоту

$$M_{зг зл} = 250,002 \cdot \cos 35^{\circ} \cdot (0,75 \cdot 1,61 + 1,679 \cdot 0,4 \cdot \cos 35^{\circ}) + 0,875 \cdot 91,63 \cdot \cos 25^{\circ} \cdot 1,61 = 436,9366 \text{ кН} \cdot \text{м}$$

$$M_{зг рельс} = \frac{M_{зг зл}}{2} = 218,4683 \text{ кН} \cdot \text{м}$$

Беремо матеріал сталь 30ХГСА $\sigma_B = 1080 \text{ МПа}$

$$W_p = M_{зг рельс} / \sigma_B = 202,3 \text{ см}^3$$

Обираємо з сотраменту найбільший ближчий необхідний двотавр, за отриманими даними обираємо двотавр профілем №22.

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		48

Геометричні розміри обраного двотавра:

$h=220$ мм

$b=110$ мм

$d=5,4$ мм

$t=8,7$ мм

$A=30,6$ см²

$W_p=232$ см³

$a=502$ мм

$l_p=1610$ мм

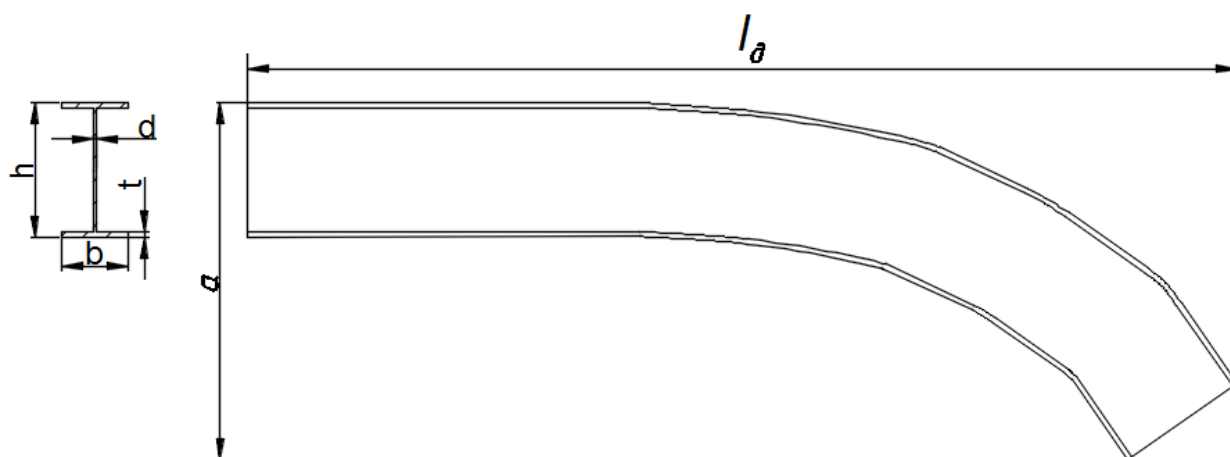
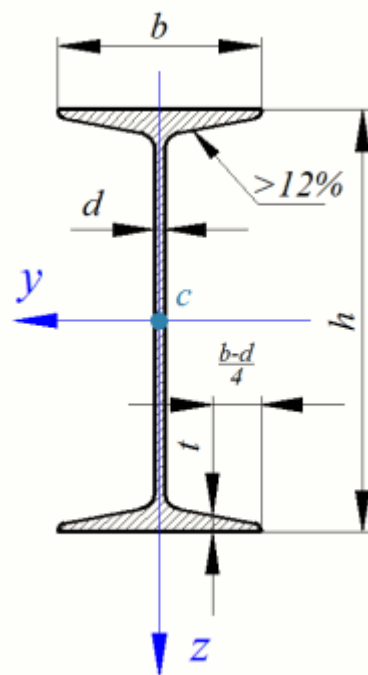


Рис.3.2. Конструктивна схема монорельса

Форму обираємо такою, щоб механізація мала можливість займати необхідне положення відхилення а саме 35°, 55°.

Висновки по розділу

В цьому розділі я більш детально розглянув конструкцію двоцільових закрилків та принципи їх навантаження, розрахував навантаження що сприймає монорельс під час експлуатації, підібрав необхідні геометричні параметри двотавра задля забезпечення умов міцності та стійкості та забезпечення надійної роботи елементів механізації літака Ан-70.

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		49

Геометричні розміри обраного двотавра:

$h=220$ мм

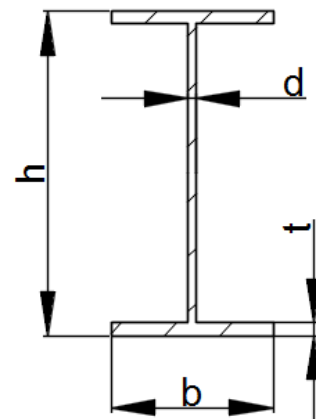
$b=110$ мм

$d=5,4$ мм

$t=8,7$ мм

$A=30,6$ см²

$W_p=232$ см³



Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ

Аркуш

50

4. РОЗРОБКА КІНЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ РОБОТИ СИСТЕМИ МЕХАНІЗАЦІЇ КРИЛА

4.1 Загальні відомості

У забезпеченні необхідної траєкторії руху механізації крила найважливішу роль відіграє кінематика. Кінематична система зображена на рис. 4.1.

