

doi: 10.32620/oikit.2026.108.01

УДК 629.735.33

В. В. Алейніков, О. Г. Гребеніков

Аналіз методів проєктування крил легких цивільних літаків у контексті інтегрованого проєктування

Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут»

У статті виконано комплексний аналіз сучасних методів проєктування крил легких цивільних літаків у контексті інтегрованого проєктування. Досліджено еволюцію підходів від класичних статистично-аналітичних методик та послідовних розрахунків методом скінченних елементів до технологій багатодисциплінарної оптимізації та параметричного 3D-моделювання в CAD/CAM/CAE/PLM-середовищах. На прикладах визначальних методів розглянуто їх сильні та слабкі сторони: статистично-аналітичний підхід дає змогу швидко оцінювати геометрію, але обмежується точністю 10...20 % через узагальнену природу емпіричних залежностей; аеродинамічна оптимізація за методом спряженої чутливості (adjoint), незважаючи на здатність обробляти сотні змінних форми, залежить від якості вихідної геометрії та обмежена суворими обчислювальними витратами. Аналіз методу SIMP при топологічній оптимізації силового набору дав змогу визначити потенціал зниження маси на рівні 7...15 %, хоча слід зауважити, що отримані розподіли матеріалу потребують подальших практичних інтерпретацій. Комбінація топологічної оптимізації з полімерними композиційними матеріалами та оптимізованою схемою укладання $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]$ гарантує суттєве накопичене зниження маси, проте ці дані стосуються різних типів навантаження та конфігурацій крила. Виявлено істотне значення майстер-геометрії в CAD/CAE/PLM-інтеграції як засобу узгодження міждисциплінарних рішень, що скорочує цикл конструкторських змін майже наполовину за оцінками авторів методу [3, 4] у поточних проєктах. Статистичний аналіз конструктивних рішень провідних виробників на основі даних GAMA за 2023 рік показав, що приблизно на 58 % поршневих літаків нині застосовуються полімерні композити для крила (976 од.), тоді як на 42 % використовуються алюмінієві конструкції. Проте лише один виробник із аналізованих масових виробників впроваджує повноцінну багатодисциплінарну оптимізацію, інші дотримуються послідовного підходу з верифікаційними розрахунками. Такий розрив між академічними здобутками в MDO та промисловою практикою свідчить про актуальність розроблення адаптованого методу інтегрованого проєктування, що поєднує виконавчість оптимізаційних підходів із практичними обмеженнями невеликих конструкторських колективів.

Ключові слова: легкий цивільний літак, крило, інтегроване проєктування, багатодисциплінарна оптимізація, MDO, CAD/CAM/CAE/PLM, майстер-геометрія, метод скінченних елементів, топологічна оптимізація, композиційні матеріали, аеродинамічна оптимізація, цифровий двійник.

Вступ

1. Постановка проблеми

Легкі цивільні літаки посідають ключове місце в системі регіональних авіаперевезень, забезпечуючи виконання різноманітних завдань: пасажирські рейси на короткі відстані, навчально-тренувальні вильоти, патрулювання та моніторинг, сільськогосподарські роботи [1, 3]. Посилення вимог до паливної ефективності, екологічних показників і рівня безпеки розглядається як постійний виклик розробникам. Крило є критичним агрегатом ЛЦЛ: воно визначає підймальну силу, аеродинамічний опір, масу конструкції та льотно-технічні характеристики літака загалом.

1.2. Аналіз останніх досліджень та публікацій

Методологічні основи інтегрованого проектування авіаційних конструкцій подані в працях XAI [2, 3, 4, 5, 6, 7], в яких запропоновано концепцію розроблення майстер-геометрії та наскрізної цифрової системи CAD/CAM/CAE/PLM, здатної об'єднати аеродинамічні, конструктивні та технологічні рішення в єдиному середовищі.

Класичні методи статистично-аналітичного проектування висвітлено в роботах Raymer, Roskam та Torenbeek, які систематизували емпіричні залежності для масових і геометричних параметрів літаків різних категорій, однак ці методи забезпечують точність лише 10...20 % і не враховують міждисциплінарні зв'язки [8, 25].

Методи аеродинамічної форм-оптимізації із застосуванням adjoint-підходу детально проаналізовано в працях Kenway та Martins [10], а також у дослідженні Luu et al., де продемонстровано, що RANS-оптимізація з 768 змінними форми відкриває можливість знизити опір на 8,5 % [12].

Архітектури багатодисциплінарної оптимізації та їх таксономія наведено в монографії Martins & Lambe (AIAA 2013), в якій систематизовано підходи MDF, IDF, AAO, CSSO та BLISS [9]. Застосування MDO для аероструктурної оптимізації демонстрували Gouvrit-Ledogar та інші у проекті для конфігурацій зі змішаним крилом-фюзеляжем [11], а у проекті DLR VicToria (2020) показано скорочення часу розроблення на 30 % (за даними звіту DLR) при використанні багаторівневого MDO із HPC-кластером [27].

Топологічну оптимізацію методом SIMP розроблено Stanford та Dunning, які довели математичну обґрунтованість ферми Прата як оптимальної схеми нервюр під аеропружним навантаженням [19]. Дослідження композитних крил (Chantharasenawong, 2016; Meng et al., 2019) виявили, що оптимізована схема укладання волокон $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]$ скорочує масу на додаткові 5–8 % [20, 21].

1.3. Виділення невирішених частин проблеми

Незважаючи на широкий спектр наукових робіт, не існує систематичного порівняльного аналізу всіх методів проектування крила ЛЦЛ, що враховує їх можливості та обмеження в контексті інтегрованого проектування. Не розроблено єдину класифікацію методів за рівнем дисциплінарної інтеграції. Недостатньо висвітлена роль майстер-геометрії як центрального елемента для узгодження даних між аеродинамічними та конструкторськими підсистемами. Також відсутні формалізовані критерії для вибору раціональної комбінації методів на різних стадіях проектування ЛЦЛ та їх успішної реалізації в єдиному цифровому середовищі.

1.4. Мета та наукова новизна статті

Мета статті – систематизувати та проаналізувати сучасні методи проектування крил ЛЦЛ, порівняти їх можливості та обґрунтувати раціональну стратегію їх застосування на різних стадіях проектування в межах концепції інтегрованого проектування.

Науковий вклад роботи полягає в кількох ключових аспектах:

1. Запропоновано класифікацію методів проектування крила ЛЦЛ за рівнем залучення дисциплін (від послідовних до інтегрованих), що дає змогу впорядкувати наявні підходи саме для цього класу літаків. Разом із класифікацією

визначено кількісні критерії, які допомагають вибирати оптимальний метод на кожній стадії розроблення.

2. Сформовано таблицю порівняння методів за шістьма практичними критеріями (аеродинамічна точність, міцнісна надійність, рівень міждисциплінарної взаємодії, обчислювальна складність, гнучкість при переходах між стадіями, можливість паралелізму робіт) із кількісною шкалою оцінювання. Такий підхід спрощує вибір інструментів на різних стадіях проєкту.

3. Аргументовано роль майстер-геометрії як невід'ємної інтеграційної ланки для забезпечення узгодження аеродинамічних і конструктивних рішень з посиланням на практику міжнародних PLM-платформ (Siemens NX/Teamcenter, Dassault 3DEXPERIENCE) й адаптацією до практики національного конструкторського досвіду.

