

# 1. ОГЛЯД АНАЛОГІВ

Двомісні планери займають особливе місце у своєму сімействі, оскільки саме з них починається навчання пілотованому польоту, а також відпрацьовується майстерність у виконанні злету, посадки та пілотування. Тому основними вимогами до цього типу літальних апаратів є висока надійність, простота в керуванні, висока стійкість та достатня керованість, можливість витримувати великі перевантаження.

В даному розділі будуть розглянуті найпоширеніші двомісні планери які гарно себе зарекомендували в авіаційних клубах по всьому світі.

## 1.1 Schleicher ASK 21

### 1.1.1 Загальна інформація

ASK 21 – це двомісний середньоплан з розмахом крила 17 м (рис. 1.1), сконструйований Рудольфом Кайзером як учбово-тренувальний з можливістю виконувати польоти за маршрутом. Виконав свій перший політ 6 лютого 1979 і цього ж року почалося його серійне виробництво, яке тривало до травня 2018 року. Всього було випущено більше 900 екземплярів планера даного типу що є рекордним числом серед конкурентів.



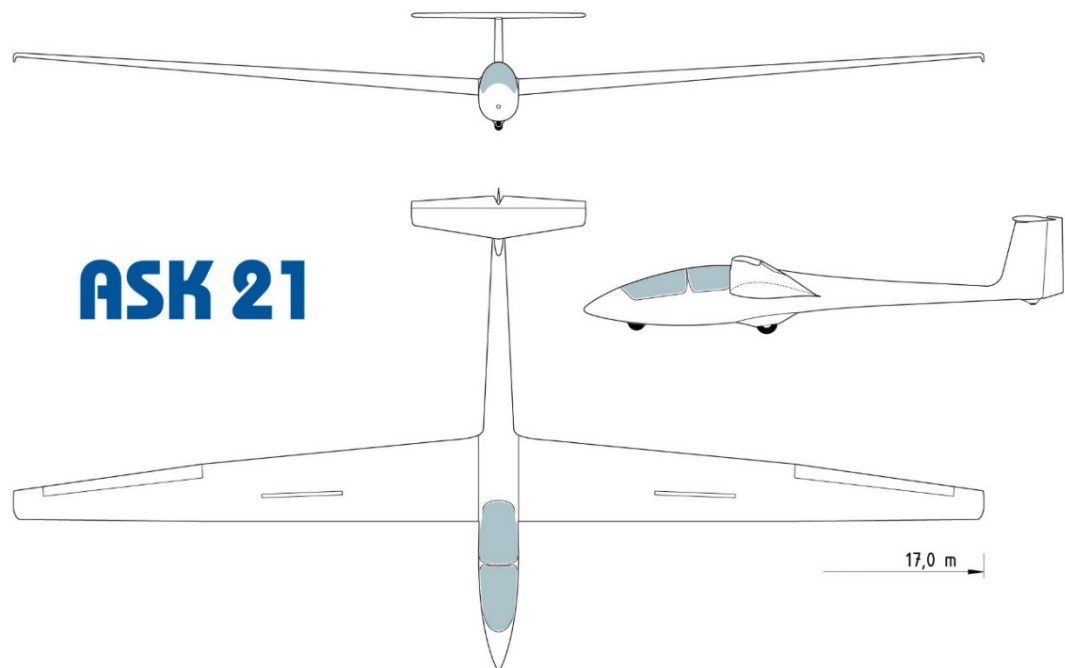
*Рис.1.1 ASK 21*

Визначною особливістю ASK 21 є той факт, що в 2013 році усім планерам цього типу був продовжений назначений льотний ресурс з 12000 годин до 18000. Це забезпечило світову популярність планеристів, оскільки ASK 21 можна

експлуатувати набагато довше ніж інші двомісні планери. Це суттєво знижує час, за який придбання планера окупиться.

### 1.1.2 Конструкція

Як вказувалось вище, ASK 21 – це двомісний середньоплан (рис. 1.2), сидіння пілотів в кабіні розміщені тандемно – один позаду іншого, система керування дубльована механічно. Фюзеляж виготовлений з склопластику по технології «сендвіч» що дозволяє зменшити масу без втрат міцності.



*Рис. 1.2 ASK 21 в трьох проекціях*

Крило однолонжеронне суцільнокомпозитне з інтерцепторами на верхній поверхні крила. Закрилки відсутні, конструктивний матеріал - склопластик. На загнутих донизу закінцівках крила розміщені демпфери, що дозволяє виконувати зліт без допомоги супроводжуючого.

Хвостове оперення Т-подібне, складається з нерухомого вертикального стабілізатора та знімного горизонтального стабілізатора, оснащеного автоматичними вузлами кріплення для спрощення процесу з'єднання.

Шасі велосипедного типу з складається з трьох коліс або двох коліс і костіля на хвостовій балці. Шасі не оснащено механізмом випуску та

прибирання. Основне колесо розміщене позаду центра мас та оснащено гідравлічним дисковим гальмом та амортизатором.

### **1.1.3 Льотно-технічні характеристики.**

Товстий профіль крила дає планеру гарні льотні характеристики на малих швидкостях (номінальна швидкість звалювання близько 65 км/год). Поведінку планера в повітрі характеризують як слухняну: звалювання плавне з достатньою попереджувальною вібрацією, вихід зі звалювання виконується легко.

Планер має малу тенденцію до входу в штопор. Для того щоб можна було виконувати цю фігуру, в навчальних цілях використовується спеціальне обладнання. Воно складається з металевих дисків які кріпляться на хвостову балку і змінюють положення центра мас, зміщуючи його назад. Вихід зі штопора відбувається за стандартною схемою.

Основні льотно-технічні характеристики планера ASK 21 наведені в таблиці 1.

## Льотно-технічні характеристики ASK 21

Розмах крила, м	16
Площа крила, м <sup>2</sup>	17,56
Подовження крила	14,6
Маса пустого, кг	282
Максимальна злітна маса, кг	484,5
Мінімальне навантаження на крило, кг/м <sup>2</sup>	20,6
Максимальне навантаження на крило, кг/м <sup>2</sup>	27,6
Максимальна швидкість, км/год	200
Швидкість звалювання, км/год	59,3
Мінімальне зниження, м/с	0,7
Максимальна якість	26

## 1.2 Schempp-Hirth Janus B

### 1.2.1. Загальна інформація.

Janus B – двомісний моноплан класичної аеродинамічної схеми з T-подібним оперенням (рис. 1.3), оснащений закрилками. Це перший у світі високоефективний двомісний планер. Компанія-виробник - німецька Schempp-Hirth. Всього побудовано 300 планерів цього типу, перший політ був здійснений в травні 1974 року. Генеральним конструктором планера є німецький авіаконструктор Клаус Холігхаус.



Рис. 1.3. Schempp-Hirth Janus

Конструктивна схема та форма фюзеляжу були запозичені в планера Nimbus-2 - легендарного планера цього ж виробника. Кабіну при цьому подовжили для розміщення ще одного пілота.

### **1.2.2. Конструкція**

Janus – має склопластиковий фюзеляж-монокок який є збільшеною версією фюзеляжу планера Nimbus-2. Сидіння розміщені за тандемною схемою; справа від них розміщені навіски суцільного ліхтаря кабіни.

Шасі літака трьохопорне велосипедного типу з носовим колесом. Основне колесо шасі оснащено дисковим або барабанним гальмом, в залежності від модифікації. У пізніші модифікації планера (Janus C, Ce) додали механізм прибирання основної опори шасі.

Крило суцільнокомпозитне, однолонжеронне, трапецієвидне в плані, оснащено закрилками та інтерцепторами, складається з двох консольних знімних частин. В якості конструктивного матеріалу використовується склопластик. Крило розмахом 20 м (модифікація А та С) чи 18,2 м (модифікація В) має зворотну стріловидність  $2^\circ$  по передній кромці.

Планер Janus оснащений Т-подібним хвостовим оперенням зі знімним горизонтальним стабілізатором та нерухомим вертикальним.

На рис 1.4 зображене креслення планера у трьох проекціях.

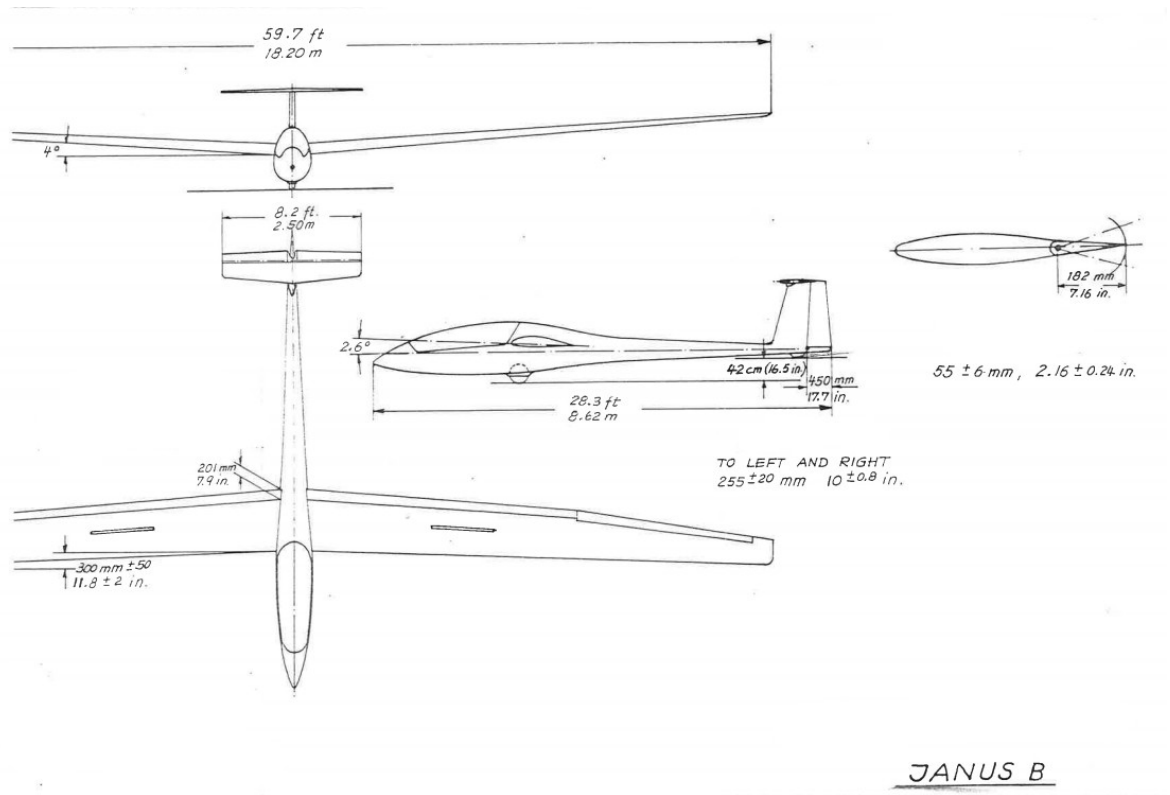


Рис. 1.4. Janus B у трьох проекціях

### 1.2.3. Льотно-технічні характеристики.

Льотно-технічні характеристики планера Schempp-Hirth Janus B наведені в таблиці 2.

Таблиця 2.

Льотно-технічні характеристики планера Schempp-Hirth Janus B

Розмах крила, м	18,2
Площа крила, м <sup>2</sup>	16,6
Подовження крила	20
Маса пустого, кг	365

Максимальна злітна маса, кг	629
Мінімальне навантаження на крило, кг/м <sup>2</sup>	26,8
Максимальне навантаження на крило, кг/м <sup>2</sup>	37,9
Максимальна швидкість, км/год	250
Швидкість звалювання, км/год	70
Мінімальне зниження, м/с	0,6
Максимальна якість	39,5

### 1.3 LET L23 Super Blanik

#### 1.3.1. Загальна інформація.

Let L23 Super Blanik – суцільнометалевий двомісний високоплан класичної аеродинамічної схеми з Т-подібним оперенням, який є вдосконаленою версією планера L13 Blanik (рис. 1.5). Планер виготовляється на чеському заводі LET з 1988 року.



Рис. 1.5. Let L23 Super Blanik

### 1.3.2. Конструкція

Крило суцільнометалеве, двохлонжеронне, трапецієвидне в плані, зі зворотною стріловидністю, складається з двох знімних консолей, обладнане інтерцепторами. На відміну від L13 Blaník, конструктори відмовились від встановлення закрилків.

Фюзеляж напівмонокок, розміщує двох пілотів тандемно, обладнаний двохсекційним ліхтарем кабіни (у новіших моделях замінений на односекційний). Система керування дубльована механічно.

Шасі двохопорне, складається з основного та хвостового коліс. Основна опора шасі обладнана амортизатором, барабанним гальмом та механізмом випуску і прибирання.

Оперення Т-подібне на відміну від L13. Горизонтальний стабілізатор знімний.

На рис. 1.6 зображене креслення даного планера у трьох проекціях.

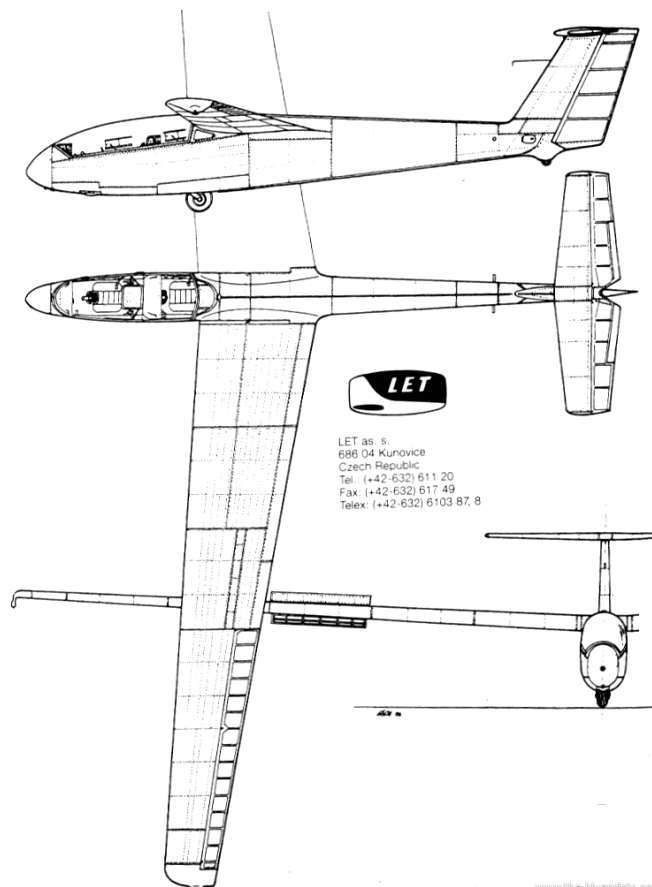




Рис. 1.5. L23 Super Blanik у трьох проекціях.

### 1.3.3. Льотно-технічні характеристики.

Суцільнометалева конструкція цього планера має деякі переваги над суцільнокомпозитними планерами, а саме висока живучість та ремонтпридатність, оскільки металеві деталі L23 набагато простіше відремонтувати чи замінити на відміну від склопластикових. Але в той же час, аеродинамічна поверхня планера, виготовленого з дюралюмінію, менш якісна у порівнянні з склопластиковою. Таким чином, цей планер набагато дешевший в експлуатації та краще підходить для виконання навчально-тренувальних польотів, але в той же час має гірші льотні характеристики.

Льотно-технічні характеристики планера L23 Super Blanik наведені в таблиці 3.

Таблиця 3.

Льотно-технічні характеристики L23

Розмах крила, м	16,2
Площа крила, м <sup>2</sup>	19,15
Подовження крила	13,7
Маса пустого, кг	310
Максимальна злітна маса, кг	510
Мінімальне навантаження на крило, кг/м <sup>2</sup>	20,4
Максимальне навантаження на крило, кг/м <sup>2</sup>	26,6
Максимальна швидкість, км/год	256
Швидкість звалювання, км/год	76
Мінімальне зниження, м/с	0,82
Максимальна якість	28



## Висновки по розділу

В ході роботи над даним розділом дипломного проекту було зібрана та проаналізована інформація щодо характеристик, конструктивних схем та особливостей використання трьох планерів: Schleicher ASK21, Schempp-Hirth Janus та LET L23 Super Blanik. В результаті, був зроблений висновок що основною задачею двомісного планера є виконання навчально-тренувальних польотів, в тому числі польотам за маршрутом. Найпоширенішою сучасною конструктивною схемою є суцільнокомпозитний середньоплан з Т-подібним хвостовим оперенням, трапецієвидним крилом малої стріловидності. Шасі зазвичай велосипедного типу з носовим колесом – для спрощення процесу злету та посадки. Така конструкція забезпечує необхідні міцність, стійкість, керованість, а що найбільш важливо – високу аеродинамічну якість. В той же час були розглянуті переваги суцільнометалевої конструкції. Нище наведені переваги та недоліки обох схем.

