

ЗМІСТ

СПИСОК ТЕРМІНІВ ТА УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ.....	7
ВСТУП.....	8
1. АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД СУЧАСНИХ БЕЗПЛОТНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН З АДАПТИВНИМ КРИЛОМ.....	10
1.1 NASA AREA-I PTERA SPANWISE ADAPTIVE WING CONCEPT.....	13
1.2 LOCKHEED MARTIN MFX-1	17
1.3 ІСНЮЮЧІ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВІ СХЕМИ АДАПТИВНИХ КРИЛ.....	20
1.3.1 ЩІЛЬОВЕ КРИЛО.....	20
1.3.2 МЕХАТРОННЕ КРИЛО.....	22
1.3.3 ГНУЧКЕ КРИЛО FLEX-FOIL	23
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ	30
2. МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК АДАПТИВНОГО КРИЛА	31
2.1 МЕТОД ПОБУДОВИ РОЗРАХУНКОВОЇ СІТКИ ДЛЯ ПАНЕЛЬНОГО МЕТОДУ	33
2.2 ТЕХНОЛОГІЯ ЧИСЕЛЬНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ОБТІКАННЯ ПРОФІЛЮ НА ОСНОВІ МОДЕЛІ ІДЕАЛЬНОГО ГАЗУ ЗА ПАНЕЛЬНИМ МЕТОДОМ.....	34
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ	37
3. РОЗРОБКА РОЗРАХУНКОВОЇ МОДЕЛІ АДАПТИВНОГО КРИЛА	38
3.1 ВИЗНАЧЕННЯ ВХІДНИХ УМОВ РОЗРАХУНКУ	38
3.2 РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК АДАПТИВНОГО КРИЛА	47
3.2.1 БАЛАНСУВАННЯ МОДЕЛІ З ФІКСОВАНИМ КРИЛО І ЩІЛИННИМ ЗАКРИЛКОМ ...	48
3.3 ПОРІВНЯННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК АДАПТИВНОГО ТА ЖОРСТКОГО КРИЛА	51
3.4 РОЗРОБКА КОНСТРУКЦІЇ АДАПТИВНОГО КРИЛА	55
3.4.1 РОЗРАХУНОК НАВАНТАЖЕНЬ НА КРИЛО	55
3.4.2 ВИБІР КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ СЕКЦІЇ КРИЛА	58
3.4.3 ТЕХНОЛОГІЧНЕ ОПРАЦЮВАННЯ ПРОЦЕСУ СКЛАДАННЯ ЧАСТИНИ КРИЛА	66
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ	75

					<i>АЛ11МП04.16.20.00.00 ПЗ</i>					
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	<i>Безпілотне повітряне судно з адаптивним крилом</i>					
Розроб.		Лемешко М.В.						Літ.	Аркуш	Аркушів
Перевірив		Кабанячий В.В.							5	84
Н. кон.		Поваров С.А.						КПІ ім. Ігоря Сікорського		
Затв.		Бондаренко О.М.						Каф. АРБ	Гр. АЛ-11мп	

4.	РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЕКТУ	76
4.1	ОПИС ІДЕЇ ПРОЕКТУ	76
4.2	ТЕХНОЛОГІЧНИЙ АУДИТ ПРОЕКТУ	77
4.3	АНАЛІЗ РИНКОВИХ МОЖЛИВОСТЕЙ ЗАПУСКУ СТАРТАП-ПРОЕКТУ	78
4.4	РОЗРОБЛЕННЯ РИНКОВОЇ СТРАТЕГІЇ ПРОЕКТУ	80
4.5	РОЗРОБКА МАРКЕТИНГОВОЇ ПРОГРАМИ СТАРТАП-ПРОЕКТУ	81
	ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ	82
	ЗАГАЛЬНИЙ ВИСНОВОК	83
	СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	84

Список термінів та умовних скорочень

АП – авіаційні правила

АРП – автономний рульовий привід

АХ - аеродинамічні характеристики

БПС – безпілотне повітряне судно

КВП – ЛА короткого взльоту та посадки

ЛА – літальний апарат

СЛАУ – система лінійних рівнянь алгебри

CFD – Computational Fluid Dynamic

CFRP – Carbon fiber-reinforced polymers

DARPA – Defense Advanced Research Projects Agency

EFD – Engineering Fluid Dynamic

ISO – International Organization for Standardization

MAS – Morphing aircraft structures

MAW – Mission adaptive wing

MEMS – Microelectromechanical systems

SMA – shape-memory alloy

Вступ

Удосконалення авіаційної техніки відбувається постійно, і пропонуються все нові підходи до вирішення завдання поліпшення злітно-посадкових і крейсерських характеристик безпілотних літальних апаратів. Одним з таких нових напрямків конструкції літаків є створення несучих поверхонь з адаптивною геометрією крила.

Роботи зі створення такого крила ведуться в багатьох країнах і перші результати були досягнуті на експериментальному літаку F-111 в 80-х роках в США. У ті далекі роки створення подібного роду крила вимагало великих капітальних витрат і застосування нових технологій і матеріалів. На цей час створені матеріали і розроблені різні види конструкцій приводів адаптивних крил. Вони дозволяють знизити витрати і застосувати такі крила на нових цивільних і бойових БПС.

Підвищення паливної ефективності літака є одним із основних вимог, що висуваються до перспективних літальних апаратів та літальних апаратів, що модернізуються. До зазначених засобів відносяться відмова від механізації кромки крила та від традиційних органів управління шляхом застосування адаптивного крила, застосування кінцевих аеродинамічних поверхонь. Застосування кінцевих аеродинамічних поверхонь спрямоване на зниження індуктивного опору. Визначення зміни паливної ефективності літа дозволить оцінити зміну його експлуатаційних витрат протягом життєвого циклу.

Оскільки останнім часом наголошується на економічності та екологічності, попит на економічні літаки зростає. Одним з ефективних способів зменшення ваги літака є використання легких матеріалів, таких як армований вуглецевим волокном пластик (CFRP). Крім того, адаптивне крило також розглядається як підхід з точки зору функціональної структури.

У роботі представлені результати розрахунково-експериментальних досліджень заходів щодо підвищення ефективності злітно-посадкової механізації моделі легкого безпілотного повітряного судна. Поряд зі штатними варіантами відхилення звичайних однощільних закрилків на кути 20° (злітне положення) та 40° (посадкове положення) розглянуто можливості використання щільвої адаптивної секції крила, за рахунок оптимізації розмірів щілин між дефлектором та основною частиною.

Адаптивне крило – це крило, здатне змінювати форму та аеродинамічну силу під час польоту. Типова конструкція цього крила має змінні за положенням поверхні. Сучасні крила літаків, оснащені закрилками та елеронами, також є адаптивними крилами в широкому сенсі. Традиційно ці крила деформуються як пристрій високої підйомної сили під час зльоту та посадки або як контрольна поверхня під час маневрування, і ніколи не використовуються в інших умовах польоту. З іншого боку, у випадку адаптивного крила вони деформуються більш агресивно, щоб контролювати розподіл навантаження на крило в інших умовах польоту, наприклад, під час крейсерської польоту. Щоб контролювати розподіл навантаження на крило, адаптивне крило в цьому дослідженні відноситься до крил, які створюють деякі керуючі поверхні в напрямку розмаху. Як правило, крила літака розроблені як оптимальні для умов одного крейсерського польоту або майже оптимальні для умов кількох польотів. Тобто для будь-яких інших умов польоту крила менш оптимальні.

1. Аналітичний огляд сучасних безпілотних повітряних суден з адаптивним крилом

Розробка ефективної злітно-посадкової механізації крил сучасних безпілотних повітряних суден залишається актуальним та складним завданням аеродинаміки. Ці режими стають все більш складними через збільшення злітної маси, швидкості і посилення вимог, що забезпечують безпеку польотів. У зв'язку з цим велике практичне значення представляють дослідження з розробки більш досконалих видів механізації, що забезпечує потреби перспективних БПС, що розробляються.

Основними резервами поліпшення несучих характеристик механізованого крила, є збільшення площі механізації, числа ланок закрилка і його висунання. Коли вирішуються завдання короткого зльоту та посадки (КВП) або зльоту з невідготовленого аеродрому літаків з відносно великою злітною масою, виникають труднощі із забезпеченням необхідного рівня злітно-посадкових характеристик, особливо під час створення безпілотників швидкого застосування та ЛА з можливістю короткого зльоту та посадки.

Можливості звичайних однощільних або багатощільних закрилків, як відомо, обмежені. На однощільному закрилку при куті його відхилення $\delta \leq 40^\circ$ збільшення коефіцієнта підйомної сили є максимальним і при подальшому збільшенні кута припиняється внаслідок розвитку інтенсивних зривів потоку на закрилці. Однією з причин цього є та обставина, що хвостова ділянка верхньої поверхні основної частини крила слабо викривлена, внаслідок чого повітря, що проходить через щілину, має різко змінити напрямок при великому куті відхилення закрилка, що і призводить до інтенсивних відривів. Цю проблему може вирішити шляхом відхилення або викривлення хвостової ділянки основної частини профілю, або застосування щільового типу механізації, забезпечуючи безвідривне обтікання щільного закрилка до великих кутів його відхилення. Застосування цієї адаптивної механізації, призводить до збільшення підйомної сили.

Можливі різні конструктивні рішення задачі збільшення кривизни хвостової ділянки основної частини крила на злітно-посадкових режимах:

механічна зміна форми хвостової ділянки основної частини крила при висуванні закрилка на режимах зльоту та посадки за допомогою гнучких поверхонь, керованих спеціальним механізмом, або за допомогою шарнірних пристроїв, що відхиляють вниз хвостову ділянку основної частини крила.

У середині 1980-х дослідницькі лабораторії на базі ВПС Райт Паттерсон випробували модифікований літак F-111 під назвою Mission Adaptive Wing (MAW). Використовуючи звичайні механізми з жорсткими ланками в поєднанні з гнучкими панелями зі скловолокна, концепт довів свою аеродинамічну перевагу над звичайними передніми та задніми закрилками. На рисунку 1.1 показано механічні системи, які були розроблені для зміни форми верхніх передніх і задніх поверхонь крила F-111. На жаль, недоліки, властиві конструкції, не перекреслили аеродинамічних переваг. Зокрема, збільшення ваги, складності, простору та люфту механізму призупинили подальший розвиток програми. Після MAW інші концепції були запропоновані дослідниками розумних матеріалів і розумних структур; однак масштабованість і живучість цих підходів завжди була проблемою.

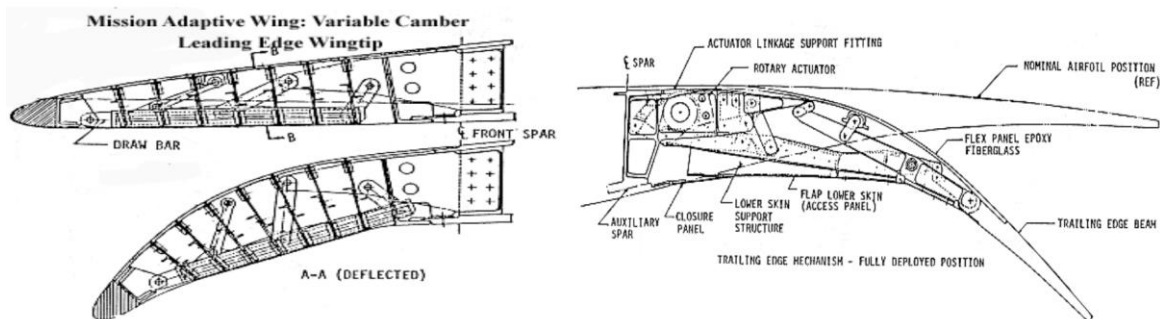


Рис. 1.1. Механізм передньої та задньої кромки, розроблені для програми F-111 Mission Adaptive Wing

Починаючи з 1998 року, технологія сумісного механізму вперше була застосована до проблеми морфінгу крил. Було розроблено, виготовлено та випробувано відповідну передню кромку крила зі змінною передньою кромкою крила (профіль НАСА63418 із вбудованими механізмами повороту). Механізм, сумісний з передньою кромкою, розроблений таким чином, щоб витримувати зовнішні повітряні навантаження, водночас створюючи зміну кута від 0 до 6 градусів. Результати випробувань в аеродинамічній трубі показали збільшення

коефіцієнта аеродинамічної якості на 51% і збільшення коефіцієнта підйомної сили на 25% для 6-град (рис. 1.2).

Поточні результати цього дослідження показують, що сумісні механізми насправді є масштабованим рішенням для повномасштабних літаків. Крім того, дослідження показують, що вони можуть бути конкурентоспроможними з точки зору ваги та енергоспоживання порівняно зі звичайними системами з відкидними закрилками.

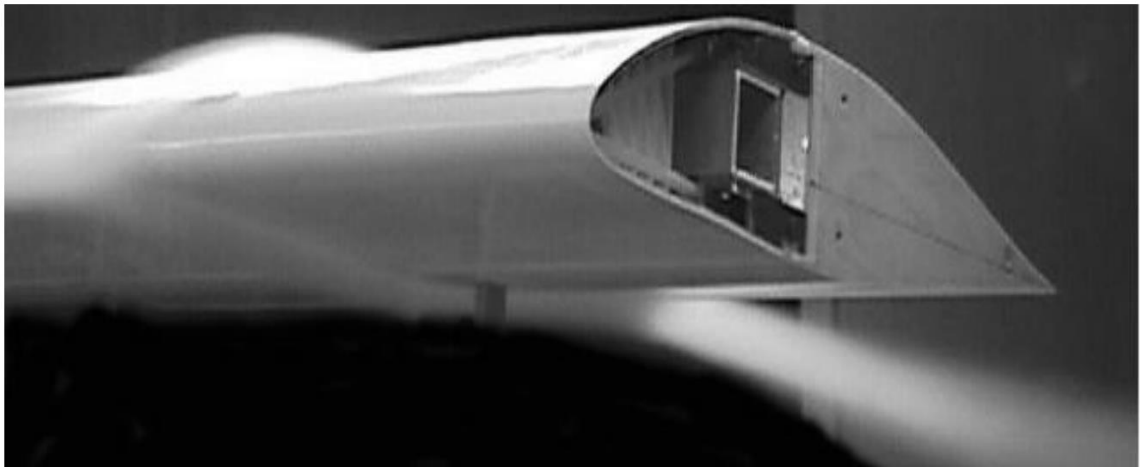


Рис. 1.2. Адаптивне крило з вбудованим механізмом забезпечує зміну кривизни профілю передньої кромки на 6 градусів за потребою

Тому в останні 10 років у зв'язку з появою нових авіаційних матеріалів все більша увага звертається на можливість поліпшення аеродинамічних характеристик літака на основі зміни геометрії крила. Зміна геометрії крила здійснюється в залежності від режиму польоту за допомогою застосування адаптивного крила. Аналізуються можливості поліпшення аеродинамічної якості ЛА. Аеродинамічна якість впливає на такі важливі показники конкурентоспроможності ЛА, як: крейсерська швидкість, дальність і тривалість польоту при заданій величині корисного навантаження (рис. 1.3). Наслідком збільшення аеродинамічної якості ЛА є підвищення його паливної ефективності. Підвищення паливної ефективності літака є одним з основних вимог, які пред'являються до перспективних і модернізованих ЛА. Таким чином, дослідження можливостей підвищення аеродинамічної якості ЛА являються актуальними.

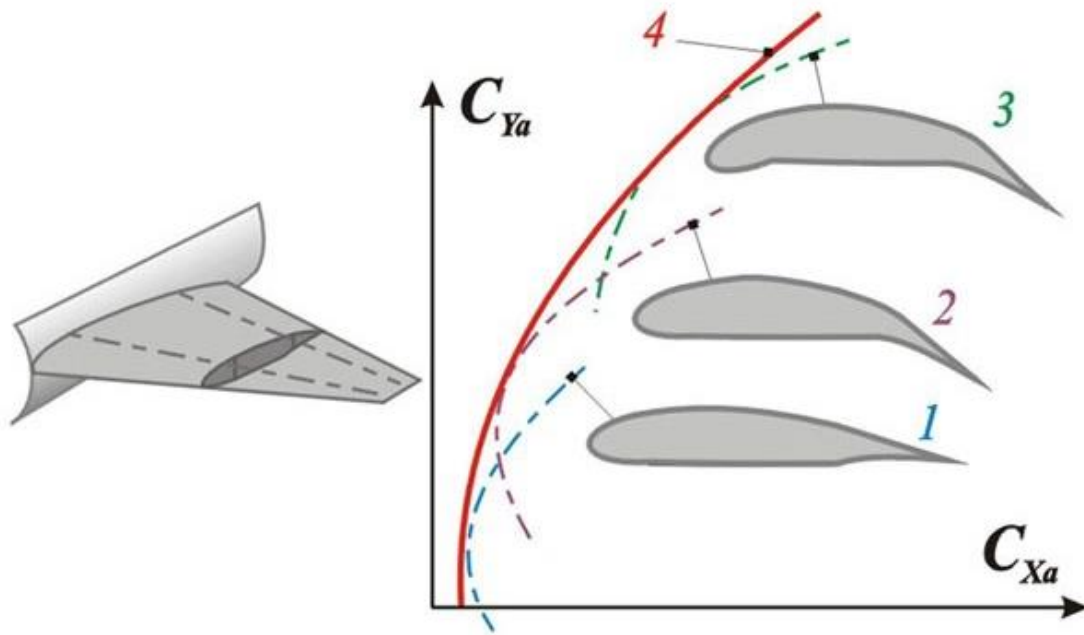


Рис. 1.3. Адаптивне крило і поляра літака з таким крилом: 1 - конфігурація профілю забезпечує оптимальні характеристики при польоті на великих числах M ; 2 - конфігурація при крейсерському польоті на помірних швидкостях; 3 - конфігурація при маневрі з великими швидкостями; 4 – поляра літака з адаптивним крилом.

Багато концепцій адаптивного крила покладаються на використання петель, гвинтів та інших подібних пристроїв для зміни геометрії конструкції літака; інші системи використовують п'єзокерамічні виконавчі механізми або SMA, щоб деформувати структуру від початкового стану до фінальної конфігурації. Останні розробки в напрямку адаптивних систем можна знайти в композитних ламінатах, керованих п'єзоелектричними приводами, а також у морфінговому гіпереліптичному крилі, де для безперервної трансформації крила з плоскої конфігурації в конфігурацію злітно-посадкову використовується механізм з одним ступенем свободи.

1.1 NASA Area-I PTERA Spanwise Adaptive Wing concept

Можливість складання крил існує десятиліттями і зазвичай використовується як метод оптимізації зони паркування та займання меншого місця на палубі ангара авіаносця. Єдиною віхою, яка залишилася незачепленою, була активація зовнішньої частини крила в повітрі. Тепер NASA знову розглядає технологію складання крила спрямованого на використання поверхонь управління за допомогою передового приводу, що дозволяє зовнішнім частинам крил адаптуватися до 40 градусів. Сплав із пам'яттю форми (SMA) дозволяє

розмістити механізм складання всередині зовнішньої лінії прес-форми зовнішньої секції крила. Ці твердотільні приводи можуть повертатися до заданої форми під час електричного нагрівання та можуть також зробити можливим конструкцію, яка є менш складною, компактною і легкою по відношенню до гідравлічних систем, що використовуються у звичайних приводах (рис. 1.4).

Дослідницький центр NASA розробив новий спосіб шарнірного з'єднання зовнішньої частини крила літака для створення оптимальної геометрії при заданих умовах польоту. У концепції Spanwise Adaptive Wing (SAW) використовується високоефективний твердотільний привід на основі сплаву з пам'яттю форми (SMA) для розробки структурно ефективного та надійного методу відхилення частини крила під час польоту (рис. 1.5). Ця здатність дозволяє значно підвищити стійкість у поперечному напрямку та посилити керування, тим самим підвищуючи ефективність літального апарату за рахунок зменшення руху керма для керування поворотом.

Зокрема, у надзвукових польотах переваги SAW включають збільшення підйомної сили стиснення та зменшення хвильового опору. Порівняно з попередніми гідравлічними приводами, привід на основі SMA має значно зменшені розміри та вагу, високу питому продуктивність, твердотільний привід, низькі витрати на обслуговування та високу надійність.



Рис. 1.4. Льотні випробування Spanwise Adaptive Wing

Порівняно проста концепція NASA SAW зосереджена на приводі крила, виготовленому з легкого матеріалу SMA, який вмiє деформуватися до певної форми під час нагрівання. Приводи SMA складаються з високомiцних сплавiв, таких як нiкель-титан-гафнiй, i можуть мiстити такі елементи, як трубки, дроти, кабелi або листи. Наприклад, високотемпературна високосилова трубка крутного моменту SMA може бути вбудована в зовнiшню хордову лiнiю шарнiра крила.

Кожен варiант приводу SMA має вбудованi нагрiвачi та охолоджувальнi пристрої, якi забезпечують кращий контроль куту повороту або довжину перемiщення. Новий шарнiрний механiзм забезпечує з'єднання крила з двох частин i вмiщує вузол приводу. Коли актуатор нагрiвається, апарат SMA запускає шарнiрне положення крила в задане положення. Пiсля досягнення потрібного положення нагрiвач пiдтримує постiйну температуру, змушуючи SMA пiдтримувати свою деформацiю.



Рис. 1.5. Шарнiр та актуатор механiзму повороту адаптивного крила Spanwise Adaptive Wing

За потреби можна використовувати систему охолодження, щоб дозволити крилу повернутися до початкової геометрiї. На одному крилi можна використовувати кiлька приводiв, що дозволяє рiзним частинам крила рухатися незалежно. Завдяки адаптацiї геометрiї крила на всiх етапах експлуатацiї, вiд наземного до дозвукового та надзвукового/гiперзвукового польоту, NASA SAW пропонує перший практичний метод використання шарнiрного зчленування крила для покращення характеристик лiтака та економiї палива.

Результати випробування дослідного зразку в аеротрубі без застосування адаптивної механізації

ANGLE OF ATTACK (α)	LIFT CO-EFF (C _L)	DRAG CO-EFF (C _D)	AIR VELOCITY (V)
	0	0	0
5°	0.2	0.2	4
	0.9	0.5	8
	0.14	0.10	15
15°	0.17	0.04	0
	0.24	0.04	4
	0.32	0.08	8
30°	0.46	0.12	15
	0.5	0.02	0
	0.11	0.04	4
	0.23	0.08	8
	0.66	0.13	15

Таблиця 1.2

Результати випробування дослідного зразку в аеротрубі з застосування адаптивної механізації на кутах відхилення 0° - 40°

ANGLE OF ATTACK (α)	LIFT CO-EFF (C _L)	DRAG CO-EFF (C _D)	AIR VELOCITY (V)	ANGLE OF ARTICULATION
	0	0	0	0
5°	0.2	0.05	4	20
	0.12	0.06	8	30
	0.16	0.12	15	40
15°	0.17	0.06	0	0
	0.29	0.09	4	20
	0.36	0.11	8	30
30°	0.47	0.13	15	40
	0.6	0.01	0	0
	0.31	0.10	4	20
	0.46	0.29	8	30
	0.93	0.41	15	40

Наведені вище таблиці дають чітке уявлення про варіації підйомної сили та лобового опору, починаючи з максимальної підйомної сили під кутом шарніру 40°, є можливість підтримувати стабільну курсову стійкість літака на великих висотах, а концепцію адаптивного крила (SAW) можна реалізувати в як дозвуковий, так і надзвуковий політ.

У дозвукових літаках, таких як комерційні авіалайнери, потенційна аеродинамічна перевага складання крил включає підвищення керованості. Це може призвести до зменшення залежності від більш важких частин літака, включаючи кермо хвоста. Це може призвести до більш економічного літака, а також здатності майбутніх довгокрилих літаків маневрувати в аеропортах.

1.2 Lockheed Martin MFX-1

Більшість сучасних навколо- та надзвукових ЛА мають стрілоподібні крила постійної геометрії, що пов'язано з їх безперечними аеродинамічними перевагами за таких швидкостей польоту.

Широке поширення крил цього типу зумовило велику різноманітність застосовуваних конструктивних рішень та їх модифікацій з метою найкращого використання переваг та усунення або пом'якшення недоліків, пов'язаних зі стрілоподібністю передньої кромки крила. Недоліки стрілоподібного крила виявляються як при великих, так і при малих швидкостях польоту, причому вони посилюються зі збільшенням кута стріловидності. До найважливіших з них належать: знижена здатність крила, що несе, а також менша ефективність дії механізації; збільшення поперечної статичної стійкості у міру зростання кута стрілоподібності крила та кута атаки, що ускладнює отримання належного співвідношення між шляховою та поперечною стійкостями літака та змушує застосовувати вертикальне оперення з великою площею поверхні, а також надавати крилу або горизонтальному оперенню негативний кут поперечного V ; відрив потоку повітря в кінцевих частинах крила, що призводить до погіршення поздовжньої та поперечної стійкості та керованості літака (знижує ефективність елеронів); збільшення скосу потоку за крилом, що призводить до зниження ефективності горизонтального оперення; збільшення маси і зменшення жорсткості крила (при інших постійних параметрах), що обумовлено більшою дійсною довжиною такого крила (при даному розмаху) і, отже, великим плечем застосування результуючої підйомної сили.

