

ВСТУП

Метою дипломного проекту є поглиблення та закріплення теоретичних знань та практичних навичок з усіх дисциплін навчального плану, оволодіння сучасними методами, формами організації дипломної роботи в галузі майбутньої професії студента, формування у них, на базі одержаних у навчальному процесі знань, професійних умінь і навичок для прийняття самостійних рішень під час праці в конкретній дипломній роботі, виховання потреби систематично поновлювати свої знання та творчо їх застосовувати в практичній і дипломній діяльності.

Темою дипломного проекту є розробка безпілотного літального апарату схеми “качка”. Для виконання цього проектування потрібно виконати аналіз аналогів та скласти технічне завдання, на основі якого провести розрахунки масових та габаритних характеристик.

На основі проведених розрахунків та аеродинамічної схеми потрібно обрати та обґрунтувати конструктивно-силову схему проектного ЛА, провести розрахунки для визначення розмірів деталей та агрегатів.

Також треба розробити методи виготовлення одного з основних агрегатів. Для цього за обраною для нього конструктивно-силовою схемою, та визначеними матеріалами, визначаємо основні методи виготовлення конструкцій з використаних матеріалів. Обґрунтовуємо та обираємо найбільш доцільний метод.

В результаті виконання всіх вище перелічених дій, отримуємо достатньо даних для розробки та побудови просторової моделі проектного ЛА. Виконуємо просторову модель.

Потім визначимо навантаження на крило і горизонтальне оперення, будемо епюри навантажень.

На звершення опишемо технологію виготовлення композитних матеріалів.

1 Огляд аналогів по темі безпілотний літак схеми “качка”

Для огляду аналогів було обрано такі ЛА:

1. Ababil (рис.1.1) – Іран розробляє БЛА з 1980-х років. Розвитку іранських безпілотників поклали початок американські літаки, отримані в 1970-х роках, це були повітряні мішені Firebee. Тоді США не могли уявити, які наслідки матиме цей факт. Найбільш використовуваними іранськими БЛА є апарати Ababil (Абабіль - "згряя" араб.).

Серія Ababil включає в себе кілька моделей, які отримали різне позначення. Однак вони характеризуються побудовою планера за схемою "качка", витягнутим сигароподібні фюзеляжем і одним двигуном.

Залежно від моделі Ababil, може мати один або два керма напрямку. У випадку з одним кілем він розташовується на фюзеляжі, при двухкільовій схемі - на закінцівках основних крил. Другий варіант використовується також для збільшення помітності радіолокації при застосуванні БЛА в якості повітряних цілей. Фюзеляж деяких моделей БЛА Ababil виготовлений з алюмінію, в більш сучасних варіантах - з композитних матеріалів.



Рис.1.1 БЛА Ababil

Таблиця 1

ЛТХ Ababil
маса: 82 кг.
розмах крил: 2.9 м.
крейсерська швидкість: 290 км / год.
тривалість польоту: 90 хв.
дальність польоту: 249 км.
корисне навантаження: 35 кг.

2. Yabhon-H(рис. 1.2) - тактичний безпілотний повітряний транспортний засіб (TUAV), призначений для перебування у повітрі до п'яти годин на висоті до 5500 метрів. Yabhon-H використовує найновішу аеродинамічну технологію, високе співвідношення сторін подвійного дельта-крила з ламінарними крилами, оптимізованими для ефективного круїзу. Літак відрізняється чутливими елеронами, хорошою стійкістю до турбулентності, чудовою стійкістю до рук та послухною стійкою. Він здатний досягти крейсерської швидкості 107 км / год і максимальної швидкості 176 км / год. Повітряний транспортний засіб на 80 кг можна запускати з кораблів і наземних майданчиків, використовуючи пусковий пандус, і відновлювати за допомогою парашута. Комплект датчиків встановлений на самому носі повітряного транспортного засобу.



Рис. 1.2 БЛА Yabhon-H

Таблиця 2

ЛТХ Yabhon-H
Кількість двигунів: 1
Лопаті гвинта: 2
Площа крила: 2 м ²
Висота: 1,10 м
Довжина: 2,50 м
Розмах крил: 3,28 м
Стеля: 5500 м
Частота сходження: 10 м / с
Крейсерська швидкість: 107 км / год
Швидкість зупинки: 65 км / год
Максимальна швидкість на великій висоті: 176 км / год
Витривалість польоту: 5 год
Ємність паливного бака: 40 л
Порожня вага: 35 кг
Максимальна вага зльоту: 80 кг
Корисна навантаження: 5 кг

3. MQ-4A(рис. 1.3) Greyhawk - це бойова безпілотна авіація. Він заснований на американській конструкції MQ-9 з турбореактивним двигуном. Він має модернізоване обладнання для стеження та покращений камуфляж. Інженери та виробники OPFOR змогли вдосконалити конструкцію, але їхні двигуни менш економічні. Дрон OPFOR має позначку K40 Ababil-3. Обидві сторони озброюють дрон ракетами «Скальпель повітря-земля» або бомбами, керованими лазером (версія CAS).



Рис. 1.3 БЛА MQ-4A Greyhawk

Таблиця 3

ЛТХ MQ-4A Greyhawk
Вага: 250 кг
Максимальна швидкість ~ 382 км / год
Стеля ~ 11100 м
Ємність палива: 100 л
Основна зброя(CAS) : 2 × GBU-12 LGB

4. IAI Harop(рис. 1.4) - IAI Harop (або IAI Harpy 2) - це гранатометний боеприпас, розроблений підрозділом MBT Israel Aerospace Industries. Це протипроменевий безпілотник, який може автономно ввімкнути радіовипромінювання. Замість того, щоб утримувати окрему бомбардувальну бомбу, саме безпілотник є основним боеприпасом. Цей оптимізований боеприпас розроблений для того, щоб оцінити поле бою та атакувати цілі шляхом саморуйнування в них. Безпілотник може або працювати повністю автономно, використовуючи свою систему протирадіолокаційного наведення, або він може перейти в режим "людина-в-петлі". Якщо ціль не буде задіяна, безпілотник повернеться і приземлиться назад на базі.



Рис. 1.4 БЛА IAI Harop

Таблиця 4

ЛТХ IAI Harop
Довжина: 2,5 м
Розмах крил: 3,00 м
Максимальна швидкість: 185 км / год
Дальність польоту: 1000 км
Витривалість: 6 годин
Маса 135 кг
Озброєння: 23 кг боеголовка

5. Boeing X-50A Dragonfly, раніше відома як Canard Rotor/Wing Demonstrator, була це експериментального безпілотний літальний апарат, який був розроблений Boeing і DARPA, щоб продемонструвати принцип, згідно з яким вертоліт ротор може бути зупинений в польоті і діяти в якості фіксованого крила, що дозволяє йому переходити в режимах польоту.

X-50A був побудований на основі програми Sikorsky S-72 X-Wing 1980-х років, з самого початку проектуючи літальний апарат як багаторежимний літак. X-50A був одним з двох проектів, що фінансуються DARPA в рамках його програми "Heliplane".

Жоден з двох прототипів літаків так і не перейшов повну перевірку польоту. DARPA припинила фінансування програми X-50 в кінці 2006 року через недоліки дизайну.



Рис. 1.3 БЛА Boeing X-50A Dragonfly

Таблиця 5

ЛТХ Boeing X-50A
Ємність: 91 кг
Довжина: 5,38 м
Середній розмах крил: 2,69 м 10 футів 10 дюймів
Нижній розмах крил: 2,47 м 1 фут
Висота: 1,98 м 6 футів
Порожня вага: 574 кг
Максимальна швидкість: 430 км / год
Круїзна швидкість: 173 км / год
Ємність палива: 66 кг

6. Rutan VariEze - це композитний літальний апарат, розроблений Бертом Рутаном. Це високоефективний літак, побудований вдома, сотні якого були побудовані. Конструкція пізніше перетворилася на Long-EZ та інші, більші літаки канадського літака. VariEze відомий тим, що популяризує конфігурацію канарця і безформову композиційну конструкцію для побудованих вдома літаків.

Робота над дизайном VariEze, який вилився з досвіду проектування та побудови VariViggen Rutan, розпочався в 1974 р. Перший прототип, позначений Model 31 та зареєстрований N7EZ, вперше вилетів 21 травня 1975 року після чотирьох місяців будівництва. Цей літак використовував перетворення двигуна Volkswagen. Через три місяці його показали в Ошкоші, де Дік Рутан пілотував його до рекорду на відстань до 500 кг на відстані 1638 миль (2636 км). Рутан вважав, що, залучаючи до програми побиття рекордів класу, він може ще більше налагодити дизайн.



Рис. 1.3 БЛА Rutan VariEze

Таблиця 6

ЛТХ Rutan VariEze
Місткість: 1 пасажир
Довжина: 4,27 м
Розмах крил: 6,77 м
Площа крила: 4,98 м ² (4,98 м ²)
Порожня вага: 263 кг
Максимальна вага зльоту: 476 кг 1050 фунтів
Ємність палива: 24 гал (91 л)
Максимальна швидкість: 314 км / год
Круїзна швидкість: 266 км / год
Швидкість зупинки: 89,3 км / год
Дальність: 1370 км

7. Сокіл-2 — український безпілотний розвідувальний літальний апарат, БЛА, розроблений Державним Київським конструкторським бюро «Луч» (ДП ДержККБ «Луч»)[1]. Вперше представлений на міжнародній виставці озброєнь і військової техніки IDEX-2011.

БЛА «Сокіл-2» запускається як ракета з транспортно-пускового контейнера довжиною 1390 мм і діаметром 160 мм. Контейнер з БЛА розміщується на місці пускового контейнера ПТРК, що встановлюється на бронетехніку.

Навігація здійснюється автоматично за допомогою системи GPS, а при необхідності «Сокіл-2» може управлятися оператором вручну. Лазерний цілевказівник не встановлено. Для цілевказівки також використовується GPS. Оператор здійснює спостереження за місцевістю з бронетехніки-носія через телевізійну камеру, встановлену в носовій частині БЛА і віддає команду застосувати протитанкова керована ракета при виявленні цілей.



Рис. 1.7 БЛА Сокіл-2

Таблиця 7

ЛТХ MQ-4A Greyhawk
Розмах крила, м: 1,5
Довжина, м: 1,39
Маса, кг: 5,0
Тип двигуна: електричний
Потужність, вт 1200
Крейсерська швидкість, км / год: 100-120
Радіус дії, км: 20
Тривалість військової розвідки, ч: 2
Практична стеля, м:
Бойове навантаження, кг: 1,0

2 Вибір основних параметрів аеродинамічного обрису

2.1 Аналіз методів та алгоритмів БЛА

В даному підрозділі було вказано основні особливості проектування надлегкого БЛА. Проектування безпілотних літальних апаратів носить комплексний, складний, багатоітераційний процес, що включає, ті ж розділи, що і процес проектування пілотованих апаратів, але з серйозними змінами. Наприклад, невелика ціна БЛА дозволяє створити експериментальну або демонстративну модель.

Також було описано методику проектування БЛА. Та складено схему проектування конструкції з використанням полімерних композитних матеріалів(Рис.2.1)

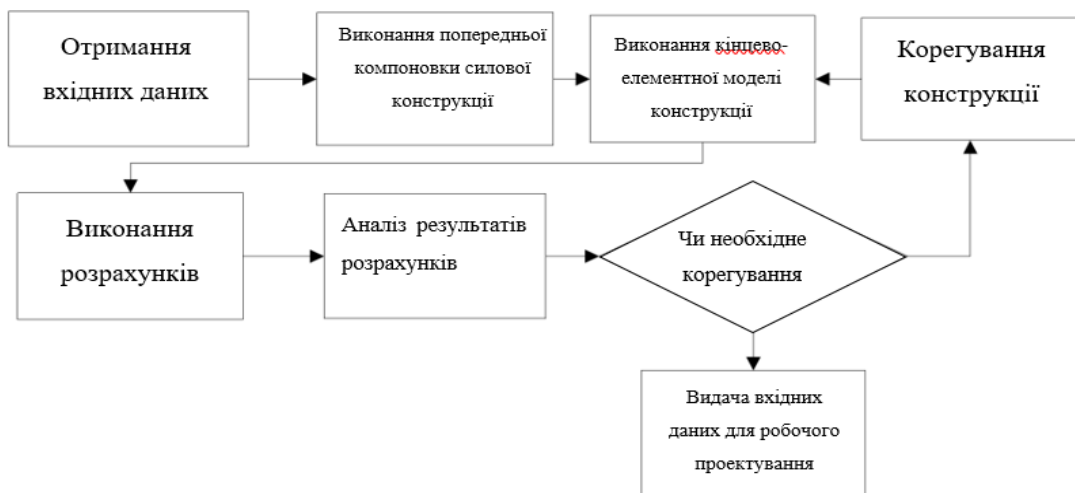


Рис.2.1: Процес проектування конструкції з ПКМ.

