

ВСТУП

Використання кінцевих аеродинамічних поверхонь – відносно новий спосіб ще сильніше зменшити опір ЛА під час його польоту: перші спроби змінити форму крила шляхом додавання певних поверхонь для зменшення опору відомі ще з часів перших спроб людини піднятися у повітря у кінці 1800-их.

Технології КАП все ще вдихають величезні надії для авіації вже сьогодні, а також і з поглядом у майбутнє з можливістю заощадити мільйони на витратах пального.

Мета дипломної роботи - проектування кінцевої аеродинамічної поверхні безпілотного літального апарату.

У даній ДР детально розглянуто аеродинамічну компоновку (включаючи вибір типу, геометрії КАП), конструкцію, технологію виготовлення і міцність крила з/без КАП.

У першому розділі проведений огляд вже існуючих видів кінцевих аеродинамічних поверхонь, історію їх створення та використання на практиці.

У другому розділі розглянуто існуючі фактори впливу геометрії КАП на її аеродинамічну ефективність.

У третьому розділі проведено вибір геометричних параметрів та проектування варіантів для імплементування.

В четвертому розділі було виконано аеродинамічний розрахунок та аналіз крила без КАП та з різними їх варіантами.

В п'ятому розділі було виконано оцінку та аналіз повітряних навантажень на крило без/з КАП.

В шостому розділі було розглянуто конструкцію КАП.

В сьомому розділі описана технологія виготовлення елементів КАП.

1. Огляд аналогів

КАП дозволяють значно покращити ефективність використання палива в літаку, дальність польоту, стабільність і навіть управління та керування. Їх традиційно вважають майже вертикальними поверхнями, схожими на крила, які можуть поширюватися в обидві сторони: вгору і під закінцівки крила, де вони розміщені. Сьогодні їх також часто асоціюють з будь-яким пристроєм на закінцівці крила, призначеним для підвищення його продуктивності. Проте, наскільки якісним насправді може вийти підвищення ефективності крила? Що ж, деякі розробки показали приголомшливі результати. Як, наприклад, 7-відсотковий приріст коефіцієнта якості літака та зменшення на 20 відсотків супротиву, викликаного підйомною силою крила.

Winglet fence (бар'єрна КАП)

Під бар'єрними КАП маються на увазі крильця, що включають у себе поверхні, що простягаються над і під крилом, як описано в ранніх дослідженнях Віткомба. Ці обидві поверхні коротші або еквівалентні вінглетам, що мають подібні аеродинамічні переваги. Airbus A310-300 був першим авіалайнером, що використав бар'єрну КАП в 1985 році.

Ця КАП - це нова "передова вінглетна технологія" "Боїнгу". Вона була виготовлена на 737 MAX. За словами "Боїнга": "Ця КАП підвищить економію палива на 1,5% більше, ніж цього досягають нинішні спряжені вінглети". Оскільки вона є комбінацією також із загорнутих закінцівок, її називають "КАП подвійного оперення". Сьогодні її в основному використовують Airbus, вона розробляє власні вінглети. Airbus першою використовувала ці КАП на A300. Сьогодні вони покращують ефективність на A300, A310, A319, A380 тощо.



Рис. 2.1.1 Вінглетна загорожа на різних літаках компанії Airbus

Canted winglets (нахилені вінглети)

Вінглети, що вперше були представлені компанією Boeing у 1985 році на своєму літаку Boeing 747. Перевагою даних вінглетів була можливість при їх виготовленні максимального використання вже існуючих компонентів та технологій виробництва.



Рис. 2.1.2 Нахилений вінглет на літаку Boeing 747-400

Blended winglets (спряжені вінглети)

Спряжені КАП - це найпопулярніші вінглети в авіабудуванні, якими користуються Airbus, Embraer, Bombardier, російський Туполев та ін. У 1990 році літаки McDonnell Douglas MD-11 представили ці спряжені КАП.

Airbus встановила спряжені КАП на сімейство A320 та, використавши унікальний дизайн, дали назву своїм вінглетам "Sharklets". КАП Airbus мають висоту 2,5 метра. Ці вінглети додали на моделі A320 та почали виготовляти нові моделі A330 з такими самими вінглетами. Моделі E170/190 Embraer також мають аналогічну конструкцію КАП.

Спряжений вінглет кріпиться до крила гладкою кривою замість різкого переходу і призначений для зменшення інтерференції на стику крила/вінглета. Гострий внутрішній кут у цій області взаємодіє з потоком прикордонного шару, викликаючи вихор що створює супротив, і нехтує деякою частиною переваги вінглета.

Різке зростання цін на паливо призвело до модернізації понад 2500 літаків Boeing зі спряженими КАП у 2003 році.

Вони, за оцінками, коштують близько 600.000 доларів за 2,5 метровий набір, а ефективність в основному використовується для економії палива, а не для того, щоб летіти швидше. Хоча може здатися важким виправдати витрату в розмірі 600.000 доларів на пару вінглетів, які можуть заощадити лише кілька відсотків економії пального, потрібно розглядати ситуацію у перспективі. 1-відсоткова економія палива при крейсерських умовах може означати до 45 літрів економії палива на годину. Це складає десятки тисяч літрів заощадженого палива та сотні тисяч заощаджених доларів протягом одного року.



Рис. 2.1.3 Спряжений вінглет на літаку Airbus A320

Raked wingtip (загорнута закінцівка)

Загорнуті закінцівки, у випадку коли закінцівка має більший кут стріловидності ніж решта крила, представлені на деяких комерційних літаках Boeing для поліпшення економічності палива, зльоту та підйому. Основною перевагою даних КАП є простота їх конструкції. Вони порівняно просто виготовляються та влаштовуються. Відомі у світі як «інтегровані подовження закінцівок», адже являються горизонтальним продовженням вже існуючого крила. Як і звичайні вінглети, вони збільшують ефективне співвідношення розміру крила і зменшують індукований супротив, створований підйомною силою. І хоча просте збільшення розмаху крила було б більш ефективним з боку аеродинаміки, ніж загорнута закінцівка такої ж довжини, закінцівка викликає менший згинальний момент ніж збільшення розмаху.

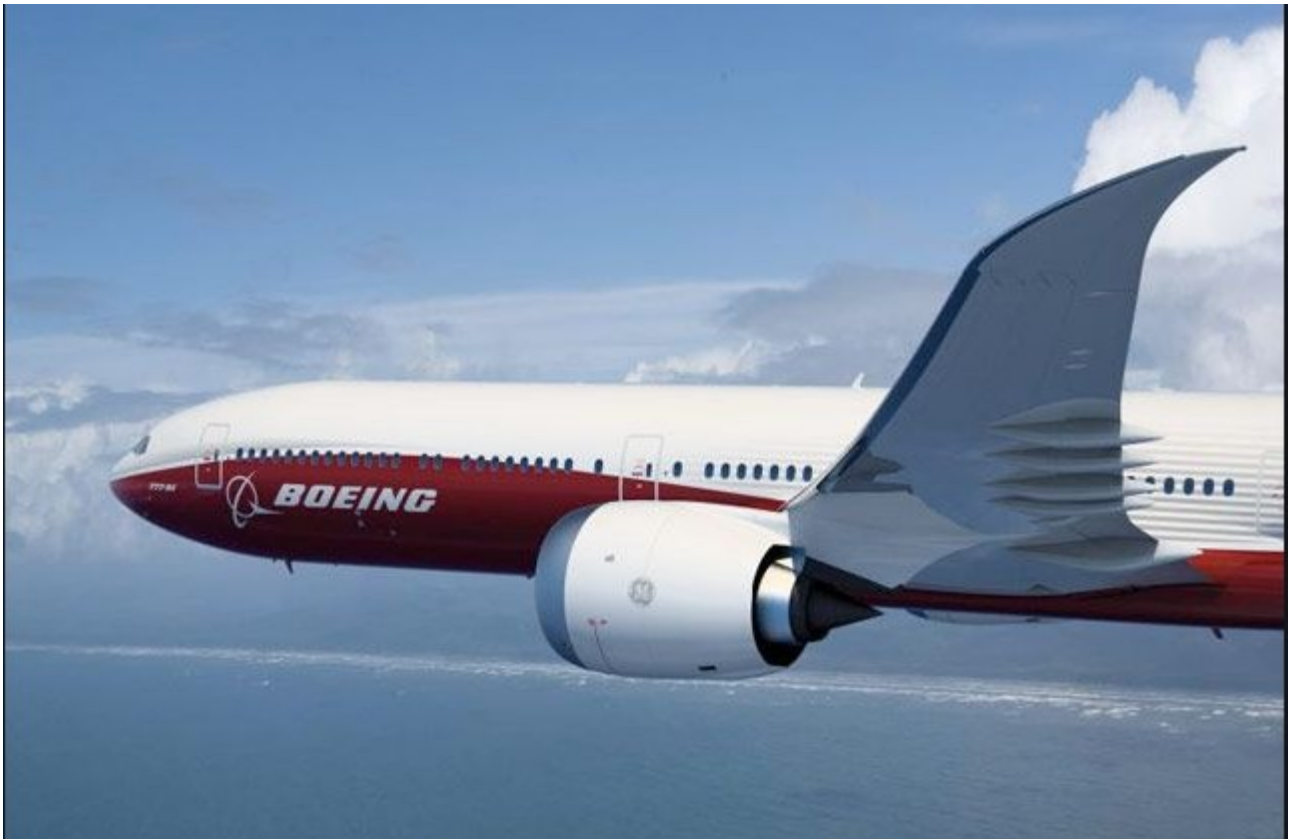


Рис. 2.1.4 Загорнута закінцівка на літаку Boeing 777x

Split-tip (роздвоєна закінцівка)

Boeing 737 MAX використовує такий новий вид закінцівки. Подібний тристоронній гібрид між вінглетом, вінглетною загорожею та загорнутою закінцівкою; Boeing стверджує, що цей новий дизайн повинен забезпечити додаткове поліпшення на 1,5% в економії палива поєднане з покращенням, яке вже очікувалося від 737 MAX.



Рис. 2.1.5 Роздвоєна закінцівка на літаку Boeing 737 MAX

Проаналізувавши дані аналоги, було прийняте рішення зупинитися на виді кінцевої аеродинамічної закінцівки виду **blended winglet (спряжений вінглет)**. Наступний розрахунок та проектування буде виконано для вінглету саме цього типу.

Висновки до розділу

У цьому розділі було розглянуто найбільш використовувані види кінцевих аеродинамічних поверхонь, історію їх створення, практичного використання, та результуючої ефективності.

2. Розгляд впливу геометрії вінглета на його ефективність.

Геометрію вінглета можна описати певним набором його головних характеристик. Пітер Масак у своїй книзі «Performance Enhancement of Modern Sailplanes» [2] вдало порівнює вплив даних параметрів на результуючу ефективність вінглета:

Кут нахилу вінглета відносно крила:

Вибір кута нахилу викликаний особливістю крил з великим видовженням: вузькі гнучкі крила відхиляються на певний кут в польоті, що може становити 30 градусів на деяких планерах при польоті з баластом (більш поширений кут для 15-20 метрових літаків становить 7–12 градусів. На вінглетах, які номінально встановлені на кут в 0 градусів (під прямим кутом до крила) під час деформації крила в польоті створюється бічне навантаження, яке має вектор, що орієнтований вниз. Це я не вигідною ситуацією, оскільки вінглет починає генерувати додатковий опір, сприяючи вазі літака. Таким чином, більш розумний підхід полягає в тому, щоб встановити кут нахилу вінглета до крила на землі в 0 градусів плюс кут відхилення закінцівки під час польоту.

Стріловидність:

Вибір кута стріловидності базується на експериментальних спостереженнях. Спочатку вважали, що кут стріловидності для вінглета повинен бути рівним куту стріловидності крила (0 градусів), однак досвід доводить інше. Якщо побудувати вертикальний вінглет без кута стріловидності, буде помічено, що потік зірветься спочатку з кореня вінглета а кінець залишиться «у польоті». Оптимальним варіантом з аеродинамічної точки зору є аеродинамічне навантаження таким чином, щоб потік з кінцевої поверхні зривався одночасно по всій поверхні. Цього можна досягти створивши стріловидність і цим самим збільшивши навантаження на кінець

вінглета. Для наших вінглетів (вінглетів Масака при його дослідженнях) для досягнення цього ефекту був використаний кут нахилу переднього краю в 30 градусів.

Відношення кореневої хорди закінцівки до кінцевої хорди крила:

Може здаватися що, ідеальним варіантом вінглета був би вінглет, що є звичайним продовженням крила і таким чином оптимальний вінглет був би гладким переходом з горизонтальної площини крила до вертикальної. Експерименти доводять інше. Якщо коренева хорда вінглета дорівнює кінцевій хорді крила, кут набігаючого потоку буде, насправді, меншим, ніж якщо коренева хорда закінцівки буде складати лише частину кінцевої крила. результатом може статися таке, що на великих швидкостях кут набігаючого потоку може бути недостатнім для запобігання відриву потоку з зовнішньої (нижньої) частини вінглета. Для різних виготовлених вінглетів наступні співвідношення кореневої хорди закінцівки до кінцевої хорди крила були використані:

- DG – 600 - 0,60
- Discus - 0,70
- Ventus - 0,57
- Nimbus III - 0,95
- ASW – 20 - 0,50

Вибір кореневої хорди вінглета обмежений не тільки номінальної хордою крила, але і ефектами, спричиненими числами Рейнольдса. Занадто мала хорда закінцівки може результувати в небажаний відрив потоку і високий супротив. На літаках Nimbus III та Discus невеличка номінальна хорда крила змушує геометрію вінглета бути меншою, ніж це було б рекомендовано. зважаючи на числа Рейнольдса.

Геометрична крутка:

Розподіл крутки на вінглеті зазвичай вибирається таким чином, щоб забезпечити рівномірний розподіл навантаження по всьому прольоту. Оскільки кут набігаючого потоку більший в корені, вінглет вивертається до більш високих кутів атаки у напрямку до кінчика. Це протилежно загальній конструкційній методології конструювання крил, які зазвичай мають крутку (або геометричну або аеродинамічну), щоб зменшити кут атаки у напрямку до кінчиків. Другою перевагою додатної крутки вінглета є те, що на великих швидкостях з'являється менший шанс відриву потоку на зовнішній поверхні за рахунок менших кутів атаки.

Відношення кінцевої до кореневої хорд вінглета:

Вплив такого коефіцієнта звуження та результуючу оптимальну крутку по розмаху вінглета теоретично проаналізував К.Х. Хорстман у своїй докторській дисертації. Було показано, що зі збільшенням коефіцієнта звуження оптимальний розподіл кручення для вінглета змінюється лінійно від кореня до кінчика. З точки зору конструювання також простіше і точніше побудувати вінглет з лінійною зміною кута повороту вздовж розмаху закінцівки. Це дає перевагу вінглетам з більшою кінцевою хордою. Нам також вигідно максимально збільшити кінцеву хорду для збільшення числа Рейнольдса. Таким чином, відношення в 0,6 було обрано.

Відхилення вінглета в горизонтальній площині:

Визначення відхилення базувалося на простому врахуванні того, що ми намагалися досягти максимальної швидкості, при якій можна було б отримати вигоду від вінглета, і, таким чином, обрати кут для мінімального супротиву на великих швидкостях.

Враховуючи кривизну профіля використаного для вінглета, деякий від'ємний кут встановлення закінцівки сприяє отриманню нульового

коефіцієнту підйомної сили при наближенні коефіцієнта підйомної сили крила до одиниці.

Профіль вінглета:

Оскільки основними критеріями при створенні профіля були мінімізування супротиву на маленьких коефіцієнтах підйомної сили та хороші результати при низьких числах Рейнольдса, був створений профіль PSU-90-125. Його особливостями є відсутність традиційної для планерних профілів впуклості ближче до кінця профілю, що запобігає відриву потоку на малих кутах атаки за рахунок невеликої втрати C_{yMax} , що не так важливо для вінглетів у будь-якому випадку. Також зменшений супротив на значеннях коефіцієнта підйомної сили до 0,85 по зрівнянню зі звичайними планерними профілями

Цей профіль і був застосований при проектуванні вінглета у даній дипломній роботі.

Висновки по розділу

У даному розділі було розглянуто основні геометричні характеристики обраного типу кінцевої аеродинамічної поверхні та їх вплив на результуючу ефективність крила.

3. Вибір основних геометричних параметрів КАП.

З розрахунком на вище згадані фактори впливу геометрії КАП на її ефективність були спроектовані декілька варіантів, відмінних як по формі, так і по площі та масі для порівняння їх результуючої аеродинамічної ефективності. З практичних міркувань за максимальну висоту вінглета було прийнято обмеження в ~ 1 м.

За основу для проектування КАП було використано крило з наступними геометричними параметрами:

- Розмах крила (l) - 25 м.
- Видовження крила (λ) – 20.
- Кореневий профіль – FX 61-184
- Кінцевий профіль – FX 61-184 мод. (14% товщини замість 18% звичайних)
- Коренева хорда – 1,7 м.
- Кінцева хорда – 0,7 м.
- Поперечний кут крила (кут поперечного V) - $+1^\circ$.
- Стрілоподібність по $\frac{1}{4}$ хорді ($\chi_{(1/4)}$) – 1° .

Усі експериментальні дані були отримані на крейсерському режимі польоту в 360 км/год.