Суцільнокомпозитний планер:

Переваги:

- високі льотні характеристики (аеродинамічна якість, швидкість)
- висока міцність конструкції за малої маси
- великий ресурс

Недоліки:

- висока ціна виготовлення та експлуатації
- низька живучість та ремонтпридатність

Суцільнометалевий планер:

Переваги:

- дешевизна у виготовленні та експлуатації
- простота у ремонті

- невибагливість у експлуатації
- невибагливість до ЗПС.

Недоліки:

- гірші льотні характеристики
- менший ресурс (6 тис. год. проти 12 – 18 тис. у композитних).

Для кращого порівняння далі зображена зведена таблиця характеристик розглянутих планерів.

Таблиця 4.

#### Порівняння характеристик планерів

Планер	ASK21	Janus B	L23
Розмах крила, м	17	18,2	16,2
Площа крила, м <sup>2</sup>	17,95	16,6	19,15
Подовження крила	16	20	13,7
Маса пустого, кг	360	365	310
Максимальна злітна маса, кг	600	629	510
Мінімальне навантаження на крило, кг/м <sup>2</sup>	24,5	26,8	20,4
Максимальне навантаження на крило, кг/м <sup>2</sup>	33	37,9	26,6
Максимальна швидкість, км/год	280	250	256
Швидкість звалювання, км/год		70	76
Мінімальне зниження, м/с	0,65	0,6	0,82
Максимальна якість	34	39,5	28

Отже, можна зробити висновок що найкращою конструктивною схемою сучасного планера є суцільнокомпозитна, оскільки власнику вигідніше купити

більш дорогий планер, але використовувати його набагато довше і в різних цілях: учбово-тренувальні польоти, довготривалі польотів за маршрутом, пілотаж та участь в змаганнях.

## **Вибір методу аеродинамічного розрахунку**

Метою даного розділу є дослідити існуючі методи дослідження аеродинамічних характеристик літальних апаратів та обрати такий, що найкраще відповідає вимогам ДП та можливостям по проведенню досліджень.

### **2.1 Огляд існуючих методів**

**2.1.1. Експериментальний метод.** Провідні світові виробники авіаційної техніки віддають перевагу експериментальному дослідженню аеродинаміки їх продуктів. Результати продувок в аеродинамічних трубах мають велику точність і дають змогу з великою вірогідністю передбачити аеродинамічні характеристики майбутнього літального апарату. Проте, такі дослідження вимагають наявності відповідної аеродинамічної труби та специфічного обладнання, а також великих затрат на проведення експерименту. Крім того, найчастіше повнорозмірна модель більша за робочу частину аеродинамічної труби, тому результати експерименту доводиться додатково перераховувати.

В рамках цього дипломного проекту експериментальне дослідження неможливе з огляду на декілька причин. По-перше, експеримент в аеродинамічних трубах АТ-1 на ДП «Антонов» чи в аеродинамічних трубах Національного Авіаційного Університету досить дорогий, а по-друге, таке дослідження не дасть потрібної точності. Це спричинене тим, що в крилах планерів використовуються ламінарні профілі, які розраховані на роботу в ламінарному потоці, що характерно для атмосфери, тоді як в наявних аеродинамічних трубах початкова ступінь турбулентності потоку досить висока. Це негативно вплине на результати розрахунку лобового опору що в свою чергу вплине на ключові для планера значення швидкості та аеродинамічної якості.

**2.1.2. Аналітичний метод.** Перед тим як проводити експериментальне дослідження параметрів ЛА що проектується, аеродинамічні характеристики обчислюються аналітично. Це робиться з метою вибору оптимальних геометричних параметрів та конструктивних рішень, передбачення приблизних

швидкісних, маневрених якостей. Проте такий метод не дає точних результатів, тому після аналітичного дослідження проводять експериментальне. Як зазначалося вище, експеримент в рамках цього ДП неможливий, тому для основного дослідження був вибраний наступний метод.

**2.1.3. Чисельні методи.** За останні роки чисельні методи аеродинаміки сильно розвинулись, що пояснюється суттєвим ростом обчислювальних потужностей і загальної їх доступності. Чисельні методи дозволяють з великою точністю попередньо оцінити аеродинамічні характеристики ЛА та не вимагають специфічного вузькопрофільного обладнання як АТ. Але в той же час, сертифіковане програмне забезпечення коштує досить дорого. Винятком слугують програми з відкритим програмним кодом які розповсюджуються з публічною ліцензією. Прикладом є XFOIL – програмний продукт для проектування та дослідження аеродинамічних профілів при дозвуковому обтіканні, що розроблений Марком Дрела в Массачусетському технологічному інституті. Це визнана світом програма яка проводить обчислення з великою точністю. Проте, вона обмежується розрахунком профіля при двомірному обтіканні і не може бути використана при дослідженні ЛА самостійно. З огляду на згадане вище, було прийняте рішення використовувати програмний продукт Xflr5.

Xflr5 був створений на основі програми XFOIL з метою створити зручний графічний інтерфейс користувача, а також перевести оригінальний код, написаний на мові Fortran на C/C++ для спрощення подальшого його використання іншими розробниками. Згодом, алгоритми XFOIL були використані при створенні моделей для дослідження тривимірного обтікання – LLT, VLM та 3D Panels.

Варто зазначити, що розробники наполягають на тому що Xflr5 – це не професійне програмне забезпечення та не гарантують відсутності програмних чи математичних помилок в процесі роботи, тому при його використанні є потреба переконатися у відповідності отриманих результатів дійсним. Ця процедура наведена в розділі 3.

## 2.2 Огляд можливостей програми Xflr5

В Xflr5 представлені чотири математичні моделі для розрахунку аеродинамічних характеристик ЛА: LLT, VLM, та 3D Panels. Розглянемо їх особливості та обмеження. Детальний огляд математичних моделей виходить за рамки даного ДП, тому далі наведені їх головні особливості та обмеження.

**2.2.1 Метод LLT.** Абревіатура LLT розшифровується як «Lifting Line Theory» і перекладається як «Теорія лінії підйомної сили», в радянській літературі зустрічається як теорія несучої нитки. Класична теорія несучої нитки сили є лінійною, тобто базується на припущенні що залежність  $C_{ya}(\alpha)C_{ya}(\alpha)$  є лінійною,

а також нехтує впливом в'язкості. В даній програмі цей метод враховує в'язкість та нелінійність залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки та базується на Технічній записці NASA 1269 [3].

Метод LLT має два основних обмеження: перше – згідно з [3], обчислення не можуть бути точними для крила з малим подовженням та сильною круткою; друге – методом передбачається те що крило має повністю лежати в горизонтальній площині XY, тобто не мати поперечного V.

### 2.2.2 Метод VLM.

VLM (Vortex Lattice Method) або ж панельно-вихоровий метод не має обмежень щодо геометрії крила, як у попереднього, та створений для дослідження несучих поверхонь більш складних форм.

Основними відмінностями від попереднього методу є розрахунок коефіцієнту підйомної сили та індукованого кута атаки без врахування в'язкості та з умовою лінійності  $C_y(\alpha)C_y(\alpha)$ , а також можливість розрахунку крила з

великим поперечним V, круткою та вінглетами.



В рамках цього методу, поверхня досліджуваного об'єкту розбивається на елементи – панелі, відносно яких розраховуються аеродинамічні сили. Так, сила що діє на окрему панель обчислюється за наступною формулою:

$$F = \rho V \times \Gamma,$$

де  $\rho$  – густина повітря,  $V$  – швидкість потоку, а  $\Gamma$  – циркуляція швидкості. З

цієї формули випливає що аеродинамічна сила перпендикулярна до поверхні панелі. Коефіцієнт підйомної сили знаходиться як

$$C_y = \frac{1}{\rho S V^2} \sum F_y,$$

де  $S$  – сумарна площа всіх панелей,  $F_{\omega z}$  – проекція аеродинамічної сили на

вертикальну вісь швидкісної системи координат. Центр тиску і повздовжній момент обчислюються за принципом суперпозиції прикладених аеродинамічних сил.

Як згадувалось вище, в Xflr5 представлені два панельно-вихорові методи – VLM1 та VLM2. Різниця в них полягає в розміщенні приєднаних вихорів (рис. 2.1, 2.2).

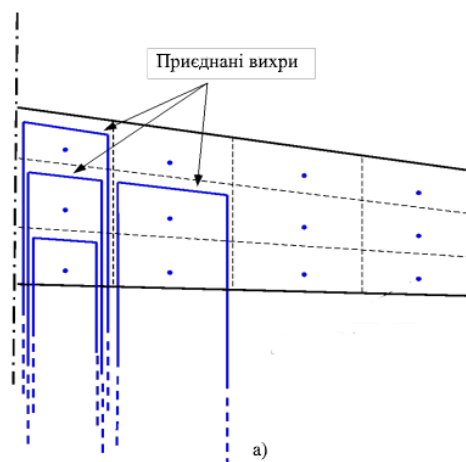


Рис. 2.1 Вихорова система VLM1

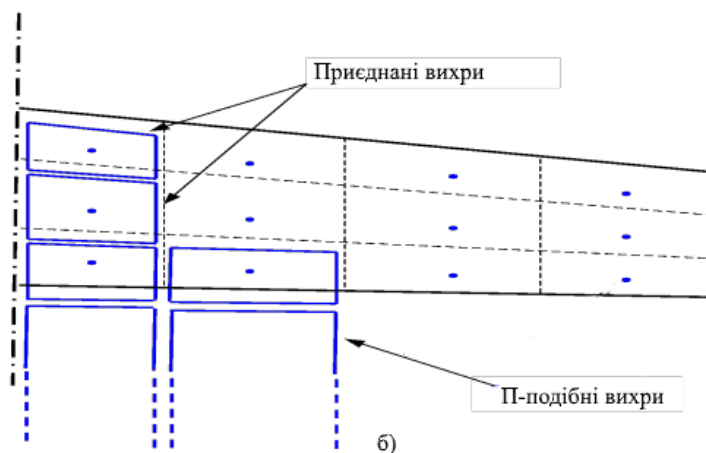


Рис. 2.1 Вихорова система VLM2

Основним недоліком панельно-вихрового методу є неточність при розрахунку на високих та низьких числах  $Re$ . Це спричинене тим фактом, що

коефіцієнт опору та точка переходу розраховуються з урахуванням в'язкості середовища шляхом інтерполяції значення  $C_y$  з попередньо обрахованих

алгоритмами XFOIL поляр. Як результат, зростає похибка при великих та малих числах Рейнольдса, для яких поляри інтерполюються на закритичних кутах атаки.

### 2.3. Висновок

Отже, в даному розділі були розглянуті методи розрахунку аеродинамічних характеристик ЛА, їх переваги та недоліки. Особливу увагу було приділено чисельним методам через їх доступність та достатню точність роботи, досліджене відповідне доступне програмне забезпечення, а саме програми XFOIL та Xflr5. Також були досліджені та порівняні інструменти, реалізовані в цих програмних продуктах.

В результаті роботи над даним розділом було прийняте рішення надалі використовувати метод VLM (панельно-вихревий), реалізований в програмі Xflr5 але за умови перевірки результатів його роботи. Цей процес описаний в наступному розділі.

## Перевірка методів розрахунку програми Xflr5

У цьому розділі буде проведений розрахунок аеродинамічних характеристик існуючого планера засобами програми Xflr5 та порівняння їх з характеристиками, заявленими виробником. Дослідження буде проводитись на основі даних про планер ASK 21, наведених в керівництві з льотної експлуатації [1] та технічного обслуговування [2].

### 3.1 Методика перевірки

Оскільки реальних даних результатів льотних випробувань у вільному доступі обмаль, то критерієм для порівняння результатів роботи програми буде поляра швидкостей яка надається виробником (рис. 3.1).

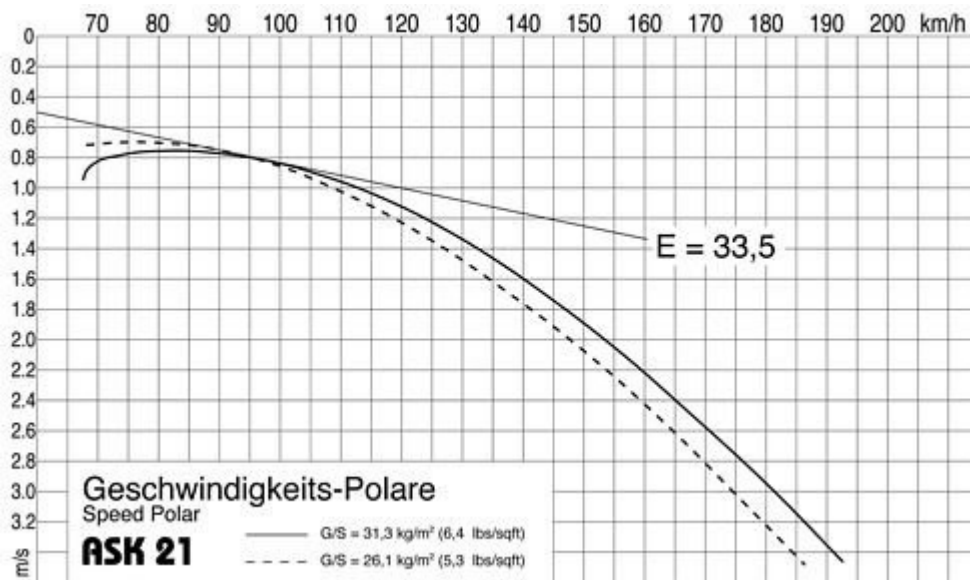


Рис 3.1. Поляра швидкостей планера ASK 21

Варто зазначити що поляра швидкостей є основною характеристикою планера. Цей графік використовують для оцінки його аеродинамічних характеристик та його загальної досконалості.

Перевірка буде здійснюватися наступним чином:

1. Побудова просторової моделі в програмі Xflr5.

2. Дослідження аеродинамічних характеристик моделі двома методами VLM1 VLM2 представленими в Xflr5.
3. Побудова поляри швидкостей.
4. Порівняння результатів розрахунку з полярною на рис. 2.1.

### 3.2 Побудова просторової моделі планера ASK 21

Для забезпечення точності побудованої моделі геометричні характеристики були взяті з [2] і представлені в таблиці 5, а загальний вид зображений на рис.1.2.

Таблиця 5

Характеристики планера ASK 21

Крило:	
Профіль в корені крила	FX S02 196
Профіль на закінцівці крила	FX 60-126
Розмах $l$ , м	17
Площа $S, S$ , м <sup>2</sup>	17,95
Подовження $\lambda$	16,1
Коренева хорда $b_0, b_0$ , м	1,5
Кінцева хорда $b_k, b_k$ , м	0,5
Кут установки в корені	+2°
Кут поперечного $V$ , градус	+4°

Фюзеляж:	
Довжина	8,35
Ширина міделю	0,70
Висота міделю	1,04
Площа поверхні	12,33
Вертикальне оперення	
Висота	1,37
Площа	1,357
Подовження	1,383
Нижня хорда	1,17
Верхня хорда	0,8
Профіль	FX 71-L-150/30
Горизонтальне оперення:	
Розмах	3,1
Площа	1,92
Подовження	5,005
Коренева хорда	0,8
Кінцева хорда	0,4
Профіль	FX 71-L-150/30

Маючи всі геометричні дані та креслення планера, засобами програми Xflr5 була побудована просторова модель планера (рис. 2.2).