Таким чином, стрілоподібність призводить до зростання згинального моменту в кореновому перерізі крила при даній масі літака. Крім того, дещо збільшується маса крила у зв'язку з необхідністю введення додаткових силових елементів у коренових частинах, а також збільшення поверхні механізації. Додаткове зростання маси стрілоподібного крила пов'язане з менш сприятливим (порівняно з прямим крилом) розподілом тиску при його довжині, що виражається у збільшенні плеча докладання підйомної сили, що вимагає посилення конструкції, і т.д.

Широке застосування стрілоподібного крила стало можливим завдяки проведенню відповідних аеродинамічних та конструктивних заходів, що виявляють його переваги та пом'якшують недоліки (рис. 1.6). З цією метою серед іншого застосовуються «крутка» крила, аеродинамічні напрямні та турбулізатори, уступ передньої кромки крила, механізація, змінний кут стріловидності вздовж розмаху, зворотне звуження крила або негативна стрілоподібність.

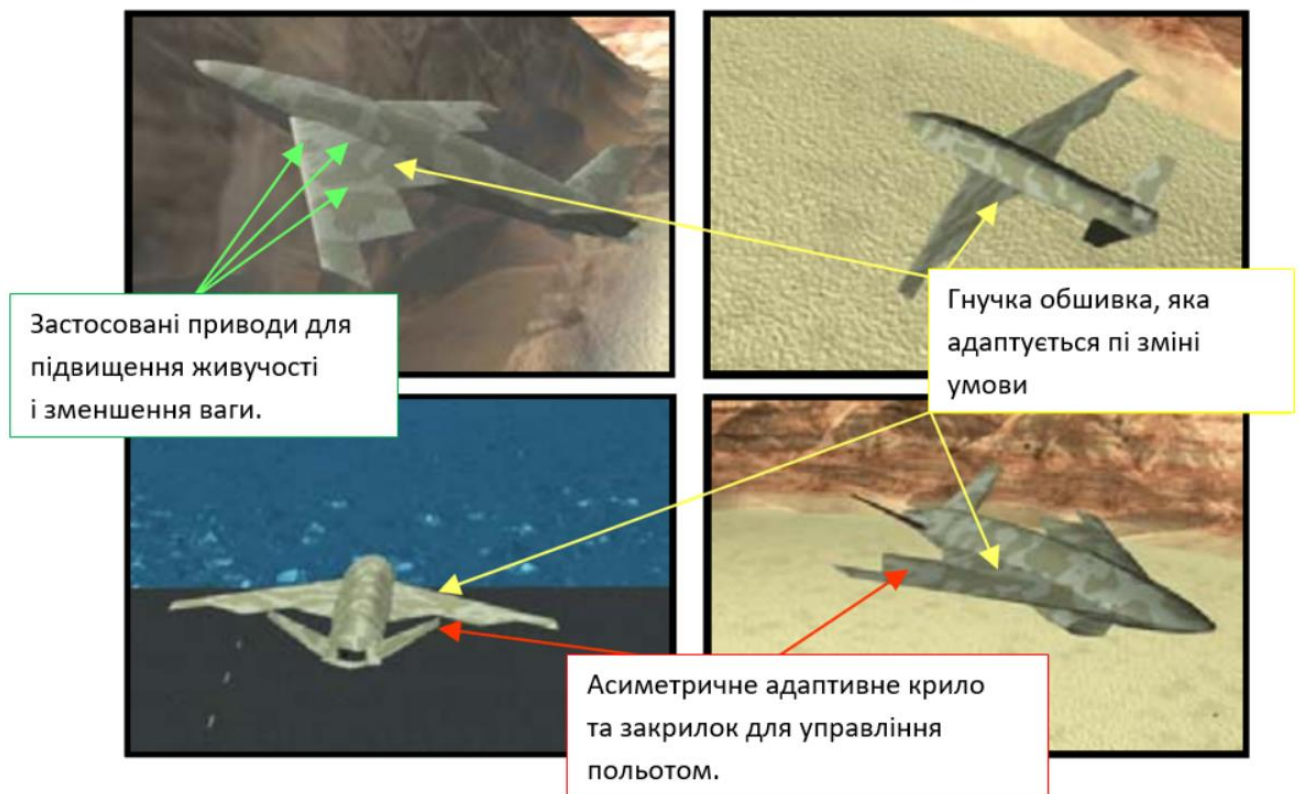


Рис. 1.6. NextGen дизайн морфінгу крила

Одна справа – намалювати дизайн крила, що змінюється, або розрахувати продуктивність крила, що змінює форму. Зовсім інша справа – задумувати, проектувати, будувати та експлуатувати конструкції, що змінюють форму, особливо коли зміни геометричної форми великі. У січні 2003 року Агентство передових оборонних дослідницьких проєктів (DARPA) розпочало 2,5-річну програму, мета якої полягала в розробці та створенні активних крил із змінною геометрією з можливістю суттєвої зміни форми та площі крила.

Програма Morphing Aircraft Structures (MAS) мала дві основні технічні цілі:

1) Розробити активні структури крил, які змінюють форму, щоб забезпечити широкий діапазон аеродинамічних характеристик і керування польотом, які неможливо зі звичайними крилами (рис. 1.7).

2) Уможливити розробку систем повітряних транспортних засобів з експлуатаційною ефективністю флоту, неможливою для звичайних літаків.



Рис. 1.7. Lockheed Martin MFX-1

Три підрядники — Lockheed-Martin, Hypercomp/NextGen і Raytheon Missile Systems — були відібрані на конкурсі в квітні 2002 року для 12-місячної фази розробки концепцій морфінгу крил, які призведуть до кардинально інших перехідних повітряних транспортних засобів (рис. 1.8). Підрядники MAS прийняли системний підхід і провели функціональний аналіз, який прийшов до висновку, що зміна площі плану крила (для забезпечення широкого діапазону навантажень на крило під час польоту) і розмаху крила є основними факторами створення нового класу літальних апаратів з адаптивним крилом.

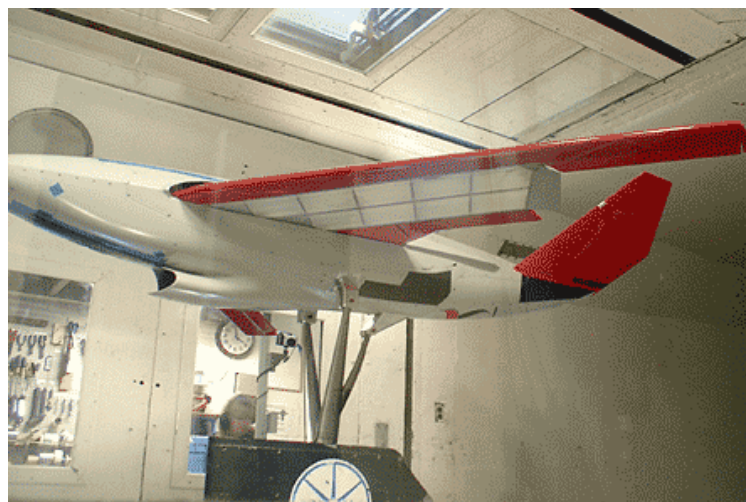


Рис. 1.8. Тестові випробування Lockheed Martin MFX-1

1.3 Існуючі конструктивно-силові схеми адаптивних крил

1.3.1 Щільове крило

Недоліком жорсткого крила є неможливість отримання досить високого приросту аеродинамічної якості в усьому діапазоні польотних кутів атаки.

Найбільш близьким за технічною сутністю є крило літака, що містить закруглену передню і гостру хвостову частини, пілони і кілька крилових елементів, закріплених на пілонах з утворенням щілин, мають звуження від входу на нижній поверхні до виходу на верхній поверхні, а кожен елемент має закруглену передню і гостру хвостову частини.

Однак дане крило характеризується невисокою аеродинамічною якістю і не забезпечує безвідривного обтікання крилевих елементів повітряним потоком. Крім того, дане крило не забезпечує адаптації геометрії крила до режиму польоту і має низьку підйомну силу на злітно-посадочних режимах.

Задачею щільової механізації є підвищення аеродинамічної якості крила літального апарату, забезпечення безвідривно обтікання крилевих елементів повітряним потоком, адаптацію геометрії крила до режимам польоту і підвищення підйомної сили на злітно-посадочних режимах.

Дане завдання досягається тим, що крило літака, що містить закруглену передню і гостру хвостову частини, пілони і кілька крилевих елементів, закріплених на пілонах з утворенням щілин, мають звуження від входу на нижній поверхні до виходу на верхній поверхні, а кожен елемент має закруглену передню і гостру хвостову частини, забезпечені приводами, призначеними для незалежного регулювання ширини входів і виходів щілин між крилевими елементами, а також зміщення кожного елемента уздовж середньої лінії при збереженні звуження щілин від входу до виходу.

Крило літака містить чотири крилевих елемента з щілинами між ними і жорстко закріплених на пілонах, при цьому перший крилевий елемент розташований з негативним кутом атаки, входи щілин розташовані на нижній поверхні крила, а виходи - на верхній поверхні крила (рис. 1.9).

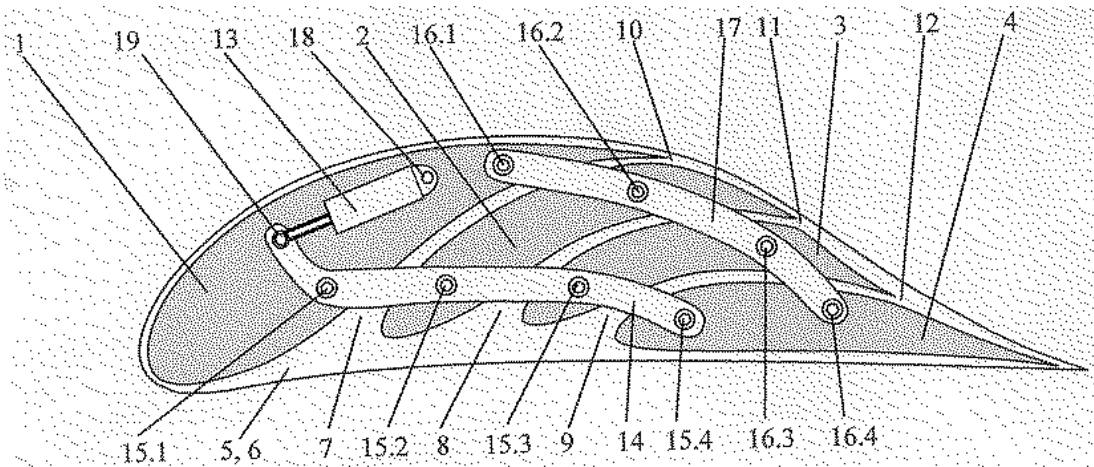


Рис. 1.9. Багатощільове крило з синхронно змінною шириною входів і виходів щілин:
 1, 2, 3, 4 – чотири крилевих елемента; 5, 6 – пілони; 7, 8, 9 – входні канали нижньої поверхні;
 10, 11, 12 – вихідні канали верхньої поверхні; 13 – силовий привід (актуатор);
 14 – нижній з'єднувальний важіль; 15.1, 15.2, 15.3, 15.4 – осі обертання нижньої ланки;
 16.1, 16.2, 16.3, 16.4 – осі обертання верхньої ланки; 17 – верхній з'єднувальний важіль;
 18 – вісь кріплення приводу; 19 – вісь силового штоку.

У робочому режимі під крилом створюється підвищений тиск, під дією якого газ проходить через звужуючі щілини і виходить на верхню задню поверхню багатощільового крила. При виході з щілин газ має велику швидкість, ніж при обтіканні задньої поверхні крила, що сприяє збільшенню швидкості в прикордонному шарі і більш стійкому безвідривному обтіканню задньої верхньої поверхні крила при всіх робочих режимах.

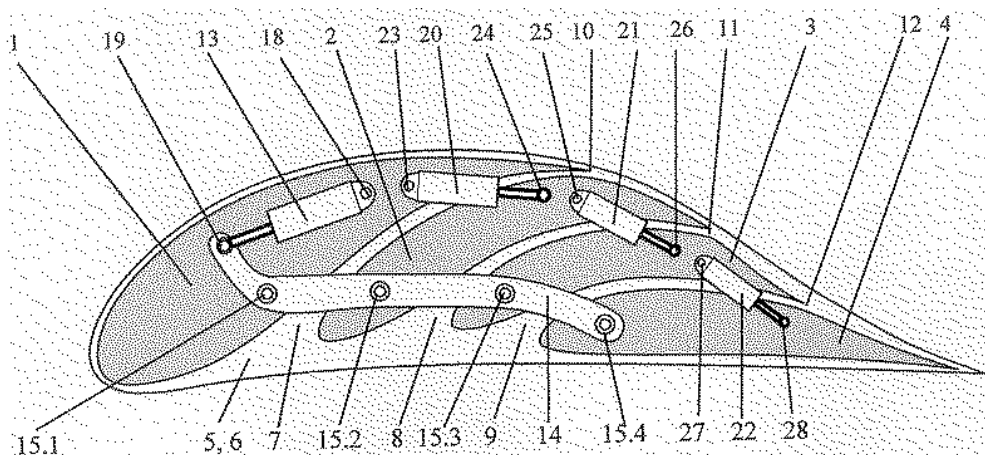


Рис. 1.10. багатощільове крило з незалежною змінною шириною входів і виходів щілин: 1, 2, 3, 4 – чотири крилевих елемента; 5, 6 – пілони; 7, 8, 9 – входні канали нижньої поверхні; 10, 11, 12 – вихідні канали верхньої поверхні; 13 – силовий привід (актуатор);
 14 – нижній з'єднувальний важіль; 15.1, 15.2, 15.3, 15.4 – осі обертання нижньої ланки;
 18 – вісь кріплення приводу; 19 – вісь силового штоку; 20, 21, 22 – силові приводи;
 23, 25, 27 – вісь кріплення приводу; 24, 26, 28 – вісь силового штоку.

Крило має силовий привід (рис. 1.10), що забезпечує синхронну зміну ширини входів щілин за допомогою важелів за рахунок зміни кутів повороту щодо осей. Крилові елементи жорстко закріплені на силових пілонах і утворюють багатощільбовий аеродинамічний профіль зі щілинами. Призначення щілин - забезпечити регулювання тиску на верхній поверхні крила, причому кількість щілин визначається геометрією профілю крила.

1.3.2 Мехатронне крило

В основі даної конструкції каркаса адаптивного крила лежить мехатронний вузол, покликаний забезпечити заданий кут між елементами в структурі адаптивного крила, узгоджене управління якими дозволяє змінювати геометрію крила з урахуванням аеродинамічних і технологічних вимог. Мехатронний вузол являє собою послідовне об'єднання циліндричних шарнірів подвійної дії, вписаних в контур профілю крила (рис. 1.4) з приводом.

Для конструкції механічного вузла характерні наявність пружних взаємообернених зв'язків і безперервно змінна вісь обертання. Управління мехатронним вузлом здійснюється шляхом натягу і ослаблення тяги, перекинутої через шків, пов'язаний з валом сервоприводу. Запропонована конструктивна схема може бути змінена на варіанти з використанням електромеханічних, п'єзо-, пневматичних і гідравлічних актуаторів, а також «матеріалів з пам'яттю» (з нітінолових ниток).

Розташування мехатронних вузлів в структурі каркаса крила має наділяти останнім властивостями, що дозволяють плавно відхиляти носову і хвостову частини, змінюючи, таким чином, кривизну уздовж розмаху, в залежності від висоти, швидкості польоту і перевантаження, а також повністю змінювати форму всього крила, в тому числі з можливістю придбання крилом гвинтової форми. Крило складається з не менше двох мехатронних вузлів (рис. 1.5), об'єднаних в єдину конструкцію за допомогою пружних стрижневих елементів з вуглепластика і елемента жорсткого об'єднання мехатронних вузлів (рис. 1.6). Управління приводами погоджено за допомогою електронної системи.

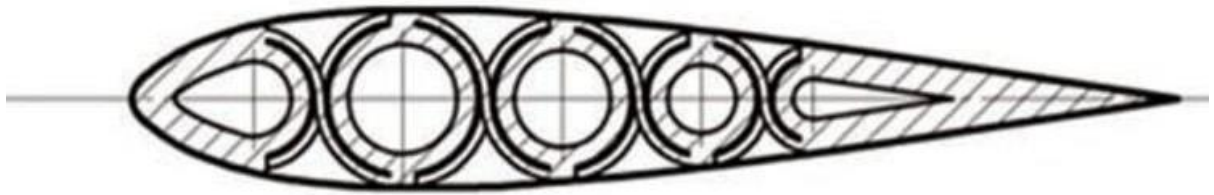


Рис. 1.4. Схема послідовного об'єднання циліндричних шарнірів подвійної дії, вписаних в контур крила

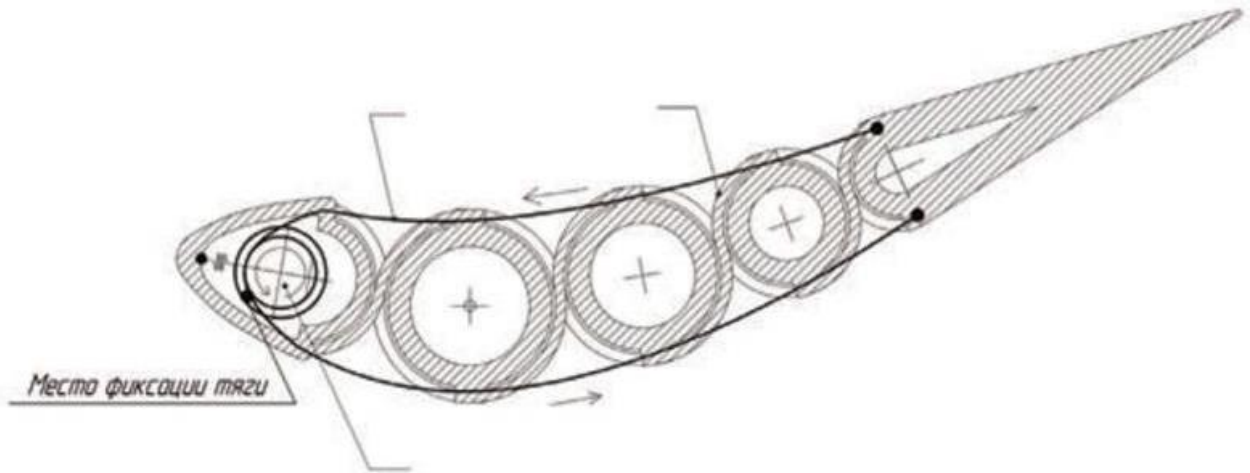


Рис. 1.5. Конструктивна схема мехатронного вузла адаптивного крила: 1 - електромеханічний привід; 2 - тяга; 3 - циліндричний шарнір подвійної дії.

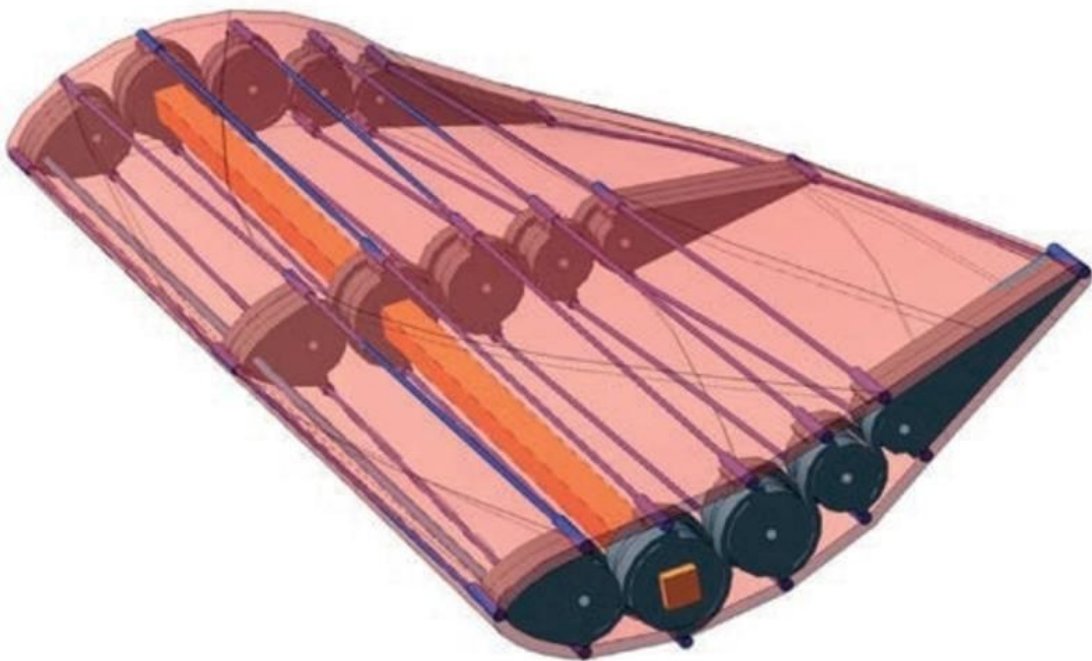


Рис. 1.6. Зовнішній вигляд фрагмента адаптивного крила з обшивкою

1.3.3 Гнучке крило Flex-Foil

На відміну від крил із закрилками, гнучке крило може плавно регулювати розвал, щоб мінімізувати опору під час польоту. Насправді гнучке крило могло

зайняти набагато більше позицій, ніж крило з традиційним клапаном, що дозволяє набагато точніше контролювати коефіцієнт підйому та опору, щоб відповідати розвиваються вимогам польоту. І якщо гнучка поверхня управління буде плавно прилягати до решти крила, ці регулювання не створюватимуть додаткового опору від виступаючих суглобів та петель (рис. 1.8, 1.9).

Результат полягає в тому, що зміна розвалу крил під час польоту дозволяє авіаконструкторам мінімізувати опір залежно від обсягу підйому літаку для конкретних умов. Наприклад, спалювання палива під час польоту зменшує загальну масу палива, тому літак поступово вимагає менше підйому. В даний час пілоти борються з цією втратою ваги, зменшуючи кут атаки літака, який є його кутом щодо зустрічного потоку повітря. Гнучке крило могло просто змінювати поверхню своєї задньої кромки постійно протягом усього польоту, щоб досягти оптимального розвалу для його поточної ваги палива (рис. 1.7).

Окрім зменшення опору, є ще одна потенційна перевага крил, що змінюють форму, що особливо оцінять пасажери. Ці крила можуть також пом'якшити тремтіння фюзеляжу через турбулентність. Цього можна досягти, правильно вкручуючи задні кромки крил, щоб зменшити навантаження, викликані турбулентністю, і тим самим мінімізувати рух, що передається фюзеляжу. Це скручування буде здійснюватися автоматично за допомогою вдосконаленої системи управління польотом.