Зовнішній вигляд крила, що було взято за основу показано на рис. 3.1

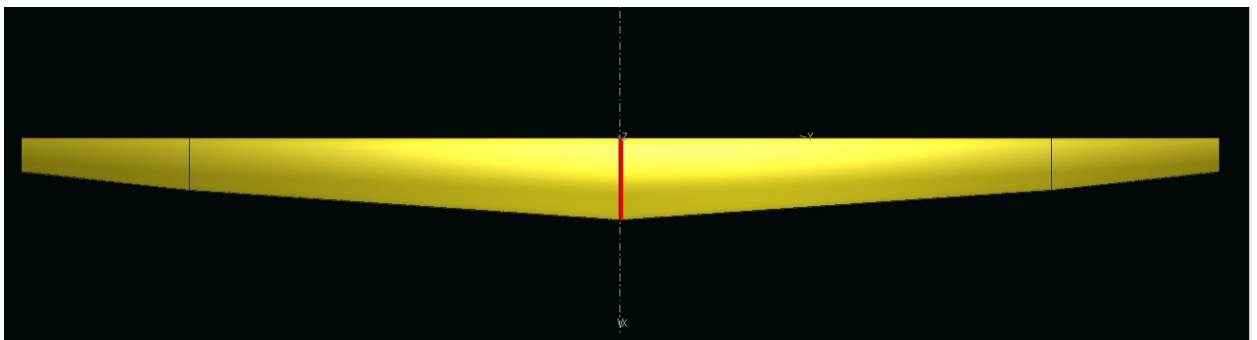


Рис. 3.1 Вид крила в плані

Перший варіант:

- Кут нахилу вінглета - 0° .
- Стріловидність – 35° .
- Профіль – PSU-90-125
- Відношення кореневої хорди закінцівки до кінцевої хорди крила - 1.
- Геометрична крутка - 0° .
- Відношення кінцевої до кореневої хорд вінглета – 0,3.
- Відхилення вінглета в горизонтальній площині - 0° .
- Висота КАП – 1,1 м.
- Площа КАП – $0,46 \text{ м}^2$.

За даними параметрами було спроектовано перший варіант КАП, яку показано на рис. 3.2

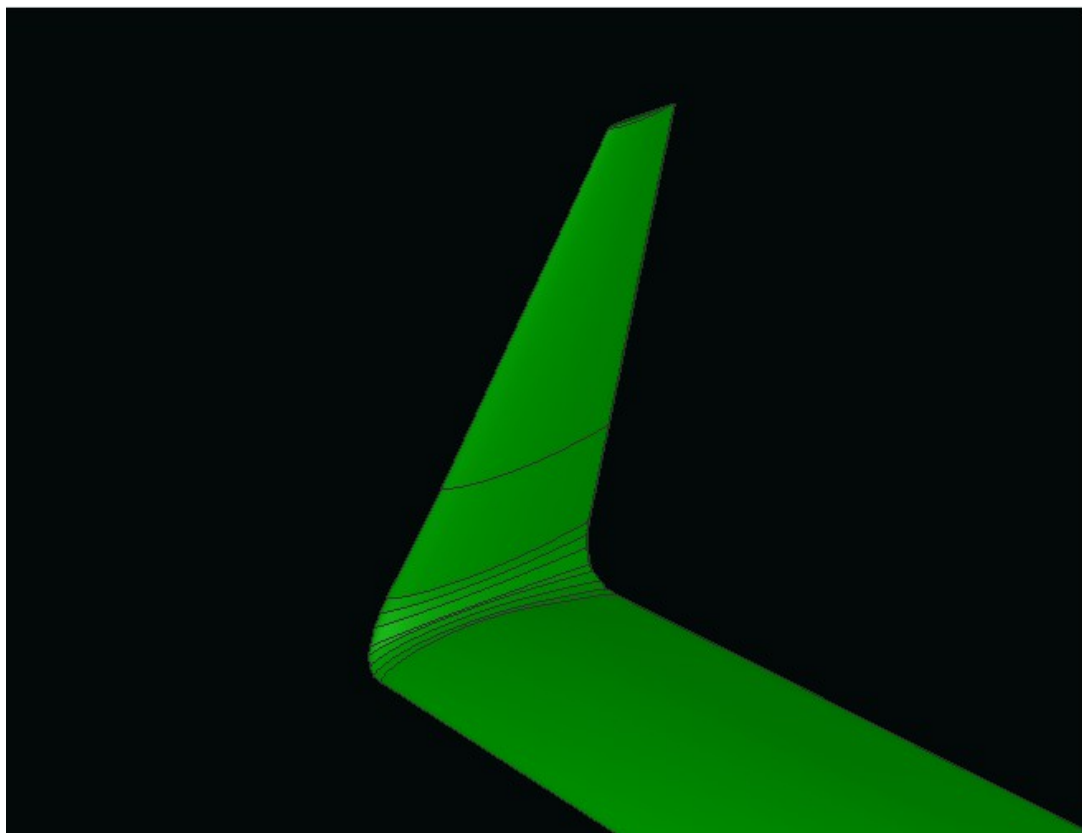


Рис. 3.2 Перший варіант КАП

Другий варіант:

- Кут нахилу вінглета - 0° .
- Стріловидність – 33° .
- Профіль – PSU-90-125
- Відношення кореневої хорди закінцівки до кінцевої хорди крила – 0,52.
- Геометрична крутка - 0° .
- Відношення кінцевої до кореневої хорд вінглета – 0,58.
- Відхилення вінглета в горизонтальній площині - 0° .
- Висота КАП – 1 м.
- Площа КАП – $0,29 \text{ м}^2$.

За даними параметрами було спроектовано другий варіант КАП, яку показано на рис. 3.3

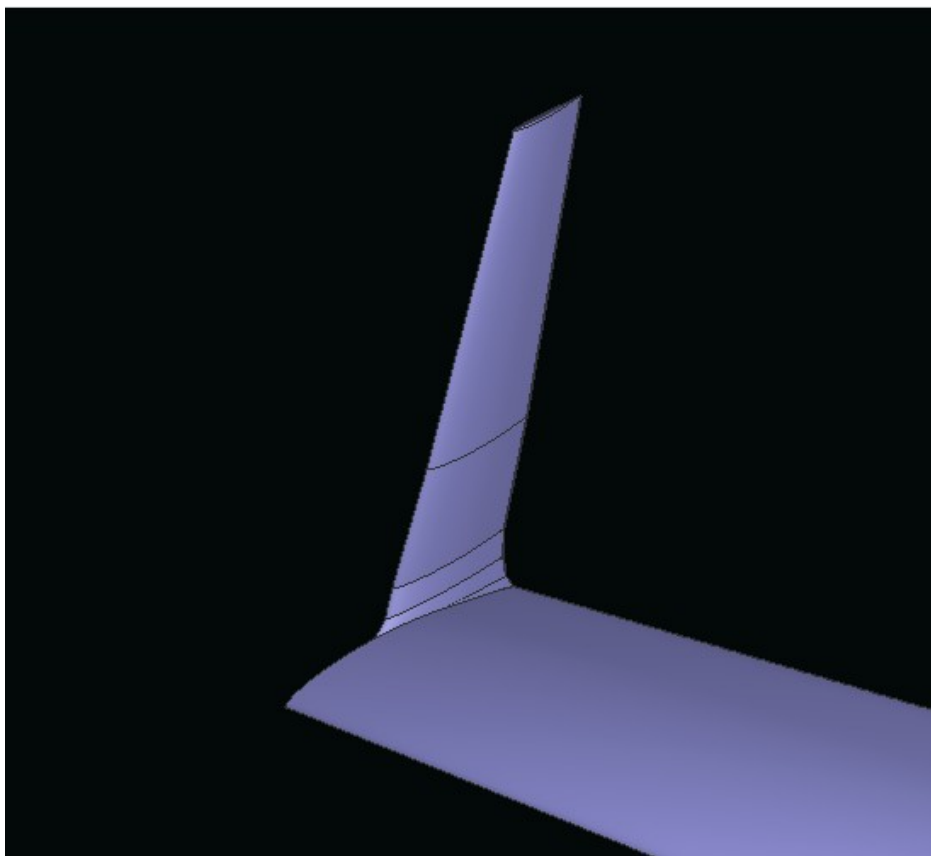


Рис. 3.3 Другий варіант КАП

Третій варіант:

- Кут нахилу вінглета - 0° .
- Стріловидність – 36° .
- Профіль – PSU-90-125
- Відношення кореневої хорди закінцівки до кінцевої хорди крила – 0,85.
- Геометрична крутка - 0° .
- Відношення кінцевої до кореневої хорд вінглета – 0,35.
- Відхилення вінглета в горизонтальній площині - 0° .
- Висота КАП – 1,1 м.
- Площа КАП – $0,44 \text{ м}^2$.

За даними параметрами було спроектовано другий варіант КАП, яку показано на рис. 3.4

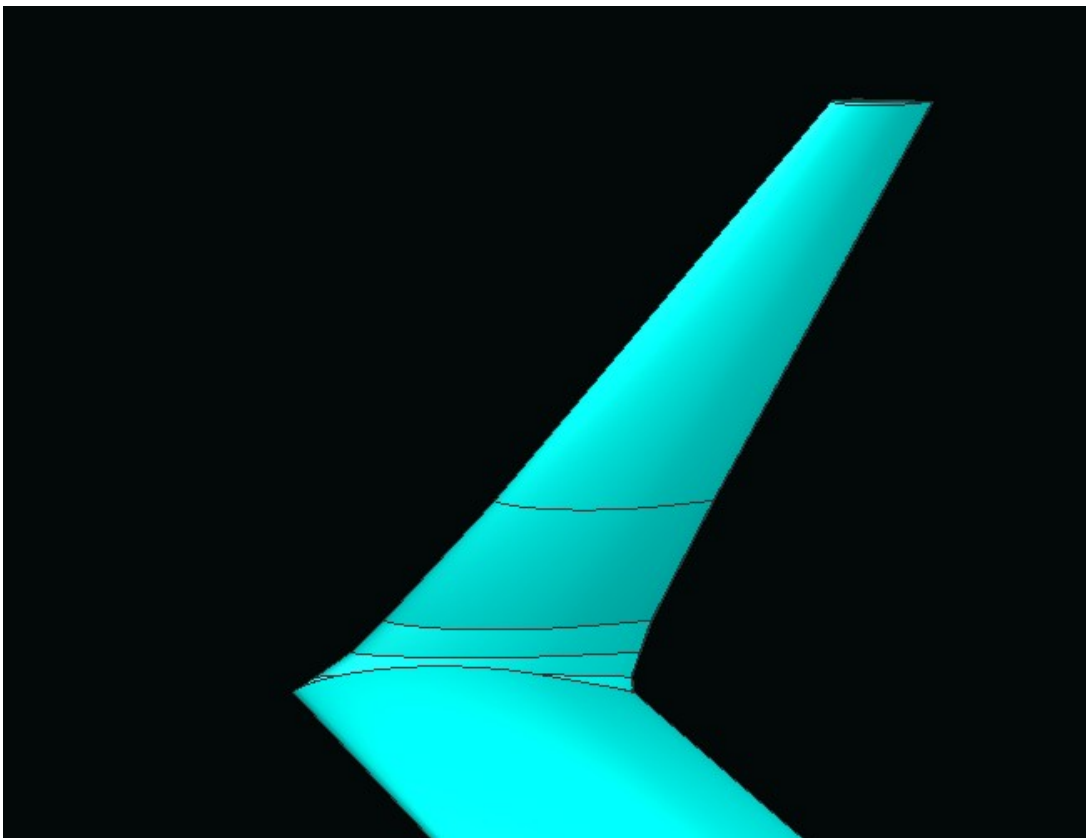


Рис. 3.4 Третій варіант КАП

Четвертий варіант:

- Кут нахилу вінглета - 0° .
- Стріловидність – 36° .
- Профіль – PSU-90-125
- Відношення кореневої хорди закінцівки до кінцевої хорди крила – 0,85.
- Геометрична крутка - 0° .
- Відношення кінцевої до кореневої хорд вінглета – 0,35.
- Відхилення вінглета в горизонтальній площині - 0° .
- Висота КАП – 1,1 м.
- Площа КАП – $0,44 \text{ м}^2$.

За даними параметрами було спроектовано четвертий більш експериментальний варіант КАП для порівняння з класичними з додаванням невеликої доповненої поверхні для можливого розгляду у майбутньому у зв'язку з ускладненою технологічністю імплементування даного варіанту. Його показано на рис. 3.5

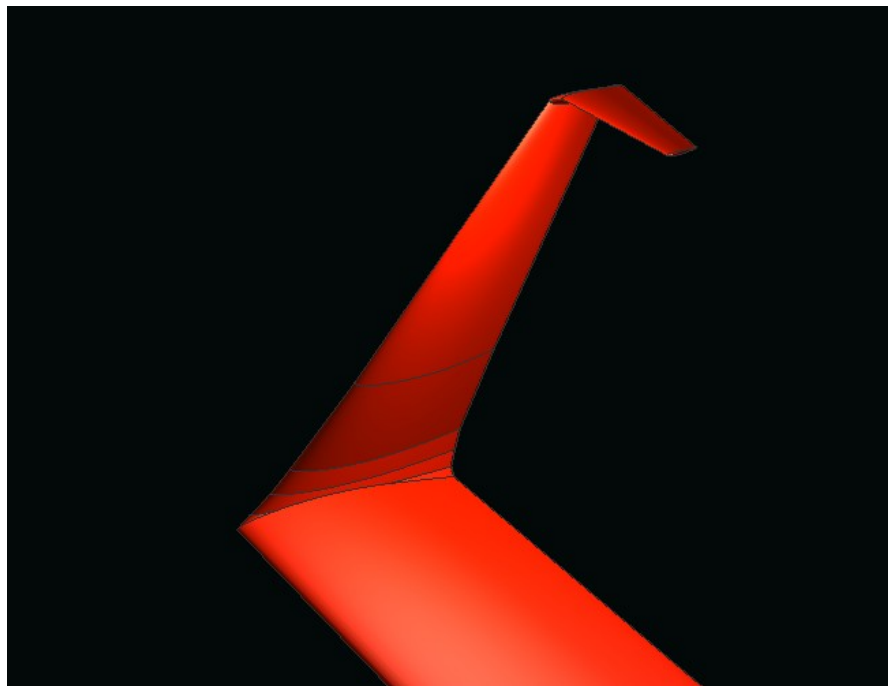


Рис. 3.5 Четвертий варіант КАП

Висновки по розділу

У даному розділі на основі виконаного аналізу в попередніх розділах було спроектовано чотири варіанти кінцевих аеродинамічних поверхонь для їх майбутнього аеродинамічного аналізу.

4. Розрахунок аеродинамічних характеристик КАП

Як вже вище було зазначено, профілем для проектування вінглету у даному дипломному проекті був вибраний PSU-90-125WL, що має відмінні характеристики саме для цих цілей. Для розрахунку аеродинамічних характеристик вінглетів необхідно отримати набір поляр $C_y(C_d)$, що для достовірності отриманих результатів було зроблено у двох програмах: Profili та XFLR5. Результат розрахунку на крейсерських числах Рейнольдса показано на рис. 4.1. та рис. 4.2., виконаних в програмах Profili та XFLR5 відповідно.