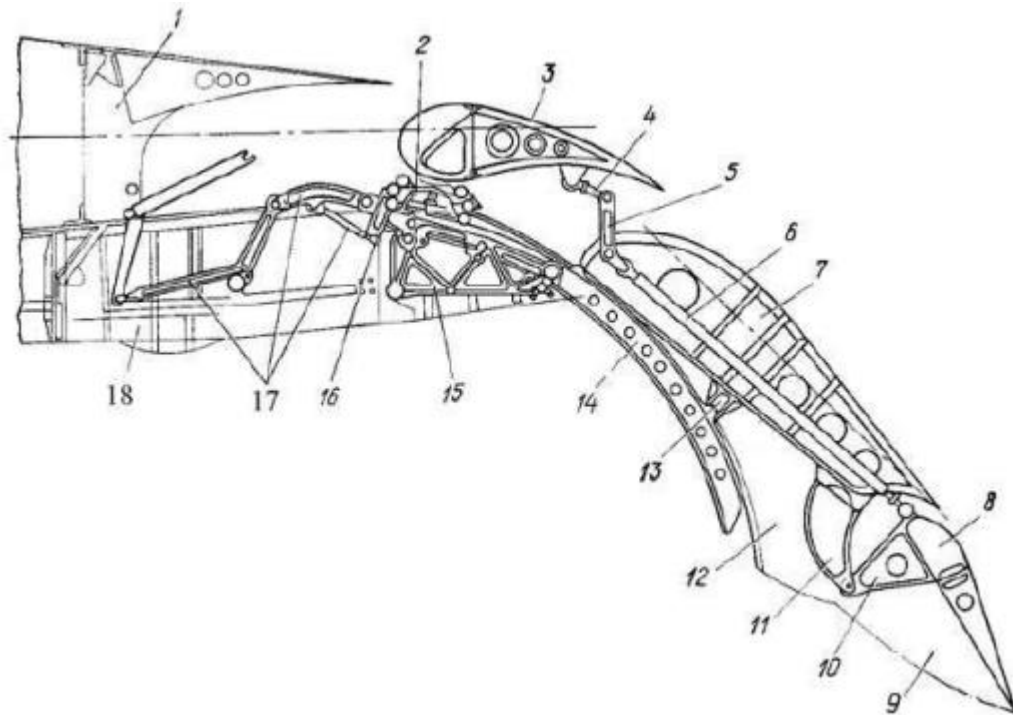


Рис. 4.1. Кінематичної схема закрилка: 1 - хвостова частина крила; 2 - каретка дефлектора; 3 - дефлектор; 4,6 - тяги механізму розсування закрилка; 5 - качалка механізму розсування закрилка; 7 - середня частина закрилка; 8 - хвостик закрилка; 9 - задня частина обтічника; 10, 11 - кронштейни підвіски хвостика закрилка; 12 - передня частина обтічника; 13 - кронштейн кріплення рейки закрилка; 14 - рейок закрилка; 15 - каретка підвіски закрилка; 16 - важіль каретки дефлектора; 17 - елементи механізму розсування закрилка; 18 - балка механізму закрилка.

Середня частина закрилка 7, закріплена на монорейці 14 приводиться в рух гвинтовим підйомником. Монорельс виконаний з певним радіусом, який забезпечує необхідну траєкторію. дефлектор 3 закріплений на каретці дефлектора 2 і з'єднаний за допомогою тяг і важелів 4,5, 6. Хвостик закрилка 8 закріплений на кронштейнах 10, 11. Механізм закрилка з монорельсом

Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ

Аркуш

51

обкатується по каретці підвіски закрилка 15. Складання всього механізму в крило відбувається за рахунок елементів механізму розсування 16,17.

4.2 Проектування кінематичної моделі

Мій механізм системи випуску закрилків повинен поетапно відхилятися на 35° , 55° відносно горизонту.

За вихідні дані обираємо спроектований в попередньому розділі монорельс.

- 1) Закрилок в прибраному положенні показаний на рис. 4.2.

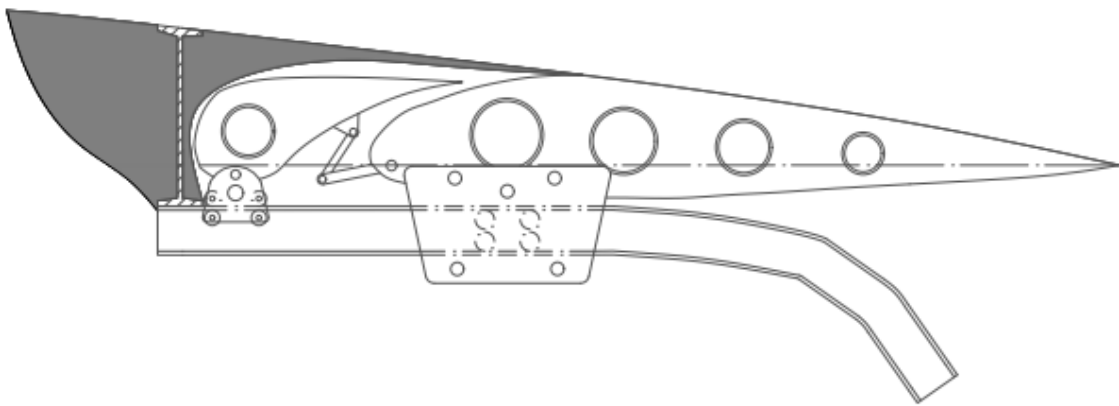


Рис.4.2. Закрилок в прибраному положенні

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		52

2) Закрилок відхилений у положення 35° відносно горизонту показано на рис. 4.3.