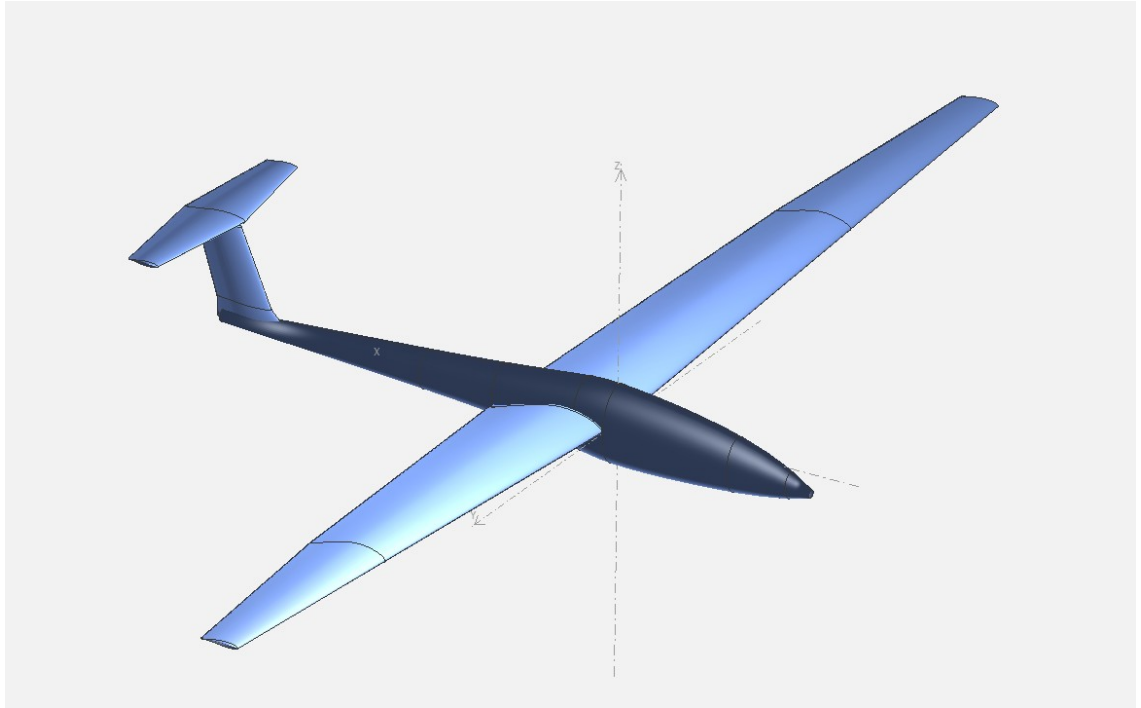


Рис. 3.2 3Д модель планера ASK21

### 3.3 Дослідження аеродинамічних характеристик моделі

Дослідження аеродинамічних характеристик планера були проведеними методами VLM1 та VLM2. Математичні моделі яких більш детально були розглянуті в розділі 2 ПЗ.

Вхідними даними для роботи програми є:

просторова модель;

швидкість потоку  
 $V_{\infty} = 25 \text{ м/с}$  ;

густина повітря  
 $\rho = 1,225 \text{ кг/м}^3$  ;

кінематична в'язкість  
 $\nu = 1,46 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$  ;

маса планера  
 $m = 562 \text{ кг}$  ;

діапазон кутів атаки  $\alpha = -5^\circ \dots + 8^\circ$  з кроком  $0,5^\circ$

Параметри середовища вибиралися відповідно до міжнародної стандартної атмосфери на рівні моря, а швидкість обрана довільно з діапазону дозволених керівництвом з льотної експлуатації [2]. Маса планера відповідає масі при навантаженні на крило  $G = 31,3 \text{ кг/м}^2$  (див. рис. 3.1).

Результатами роботи програми є залежності

$$C_{ya}(\alpha), C_{xai}(\alpha), C_{xaf}(\alpha), m_{za}(\alpha) \quad C_{ya}(\alpha), C_{xai}(\alpha), C_{xaf}(\alpha), m_{za}(\alpha)$$

В технічній документації до програми Xflr5 [4] вказано що методи VLM неточно обраховують аеродинамічні характеристики фюзеляжів, тому виникла потреба у врахуванні впливу фюзеляжу та інших елементів конструкції планера на його аеродинамічні характеристики окремо.

Оскільки підйомна сила, створювана фюзеляжем є досить малою в порівнянні з підйомною силою крила, то було прийняте рішення враховувати тільки аеродинамічну силу опору. Як відомо, повний аеродинамічний опір фюзеляжу складається з опору тиску, опору тертя та хвильового опору:

$$X_{\text{фюз}} = X_f + X_{\text{хв}} + X_p \quad X_{\text{фюз}} = X_f + X_{\text{хв}} + X_p, \text{ де}$$

$X_f$  – опір тертя;

$X_{\text{хв}}$  – хвильовий опір;

$X_p$  – опір тиску.

Відповідні їм коефіцієнти:

$$C_x^{fus} = C_{xf} + C_{xв} + C_{xp}.$$

В даному випадку швидкість руху планера досить мала як і число Маха, тому хвильовим опором можна знехтувати, тому

$$C_x^{fus} = C_{xf} + C_{xp} \quad (1).$$

Опір тертя можна оцінити методом заміни поверхні фюзеляжу на еквівалентну по площі пластину, який описаний в § 10.5 [5]. Відповідно до таблиці 5, площа поверхні фюзеляжу

$$S_{fus} = 12,33 \text{ м}^2 S_{fus} = 12,33 \text{ м}^2.$$

Значення числа Рейнольдса для даного фюзеляжу

$$Re_{fus} = \frac{V \cdot l_{fus}}{\nu}.$$

Згідно з §4,4 [4], опір ламінарного примежового шару

$$C_{xf}^{lam} = \frac{1,3}{\sqrt{Re_{fus}}},$$

опір ламінарного примежового шару

$$C_{xf}^{turb} = \frac{0,072}{\sqrt[5]{Re_{fus}}}.$$

З огляду на те що якість поверхні сучасних планерів є дуже висока і на поверхні відсутні турбулізатори, то виберемо відношення площі турбулентного примежового шару до ламінарного на рівні 1:1. Тобто, площа ламінарного і турбулентного примежових шарів:

$$S_{lam} = S_{turb} = 6,165 \text{ м}^2$$

Тоді, сила опору тертя буде рівна



$$Q_f = C_{xf}^{lam} \cdot q \cdot S_{lam} + C_{xf}^{turb} \cdot q \cdot S_{turb} \quad (2)$$

де  $q$  – це швидкісний напір.

Коефіцієнт опору тертя, приведений до площі крила планера можна знайти за наступною формулою:

$$C_{xf} = \frac{Q_f}{q \cdot S} = 1,014 \cdot 10^{-3} \quad (3),$$

де  $S$  – площа крила (див. табл. 5).

Опір тиску фюзеляжу можна оцінити за допомогою дослідження, описаного в розділі 6-9 [6]. Згідно з ним, відношення опору тиску до загального опору для обтічного тіла при повністю турбулентному обтіканні можна знайти за наступною формулою:

$$\frac{C_{xp}^{turb}}{C_x^{turb}} = \frac{21}{\lambda_{fus}^2} \quad (4),$$

де  $\frac{C_{xp}^{turb}}{C_x^{turb}}$  – коефіцієнт повного опору для повністю турбулентного обтікання.

$$C_x^{turb} = C_{xf}^{turb} + C_{xp}^{turb} \quad (5).$$

Оскільки для безвідриного обтікання точка переходу з ламінарного в турбулентний примежовий шар не впливає на епюру тиску, то справедливе наступне співвідношення:

$$\frac{C_{xp}^{turb}}{C_x^{turb}} = \frac{C_{xp}}{C_x^{fus}} = \frac{21}{\lambda_{fus}^2} \quad (6).$$

Підставивши (1) в (5) отримаємо:

$$C_{xp} = \frac{21 \cdot C_{xf}}{\lambda_{fus}^2 - 21} = 4,92 \cdot 10^{-4} \quad (7).$$

В розділі 1 ПЗ було вказано, що у планера трюхопорне шасі, яке не оснащено механізмом прибирання, тому його опір також доцільно врахувати. В розділі 5.5 [6] наведені експериментальні дані опору шасі різних конфігурацій (рис. 3.3)

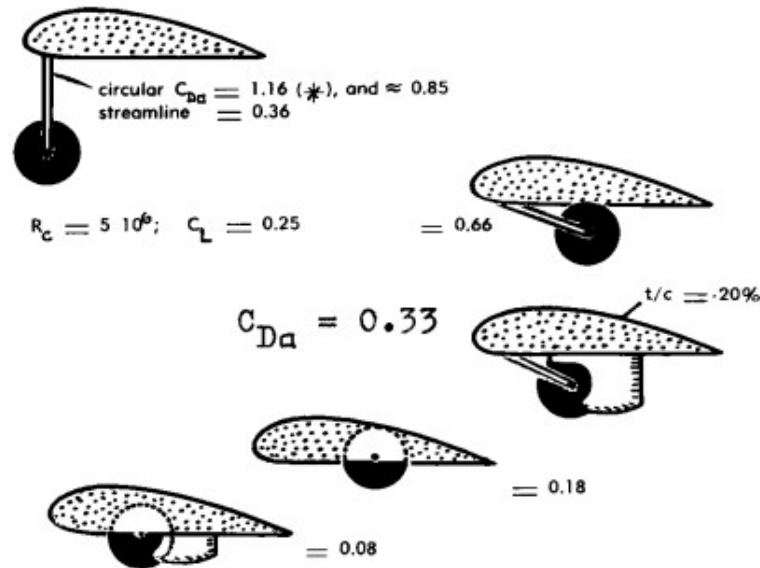


Рис. 3.3. Коефіцієнти опору шасі.

У випадку планера ASK 21 доцільно вибрати варіант з колесом, яке частково виступає за межі обтічника. У такому разі, коефіцієнт його опору, приведений до площі його перерізу буде рівним

$$C_x^k = 0,18.$$

Для того щоб привести коефіцієнт опору до площі крила, треба обчислити відношення площі перерізу колеса до площі крила. Відповідно до [2], основне колесо шасі – це стандартне колесо 5.00-5, носове колесо – 4.00-4. З сортаменту стандартних авіаційних коліс [6] знаходимо їх площу:

$$S_{ок} = 3,75 \cdot 10^{-2} \text{ м}^2,$$

$$S_{нк} = 0,03 \text{ м}^2,$$

де  $S_{ок}$  – площа перерізу основного колеса,  $S_{нк}$  – носового.

Отже, коефіцієнти опору шасі, приведені до площі крила:

$$C_x^{\text{ок}} = \frac{S_{\text{ок}}}{S} \cdot C_x^{\text{к}} = 3,76 \cdot 10^{-4} \quad (8),$$

$$C_x^{\text{нк}} = \frac{S_{\text{нк}}}{S} \cdot C_x^{\text{к}} = 3 \cdot 10^{-4} \quad (9).$$

### 3.4 Результати

Як було вказано на початку розділу, порівняння розрахованих результатів буде проводитися з полярою планера, тому на одному графіку були побудовані результати розрахунку та задана поляра (рис 3.4).

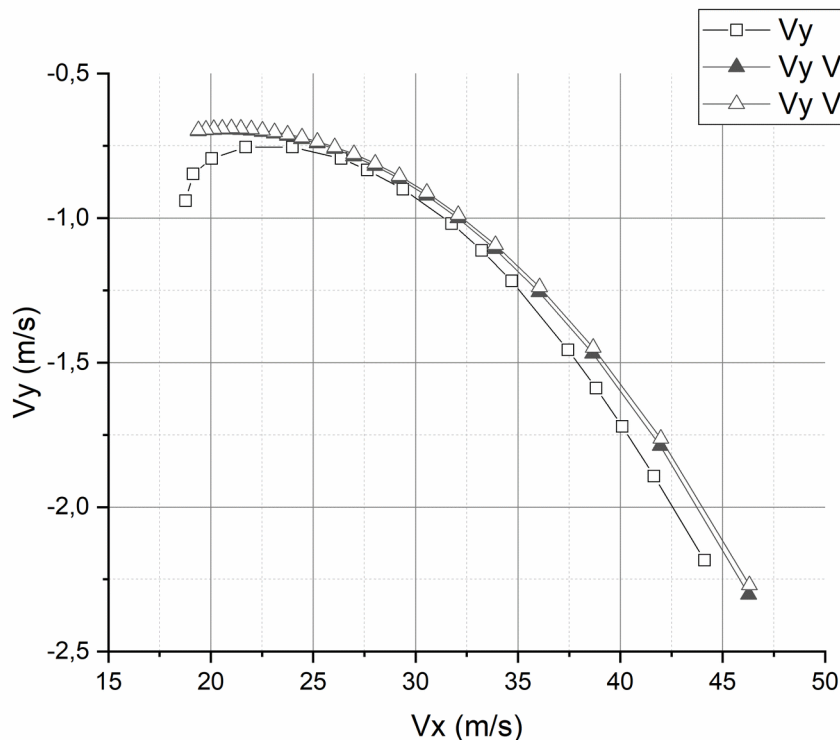


Рис. 3.4 Розраховані та задана поляри швидкостей ASK 21.

Як видно з графіка, результати розрахунку дуже близькі до заданих в межах швидкостей від 23 до 30 м/с. Найбільша похибка спостерігається на лівому кінці графіків, при чому розрахована поляра починається з більшого значення  $V_x$ . Ця

ділянка відповідає найнижчим швидкостям польоту і, відповідно, великим кутам

атаки та великим значенням  $C_{ya} C_{ya}$ . Така відмінність відповідає особливостям

роботи метода VLM, описаним в 2.2.2 і є передбачуваною.

Максимальна різниця між графіками становить близько 0,5 м/с, тоді як відмінність в значенні максимальної аеродинамічної якості становить 1,154, що становить 3,4%.

Результати обчислень наведені в додатку 1.

### **Висновок**

В даному розділі була проведена перевірка результатів роботи програми Xflr5 шляхом порівняння поляр швидкостей, розрахованих методами VLM1 та VLM2 з полярною швидкостей наданою виробником. Відповідний графік наведений вище (рис. 3.4). Опір фюзеляжу та інших елементів конструкції був врахований окремо.

Порівняння показало досить високу точність проведених розрахунків на відрізьку горизонтальних швидкостей близьких до швидкості максимальної якості, але в той же час при малих швидкостях похибка досить суттєва. Ця особливість пояснена в 2.2.2.

Отже, опираючись на проведене дослідження, а також на дані представлені в [3] можна зробити висновок що засоби програми Xflr5 визначають аеродинамічні характеристики ЛА з достатньою точністю для умов, які відповідають технічному завданню даного КП.

## **5. Вибір основних параметрів аеродинамічного обрису**

### **5.1 Профіль крила.**

Вибір аеродинамічного профілю для планера є одним із ключових етапів проектування, оскільки від цього у більшій мірі залежать його аеродинамічні характеристики в цілому. Для планерів характерне використання ламінарних профілів. Їхньою особливістю є розташування точки максимальної товщини ближче до середини хорди. Це дозволяє збільшити зону ламінарного обтікання профілю і тим самим значно зменшити його опір тертя. В той же час, такі профілі мають менші значення максимальної підйомної сили. Тобто, при малому опорі та великій аеродинамічній якості ламінарний профіль буде мати меншу несучу здатність, що змушує збільшувати площу крила.

Найвідомішими розробниками ламінарних аеродинамічних профілів є Вортман, Епплер, великий внесок у дослідження ламінарних профілів зробили науковці Делфтського технічного університету. Їх останні розробки активно використовуються такими всесвітньо відомими виробниками як Schenpp-Hirth, Schleicher. Профілі шостої серії НАСА також є ламінарними.

Оцінити аеродинамічний профіль в контексті подальшого його використання у крилі планера можна за розміром ламінарної зони на його полярі (рис. 4.1)

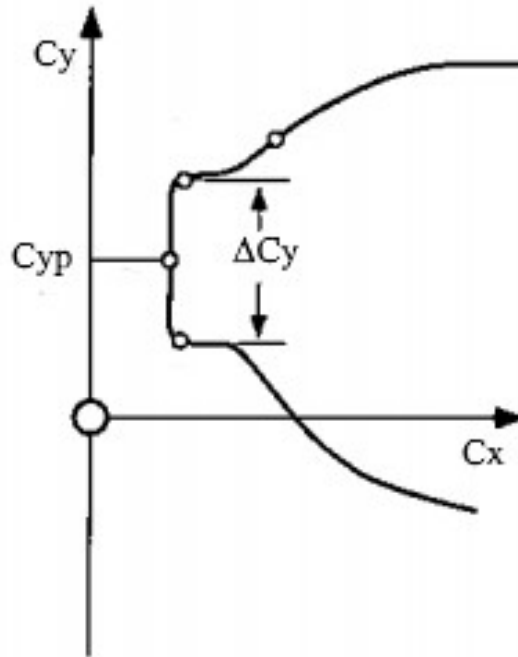


Рис. 4.1 Ламінарна зона профіля;

$C_{yp}$  – розрахункове значення коефіцієнта підйомної сили;  $\Delta C_y$  – глибина  
 $C_{yp}$  ламінарної зони.

Чим ближче до осі  $C_y$  розміщена ламінарна зона, тим ефективніше аеродинамічний профіль. При цьому, важливо щоб розрахункове значення коефіцієнта підйомної сили знаходилось в середині цієї зони. Детально принципи вибору профілів для планерів описані в [7].