2.2 Постановка завдання

Метою даної роботи є проектування безпілотного літального апарату схеми “качка”, основною функцією якого є відеозйомка моніторинг повітряного простору, земної й водної поверхонь та розробити, спроектувати конструктивно силову схему БЛА.

Технічне завдання:

1. Маса корисного навантаження – $m_{к.мах} = 1$ кг;
2. Максимальна швидкість – $V_{мах} = 90$ км/год;
3. Практична дальність польоту – $L_{д} = 15$ км;

Час польоту – $T_{пол}$ не менше 1 год.

2.3 Визначення літальної маси ЛА

В початковій стадії проектування ЛА вагу ЛА доводиться визначати, виходячи з ТТЗ, задаючись кількістю ступенів і типом рухової установки. При цьому повинні використовуватися статистичні матеріали за масами конструкції і аеродинамічному опору.

В результаті розрахунків маємо:

$m_0 = 6,81$ кг – злітна маса проектованого ЛА;

$m_k = 3,55$ кг – маса конструкції;

$m_{cy} = 0,891$ кг – маса силової установки;

2.4 Визначення питомого навантаження на крило

Питоме навантаження на крило (P_n) - відношення ваги літального апарату (G) до площі (S) поверхні (крила), що несе. Основна умова для визначення питомого навантаження на крило полягає в тому, щоб підйомна сила крила урівноважувала інерційні сили і силу ваги літака в усіх розрахункових точках траєкторії польоту з урахуванням відповідних вимог норм льотної придатності літака.

За проектування значення злітного питомого навантаження на крило застосовується найменше з трьох розрахункових випадків: зліт, крейсерський політ, і посадка.

2.5 Визначення тягооснащеності ЛА

Тягооснащеність (\bar{P}_0) - величина рівна відношенню тяги двигуна літака (P_0) до його ваги (G) Основна умова для визначення тягооснащеності полягає в тому, щоб потужність силової установки літака забезпечувала силу тяги, достатню для подолання сил опору руху літака на усіх розрахункових етапах траєкторії польоту з урахуванням відповідних вимог льотних норм.

За проектне значення тягооснащеності приймається найбільше з трьох розрахункових випадків: зліт, крейсерський політ, і посадка .

При виборі проектування необхідно прагнути до максимуму значення тягооснащеності, щоб зменшити довжину розгону літака (\bar{P}_0)= 0,421.

По знайденій тягооснащеності знаходиться потрібна тяга двигуна:

$$P_0 = \bar{P}_0 m_0 g^2 = 0,421 \times 6,81 \times 9,78^2 = 274,2 \text{ Н} = 27,42 \text{ кгс}$$

3 Опис конструкції

3.1 Вибір двигуна

Було обрано електродвигун ПК 70-100-12(Рис. 2.1) двигун компанії Електрон, призначений для застосування в електропобутових товарах загального призначення та механічних системах із джерелом живлення від мережі змінного струму 220 В.

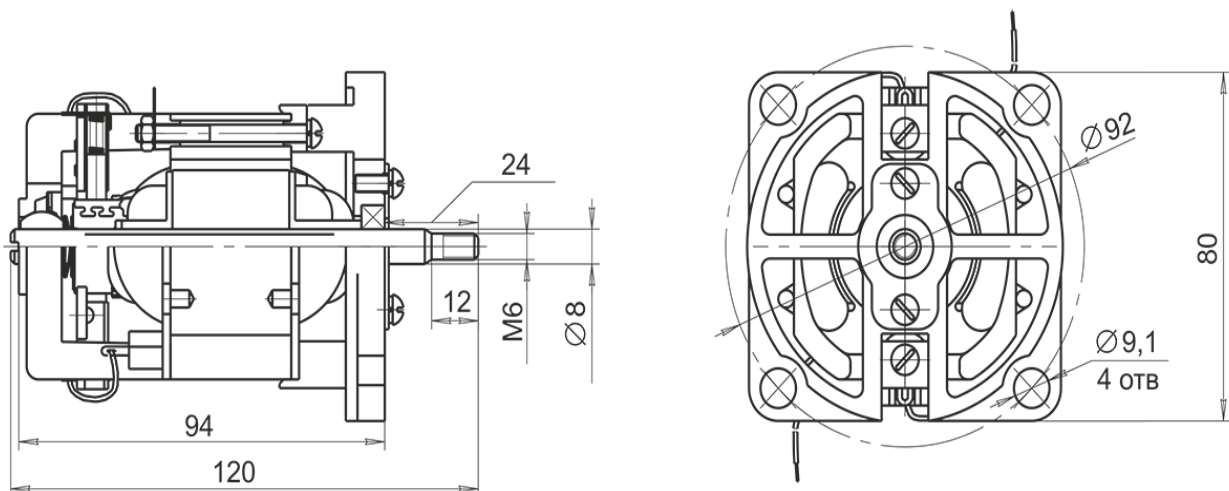


Рис.3.1: Зображення двигуна ПК 70-100-12

Визначено діаметр гвинта: $d_{п}=0,24\text{м}$

3.2 Проектування конструктивно-силової схеми крила

Виходячи з аналізу поведінки авіаційних моделей, в якості найбільш прийняттого конструктивного рішення пропонується однолонжеронна схема крила. Виконуємо лонжерон з легкого матеріалу покритого склопластиком. Для зменшення навантаження на лонжерон доцільно виконати носову частину з пінопластового наповнювача. Задня стінка та нервюри виконані з пінопласту. В розглянутій конструкції крила обшивка є несучою. Тому для забезпечення згинальної жорсткості можна використати скловолокно.

Всі елементи крила поєднуються жорстким клеєвим з'єднанням.

3.3 Проектування конструктивно-силової схеми фюзеляжу

Горизонтальне оперення є найбільш навантаженим елементом фюзеляжу. Вони працюють як балки і сприймають момент, що вигинає, і момент, що крутить, які виникають від повітряного навантаження, що діє на них. Виходячи з характеру навантаження балку виконати зі скловолокна. Хвостова частина фюзеляжу сприймає незначні навантаження, тому для економії внутрішнього простору та зменшення ваги сприймати навантаження буде корпус виготовлений зі скловолокна.

За результатами розрахунків приймаємо товщину стінки носової частини $\delta_{об}=1\text{ мм}$.

Приймаємо $f = 1,5$ коефіцієнт безпеки та $n^e = 5$ експлуатаційне перевантаження для подальших розрахунків.

3.4 Визначення зовнішніх навантажень на крила

Розподіл аеродинамічного навантаження за розмахом крила має складний характер та обумовлюється: формою крила в плані, наявністю аеродинамічного та геометричного закручення крила, розміщення мотогондол

чи обтічників, а також режимом польоту. Також приймаємо, що масові та аеродинамічні навантаження паралельні та протилежнонаправлені.

Для визначення поперечних сил та згинаючих моментів використовується метод графічного інтегрування (метод трапецій). Розбиваючи напіврозмах крила на n рівних відсіків довжиною Δz , визначаються сумарні погонні навантаження в різних перерізах.

3.5 Розрахунок навантажень на фюзеляж

Для визначення основних навантажень потрібно скласти рівняння рівноваги, приймаючи значення коефіцієнтів перенавантаження за нормами міцності. Під дією зовнішніх сил фюзеляж працює на зсув, згин та кручення. Фюзеляж розглядається як балка, яка спирається на вузли кріплення крил до фюзеляжу. Фюзеляж умовно поділяють на дві частини: носову (від носка до заднього основного вузла кріплення переднього крила) та хвостову (до кінця фюзеляжу). Консолі передньої та задньої частини вважаються жорстко з'єднаними між собою.

4 Розрахунок аеродинамічних характеристик

У цілому задача визначення аеродинамічних коефіцієнтів для окремих складових опору опереного тіла обертання в широкому діапазоні до-, транс- і надзвукових швидкостей розрахунково-дослідним шляхом, навіть за умови асиметричного обтікання, є достатньо складною.

Особливістю більшості відомих методів є те, що вони мають певні обмеження і призначені для розрахунків окремих складових аеродинамічного опору в фіксованому діапазоні швидкостей набігаючого потоку.

У той же час, на етапі конструкторської розробки нових зразків літальних апаратів типу надзвукових некерованих оперених осесиметричних тіл обертання існує потреба в проведенні балістичних розрахунків з метою перевірки відповідності запропонованої конструкції тактико-технічним вимогам по дальності польоту та іншим характеристикам траєкторії при умові зміни швидкості набігаючого потоку в широкому діапазоні до-, транс- та

надзвукових значень. Такі балістичні розрахунки можуть бути виконані шляхом число-вого інтегрування системи диференціальних рівнянь зовнішньої балістики відповідного тіла обертання.

Точність розрахунків залежить від того, наскільки достовірно на кожному кроці числового інтегрування обчислюються коефіцієнти складових сил аеро-динамічного опору. Більш точні методи, як правило, передбачають і значно більший обсяг обчислень, або ж існують у вигляді графічних залежностей, що робить їх незручними для прямого використання при балістичних розрахунках. У зв'язку з цим актуальним є розробка придатної для проведення балістичних розрахунків методики обчислення коефіцієнтів аеродинамічних сил і моментів оперених тіл обертання за кресленнями їх зовнішніх контурів у залежності від чисел Маха і Рейнольдса при до-, транс- та надзвукових швидкостях, що мають місце на траєкторії польоту, при асиметричному обтіканні і при наявності кутів атаки.

Визначення сумарних і розподілених аеродинамічних характеристик (C_x , C_y , C_z , m_x , m_z) БЛА, їх елементів і спускних апаратів здійснюється на всіх етапах експлуатації.

Аеродинамічні характеристики визначаються у діапазонах чисел Рейнольдса від 30 000 до 300 000 і кутів атаки від -7° до 11° . Похибка визначення становить до 15%.

За допомогою наявного програмно-методичного забезпечення Xflr5 v6.4 було проведено розрахунок аеродинамічних характеристик.

Аеродинамічні характеристики зображені в додатку 2.

5 Розрахунок льотно-технічних характеристик. Розрахунок навантажень на крило

На крило літака діють навантаження: аеродинамічні та масові розподілені та зосереджені сили. На рис. 5.1 зображено зовнішні навантаження, діючі на крило при невеликих числах M і на додатних кутах атаки.

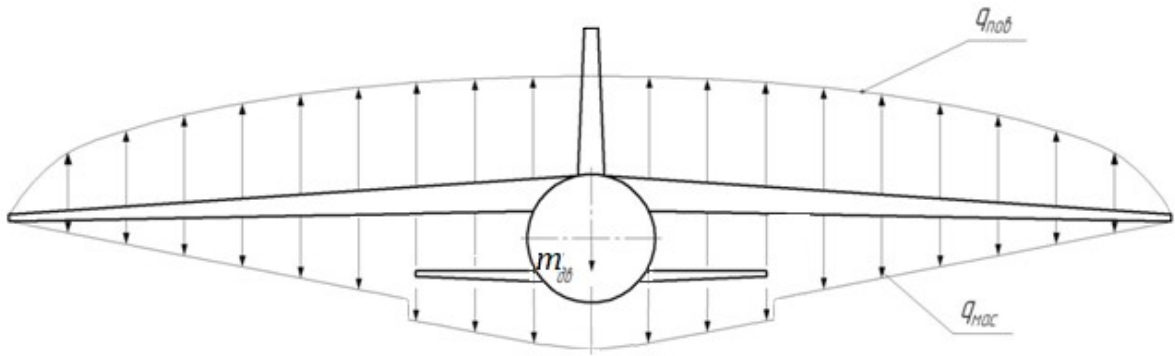


Рис. 5.1 Навантаження на крило

Визначення навантаження. Знаючи масу літака $m_o = 6.81$ кг, експлуатаційне перевантаження $n^e=5$ та коефіцієнт безпеки $f=1.5$, можна визначити величину розрахункової підйомної сили крила за формулою

$$Y^p = Y^e = m_o n^e f$$

$$Y^p = 51,075$$

Масове розрахункове навантаження від крила:

$$\text{маса крила} - m_{\text{кр}} = 2.0 \text{ кг}$$

$$m_{\text{кр}}^p = m_{\text{кр}} n^e f$$

$$m_{\text{кр}}^p = 15$$

Розрахункові навантаження від зосереджених мас, що розташовані на крилі, визначаються: маса вантажу – $m_{\text{ван}} = 3,26$ кг

$$m_{\text{ван}}^p = m_{\text{ван}} n^e f$$

$$m_{\text{ван}}^p = 24,45$$

З урахуванням попередніх викладок розрахункове навантаження на крило

визначається:

$$P^p = \left((m_0 - m_{кр}) - \sum_{i=1}^n m_{ван} \right) n^e f$$

$$P^p = 20,75$$

5.1 Розподілення навантажень за розмахом крила

Розподіл аеродинамічного навантаження за розмахом крила має складний характер та обумовлюється: формою крила в плані, наявністю аеродинамічного та геометричного закручення крила, розміщення мотогондол чи обтічників, а також режимом польоту (віраж, крен тощо). В дипломному проекті не буде враховуватись вплив вищезазначених факторів. Для спрощення розрахунків приймається: розподілені аеродинамічні та масові навантаження розподіляються по розмаху пропорційно хордам;

для зменшення розрахунків приймається,

що центрприкладання аеродинамічних навантажень x_0 розміщений на 25% хорди; центр прикладання розподілених масових сил в перерізі стрілоподібного крила $x_m = (0,38 \dots 0,42)b$;

наближене положення центру жорсткості $x_{ц.ж.} = 0.3b$ (більш точні обчислення наведені нижче);

зосереджені навантаження прикладаються в центрі мас вантажу;

масові та аеродинамічні навантаження паралельні та протилежно направлені. Координата центра жорсткості при двох лонжеронах з висотами H_1 та H_2 , розташованих на відстанях x_1 та x_2 від носка крила (рис. 5.2) можна

визначити за формулою:
$$x_{ц.ж.} \approx \frac{H_1^2 \cdot x_1 + H_2^2 \cdot x_2}{H_1^2 + H_2^2}$$

Значення H_1 , H_2 , x_1 та x_2 для розглядуваного перерізу знаходяться з креслень на крило. Студент розраховує положення $x_{ц.ж.}$, порівнює з $x_{ц.ж.} = 0.3b$ та обґрунтовано обирає значення $x_{ц.ж.}$ для подальших розрахунків.

