

ВСТУП

У сучасному світі авіація стала займати лідируючу позицію в транспортній інфраструктурі практично будь-якої країни світу. Прийнято вважати, що великий акцент сучасних розробок припадає на транспортну і безпілотну сферу. Але більшої популярності набирають літаки легкої авіації, а саме: літаки бізнес-класу, легкі багатоцільові літальні апарати. Компанії усього світу змагаються за досягнення мінімальних масових характеристик, кращих злітно-посадочних характеристик, при цьому не поступаючись в досить високих крейсерських швидкостях.

Мета дипломної роботи - проектування крила п'ятимісного літака з високою крейсерською швидкістю польоту.

У даній ДР детально розглянуто аеродинамічну компоновку (включаючи вибір профілю крила, вибір типу і форми механізації), конструкцію, технологію виготовлення і міцність проектованого крила.

У першому розділі проведений огляд аналогічних літальних апаратів, описано історію їх створення, умови експлуатації та визначені основні льотно-технічні характеристики.

У другому розділі визначені основні геометричні параметри крила літального апарату.

У третьому розділі проведено розрахунок аеродинамічних характеристик та вибір профілю крила.

В четвертому розділі обрано тип механізації задньої крайки та виконано аеродинамічне проектування закрилку.

В п'ятому розділі визначені аеродинамічні навантаження, що діють на крило.

В шостому розділі розглянута конструкція основних елементів крила

В сьомому розділі описана технологія виготовлення обшивки та нервюри.

1. Огляд аналогів

1.1 JMB (Aveko) VL3 Evolution

Одним з перших швидкісних двомісних літаків категорії UL / LSA є VL3 Evolution чеської компанії JMB Aircrafts.r.o.

VL3 - це двомісний надлегкий одномоторний низкоплан класичного дизайну і рядним розташуванням екіпажу. Шасі може вбиратися, а може бути фіксованим.



Рис.1.1.1 VL3 Evolution

Літак сертифікований відповідність до нормативних вимог UL-2, встановленими Асоціацією надлегких літаків Чеської республіки. Стандарти цих вимог передбачають два варіанти: максимальна злітна маса не більше 450 кг для версій без парашутної рятувальної системи і 472,5 кг з нею. Літак також сертифікований в Німеччині, Франції, Бельгії та ПАР, в тому числі і як LSA (600 кг). За три роки продано понад 100 літаків (перший контракт на продаж було підписано в грудні 2013 року).

Несуча конструкція повністю виготовлена з композитних матеріалів, які характеризуються особливою міцністю і витривалістю. Літак може бути розібраний на окремі агрегати: консолі крила, поверхні хвостового оперення, включаючи стабілізатори, можуть бути відокремлені від фюзеляжу для зручності транспортування.

Крило сучасного ламінарного профілю типу NASA HDF. Профіль і трапецієвидна форма крила, а також виключно гладка поверхня обшивки значно покращують його льотні характеристики. Аеродинаміка крила забезпечує хорошу стійкість при звалюванні: зрив потоку на критичних кутах атаки починається в корені крила і не призводить до переходу в штопор. Крило однолонжеронне з кріпленнями лонжеронів двох консолей усередині фюзеляжу. Фланець кріплення виготовлений з карбонових смуг. Обшивка крила скловолоконна з карбоновими прошарками, спресованими під великим тиском. Така монококова конструкція не вимагає застосування несучих нервюр.

Механізація крила являє собою щитки, схожі по конструкції на щитки Як-18Т. Таким чином, верхня поверхня крила залишається незмінною при їх випуску. Завдяки великій площі і ефективності щитків швидкість звалювання становить 55 км / год. Управління диференціальними елеронами і щитками здійснюється механічно за допомогою карбонових стрижнів. Прагнучи до досягнення виняткових аеродинамічних характеристик, інженери створили особливі шарнірні петлі і механізми управління елеронами і щитками, які не порушують профіль крила.

Крила обладнані двома паливними баками загальною місткістю від 90 до 120 л. Можливі два варіанти кришок - з ключами і без. Приймач повітряного тиску, розташований під лівою консоллю, побажанню клієнта може обігріватися.

Хвостова частина літака розроблена в класичному стилі. Конструкція стабілізаторів схожа на конструкцію крила. Внаслідок цього стабілізатори

можуть повністю відстикуватися від фюзеляжу. Кіль є його невід'ємною частиною.

Тример розташований на правому кермі висоти і управляється механічно за допомогою троса. Кермо напряму управляються сталевим тросом, керма висоти - карбоновими стрижнями.

Клієнти за бажанням можуть вибрати конструкцію з прибирається або не вбирається шасі. У першому варіанті комплектації максимальна крейсерська швидкість літака на 30 км / ч менше. Основні стійки шасі є композитні ресори, обладнані колесами з покриттями розміром 14x4. Передня стійка і опорна частина виконана зі сталі, підтримуються гумовими сайлентблоками і комплектуються покриттям і колесом розміром 12x4.

Всі колеса в літаках з фіксованим типом шасі можуть бути закриті аеродинамічними обтічниками.

Основна і передня стійки втягуються гідравлічними циліндрами. Носове колесо ховається в нішу, розташовану в передній частині фюзеляжу. Основні опори прибираються в ніші в центральній частині, розташованій в багажному відділенні. Підйом коліс здійснюється гідравлічним вузлом, який переходить з відкритого стану в закрите за 14 секунд. У випущеному стані колеса фіксуються спеціальними гідравлічними замками. Управління прибиранням шасі здійснюється з кабіни пілота вимикачем і має інформаційні світлодіодні індикатори, що повідомляють про стан кожного колеса і гідравлічного вузла. Колеса повністю поміщаються в корпусі літака, не залишаючи зовні ніяких виступаючих деталей і частин підйомного механізму. Отвори для коліс щільно закриваються кришкою, що значно впливає на аеродинамічні характеристики польоту. Гідравлічний блок управляється електрично, тому шасі буде працювати навіть в разі відмови двигуна. Додатково є можливість аварійного відкриття шасі за допомогою ручної гідравлічної помпи, розташованої поруч із сидінням пілота. Обидва колеса на основній стійці зупиняються гідравлічними гальмами, які управляються керманичами педалями. Кожне колесо гальмує індивідуально.

Гальмівна установка може бути продубльована для обох пілотів. По бажанню клієнта можна встановити гальмо стоянки.

Силову установку на літаку можна вибрати з двох варіантів: Rotax 912UL потужністю 80 л.с. або Rotax 912Si, Rotax 912ULS потужністю 100 к.с. Двигун кріпиться до моторами на протипожежної стінці. За бажанням можна вибрати гвинти фіксованого або регульованого кроку. Гвинти з електронною системою настройки кроку пропонуються в двох версіях - двухлопастні або трилопатеві Woodcomp або Arplast. Гвинти встановлюють з електронним пристроєм підтримки постійної швидкості обертання двигуна. Для гвинтів фіксованого кроку використовують трилопатеві гвинти Peszke і DUC Helices. Геометрія їх лопатей змінюється завдяки унікальним властивостям карбонової конструкції. Таким чином, частково компенсується відсутність можливості зміни кроку в польоті.

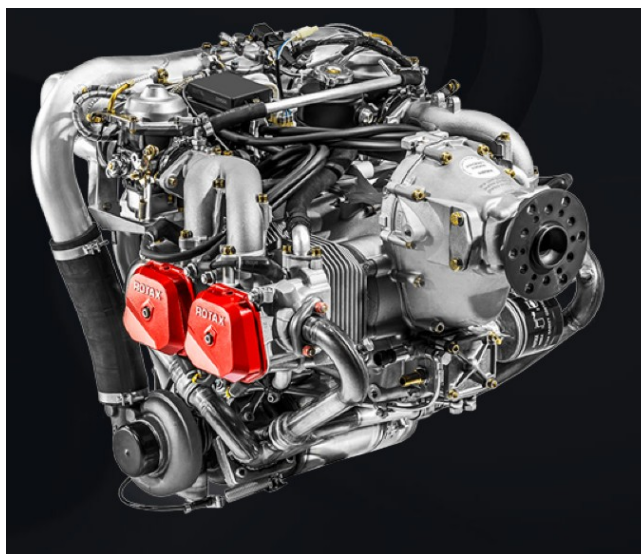


Рис.1.1.2 Двигун Rotax 912

За протипожежної стінкою, що розділяє мотовідсік центральну частину літака, розташована кабіна пілота. Кабіна виготовлена з комбінації вуглеволокна і надміцних арамідних волокон кевлара. Така конструкція максимально захищає пілотів в ситуаціях аварійної посадки.

Виготовлений з акрілічного скла, ліхтар відкриває відмінний огляд з кабіни. Він може бути повністю прозорим або з тонованими відтінками синього, зеленого або коричневого кольорів. Відкриття та закриття ліхтаря

виробляється за допомогою газових пневмопідйомників. У закритому стані кабіна фіксується засувкою, яку можна закрити ключем зовні. У багажному відсіку розташовані два ілюмінатора для заднього огляду (частина стандартної комплектації).

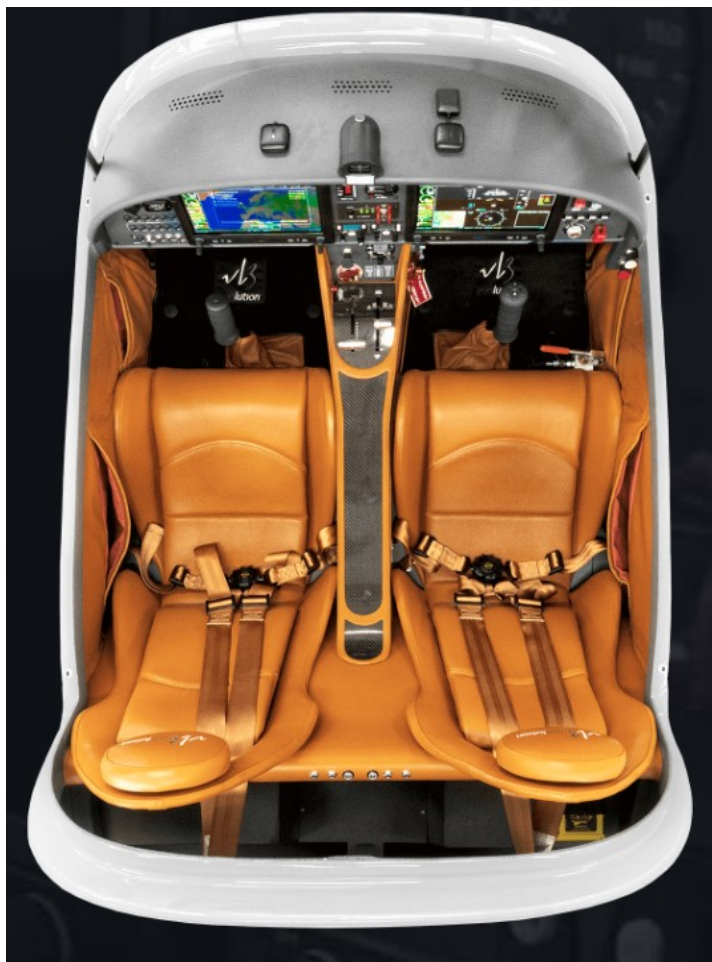


Рис.1.1.3 Кабіна

Всі основні і додаткові системи управління розташовані в кабіні. Дросель тяги і тріммер рулів висоти розташовані на центральній консолі під щитком приладів. Управління ними в рівній мірі зручно для обох пілотів. Важіль закрилків знаходиться прямо між сидіннями пілотів. По бажанню клієнта можливий варіант електричного управління закрилками.

Педалі укомплектовані гальмівними циліндрами. Гальмівна система може бути встановлена для обох пілотів. Управління механічним стоянковим гальмом розташоване під центральною панеллю. Кожне сидіння має ручку управління стандартної конструкції.

Побажанню клієнта можна скомплектувати широкий набір для обслуговування авіоніки на будь-який смак - від традиційних аналогових приладів до новітньої стеклянної кабіни. Пропонуються різні системи навігації, ведення радіозв'язку і транспондерів, а також механічні прилади з регульованим підсвічуванням. Для пілотування в тривалих перельотах рекомендується установка двовісного автопілота. Для клієнтів з особливими побажаннями можлива комплектація навігаційних систем типу РМА

Кожна приладова панель вирізається лазерною установкою за індивідуальним замовленням з написами, нанесеними трафаретним шляхом.



Рис.1.1.4 Приладова панель VL3

При розробці літака ширина кабіни була розрахована з урахуванням зручної і комфортної посадки двох пілотів. Обшивка кабіни виготовлена з тканини або шкіри, клієнти можуть вибрати варіації кольорів на свій смак. Сидіння оснащені надійними чотирьохточковими пасками безпеки. Колірна гамма обшивки сидінь прекрасно поєднується з інтер'єром.

Кабіна пілотів оснащена системою обігріву та вентиляції. Вентиляційні отвори розташовані під панеллю приладів. Тепле повітря спрямований до ніг, холодне повітря - в верхню частину кабіни. Ліхтар оснащений звичайним круглим або пересувним віконцем з вентиляційним клапаном. Багажний відсік розташований за сидіннями пілотів. Доступ до багажу можливий тільки через кабіну над сидіннями пілотів. Багажний відсік обладнаний власниками і розетками для навушників. Додатково можна встановити розтягується сітку.

На літак може бути встановлена парашутна система порятунку Galaxy. Вона може бути введена в дію на швидкостях до 300 км / ч. Система встановлюється за протипожежною стіною і при розкритті парашута утримує літак в чотирьох точках кріплення навколо центру мас літака. Таке кріплення дозволяє зберігати його стабільність при спуску. Якщо сталася аварійна ситуація, яка змусила використовувати рятувальну систему, всю установку можна встановити заново.

Технологія Galaxy GRS 6/960[1]:

Система GRS 6/960, призначена для LSA, розкриває парашут всього за 4,5 секунди, що забезпечує безпечне приземлення аероплана при спрацьовуванні на висоті 90 ми швидкості літака 90 км / год, а на швидкості звалювання (65 км / ч) порятунок літака і екіпажу гарантується з висоти 120 м.

Для запаковування основного парашута системи застосовується в 10 менший тиск (2000 psi або 143 атм.), Ніж у нині існуючих систем, завдяки чому термін служби без переукладання і заміни ракетного пристрою визначено в 9 років. Діапазон робочих температур становить від -40 до + 60С.

Вона більшою мірою має право називатися ракетної, ніж балістичної. Завдяки тому, що ракета створює постійну і тривалу, але меншу за абсолютною величиною перевантаження, ніж звичайні механізми відстрілу, досягається «плавність» виходу парашута. Крім того, діючи більший час,

ракета як би витягає парашут, що скорочує час і забезпечує його повне розкриття.

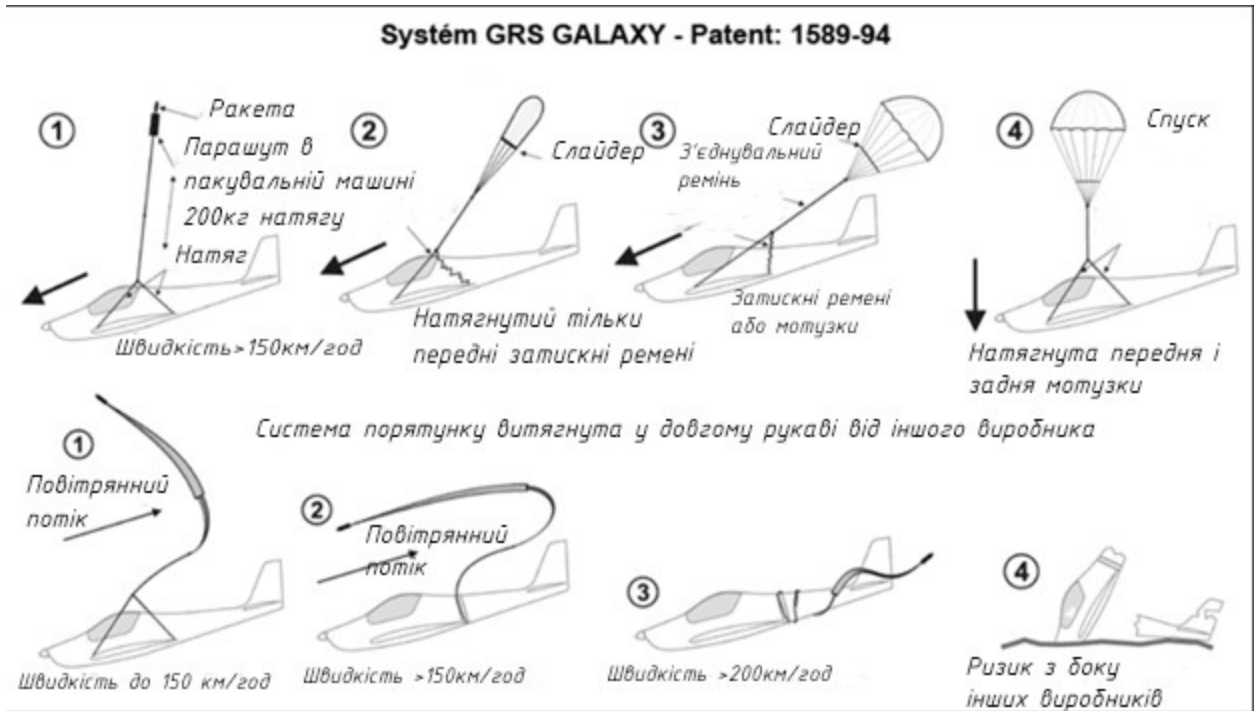


Рис.1.1.5 Технологія Galaxy GRS 6/960

Літак можна комплектувати декількома типами бортових сигнальних вогнів. Позиційні, попереджувальні і світлосигнальні вогні встановлені на крилах і кілі, освітлювальні - на нижній кришці капота двигуна.

ЛТХ:

Таблиця 1

Модифікація	VL3
Розмах крила, м	8.44
Довжина літака, м	6.24
Висота літака, м	2.05
Площа крила, м ²	9.77
Маса, кг	
порожнього спорядженого літака	270
максимальна злітна	472,5
Паливо, л.	90-120
Тип двигуна	1 ПД Rotax 912ULS
Потужність, л.с.	1 x 100
Максимальна швидкість, км/год.	305

Крейсерська швидкість, км/год.	270
Практична дальність, км	2000

Продовження таблиці 1

Скоропідйомність, м/хв.	360
Практична стеля, м	5400
Екіпаж, чол.	1
Комерційне навантаження:	1 пасажир

1.2 Millenium Master

Master - легкий багатоцільовий літак, вироблений італійською компанією Millennium Aircraft (Compact Compositi srl). Перший політ прототипу відбувся 27 травня 2006 року. Вперше модель була представлена компанією Millennium на виставці AERO-2007 в Фридрихсхафене (Німеччина).



Рис.1.2.1 Millenium Master

Літак являє собою двомісний низкоплан, оснащений чотирициліндровим двигуном Rotax 912ULS потужністю 100 к.с. (75 кВт). Він надає руху дволопатеви́й гвинт із змінним кроком в польоті. Екіпаж розташований в кабіні по системі "тандем". Конструкція літака виготовлена з вуглекомпозиту, що забезпечує невелику вагу при високій міцності.

Конструкція Millennium Master була розроблена на основі більш раннього дерев'яного літака Asso X, але конструкція була повністю перетворена в препреги з вуглецевого волокна.

Майстер має низьке, трапецієвидне крило, хоча цей план модифікується розширеним обтічником, а також кінчиками крил типу Küchemann з вигнутими передніми крайками. Закрилки займають всю задню крайку всередині елеронів і мають чотири положення. Ці закрilки мають прорізи і кожна з двох в поздовжньому напрямку, розрив розташований на лінії петель складання крила.



Рис.1.2.2 Зображення літака у проекції

Цілісний навіс покриває тандемні сидіння, причому заднє сидіння вище інших. За кабіною лінія фюзеляжу падає на хвіст. Задня площина має прямі края з закругленими кінцями і несе маркований анедр. Форкіль і кермо на пряму також з прямими краями, але підметені; є невеликий додатковий вентральний форкіль. Руль висоти має тримери. Майстер має триколісне шасі, носове колесо відводиться назад, а головні ноги всередину, в крила. Трек становить 2,01 м (6 футів 7 дюймів). ЛТХ представлені у таблиці 2.

Таблиця 2

Модифікація	Master
Розмах крила, м	7.94
Довжина, м	7.18
Висота, м	2.41
Площа крила, м ²	9.96
Маса, кг	
Порожнього	285
максимальна злітна	450
Тип двигуна	1 ПД Rotax 912ULS
Потужність, кВт	1 x 100
Максимальна швидкість, км/год.	378
Крейсерська швидкість, км/год.	306
Екіпаж, чол	2

1.3 Lancair Мако

Літак має консольне низьке крило, чотиримісну закриту кабіну з доступом до дверей, триколісне шасі з опціональним автоматичним прибиранням носовим колесом, основним шасі з колісними штангами і одним

двигуном.



Рис.1.3.1 Lancair Мако

Опціональне забирання носового шасі забирається автоматично, коли бортові датчики вимірюють повітряну швидкість понад 100 вузлів, 1000 футів над землею, положення дросельної заслінки вище 30% потужності, вага з коліс і положення закрилка вгору. Всі п'ять параметрів повинні бути виконані, щоб носове колесо було прибрано. Прибирання носового колеса збільшує крейсерську швидкість до 12 вузлів завдяки його розташуванню в потоці повітря пропелера. Система повністю автоматична. Крило з підігрівом ThermaWing.

В якості силової установки можуть використовуватися шестициліндровий двигун Lycoming IO-540 потужність 300 к.с. (224 кВт), Continental IO-550 тієї ж потужності, 350-сильний двигун турбонаддувом Lycoming TIO-540 або Continental TSIO-550 тієї ж потужності. Ballistic Recovery Systems (балістичний парашут) не є обов'язковим. Чотиримісна кабіна (ширина 1.17 метра, висота 1.21 метра) літака Мако обладнана двома 10.6 дюймовими сенсорними дисплеями Garmin G3X Touch з можливістю підключення автопілота Garmin GАР-66, а також багатофункціональною апаратурою Garmin GTN-750. Для нічних польотів на літаку встановлені

світлодіодні світильники в 600 тисяч свічок. Для забезпечення безпеки екіпажу змонтована парашутна система BRS Aerospace. ЛТХ даного літака наведено у таблиці 3.



Рис.1.3.2 Кабіна літака

Таблиця 3

Модифікація	Мако
Розмах крила, м	11.16
Довжина літака, м	7.62
Висота літака, м	2.33
Площа крила, м ²	13.00
Маса, кг	
порожнього спорядженого літака	1021
максимальна злітна	1610
Тип двигуна	1 ПД Continental TS10-550
Потужність, л.с.	1 x 350
Максимальна швидкість, км/год.	454
Крейсерська швидкість, км/год.	407
Практична дальність, км	2315

Скоропідйомність, м/хв.	610
Практична стеля, м	8500
Екіпаж, чол.	1
Комерційне навантаження:	3 пасажира

1.4 Cirrus SR22

Ось чим оснащений цей літак: спирто-гліцеринової противообледенительной системою передніх кромок крила і оперення. Грозоотметчиком (Stormscope) R. Системою попередження небезпечного зближення в повітрі TAWS. Автопілотом Fifty Five X. Двома великими індикаторами: пілотажним FlightMax Entegra і багатофункціональним EX5000C. Одноричагове системою управління двигуном (повністю автоматичним повітряним гвинтом). Двома навігаційними системами Garmin GNS 430. Аудіопанелі Garmin GNA 340 Відповідачем вторинної радіолокації Garmin GTX 327. Системою попередження про землю (Terrain Awareness System), інформації про рух літаків (Traffic Information), супутникові дані про погоду (Satellite Weather Datalink)



Рис.1.4.1 Cirrus SR22

Цей літак має сучасну конструкцію з легких композиційних матеріалів і великий запас міцності. Він оснащений рятувальною парашутною системою CAPS (Cirrus Airframe Parachute System), яка використовується на всіх машинах. Вона розроблена на основі досвіду, накопиченого при проектуванні, і балістичних парашутних рятувальних систем для надлегких літаків.