Рис. 1.7. Зовнішній вигляд фрагмента адаптивного крила з обшивкою

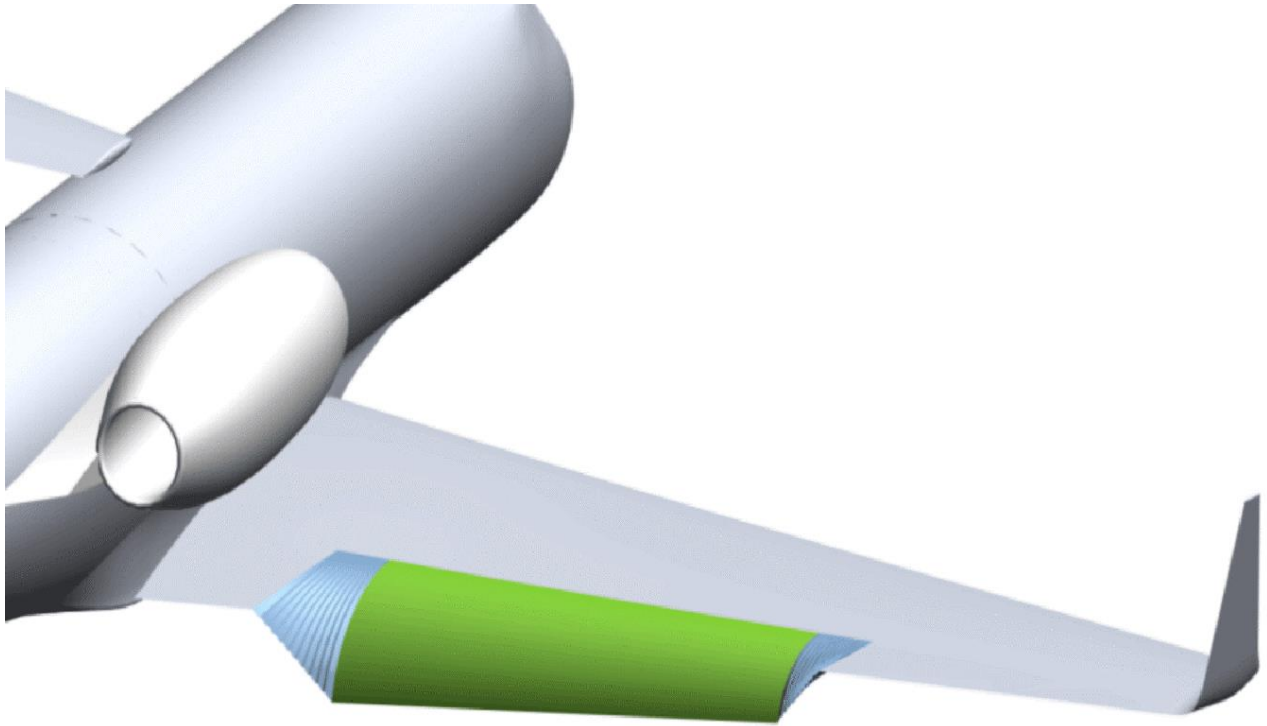


Рис. 1.8. Схема роботи гнучкого крила на літаку

Адаптивна задня кромка була розроблена для досягнення симетричних і безперервних відхилень у діапазоні ± 5 градусів, щоб компенсувати зменшення ваги в результаті споживання палива, в той же час шукаючи оптимальну конфігурацію диференту. Диференціальний режим мав би прагнути до модуляції навантаження по розмаху, щоб зменшити згинальний момент кореня і зберегти структуру крила від максимальних ударних сил. Були досліджені конфігурації з прорізами, які могли б забезпечити більші відхилення. Okремо варто відзначити еластичний полімерний елемент, який з'єднує малий клапан з основною структурою. Це одне з перших застосувань такого роду, і воно може використовуватися для існуючих бортових пристроїв (закрилки, ламелі тощо) для підвищення їх аеродинамічної ефективності (за рахунок зменшення втрат кінцівок) і шумового випромінювання (за рахунок зменшення проміжків і відповідно генерування звуку). Для аеропружних ударів, пов'язаних із наявністю WATE (важка маса, додана на кінці крила), це критичний пристрій. Є багато певних переваг, пов'язаних із цією розробкою, але збільшення складності може різко вплинути на безпеку, технічне обслуговування та виробництво (особливо тому, що ця розробка потребує реалізації нових спеціалізованих інструментів для складання).

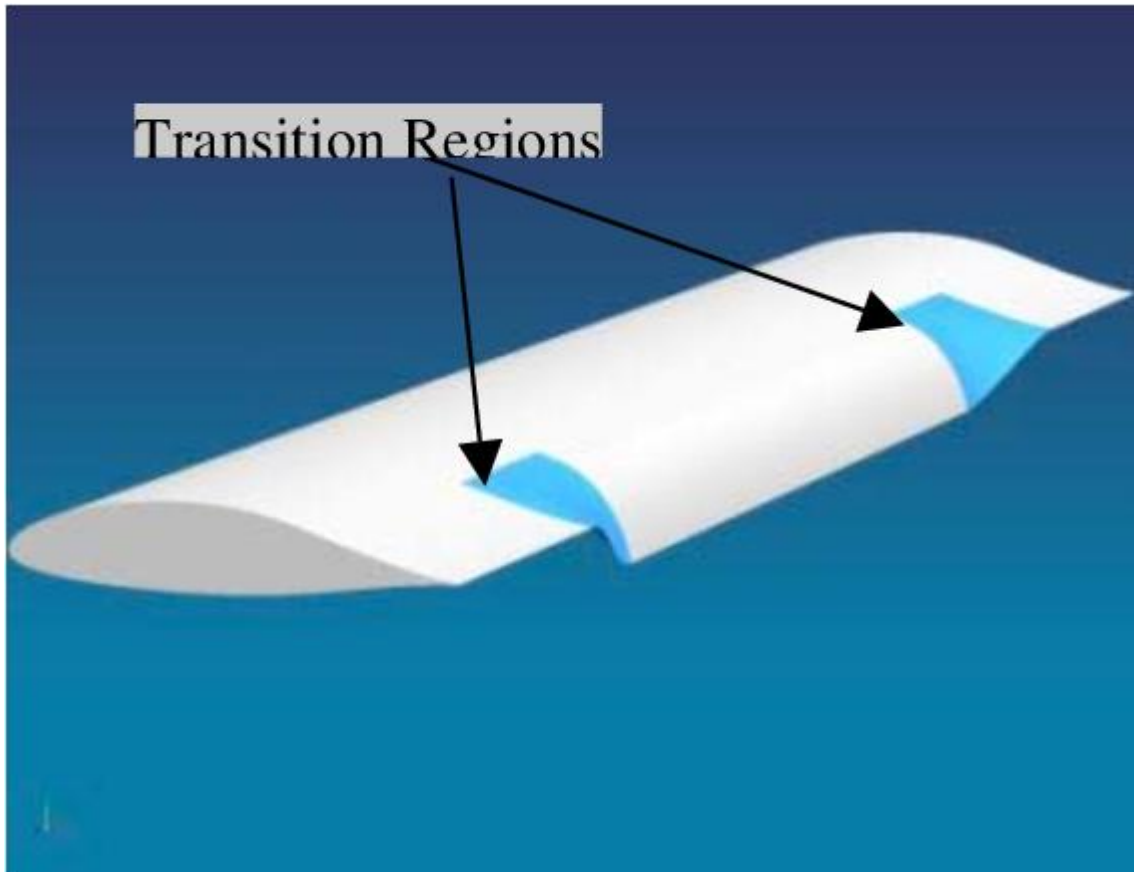


Рис. 1.9. Перехідні зони, які поєднують нерухому частину з адаптивною

Обшивки на механізмах керування морфінгом дуже важливі, оскільки аеродинамічна ефективність вимагає плавних змін форми. Брати Райт використовували французьку сатинову тканину, а NASA використовувало пластикові оболонки, посилені вуглецем, на F-111 і F-18. Бажані властивості обшивки залежать від того, чи є обшивка невід'ємним компонентом конструкції літака, як у випадку з літаком NASA, чи просто гладким матеріалом обтічника.

Сьогодні існує низка еластичних матеріалів для покриття механізму морфінгу. Дослідження почали характеризувати механічні властивості різноманітних можливих матеріалів. Обшивка морфінгової структури повинна бути еластичною та гнучкою, мати високу швидкість відновлення деформації, бути стійкою до погодних умов, стирання та хімічних речовин, а також мати достатньо високу твердість, щоб протистояти аеродинамічним навантаженням. Матеріали були термопластичними поліуретанами, сополіефірними еластомерами, полімерами з пам'яттю форми та різними тканими матеріалами.

Ще однією сферою дослідницького інтересу було поєднання обшивок із структурою. Компанія NextGen демонструє застосування силіконової оболонки в поєднанні з трансформованою структурою ферми. Робота Penn State була зосереджена на сегментованих оболонках над сумісною комірковою структурою. Живі організми використовують шкіру, пір'я та луску для контролю та відчуття. Сьогодні ці створені людиною механізми починають імітувати особливості природи. В даний час проводяться численні дослідження щодо застосування щитків мікроелектромеханічних систем (MEMS), які можуть бути дуже схожі на луску риби або пір'я птаха. Ці пристрої можна використовувати активно для модифікації прикордонного шару або пасивно для визначення змін у прикордонному шарі. Компанія Aerovironment за фінансування DARPA та NASA Dryden випробувала безпілотний літальний апарат із дельтоподібними крилами під назвою Gryphon із MEMS-закрилками для керування вихором на передній кромці, які продемонстрували здатність контролювати вихори на передній кромці.

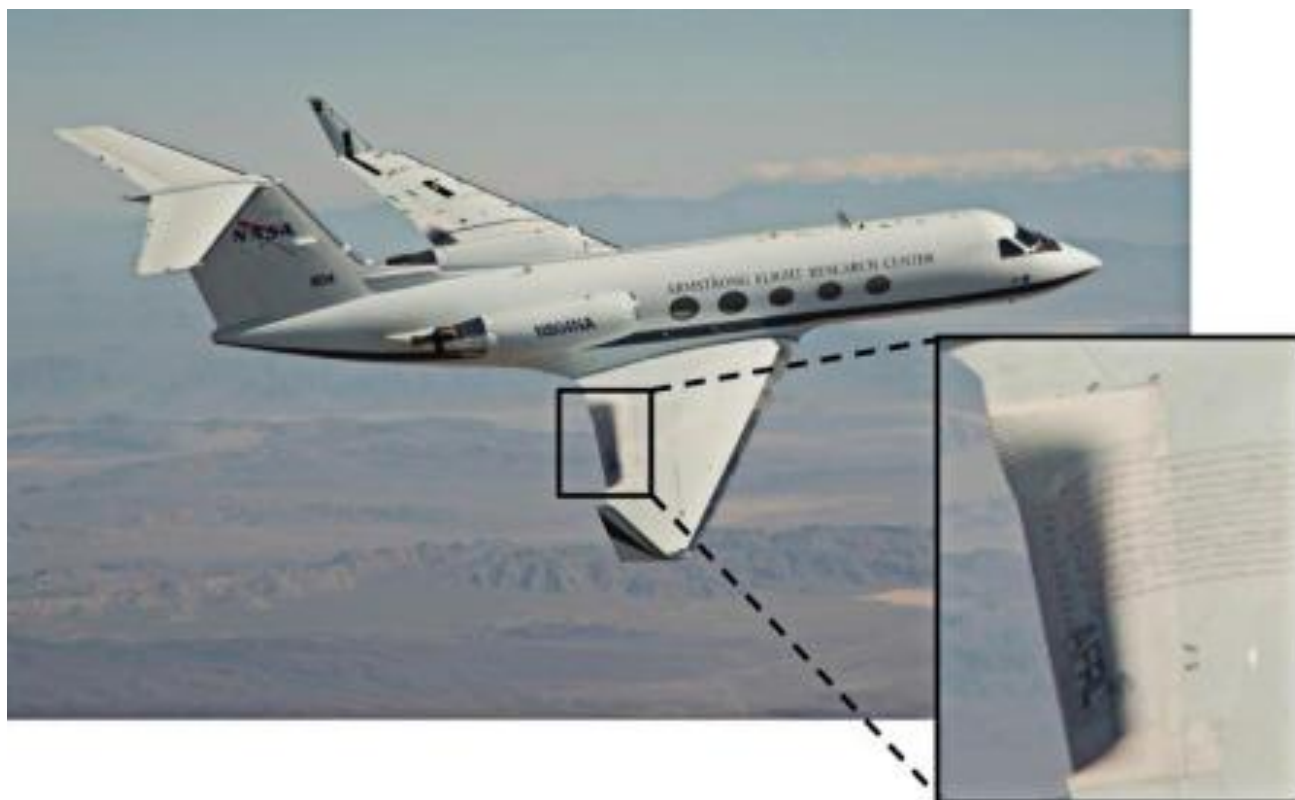


Рис. 1.10. Адаптивний задній край FlexSys на літаках NASA Gulfstream

Завдяки прогресу в дослідженні інтелектуальних матеріалів (наприклад, передових композитів і сплавів з пам'яттю форми), гнучкі деталі крила розвиваються та стають більш привабливими для застосування в авіаційній промисловості, особливо за межами крила. Ці конструкції, також звані сумісними структурами, часто згадуються як досягнення меншої ваги та нижчих витрат на обслуговування. Концепція об'єднує виступ для послаблення амортизатора та гнучку задню кромку із змінним кутом. Ослаблення удару зменшує хвильовий опір, що актуально для трансзвукових режимів польоту. Через кривизну в місці удару, удар поділяється на кілька слабших ударів. Один із підходів полягає у впливі на прикордонний шар для створення штучної нерівності. Це можна реалізувати за допомогою пасивної системи, що складається з отворів, з'єднаних вентиляційною камерою. Також можливе активне рішення з контрольованим потоком через отвори. Нерівність для контролю удару також може бути реалізована шляхом фізичної деформації поверхні профілю як у випадку з концепцією адаптивного крила.

Також можна знайти різні підходи для активації задньої кромки із змінним розвалом. Більшість концептів мають схожі на пальці елементи з декількома петлями, які створюють каркас (наприклад, дискретний флаперон зі змінним розвалом X-29).

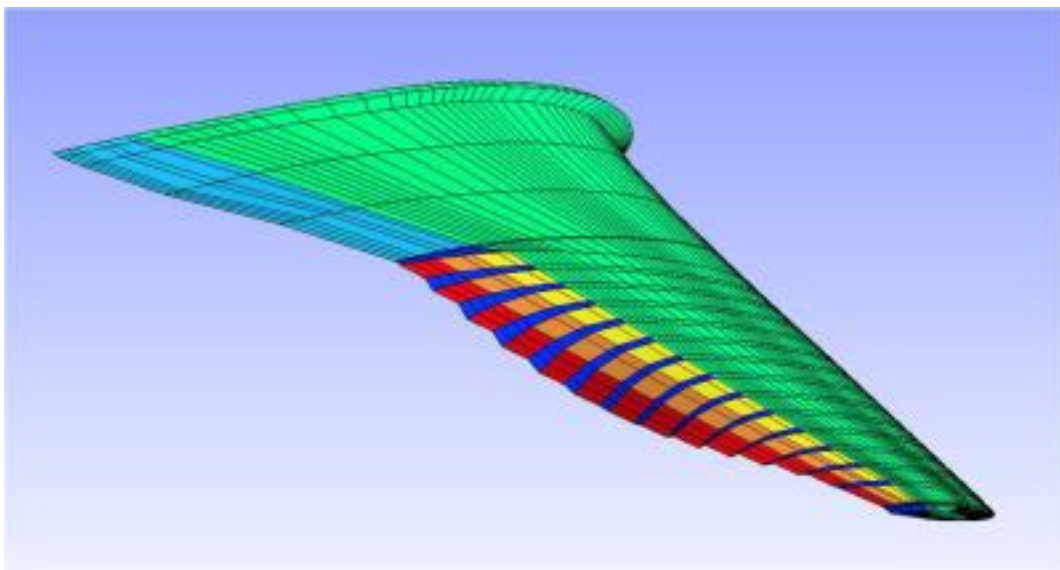


Рис. 1.11. Безперервний щиток задньої кромки зі змінним кутом

Інша концепція приведення в дію передбачає спеціальний контроль жорсткості структурних компонентів профілю . Таким чином, активація може бути зменшена до дуже малих навантажень або повністю замінена використанням аеродинамічних сил. Хоча основна ідея вже була представлена в 1890-х роках Паркером, сучасні матеріали можуть змінювати властивості жорсткості , наприклад, шляхом застосування електричної напруги, тим самим відкриваючи нові перспективи.

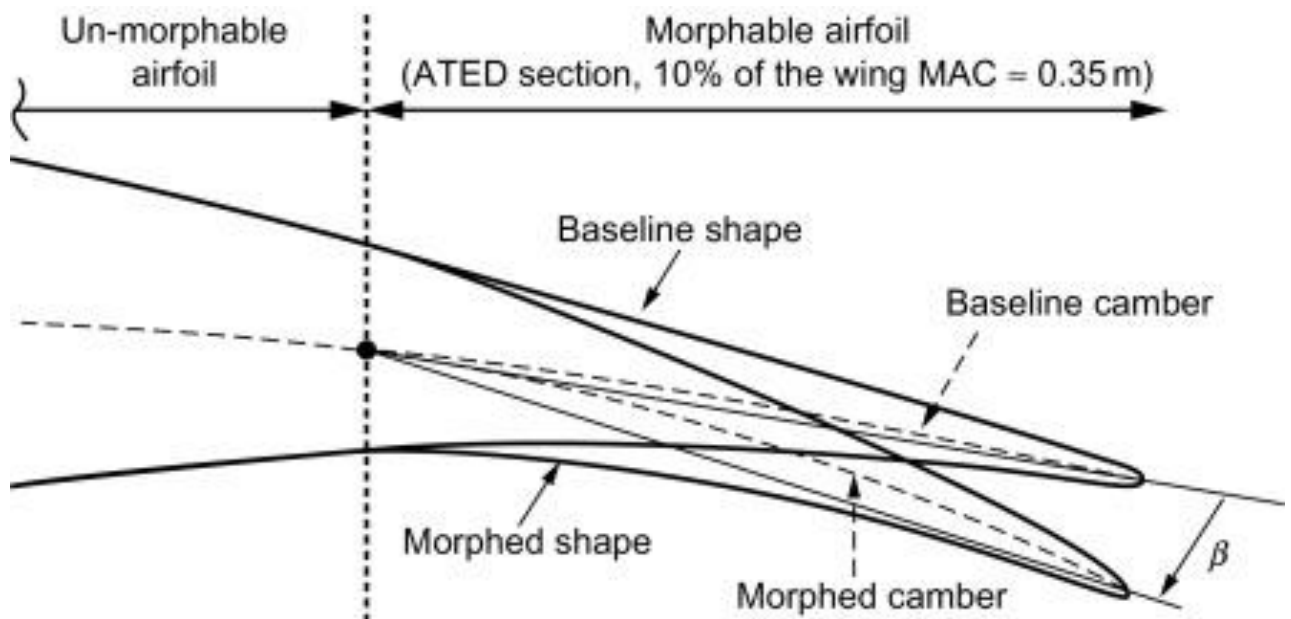


Рис. 1.12. Базові та морфовані аеродинамічні профілі

Впровадження змінного розвалу в малих існуючих літаках є розумним кроком перед проектуванням нового крила, хоча весь потенціал не буде використано.

Висновки до розділу

У цьому розділі магістерської дисертації було розглянуто застосування адаптивних технологій на базі існуючих БПС, також були проаналізовані існуючі конструктивно-силові схеми адаптивних крил. Були встановлені недоліки та переваги розглянутих типів адаптивних технологій. Для проектного ЛА був обраний щільовий тип механізації. На відміну від інших варіантів механізації. Недоліком щільового типу адаптивного крила є підвищений опір тертя через неідеальний обвід потоком поверхні механізації. Це компенсується меншим опором тиску при випущеній механізації та меншими розміром і вагою необхідних приводів механізації.

2. Методика розрахунку аеродинамічних характеристик адаптивного крила

Створення безпілотного літального апарату нового покоління неможливе без аналізу його аеродинамічних характеристик на ранніх стадіях проектування. Від глибини дослідження форми несучих поверхонь і обводів планера безпосередньо залежать льотнотехнічні характеристики літака, що розробляється.

Фізику процесу обтікання тіла довільної форми потоком газу найкраще відбивають методики, засновані на рішеннях рівнянь Нав'є-Стокса. З появою програмних засобів, що базуються на чисельних розв'язках рівнянь Нав'є-Стокса, стало можливо отримати розрахунковим шляхом низку важливих аеродинамічних характеристик літака, зокрема обчислити максимальне значення коефіцієнта підйомної сили $C_{y_{max}}$. При розрахунках аеродинамічних характеристик об'єктів складної просторової конфігурації з використанням такого підходу потрібні великі обсяги оперативної пам'яті комп'ютера, оскільки допустимі розміри розрахункової сітки пропорційні обсягу оперативної пам'яті комп'ютера. Зростання можливостей обчислювальної техніки, яке спостерігається останніми роками, дозволяє застосовувати програми, засновані на чисельних рішеннях рівнянь Нав'є-Стокса, для розрахунку характеристик обтікання таких об'єктів, як літак.

Слід зазначити, що більшість розрахункових методів, описаних у літературі, засновані на досвіді створення пілотованої техніки, розрахованої на тривалий термін експлуатації. Враховуючи ці обставини при інженерному підході до створення безпілотних систем існує можливість значного спрощення розрахункових методик, коригування критеріїв запасу міцності, перегляду припущень, за рахунок цього отримання кращої вагової та економічної віддачі.

На цьому етапі для розрахунку несучої системи доступні методи розрахунку двовимірних завдань, що дозволяють отримати задовільні результати в лінійній галузі зміни характеристик: аналітичні методи, наближені, метод приєднаних вихорів; існують методи та програмні продукти, призначені для розрахунку профілів та їх модифікацій. Але вирішення двовимірних завдань не дає

достатнього уявлення про реальні процеси. Хороші результати виходять при використанні методів кінцевих обсягів чисельного моделювання, реалізовані в спеціалізованих та прикладних програмних продуктах, так званих Computational Fluid Dynamic (CFD) та Engineering Fluid Dynamic (EFD) додатках, як при двовимірній, так і просторової постановки задачі.

Слід зазначити, що EFD є напрямком у CFD, реалізований у додатках, інтегрованих у систему графічного проектування, орієнтований на інженера-проектувальника має принципові переваги перед останнім як на етапі попереднього проектування, так і при детальному проектуванні: завдання вихідних даних та перегляд результатів безпосередньо у вікні графічного проектування; можливість використання інженером, а не CFD-фахівцем; мінімальний час на підготовку вихідних даних та аналіз отриманих результатів.

При переході до рішення просторових задач використання CFD/EFD додатків дозволяє повною мірою моделювати обтікання крила кінцевого розмаху з дотриманням критеріїв подібності, з урахуванням скосу потоку та індуктивної складової опору – характеристик, що залежать від розмірів та форми крила у плані, несучих властивостей перерізів крила, їх розподілу за розмахом та взаємовпливом. Ці геометричні параметри часто є предметом тривалої оптимізації. Точність розв'язання цих завдань залежить від низки чинників, зокрема, складності форми розрахункової моделі та її деталізації, розмірів розрахункової області, розмірів осередків розрахункової сітки, потім своєю чергою впливає наявність достатніх обчислювальних і часових ресурсів. Великою мірою на точності результатів цьому етапі розробки позначається відсутність інформації про початкові турбулентності потоку. Існує велика теоретична та експериментальна база даних впливу зміни геометричних параметрів крила на його несучі властивості, на які можна спиратися як за аналітичного розрахунку характеристик, і під час аналізу результатів чисельного експерименту. Точність аналітичних методів відома і, в більшості випадків, знаходиться в межах 10 – 15%. Отримання достатньої кількості інформації про новий об'єкт за їх допомогою – трудомісткий, копіткий і, досить, тривалий процес. Скоротити час розрахунків та збільшити обсяг інформації дозволяє

оформлення відпрацьованих методик у вигляді алгоритмів та програмних розрахункових модулів. Застосування методів CFD/EFD дозволяє отримати незамінну, на попередньому етапі проектування, інформацію про характер обтікання, розподіл швидкостей і тисків, про взаємодію потоків, з урахуванням в'язкості та параметрів атмосфери, наближених до реальних умов. Але тривалість всеосяжних досліджень за допомогою цих методів веде до невиправданих витрат. До того ж похибки розрахунків силового впливу повітряних потоків на даному етапі проектування можуть досягати 10 - 30%, тому має сенс обмежитися характерними розрахунковими випадками та рівнем збіжності результатів у межах похибки та сконцентрувати увагу на питаннях загального проектування, якісній картині обтікання альтернативних компоновок, їх змін та порівняльної оцінки аеродинамічних характеристик (АХ).

2.1 Метод побудови розрахункової сітки для панельного методу

Побудова розрахункової сітки за панельним методом передбачає нанесення граничних елементів на поверхню аеродинамічного профілю. Рекомендації при побудові розрахункової сітки полягають у тому, щоб довжини сусідніх граничних елементів не сильно відрізнялися один від одного. Відомо, що згущення сітки до носика та хвостика профілю збільшує точність розрахунку при однаковій кількості граничних елементів. На рисунку 2.1 показаний приклад побудови розрахункової сітки для профілю за панельним методом при рівномірному розбитті по хорді. Розрахункова сітка містить 5 граничних елементів на верхній поверхні і стільки ж на нижній. Контрольні точки розташовуються на середині граничного елемент.