Якщо відсутні дані про профіль крила та розміщення лонжеронів, то наближено вважаємо: $x_1 = 0,15b_i$, $x_2 = 0,75b_i$, відносна товщина $H_1 = 0,1b_i$, $H_2 = 0,8b_i$.

Розподілене аеродинамічне навантаження визначається як

$$q_{\text{пов}} = \frac{m_0 n^e f}{S} b,$$

де b – хорда крила в даному перерізі, м;

S – площа крила, м²

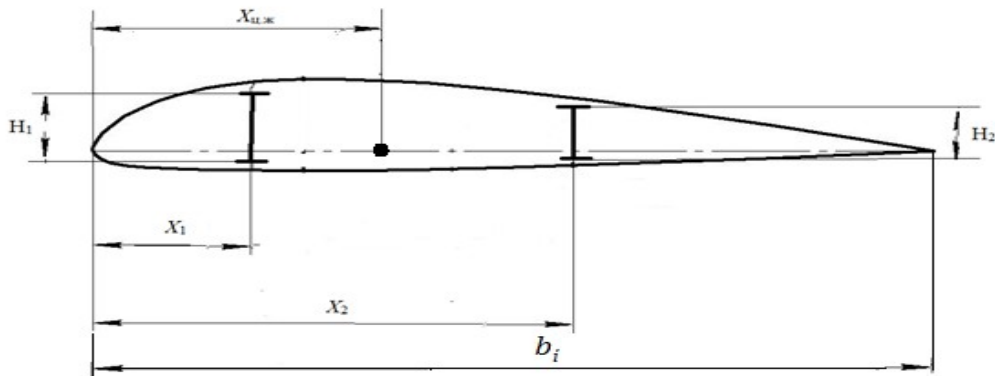


Рис. 5.2 Визначення положення центра жорсткості

Масові та аеродинамічні навантаження замінюються одним еквівалентним навантаженням

$$q = q_{\text{пов}} - q_{\text{мас}}$$

5.2 Побудова епюр поперечних сил, згинаючих та крутних моментів по розмаху крила

В загальному випадку крило працює на згин та кручення. При розрахунку крило розглядають як тонкостінну балку, що лежить на двох опорах. Вихідними даними для розрахунку крила є епюри поперечних сил Q , згинаючих та крутних моментів, побудованих за розмахом крила.

Для визначення поперечних сил та згинаючих моментів використовуються метод графічного інтегрування (метод трапецій). Розбиваючи напіврозмах крила на n рівних відсіків довжиною Δz (рис.6), визначаються сумарні погонні навантаження в різних перерізах.

При наявності зосереджених вантажів дозволяється змінювати крок розбиття для зручності розрахунків. Розрахунок ведеться табличним методом. Після інтегрування поперечних сил отримаємо розподілення згинаючого моменту. Необхідні параметри для розрахунку визначаються:

- середнє значення погонного навантаження на кожній ділянці довжиною

$$\Delta z \text{ дорівнює } q_{\text{ср } i}^p = \frac{q_i + q_{(i+1)}}{2};$$

- приріст поперечної сили в будь-якому перерізі крила (за виключенням кінцевої ділянки) $\Delta Q_i = q_{\text{ср } i}^p \Delta z$;

- приріст перерізувальної сили на кінцевій ділянці крила визначається

$\Delta Q_{\text{кінц}} = \frac{2}{3} q_1 \Delta z$, де q_1 – повне навантаження в першому перерізі від кінця крила;

- величина поперечної сили в будь-якому перерізі крила

$Q_i = \sum_{i=1}^n (\Delta Q_i - m_{\text{ван } i})$, де n – кількість ділянок, на які розбитий напіврозмах крила (зазвичай, $n \geq 10$);

- приріст згинаючого моменту $\Delta M_{\text{згин } i} = Q_{\text{ср } i} \Delta z = \frac{Q_i + Q_{(i+1)}}{2} \Delta z$;

- величина згинаючого моменту в будь-якому перерізі крила

$M_{\text{згин } i} = \sum_{i=1}^n \Delta M_{\text{згин } i}$. Бажано, щоб Δz не перевищувало 1 м.

Для проведення розрахунків будують розрахункову схему. Якщо крило літака стрілоподібне і кут по передній кромці більше 15° градусів вводиться еквівалентне по площі пряме крило і всі розрахунки виконуються як для прямого крила (див. рис. 4.4). Пряме крило будується шляхом повороту стрілоподібного крила так, щоб пряма, що проходить по половині хорд прямого крила була перпендикулярна осі фюзеляжу.

При цьому пів розмах спрямленого крила визначається за формулою:

$$L_{\text{екв}} = \frac{l}{\cos \chi_{0.5}}$$

$$L_{\text{екв}} = 0,462$$

де $L_{\text{екв}}$ – пів розмах еквівалентного прямого крила;

l – пів розмах стрілоподібного крила, $l = 0,4$;

$\chi_{0.5} = 30,53$ – кут між повздовжньою лінією фюзеляжу та лінією, що побудована на половиних хорд прямого крила.

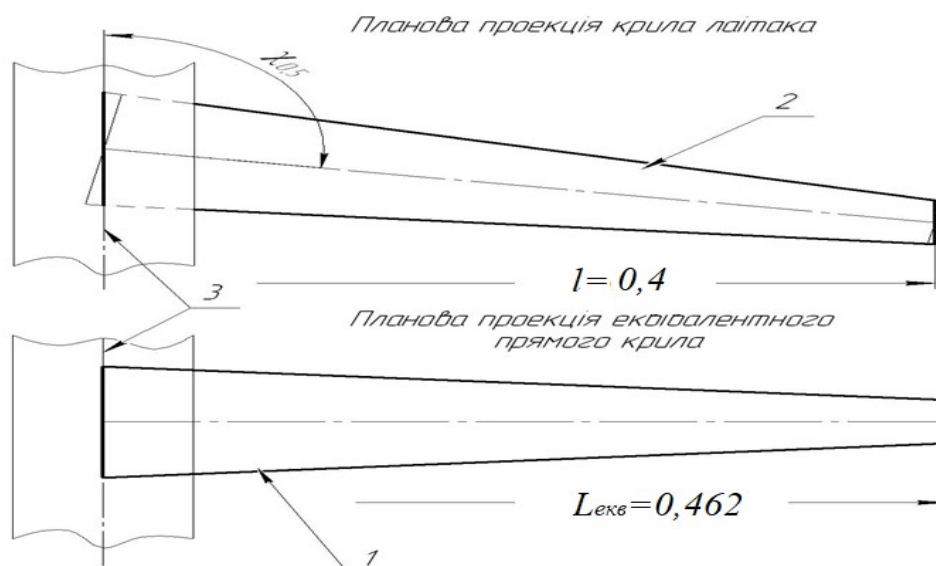


Рис. 5.3 Перетворення стріловидного крила

Сумування ΔQ_i та $\Delta M_{\text{згин } i}$ зручно вести від вільного кінця крила до фюзеляжу. Розрахунки зводяться в таблиці 5.1, таблицю 5.2 і таблицю 5.3. По даним розрахунку будуються епюри.

Таблиця 5.1 Навантаження на крило

Номер перерізу	b_i , м	$Q_{нос}$, кг/м	$Q_{мас}$, кг/м	q , кг/м
0	0,15	65,7664	7,56314	58,2033
1	0,147	64,4511	7,41188	57,0392
2	0,145	63,5742	7,31103	56,2632
3	0,142	62,405	7,17658	55,2285
4	0,140	61,3089	7,05053	54,2584
5	0,137	60,2128	6,92447	53,2883
6	0,135	59,1167	6,79842	52,3183
7	0,132	58,0206	6,67237	51,3482
8	0,130	56,9245	6,54632	50,3782
9	0,127	55,8284	6,42026	49,4081
10	0,125	54,7323	6,29421	48,4381
11	0,122	53,6362	6,16816	47,468
12	0,120	52,5401	6,04211	46,498
13	0,117	51,444	5,91606	45,5279
14	0,115	50,3479	5,79	44,5578
15	0,112	49,2517	5,66395	43,5878
16	0,110	48,1556	5,5379	42,6177
17	0,107	47,0595	5,41185	41,6477
18	0,105	45,9634	5,28579	40,6776
19	0,102	44,8673	5,15974	39,7076
20	0,1	43,8443	5,04209	38,8022

Таблиця 5.2 Результати розрахунку поперечній сили

Номер перерізу	b_i , м	Δz , м	q_i , кг/м	ΔQ_i , кг	$m_{ван i}$, кг	Q_i , кг
0	0,15	0,0233	58,2033	1,34248	3,26	19,9273
1	0,147	0,0233	57,0392	1,31988	3,26	18,5848
2	0,145	0,0233	56,2632	1,29879	3,26	17,2649
3	0,142	0,0233	55,2285	1,27543	3,26	15,9662
4	0,140	0,0233	54,2584	1,25283	3,26	14,6907
5	0,137	0,0233	53,2883	1,23023	3,26	13,4379
6	0,135	0,0233	52,3183	1,20763	3,26	12,2077
7	0,132	0,0233	51,3482	1,18503	3,26	14,26
8	0,130	0,0233	50,3782	1,16243	3,26	13,075
9	0,127	0,0233	49,4081	1,13983	3,26	11,9126
10	0,125	0,0233	48,4381	1,11723	3,26	10,7727
11	0,122	0,0233	47,468	1,09463	3,26	9,65552
12	0,120	0,0233	46,498	1,07203	3,26	8,56089
13	0,117	0,0233	45,5279	1,04943	3,26	7,48886
14	0,115	0,0233	44,5578	1,02682	3,26	6,43944
15	0,112	0,0233	43,5878	1,00422	3,26	5,41261
16	0,110	0,0233	42,6177	0,98162	3,26	4,40839
17	0,107	0,0233	41,6477	0,95902	3,26	3,42677
18	0,105	0,0233	40,6776	0,93642	3,26	2,46774
19	0,102	0,0233	39,7076	0,91457	3,26	1,851
20	0,1	-0,46597	38,8022	0,61675	3,26	0,61675

Таблиця 5.3 Результати розрахунку згинаючого моменту

Номер перерізу	b_i , м	Δz , м	Q_i , кг	$Q_{(i+1)}$, кг	ΔM_i , кг·м	M_i , кг·м
0	0,15	0,0233	19,9273	19,9273	0,44863	4,717083
1	0,147	0,0233	18,5848	19,9273	0,41762	4,268448
2	0,145	0,0233	17,2649	18,5848	0,38712	3,850828
3	0,142	0,0233	15,9662	17,2649	0,35713	3,463713
4	0,140	0,0233	14,6907	15,9662	0,32768	3,106585
5	0,137	0,0233	13,4379	14,6907	0,29875	2,77891
6	0,135	0,0233	12,2077	13,4379	0,30833	2,48016
7	0,132	0,0233	14,26	12,2077	0,31843	2,171834
8	0,130	0,0233	13,075	14,26	0,29108	1,853403
9	0,127	0,0233	11,9126	13,075	0,26427	1,562318
10	0,125	0,0233	10,7727	11,9126	0,23797	1,298053
11	0,122	0,0233	9,65552	10,7727	0,21221	1,06008
12	0,120	0,0233	8,56089	9,65552	0,18697	0,847874
13	0,117	0,0233	7,48886	8,56089	0,16225	0,660908
14	0,115	0,0233	6,43944	7,48886	0,13807	0,498654
15	0,112	0,0233	5,41261	6,43944	0,11441	0,360588
16	0,110	0,0233	4,40839	5,41261	0,09127	0,246181
17	0,107	0,0233	3,42677	4,40839	0,06867	0,154908
18	0,105	0,0233	2,46774	3,42677	0,05031	0,086242
19	0,102	0,0233	1,851	2,46774	0,02875	0,035932
20	0,1	-0,46597	0,61675	1,851	0,00718	0,007185

Епюра крутних моментів будується відносно вісі жорсткості крила, що проходить через центри жорсткості перерізів.

