ВСТУП

Метою дипломного проекту є вивчення проблематики поставленої задачі та аналіз методів її вирішення. Закріплення набутих теоретичних знань та практичних навичок та заповнення прогалин в них шляхом вирішення поставленої задачі.

Темою дипломного проекту є проектування крила легкого літака. Для вирішення задачі дипломного проекту необхідно виконати наступне:

1. Виконати аналіз існуючих конструктивно-силових схем крила та літератури по сучасним методам проектування легких літаків. Постановка завдання.
2. Визначити масово-геометричні параметри літака.
3. Виконати аеродинамічне проектування крила літака.
4. Розрахувати зовнішні навантаження діючі на крило.
5. Виконати проектувальний розрахунок силових елементів крила.
6. Провести моделювання напружено-деформованого стану силових елементів крила. Перевірка конструкції на міцність.
7. Розробити технічну документацію.

Конструкція крила проектувалася якомога простішою, щоб отримати продукт, який буде максимально простої у виробництві та експлуатації, але без втрати міцності, жорстокості та масової ефективності. Елементи конструкції перевірялися на міцність та полегшувалися місцях придатних для цього.

1. АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВИХ СХЕМ КРИЛА ТА ЛІТЕРАТУРИ ПО СУЧАСНИМ МЕТОДАМ ПРОЕКТУВАННЯ ЛЕГКИ ЛІТАКІВ.

1.1. Аналіз існуючих конструктивно-силових схем

Існує три основних конструктивно-силових схеми крила: лонжеронна, кесонна, моноблочна (рис. 1.1).

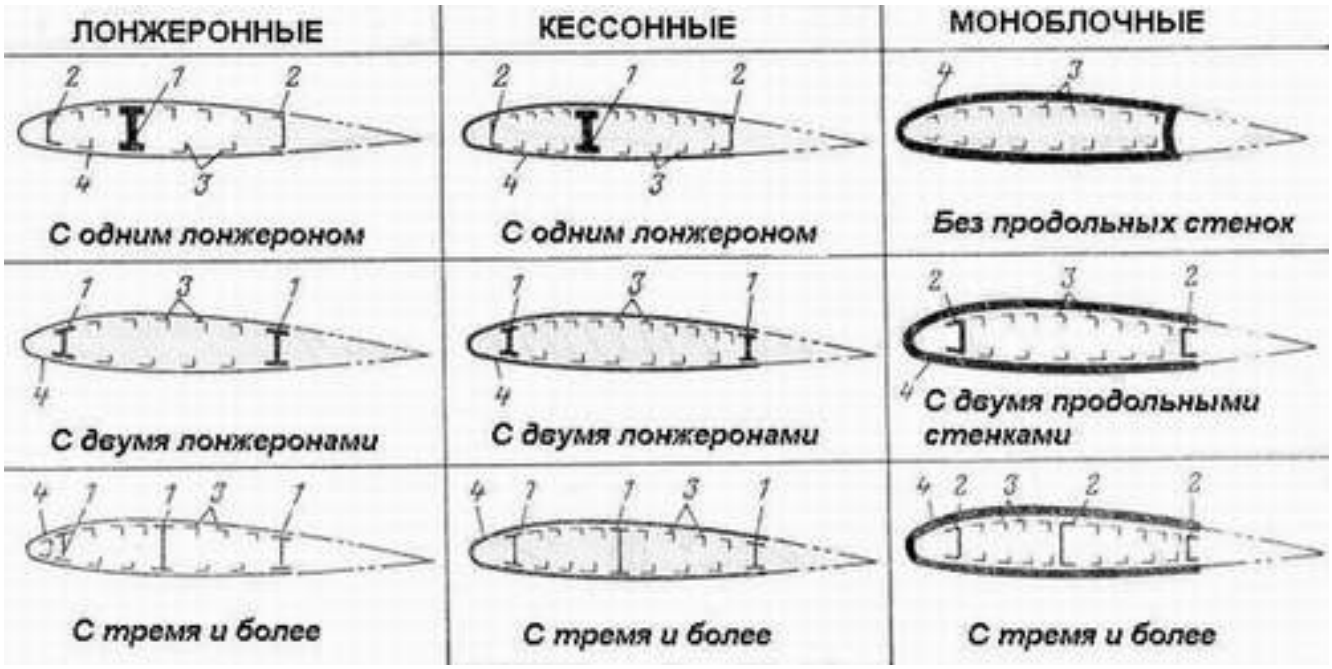


Рис. 1.1. Конструктивно-силові схеми крила

1.1.1. Лонжеронна схема крила

У будь-якому перетині такого крила практично весь згинальний момент сприймається поясами лонжеронів. Пояси при цьому працюють на осьові навантаження розтяг-стиск, утворюючи пару сил, що врівноважує момент вигину. Матеріал поясів в лонжеронному крилі використовується повноцінно, тому що загальна втрата стійкості стиснутих поясів виключається через зв'язок їх з вертикальними стінками лонжеронів і з горизонтальною панеллю обшивки, а місцеву втрату стійкості стиснутих поясів легко можна виключити раціональним підбором параметрів його перетину - товщини і висоти полиць. В результаті,

руйнування стислих поясів буде відбуватися при напрузі, близьких до межі міцності матеріалу. Руйнуючі напруження розтягнутих поясів лонжерона є рівними межі міцності матеріалу. У них слід лише врахувати ослаблення поясів отворами під кріпильні елементи.

Лонжеронна схема приведена на рис 1.2.

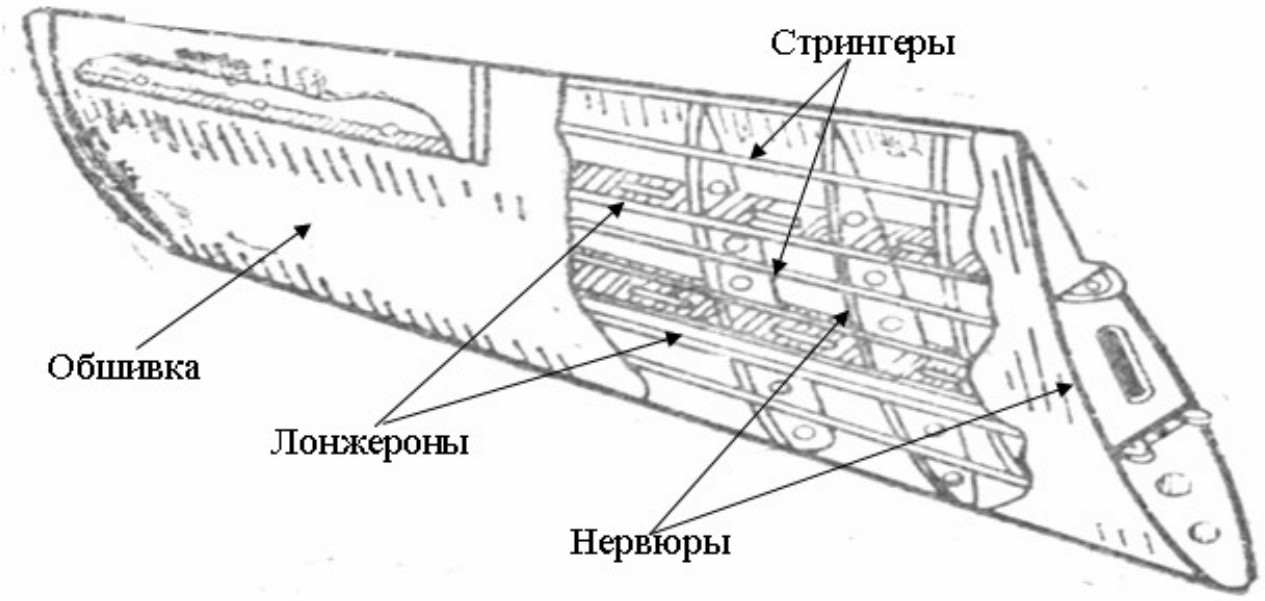


Рис. 1.2. Лонжеронна схема

За кількістю лонжеронів розрізняють одно-, двох-, трьох- і багатолонжеронні крила. У крилі основні стикові вузли встановлюються по поясах лонжеронів, тобто в окремих точках перетину крила. Такий стик отримав назву точкового стику.

У цьому випадку кожен лонжерон через стикові вузли поясів передає весь згинальний момент, який передає вузол, на відповідні вузли. Цей спосіб кріплення лонжерона зазвичай називають моментним вузлом. Стикові вузли по лонжеронам передають і частину перерізуючої сили, яка прийшла по його стінці, а також можуть передавати зусилля від крутного моменту. Крім основних вузлів стику по лонжеронам в роз'ємі крила можуть встановлюватися додаткові, зазвичай

шарнірні, вузли на поздовжніх стінках або просто на посиленій нервюрі, яка забезпечує передачу крутного моменту.[6]

1.1.2. Кесонна схема

Кесонна схема крила (рис. 1.3.) передбачає використання ослаблених поясів лонжерона, котрі сприймають невелику частину згинального моменту, а більша його частина передається на силові панелі, встановлені між лонжеронами.

Силові панелі мають різне конструктивне виконання:

-збірні панелі з товстої обшивки і потужного стрингерного набору,

-монолітні панелі з ребрами, виготовлені штампуванням або фрезеруванням,

-тришарові панелі зі стільниковим заповнювачем,

-клеєні панелі з композитних матеріалів.

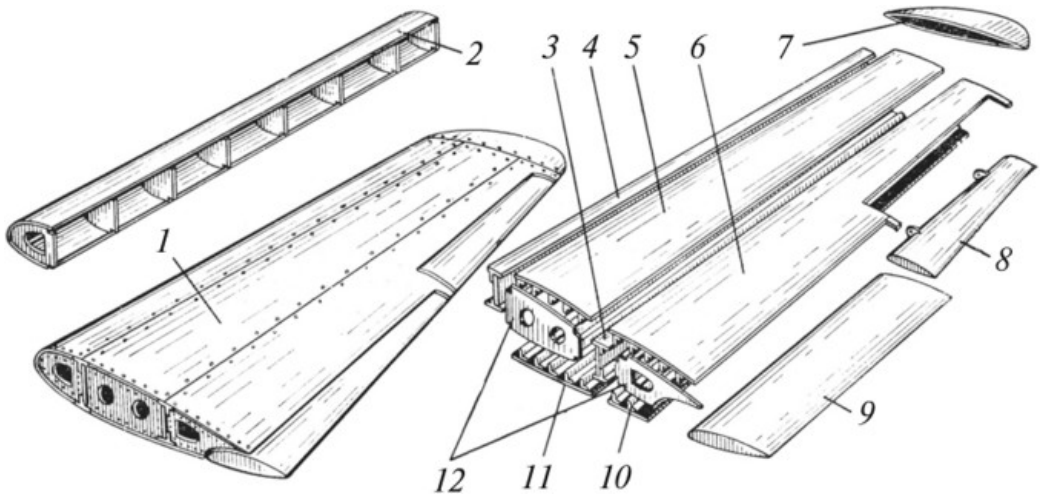


Рис. 1.3. Кесонна схема

При вигині крила аналогічно поясам лонжеронів одна панель розтягується, а друга - стискається осьовими навантаженнями. Руйнування в стислій панелі визначається критичними напруженнями загальної або місцевої втрати стійкості, які завжди нижче межі міцності матеріалу.

Кесонна схема крила вимагає принципово іншої схеми стикування в роз'ємі в порівнянні з лонжеронними крилами. Для повноцінної передачі моменту, що вигинає силові панелі в роз'ємі повинні стикуватися не в окремих точках, а по всьому контуру цієї панелі. Конструктивно такий контурний стик може виконуватися по-різному - куточками, стиковими фітингами, накладками і т.д.[6]

1.1.3. Моноблочна схема

У крилі моноблочної конструкції весь згинальний момент сприймається тільки силовими панелями. Пояси лонжеронів повністю відсутні, а від лонжеронів залишаються тільки їх стінки, які пов'язують між собою верхню і нижню силові панелі. У роз'ємі крила силові панелі обов'язково повинні мати контурний стик.[6]

1.2. Порівняння і вибір силової схеми

Кесонні і моноблочні крила за своїми якостями і конструктивним особливостям відрізняються тим, що у моноблочної схеми відсутні класичні лонжерони і усе навантаження сприймається обшивкою. Моноблочна схема крила не розглядається як варіант через те, що вона дорожча і складніша у виготовленні, а також важча від лонжеронної схеми. Тому слід порівняти кесонну і лонжеронну схему крила.

Основна відмінність в масі лонжеронних і кесонних крил визначається різницею маси стиснутих поясів лонжеронів і стиснутих силових панелей при однаковому навантаженні. Теоретична маса цих елементів залежить від величини їх розрахункових напружень стиску. У стислих силових панелей, як зазначено вище, ці напруги завжди менше. Однак, тут слід враховувати, що в лонжеронному крилі до теоретичної маси силових поясів, яка визначається навантаженням, необхідно додати масу обшивки і підкріплюючих її стрингерів, які хоча і не беруть участі в роботі на вигин, але необхідні як чисто конструктивні елементи для утворення зовнішньої поверхні крила і сприйняття місцевого повітряного навантаження. У кесонних крил такої конструктивної «непрацюючого» додатку не

буде, тому що силова панель виконує одночасно обидві функції - і силову, і конструктивну. Таким чином, сказати відразу яка силова схема вигідніше по масі не можна. Все буде визначатися рівнем критичних напружень стиснутої силової панелі кесонного крила. Ці напруги залежать від величини навантаження, що припадає на панель при вигині, а навантаження визначається розмірами і масою літака, його максимальною швидкістю польоту, сильно залежить від відносної товщини профілю. Практика проектування показує, що для швидкісних, важких літаків вигідніше по масі кесонна схема, а для невеликих і тихохідних літаків - меншу масу має Лонжерон крило. Наближено вигідність переходу від лонжеронної схеми до кесонної можна оцінити по еквівалентній товщині плити постійного перетину, площа якої дорівнює площі перетину реальної панелі. Якщо ця товщина менше 5 мм, то вигідніше за масою крило лонжеронної схеми, а при товщині більше 5-6 мм вигіднішим стає крило кесонне.

Більш низький рівень згинальних напружень і товстіша обшивка кесонних крил дають менші деформації вигину і кручення, тобто ця схема володіє більшою жорсткістю, що особливо важливо для отримання необхідних характеристик аеропружності. Кесонні крила мають більш високі критичні швидкості дивергенції крила, реверсу елеронів, флатера

У лонжеронних крилах досить просто, без помітного збільшення маси конструкції можна робити будь-які вирізи для розміщення в них різних вантажів, устаткування, озброєння, шасі. У кесонних крилах навіть невеликі вирізи істотно порушують його силову роботу і вимагають значного збільшення маси конструкції за рахунок додаткових місцевих підсилень. Тому іноді по конструктивних і експлуатаційними міркувань конструктору доводиться відмовлятися від більш вигідною кесонної схеми і переходити на лонжеронну.

Живучість кесонного крила вище через розподіл силового матеріалу по більшій поверхні. В такому крилі місцеві пошкодження конструкції призводять до меншої втрати міцності, ніж у лонжеронних крил, у яких пошкодження одного

пояса лонжерона може вивести з ладу все крило. Ця властивість сприятливо впливає і на підвищення ресурсу літака, роблячи його конструкцію менш чутливою до втомних пошкоджень конструкції.

Товсті панелі кесонних крил забезпечують високу якість поверхні, менші деформації і спотворення заданого контуру крила під навантаженням. Це дає менший опір і більш стабільні аеродинамічні якості кесонних крил в порівнянні з Лонжерон.

Однолонжеронна схема вельми доцільна для застосування в легких спортивних та інших літаках з прямими крилами і досить великою відносною товщиною профілю (більше 8%), у яких через обмеженість обсягів фюзеляжу важко пропустити крізь фюзеляж моноблок або кесон, а також у всіх випадках, коли в обшивці крила неминучі вирізи.

Однолонжеронне схема у всіх цих випадках по вазі помітно легше схеми дволонжеронної або багатолонжеронної (в разі жорсткої, що працює на нормальні сили обшивки). При невеликих навантаженнях на крило однолонжеронна схема значно легше схем моноблочной і кесонної. У крилах тонких (менше 8%) слід віддати перевагу схемі багатолонжеронній або кесонну.

Однолонжеронна схема крила найпростіша в проектуванні і виготовлені, відповідно і найдешевше. Також вона найчастіше зустрічається в легких літаках.

1.3. Аналоги

З аналогів можна виділити крила таких літаків як: Cessna 172 Skyhawk (рис. 1.4.), Cessna 400 Corvalis (рис. 1.5.), DA40 Diamond Star (рис. 1.6.), Diamond DA50(рис. 1.7.), PA-28 Cherokee Arrow (рис. 1.8.).

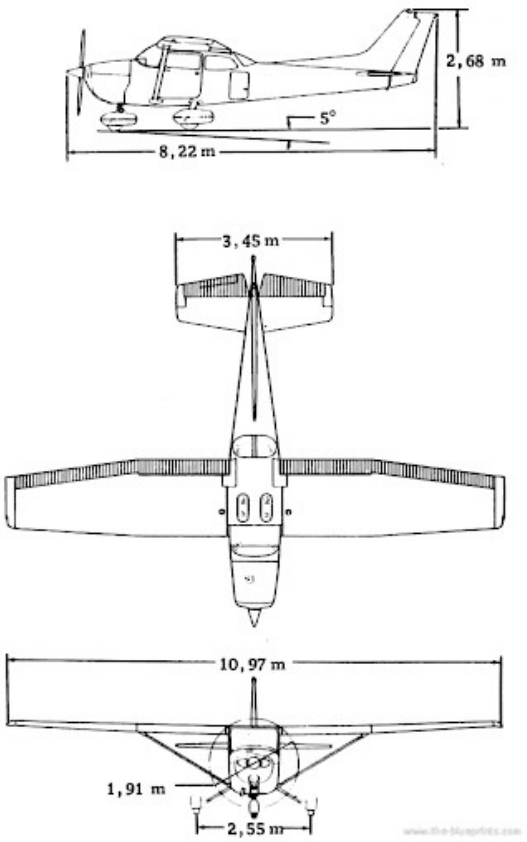


Рис. 1.4. Cessna 172 Skyhawk

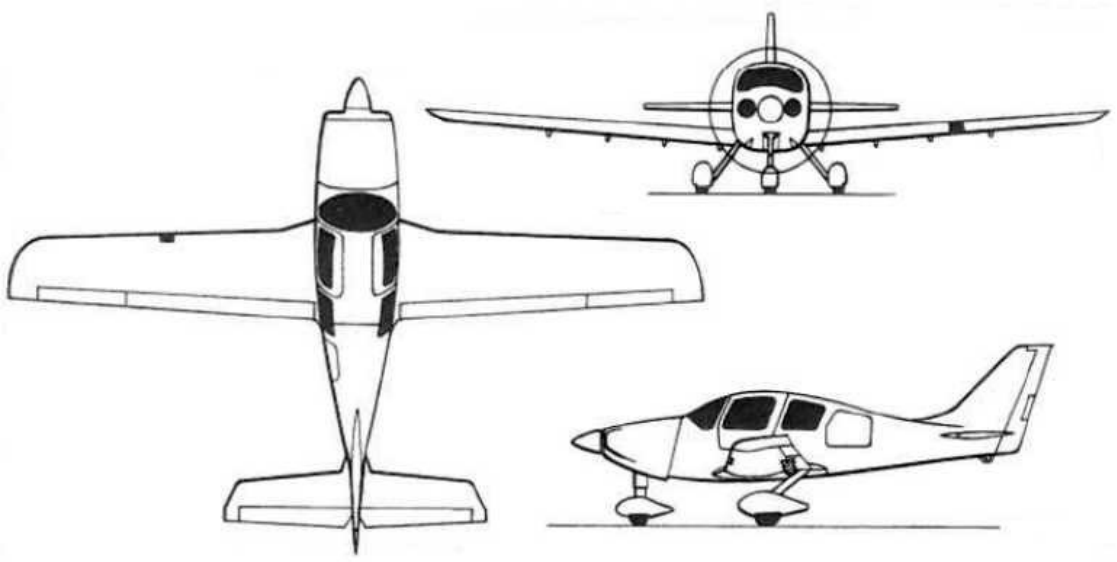


Рис. 1.5. Cessna 400 Corvalis,

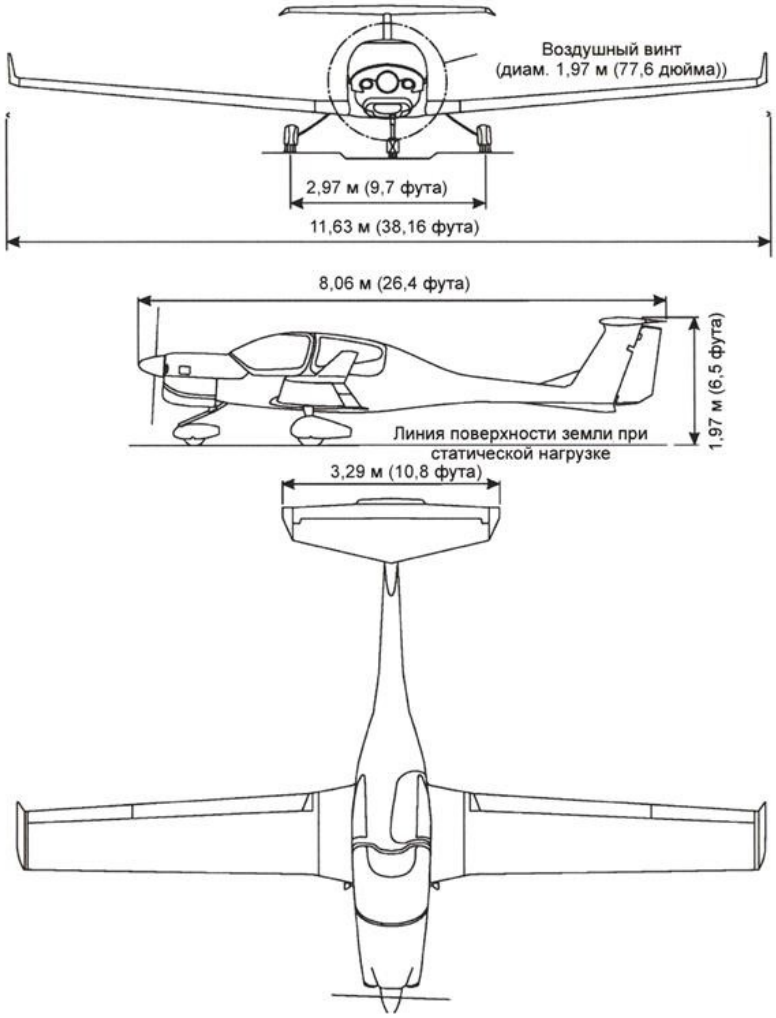


Рис. 1.6. DA40 Diamond Star

Рис. 1.7. Diamond DA50

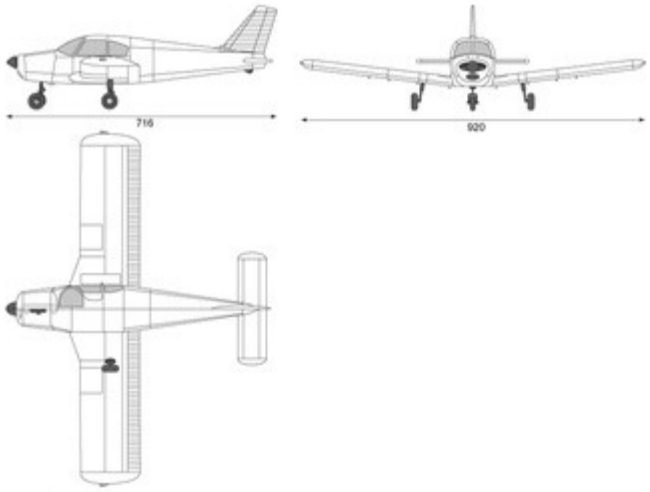


Рис. 1.8. PA-28 Cherokee Arrow

Таблиця 1.1.