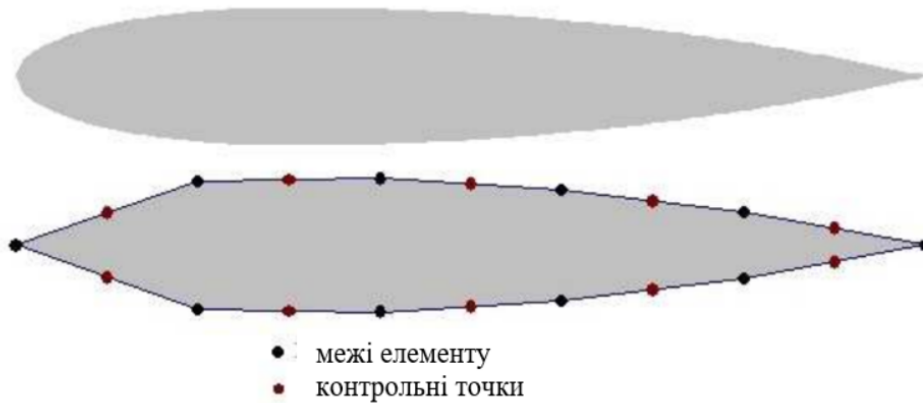


Рис. 2.1. Приклад побудови розрахункової сітки для панельного методу

2.2 Технологія чисельного моделювання обтікання профілю на основі моделі ідеального газу за панельним методом

Панельний метод зводиться до виконання у контрольних точках межових умов непротікання у формі, які можуть бути записані у вигляді системи рівнянь:

$$-U_{\infty} \sin \alpha_k + \frac{1}{2\pi} \sum_{j=1}^N \sigma_j \int \frac{\partial}{\partial n_k} (\ln r_{kj}) dS_j = 0$$

де σ_j - щільність розподілу панельного джерела на j -й панелі;

n_k – нормаль до панелі в k -ій контрольній точці;

r_{kj} – відстань від k -ої контрольної точки до j -й панелі.

Систему рівнянь можна записати у матричній формі:

$$\mathbf{B} \cdot \boldsymbol{\sigma} = \mathbf{R}$$

в якій матриця аеродинамічного впливу має вигляд:

$$B_{kj} = 0,5\delta_{kj} + \frac{1}{2\pi} \int \frac{\partial}{\partial n_k} (\ln r_{kj}) dS_j, \quad \delta_{kj} = \begin{cases} 1, & k = j \\ 0, & k \neq j \end{cases}$$

а вектор-стовпець правих частин записується у вигляді:

$$R_k = U_{\infty} \sin \alpha_k - V_{\infty} \cos \alpha_k$$

Матриця аеродинамічного впливу у панельному методі, як і в чисельно-аналітичному методі, має щільну структуру. Рішення з такою матрицею та правими частинами можна виконати різними стандартними методами, але економічніше використовувати метод факторизації (LU – розкладання). Метод

факторизації полягає у застосуванні методу виключення за Гаусса у два етапи. Спочатку матриця B факторизується, перетворюючись на нижньотрикутну матрицю L і верхньотрикутну матрицю U як два співмножники. Після цього факторизована форма СЛАУ вирішується як:

$$UX = L^{-1}R$$

Метод факторизації є ефективним методом, оскільки найбільш трудомістка частина рішення СЛАУ виконується лише один раз для різних правих елементів.

Після знаходження розподілу густини джерел σ_j компоненти швидкості, обумовлені внесенням тіла в потік, в будь-якій точці (x, y) можуть бути обчислені за формулами:

$$u(x, y) = \frac{1}{2\pi} \sum_{j=1}^N \sigma_j \int \frac{(x - x_j) dS_j}{(x - x_j)^2 + (y - y_j)^2}$$

$$v(x, y) = \frac{1}{2\pi} \sum_{j=1}^N \sigma_j \int \frac{(y - y_j) dS_j}{(x - x_j)^2 + (y - y_j)^2}$$

а повне поле швидкостей визначається виразом:

$$\vec{V} = (U_{\infty} + u; \quad V_{\infty} + v)$$

Знаючи повну швидкість на поверхні тіла, з рівняння Бернуллі для стисненого потоку можна визначити розподіл тиску в контрольних точках контуру:

$$C_p = \frac{p_k - p_{\infty}}{0,5\rho|\vec{V}_{\infty}|^2} = 1 - \left(\frac{|\vec{V}|}{|\vec{V}_{\infty}|} \right)^2$$

На рисунку 2.2 представлені лінії струму біля симетричного профілю, отримані панельним методом. Кількість панелей на кожній дужці (верхній та нижній) дорівнює 228.

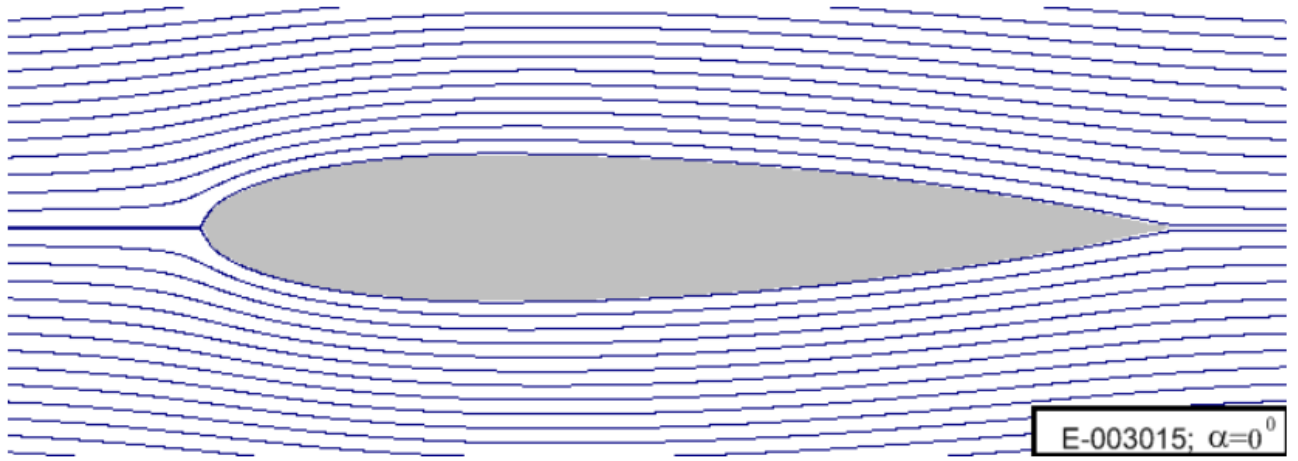


Рис. 2.2. Лінії струму течії навколо профіля (панельний метод)

Висновки до розділу

У цьому розділі розглянуто деякі аспекти оптимізації профілів крила. у додатку до аеродинамічного проектування малорозмірних безпілотних літальних апаратів. Наведено методики генерації розрахункових сіток для чисельно-аналітичного методу, панельного методу та обчислювальних систем. Показано, що для побудови практично значимих профілів розв'язання задачі оптимізації необхідно реалізовувати в багатокритеріальній постановки.

3. Розробка розрахункової моделі адаптивного крила

3.1 Визначення вхідних умов розрахунку

Дослідження аеродинамічних характеристик адаптивної механізації відбувалося на основі безпілотного повітряного судна «Aeronautics Aerostar» (рис. 3.1). Його ЛТХ приведені в табл. 3.1.



Рис. 3.1. БПС «Aeronautics Aerostar»

БПЛА виробляється ізраїльською компанією Aeronautics Defense Systems. В бортовий комплекс входять засоби зв'язку і обміну даними, має змінне корисне навантаження, в штатному варіанті обладнаний цифровою відео-камерою, поєднаної з тепловізором інфрачервоного діапазону, що дозволяє проводити розвідку в будь-яку погоду і протягом дня і ночі. Розроблений на базі БПЛА «Scout». Наземний пункт управління з приймальною антеною автономний, і може бути змонтований на вантажному автомобілі.

Оснащений дизельним двигуном. Знаходяться на озброєнні армії Азербайджану, армії США, в армії Анголи. У Нігерії машини є частиною системи берегової охорони і платформ в дельті річки Нігер. У 2010 році Aerostar став переможцем конкурсу на новий тактичний безпілотник для польського військового контингенту в Афганістані.

Основні льотно-технічні характеристики БПЛА «Aeronautics Aerostar»

Геометричні	
Розмах крила, м	6.5
Довжина, м	6.0
Висота, м	1.7
Площа крила, м ²	4.875
Коля шасі, м	1.6
База шасі, м	2.5
Динамічні	
Крейсерська швидкість польоту на висоті 3000 м, км/год.	180-220
Максимальна швидкість польоту, км/год.	250
Максимальна дальність польоту з повною заправкою паливом, км	200
Практичний потолок, м	6000
Час автономної роботи, год.	12
Масові	
Маса пустого літака, кг	110
Максимальна злітна маса літака, кг	200

Для дослідної моделі з адаптивною механізацією для секцій щільового закритка були обрані профіля Eppler E423 (рис. 3.2) та Chuch Hollinger CH 10-48-13 (рис. 3.6). Для профілів наведені основні аеродинамічні характеристики (рис. 3.3-3.5 та рис. 3.7-3.9) при куті атаки $\alpha = -10^\circ \dots 20^\circ$, і числах $Re = 10^6$.

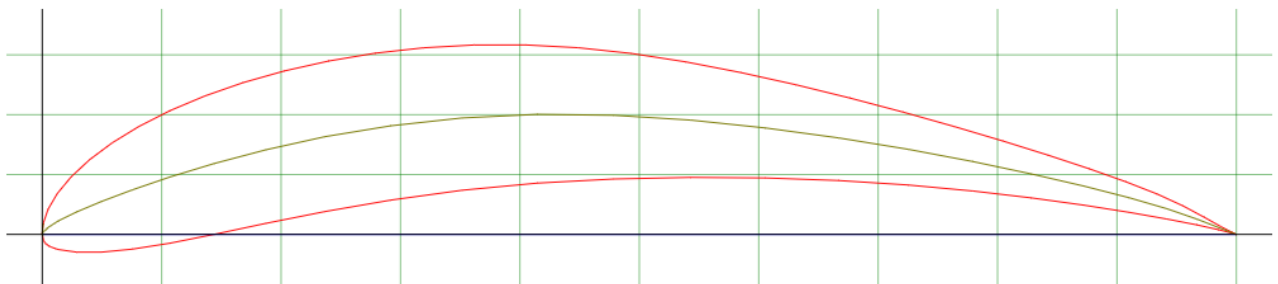


Рис. 3.2. Профіль крила E423 для варіанту з адаптивною механізацією

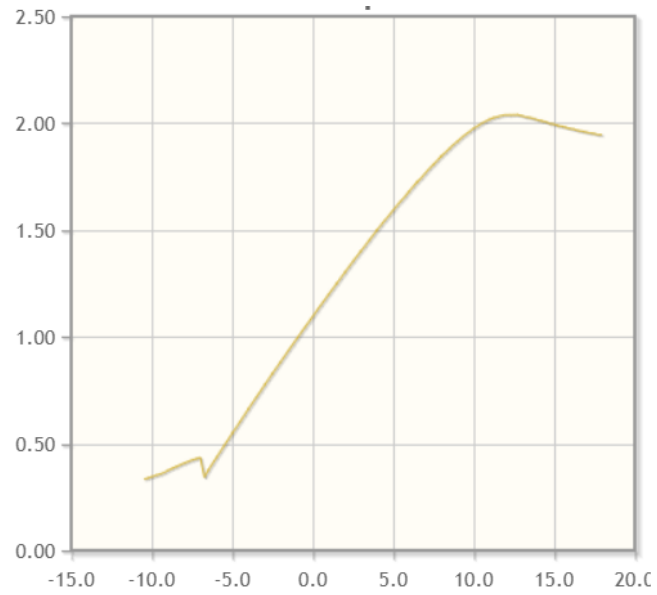


Рис. 3.3. Графік залежності $S_u(\alpha)$ профіля E423

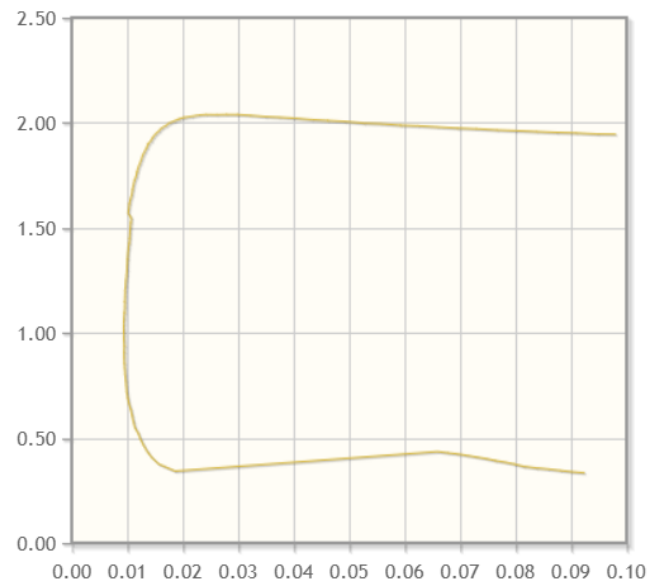


Рис. 3.4. Графік поляри $S_u(S_x)$ профіля E423

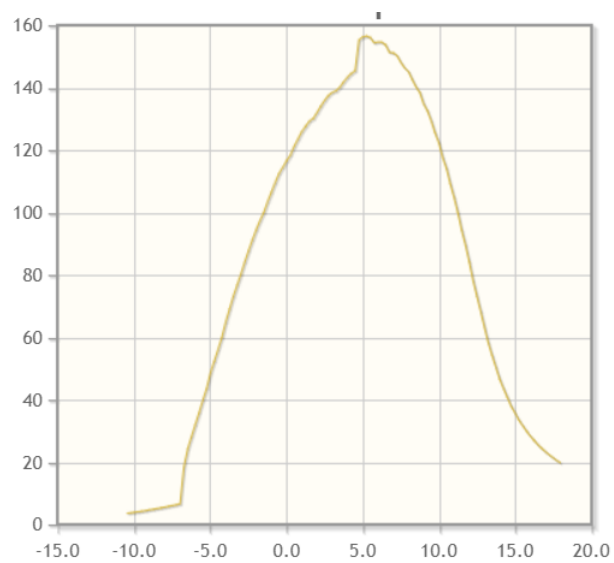


Рис. 3.5. Графік залежності $K(\alpha)$ профіля E423

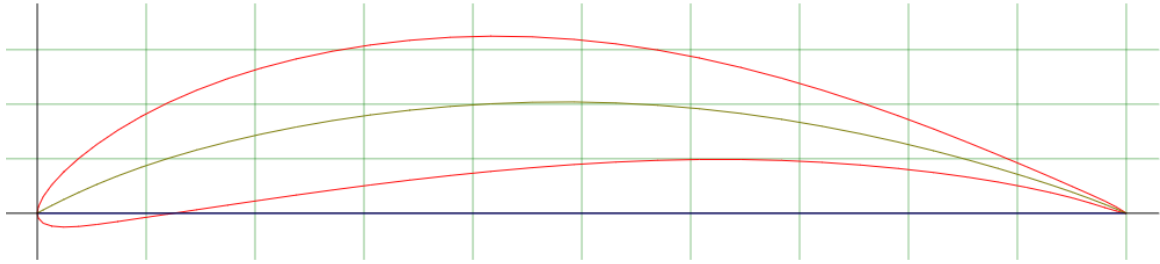


Рис. 3.6. Профіль крила SN10 для варіанту з адаптивною механізацією

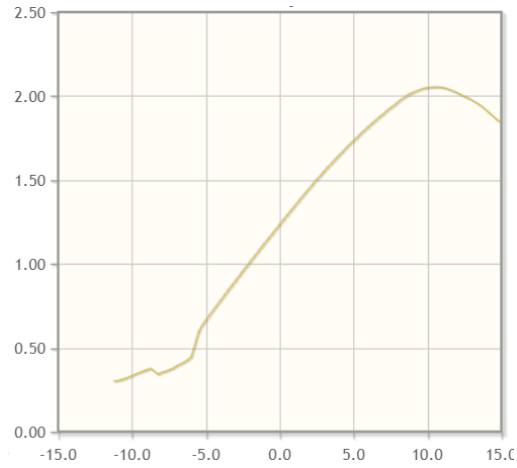


Рис. 3.7. Графік залежності $C_l(\alpha)$ профіля SN10

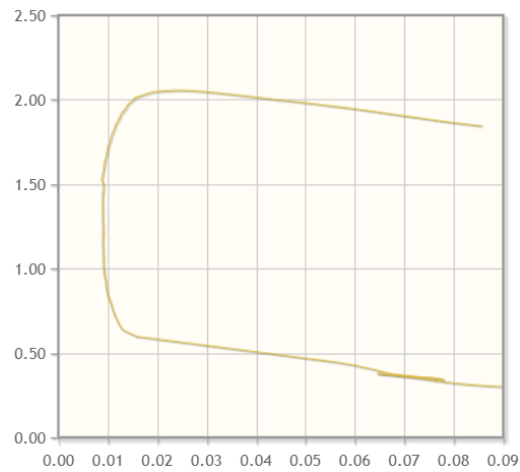


Рис. 3.8. Графік поляри $C_l(C_d)$ профіля SN10

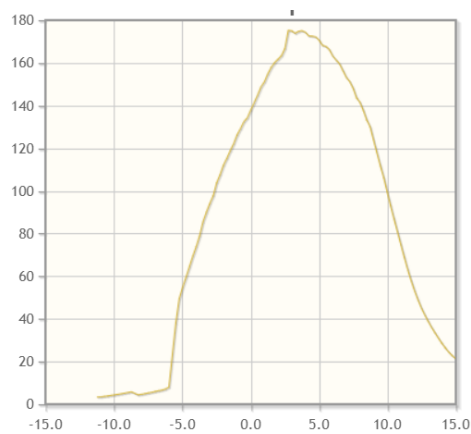


Рис. 3.9. Графік залежності $C_m(\alpha)$ профіля SN10

Для побудови розрахункової моделі ЛА з адаптивною механізацією необхідно задати наступні параметри геометрії:

- напіврозмах крила $0,5 \cdot L_{кр} = 3250$ мм;
- хорда крила $b_{кр} = 750$ мм;
- хорда 1 ланки адаптивного закрилка $b_1 = 400$ мм;
- хорда 2 ланки адаптивного закрилка $b_2 = 390$ мм;
- хорда 3 ланки адаптивного закрилка $b_3 = 380$ мм;
- хорда 4 ланки адаптивного закрилка $b_4 = 388$ мм;
- довжина руля висоти $L_{рв} = 1600$ мм;
- довжина рулів напрямку $L_{рн} = 900$ мм;
- кут V-подібності $\psi_1 = 0^\circ$;
- кут стрілоподібності $\chi_1 = 0^\circ$.

Поверхня моделі розбита на 1238 панелей. В тривимірній постановці кожне напівкрило має за хордою 24 панелі; за розмахом напівкрила – 22 панелі, 12 – вздовж руля висоти, 7 – на рулі напрямку.

Для отримання результатів розрахунку аеродинамічних характеристик ЛА обрано метод панельно-вихревий розрахунку, задано положення центру мас, швидкість потоку 55 м/с та кути атаки $\alpha = -15^\circ \dots 15^\circ$ з кроком у 1° .

Крило розрахункової моделі складається з центроплану, трьох консольних секцій, одна з яких являє собою адаптивну механізацію, складену з чотирьох профільованих ланок (рис. 3.10-3.11). Третя консольна секція має у поперечному перетині профіль з обрізаною профільованою хвостовою частиною для утворення щільового зазору між елероном.

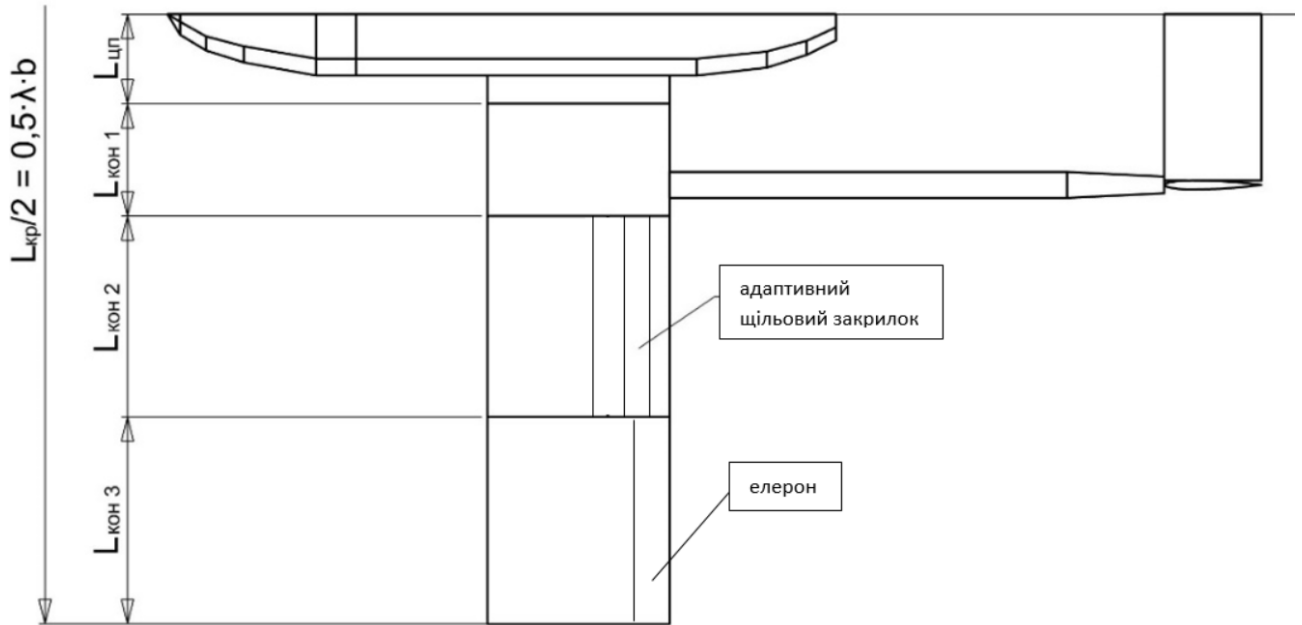


Рис. 3.10. Схема поділу крила розрахункової моделі літака з адаптивною механізацією

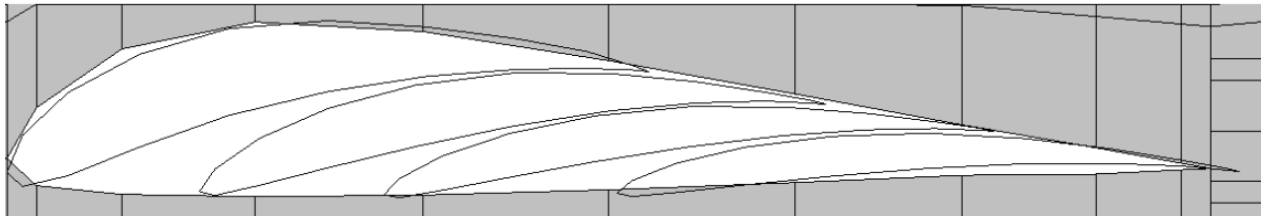


Рис. 3.11. Вигляд розрахункової сітки для консолі із закрилком

В якості вихідного профілю для моделі з фіксованим крилом був обраний МН 81 (Martin Hepperle) (рис. 3.12) з відносною висотою профілю 13%. Для профілю наведені основні аеродинамічні характеристики (рис. 3.13-3.15) при куті атаки $\alpha = -10^\circ \dots 20^\circ$, і числах $Re = 10^6$.