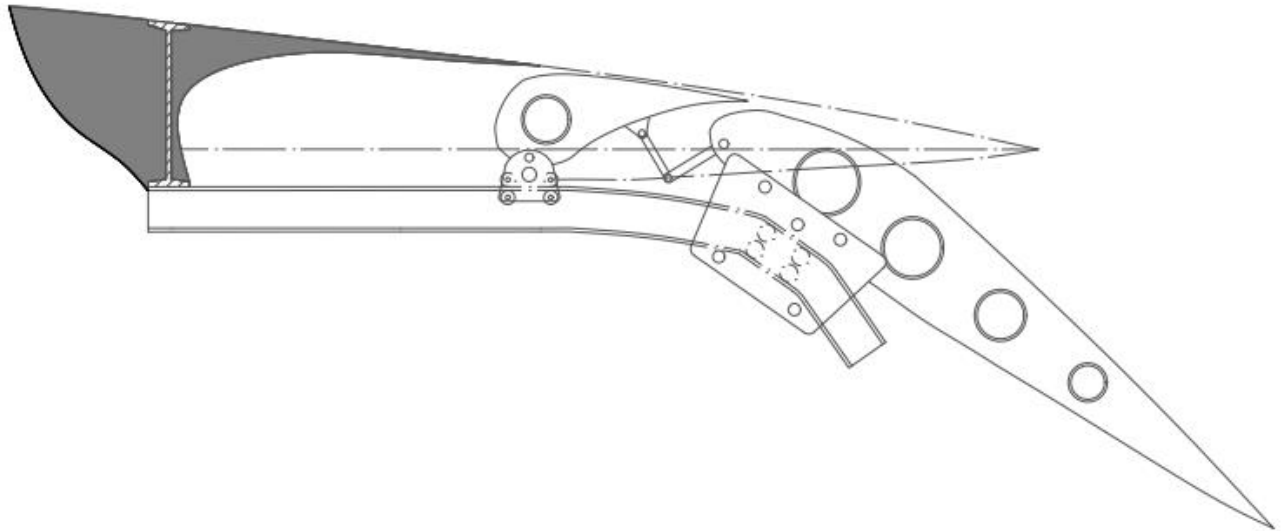


Рис.4.3. Закрилок відхилений у положення на 35°

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		53

3) Закрилло відхилене у максимальне положення 55° відносно горизонту показано на рис. 4.4.