Характеристики аналогів

	Cessna 172	Cessna 400	Diamond DA40	Diamond DA50	Piper PA-28
Розмах крила, м	8,28	10,91	11,9	11,68	10,67
Площа крила, $м^2$	16,2	13,1	13,5	13,7	15,79
Маса пустого, кг	736	1029	795	998	767
Максимальна злітна маса, кг	1159	1633	1198	1280	1317
Крейсерська швидкість, км/год	228	435	320	370	285

1.4. Аналіз літератури

Для виконання даного дипломного проекту буде використана наступна література:

Основними джерелами для розрахунків масово-геометричних параметрів літака, а також аеродинамічного проектування є: Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. «Проектирование легких самолетов» – М.: Машинстроение, 1978; А.Н. Арапьев «Проектирование легких пасажирских самолетов»; С.М. Егер «Проектирование самолетов».

Аеродинамічне проектування буле проводитись виходячи з теорії, яка присутня в таких джерелах: А.Н. Арапьев «Проектирование легких пасажирских самолетов»; Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. «Проектирование легких самолетов»; Бадягин А.А., Егер С.М., Фомин В.Ф., Склянский Ф.И., Фомин Н.А. «Проектирование самолетов» издание 2-е переработаное и дополненое; С.М. Егер «Проектирование самолетов».

Розрахунок навантаженнь діючих на крило буде проводитись за допопмогою таких джерел: Глаголєв А. Н. Конструкция самолетов. – М. : Машиностроение, 1975.; 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.; Чумак П.И., Кривокрысенко В.Ф. «Расчет, Проектирование и постройка сверхлегких самолетов».

Проектувальний розрахунок силових елементів буде проводитись за вказівками з наступних джерел: Проектування та конструювання ЛА. Проектування та конструювання ЛА-2. Конструювання ЛА: [текст]: метод. вказівки до виконан. курс. проекту для студ. за напрямом підготов. 6.051101 «Авіа- та ракетобудування» / Уклад. – В. В. Сухов, О. М. Масько. – К. : НТУУ

«КПІ», 2011. – 76 с.; Глаголєв А. Н. Конструкция самолетов. – М. : Машиностроение, 1975.

1.5. Постановка завдання

1.5.1. Мета

Необхідно спроектувати і розрахувати на міцність крило за однолонжеронною схемою для легкого багатоцільового літака. Щоб виконати поставлене завдання потрібно:

- Провести аналіз існуючих конструктивно-силових схем крила та літератури по сучасним методам проектування легких літаків;
- визначити масово-геометричні параметри літака, для якого проектується крило;
- виконати аеродинамічне проектування крила літака;
- провести розрахунок зовнішніх навантажень діючих на крило;
- зробити проектувальний розрахунок силових елементів крила;
- виконати моделювання напружено-деформованого стану силових елементів крила. Перевірити конструкції на міцність;
- розробити технічну документацію.

1.5.2. Технічне завдання

Основні параметри літака:

1. Маса корисного навантаження 330 кг
2. Тривалість польоту 6 год.
3. Крейсерська швидкість 300 км/год
4. Розмах крила 11 м (за статистичними даними)
5. Довжина розбігу 500м.
6. Крейсерська висота польоту 4 км.

Висновок

Розглянуто конструктивно-силові схеми крил та виконано порівняння їх між собою, доречність тієї чи іншої схеми в різних типах літаків. Розглянуто аналоги та їх характерисики на підставі яких сформовано технічне завдання. Виконано аналіз літератури з сучасних методів проектування легких літаків

2. ВИЗНАЧЕННЯ МАСОВО ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ

2.1. Маса

Маса літака зазвичай знаходиться методом послідовних наближень. Перше наближення відповідає етапу попереднього проектування, друге і наступні наближення робляться при ескізному проектуванні.

Розрахуємо масу літака в першому наближенні

Рівняння балансу маси літака у відносних величинах

$$1 = \acute{m}_{кон} + \acute{m}_{об.упр} + \acute{m}_{т} + \frac{1}{m_0}\left(m_{с.у.} + m_{ц.н.} + m_{сл}\right) \qquad (2.1)$$

З рівняння 2.1 маємо

$$m_0 = \frac{m_{с.у.} + m_{ц.н.}}{1 - \left(\acute{m}_{кон} + \acute{m}_{об.упр} + \acute{m}_{т}\right)} = \frac{154 + 330}{1 - \left(0{,}3 + 0{,}11 + 0{,}23\right)} = 1344\ кг \qquad (2.2)$$

$m_{с.у.}$ – маса силової установки;

$m_{ц.н.}$ – маса цільового навантаження;

$m_{сл}$ – службове навантаження;

$\acute{m}_{кон}$ – маса конструкції (табл. 2.1);

$\acute{m}_{об.упр}$ – маса обладнання (табл. 2.1);

$\acute{m}_{т}$ – маса палива.

Відносну масу палива $\acute{m}_{т}$, яка входить у (2.2), можна розрахувати для літаків з ПД за формулою:

$$\acute{m}_m = \frac{L_p + t_p V_{крейс}}{800\,K} = \frac{6 + 0{,}5 \cdot 300}{800 \cdot 8} = 0{,}23$$

L_p – дальність польоту (год);

K – аеродинамічна якість літака (для літаків з неприбираємим шасі К = 7 – 9);

t_p – час польоту на резервному паливі.

Табл. 2.1.

Відносні маси конструкції, обладнання легких літаків

Призначення літака	$\acute{m}_{кон}$	$\acute{m}_{об.упр}$
Багатоцільовий	0,28 – 0,3	0,1 – 0,12
Спортивно пілотажний	0,3 – 0,32	0,08 – 0,1
Для сільського господарства	0,24 – 0,26	0,08 – 0,1
Гідролітаки	0,34 – 0,38	0,1 – 0,12
Мотопланери	0,48 – 0,52	0,05 – 0,06

Для літака було обрано двигун Lycoming O-320 (за статистичними даними)

Масу силової установки можна порахувати за формулою Торенбика:

$$G_{су} = k_{су} N_{дв} \left(G_{дв} + 0{,}109\, N_{е\,взл} \right) + G_{мг} = ¿$$

$$¿\, 1{,}16 \cdot 1 \cdot \left(111 + 0{,}109 \cdot 112 \right) + 12 = 154\ кг$$

$k_{су} = 1{,}16$ – для одномоторних літаків ;

Коефіцієнт 0,109 враховує вагу гвинта.

Масу мотогондоли для одного двигуна в носовій частині можна обчислити за формулою:

$$G_{мг} = 1{,}134 \sqrt{N_{е\,взл}} = 12\ кг$$

2.2. Крило

При заданому розмаху, дальності пробігу і підібраному за статистикою двигуном, розрахуємо площу крила.

Спочатку необхідно розрахувати питоме навантаження на крило. Для літаків з одним двигуном питоме навантаження розраховується за наступною формулою:

$$p_0 = 0{,}185\, N_0 + 0{,}0654\, V_{крейс} + 0{,}0558\, L_{розб} + 15{,}5 = 0{,}0974 \cdot 160 + 0{,}302 \cdot 91 + 0{,}0558 \cdot 500 + 15{,}5 = 78{,}95\ кг/м^2$$

Площа крила:

$$S = \frac{m_0}{p_0} = 17{,}02\ м^2$$

Подовження крила:

$$\lambda = \frac{l^2}{S} = \frac{121}{17{,}02} = 7{,}1$$

З конструктивних міркувань $\eta = 1$, це дозволить значно спростити виготовлення і конструювання крила.

Відповідно можна обчислити кореневу і кінцеву хорду крила

$$b_к = b_0 = \frac{S}{l} = 1{,}54\ м$$

2.3. Фюзеляж

Для фюзеляжу основними розмірами є довжина $L_ф$, ширина $B_ф$, висота $H_ф$ та еквівалентний діаметр $d_{ф.е.}$, тобто діаметр умовного кола з площею , рівною площі міделя.

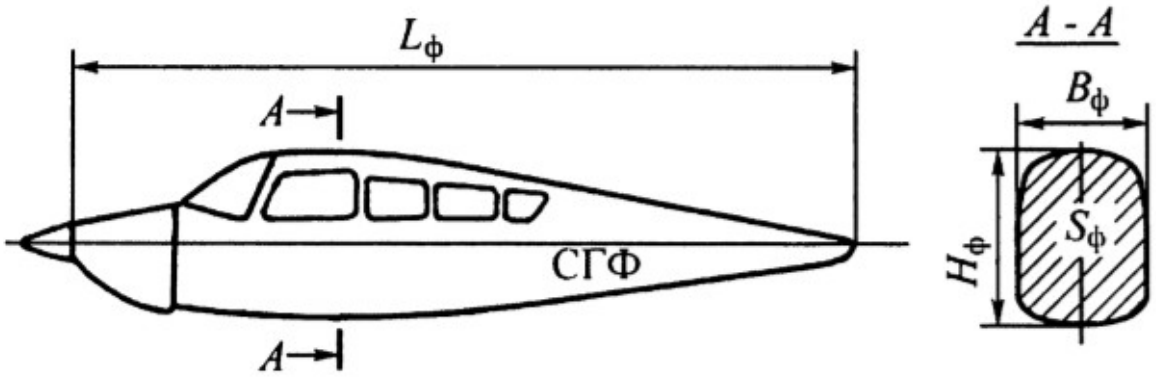


Рис 2.1. Основні геометричні характеристики фюзеляжу одномоторного літака (кок гвинта не входить в довжину фюзеляжу).

Приблизне значення довжини фюзеляжу $L_ф$ розраховуються за емпіричною залежністю для літаків з одним двигуном

$$L_ф = 0{,}538\,l + 1{,}66 = 0{,}538 \cdot 11 + 1{,}66 = 7{,}578\ м$$

Де l – розмах крила.

Довжину плеча ГО можна розрахувати за наступною формулою:

$$L_{ГО} = L'_{ГО} \cdot b_{сах} = 3{,}09 \cdot 1{,}54 = 4{,}758$$

Відносне плече ГО рекомендується визначати за статистичними даними

$L'_{ГО} = 3{,}09$

Ширину, довжину і висоту кабіну слід обирати з врахуванням людського фактору. Для зручного розміщення пілота і 3 пасажирів достатньо наступних розмірів: довжина – 2,5м, ширина – 1,3м, висота – 1,4м.

Виходячи з вище наведених параметрів можна порахувати площу міделя, а також $d_{ф.е}$

$$S_м = H_ф \cdot D_ф = 1{,}3 \cdot 1{,}4 = 1{,}82\ м^2$$

$$d_{ф.е.} = \sqrt{\frac{4S_м}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 1{,}82}{\pi}} = 1{,}52\ м^2$$

2.4. Оперення

Необхідним параметром для проектування ГО є положення центру мас літака, яке можна визначити наступною формулою:

$$X_{цт} = X'_{цт} L_{ф} = 0{,}31 \cdot 8{,}654 = 2{,}68 \text{ м}$$

$X'_{цт}$ для літаків з одним двигуном за статистикою 0,31(= 0,022)

На початку проектування площу ГО і ВО рекомендується обчислювати за наступними формулами:

$$S_{го} = S'_{го} S = 0{,}2 \cdot 17{,}02 = 3{,}404 \text{ м}^2$$

$$S_{во} = S'_{во} S = 0{,}1 \cdot 17{,}02 = 1{,}7 \text{ м}^2$$

$$S'_{го} = 0{,}18 \div 0{,}23$$

$$S'_{во} = 0{,}07 \div 0{,}128$$

Висновок

Розраховано масу літака в першому наближенні, а також геометричні параметри агрегатів планеру літака (крила, фюзеляжу, оперення).

3. АЕРОДИНАМІЧНЕ ПРОЕКТУВАННЯ КРИЛА ЛІТАКА

3.1. Вибір профіля

При виборі профілю слід керуватися рядом різних критеріїв, таких як:

$$C_{x\,min} \to min; C_{y\,max} \to max; K_{max} \to max;$$

При виборі профілю крила доречно керуватися наступними основними принципами [8]:

- Профіль на більшій частині розмаху крила повинен мати низький профільний опір в діапазоні коефіцієнтів підйомної сили, характерних для крейсерського польоту.
- Профіль кінцевих ділянок крила повинен мати прийнятний коефіцієнт підйомної сили і. головне, плавні характеристики зриву.
- Кореневі перерізи крила з випущеними закрилками повинні мати високе значення коефіцієнту підйомної сили і невеликий опір, особливо в режимі набору висоти після зльоту.
- Коефіцієнт повздовжнього моменту крила повинен бути не великим, щоб зменшувати балансувальний опір і крутний момент при максимальному швидкісному напорі.
- Аеродинамічні характеристики профілю повинні бути малочутливими до виробничих відхилень в формі крила і умов експлуатації (наприклад, присутність на поверхні пилу і т.д.).
- В інтересах зниження ваги конструкції профіль крила повинен мати максимально можливу відносну товщину. Повинні бути забезпечені достатні внутрішні об’єми для розміщення палива, шасі, проводки керування та інших елементів.

Загальноприйнята рекомендація – це ставити на крило літака один з вже перевірених на практиці або при випробуваннях і облітаних профілів.

Відносна товщина профілю в межах від 0,14 до 0,16 має найбільший інтерес з точки зору використання простої механізації по задній кромці. Товщини більше 0,18 приводять до збільшення профільного опору при невеликій підйомній силі, а також не може бути компенсовано вагою крила, тому що при великих будівельних висотах площі ПП елементів конструкції визначаються з конструктивно-технологічних міркувань, зокрема із умов стійкості.

Для порівняння були обрані три профілі, які використовуються в крилах літаків аналогах, а також два схожих до них. Схожі профілі до профілів, які застосовуються в літаках аналогах, будуть обиратися за допомогою ресурсу http://airfoiltools.com/. Порівняння буде проводитись в програмі ProfiliProV2. Порівняння буде складатися з оцінки основних аеродинамічних коефіцієнтів, максимальної відносної товщини та форми профілю. Діапазон кутів атаки на яких буде проводитись порівняння прийнято від -14° до +14° з кроком в 2°. Продувка профілів буде проводитися при числі рейнольдса (при $V = 200\ \frac{км}{год}$ та при H=6000), при максимальному ($V = 330\ \frac{км}{год}, H = 0$ і, при крейсерському режимі польоту та при двох проміжних значеннях.

$$\Re_{крейс} = \frac{V_{крейс} b}{\upsilon} = \frac{83{,}3 \cdot 1{,}54}{2{,}03 \cdot 10^{-5}} = 6314000$$

$$\Re_{min} = \frac{V_{\square} b}{\upsilon} = \frac{41{,}66 \cdot 1{,}54}{2{,}42 \cdot 10^{-5}} = 2651000$$

$$\Re_{max} = \frac{V_{max} b}{\upsilon} = \frac{91{,}6 \cdot 1{,}54}{1{,}46 \cdot 10^{-5}} = 9661000$$

де υ - в'язкість повітря.

Результати продувки профілів в програмі ProfiliProV2 приведені нижче.

Таблиця 3.1.

NACA 2412 - Re = 2651000

α	C_{ya}	C_{xa}	K	C_m
-10.0	-0.8733	0.0106	-82.3868	-0.0546
-8.0	-0.6581	0.0088	-74.7841	-0.0531
-6.0	-0.4380	0.0075	-58.4000	-0.0522
-4.0	-0.2147	0.0068	-31.5735	-0.0518
-2.0	0.0099	0.0063	1.5714	-0.0517
0.0	0.2351	0.0061	38.5410	-0.0518
2.0	0.4584	0.0059	77.6949	-0.0518
4.0	0.6721	0.0066	101.8333	-0.0499
6.0	0.8995	0.0084	107.0833	-0.0513
8.0	1.0999	0.0104	105.7596	-0.0473
10.0	1.2981	0.0126	103.0238	-0.0436
12.0	1.4783	0.0154	95.9935	-0.0376
14.0	1.6115	0.0193	83.4974	-0.0250

Таблиця 3.2.

FX 63-137 13,7% smoothed - Re = 2651000

α	C_{ya}	C_{xa}	K	C_m
-12.0	-0.4474	0.0328	-13.6402	-0.1498
-10.0	-0.2561	0.0139	-18.4245	-0.1903
-8.0	-0.0194	0.0094	-2.0638	-0.1981
-6.0	0.2245	0.0075	29.9333	-0.2033
-4.0	0.4645	0.0068	68.3088	-0.2066
-2.0	0.7034	0.0064	109.9063	-0.2098
0.0	0.9404	0.0062	151.6774	-0.2130
2.0	1.1609	0.0071	163.5070	-0.2124
4.0	1.3636	0.0091	149.8462	-0.2087
6.0	1.5485	0.0117	132.3504	-0.2021
8.0	1.7007	0.0147	115.6939	-0.1895
10.0	1.8360	0.0179	102.5698	-0.1753

Таблиця 3.3.

EPPLER 682 - Re = 2651000

α	C_{ya}	C_{xa}	K	C_m
-14.0	-0.2389	0.1033	-2.3127	-0.1043
-10.0	-0.4440	0.0343	-12.9446	-0.1108
-8.0	-0.4517	0.0140	-32.2643	-0.0783
-6.0	-0.2639	0.0103	-25.6214	-0.0737
-4.0	-0.0678	0.0076	-8.9211	-0.0700
-2.0	0.1519	0.0069	22.0145	-0.0711

Продовження таблиці 3.3.

0.0	0.3586	0.0039	91.9487	-0.0713
2.0	0.5844	0.0047	124.3404	-0.0733
4.0	0.7808	0.0062	125.9355	-0.0705
6.0	0.8642	0.0093	92.9247	-0.0457
8.0	0.9421	0.0138	68.2681	-0.0244
10.0	1.0516	0.0185	56.8432	-0.0119
12.0	1.1455	0.0251	45.6375	-0.0003
14.0	1.2127	0.0350	34.6486	0.0097

Таблиця 3.4.

NASA-LANGLEY LS(1)-0417 (GA(W)-1) - Re = 2651000

α	C_{ya}	C_{xa}	K	C_m
-14.0	-1.1141	0.0183	-60.8798	-0.0775
-12.0	-0.9311	0.0141	-66.0355	-0.0793
-10.0	-0.7086	0.0119	-59.5462	-0.0833
-8.0	-0.4716	0.0100	-47.1600	-0.0887
-6.0	-0.2265	0.0086	-26.3372	-0.0948
-4.0	0.0253	0.0073	3.4658	-0.1022
-2.0	0.2893	0.0055	52.6000	-0.1130
0.0	0.5404	0.0054	100.0741	-0.1198
2.0	0.7598	0.0081	93.8025	-0.1204
4.0	0.9791	0.0099	98.8990	-0.1205
6.0	1.1874	0.0117	101.4872	-0.1187
8.0	1.3653	0.0138	98.9348	-0.1113
10.0	1.5209	0.0169	89.9941	-0.1015
12.0	1.6586	0.0218	76.0826	-0.0916
14.0	1.7682	0.0290	60.9724	-0.0808

Таблиця 3.5.