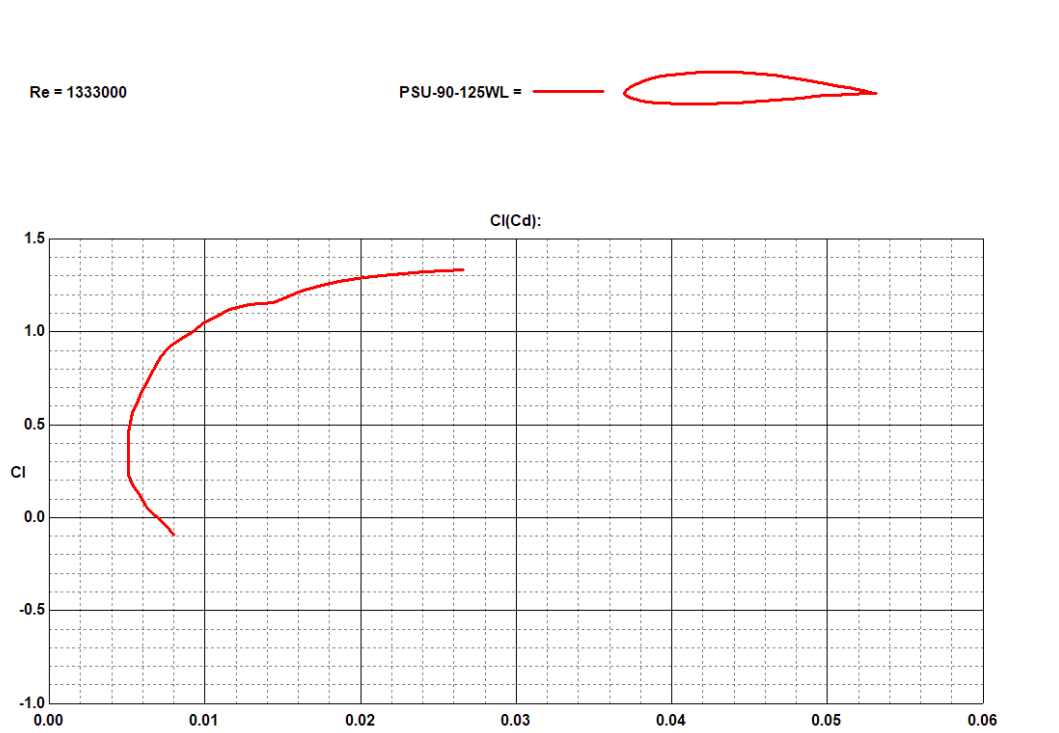


Рис. 4.1. Продувка профілю PSU-90-125WL на крейсерських числах Рейнольдса в програмі Profili

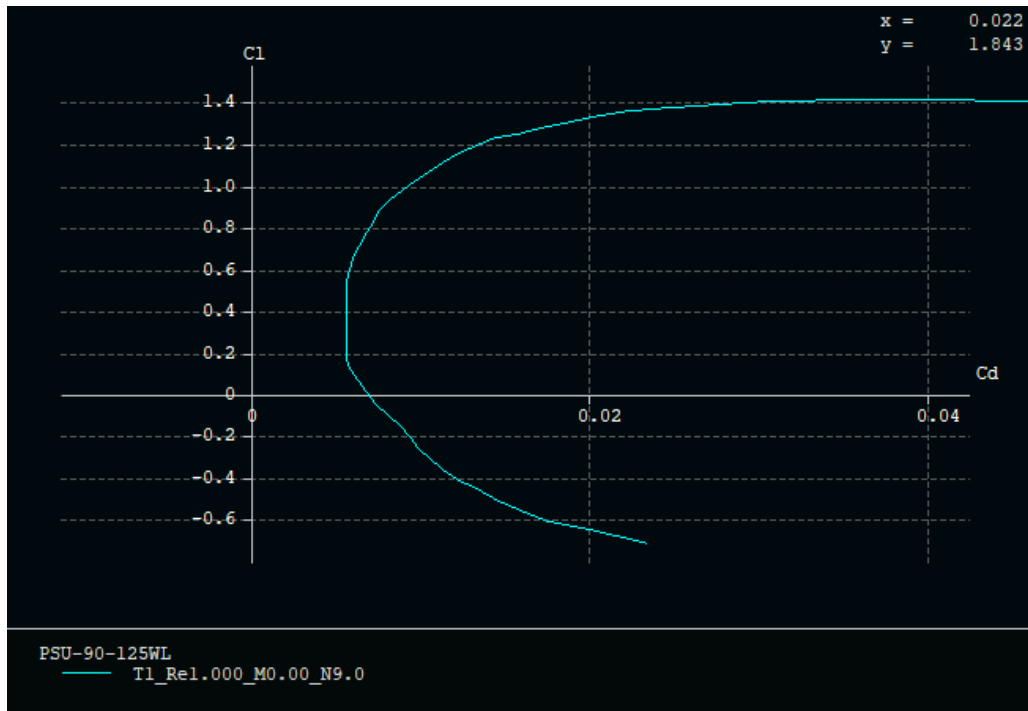


Рис. 4.2. Продувка профілю PSU-90-125WL на крейсерських числах Рейнольдса в програмі XFLR5

Також було виконано продувку основних профілів крила: FX 61-184 та FX 61-184($\alpha = 14^\circ$) на крейсерських режимах польоту у програмі XFLR5 для можливості подальшого аналізу готового крила з/без КАП. Результати продувок показані на рис. 4.3, рис. 4.4 та рис. 4.5, 4.6 для профілів FX 61-184 та FX 61-184($\alpha = 14^\circ$) відповідно.

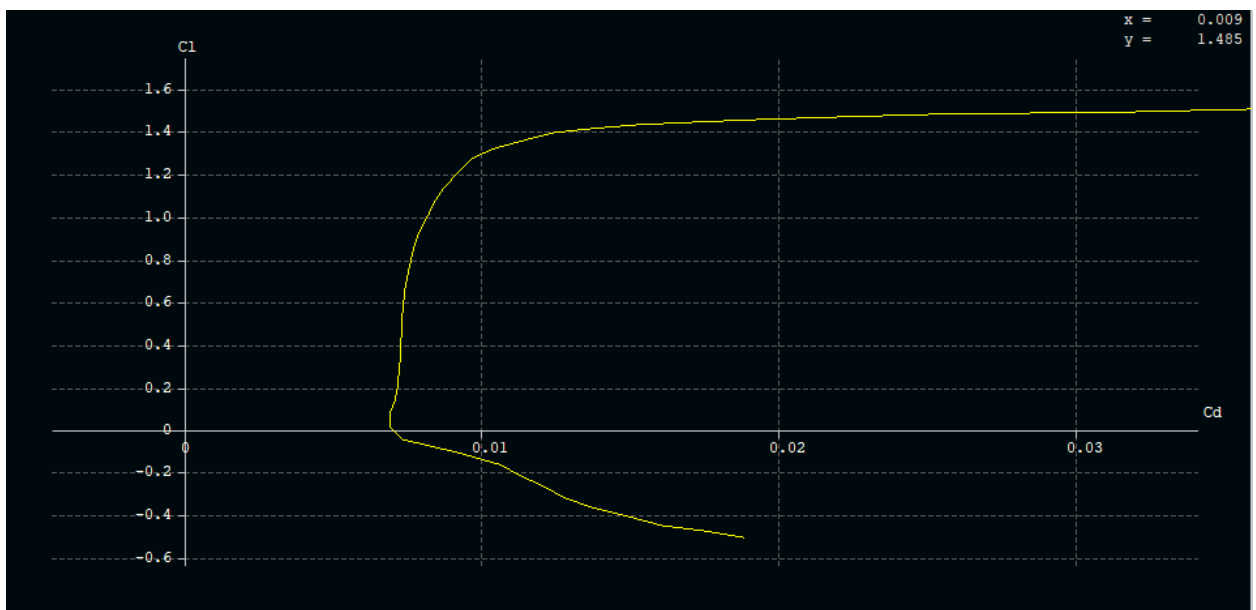


Рис. 4.3. Поляра $C_y(C_x)$ для профілю FX 61-184 на крейсерському режимі польоту

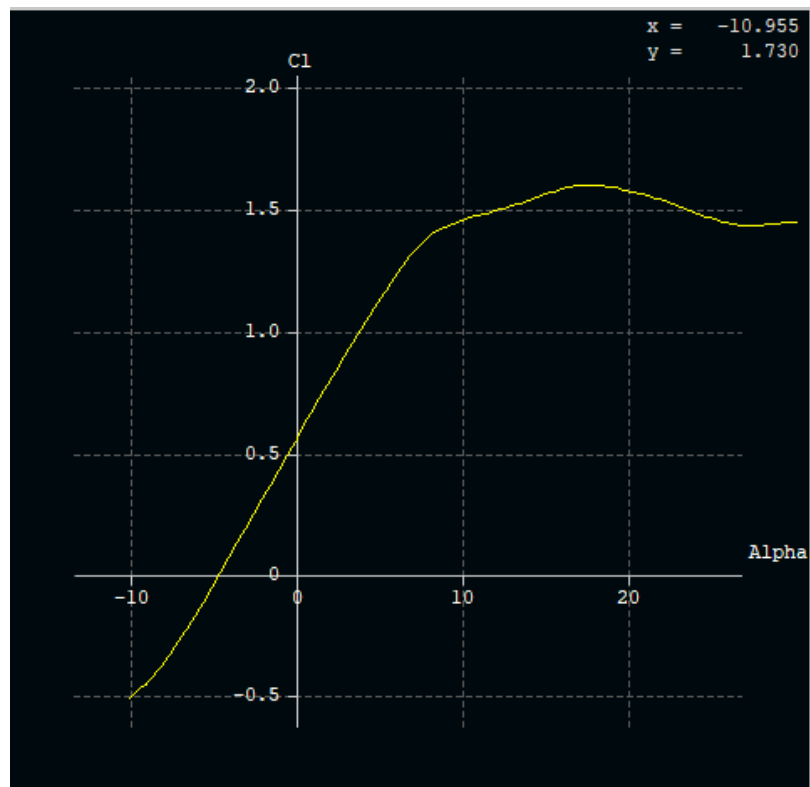


Рис. 4.4. Поляра $C_y(\alpha)$ для профілю FX 61-184 на крейсерському режимі польоту

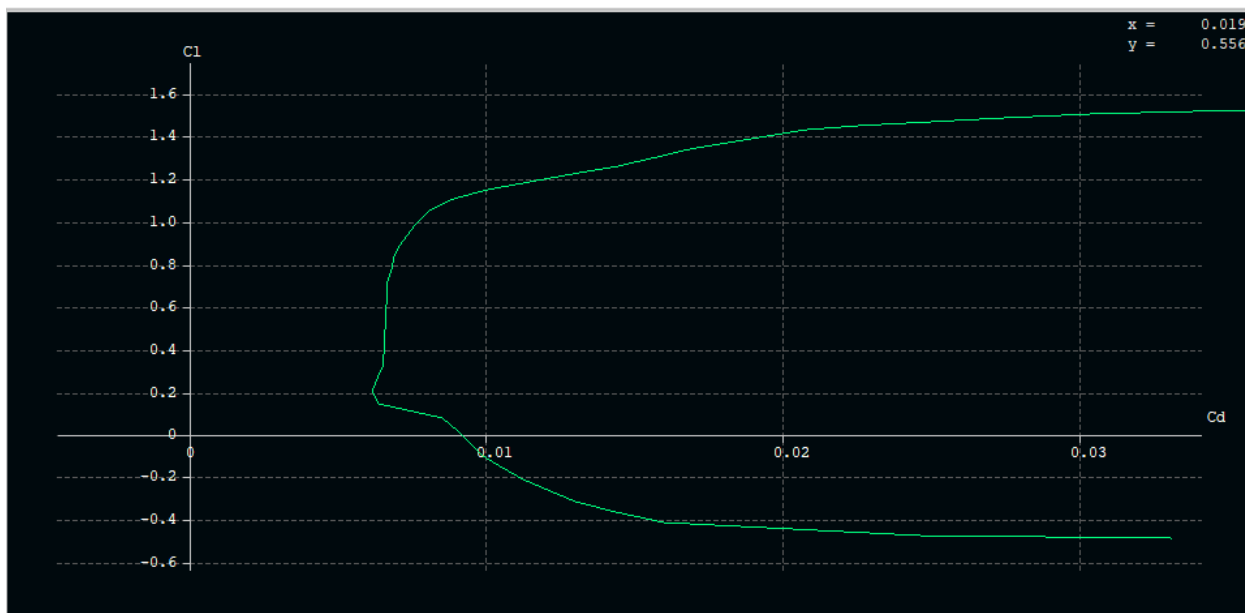


Рис. 4.5. Поляра $C_y(C_x)$ для профілю FX 61-184 ($\alpha = 14^\circ$) на крейсерському режимі польоту

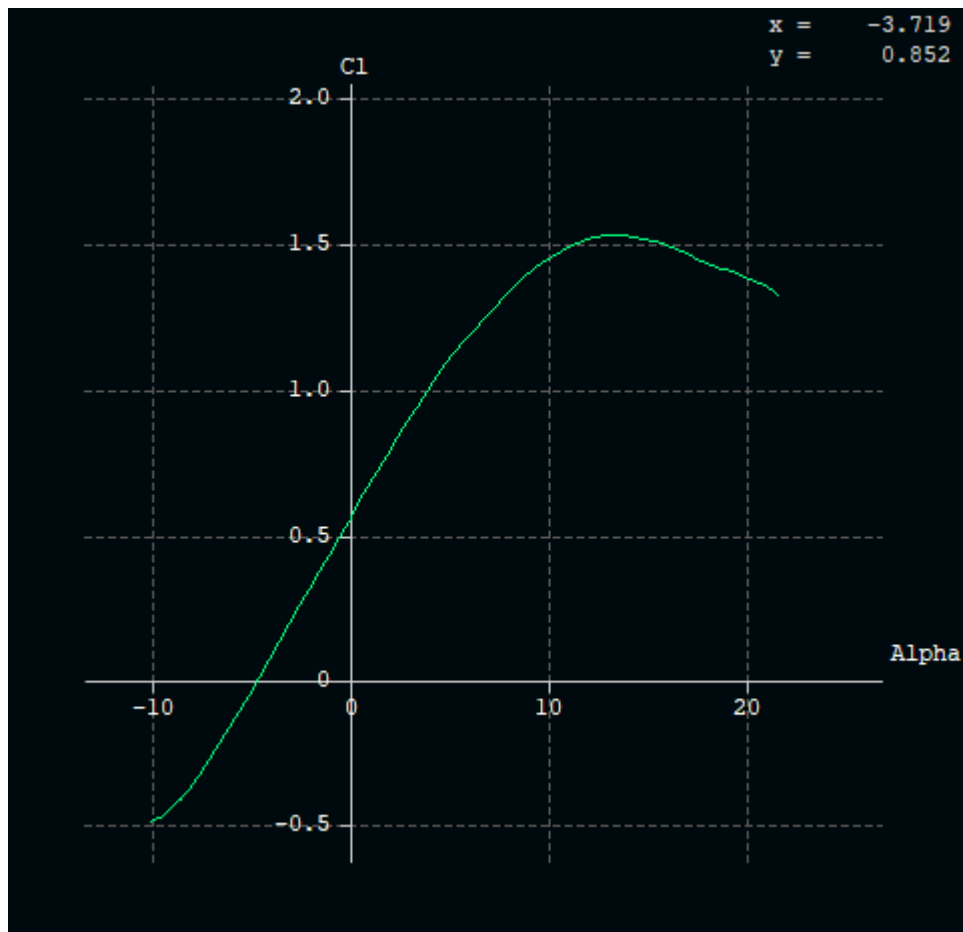


Рис. 4.6. Поляра $C_l(\alpha)$ для профілю FX 61-184($\epsilon=14\%$) на крейсерському режимі польоту

З даних поляр ми можемо свідчити про те, що критичними кутами атаки для профілів FX 61-184 та FX 61-184($\epsilon=14\%$) є 17° та 13° відповідно. А отже, порівняльний розрахунок на навантаження крила без/з вінглетом буде проводитись саме на куті атаки 13° .

Проведемо порівняльну продувку чотирьох спроектованих варіантів КАП з метою отримання графіків залежності аеродинамічної якості від кута атаки а також графіки залежностей коефіцієнтів індукованого опору та опору тертя від кута атаки.

На рис. 4.7. показано відношення кольорів кривих на графіку до відповідних варіантів КАП.

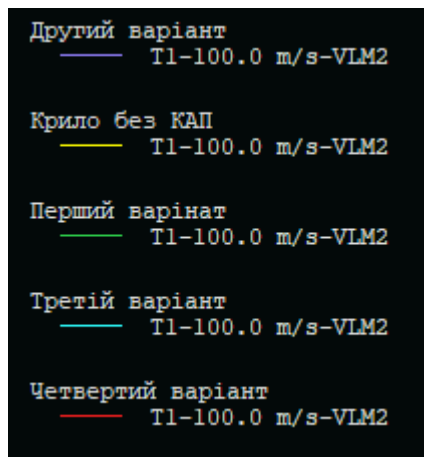


Рис. 4.7.