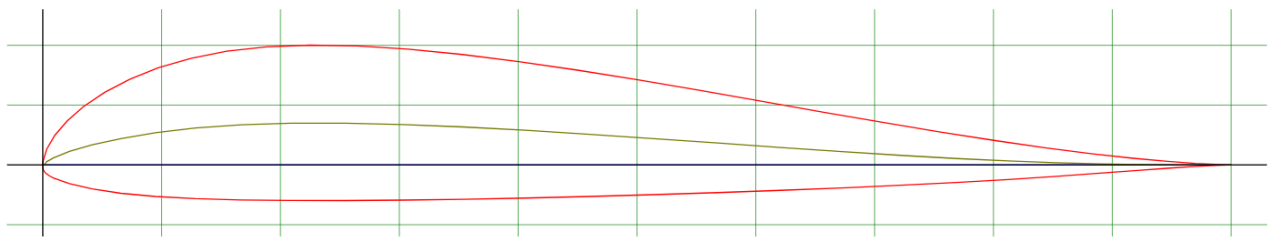


Рис. 3.12. Профіль крила МН 81 для варіанту з фіксованим крилом

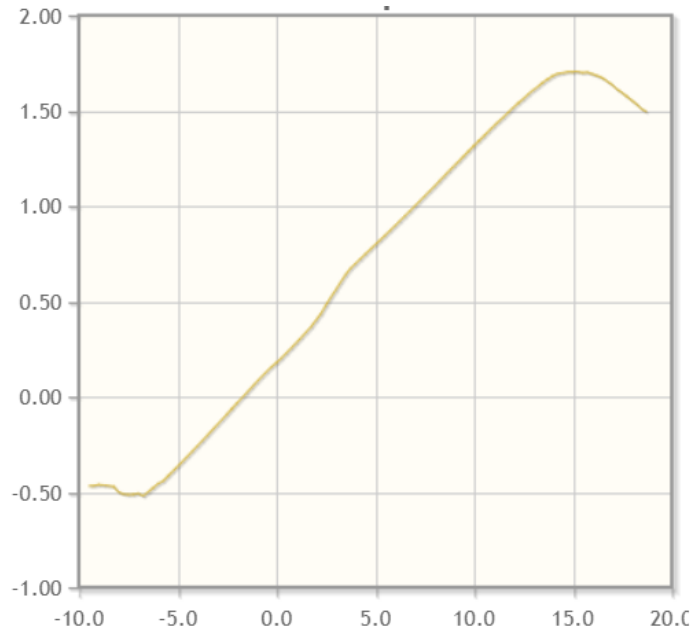


Рис. 3.13. Графік залежності $S_u(\alpha)$ профіля МН 81

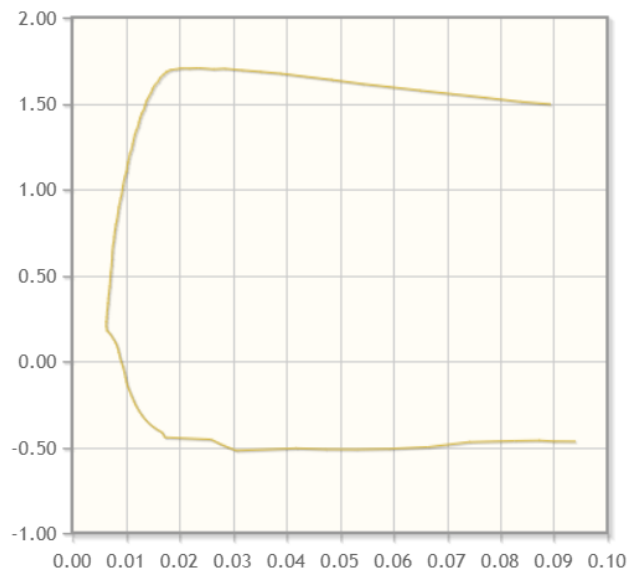


Рис. 3.14. Графік полярної залежності $S_u(S_x)$ профіля МН 81

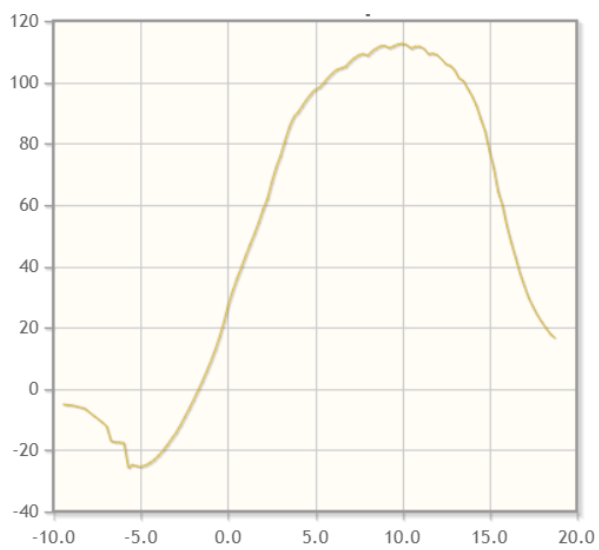


Рис. 3.15. Графік залежності $K(\alpha)$ профіля МН 81

Для побудови розрахункової моделі ЛА необхідно задати наступні параметри геометрії:

- напіврозмах крила $0,5 \cdot L_{кр} = 3250$ мм;
- хорда крила $b_{кр} = 750$ мм;
- довжина руля висоти $L_{рв} = 1600$ мм;
- довжина рулів напрямку $L_{рн} = 900$ мм;
- кут V-подібності $\psi_1 = 0^\circ$;
- кут стрілоподібності $\chi_1 = 0^\circ$.

Поверхня моделі розбита на 1508 панелей. В тривимірній постановці кожне напівкрило має за хордою 24 панелі; за розмахом напівкрила – 22 панелі, 12 – вздовж руля висоти, 7 – на рулі напрямку.

Для отримання результатів розрахунку аеродинамічних характеристик ЛА обрано метод панельно-вихревий розрахунку, задано положення центру мас, швидкість потоку 55 м/с та кути атаки $\alpha = -15^\circ \dots 15^\circ$ з кроком у 1° .

Крило розрахункової моделі складається з центроплану, трьох консольних секцій та закрилка (рис. 3.16). Друга та третя консольна секція має у поперечному перетині профіль з обрізаною профільованою хвостовою частиною для утворення щільового зазору між закрилком та елероном відповідно.

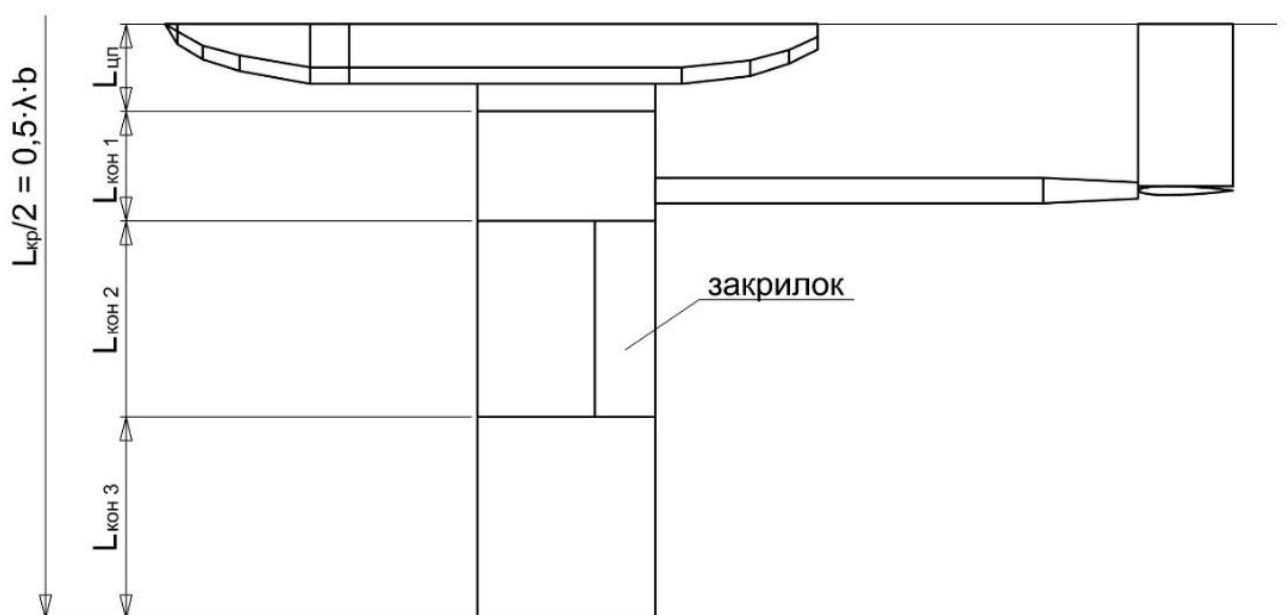


Рис. 3.16. Схема поділу крила розрахункової моделі літака

Основні геометричні параметри профілювання щілини між крилом і закрилком наведені на рис. 3.17.

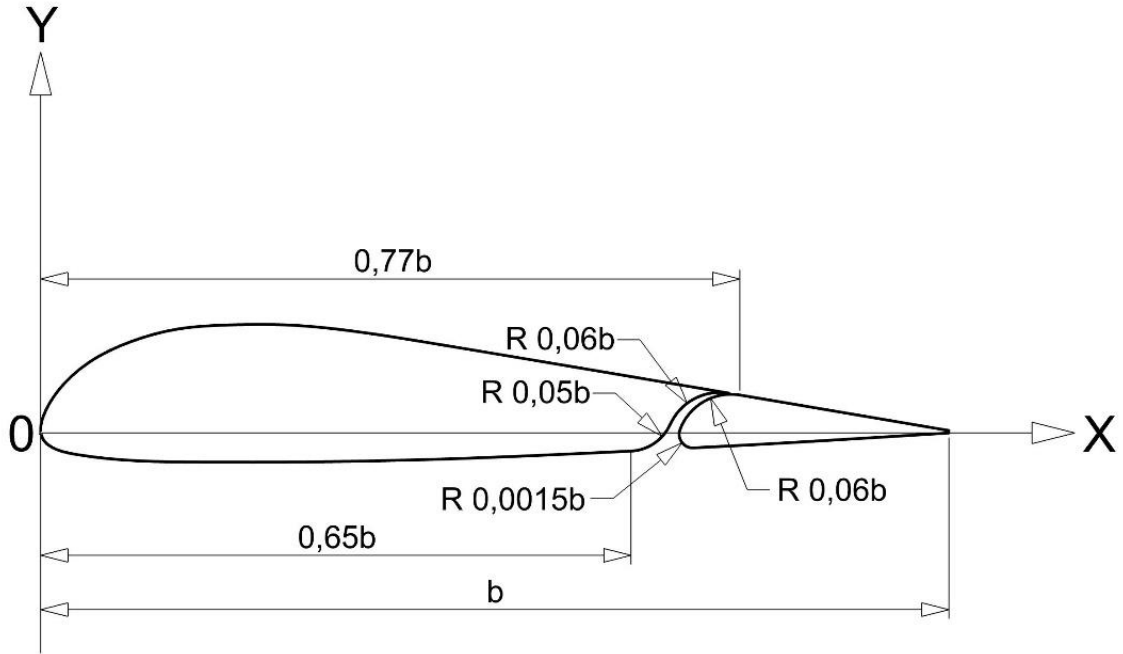


Рис. 3.17. Параметри профілювання щілинного закрилка

Дані для визначення геометричних параметрів положення осі обертання закрилка наведені на рис. 3.18 та рис. 3.19. На всіх робочих кутах відхилення закрилка перетин на вході профільної щілини має бути більшим за перетин на виході.

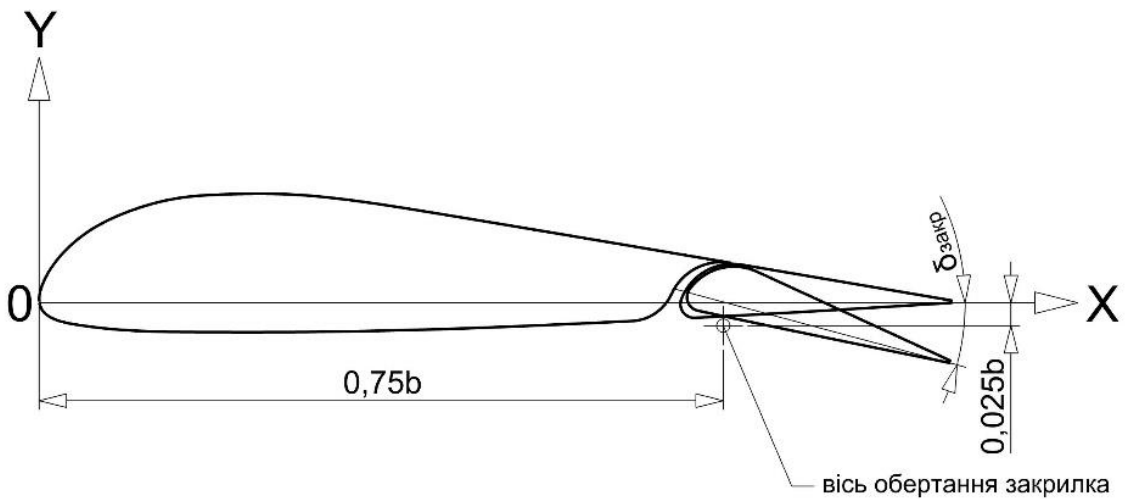


Рис. 3.18. Визначення положення осі обертання щілинного закрилка

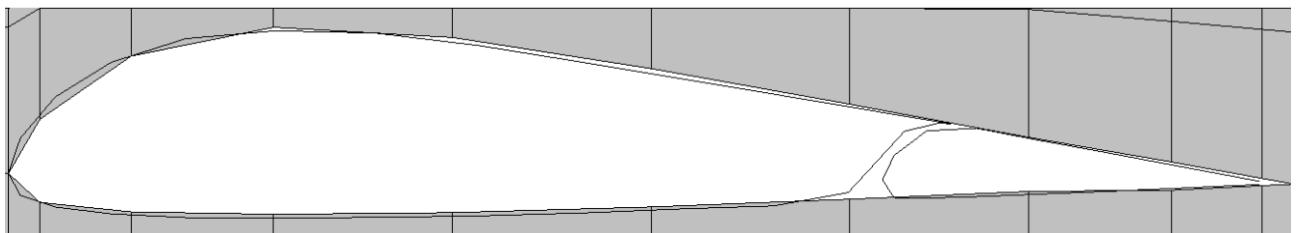


Рис. 3.19. Вигляд розрахункової сітки для консолі із закрилком

3.2 Розрахунок аеродинамічних характеристик адаптивного крила

Виконано розрахунок аеродинамічних характеристик літака «Aeronautic Aerostar» за певних умов відхилення керма висоти і відхилення секції закриття. На рисунку 3.20 зображено розрахункову панельно-поверхневу модель літального апарату.

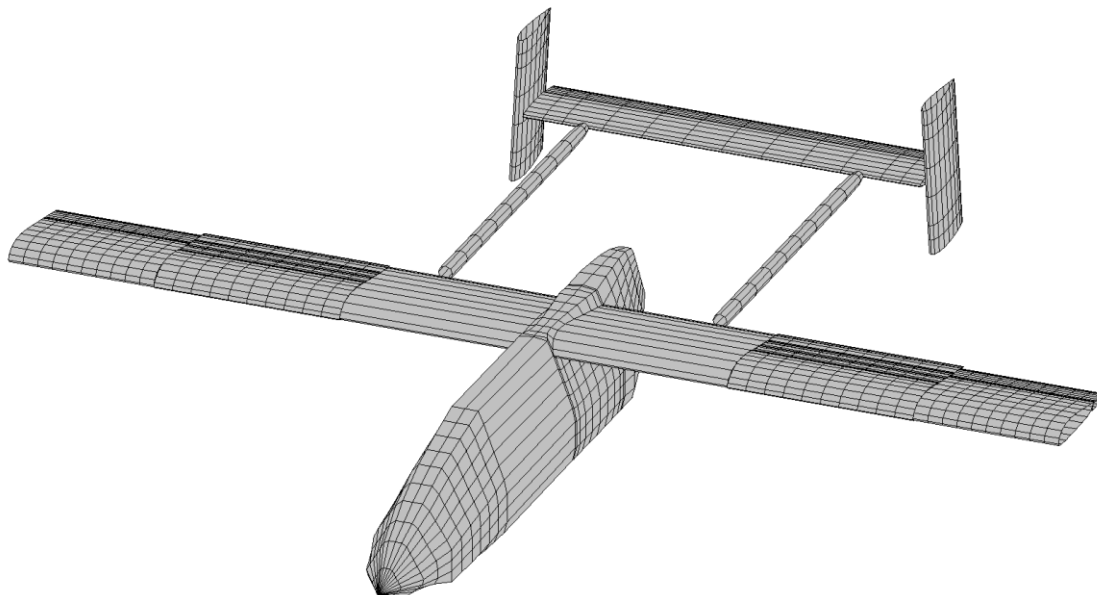


Рис. 3.20. Розрахункова модель з адаптивною механізацією

Наступним кроком розрахунку панельним методом є встановлення загальних характеристик: $Re=3,15 \cdot 10^6$, $M=0,17$, діапазон кутів атаки $\alpha = -15^\circ \dots 15^\circ$. Для даної системи значень маємо аеродинамічні характеристики, які наведені на рисунках 3.21-3.23.

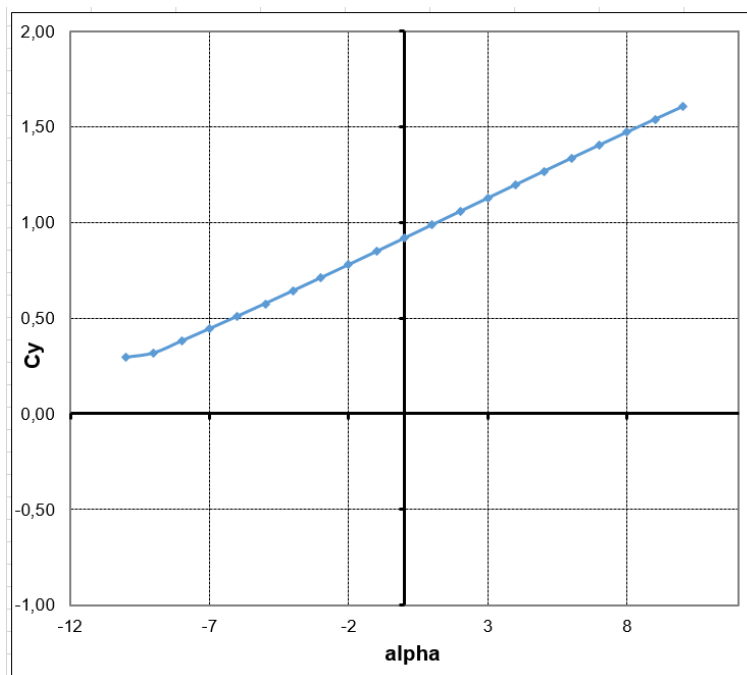


Рис. 3.21. Графік залежності $C_y(\alpha)$ розрахункової моделі

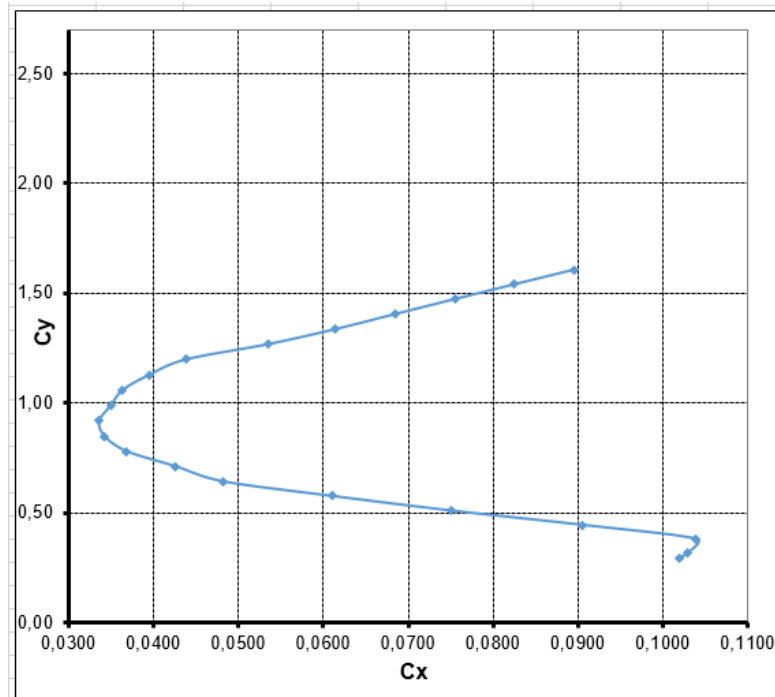


Рис. 3.22. Графік поляри $C_y(C_x)$ розрахункової моделі

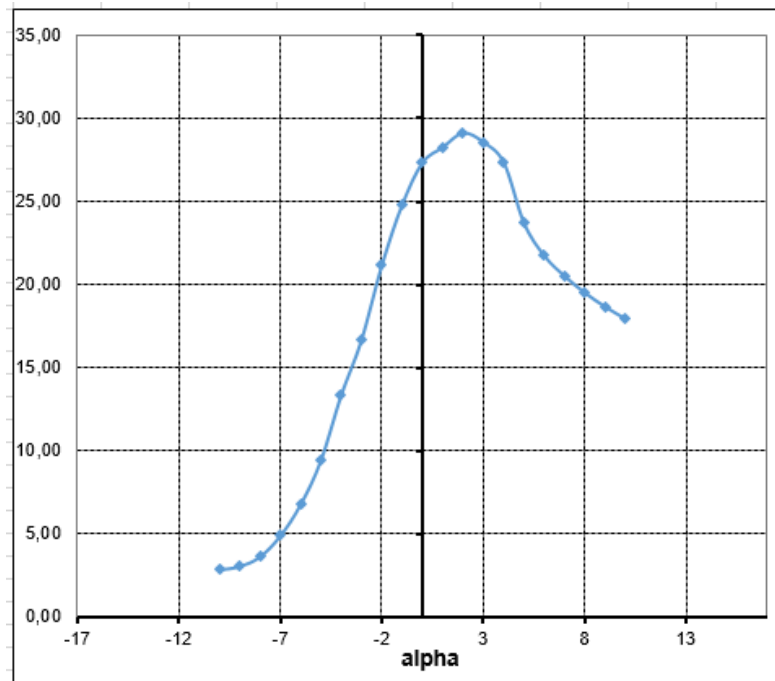


Рис. 3.23. Графік залежності $K(\alpha)$ розрахункової моделі

3.2.1 Балансування моделі з фіксованим крило і щілинним закрилком

За допомогою панельно-вихревого методу числового моделювання, досліджено балансувальні характеристики розрахункової моделі літака, оснащеного адаптивним закрилком для крейсерського польоту та злітно-посадкового режиму.

На рис. 3.24 наведено балансувальні криві $m_Z(\delta_{РВ}, \delta_{ЗАКР})$ для заданих конфігурацій дослідної моделі.

На рис. 3.25 та 3.26 наведено графіки залежностей коефіцієнта підйімальної сили $C_y(\delta_{РВ}, \delta_{ЗАКР})$ та аеродинамічної досконалості $K(\delta_{РВ}, \delta_{ЗАКР})$ для заданих конфігурацій дослідної моделі, побудовані за отриманими результатами розрахунків.

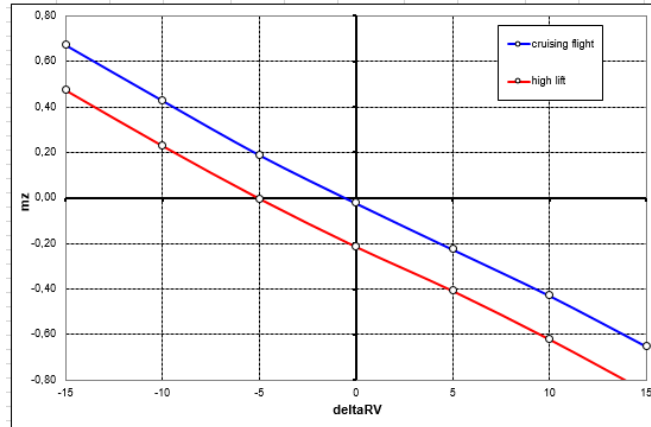


Рис. 3.24. Балансувальні криві $m_Z(\delta_{РВ})$ для заданих конфігурацій дослідної моделі

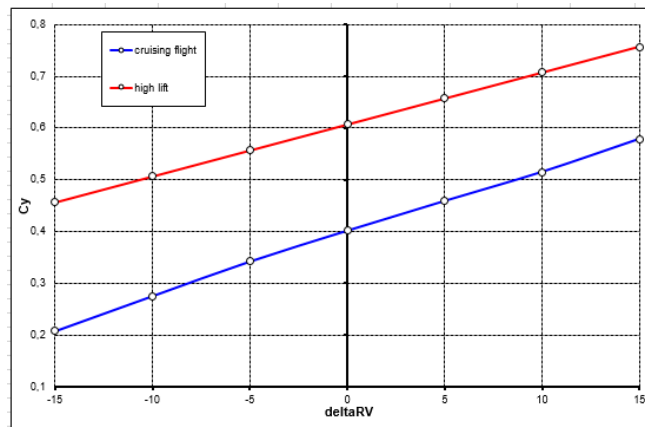


Рис. 3.25. Коефіцієнт підйімальної сили C_y для заданих конфігурацій ($\delta_{РВ}, \delta_{ЗАКР}$) дослідної моделі

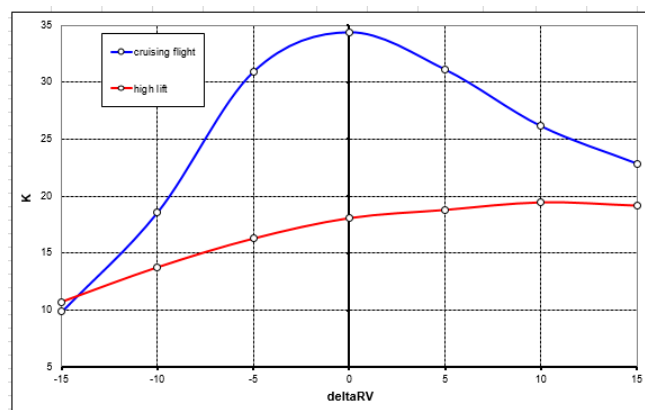


Рис. 3.24. Аеродинамічна досконалість K для заданих конфігурацій ($\delta_{РВ}, \delta_{ЗАКР}$) дослідної моделі

Для злітно-посадкового режиму маємо аеродинамічні характеристики, які наведені на рисунках 3.25-3.27.