Якщо вона побудована відносно лінії центрів жорсткостей згину, то це – істинна епюра крутних моментів, так як крило закручується відносно лінії жорсткості. Вирази для розрахунку крутного моменту:

- погонний крутний момент $m_i = q_{\text{пов}}a + q_{\text{мас}}a_1$, де a – відстань від центру тиску до лінії центрів згину, $a = 0.1b_i$;

- відстань від лінії центру мас крила до лінії центрів згину, $a_1 = 0.1b_i$;

- $x_{\text{ц.ж}} = 0.3b_i$;

- крутний момент від зосередженого вантажу де

- a_2 – відстань від центру мас вантажу до лінії центрів згину;

- повний крутний момент $M_{\text{кр } i} = \int_{L/2}^z m_i dz \pm \sum_{k=1}^m \Delta M_{\text{кр ван}}$

Розрахунок значень в перерізах виконують методом графічного інтегрування. Розраховані величини заносяться до таблиці.

Необхідні параметри для розрахунку визначаються:

середнє значення погонного крутного моменту на кожній ділянці довжиною Δz дорівнює ; приріст крутного моменту в будь-якому перерізі

крила $\Delta M_{\text{кр } i} = m_{\text{ср } i}^p \Delta z$;

величина крутного моменту в будь-якому перерізі крила

$M_{\text{кр } i} = \sum_{i=1}^n (\Delta M_{\text{кр } i} - M_{\text{кр ван } i})$, де n – кількість ділянок (див. рис. 6), на які

розбитий напіврозмах крила (зазвичай, $n \geq 10$). $\Delta M_{\text{кр}} = m_{\text{ван}} a_2 - P_{\text{дв}} h_{\text{дв}}$

Розрахунки зводяться до таблиці 5-4. На основі проведених розрахунків будуються епюри силових факторів: розподіленої поперечної сили q , поперечної сили Q , згинаючого $M_{зг}$ та крутного $M_{кр}$ моментів .

Таблиця 5.4 Результати розрахунку крутного моменту

Номер перерізу	b_i , м	Δz , м	m_i , кг·м	$m_{(i+1)}$, кг·м	$\Delta M_{кр i}$, кг·м	$M_{кр i}$, кг·м
0	0,15	0,0233	1,09994	1,09994	0,02512	-2,89456
1	0,147	0,0233	1,05639	1,09994	0,02428	-2,91968
2	0,145	0,0233	1,02784	1,05639	0,02351	-2,94396
3	0,142	0,0233	0,99038	1,02784	0,02267	-2,96747
4	0,140	0,0233	0,95589	0,99038	0,02188	-2,99015
5	0,137	0,0233	0,92202	0,95589	0,02109	-3,01202
6	0,135	0,0233	0,88876	0,92202	0,02033	-3,03312
7	0,132	0,0233	0,8561	0,88876	0,01957	0,20656
8	0,130	0,0233	0,82406	0,8561	0,01883	0,18698
9	0,127	0,0233	0,79263	0,82406	0,01811	0,16815
10	0,125	0,0233	0,76181	0,79263	0,0174	0,15004
11	0,122	0,0233	0,73161	0,76181	0,0167	0,13265
12	0,120	0,0233	0,70201	0,73161	0,01602	0,11595
13	0,117	0,0233	0,67302	0,70201	0,01535	0,09993
14	0,115	0,0233	0,64465	0,67302	0,0147	0,08458
15	0,112	0,0233	0,61689	0,64465	0,01406	0,06988
16	0,110	0,0233	0,58973	0,61689	0,01343	0,05583
17	0,107	0,0233	0,56319	0,58973	0,01282	0,0424
18	0,105	0,0233	0,53726	0,56319	0,01222	0,02958
19	0,102	0,0233	0,51194	0,53726	0,01166	0,01735
20	0,1	-0,46597	0,48886	0,51194	0,00569	0,00569

На основі проведених розрахунків побудовані епюри: розподіленої поперечної сили q , поперечної сили Q , згинаючого та крутного моменту $M_{згин}$ та $M_{кр}$ (рис. 5-5).

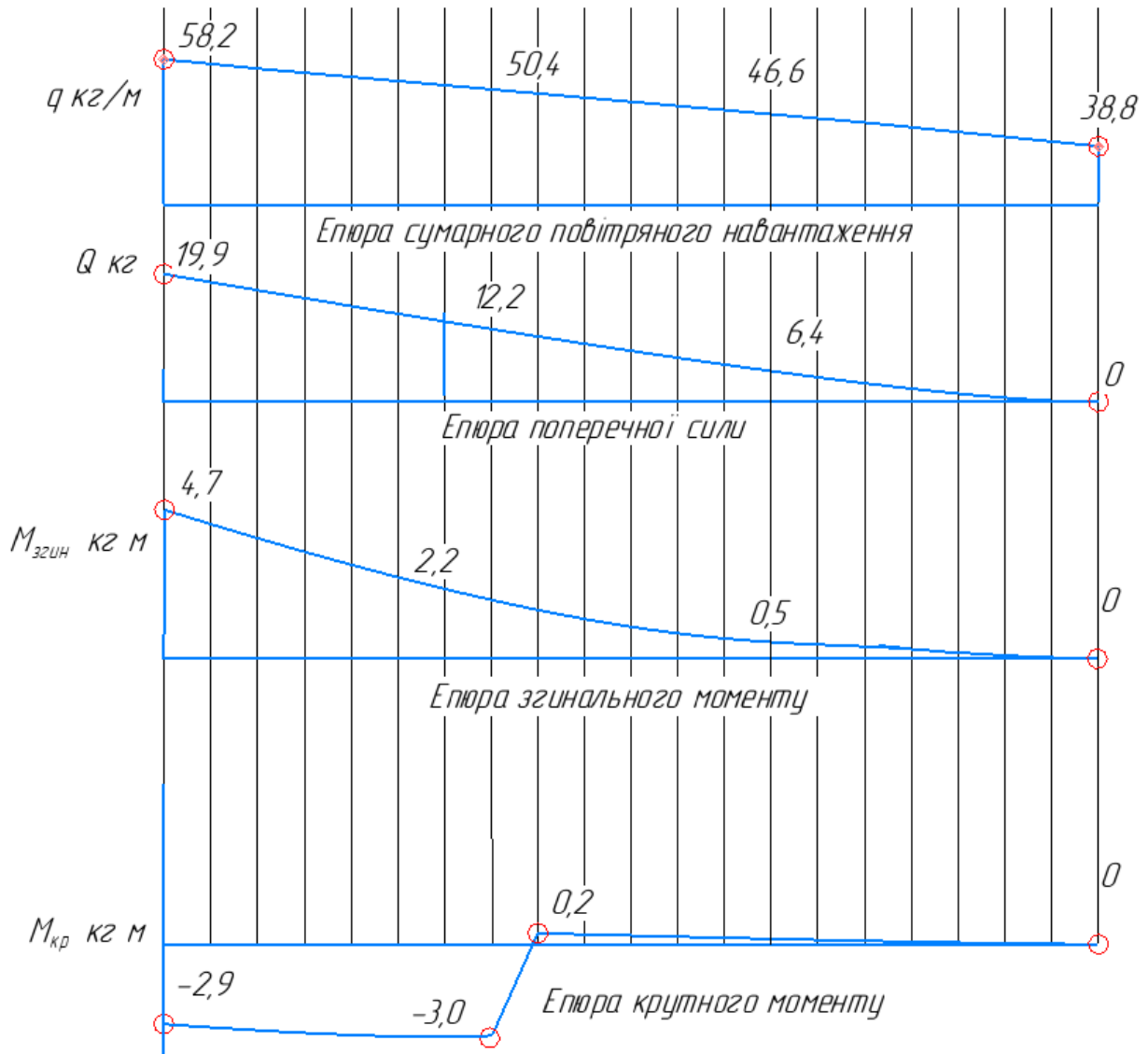


Рис. 5.4 Епюри навантажень.

5.3 Побудова епюр поперечних сил, згинаючих та крутних моментів по розмаху горизонтального оперення

Основним розрахунковим випадком є навантаження при маневруванні літака. Для визначення навантажень на горизонтальне оперення в практиці проектування і нормування навантажень використовують наближені формули, що пов'язують навантаження на

горизонтальне оперення з умовним питомим навантаженням на крило і площею оперення $S_{Г.О.}$.

При прямолінійному польоті на оперення діють два навантаження: зрівноважуючи аеродинамічна сила та масова від власної маси оперення.

В загальному випадку зрівноважувальна сила залежить від швидкісного тиску та перевантаження.

Експлуатаційна зрівноважувальна сила при горизонтальному польоті :

$$Y_{зр\ Г.О}^e = m_{z_0} q S_{кр} \frac{b_a}{L_{Г.О}} n^e, \quad = -0,5118 \text{ кгс}$$

де $m_{z_0} = -0,0076$ – значення коефіцієнта моменту крила;

$$q = \frac{\rho V^2}{2} = 67,3438 \text{ – швидкісний тиск, що діє на літак за розрахункових}$$

умов;

$V = 90$ км/год – крейсерська швидкість польоту;

$S_{кр} = 0,1$ м² – площа крила;

$b_a = 0,127$ м – середня аеродинамічна хорда крила;

$L_{Г.О} = 0,3$ м – відстань від центру мас літака до центру тиску

горизонтального оперення;

n^e – експлуатаційне перевантаження.

Експлуатаційне навантаження на ГО в випадках маневрів літака може бути виражене через питоме навантаження на крило ($n^e m_0 / S_{кр}$) і

визначено з формули:

$$Y_M^e = 0,33 n^e \frac{m_0}{S_{кр}} S_{Г.О.} = 23,38 \text{ кгс}$$

де n^e – експлуатаційне перевантаження;

m_0 – злітна маса літака;

$S_{кр}$ – площа крила;

$S_{Г.О.} = 0,2 \text{ м}^2$ – площа горизонтального оперення.

Якщо площа горизонтального оперення (стабілізатора) не вказується в даних літака, то вона визначається як площа планової проекції оперення на кресленні загального виду.

Загальне навантаження на ГО при маневрі визначається:

експлуатаційне - $Y_{сум}^e = Y_{зр.Г.О}^e + Y_M^e = 23,38 \text{ кгс};$

розрахункове - $Y_{сум}^p = Y_{сум}^e f = 34,31 \text{ кгс}$

Сумарне навантаження між рулем висоти та стабілізатором розподіляється пропорційно площам:

розрахункове навантаження на стабілізатор:

$$Y_{ст}^p = Y_{сум}^p \frac{S_{ст}}{S_{Г.О.}} = 34,29 \text{ кгс};$$

де $S_{ст}$ – площа стабілізатора, м^2 ;

де $S_{p.в}$ – площа руля висоти, м² (якщо невідома, знаходиться з креслення загального виду, як було вивчено в попередніх курсах). Маса оперення розраховується за формулою:

$$m_{ГО} = m_o \cdot \bar{m}_{ГО}$$

Відносна маса горизонтального оперення визначається як

$$\bar{m}_{ГО} = \frac{k_{ГО}}{m_o \cos \chi_{ГО}} \left(\frac{n^e f S_{ГО}^2 \lambda_{ГО}}{120} \right)^{0,6} = 0,00031,$$

$$k_{ГО} = 1,17 - 0,006S_{ГО} ;$$

$\chi_{ГО} = 5,71$ – кут стрілоподібності ГО по лінії чверті хорд ГО;

$\lambda_{ГО} = 0,2$ м – видовження ГО;

$l_{ГО} = 0,3$ м – розмах горизонтального оперення.

Геометричні параметри літака, що не вказані в загальних відомостях визначаються з проєкцій загального вигляду літака. Епюри поперечної сили, згинаючого та крутного моментів будуються аналогічно методу, описаному для крила. Розрахунки занесені в таблицю 5.5, таблицю 5.6, таблицю 5.7, таблицю 5.8.