4. Запропоновано поетапну стратегію послідовного застосування методів із кількісним оцінюванням потенціалу зниження маси на кожному етапі розроблення. Така деталізована карта переходів від концептуальної до серійної стадії раніше не була систематично описана для ЛЦЛ.

5. Описано напрям переходу від інтегрованого проєктування до концепції цифрового двійника крила, що об'єднує CAE-моделювання з даними моніторингу структурного стану.

2. Геометрія та конструктивно-силовий набір крила ЛЦЛ

2.1. Параметри планформи крила

Проєктування крила починається з вибору його планформи – сукупності геометричних параметрів: розмаху b , площі S , хорди кореневого b_0 і кінцевого перерізів b_k , подовження $\lambda = b^2/S$, звуження $\eta = b_0/b_k$ та кута стрілоподібності χ рис. 1. Для ЛЦЛ із крейсерськими швидкостями 140...300 км/год типовими значеннями: $\lambda = 6 - 10$, $\eta = 0,4 - 0,7$, $\chi \leq 5^\circ$ [22, 24]. У більшості конструкцій використовують прямокутну або трапецієподібну планформу без стрілоподібності, оскільки малі швидкості не потребують трансзвукових обводів.

Від вибору аеродинамічного профілю безпосередньо залежать льотні характеристики: для ЛЦЛ найбільш поширеними є профілі серій NASA 23XXX (низька турбулентність, добра несуча здатність), Clark Y та Lambert, оскільки вони дають достатню підймальну силу на малих кутах атаки та прийнятний максимальний коефіцієнт підймальної сили під час посадки [22, 24]. Вибір профілю тісно пов'язаний із механізацією крила: відхилення закрилків істотно змінює розподіл тиску по поверхні та максимальний коефіцієнт підймальної сили [25].

Параметри планформи не є незалежними один від одного: збільшення подовження λ покращує аеродинамічну якість крила завдяки зменшенню індуктивного опору, проте водночас зростає згинальний момент у кореновому перерізі, що потребує масивнішого лонжерона, який збільшує масу конструкції. Аналогічний компроміс існує між звуженням η та розподілом підймальної сили по розмаху: теоретично оптимальний еліптичний розподіл досягається при $\eta \approx 0,4 - 0,5$, однак надмірне звуження погіршує зривні характеристики на кінцях крила при великих кутах атаки, що є неприпустимим для навчально-тренувальних ЛЦЛ із погляду безпеки [22, 25]. Саме тому проєктування планформи вже на початковій стадії потребує ітераційного узгодження аеродинамічних і конструктивних вимог – завдання, яке в межах послідовного підходу розв'язується наближено, а повноцінне урахування цих взаємозв'язків є можливим лише при застосуванні методів багатодисциплінарної оптимізації.

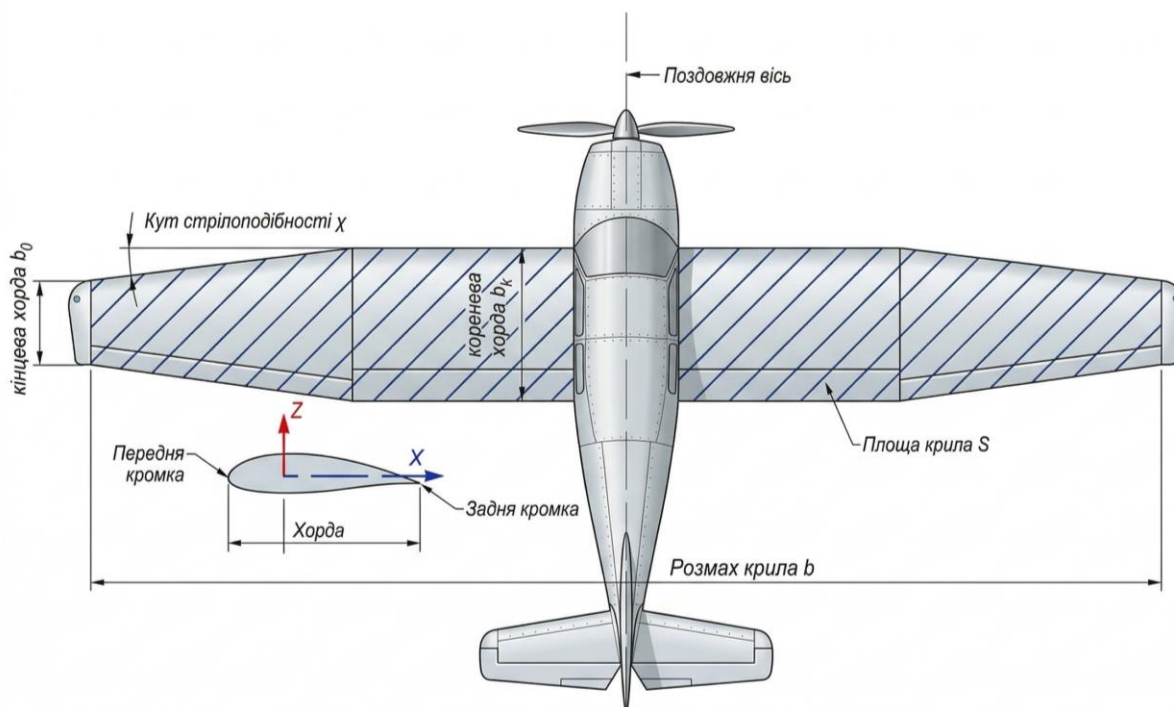


Рис. 1. Типова планформа крила ЛЦЛ із позначенням основних геометричних параметрів

2.2. Конструктивно-силовий набір

Силовий набір крила складається з лонжеронів, нервюр, стрингерів та обшивки, що утворюють просторову несучу систему для сприйняття згинального моменту, поперечної сили та крутного моменту. Лонжерони – основні силові елементи, які зазвичай реалізуються як двотаврові балки або замкнені кесонні секції. У ЛЦЛ переважають однолонжеронна та дволонжеронна схеми: головний лонжерон розміщується на 25...30 % хорди, задній – на 55...65 % хорди. Між лонжеронами формується кесон, що створює умови для сприйняття крутного моменту та крутильну жорсткість [8, 22].

Нервюри підтримують аеродинамічний обвід по розмаху, передають місцеве навантаження на лонжерони та запобігають утраті стійкості обшивки. Силові нервюри встановлюються у критичних точках – кріплення шасі, двигунів, механізації. Рядові нервюри розподілені рівномірно з кроком 200...500 мм. Стрингери – поздовжні ребра жорсткості, виготовлені з куточкового або Z-подібного профілю з алюмінієвого сплаву (АЛ 2024-Т3 для верхньої панелі, АЛ 7075-Т6 для нижньої розтягнутої панелі).

Обшивка крила формує аеродинамічний контур і є несучим елементом, який сприймаючи нормальні та дотичні напруження. Застосування вуглецевих ПКМ дає змогу знизити масу на 15...25 % без втрати жорсткості завдяки орієнтації волокон уздовж головних напрямків силового потоку. Схема укладання $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]$ стає самостійною проектною змінною, що здатна цілеспрямовано формувати аеропружний відгук крила [20, 21].

2.3. Статистичний аналіз проектних параметрів крил літаків-аналогів

Для розроблення комплексної методики проектування крила необхідний аналіз проектних параметрів наявних легких цивільних літаків класу

2300–5700 кг. Статистичний аналіз геометричних параметрів крила, навантажень на крило та аеродинамічних характеристик літаків-аналогів (рис. 2 – 9) дає змогу визначити раціональні діапазони проектних змінних у задачі оптимізації.