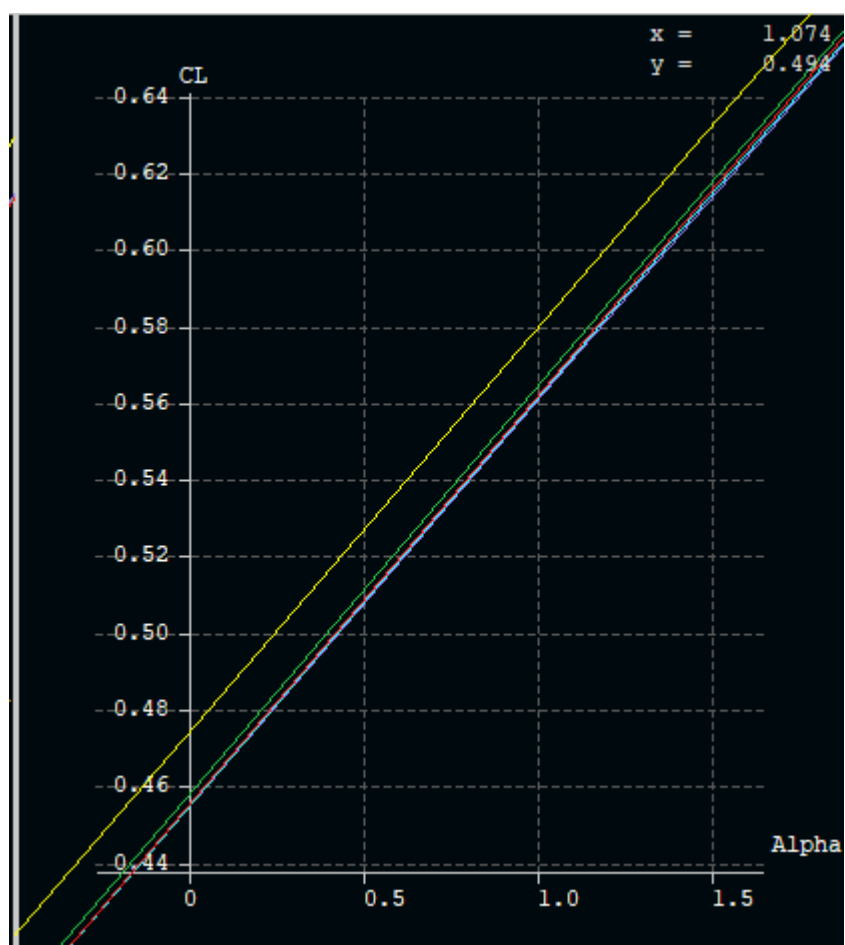


Рис. 4.8. Порівняння графіків залежності коефіцієнтів C_u від кута атаки

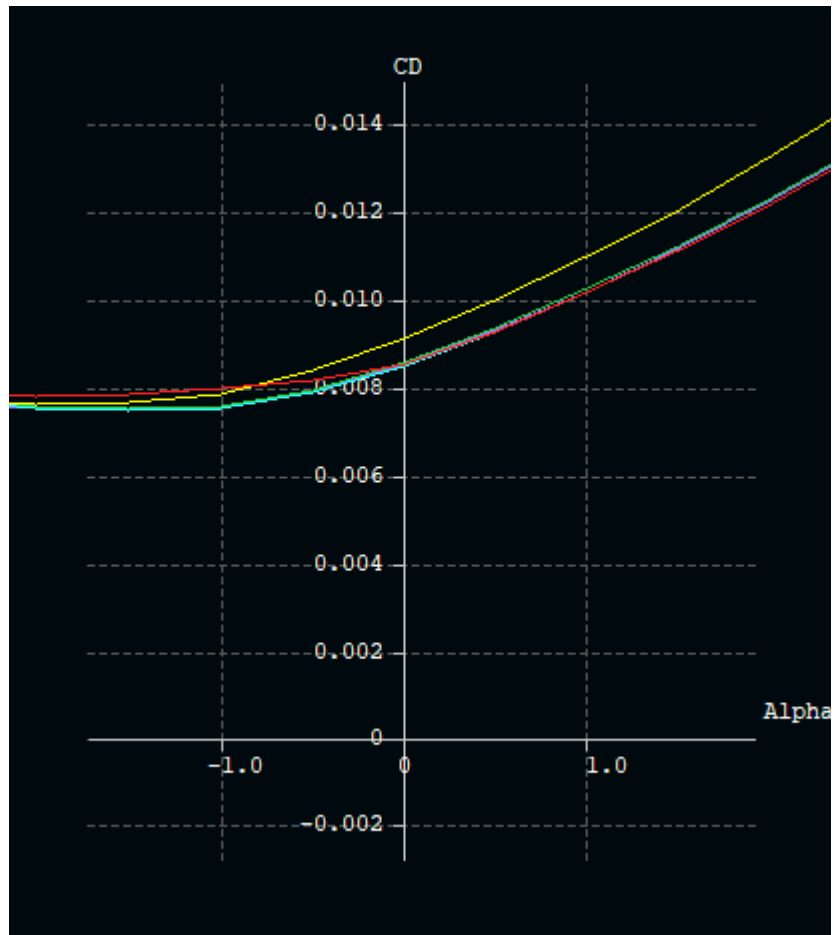


Рис. 4.9. Порівняння графіків залежності коефіцієнтів C_x від кута атаки
 Маючи результати продувки та використовуючи відому формулу:

$$Y = \frac{C_y * \rho * V^2}{2} * S, \text{ де (4.1)}$$

Y – підйомна сила крила (Н),

C_y – коефіцієнт підйомної сили крила

ρ – густина повітря (кг/м³)

V – швидкість польоту відносно повітря (м/с)

S – площа крила.

можемо приблизно визначити крейсерський кут атаки, на якому і
 будемо визначати аеродинамічну ефективність спроектованих КАП.

Вхідні параметри:

- Маса БЛА ~ 5500 кг (55000 Н),
- Крейсерська висота польоту ~ 7 км ($\rho = 0,6$ кг/м³),
- Площа крила – 32 м²,
- Крейсерська швидкість польоту $V = 100$ м/с,

Звідси порахуємо необхідний C_y :

$$C_y = \frac{55000}{100^2 * 16 * 0,6} = 0,57 \quad (4.2)$$

З рис. 4.8 видно, що даний коефіцієнт досягається за кута атаки приблизно в 1° , а тому саме він буде розглядатися як крейсерський і прийматися для порівняння аеродинамічної ефективності різних варіантів КАП. На рис. 4.10. показано загальний від поведінки графіків залежності коефіцієнту аеродинамічної ефективності K від кута атаки крила з різними варіантами КАП.

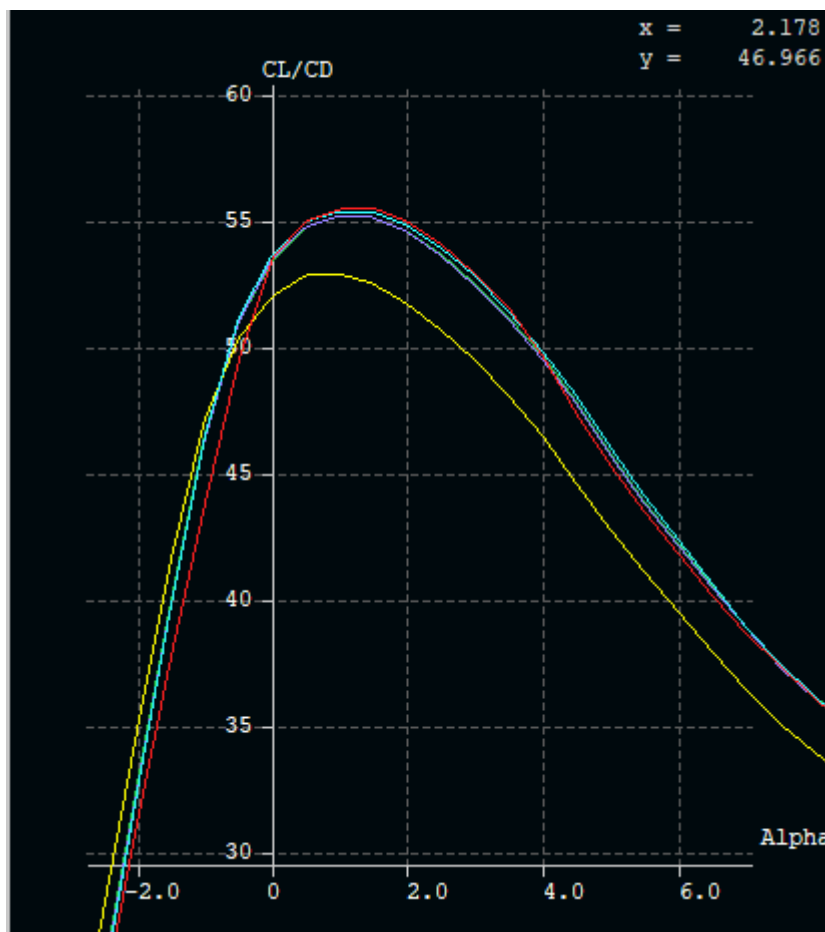


Рис. 4.1

На рис. 4.11 показано більш детальний розгляд відмінності ефективності різних варіантів КАП саме на крейсерському кута атаки (1°).

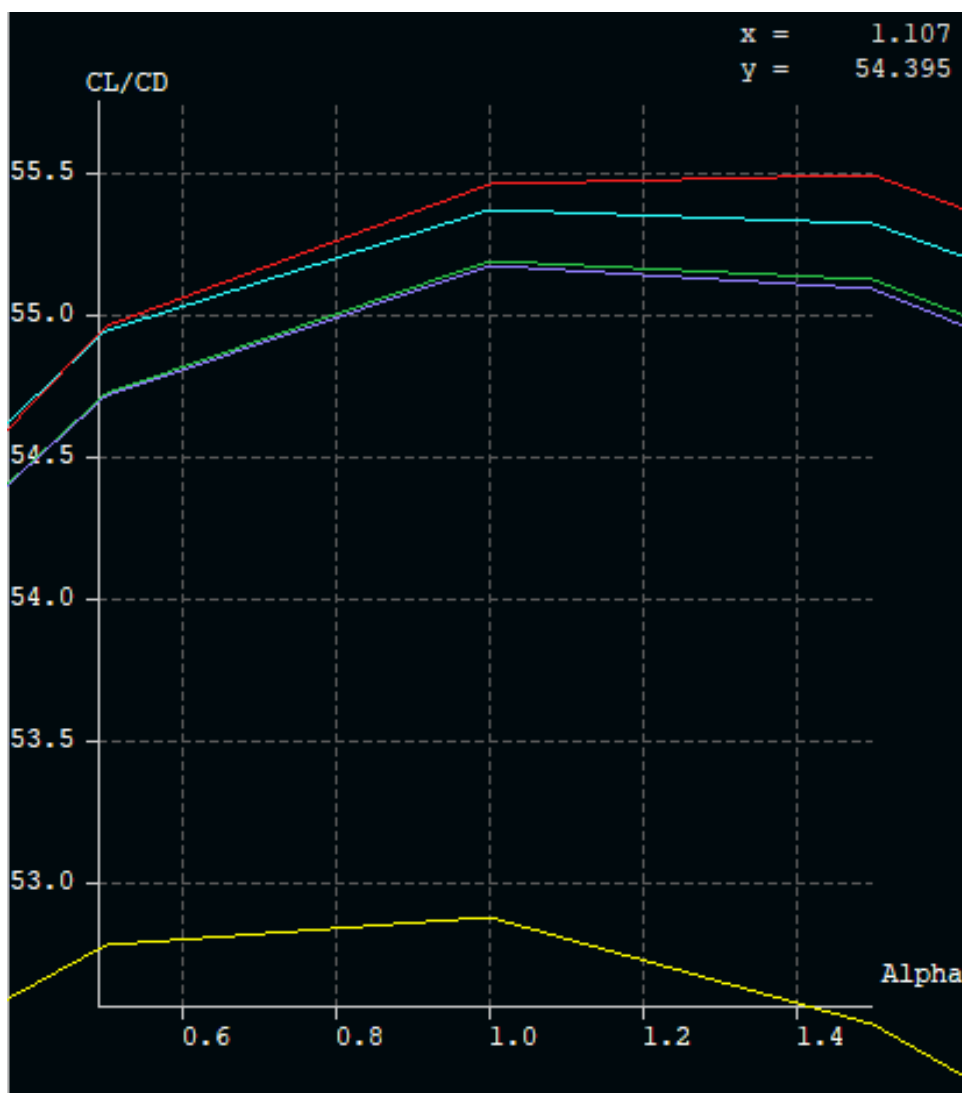


Рис. 4.11 Порівняння аеродинамічної ефективності різних варіантів КАП

Кількісне порівняння аеродинамічної ефективності вінглетів наведено в таблиці 4.1

Таблиця 4.1

Назва КАП	Виграш у ефективності (%)
Перший варіант	4,38
Другий варіант	4,35
Третій варіант	4,7
Четвертий варіант	4,9

--	--

Варто відмітити, що при продувці усіх варіантів КАП не враховувалися ефекти інтерференції з фюзеляжем та опір тертя самого фюзеляжу, а тому очікувана ефективність вінглетів на практиці може дещо відрізнятись від розрахованої вище (хоча і не набагато):

Для приблизного аналізу відмінності можемо приблизно порахувати коефіцієнт опору тертя від фюзеляжу [X], додати його до загального опору, що використовувався для підрахунку вище наведених КАП, та оцінити ефективність знову. Для цього підраховуємо число Рейнольдса для фюзеляжу:

$$R_{\epsilon} = \frac{V * l}{\nu} = \frac{100 * 20}{16,7 * 10^{-6}} = 1,2 * 10^8 \quad (4.3)$$

де l – довжина фюзеляжу.

Тоді коефіцієнт супротиву фюзеляжу C_f буде дорівнювати:

$$C_f = \frac{0,2275}{(\lg R_{\epsilon})^{2,58}} = 0,00103 \quad (4.4)$$

що дасть приблизно 10% приросту до вже існуючого опору.

Таким чином ефективність другого варіанту (що цікавить нас найбільше) на практиці зміниться з 4,35% до 3,7%.

Четвертий ж експериментальний варіант КАП очікувано показав найкращу ефективність, проте до імплементування у даному дипломному проекті рекомендуватись не буде через вище згадані технологічно – фінансові труднощі.

Найбільш цікавими себе показують третій та другий варіанти КАП. У той час як третій варіант дає найбільшу серед інших трьох видів вінглетів ефективність, другий варіант має на 52% меншу площу, а тому теоретично може виявитись більш ефективним з масової точки зору. Масова ефективність та остаточне рішення стосовно загальної ефективності КАП буде прийнята у наступних розділах.

Висновки по розділу

У даному розділі було виконано аналіз аеродинамічних характеристик та ефективності пропонованих варіантів КАП за допомогою пакетів програмного забезпечення XFLR5 та Profili, та обрано найбільш ефективні з аеродинамічної точки зору варіанти для їх подальшого розгляду з масової точки зору.

5. Оцінка навантажень на крило

Як було зазначено у попередньому розділі, оцінка різниці у навантаженні на крило буде проводитися на куті атаки в 13 градусів, оскільки цей кут є кутом звалювання для профілю FX 61-184 ($c_l = c_l 14\%$).

Продувка крил з вінглетами та без проводилася у середовищі XFLR5, де як і для оцінки аеродинамічної ефективності було створено 3D модель та взято звідти таблицю вихідних значень для кожного з перетинів крила. 3D - модель крила з першим варіантом КАП показано на рис. 5.1 Саме на основі цього варіанту було виконано аналіз повітряних навантажень на крило з КАП (припускаючи, що схожі варіанти КАП майже однаково змінюють розподілення повітряного навантаження по крилу).

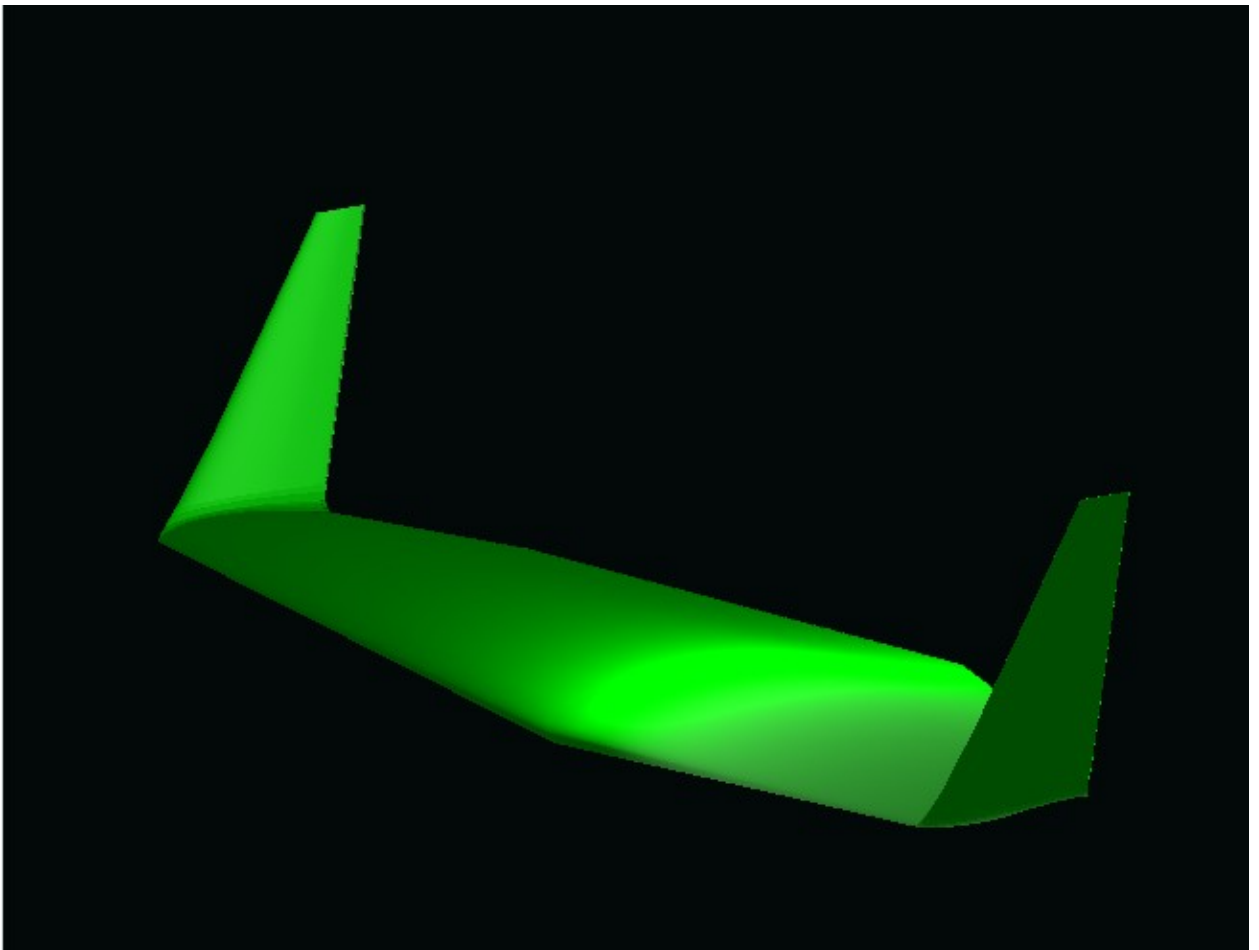


Рис. 5.1. 3D – модель крила з другим варіантом КАП.

Вихідні значення для розрахунку навантажень на крило без та з КАП наведено в табл. 5.1 та табл. 5.2 відповідно. В таблицях наведено значення тільки для половини крила задля економії місця та тому, що значення з симетричних розрізів крила співпадають.