Таблиця 5.5 Навантаження на ГО

Номер перерізу	b; м	$Q_{нос}$, кг/м	$Q_{мас}$, кг/м	q, кг/м
0	0,06	0,45968	0,5433	-0,0836
1	0,057	0,43669	0,5161	-0,0794
2	0,055	0,42137	0,4980	-0,0766
3	0,053	0,40605	0,4799	-0,0739
4	0,051	0,39072	0,4618	-0,0711
5	0,049	0,3754	0,4437	-0,0683
6	0,047	0,36008	0,4256	-0,0655
7	0,045	0,34476	0,4075	-0,0627

8	0,043	0,32943	0,3894	-0,0599
9	0,041	0,31411	0,3712	-0,0571
10	0,04	0,30645	0,3622	-0,0557

Таблиця 5.6 Результати розрахунку поперечної сили

Номер перерізу	b_i , м	Δz , м	q_i , кг/м	$q_{(i+1)}$, кг/м	ΔQ_i , кг	Q_i , кг
0	0,06	0,0230	-0,0836	-0,0794	-0,0014	-0,0127
1	0,057	0,0218	-0,0794	-0,0766	-0,0014	-0,0113
2	0,055	0,0211	-0,0766	-0,0739	-0,0013	-0,0099
3	0,053	0,0203	-0,0739	-0,0711	-0,0013	-0,0086
4	0,051	0,0195	-0,0711	-0,0683	-0,0012	-0,0073
5	0,049	0,0188	-0,0683	-0,0655	-0,0012	-0,0061
6	0,047	0,0180	-0,0655	-0,0627	-0,0011	-0,0049
7	0,045	0,0172	-0,0627	-0,0599	-0,0011	-0,0038
8	0,043	0,0165	-0,0599	-0,0571	-0,0010	-0,0027
9	0,041	0,0157	-0,0571	-0,0557	-0,0010	-0,0017
10	0,04	0,0153	-0,0557	0	-0,0007	-0,0007

Таблиця 5.7 Результати розрахунку згинального моменту

Номер перерізу	b_i , м	Δz , м	Q_i , кг	$Q_{(i+1)}$, кг	ΔM_i , кг·м	M_i , кг·м
0	0,06	0,0230	-0,0166	-0,0147	-0,00036	-0,00189
1	0,057	0,0218	-0,0147	-0,0129	-0,00032	-0,00153
2	0,055	0,0211	-0,0129	-0,0112	-0,00028	-0,00121
3	0,053	0,0203	-0,0112	-0,0095	-0,00024	-0,00094
4	0,051	0,0195	-0,0095	-0,0079	-0,0002	-0,0007
5	0,049	0,0188	-0,0079	-0,0064	-0,00016	-0,0005
6	0,047	0,0180	-0,0064	-0,0049	-0,00013	-0,00034
7	0,045	0,0172	-0,0049	-0,0035	0	-0,00021
8	0,043	0,0165	-0,0035	-0,0022	0	-0,00011
9	0,041	0,0157	-0,0022	-0,0009	0	0
10	0,04	0,0153	-0,0009	0	0	0

Таблиця 5.8 Результати розрахунку крутного моменту

Номер перерізу	b_i , м	Δz , м	m_i , кг·м	$m_{(i+1)}$, кг·м	$\Delta M_{кр i}$, кг·м	M_i , кг·м
0	2,96	0,0230	0,0230	0,0218	0,00013	0,00097
1	2,782	0,0218	0,0218	0,0211	0,00012	0,00084
2	2,604	0,0211	0,0211	0,0203	0,00011	0,00072
3	2,426	0,0203	0,0203	0,0195	0,0001	0,00061
4	2,248	0,0195	0,0195	0,0188	0	0,0005
5	2,07	0,0188	0,0188	0,0180	0	0,00041
6	1,892	0,0180	0,0180	0,0172	0	0,00032
7	1,714	0,0172	0,0172	0,0165	0	0,00024
8	1,536	0,0165	0,0165	0,0157	0	0,00016
9	1,358	0,0157	0,0157	0,0153	0	0
10	1,18	0,0153	0,0153	0	0	0

На основі проведених розрахунків побудовані епюри: розподіленої поперечної сили q , поперечної сили Q , згинаючого та крутного моменту $M_{згин}$ та $M_{кр}$ (рис. 5.4).

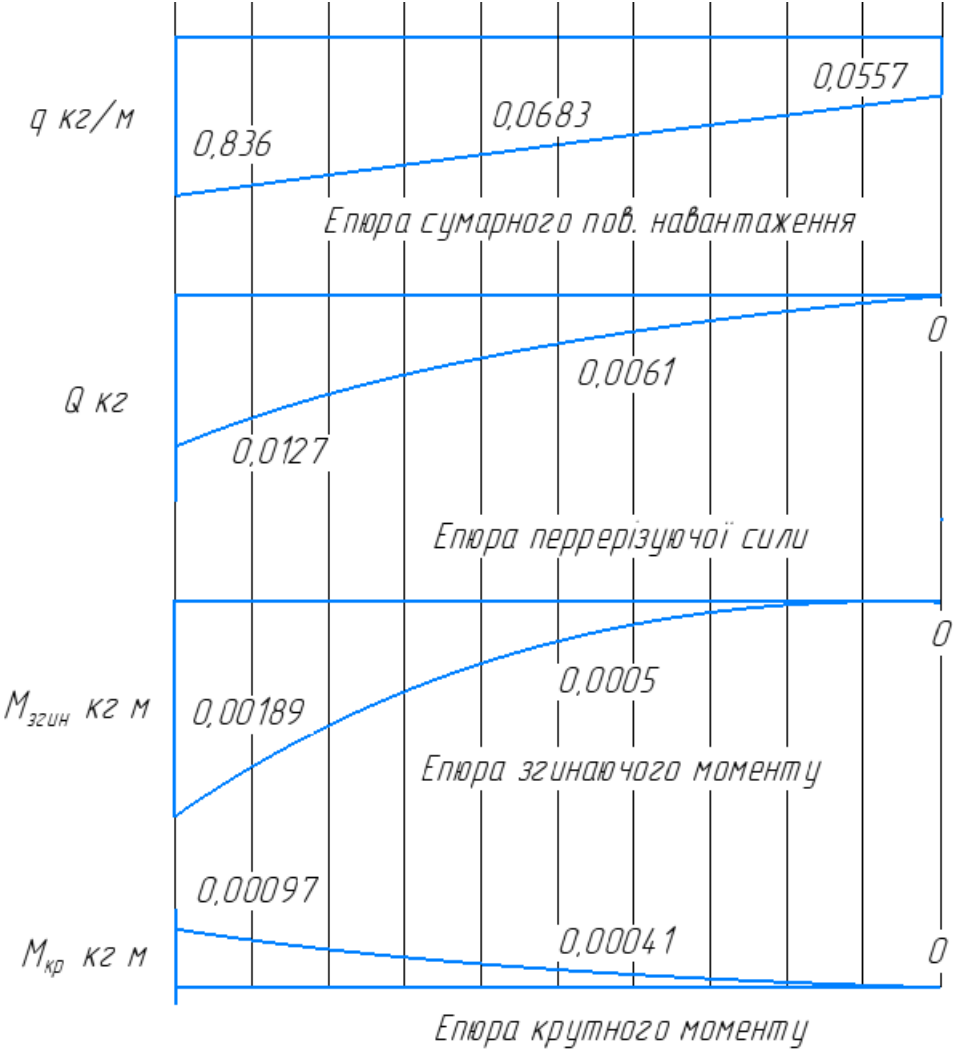


Рис. 5.5 Епюри навантажень на горизонтальне оперення.

6 Конструкція і технологія виготовлення крила

Виходячи з даних ,наведених в розділі 4, маємо крило літака виготовлене з композитних матеріалів. А саме тканин зі скловолокна та карбонового волокна.

Основні методи виготовлення деталей з карбонового волокна

- Технологія Вакуумбегінга (Vacuum bagging) - виробництво композиту з використанням вакуумного мішка.
- Технологія Вакуумної інфузії (Vacuum infusion) - технологія просочення армуючого матеріалу за допомогою розрідження.

Проаналізувавши основні переваги та недоліки обох методів було обрано технологію вакуумбегінга як більш доцільну для використання.

Основні методи виготовлення деталей зі склопластику[10]:

- Виготовлення склопластика напиленням полягає в наступному: на підготовлене певним способом оснащення (матрицю) наноситься захисно-декоративний шар - гелькоут.
- Виробництво склопластика методом формування за допомогою еластичної діафрагми.
- Виробництво склопластика методом контактного формування.
- Виготовлення склопластика методом пресуванням.

Розглянувши всі вище перераховані методи найбільш доцільним обрано метод контактного формування.

Для виготовлення проектованої хвостової балки була спроектована оснастка, а саме дерев'яна або пінопластова балка та матриця для формування склопластикового шару.

6.1 Особливості технології виготовлення композиційних матеріалів

Отримання композиційного матеріалу - процес з'єднання матриці і зміцнюючої фази. Для цього використовуються як традиційні технології (наприклад, порошкова металургія), так і специфічні, що застосовуються тільки для виготовлення композитів.

У процесі з'єднання матриці і волокна можливо отримання не тільки напівфабрикату (прутка, труби), але і заготовки, наближеною за формою і розмірами до деталі, а також готової деталі.

6.2 Дисперсно-зміцнені композити

Отримують порошковою металургією. Після змішування порошки металу матриці і дисперсної зміцнюючої фази пресують і спекають. Така технологія дозволяє отримати заготовки або деталі складної форми, використовуючи прес-форми різної конфігурації.

6.3 Волокнисті композити

При їх виготовленні використовуються різні технології в залежності від матеріалів матриці, а також матеріалу і виду армуючого компонента.

Композити з *полімерної* матрицею виготовляються методами пресування і намотування.

Методом *пресування* отримують деталі різноманітної форми та розмірів - з масою від декількох грамів до 100 кг і товщиною стінки від 0,5 до 100 мм і більше. Формоутворення здійснюється в прес-формах. Армуючий компонент просочують сполучною полімером і здійснюють формування при підвищених температурах (вище температури плинності).

Виготовлення композитів не вимагає високих температур і тисків (наприклад, для склопластиків на основі епоксидного сполучного тиск пресування становить 2,5 ... 5 МПа; температура пресування - близько 100 ° С). Після охолодження композити на основі термопластів набувають остаточні властивості, реактопласти додатково піддають отвердженню

Намотуванням виготовляють армовані оболонки. При цьому методі стрічка, утворена системою ниток або сформована з тканини, просочується полімерним сполучною і подається (намотується) на обертову оправку, конфігурація якої відповідає внутрішній поверхні деталі, що виготовляється (рис. 6.1).

Створення композитів з *вуглецевої* матрицею здійснюється методами карбонізації та осадження матричного вуглецю з газової фази. При необхідності

отримання матеріалу для роботи при досить високих температурах (понад 2000 °С) проводиться графітизація.

Технологія виготовлення композитів з *металевою* матрицею, як правило, складається з двох стадій. На першій отримують напівфабрикати, це волокна з покриттям матричним металом, попередньо просочені джгути, сітки і ін.

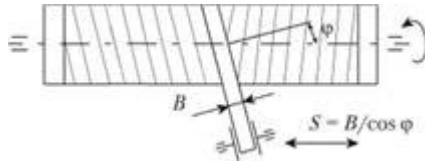


Рис. 6.1 Схема спірального-гвинтового намотування

(B - ширина стрічки композиційного матеріалу; s - крок намотування)

Стрічковий напівфабрикат може проводитися методом плазмового напилення, при цьому метал матриці наноситься на волокна, укладені певним чином.

Напівфабрикати типу джгутів виробляються шляхом протягування волокон джгута через розплавлений метал, а також методом безперервного лиття з синхронним протягуванням армирующего джгута через тигель з розплавом матричного металу.

Для виготовлення напівфабрикатів малих розмірів або виробів певної конфігурації використовують метод просочення. Розплав матричного металу заливають у форму, всередину якої попередньо поміщений каркас з волокон. Каркас може бути пов'язаний летючим сполучною (наприклад, воском, який видаляється при заливці в форму матричного металу).

На наступній стадії ці елементи компактують (з'єднують) за допомогою зварювання, гарячого пресування і т.д., отримуючи багатошарові смуги, стрічки, труби, прутки. При виготовленні деталей отримані заготовки піддають обробці традиційними методами (різанням, зварюванням і т.п.) для надання необхідної форми.

У деяких випадках процеси компактування і формоутворення можуть бути суміщені.

6.4 Розробка просторової моделі літального апарату

Для побудови просторової моделі було використано дані розрахунків попередніх розділів за вибраною аеродинамічною схемою. Для виконання просторової моделі було використано програму Xflr5 v6.4 .

Виготовлення просторової моделі крила:

Побудова просторової моделі центроплану зводиться до побудови моделі обшивки та наповнювача. Центроплан переднього крила закріплений на середній частині фюзеляжу.