Для аналізу виділено параметри: площа S , розмах b , подовження λ , навантаження на крило p_0 , питома потужність γ_0 , крейсерська швидкість $V_{\text{крейс}}$.

Подовження крила знаходиться в діапазоні від 7,74 (A-Viator) до 10,42 (Piper Meridian 500), більшість літаків розташована в інтервалі 8–10. Це свідчить про простір конструкторських рішень для оптимізації. Більше подовження покращує відношення підйімальної сили до опору, але збільшує вагу конструкції – саме це питання розв'язує методологія ПДО. У більшості літаків використовуються прямі крила або крила з малою стрілоподібністю ($\chi \leq 5^\circ$), трапецієподібної форми в плані.

Навантаження на крило змінюється від 136,9 (Cessna 208) до 197,6 даН/м² (King Air 200). Менше навантаження дає кращі характеристики при зльоті та посадці, але збільшує площу крила та опір на крейсерській швидкості. Для комплексного проектування навантаження на крило є ключовим параметром, що пов'язує аеродинамічну та конструктивну дисципліни.

Питома потужність γ_0 коливається від 2,79 (Commander 840) до 5,38 (Cessna 208). Разом з навантаженням на крило ці параметри визначають область проектування для вибору розмірів крила.

Крейсерські швидкості коливаються від 315 км/год (A-Viator) до 523 км/год (King Air 200). Режим польоту впливає на число Рейнольдса, яке визначає вибір методу аеродинамічного аналізу (метод панелей або RANS CFD).

Статистичні дані визначають граничні умови для проектних змінних в задачі комплексної оптимізації, сформульованій у цій роботі. Широке варіювання параметрів (подовження 7,7–10,4, навантаження на крило 137...198 даН/м², крейсерська швидкість 315...523 км/год) підтверджує необхідність гнучкої параметричної моделі, здатної охопити весь простір проектування.

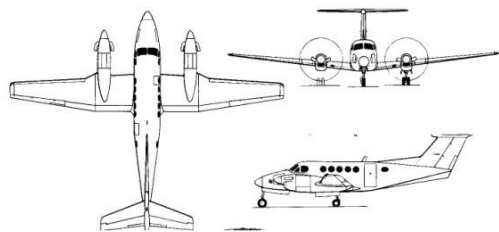


Рис. 2. Аеродинамічна схема літака Beech Model 200 Super King Air

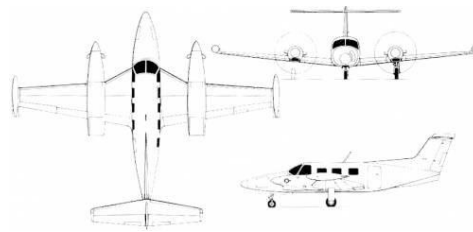


Рис. 3. Аеродинамічна схема літака Piper PA-42 Cheyenne III

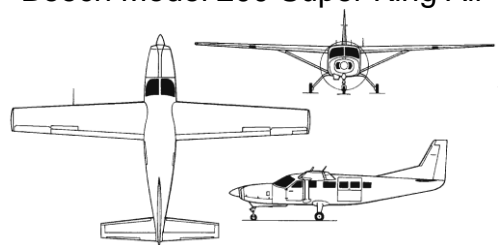


Рис. 4. Аеродинамічна схема літака Piper PA-42 Cheyenne III

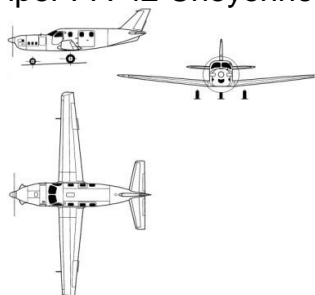


Рис.5. Аеродинамічна схема літака TBM-850

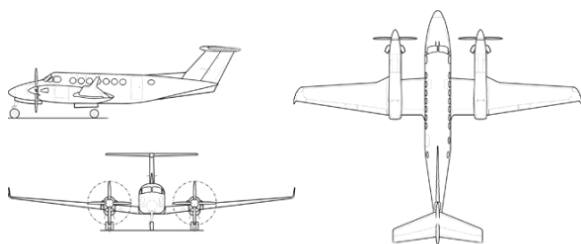


Рис. 6. Аеродинамічна схема літака King Air C90GTx

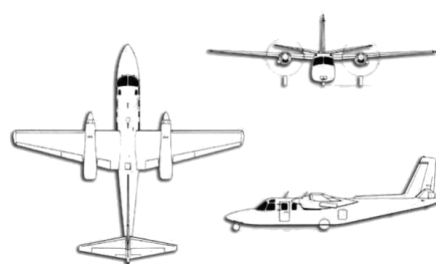


Рис. 7. Аеродинамічна схема літака Commander Jetprop

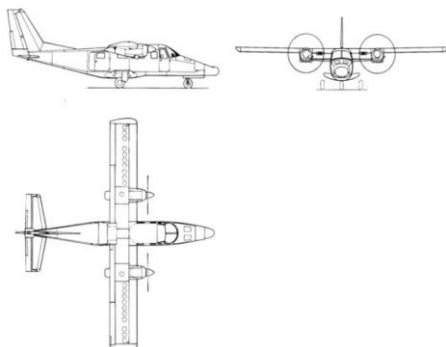


Рис. 8. Аеродинамічна схема літака A-Viator

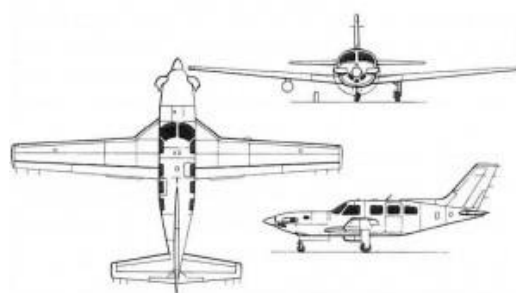


Рис. 9. Аеродинамічна схема літака Piper Meridian

Аеродинамічну схему літака характеризує кількість і взаємне розташування стабілізуючих аеродинамічних поверхонь, а також органів керування та балансування.

Таблица 1

Параметри і характеристики легких літаків

№ п/п	Літак	$S, \text{м}^2$	$b, \text{м}$	λ	$\rho^0, \text{даН/м}^2$	$\gamma^0, \text{кг/даН}$	$V_{\text{крейс}}, \text{км/ГОД}$	$m_{\text{зл}}, \text{кг}$
1	Beech 200 Super King Air (США, 1972)	28,15	16,61	9,80	197,6	3,34	523	5670
2	Piper PA-42 Cheyenne III (США, 1980)	27,2	14,53	7,76	183,2	3,53	496	5080
3	Cessna Caravan 208 (США, 1984)	26	15,87	9,69	136,9	5,38	344	3629
4	TBM-850 (Франція, 2005)	18	12,68	8,93	179,8	4,71	467	3300
5	King Air C90GTx (США, 2007)	33	16,36	8,11	141,4	4,32	504	4756
6	Commander Jetprop 840 (США, 1979)	26	15,87	9,69	176,7	2,79	493	4683
7	A-Viator (Італія, 2008)	18,6	12	7,74	158,2	3,33	315	3000
8	Piper Meridian 500 (США, 2015)	16,47	13,1	10,42	137,6	4,62	394,5	2310

3. Огляд методів проєктування крила

3.1. Послідовні методи проєктування

3.1.1. Статистично-аналітичний метод

Статистично-аналітичний метод є класичним підходом до концептуального проєктування, що базується на систематизованому аналізі даних літаків-аналогів та застосуванні напівемпіричних залежностей для визначення раціональних параметрів нового виробу. Метод залишається основним інструментом на концептуальній стадії, коли конструктивна схема ще не визначена [22, 25].