Для дослідження були вибрані наступні профілі: FX S 02-196 (ASK21), FX 05-191, FX 75-193, EPPLER E604, EPPLER E854, HQ-17/14.38. Аеродинамічні характеристики обраних профілів були визначені в програмі Xflr5 при значенні числа Рейнольдса  $Re = 1700000$ . При цьому, основне порівняння

буде вестися відносно профіля FX S 02-196 що використовується на планері ASK21, аеродинаміку якого було досліджено в попередніх розділах. Результати обчислення зображені на рис. 4.2.

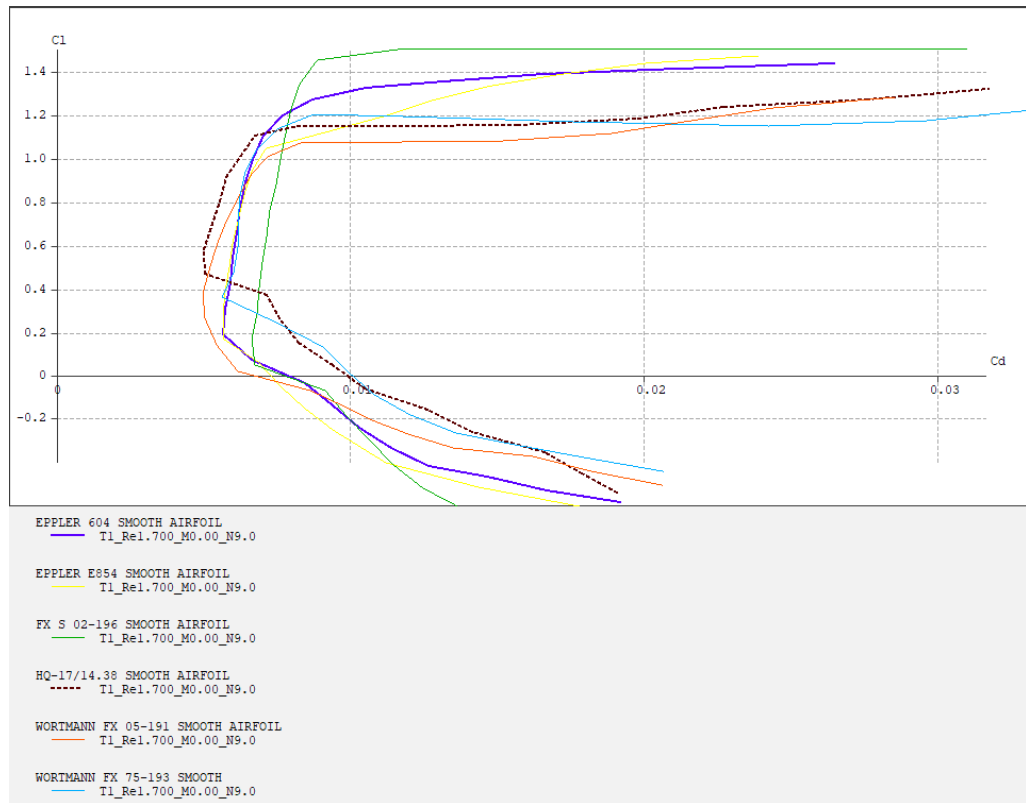


Рис. 4.2. Порівняння аеродинамічних характеристик профілів.

Як видно з графіків, найближче до осі  $C_y C_y$  ламінарна ділянка у профіля

HQ-17/14.38, але в той же час глибина ділянки досить мала. У випадку реального ЛА велику роль також грає і значення  $C_{y_{max}} C_{y_{max}}$ , як видно з рис. 4.2 та 4.3 для

цього профіля максимальне значення коефіцієнта підйомної сили значно нижче ніж у FX S 02-196, E604. Це негативно вплине на поведінку планера на низьких швидкостях: при однаковій площі, у крила з профілем HQ-17/14.38 швидкість звалювання буде більшою ніж, наприклад, у крила з профілем FX 75-193. Також це негативно вплине на швидкість набору висоти у висхідних потоках.

Розглянувши поляри інших профілів було прийняте рішення обрати E604. У даного профіля ламінарна ділянка розміщена значно лівіше ніж у профіля FX S 02-196, а значення  $C_{y_{max}} C_{y_{max}}$  несуттєво менше за відповідне значення для FX S

02-196. Отже, з цим профілем потенційно можна отримати крило з більшою

аеродинамічною якістю ніж у ASK 21, але з трішки гіршими характеристиками на малих швидкостях, що допустимо в рамках ТЗ.

## 5.2 Крило

При розробці крила планера треба врахувати багато факторів. В першу чергу, на розмах крила впливають обмеження, накладені механічними характеристиками конструктивного матеріалу, обмеження які накладає клас планера, максимальна можлива довжина трейлера для перевезення, ціна на виготовлення виробничої оснастки. У той же час, при використанні ламінарного профіля з дуже низьким опором, найбільшу частину лобового опору планера складає індуктивний опір. Як відомо, основним методом боротьби з індуктивним опором є збільшення подовження крила що веде за собою збільшення розмаху та зменшення площі, що негативно впливає на міцнісні характеристики крила. Тому необхідно знайти компроміс між всіма параметрами.

У цілях збільшення подовження крила, було прийняте рішення обмежити розмах у 18 метрів. Це більше ніж у ASK21, але не настільки щоб суттєво збільшити масу планера та витрати на виготовлення оснастки.

З огляду на вказане вище, а також на конструктивні рішення планерів-аналогів було прийняте наступне: крило трапецієвидне у плані з прямою передньою кромкою, коренева хорда 1,3 м, кінцева 0,5 м. Поперечне  $V$  рівне 4<sub>00</sub>.

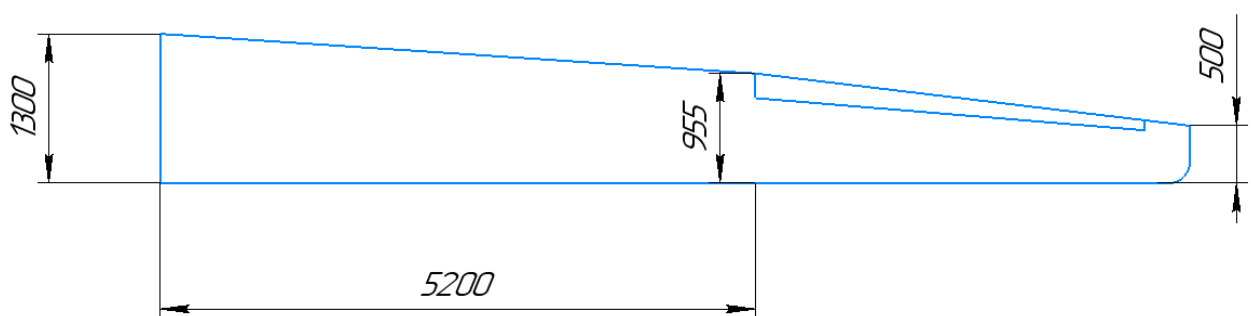


Рис. 4.3. Схема півкрила в плані.

Крило має аеродинамічну та геометричну крутку, для забезпечення еліптичного розподілення тиску. Як відомо з [5] та [8], для крила зі збільшенням



звуженням характерне збільшення коефіцієнту підйомної сили з наближенням до закінцівки крила. Цей ефект детально пояснений в [5]. Для крила, геометрія якого описана в цьому розділі, без крутки розподіл тиску на куті атаки  $10^\circ$  буде виглядати наступним чином (рис. 4.4):

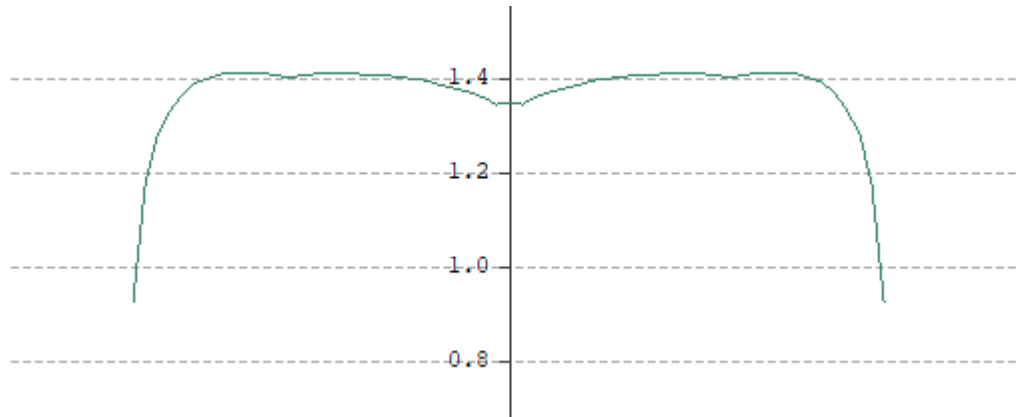


Рис. 4.4 Розподіл  $C_y$  за розмахом без крутки.

Таким чином, ближче до закінцівок крила коефіцієнт підйомної сили швидше досягне свого максимального значення, а отже і швидше відбудеться відрив потоку. Така ситуація є небезпечною, оскільки відрив потоку відбувається в зоні де розташовані елерони, що робить їх неефективними. Це може призвести до неконтрольованого зриву у штопор. Тому, для цього крила була застосована геометрична та аеродинамічна крутка: на закінцівці крила був встановлений профіль з більшим значенням  $C_{y_{max}}$  – FX 60-126, а кут крутки крила становить  $-2^\circ - 2^\circ$ : в корені крила кут встановлення крила  $2^\circ$ , а на закінцівці -  $0^\circ$ .

Таким чином було досягнуто розподілення коефіцієнту підйомної сили близьким до еліптичного (рис. 4.5).

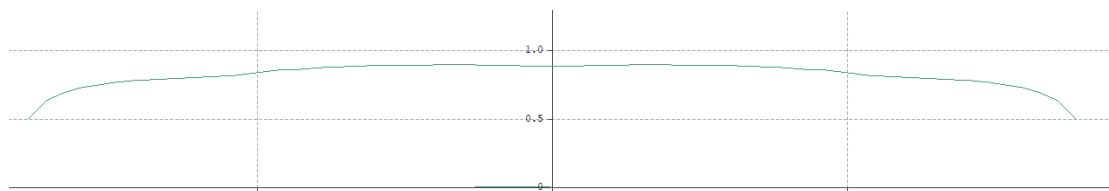


Рис. 4.5 Розподіл  $C_y$  за розмахом з круткою.

### 4.3. Оперення

Оперення планера T-подібне. Для горизонтального і вертикального стабілізаторів був обраний профіль DU86-137-25, оскільки він має низький опір,

велику ламінарну зону. Площа та геометрія стабілізатора були вибрані з огляду на статистичні дані планерів-аналогів, а також з міркувань забезпечення аеродинамічної стійкості, що більш детально описано в наступному розділі. Кут встановлення горизонтального стабілізатора рівний  $-3^\circ$ .

Конструктивні схеми вертикального і горизонтального стабілізаторів зображені на рис. 4.4.

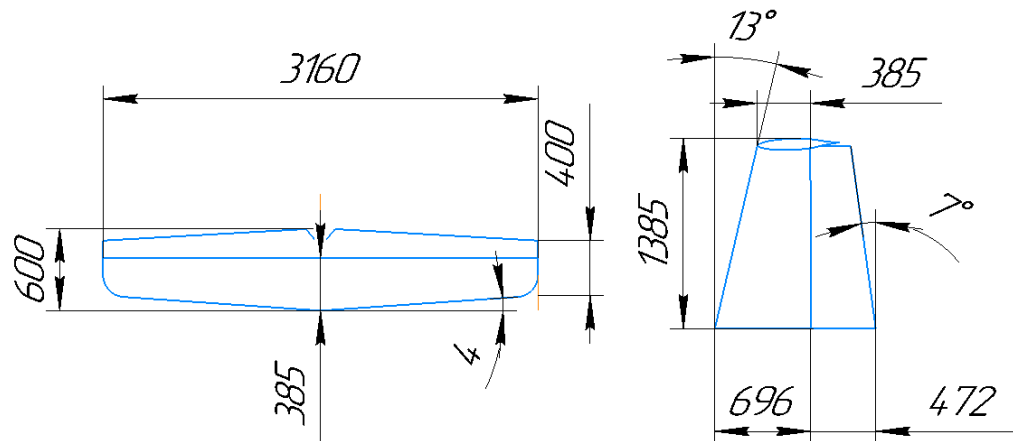


Рис. 4.4 Конструктивні схеми вертикального і горизонтального оперення.

#### 4.4. Фюзеляж

При проектуванні фюзеляжу до уваги бралися наступні фактори: розміщення пілотів, розміщення крила відносно фюзеляжу, можливість встановити колесо з механізмом випуску та прибирання, необхідність максимально зменшити зовнішню поверхню, зробити її максимально обтічною.

Типовою аеродинамічною схемою для композитних планерів є середньоплан, але існують і високоплани (наприклад Js-3 Rapture). Для даного випадку була вибрана схема високоплан, оскільки у такому разі досягається одразу декілька переваг:

1. можлива посадка на майданчик з високою рослинністю;
2. при злеті та посадці допустимі більші крени (важливо для навчальних польотів);

3. більша поперечна стійкість планера через низько розташований центр мас.

Форма фюзеляжу була спроектована з огляду на рекомендації в [7] (рис. 4.5).

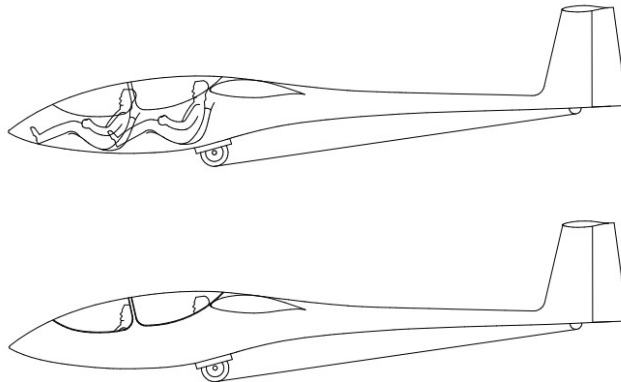


Рис. 4.5 Фюзеляж

Шасі складається з двох опор – основної та хвостової. Основна опора шасі обладнана механізмом випуску та прибирання, хвостова є нерухомою. Було прийняте рішення відмовитись від носової стійки шасі для покращення аеродинамічних характеристик.

Ліхтар кабіни двосекційний, передня секція відхиляється уперед, задня, відповідно, назад. Така схема дозволяє підвищити живучість та ремонтпридатність ліхтаря що є досить важливим з огляду на складність та дороговизну його виробництва, а також забезпечує необхідну зручність при посадці чи покиданні планера.

## ВИСНОВОК

В даному розділі були обрані основні геометричні та конструктивні параметри планера, а саме його крила, хвостового оперення та фюзеляжу. Основні його характеристики наведені в таблиці 6.

Таблиця 6

Характеристики спроектованого планера

Крило:	
Профіль в корені крила	EPPLER E604
Профіль на закінці крила	FX 60-126
Розмах $l$ , м	19
Площа $S, S$ , м <sup>2</sup>	17,33
Подовження $\lambda$	18,7
Коренева хорда $b_0, b_0$ , м	1,3
Кінцева хорда $b_k, b_k$ , м	0,5
Кут установки в корені, $\alpha_0$	+2
Кут поперечного $V$ , $\alpha_0$	+4
Фюзеляж:	
Довжина	8,7
Ширина міделю	0,677

Висота міделю	0,998
Площа поверхні	13,39
Вертикальне оперення	
Висота	1,33
Площа	1,07
Подовження	1,383
Нижня хорда	1
Верхня хорда	0,620
Профіль	DU 86-137/25
Горизонтальне оперення:	
Розмах	3,16
Площа	1,55
Подовження	6,44
Коренева хорда	0,6
Кінцева хорда	0,4
Профіль	DU 86-137/25

Креслення планера у трьох проекціях наведено в додатку.

# 5. РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК

## 5.1. Розрахунок центру мас

Ця частина розрахунку є дуже важливою для подальшого визначення аеродинамічних моментів та дослідження стійкості ЛА.

Для спрощення розрахунків, замінимо основні елементи конструкції планера а також пілотів на відповідні їм центри мас та розмістимо їх вздовж осі  $X$ . Точкою відліку буде слугувати абсциса точки, через яку проходить передня кромка крила (рис. 5.1).