Виготовлення просторової моделі фюзеляжу:

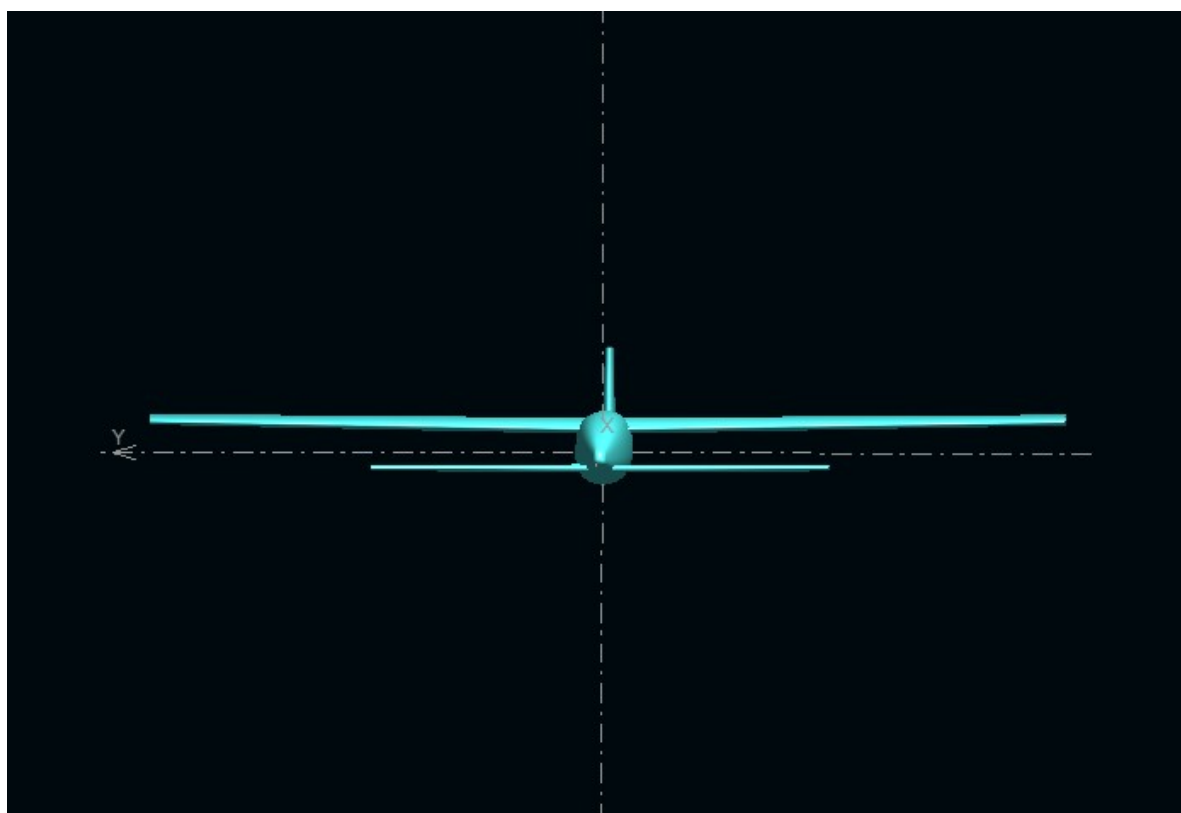
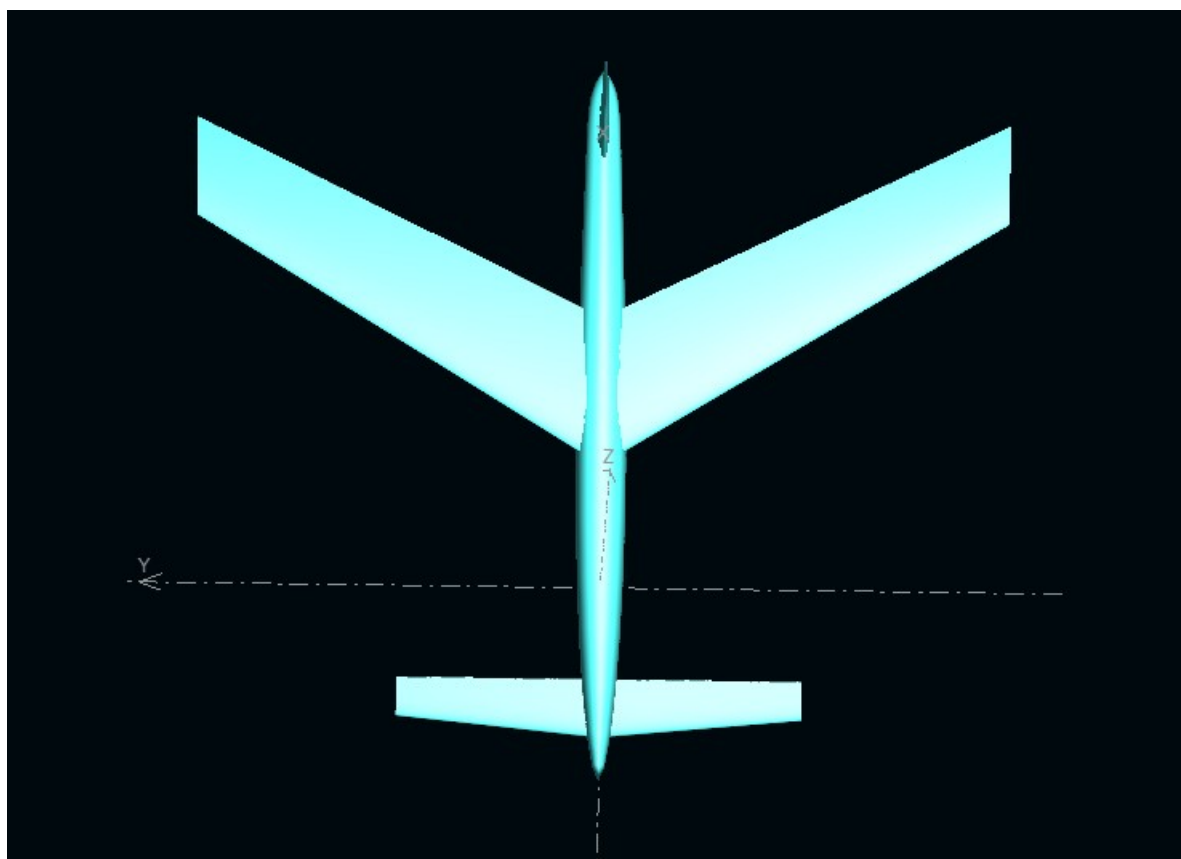
Носова частина являє собою пустотілу модель з товщиною стінки 1 мм, на ній встановлюється горизонтальне оперення. Хвостовій частині встановлюємо вертикальне оперення.

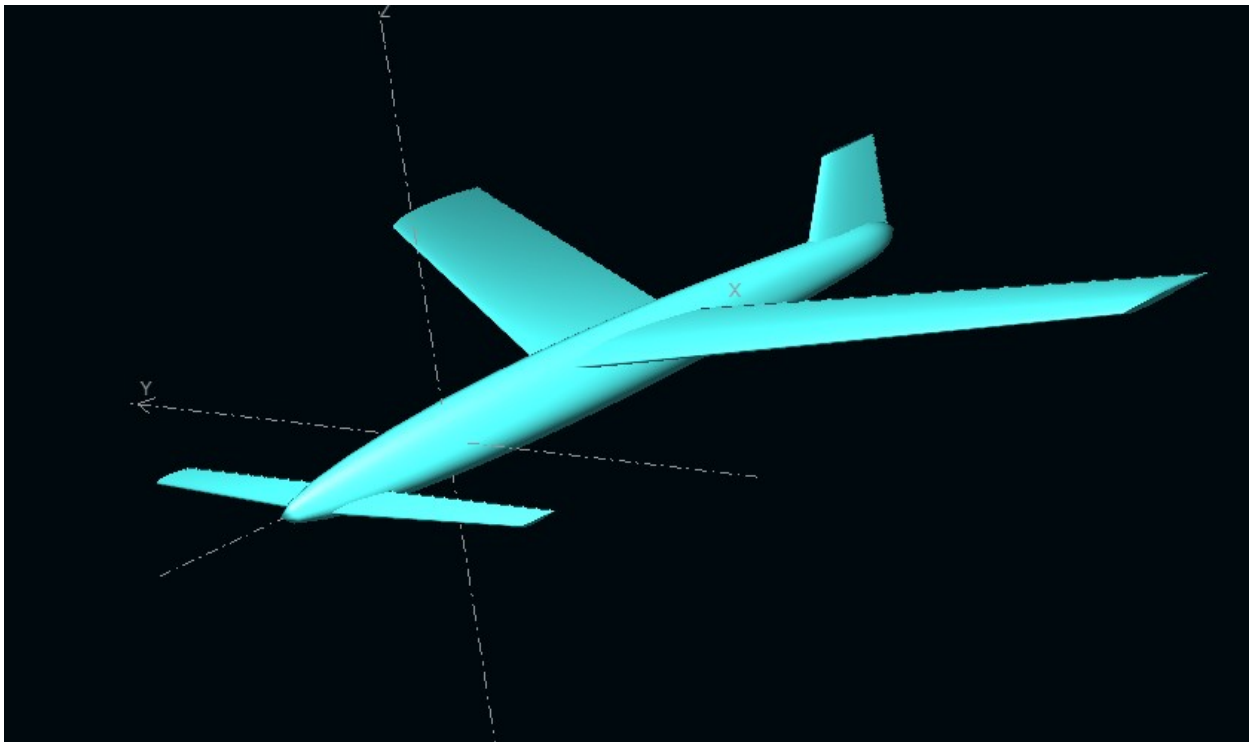
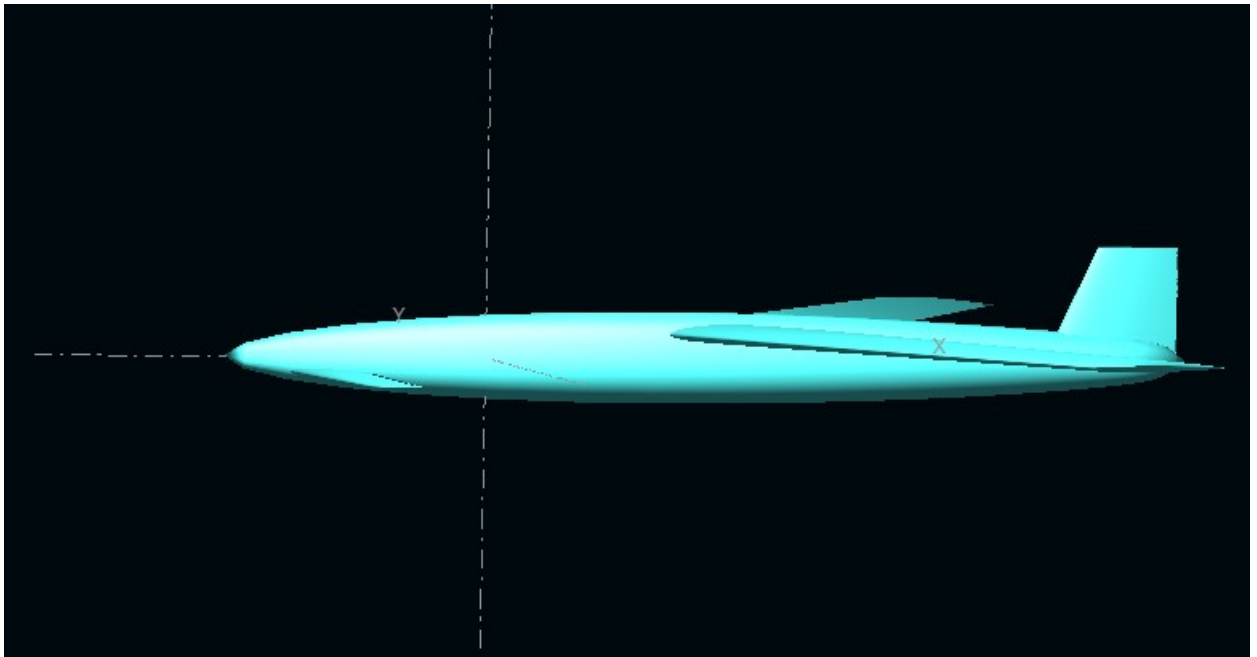
Просторова модель проектного ЛА:

Просторові моделі всіх елементів з'єднуємо, в результаті чого отримуємо просторову модель проектного ЛА. Побудовану просторову модель показано в додатку 1 до звіту.