Важливо відмітити, що вихідні значення C_u надані програмою XFLR5 є значеннями у швидкісній системі координат, що не підходить для визначення навантажень на крило, адже для цього потрібні коефіцієнти підйомної сили у зв'язаній системі координат. Таким чином, також отримуємо значення C_u у зв'язаній системі координат шляхом проекції коефіцієнтів C_u зі швидкісної системи координат на зв'язану.

Також, так як середовище XFLR5 будує крило з КАП як одне ціле і викривляє ось крила та надає коефіцієнти C_u не тільки у швидкісній системі координат, а й до того ж у нахиленій по відношенню до основної частини крила СК. Тому частину крила з КАП доведеться ще додатково зпроеціювати на ось основної частини крила (частину C_u , що діє горизонтально ми відкидаємо з міркувань про те, що діє вона на неістотно малому плечі та не має достатнього впливу на момент згину крила).

Для отримання C_u всього крила разом з КАП у швидкісній системі координат проведемо наступну математичну операцію:

$$C_{y_{\text{в}}} = C_y * \cos(\psi),$$

де ψ – кут поперечного V КАП.

$C_{x_{\text{в}}}$ отримаємо просто як суму опору тертя та індукованого опору, адже що на КАП, що на основній частині крила вони є соосними.

Врешті решт $C_{y_{\text{в}}}$ отримаємо виконавши наступну математичну операцію: $C_{y_{\text{в}}} = C_{y_{\text{в}}} * \cos(\alpha) + C_{x_{\text{в}}} * \sin(\alpha)$,

де α – кут атаки крила.

Таблиця 5.1

Вихідні значення для розрахунку навантаження на крило без КАП

Відстань від осі, м	Хорда	Су	Сх_f	Відстань від осі, м	су_шв.С К	сх_шв.С К	су_зв.С К
-12,4809	0,7021	0,497326	0,00412	0,06241	0,497326	0,06653	0,499546
-12,4052	0,7103	0,82451	0,005174	0,083081	0,82451	0,088255	0,823233
-12,2572	0,7264	1,103843	0,008788	0,087907	1,103843	0,096695	1,097306
-12,0434	0,7496	1,310782	0,012028	0,081971	1,310782	0,093999	1,298335
-11,773	0,7789	1,453615	0,013882	0,07177	1,453615	0,085652	1,435631
-11,4579	0,8131	1,548027	0,015557	0,061781	1,548027	0,077338	1,525753
-11,1119	0,8507	1,608758	0,016888	0,05385	1,608758	0,070738	1,583443
-10,75	0,89	1,646981	0,018573	0,048232	1,646981	0,066805	1,619802
-10,3881	0,9293	1,670433	0,019605	0,044568	1,670433	0,064173	1,642061
-10,0421	0,9669	1,684319	0,01984	0,042371	1,684319	0,062211	1,65515
-9,727	1,0011	1,692169	0,019763	0,041208	1,692169	0,060971	1,66252
-9,4566	1,0304	1,696471	0,019517	0,040748	1,696471	0,060265	1,666553
-9,2428	1,0536	1,699058	0,019282	0,040762	1,699058	0,060044	1,669024
-9,0948	1,0697	1,701262	0,019264	0,041054	1,701262	0,060318	1,671233
-9,0191	1,0779	1,703353	0,019297	0,042648	1,703353	0,061945	1,673636
-8,9823	1,0812	1,709715	0,019582	0,04528	1,709715	0,064862	1,680491
-8,9116	1,0861	1,716233	0,020071	0,044668	1,716233	0,064739	1,686815
-8,7713	1,0958	1,723829	0,020711	0,042414	1,723829	0,063125	1,693853
-8,5637	1,1101	1,731566	0,021446	0,040412	1,731566	0,061858	1,701101
-8,292	1,1288	1,738808	0,022391	0,038705	1,738808	0,061096	1,707992
-7,9605	1,1516	1,7451	0,02334	0,037304	1,7451	0,060645	1,714021

			1				
-7,5744	1,1782	1,750106	0,024206	0,036234	1,750106	0,06044	1,718853
-7,1398	1,2081	1,753639	0,024945	0,035511	1,753639	0,060456	1,722299
-6,6636	1,241	1,755624	0,025533	0,035146	1,755624	0,060679	1,724283
-6,1533	1,2761	1,756064	0,025937	0,035146	1,756064	0,061083	1,724802
-5,6169	1,3131	1,755009	0,026126	0,035527	1,755009	0,061653	1,723903
-5,0629	1,3512	1,752533	0,026113	0,036344	1,752533	0,062457	1,721671
-4,5	1,39	1,748716	0,025898	0,037716	1,748716	0,063614	1,718212
-3,9371	1,4288	1,74364	0,025476	0,039864	1,74364	0,06534	1,713654
-3,3831	1,4669	1,737379	0,024923	0,043084	1,737379	0,068007	1,708154
-2,8467	1,5039	1,73	0,024289	0,047575	1,73	0,071864	1,701831
-2,3364	1,539	1,721583	0,023718	0,05313	1,721583	0,076848	1,694751
-1,8602	1,5719	1,712268	0,023121	0,059075	1,712268	0,082196	1,686878
-1,4256	1,6018	1,702295	0,022423	0,06469	1,702295	0,087113	1,678266
-1,0395	1,6284	1,692006	0,021715	0,069623	1,692006	0,091338	1,669191
-0,708	1,6512	1,681833	0,020988	0,073918	1,681833	0,094906	1,660082
-0,4363	1,6699	1,672298	0,02029	0,077864	1,672298	0,098154	1,651522
-0,2287	1,6842	1,664003	0,01966	0,081901	1,664003	0,101561	1,644206
-0,0884	1,6939	1,657618	0,018896	0,086682	1,657618	0,105578	1,638888
-0,0177	1,6988	1,653857	0,018238	0,09308	1,653857	0,111318	1,636514

Таблиця 5.2

Вихідні значення для розрахунку навантаження на крило з КАП

Відстань від осі, м	Хорда	Sy	Cx_f	psi, °	cy_шв.СК	cx_шв.С К	cy_зв.СК
0,2016	0,239921	0,00542	0,002788	90	2,78E-05	0,008208	0,001873
0,2081	0,391638	0,005358	0,000694	90	4,53E-05	0,006052	0,001405
0,2208	0,516461	0,00546	-0,00453	90	5,98E-05	0,000933	0,000268
0,2391	0,601456	0,005653	-0,01118	90	6,96E-05	-0,00553	-0,00118
0,2623	0,655009	0,005854	-0,01749	90	7,58E-05	-0,01164	-0,00254

0,2893	0,689188	0,00599	-0,02252	90	7,97E-05	-0,01653	-0,00364
0,319	0,713367	0,00607	-0,02622	90	8,25E-05	-0,02015	-0,00445
0,35	0,733153	0,006127	-0,02898	90	8,48E-05	-0,02286	-0,00506
0,381	0,751413	0,006177	-0,03114	90	8,69E-05	-0,02497	-0,00553
0,4107	0,769307	0,006224	-0,03292	90	8,9E-05	-0,0267	-0,00592
0,4377	0,786925	0,006276	-0,03441	90	9,1E-05	-0,02814	-0,00624
0,4609	0,803645	0,006347	-0,03564	90	9,3E-05	-0,0293	-0,0065
0,4792	0,818402	0,006426	-0,03661	90	9,47E-05	-0,03018	-0,0067
0,4919	0,830004	0,006488	-0,0373	90	9,6E-05	-0,03081	-0,00684
0,4984	0,838255	0,006548	-0,03768	90	9,7E-05	-0,03114	-0,00691
0,5006	0,857423	0,00671	-0,03777	90	9,92E-05	-0,03106	-0,00689
0,5028	0,850248	0,006647	-0,03822	90	9,84E-05	-0,03157	-0,00701
0,5073	0,854133	0,006677	-0,03861	90	9,88E-05	-0,03193	-0,00709
0,5137	0,85958	0,006719	-0,03898	90	9,95E-05	-0,03226	-0,00716
0,5218	0,866035	0,006768	-0,03937	90	0,0001	-0,0326	-0,00724
0,5313	0,873399	0,006826	-0,03975	90	0,000101	-0,03292	-0,00731
0,5416	0,881613	0,00689	-0,04009	90	0,000102	-0,0332	-0,00737
0,5525	0,890573	0,006972	-0,04038	90	0,000103	-0,03341	-0,00741
0,5634	0,900087	0,007057	-0,04057	90	0,000104	-0,03352	-0,00744
0,5737	0,90986	0,007144	-0,04064	90	0,000105	-0,0335	-0,00743
0,5832	0,91949	0,007228	-0,04057	90	0,000106	-0,03334	-0,0074
0,5913	0,928494	0,007306	-0,04033	90	0,000107	-0,03302	-0,00732
0,5977	0,936418	0,007374	-0,03989	90	0,000108	-0,03251	-0,00721
0,6022	0,943448	0,007436	-0,03904	90	0,000109	-0,0316	-0,007
0,6044	0,963645	0,007625	-0,03342	90	0,000111	-0,0258	-0,00569
0,6057	1,016035	0,008129	-0,03715	80	0,176536	-0,02902	0,165483
0,6083	1,006519	0,008034	-0,03526	80	0,174882	-0,02722	0,164278
0,6125	1,012221	0,008086	-0,03552	80	0,175873	-0,02744	0,165195
0,6167	1,018661	0,008145	-0,03543	80	0,176992	-0,02728	0,166319
0,6193	1,039173	0,008342	-0,02996	80	0,180556	-0,02162	0,171066
0,6207	1,050913	0,008458	-0,03053	70	0,359522	-0,02207	0,345345
0,6233	1,040305	0,00835	-0,02901	70	0,355893	-0,02066	0,342125
0,6275	1,046901	0,008412	-0,02983	70	0,35815	-0,02142	0,344155
0,6317	1,054506	0,008485	-0,03037	70	0,360751	-0,02189	0,346583
0,6343	1,0797	0,008751	-0,0232	70	0,36937	-0,01445	0,356655
0,636	1,114676	0,009264	-0,02222	60	0,557412	-0,01296	0,540213

Продовження таблиці 5.2

0,6396	1,113992	0,00925	-0,02061	60	0,55707	-0,01136	0,540241
0,6455	1,122718	0,009373	-0,0211	60	0,561434	-0,01172	0,54441
0,6514	1,130633	0,0095	-0,02162	60	0,565392	-0,01212	0,548177
0,655	1,142847	0,009733	-0,01661	60	0,5715	-0,00688	0,555308
0,6567	1,335193	0,012856	-0,02865	60	0,667686	-0,01579	0,647024
0,6591	1,333448	0,012821	-0,00668	45	0,942945	0,006138	0,920161
0,663	1,340333	0,012907	-0,00404	45	0,947813	0,008871	0,92552
0,6669	1,347606	0,013006	-0,00138	45	0,952956	0,01163	0,931152
0,6693	1,360655	0,013255	0,020235	45	0,962184	0,03349	0,94506

0,6707	1,283719	0,012047	0,002374	30	1,111758	0,014421	1,086512
0,6733	1,290405	0,012135	0,0094	30	1,117548	0,021535	1,093754
0,6775	1,299597	0,012252	0,008763	30	1,125509	0,021015	1,101394
0,6817	1,308441	0,012366	0,007944	30	1,133168	0,02031	1,108698
0,6843	1,315164	0,012456	0,013231	30	1,138991	0,025687	1,115581
0,6855	1,300193	0,012232	0,006081	20	1,221793	0,018313	1,194603
0,6872	1,307536	0,012333	0,009563	20	1,228693	0,021896	1,202132
0,69	1,318126	0,012478	0,00597	20	1,238645	0,018448	1,211053
0,6928	1,32908	0,012626	0,001091	20	1,248938	0,013717	1,220018
0,6945	1,338074	0,012749	0,005871	20	1,25739	0,01862	1,229356
0,6951	1,371113	0,013334	0,012287	10	1,350286	0,025621	1,321446
0,6953	1,354712	0,013007	0,016512	10	1,334134	0,029519	1,306585
0,6958	1,36012	0,013078	0,019333	10	1,33946	0,032411	1,312425
0,6964	1,366561	0,013152	0,031741	10	1,345803	0,044893	1,321413
0,6971	1,372938	0,013207	0,045107	10	1,352083	0,058314	1,330551
0,6979	1,378589	0,013235	0,057766	10	1,357648	0,071001	1,338827
0,6986	1,382216	0,013226	0,068781	10	1,36122	0,082007	1,344783
0,6992	1,381162	0,013154	0,078948	10	1,360182	0,092102	1,346043
0,6997	1,367785	0,012928	0,090714	10	1,347008	0,103642	1,335802
0,6999	1,330073	0,012424	0,141845	10	1,309869	0,154269	1,311003
0,7004	1,320186	0,012301	0,075628	1	1,319985	0,087929	1,305937
0,7019	1,340058	0,012535	0,080031	1	1,339854	0,092566	1,32634
0,705	1,363645	0,012832	0,075995	1	1,363437	0,088827	1,348478
0,7095	1,391465	0,013189	0,070659	1	1,391253	0,083848	1,374461
0,7155	1,421471	0,013624	0,066186	1	1,421255	0,07981	1,402785
0,7229	1,452201	0,014115	0,062699	1	1,45198	0,076814	1,432049
0,7316	1,482575	0,014664	0,059968	1	1,482349	0,074632	1,46115
0,7416	1,511175	0,015258	0,057705	1	1,51152	0,072963	1,489197
0,7528	1,539075	0,015799	0,05567	1	1,538841	0,071469	1,515482
0,7651	1,5641	0,016348	0,05371	1	1,563862	0,070058	1,539544
0,7784	1,586573	0,016902	0,051768	1	1,586331	0,06867	1,561126
0,7926	1,606415	0,017471	0,049851	1	1,60617	0,067322	1,580153
0,8076	1,62368	0,01802	0,047998	1	1,623433	0,066018	1,59668
0,8233	1,638514	0,018926	0,046255	1	1,638264	0,065181	1,610944
0,8395	1,651112	0,019673	0,044663	1	1,650861	0,064336	1,623027

Продовження таблиці 5.2

0,8561	1,661694	0,020211	0,043248	1	1,661441	0,063459	1,633139
0,873	1,670483	0,0205	0,042026	1	1,670229	0,062526	1,641491
0,89	1,677697	0,020633	0,040998	1	1,677442	0,061631	1,648318
0,907	1,683538	0,020665	0,040161	1	1,683282	0,060826	1,653827
0,9239	1,688196	0,020685	0,039502	1	1,687939	0,060187	1,658222
0,9405	1,691841	0,020693	0,039009	1	1,691583	0,059702	1,661664
0,9567	1,694629	0,020626	0,038665	1	1,694371	0,059291	1,664287
0,9724	1,6967	0,020502	0,038456	1	1,696442	0,058958	1,66623
0,9874	1,698182	0,020339	0,038367	1	1,697923	0,058706	1,667617
1,0016	1,699192	0,020154	0,038385	1	1,698933	0,058539	1,668564

1,0149	1,699837	0,019958	0,038501	1	1,699578	0,058459	1,669174
1,0272	1,700215	0,019763	0,038707	1	1,699956	0,05847	1,669545
1,0384	1,700419	0,019576	0,038998	1	1,70016	0,058574	1,669767
1,0484	1,700532	0,019405	0,039376	1	1,700273	0,058781	1,669923
1,0571	1,700629	0,019329	0,039844	1	1,70037	0,059173	1,670106
1,0645	1,700778	0,01928	0,040414	1	1,700519	0,059694	1,670368
1,0705	1,701028	0,019247	0,041105	1	1,700769	0,060352	1,67076
1,075	1,701387	0,01923	0,041942	1	1,701128	0,061172	1,671294
1,0781	1,701641	0,019219	0,042876	1	1,701382	0,062095	1,671749
1,0796	1,697849	0,019037	0,043507	1	1,69759	0,062544	1,668156
1,0808	1,70427	0,019332	0,043915	1	1,70401	0,063247	1,67457
1,0842	1,706871	0,01949	0,041659	1	1,706611	0,061149	1,676632
1,091	1,710354	0,019734	0,039889	1	1,710094	0,059623	1,679682
1,101	1,714418	0,020134	0,038401	1	1,714157	0,058535	1,683396
1,1142	1,718678	0,020588	0,037108	1	1,718416	0,057696	1,687358
1,1304	1,722798	0,021071	0,035989	1	1,722536	0,05706	1,691228
1,1494	1,726494	0,021567	0,035052	1	1,726231	0,056619	1,69473
1,1711	1,729554	0,022056	0,034308	1	1,729291	0,056364	1,697654
1,1952	1,731828	0,022507	0,03377	1	1,731564	0,056277	1,69985
1,2214	1,733228	0,022906	0,033444	1	1,732964	0,05635	1,70123
1,2495	1,733708	0,02323	0,033338	1	1,733444	0,056568	1,701747
1,2791	1,733258	0,02345	0,033459	1	1,732994	0,056909	1,701385
1,3099	1,731889	0,02357	0,033822	1	1,731625	0,057392	1,70016
1,3416	1,729628	0,023582	0,034459	1	1,729365	0,058041	1,698103
1,3738	1,726506	0,023474	0,035435	1	1,726243	0,058909	1,695257
1,4062	1,722558	0,023261	0,036858	1	1,722296	0,060119	1,691683
1,4384	1,717822	0,022985	0,038885	1	1,71756	0,06187	1,687463
1,4701	1,712329	0,022632	0,041693	1	1,712068	0,064325	1,682663
1,5009	1,706111	0,022199	0,04538	1	1,705851	0,067579	1,677338
1,5305	1,699206	0,021825	0,04983	1	1,698947	0,071655	1,671527
1,5586	1,691682	0,021398	0,05468	1	1,691424	0,076078	1,665192
1,5848	1,683651	0,020899	0,059478	1	1,683395	0,080377	1,658335
1,6089	1,675275	0,02034	0,063897	1	1,67502	0,084237	1,651043
1,6306	1,666765	0,019745	0,067819	1	1,666511	0,087564	1,643501

Продовження таблиці 5.2

1,6496	1,658372	0,018914	0,071302	1	1,658119	0,090216	1,635921
1,6658	1,650391	0,017493	0,074515	1	1,65014	0,092008	1,628549
1,679	1,643156	0,016808	0,07769	1	1,642906	0,094498	1,62206
1,689	1,637036	0,016383	0,081139	1	1,636787	0,097522	1,616778
1,6958	1,632433	0,0161	0,085325	1	1,632184	0,101425	1,613172
1,6992	1,629756	0,015941	0,090768	1	1,629508	0,106709	1,611752

Під час польоту літака, на нього діють розподілені аеродинамічні сили, що прикладені безпосередньо до обшивки у вигляді сил розрідження і сил

тиску. Також на крило діють масові сили самої конструкції крила, що розподілені рівномірно по його розмаху, а також певні зосереджені сили у вигляді агрегатів або вантажів.