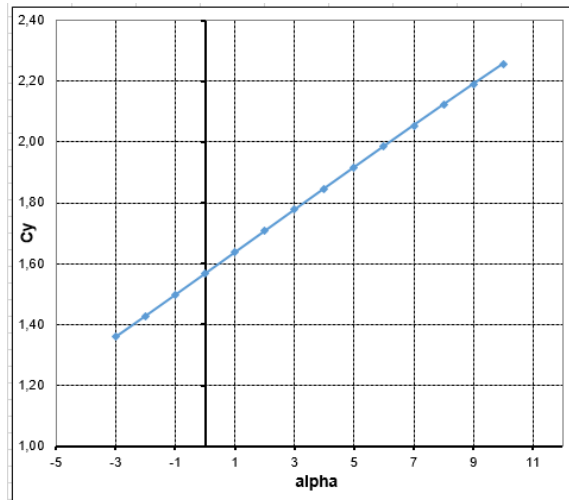


Рис. 3.25. Графік залежності $C_y(\alpha)$ розрахункової моделі

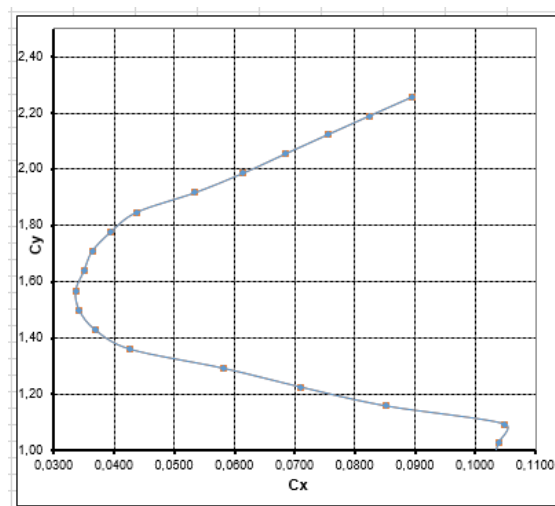


Рис. 3.26. Графік поляри $C_y(C_x)$ розрахункової моделі

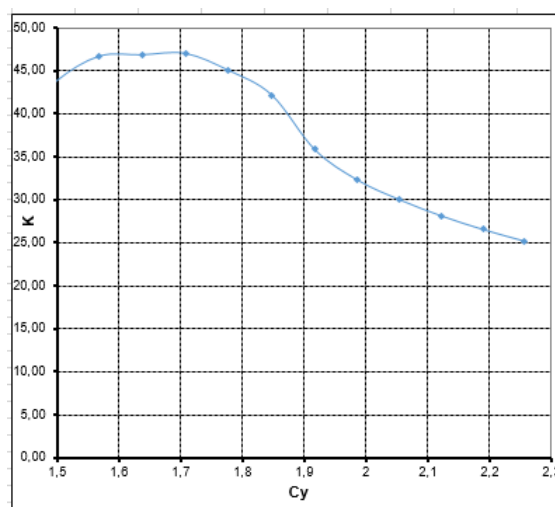


Рис. 3.27. Графік залежності $K(C_y)$ розрахункової моделі

3.3 Порівняння аеродинамічних характеристик адаптивного та жорсткого крила

Виконано розрахунок аеродинамічних характеристик літака «Aeronautic Aerostar» за певних умов відхилення керма висоти і відхилення секції закриття. На рисунку 3.28 зображено розрахункову панельно-поверхневу модель літального апарату.

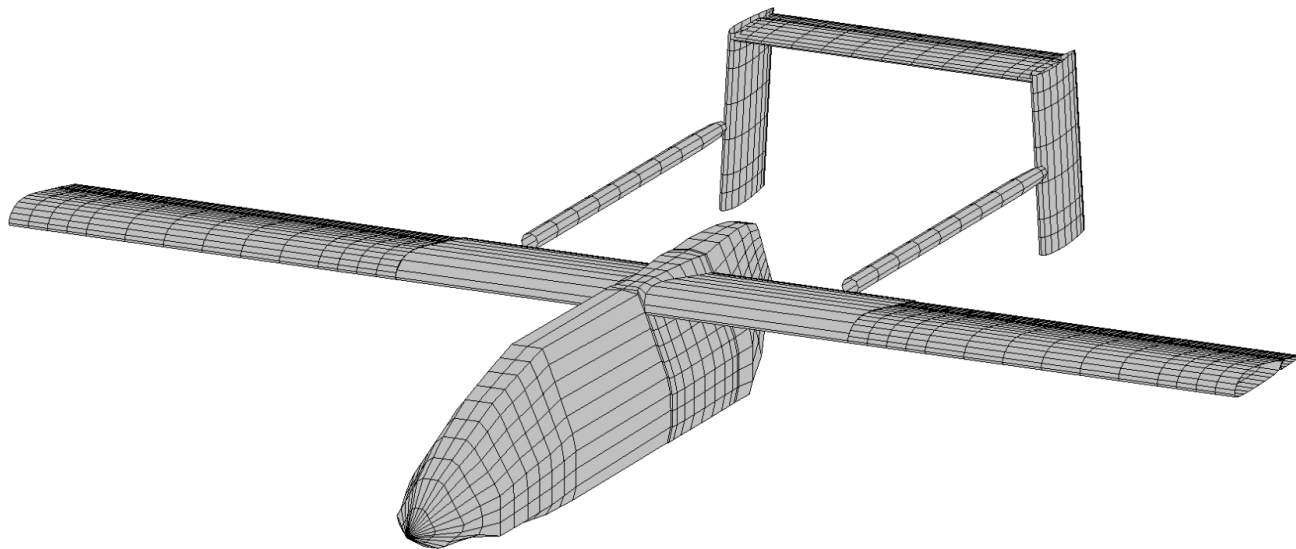


Рис. 3.28. Розрахункова модель з фіксованим крилом

Наступним кроком розрахунку панельним методом є встановлення загальних характеристик: $Re=3,15 \cdot 10^6$, $M=0,17$, діапазон кутів атаки $\alpha = -15^\circ \dots 15^\circ$. Для даної системи значень маємо аеродинамічні характеристики, які наведені на рисунках 3.30-3.32.

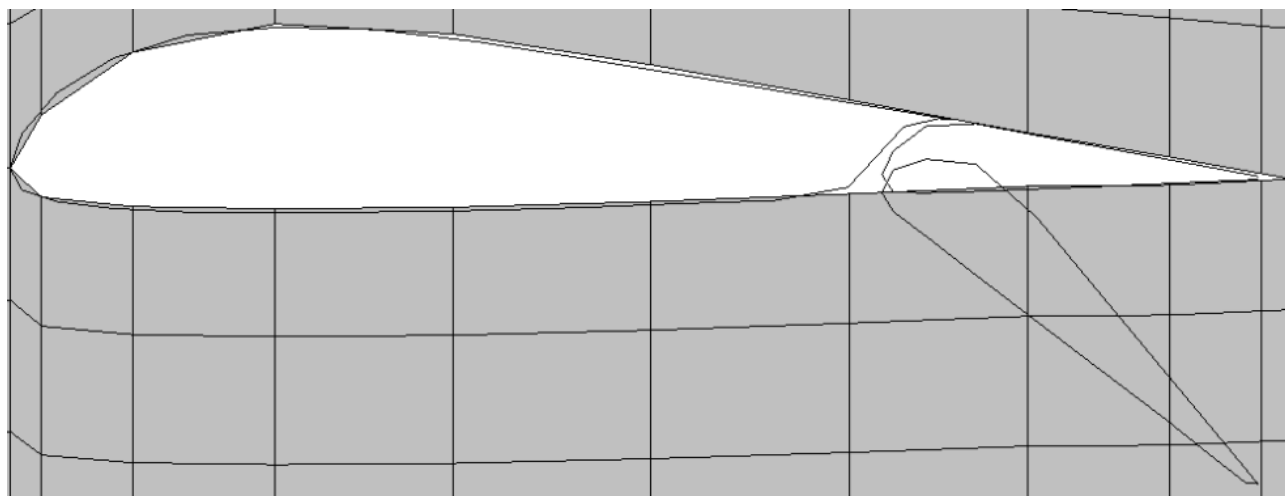


Рис. 3.29. Вигляд розрахункової сітки для консолі із відхиленням закриття на 40°

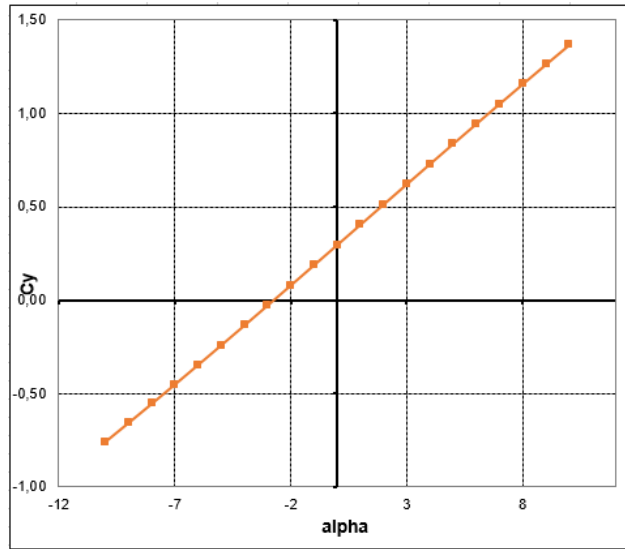


Рис. 3.30. Графік залежності $C_y(\alpha)$ розрахункової моделі з фіксованим крилом

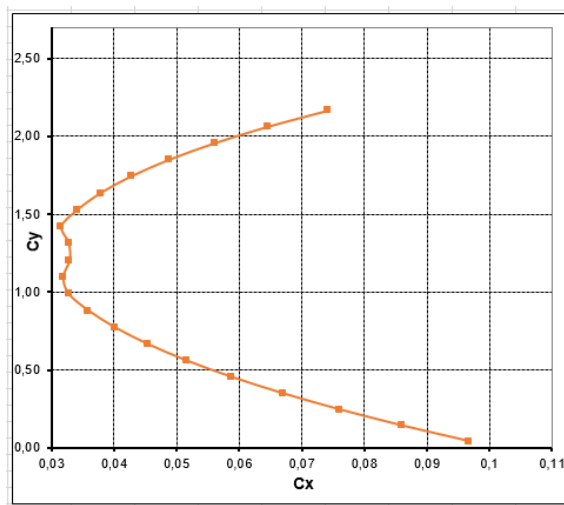


Рис. 3.31. Графік поляри $C_y(C_x)$ розрахункової моделі з фіксованим крилом

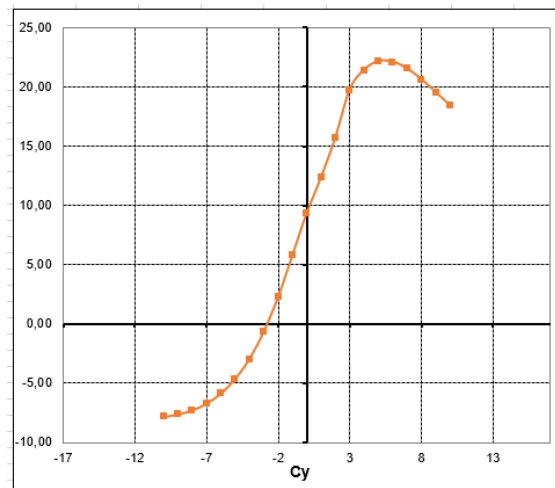


Рис. 3.32. Графік залежності $K(\alpha)$ розрахункової моделі з фіксованим крилом

На рис. 3.33 наведено балансувальні криві $m_Z(\delta_{PB}, \delta_{ZAKP})$ для заданих конфігурацій дослідної моделі.

На рис. 3.34 та 3.35 наведено графіки залежностей коефіцієнта підйимальної сили $C_y(\delta_{PB}, \delta_{ZAKP})$ та аеродинамічної досконалості $K(\delta_{PB}, \delta_{ZAKP})$ для заданих конфігурацій дослідної моделі, побудовані за отриманими результатами розрахунків.

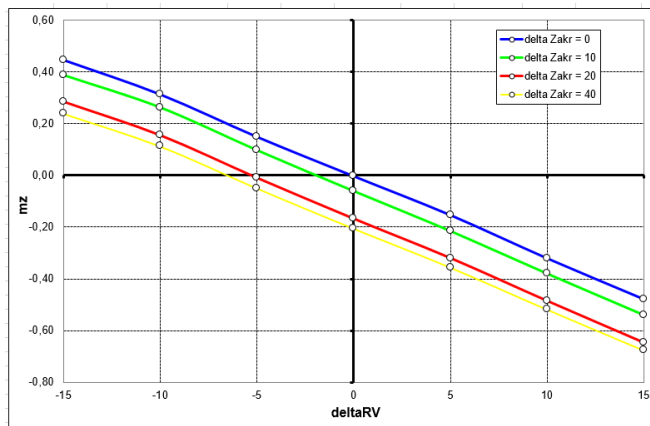


Рис. 3.33. Балансувальні криві $m_Z(\delta_{PB})$ для заданих конфігурацій дослідної моделі

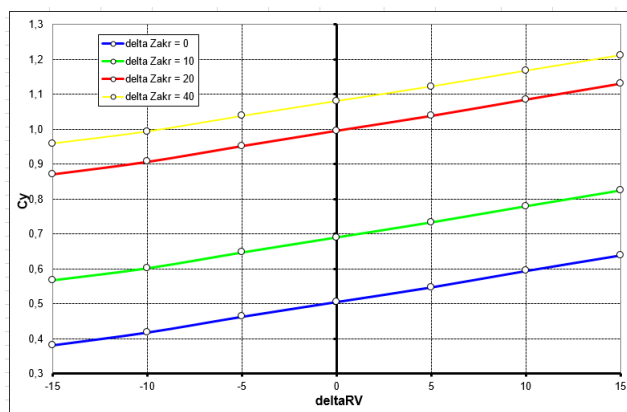


Рис. 3.34. Коефіцієнт підйимальної сили C_y для заданих конфігурацій ($\delta_{PB}, \delta_{ZAKP}$) дослідної моделі

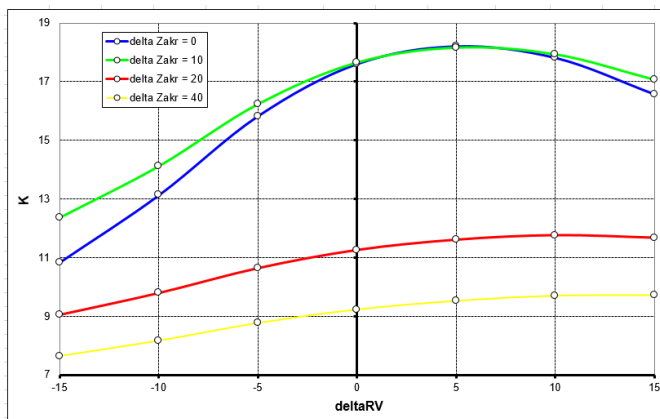


Рис. 3.35. Аеродинамічна досконалість K для заданих конфігурацій ($\delta_{PB}, \delta_{ZAKP}$) дослідної моделі

Для порівняння фіксованого крила з щільним закрилком і адаптивної механізації наведені графіки аеродинамічних характеристик на рисунках 3.36-3.38.

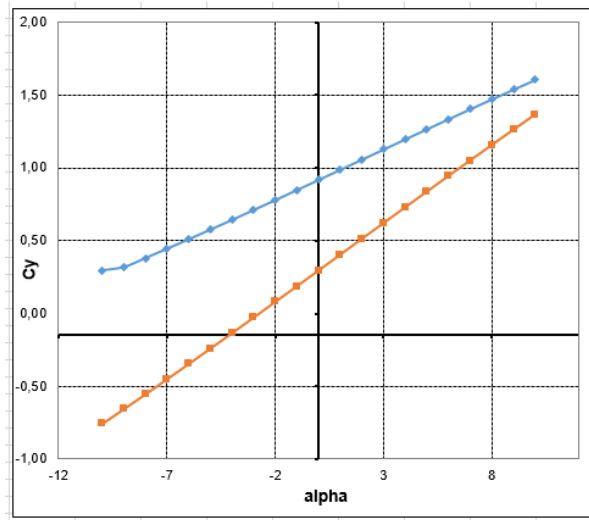


Рис. 3.36. Графік залежності $C_y(\alpha)$

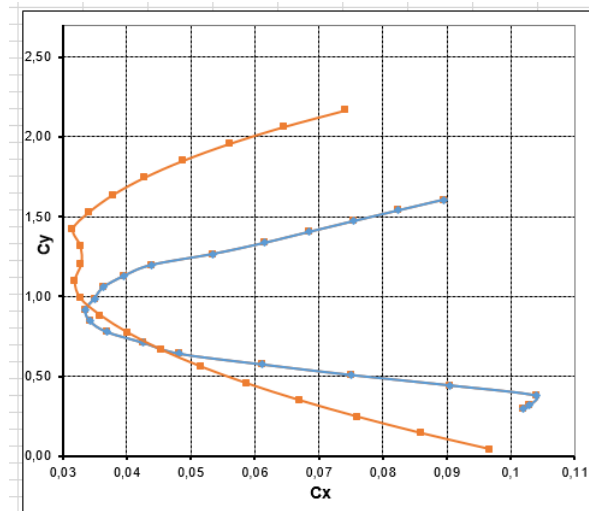


Рис. 3.37. Графік поляри $C_y(C_x)$

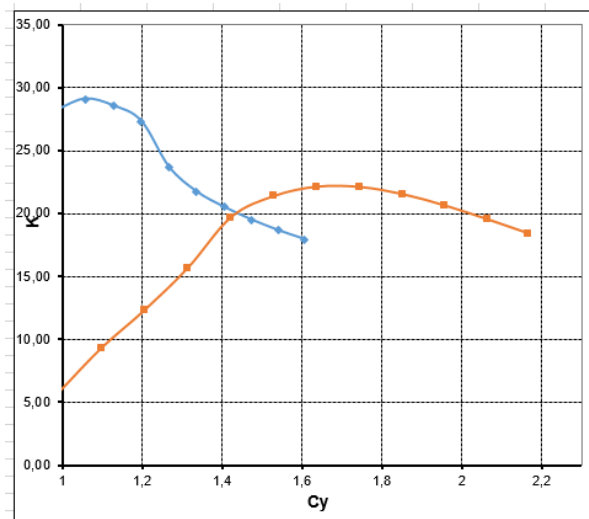


Рис. 3.38. Графік залежності $K(\alpha)$

3.4 Розробка конструкції адаптивного крила

3.4.1 Розрахунок навантажень на крило

Спираючись на удосконалені авіаційні правила АП-21 та норми льотної придатності коефіцієнт експлуатаційного перевантаження та коефіцієнт безпеки мають відповідно наступні значення:

$$n^e = 3$$

$$f = 1.5$$

Визначимо величину розрахункової підйомної сили крила по формулі:

$$Y_p = n^e * f * m_0 = 3 * 1.5 * 200 = 900 \text{ кг}$$

де m_0 – максимальна злітна маса літака, кг.

Крило літака прямокутної форми в плані, малої стріловидності (0°), тому немає необхідності приводити його до еквівалентного.

Повітряне і масове навантаження на крило в кожному i -ому перерізі крила визначимо наступним чином:

$$q^п = \frac{Y_p}{S_{кр}} * b_i$$

$$q^м = \frac{m_{кр} * f * n^e}{S_{кр}} * b_i$$

де $m_{кр} = 0,2m_0$

Результуюче розподільне навантаження, яке діє в i -тому перерізі крила вираховується наступним чином:

$$q_i = q^п - q^м$$

Для побудування епюр нам залишається знайти поперечну силу, величину згинаючого моменту, величину крутного моменту.

Поперечна сила Q в будь-якому перерізі дорівнює площі епюри розподіленого навантаження від 0-го значення до поточного перерізу:

$$Q_i = Q_{i-1} + \Delta Q = Q_{i-1} + \frac{q_i + q_{i-1}}{2} * \Delta Z$$

Величину згинаючого моменту в кожному перерізі визначимо за наступною формулою:

$$M_{зги} = M_{зги-1} + \Delta M = M_{зги-1} + \frac{Q_i + Q_{i-1}}{2} * \Delta Z$$

Величину крутного моменту в кожному перерізі визначимо за наступною формулою:

$$M_{kpi} = M_{kpi-1} + \Delta M_{kp} = M_{i-1} + \frac{m_i + m_{i-1}}{2} * \Delta Z$$

Результати розрахунку розподіленого навантаження, поперечної сили, згинаючого моменту приведені нижче в таблицях 3.2, 3.3, 3.4. По цим даним буде відбуватися побудова епюр для крила літака.

Відштовхуючись від отриманих даних побудуємо епюри навантажень (рис. 3.39).