8 Загальний вигляд БЛА

Додаток 1 Просторова модель літального апарату





9 Аеродинамічні характеристики

Додаток 2

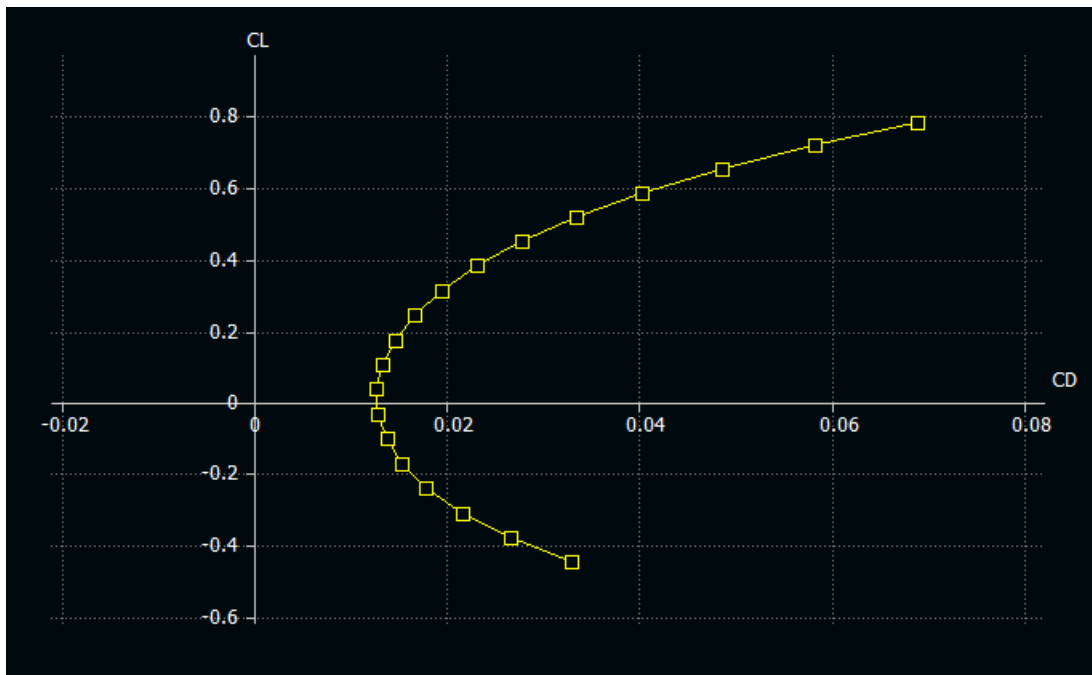


Рис.9.1 Залежність підйомної сили від лобового опору

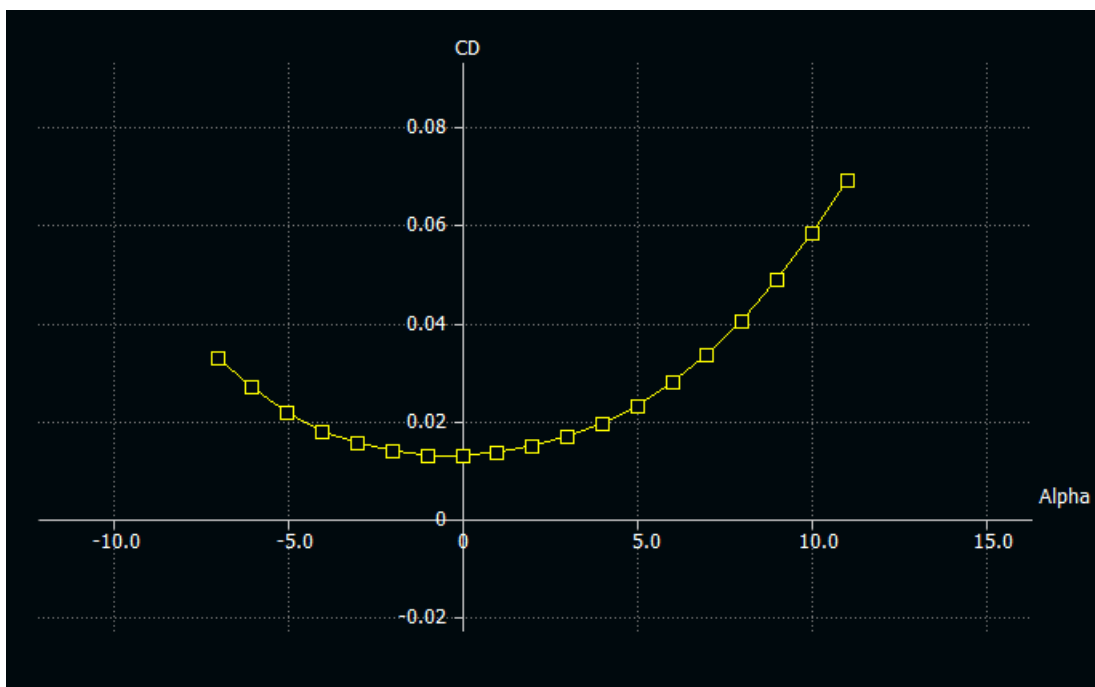


Рис.9.2 Залежність лобового опору від кута атаки

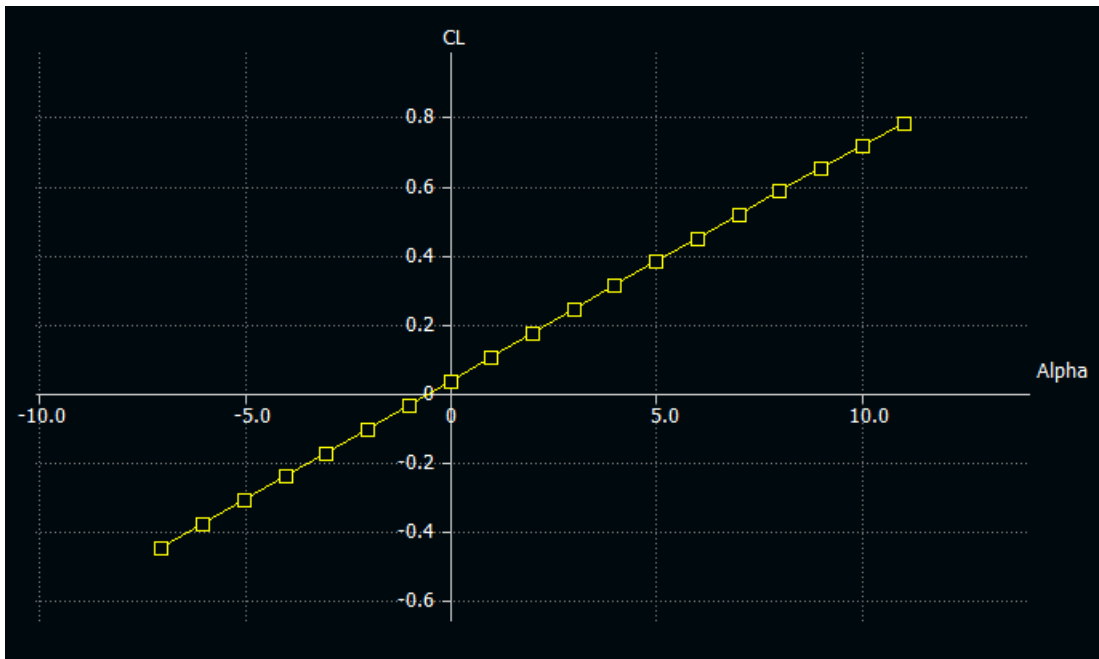


Рис.9.3 Залежність підйомної сили від кута атаки

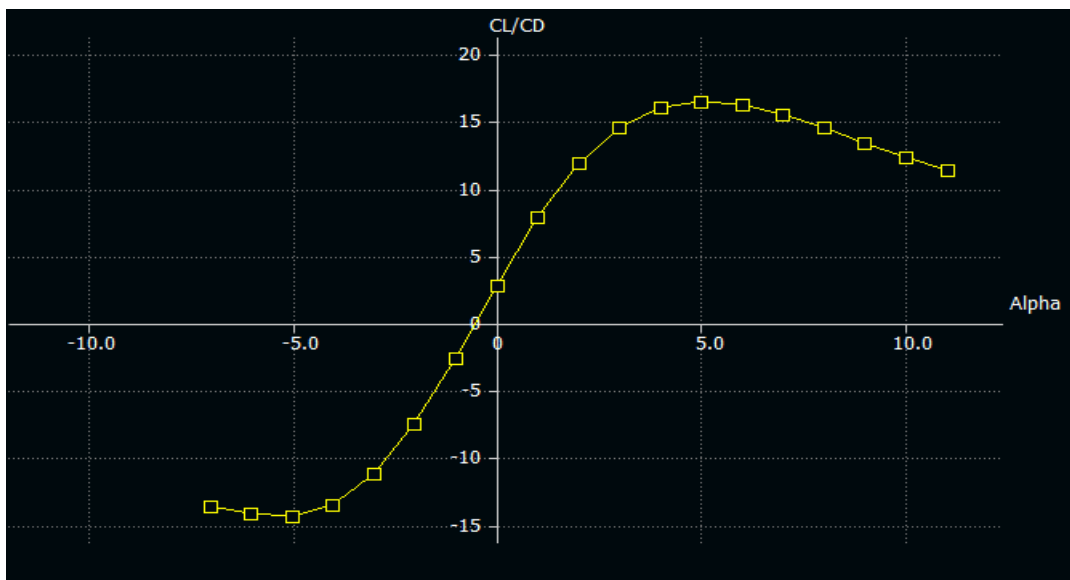


Рис.9.4 Залежність аеродинамічної якості від кута атаки

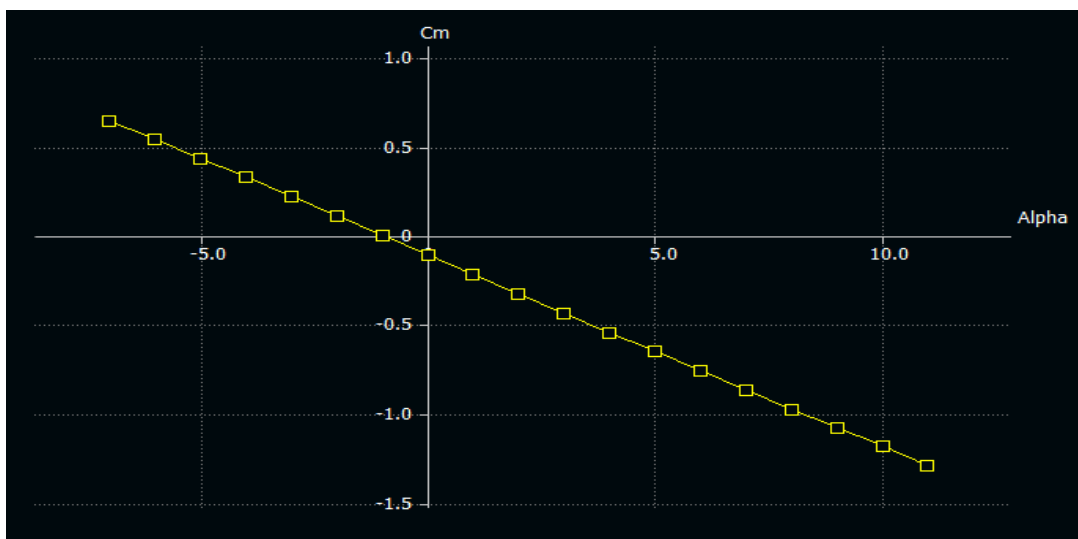


Рис.9.5 Залежність дії моменту від кута атаки

10 Масові та аеродинамічні навантаження на крило та ГО

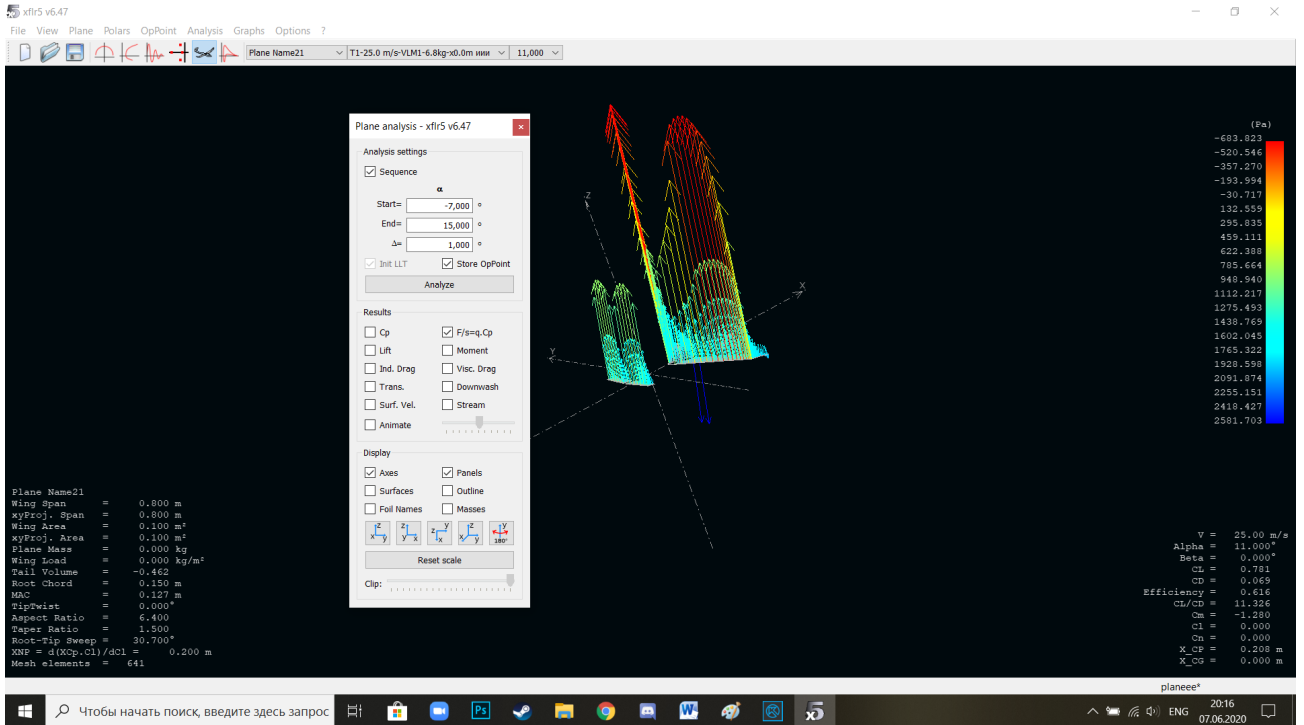


Рис10.1 Навантаження при куті атаки рівному 11°

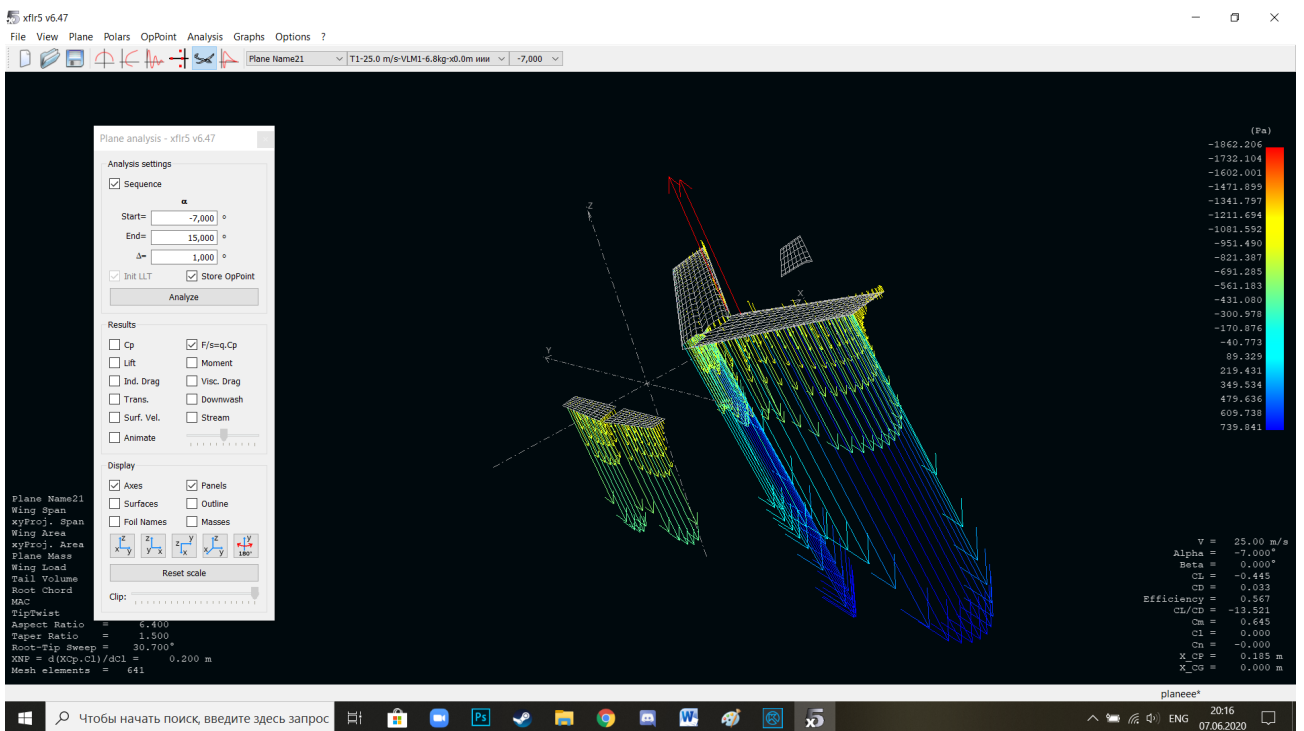


Рис10.2 Навантаження при куті атаки рівному -7°

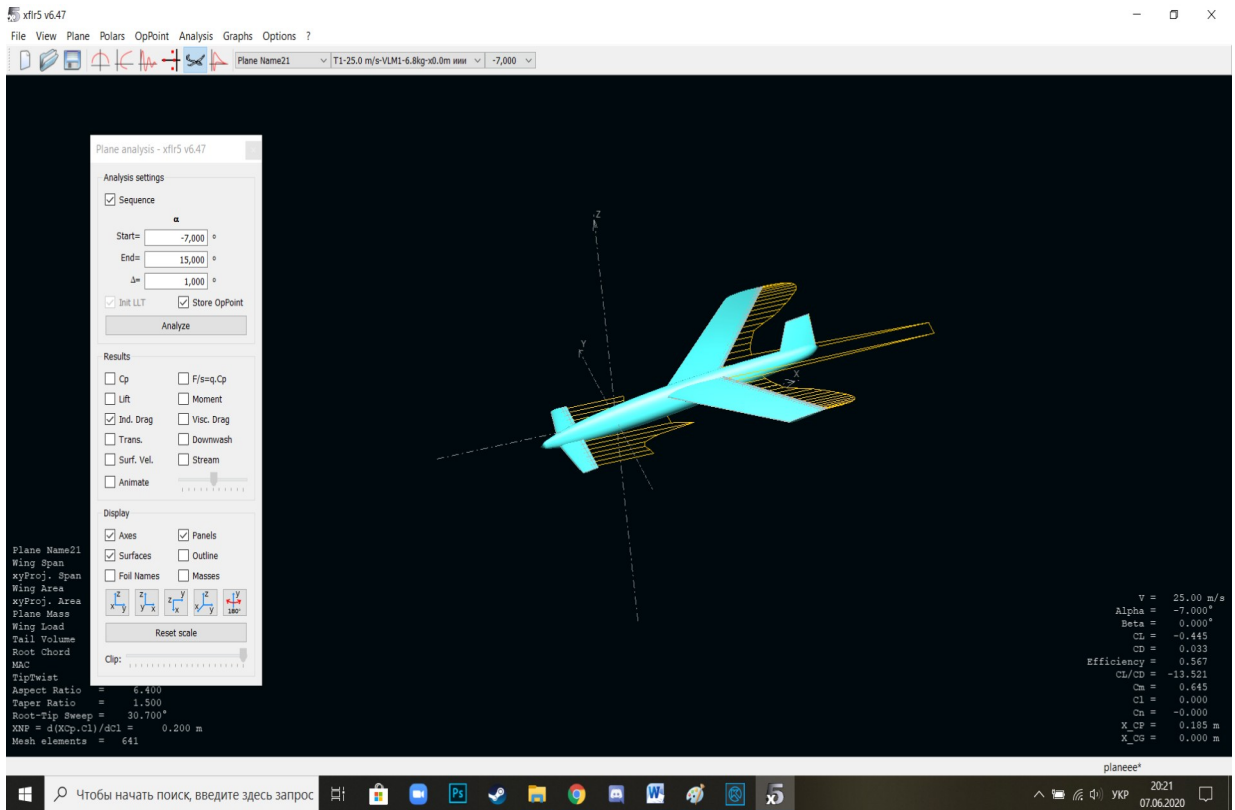


Рис10.3 Лобовий опір при куті атаки рівному -7°

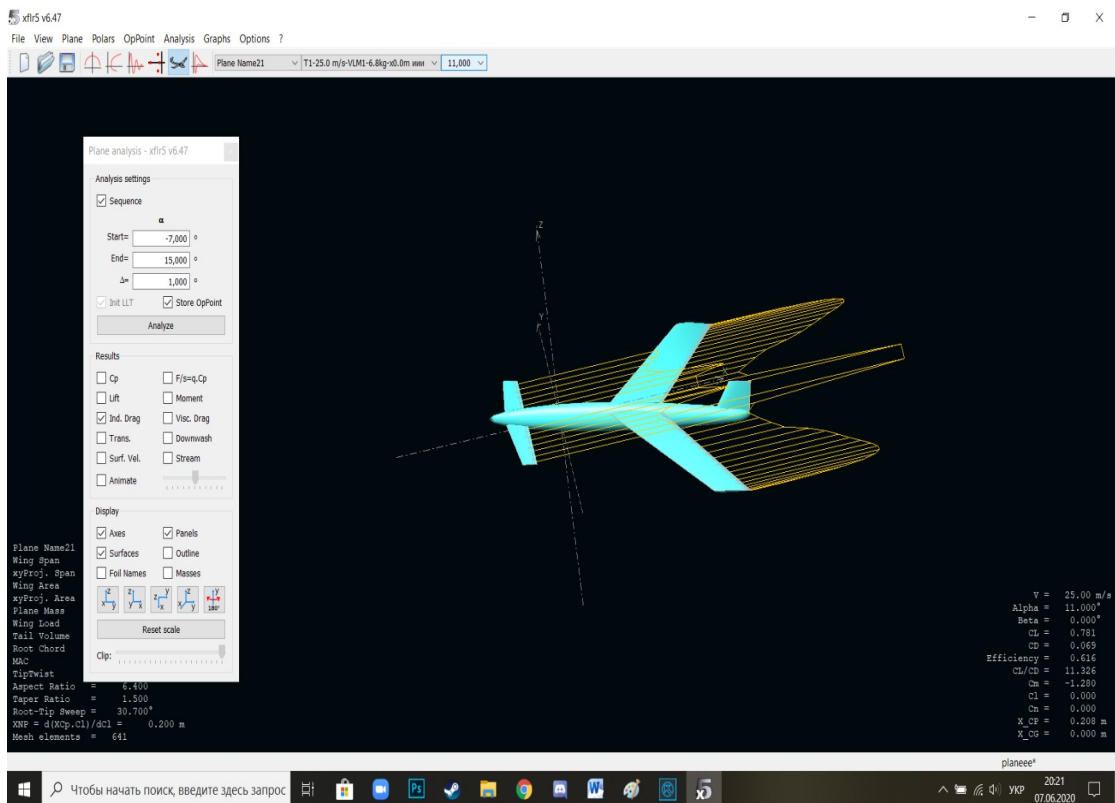


Рис10.4 Лобовий опір при куті атаки рівному 11°

11 Висновок

Після виконання дипломного проекту поглибив та закріпив теоретичні знання та практичні навички з усіх дисциплін навчального плану, оволодів сучасними методами, формами організації переддипломної роботи в галузі своєї майбутньої професії, сформував у них, на базі одержані у навчальному процесі знання, професійні уміння і навички для прийняття рішень під час конкретної праці в реальних переддипломних роботах, виховав потребу систематично поновлювати свої знання та творчо їх застосовувати в практичній і переддипломній діяльності.

Згідно з темою дипломного проекту, мною було виконано наступні пункти:

- Аналіз аналогів легких ла з малим навантаженням на крило.
- Описано основні методи проектування БЛА та вказано їх особливості.
- Проаналізовано літературу по проектуванню ЛА.
- Складено технічне завдання.
- На основі технічного завдання та аналізу аналогів проведено розрахунки масово-енергетичних характеристик.
- На основі цього та попередніх розрахунків складено схему навантаження, яке діє на агрегати проектного ЛА.