EPPLER 398 - Re = 2651000

α	C_{ya}	C_{xa}	K	C_m
-12.0	-0.6297	0.0149	-42.2617	-0.1546
-10.0	-0.4354	0.0109	-39.9450	-0.1536
-8.0	-0.2141	0.0090	-23.7889	-0.1548
-6.0	0.0138	0.0076	1.8158	-0.1567
-4.0	0.2456	0.0066	37.2121	-0.1591
-2.0	0.4784	0.0061	78.4262	-0.1615
0.0	0.7096	0.0059	120.2712	-0.1634
2.0	0.9365	0.0061	153.5246	-0.1647
4.0	1.1547	0.0067	172.3433	-0.1646
8.0	1.4475	0.0117	123.7179	-0.1377
10.0	1.5130	0.0173	87.4566	-0.1139
12.0	1.5771	0.0258	61.1279	-0.0972
14.0	1.6307	0.0382	42.6885	-0.0862

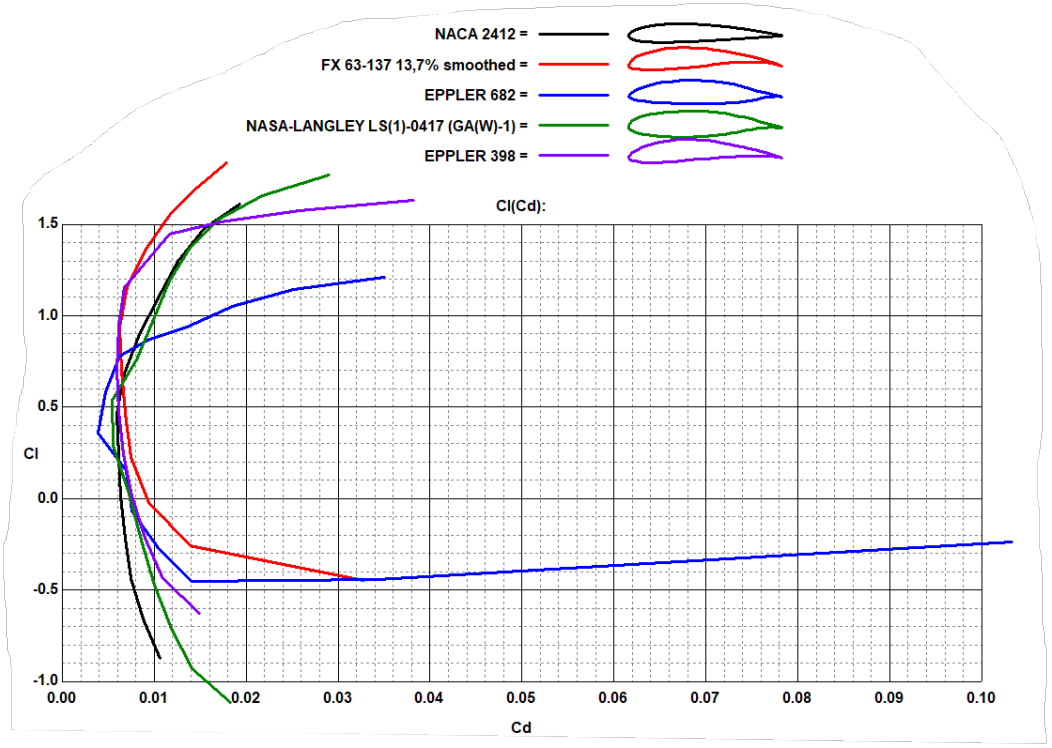


Рис. 3.1. Графіки залежності Cy(Cx)

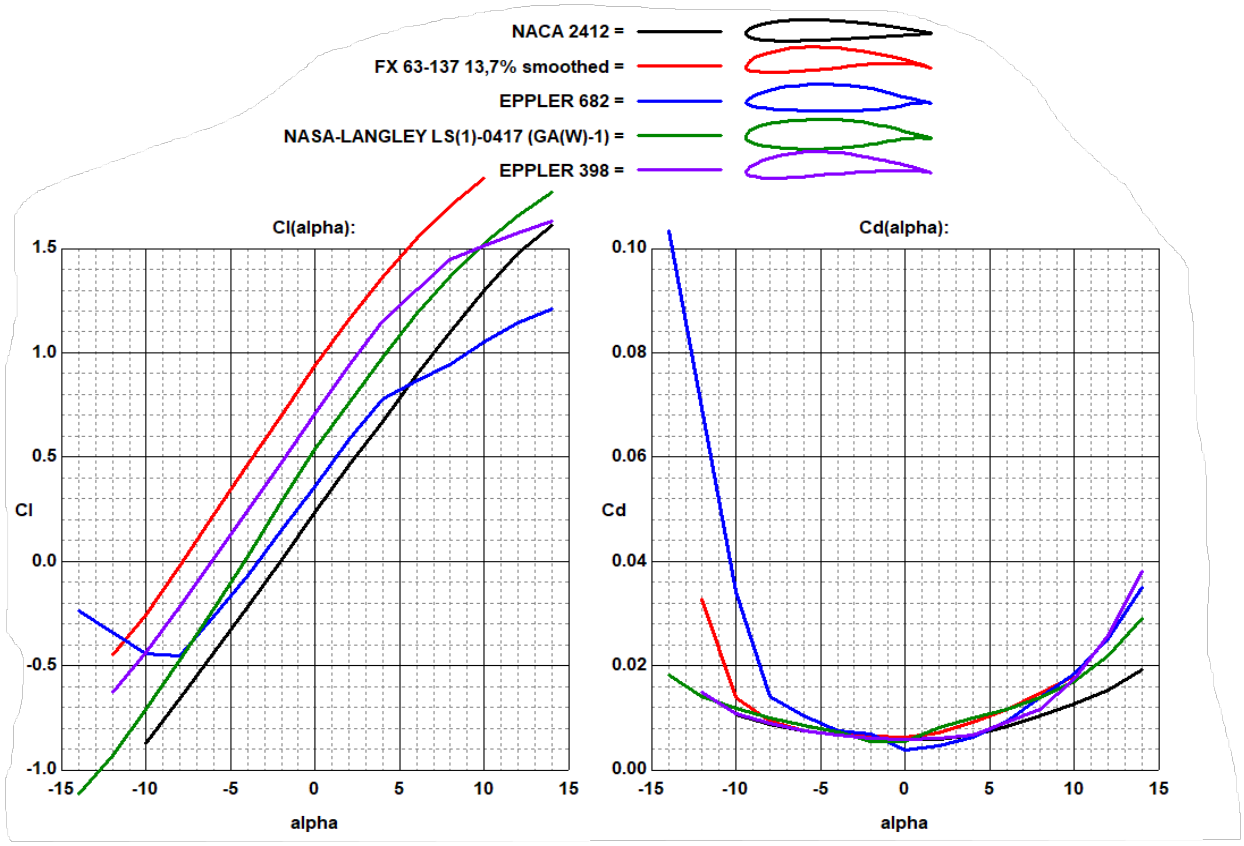


Рис. 3.2. Графіки залежності Cy(α), Cx(α)

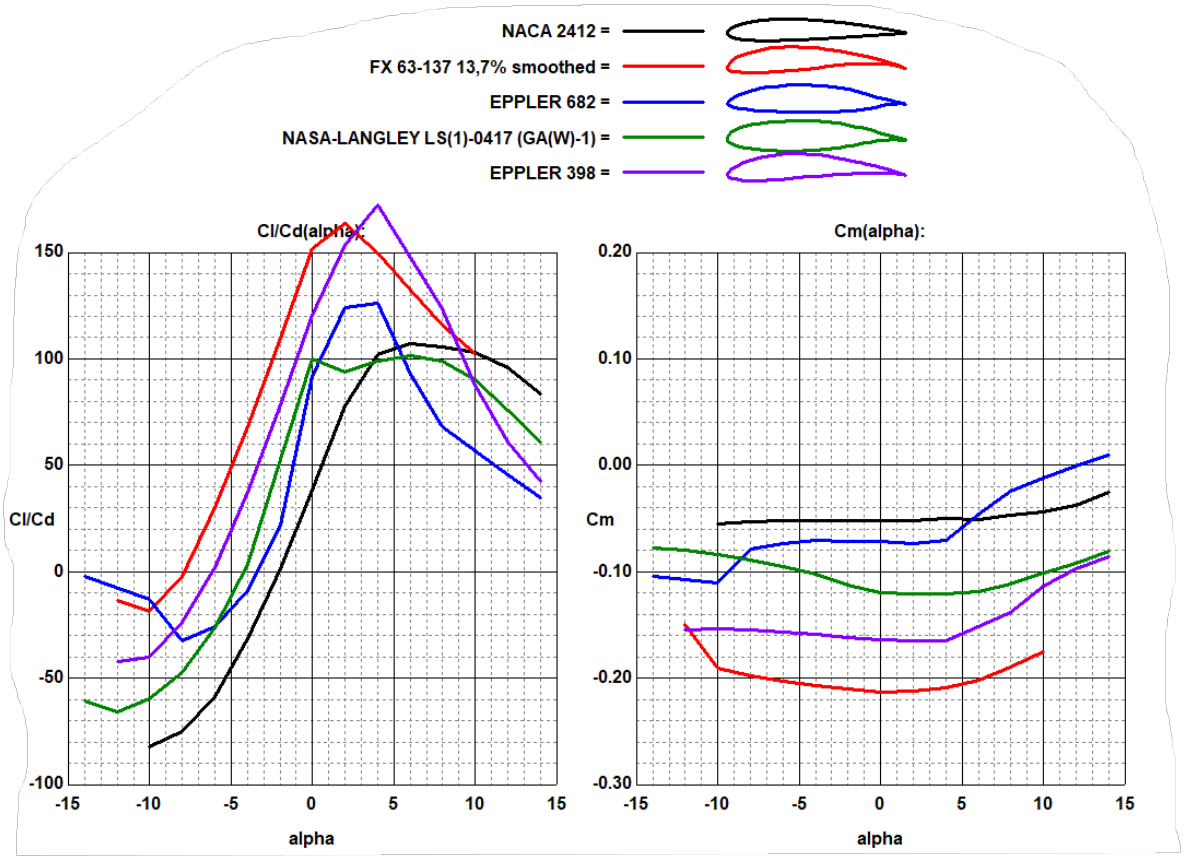


Рис. 3.3. Графіки залежності K(α), Cm(α)

Таблиця 3.6.

NACA 2412 - Re = 6314000

α	C_{ya}	C_{xa}	K	C_m
-14.0	-1.3171	0.0133	-99.0301	-0.0529
-12.0	-1.1008	0.0107	-102.8785	-0.0534
-10.0	-0.8894	0.0088	-101.0682	-0.0517
-8.0	-0.6708	0.0076	-88.2632	-0.0508
-6.0	-0.4462	0.0067	-66.5970	-0.0508
-4.0	-0.2197	0.0062	-35.4355	-0.0510
-2.0	0.0083	0.0059	1.4068	-0.0515
0.0	0.2367	0.0057	41.5263	-0.0522
2.0	0.4619	0.0059	78.2881	-0.0524
4.0	0.6812	0.0067	101.6716	-0.0519
6.0	0.8957	0.0075	119.4267	-0.0503
8.0	1.1149	0.0089	125.2697	-0.0500
10.0	1.3199	0.0107	123.3551	-0.0473
12.0	1.5128	0.0130	116.3692	-0.0432

Таблиця 3.7.

FX 63-137 13,7% smoothed - Re = 6314000

α	C_{ya}	C_{xa}	K	C_m
-12.0	-0.4716	0.0106	-44.4906	-0.1964
-10.0	-0.2378	0.0085	-27.9765	-0.2006
-8.0	0.0010	0.0072	0.1389	-0.2043
-6.0	0.2422	0.0063	38.4444	-0.2078
-4.0	0.4793	0.0060	79.8833	-0.2102
-2.0	0.7157	0.0059	121.3051	-0.2127
0.0	0.9524	0.0057	167.0877	-0.2157
2.0	1.1691	0.0069	169.4348	-0.2145
4.0	1.3737	0.0088	156.1023	-0.2111
6.0	1.5674	0.0109	143.7982	-0.2060
8.0	1.7534	0.0128	136.9844	-0.1997
10.0	1.9019	0.0148	128.5068	-0.1867
12.0	2.0214	0.0189	106.9524	-0.1710

Таблиця 3.8.

EPPLER 682 - Re = 6314000

α	C_{ya}	C_{xa}	K	C_m
-6.0	-0.2885	0.0078	-36.9872	-0.0691
-4.0	-0.0744	0.0064	-11.6250	-0.0689
-2.0	0.1522	0.0057	26.7018	-0.0714
2.0	0.5799	0.0044	131.7955	-0.0733
4.0	0.7656	0.0063	121.5238	-0.0683
6.0	0.8699	0.0090	96.6556	-0.0471

Таблиця 3.9.

NASA-LANGLEY LS(1)-0417 (GA(W)-1) - Re = 6314000

α	C_{ya}	C_{xa}	K	C_m
-14.0	-1.1632	0.0142	-81.9155	-0.0756
-12.0	-0.9461	0.0114	-82.9912	-0.0798
-10.0	-0.7122	0.0096	-74.1875	-0.0848
-8.0	-0.4689	0.0083	-56.4940	-0.0907
-6.0	-0.2201	0.0072	-30.5694	-0.0971
-4.0	0.0318	0.0064	4.9688	-0.1040
-2.0	0.2858	0.0057	50.1404	-0.1116
0.0	0.5283	0.0068	77.6912	-0.1177
2.0	0.7678	0.0076	101.0263	-0.1223
4.0	0.9970	0.0087	114.5977	-0.1242
6.0	1.2149	0.0101	120.2871	-0.1240
8.0	1.4178	0.0117	121.1795	-0.1211

Продовження таблиці 3.9.

10.0	1.5801	0.0140	112.8643	-0.1111
12.0	1.7197	0.0180	95.5389	-0.0998
14.0	1.8425	0.0238	77.4160	-0.0890

Таблиця 3.10

EPPLER 398 - Re = 6314000

α	C_{ya}	C_{xa}	K	C_m
-12.0	-0.6552	0.0111	-59.0270	-0.1538
-10.0	-0.4383	0.0091	-48.1648	-0.1545
-8.0	-0.2108	0.0077	-27.3766	-0.1563
-6.0	0.0209	0.0067	3.1194	-0.1585
-4.0	0.2547	0.0059	43.1695	-0.1611
-2.0	0.4889	0.0053	92.2453	-0.1637
0.0	0.7214	0.0052	138.7308	-0.1660
2.0	0.9474	0.0055	172.2545	-0.1671
4.0	1.1581	0.0067	172.8507	-0.1656
6.0	1.3429	0.0088	152.6023	-0.1595
8.0	1.4643	0.0117	125.1538	-0.1413
10.0	1.5600	0.0151	103.3113	-0.1208
12.0	1.6417	0.0214	76.7150	-0.1037
14.0	1.7142	0.0307	55.8371	-0.0914

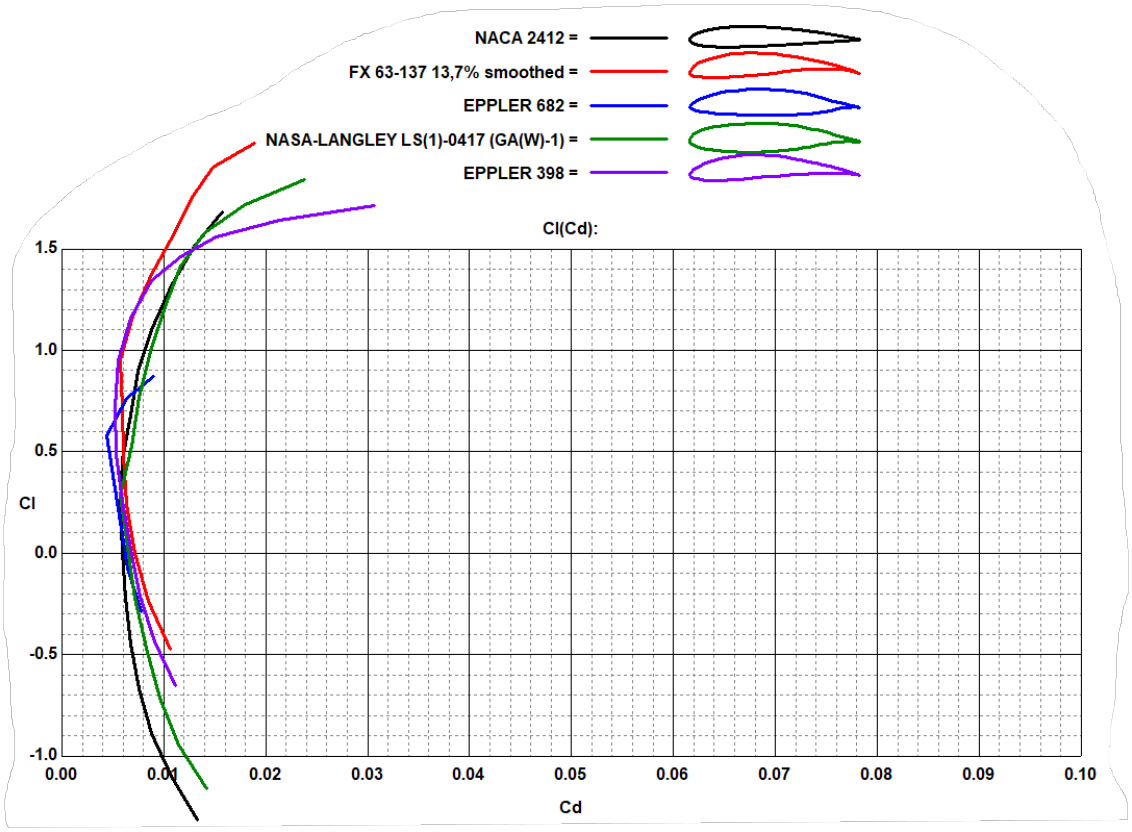


Рис. 3.4. Графіки залежності Cy(Cx)

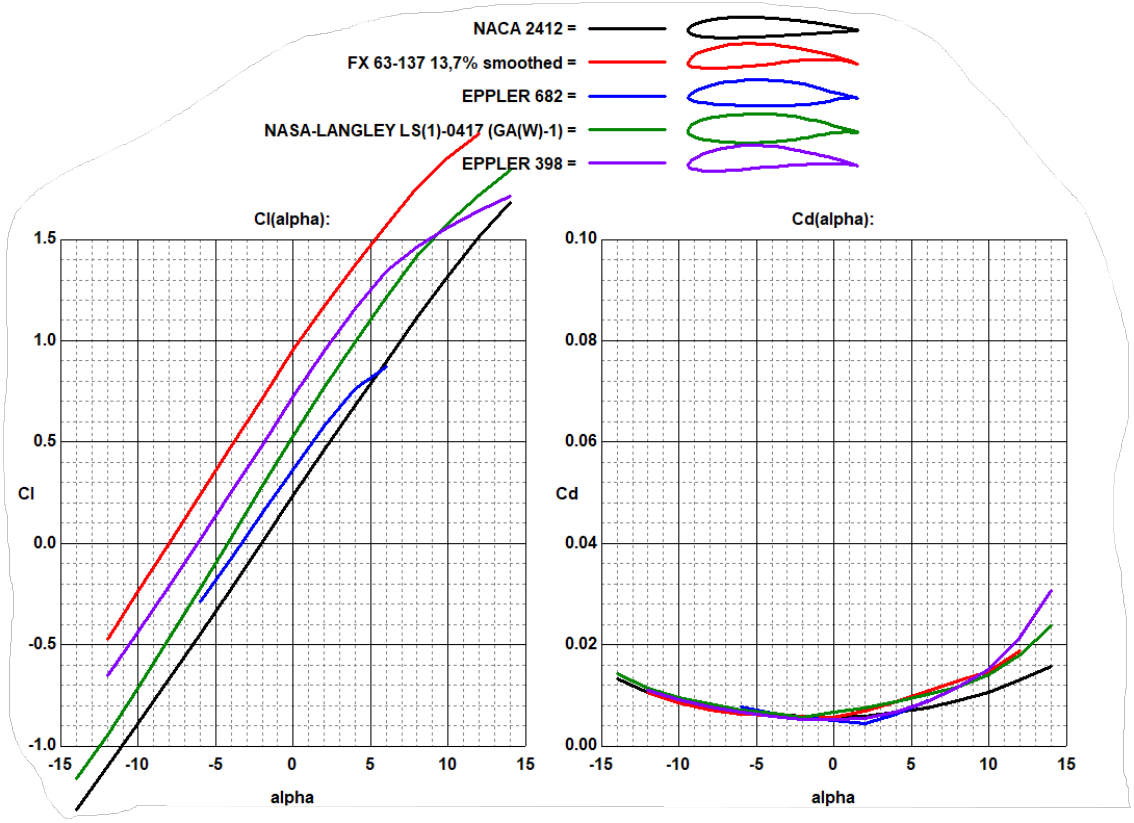


Рис. 3.5. Графіки залежності Cy(α), Cx(α)

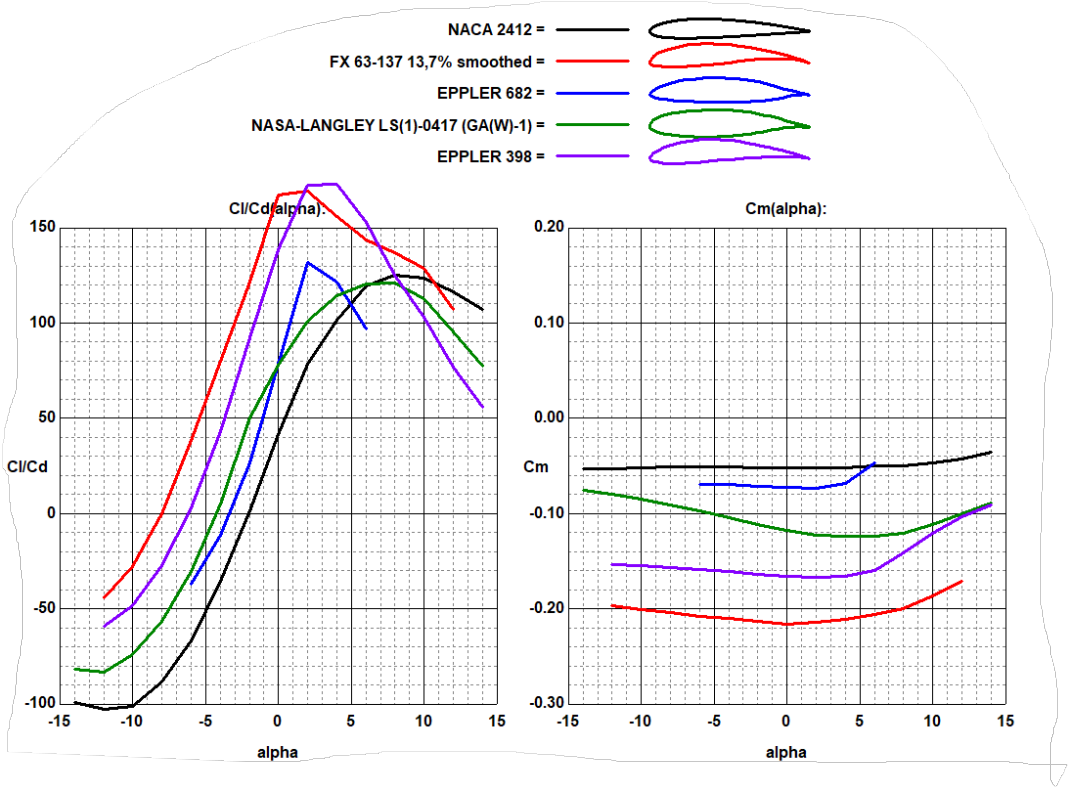


Рис. 3.6. Графіки залежності K(α), Cm(α)

Таблиця 3.11.