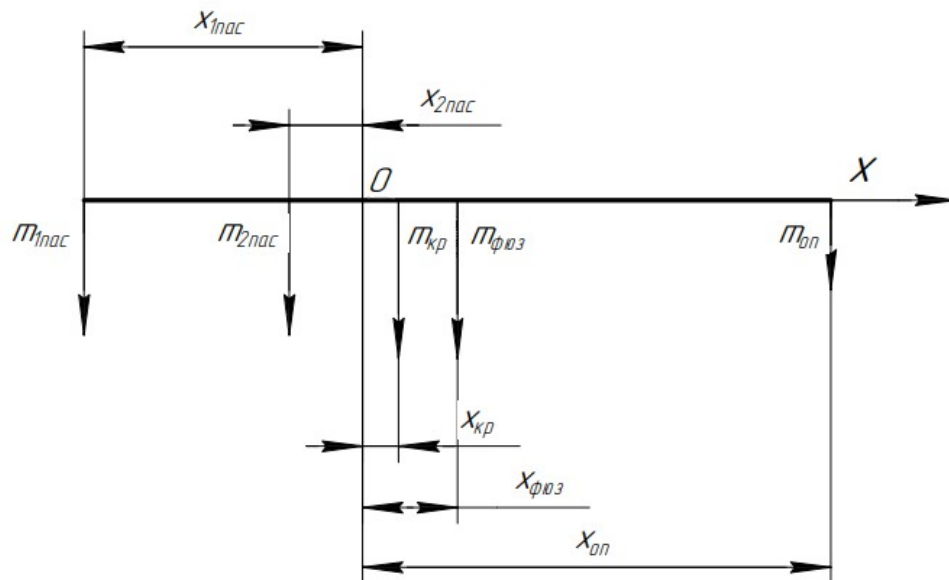


Рис. 5.1. Схема розташування мас:

- $m_{1пас}$   $m_{1пас}$  – маса першого пілота;  $m_{2пас}$   $m_{2пас}$  – маса другого пілота;  $m_{кр}$   $m_{кр}$  – маса крила;
- $m_{фюз}$   $m_{фюз}$  – маса фюзеляжу;  $m_{оп}$   $m_{оп}$  – маса хвостового оперення;  $x_{1пас}$   $x_{1пас}$  – координата центра мас першого пілота;
- $x_{2пас}$   $x_{2пас}$  – координата центра мас другого пілота;
- $x_{кр}$   $x_{кр}$  – координата центра мас крила;  $x_{фюз}$   $x_{фюз}$  – координата центра мас фюзеляжу;  $x_{оп}$   $x_{оп}$  – координата центра мас хвостового оперення;

Як відомо, центр мас рахується за наступною формулою:

$$x_{ц.м.} = \frac{\sum_{i=0}^n m_i x_i}{\sum_{i=0}^n m_i} \quad (9).$$

Для приблизного визначення мас частин планера та екіпажу скористаємось [2]. Отже, маса крила планера ASK 21

$$m_{кр}^{ASK21} = 190 \text{ кг.}$$

Оскільки площа та розмах крила планера, що проектується відрізняються від відповідних величин ASK 21, то приведемо розрахункову масу за наступною формулою:

$$m_{кр} = m_{кр}^{ASK21} \cdot \frac{S_{кр}}{S_{кр}^{ASK21}} = 182,4 \text{ кг,}$$

де  $S_{кр}$  – площа крила планера що проектується, а  $S_{кр}^{ASK21}$  – площа крила ASK 21.

Оскільки технологія виготовлення вертикального та горизонтального стабілізаторів подібна до технології виготовлення крила, то їх маса буде пропорційна відношенню їх площ. Отже,

$$m_{оп} = m_{ГО} + m_{ВО} = \frac{m_{кр}}{S_{кр}} \cdot (S_{ГО} + S_{ВО}) = 23,1 \text{ кг.}$$

Оскільки в хвостовій балці розміщене колесо та можливе встановлення іншого обладнання (антена, трубка Нікса і т.д.) то прийmemo

$$m_{оп} = 25 \text{ кг.}$$

Центр мас хвостового оперення розташований на відстані 5 метрів від передньої кромки крила, отже

$$x_{\text{оп}} = 5000 \text{ мм.}$$

Оскільки фюзеляжі даного планера та ASK 21 схожі за розмірами, конструктивними матеріалами то прийємо згідно з [2]

$$m_{\text{фюз}} = 200 \text{ кг.}$$

По створеній просторовій моделі планера ASK 21 знайдемо центр мас фюзеляжу в програмі Компас 3Д (в даному випадку точкою відліку є крайня передня точка фюзеляжу).

$$x_{\text{фюз}}^{\text{ASK21}} = 3300 \text{ мм,}$$

що становить приблизно 40%% від загальної довжини. Згідно з цим, було

обрано

$$x_{\text{фюз}} = 400 \text{ мм.}$$

В результаті, центр мас був порахований за формулою 9 в програмі Xflr5 (рис. 5.2).

$$x_{\text{ц.м.}} = 136 \text{ мм.}$$

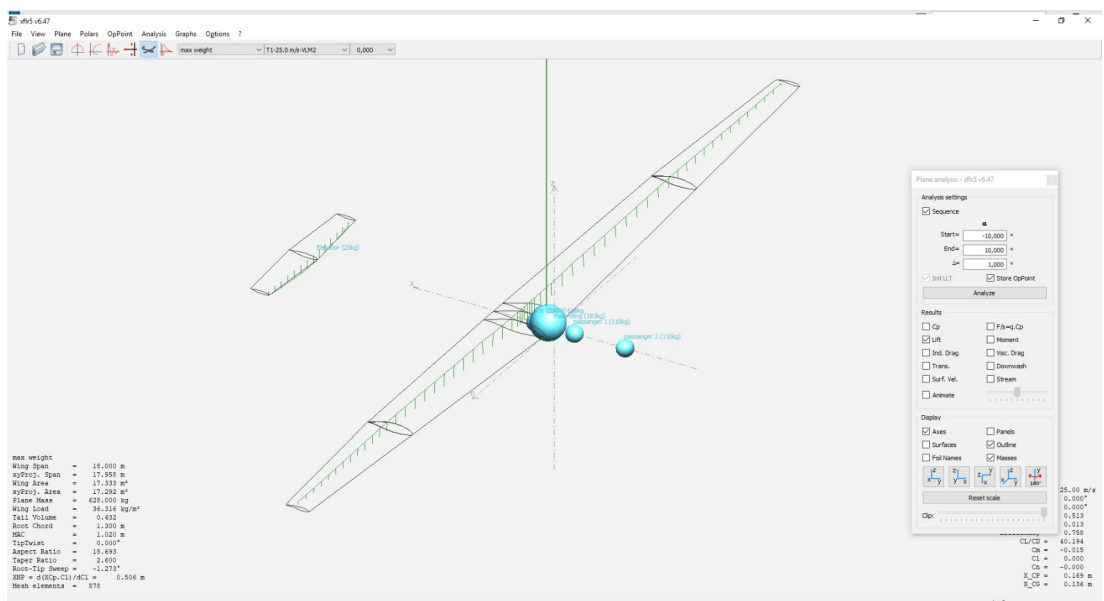


Рис. 5.2. Розрахунок центра мас.



## 5.2 Оцінка аеродинамічного опору фюзеляжу.

Як вказувалось в розділі 3.3 ПЗ, опір фюзеляжу необхідно розраховувати окремо. Для цього, обчислимо площу поверхні фюзеляжу за наступною формулою:

$$S_{\text{фюз}} = \frac{S_{\text{фюз}}^{\text{ASK21}}}{l_{\text{фюз}}^{\text{ASK21}}} \cdot l_{\text{фюз}} = 12,85 \text{ м}^2,$$

де  $S_{\text{фюз}}^{\text{ASK21}}$  – площа фюзеляжу, а  $l_{\text{фюз}}^{\text{ASK21}}$  – довжина планера ASK

21.

Використовуючи форму 1, 3, 7, наведені в 3.3 даної ПЗ обчислимо значення коефіцієнта опору фюзеляжу.

$$C_x^{\text{фюз}} = 0,00165.$$

Оскільки основне колесо шасі прибирається в польоті, то будемо враховувати тільки опір хвостового, яке приблизно рівний опору носового колеса ASK 21. Тоді,

$$C_x^{\text{шасі}} = 3 \cdot 10^{-4}.$$

## 5.3. Визначення аеродинамічних характеристик планера.

Важливою умовою експлуатації планера є його аеродинамічна стійкість як з одним пілотом в кабіні, так і з двома, оскільки при цьому сильно зміщується центр мас. Тому, розрахунки аеродинамічних характеристик проводились для двох випадків: для одного пілота масою 70 кг, а також для двох масою 90 кг.

Розрахунок аеродинамічних характеристик планера проводились засобами програми Xflr5 відповідно до методики, описаної в розділі 3 ПЗ.

Поляра першого роду планера зображена на рис. 5.3.

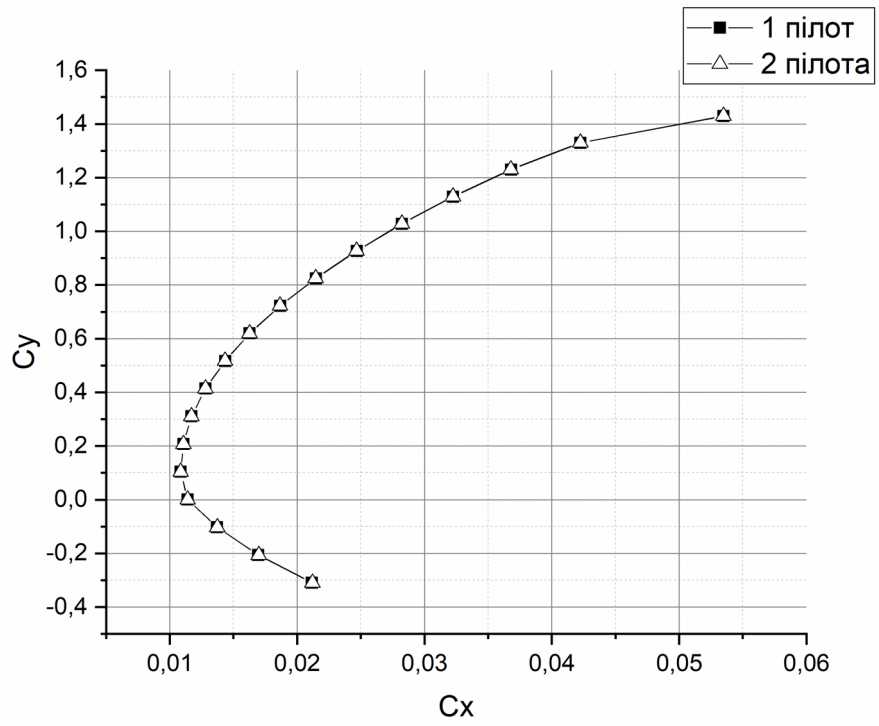


Рис. 5.3. Поляра планера.

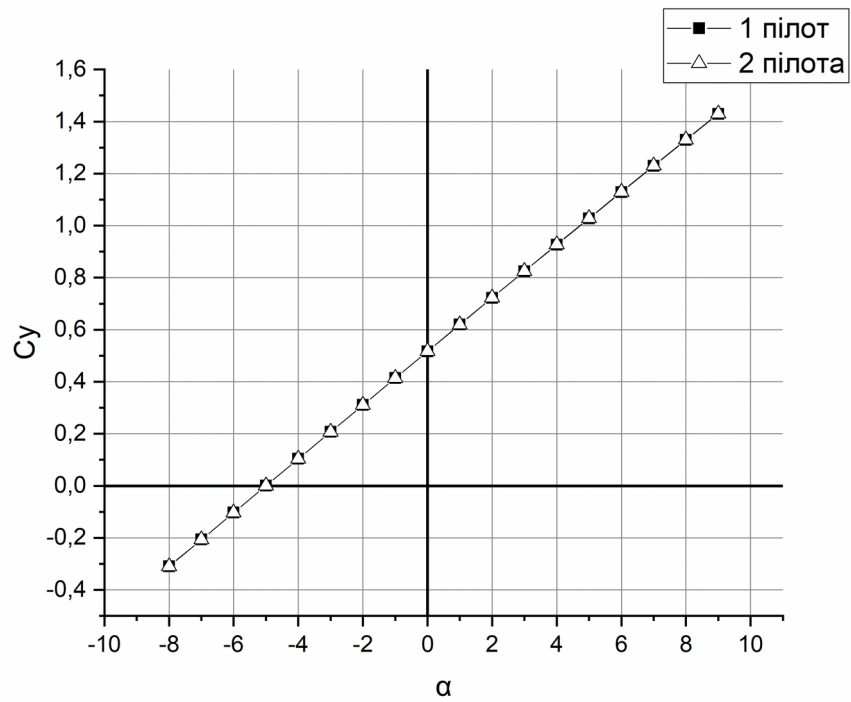


Рис. 5.4 Залежність  $C_y(\alpha)$  від  $\alpha$ .

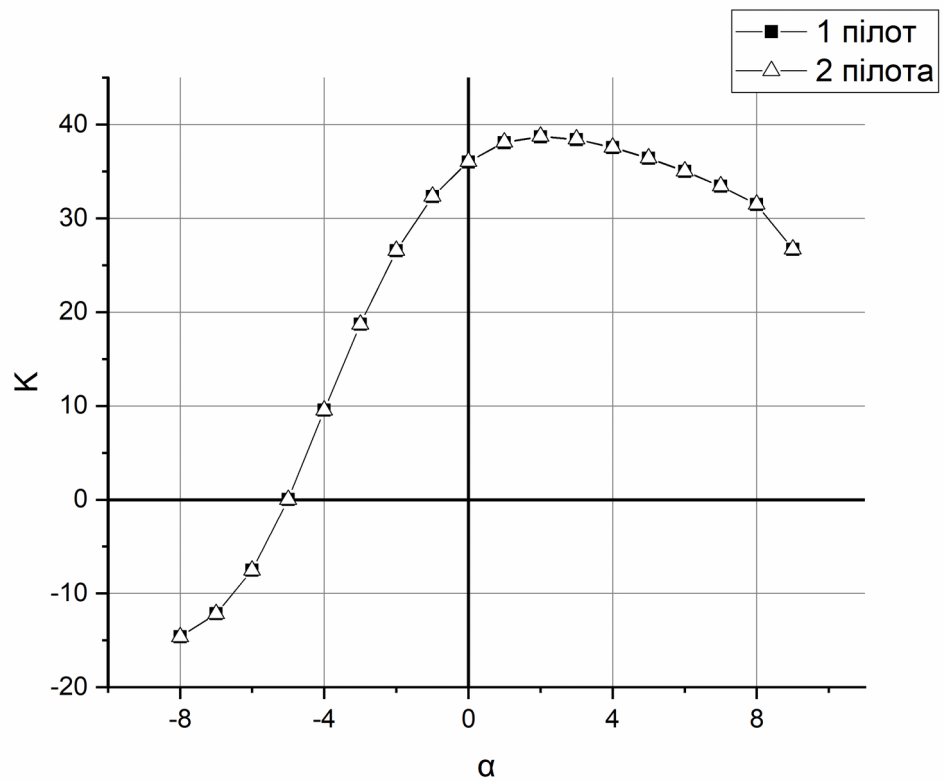


Рис. 5.5 Залежність  $K(\alpha)$

На даному графіку нас цікавить точка максимальної аеродинамічної якості.  
Згідно розрахунків,

$$K_{max} = 38,7,$$

що значно більше ніж у найближчого аналога – ASK 21/

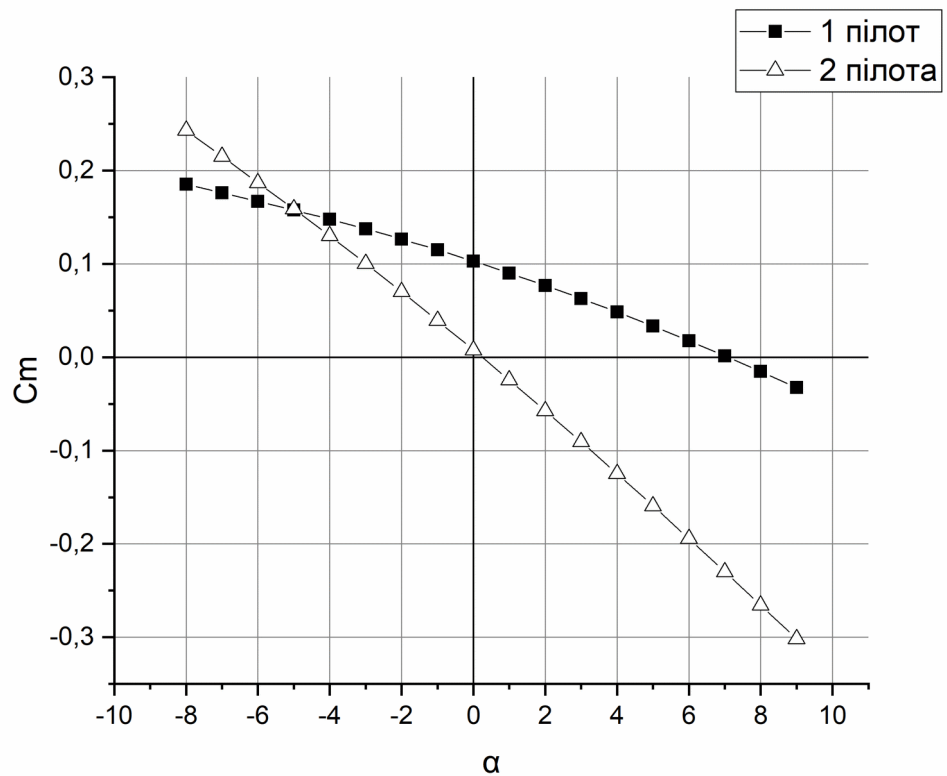


Рис. 5.6 Залежність  $m_z(\alpha)$

Графік на рис. 5.6 показує що при обох варіантах завантаження планера він зберігає свою стійкість. Також з цього графіка можна знайти значення аеродинамічної якості при горизонтальному польоті планера з одним та двома пілотами відповідно. Для цього треба визначити точку перетину графіка  $m_z(\alpha)$

з віссю абсцис. Ця точка буде відповідати куту атаки, при якому планер  $m_z(\alpha)$

буде у рівновазі, а повздовжній момент відносно його центра мас буде рівним нулю. Маючи це значення на графіку 5.5 можна знайти відповідне йому значення аеродинамічної якості. Таким чином,

$$\alpha_{\text{рівн}}^1 = 7,1^\circ,$$

$$K_{\text{рівн}}^1 = 33$$

$$\alpha_{\text{рівн}}^2 = 0,3^\circ,$$

$$K_{\text{рівн}}^2 = 36.$$

З даних обчислень можна зробити висновок, що при одному пілоті в кабіні аеродинамічна якість горизонтального польоту при нейтральному положенні руля висоти буде нижчою ніж з двома пілотами. Така ситуація типова для інших існуючих планерів. Спортсмени іноді встановлюють додаткові вантажі в кабіну для того щоб досягти положення центру мас, при якому аеродинамічна якість буде найвищою.