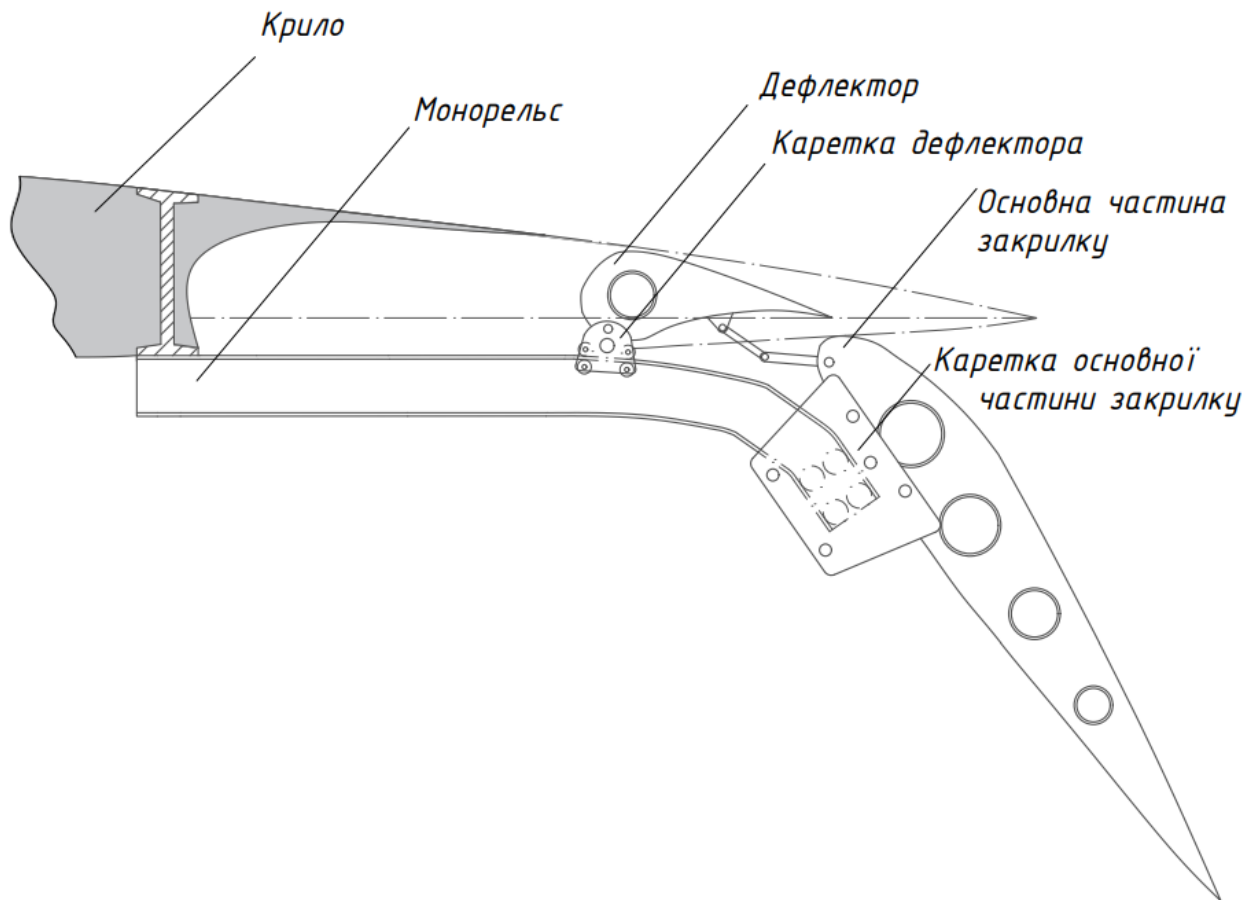


Рис.4.4. Закрилло відхилене у максимальне положення

Висновки по розділу

Я дослідив основну кінематичну схему двоцільових закрилків та розробив власну систему випуску-прибирання двоцільового закрилка з дефлектором для необхідних параметрів випуску механізації.

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		54

5. ПЕРЕВІРКА НА МІЦНІСТЬ ТА ЖОРСТКІСТЬ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІІ ЗАСОБІВ МЕХАНІЗАЦІЇ

5.1 Перевірка на міцність та жорсткість монорельса

Перевірка буде виконуватись за допомогою програмного пакету Autodesk Inventor. Буде проведено розрахунок НДС монорельса. Для виконання розрахунку спершу задамо 3D-модель розрахованого монорельса. 3D-модель показана на рис.5.1.

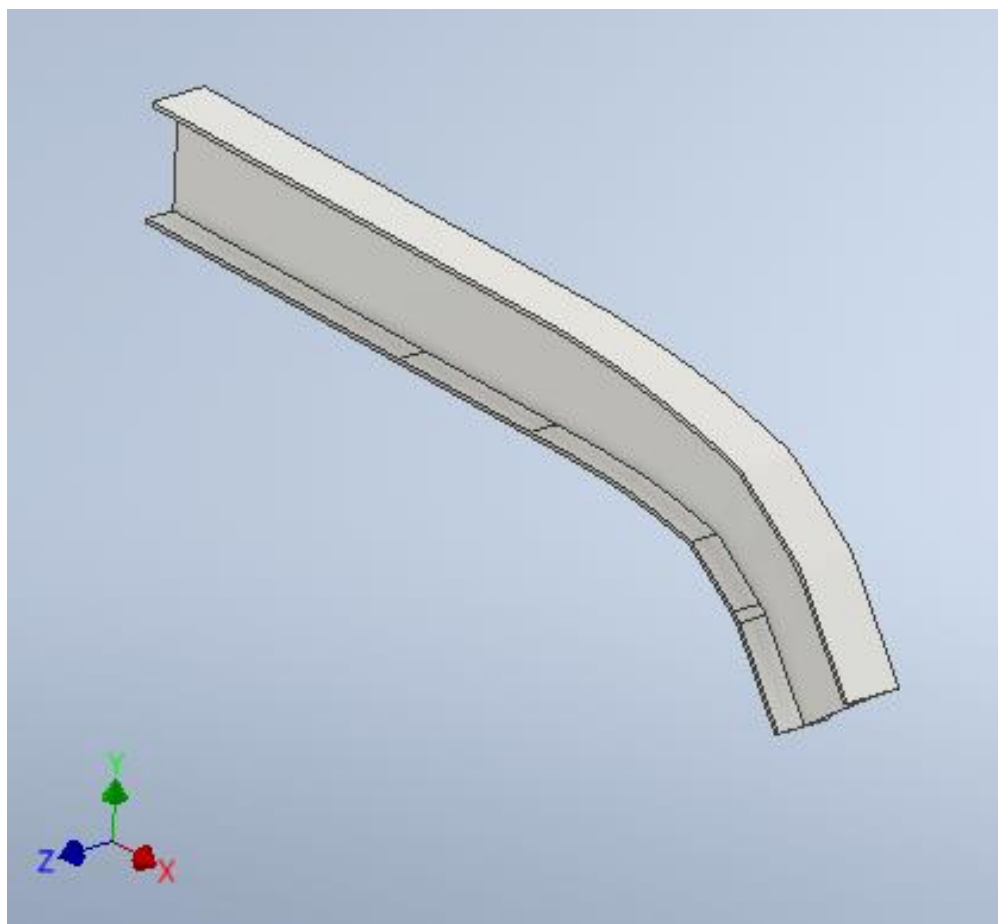


Рис.5.1. 3D-модель монорельса

Отриману модель розрахую на навантаження від сумарного моменту, що створюється від основної ланки закрilку та дефлектора.