Приладова дошка Cirrus більше нагадує кабінку авіалайнера, хоча і зроблена з автомобільного типу. Ширина кабіни 49 дюймів. Композитна конструкція, шкіряні крісла, все, до найменших дрібниць, виконано для зручності пілота і пасажирів.



Рис.1.4.2 Приладова панель літака

У конструкції цього літака цікава бічна ручка управління. Вона безпечна в аварійній ситуації і зручна у використанні. До того ж дуже легка в управлінні. Панель управління асиметрична і трохи занижена, що створює відмінну видимість. Велике лобове скло сприяє гарному огляду як з місця пілота, так і з пасажирського крісла. Це досить швидкісні літаки. Композитна конструкція без клепанних швів зменшує лобовий опір, дозволяючи літаку розвивати швидкість 180 вузлів. Є також ще деякі цілком привабливі льотні характеристики, такі як скоропідйомність, максимальне корисне навантаження.

Cirrus SR22 оптимальний для повітряних подорожей по тривалим маршрутам, польотів в складних метеоумовах вдень і вночі. Але, так як Cirrus SR22 має композитну, пластикову конструкцію планера літака, який має процес природного старіння, навіть якщо літак стоїть. А при перепадах температур, вологості, невідготовлених злітно-посадкових майданчиках цей процес відбувається набагато швидше. Має систему виведення літака з штопора за допомогою піротехнічного викидання парашута.

ЛТХ:

Таблиця 4

Модифікація	SR22
Розмах крила, м	11.60
Довжина літака, м	7.90
Висота літака, м	2.70
Площа крила, м ²	13.30
Маса, кг	
порожнього спорядженого літака	1008
максимальна злітна	1540
Тип двигуна	1 ПД Teledyne Continental IO-550-N
Потужність, л.с.	1 x 310
Максимальна швидкість, км/год.	370
Крейсерська швидкість, км/год.	345
Практична дальність, км	2170
Скоропідйомність, м/хв.	425
Практична стеля, м	5320
Екіпаж, чол.	1
Комерційне навантаження:	3 пасажирів

Висновок до розділу

У цьому розділі було наведено огляд чотирьох аналогів. Наведені ЛТХ та розписано конструкцію кожного аналога.

2. Вибір основних геометричних параметрів крила.

Ґрунтуючись на виборі аналогів і керуючись заданими вимогами в ТЗ.

Крило матиме наступні геометричні характеристики:

- Розмах крила (l) - 9 м.
- Площа крила (S) – 10 м².

Виходячи з переглянутих аналогів, для крейсерської швидкості близько 300 км / ч даний розмах і площа зможе забезпечити необхідні параметри.

- Звуження (η) – 2. Зменшує індуктивний опір та навантаження на крило.
- Знаючи розмах і площу знайдемо видовження:

$$\lambda = \frac{l^2}{S} = 8.1 \quad (2.1)$$

- Поперечний кут крила (кут поперечного V) - +2°.

Позитивне поперечне V крила, характерне для низькопланів допомагає зменшити несприятливий вплив. Воно викликане складової підйомної сили низькорозташованого крила, яке утворює момент щодо центра ваги і працює на посилення крену для низькоплана, тобто зменшує його поперечну стійкість.

Приймаючи, що:

$$\lambda = \frac{S}{l} = l/b_{cp} \quad (2.2)$$

$$b_{cp} = \frac{b_0 + b_k}{2} \quad (2.3)$$

$$\eta = \frac{b_0}{b_k} \quad (2.4)$$

Прирівнюємо формули 2.2 та 2.3. Отримуємо:

$$\frac{S}{l} = \frac{b_0 + b_k}{2} \quad (2.5)$$

$$b_0 = \eta \cdot b_k \quad (2.6)$$

Підставляючи рівняння 2.6 у рівняння 2.5, отримуємо формулу для знаходження кінцевої хорди крила.

- Кінцева хорда крила:

$$b_k = \frac{2 \cdot S}{l \cdot (1 + \eta)} = \frac{2 \cdot 10}{9 \cdot (1 + 2)} = 0.74 \quad (2.7)$$

- Коренева хорда крила:

$$b_0 = \eta \cdot b_k = 2 \cdot 0.74 = 1.48 \quad (2.8)$$

- Крутка крила (геометрична) (φ) – -3°.

Крило має однаковий профіль по всьому розмаху, але установчі кути профілів змінюються таким чином, що профілі в кінцевій частині крила обтікаються під меншим кутом атаки, ніж в кореневій частині. Направлене на зменшення індуктивного опору внаслідок наближення розподілу циркуляції до оптимального (еліптичного), а також на те, щоб зрив потоку при

звалюванні починався з кореневої частини крила. При цьому елерони, що знаходяться в кінцевій частині крила, продовжують діяти і забезпечують пілота ефективним засобом для виходу з критичного режиму польоту.

- Стрілоподібність по $\frac{1}{4}$ хорді ($\chi_{1/4}$) – 1° .
- Кут установки крила – $+3^\circ$.

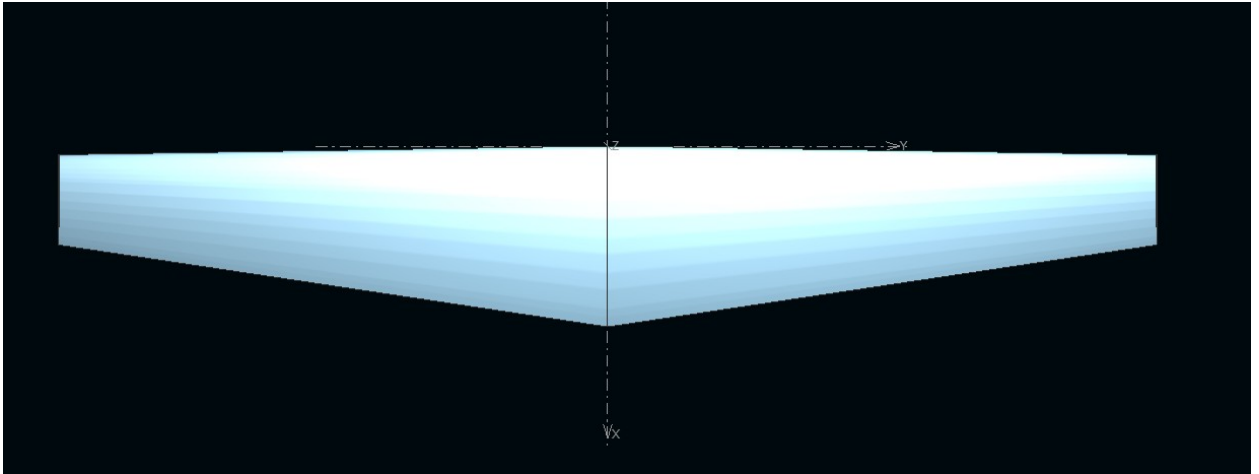


Рис. 2.1 Ескіз крила в плані

Висновки по розділу

У даному розділі було наведено та обґрунтовано основні геометричні параметри крила.

3. Вибір аеродинамічного профілю крила

Профіль крила - це форма поперечного перерізу крила. Тіло в формі профілю крила, рухаючись в потоці газу або рідини, створює підйомну силу, перпендикулярну напрямку потоку (теорема Жуковського). Форми профілів різноманітні, вони вибираються, перш за все, виходячи з міркувань забезпечення необхідних льотно-технічних характеристик літака.

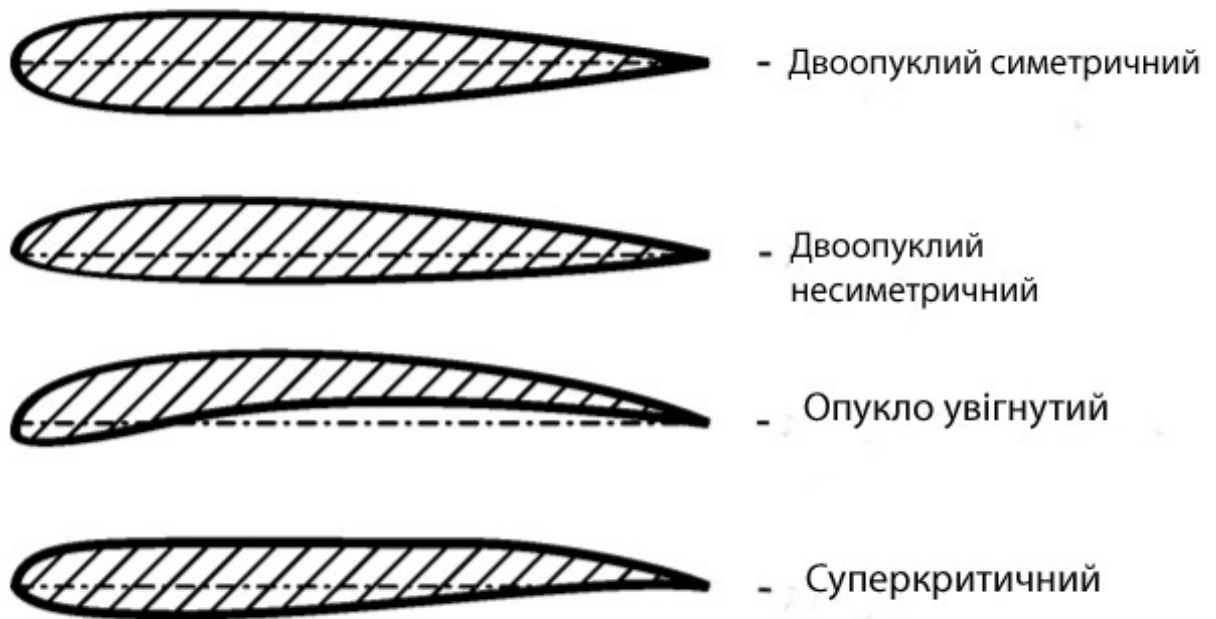


Рис.3.1 Форми профілів

Основні геометричні характеристики профілю:

- Відносна товщина профілю дорівнює відношенню максимальної товщини профілю до його хорди, вираженого у відсотках:

$$\dot{c} = \frac{c_{max}}{b} \cdot 100\%, (3.1)$$

де c_{max} – найбільша відстань між точками профілю, що лежать на прямій, перпендикулярній хорді: $c_{max} = (y_{\delta} - y_{\eta})_{max}$.

Залежно від типу літака величина відносної товщини профілю коливається в межах від 2 до 20%. Надзвукові літаки мають крила з тонкими профілями (до 5%), у дозвукових - профілі крил товщі (як правило, понад 10%).

- Положення максимальної товщини профілю по довжині хорди визначається відносною координатою:

$$\dot{x}_c = \frac{x_c}{b} \cdot 100\%, (3.2)$$

де x_c – абсциса максимальної товщини профілю.

Величина \dot{x}_c для дозвукових літаків коливається в межах 25-30%, для надзвукових - 40-50%.

Середня лінія профілю - це геометричне місце точок, відповідних серединам відрізків, що з'єднують точки профілю, що лежать на прямій,

перпендикулярній хорді, тобто це координати середин товщини профілю:

$$y_{cp}(x) = 0.5(y_{\varepsilon}(x) - y_{\eta}(x)).$$

- Кривизна профілю - це відношення максимальної кривизни профілю до його хорді, виражене у відсотках:

$$\dot{f} = \frac{f_{max}}{b} \cdot 100\%, (3.3)$$

де f_{max} - максимальна ордината відстані між середньою лінією та хордою:

$$f_{max} = 0,5(y_{\varepsilon} + y_{\eta})_{max}.$$

- Відносна кривизна профілю. Положення максимальної кривизни по довжині хорди визначається відносною координатою:

$$x'_f = \frac{x_f}{b} \cdot 100\%, (3.4)$$

Де x_f - абсциса максимальної угнутості профілю.

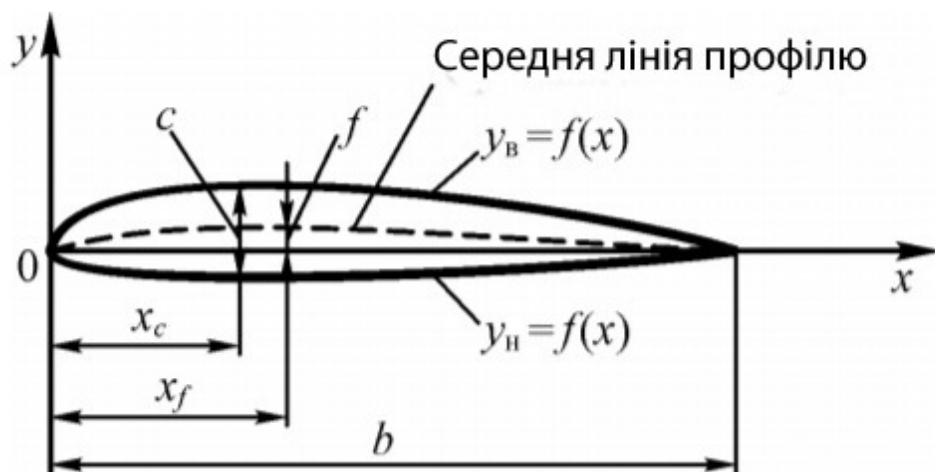


Рис.3.2 Геометричні характеристики профілю

Для більшості відомих профілів при збільшенні відносної товщини до $\varepsilon = 12\%$ значення $C_{y_{max}}$ зростає. Подальше збільшення товщини профілю не робить істотного впливу на його максимальні несучі властивості. Важливо відзначити, що збільшення відносної товщини профілю супроводжується зростанням збільшення ΔC_y , викликаного відхиленням механізації задньої кромки.

Крилові профілі з положенням максимальної кривизни поблизу передньої кромки проявляють схильність до зриву потоку з різкою втратою несучих властивостей. Погодіша форма піку залежності $C_y(\alpha)$ в околиці

$C_{y_{max}}$ досягається, коли положення максимальної кривизни зміщене назад. За впливом числа Re на $C_{y_{max}}$ профілі можна умовно розділити на чотири групи.

До першої групи профілів відносяться симетричні профілі та профілі з малою кривизною не більше 2-2.5% від хорди, тонкі профілі з середньою кривизною близько 3-4% від хорди і профілі з середньою кривизною, максимальна ордината якої знаходиться в задній половині хорди профілю. $C_{y_{max}}$ цієї групи зростає при збільшенні числа Re .

До другої групи профілів відносяться профілі товщиною 12-16% із середньою кривизною 3-4% від хорди, максимальна ордината якої розташована на відстані (0.4-0.45)b від носика. Величина $C_{y_{max}}$ профілів цієї групи вельми слабо убуває при зростанні числа Re .

До третьої групи відносяться сильно увігнуті профілі з середньою кривизною близько 3-4%, але з ординатою максимальної кривизни, розташованої на відстані (0.2-0.25)b від носика, і товсті профілі з середньою кривизною. $C_{y_{max}}$ цих профілів сильно убуває при зростанні Re .

До четвертої групи належать профілі з гострою або злегка закругленою передньою кромкою, $C_{y_{max}}$ цих профілів дуже малий (0.4-0.5). Збільшення Re злегка збільшує значення $C_{y_{max}}$.

Опір профілю.

Значення мінімального опору гладкого профілю залежить головним чином від числа Re і протяжності ділянки ламінарного обтікання і слабкіше від відносної товщини і кривизни. Коефіцієнт опору зазвичай зменшується зі зростанням числа Re . Збільшення кривизни профілю практично не призводить до змін в значенні $C_{xp_{min}}$. Збільшення відносної товщини профілю, так само як і зміщення її положення до носика, супроводжується підвищенням мінімального лобового опору.

Шорсткість поверхні профілю може значно збільшити його мінімальний опір, тому важливо зберігати гладкість поверхні при будь-якому характері течії в пограничному шарі.

Керуючись інформацією наданою вище, було обрано чотири профілі. З яких буде обрано той, що буде задовольняти вимогам, які зазначені в ТЗ.

- GOE 239 (MVA Н.31)

$$\acute{c} = 11.30 \% ;$$

$$\acute{x}_c = 23.39 \% ;$$

$$\acute{f} = 6.04 \% ;$$

$$\acute{x}_f = 42.12 \% ;$$

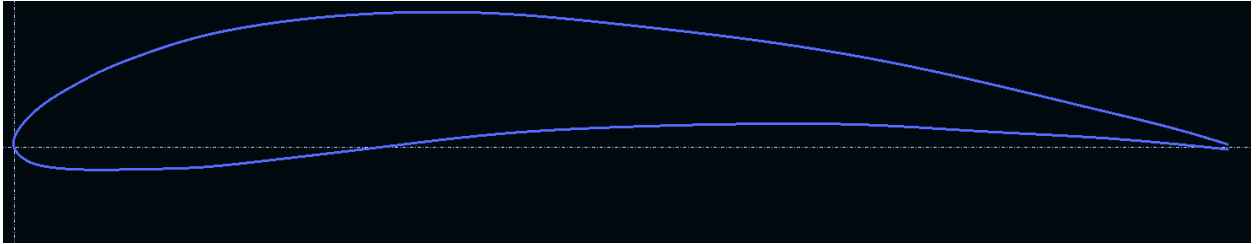


Рис.3.3 Профіль GOE 239 (MVA Н.31)

- DAE-51

$$\acute{c} = 9.38 \% ;$$

$$\acute{x}_c = 31.13 \% ;$$

$$\acute{f} = 4.03 \% ;$$

$$\acute{x}_f = 45.05 \% ;$$

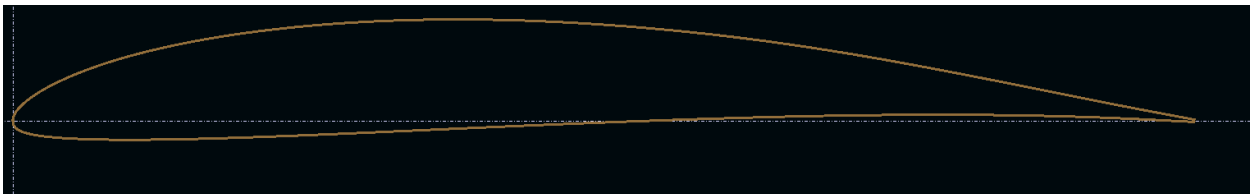


Рис.3.4 Профіль DAE-51

- МН 113

$$\acute{c} = 14.67 \% ;$$

$$\acute{x}_c = 29.22 \% ;$$

$$\acute{f} = 6.88 \% ;$$

$$\acute{x}_f = 47.04 \% ;$$

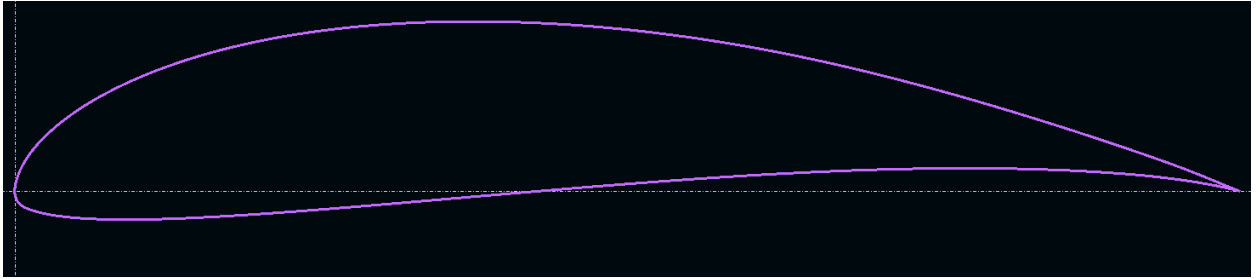


Рис.3.5 Профіль МН 113

- FX-64-184-mod16

$$c = 16 \% ;$$

$$x_c = 36.72 \% ;$$

$$f = 3.33 \% ;$$

$$x_f = 62.55 \% ;$$

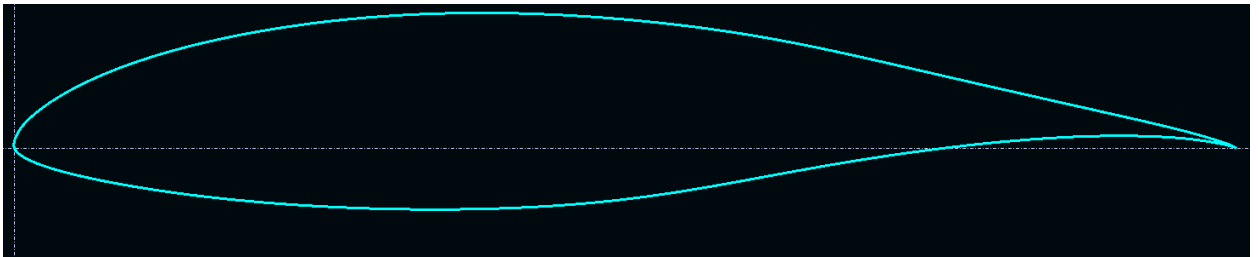


Рис.3.6 Профіль FX-64-184-mod

З ТЗ маємо: крейсерська швидкість – 300 км/год, маса – 1т..Приймаємо, що крейсерська висота – 2км.

Знайдемо $C_{у_{крила}}$ з рівняння руху у крейсерському польоті:

$$G = Y = C_{у_{крила}} \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S, (3.5)$$

де ρ – щільність повітря на крейсерській висоті, V – крейсерська швидкість,

S – площа крила.

Маємо:

$$C_{у_{крила}} = \frac{2 \cdot G}{\rho \cdot V^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot V^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot 1000 \cdot 10}{1.007 \cdot 83.3^2 \cdot 10} = 0.28$$

Розраховуємо число \Re , для даної швидкості та висоти.

$$\Re = \frac{V \cdot b}{\nu} = \frac{83.3 \cdot 1.15}{1.71 \cdot 10^{-5}} = 5\,600\,000$$

де $b = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \left(1 + \frac{1}{\eta \cdot (1 + \eta)}\right) = 1.15 - \zeta$ середня аеродинамічна хорда, $\vartheta - \zeta$ кінематична вязкість.

Вибір профілю будемо засновувати на тому, що при крейсерському C_y повинні отримати мінімальний C_x . Щоб визначити $C_{y_{проф}}$ профілю на крейсерському режимі, використовуємо формулу переходу від $C_{y_{крила}}$ на крейсері до $C_{y_{проф}}$ на тому ж режимі.

$$C_{y_{проф}} = C_{y_{крила}} \cdot \left(1 + \frac{C_{y_{проф}}^\alpha}{\pi \cdot e_1 \cdot \lambda_{эф}}\right), \quad (3.6)$$

де $C_{y_{проф}}^\alpha - \zeta$ похідна коефіцієнту підйомної сили профіля по куту атаки, для більшості профілів приймається $C_{y_{проф}}^\alpha = 6.28$; $e_1 - \zeta$ коефіцієнт Освальда, приймаємо рівним 1; $\lambda_{эф} - \zeta$ ефективне видовження крила, $\lambda_{эф} = 7$.

$$C_{y_{проф}} = 0.28 \cdot \left(1 + \frac{6.28}{3.14 \cdot 1 \cdot 7}\right) = 0.36$$

Використовуючи програму XFLR5, виконуємо обдув профілів при порохованню крейсерському числі Re . Маючи поляри трьох обраних профілів, обираємо той, що має мінімальний C_x при $C_y = 0.36$.