Наступним кроком у визначенні аеродинамічних та льотних характеристик є побудова поляри швидкостей. Відповідні графіки зображені на рис. 5.7. Обчислення відбувались аналогічно до схожих в 3.2.

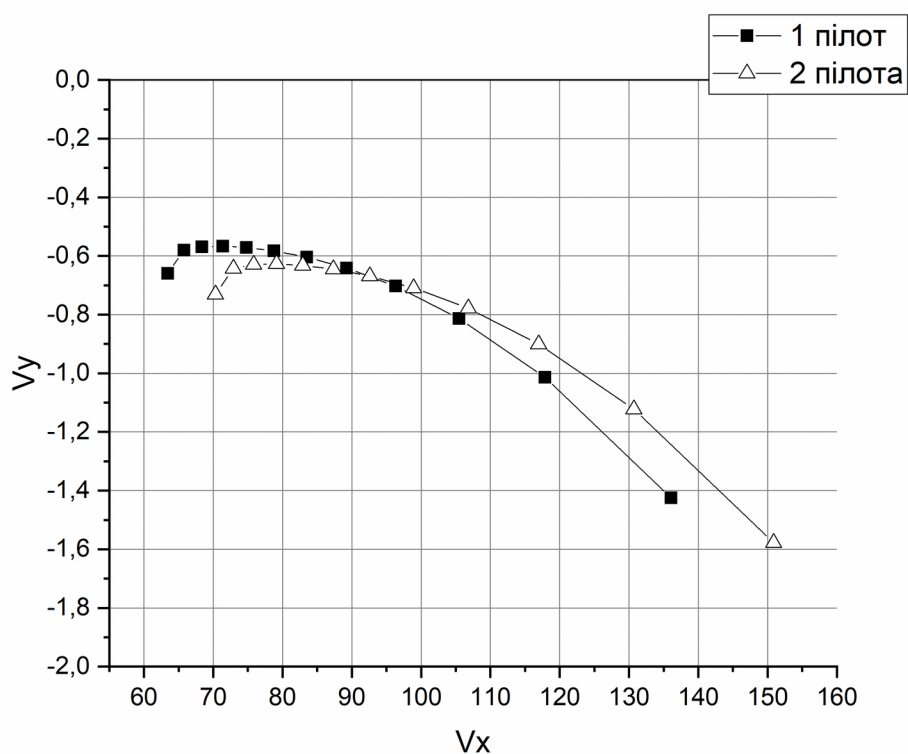


Рис 5.7 Поляра швидкостей.

Як видно з графіка, при більшій масі планера, а відповідно і більшому навантаженні на крило, поляра швидкостей зміщується вправо зі збереженням кута нахилу дотичної, проведеної з точки 0,0. З цього слідує, що при більшій масі

для досягнення максимального значення аеродинамічної якості необхідно розвивати більшу швидкість. Цей ефект використовується спортсменами при переході від одного висхідного потоку до іншого: при більшій швидкості планування долається та ж сама відстань з аналогічною втратою висоти.

## ВИСНОВОК

В даному розділі дипломного проекту були обчислені аеродинамічні характеристики планера, що проектується. В ході цієї роботи були визначені наступні залежності:

$$C_y(C_x), C_y(\alpha), K(\alpha), m_z(\alpha) \text{ та } V_y(V_x)$$

Обчислення проводились для двох випадків:  $C_y(C_x), C_y(\alpha), K(\alpha), m_z(\alpha) \text{ та } V_y(V_x)$

для одного пілота, розміщеного на передньому сидінні та для двох пілотів. Як видно з отриманих графіків, залежності

$$C_y(C_x), C_y(\alpha), K(\alpha)$$

майже не відрізняються для двох розрахункових випадків коли графіки  $m_z(\alpha) \text{ та } V_y(V_x)$  відрізняються досить суттєво. За ними можна

оцінити характер зміни поведінки планера зі зміною розміщення пілотів.

Підсумовуючи все сказане вище, можна зробити висновок що у порівнянні з найближчим конкурентом спроектований планер має вищу аеродинамічну якість; забезпечена стійкість планера при пілотуванні однією людиною та двома. Це було досягнуто збільшенням подовження крила, його розмаху, використання більш ефективних аеродинамічних профілів.

## 6. РОЗРАХУНОК НАВАНТАЖЕНЬ НА КРИЛО

Всі розрахунки, наведені в цьому розділі, виконані відповідно до [8].

### 6.1. Аеродинамічні та масові навантаження

Обчислимо розрахункову підйомну силу, яка діє на крило. Прийmemo максимальну злітну масу планера рівною  $m_0 = 700$  кг. Для планерів даного класу, відповідно до [8] експлуатаційне перевантаження складає

$n^e = 7$ , коефіцієнт безпеки  $f = 1,5$ . Тоді:

$$Y^p = Y^e = m_0 n^e f = 7350 \text{ кг.}$$

Масове розрахункове навантаження від крила розраховуємо за наступною формулою:

$$m_{\text{кр}}^p = m_{\text{кр}} n^e f = 1915,2.$$

Оскільки у планера відсутні зосереджені маси, то при розрахунку масових навантажень буде враховуватись тільки маса крила. Тоді сумарне розрахункове навантаження на крило:

$$R^p = Y^p - m_{\text{кр}}^p = 5434,8 \text{ кг.}$$

Конструктивна схема крила в розрізі зображена на рис. 6.1.

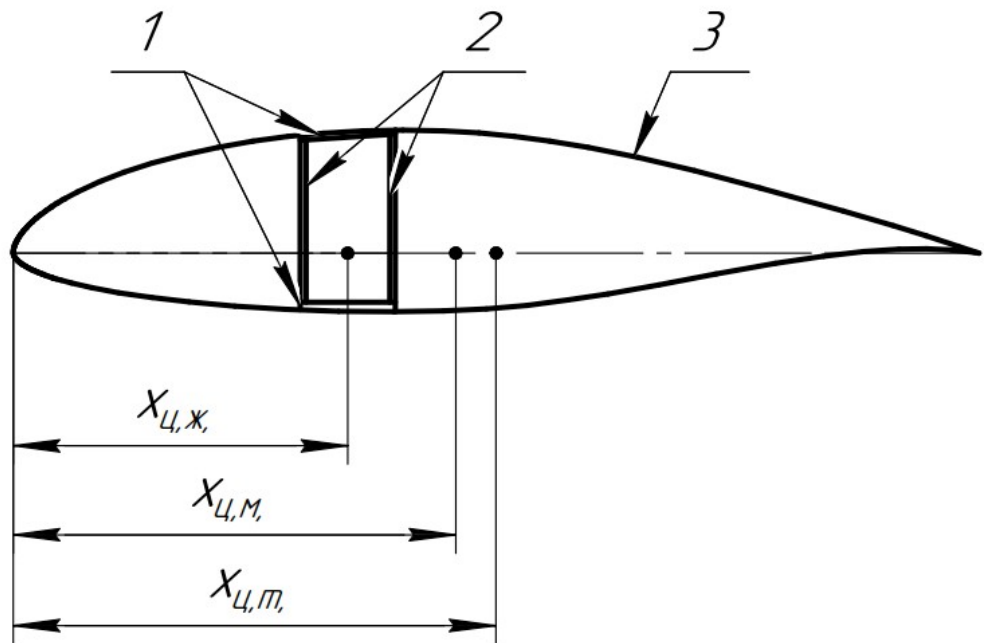


Рис. 6.1 Конструктивна схема крила;

1 – пояси лонжерону; 2 – стінки лонжерону; 3 – обшивка;  $x_{ц.ж.}, x_{ц.ж.}$  – положення центра жорсткості;  $x_{ц.м.}, x_{ц.м.}$  – положення центра мас;  $x_{ц.т.}, x_{ц.т.}$  – положення центра тиску.

Оскільки основні навантаження сприймає лонжерон, конструкція якого складається з двох стінок і двох поясів, при чому висоти стінок майже однакові, то прийmemo положення центру жорсткості посередині між стінками лонжерона.

$$x_{ц.ж.} = 0,35b,$$

де  $b$  – довжина хорди крила.

Центр мас розміщений на відстані

$$x_{ц.м.} = 0,45b.$$

Центр тиску, відповідно до проведених розрахунків в програмі Xflr5

$$x_{ц.т.} = 0,5b.$$



Розіб'ємо консоль крила на 10 перерізів з кроком 900 мм (рис. 6.2). Тоді, розподілене аеродинамічне навантаження в кожному перерізі визначимо як

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

а масове навантаження

$$q_{\text{мас}} = \frac{m_{\text{кр}} n^e f}{S} b.$$

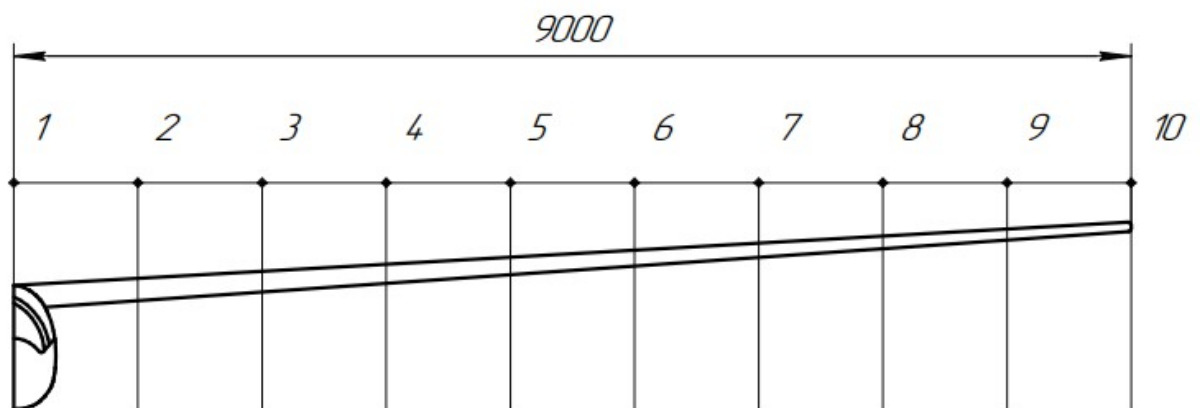


Рис. 6.2 Поділ крила на перерізи.

Обчислення проведені в програмі Excel. Їх результати наведені в таблиці 7.

Таблиця 7.

Розподілене аеродинамічне навантаження

№ переріз у	b <sub>i</sub> , м	$q_{\text{пов}} q_{\text{пов}}'$ кг/м	$q_{\text{мас}} q_{\text{мас}}'$ кг/м	q, кг/м
1	1.3	551.356	143.667 6	407.688 4
2	1.23	521.667 6	135.931 7	385.735 9
3	1.17	496.220	129.300	366.919

		4	9	6
		475.014	123.775	351.239
4	1.12	4	2	2
		436.843		323.014
5	1.03	6	113.829	7
		411.396	107.198	304.198
6	0.97	4	2	3
		364.743	95.0416	269.701
7	0.86	2	6	6
		313.848	81.7800	232.068
8	0.74	8	3	8
		262.954	68.5184	
9	0.62	4	1	194.436
			55.2567	156.803
10	0.5	212.06	8	2

## 6.2. Поперечна сила та згинальний момент

Середнє значення погонного навантаження на кожній ділянці довжиною  $\Delta z$  дорівнює

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

Приріст поперечної сили в будь-якому перерізі крила (за виключенням кінцевої ділянки):

$$\Delta Q_i = q_{\text{ср } i}^p \Delta z$$

Приріст перерізувальної сили на кінцевій ділянці крила визначається

$$\Delta Q_{\text{кінц}} = \frac{2}{3} q_1 \Delta z \quad \Delta Q_{\text{кінц}} = \frac{2}{3} q_1 \Delta z, \text{ де } q_1 q_1 - \text{ погонне навантаження в першому}$$

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, в даному випадку  $n = 10$  на які розбитий напіврозмах крила.

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  $M_{\text{згин } i} = \sum_{i=1}^n \Delta M_{\text{згин } i}$ , де  $\Delta Z = 0,9 \Delta z = 0,9$  – крок перерізів.

Обчислені результати наведені в таблиці 8.

Таблиця 8.

Поперечна сила та згинаючий момент

№ перерізу	$b_i$ , м	$q_i q_i'$ кг/м	$\Delta z \Delta z'$ м	$q_{(i+1)} q_{(i+1)'}$ кг/м	$\Delta Q_i \Delta Q_i'$ кг	$Q_i Q_i'$ , кг	$\Delta M_i \Delta M_i'$ кг·м	$M_i M_i'$ кг·м
1	1.3	407.68	0.9	396.71	357.04	2555.26	473.74	5389.90
2	1.23	385.73	0.9	376.38	338.69	2198.22	610.92	4240.03
3	1.17	366.91	0.9	359.07	323.17	1859.53	740.47	3250.83
4	1.12	351.23	0.9	337.12	303.41	1536.35	858.59	2414.04
5	1.03	323.01	0.9	313.60	282.24	1232.94	965.28	1722.68
6	0.97	304.19	0.9	286.94	258.25	950.69	1056.09	1167.86
7	0.86	269.70	0.9	250.88	225.79	692.44	1127.85	740.04
8	0.74	232.06	0.9	213.25	191.92	466.64	1183.73	428.44
9	0.62	194.43	0.9	175.61	158.05	274.71	1220.99	218.45
10	0.5	156.80	0.9	78.40	116.66	116.66	52.49	94.83

### 6.3. Крутний момент

Погонний крутний момент  $m_i = q_{\text{пов}} a + q_{\text{мас}} a_1$ , де  $a$

$$m_i = q_{\text{пов}} a + q_{\text{мас}} a_1$$

– відстань від центру тиску до лінії центрів згину,  $a = 0,15b_i$ ;  $a_1$  – відстань від лінії центру мас крила до лінії центрів згину,  $a_1 = 0,1b_i$ .

Оскільки зосереджених мас на крилі планера немає, то середнє значення погонного крутного моменту на кожній ділянці довжиною  $\Delta z$  дорівнює

$$\bar{M}_{\text{сп } i} = \frac{M_i + M_{i-1}}{2}$$

$$m_{\text{сп } i}^p = \frac{m_i + m_{(i+1)}}{2}$$

Приріст крутного моменту в будь-якому перерізі крила:

$$\Delta M_{\text{кр } i} = m_{\text{сп } i}^p \Delta z \quad \Delta M_{\text{кр } i} = m_{\text{сп } i}^p \Delta z$$

Величина крутного моменту в будь-якому перерізі крила:

$$M_{\text{кр } i} = \sum_{i=1}^n \Delta M_{\text{кр } i}$$

Результати обчислення, проведеного в програмі Excel наведені в таблиці 9.