NACA 2412 - Re = 9661000

α	C_{ya}	C_{xa}	K	C_m
-12.0	-1.1100	0.0099	-112.1212	-0.0519
-10.0	-0.8973	0.0083	-108.1084	-0.0503
-8.0	-0.6752	0.0072	-93.7778	-0.0501
-6.0	-0.4495	0.0065	-69.1538	-0.0503
-4.0	-0.2217	0.0060	-36.9500	-0.0508
-2.0	0.0073	0.0056	1.3036	-0.0515
0.0	0.2369	0.0055	43.0727	-0.0523
2.0	0.4623	0.0059	78.3559	-0.0525
4.0	0.6842	0.0066	103.6667	-0.0523
8.0	1.1189	0.0083	134.8072	-0.0505
10.0	1.3296	0.0099	134.3030	-0.0490
12.0	1.5265	0.0120	127.2083	-0.0454
14.0	1.7062	0.0144	118.4861	-0.0395

Таблиця 3.12.

FX 63-137 13,7% smoothed - Re = 9661000

α	C_{ya}	C_{xa}	K	C_m
-12.0	-0.4668	0.0092	-50.7391	-0.1994
-10.0	-0.2304	0.0076	-30.3158	-0.2031
-8.0	0.0081	0.0066	1.2273	-0.2063
-6.0	0.2485	0.0059	42.1186	-0.2095
-4.0	0.4853	0.0057	85.1404	-0.2118
-2.0	0.7204	0.0057	126.3860	-0.2138
0.0	0.9560	0.0056	170.7143	-0.2166
2.0	1.1702	0.0070	167.1714	-0.2149
4.0	1.3771	0.0087	158.2874	-0.2119
6.0	1.5792	0.0103	153.3204	-0.2083
8.0	1.7719	0.0119	148.8992	-0.2033
10.0	1.9275	0.0139	138.6691	-0.1914
12.0	2.0457	0.0177	115.5763	-0.1747

Таблиця 3.13

EPPLER 682 - Re = 9661000

α	C_{ya}	C_{xa}	K	C_m
-14.0	-0.8995	0.0197	-45.6599	-0.1075
-12.0	-0.8002	0.0162	-49.3951	-0.0912
-10.0	-0.6746	0.0125	-53.9680	-0.0764

Продовження таблиці 3.13

-8.0	-0.4940	0.0094	-52.5532	-0.0709
-6.0	-0.2992	0.0068	-44.0000	-0.0671
-4.0	-0.0765	0.0059	-12.9661	-0.0687
-2.0	0.1507	0.0053	28.4340	-0.0713
0.0	0.3651	0.0052	70.2115	-0.0718
2.0	0.5753	0.0046	125.0652	-0.0726
4.0	0.7654	0.0063	121.4921	-0.0684
8.0	1.0154	0.0109	93.1560	-0.0361
10.0	1.1486	0.0138	83.2319	-0.0253

Таблиця 3.14.

NASA-LANGLEY LS(1)-0417 (GA(W)-1) - Re = 9661000

α	C_{ya}	C_{xa}	K	C_m
-14.0	-1.1738	0.0127	-92.4252	-0.0763
-12.0	-0.9493	0.0105	-90.4095	-0.0804
-10.0	-0.7122	0.0089	-80.0225	-0.0856
-8.0	-0.4668	0.0076	-61.4211	-0.0916
-6.0	-0.2178	0.0068	-32.0294	-0.0979
-4.0	0.0337	0.0061	5.5246	-0.1046
0.0	0.5276	0.0069	76.4638	-0.1174
2.0	0.7733	0.0072	107.4028	-0.1235
4.0	1.0036	0.0083	120.9157	-0.1255
6.0	1.2269	0.0094	130.5213	-0.1263
8.0	1.4366	0.0109	131.7982	-0.1247
10.0	1.6069	0.0130	123.6077	-0.1158
12.0	1.7467	0.0166	105.2229	-0.1036
14.0	1.8757	0.0217	86.4378	-0.0928

Таблиця 3.15.

EPPLER 398 - Re = 9661000

α	C_{ya}	C_{xa}	K	C_m
-12.0	-0.6600	0.0101	-65.3465	-0.1539
-10.0	-0.4387	0.0084	-52.2262	-0.1550
-8.0	-0.2097	0.0072	-29.1250	-0.1569
-6.0	0.0233	0.0063	3.6984	-0.1593
-4.0	0.2584	0.0055	46.9818	-0.1620
-2.0	0.4933	0.0050	98.6600	-0.1647
0.0	0.7248	0.0050	144.9600	-0.1667
2.0	0.9502	0.0054	175.9630	-0.1677
4.0	1.1559	0.0069	167.5217	-0.1653
6.0	1.3494	0.0086	156.9070	-0.1607
8.0	1.4783	0.0114	129.6754	-0.1438
10.0	1.5890	0.0140	113.5000	-0.1254
12.0	1.6779	0.0193	86.9378	-0.1080

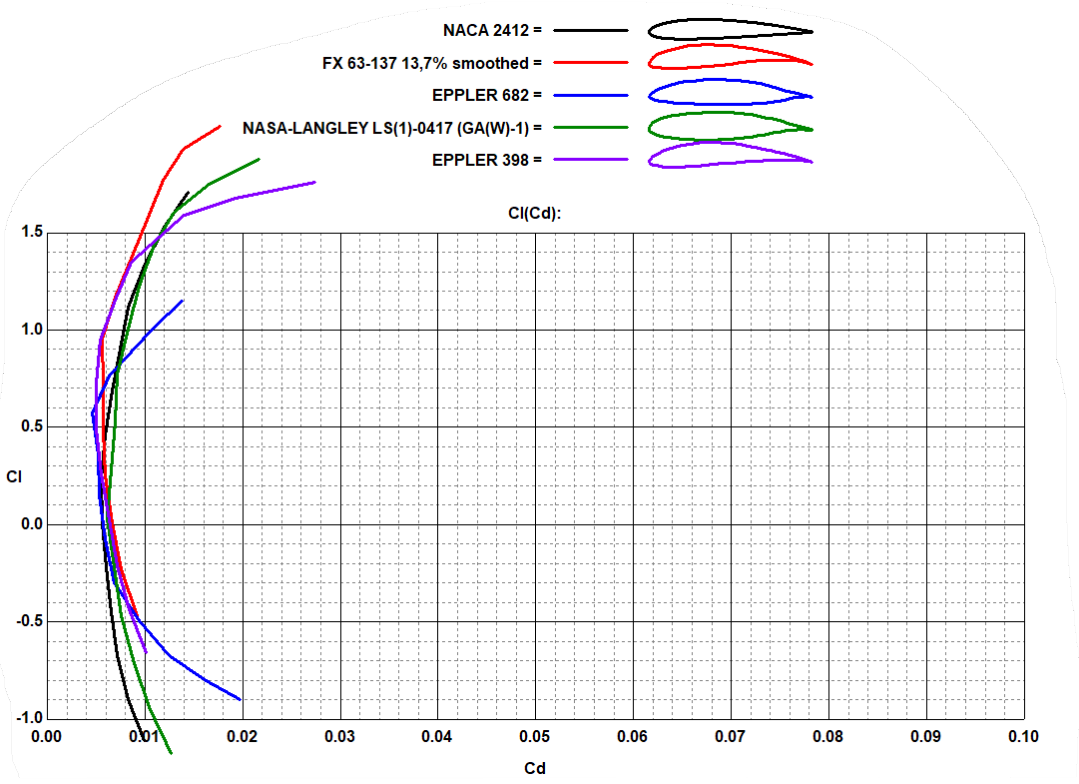


Рис. 3.7. Графіки залежності Cy(Cx)

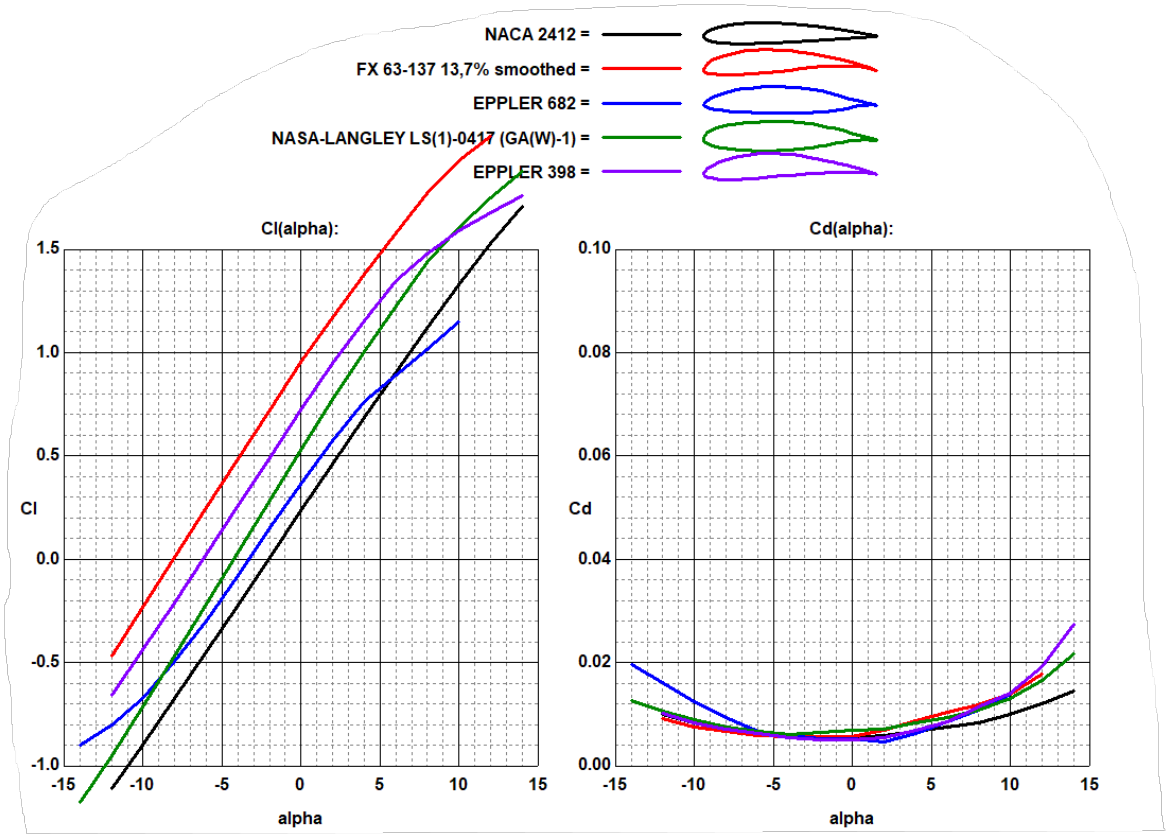


Рис. 3.8. Графіки залежності Cy(α), Cx(α)

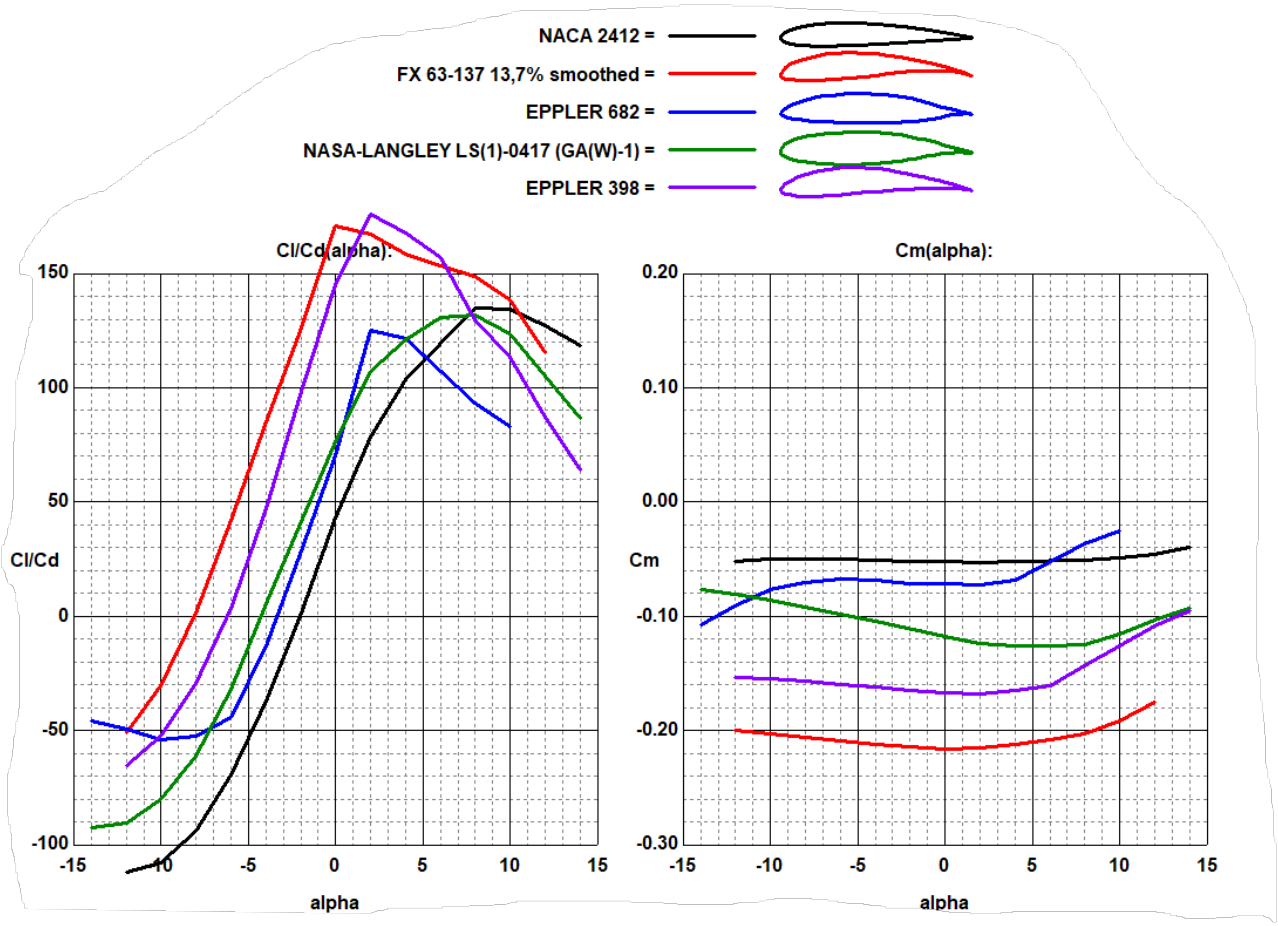


Рис. 3.9. Графіки залежності К(α), Cm(α)

Знаючи масу літака, площу крила та крейсерську висоту польоту можна визначити необхідний C_{ya} для крейсерського режиму польоту.

$$Y_a = C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S$$

$$C_{ya} = \frac{2 Y_a}{\rho V^2 S} = \frac{2 \cdot 13184.64}{0{,}819 \cdot 83{,}3^2 \cdot 17{,}02} = 0{,}273$$

$$Y_a = mg = 1344 \cdot 9{,}81 = 13184{,}64$$

На підставі проведених продувок видно, що при C_{ya} необхідним для крейсерського польоту аеродинамічна якість у профілів досить схожа, але коефіцієнт профільного моменту найбільший у FX 63-137 13,7% smoothed, тому він не буде розглядатися, оскільки через великий крутний момент масу конструкції доведеться збільшувати. NACA 2412 та EPPLER 682 також

відкидаються через малий приріст підйомної сили при великих кутах атаки. Оскільки у профіля EPPLER 398 при малих додатніх кутах атаки значно краща аеродинамічна якість ніж у NASA-LANGLEY LS(1)-0417 (GA(W)-1), що позитивно впливатиме на політ під час набору висоти та посадці, то він буде обраний як профіль проектованого крила. З точки зору конструкції профіль EPPLER 398 кращий, тому що відносну товщина у NASA-LANGLEY LS(1)-0417 (GA(W)-1) виходить за рекомендовані межі, що може призвести до збільшення маси конструкції, що потребуватиме більшої кількості матеріалу для того, щоб досягти необхідної міцності і жорсткості конструкції.

3.2. Крило

Крило буде розташовуватися за схемою низькоплан, щоб в парі з Т-подібним опереннням максимально мінімізувати ефект затінення оперення. Кут поперечного V для низькопланів рекомендовано брати в межах від 5 до 7 градусів. Це обумовлено аеродинамічною інтерференцією між низько розташованим крилом та фюзеляжем, яка при ковзанні літака приводить до шкідливого моменту по крену, для компенсації якого необхідний більший кут поперечного V ніж у високопланів. Знаючи профіль крила та його аеродинамічні коефіцієнти можна визначити необхідний кут встановлення крила:

$$C_y^{\alpha} = 2\pi \frac{\lambda \cos\chi}{2+\lambda} = 2\pi \cdot \frac{7{,}1 \cdot \cos 0}{2+7{,}1} = 4.9$$

$$C_{y\,max\,кр} = 0{,}5\, C_{y\,max\,пр}\, k_{\eta}(1+\cos\chi) = 0{,}5 \cdot 1{,}714 \cdot 0{,}9 \cdot (1+1) = 1{,}54$$

k_{η} – коефіцієнт, який залежить від звуження крила, для η=1 $k_{\eta} = 0{,}9$

$$C_{y\,нс} \cong 0{,}85 C_{y\,max\,кр} = 0{,}85 \cdot 1.54 = 1{,}309$$

$$\alpha_{нс} = \alpha_0 + \frac{C_{y\,нс}}{C_y^{\alpha}} 57{,}3 = -6{,}18 + \frac{1{,}309}{4{,}9} 57{,}3 = 9{,}12$$

α_0 – нульовий кут атаки, визначено з графіка $C_y(\alpha)$ для обраного профіля.

За двома точками можна побудувати ділянку поляри крила і знаючи необхідний для крейсерського польоту Cy, визначити необхідний кут встановлення крила, дану операцію зручно провести в програмі Graph (рис. 3.10.):

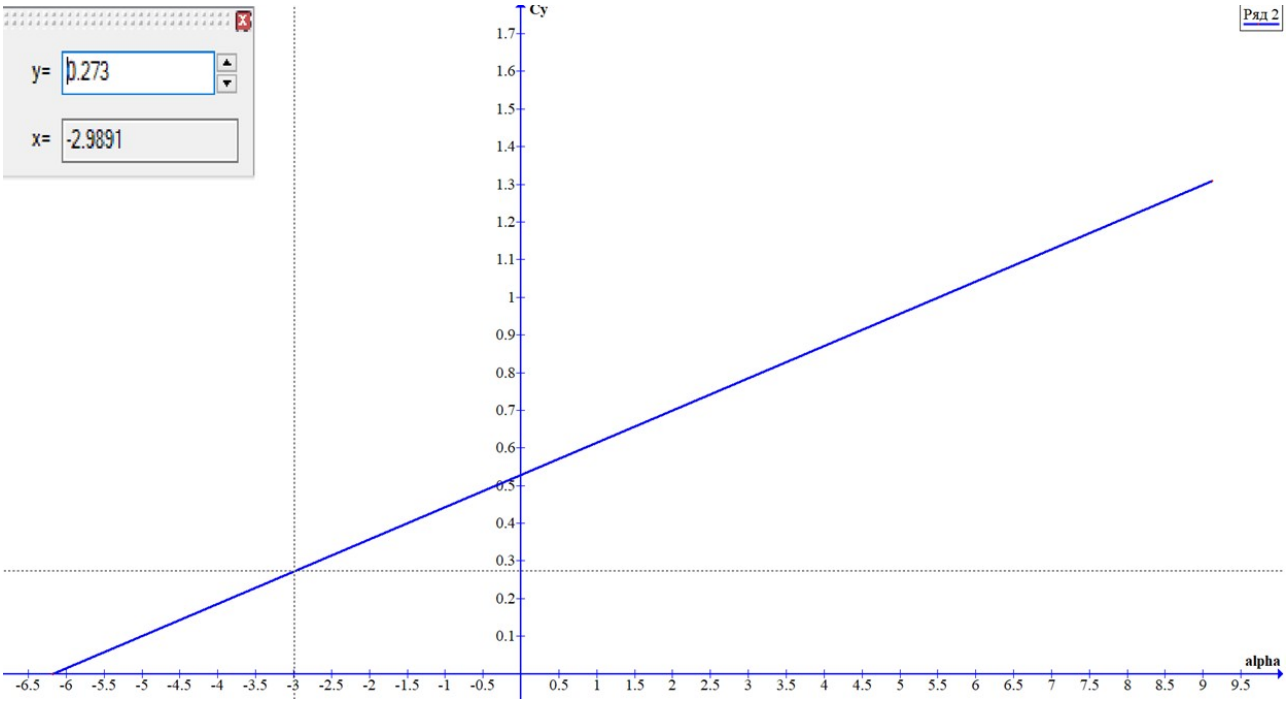


Рис. 3.10. Ділянка поляри крила

$\alpha_{крейс} = -2{,}98\,^\circ$ – приймемо $\alpha_{крейс} = -3\,^\circ$

3.3. Елерони

Проектними параметрами елеронів прийнято вважати:

$\acute{b}_e = \frac{b_e}{b}$ – відносна хорда елерона(0,17÷0,38);

$\acute{l}_e = \frac{l_e}{l/2}$ – відносний розмах елерона(0,32÷0,49);

$\acute{Z}_e = \frac{Z_e}{l}$ – відносна координата зовнішнього кінця елерона(0,84÷1);

$\acute{S}_e = \frac{S_e}{S}$ – відносна площа всіх елеронів(0,055÷0,11).