Процедура містить такі кроки: (1) формулювання технічних вимог (злітна маса, корисне навантаження, крейсерська швидкість, дальність); (2) збір статистики аналогів (база даних 10–30 літаків тієї ж категорії); (3) вибір питомого навантаження на крило W/S за умовою злітно-посадкових характеристик; (4) вибір планформи крила; (5) підбір профілю; (6) оцінювання маси крила за формулами Raymer, Roskam або Torenbeek; (7) аналіз чутливості параметрів [22, 25].

Переваги: швидке отримання початкового наближення (години–дні), простота реалізації, використання перевірених емпіричних закономірностей. Обмеження: точність аеродинамічних характеристик не перевищує 10–20% через узагальнений характер залежностей; можливості оптимізації обмежені однопараметричними залежностями; метод не враховує міждисциплінарні зв'язки [22, 25].

3.1.2. Метод скінченних елементів (МСЕ)

Метод скінченних елементів залишається основним інструментом верифікації конструкції крила, обов'язковим для сертифікаційних розрахунків. Конструкція розбивається на скінченну кількість елементів (оболонки CQUAD4/CTRIA3 для обшивки, балки CBEAM для лонжеронів), після чого розв'язується глобальна система рівнянь рівноваги [13, 16, 17].

Виконувані розрахунки: статичний структурний аналіз (напруження та деформації при розрахункових навантаженнях – маневр 2,5g, від'ємне прискорення -1g, пориви вітру); модальний аналіз (власні частоти і форми коливань); аналіз аеропружної стабільності (флатер, дивергенція); розрахунок втомної довговічності; нелінійний аналіз для великих деформацій [15, 16].

Jang (2019) показав, що МСЕ-моделювання крила має враховувати нерегулярні зони (стики, вирізи, вузли кріплення), де концентрація напружень може перевищувати номінальні значення в 1,5–3 рази [13]. Сучасні системи (Siemens NX Nastran, ANSYS Mechanical) дають змогу автоматично регенерувати сітку при зміні CAD-геометрії, що є основою для параметричної оптимізації [15].

3.2. Оптимізаційні методи

3.2.1. Аеродинамічна форм-оптимізація (CFD + Adjoint)

Аеродинамічна форм-оптимізація (ASO) – метод автоматизованого пошуку форми крила, що мінімізує цільову функцію (аеродинамічний опір або максимізує якість Y/Q) при дотриманні обмежень на підймальну силу та геометрію профілю [10, 12]. Ключовий інструмент – метод спряженої чутливості (adjoint method), що обчислює градієнти цільової функції відносно сотень і тисяч змінних форми за ціну лише двох CFD-розрахунків (прямого й спряженого) [10, 12].

Lyu et al. (NASA, 2014) підтвердили, що RANS-оптимізація крила (оптимізація на основі рівняння Рейнольдса) з 768 змінними форми (параметризація FFD) дає змогу знизити коефіцієнт опору на 8,5 % при виконанні обмежень на підймальну силу й момент тангажу [12]. Robins et al. (ICAS, 2024) показали ефективність adjoint-методу для трансзвукової оптимізації при $M = 0,85$ [26].

Параметризація геометрії: FFD (Free-Form Deformation) – деформація тривимірного паралелепіпеда; CST (Class-Shape Transformation) – параметризація профілю поліномами Бернштейна; B-spline/NURBS поверхні – прямі параметричні подання [10, 12].

3.2.2. Методи багатодисциплінарної оптимізації (MDO)

Багатодисциплінарна оптимізація передбачає одночасну оптимізацію геометричних, аеродинамічних і конструктивних параметрів крила з урахуванням зв'язків між дисциплінами як обмеження або цільові функції [9, 14].

Аероструктурна оптимізація залишається найпоширенішим застосуванням для крила: розмах крила є спільною змінною для аеродинаміки й структури – збільшення розмаху покращує якість, але збільшує масу лонжерона; MDO знаходить оптимальний компроміс [11, 14]. За проектом DLR VicToria (2020) отримано багаторівневе MDO крила з HPC-кластером, що привело до скорочення часу розроблення на 30 % (за даними звіту DLR) [27].

Таблиця 2

Архітектури багатодисциплінарної оптимізації

Архітектура	Принцип роботи	Застосування	Обмеження
MDF	Дисциплінарна узгодженість забезпечується на кожній ітерації оптимізації	Задачі до 100 змінних	Повільна збіжність
IDF	Дисципліни розв'язуються незалежно, узгодженість через додаткові обмеження	Паралельне обчислення	Більше ітерацій
AAO	Всі рівняння всіх дисциплін розв'язуються разом як єдина система	Глобальний оптимум	Складна реалізація
CSSO	Декомпозиція задачі на підсистеми з координацією на верхньому рівні	Великі системи	Може не збігатися
BLISS	Два рівні оптимізації: системний та підсистемний	Промислові задачі	Компроміс точності

Surrogate-based optimization має значний потенціал для ЛЦЛ за умов обмежених ресурсів: побудова апроксимаційних замінних моделей та оптимізація на матмоделі. Нейронні мережі та процеси Гаусса (Kriging) приводять до точної апроксимації, що дає змогу провести глобальну оптимізацію за сотні секунд замість тижнів CFD-розрахунків [28].

3.2.3. Топологічна оптимізація силового набору

Топологічна оптимізація визначає оптимальний розподіл матеріалу в силовому наборі крила при заданих обмеженнях на масу та міцність. Стандартний метод SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization): жорсткість елемента масштабується як $E(x) = x^p \cdot E_0$, де $x \in [0,1]$ – відносна щільність, $p = 3$

забезпечує чіткий розподіл на 0 або 1 [18].

Слід зазначити, що результат топологічної оптимізації суттєво залежить від граничних умов і схеми прикладання навантажень: якщо розрахунковий випадок обмежений лише маневром 2,5g, оптимізований силовий набір може виявитися неоптимальним для поривів вітру або посадкових режимів. Stanford & Dunning (NASA, 2015) провели топологічну оптимізацію нервюр і лонжеронів під аеропружним навантаженням і отримали оптимальну схему, наближену до ферми Прата, що математично підтверджує традиційне інженерне рішення [19]. Результат: зниження маси крила на 7...15 % при збереженні жорсткості [18, 29]

Обмеженням методу залишається крок від дискретизованого розподілу щільностей до реальної конструкції: отримана «пиксельна» карта потребує інтерпретації конструктором, який перетворює її на конкретні профілі нервюр, товщини стінок та технологічно реалізовані рішення. Цей етап поки що не автоматизований повністю і вносить додаткову невизначеність у кінцевий вигравш маси.

3.3. Інтегровані методи проєктування

3.3.1. Проєктування крила з полімерних композиційних матеріалів

Проєктування крила з ПКМ суттєво відрізняється від металевого тим, що матеріал є анізотропним – його властивості залежать від напрямку укладання волокон. Орієнтація шарів стає додатковою проєктною змінною, що дає змогу одночасно керувати жорсткістю, міцністю та аеропружною поведінкою крила [20, 21].