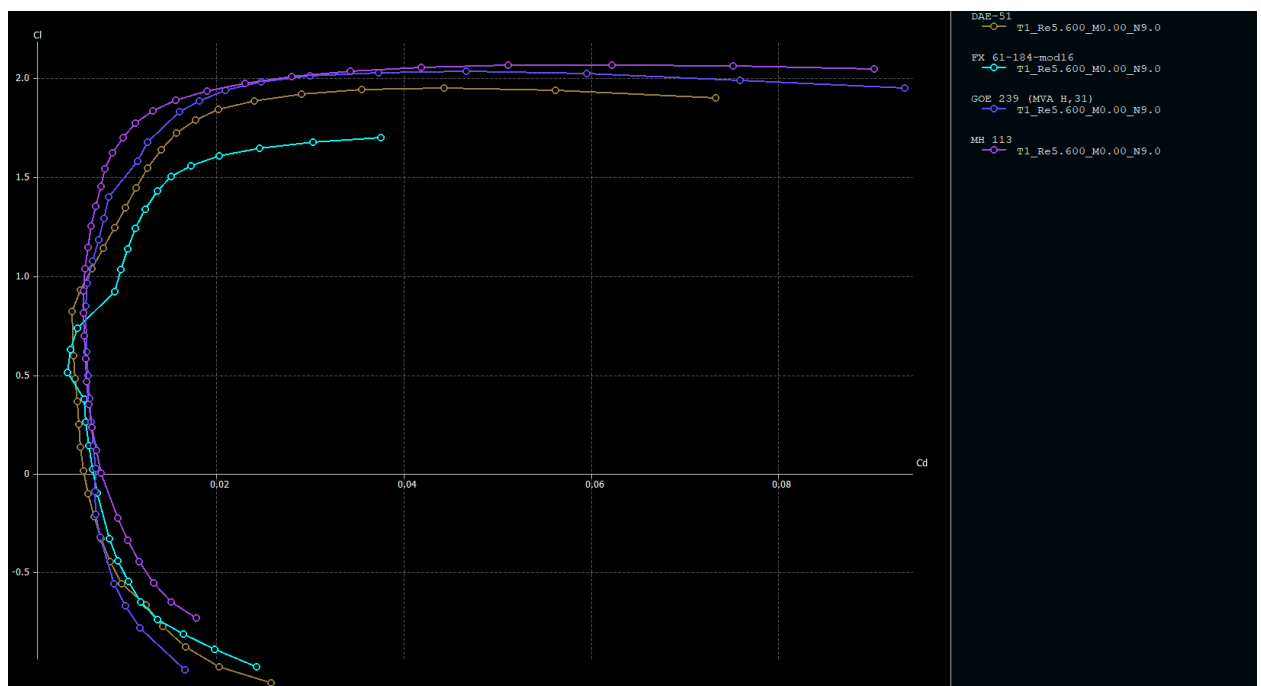


Рис.3.7 Поляри профілів

З графіку видно, що профіль DAE-51 має менший C_x при даному C_y , але з товщиною в 9% крило вийде важким, тому вибираємо профіль FX-64-

184-mod16, який максимально наближений по аеродинамічним характеристикам і не поступається в масових.

Висновки по розділу

У даному розділі було представлено основні геометричні характеристики профілю. Розглянуто основні групи профілів. Пораховано коефіцієнт підйомної сили крила у крейсерському польоті. Надано обґрунтування обраного профілю.

4. Розрахунок аеродинамічних характеристик.

Щоб отримати повноцінну поляру крила, потрібно внести закрилок у профіль крила. Щоб вибрати оптимальний варіант механізації, розглянемо параметри ефективності механізації по Петрову [2].

Збільшення підйомної сили при збереженні величини похідної C_{ya}^α , природно, супроводжується збільшенням від'ємного значення кута нульової підйомної сили α_0 . При цьому чим більше ефективність механізації, тобто збільшення підйомної сили, тим більші значення α_0 досягаються при її відхиленні. Навіть коли максимальні підйомні сили C_{yamax} порівнюваних видів механізації однакові, на лінійній ділянці залежності $C_{ya}=f(\alpha)$ (злітно-посадочіє режимі польоту) перевага в коефіцієнті підйомної сили буде у того виду механізації, у якого значення α_0 більше. З рис. 4.1 видно, що в цьому відношенні закрилки вигідно відрізняються від щитків.

Іншою величиною, пов'язаної з ефективністю механізації, є значення кута атаки, при якому досягається максимальне значення підйомної сили $\alpha_{кр}$. Як вже зазначалося вище, відхилення щитків або закрилків еквівалентно збільшенню кривизни профілю. Тому чим більше механізація збільшує кривизну профілю, тим ефективніше вона виявляється в збільшенні підйомної сили. Однак при цьому буде зменшуватися кут атаки, при якому виникає відрив потоку на верхній поверхні профілю. У відповідності з цим з ряду наведених залежностей можна бачити, що чим ефективніше механізація, тим більше зменшується $\alpha_{кр}$. Це означає, що застосування високоефективних видів механізації повинно здійснюватися спільно з предкрилками, які затягують зрив потоку на великі кути атаки, тобто збільшують $\alpha_{кр}$.

Також, збільшення підйомної сили, викликане відхиленням механізації, супроводжується збільшенням профільного опору. На рис. 4.2 наведені залежності $\Delta C_{xa}=f(\alpha)$, за якими можна приблизно судити про те, як відхилення того чи іншого виду механізації змінює профільний опір профілю

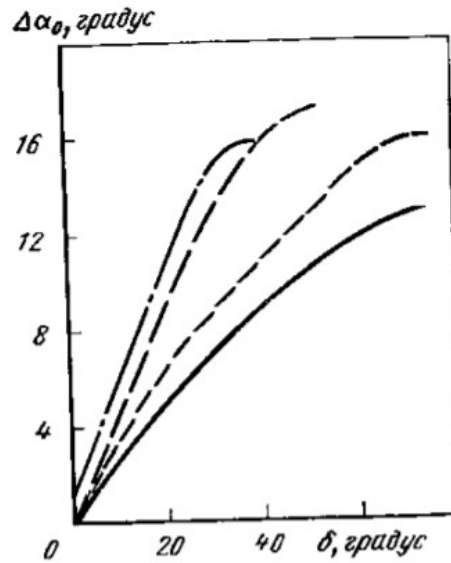


Рис.4.1 Приріст кута нульової підйомної сили профілю NASA 23012 в залежності від кута відхилення різних видів механізації: — ζ простий щиток $\delta'_{щ} = 20\%$; - - - ζ нещільний закрилок $\delta'_s = 20\%$; — · — ζ висувний щільний $\delta'_s = 25.6\%$; - - - ζ висувний підкрилок $\delta'_{прк} = 26.67\%$.

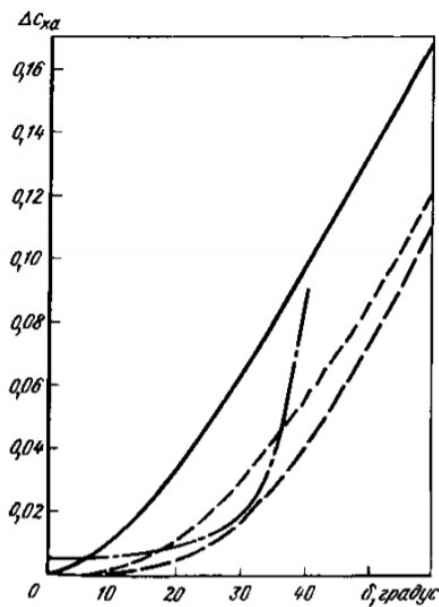


Рис.4.2 Приріст профільного опору профілю NASA 23012 в залежності від кута відхилення різних видів механізації: — ζ простий щиток $\delta'_{щ} = 20\%$; - - - ζ нещільний закрилок $\delta'_s = 20\%$; — · — ζ висувний щільний $\delta'_s = 25.6\%$; - - - ζ висувний підкрилок $\delta'_{прк} = 26.67\%$.

Проаналізувавши дані графіки, було вирішено зупинити свій вибір на нещільній закрилці. Цей закрилок має не найнижчий приріст кута нульової підйомної сили, профільний опір варіюється в проміжку близькому до мінімальних значень. (При куті відхилення в 20).

У програмному середовищі Profili додамо у площину профіля крила закрилок (рис.4.3).

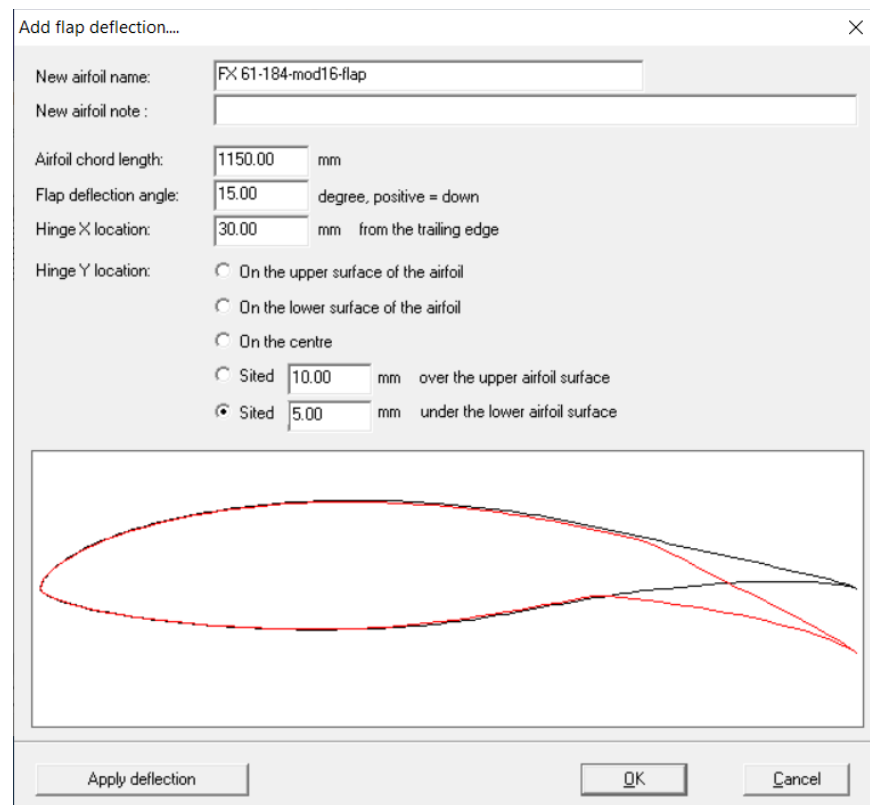


Рис.4.3 Ескіз відхилення закрилки у програмному середовищі Profilli

Тепер, слід обдути на злітних числах \mathfrak{R} . Для цього потрібно знати швидкість відриву - $V_{\text{від}}$.

$$V_{\text{від}} = 1.1 \cdot V_s = 3.6 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot G}{C_{y_{\text{max}}} \cdot \rho \cdot S}}, \quad (4.1)$$

де $C_{y_{\text{max}}}$ - α максимальний коефіцієнт підйомної сили крила в злітній конфігурації; V_s - α швидкість звалювання.

Максимальний коефіцієнт підйомної сили визначається за формулою [3]:

$$C_{y_{\text{max}}} = C_{y_0} k_{\eta} k_{\chi} k_{\mathfrak{R}}, \quad (4.2)$$

де C_{y_0} - α експериментальний максимальний коефіцієнт підйомної сили профілю крила для заданого числа \mathfrak{R}_0 ; k_{η} - α поправочний коефіцієнт, який залежить від звуження крила; k_{χ} - α поправочний коефіцієнт, який залежить

від стрілоподібності й звуження крила; $k_{\mathfrak{R}} - \dot{\zeta}$ поправочний коефіцієнт, який залежить від числа Рейнольдса.

$$k_{\eta} = 0.91 \cdot \eta^{0.017} \cdot (0.95 + 0.057 \cdot \eta - 0.018 \cdot \eta^2) \quad (4.3)$$

$$k_{\eta} = 0.91342.$$

Надалі:

$$k_x = \frac{(0.09 + 0.51 \cdot \eta + (0.91 + 0.49 \cdot \eta) \cdot \cos^2 \chi_{1/4})}{(\eta + 1)}, \quad (4.4)$$

де $\cos \chi_{1/4} - \dot{\zeta}$ косинус кута стрілоподібності за лінією $1/4$ хорд;

Отримуємо:

$$k_x = 0.999904.$$

Перед тим як порахувати поправочний коефіцієнт, який залежить від числа Рейнольдса, потрібно визначити яке саме число \mathfrak{R} потрібно надалі враховувати у формулі.

$$\mathfrak{R} = \frac{V_{\text{noc}} \cdot b}{\nu}, \quad (4.5)$$

де $V_{\text{noc}} - \dot{\zeta}$ посадкова швидкість, м/с.

$$V_{\text{noc}} \cong 3 \cdot \sqrt{\frac{m_{\text{noc}}}{S}}, \quad (4.6)$$

де $m_{\text{noc}} - \dot{\zeta}$ посадкова маса літака, кг.

$$m_{\text{noc}} = m_{\text{зл}} - 0,8 \cdot m_n, \quad (4.7)$$

де $m_n - \dot{\zeta}$ маса палива, кг.

Зважаючи на те, що $m_{\text{зл}} \leq 20000$ кг, тому приймаємо :

$$m_n = 0.25 \cdot m_{\text{зл}} = 250 \text{ кг}.$$

Тому:

$$V_{\text{noc}} = 26.83 \text{ м/с}.$$

$$\mathfrak{R} = \frac{26.83 \cdot 1.15}{1.46 \cdot 10^{-5}} = 2113322.$$

Приймаємо, що $\mathfrak{R}_o = 3000000$.

$$k_{\mathfrak{R}} = 1,49 \cdot \left(\frac{\lg \mathfrak{R}}{\lg \mathfrak{R}_o} \right)^{1.62} \cdot e^{-0.0001 \cdot \mathfrak{R}}$$

Для того щоб знайти C_{y0} і упевнитися в істинності значень, продуємо два профілі, для більшої точності, в двох програмах: XFLR5 та Profili i

порівняємо їх з експериментальними значеннями, взятими з Атласу Кашафутдінова[4]. Продувати будемо у трьох числах Рейнольдса:

$$\Re_1 = 1500000; \Re = 2113322; \Re_o = 3000000.$$

Продувка профілю FX-61-184 у середовищі Profili:

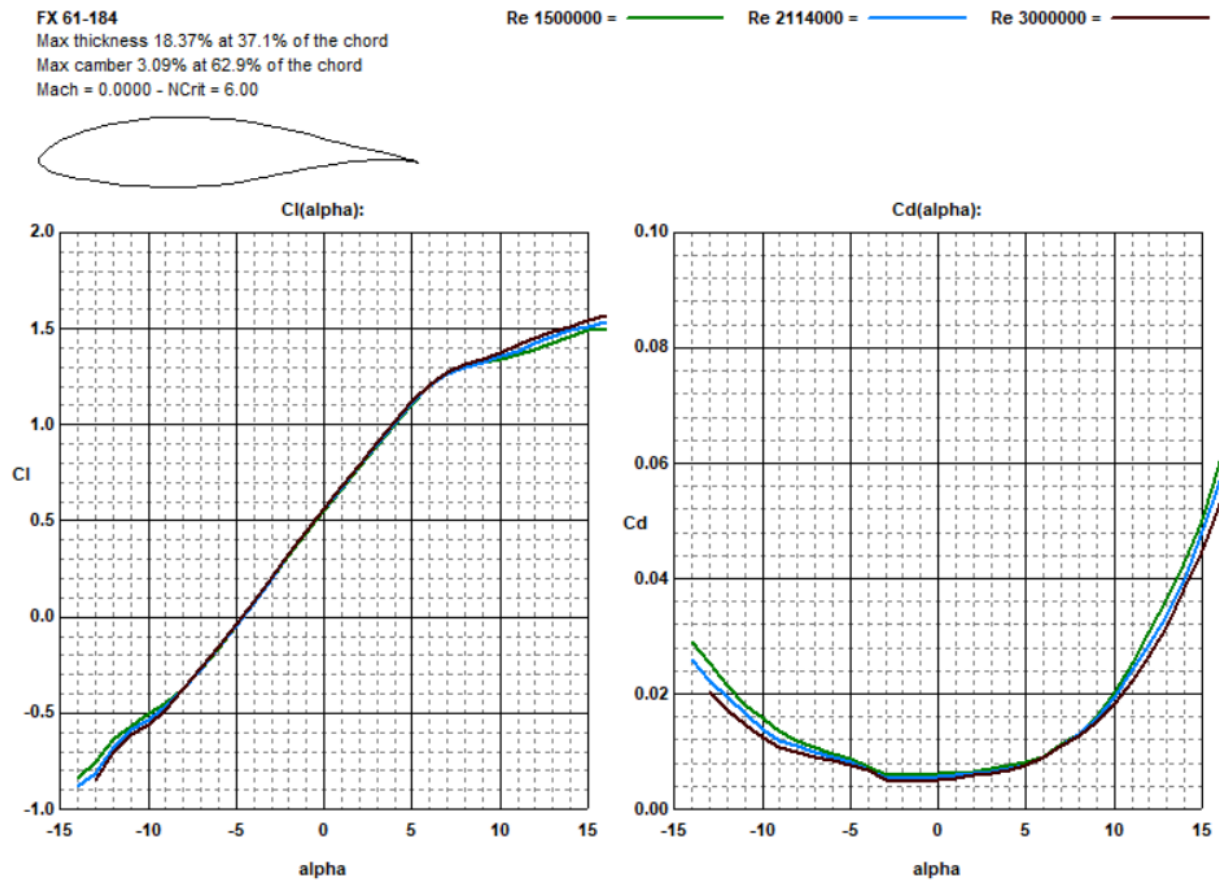


Рис.4.4 Графіки аеродинамічних коефіцієнтів профілю FX-61-184 при заданих числах Рейнольдса

Продувка профілю FX-61-184 у середовищі XFLR5:

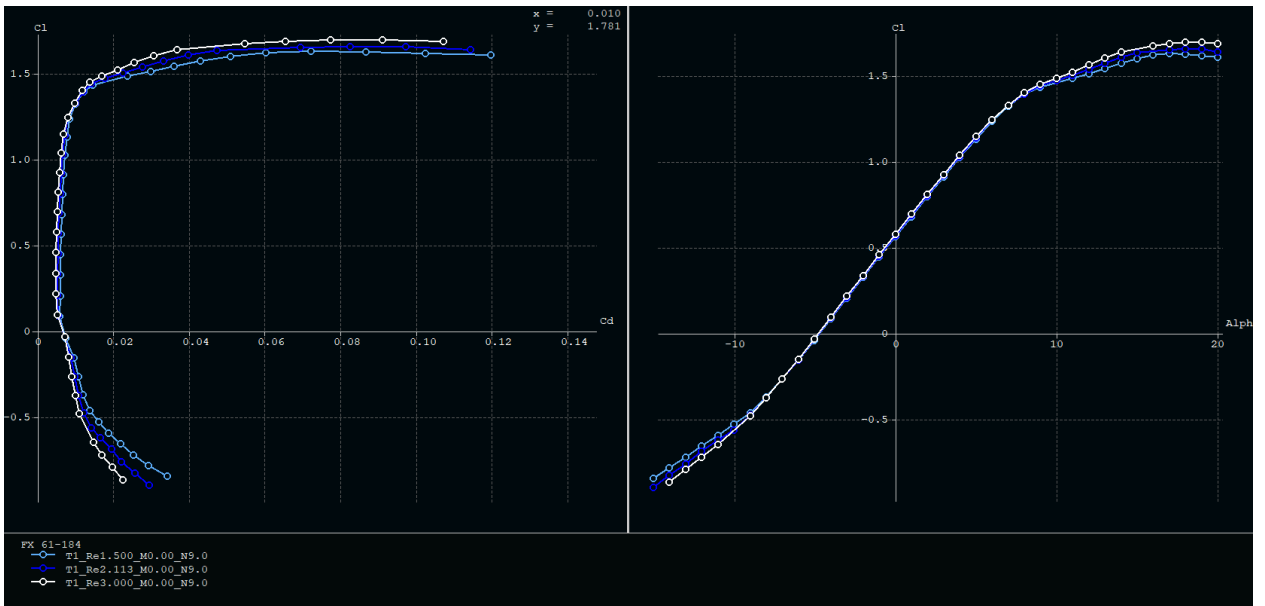


Рис.4.5 Графіки аеродинамічних коефіцієнтів профілю FX-61-184 при заданих числах Рейнольдса

Продувка профілю FX-61-184-mod16 у середовищі Profili:

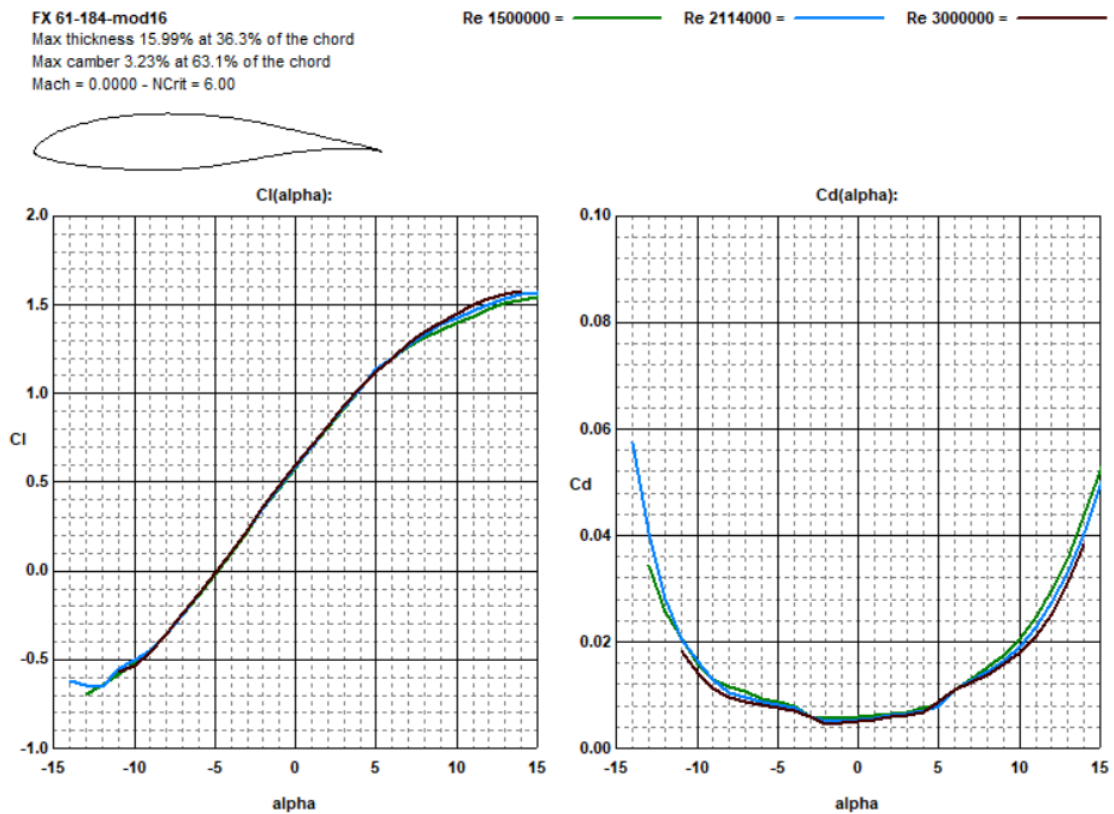


Рис.4.6 Графіки аеродинамічних коефіцієнтів профілю FX-61-184-mod16 при заданих числах Рейнольдса

Продувка профілю FX-61-184-mod16 у середовищі XFLR5:

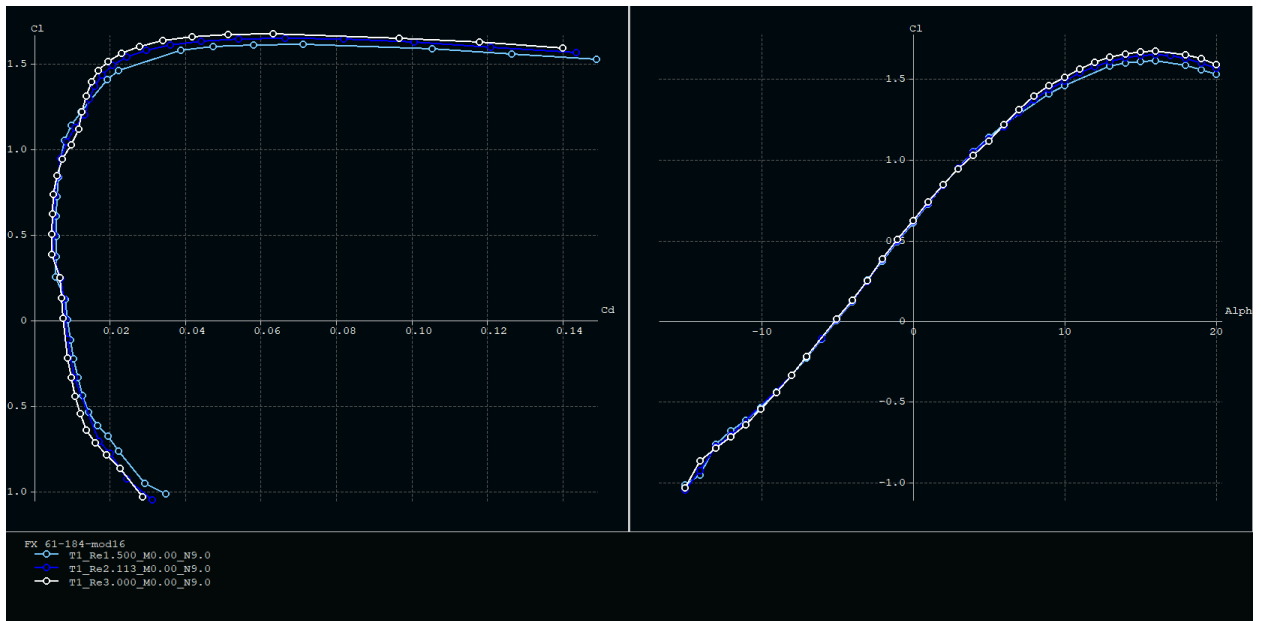


Рис.4.7 Графіки аеродинамічних коефіцієнтів профілю FX-61-184-mod16 при заданих числах Рейнольдса

Використовуючи вищенаведені графіки занесемо дані коефіцієнта C_u в таблицю і порівняємо з експериментальними даними.