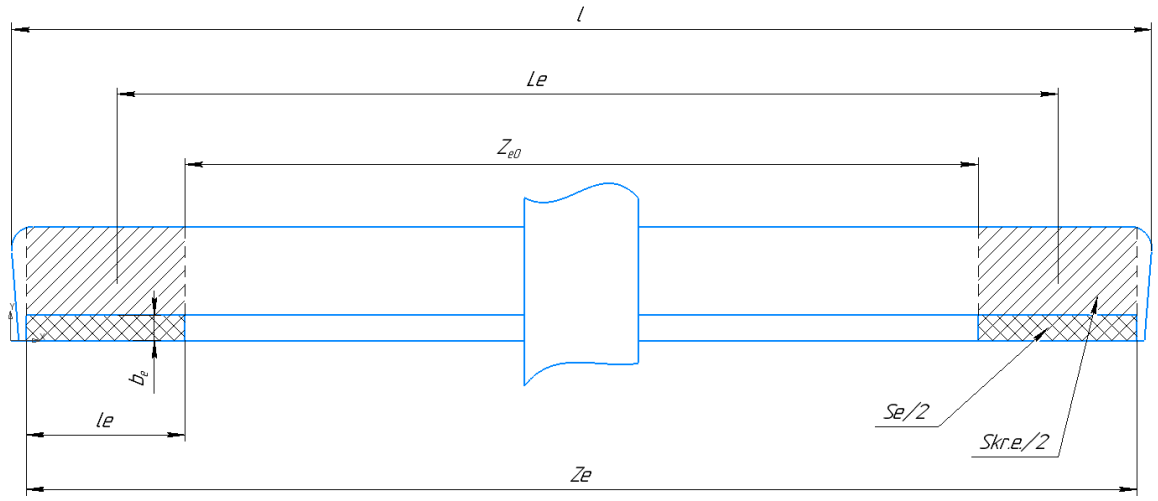


Рис. 3.11. Для визначення геометричних характеристик елеронів

З формул наведених вище розрахуємо геометричні параметри елеронів

$$b_e = 1{,}54 \cdot 0{,}3 = 0{,}462\ м$$

$$l_e = 0{,}4 \cdot \frac{11}{2} = 2{,}2\ м$$

$$S_e = b_e l_e = 0{,}462 \cdot 2{,}2 = 1{,}016\ м$$

$$Z_e = 0{,}94 \cdot 11 = 10{,}34\ м$$

Отримане значення площі елеронів не виходить за рамки статистичних значень.

3.4. Закрилки

Як правило, закрилки розташовуються по всьому розмаху крила, який не занятий елеронами та фюзеляжем. Навіть не значні пропуски між окремими ділянками закрилків суттєво зменшують їх ефективність. Обрано простий тип закрилків, оскільки в такому разі вага конструкції кріплення закрилка до крила буде меншою ніж у щільових закрилків. Контур перерізу такого закрилку повинен утворюватися плавним з'єднанням дуг без різких перехідних ділянок. За статистикою відносна хорда простого закрилка становить $\acute{b}_з = 0{,}22 \div 0{,}25$, виходячи

з цього хорда закрилка становитиме $b_з = 0{,}235 \cdot 1{,}54 = 0{,}362\ м$. Кути відхилення таких закрилків рекомендовано приймати:

У злітному положені - $\delta_з = 15 \div 20°$;

У посадковому положенні - $\delta_з = 40 \div 45°$.

Щілина між закрилком і закрилком має бути ретельно закрита, якщо цього не виконати приріст $C_{y\,max}$ при відхиленні закрилка зменшиться на 10÷20%.

Висновок

Проведено розрахунок геометричних характеристик елеронів та закрилків. Виконано порівняльний аналіз профілів крила. Обрано профіль для крила літака виходячи з аеродинамічних характеристик та конструктивних міркувань. Наведено ескіз крила.

4. РОЗРАХУНОК ЗОВНІШНІХ НАВАНТАЖЕНЬ ДІЮЧИХ НА КРИЛО.

Основні навантаження, які дують на літак в польоті це аеродинамічні і масові сили. Для кожної з них необхідно знати характер прикладання, закон розподілення, характер і розрахункову величину. Розрахунок буде проведений для крейсерського режиму польоту.

4.1. Аеродинамічне навантаження

Розрахункова величина повітряного навантаження в напряму осі OY

$$Y = f\, n^e G = 1{,}5 \cdot 2{,}5 \cdot 1344 = 5040\ кгс$$

f – коефіцієнт безпеки, для крила становить 1,5;

n^e – коефіцієнт експлуатаційного перевантаження, для пасажирських літаків становить 2,5;

G – маса літака.

Лобовий опір:

$$Q = f\, c_x\, qS = 1{,}5 \cdot 0{,}0059 \cdot 2841{,}475 \cdot 17{,}02 = 428\ кгс$$

c_x – коефіцієнт лобового опору крила, оскільки крило пряме з постійним ПП по розмаху, приймемо $c_x = 0{,}0059$, що відповідає коефіцієнту профільного опору при -4°.

Розрахункова величина повного повітряного навантаження $P_в$ рівна геометричній сумі розрахункових значень підйомної сили та лобового опору. Оскільки лобовий опір значно менший ніж підйомна сила, а також його вектор лежить в площині найбільшої жорстокості крила, ним можна знехтувати. Тоді $P_в \approx Y$.

4.2. Масові навантаження

Визначаються по аналогії до повітряних навантажень. Масова сила від ваги конструкції:

$$P_{кр} \approx n\, G_{кр} = 3{,}75 \cdot 113 = 423{,}75$$

За формулою Зініна для прямих крил можна розрахувати $G_{кр}$:

$$G_{кр} = 16{,}4 \cdot 10^{-6}\, k_{мех}\, \varphi\, n_p \frac{G_0\, \lambda^{1{,}5} \sqrt{S}}{\theta\, c_0'} \frac{\eta + 1}{\eta} + 2\, S = ¿\ 16{,}4 \cdot 10^{-6} \cdot 1 \cdot 0{,}88 \cdot 3{,}75 \frac{1344 \cdot 7{,}1^{1{,}5} \sqrt{17{,}02}}{1 \cdot 0{,}142} \cdot 2 + 2 \cdot 17{,}02 = ¿\ 1$$

$k_{мех}$ – коефіцієнт, який враховує присутність і тип механізації крила, $k_{мех} = 1$ – щитки, прості закрилки і однощілинні закрилки;

φ – коефіцієнт розвантаження, за статистичними даними для літаків з одним двигуном 0,86÷0,91;

n_p – розрахункове перевантаження;

G_0 – злітна маса літака;

θ – коефіцієнт, який враховує ефективність роботи повздовжніх силових елементів, $\theta = 1$ для однолонжеронного крила;

$\acute{c}_0$ – відносна товщина профілю в корні крила.

Навантаження від палива

$$P_m \approx n G_m = n G_0 \acute{m}_m = 3{,}75 \cdot 1344 \cdot 0{,}22 = 1108$$

4.3. Розподіл навантажень по розмаху і хорді крила

Для відсіку одиничної довжини плоского крила (рис. 4.1.) розрахункове повітряне навантаження:

$$q_в = C_{y\,сеч} \cdot b \cdot l \cdot q \cdot f \quad (4.1)$$

$C_{y\,сеч}$ – коефіцієнт підйомної сили в перерізі крила;

b – поточне значення хорди.

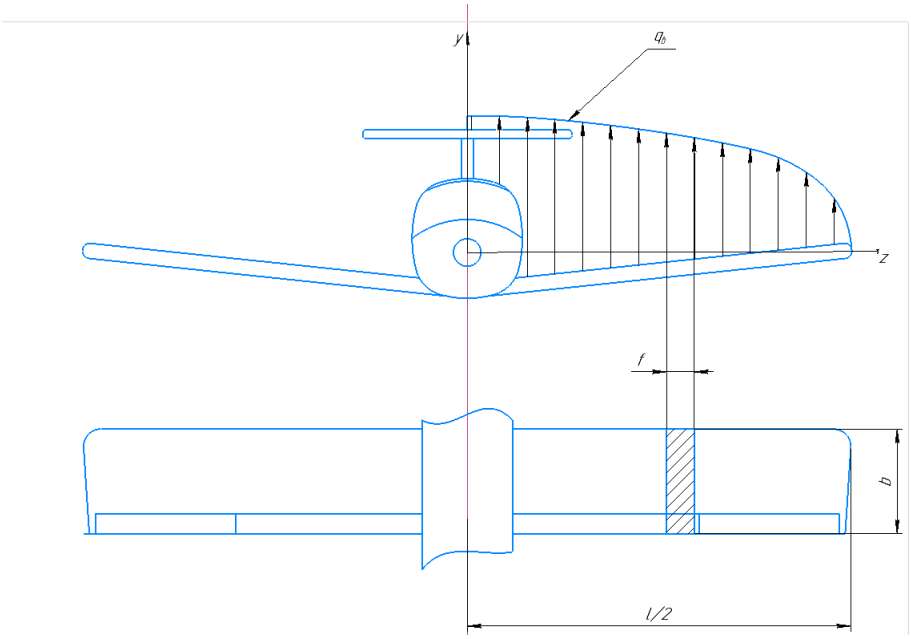


Рис. 4.1. Розрахункова схема до визначення навантажень.

Підйомна сила:

$$Y = n^e G = C_{y\,кр} q S$$

Звідки швидкісний напір:

$$q = \frac{G n^e}{C_{y\,кр} l b_{ср}}$$

Підставивши значення q у вираз (4.1), отримаємо формулу для визначення погонного повітряного навантаження:

$$q_в = \frac{nG}{l} \Gamma_{пл.}$$

В цій формулі перший множник $\frac{nG}{l}$ являє собою середнє погонне навантаження, другий множник $\Gamma_{пл.} = \frac{C_{усеч} b}{C_{укр} b_{ср}}$ враховує нерівномірність розподілу погонного повітряного навантаження по розмаху плоского крила.

$$q_в = \frac{3,75 \cdot 1344}{11} \cdot \frac{0,37 \cdot 1,54}{0,273 \cdot 154} = 620,836 \, кгс$$

Розподілення масових сил по розмаху крила відбувається за тим самим законом, що і для повітряних.

$$q_{кр} = \frac{n G_{кр}}{l} \Gamma_{пл.} = 52,198 \, кгс$$

Паливні баки будуть розміщуватися в крилі. Приймемо що баки будуть займати об’єм крила від лонжерону до стінки. Лонжерон встановлюється в місці найбільшої товщини профілю, для обраного профілю це 0,296b. Задня стінка буде розташовуватися орієнтовно на 0,7b, оскільки закрилок з елементами кріплення буде займати 0,3b. Знаючи масу палива можна розрахувати необхідний об’єм паливних баків.

$$V = \frac{m}{\rho} = 0,23 \cdot \frac{1344}{750} = 0,412 \, м^2$$

ρ = 750 кг/м^2 – густина бензину.

Оскільки крило пряме і знаємо принцип розташування палива, можна розрахувати розміщення палива по розмаху крила. Для цього в програмі КОМПАС 3Д виміряємо площу перерізу баку (рис. 4.2.) $S_б$=0,11м^2

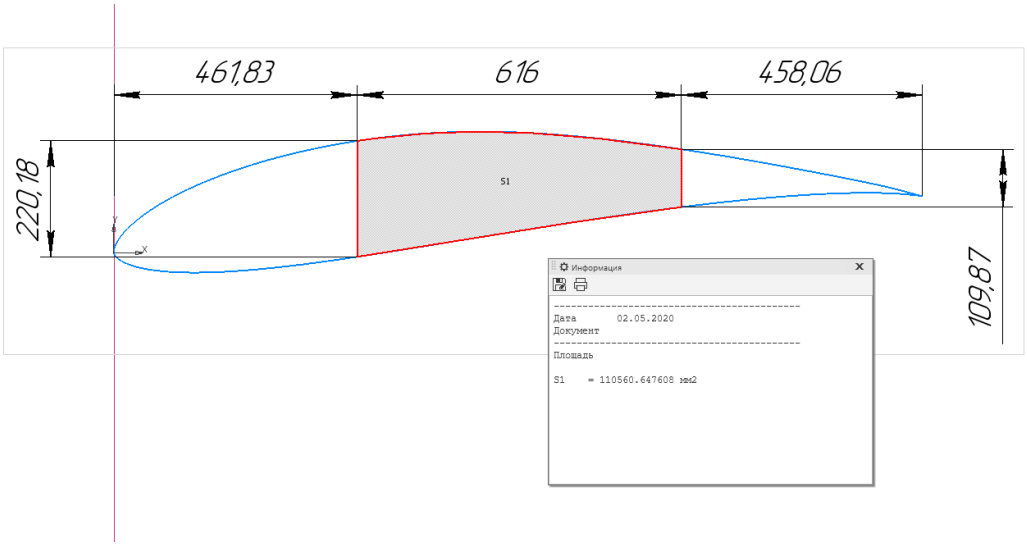


Рис. 4.2. ПП паливного баку

Знаючи площу ПП баку можна розрахувати його довжину:

$$L = \frac{V}{S} = \frac{0,412}{0,11} = 3,74 \text{ м}$$

Отже на кожному пів крилі бак буде займати по 1,87м. Розташовуватися бак буде ближче до кореневої хорди.

Тепер можна розрахувати розподілене навантаження від палива:

$$q_n = \frac{n G_n}{l} \Gamma_{пл.} = \frac{3,75 \cdot 309}{3,74} \cdot 1,112 = 419,814 \text{ кгс}$$

4.4. Побудова епюр сил, згинаючих та крутних моментів по розмаху крила

Для визначення поперечних сил та згинаючих моментів використовуються метод графічного інтегрування (метод трапецій). Розбиваючи напіврозмах крила на n рівних відсіків довжиною Δz (рис. 4.3.), визначаються сумарні погонні навантаження в різних перерізах.

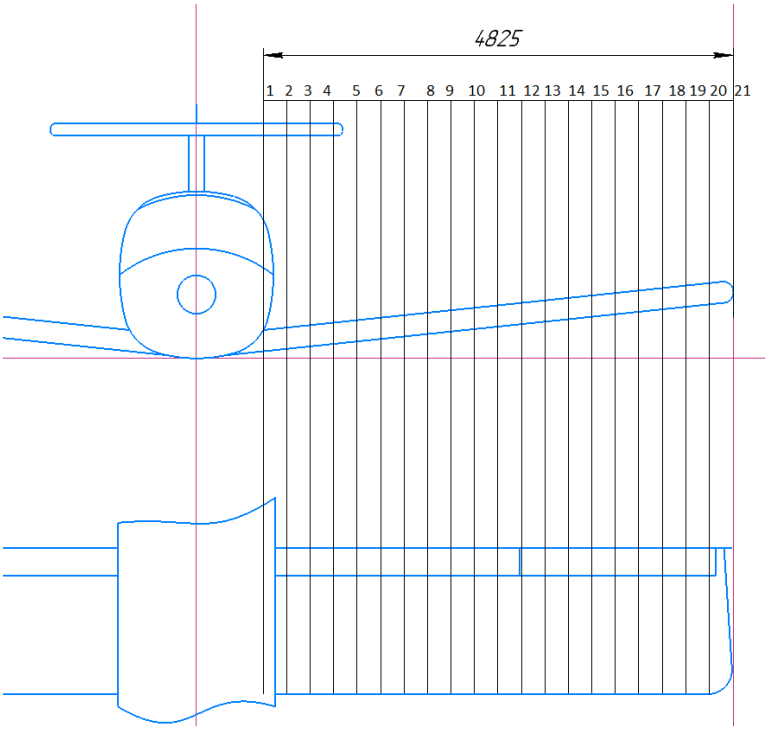


Рис. 4.3. Схема поділу крила на відсіки.

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

- середнє значення погонного навантаження на кожній ділянці довжиною Δz дорівнює $q^{\text{p}}_{\text{ср}\,i} = \frac{q_i + q_{(i+1)}}{2} q^{\text{p}}_{\text{ср}\,i} = \frac{q_i + q_{(i+1)}}{2}$;

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

- приріст перерізувальної сили на кінцевій ділянці крила визначається $\Delta Q_{\text{кінц}} = \frac{2}{3} q_1 \Delta z \Delta Q_{\text{кінц}} = \frac{2}{3} q_1 \Delta z$, де $q_1 q_1$ – погонне навантаження в першому перерізі від кінця крила;

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

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

- величина згинаючого моменту в будь-якому перерізі крила $M_{\text{згин } i} = \sum_{i=1}^{n}\Delta M_{\text{згин } i} M_{\text{згин } i} = \sum_{i=1}^{n}\Delta M_{\text{згин } i}$. Бажано, щоб Δz не перевищувало 1 м.

Сумування $\Delta Q_i \Delta Q_i$ та $\Delta M_{\text{згин } i} \Delta M_{\text{згин } i}$ зручно вести від вільного кінця крила до фюзеляжу. Результати розрахунків зведено до таблиці 4.1.

Таблиця 4.1

№	b	q пов	q мас	q пал	q	ΔQi	Qi	ΔM	M згин i
1,00	1,54	620,84	52,20	419,81	148,82	35,87	2174,56	519,75	6323,96
2,00	1,54	620,84	52,20	419,81	148,82	35,87	2138,69	511,10	5804,22
3,00	1,54	620,84	52,20	419,81	148,82	35,87	2102,82	502,46	5293,11
4,00	1,54	620,84	52,20	419,81	148,82	35,87	2066,96	493,81	4790,66
5,00	1,54	620,84	52,20	419,81	148,82	35,87	2031,09	485,17	4296,84
6,00	1,54	620,84	52,20	419,81	148,82	35,87	1995,22	476,53	3811,67
7,00	1,54	620,84	52,20	419,81	148,82	86,45	1959,36	236,10	3335,14
8,00	1,54	620,84	52,20		568,64	137,04	1872,90	434,86	3099,04
9,00	1,54	620,84	52,20		568,64	137,04	1735,86	401,83	2664,18
10,00	1,54	620,84	52,20		568,64	137,04	1598,82	368,80	2262,35
11,00	1,54	620,84	52,20		568,64	137,04	1461,78	335,78	1893,55
12,00	1,54	620,84	52,20		568,64	137,04	1324,74	302,75	1557,78
13,00	1,54	620,84	52,20		568,64	137,04	1187,70	269,72	1255,03
14,00	1,54	620,84	52,20		568,64	137,04	1050,65	236,69	985,31

15,00	1,54	620,84	52,20		568,64	137,04	913,61	203,67	748,61
16,00	1,54	620,84	52,20		568,64	137,04	776,57	170,64	544,95
17,00	1,54	620,84	52,20		568,64	137,04	639,53	137,61	374,31

Продовження таблиці 4.1.

18,00	1,54	620,84	52,20		568,64	137,04	502,49	104,59	236,69
19,00	1,54	620,84	52,20		568,64	137,04	365,44	77,06	132,11
20,00	1,54	620,84	52,20		568,64	137,04	274,08	44,04	55,05
21,00	1,54	620,84	52,20		568,64	91,36	91,36	11,01	11,01

Епюра крутних моментів будується відносно вісі жорсткості крила, що проходить через центри жорсткості перерізів. Для однолонжеронного крила центр жорсткості знаходиться в місці центру жорсткості лонжорена.

Якщо вона побудована відносно лінії центрів жорсткостей згину, то це – істинна епюра крутних моментів, так як крило закручується відносно лінії жорсткості.

Вирази для розрахунку крутного моменту:

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

Необхідні параметри для розрахунку визначаються:

- середнє значення погонного крутного моменту на кожній ділянці довжиною Δz дорівнює $\overline{M}^{z}_{ср\,i} = \frac{\overline{M}_i + \overline{M}_{i-1}}{2}$; $m^{p}_{ср\,i} = \frac{m_i + m_{(i+1)}}{2}$
- приріст крутного моменту в будь-якому перерізі крила $\Delta M_{кр\,i} = m^{p}_{ср\,i}\Delta z \;\; \Delta M_{кр\,i} = m^{p}_{ср\,i}\Delta z$;
- величина крутного моменту в будь-якому перерізі крила $M_{кр\,i} = \sum_{i=1}^{n} \Delta M_{кр\,i}$, де n – кількість ділянок, на які розбитий напіврозмах крила.

Центр тиску по хорді для окремих перерізі крила можна знайти за наступною формулою:

$$\acute{x}_d = -\left(\frac{\partial m_z}{\partial c_y} + \frac{m_{z0}}{c_y}\right) = -\left(0{,}25 + \frac{-0{,}158}{0{,}273}\right) = 0{,}328$$

$\frac{\partial m_z}{\partial c_y}$ – величина, яка визначає положення фокусу і при малих дозвукових швидкостях, в незалежності від товщини і вогнутості профіля, знаходиться на 0,25b (цей факт підтверджено експериментально).

$m_{z\,0}$ – коефіцієнт моменту при нульовій підйомній силі;

c_y – коефіцієнт підйомної сили для якого рахується положення центру тиску.

Центр прикладання розподілених масових сил в перерізі крила для прямого крила $x_м = (0{,}42…0{,}45)b$

Центр прикладання розподілених масових сил в перерізі крила від палива визначимо за допомогою програми КОМПАС (рис. 4.4.), $x_п$=0,48b.

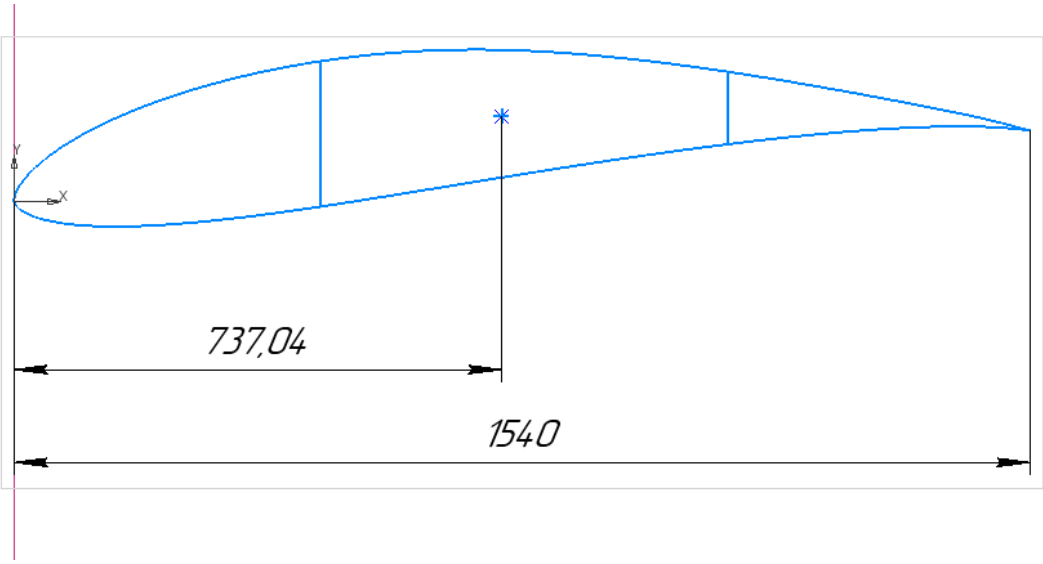


Рис. 4.4. Центр мас ПП паливного баку

Результати розрахунків зведені в таблицю 4.2.