Chantharasenawong et al. [20, 16] показали, що схема $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]$ забезпечує оптимальний компроміс між осьовою жорсткістю й несучою здатністю для обшивки ЛЦЛ [20]. Meng et al. (EUCASS, 2019) дослідили крило великого подовження з вуглецевих ПКМ і виявили, що правильний вибір схеми укладання дає змогу додатково знизити масу на 5...8 % порівняно з неоптимізованою ПКМ-конструкцією (рис. 10) [21].

Таблиця 3

Потенціал зниження маси крила ЛЦЛ різними методами оптимізації

Метод оптимізації	Зниження маси, %	Тип впливу	Джерело
Топологічна оптимізація (SIMP)	7–15	Силовий набір	[18, 19]
Перехід Al → CFRP (обшивка)	20–30	Матеріал	[20, 21]
Перехід Al → CFRP (лонжерони)	15–25	Матеріал	[20, 21]
Оптимізація укладання $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]$	5–8 (додатково)	Орієнтація волокон	[20]
ПКМ + топологічна оптимізація	28–35 (сумарно)	Комбінований	[18–21]
MDO аероструктурна	3–8	Параметри планформи	[9, 11]

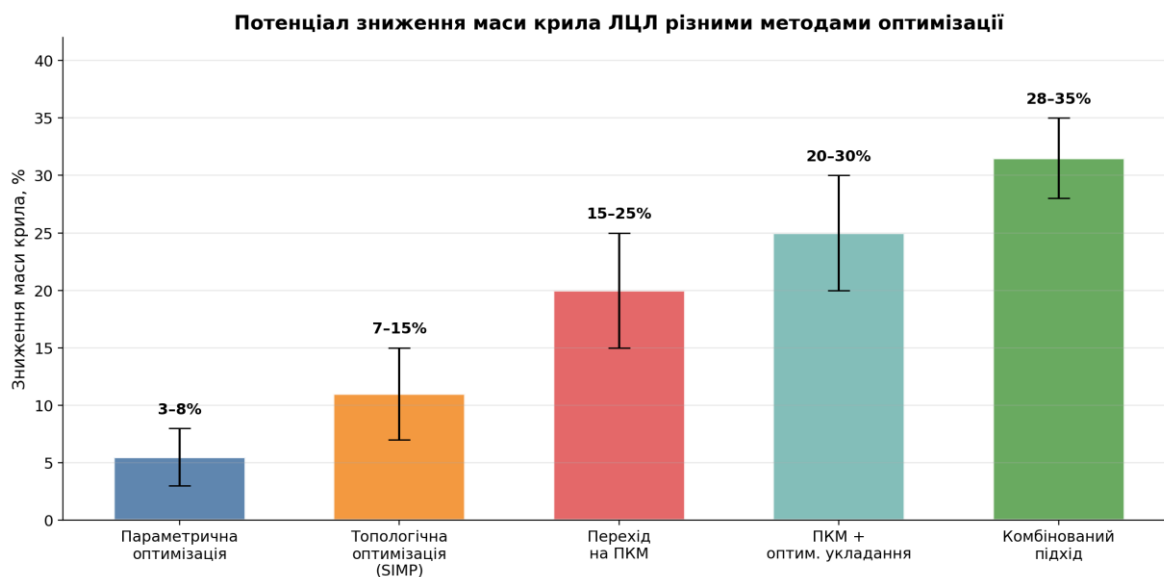


Рис. 10. Потенціал зниження маси крила різними методами оптимізації

3.3.2. CAD/CAM/CAE/PLM-інтегроване проєктування

Інтегроване проєктування в CAD/CAM/CAE/PLM-середовищі передбачає створення єдиного цифрового простору, де геометрична модель крила (майстер-геометрія), розрахунки міцності, технологічні рішення та курування даними виробу є взаємозв'язаними та підтримуються протягом усього життєвого циклу виробу [2, 5]. Аналогічні концепції реалізовані у провідних промислових PLM-платформах: Siemens NX/Teamcenter забезпечує наскрізну асоціативність CAD–CAE–CAM через механізм Synchronous Technology [36], а Dassault Systèmes 3DEXPERIENCE використовує єдину віртуальну модель виробу (Virtual Twin) для паралельного розроблення аеродинамічних і конструктивних рішень, що підтвердило свою ефективність у програмі Airbus A350 XWB [37]. Приклади, впроваджені у програмах Airbus та інших виробників демонструють, що інтегроване проєктування вже стало звичним елементом сучасних авіаційних проєктів.

Майстер-геометрія (МГ) – параметрична тривимірна модель зовнішньої поверхні та внутрішнього силового набору крила, що є єдиним геометричним еталоном для всіх підрозділів [3, 4]. Концептуально МГ відповідає поняттю Master Model у термінології Siemens NX [36] та Shape Definition у 3DEXPERIENCE [37].

Методологія розроблена [2, 4], адаптована саме для класу ЛЦЛ з урахуванням специфіки малосерійного виробництва та обмежених обчислювальних ресурсів. МГ складається з: теоретичного креслення (аеродинамічних обводів), каркаса конструктивних поверхонь (площин нервюр, лонжеронів, рознімів), контрольних точок і осей, зон кріплення до фюзеляжу, технологічних поверхонь (рознімів, панелей доступу).

Методологія охоплює послідовні кроки: збирання і аналіз статистики аналогів, вибір раціональних параметрів планформи і профілю, побудова ТЧ у CAD, формування каркаса конструктивних поверхонь, асоціативне об'єднання всіх підсистем [3, 4]. Метод апробовано при розробленні турбогвинтового ЛЦЛ, він показав скорочення конструкторських змін на 30...50 %, що порівняно з результатами впровадження Siemens Teamcenter у компанії Embraer (скорочення

на 25...40 %) [3, 4, 38].

Цифровий двійник (Digital Twin) – динамічна цифрова модель крила, що містить зв'язані CAE-моделі аеродинаміки, міцності та ресурсу, оновлюється даними від датчиків моніторингу структурного стану (SHM) [5]. Це дає змогу перейти від планових регламентних обслуговувань до технічного обслуговування за фактичним станом (CBM), знижуючи операційні витрати й підвищуючи безпеку [5, 6].

4. Порівняльний аналіз методів проєктування

4.1. Формалізована таблиця порівняння

Таблиця 4

Порівняльна характеристика методів проєктування крила ЛЦЛ

Метод	Точність аеродинамічних характеристик	Точність міцнісних характеристик	Рівень дисциплінарної інтеграції	Обчислена вартість	Стадія	ПЗ
Статистично-аналітичний	1-2	2	1	5 (год.–дні)	Концепт	XFLR5, OpenVSP
MCE (FEM)	H/3**	5	2	3 (дні)	Верифікація	ANSYS, Nastran
CFD + Adjoint	5	H/3*	1	1 (тижні)	Аеродинамічне-оптимальне	SU2, MACH-Aero
MDO (MDF/IDF/AAO)	5	4	5	1–2 (тижні)	Оптимізація	OpenMDAO
Топологічна оптимізація	H/3*	5	3	3 (дні)	Конструкція	OptiStruct, TOSCA
Проєктування ПКМ	H/3*	5	4	3 (дні)	Матеріал	ANSYS ACP
CAD/CAE/PLM	5	5	5	2–3 (скороч.)	Наскрізне	Siemens NX, CATIA

Примітка. Оцінки за шкалою 1–5, де 1 – найнижчий рівень, 5 – найвищий. Критерії: точність аеродинаміки: 1 – похибка >15 %; 2 – 10...15 %; 3 – 5...10 %; 4 – 2...5 %; 5 – < 2 %. Точність міцності: аналогічна шкалі для напружено-деформованого стану. Рівень інтеграції: 1 – однодисциплінарна; 3 – часткова інтеграція; 5 – повна багатодисциплінарна інтеграція. Обчислювальна вартість: 1 – тижні-місяці; 5 – години. H/3* – метод безпосередньо не прогнозує аеродинамічні/міцнісні характеристики, а оптимізує конструкцію на основі зовнішніх даних. H/3** – метод верифікує, а не прогнозує (рис. 11).