Таблиця 5

	Re	$C_{u\max}$		
		Profili	xflr5	Експ.
FX-61-184	1,50E+06	1,503	1,534	1,41
	2,11E+06	1,531	1,565	1,40
	3,00E+06	1,567	1,621	1,40
		Profili	xflr5	Прогноз
FX-61-184-mod16	1,50E+06	1,556	1,609	~1,49
	2,11E+06	1,567	1,645	1,48
	3,00E+06	1,578	1,670	~1,45

Спочатку розглянемо профіль FX-61-184. Відомі експериментальні значення $C_{u\max}$ при $1.50E+06$ та $3.0E+06$ дуже близькі, тому можемо інтерполювати для $2,11E+06$. При цих числах Рейнольдса визначені поправки до розрахунку в XFLR5: $-0,12$; $-0,16$ і $-0,22$, відповідно.

Розглянемо профіль FX-61-184-mod16, з огляду на перераховані вище завищення, отримаємо, що при даних числах Рейнольдса $C_{y_{max}}$ 1,49; 1,48 і 1,45.

Повертаємося до розрахунку $C_{y_{max}}$ крила в крейсерській конфігурації. Підставляючи у формулу (4.2) $C_{y_{max}}$ профілю при $Re=2.11E+06$ (тобто $k_{Re}=1$), отримуємо:

$$C_{y_{max}} = 1.48 \cdot 0.91342 \cdot 0.999904 \cdot 1 = 1.35.$$

Щоб розрахувати $C_{y_{max}}$ крила в злітній конфігурації треба враховувати приріст. Використовуючи графік Петрова (див. рис.4.8)

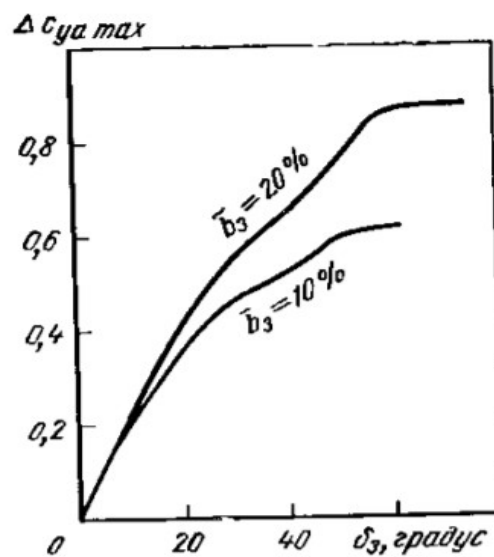


Рис.4.8 Залежність збільшення коефіцієнта максимальної підйомної сили профілю НАСА 23012 від кута відхилення нещільних закрилків з різними відносними хордами.

$$\text{Відносна хорда закрилку: } \acute{b}_3 = \frac{b_3}{b} = \frac{0.25}{1.15} = 0.21.$$

Виходячи з графіку, для кута відхилення 15 градусів і для відносної хорди закрилка, коефіцієнт максимальної підйомної сили дорівнює 0.3.

Це число необхідно помножити на відносну площу крила, що обслуговується закрилком. Приймаємо $\acute{S}_3 = 0.92$. Базуючись на аналогах.

Тому $C_{y_{max}}$ крила в злітній конфігурації:

$$C_{y_{max}} = 1.35 + 0.92 \cdot 0.3 = 1.626.$$

Розраховуємо $V_{\text{від}}$. Підставляючи у формулу (4.1), отримуємо:

$$V_s = 3.6 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 900 \cdot 9.8}{1.626 \cdot 1.225 \cdot 10}} = 29.75 \text{ м/с}$$

$$V_{від} = 1.1 \cdot V_s = 32.72 \text{ м/с}$$

Оскільки, у ТЗ зазначено, що довжина злітно-посадкової смуги - не повинна перевищувати 300 м, перевіримо довжину розбігу та пробігу.

Нормальний зліт складається з трьох етапів (Рис.4.9): розбігу, відриву і розгону з підйомом (повітряна ділянка).

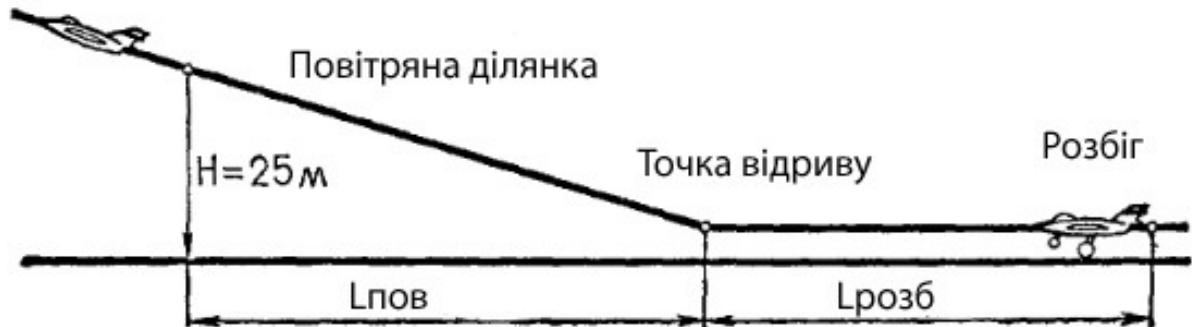


Рис.4.9 Схема зльоту літака

Розбіг - це початковий період зльоту, який представляє собою прискорений рух літака по землі, необхідне для придбання такої швидкості, при якій крило створює підйомну силу, здатну відірвати літак від землі.

Значення $L_{розб}$ визначається двома методами: перший - з урахуванням швидкості відриву; другий - з урахуванням питомого навантаження крила.

$$L_{розб} = \frac{G}{2 \cdot g} \cdot \frac{V_{відр}^2}{\frac{P_{сп}}{10} - \frac{G \cdot C_{y_p}}{3 \cdot C_{x_p}} - \frac{2}{3} \cdot f \cdot G}, \quad (4.8)$$

$$L_{розб} = \frac{0.234 \cdot G/S}{\rho(C_{x_p} - C_{y_p} \cdot f)} \cdot \lg \frac{1}{1 - \frac{(C_{x_p} - C_{y_p} \cdot f)}{\left(\frac{P_{сп}}{G} - f\right) \cdot C_{y_{відр}}}}, \quad (4.9)$$

Де:

$G = 900$ кг. - злітна вага;

$S = 30 \text{ м}^2$ — площа крила;

$V_{\text{від}} = 39.53 \text{ м/с}$ — швидкість відриву;

$\rho = 1.225 \text{ кг/м}^3$ — густина повітря;

C_{y_p} — C_y крила при установчому φ ;

C_{x_p} — C_x крила при установчому φ ;

f — коефіцієнт тертя бетону;

$P_{\text{ср}}$ — середня тяга двигуна, на прикладі ROTAX 912 ULS;

$C_{y_{\text{відр}}}$ — коефіцієнт підйомної сили при відриві.

По-перше, визначимо число Рейнольдса для швидкості відриву:

$$Re_{\text{відр}} = \frac{39.53 \cdot 1.15}{1.46 \cdot 10^{-5}} = 3\,114\,247.$$

Надалі, щоб визначити коефіцієнти C_{y_p} та C_{x_p} , введемо коефіцієнт переходу від профіля до крила (див. значення формул 3.5 та 3.6):

$$k = \frac{0.28}{0.36} = 0.7778.$$

Тому, при крейсерському режимі (див рис.4.10):

$$C_{y_{\text{кр}}} = 0.92 \cdot 0.7778 = 0.72.$$

Червоною лінією позначено кут установки крила — $\varphi = 3^\circ$. Та значення C_y для цього кута.

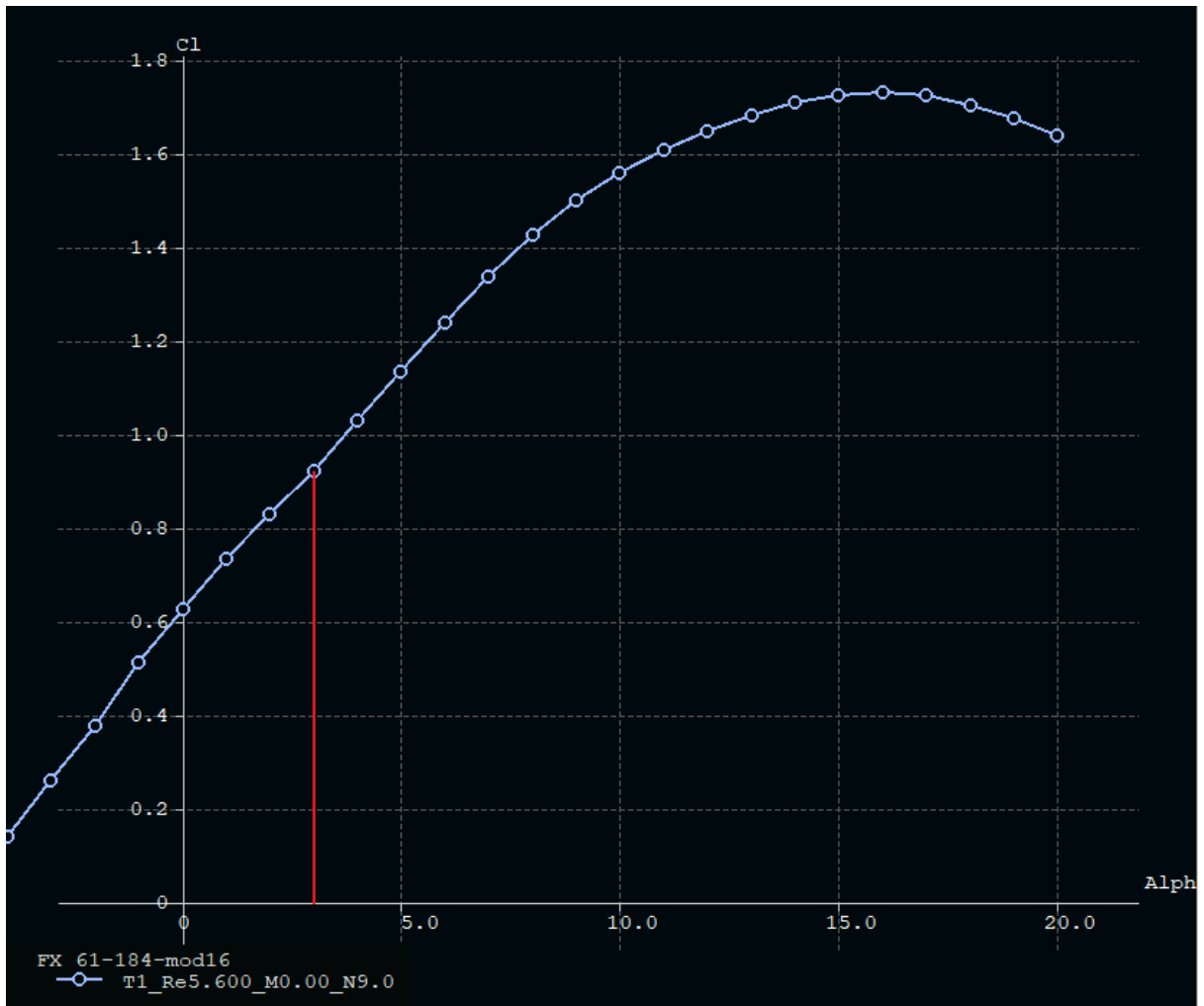


Рис.4.10 Графік $C_y(\alpha)$ при крейсерських числах Рейнольдса

Для визначення у злітній конфігурації (відхил закрилку на 15°). Продуємо профілі FX-61-184-mod16 та FX-61-184-mod16-flap15 (див. рис.4.11) для знаходження приросту коефіцієнту C_y на ділянці, яка відповідає куту установки крила.

Тому, при злітному режимі:

$$C_{y_{pзл}} = 0.72 + 0.615 \cdot 0.7778 = 1.19$$

Звідси маємо, що C_{x_p} при крейсерському режимі:

$$C_{x_{pкр}} = \frac{C_{y_p}}{K_{max}} = \frac{0.72}{17} = 0.0421, (4.10)$$

де $K_{max} - \dot{\alpha}$ максимальна якість літака. Прийнята, базуючись на аналогах.

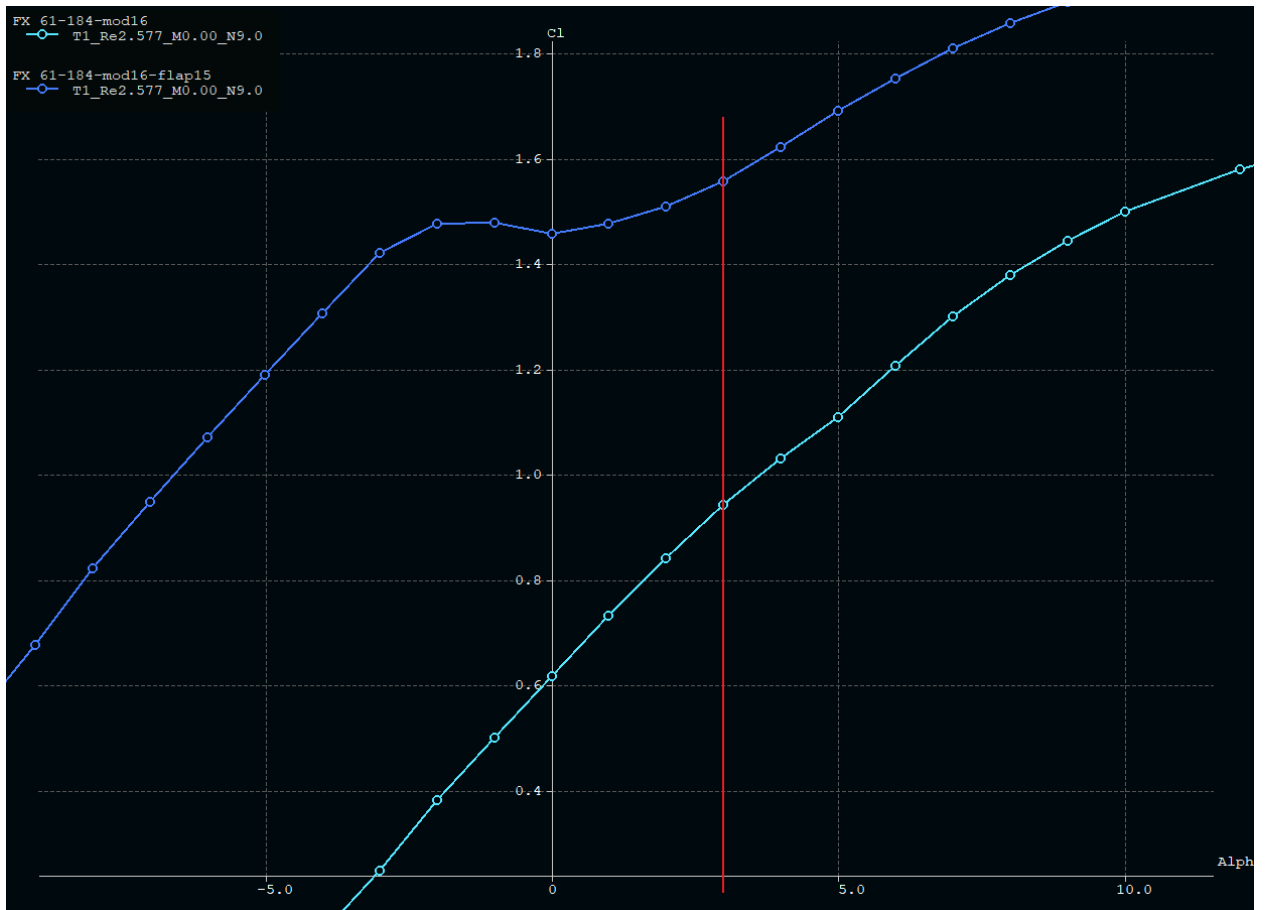


Рис.4.11 Графік $C_y(\alpha)$ при злітних числах Рейнольдса

Щоб знайти C_{x_p} при злітному режимі, знайдемо приріст коефіцієнту C_x на ділянці, яка відповідає куту установки крила (див. рис.4.12).

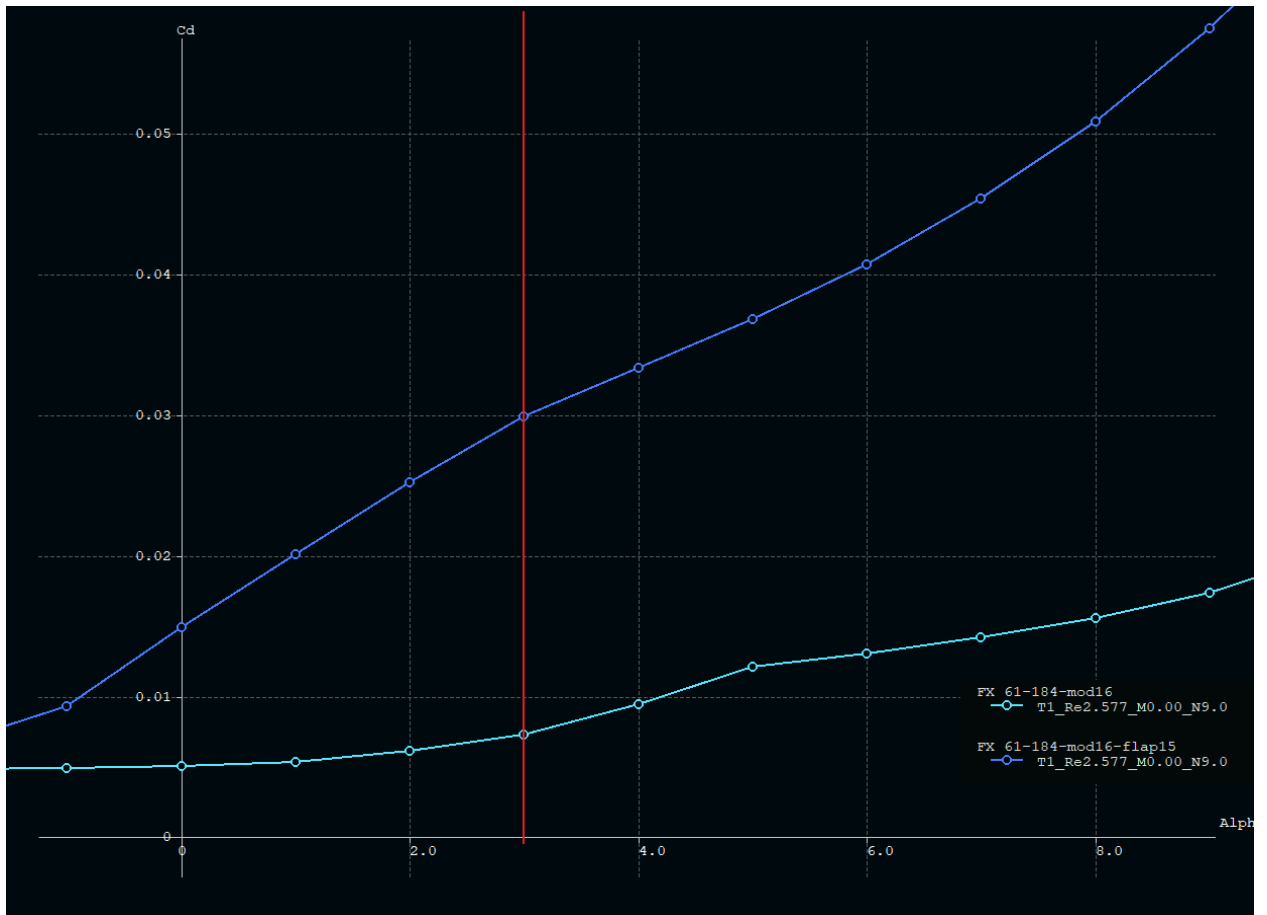


Рис.4.12 Графік $C_x(\alpha)$ при злітних числах Рейнольдса

З графіку видно, що приріст становить приблизно 0.023. Тому, C_{x_p} при злітному режимі:

$$C_{x_{pзл}} = C_{x_{pкр}} + 0.023 + \frac{(C_{y_{pзл}}^2 - C_{y_{pкр}}^2)}{\pi \cdot \lambda_{эф}} \quad (4.11)$$

$$C_{x_{pзл}} = 0.106.$$

Повертаємось до формул (4.8) та (4.9). Розрахуємо довжину розбігу спочатку для сухого бетону, а потім для вологого.