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

Розрахуємо розрахункове аеродинамічне розподілене навантаження для кожного перерізу:

$$q_{aero} = \frac{C_{y_{пер}} \cdot b \cdot f \cdot n^3 \cdot G}{C_{y_{крила}} \cdot b_{cp} \cdot l}, (5.1)$$

де

$C_{y_{пер}}$ – коефіцієнти підйомної сили для перерізу крила;

$C_{y_{крила}}$ – коефіцієнти підйомної сили всього крила;

b – хорда у перерізі крила;

b_{cp} – САХ;

l – розмах.

Розрахуємо розрахункове масове розподілене навантаження для кожного перерізу:

$$q_{мас} = \frac{m_{кр} \cdot b \cdot f \cdot n^3}{S}, (5.2)$$

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

Масові та аеродинамічні навантаження замінюються одним еквівалентним навантаженням:

$$q = q_{aero} - q_{мас} (5.3)$$

Результати розрахованих навантажень для крила без КАП та з КАП наведені у табл. 5.3 та табл. 5.4 відповідно.

Таблиця 5.3

Аеродинамічні навантаження, що діють на крило без КАП

Хорда(м)	C_y	$q_{пов}(кг/м)$	$q_{мас}(кг/м)$	$q(кг/м)$
0,7021	0,4995	97,63371	85,26302	12,37068
0,7103	0,8232	162,7756	86,25883	76,5168
0,7264	1,0973	221,8853	88,21402	133,6713

0,7496	1,298 3	270,9202	91,03142	179,88 88
0,7789	1,435 6	311,2787	94,58962	216,68 91
0,8131	1,525 8	345,345	98,74286	246,60 22
0,8507	1,583 4	374,9764	103,309	271,66 74
0,8900	1,619 8	401,3072	108,0816	293,22 56
0,9293	1,642 1	424,786	112,8542	311,93 18
0,9669	1,655 15	445,4961	117,4203	328,07 57
1,0011	1,662 5	463,3074	121,5736	341,73 39
1,0304	1,666 6	478,0242	125,1318	352,89 24
1,0536	1,669 0	489,5119	127,9492	361,56 27
1,0697	1,671 2	497,6499	129,9044	367,74 56
1,0779	1,673 6	502,1859	130,9002	371,28 58
1,0812	1,680 5	505,7866	131,3009	374,48 57
1,0861	1,686 8	509,9906	131,896	378,09 46
1,0958	1,693 9	516,6923	133,074	383,61 84
1,1101	1,701 1	525,6748	134,8105	390,86 43
1,1288	1,708 0	536,6953	137,0815	399,61 38
1,1516	1,714 0	549,4685	139,8503	409,61 82
1,1782	1,718 9	563,7449	143,0806	420,66 43
1,2081	1,722 3	579,2104	146,7117	432,49 87
1,2410	1,724 3	595,6694	150,707	444,96 24
1,2761	1,724 8	612,7017	154,9696	457,73 21
1,3131	1,723 9	630,1379	159,4629	470,67 5
1,3512	1,721 7	647,5821	164,0897	483,49 24
1,3900	1,718 2	664,8392	168,8016	496,03 76
1,4288	1,713	681,5845	173,5135	508,07

	7			1
1,4669	1,708 2	697,5133	178,1403	519,37 3
1,5039	1,701 8	712,4601	182,6336	529,82 64
1,5390	1,694 8	726,0551	186,8962	539,15 9
1,5719	1,686 9	738,1312	190,8915	547,23 97
1,6018	1,678 3	748,3318	194,5226	553,80 92
1,6284	1,669 2	756,6452	197,7529	558,89 23
1,6512	1,660 1	763,0521	200,5217	562,53 03
1,6699	1,651 5	767,7145	202,7927	564,92 19
1,6842	1,644 2	770,8587	204,5292	566,32 95
1,6939	1,638 9	772,7909	205,7072	567,08 37
1,6988	1,636 5	773,904	206,3023	567,60 17

Таблиця 5.4

Аеродинамічні навантаження, що діють на крило з КАП

Хорда(м)	C_y	$q_{\text{пов}}(\text{кг/м})$	$q_{\text{мас}}(\text{кг/м})$	$q(\text{кг/м})$
0,2016	0,0019	0,10531	24,4823	-24,377
0,2081	0,0014	0,081556	25,27166	-25,1901
0,2208	0,0003	0,016506	26,81395	-26,7974
0,2391	-0,0012	-0,07835	29,0363	-29,1147
0,2623	-0,0025	-0,18609	31,85371	-32,0398
0,2893	-0,0036	-0,29361	35,13259	-35,4262
0,3190	-0,0045	-0,3961	38,73936	-39,1355
0,3500	-0,0051	-0,49371	42,504	-42,9977
0,3810	-0,0055	-0,58762	46,26864	-46,8563
0,4107	-0,00592	-0,67774	49,87541	-50,5531
0,4377	-0,0062	-0,76158	53,15429	-53,9159
0,4609	-0,0065	-0,83527	55,9717	-56,807
0,4792	-0,0067	-0,89484	58,19405	-59,0889
0,4919	-0,0068	-0,93772	59,73634	-60,6741
0,4984	-0,0069	-0,96018	60,5257	-61,4859
0,5006	-0,0069	-0,96169	60,79286	-61,7546
0,5028	-0,0070	-0,98231	61,06003	-62,0423
0,5073	-0,0071	-1,00233	61,60651	-62,6088
0,5137	-0,0072	-1,02568	62,38373	-63,4094
0,5218	-0,0072	-1,05278	63,36739	-64,4202
0,5313	-0,0073	-1,08252	64,52107	-65,6036
0,5416	-0,0074	-1,11295	65,7719	-66,8849

0,5525	-0,0074	-1,14226	67,0956	-68,2379
0,5634	-0,0074	-1,16844	68,4193	-69,5877
0,5737	-0,0074	-1,18905	69,67013	-70,8592
0,5832	-0,0074	-1,20271	70,82381	-72,0265
0,5913	-0,0073	-1,20738	71,80747	-73,0149
0,5977	-0,0072	-1,20122	72,58469	-73,7859
0,6022	-0,0070	-1,17587	73,13117	-74,307
0,6044	-0,0057	-0,95964	73,39834	-74,358
0,6057	0,1655	27,94979	73,55621	-45,6064
0,6083	0,1643	27,86529	73,87195	-46,0067
0,6125	0,1652	28,21434	74,382	-46,1677
0,6167	0,1663	28,60118	74,89205	-46,2909
0,6193	0,1711	29,54154	75,20779	-45,6663
0,6207	0,3453	59,77254	75,37781	-15,6053
0,6233	0,3421	59,46334	75,69355	-16,2302
0,6275	0,3442	60,21919	76,2036	-15,9844
0,6317	0,3466	61,05001	76,71365	-15,6636
0,6343	0,356655	63,08276	77,02939	-13,9466
0,636	0,540213	95,80529	77,23584	18,56945
0,6396	0,5402	96,35253	77,67302	18,6795

Продовження таблиці 5.4

0,6455	0,5444	97,99178	78,38952	19,60226
0,6514	0,5482	99,57162	79,10602	20,4656
0,6550	0,5553	101,4244	79,5432	21,8812
0,6567	0,6470	118,4826	79,74965	38,73296
0,6591	0,9202	169,1152	80,0411	89,07409
0,6630	0,9255	171,1066	80,51472	90,59185
0,6669	0,9312	173,1604	80,98834	92,17206
0,6693	0,9451	176,3793	81,27979	95,09949
0,6707	1,0865	203,203	81,44981	121,7532
0,6733	1,0938	205,3504	81,76555	123,5849
0,6775	1,1014	208,0747	82,2756	125,7991
0,6817	1,1087	210,7531	82,78565	127,9674
0,6843	1,1156	212,8702	83,10139	129,7688
0,6855	1,1946	228,3486	83,24712	145,1014
0,6872	1,2021	230,3576	83,45357	146,9041
0,6900	1,2111	233,0127	83,7936	149,2191
0,6928	1,2200	235,6902	84,13363	151,5566
0,6945	1,2294	238,077	84,34008	153,7369
0,6951	1,3214	256,1322	84,41294	171,7192
0,6953	1,3066	253,3245	84,43723	168,8873
0,6958	1,3124	254,6398	84,49795	170,1418
0,6964	1,3214	256,6048	84,57082	172,034
0,6971	1,3306	258,639	84,65582	173,9832
0,6979	1,338827	260,5465	84,75298	175,7935
0,6986	1,344783	261,968	84,83798	177,1301

0,6992	1,3460	262,4386	84,91085	177,5277
0,6997	1,3358	260,6282	84,97157	175,6567
0,6999	1,3110	255,8627	84,99586	170,8668
0,7004	1,3059	255,0561	85,05658	169,9995
0,7019	1,3263	259,5957	85,23874	174,3569
0,7050	1,3485	265,0943	85,6152	179,4791
0,7095	1,3745	271,9269	86,16168	185,7652
0,7155	1,4028	279,8776	86,89032	192,9873
0,7229	1,4320	288,6713	87,78898	200,8823
0,7316	1,4611	298,082	88,8455	209,2365
0,7416	1,4892	307,9565	90,0599	217,8965
0,7528	1,5155	318,1249	91,42003	226,7049
0,7651	1,5395	328,4565	92,91374	235,5427
0,7784	1,561126	338,8505	94,5289	244,3216
0,7926	1,580153	349,2374	96,25334	252,984
0,8076	1,59668	359,5685	98,07494	261,4935
0,8233	1,610944	369,8331	99,98155	269,8516
0,8395	1,623027	379,9389	101,9489	277,99
0,8561	1,633139	389,8656	103,9648	285,9008

Продовження таблиці 5.4

0,873	1,641491	399,5951	106,0171	293,578
0,89	1,648318	409,0707	108,0816	300,9891
0,907	1,653827	418,2778	110,1461	308,1317
0,9239	1,658222	427,2036	112,1984	315,0052
0,9405	1,661664	435,782	114,2143	321,5677
0,9567	1,664287	443,9882	116,1816	327,8066
0,9724	1,66623	451,8011	118,0883	333,7128
0,9874	1,667617	459,1524	119,9099	339,2425
1,0016	1,668564	466,0199	121,6343	344,3856
1,0149	1,669174	472,3808	123,2495	349,1313
1,0272	1,669545	478,2119	124,7432	353,4688
1,0384	1,669767	483,4904	126,1033	357,3871
1,0484	1,669923	488,1923	127,3177	360,8746
1,0571	1,670106	492,2974	128,3742	363,9231
1,0645	1,670368	495,8215	129,2729	366,5486
1,0705	1,67076	498,733	130,0015	368,7315
1,075	1,671294	500,9896	130,548	370,4416
1,0781	1,671749	502,5712	130,9245	371,6467
1,0796	1,668156	502,1887	131,1066	371,082
1,0808	1,67457	504,6798	131,2524	373,4274
1,0842	1,676632	506,8908	131,6652	375,2256
1,091	1,679682	510,9979	132,491	378,5068
1,101	1,683396	516,822	133,7054	383,1166
1,1142	1,687358	524,2491	135,3084	388,9406
1,1304	1,691228	533,0915	137,2758	395,8158
1,1494	1,69473	543,1741	139,5831	403,591

1,1711	1,697654	554,3837	142,2184	412,1653
1,1952	1,69985	566,5242	145,1451	421,3791
1,2214	1,70123	579,4131	148,3268	431,0863
1,2495	1,701747	592,9233	151,7393	441,184
1,2791	1,701385	606,8403	155,3339	451,5064
1,3099	1,70016	621,0052	159,0743	461,931
1,3416	1,698103	635,2643	162,9239	472,3404
1,3738	1,695257	649,421	166,8343	482,5868
1,4062	1,691683	663,3357	170,7689	492,5668
1,4384	1,687463	676,8325	174,6793	502,1532
1,4701	1,682663	689,7814	178,5289	511,2525
1,5009	1,677338	702,004	182,2693	519,7347
1,5305	1,671527	713,369	185,8639	527,505
1,5586	1,665192	723,7131	189,2764	534,4367
1,5848	1,658335	732,8484	192,4581	540,3903
1,6089	1,651043	740,7214	195,3848	545,3366
1,6306	1,643501	747,2825	198,0201	549,2624
1,6496	1,635921	752,5031	200,3274	552,1757

Продовження таблиці 5.4

1,6658	1,628549	756,4687	202,2948	554,174
1,679	1,62206	759,4253	203,8978	555,5275
1,689	1,616778	761,4606	205,1122	556,3485
1,6958	1,613172	762,8209	205,938	556,883
1,6992	1,611752	763,6778	206,3508	557,327

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

$$Q_i = Q_{i-1} + \Delta Q_i = Q_{i-1} + \frac{q_i + q_{i-1}}{2} * \Delta z \quad (5.4)$$

Величина згинального моменту в i -тому розрізі визначається за наступною формулою 5.5:

$$M_i = M_{i-1} + \Delta M_i = M_{i-1} + \frac{Q_i + Q_{i-1}}{2} * \Delta z \quad (5.5)$$

Для коректного визначення навантажень на крило з КАП також необхідно врахувати масовий вплив від додаткової ваги самої КАП. Для визначення ваги КАП припустимо, що його питома щільність дорівнює середній питомій щільності основного крила.

Так як за масу крила було прийнято 23% від маси всього ЛА, що = 5500 кг, маса крила = 1265 кг.

Питому щільність крила розрахуємо як відношення маси крила до його площі:

$$S \text{ площа крила} - 32 \text{ м}^2$$

$$M \text{ маса крила} - 1265 \text{ кг}$$

$$\rho = \frac{M}{S} = \frac{1265}{32} = 40 \text{ кг/м}^2$$

Так як для розрахунку навантаження на крило був використаний перший варіант вінглета, розрахуємо його масу:

$$m = S * \rho = 0,46 * 40 = 18,4 \text{ кг},$$

де S – площа КАП

Розраховані значення поперечної сили та згинального моменту показані в табл. 5.5 та табл. 5.6. для крила без КАП та з КАП відповідно.