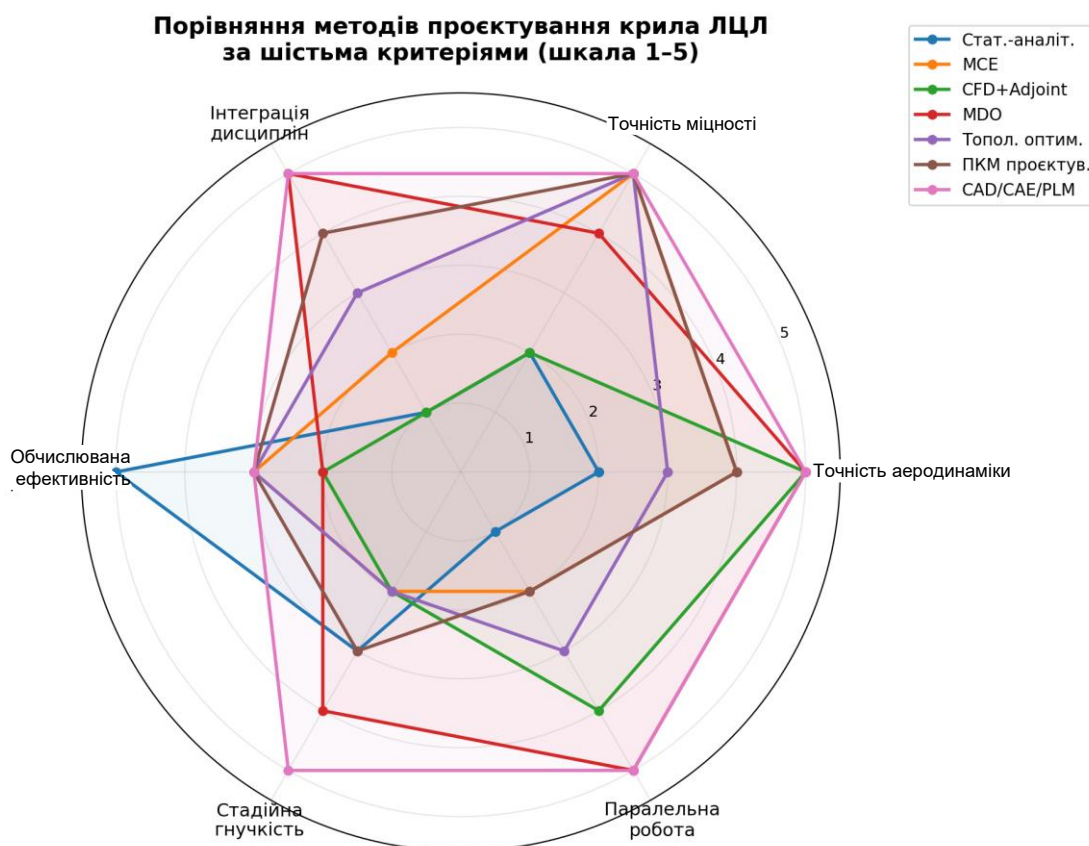


Рис. 11. Радарна діаграма порівняння методів проектування крила за шістьма критеріями

4.2. Аналітична інтерпретація результатів

Точність аеродинамічних характеристик. Статистично-аналітичний метод створює умови для лише орієнтовної оцінки аеродинаміки (оцінка 1–2 бали) через узагальнений характер залежностей; CFD з adjoint-методом та MDO досягають похибки менше 2 % (5 балів), але ціну обчислювальних ресурсів. MCE, топологічна оптимізація та проектування ПКМ позначено як Н/З (не застосовується), оскільки ці методи безпосередньо не прогнозують аеродинамічні характеристики, а оптимізують конструкцію на основі зовнішніх аеродинамічних даних.

Точність міцнісних характеристик. MCE, топологічна оптимізація та проектування ПКМ забезпечують найвищу точність (5 балів, похибка менше 2 %). MDO досягає 4 бали, але потребує коректного врахування аеропружних ефектів. CFD + Adjoint позначено як Н/З, оскільки не враховує структурні обмеження.

Рівень дисциплінарної інтеграції. MDO (архітектура AAO) та інтегроване CAD/CAE/PLM приводить до найвищого рівня (5 балів – повна багатодисциплінарна інтеграція) через одночасне розв'язання всіх дисциплін. Статистично-аналітичний метод та ASO ізольовані (1 бал). MCE та топологічна оптимізація – часткова інтеграція (2–3 бали).

Обчислювальна вартість. Статистично-аналітичний метод – найекономічніший (5 балів, год.-дні); CAD/CAE/PLM – середній рівень (2–3 бали, скорочений цикл через паралельність); CFD та MDO без surrogate-моделей – найвитратніші (1 бал, тижні–місяці).

4.3. Синтез результатів та розрахунковий приклад

Жоден окремий метод не є універсальним. Оптимальна стратегія – це поетапна комбінація методів. Розглянемо розрахунковий приклад для референтного ЛЦЛ (злітна маса – 2500 кг) (табл. 5, рис. 12).

Таблиця 5
Розрахунковий приклад поетапного зниження маси крила референтного ЛЦЛ

Етап	Метод	Маса крила, кг	Зниження, %	Накопичене зниження
0	Базова (AI, Raymer)	85	–	–
1	MDO аероструктурна	78	8%	8%
2	Топологічна оптимізація SIMP	70	10%	18%
3	Перехід AI → CFRP + оптимізація укладання	58	17%	32%

Рекомендована поетапна стратегія проектування крила ЛЦЛ

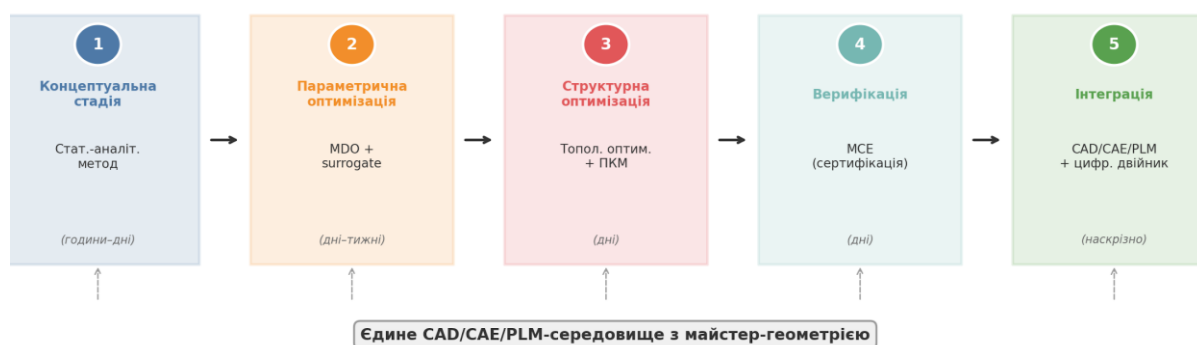


Рис. 12. Рекомендована поетапна стратегія застосування методів проектування крила ЛЦЛ

Ключова роль майстер-геометрії – вона є єдиним геометричним еталоном, що синхронізує всі дисципліни та запобігає розбіжностям між аеродинамічними та конструктивними рішеннями, скорочуючи цикл розроблення на 30...50 %.