Тягу двигуна з аналогів, приймаємо:

$$P_{cp} = \frac{N \cdot \eta}{0.7 \cdot V_{відр}} = \frac{100 \cdot 735 \cdot 0,75}{0.7 \cdot 35.91 \cdot 9.8} = 223.7 \text{ кгс}, \quad (4.12)$$

Де, N – потужність двигуна, Вт; η – КПД гвинта, приймаємо, що гвинт змінного кроку; $V_{відр}$ – швидкість відриву у крейсерській конфігурації.

Для сухого бетону:

$$L_{розб} = \frac{900}{2 \cdot 9.8} \cdot \frac{32.72^2}{\frac{223.7 \cdot 9.8}{10} - \frac{900 \cdot 1.19}{3 \cdot 0.106} - \frac{2}{3} \cdot 0.04 \cdot 900} = 292 \text{ м.}$$

$$L_{розб} = \frac{0.234 \cdot 900 / 10}{1.225 \cdot (0.106 - 1.19 \cdot 0.04)} \cdot \lg \frac{1}{1 - \frac{(0.106 - 1.19 \cdot 0.04)}{\left(\frac{223.7 \cdot 9.8}{900} - 0.04\right) \cdot 1.626}} = 293 \text{ м.}$$

Для волого бетону:

$$L_{розб} = \frac{900}{2 \cdot 9.8} \cdot \frac{32.72^2}{\frac{223.7 \cdot 9.8}{10} - \frac{900 \cdot 1.19}{3 \cdot 0.106} - \frac{2}{3} \cdot 0.05 \cdot 900} = 303 \text{ м.}$$

$$L_{розб} = \frac{0.234 \cdot 900 / 10}{1.225 \cdot (0.106 - 1.19 \cdot 0.05)} \cdot \lg \frac{1}{1 - \frac{(0.106 - 1.19 \cdot 0.05)}{\left(\frac{223.7 \cdot 9.8}{900} - 0.05\right) \cdot 1.626}} = 302 \text{ м.}$$

Визначення довжини пробігу

Посадка літака - сповільнений рух, яке починається з висоти 25 метрів і закінчується повною зупинкою вже на смузі.

Пробіг літака - це уповільнене рух літака після приземлення до повної зупинки. Являє собою заключну стадію посадки.

Складається з таких етапів (рис.4.13):

- Планування;
- Вирівнювання;
- Витримування;
- Пробіг.

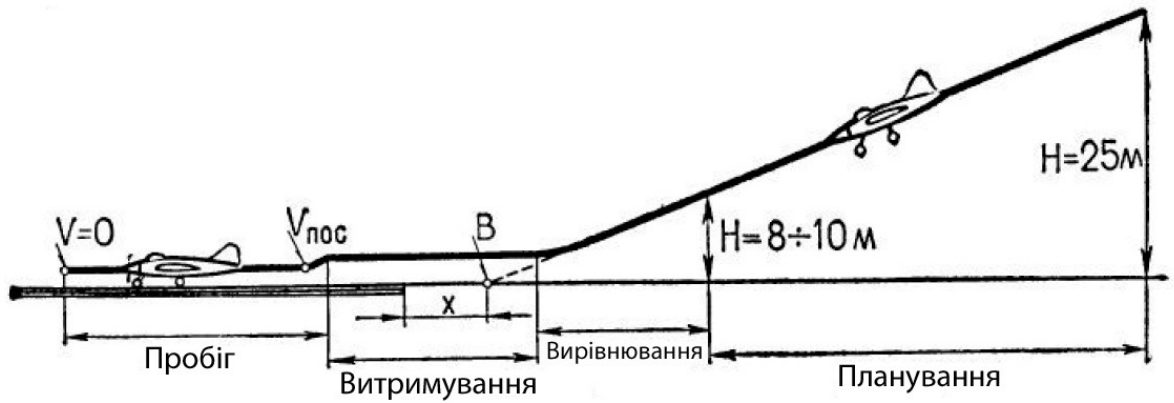


Рис.4.13 Схема посадки літака

Посадкові характеристики:

- $V_{пос} - \dot{c}$ посадкова швидкість, м/с;
- $L_{пробіг} - \dot{c}$ довжина пробігу, м.

Посадкові $C_{y_{пос}}$ та $C_{x_{пос}}$ будемо визначати так саме, як злітні. Спочатку, розрахуємо $C_{y_{maxпос}}$. Використовуючи графік Петрова (див.рис.4.8) визначимо коефіцієнт максимальної підйомної сили. Виходячи з цього, коефіцієнт максимальної підйомної сили у посадковій конфігурації становить:

$$C_{y_{maxпос}} = 1.35 + (0.5 \cdot 0.92) \cdot 0.7778 = 1.810.$$

Визначимо швидкість звалювання:

$$V_s = \sqrt{\frac{2 \cdot 900 \cdot 9.8}{1.810 \cdot 1.225 \cdot 10}} = 28.19 \text{ м/с}$$

При визначенні довжини пробігу, будемо використовувати $V_{TD} - \dot{c}$ швидкість торкання землі:

$$V_{TD} = 1.1 \cdot V_s = 31.02 \quad (4.13)$$

Тому, визначимо число Рейнольдса для швидкості торкання:

$$R_{пос} = \frac{31.02 \cdot 1.15}{1.46 \cdot 10^{-5}} = 2\,460\,260.$$

Для визначення у посадковій конфігурації, відхил закрилку на 25° (див. рис.4.14). Продуємо профілі FX-61-184-mod16 та FX-61-184-mod16-flap25

(див. рис.4.15) для знаходження приросту коефіцієнту C_y на ділянці, яка відповідає куту установки крила.

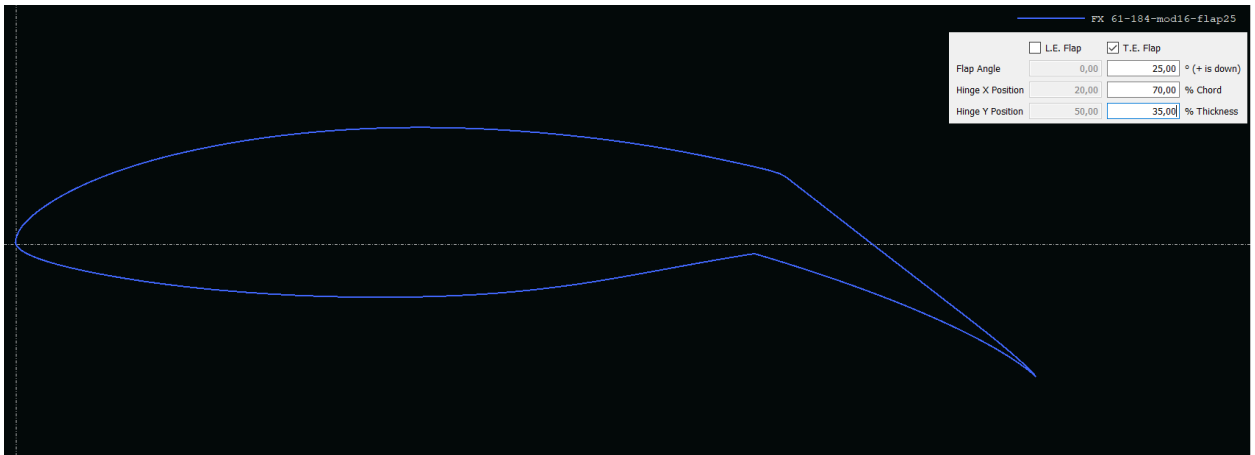


Рис.4.14. Ескіз відхилення закрілку у програмному середовищі XFLR5

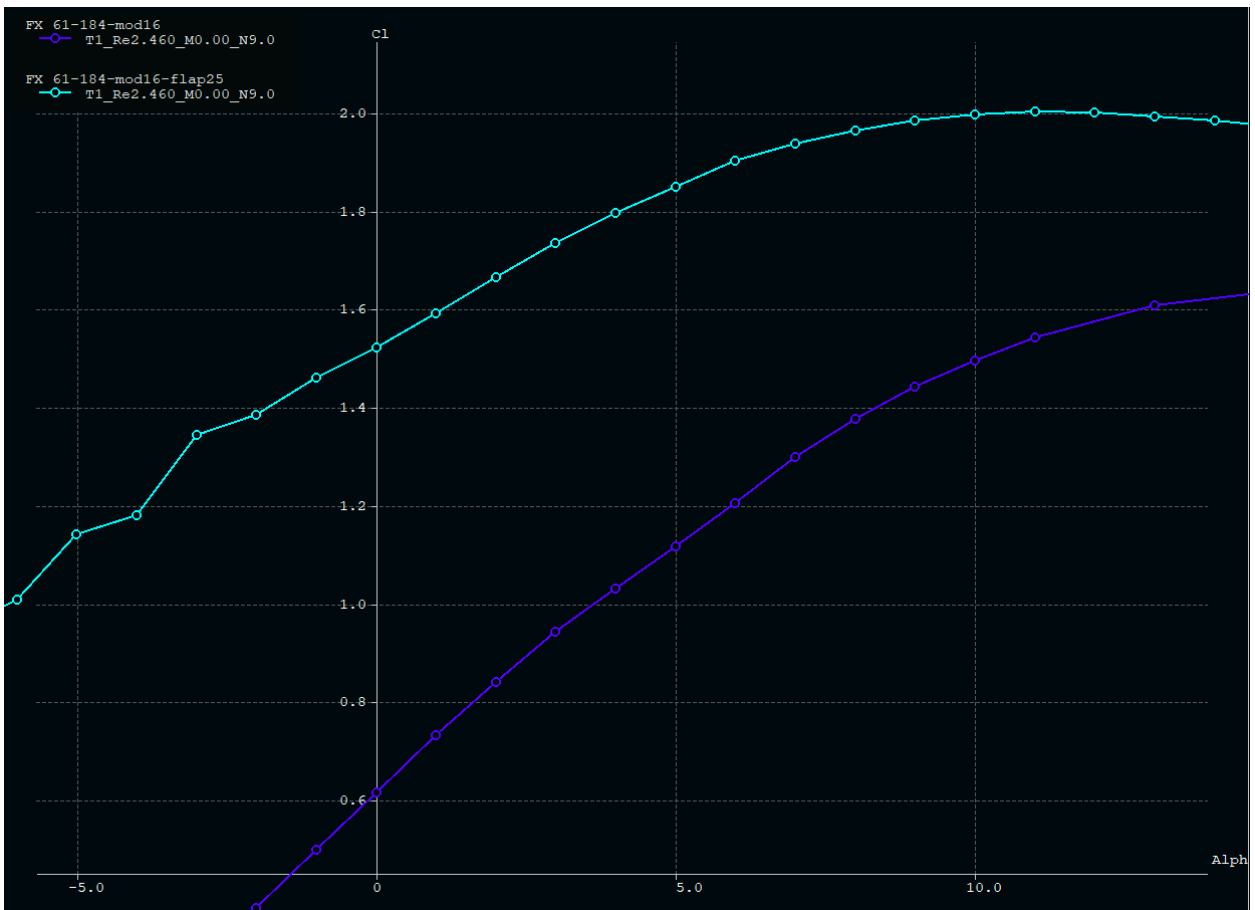


Рис.4.15. Графік $C_y(\alpha)$ при посадкових числах Рейнольдса

Тому, при посадковому режимі:

$$C_{y_{\text{пос}}} = 0.72 + 0.79 \cdot 0.7778 = 1.33$$

Щоб знайти C_{x_p} при посадковому режимі, знайдемо приріст коефіцієнту C_x на ділянці, яка відповідає куту установки крила (див. рис.4.16).

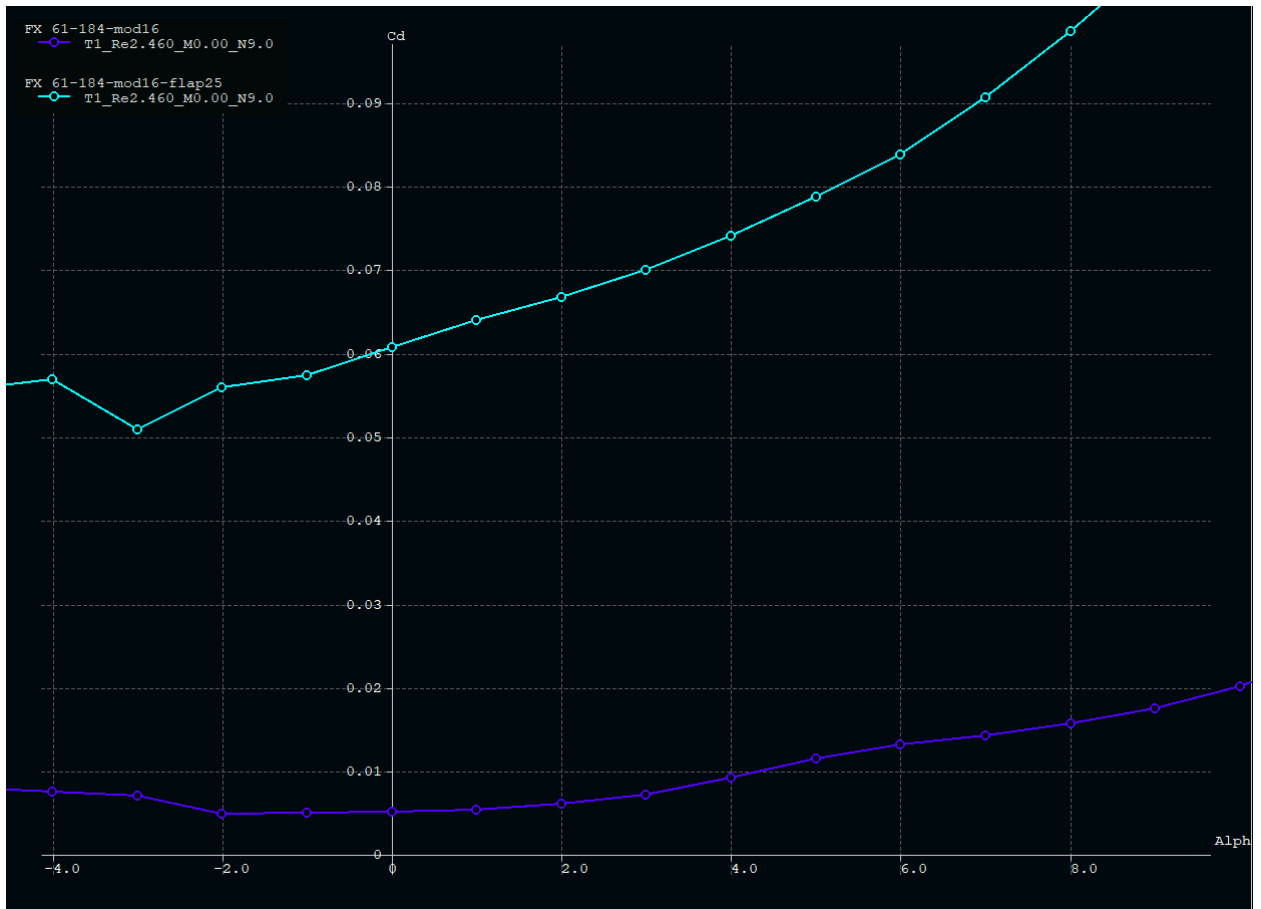


Рис.4.16. Графік $C_x(\alpha)$ при посадкових числах Рейнольдса

З графіку видно, що приріст становить приблизно 0.063. Тому, C_{x_p} при посадковому режимі:

$$C_{x_{pnoc}} = C_{x_{pkr}} + 0.063 + \frac{(C_{y_{pnoc}}^2 - C_{y_{pkr}}^2)}{\pi \cdot \lambda_{\epsilon\phi}} \quad (4.14)$$

$$C_{x_{pnoc}} = 0.1622.$$

Довжина пробігу визначається за формулою:

$$L_{проб} = \frac{1}{2 \cdot g} \cdot \frac{V_{TD}^2}{\frac{C_{y_p}}{3 \cdot C_{x_p}} + \frac{2}{3} \cdot f}, \quad (4.15)$$

Де $V_{TD}^2 = 31.02 \text{ м/с} - \zeta$ швидкість при торканні.

Для коефіцієнту гальмування 0,2:

$$L_{\text{проб}} = \frac{1}{2 \cdot 9.8} \cdot \frac{32.72^2}{\frac{0.106}{3 \cdot 1.19} + \frac{2}{3} \cdot 0.2} = 282 \text{ м.}$$

Отже довжина пробігу в посадковій конфігурації становить 282 м, що задовольняє умови технічного завдання.

Висновки по розділу

У цьому розділі був обраний аеродинамічний профіль. Обґрунтовано вибір профілю. Вказані основні геометричні характеристики обраного профілю. Розраховані аеродинамічні коефіцієнти крила і профілю при крейсерському режимі. При підрахунку них, були задіяні експериментальні дані, які підтверджують істинність розрахунків.

Підраховано: швидкості зльоту і посадки, довжини зльоту і посадки, коефіцієнти підйомної сили і опору при зльоті та посадці. Надано всі необхідні графіки аеродинамічних коефіцієнтів.

5. Оцінка навантажень на крило

Для оцінки навантажень було прийняте рішення обдути крило в крейсерській конфігурації на $C_{y_{max}}$. У середовищі XFLR5 було створено 3D-модель крила в крейсерській конфігурації (рис.5.1).

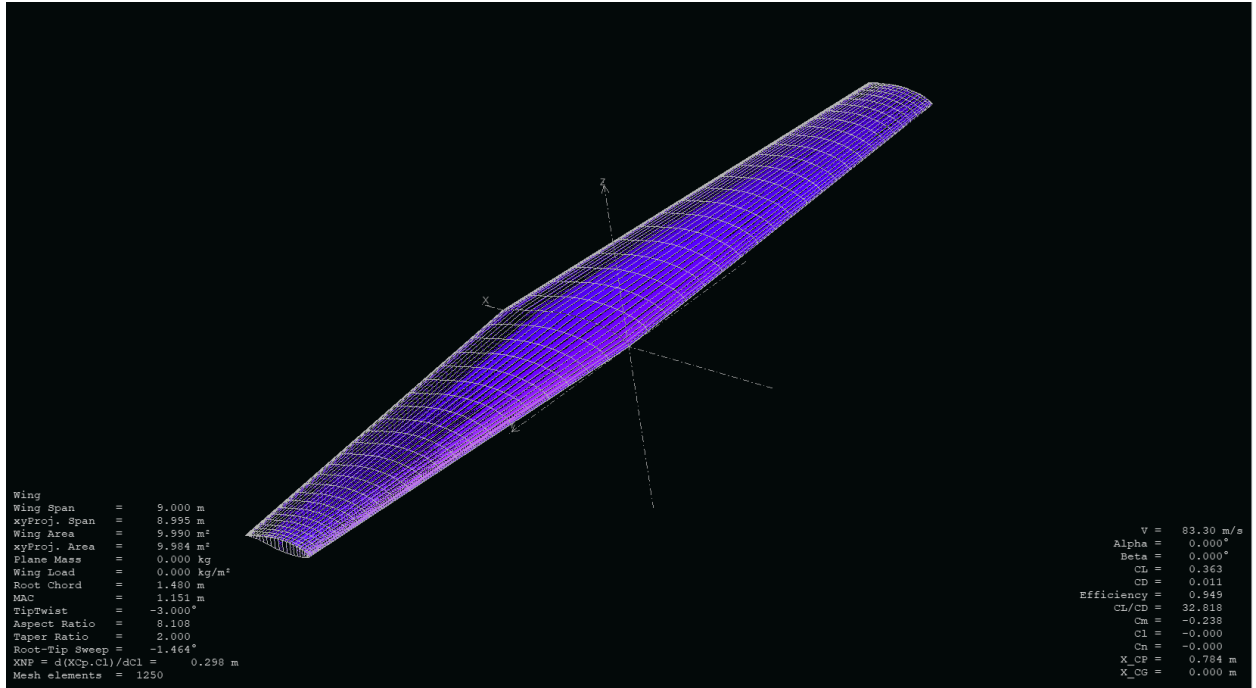


Рис.5.1 Модель крила у середовищі XFLR5

Беручи до уваги, що значення максимальних навантажень будуть на $C_{y_{max}}$, з діапазону кутів, що обдувались, беремо той, на якому знаходиться передбачуваний $C_{y_{max}}$. У попередньому розділі було з'ясовано, що програма завищує значення, і щоб дані були ближче до істинних введемо коефіцієнт поправки:

$$k_1 = \frac{C_{y_{max_{prog}}}}{C_{y_{max_{роз}}}}, \quad (5.1)$$

Де $C_{y_{max_{роз}}} = 1.35$ коефіцієнт, який було пораховано у попередньому розділі; $C_{y_{max_{prog}}} = 1.684$ коефіцієнт, який видала програма при обдуві.

Оскільки, значення аеродинамічних коефіцієнтів, які отримані з програми, надані у швидкісній системі координат. Для розрахунку навантажень точніше перерахувати в зв'язану СК.

Формула переходу:

$$C_{y_{\alpha}} = C_{y_{\alpha}} \cdot \cos \alpha + C_{x_{\alpha}} \cdot \sin \alpha \quad (5.2)$$

Тому, перерахувавши отриманий коефіцієнт отримуємо:

$$k_1 = \frac{1.35}{1.63} = 0.82$$

Цей коефіцієнт будемо застосовувати при підрахунку дійсних коефіцієнтів, які отримані з результатів продувки крила.

На основі отриманих даних, при обдуві крила, маємо таблицю з вихідними значеннями:

Таблиця 6

y-span	Chord	Clα	PCda	ICda	Cda	CmGeo m	XCP
-4,4446	0,7491	0,788186	0,005501	0,213831	0,219332	-0,41564	0,4283
-4,2798	0,7762	1,310843	0,013147	0,234047	0,247194	-0,59742	0,3403
-4,0095	0,8207	1,572738	0,021017	0,178031	0,199048	-0,66009	0,3022
-3,6406	0,8813	1,670726	0,035984	0,117824	0,153808	-0,65914	0,2846
-3,182	0,9567	1,708047	0,045552	0,089313	0,134865	-0,63694	0,2774
-2,645	1,045	1,721716	0,052695	0,078322	0,131017	-0,60869	0,2746
-2,043	1,144	1,729914	0,055895	0,080126	0,136021	-0,58036	0,2732
-1,3906	1,2513	1,733397	0,055746	0,092858	0,148604	-0,55377	0,2731
-0,704	1,3642	1,733463	0,053059	0,113838	0,166897	-0,53013	0,274
0	1,48	1,712179	0,034184	0,186056	0,22024	-0,51289	0,2831
0,704	1,3642	1,733463	0,053059	0,113838	0,166897	-0,53013	0,274
1,3906	1,2513	1,733397	0,055746	0,092858	0,148604	-0,55377	0,2731
2,043	1,144	1,729914	0,055895	0,080126	0,136021	-0,58036	0,2732
2,645	1,045	1,721716	0,052695	0,078322	0,131017	-0,60869	0,2746
3,182	0,9567	1,708047	0,045552	0,089313	0,134865	-0,63694	0,2774
3,6406	0,8813	1,670726	0,035984	0,117824	0,153808	-0,65914	0,2846
4,0095	0,8207	1,572738	0,021017	0,178031	0,199048	-0,66009	0,3022
4,2798	0,7762	1,310843	0,013147	0,234047	0,247194	-0,59742	0,3403
4,4446	0,7491	0,788186	0,005501	0,213831	0,219332	-0,41564	0,4283

У польоті на крило діють розподілені аеродинамічні сили, прикладені безпосередньо до обшивки у вигляді сил розрідження і тиску, масові сили конструкції крила, розподілені по всьому об'єму крила, і зосереджені масові сили від агрегатів і вантажів, прикладені в вузлах їх кріплення до крила.