Таблиця 3.2

Розподілене навантаження на крило

№ розрізу	b _i , м	q повітряна	q масова	q кг/м
0	0,42	110,29	7,35	102,94
1	0,42	110,29	7,35	102,94
2	0,42	110,29	7,35	102,94
3	0,42	110,29	7,35	102,94
4	0,42	110,29	7,35	102,94
5	0,42	110,29	7,35	102,94
6	0,42	110,29	7,35	102,94
7	0,42	110,29	7,35	102,94
8	0,42	110,29	7,35	102,94
9	0,42	110,29	7,35	102,94

Таблиця 3.3

Поперечна сила

№ розрізу	b_i , м	Δz , м	q_i	q_{i+1}	ΔQ	Q_i
0	0,42	0,245	102,94	102,94	25,22	25,22
1	0,42	0,245	102,94	102,94	25,22	50,44
2	0,42	0,245	102,94	102,94	25,22	75,66
3	0,42	0,245	102,94	102,94	25,22	100,89
4	0,42	0,245	102,94	102,94	25,22	126,11
5	0,42	0,245	102,94	102,94	25,22	151,33
6	0,42	0,245	102,94	102,94	25,22	176,55
7	0,42	0,245	102,94	102,94	25,22	201,77
8	0,42	0,245	102,94	102,94	25,22	226,99
9	0,42	0,245	102,94	102,94	25,22	252,21

Таблиця 3.4

Згинаючий момент

№ розрізу	b_i , м	Δz , м	Q_i	Q_{i+1}	$\Delta M_{згі}$	$M_{згі}$
0	0,42	0,245	25,22	50,44	0,0	0,0
1	0,42	0,245	50,44	75,66	15,45	15,45
2	0,42	0,245	75,66	100,89	21,63	37,08
3	0,42	0,245	100,89	126,11	27,81	64,88
4	0,42	0,245	126,11	151,33	33,99	98,87
5	0,42	0,245	151,33	176,55	40,17	139,03
6	0,42	0,245	176,55	201,77	46,34	185,38
7	0,42	0,245	201,77	226,99	52,52	237,90
8	0,42	0,245	226,99	252,21	58,70	296,60
9	0,42	0,245	252,21	252,21	61,79	358,40

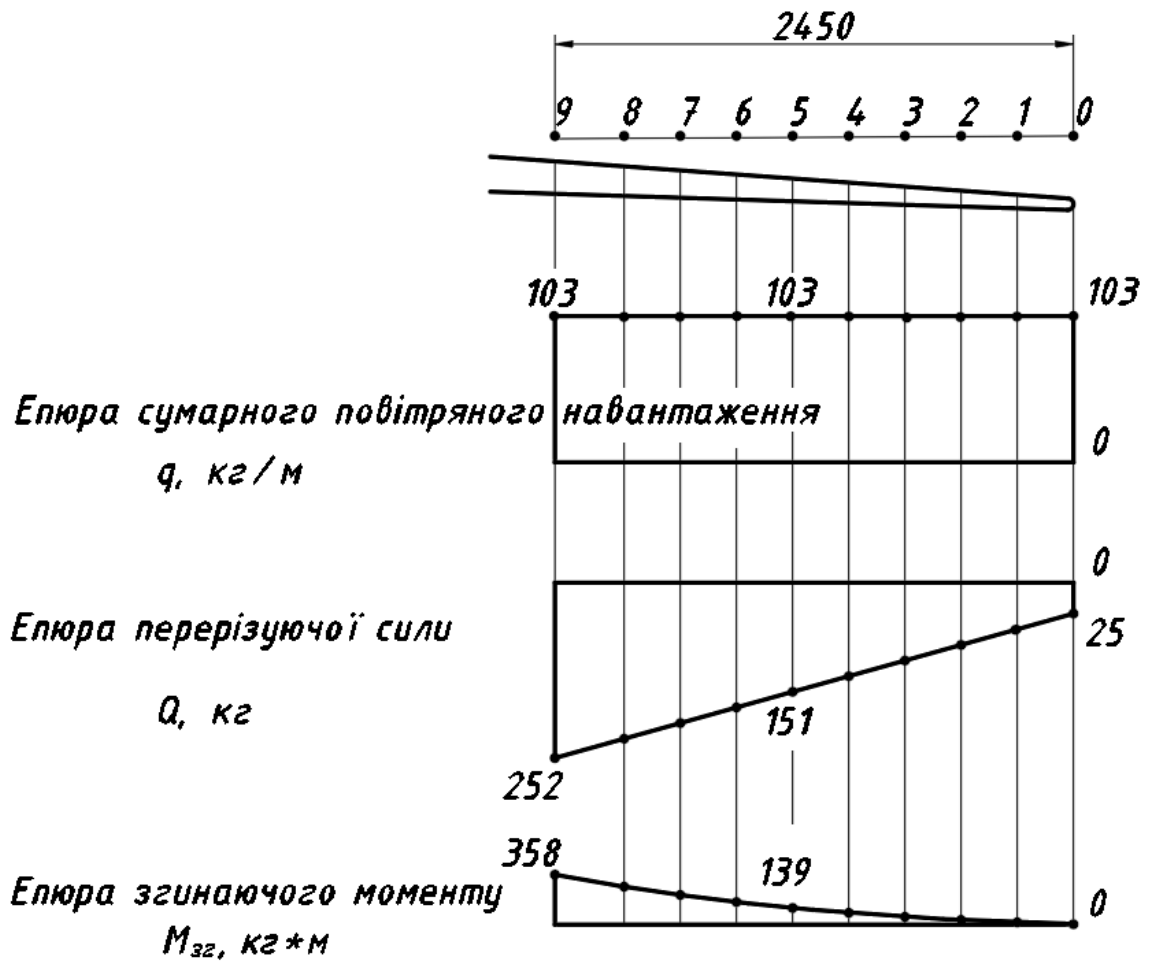


Рис. 3.39. Епюри зовнішніх навантажень на крило

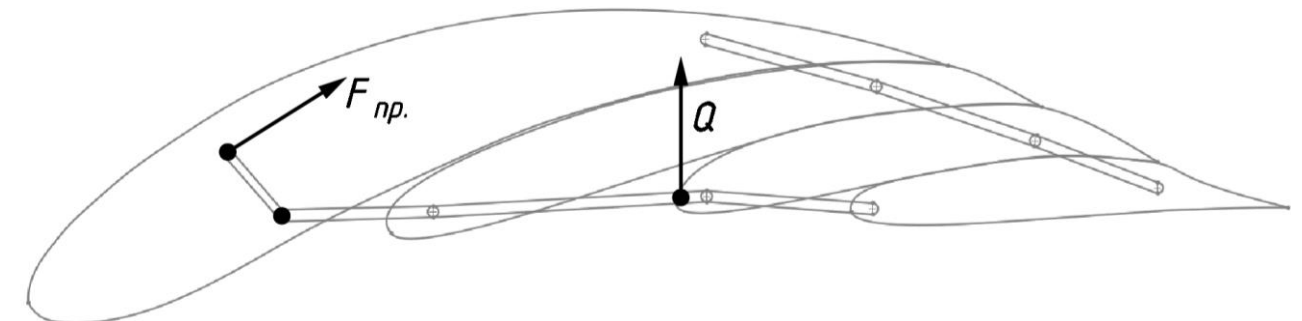


Рис. 3.40. Рівнодійні сили в перерізі крила

3.4.2 Вибір конструктивно-силової схеми секції крила

Для вибору конструктивно-силових схем крила літака необхідно враховувати такі фактори:

1) маса планера для заданих умов повинна бути низькою, що досягається раціональним розподіленням сил за елементами конструкції при допустимій жорсткості;

2) конструкція має бути технологічною, тобто для її виготовлення могло бути застосоване найбільш просте та раціональне технологічне рішення;

3) конструкція повинна забезпечувати найбільші зручності у експлуатації літака завдяки раціональному розміщенню агрегатів, для легшого їх інспектування та ремонту.

Усі конструктивні варіанти силових схем крила можна класифікувати за кількома схемами, кожна з яких відрізняється масогабаритними показниками та жорсткістю. Зазвичай виділяють три основні силові. схеми – лонжеронну, кесонну та моноблочну (рис. 3.41).



Рис. 3.41. Схема класифікації КСС крила

Якщо головна ланка була виконана в традиційній лонжеронній схемі з алюмінієвими лонжеронами та нервюрами, то інші ланки зроблені з композитних матеріалів зі спеціальним стільниковим наповнювачем.

Поздовжніми силовими елементами оперення конструкції крил є лонжерони. Зазвичай вони є рейками, стрингерами, що йдуть уздовж крила, на яких монтують нервюри.

Лонжерони бувають прості (з однієї рейки) та набірні різного перерізу. Їх виготовляють із прямошарової сосни, щільної бальзи або вуглепластику. Передня та задня кромки та закруглення крил та оперення утворюють контур крила. Кромки повинні бути прямими та точно продовжувати форму профілю. Викривлення та перекося неприпустимі. Тонкі рейки, що йдуть вздовж крила, - стрингери, служать підтримки обшивки і більш точного дотримання профілю.

Нервюри є поперечними елементами крила і служать для надання йому певного профілю.

Для прямокутних крил постійного профілю і трапецієподібних, якщо відстань між нервюрами однакова або зменшується пропорційно, нервюри виготовляють наступним способом. Матеріал, із якого роблять нервюри, розрізають на заготовки. Пакет заготовок збивають довгими тонкими цвяхами, одну з довгих сторін пакета простірають і, прийнявши отриману площину за початкову, розкреслюють контур з обох сторін пакета. Закріплюють металеві шаблони. Потім приступають до обробки пакету по контуру, пропилюють пази для стрингерів, лонжеронів та полегшення. Після цього нерви роз'єднують і нумерують у тому порядку, в якому вони були складені.

У компонованні крила була обрана конструкція крила із застосуванням 68 нервюр товщиною 20 мм та поперечними ребрами жорсткості. У конструкції використовується 2 лонжерони та породольна балка діаметром 25 мм з поздовжніми ребрами жорсткості. Товщина обшивок складає 1,5 мм. Маса крила при даному компонованні становить 13 кг. Геометрична модель наведена на рис. 3.39.

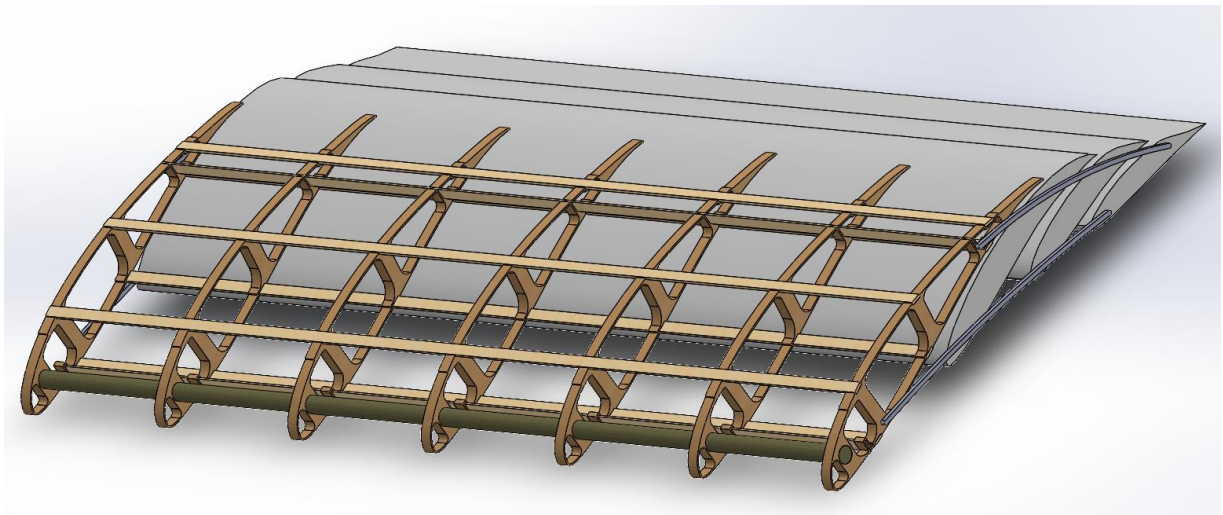


Рис. 3.42. Внутрішня компоновка середньої консолі крила з адаптивною механізацією

Крок нервюр і стрингерів вибирався так, щоб забезпечити рівномірний розподіл по кесону крила.

Аеродинамічна форма літальних апаратів характеризується двома основними поняттями - обводом та контуром поверхні.

Під обведенням розуміється поверхня планера літака, обтічна повітряним потоком у польоті. При цьому теоретичний обвід - це обвід, заданий теоретичним кресленням або математичною моделлю поверхні, а дійсний обвід - це обвід, отриманий в результаті збирання вузлів, секцій, відсіків і агрегатів планера.

Контур - це лінія перетину обведення площиною, причому теоретичний контур - контур, заданий теоретичним кресленням або математичною моделлю, а дійсний контур - отриманий в результаті збирання вузлів, секцій, відсіків та агрегатів планера літака.

Обводи літальних апаратів класифікуються за чотирма основними ознаками:

по агрегатах - крило, оперення (кіль, стабілізатор), фюзеляж, гондола двигуна, повітрозабірник, обтічник;

по зонах - літак, що розглядається в даній роботі, за вимогами до точності виконання форми та якості зовнішньої поверхні ділиться на 2 зони, межі яких визначені за кожним агрегатом;

за складом - збірні конструкції та монолітні;

за розташуванням - зовнішні та внутрішні, що представляють відповідні поверхні планера літака.

Якість обводів планера ЛА характеризується такими видами відхилень:

- шорсткість - сукупність мікровідхилень поверхні;

- уступи та зазори - ступінчасті відхилення та нещільності прилягання поверхонь торцевих частин деталей по стиках та роз'ємах збірних частин планера;

- виступання, западання потайних головок заклепок та болтів;

- місцеві виступи, западання поверхні внаслідок утяжки при клепці, утворення хлопунів та ін;

- відхилення перерізу - відхилення дійсного положення перетину від теоретичного (лінійне чи кутове);

- хвилястість - хвилеподібне відхилення поверхні, що характеризується відношенням базової довжини до висоти відхилення;

- відхилення положення обведення агрегату планера від теоретичного.

Шорсткість залежить від якості поверхні обшивок та інших деталей, що виходять на обвід літального апарату, і визначається в основному технологічними процесами металургійного, штамповозаготівельного та механообробного виробництва.

Уступи та зазори в стиках обшивок та інших обводоутворювальних деталей планера диференціюються на поздовжні та поперечні, а поперечні уступи – на розташовані по потоку та проти потоку.

Допустимі значення хвилястості, уступів і зазорів за стиками вказані в таблиці 3.5.

Таблиця 3.5

Вимоги до точності та якості зовнішньої поверхні

№ п.п.	Найменування вимог		Норми щодо зон поверхні	
			Зона I	Зона II
1.	Хвилястість h/l, не більше		0,002	0,003
2.	Уступи по стиках листів обшивок, панелей, технологічних люках, мм, не більше	поперек потоку: - при виступанні; - при западанні обшивки	0,2 0,2	0,4 0,4
		стик по потоку	0,3	0,6
3.	Уступи зміщення експлуатаційних люків, мм, не більше	Поперек потоку	0,5	0,5
		Вздовж потоку	1,0	1,0
4.	Зазори експлуатаційних технічних люків по периметру, не більше, мм		1,0	1,0

З метою зниження негативного впливу уступів і зазорів у стиках на аеродинамічні характеристики літака використовують різні технологічні прийоми, такі як зняття фасок у місцях уступів, заповнення зазорів, в нероз'ємних з'єднаннях, шпаклівкою або герметиком ретельне припасування деталей, що стикуються.

Після складання та контролю обводів кожного агрегату окремо проводиться загальне складання планера, в результаті якої можливі відхилення від теоретичного обведення планера, спричинені похибками стикування агрегатів між собою. Відхилення обводів планера виявляються такими способами:

- контролем окремих перерізів агрегатів у стикувальних стапелях по рубильників;
- контролем положення нівелювальних точок відповідно до нівелювальною схемою (нівелювання).

Значення закрутки агрегатів має перевищувати значень, заданих нівелювальною схемою. Контроль форми кожного агрегату здійснюється за допомогою електронних оптичних чи лазерних засобів контролю, еквідистантних шаблонів та інших методів. На вимогу до точності та якості зовнішньої поверхні поверхня агрегатів крила поділяється на 2 зони (рисунок 7):

I зона:

- верхню поверхню крила, включаючи інтерцептори та гальмівні щитки;
- нижню поверхню передкрилків та закрилків;
- верхню поверхню заліза крила, його нижню поверхню до кінця передкрилка;
- всю поверхню елерону;

II зона:

всю іншу поверхню, включаючи поверхню обтічників приводів закрилка.

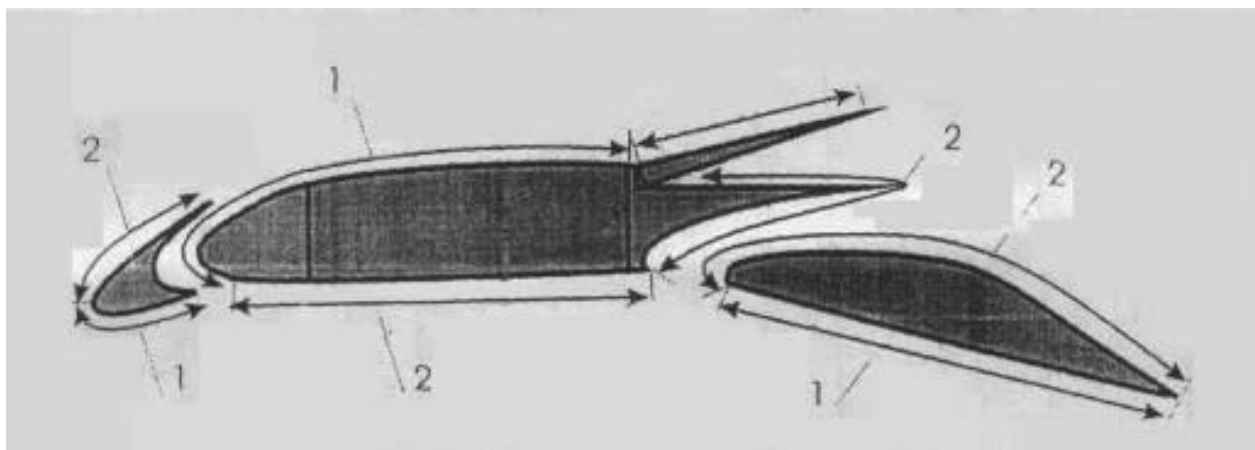

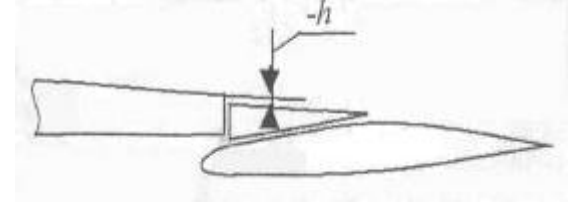
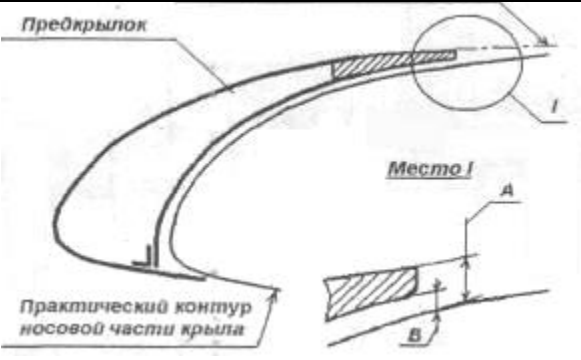


Рис. 3.43. Схема розподілу аеродинамічних зон на ОЧК

Допустимі відхилення від обводів, зміщення рухомих елементів крила вказані в таблиці 3.6 та таблиці 3.7.

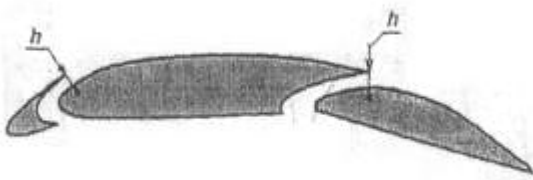
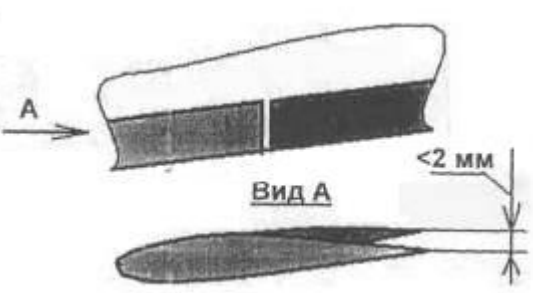
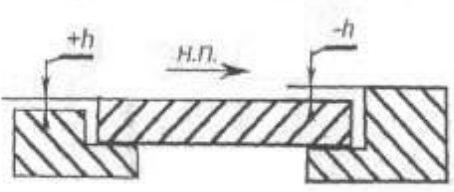
Таблиця 3.6

Допустимі відхилення від обводів, зміщення рухомих елементів крила

Найменування вимоги	Ескіз	Норми по зонам	
		Зона 1	Зона 2
Відхилення від теоретичного контуру h , мм		± 1.0	
Уступи ланками крила h , мм		От 0 до 1,0	
Зазор між задньою кромкою передньої ланки крила та передньою частиною другої ланки		$A = 4-0,5$ $B = 2-0,5$	

Навіска механізації здійснюється у спеціальному стенді горизонтальної конструкції. Базування має забезпечувати як вписування агрегатів механізації в контур крила, і величини зазорів між елементами конструкції. Остаточний контроль геометрії – за допомогою безконтактної вимірювальної системи.

Допустимі допуски від обводів, зміщення рухомих елементів крила

Найменування вимоги	Ескіз	Норми по зонам	
		Зона 1	Зона 2
<p>Допуск на розмір щілини h, мм від номінального розміру за кресленням, у відхиленому положенні механізації між:</p> <ul style="list-style-type: none"> - передкрилком та носовою частиною крила; - носком закрилка та хвостовою частиною крила 		±1,0	±1,0
<p>Уступи (ножиці) за поверхніми елементами механізації - закрилків</p>		не більше 2 мм	
<p>Уступи h, мм по периметру створок шасі</p>		±2,0	

3.4.3 Технологічне опрацювання процесу складання частини крила

При проектуванні технологічного процесу складання виробу визначаються всі дані, необхідні для виконання складальних робіт: вибираються схеми складання та базування, схеми забезпечення точності та взаємозамінності; розробляються технічні умови на постачання елементів виробу на збирання; визначається склад та послідовність виконання етапів складання, операцій та переходів; вибирається склад обладнання, інструменту та оснащення; визначається склад та кваліфікація виконавців; розраховуються норми часу, розцінки та режими операцій; обчислюється трудомісткість та технологічна собівартість, цикл складання тощо.

Складальні роботи в літакобудуванні є багатоваріантними як за можливим складом і послідовністю операцій технологічного процесу, так і за складом оснастки, обладнання, інструменту. Крім того, складальні роботи органічно взаємопов'язані з іншими процесами виготовлення виробу через технічні умови на постачання деталей та складальних одиниць за етапами збирання. Тому всі завдання проектування технологічних процесів збирання необхідно вирішувати комплексно, з урахуванням інших завдань технологічної підготовки виробництва виробу. У цих умовах проектування оптимальних технологічних процесів та оснащення складання вимагає великої кількості трудомістких обчислень, тому для підвищення якості та ефективності проектування слід застосовувати автоматизоване проектування з використанням ЕОМ та САПР. Відповідно до сучасних вимог організації технологічного проектування проектування має бути переважно автоматизованим.

Найбільш ефективним є автоматизоване проектування в режимі діалогу технолога з ЕОМ, тому що цей режим дозволяє використовувати творчі можливості та досвід людини у поєднанні з великою швидкістю та точністю виконання обчислень на ЕОМ.

У літакобудуванні розглядаються три схеми складання: послідовна, паралельна та послідовно-паралельна.

Послідовне складання відноситься до нерозчленованої на секції та панелі конструкції літака. Складання йде в одному складному складальному

пристосуванні. На першому етапі такого збирання збирається каркас, потім встановлюються листи обшивки та з'єднуються з каркасом.

На другому етапі, закінчивши складання секції або вузла, приступають до монтажних робіт. При цій схемі складання трудомісткість і цикл складальних робіт найбільші, створюються обмежені умови праці для збирача, на складання надходить велика кількість деталей.

Паралельна складання відноситься до складання агрегату, конструкція якого розчленована на панелі. Складальні та монтажні роботи проходять паралельно на всіх панелях у різних нескладних пристроях. З'єднання панелей виконується на останньому етапі, трудомісткість цих робіт зведена до мінімуму.

Цикл і трудомісткість паралельного складання найменші (цикл можна скоротити в 3 – 4 рази), можна застосувати пресову клепку, скоротити виробничі площі. Таке виробництво вигідно при великих програмах випуску виробу, оскільки задіяна велика кількість оснащення, робітників – збирачів.

Паралельно-послідовне складання відноситься до складання розчленованої на панелі та вузли конструкції, але після першого етапу складальних робіт приступають до з'єднання-стикування панелей і вузлів один з одним, а потім в отриманому виробі проводять монтажні роботи. Цикл і трудомісткість складальних робіт у такому разі більша, ніж при паралельному складанні, але вираш отримують у забезпеченні нормальних умов праці збирачів, і при малій програмі випуску виробу оснащення не коштує так дорого, як при паралельній схемі складання.

При виборі схеми збирання важливо враховувати:

- 1) конструкцію виробу,
- 2) її призначення,
- 3) застосовувані матеріали,
- 4) технологію виготовлення,
- 5) методи базування,
- 6) потужність виробництва.

За представленими елементами конструкції консоль ОЧК збирається за послідовно – паралельною схемою. Це забезпечує найкоротші терміни складання ОЧК без зниження його якості (рис 3.44).

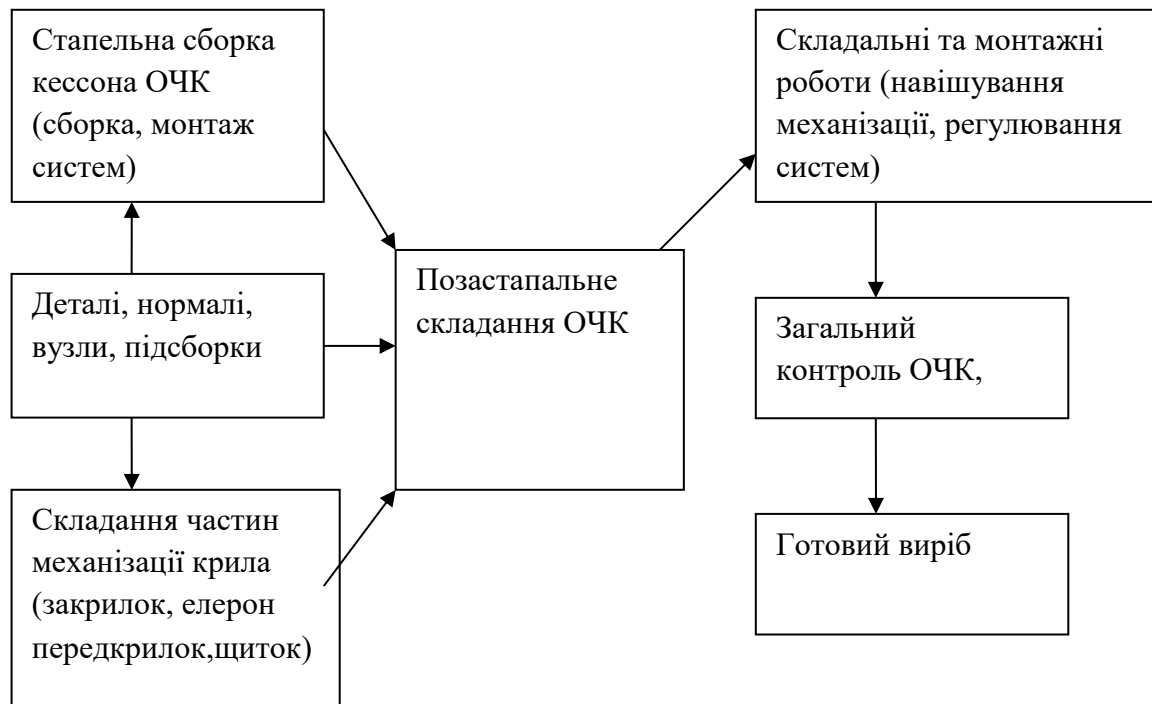


Рис. 3.44. Схема послідовно-паралельної зборки відсіку крила

Складання може проходити за диференційованою та недиференційованою схемами. При диференційованій схемі складання йде в основному з вузлів, панелей та невеликої кількості деталей. Ця збірка застосовується при дрібносерійному виробництві, яке дозволяє використовувати досить велику кількість нескладних складальних пристроїв та збирачів низької кваліфікації. Такі умови дозволяють зменшити трудомісткість робіт та отримати короткий цикл збирання.