- Обрано та обґрунтовано конструктивно-силову схему проектного ЛА,
- Проведено розрахунки для визначення розмірів деталей та агрегатів.
- Вказано способи поєднання деталей між собою та матеріали з яких вони виготовлені.
- Проаналізовано методи виготовлення деталей з карбону та склопластику.
- Розрахунок навантажень на крило.
- Розробка просторової моделі проектного ЛА.
- Виконано побудову просторової моделі.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Дружинин Е.А., Крицкий Д. Н., Захарчук А.И. «Особенности массовой модели беспилотного летательного аппарата // Система обработки информации.» 2013. Вып. 1(108).
2. Проектирование самолетов: учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. Науч. предисловие А.М. Матвеевко, М.А. Погосьяна, Ю.М. Шустрова. - 4-е изд. Репр. воспр. текста изд. 1983 г. - М.; Логос, 2005. - 648 с
3. Электронный ресурс: <https://avia.pro/blog/mikado-tehnicheskie-harakteristiki>, БЛА Micado.
4. <https://totalitat.livejournal.com>, БЛА Ирану Ababil.
5. Методичні вказівки до виконання курсового проекту з дисципліни "Конструкція літальних апаратів" для студентів за фахом 6.100101 кваліфікації «Бакалавр» кафедри приладів та систем керування літальними апаратами / В. В. Сухов. – К.: НТУУ «КПІ», 2010. – 66 с.
6. Электронный ресурс: <https://www.poliuretan.ru/stekloplastik/tehnologiya/>
7. Дракин И.И. «Основы проектирования беспилотных летательных аппаратов с учетом экономической эффективности.» М., «Машиностроение», 1973.
8. Электронный ресурс: [https://uk.wikipedia.org/wiki/Сокіл-2_\(БПЛА\)](https://uk.wikipedia.org/wiki/Сокіл-2_(БПЛА))
9. Методичні вказівки до виконання курсового проекту з дисципліни "Конструкція літальних апаратів" кафедри приладів та систем керування літальними апаратами / В. В. Сухов. К.: НТУУ «КПІ», 2010. 66 с.
10. САМОЛЁТ АН-74ТК-300-100 / СТАНДАРТНАЯ СПЕЦИФИКАЦИЯ / АНТК им.О.К.Анто
11. Электронный ресурс :<https://stud.com.ua/73787/tehnika/osoblivosti-tehnologiiyi-vigotvleniya-kompozitsiynih-materialiv>.