Прикладаємо:

$$M_{zг \text{ рельс}} = 218,4683 \text{ кН} \cdot \text{м}$$

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		55

Після прикладання моменту отримано навантажену модель з показаними на ній напруженнями по Мізису (рис.5.2.).

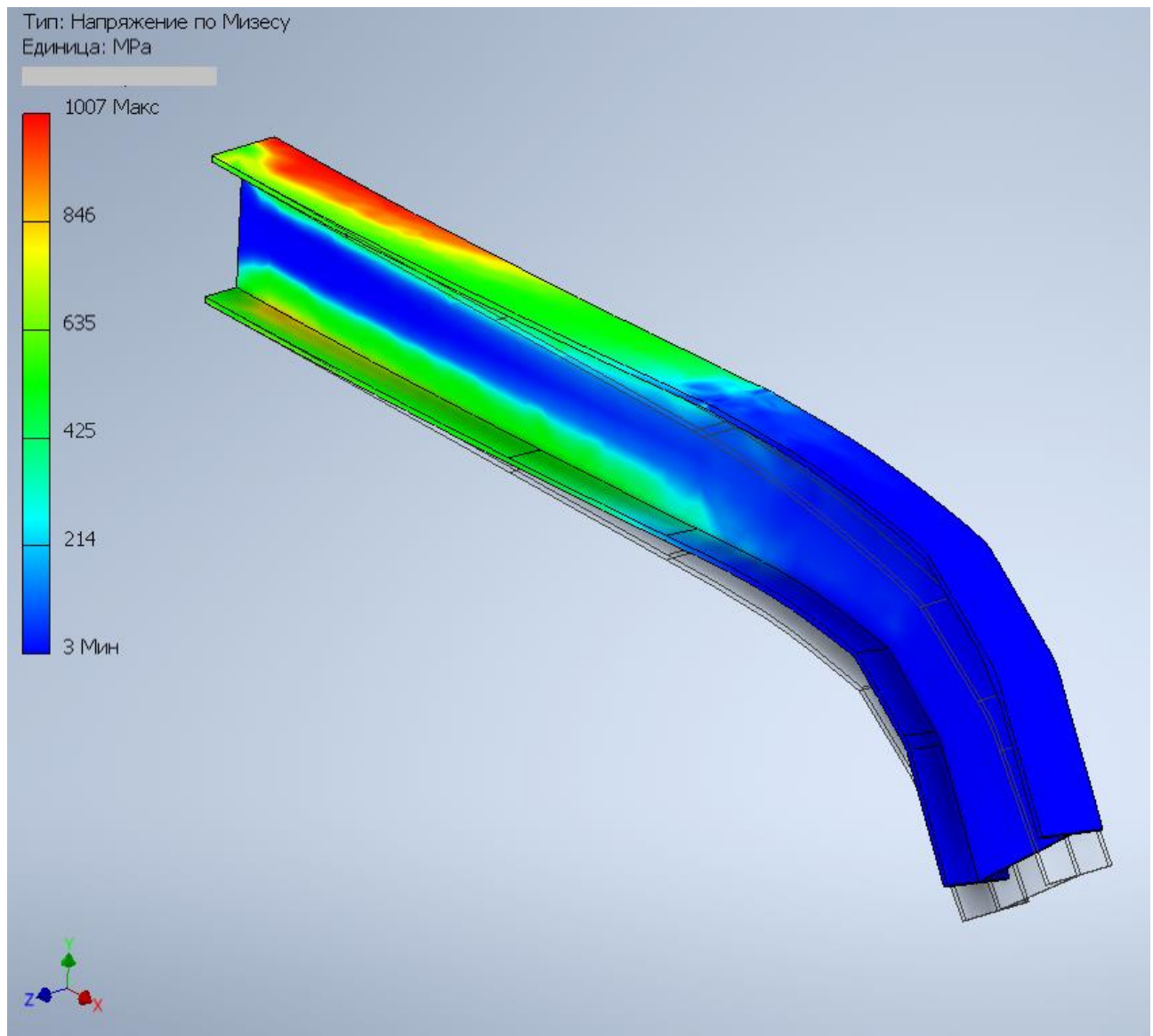


Рис.5.2. Модель з показаними на ній напруженнями по Мізису

З отриманих результатів видно, що отримані напруження нижчі за допустимі, отже силовий розрахунок виконано правильно, а перевірку можна вважати успішною.

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		56

Під дією навантажень деталь зміщується в дозволених межах на осях X, Y а по осі Z є незначною. Зміщення по осі X = 15,48 мм, по осі Y=56,15 мм, по осі Z=36,82 мм. Дані зміщення показані на рис.5.3.