Приймаємо, що експлуатаційне перевантаження $n^3 = 2$, а коефіцієнт безпеки становить $f = 1.5$.

Розрахуємо розрахункове аеродинамічне розподілене навантаження для кожного перерізу:

$$q_{aero} = \frac{C_{y_{сеч}} \cdot b \cdot f \cdot n^3 \cdot G}{C_{y_{крила}} \cdot b_{cp} \cdot l}, (5.2)$$

де

$C_{y_{сеч}} - \zeta$ коефіцієнти підйомної сили для перерізу крила;

$C_{y_{крила}} - \zeta$ коефіцієнти підйомної сили усього крила;

$b - \zeta$ хорда у перерізі крила;

$b_{cp} - \zeta$ САХ;

$l - \zeta$ розмах.

У наближених розрахунках можна прийняти, що скос потоку постійний за розмахом, тому $C_{y_{сеч}} = C_{y_{крила}}$.

Розрахуємо розрахункове масове розподілене навантаження для кожного перерізу:

$$q_{мас} = \frac{m_{кр} \cdot b \cdot f \cdot n^3}{S}, (5.3)$$

де $m_{кр} = (0,08 \dots 0,15) m_0 - \zeta$ маса крила.

Масові та аеродинамічні навантаження замінюються одним еквівалентним навантаженням:

$$q = q_{aero} - q_{мас} (5.4)$$

Результати порахованих навантажень наведені у таблиці 7.

Таблиця 7

Chord	Cl	qаеро(кг/м)	qмасс(кг/м)	q
0,7491	0,815118	111,9383625	33,7095	78,22886
0,7762	1,315422	187,1790668	34,929	152,2501
0,8207	1,544875	232,4322861	36,9315	195,5008

Продовження таблиці 7

0,8813	1,621414	261,9607742	39,6585	222,3023
0,9567	1,64998	289,3829952	43,0515	246,3315
1,045	1,661499	318,2987799	47,025	271,2738
1,144	1,670908	350,426739	51,48	298,9467
1,2513	1,678482	385,0319659	56,3085	328,7235
1,3642	1,684801	421,3520382	61,389	359,963
1,48	1,683058	456,6457316	66,6	390,0457

Крило трапеціподібне в плані. Приймаємо довжину консолі – 4.5 метрів. Розділимо крило на 10 частин, $\Delta Z=0.12$. Розрахунок проведемо для однієї половини, так як літак є симетричним.

Визначимо положення центрів жорсткості, мас для кожного перерізу крила:

$$x_{ц.ж} = 0.4 \cdot b \quad (5.5)$$

$$x_{ц.м} = 0.33 \cdot b \quad (5.6)$$

Центр тиску для кожного перерізу маємо з обдуву.

Таблиця 8

Chord	XCP	x ц.ж(0,4)b	x ц.м(0,33)b
0,7491	0,4283	0,29964	0,247203
0,7762	0,3403	0,31048	0,256146
0,8207	0,3022	0,32828	0,270831
0,8813	0,2846	0,35252	0,290829
0,9567	0,2774	0,38268	0,315711
1,045	0,2746	0,418	0,34485
1,144	0,2732	0,4576	0,37752
1,2513	0,2731	0,50052	0,412929
1,3642	0,274	0,54568	0,450186
<i>Продовження таблиці 8</i>			
1,48	0,2831	0,592	0,4884

Погонний крутний момент (4.7) визначається наступним чином:

$$m_{кр,i} = q^n (X_{ц.ж.} - X_{\partial}) + q^m (X_m - X_{ц.ж.}) \quad (5.7)$$

Для побудови епюр залишається знайти поперечну силу, величину згинаючого моменту та крутний момент.

Поперечна сила Q (4.8) в i -тому розрізі дорівнює площині епюри розподільного навантаження від 0-го значення до даного розрізу:

$$Q_i = Q_{i-1} + \Delta Q_i = Q_{i-1} + \frac{q_i + q_{i-1}}{2} * \Delta z \quad (5.8)$$

Величина згинального моменту в i -тому розрізі визначається за наступною формулою 4.9:

$$M_i = M_{i-1} + \Delta M_i = M_{i-1} + \frac{Q_i + Q_{i-1}}{2} * \Delta z \quad (5.9)$$

Величину крутного моменту (4.10) в i -тому розрізі визначаємо наступним чином:

$$M_{кр,i} = M_{i-1} + \frac{m_i + m_{i-1}}{2} * \Delta z \quad (5.10)$$

Геометричні параметри перерізу крила зображено на рис.5.2.

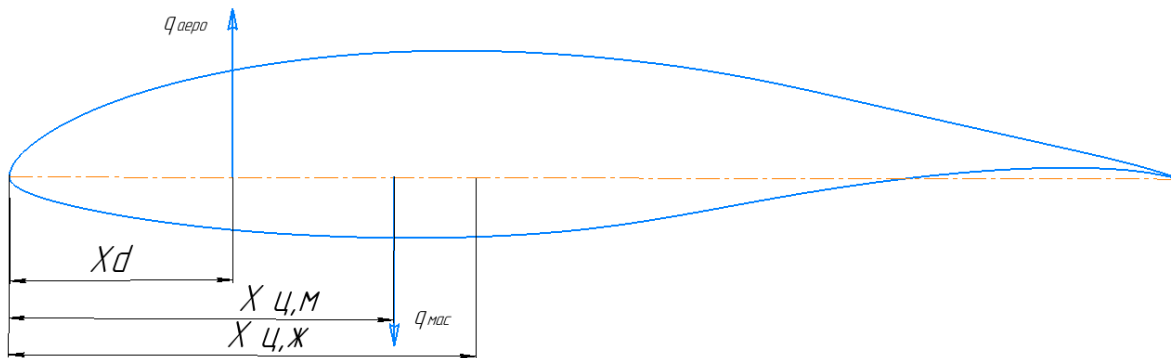


Рис.5.2 Розрахункова схема перерізу крила

Результати порохованих значень поперечних сил, крутних та згинаючих моментів представлено у наступних таблицях.

Поперечна сила Q

№ Перерізу	Chord	z,m	ΔZ	q _i	Δq_i , кг	Q _i
1	0,7491	1	0.12	78,22886	109,62	109,62
2	0,7762	0,96	0.12	152,2501	124,4586	234,0787
3	0,8207	0,84	0.12	195,5008	187,7855	421,8641
4	0,8813	0,72	0.12	222,3023	225,6137	647,4778
5	0,9567	0,6	0.12	246,3315	253,0622	900,54
6	1,045	0,48	0.12	271,2738	279,5068	1180,047
7	1,144	0,36	0.12	298,9467	307,9191	1487,966
8	1,2513	0,24	0.12	328,7235	338,9419	1826,908
9	1,3642	0,12	0.12	359,963	371,8907	2198,799
10	1,48	0	0.12	390,0457	405,0047	2603,803

Таблиця 10

Згинальний момент

№ Перерізу	Chord	z,m	ΔZ	Q _i	ΔM_i	M zgin
1	0,7491	1	0.12	109,62	59,19483	59,19483
2	0,7762	0,96	0.12	234,0787	185,5973	244,7921
3	0,8207	0,84	0.12	421,8641	354,2091	599,0012
4	0,8813	0,72	0.12	647,4778	577,4446	1176,446
5	0,9567	0,6	0.12	900,54	835,9296	2012,375
6	1,045	0,48	0.12	1180,047	1123,517	3135,892
7	1,144	0,36	0.12	1487,966	1440,727	4576,619
8	1,2513	0,24	0.12	1826,908	1790,032	6366,651
9	1,3642	0,12	0.12	2198,799	2173,881	8540,533
10	1,48	0	0.12	2603,803	2593,405	11133,94

Крутний момент

№ Перерізу	Chord	z,m	ΔZ	mi	Мсрі р	$\Delta Mkr i$	Mkr i
1	0,7491	1	0.12	-16,1696	-8,08481	-8,73159	-8,73159
2	0,7762	0,96	0.12	-7,47951	-11,8246	-12,7705	-21,5021
3	0,8207	0,84	0.12	3,940156	-1,76968	-1,91125	-23,4134
4	0,8813	0,72	0.12	15,3458	9,64298	10,41442	-12,999
5	0,9567	0,6	0.12	27,58313	21,46446	23,18162	10,1826 7
6	1,045	0,48	0.12	42,20417	34,89365	37,68514	47,8678 1
7	1,144	0,36	0.12	60,49617	51,35017	55,45818	103,326
8	1,2513	0,24	0.12	82,63185	71,56401	77,28913	180,615 1
9	1,3642	0,12	0.12	108,6106	95,62125	103,2709	283,886 1
10	1,48	0	0.12	134,1581	121,3844	131,0951	414,981 2

Виходячи з отриманих даних будуємо епюри навантажень.

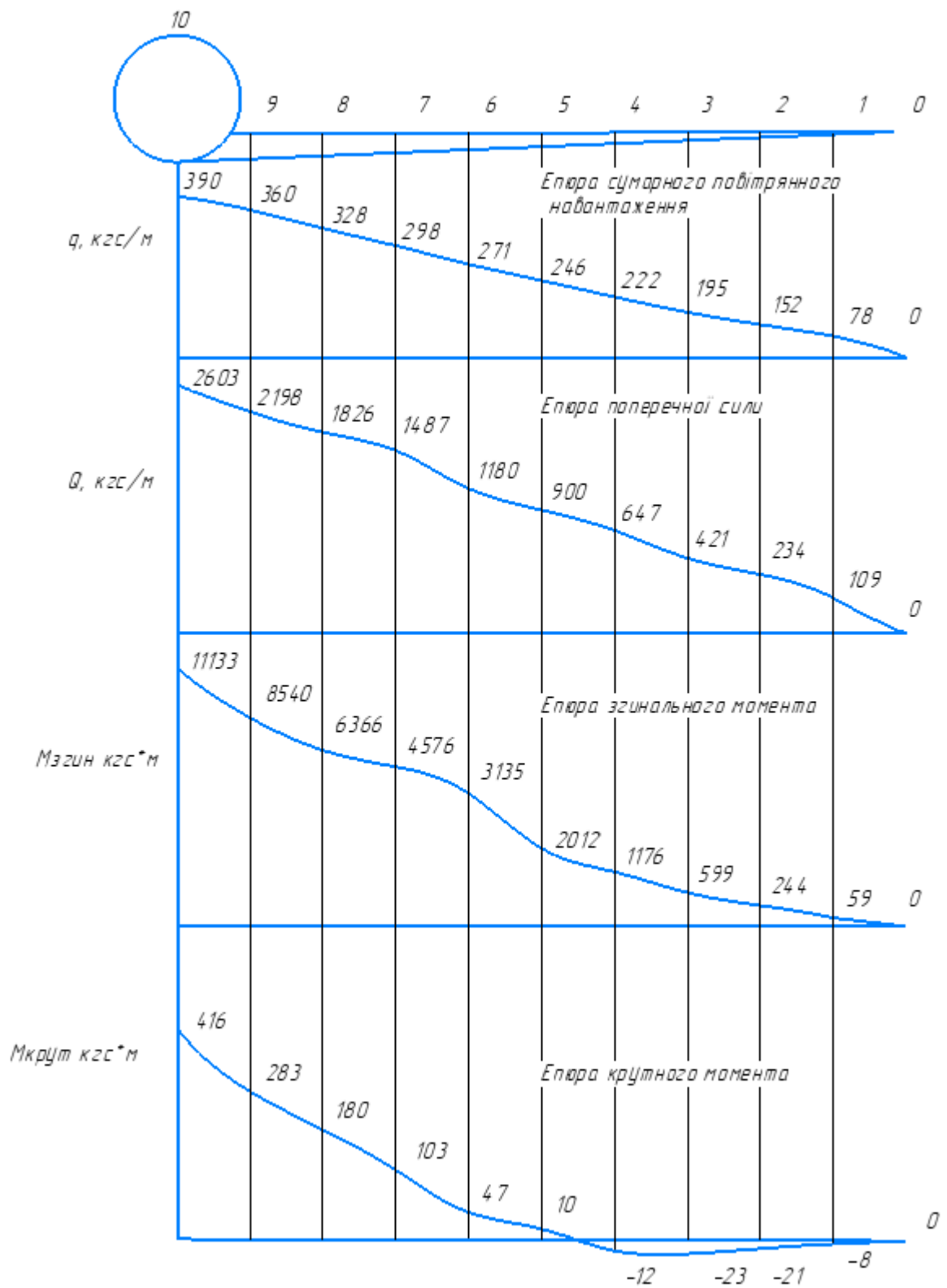


Рис.5.3. Еюра навантажень на крило

Висновок по розділу

У цьому розділі було зроблено 3D-модель для обдування. Базуючись на цих даних, було розраховано аеродинамічні сили та моменти, які діють на крило. Побудовано розрахункову схему перерізу крила, епюри навантажень та моментів.

6. Конструкція крила

Так як, в ТЗ висунуто обмеження по масі, то конструктивно-силову схему крила перш за все слід розглядати з масовою боку. Тому, крило матиме однолонжеронну конструктивно-силову схему крила.

Лонжерон крила в таких крилах намагаються розташувати так, щоб краще використовувати будівельну висоту профілю крила і отримати достатню базу для кріплення крила до фюзеляжу, враховуючи при цьому зручності кріплення і розміщення на крилі і всередині нього шасі, двигунів, паливних баків і інших вантажів, а також рухомих частин крила (елеронів, закрилків).

В однолонжеронному крилі лонжерон розміщений в місці найбільшої будівельної висоти профілю, що забезпечує отримання мінімальної маси крила. Потужний моментний вузол 1 на лонжероні 3 біля кореня крила служить для передачі згинального моменту M і поперечної сили Q на моментний вузол посиленого шпангоута фюзеляжу. Для створення замкнутого контуру, що забезпечує жорсткість на кручення, в однолонжеронному крилі передбачають одну або дві стінки з шарнірними вузлами 2 в роз'ємі крила для передачі крутного моменту M , на шарнірні вузли посиленних шпангоутів фюзеляжу. До посиленних нервюр (у їх стиків із задньою стінкою) кріпляться кронштейни вузлів навішування закрилків і елеронів. Між лонжероном і задньою стійкою в даній конкретній конструкції розташована стійка основної опори літака.

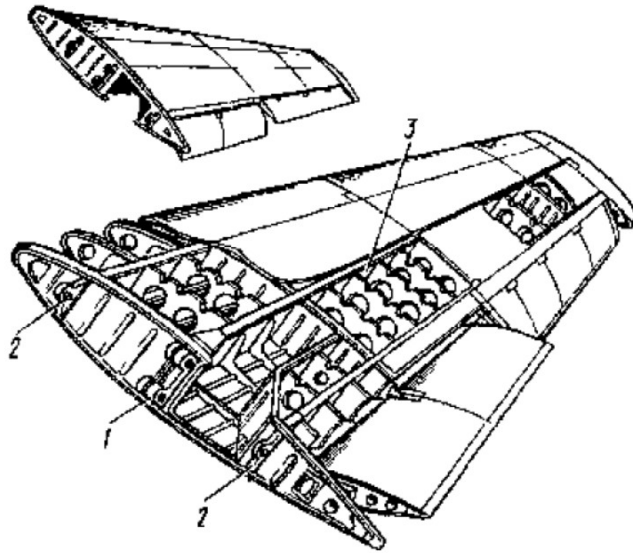


Рис. 6.1. Конструктивно-силова схема крила

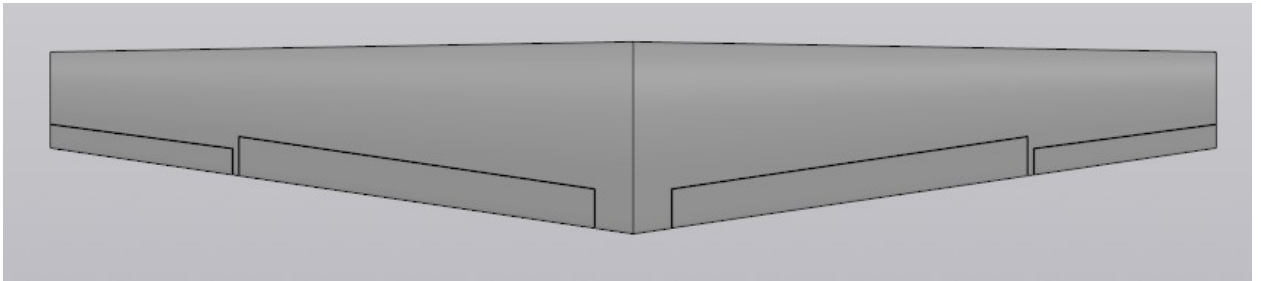


Рис.6.2. 3D-модель крила у плані

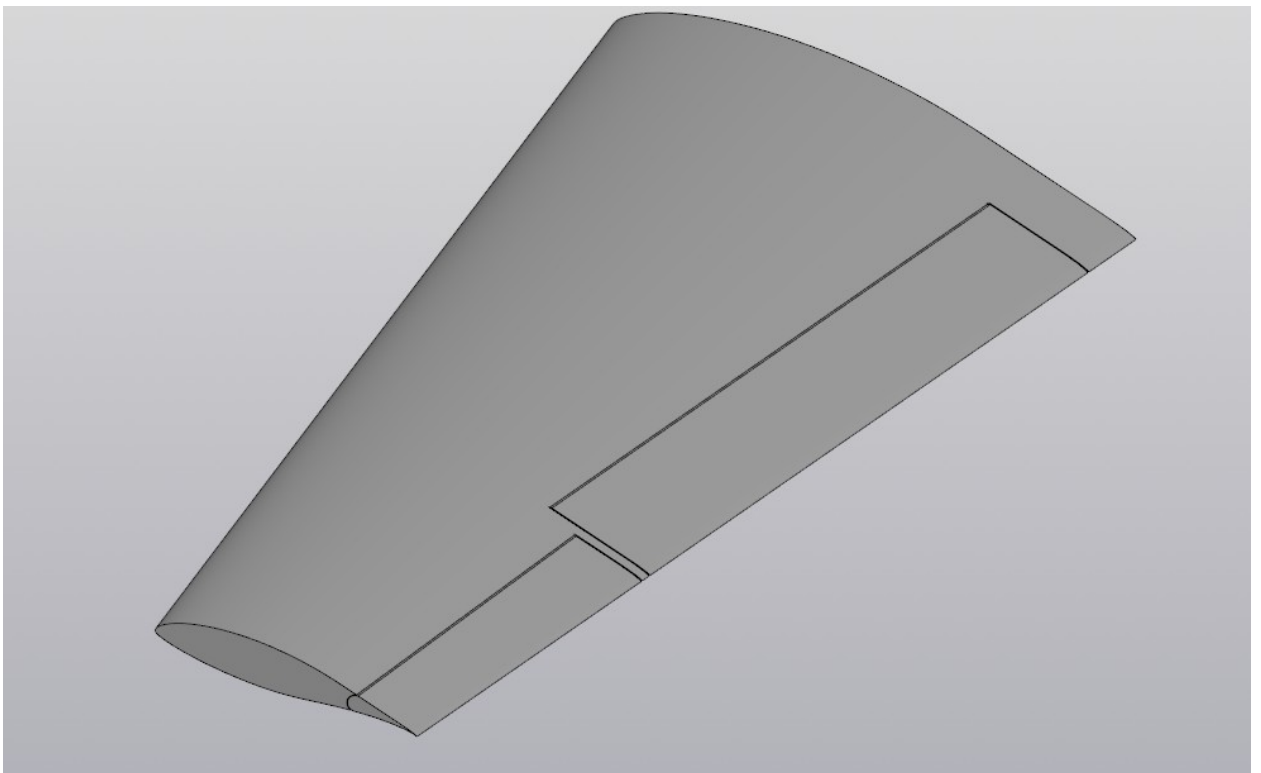


Рис.6.3. 3D-модель крила

6.1 Обшивка

Верхня обшивка крила під дією згинального моменту навантажена циклічними стискаючими зусиллями, а нижня, відповідно, розтягуючими. З цієї причини для верхніх стислих панелей, як правило, використовуються високоміцні матеріали, які добре працюють на стиск, а на нижні розтягнуті панелі – матеріали, які володіють кращими втомним характеристиками. Взагалі застосування працюючої підкріпленої обшивки при лонжеронах з потужними поясами не вигідно у ваговому відношенні, тому що веде за собою недовантаження поясів лонжеронів. Саме з цих причин в крилі, відсутні стрингери і застосована тонка гладка обшивка, що працює тільки на зрушення при крученні крила.

6.2 Лонжерон

Лонжерони - поздовжні балки, що складаються з стінок і поясів. Пояси сприймають згинальний момент M крила, працюючи на розтяг і стиск, стінки, підкріплені стійками, сприймають поперечну силу Q і можуть брати участь в сприйнятті крутного моменту M , замикаючи контур крила і працюючи в обох цих випадках на зсув.

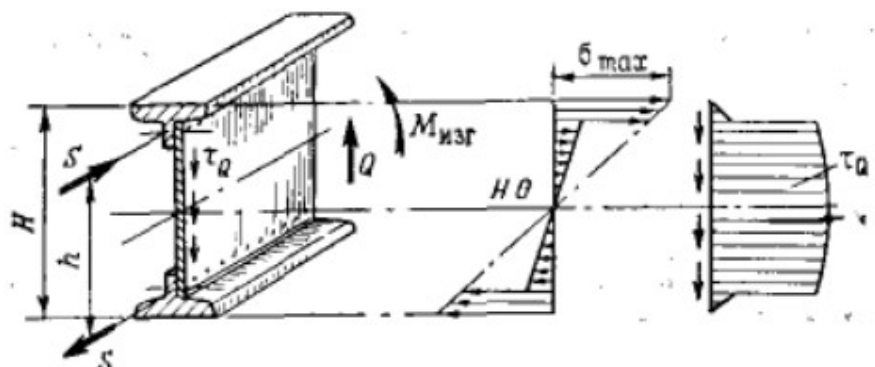


Рис.6.2.1 Розподіл нормальних і дотичних напружень в перерізі двотаврового лонжерона

При виборі форми перетину керуються метою отримання максимального моменту інерції лонжеронів, простотою виготовлення, зручностями витримування профілю по довжині лонжерона, зручностями

кріплення обшивки і стінок. Двотаврова форма, в основному задовольняє цим вимогам. Витягнута по ширині форма перетину поясу сприяє збільшенню моменту інерції лонжерона зниження потрібної площі його поясів; для сприйняття осьових сил, а звідси і зменшенню маси лонжерона (зростає робоча висота - відстань між Ц.М поясів лонжерона). У кореневій частині крила лонжерони закінчуються моментними вузлами (див.рис.5.2.2) для кріплення крила та передачі на силові шпангоути фюзеляжу поперечної сили, згинального та крутного моменту.

На малонавантажених кінцях крила перетин лонжерона з двотаврового профілю може бути замінено на швелерні чи уголкові, які відштамповані з листового матеріалу, для уменшення маси лонжеронів. Площі їх перетинів на кінець крила зменшують, застосовуючи різні сортаменти профілів.