Таблиця 4.2.

Результати розрахунків крутного моменту

№	b	mi	Mcpi p	ΔMkr i	Mkr i
1,00	1,54	65,23	65,23	15,72	67,31

2,00	1,54	65,23	65,23	15,72	51,59
3,00	1,54	65,23	65,23	15,72	35,87
4,00	1,54	65,23	65,23	15,72	20,15
5,00	1,54	65,23	65,23	15,72	4,43
6,00	1,54	65,23	65,23	15,72	-11,30
7,00	1,54	65,23	27,45	6,61	-27,02
8,00	1,54	-10,34	-10,34	-2,49	-33,63
9,00	1,54	-10,34	-10,34	-2,49	-31,14
10,00	1,54	-10,34	-10,34	-2,49	-28,65
11,00	1,54	-10,34	-10,34	-2,49	-26,16
12,00	1,54	-10,34	-10,34	-2,49	-23,67
13,00	1,54	-10,34	-10,34	-2,49	-21,17
14,00	1,54	-10,34	-10,34	-2,49	-18,68
15,00	1,54	-10,34	-10,34	-2,49	-16,19
16,00	1,54	-10,34	-10,34	-2,49	-13,70
17,00	1,54	-10,34	-10,34	-2,49	-11,21
18,00	1,54	-10,34	-10,34	-2,49	-8,72
19,00	1,54	-10,34	-10,34	-2,49	-6,23
20,00	1,54	-10,34	-10,34	-2,49	-3,74
21,00	1,54	-10,34	-5,17	-1,25	-1,25

На рис. 4.5. показана показані графіки отриманих результатів.

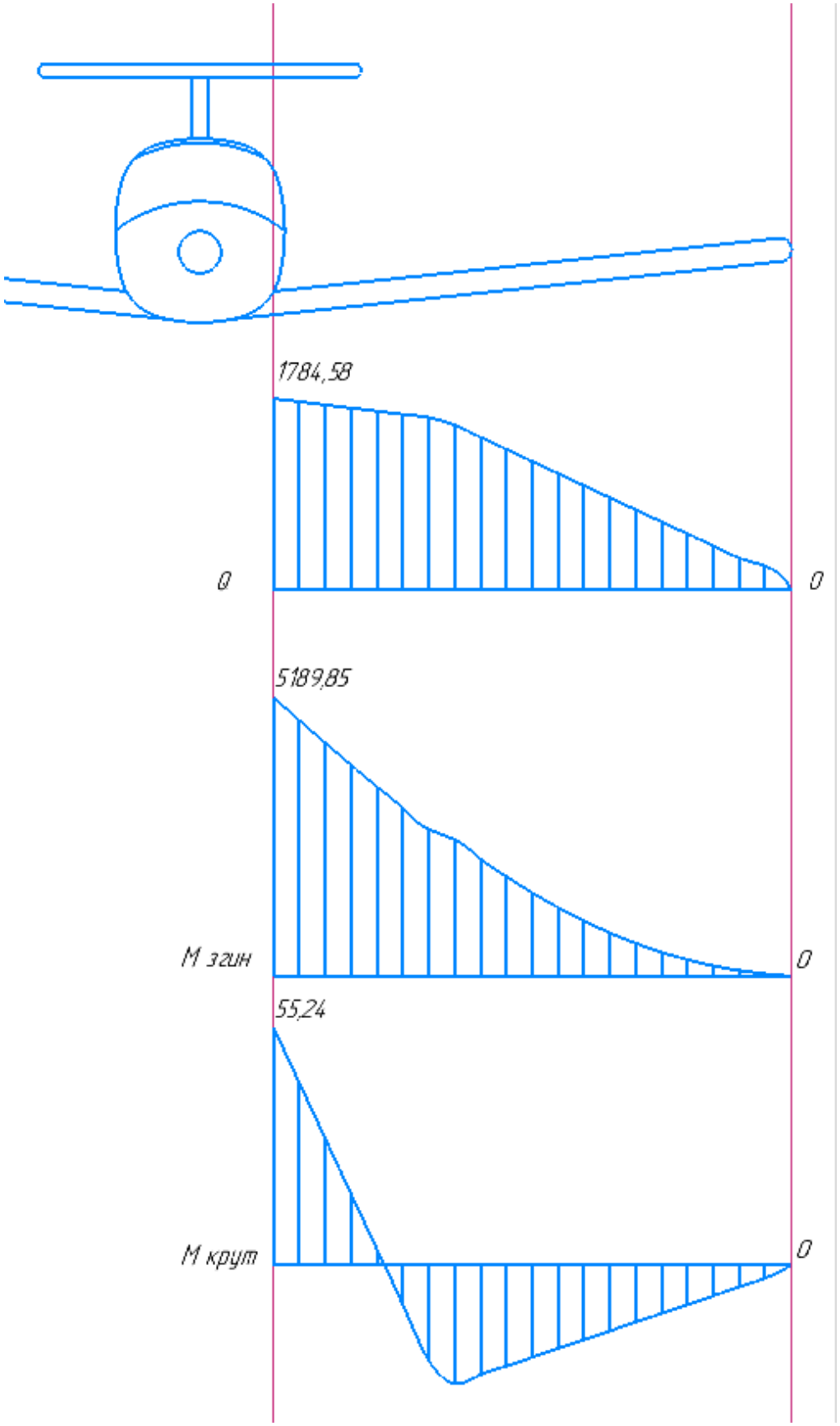


Рис. 4.5. Епюри перерізуючої сили, згинального та крутного моментів.

Висновок

Виконано розрахунок погонних повітряних та масових навантажень під час крейсерського польоту. Розраховано центр тиску профілю крила для крейсерського режиму польоту. Розраховано перерізуючу силу, згинальний момент та крутний момент, які діють на крило в польоті, результати розрахунків зведено в таблиці та за отриманими даними побудовано епюри. Обрано розміщення паливних баків.

5. ПРОЕКТУВАЛЬНИЙ РОЗРАХУНОК СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ КРИЛА.

В однолонжеронному крилі основним силовим елементом є лонжерон. Він сприймає майже весь згинальний момент і перерізуючу силу. Обшивка в такому крилі відносно тонка і може бути підкріплена слабким стрінгерним набором, вона сприймає крутний момент і малу частину перерізуючої сили.

При проектувальному розрахунку однолонжеронного крила приймається, що весь згинальний момент і перерізуюча сила сприймається лонжероном, а крутний момент сприймається замкнутими контуром, який утворений обшивкою і задньою стінкою. Розрахунок буде вестися за умови, що елементи, які розраховуються, будуть виготовленні з Д16Т. Розрахункова схема крила приведена на рис. 5.1.

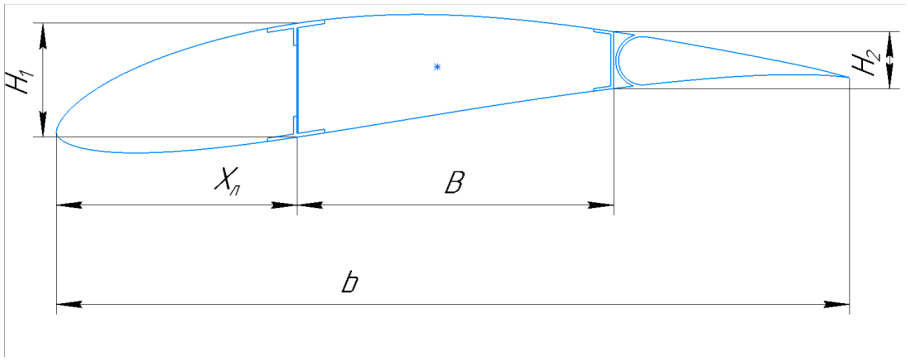


Рис. 5.1. Розрахункова схема крила.

Пояси лонжерона навантажуються від згинального моменту осьовою силою, величину якої можна розрахувати за формулою:

$$S = \frac{M_з}{kH}$$

H – будівельна висота лонжерона;

k – коефіцієнт використання будівельної висоти профіля.

Величина kH являє собою відстань між центрами мас перерізів поясів лонжерона. В проектувальних розрахунках зазвичай приймають k=0,7…0,9.

Площа перерізу поясу лонжерона визначається за формулою:

$$F_n = \frac{S}{\sigma}$$

Для розтягнутого поясу $\sigma = \sigma_в$, а для стиснутого поясу $\sigma = \sigma_{кр}$

В першому наближенні можна прийняти $\sigma_{кр} = \sigma_в$

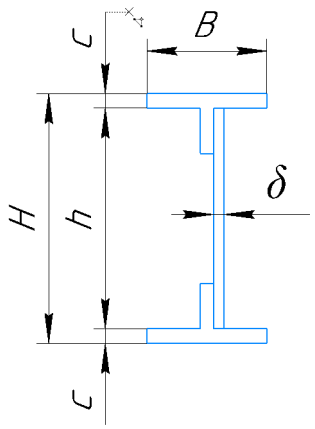


Рис. 5.2. До визначення розмірів перерізу лонжерону.

Задаючись шириною поясів B (з конструктивних міркувань), визначають їх товщину *c*. Співвідношення *B/c* (рис. 9.3) обирають таким чином, щоб критичне напруження втрати стійкості пояси лонжерона було рівним розрахунковому напруженню матеріалу пояси $\sigma_{кр} = \sigma_в$. Критичне напруження розраховують:

$$\sigma_{кр} = \frac{0,9kE}{\left(\frac{B}{2c}\right)^2},$$

Погонна дотична сила в стінці лонжерона визначається величиною перерізуючої сили в обраному перерізі:

$$q = Q / H$$

Тоді товщина стінки лонжерона:

$$\delta = q / \tau_{кр}$$

де $\tau_{кр}$ – руйнівне дотичне напруження в стінці лонжерона.

Формули і графіки для розрахунку $\tau_{кр}$ приводяться в довідковій літературі. Так як $\tau_{кр}$ залежить від товщини стінки то розрахунок ведеться методом

послідовних наближень. Стінку лонжерона доцільно підкріплювати стійками для збільшення стійкості стінки. Крок стійок лонжеронів визначається:

$$t_{ст_1} = \delta_{ст_\square} \sqrt{\frac{5{,}04\,E}{\tau_{кр} - 3.4\,E\left(\frac{\delta_{ст_\square}}{H_\square}\right)^2}} \quad ;$$

Площа стійки визначається за формулою:

$$F_{ст.} = 0{,}5\ t \times \delta_{ст}$$

де t – крок крепіжних елементів.

Результати розрахунків зведено до таблиці 5.1. і таблиці 5.2.

Таблиця 5.1.

Результати визначення геометричних параметрів лонжерону

№	S	Fнп	Fвп	q	δ	t ст	Fст, мм
1	31939,21	0,000694	0,000771	9884,35	0,002149	0,272	21,488
2	29314,23	0,000637	0,000708	9721,32	0,002113	0,263	21,133
3	26732,90	0,000581	0,000646	9558,29	0,002078	0,255	20,779
4	24195,23	0,000526	0,000584	9395,26	0,002042	0,247	20,424
5	21701,22	0,000472	0,000524	9232,23	0,002007	0,239	20,070
6	19250,86	0,000418	0,000465	9069,20	0,001972	0,232	19,716
7	16844,15	0,000366	0,000407	8906,17	0,001936	0,225	19,361
8	15651,72	0,000340	0,000378	8513,20	0,001851	0,208	18,507
9	13455,47	0,000293	0,000325	7890,28	0,001715	0,185	17,153
10	11426,03	0,000248	0,000276	7267,37	0,001580	0,165	15,799
11	9563,39	0,000208	0,000231	6644,45	0,001444	0,146	14,444
12	7867,56	0,000171	0,000190	6021,53	0,001309	0,129	13,090
13	6338,53	0,000138	0,000153	5398,62	0,001174	0,113	11,736
14	4976,30	0,000108	0,000120	4775,70	0,001038	0,098	10,382
15	3780,88	0,000082	0,000091	4152,78	0,000903	0,084	9,028
16	2752,26	0,000060	0,000066	3529,86	0,000767	0,071	7,674
17	1890,44	0,000041	0,000046	2906,95	0,000632	0,057	6,319
18	1195,42	0,000026	0,000029	2284,03	0,000497	0,045	4,965
19	667,21	0,000015	0,000016	1661,11	0,000361	0,032	3,611
20	278,01	0,000006	0,000007	1245,83	0,000271	0,024	2,708
21	55,60	0,000001	0,000001	415,28	0,000090	0,008	0,903

Погонна дотична сила в обшивці визначається за відомою в будівельній механіці формулі Бредта:

$$q_{об} = M_{кр} / 2W$$

де W – площа обмежена контуром перерізу крила.

Далі знаходиться товщина обшивки:

$$\delta_{об} = q_{об} / \tau_{кр}$$

За цією ж формулою розраховується товщина задньої стінки.

Таблиця 5.2.

Результати визначення параметрів лонжерона і обшивки

№	q об	δ об	В нп, мм	с нп, мм	В вп, мм	с вп, мм
1	354,25	0,000886	125,00	5,551	132,00	5,862
2	271,51	0,000679	119,88	5,323	126,60	5,622
3	188,77	0,000472	114,59	5,088	121,01	5,373
4	106,03	0,000265	109,10	4,845	115,21	5,116
5	23,29	0,000058	103,38	4,590	109,16	4,848
6	-59,45	0,000149	97,38	4,324	102,84	4,567
7	-142,19	0,000355	91,07	4,044	96,17	4,271
8	-177,00	0,000443	87,91	3,904	92,83	4,122
9	-163,89	0,000410	81,44	3,616	86,00	3,819
10	-150,78	0,000377	74,94	3,328	79,14	3,514
11	-137,67	0,000344	68,43	3,039	72,26	3,209
12	-124,56	0,000311	61,90	2,749	65,36	2,902
13	-111,45	0,000279	55,34	2,458	58,44	2,595
14	-98,33	0,000246	48,78	2,166	51,51	2,287
15	-85,22	0,000213	42,20	1,874	44,57	1,979
16	-72,11	0,000180	35,63	1,582	37,63	1,671
17	-59,00	0,000148	29,07	1,291	30,70	1,363
18	-45,89	0,000115	22,57	1,002	23,84	1,058
19	-32,78	0,000082	16,20	0,719	17,11	0,760
20	-19,67	0,000049	9,55	0,424	10,08	0,448
21	-6,56	0,000016	3,19	0,142	3,37	0,150

З конструктивно-технолгічних міркувань рекомендовано починаючи з перерізу №15 значення геометричних параметрів лонжерону залишити не змінними. Оскільки не рекомендовано застосовувати елементи з товщиною менше 0,8мм. З тієї ж самої причини обшивку слід використовувати однієї і тої ж товщини по всьому розмаху.

Крок нервюр для легких літаків рекомендовано приймати в межах від 0,18м до 0,25м для крил, які мають стрингерний набір, для крил, без стрингерного набору крок становить від 0,12 до 0,2м, оскільки крок перерізів становить 0,241м, то буде зручно розмістити нервюри на відстані рівній половині кроку перерізів. Також такий вибір дозволить відмовитися від стрингерного набору та підкріплення стінки лонжерону стійками і зробити товщину нервюр мінімально допустимою. Оскільки було зроблено припущення, що весь крутний момент сприймає обшивка, то товщину типової нервюри можна розрахувати з умови, що вона має сприйняти і передати перерізуючу силу на лонжерон. Аналітично можна зробити висновок, що навантаження на стінку нервюри будуть рівними навантаженню на стінку лонжерона в кінцевому перерізі, а оскільки за розрахунками товщина стінки в кінцевих перерізах виходить тоншою допустимого мінімуму (описано вище), то товщина нервюри буде обрана з технологічних міркувань. Рекомендований діапазон товщини типових нервюр становить від 0,8мм до 1,5мм. З вище описаного товщина типової нервюри буде становити 0,8мм.

Пояси лонжеронів поєднуються зі стінкою і обшивкою заклепками або болтами. Силу зрізання одного крепіжного елемента визначають за формулою:

$$P_{зр} = 1.1\frac{Q \cdot t}{h \cdot m},$$

m - число рядів крепіжних елементів;

t – крок крепіжних елементів в ряду;

h – висота стінки в лонжероні.

Відстань між швами $t_1 = 0,56\ t + 0,28d \sim 2d$.

Величину діаметра крепіжного елемента орієнтовно визначають за формулою:

$$d = 2(S)^{1/2}, \quad S = \delta_0 + \delta_л,$$

де δ_0 – товщина обшивки, $\delta_л$ – товщина «лапок» (коли вони є).

Результати розрахунків заклепок зведено до таблиці 5.3.

Таблиця 5.3.

Результати розрахунку заклепок

№	P зр	d з	t
1	122,94	4,15	24,88
2	119,92	4,11	24,67
3	116,91	4,08	24,46
4	113,93	4,04	24,25
5	110,98	4,01	24,04
6	108,05	3,97	23,83
7	105,15	3,94	23,61
8	98,27	3,85	23,09
9	87,69	3,70	22,23
10	77,51	3,56	21,33
11	67,76	3,40	20,40
12	58,46	3,24	19,42
13	49,63	3,06	18,38
14	41,29	2,88	17,29
15	33,48	2,69	16,1

			2
16	26,24	2,48	14,87
17	19,61	2,25	13,49
18	13,66	1,99	11,96
19	8,47	1,70	10,20
20	5,50	1,47	8,83
21	1,06	0,85	5,10

Рекомендовано для однорядного шва t =3d, для дворядного t = 5....7 d.

Отримані діаметри і крок заклепок необхідно округлити до стандартних розмірів.

Силові нервюри крила сприймають розподілені повітряне навантаження та зосереджені сили від агрегатів літака. Посилені нервюри будуть встановлені в місцях кріплення кронштейнів навіски елеронів та закрилків.

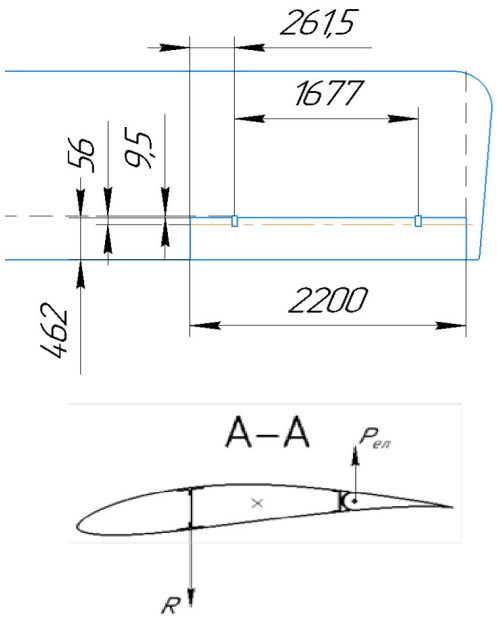


Рис. 5.1. Розрахункова схема для посиленої нервюри в місці кріплення елерону.

Погонне аеродинамічне навантаження q_i в розрахунковому перерізі визначається:

$$q_i = \frac{2}{3} P_{ел} bnf = 394{,}41$$

де b_i – хорда елерону в даному перерізі;

$P_{ел} = 0.64 \frac{\rho V_{\max}^2}{2} S_e$ – сумарне аеродинамічне навантаження на елерон:

де ρ = 0,125 кг·с^2/м^4 – густина повітря;

V_{max} = 330 км/год – максимальна припустима швидкість польоту;

S_e =1,016 м^2 – площа елерону.

Реакція опор елерону та реакція яка виникає в лонжероні дорівнює:

$$R_A = R_Б = q_i \cdot \frac{l_e}{2} = 433{,}851$$

$$R = R_A$$

Визначення крутного моменту, що діє на нервюру $M_{кр}$

$$M_{кр} = P_e a_e + R_A B_n = 341{,}48 \cdot 0{,}056 + 433{,}851 \cdot 0{,}616 = 286{,}375$$

де B_n – відстань між стінками лонжеронів.

Визначення потоку розподілених дотичних навантажень $q_{кр}$:

$$q_{кр} = \frac{M_{кр}}{2 B_n H_{ср}} = \frac{286{,}375}{2 \cdot 0{,}616 \cdot 0{,}178} = 1305$$

де $H_{ср}$ – середня висота стінки нервюри.

Розраховуємо перерізувальну силу в нервюрі:

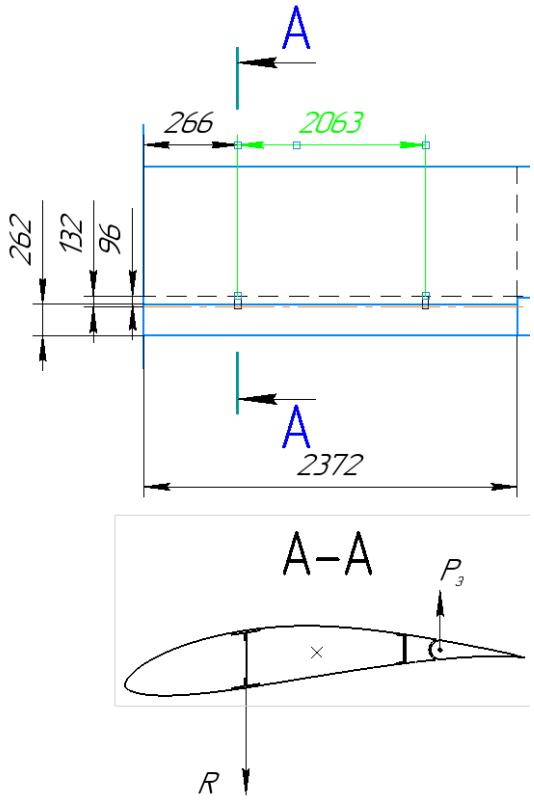
$$Q = R + q_{кр} H_{ср} = 433{,}851 + 1305 \cdot 0{,}178 = 665{,}641$$

Визначення необхідної товщини стінки підсиленої нервюри

$$\delta_{ст_e} = \frac{Q}{H_{ср} \tau_{зр}} = \frac{665{,}641}{0{,}178 \cdot 15 \cdot 10^6} = 0{,}0024\ м$$

де $\tau_в$ – допустимі напруження матеріалу на зріз.