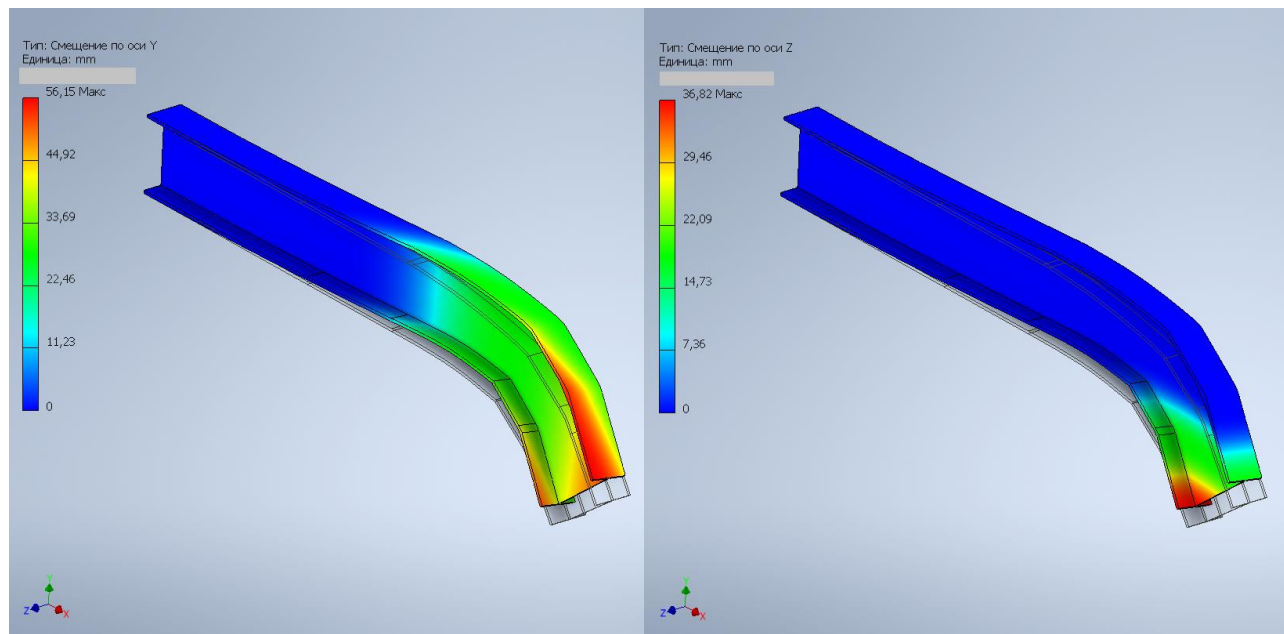


Рис.5.3. Зміщення деталі по осям Y, Z

5.2 Оптимізація деталі напрямної рейки

В авіації важливим питанням є оптимізація маси конструкції планера різними методами. Це може бути зменшення маси за рахунок використання композитних матеріалів, пластику або металів, що задовольняють умови міцності але є меншими за масою. Також одним з поширених методів є використання об'легчувальних отворів в елементах конструкції в місцях де конструкція не сприймає навантажень.

З метою об'легшення напрямної рейки було виконано об'легчувальні отвори в деталі та перераховано напрямну рейку на сприйняття напружень по Мізису. Спершу виконано об'легчувальні отвори. Модель показана на рис.5.4.