Таблиця 5.5

Поперечні сили та згинальні моменти, що діють на крило без КАП

Відстань від осі(м)	Хорда(м)	z, м	Δq_i (кг)	Q_i , кг	ΔM (кг*м)	M згин, кг*м
-12,481	0,7021	0,0757	0,62	0,62	0,00	0,00
-12,405	0,7103	0,148	3,36	3,99	0,17	0,17
-12,257	0,7264	0,2138	15,55	19,54	1,74	1,92
-12,043	0,7496	0,2704	33,52	53,06	7,76	9,68
-11,773	0,7789	0,3151	53,62	106,68	21,60	31,27
-11,458	0,8131	0,346	72,99	179,67	45,11	76,39
-11,112	0,8507	0,3619	89,66	269,33	77,68	154,07
-10,750	0,8900	0,3619	102,22	371,55	115,97	270,03
-10,388	0,9293	0,346	109,50	481,05	154,28	424,31
-10,0421	0,9669	0,3151	110,72	591,77	185,60	609,91
-9,727	1,0011	0,2704	105,53	697,30	203,09	813,00
-9,457	1,0304	0,2138	93,91	791,22	201,25	1014,25
-9,243	1,0536	0,148	76,38	867,59	177,33	1191,58
-9,095	1,0697	0,0757	53,97	921,56	132,40	1323,98
-9,019	1,0779	0,0368	27,97	949,53	70,82	1394,80
-8,982	1,0812	0,0707	13,72	963,25	35,20	1429,99
-8,912	1,0861	0,1403	26,60	989,86	69,04	1499,03
-8,771	1,0958	0,2076	53,43	1043,29	142,63	1641,66
-8,564	1,1101	0,2717	80,39	1123,68	224,93	1866,59
-8,292	1,1288	0,3315	107,39	1231,07	319,89	2186,49
-7,961	1,1516	0,3861	134,13	1365,20	430,33	2616,82
-7,574	1,1782	0,4346	160,29	1525,49	558,05	3174,86

-7,140	1,2081	0,4762	185,39	1710,8 8	703,26	3878,13
-6,664	1,2410	0,5103	208,92	1919,8 0	864,46	4742,59
-6,153	1,2761	0,5364	230,32	2150,1 2	1038,44	5781,03
-5,617	1,3131	0,554	249,00	2399,1 2	1220,11	7001,14
-5,063	1,3512	0,5629	264,30	2663,4 3	1402,33	8403,47
-4,500	1,3900	0,5629	275,69	2939,1 2	1576,84	9980,30
-3,937	1,4288	0,554	282,61	3221,7 2	1733,97	11714,27
-3,383	1,4669	0,5364	284,60	3506,3 2	1863,67	13577,94
-2,847	1,5039	0,5103	281,40	3787,7 2	1956,26	15534,20
-2,336	1,5390	0,4762	272,75	4060,4 7	2002,47	17536,67
-1,860	1,5719	0,4346	258,67	4319,1 4	1995,19	19531,86
-1,426	1,6018	0,3861	239,26	4558,4 0	1929,09	21460,95
-1,040	1,6284	0,3315	214,81	4773,2 1	1801,47	23262,41
-0,708	1,6512	0,2717	185,88	4959,0 8	1613,13	24875,54
-0,436	1,6699	0,2076	153,16	5112,2 5	1368,19	26243,73
-0,229	1,6842	0,1403	117,42	5229,6 7	1073,49	27317,22
-0,088	1,6939	0,0707	79,51	5309,1 8	739,30	28056,52
-0,018	1,6988		40,11	5349,2 9	376,78	28433,30

Таблиця 5.6

Поперечні сили та згинальні моменти, що діють на крило з КАП

Відстань від осі(м)	Хорда(м)	z, м	Маса агрегата	Δq_i (кг)	Q_i , кг	ΔM (кг*м)	M згин, кг*м
-13,596	0,2016	0,0173		-0,28	-0,28	0,00	0,00
-13,578	0,2081	0,0338		-0,43	-0,71	-0,01	-0,01
-13,545	0,2208	0,0489		-0,88	-1,59	-0,04	-0,05
-13,496	0,2391	0,0618		-1,37	-2,96	-0,11	-0,16
-13,434	0,2623	0,072		-1,89	-4,85	-0,24	-0,40
-13,362	0,2893	0,0791		-2,43	-7,27	-0,44	-0,84
-13,283	0,3190	0,0827		-2,95	-10,22	-0,69	-1,53
-13,200	0,3500	0,0827		-3,40	-13,62	-0,99	-2,51
-13,117	0,3810	0,0791		-3,72	-17,33	-1,28	-3,79

-13,0382	0,4107	0,072		-3,85	-21,19	-1,52	-5,32
-12,966	0,4377	0,0618		-3,76	-24,95	-1,66	-6,98
-12,904	0,4609	0,0489		-3,42	-28,37	-1,65	-8,63
-12,856	0,4792	0,0338		-2,83	-31,20	-1,46	-10,08
-12,822	0,4919	0,0173		-2,02	-33,23	-1,09	-11,17
-12,804	0,4984	0,0057		-1,06	-34,28	-0,58	-11,75
-12,799	0,5006	0,0052		-0,35	-34,63	-0,20	-11,95
-12,794	0,5028	0,0101		-0,32	-34,96	-0,18	-12,13
-12,783	0,5073	0,0147		-0,63	-35,59	-0,36	-12,49
-12,769	0,5137	0,0186		-0,93	-36,51	-0,53	-13,02
-12,750	0,5218	0,0216		-1,19	-37,70	-0,69	-13,71
-12,729	0,5313	0,0237		-1,40	-39,11	-0,83	-14,54
-12,705	0,5416	0,0248		-1,57	-40,68	-0,95	-15,48
-12,680	0,5525	0,0248		-1,68	-42,35	-1,03	-16,51
-12,655	0,5634	0,0237		-1,71	-44,06	-1,07	-17,58
-12,632	0,5737	0,0216		-1,66	-45,72	-1,06	-18,65
-12,610	0,5832	0,0186		-1,54	-47,27	-1,00	-19,65
-12,591	0,5913	0,0147		-1,35	-48,62	-0,89	-20,54
-12,577	0,5977	0,0101		-1,08	-49,70	-0,72	-21,27
-12,567	0,6022	0,0052		-0,75	-50,44	-0,51	-21,77
-12,561	0,6044	0,0027		-0,39	-50,83	-0,26	-22,04
-12,559	0,6057	0,0052		-0,16	-50,99	-0,14	-22,17
-12,553	0,6083	0,0084		-0,24	-51,23	-0,27	-22,44
-12,545	0,6125	0,0084		-0,39	-51,62	-0,43	-22,87
-12,537	0,6167	0,0052		-0,39	-52,01	-0,44	-23,31
-12,531	0,6193	0,0028		-0,24	-52,24	-0,27	-23,58
-12,529	0,6207	0,0052		-0,09	-52,33	-0,15	-23,72
-12,523	0,6233	0,0084		-0,08	-52,41	-0,27	-24,00
-12,515	0,6275	0,0084		-0,14	-52,55	-0,44	-24,44
-12,507	0,6317	0,0052		-0,13	-52,68	-0,44	-24,88
-12,5014	0,6343	0,0033	18,4	-0,08	-71,16	-0,32	-25,20
-12,4981	0,636	0,0069		0,01	-71,15	-0,23	-25,44

Продовження таблиці 5.6

-12,491	0,6396	0,0112		0,13	-71,02	-0,49	-25,93
-12,480	0,6455	0,0112		0,21	-70,81	-0,79	-26,72
-12,469	0,6514	0,0069		0,22	-70,58	-0,79	-27,51
-12,462	0,6550	0,0029		0,15	-70,44	-0,49	-28,00
-12,459	0,6567	0,0034		0,09	-70,35	-0,20	-28,20
-12,456	0,6591	0,0056		0,22	-70,13	-0,24	-28,44
-12,450	0,6630	0,0056		0,50	-69,63	-0,39	-28,83
-12,444	0,6669	0,0034		0,51	-69,12	-0,39	-29,22
-12,441	0,6693	0,0024		0,32	-68,80	-0,23	-29,46
-12,439	0,6707	0,0052		0,26	-68,54	-0,16	-29,62
-12,433	0,6733	0,0084		0,64	-67,90	-0,35	-29,98
-12,425	0,6775	0,0084		1,05	-66,85	-0,57	-30,54
-12,417	0,6817	0,0052		1,07	-65,79	-0,56	-31,10

-12,411	0,6843	0,0028		0,67	-65,12	-0,34	-31,44
-12,409	0,6855	0,0052		0,38	-64,73	-0,18	-31,62
-12,403	0,6872	0,0084		0,76	-63,97	-0,33	-31,96
-12,395	0,6900	0,0084		1,24	-62,73	-0,53	-32,49
-12,387	0,6928	0,0052		1,26	-61,47	-0,52	-33,01
-12,381	0,6945	0,0018		0,79	-60,67	-0,32	-33,33
-12,380	0,6951	0,0014		0,29	-60,38	-0,11	-33,44
-12,378	0,6953	0,0027		0,24	-60,14	-0,08	-33,52
-12,376	0,6958	0,0038		0,46	-59,68	-0,16	-33,68
-12,372	0,6964	0,0044		0,65	-59,03	-0,23	-33,91
-12,367	0,6971	0,0046		0,76	-58,27	-0,26	-34,17
-12,3627	0,6979	0,0044		0,80	-57,47	-0,27	-34,43
-12,3583	0,6986	0,0038		0,78	-56,69	-0,25	-34,68
-12,355	0,6992	0,0027		0,67	-56,02	-0,21	-34,90
-12,352	0,6997	0,0014		0,48	-55,54	-0,15	-35,05
-12,350	0,6999	0,0038		0,24	-55,30	-0,08	-35,13
-12,347	0,7004	0,0134		0,65	-54,65	-0,21	-35,33
-12,333	0,7019	0,0268		2,31	-52,34	-0,72	-36,05
-12,306	0,7050	0,04		4,74	-47,60	-1,34	-37,39
-12,266	0,7095	0,0527		7,30	-40,30	-1,76	-39,15
-12,214	0,7155	0,0652		9,98	-30,32	-1,86	-41,01
-12,149	0,7229	0,077		12,84	-17,48	-1,56	-42,57
-12,072	0,7316	0,0883		15,79	-1,69	-0,74	-43,30
-11,983	0,7416	0,0987		18,86	17,17	0,68	-42,62
-11,885	0,7528	0,1086		21,94	39,11	2,78	-39,84
-11,776	0,7651	0,1174		25,10	64,21	5,61	-34,23
-11,6585	0,7784	0,1253		28,17	92,38	9,19	-25,04
-11,5332	0,7926	0,1322		31,16	123,54	13,53	-11,51
-11,401	0,8076	0,138		34,01	157,54	18,58	7,06
-11,263	0,8233	0,1428		36,66	194,21	24,27	31,34
-11,1202	0,8395	0,1464		39,12	233,32	30,53	61,86

Продовження таблиці 5.6

-10,9738	0,8561	0,1488		41,28	274,60	37,18	99,0
-10,825	0,873	0,15		43,11	317,71	44,07	143,1
-10,675	0,89	0,15		44,59	362,30	51,00	194,1
-10,525	0,907	0,1488		45,68	407,99	57,77	251,9
-10,3762	0,9239	0,1464		46,36	454,35	64,16	316,0
-10,2298	0,9405	0,1428		46,60	500,95	69,93	386,0
-10,087	0,9567	0,138		46,37	547,31	74,85	460,8
-9,949	0,9724	0,1322		45,64	592,96	78,68	539,5
-9,8168	0,9874	0,1253		44,48	637,44	81,33	620,8
-9,6915	1,0016	0,1174		42,83	680,27	82,55	703,4
-9,5741	1,0149	0,1086		40,71	720,98	82,25	785,6
-9,4655	1,0272	0,0987		38,15	759,13	80,37	866,0
-9,3668	1,0384	0,0883		35,08	794,21	76,66	942,7
-9,2785	1,0484	0,077		31,71	825,92	71,53	1014,2

-9,2015	1,0571	0,0652		27,90	853,83	64,67	1078,9
-9,1363	1,0645	0,0527		23,81	877,64	56,45	1135,3
-9,0836	1,0705	0,04		19,37	897,01	46,76	1182,1
-9,0436	1,075	0,0268		14,78	911,80	36,18	1218,2
-9,0168	1,0781	0,0134		9,94	921,74	24,57	1242,8
-9,0034	1,0796	0,0157		4,98	926,72	12,38	1255,2
-8,9877	1,0808	0,0492		5,84	932,56	14,60	1269,8
-8,9385	1,0842	0,0978		18,42	950,98	46,34	1316,1
-8,8407	1,091	0,1453		36,86	987,84	94,81	1410,9
-8,6954	1,101	0,1914		55,33	1043,17	147,55	1558,5
-8,504	1,1142	0,2352		73,89	1117,05	206,73	1765,2
-8,2688	1,1304	0,2764		92,29	1209,34	273,58	2038,8
-7,9924	1,1494	0,3148		110,48	1319,82	349,53	2388,3
-7,6776	1,1711	0,3495		128,40	1448,22	435,69	2824,0
-7,3281	1,1952	0,3806		145,66	1593,88	531,61	3355,6
-6,9475	1,2214	0,4073		162,22	1756,11	637,50	3993,1
-6,5402	1,2495	0,4298		177,64	1933,74	751,44	4744,6
-6,1104	1,2791	0,4473		191,84	2125,58	872,35	5616,9
-5,6631	1,3099	0,4601		204,29	2329,87	996,46	6613,4
-5,203	1,3416	0,4678		214,93	2544,80	1121,42	7734,8
-4,7352	1,3738	0,4704		223,36	2768,16	1242,70	8977,5
-4,2648	1,4062	0,4678		229,36	2997,52	1356,09	10333,6
-3,797	1,4384	0,4601		232,66	3230,18	1456,66	11790,2
-3,3369	1,4701	0,4473		233,13	3463,31	1539,84	13330,1
-2,8896	1,5009	0,4298		230,58	3693,90	1600,71	14930,8
-2,4598	1,5305	0,4073		225,05	3918,95	1636,00	16566,8
-2,0525	1,5586	0,3806		216,26	4135,21	1640,23	18207,0
-1,6719	1,5848	0,3495		204,54	4339,75	1612,79	19819,8
-1,3224	1,6089	0,3148		189,73	4529,48	1549,90	21369,7
-1,0076	1,6306	0,2764		172,29	4701,77	1453,00	22822,7

Продовження таблиці 5.6

-0,7312	1,6496	0,2352		152,22	4853,99	1320,61	24143,3
-0,496	1,6658	0,1914		130,11	4984,10	1156,96	25300,3
-0,3046	1,679	0,1453		106,20	5090,30	964,12	26264,4
-0,1593	1,689	0,0978		80,78	5171,07	745,49	27009,9
-0,0615	1,6958	0,0492		54,44	5225,51	508,39	27518,3
-0,0123	1,6992			27,41	5252,92	257,77	27776,0

Як можна помітити, згинні моменти в кореновому перерізі крила з КАП та без КАП відрізняються не суттєво, а тому збільшення маси ЛА буде здійснено лише за рахунок ваги самої конструкції КАП.

Таким чином, можемо порівняти загальний приріст ефективності ЛА з встановленою КАП.

Як одну з найсуттєвіших характеристик ефективності приймемо зменшення у витраті палива під час польоту. Наскільки відомо, витрата палива пропорційна тязі. Тяга в горизонті Р у свою чергу дорівнює:

$$P = \frac{G}{K}, \text{ де}$$

G – вага ЛА,

K – коефіцієнт аеродинамічної якості.

Порівняємо ефективність третього та другого варіантів як найбільш перспективних для імплементування.

Третій варіант:

Маса третього варіанту зросла на $\frac{17,6}{5500} = 0,0032 = 0,32\%$

Аеродинамічна ефективність зросла на 4,7%

$$P_2 = \frac{G_2}{K_2} = \frac{G_1 * 1,0032}{K_1 * 1,047} = \frac{0,958 * G_1}{K_1}$$

Тобто загальна паливна ефективність третього варіанту складає $1 - 0,958 = 0,0418 = 4,18\%$

Другий варіант:

Маса другого варіанту зросла на $\frac{11,6}{5500} = 0,0021 = 0,21\%$

Аеродинамічна ефективність зросла на 4,7%

$$P_2 = \frac{G_2}{K_2} = \frac{G_1 * 1,0021}{K_1 * 1,0435} = \frac{0,96 * G_1}{K_1}$$

Тобто загальна паливна ефективність третього варіанту складає $1 - 0,96 = 0,04 = 4\%$

Таким чином, для вирішального імплементування рекомендується саме третій варіант вінглету.

Висновок по розділу

У цьому розділі було виконано аналіз повітряного та масового навантажень на крило без КАП та з одним із варіантів. На основі результатів даного аналізу було обрано фінальний варіант кінцевої аеродинамічної поверхні з пропозицією її майбутнього імплементування.

6. Конструкція КАП

Ранні конструкції вінглетів використовували металеві матеріали, тоді як більш сучасні використовують композити. Наприклад, КАП Gulfstream GII (рис. 6.1) мають металеву структуру, не мають кута нахилу, а їх з'єднання до крила виконано за допомогою міцного фітингу.

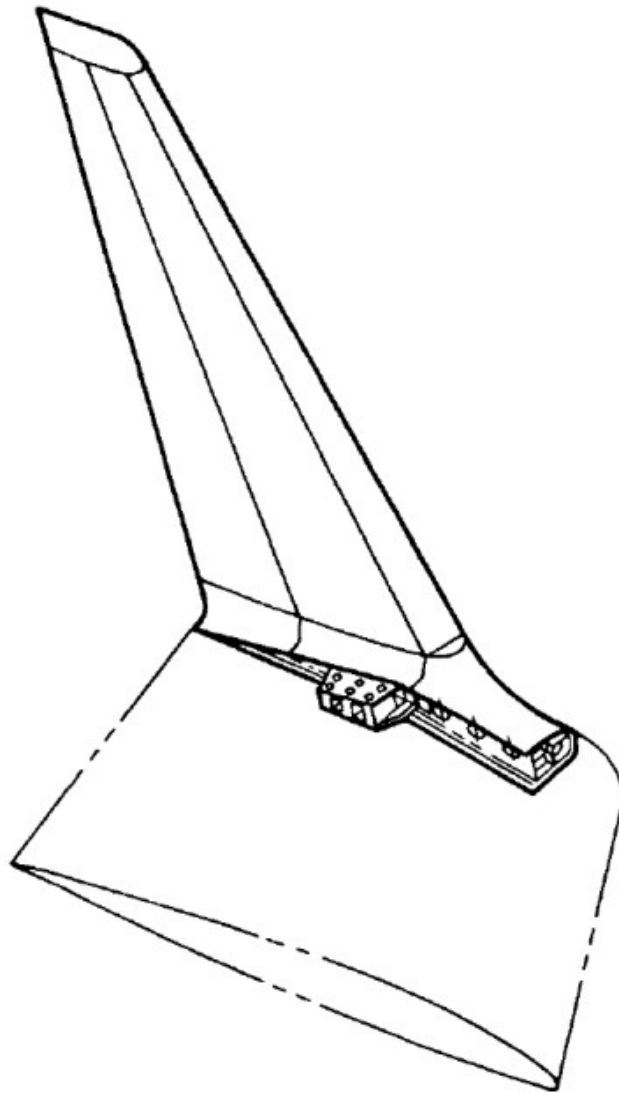


Рис. 6.1.