4.4 Статистичний аналіз конструктивних рішень виробників ЛЦЛ

Для обґрунтування доцільності розроблення адаптованого методу інтегрованого проектування крила ЛЦЛ проведено аналіз конструктивних варіантів та інженерних підходів, що застосовуються провідними виробниками у цій ніші. За основу взяті відомості GAMA (General Aviation Manufacturers Association) за 2023 рік та відкриті матеріали про конструкторське забезпечення у виробничих процесах основних гравців сегменту.

Таблиця 6

Статистика поставок поршневіх ЛЦЛ виробникам у 2023 р.

Виробник	Моделі	Поставки, од.	Частка ринку, %	Матеріал крила	Конструктивна схема
Cirrus	SR20, SR22/SR22T	612	36,4	CFRP (вуглепластик)	Кесонна
Textron/Cessna	172, 182, TTx	297	17,7	Алюмінієві сплави	Лонжеронна
Diamond	DA40, DA42	252	15,0	GFRP (склопластик)	Кесонна
Tecnam	P2008, P2010, P2012	244	14,5	Алюмінієві сплави	Лонжеронна
Piper	Archer, Seminole	229	13,6	Алюмінієві сплави	Лонжеронна
Pipistrel	Virus, Velis Electro	112	6,7	GFRP (склопластик)	Моноблочна
PA30M	–	1682*	~100	–	–

*За даними GAMA Annual Shipment Report 2023. Дані містять лише поршневі літаки. Невеликі виробники (~64 од.) не враховані.

Розгляд даних табл. 6 дає змогу простежити розподіл конструктивних варіантів. У 2023 році приблизно 58 % від випуску поршневіх літаків (976 од.) являють собою машини з криловими конструкціями на основі полімерних композитів (Cirrus, Diamond, Pipistrel), у той час як в 42 % (770 од.) літаків використовують класичне алюмінієве оперення (Cessna, Tecnam, Piper). На думку аналітиків, це указує на зростаючу частку крил із композитних матеріалів серед новинок; водночас в експлуатаційному парку за кількістю машин алюміній дотепер посідає переважне місце з причин наслідування, надійності та логістики.

За структурною організацією крила спостерігається така картина: кесонна (мультилонжеронна) конфігурація домінує в 51,4 % поставленого в цьому році обсягу (Cirrus + Diamond), класична дволонжеронна схема займає 45,8 % (Cessna + Tecnam + Piper), а моноблочна конструкція, характерна для Pipistrel, становить 6,7 % у відсотках від загального обсягу. Явна тенденція свідчить про збільшення популярності кесонної схеми в поточному столітті, що відповідає тенденції з масовим переходом на композитні матеріали.

При розгляді методів проектування (табл. 7) з'ясовується особливість конструкторської практики. Серед аналізованих виробників лише Pipistrel перейшов до впровадження компонентів міждисциплінарної оптимізації при розробленні крила; решта дотримуються послідовного (каскадного) підходу, де аеродинамічні та конструктивні рішення остаточно верифікуються за допомогою розрахунків FEA. Показово, що такий підхід застосовується навіть для матеріалів з композитів. Pipistrel окремо вирізняється застосуванням платформи ESTECO modeFRONTIER для параметричної оптимізації та Abaqus для детального конструкційного моделювання, що є (6,7 % від ринку) окремим практичним прикладом інтеграції.

Таблиця 7

Методи та інструменти проектування крил ЛЦЛ провідних виробників

Виробник	Метод проектування	Аеродинамічний аналіз	Конструктивний аналіз	Оптимізація	CAD/CAE платформа
Cirrus	Послідовний з ітераціями	CFD (RANS)	FEA (лін./нелін.)	Параметрична	Власна інтеграція
Textron/Cessna	Послідовний класичний	CFD + аеротруба	FEA (NASTRAN)	Обмежена	CATIA/Enovia
Diamond	Послідовний з ітераціями	CFD	FEA	Параметрична	–
Tecnam	Послідовний класичний	Панельні методи + аеротруба	FEA	Обмежена	–
Piper	Послідовний класичний	CFD + аеротруба	FEA	Обмежена	CATIA
Pipistrel	Інтегрований з елементами MDO	CFD + XFOIL	FEA (Abaqus)	MDO (mode-FRONTIER)	CATIA/Abaqus/ESTECO

Отримана статистика показує, що більшість виробників ЛЦЛ поки що обмежуються послідовним підходом, тоді як повноцінні MDO-процеси впроваджені лише в окремих компаніях. Таке спостереження дає змогу припустити, що розроблення адаптованого методу інтегрованого проектування, спроектованого для роботи з реальними обмеженнями малих та середніх конструкторських груп, матиме практичний сенс для подальшого прогресу в ніші виробництва ЛЦЛ.

Висновки

Комплексний огляд методів проектування крил ЛЦЛ дає змогу окреслити основні тенденції розвитку галузі. Спостерігається поступовий перехід від ізольованих послідовних підходів до паралельних цифрових методик, що охоплюють аеродинамічні, міцнісні та технологічні аспекти як одне ціле.

1. Щодо еволюції методів: послідовний розвиток прямує від статистично-аналітичних способів до оптимізаційних (MDO, топологічна оптимізація) й далі до інтегрованих CAD/CAE/PLM-рішень. Попри те що кожна стадія має своє місце в циклі розроблення, саме невисока ступінь інтеграції послідовних та чистих оптимізаційних підходів унеможливорює досягнення глобально оптимального проєкту. Відповідна послідовність стадій є критичною з погляду підвищення ефективності.

2. На питанні досяжних результатів оптимізації маси: застосування MDO у поєднанні з топологічною оптимізацією дає змогу знизити масу на 7...15 %, однак ступінь ефективності залежить від якості поточного проєкту та обмежень, накладених нормативними вимогами. Перехід на композиційні матеріали з оптимізованою послідовністю шарів $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]$ додає 15...25 % зниження; у сукупності такі заходи можуть дати 28...35 % загального скорочення маси крила. Слід однак пам'ятати, що поточні цифри отримано для конкретних конфігурацій та не є універсальними.

3. Майстер-геометрія як осередок інтеграції: майстер геометрія крила

слугує спільною базою для CAD/CAE/PLM – моделей, що зменшує кількість неузгоджених змін і прискорює погодження рішень між підрозділами. Набута методологія, розроблена на базі XAI, змістовно збігається з підходами Master Model у Siemens NX та Virtual Twin у Dassault 3DEXPERIENCE, проте адаптована під особливості ЛЦЛ-виробництва. Асоціативне зв'язування параметричної CAD-моделі з FEA-сіткою та CFD-геометрією приводить до автоматизації перерахунків при змінах з економією 30...50 % часу розроблення.