При недиференційованій схемі складання йде в основному з деталей і невеликої кількості вузлів. При цій збірці застосовують працю збирачів високої кваліфікації, складні дорогі складальні пристрої, цикл складальних робіт виходить довгим.

Так як ОЧК збирається в основному з вузлів, панелей та агрегатів - схема складання визначається як диференційована. На агрегатній збірці проводять складання окремих секцій, відсіків та агрегатів, при цьому розрізняють два види складання:

- у стапелі (стапельна збірка агрегатів);
- поза стапелем (позастапальне складання агрегатів).

На агрегатну збірку в стапелі надходять вузли та панелі, зібрані на вузловому складанні: нижня, верхня та знімна панелі, передній та задній лонжерони, макетні та нормальні нервюри. У стапель загального складання панелі та вузли відокремленої частини крила надходять обробленими по стиках та роз'ємах, з просвердленими базовими та напрямними отворами, готовими до встановлення у стапелі з підганянням або без підготовки відповідно до технології.

Зібрана в стапелі відокремлена частина крила потім надходить на ділянку позастапельної збірки. На позастапельне складання може виноситися частина складальних та монтажних робіт.

Після складання відсіку або агрегату в стапелі отримані розміри та положення стикових вузлів та отворів під стикові болти, як правило, виходять за межі допусків. Тобто, по стиках і роз'ємах агрегат після стапельної збірки є незамінним.

На позастапельному складанні ведуть обробку стиків та роз'ємів у стикувальних та обробних стендах; контролюють аеродинамічні обводи та шви зібраного агрегату; ведуть складальні роботи; проводять монтаж обладнання, приладів, установок, різноманітних комунікацій та органів управління; випробування окремих систем, що входять до зібраного агрегату.

Зібраний відсік встановлюється за допомогою кран-балки на ложемент стенда, вирівнюється і фіксується штифтами і притискними рубильниками.

Стикування взаємозамінних відсіків і агрегатів зводиться лише до операцій, пов'язаних із встановленням стикових болтів, з'єднанням комунікацій систем та регулюванням тяг управління, що проходять у зоні стику чи роз'єму.

На позастапельному складанні після стикування відсіків та секцій в агрегат проводять остаточний монтаж електрообладнання, джгутів, різних проводів та комунікацій, перевірку систем, що входять до цього агрегату.

Взаємозамінністю називається властивість конструкції складової частини виробу, що забезпечує можливість її застосування замість іншої такої частини

без додаткової обробки зі збереженням заданої якості виробу, до складу якого вона входить.

Точністю будь-якого розміру називається ступінь відповідності його дійсного значення значенню, заданому проектом. Взаємозамінність та точність є найважливішими показниками якості, належачи до групи показників технологічності.

Взаємозамінність характеризує якість проектно-конструкторських та технологічних рішень, технологічний рівень виробництва. Наявність взаємозамінності знижує трудомісткість виготовлення за рахунок скорочення обсягу ручної праці при складанні та заміні складових частин конструкції в експлуатації.

У літакобудуванні для забезпечення взаємозамінності складальних контурів застосовують пов'язані (залежні), незв'язані та незалежні методи. Крім того, при виробництві літаків та вертольотів використовується контрольне (еталонне) та технологічне оснащення.

Пов'язаний або залежний метод взаємозамінності складальних одиниць ґрунтується на використанні контрольного (або еталонного) та технологічного оснащення.

При цьому контрольне та технологічне оснащення для різних агрегатів узгоджується (або ув'язується) між собою для компенсації похибок розмірів складальних контурів (але не окремих деталей).

Такий метод використовують для складання деталей, що мають малу жорсткість, тобто для складання літакових контурів.

При незв'язаному методі за кресленнями виробу одразу виготовляють технологічне оснащення. У цьому узгодження розмірів, як і деталях, і у складальних контурах не проводиться.

Такий метод використовують при складанні жорстких деталей та вузлів типу циліндрів стійки шасі. У цьому випадку необхідно виготовляти деталі із високим ступенем точності. Для контролю точності розмірів використовують універсальний інструмент (лінійка, штангенциркуль, мікрометри).

При незалежному методі забезпечення взаємозамінності вузлів і агрегатів йде рахунок застосування сучасних ЕОМ і верстатів з числовим програмним забезпеченням (СЧПУ). Для цього методу необхідно мати великий обчислювальний центр, який переробляв би задану інформацію з креслень у математичні залежності, за якими далі можна складати програми для верстатів (СЧПУ). Інженерний центр переробляє інформацію з креслень в електронні моделі та математичні залежності, якими далі складаються керуючі програми для верстатів з числовим програмним управлінням. Слід зазначити, що частина шаблонів все ж таки зберігається.

Зіставлення допусків на стики та роз'єми сучасних літаків свідчить про те, що виготовлення жорстких носіїв розмірів є доцільним лише тоді, коли їх розміри не перевищують 2500 мм. Подальше збільшення розмірів веде до різкого зростання похибки монтажу базових, обводоутворювальних і стикових вузлів макетів каркасу, похибок через деформацію макета від власної ваги при виставленні їх у стапелі, а також температурної похибки.

Останнім часом всі авіаційні підприємства переходять застосування безплатових і об'ємних методів ув'язки, сутність яких у тому, що у стадії виготовлення контрольної-еталонної оснастки не використовують плоскі плази і шаблони як забезпечення взаємозамінності.

Принцип незалежного методу в цій роботі використаний в електронному методі ув'язування оснастки та розмірів деталей для забезпечення точності збирання кесона ОЧК.

Для остаточного складання консолі ОЧК використовують базування по отворах, це дозволяє збільшити точність складання до 1 мм.

Складання йде в складальному пристосуванні каркасного типу на етапі стапельного складання, і в стенді - на позастапельному складання. При виготовленні цих пристроїв не використовувався жоден шаблон, жоден зразок поверхні. Тобто монтаж стапелів провадився за допомогою незалежного методу ув'язування.

Розробка незалежного методу ув'язування для забезпечення взаємозамінності консолі ОЧК послідовно містить наступні етапи.

За допомогою CAD/CAM/CAE систем верхнього рівня отримують електронний макет (ЕМ) консолі з урахуванням асоціативності та аналізу допусків.

На підставі цього ЕМ, за допомогою можливості паралельного інженерингу, одночасно ведуть проектування ЕМ елементів технологічного оснащення, так і технологічні ЕМ деталей (стілки, лонжерони, стрінгери, обшивки і т.д.), за якими в свою чергу проектують ЕМ заготівельно-штампувальній оснастки. За допомогою САМ - підсистеми або інших CAD/CAM/CAE – систем, на основі цих ЕМ складаються керуючі програми для верстатів СЧПУ, для високоточних токарних координатно - розточувальних верстатів і верстатів лазерного розкрою з ЧПУ. Крім цього програма передбачає складання по ЕМ технологічного та заготівельного оснащення технологічних ескізів та спрощених креслень окремих деталей та елементів складального оснащення. Це робиться для розвантаження робочого часу дорогих верстатів СЧПУ і відповідно до переведення значного обсягу робіт на універсальне обладнання.

За допомогою верстатів СЧПУ виготовляють контрольні та робочі шаблони, формблоки, прес-форми, оправки та болванки – тобто. оснастку для заготівельно-штампувальних та частково складальних робіт. На верстатах СЧПУ виготовляють і жорсткі деталі типу кронштейнів навішування крила.

У заготівельно-штампувальних та токарних цехах виготовляють повну номенклатуру деталей агрегату.

З використанням СЧПУ та інших точних верстатів виготовляють елементи технологічного оснащення (рубильники, ложементи фіксації, упори). Проміжним етапом як для оснастки, так і на етапі проектування ЕМ технологічного оснастки отримують ЕМ стапеля складання ОЧК, інформація з якого передається на інструментальний.

На інструментальному стенді проводять монтаж найважливіших вузлів стапелів складання ОЧК, які згодом задають положення обводоутворюючих елементів цих стапелів. Потім провадиться монтаж другорядних деталей

стапеля, виготовлених на універсальному обладнанні. Таким чином, стапель після транспортування до складального цеху приводиться в робочий стан.

Підбивши підсумок скажемо, що виготовлення елементів технологічного оснащення здійснюється незалежним методом, що полягає в аналітичному розрахунку її геометричних параметрів і подальшому, незалежному від інших джерел, відтворенні на устаткуванні, що забезпечує обрану точність виготовлення та ув'язування.

Методи складання визначають весь комплекс технологічної підготовки виробництва: вибір схеми базування та схеми складання, технологічного оснащення, що забезпечують виготовлення деталей та складання складальних одиниць із заданим рівнем взаємозамінності та точності, процесів виготовлення та монтажу технологічного оснащення для виробництва деталей (рисунок 3.45).



Рис. 3.44. Схема послідовно-паралельної зборки відсіку крила

У зібраному виробі кожен елемент повинен займати щодо інших елементів строго певне положення. Під базуванням під час складання розуміється такий стан встановленого елемента конструкції, у якому він займає необхідне становище у виробі і зберігає це незмінним під впливом збурювальних сил, неминучих під час складання. Визначеність базування досягається завдяки складальній базі. Як відомо, у випадку базою називається сукупність поверхонь, ліній чи точок, щодо яких визначається положення інших поверхонь, ліній чи точок, що забезпечує необхідне якість геометричних контурів конструкції і складальної одиниці загалом.

Складання являє собою сукупність операцій із встановлення деталей у складальне положення та з'єднання їх у вузли, панелі, агрегати та літак в цілому. Удосконалення технології складально-монтажних робіт у літакобудуванні залежить від обраного способу базування елементів конструкції щодо інших елементів. Способи базування розрізняють при вузловому та агрегатному складанні.

Висновки до розділу

У цьому розділі були проведені аеродинамічні розрахунки для схеми з адаптивною механізацією та фіксованим крилом, побудовано залежності:

- Залежності коефіцієнту підйимальної сили від значення кута атаки $C_{ya}(\alpha)$;
- залежності аеродинамічної досконалості від коефіцієнту підйимальної сили $K(C_{ya})$;
- Залежності коефіцієнту підйимальної сили від коефіцієнту лобового опору $C_{ya} (C_x)$;

Були наведені балансувальні характеристики для різних режимів механізації імітуючи злітно-посадкові режими, розраховані навантаження на адаптивну механізацію.

Обрана конструктивно-силова схема для консолі крила з адаптивною механізацією та був досліджений технологічний фактор вибору конструктивного матеріалу, способу зборки та базування.

4. Розробка стартап-проекту

4.1 Опис ідеї проекту

Спираючись на дослідні результати аеродинамічного аналізу адаптивної системи механізації крила була обрана тема стартап-проекту, яка стосується проектування та виробництва безпілотних повітряних суден на базі даної схеми. Опис ідеї представлено в таблиці 4.1.

Таблиця 4.1

Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для замовника
Серійне виробництво нових та модернізація існуючих БПС з адаптивною механізацією	Рятувальні операції, доставка екстреної допомоги, аерофотозйомка, картографія та метеорологія, військові та спеціальні призначення	Можливість використання коротших злітно-посадкових смуг; Більша вагова ефективність; Паливна економічність та збільшення часу автономної роботи.

На 2022 рік в Україні доступні декілька приватних конструкторських бюро, які займаються виробництвом безпілотної техніки різноманітного компонування та займаються її модернізацією. Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик проекту представлено у таблиці 4.2 та таблиці 4.3.

Таблиця 4.2

SWOT-аналіз проекту з впровадження адаптивного крила на існуючий БПС

Мета проекту		
+	S Високо кваліфікована проектна команда. Надійний замовник.	O Можливість стати першим поставником на ринку даної адаптивної технології.
-	W Складність швидкої реалізації на ринку. Можливі проблеми з запровадженням у логістичні ланцюги країни. Довга стадія сертифікації.	T Технологічні (недостатня кількість сертифікованих постачальників комплектуючих та матеріалів та малий ринок аналогів). Фінансові (менше фінансування на перших етапах при великій різниці в ціні між нафтою і біопаливом).

Пошук конструктивного рішення

Мета проекту		
	О	Т
S	Постійне підтримання зв'язку з зацікавленими особами та постійне підвищення кваліфікації персоналу	Пошук альтернативних шляхів сертифікації та постачання, залучення до фінансування все більше акціонерів.
W	Підготовка відповідних документів та обробка нормативно-правової бази за для запровадження проекту методом аналізу аналогів. Застосування сіткового планування та оптимізація процесів	

4.2 Технологічний аудит проекту

Для визначення базових потреб перед запуском проектування та виробництва літальних апаратів необхідно провести аналіз технологічного забезпечення, яке може бути наявними на початку існування проекту. Цей аналіз представлено в таблиці 4.4.

Таблиця 4.4

Технологічний аудит проекту

Ідея проекту	Технології реалізації	Наявність технології	Доступність технології
Проектування способу модернізації та проектування адаптивної системи ЛА	Спеціальне ПЗ	Створено	Наявність на ринку необхідного ПЗ
Виготовлення готових консолей крила з адаптивною механізацією, застосування новітніх алюмінієвих сплавів, композитних матеріалів та стільникових наповнювачів	Спеціальні стапелі, матриці, готові препреги, матеріали та обладнання	Створено	Необхідно безперебійне постачання матеріалів, оренда та обслуговування обладнання та приміщень
Створення технологічної документації	Спеціальне ПЗ та Бази даних	Створено	Створення спеціалістами ПЗ, яке адаптоване під вимоги виробництва та замовника
Льотні випробування	Виготовлення масштабних моделей. Тести в аеродинамічній трубі. Спеціальне ПЗ.	Створено	Необхідність оренди тестових приміщень та персоналу, використання локального ПЗ

Висновком аналізу технологічного аудиту можна вважати, що є труднощі із запуском проекту без початкового капіталу. Тому необхідно знайти спонсорські інвестиції, та заключити контракт із цими організаціями/структурами, що дасть можливість створити матеріальну та програмну базу для реалізації проекту з проектування та виробництва БПС з адаптивною механізацією.

4.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Необхідність цього етапу перед реалізацією ідеї обумовлена тим, що вона дає представлення щодо можливості входу на ринок та потенційної можливості для займання певної ніші на ньому. В таблиці 4.5 приведено інформацію щодо аналізу потенційного ринку. Оскільки ринок авіабудування є дуже перспективним та постійно розширюється, вибір цього ринку є перспективним.

Таблиця 4.5

Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

№ п/п	Показники стану ринку	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	4
2	Загальний обсяг продаж, ум. од	Залежить від замовника
3	Динаміка ринку	Зростає
4	Наявність обмежень для входу	Високе технічне забезпечення
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Наявне
6	Середня норма рентабельності в галузі, %	45

Для чіткого визначення позиції на ринку необхідно провести аналіз потенційних клієнтів, що будуть користуватися послугами компанії. Визначення цільової аудиторії також сприяє більш точному формуванню клієнтської бази та визначення основних маркетингових стратегій і реалізації діяльності компанії. В таблиці 4.6 визначаються потенційні групи клієнтів, їх характеристики, та формується орієнтовний перелік вимог до товару для кожної групи.

Характеристика потенційних клієнтів проекту

Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Вимоги замовника до послуги
Виробництво нових та модернізація існуючих БПС з адаптивною механізацією	Цивільні та військові структури, приватні замовники	Повне гарантійне обслуговування та експлуатаційна документація на усьому життєвому циклі ЛА

Щоб визначити потенційні загрози та можливості проекту на ринку, проводиться додатковий аналіз прогнозу цих подій та ймовірної реакції компаній на цю подію. Цей аналіз сформульований у наступних двох таблицях 4.7 та 4.8, у яких перераховано негативні та позитивні фактори впливу відповідно. Основні загрози включають відсутність клієнтської бази та потенційних клієнтів, а також труднощі з налагодженням оптимального робочого процесу на перших етапах впровадження.

Таблиця 4.7

Фактори загроз

Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
Недостатня кількість або відсутність замовлень	Небажання працювати із новою компанією на ринку	Рекламне охоплення компанії. Надання більш вигідних умов на початку для створення бази замовників
Надмірні затрати	Кількість необхідних ресурсів для роботи вище запланованої	Оптимізація виробничих та невиробничих процесів. Зміна структури проведення роботи

Таблиця 4.8

Фактори можливостей

Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
Розширення на міжнародний ринок	Велика кількість авіаційних Підприємств закордоном доєднається до виробництва та розповсюдження	Розширення штату та матеріального рівня доходу працівників. Відкриття філіалів в різних регіонах країни для більш рівномірного розподілу роботи
Співпраця із великими компаніями	Вихід на співпрацю із великими авіабудівними компаніями.	Підвищення статусу та рівня довіри до компанії призведе до більшого признання на ринку. Розширення переліку інжинірингових послуг.

Наступний важливий крок – конкуренція в обраних сферах проекту. Для кращої наочності в таблиці 4.9 подано аналіз за М. Портером.

Таблиця 4.9

Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Склад аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти в галузі	Поставники	Клієнти
	Великі конструкторські бюро	Приватні конструкторські бюро	Компанія матеріалів та ПЗ	Військові та приватні структури
Висновки	Мала конкурентна боротьба через велику завантаженість цих підприємств	Наявність потенційних конкурентів на даний момент	Формують ціни	Формують час на виконання роботи

4.4 Розроблення ринкової стратегії проекту

Щоб визначити ринкову стратегію, стратегія має бути чітко визначена. Охоплення ринку, засноване на описі потенційної цільової групи. Таблиця споживачів 4.10 показує аналіз цих потенційних груп споживачів. Щоб визначити маркетингову програму, ми визначимо стартовий проект. Основні переваги, які отримує клієнт від послуг компанії.

Таблиця 4.10

Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів прийняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції	Простота входу в сегмент
1	Приватні організації	Висока	Високий	Високий	Низький
2	Військові структури	Висока	Високий	Низький	Високий

Вибір базової стратегії розвитку підприємства представлено в таблиці 4.11.

Таблиця 4.11

Вибір базової стратегії розвитку підприємства

Чи є проект першопроходьцем на ринку	Пошук нових споживачів, або забирати існуючих у конкурента	Чи буде компанія копіювати основні характеристики та послуги конкурента	Стратегія конкурентної поведінки
Частково	Пошук існуючих споживачів	Частково	Стратегія заняття Конкурентної ніші

4.5 Розробка маркетингової програми стартап-проекту

Для визначення маркетингової програми проекту визначимо основні ключові переваги, які буде отримувати клієнт від послуг компанії (табл. 4.12).

Таблиця 4.12

Вибір базової стратегії розвитку підприємства

№ п/п	Потреба	Вигода яку пропонує послуга	Ключові переваги перед конкурентом
1	Проектування аеродинамічного компонування	Готові характеристики та 3D модель	Час реалізації, технічна підтримка
2	Виробництво БПС з адаптивною механізацією	Готова модель БПС	Якість і точність, випуск Відповідної документації до розрахунків.
3	Консультаційна та технічна підтримка	Керівництво щодо експлуатації.	Рекомендації щодо використання продукції

Висновки до розділу

Під час роботи над ініціюванням проекту було проведено концептуальний аналіз створення компанії, яка займається розробкою та виробництвом ЛА з адаптивною механізацією.

Описано ідею та визначено її сильні та слабкі сторони. Необхідний аналіз було проведено відповідно до потреб реалізації та технічного огляду проекту. Аудит показує високі стартові витрати проекту, реалізація якого неможлива без спонсорського договору. Проаналізовано потенційні ринкові можливості для запуску проекту. Визначено слабкі та сильні сторони проекту порівняно з потенційними проектами конкурентів в ринкових нішах. Для стратегії проекту проводився аналіз ринку, який зможе забезпечити найбільші перспективи розвитку. Проведений маркетинговий аналіз проекту.

ЗАГАЛЬНИЙ ВИСНОВОК

Темою даної магістерської дисертації було дослідження впливу адаптивної механізації крила легкого БПС на різних режимах польоту та порівняння з фіксованим крилом. Були висунуті завдання, які необхідно було досягти:

- БПС повинен брати не менше 70 кг корисного навантаження;
- Максимальна злітна вага не перевищує 200 кг;
- Час знаходження у повітря для розвідувальних цілей має складати 12 годин.

Виконання почалося з аналізу існуючих літальних апаратів з адаптивною технологією, були досліджені систем адаптивних крил, з яких було взято основні принципи механізації рухомого сегменту крила. Фактором вибору було подальше зменшення опору тиску для збільшення значення критичного кута звалювання, можливість модернізувати уже існуючі літаки та простота у виготовленні.

Взявши це за основу було обране для подальшого проектування адаптивне крило щільової конструкції. Були обрані аеродинамічні профілі для кожної ланки адаптивної механізації. Критерієм була вимога постійного зменшення ширини щільового потоку на усій довжині секції. На основі отриманих графіків залежностей був отриманий приріст аеродинамічної якості $\Delta K_{кр} = 5$ для крейсерського режиму і $\Delta K_{кр} = 9$. В якості конструктивно-силової схеми першої ланки адаптивної механізації було обрано лонжеронну схему з двома лонжеронами та стрингерами. Для інших ланок використовується в якості наповнювача стільниковий елемент з алюмінієвою обшивкою. Були пораховані навантаження на механізацію, побудовані епюри зовнішніх навантажень, була досліджена технологічність процесу зборку та базування.

Список використаних джерел

1. Патент RU 2184680C1 “Крыло самолёта”, изобретатель: О.Г. Войцех, дата публикации 10.07.2002г.
2. Лемешко М. В. Система керування адаптивним крилом безпілотного літального апарату [Електронний ресурс] / М. В. Лемешко, О. Г. Архіпов. – 2021. – Режим доступу до ресурсу: <https://arb.kpi.ua/files/119/bakalavr2021/275>.
3. Л.А. Бохоева, А.Б. Балданов, А.С. Чермошенцева “Разработка оптимальной конструкции многослойной консоли крыла беспилотного летательного аппарата с экспериментальным подтверждением” 2019. 43-75 с.
4. А.С. Ляскин, В.А. Фролов, “Расчёт аэродинамических профилей по моделям идеальной и вязкой жидкости” 2011. 13-26 с.
5. М.Ю. Куприков , “Адаптивное крыло” 2004.
6. Е.С. Пархаев, Н.В. Семенчиков “Некоторые вопросы оптимизации профиля крыла малоразмерного беспилотного летательного аппарата” 2015. – 20 с.
7. L.F. Campanile “Shape-adaptive wings — the unfulfilled dream of flight” 2006.
8. В.В. Губский “Применение адаптивной механизации крыла на легком транспортном самолете” 2007. – 46-57 с.
9. Е.А. Дружинин, В.В. Чмовж, А.В. Корнев “Использование методов аэродинамического проектирования в процессе реализации жизненного цикла разработки перспективного образца авиационной техники ”. 5-10 с.
10. П.В. Булат, О.П. Минин “О современном подходе к проектированию беспилотных летательных аппаратов самолетного типа с коротким взлетом и посадкой”. – 22 с.
11. Kanata FUJII, Tomohiro YOKOZEKI, Hitoshi ARIZONO and Masato TAMAYAMA “Fundamental Study on Adaptive Wing Structure for Control of Wing Load Distribution”. – 57-88 с.
12. В. В. Попов, В. В. Логинов, Е. А. Украинец, В. Ф. Шмырев, П. Н. Стешенко, П. А. Глущенко “Повышение топливной эффективности самолета применением адаптивного крыла и концевых аэродинамических поверхностей”. – 13-17 с.
13. Simon J. Miller “Adaptive wing structures for aeroelastic drag reduction and loads alleviation” 180-207 с.
14. Лемешко М. В. БЕЗПЛОТНЕ ПОВІТРЯНЕ СУДНО З АДАПТИВНИМ КРИЛОМ / М. В. Лемешко, В. В. Кабанячий. // АВІА-РАКЕТОБУДУВАННЯ: ПЕРСПЕКТИВИ ТА НАПРЯМКИ РОЗВИТКУ. – 2021. – С. 28–29.