Аналогічно визначається товщина стінки нервюри в місці кріплення закрилків. $\delta_{ст_e} = \frac{Q}{H_{ср} \tau_{зр}} = \frac{559{,}355}{0{,}178 \cdot 15 \cdot 10^6} = 0{,}002\ м$



Рисю 5.2. Розрахункова схема для визначення підсиленої нервюри в місцях кріплення навіски закрилків

Висновок

За визначеними навантаженнями, які діють на крило в польоті, проведено проектувальний розрахунок силових елементів крила. Визначено геометричні характеристики силових елементів крила. Розраховано параметри заклепочного з'єднання стінки і поясів лонжерону.

6. МОДЕЛЮВАННЯ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ КРИЛА. ПЕРЕВІРКА КОНСТРУКЦІЇ НА МІЦНІСТЬ.

За проведеними раніше розрахунками побудвано просторову модель півкрила та виконано моделювання НДС деяких силових елементів моделі. Виконання просторової моделі та моделювання НДС силових елементів проводилось в програмі «КОМПАС-3D v18.1».

6.1. Побудова просторової моделі півкрила.

Спочатку сформовано аеродинамічну поверхню, від якої потім буде побудовано інші елементи конструкції. Для побудови аеродинамічної поверхні необхідно знати координати для побудови профілю крила, координати профілю взяті з ресурсу http://airfoiltools.com/. Оскільки крило пряме аеродинамічна поверхня формувалась наступним чином:

1. побудована допоміжна площина в місці розташування кінцевої хорди;
2. в площині OXZ та в допоміжній площині побудовані ескізи профілів крила;
3. сформована аеродинамічна поверхня за двома перерізами.

Отримана аеродинамічна поверхня приведена на рис. 6.1.

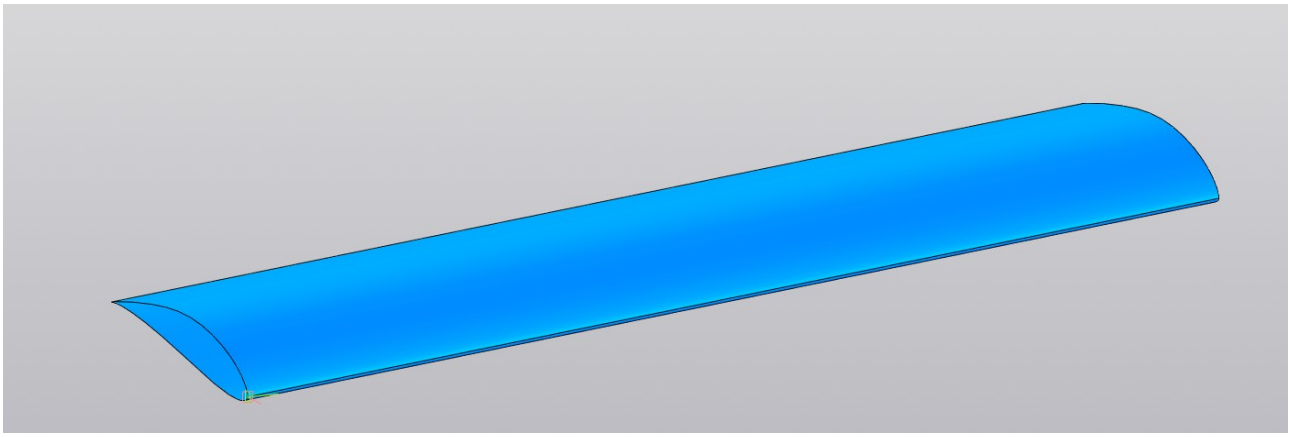


Рис. 6.1. Аеродинамічна поверхня крила.

Після того як сформована аеродинамічна поверхня, виконується побудова лонжерону: будуються пояси лонжерона, потім будується стінка лонжерону (виконуються ескізи ПП і по виконаних ПП протягуються деталі). Отримана модель лонжерону приведена на рис. 6.2.

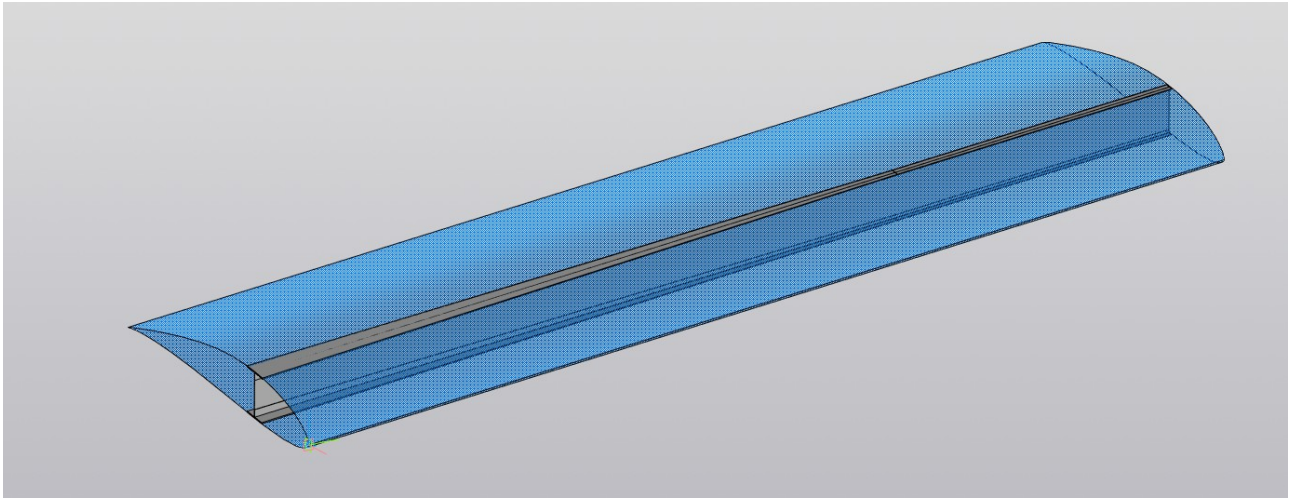


Рис. 6.2. Лонжерон.

Далі виконано побудову задньої стінки аналогічно до лонжерону. Результат приведено на рис. 6.3.

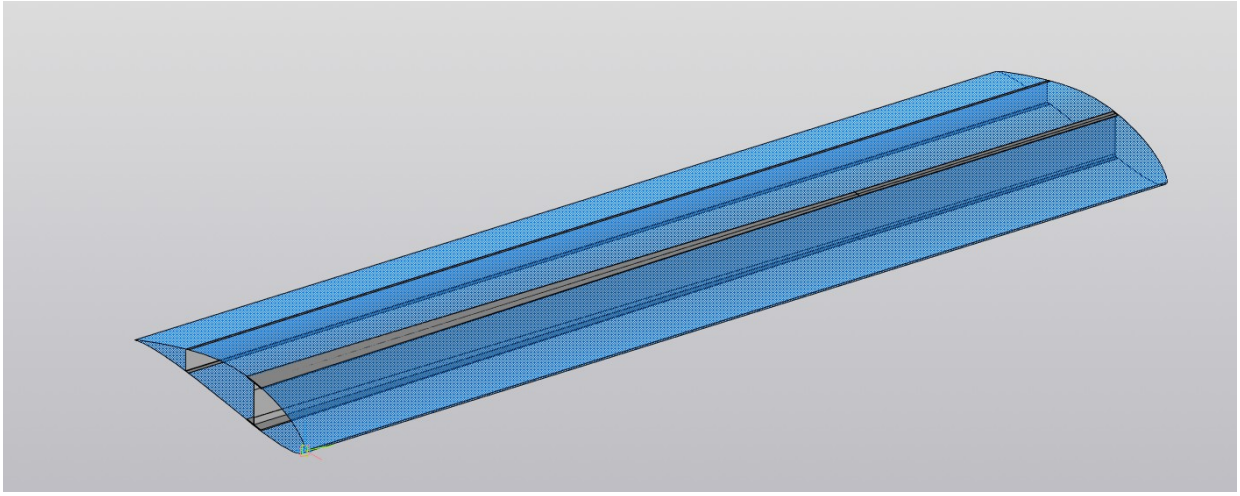


Рис. 6.3. Результат побудови задньої стінки.

Наступною виконана побудова типових нервюр. Оскільки лонжерон має змінний ПП по довжині, типові нервюри виконуються окремими деталями, а не як масив. Побудова виконується наступним чином:

1. в площині нервюри створюється ескіз;
2. на ескіз проецюється перетин даної площини з аеродинамічною поверхнею та з стінкою лонжерона і задньої стінкою;
3. видавлюється листова деталь за даним ескізом;

4. бульовими операціями з деталі видаляються пояси лонжеронів та задня стінка;
5. створюються пояси нервюри.

Отриманий поперечний набір приведено на рис. 6.4.

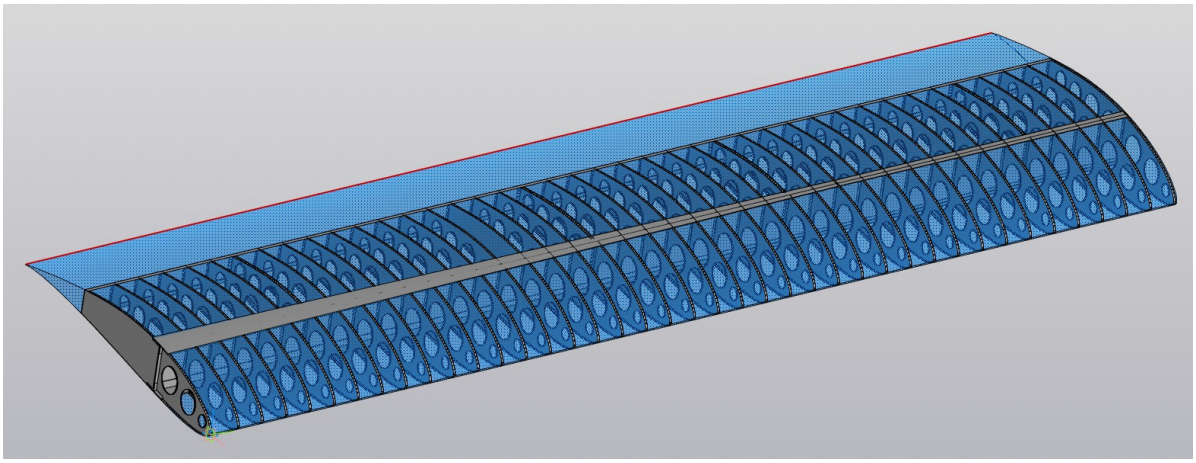


Рис. 6.4. Виконаний набір середніх та носових частин нервюр.

Щоб сформувати хвостики нервюр, спочатку було виконано поверхні закрилку та елерону, аналогічно до аеродинамічної поверхні крила (рис. 6.5.)

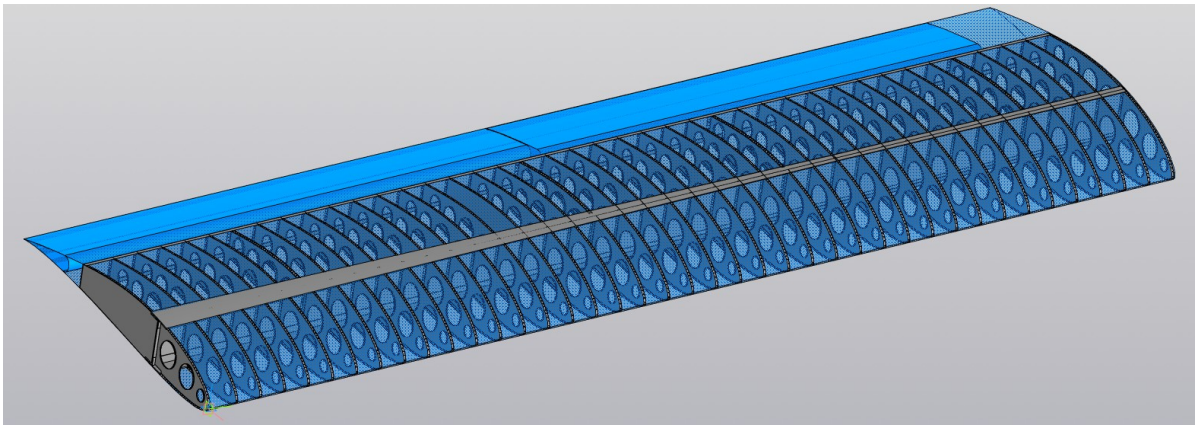


Рис. 6.5. Поверхні закрилку та елерону.

Маючи поверхні закрилку, елерону, задню стінку та аеродинамічну поверхню крила, виконано побудову хвостиків нервюр. Побудова виконувалась наступним чином:

1. створюється ескіз в площині нервюри;

2. на ескіз проецюється перетин площини нервюри з поверхнею закрилка (елерону), аеродинамічною поверхнею та задньою стінкою;
3. виконується ескіз хвостика нервюри з забезпеченням зазору між закрилком (елероном)
4. з виконаного ескізу видавлюється листова деталь;
5. формуються пояси хвостика нервюри.

Отримані елементи приведено на рис. 6.6.

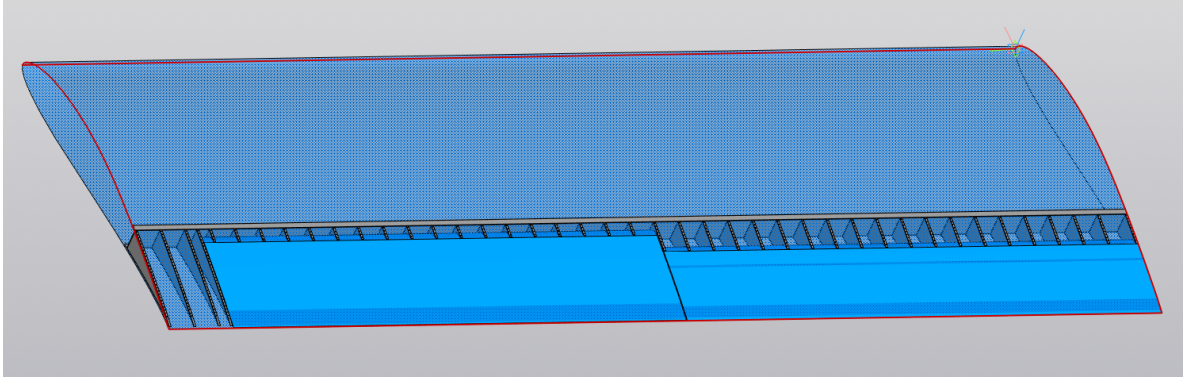


Рис. 6.6. Хвостики нервюр.

Далі виконано орієнтовні моделі вузлів з’єднання пів крила з фюзеляжем. Повна модель пів крила приведена на рис. 6.7.

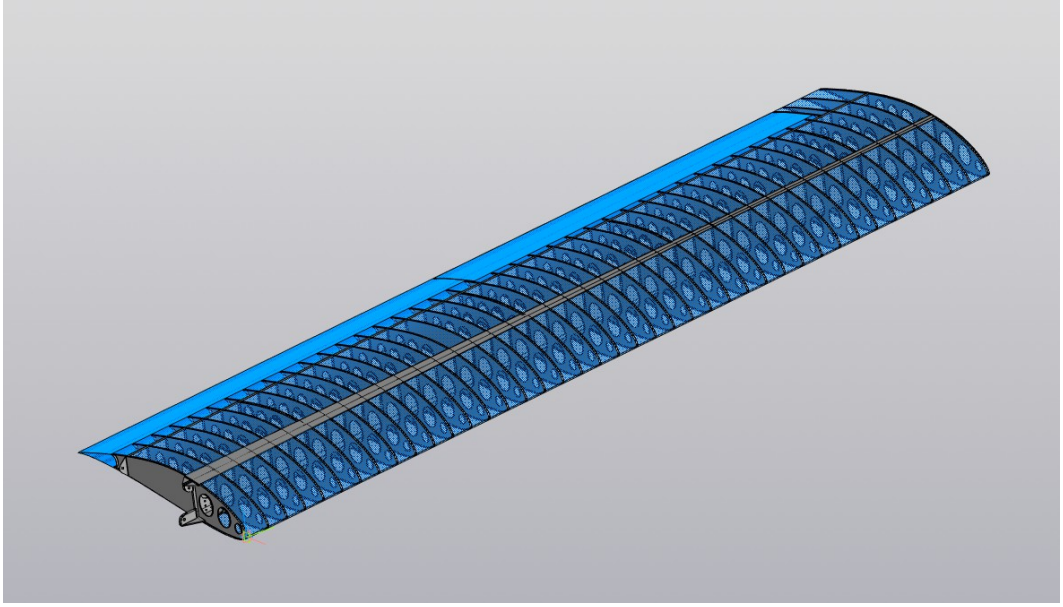


Рис. 6.7. Модель півкрила.

Отвори полегшення в нервюрах зроблені орієнтовно і будуть кореговані під час моделювання НДС моделей.

6.2. Моделювання напружено-деформованого стану силових елементів крила.

Моделювання НДС проведено для наступних елементів: типова нервюра, силова нервюра, лонжерон. Спочатку проведено моделювання типової нервюри без отворів полегшення.

Моделювання проводилось в наступному порядку:

1. Створюється поверхнева модель нервюри;
2. Задається товщина листового матеріалу;
3. Задається матеріал;
4. Встановлюються закріплення (один варіант це закріплення лише по отворам під заклепки, інший варіант закріплення по площині, яка межує із стінкою лонжерона)
5. Прикладається сила до нижнього поясу нервюри;
6. Генерується сітка кінцевих елементів (тип кінцевого елементу трьох вузлові пластини);
7. Проводиться статичний розрахунок;
8. Відображається карта результатів.

Утворена сітка кінцевих елементів приведена на рис. 6.8., карта результатів (напруження по Мізесу) приведена на рис. 6.9. та рис. 6.10.

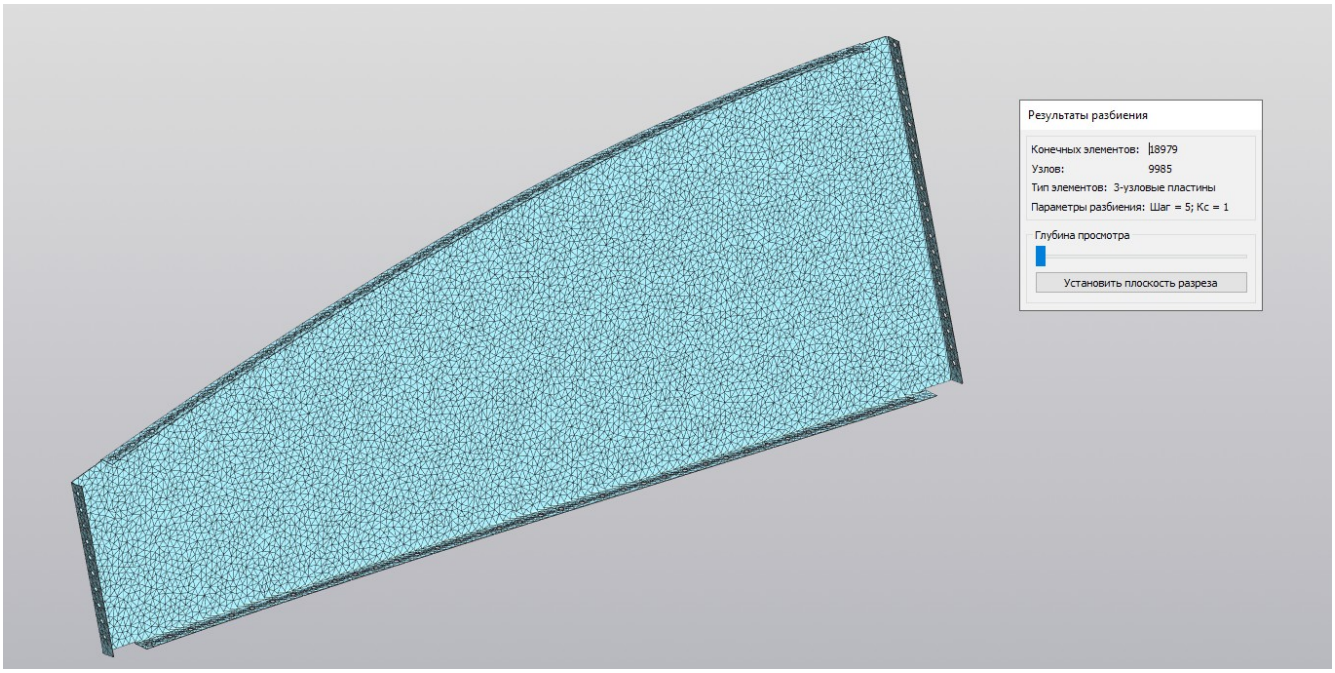


Рис. 6.8. Сітка кінцевих елементів типової нервюри.

Перед початком розрахунку сітку КЕ необхідно перевіряти на «дефектні КЕ. Якщо таких не виявлено можна проводити розрахунок.

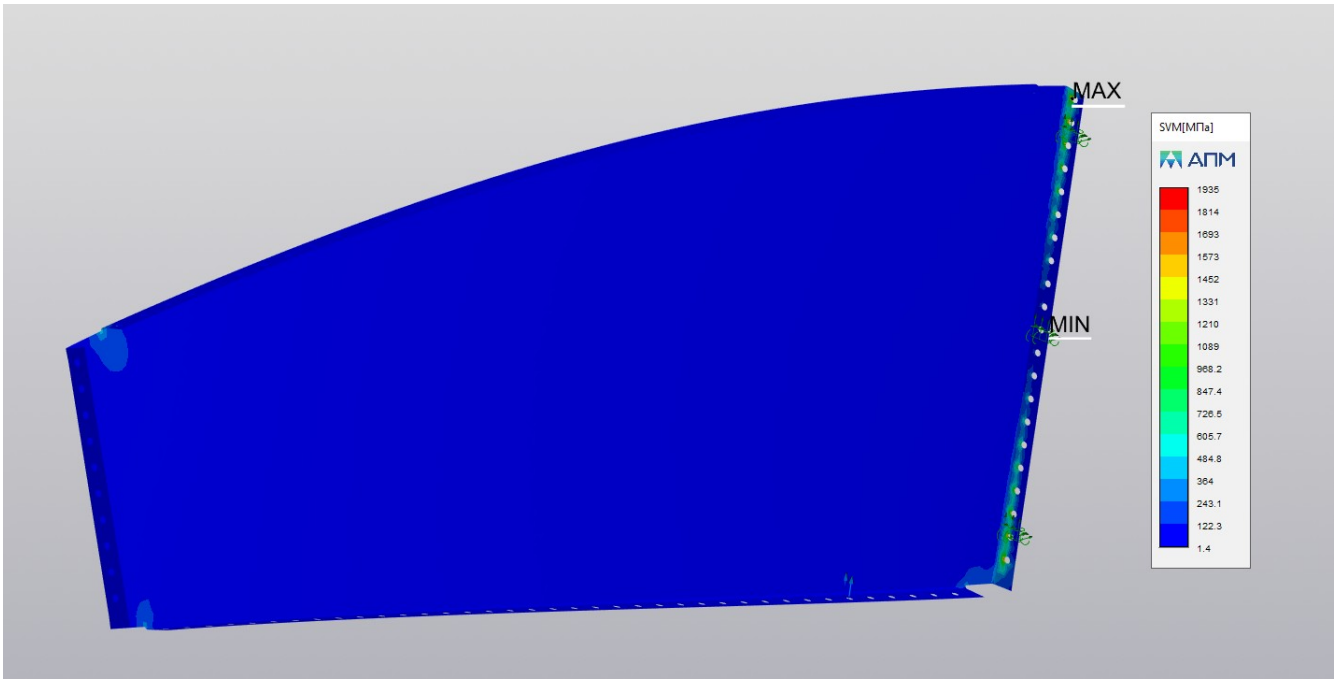


Рис. 6.9. Напруження по Мізесу (закріплення по отворах під заклепки).