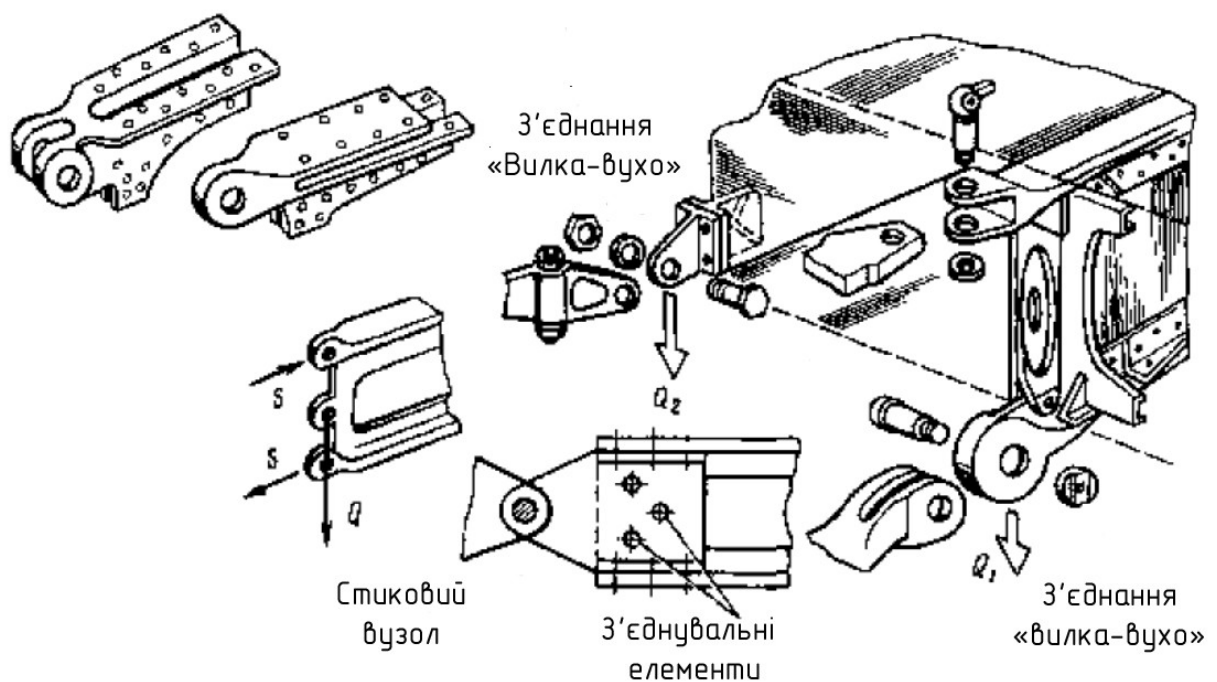


Рис.6.2.2 Моментні вузли, на кінці лонжерону

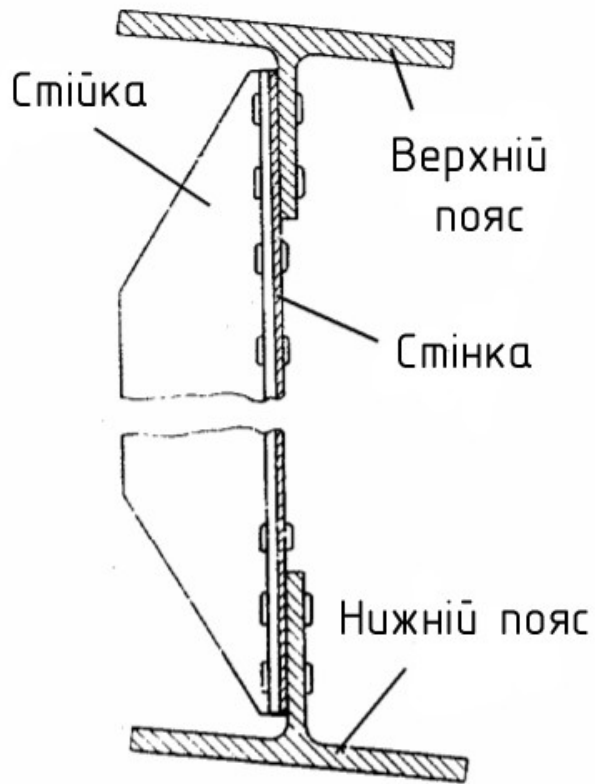


Рис. 6.2.3 Переріз лонжерону

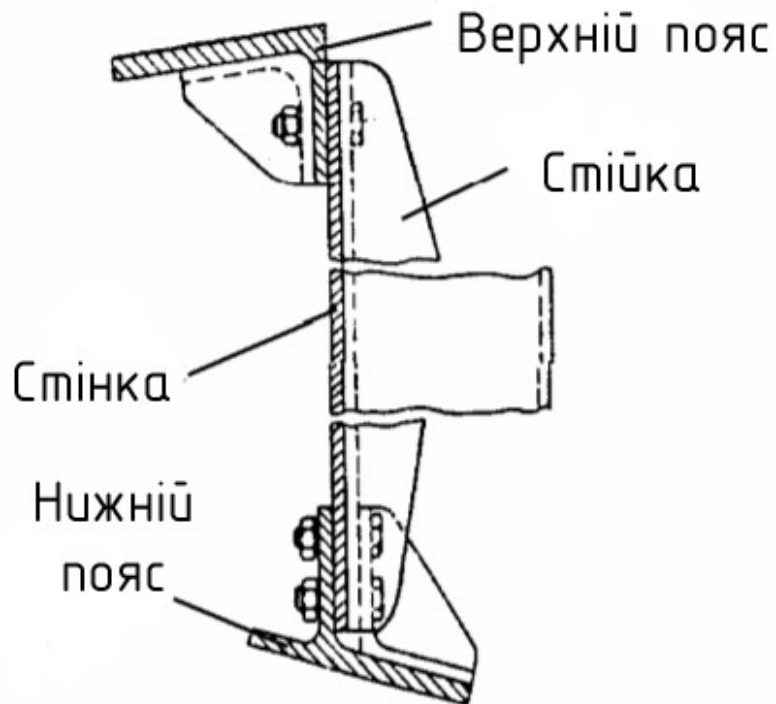


Рис.6.3.4 Переріз лонжерону у кінцевій частині крила

6.3 Нервюри

Нервюри поділяються на нормальні та силові. Розглянемо конструкцію нормальних нервюр.

Нормальні нервюри забезпечують задану форму профілю крила і передають місцеві повітряні навантаження на лонжерони і обшивку (від обшивки і стрингерів). Підтримуючи обшивку і стрингери, нервюри збільшують їх критичні напруги. Нормальні нервюри будуть балочними.

Від повітряного навантаження нервюра працює на вигин у своїй площині і на зсув, спираючись на лонжерони і обшивку; при деформаціях вигину крила - на стиск. Виконують нервюри у вигляді балок (рис.5.3.1), при цьому пояси з приєднаною обшивкою працюють на осьові сили, стінки - на зсув. Окремі частини нервюри (хвостик, носик і межлонжеронна частина) стикаються між собою через стінки лонжеронів і обшивку.

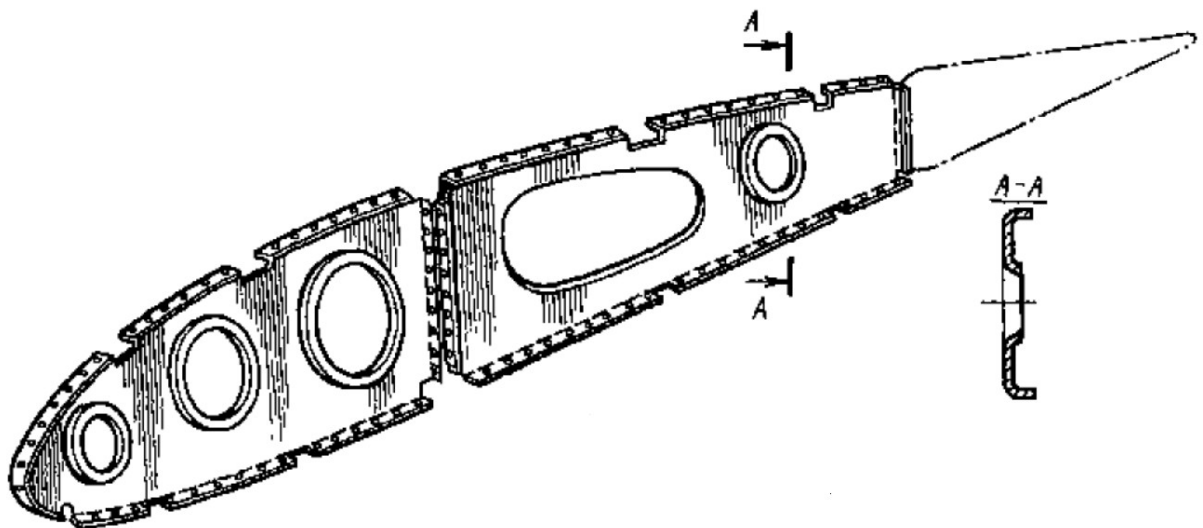


Рис.6.3.1 Балочна нервюра

У посилених нервюр великі площі поперечних перерізів, пояси з пресованих профілів, стінки глухі(майже без отворів), підкріплені стійками. Стрингери на таких нервюрах перестиковуються, не перерізаючи поясу нервюр.

Посилені нервюри потрібні для сприйняття зосереджених сил та моментів, у нашому випадку зусилля з навіски закрилку і передачі їх на лонжерони і обшивку.

Нормальні балкові нервюри, як правило, виготовляються штампуванням з металевих листів. Стінки нервюр при порівняно малій товщині (0,8-1,5 мм) мають великий запас міцності, і тому для зменшення ваги в нервюрах робляться вирізи полегшення, які можна використовувати для монтажу проводки управління елеронами, засобами механізації крила і ін. Для підвищення стійкості стінок краю отворів полегшення відбортовуються, ставлять стійкі а іноді в стінках роблять зігровку. Відігнуті краї стінок утворюють полки нервюр, до яких кріпиться обшивка. У посилених нервюрах полки виконуються з пресованих або катаних профілів.

6.4 Конструкція закрилку

Конструкція закрилка складається з каркаса і обшивки. Каркас зазвичай складається з лонжерона (іноді трубчастого перетину для сприйняття $M_{кр}$), стрингерів, нервюр та обшивки. Лонжерон розташовують поблизу носка, і він є основним силовим елементом конструкції, до якого кріпляться вузли підвіски і нервюри. Неврюри - балочного типу, штамповані з листового матеріалу. Вони встановлюються перпендикулярно осі лонжерона

На лонжероні встановлюють вузли навішування закрилка і управління. До останнього кріпитися тяга силового циліндра для відхилення закрилки. Задня частина закрилка може мати стільниковий конструкцію, що підвищує його жорсткість і зменшує масу. Навішування такого закрилка здійснюється за допомогою кронштейнів, що встановлюються на стиках посилених нервюр і заднього лонжерона (задньої стінки) крила.

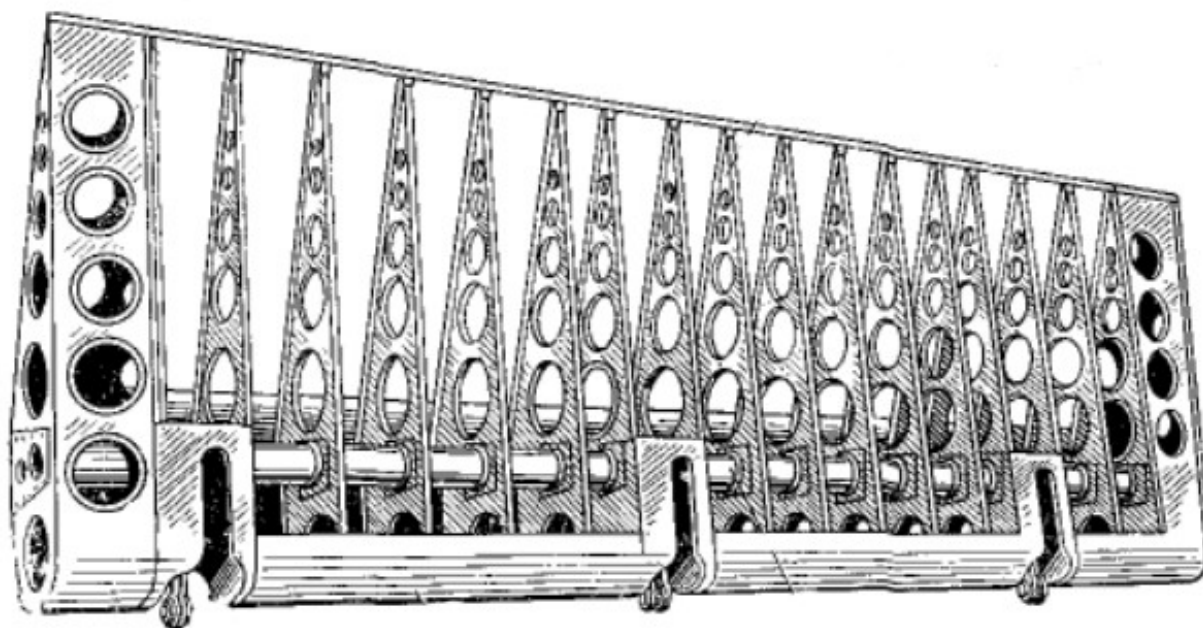


Рис.6.4. Конструкція закрылка

6.5 Конструкція елерону

Елерони, як і інші органи управління літаком (кермо висоти і кермо напрямку), за зовнішніми формами і конструкцією (з силових елементів, що створює силову схему, їх призначенням, конструкції і роботі при передачі навантажень) аналогічні крила. Як і конструкція крила, конструкція елерона складається з каркаса і обшивки. Каркас складається з лонжерона, стрингерів, нервюр, діафрагм, що підсилюють вирізи в носку елерона під вузли кріплення і приводи керування, що встановлюються на лонжероні.

На рис. 6.5.1 показана конструкція елеронів, що складаються з двох однотипних секцій, з'єднаних сержками. Вони навішуються на кронштейни, які встановлені на стиках хвостових частин посилених нервюр крила, заднього лонжерона крила і балки у хвостовій частині крила. На прикладі зображено вісім опор на крилі і стільки ж вузлів навішування на елеронах. У нашому випадку, доцільно буде обійтись лише трьома опорами та вузлами

навіски. На торцевій нервюрі елерону встановлено кронштейн с гніздом та сферичним підшипником.

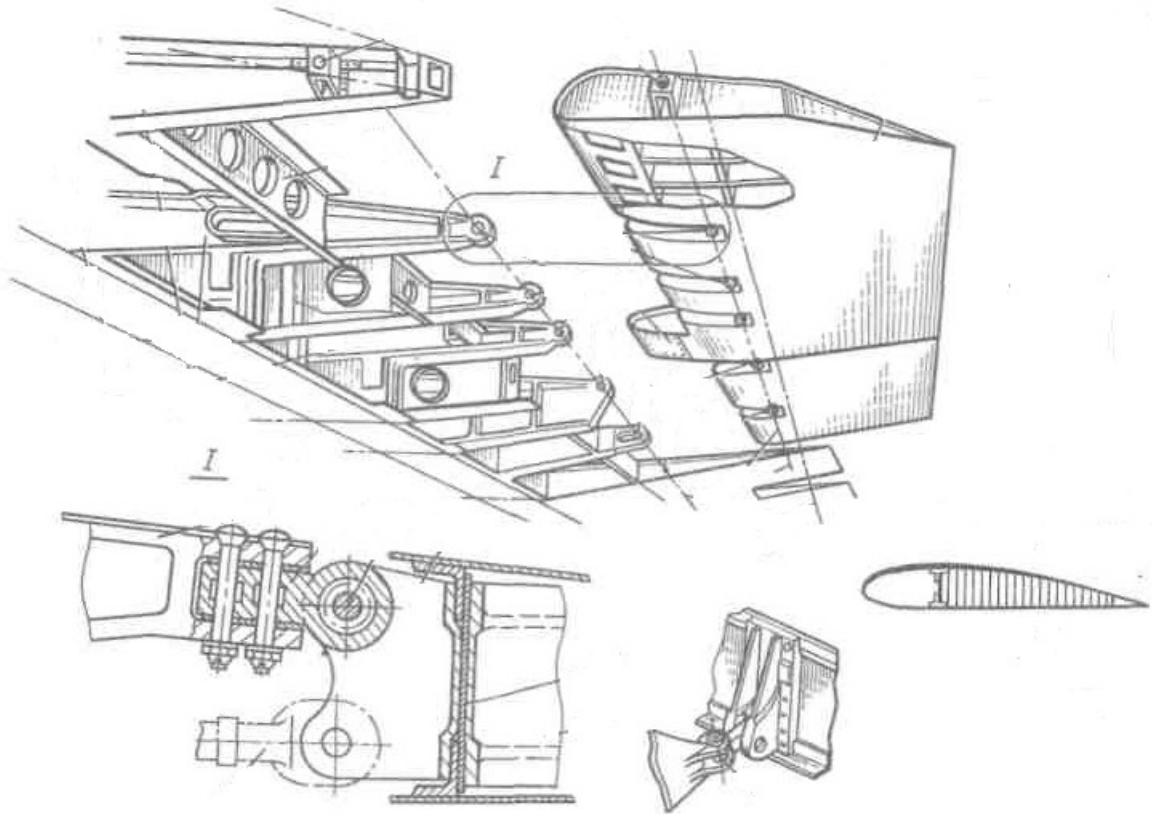


Рис.6.5.1 Конструкція елерона

Висновки по розділу

У цьому розділі було розглянуто конструкцію складових елементів крила. Також розглянуто конструкцію елерона та закрилку. Представлено 3D модель виду крила у плані.

7. Технологія виготовлення конструктивних елементів крила

Гарантом міцності і довговічності конструкції крила, є не тільки правильно обрана конструктивно-силова схема, перетин основних елементів, а й вірна технологія виготовлення. А саме, правильно підібрані матеріали, процеси досягнення необхідних форм і розмірів.

Розглянемо основні процеси, які використовуються для виготовлення заготовок.

Прокат - один з найпоширеніших і економічних методів отримання заготовок, у вигляді спеціальних профілів, листів, труб, прутки і т.д. Дана технологія дозволяє отримувати сортаменти з різних матеріалів і сплавів.

Штампуння - це процес при якому змінюють форму і розміри заготовки за допомогою спеціалізованого інструменту - штампа (для кожної деталі виготовляють свій штамп), який складається з матриці, пуансона і додаткових частин. Розрізняють об'ємну і листову штампування. При об'ємній штампування як заготовки використовують сортовий метал, розрізається на заготовки. На заготовку в процесі об'ємного штампування впливають спеціалізованим інструментом - пуансоном, при цьому метал заповнює порожнину матриці, набуваючи її форму і розміри.

Пресування полягає в продавлюванні заготовки, що знаходиться в замкнутій формі, через отвір матриці, причому форма і розміри поперечного перерізу видавленою частини заготовки відповідають формі і розмірам отвори матриці.

7.1 Виготовлення обшивки

Найбільш оптимальним для виготовлення обшивки є процес обтяжки. Цей процес дозволяє формувувати елементи як одинарної кривизни, так і подвійної. Суть цього процесу полягає у деформації вигином та розтягуванням плоскої заготовки до повного прилягання до оправки. У результаті плоска заготовка перетворюється у просторову.

Для виготовлення обшивки використовувався метод поздовжньої обтяжки на пресі ОП-3.

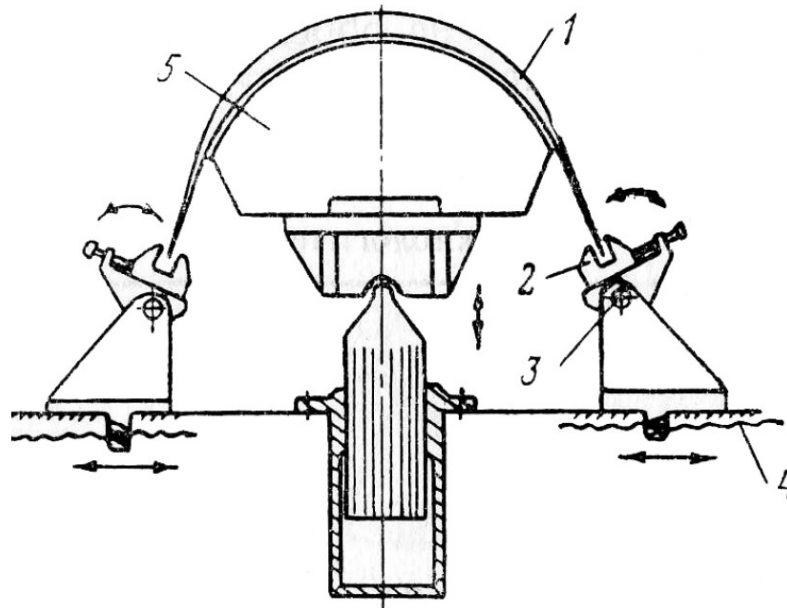


Рис.7.1.1 Схема обтяжного пресу типу ОП-3

1-заготовка; 2-затискач; 3- вісь; 4- гвинт; 5- болванка.

Щоб отримати деталь необхідних розмірів, все перетину заготовки розтягують до стану пластичності. Після зняття деформуючих зусиль вигнута деталь частково розпрямляється під дією пружних деформацій. При цьому подовжені при вигині верхні шари кілька скорочуються, а стислі - кілька подовжуються. Чим більше радіус вигину, тим більше значення мають пружні деформації (пруження) після зняття згинального зусилля.

Коефіцієнтом обтягування:

$$K_{обт} = \frac{l_{max}}{l_{min}}, (7.1)$$

Де l_{max}, l_{min} - довжина максимального(мінімального) деформованої зони обшивки

Коефіцієнт обтягування безпосередньо пов'язаний з величиною максимальної деформації, яку необхідно створити для того, щоб заготовка з плоскої придбала необхідну просторову форму.

7.2 Виготовлення нервюр

Холодне деформування є одним з найбільш прогресивних методів виготовлення деталей. Висока продуктивність праці, низька собівартість виробу і високий коефіцієнт використання металу сприяють широкому застосуванню процесів холодного деформування в різних галузях промисловості.

Застосовувані для формоутворення деталей холодним деформуванням процеси можна розбити на листове штампування та об'ємну штампування.

Листове штампування включає жорстко-схемні процеси, засновані головним чином на зміні форми поверхні заготовки без істотного перерозподілу обсягу металу.

До об'ємної штампування відносяться м'яко-схемні процеси, за допомогою яких формоутворення деталі здійснюється за допомогою перерозподілу і заданого переміщення обсягу металу.

Все починається, з розміщення майбутньої нервюри на листі. Лист покритий гумовою плівкою, щоб уникнути подряпин при виготовленні деталі. Вимальовується профіль нервюри з усіма допусками.