Таблиця 9.

Крутний момент

<i>№ перерізу</i>	<i>b<sub>i</sub>, м</i>	<i>m<sub>i</sub>, кг · м</i>	<i>m<sub>ісер</sub>, кг · м</i>	<i>ΔM<sub>ікр</sub>, кг · м</i>	<i>M<sub>ікр</sub>, кг · м</i>
1	1.3	-88.84	-84.18	-75.76	-421.28
2	1.23	-79.53	-75.74	-68.17	-345.51
3	1.17	-71.96	-68.95	-62.05	-277.34
4	1.12	-65.94	-60.85	-54.77	-215.29
5	1.03	-55.77	-52.61	-47.35	-160.52
6	0.97	-49.46	-44.17	-39.75	-113.17

7	0.86	-38.88	-33.83	-30.45	-73.42
8	0.74	-28.79	-24.50	-22.05	-42.97
9	0.62	-20.21	-16.67	-15.01	-20.92
10	0.5	-13.14	-6.57	-5.91	-5.91

## ВИСНОВОК

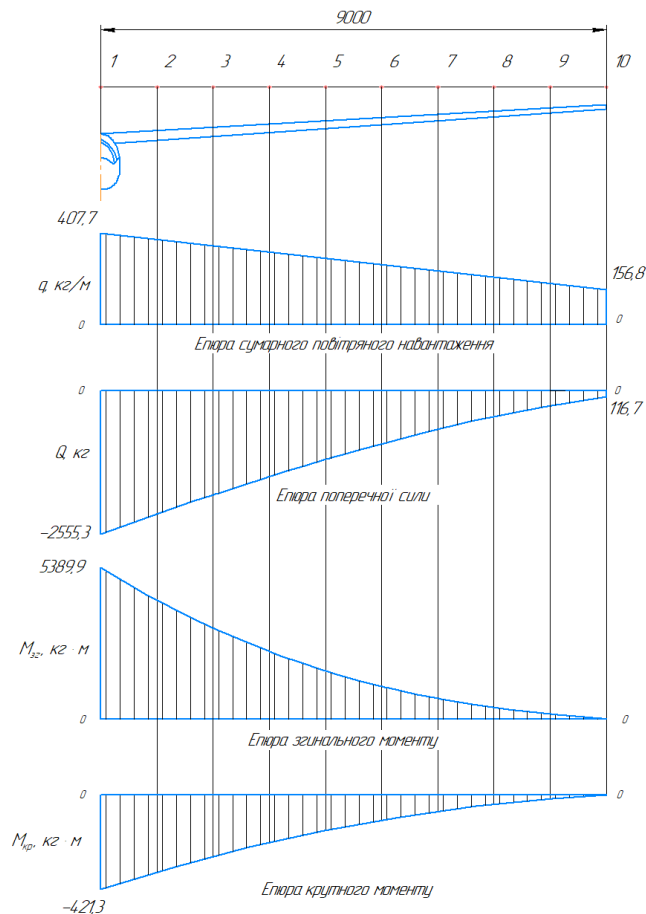


Рис. 6,3. Епюри навантажень на крило.

В ході роботи над даним розділом ДП були обчислені навантаження на крило, а також були побудовані відповідні епюри (рис 6.3). Всі обчислення були проведені в програмі Excel, а методика розрахунку була взята з [8].

Варто зазначити, що через особливість використаного ламінарного профіля крила, його центр тиску розміщений позаду центра мас та центру жорсткості. Через це значення крутного є від'ємними.

## 7. КОНСТРУКЦІЯ ТА ТЕХНОЛОГІЯ ВИГОТОВЛЕННЯ КРИЛА

### 7.1 Конструктивна схема крила

Як не раз вказувалось у цій ПЗ, планер є досить специфічним ЛА і тому в його конструкції застосовують особливі рішення. Крила сучасних композитних планерів зазвичай виготовляють без використання нервюр та стрингерів. Це обумовлюється тим фактом, що через деякий час, в місцях розміщення нервюр чи інших елементів каркасу, через усадку матеріалу формуються нерівності. Такі деформації є дуже критичними з огляду на високі вимоги до якості поверхні крила. В результаті, основні навантаження, а саме згинальний момент та поперечну силу сприймає лонжерон. Обшивка такого крила є несучою і проектується з умовою збереження стійкості при дії стискаючої сили на верхній частині крила.

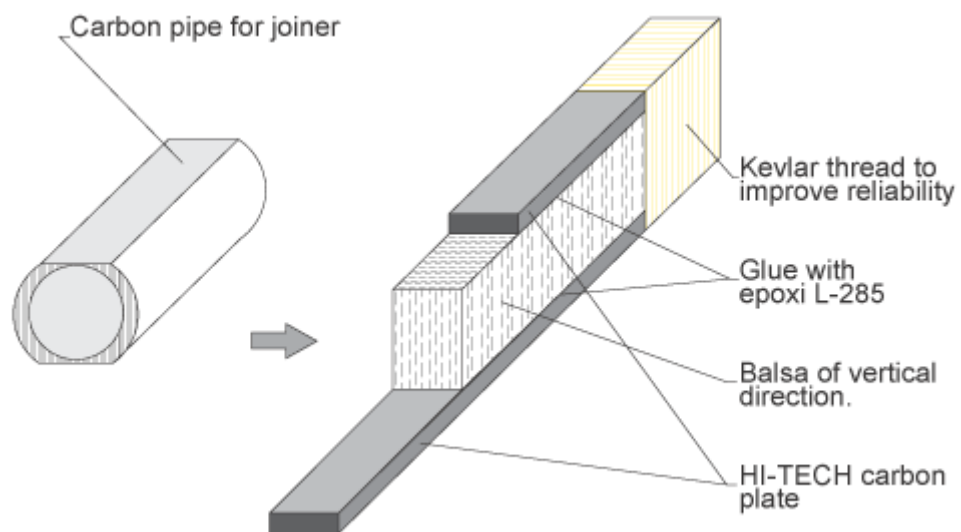


Рис. 7.1 Лонжерон планера.

З огляду на порівняно невеликі значення поперечної сили та крутного моменту, лонжерони планера зазвичай складаються з потужних верхнього та нижнього поясів та відносно слабкої стінки. Часто в ролі стінки слугує блок щільного пінопласту, бальси або пакет фанери, зорієнтований перпендикулярно до площини поясів (рис. 7.1).

Розрахункова схема крила планера в плані зображена на рис. 7.2, в перерізі – на рис. 7.3.

Оскільки обшивка планера є несучою, то будемо розраховувати її товщину за тим самим методом, що і панелі кесона. Методика наведених розрахунків була взята з [11].

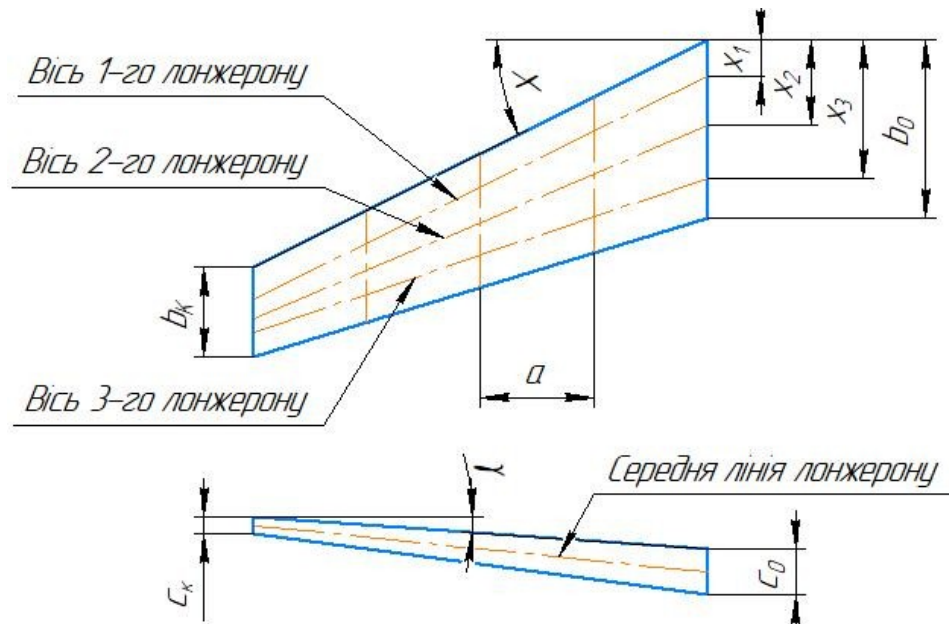


Рис. 7.2. Розрахункова схема крила.

$c_k, c_0$  – відносні товщини кореневого та кінцевого перерізу крила;  $b_k, b_0$  – коренева та кінцева хорди крила;  $L$  – розмах крила;  $\gamma$  – кут конусності крила;  $x_1$  – положення лонжерона.

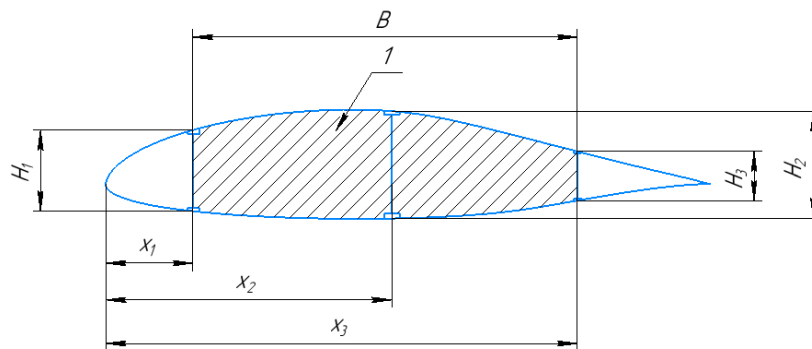


Рис. 7.3. Розрахункова схема перерізу крила:

$1$  – зона кесона крила;  $H_1$  – висота переднього лонжерона;  $H_2$  – висота середнього лонжерона;  $H_3$  – висота заднього лонжерона;  $x_1, x_2$  та  $x_3$  – положення лонжеронів;  $b_i$  – хорда крила в перерізі.

## 7.2 Проектувальний розрахунок елементів крила.

Розрахункова висота лонжерона з урахуванням товщини поясів (рис. 3.3):

$$H_{cp} = 0,95 H \quad (3.1)$$

Визначимо сили які діють на верхню і нижню частини обшивки:

$$N = \frac{M}{H_{cp}} \quad (3.2)$$

Тоді необхідні редуційні площі перерізу обшивки (панелі) будуть рівними:

$$F_p = \frac{N}{\sigma_{\varphi,к}} \quad (3.3)$$

де  $F_p$  - редуційна площа стиснутої панелі,  $\sigma_{\varphi,к}$  - критичне напруження стиснутого поясу. Приймаємо  $\sigma_{\varphi,к} = \sigma_{\varphi,к} = \sigma_{\varphi}$  де  $\sigma_{\varphi}$  - напруження місцевої втрати стійкості поясом.

Тоді після підстановки значень  $N$  та  $\sigma_{\varphi,к}$  в (3.3) отримаємо

$$F_p = \frac{M}{0,9 \cdot H_{cp} \cdot \sigma_{\varphi,к}}$$

де  $F_{p+}$  - редуційна площа стиснутої панелі

Площа верхнього поясу лонжерона:

$$F_p^B = 0,12 F_{\varphi}^B F_p^B = 0,12 F_{\varphi}^B$$

Задаючись шириною поясу  $b$  (з конструктивних міркувань), визначають його товщину  $h$ . Співвідношення  $b/h$  (рис. 3.4) обирають таким чином, щоб критичне напруження втрати стійкості поясу лонжерона було рівним розрахунковому напруженню матеріалу поясу  $\sigma_{кр} = \sigma_{\varphi}$ , де

$$\sigma_{кр} = 765 \text{ МПа},$$

Дані критичного напруження були взяті для використаного вуглепластику AS4/E7K8 з [11].

Приведена товщина стиснутої обшивки визначається за наступною формулою

$$\delta_{пр}^B = \frac{F_{\varphi}^B - F_p^B}{b \varphi_{стр}^B},$$



де

$$\varphi_{\text{стр}}^{\text{в}} = \frac{\sigma_{\text{кр.стр}}^{\text{в}}}{\sigma_{\text{кр.п}}^{\text{в}}}$$

$\sigma_{\text{кр.стр}}^{\text{в}} = 0,6\sigma_{\text{в}}$   $\sigma_{\text{кр.стр}}^{\text{в}} = 0,6\sigma_{\text{в}}$  – критичне напруження втрати стійкості стрингера верхньої панелі;  $\text{В}$  – хорда крила  $\text{В}$  – хорда крила. В даному випадку, оскільки стрингери не будуть використовуватись, обшивка буде виконана суцільною, з товщиною не меншою за розраховану.

Визначення розмірів елементів нижньої (розтягнутої) панелі.

Редукційна площа панелі:

$$F_{\varphi}^{\text{н}} = \frac{M_{\text{згин}}}{H\sigma_{\text{н}}}$$

де  $\sigma_{\text{н}}$  – допустиме напруження для поясу лонжерона.

Сумарна площа нижнього поясу лонжерона:

$$F_{\text{п}}^{\text{в}} = 0,12F_{\varphi}^{\text{н}}$$

Задаючись шириною поясів (з конструктивних міркувань) визначають їх товщину (див. вище).

Приведена товщина розтягнутої обшивки визначається за наступною формулою:

$$\delta_{\text{пр}}^{\text{н}} = \frac{F_{\varphi}^{\text{н}} - F_{\text{п}}^{\text{н}}}{b\varphi_{\text{стр}}^{\text{н}}}$$

де  $\varphi_{\text{стр}}^{\text{н}} = \varphi_{\text{п}}^{\text{н}} = \varphi_{\text{обш}}^{\text{н}} = 0,9$   $\varphi_{\text{стр}}^{\text{н}} = \varphi_{\text{п}}^{\text{н}} = \varphi_{\text{обш}}^{\text{н}} = 0,9$  – редуційний коефіцієнт.

Товщина обшивки

$$\delta_{\text{н}} = 0,6\delta_{\text{пр}}^{\text{н}}$$

Для врахування роботи верхньої та нижньої панелі обшивки на зсув від крутного моменту і на згин при передачі місцевого повітряного навантаження необхідно товщину, отриману під час розрахунку від згинаючого моменту збільшити на 25%. Таким чином, проектні значення товщин обшивок визначаються

$$\delta_{\text{в}} = 1,25 \cdot 0,6\delta_{\text{пр}}^{\text{в}}$$

Проведемо перевірочний розрахунок на міцність стінки лонжерона в кожному з 10 перерізів, на які було поділене крило в попередньому розділі. Як вказувалося вище, стінка лонжерона являє собою пакет, набраний з листів фанери. Тоді критерій міцності на зріз:

$$\tau_i = \frac{Q_i}{S_{i\text{ ст}}} \leq [\tau_{зр}],$$

Де  $\tau_i$  – напруження на зріз,  $Q_i$  – поперечна сила,  $[\tau_{зр}]$  – допустиме напруження на зріз,  $S_{i\text{ ст}}$  – площа перерізу стінки.

$$[\tau_{зр}] = 0,6\sigma_{б\text{ фан}}$$

– допустиме напруження фанери. Згідно з ГОСТ 132-75, для листа 10 мм  $\sigma_{б\text{ фан}} = 68,5$  МПа.

$$\sigma_{б\text{ фан}} = 68,5 \text{ МПа}$$

Розраховані параметри крила заносяться до таблиць 3.1 - 3.5.