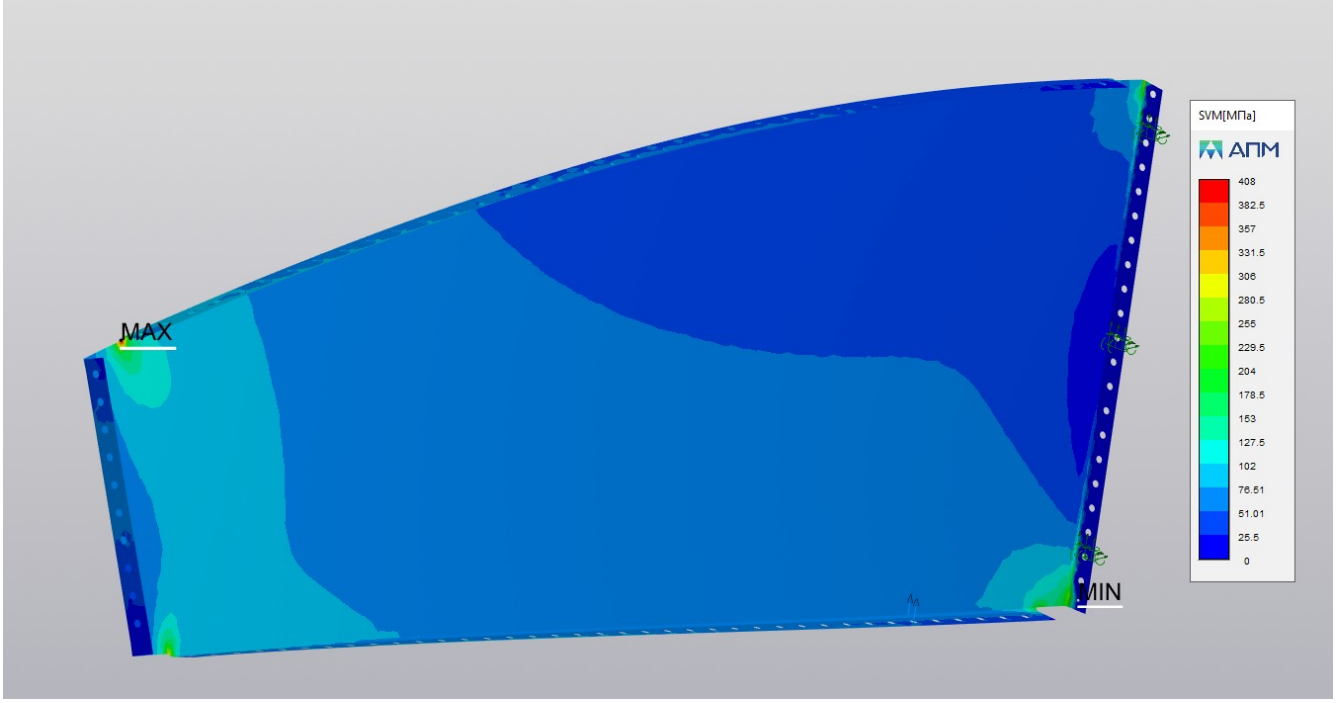


Рис. 6.10. Напруження по Мізесу (закріплення по площині, яка межує з стінкою лонжерона)

За результатами проведеного моделювання можна зробити висновок, що стінку нервюри можна полегшити, оскільки напруження по Мізесу не перевищують межі текучості матеріалу, але є зони, які їх перевищують. Якщо закріплення здійснювати по отворах то напруження значно перевищують межу текучості, якщо ж закріплення проводити по всій площині то напруження залишаються в допустимих межах. Щоб наблизитися до результатів другого випадку, можна застосувати крім заклепочного з’єднання ще й клеєве, що дозволить краще розподілити передачу навантажень. Також є перевищення допустимих напружень в зоні де пояси задньої стінки межують з нервюрою. Це спричинене концетраторами напружень у вигляді різкого переходу без скруглень.

Далі будуть утворенні отвори полегшення та проведено аналогічне моделювання нервюри вже з отворами полегшення. Закріплення буде здійснюватися по поверхні, яка межує з стінкою лонжерона. Результати приведене на рис. 6.11.

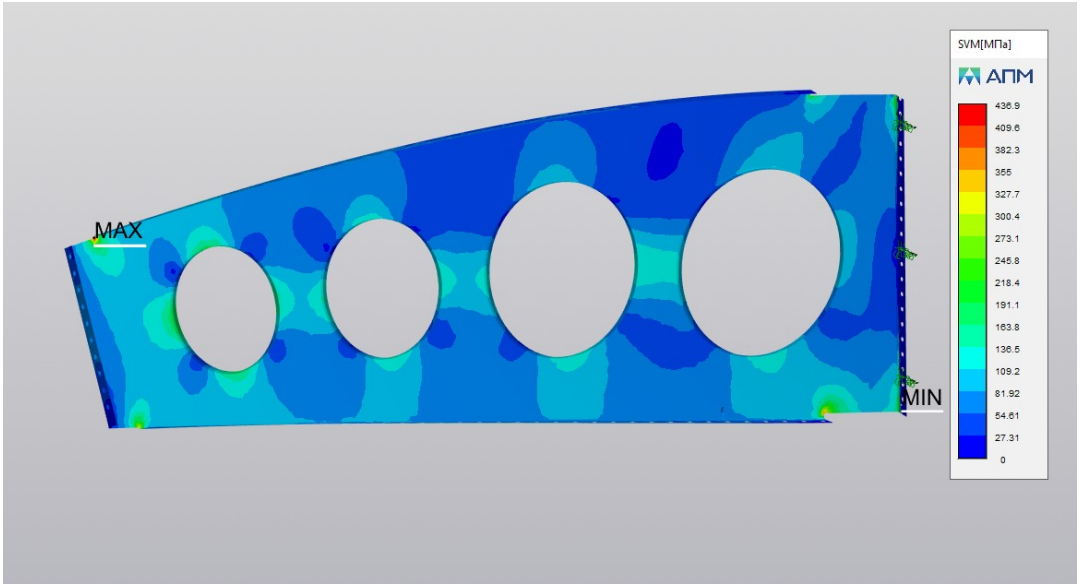


Рис. 6.11. Напруження по Мізесу.

Після утворення отворів полегшення напруження в стінці зросли, але досі не виходять за допустимі межі. Зони в яких присутнє перевищення допустимих меж залишились без змін. Для усунення цих зон потрібно зробити зкруглення різких переходів та за необхідністю місцеве посилення.

Алгоритм моделювання інших силових елементів аналогічний, змінюватися буде тільки характер прикладання навантажень. Далі будуть приведені карти результатів та короткі висновки до них. На рис. 6.12. приведено карту напружень по Мізесу силової нервюри.

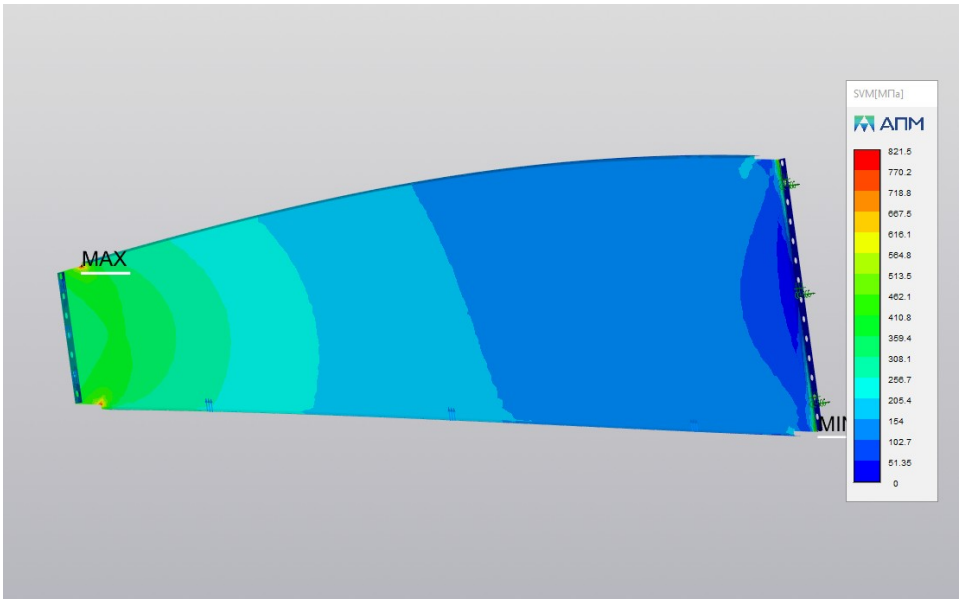


Рис. 6.12. Напруження по Мізесу силової нервюри.

За результатами моделювання слід збільшити товщину силової нервюри, оскільки напруження в стінці перевищують не тільки межу текучості матеріалу, а й межу міцності. Також в передній частині нервюри можна зробити декілька отворів полегшення.

Товщина нервюри збільшена з 2,4 мм до 3мм і утворено два отвори полегшення. Результат моделювання на рис. 6.13.

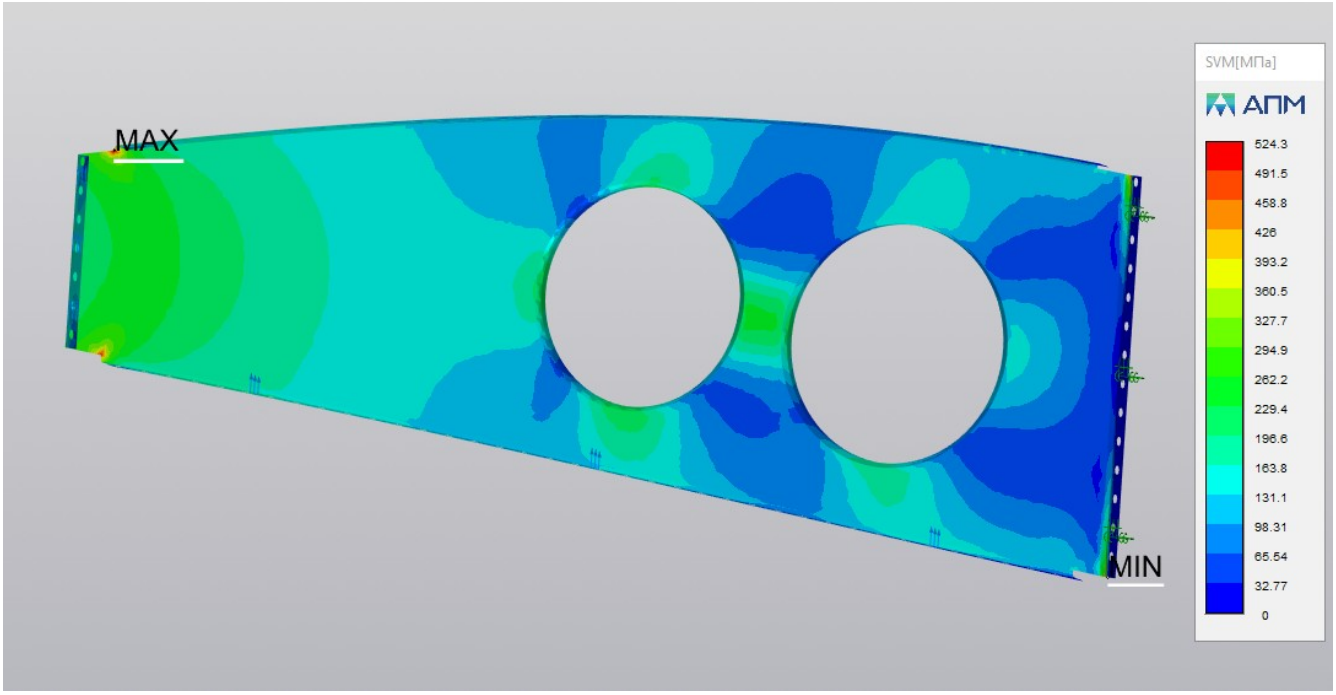


Рис. 6.13. Напруження по Мізесу корегованої силової нервюри.

З вказаними змінами напруження лежать в допустимих нормах, але присутні концетратори напружень такі як і в типовій нервюрі.

Також проведено розрахунок спрощеної моделі лонжерону: лонжерон виконано які цілісну балку з зміним ПП та до нижнього поясу прикладено перерізуючу силу згідно з розрахунків проведених вище. Карта напружень приведено на рис. 6.14.

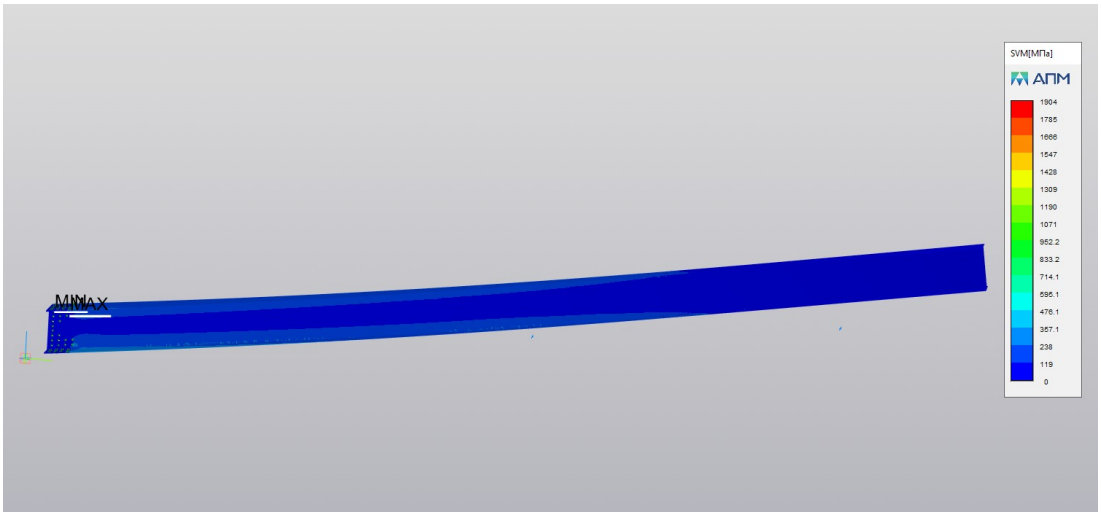


Рис. 6.14. Напруження по Мізесу в лонжероні.

З карти результатів видно що напруження перевищують допустимі межі тільки місцях з'єднання з вузлом кріплення крила (рис. 6.15.). Це свідчить про те, що спроектований вузол кріплення лонжерона до фюзеляжу або необхідно корегувати або зробити потовщення поясів лонжерону в місці з'єднання.

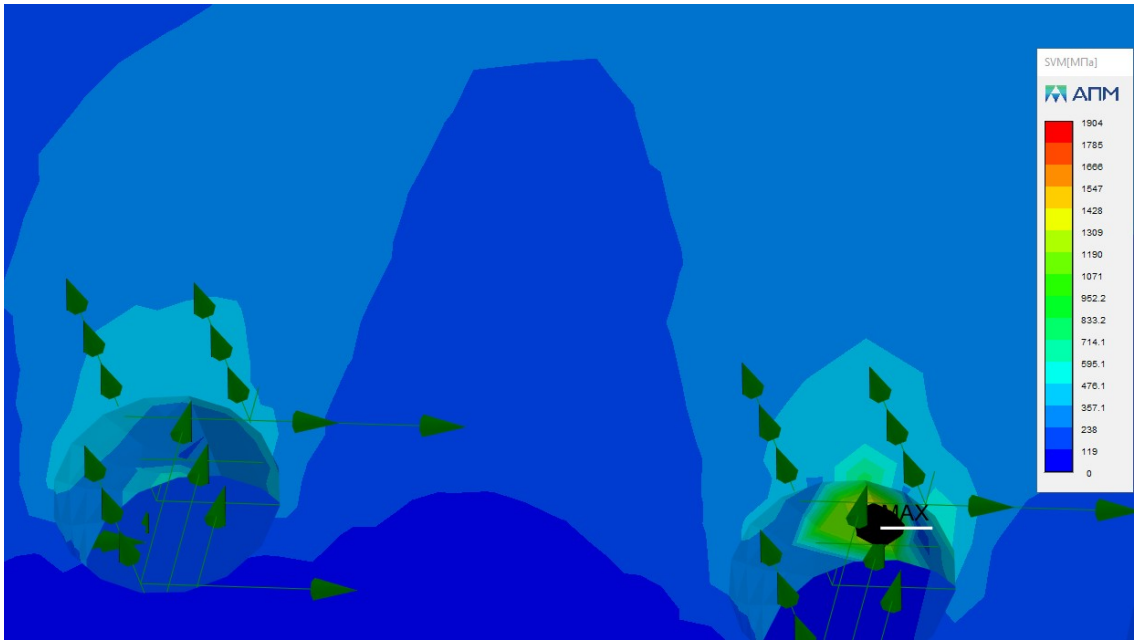


Рис. 6.15. Напруження по Мізесу в місцях кріплення.

Висновок

Проведено побудову просторової моделі півкрила. Виконано моделювання напружено деформованого стану типової та силової нервюри, а також спрощеної моделі лонжерону. Кореговано параметри силової нервюри.

ВИСНОВОК ДО ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТУ

В рамках дипломного проекту виконано наступне:

- проведено аналіз існуючих конструктивно-силових схем крил. Розглянуто особливості конструкції та ефективності для різних літаків кожної з конструктивно-силових схем крил;
- розглянуто літаки-аналоги з крилами, які підходять під тему дипломного проекту;
- виконано аналіз літератури по сучасним методам проектування легких літаків;
- зформована мета та завдання, які мають бути виконані в рамках дипломного проекту;
- в першому наближенні виконано розрахунок маси літака;
- також в першому наближенні виконано проектування планера літака (крило, фюзеляж оперення). Проектування зроблено переважно за статистичними даними. Розраховано основні параметри агрегатів такі як: площі крила, оперення та міделя фюзеляжу, розмах крила та хорда крила, довжину фюзеляжу та площа його найбільшого перерізу, а також розміри кабіни.
- розглянуто рекомендації щодо вибору профілів для легких літаків;
- проаналізовано профілі, які використовуються в крилах легких літаках, виконано продувку обраних профілів в програмі ProfiliProV2 та на підставі отриманих даних виконано порівняльний аналіз;
- обрано профіль для крила;
- обрано та обгрунтовано взаємне розташування крила та оперення;
- розраховано геометричні характеристики елеронів та закрилків;
- визначено кут встановлення крила;
- виконано розрахунок погонних повітряних навантажень під час крейсерського польоту;

- виконано розрахунок погонних масових навантажень під час крейсерського польоту;
- розраховано центр тиску профілю крила для крейсерського режиму польоту;
- розраховано перерізуючу силу, згинальний момент та крутний момент, які діють на крило в польоті;
- результати розрахунків зведено в таблиці та за отриманими даними побудовано епюри;
- виконана просторова модель крила.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Гребеньков О.А. 1984 Конструкция самолетов: Учеб. Пособие для авиационных вузов. – М. Машиностроение, 1984. – 240 с., ил.
2. Гиммельфарб А.Л. 1980 Основы конструирования в самолетостроении в самолетостроении: Учеб. Пособие для высших авиационных заведений/Ред. А. В. Кожина. – 2-е изд., перераб. И доп. – М.: Машиностроение, 1980. 367 с.
3. Чумак П. И., Кривокрысенко В.Ф., 1993 Расчет, проектирование и постройка
4. Проектування та конструювання ЛА. Проектування та конструювання ЛА-2. Конструювання ЛА: [текст]: метод. вказівки до виконан. курс. проекту для студ. за напрямом підготов. 6.051101 «Авіа- та ракетобудування» / Уклад. – В. В. Сухов, О. М. Масько. – К. : НТУУ «КПІ», 2011. – 76 с.
5. Арапьев А.Н. Проектирование легких пасажирских самолетов. – М.:Изд-во МАИ, 2006. – 640с.: ил.
6. Електронний ресурс: https://studopedia.su/14_8039_konstruktivno-silovie-shemi-krilev.html.
7. Проектирование самолетов: Учебник для вузов/П79 С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др. Под ред. С. М. Егера – 3-е изд., перераб. И доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
8. Арапьев А.Н. Проектирование легких пассажирских самолетов. – М.: Изд-во МАИ, 2006. – 640 с.: ил.
9. Бадягин АюАю.ю Мухамедов Ф.А. Проектирование легких самолетов. – М.: Машиностроение, 1978. – 208 с., ил.
10. Проектирование самолетов Бадягин А.А., Егер С.М., Мишин В. Ф., Склянский Ф.И., Фомин Н.А., М. «Машиностроение». 1972. стр 516.
11. Конструкция м прочность самолетов. Изд. 2-е. Зайцев В.Н., Рудаков В.Л. Киев, издательское объединение «Вища школа», Головное изд-во, 1978, 488с.
12. Глаголев А.Н., Гольдинов М.Я., Григоренко С.М. конструкция самолетов. М., Машиностроение», 1975, 480 с.

13. 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.