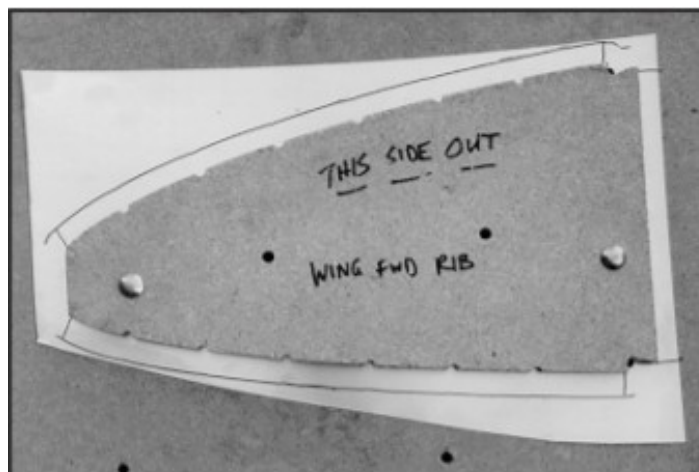


Рис.7.2.1 Приклад розмітки носової нервюри

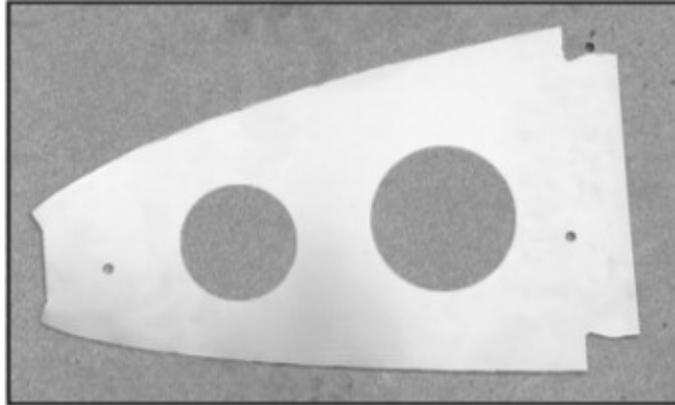


Рис.7.2.2 Заготовка носової нервюри

Далі нервюра піддається формуванню гумою. На рис 7.2.3 показана загальна схема штампування гумою. Плоску заготовку 2 поміщають на пуансон (формблок) 1, що знаходиться на нижній плиті 5; матрицею служить контейнер 4, внутрішня порожнина якого заповнена гумою 3. При русі вниз плунжера преса і закріпленого на ньому контейнера внутрішня порожнину контейнера замикається нижньою плитою 5 і в його порожнині починає збільшуватися тиск q гуми; під впливом тиску q заготовка притискається до пуансону і починає деформуватися. У кінцевій стадії процесу штампування тиск досягає максимального значення, заготівля повністю обжимається по пуансону і приймає його форму.

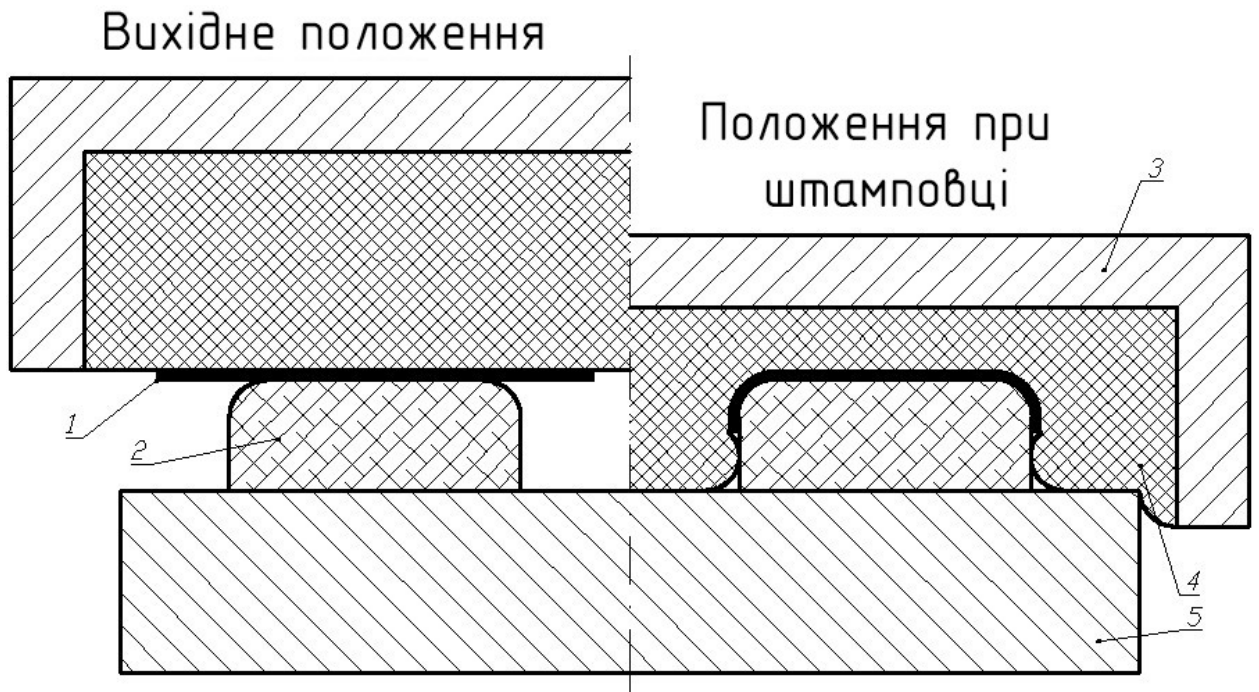


Рис.7.2.3 Схема операції штампування гумою:

1 - пуансон (формблок); 2 - заготовка; 3 - контейнер; 4 - гума; 5 - нижня плита.

Як видно зі схеми, операція штампування дуже проста; спеціальним оснащенням є тільки формблок, а контейнер і нижня плита (виконана по його внутрішнім розмірам) є універсальними.

При штампуванні гумою заготівля сприймає розподілений тиск тільки з боку гумової подушки, по краю заготовки деформуються вільно. Тому якщо в зоні деформування виникають напруги стиснення, то заготівля легко втрачає стійкість, з'являються складки, які не завжди можна усунути обтисненням на пуансоні в кінці операції. В цьому випадку складки усувають подальшою ручною доробкою. При виникненні в зоні деформування напружень розтягу складки не утворюються і ступінь деформації обмежується питомим тиском q , який створює гумова подушка контейнера.

За допомогою штампування гумою виготовляються деталі, головним чином, з алюмінієвих сплавів: нервюри, шпангоути і їх деталі, діафрагми, стінки, перегородки та ін. Ці деталі проектується з урахуванням

технологічних можливостей саме штампування гумою, так як виготовлення їх іншими способами, наприклад в металевих штампах, значно дорожче.

Штампування гумою проводиться в гідропресах. Застосовуються гідропреси двох типів: з максимальним зусиллям 2500 і 5000т. Розміри робочої зони контейнерів відповідно рівні 1×2 і $3,5 \times 1,3$ м. Питомий тиск q в контейнері 80-100кг / см². Робоча площа контейнерів дозволяє здійснювати групове штампування; для цього на нижню плиту одночасно встановлюють кілька формблоків з заготовками і за один робочий хід плунжера на кожному з них штампуються окремі деталі.

Відбортівка отворів нервюри

Це технологічна операція штампування листового металу, в результаті виконання якої навколо отворів в металевій заготівлі, а також по її контуру формуються бортики необхідних розмірів і форми.

Пробиту заготовку укладають проти нерухомого пуансона на підпружинений знімач. Матриця, прикріплена до повзуна преса, переміщує заготовку разом зі знімачем вниз, на пуансон. Під дією прикладеної сили метал в зоні отвору відгинається з формуванням кільцевого борту.

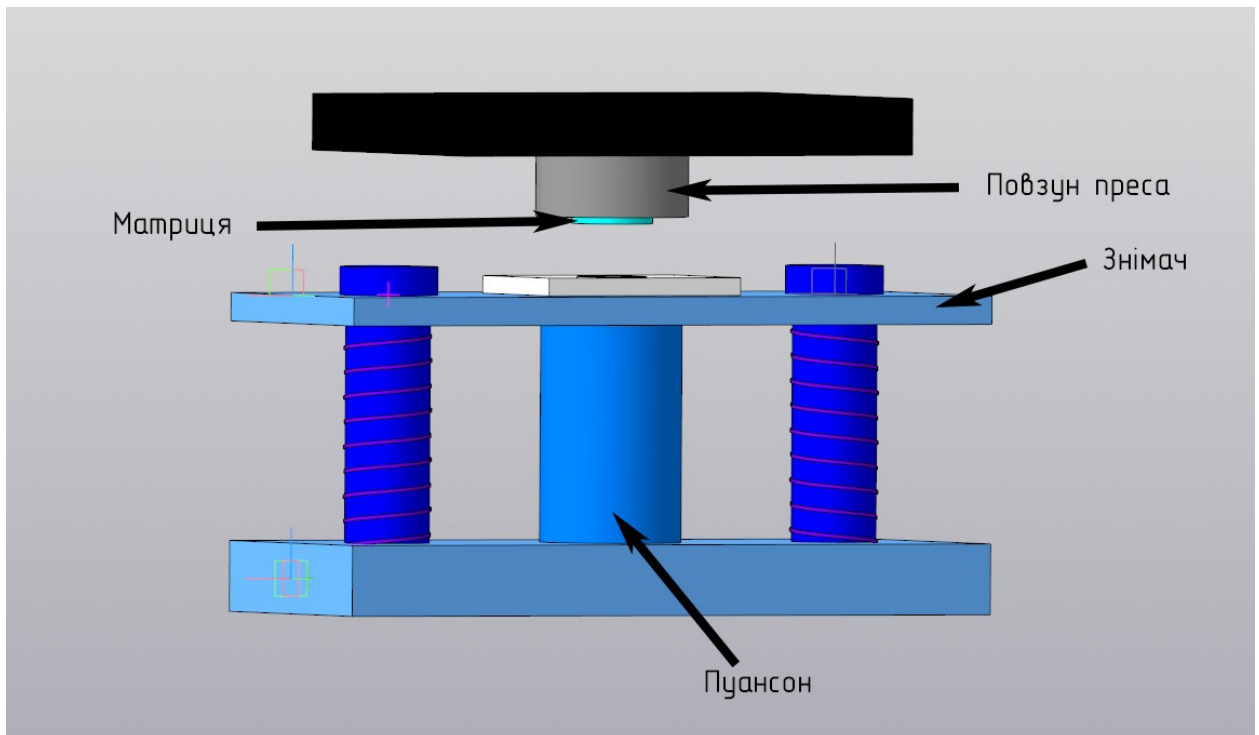


Рис.7.2.4 Штамп для відбортівки отворів нервюри

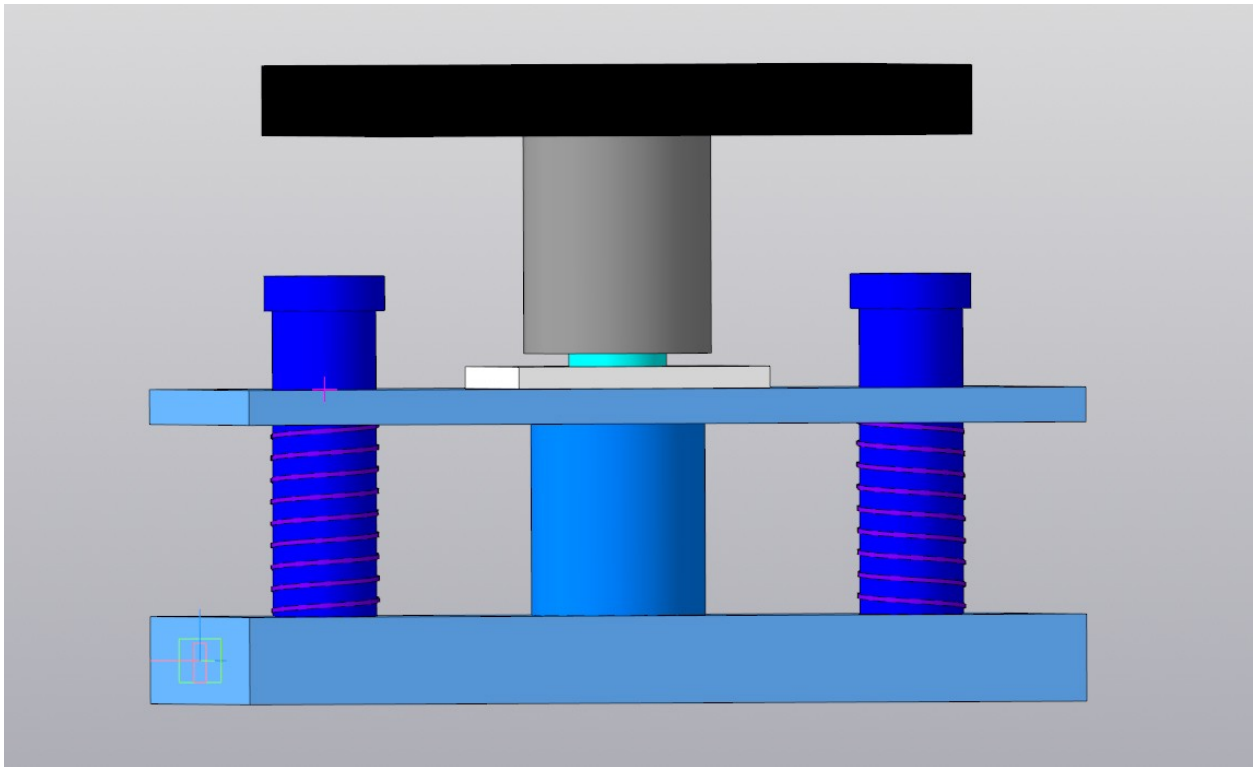


Рис.7.2.5 Робота штампу

7.3 Технологія з'єднання елементів крила

З'єднання деталей, вузлів, панелей і агрегатів літаків при складанні проводиться різними способами. У літакобудуванні застосовані з'єднання поділяють на: нерухомі нероз'ємні (клепання, зварювання, пайка, склеювання), нерухомі роз'ємні (болтові і гвинтові), рухливі роз'ємні (шарнірні з'єднання, болтові, вали і підшипники).

Нерухомі нероз'ємні з'єднання і нерухомі роз'ємні з'єднання забезпечують незмінне положення зібраних деталей і вузлів один до одного. Рухливі з'єднання допускають такі переміщення.

За конструктивно-технологічними ознаками з'єднання поділяють на:

а) з'єднання, що виконуються силовими точками (заклепками, болтами, звареними крапками). Характерними ознаками таких з'єднань є: ослаблення деталей, що з'єднуються через отвори під заклепки і болти, і нагріву деталей в зоні постановки зварних точок; концентрація напружень в деталі в зоні постановки силових точок при навантаженні конструкції; не висока

продуктивність праці при постановці силових точок внаслідок уривчастості виконання з'єднань;

б) з'єднання безперервним швом (роликкове зварювання, склеювання, пайка). Характерні ознаки таких з'єднань: ослаблення деталей, що з'єднуються при їх нагріванні в процесі зварювання, склеювання, пайки; значна концентрація напружень в деталі в зоні шва; безперервність процесу з'єднання, що полегшує механізацію та автоматизацію;

в) комбіновані з'єднання (точкове зварювання + склеювання, клепка + склеювання, клепане-болтове з'єднання). Такі сполуки мають всі ознаки з'єднань силовими точками і безперервним швом.

Вибір того чи іншого виду з'єднання залежить від конструкції літака і матеріалів, з яких виготовлені його відсіки, вузли та деталі. При складанні вузлів, панелей і агрегатів літаків з легких сплавів клепка до теперішнього часу залишається найбільш поширеним видом нероз'ємного з'єднання, так як вона забезпечує необхідну надійність і ресурс роботи агрегатів планера.

У літакобудуванні застосовується велика кількість різних типів заклепок. Для відкритих місць конструкції, де можливий двосторонній підхід в зону клепки, застосовують звичайні стрижневі заклепки. При клепанні закритих місць, коли підхід до однієї з головок заклепок неможливий, застосовують спеціальні заклепки для односторонньої клепки.

Звичайні - стрижневі заклепки виготовляють з легких сплавів і сталей з потайними або виступаючими заставними головками. Найбільш поширені типи заклепок наведені на рис.7.3.1. Всі вживані в літакобудуванні заклепки стандартизовані, мають шифр, який вказує форму заставної головки, марку матеріалу, діаметр і довжину.

Заклепки з алюмінієвих сплавів мають межу міцності на зріз - 180 ... 280 МПа, сталеві заклепки - 350 ... 500 МПа.

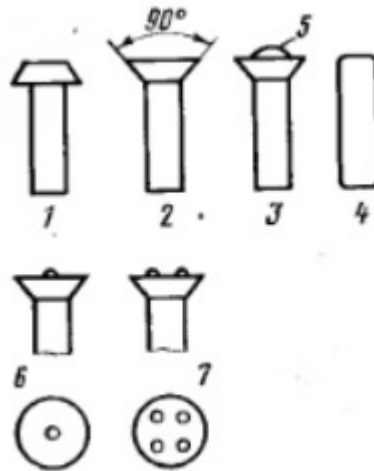


Рис.7.3.1. Види заклепок:

1-з плоскою заставною головкою; 2 - з потайною заставною головкою; 3 з компенсатором; 4 - стрижнева; 5 - компенсатор; 6 - маркування матеріалу Д18 на голівці заклепки; 7 - маркування матеріалу Д19П на голівці заклепки.

Способи базування при складанні

При складанні вузла або агрегату планера кожен елемент повинен займати щодо інших елементів строго певне положення.

Для цього кожному елементу необхідно забезпечити визначеність його базування. Визначеність базування досягається за рахунок складальної бази.

Складальна база (СБ) - це поверхня, лінія або точки на базовому елементі, щодо яких задають точне положення поверхонь, ліній або точок базуючого об'єкта.

Складальна база повинна мати наступні властивості:

- 1) робоча поверхня базового елемента повинна бути виготовлена з високим ступенем точності;
- 2) елементи з базовою поверхнею повинні мати фіксатори для фіксації деталей, що збираються або вузлів;
- 3) складальна база повинна бути жорсткою, потужною, щоб не деформуватися, не пересуватися під дією сил, немінучих при проведенні складальних процесів.

При складанні окремих вузлів, секцій, відсіків, панелей і агрегатів планера літака застосовують різні способи базування. Кожен спосіб базування відрізняється точністю отримання збірною зовнішнього контуру.

Поділяють способи базування на дві групи:

- 1) базування при складанні вузлів;
- 2) базування при складанні агрегатів.

При вузловій збірці використовують такі способи базування:

- за місцем деталі в конструктивному контурі виробу;
- по складальним отворах (СО) в елементах виробу та оснащенні;
- по розмітці - вручну, за шаблонами, фотоконтактним способом;
- по координатно-фіксуючим отворах;
- в складальному пристосуванні.

При вузловій збірці найвищу точність зборки дає базування за елементами складального пристосування.

При агрегатної складанні основними способами базування є:

- базування по зовнішній поверхні обшивки (ЗПО);
- по поверхні каркаса;
- базування по внутрішній поверхні обшивки;
- по СО і базовим (БО) отворах стапеля.

Базування по складальним отворах

Збірку з базуванням по складальним отворах ведуть при складанні вузлів з нежорстких деталей - обшивок, стін, стрингерів, полицок нервюр, тобто деталей, що прогинаються під дією власної ваги.

Деталі на збірку надходять обробленими з остаточними розмірами, підганяти деталі не допускається (рис. 7.3.2). На всіх деталях, що з'єднуються за допомогою шаблонів, до збірки просвердлені СО.

Також по шаблонах до збірки в найбільш жорсткій з деталей, що з'єднуються просвердлюють напрямні отвори (НО).

Складальні отвори просвердлюють до робочого діаметру, щоб в них відразу можна ставити заклепку і вести клепку. Направляючі отвори просвердлюють до допоміжного діаметра, потім в процесі складання НО розсвердлюють до робочого діаметру, ставлять заклепку і клепають.

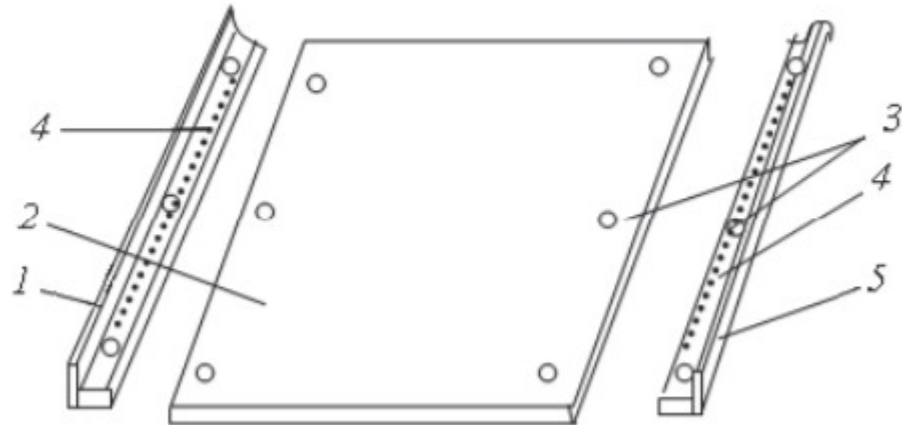


Рис.7.3.2 Сутність базування по складальним отворам:

1, 5 - профілі; 2 - стінка; 3 - складальні отвори; 4 - напрямні отвори.

Висновок по розділу

У цьому розділі було розглянуто технологію виробництва елементів крила. Зазначено, основні технологічні процеси, які використовуються для виготовлення заготовок, з яких відтворювали конструктивні елементи крила. Розглянуто технології базування елементів, які використовуються при складанні.

ВИСНОВОК

Темою даної дипломної роботи було створення крила для п'ятимісного літака. Були висунуті завдання, які необхідно було досягти:

- Літак повинен перевозити п'ять пасажирів із максимальною швидкістю не менше 300 км/год.;
- Довжина злітно-посадкової смуги - не більше 300 м;
- Максимальна злітна вага 1000 кг.

Виконання почалося з огляду аналогів, з яких було взято основні геометричні характеристики крила. Вибір аеродинамічного профілю - один з найважливіших складових дипломної роботи, адже від вибору профілю залежить подальший розрахунок аеродинамічних характеристик.

На основі цієї інформації: характеристики профілю, геометричні характеристики крила, було проведено визначення аеродинамічних коефіцієнтів. При підрахунку аеродинамічних коефіцієнтів крила був використаний пакет програм XFRLR5 та Profili, в яких виконувався продув профілів і моделі крила. Оцінка отриманих аеродинамічних коефіцієнтів проводилася по експериментальними даними з Атласу крилових профілів. Виходячи з цього, проектування закрилка здійснювалося за отриманими коефіцієнтами, приростами даних коефіцієнтів, взятих з графіків Петрова. Отримані результати були використані при підрахунку швидкостей зльоту і посадки, а також довжини розбігу і пробігу. Виходячи з розрахунків та наведених графіків, завдання щодо довжини злітно-посадкової смуги було виконано.

Також були пораховані навантаження на крило, на куті атаки, на якому отримано максимальний коефіцієнт підйомної сили, а значить і максимальні навантаження.

Було обрано конструктивно-силову схему крила. Розглянуто конструкцію основних елементів крила. Представлено вид крила у плані.

Було розглянуто технологію виготовлення елементів крила. Проаналізовано технологічні процеси, які використовуються в авіації, та підбрано ті, які краще всього підходять до виготовлення крила. Розглянуто технології базування елементів, які використовуються при складанні.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. United States Patent 7,997, 535/ Life parachute especially for ultralight aircrafts: Milan Babovka/ Jan. 25, 2008.
2. К.П. Петров. Аэродинамика элементов летательных аппаратов.- Машиностроение, 1985.
3. В.В.Кабанячий. Методичні вказівки до курсової роботи з курсу "Аеродинаміка літака - 3.Курсове проектування" - КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2019.
4. С.Т. Кашафутдинов, В.Н. Лушин. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей. - СибНИА, 1994.
5. А.М. Мхитарян. Аэродинамика.- 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1976.
6. Г. И. Житомирский. Конструкция самолетов.-М.:Машиностроение, 1991г.
7. А.Л. Абибов, Н.М. Бирюков, В.В. Бойцов, В.П. Григорьев, И.А. Зернов, П.Ф. Чударев, А.И. Ярковец. Технология самолетостроения. — М.: Машиностроение, 1982.
8. М.Н. Шульженко. Конструкция самолетов - 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1971.
9. Р.И. Гусева. Особенности технологии сборки планера самолета. – ФГБОУ ВПО «КНАГТУ», 2013.
10. 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.
11. Современная легкая авиация: [Электронный ресурс] // Авиационная энциклопедия – «Уголок неба». – Режим доступа: <http://airwar.ru/lanow.html>