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		57

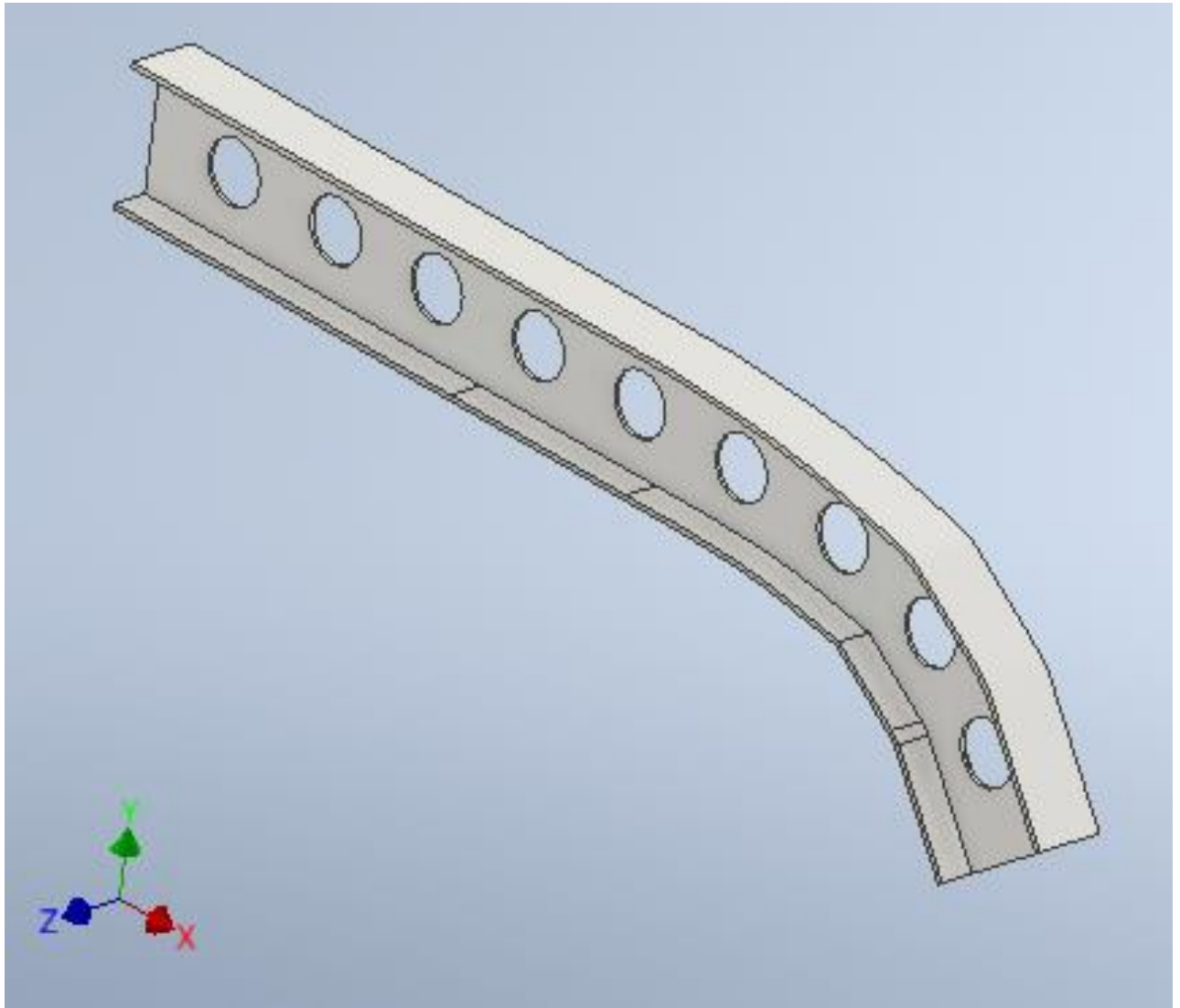


Рис.5.4. 3D-модель оптимізованого монорельса

Отриману модель розрахємо на навантаження від сумарного моменту, що створюється від основної ланки закрилки та дефлектора.

Прикладаємо:

$$M_{z2 \text{ рельс}} = 218,4683 \text{ кН} \cdot \text{м}$$

Після прикладання моменту отримано оптимізовану навантажену модель з показаними на ній напруженнями по Мізису (рис.5.5.).