Таблиця 3.1

**Параметри верхніх поясів лонжеронів**

№ перерізу *	Хорда $b_i$ , м	$H_1$ , м	$H_2$ , м	$H_3$ , м	$H_{ср}$ , м	Площа панелі $F_{п}^B F_{п}^B$ , мм <sup>2</sup>	$F_{п1}^B F_{п1}^B$ , мм <sup>2</sup>	$F_{п2}^B F_{п2}^B$ , мм <sup>2</sup>	$F_{п3}^B$ , мм <sup>2</sup>
1	1	0,120	0,140	0,100	0,114	218	10	12	8
2	1,12	0,134	0,157	0,112	0,128	566	26	30	21
3	1,25	0,150	0,175	0,125	0,143	1015	46	54	38
4	1,40	0,168	0,196	0,140	0,160	1531	70	81	58

Продовження таблиці 3.1

5	1,51	0,181	0,211	0,151	0,172	2169	99	115	82
6	1,64	0,196	0,230	0,164	0,187	2858	130	152	108
7	1,77	0,212	0,249	0,177	0,202	3614	164	192	137

8	1,90	0,228	0,266	0,190	0,217	4433	202	235	168
9	2,00	0,240	0,280	0,200	0,228	5370	244	285	203
10	2,16	0,259	0,302	0,216	0,246	6128	279	325	232
11	2,30	0,276	0,322	0,230	0,262	6309	287	335	239

Таблиця 3.2

### Параметри нижніх поясів лонжеронів

№ перерізу *	Хорда $b_i$ , м	$H_1$ , м	$H_2$ , м	$H_3$ , м	$H_{cp}$ , м	Площа панелі $F_n^B$ , мм <sup>2</sup>	$F_{n1}^B F_{n1}^B$ , мм <sup>2</sup>	$F_{n2}^B F_{n2}^B$ , мм <sup>2</sup>	$F_{n3}^B F_{n3}^B$ , мм <sup>2</sup>
1	1	0,120	0,140	0,100	0,114	197	9	11	8
2	1,12	0,134	0,157	0,112	0,128	510	24	27	20
3	1,25	0,150	0,175	0,125	0,143	914	42	49	35
4	1,40	0,168	0,196	0,140	0,160	1378	63	73	53
5	1,51	0,181	0,211	0,151	0,172	1953	89	104	74
6	1,64	0,196	0,230	0,164	0,187	2572	117	137	98
7	1,77	0,212	0,249	0,177	0,202	3253	148	173	124
8	1,90	0,228	0,266	0,190	0,217	3990	182	212	152
9	2,00	0,240	0,280	0,200	0,228	4834	220	257	183
10	2,16	0,259	0,302	0,216	0,246	5516	251	293	209
11	2,30	0,276	0,322	0,230	0,262	5679	258	302	216

Таблиця 3.3

### Параметри стиснутої панелі

$\delta_0$	Хорда $b_i, \text{ м}$	$H_1, \text{ м}$	$H_2, \text{ м}$	$H_3, \text{ м}$	$H_{\text{ср}}, \text{ м}$	$\delta_{\text{пр}}^B$ , мм	$\delta_B \delta_B'$ мм	$n_{\text{стр}}^B$	$t_{\text{стр}}^B$ мм	$f_{\text{стр}}^B$ мм <sup>2</sup>
1	1	0,120	0,140	0,100	0,114	0,4	0,4	5	92	4
2	1,12	0,134	0,157	0,112	0,128	0,9	0,8	5	103	11

Продовження таблиці 3.3

3	1,25	0,150	0,175	0,125	0,143	1,4	1,3	5	115	20
4	1,40	0,168	0,196	0,140	0,160	1,9	1,8	5	128	31
5	1,51	0,181	0,211	0,151	0,172	2,6	2,4	5	138	43
6	1,64	0,196	0,230	0,164	0,187	3,1	2,9	5	150	57
7	1,77	0,212	0,249	0,177	0,202	3,7	3,3	5	162	72
8	1,90	0,228	0,266	0,190	0,217	4,2	3,8	5	174	89
9	2,00	0,240	0,280	0,200	0,228	4,9	4,4	5	183	107
10	2,16	0,259	0,302	0,216	0,246	5,2	4,6	5	198	123
11	2,30	0,276	0,322	0,230	0,262	5,0	4,5	5	211	126

Таблиця 3.4

### Параметри розтягнутої панелі

№ перерізу *	Хорда $b_i, \text{ м}$	$H_1, \text{ м}$	$H_2, \text{ м}$	$H_3, \text{ м}$	$H_{\text{ср}}, \text{ м}$	$\delta_{\text{пр}}^B$ , мм	$\delta_B \delta_B'$ мм	$n_{\text{стр}}^B$	$t_{\text{стр}}^B$ мм	$f_{\text{стр}}^B$ мм <sup>2</sup>
1	1	0,120	0,140	0,100	0,114	0,4	0,3	4	110	5
2	1,12	0,134	0,157	0,112	0,128	0,9	0,8	4	123	13
3	1,25	0,150	0,175	0,125	0,143	1,4	1,2	4	138	23
4	1,40	0,168	0,196	0,140	0,160	1,8	1,6	4	154	34
5	1,51	0,181	0,211	0,151	0,172	2,4	2,2	4	166	49
6	1,64	0,196	0,230	0,164	0,187	2,9	2,6	4	180	64

7	1,77	0,212	0,249	0,177	0,202	3,4	3,0	4	195	81
8	1,90	0,228	0,266	0,190	0,217	3,9	3,5	4	209	100
9	2,00	0,240	0,280	0,200	0,228	4,4	4,0	4	220	121
10	2,16	0,259	0,302	0,216	0,246	4,7	4,2	4	238	138
11	2,30	0,276	0,322	0,230	0,262	4,5	4,1	4	253	142

Таблиця 3.5

### Параметри лонжеронів кесона

№ перерізу *	Хорд a b <sub>i</sub> , м	H <sub>1</sub> , м	H <sub>2</sub> , м	H <sub>3</sub> , м	H <sub>ср</sub> , м	$\delta_{л1}$	$\delta_{л2}$	$\delta_{л3}$	t <sub>ст1</sub>	t <sub>ст2</sub>	t <sub>ст3</sub>
						, мм	, мм	, мм	, мм	, мм	, мм
1	1	0,12 0	0,14 0	0,10 0	0,114	0,04	0,05	0,04	11	5	9,5
2	1,12	0,13 4	0,15 7	0,11 2	0,128	0,1	0,13	0,1	25	13	22
3	1,25	0,15 0	0,17 5	0,12 5	0,143	0,17	0,19	0,15	39	23	34
4	1,40	0,16 8	0,19 6	0,14 0	0,160	0,22	0,25	0,20	54	34	48
5	1,51	0,18 1	0,21 1	0,15 1	0,172	0,29	0,32	0,25	70	49	62
6	1,64	0,19 6	0,23 0	0,16 4	0,187	0,35	0,39	0,33	870	64	79
7	1,77	0,21 2	0,24 9	0,17 7	0,202	0,43	0,46	0,39	108	81	99
8	1,90	0,22 8	0,26 6	0,19 0	0,217	0,51	0,55	0,46	131	100	122
9	2,00	0,24 0	0,28 0	0,20 0	0,228	0,60	0,64	0,55	159	121	151

10	2,16	0,25 9	0,30 2	0,21 6	0,246	0,67	0,72	0,62	181	138	176
11	2,30	0,27 6	0,32 2	0,23 0	0,262	0,70	0,75	0,66	190	142	185

### 7.3. Технологія виготовлення нижньої обшивки крила.

Обшивка крила виготовляється методом вакуумного формування еластичною діафрагмою. Діафрагма – це тонка еластична мембрана (плівка) з поліетилену чи силіконового каучуку що відділяє композит від атмосферних газів, що знаходяться під тиском. Із герметичної порожнини, що утворюється між композитом і діафрагмою, відкачують повітря, щоб тиск всередині був меншим за тиск, прикладений до діафрагми. Завдяки створеному перепаду тиску з різних сторін діафрагми відбувається надання відповідної форми та ущільнення матеріалу. Разом з цим досягається висока якість композиту через зменшення кількості бульбашок – основного дефекту композиційного матеріалу. В процесі виготовлення деталі таким способом, її базування відбувається по зовнішньому контру.

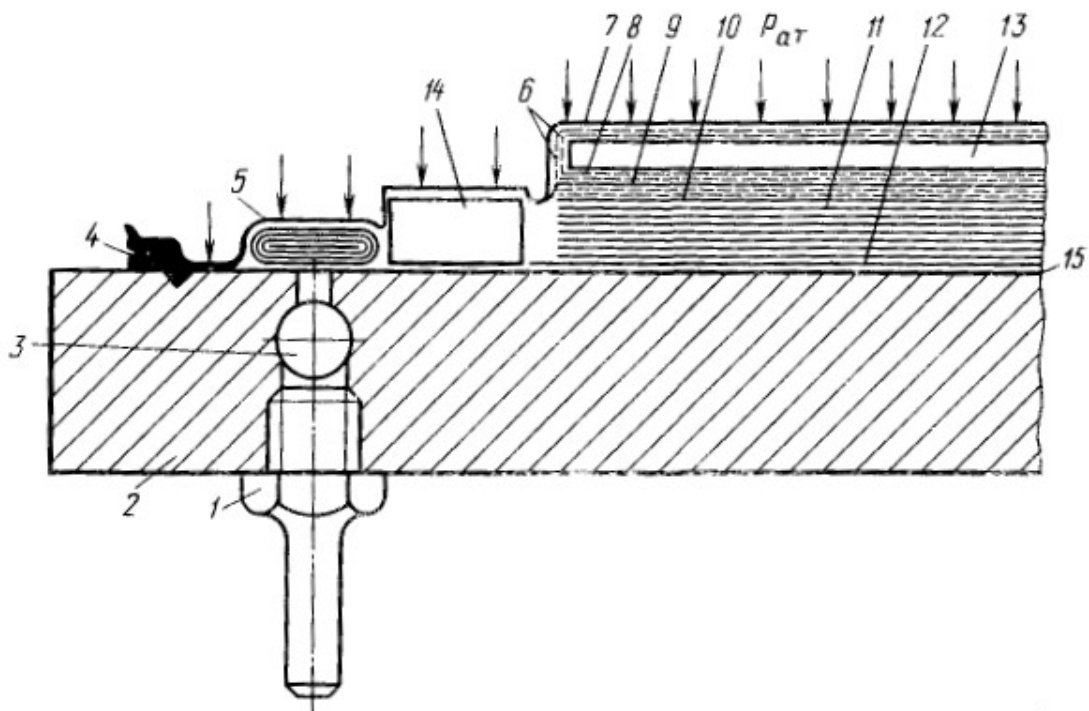


Рис. 7.4 Вакуумне формування еластичною діафрагмою:

1 – штуцер для під'єднання вакууму; 2 – плита форми; 3 – колектор для відсмоктування повітря; 4 – ущільнення діафрагми; 5 – боковий випускний отвір; 6 – шари з вентиляційними отворами; 7 – діафрагма; 8 – перфоровані шари; 9 – вбираючі шари; 10 – роздільна тканина; 11 – шарувата пластмаса; 12 – зовнішній шар; 13 – проміжна плита; 14 – еластична перегородка; 15 – «жертвна» тканина;

$$P_{\text{атм}} - P_{\text{атм}} -$$

атмосферний тиск.

Форма, в яку вкладають шари склопластику, виготовляється з того ж матеріалу ручною укладкою по попередньо виготовленому еталону крила. Як і в попередньому випадку, базування деталі відбувається за внутрішнім контуром. Детально така схема базування описана в [13], принципова схема методу зображена на рис.

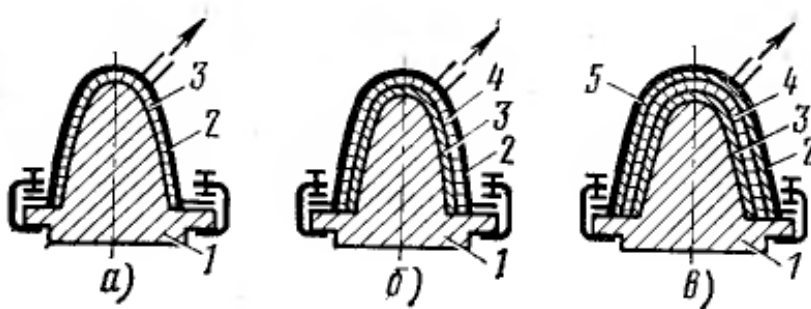


Рис. 7.5 Схема виготовлення обтічника з базування по внутрішньому контуру;

а, б, в – послідовність етапів; 1 – болванка; 2 – резиновий чохол; 3 – внутрішня обшивка; 4 – сотовий наповнювач; 5 – зовнішня обшивка.

Етапи технологічного процесу виготовлення крила планера:

1. Виготовлення нижньої обшивки.
2. Вклеювання в нижню обшивку силових елементів (лонжерона та нервюр), а також проводки системи керування.
3. Склеювання двох частин крила разом
4. Роз'єднання форм.

Більш детально схема виготовлення верхньої обшивки крила зображена на рис 7.6.

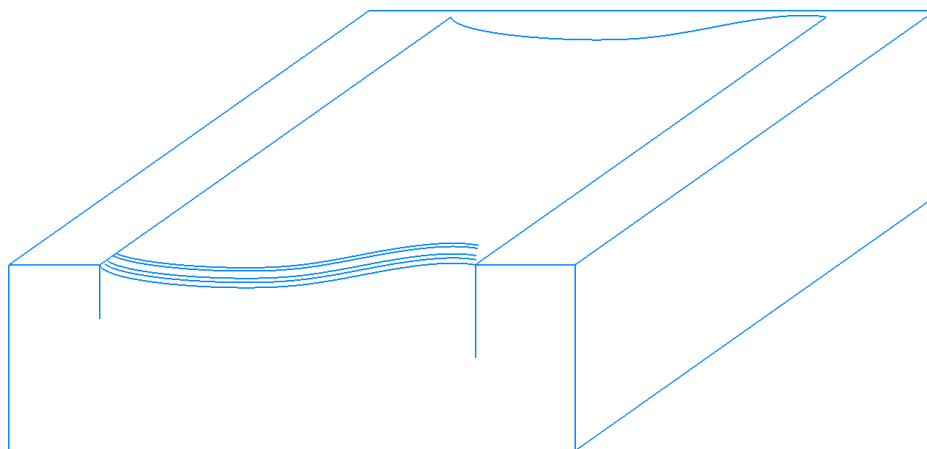


Рис. 7.8. Принципова схема виготовлення верхньої обшивки.



## **Висновки по розділу**

В цьому розділі була вибрана конструктивна схема крила, проведений проектувальний розрахунок основних конструктивні елементів. Докладно розглянута технологія виготовлення верхньої обшивки крила з КМ. Досліджена відповідна література [10] та [11].

## ВИСНОВКИ

Даний дипломний проект є підсумком засвоєних навичок та знань, отриманих в процесі проходження навчального плану з таких предметів як опір матеріалів, конструкція ЛА, технологія виробництва ЛА, аеродинаміка та ін. В процесі роботи були виконані наступні етапи:

1. огляд аналогів об'єкта дослідження;
2. досліджений та вибраний метод аеродинамічного розрахунку;
3. перевірені результати розрахунку;
4. вибір та проектування основних параметрів аеродинамічного обрису;
5. розрахунок аеродинамічних характеристик;
6. розрахунок навантажень на крило;
7. проектування крила та процесу його виготовлення;

Важливою частиною виконаної роботи було дослідження особливостей проектування, виготовлення, експлуатації планерів на основі документів, регламентуючих льотну та технічну експлуатацію існуючих зразків, а також спеціалізованої літератури. Особливу увагу в ДП було присвячено аеродинамічному розрахунку планера з використанням чисельної аеродинаміки, а також перевірці отриманих результатів.

Варто зазначити, що спроектований планер відповідає всім умовам ТЗ, а також володіє кращими аеродинамічними характеристиками в порівнянні з найближчим конкурентом. Він перевершує ASK 21 за аеродинамічною якістю, а також за швидкістю, на якій ця якість досягається. Іншими словами, результати проведених досліджень вказують на правильність обраних рішень в процесі проектування.

## ВИКОРИСТАНІ ДЖЕРЕЛА

1. Maintenance manual for sailplane model ASK 21, Alexander Schleicher segelflugzeugbau;
2. Flight manual for sailplane model ASK 21, Alexander Schleicher segelflugzeugbau;
3. Sivells, James C, Neely, Robert H “Method for calculating wing characteristics by lifting-line theory using nonlinear section lift data”, NACA technical note
4. Xflr5. Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers; 28.02.2013.
5. В.Д. Вотяков «Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем, часть 1». ВВИА имени профессора Н.Е. Жуковского, 1957;
6. The Goodyear Tire & Rubber Co “Aircraft Tire Data Book”.
7. Sighard F. Hoerner “Fluid dynamic drag. Practical information on Aerodynamic drag and hydrodynamic resistance”;
8. Fred Thomas “Fundamentals of Sailplane Design”; translated by Judah Milgram.
9. 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.
10. Справочник по композиционным материалам: В 2-х кн. С74 Кн. 2/Под ред. Дж. Любина; Пер. с англ. А.Б. Геллера и др.; Под ред. Б.Э. Геллера. – М.: Машиностроение, 1988. – 584 с.: ил.
11. Department of defense handbook composite materials handbook volume 2. Polymer matrix composites materials properties. Volume 2 of 5 17 JUNE 2002.
12. Войт Е. С. Проектирование конструкций самолетов: Учебник / Е. С. Войт, А. И. Ендогур, З. А. Мелик-Саркисян, И. М. Алявдин. – М. : Машиностроение, 1987. – 416 с.
13. Абибов А.Л. Технология самолетостроения.