Пізніші конструкції використовують комбінацію металів і композитів, наприклад, спряжений вінглет В737-800, конструкція якого показана на рис. 6.2. При дослідженнях було встановлено, що використання композиційних матеріалів виключає потребу у сотових конструкціях, оскільки фюзеляж в такому випадку здатен переносити більші навантаження.

Тип з'єднання з крилом, як правило, залежить від розміру кінцевого перерізу крила перед самою закінцівкою. Для більш великих крил, таких які встановлені на КС135, В737-800 (рис. 6.2) та А320NEО, застосовуються з'єднання типу вухо-вилка. Ця конфігурація складається з нижньої вуха-вилки (з'єднання вухо-вилка показано на рис. 6.3), що сприймає осьові та вертикальні навантаження, і верхньої вуха-вилки, який сприймає тільки

осьові навантаженням. такий вид з'єднання може бути використаний у випадках, якщо буде достатньо місця для розміщення вух-вилок, що врешті рещт приведе до відносного спрощення виготовлення.

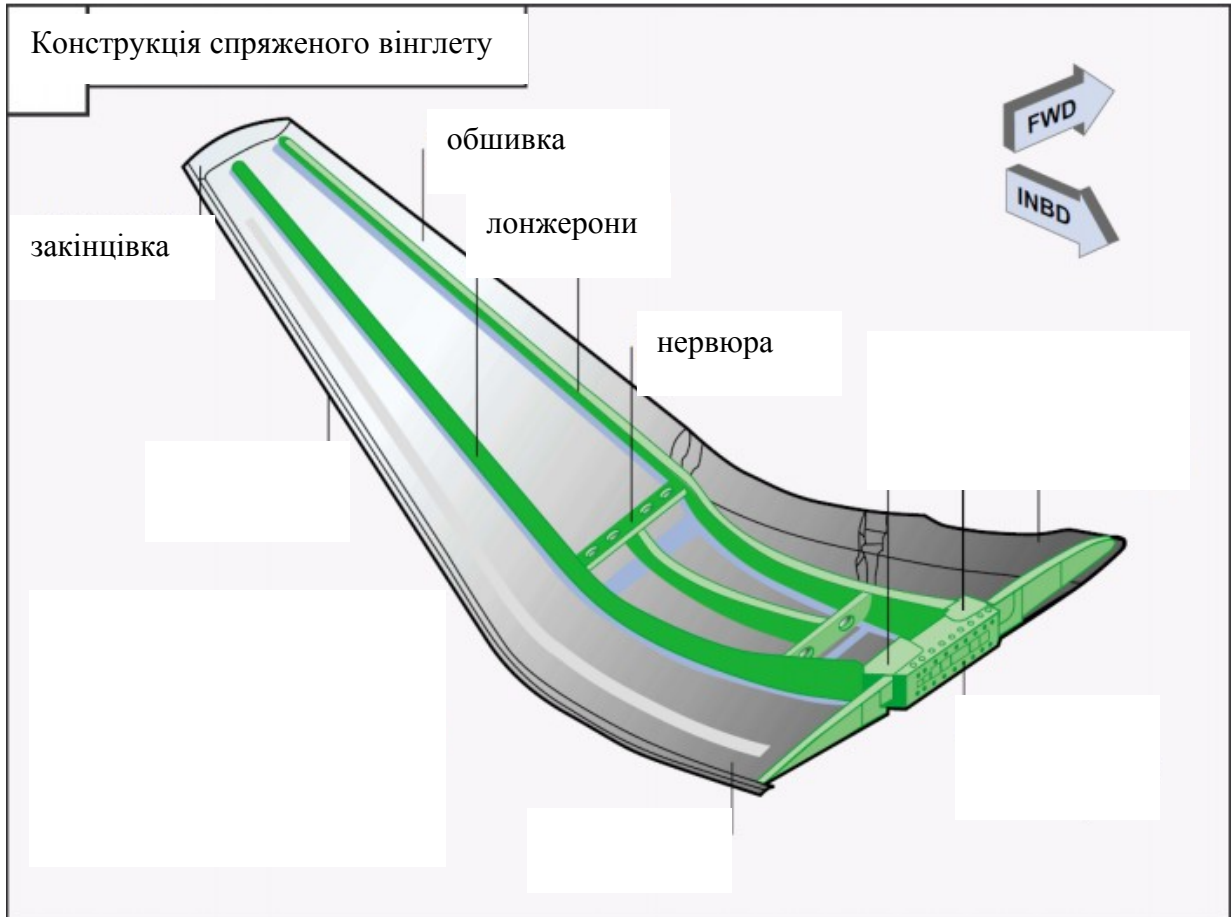


Рис. 6.2.

Крило, що розглядається у даному дипломному проекті, припускається двухлонжеронного типу кесонної конструкції, так як саме дана конструкція є найбільш популярно. і розповсюдженою, а отже конструкційна та технологічна інформація буде більш корисна для теоретичного імплементування даної конструкції КАП.

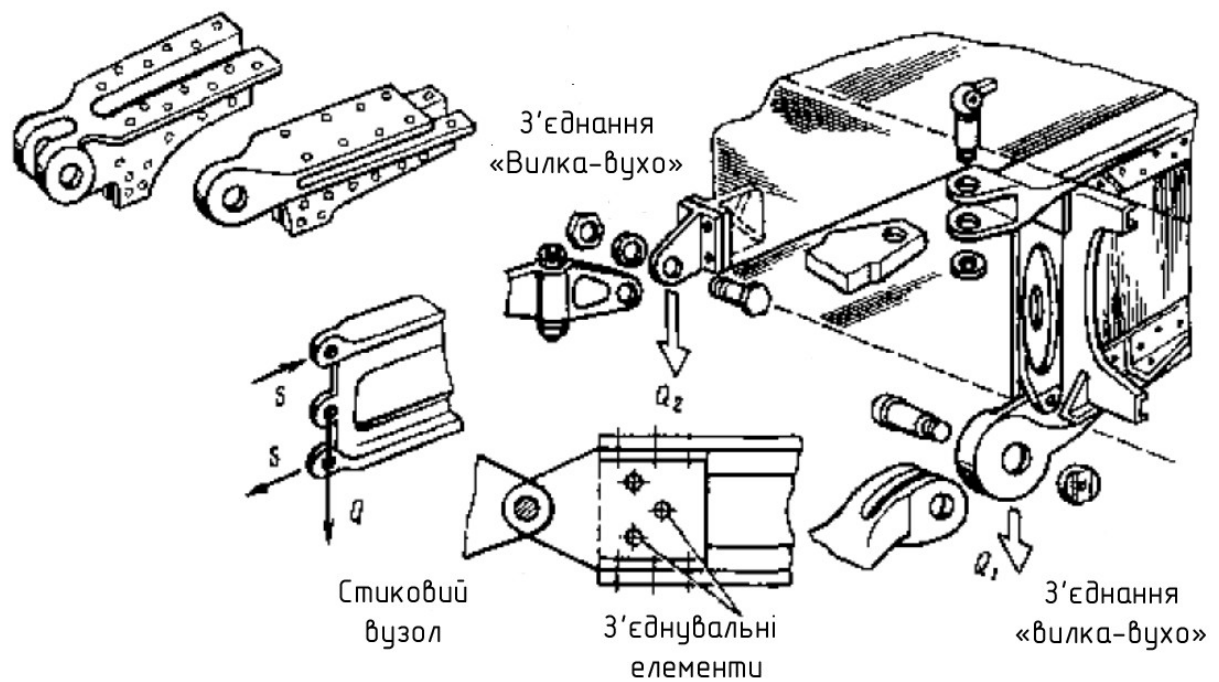


Рис.6.3 Конструкція з'єднання вуха-вилка

Для імплементування на практиці пропонується один із двох найбільш поширених у виробництві конструкційних варіантів КАП. Перший включає в себе два лонжерони, один з'єднаний із заднім лонжероном крила і проходить по всій довжині КАП. Передній лонжерон вінглета приєднується до переднього лонжерона крила і викривляється по розмаху вінглета йдучи паралельно передній крайці КАП. Ця концепція була згодом відкинута через певні обмеження у габаритах та ускладнення на виробництві, що могли б потягнутися за ними.. Складність установки переднього лонжерону, викривляється, також ускладнить виготовлення через наявну стріловидність переднього краю КАП.

Інша розглянута конструкція складається з одного лонжерону, що з'єднується із заднім лонжероном крила. З'єднання з крилом виконується по задньому лонжерону, що з'єднується із заднім лонжероном крила для забезпечення сприйняття осьового та вертикального навантаження. З'єднання по контуру фюзеляжу сприймає тангенційні навантаження. Лонжерон простирається по всьому розмаху вінглета аж до кінцевої нерв'юри. А з місця кінцевої нерв'юри до закінцівки сотова конструкція є

достатньою для сприйняття навантаження. Передній лонжерон крила використовується для з'єднання додаткового укороченого лонжерону, що з'єднується із заднім і сприймає навантаження у місці цього з'єднання. Використання сотових конструкцій покращує ефективність роботи обшивки та забезпечує протидію моментам згину та кручення.

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 КАП

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.

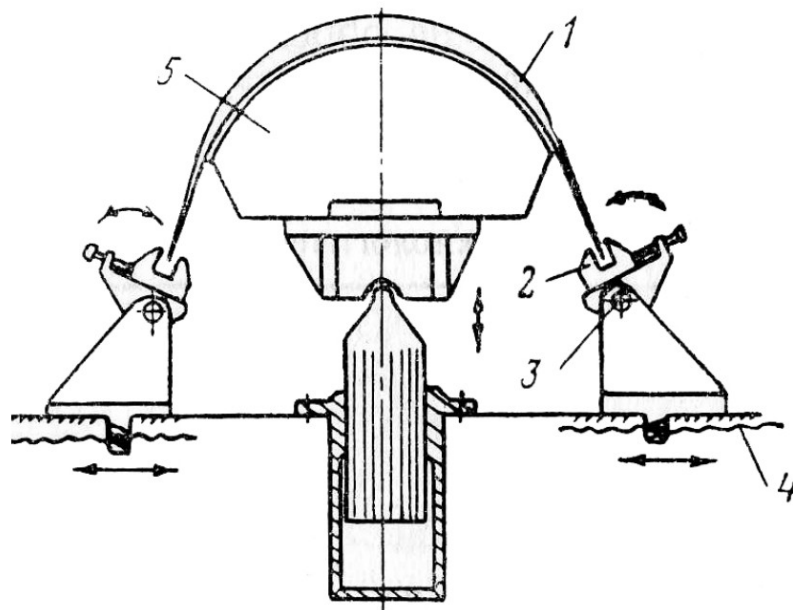


Рис.7.1.1 Схема обтяжного пресу типу ОП-3

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

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

Коефіцієнт обтягування:

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

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

Нервюри є типовим елементом поперечного силового набору крила. Основною задачею нервюр є повторення аеродинамічної поверхні контури крила в даному перерізі, сприймання та передавання повітряного навантаження на інші силові елементи крила. Нервюри поділяються на силові та типові.

Типова нервюра встановлюється в регулярних зонах крила (рис. 7.2.1).

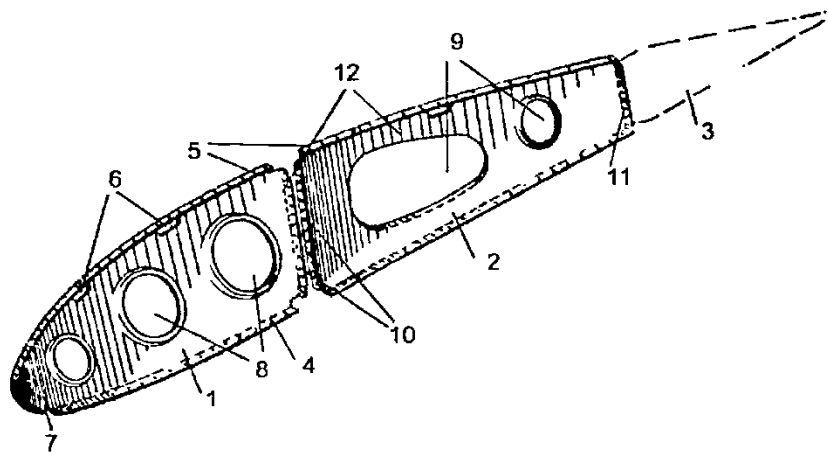


Рис. 7.2.1 Типова нервюра балочного типу:

1 – носова частина; 2 – середня частина; 3 – хвостова частина; 4, 5 – пояси нервюри; 6, 7 – вирізи для стрингерів; 8, 9 – отвори полегшення; 10, 11 – відбортовки для з'єднання з стінкою лонжерона; 12 – стінка нервюри

Нормальні нервюри (рис. 7.2.1) виконують з листового матеріалу товщиною не менше 0,8 мм з технологічних та експлуатаційних міркувань. Пояси балок утворюють шляхом відбортовки по контуру нервюр.

Часто з технологічних та експлуатаційних міркувань товщину стінки нервюри приймають більшою за розрахункову, тоді для зменшення маси в ній виконують отвори для полегшення, контури яких відбортовуюють для збільшення жорсткості 3. Стінку нервюри посилюють вертикальними рифтами 1.

7.3. Виготовлення лонжеронів

Стінки лонжеронів виготовляють з листового матеріалу механічним чи хімічним фрезеруванням по контуру та товщині. Стінки мають потовщення в зонах повздовжніх та поперечних стиків, зонах стійок, силових нервюр, кронштейнів навіски агрегатів чи систем. Необхідна товщина стінки визначається при проектувальному розрахунку (див. розд. 9). При проектуванні стінки необхідно враховувати, що вона може руйнуватися від чистого зсуву і втратити стійкість при значенні навантаження $\tau = \tau_{кр}$. В цьому випадку в стінці виникнуть лінії (рис. 7.9), уздовж яких виникає розтягуюче навантаження.

Підкріплюючі стійки стінок лонжеронів виготовляються з пресованих

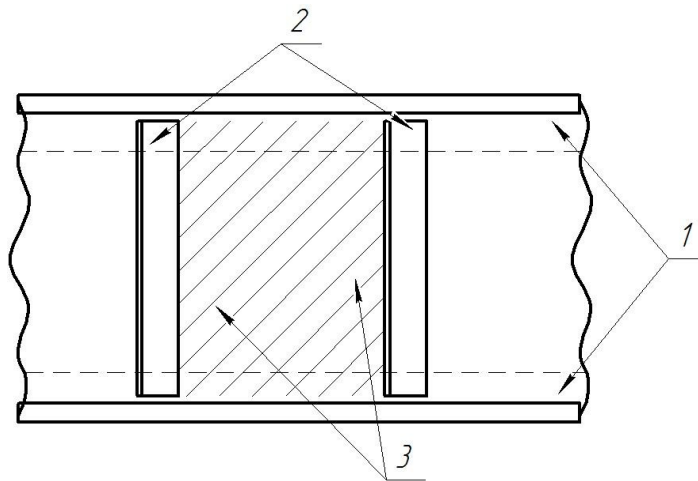


Рис. 7.3.1 Стінка лонжерона.

1 – пояса лонжерона; 2 – стійки лонжерона; 3 – лінії виникнення нормальних напружень.

профілів таврового чи кутового перерізу і доопрацьовуються механічним фрезеруванням. Стійки виконують з малковками та підсічками. Геометричні параметри стійки обирають в залежності від геометричних параметрів зони установки, силових факторів, призначення та компоновки крила. Стійки можуть розташовуватись з тієї ж сторони, що і стінка або з протилежної, при цьому стінка вимагає підштамповки

Висновки 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 кінцевої аеродинамічної поверхні безпілотного літального апарату. Були висунуті деякі обмеження та рамки геометрії, в яких і необхідно було працювати:

- Розмах крила (l) - 25 м.

- Видовження крила (λ) – 20.
- Кореневий профіль – FX 61-184
- Коренева хорда – 1,7 м.
- Кінцева хорда – 0,7 м.
- Маса ЛА – 5500 кг

Виконання дипломного проекту почалося з огляду вже існуючих варіантів КАП, ефективності їх практичної реалізації та таким чином вибору типу КАП для проектування в даній роботі.

На основі даного вибору було проаналізовано характер вибору геометрії для даного типу КАП та спроектовано декілька варіантів для їх подальшого аеродинамічного аналізу та вибору кінцевого варіанту.

При підрахунку та аналізу аеродинамічних характеристик був використаний пакет програм XFLR5 та Profili, в яких виконувався продув профілів і моделей крила з різними КАП.

Було виконано аналіз навантаження на крило до та після додавання КАП та на висновках від цього вибрано фінальний варіант КАП для можливого імплементування на практиці.

Було розглянуто конструкцію кінцевої аеродинамічної поверхні та технологію виготовлення її складових частин.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Annu. Rev. Fluid Mech., 2001 (Drag Due to Lift: Concepts for Prediction and Reduction), Ian Kroo;

2. В.В.Кабанячій. Методичні вказівки до курсової роботи з курсу "Аеродинаміка літака - 3.Курсове проектування" - КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2019.
3. Performance Enhancement of Modern Sailplanes, 1991, Peter Masak.
4. А.М. Мхитарян. Аэродинамика.- 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1976.
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. А. Н. Журавченко. «Аэродинамический расчет самолетов», 1938
7. Structural Design of a Business Jet Winglet(Thesis), Jaime Gutierrez 2017