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		58

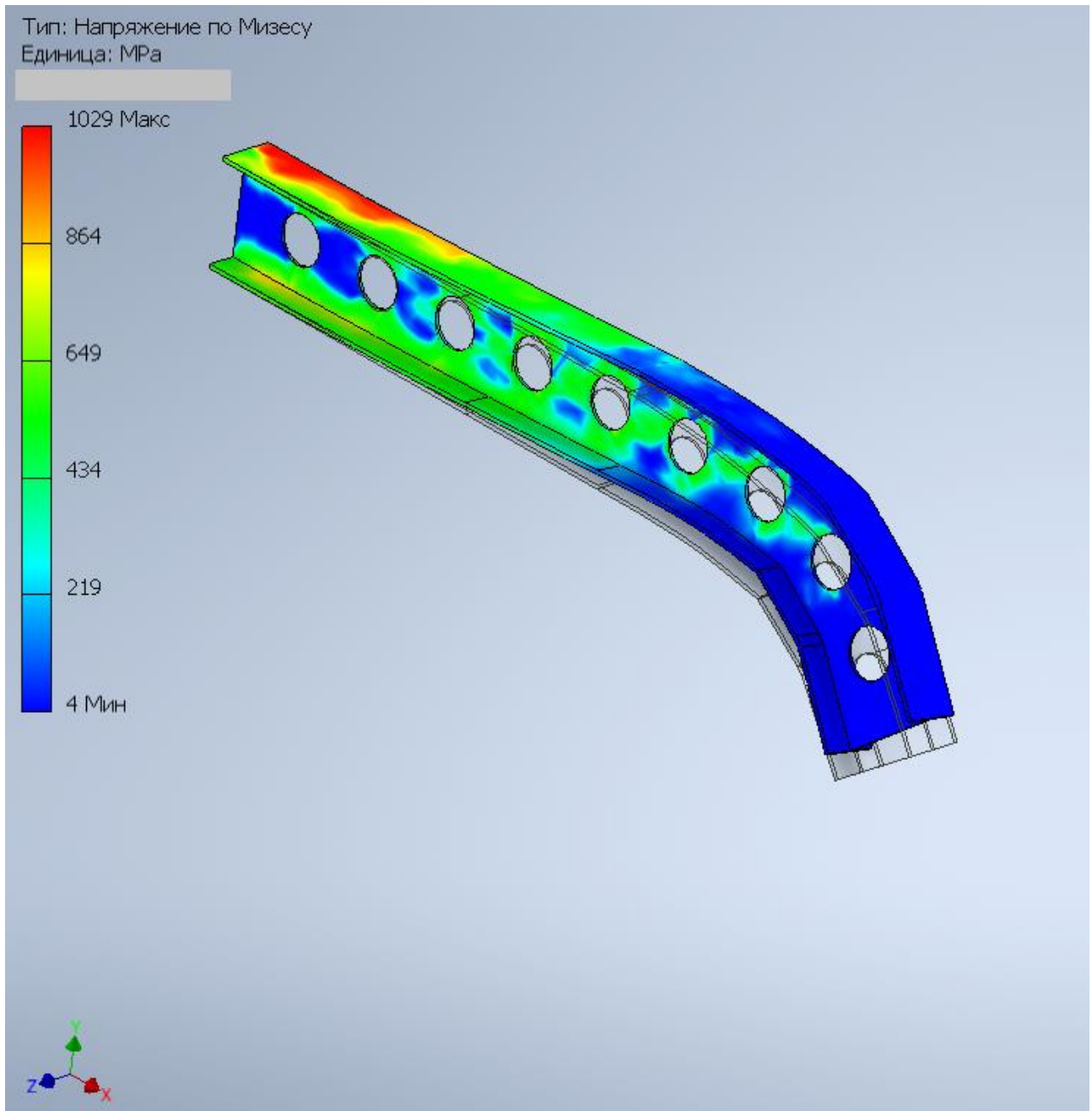


Рис.5.5. . Оптимізована модель з показаними на ній напруженнями по Мізесу.

З отриманих результатів видно, що отримані напруження нижчі за допустимі, отже деталь задовольняє умову міцності.

Маса вихідної деталі $m_M=47,2$ кг, $m_0=42,06$ кг.

Отже монорельс став легше на $\Delta m= 47,2-42,06 =5,14$ кг.

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		59

Висновки по розділу

В даному розділі проведено перевірку на міцність розрахованого вище монорельса та виконано за допомогою МСЕ розрахунок НДС деталі. Результат задовольняє вимоги міцності та пружності. Було проведено масову оптимізацію монорельса, що дозволило скоротити її масу на 5,14 кг що приблизно становить 11% початкової маси монорельса.

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		60

ВИСНОВКИ

В ході виконання ДП було проведено аналіз існуючих методів механізації, літаків короткого зльоту та посадки, також було розглянуто сучасні методи розрахунку елементів механізації та конструктивні схеми системи випуску та прибирання механізації крила. Мій дипломний проєкт є актуальним для ЛА транспортної категорії. Я обрав як аналог український літак Ан-70 та використовував при проектуванні його вихідні дані.

Я виконав аеродинамічний розрахунок крила Ан-70 з механізацією при використанні різних аеродинамічних профілів серії NACA та обрав найбільш раціональних до використання серед них – NACA 43012a. Також я виконав аеродинамічний розрахунок крила с механізацією двощільового закрилку з дефлектором, що виявилось ефективніше за розрахунок з попереднім типом закрилків. Мною було прийнято рішення використовувати за вихідну конструктивну схему закрилку для подальшої розробки– закрилок з дефлектором.

На основі вихідних даних я розрахував монорельс кореневої секції закрилку з дефлектором та виконав на кінематичну модель системи випуску-прибирання закрилку.

Використовуючи розрахунки монорельса я виконав перевірку на міцність цього елемента конструкції за допомогою МСЕ виконавши розрахунок НДС, результатом якого виявилось підтвердження попередніх розрахунків та забезпечення необхідної міцності монорельса. На базі даних отриманих з НДС було проведено масову оптимізацію елемента конструкції на зменшення маси приблизно на 11%.

Підсумовуючи можна зробити висновок, що основі мого ДП можливе використання отриманих результатів для подальшої розробки механізації літака короткого зльоту та посадки.

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		61

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов / Г. И. Житомирский. – Москва: Машиностроение, 1995. – 415 с. [1].
2. https://www.wikiwand.com/en/Antonov_An-70 [Электронный ресурс] [2].
3. <http://www.airwar.ru/enc/craft/an70.html> [Электронный ресурс] [3].
4. https://military.wikia.org/wiki/Ilyushin_Il-76 [Электронный ресурс] [4].
5. <http://airwar.ru/enc/craft/il76.html> [Электронный ресурс] [5].
6. https://military.wikia.org/wiki/Airbus_A400M_Atlas [Электронный ресурс] [6].
7. <http://www.airwar.ru/enc/craft/fla.html> [Электронный ресурс] [7].
8. <https://findpatent.ru/patent/239/2394722.html> [Электронный ресурс] [8].
9. <https://studfile.net/preview/7636909/page:5/> [Электронный ресурс] [9].
10. Игнатъева А. В. Расчет аэродинамических характеристик самолета с механизацией крыла / А. В. Игнатъева, В. Л. Чемезов. – Новосибирск: НГТУ, 2010. – 44 с. [10].
11. Зайцев В. Н. Конструкция и прочность самолетов / В. Н. Зайцев, В. Л. Рудаков. – Киев: Вища школа, 1978. – 480 с. [11].
12. <https://uz.denemetr.com/docs/768/index-70504-1.html?page=2> [Электронный ресурс] [12].

					ВЛ7219.10.26.00.00ПЗ	Аркуш
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата		62