4. Рекомендована послідовність методів для ЛЦЛ-проекткування: найбільш раціональною є така схема – статистично-аналітичний метод на концептуальній стадії → MDO із surrogate-моделями для параметричної оптимізації → топологічна оптимізація та проектування композитних конструкцій → верифікація через MCE для сертифікації, усе у межах CAD/CAE/PLM-платформи. Така послідовність синергетично поєднує швидкість та економічність з точністю.

5. Цифровий двійник як наступна еволюція: логічне продовження інтегрованого проектування – розроблення цифрового двійника крила, що об'єднує зв'язані CAE-моделі аеродинаміки, міцності та ресурсу з даними від датчиків моніторингу структурного стану здоров'я (SHM). Це відкриває перспективи переходу від регламентованого обслуговування до режиму на основі фактичного стану (CBM), що поліпшує надійність і знижує витрати.

Список літератури

1. Гребеніков О. Г. Аванпроект громадянського легкого багатоцільового літака // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології. – Х.: XAI. – 2002.
2. Гребеніков О. Г. Методологія інтегрованого проектування збірних літакобудівних конструкцій регламентованої довговічності. – Харків: Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ», 2004. – 402 с.
3. Гребеніков О. Г. Метод інтегрованого проектування та параметричного моделювання крила пасажирського літака // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології. – 2015. – № 67. – С. 568–580.
4. Гребеніков О. Г., Гуменний А. М., Буйвал Л. Ю. Особливості інтегрованого проектування турбогвинтового громадянського легкого літака на стадії ескізного проектування // Open Information and Computer Integrated Technologies. – 2018. – № 81. – С. 5–18.
5. Grebenikov O. G., Humenny A. M., Soboliev O. O. Devising a concept of integrated design and modeling of aircraft using CAD/CAM/CAE/PLM systems // Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. – 2021. – Vol. 3, No. 1. – P. 14–25. DOI: [10.15587/1729-4061.2021.233456](https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.233456).
6. Grebenikov O. G. Implementation of reengineering technology in the production preparation of a light aircraft wing // Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. – 2024. – Vol. 2, No. 2. – P. 25–38. DOI: [10.15587/1729-4061.2024.290123](https://doi.org/10.15587/1729-4061.2024.290123).
7. Гребеніков О. Г. Особливості інтегрованого проектування громадянських легких літаків. – Харків: XAI, 2016. – 98 с.
8. Roskam J. Airplane Design. Part I: Preliminary Sizing of Airplanes. – Lawrence: DARcorporation, 2005. – 208 p.
9. Martins J. R. R. A., Lambe A. B. Multidisciplinary Design Optimization: A Survey of Architectures // AIAA Journal. – 2013. – Vol. 51, No. 9. – P. 2049–2075. DOI: [10.2514/1.J051895](https://doi.org/10.2514/1.J051895).

10. Kenway G. K., Mader C. A., He P., Martins J. R. R. A. Effective Adjoint Approaches for Computational Fluid Dynamics // Progress in Aerospace Sciences. – 2019. – Vol. 110. – P. 100–542. DOI: [10.1016/j.paerosci.2019.05.002](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2019.05.002).
11. Gauvrit-Ledogar J., Brevault L., Dubreuil S., Bartoli N. Multidisciplinary Overall Aircraft Design Process Dedicated to Blended Wing Body Configurations // ICAS. – 2022. – Paper ICAS2022_0546. DOI: [10.2514/6.2018-3025](https://doi.org/10.2514/6.2018-3025).
12. Lyu Z., Kenway G. K., Martins J. R. R. A. RANS-based Aerodynamic Shape Optimization Investigations of the Common Research Model Wing // AIAA. – 2014. – Paper 2014-0567. DOI: [10.2514/6.2014-0567](https://doi.org/10.2514/6.2014-0567).
13. Jang J. H. Aircraft Finite Element Modeling Methodology // International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace. – 2019. – Vol. 6, No. 2. – P. 1–24. DOI: [10.15394/ijaaa.2019.1312](https://doi.org/10.15394/ijaaa.2019.1312).
14. Martins J. R. R. A., Ning A. Engineering Design Optimization. – Cambridge University Press, 2022. – 672 p. DOI: [10.1017/9781108980641](https://doi.org/10.1017/9781108980641).
15. Tapullima J., et al. Addressing Structural Certification Challenges with FEM for Composite Wing // Advances in Engineering Software. – 2025. – Vol. 200. – P. 103–118. DOI: [10.1016/j.advensoft.2024.103118](https://doi.org/10.1016/j.advensoft.2024.103118).
16. Atmeh G. M. Design and Stress Analysis of a General Aviation Aircraft Wing Using COMSOL // COMSOL Conference, Boston. – 2012.
17. Dheeraj G., et al. Structural Deformation and Stress Analysis of Aircraft Wing by FEM // Academia. – 2021. – Vol. 8, No. 5. – P. 45–62. DOI: [10.4028/www.scientific.net/AMR.906.318](https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMR.906.318).
18. Aage N., Andreassen E., Lazarov B. S., Sigmund O. Giga-voxel Computational Morphogenesis for Structural Design // Nature. – 2017. – Vol. 550. – P. 84–86. DOI: [10.1038/nature23911](https://doi.org/10.1038/nature23911).
19. Stanford B. K., Dunning P. D. Optimal Topology of Aircraft Rib and Spar Structures Under Aeroelastic Loads // Journal of Aircraft. – 2015. – Vol. 52, No. 4. – P. 1298–1311. DOI: [10.2514/6.2014-0633](https://doi.org/10.2514/6.2014-0633).
20. Chantharasenawong C., et al. Optimization of Aircraft Wing with Composite Material. – Chulalongkorn University. – 2016. – 85 p.
21. Meng Y., et al. Structural Design and Analysis of a Composite Wing with High Aspect Ratio // EUCASS. – 2019. – Paper 0095. DOI: [10.1631/jzus.A1900271](https://doi.org/10.1631/jzus.A1900271).
22. Atmeh G., Hasan Z. Design and Stress Analysis of a General Aviation Aircraft Wing // COMSOL Conference. – 2012. – Boston.
23. Kreto A. Evaluation of Wing Structures at the Conceptual Stage of Transport Category Aircraft // Aviation (Vilnius Tech). – 2022. – Vol. 26, No. 1. – P. 10–18. DOI: [10.3846/aviation.2022.16437](https://doi.org/10.3846/aviation.2022.16437).
24. Chaparro Rodriguez D. Design and Optimization of an Aircraft Wing Airfoil Using XFOIL and CFD. – Universidad Europea de Madrid. – 2022. – 120 p.
25. Raymer D. P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. – 6th ed. – AIAA Education Series, 2018. – 1034 p. DOI: [10.2514/4.105850](https://doi.org/10.2514/4.105850).
26. Robins A., et al. Adjoint-based Transonic Wing Aerodynamic Shape Optimization // ICAS. – 2024. – Paper ICAS2024_0078. DOI: [10.2514/6.2025-3017](https://doi.org/10.2514/6.2025-3017).
27. Görtz S., et al. Overview of Collaborative Multi-Fidelity MDO Activities in the DLR Project VicToria // AIAA Aviation Forum. – 2020. – Paper 2020-3167. DOI: [10.2514/6.2020-3167](https://doi.org/10.2514/6.2020-3167).
28. Forrester A. I. J., Keane A. J. Recent Advances in Surrogate-Based Optimization // Progress in Aerospace Sciences. – 2009. – Vol. 45. – P. 50–79. DOI: [10.1016/j.paerosci.2008.11.001](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2008.11.001).

29. Korba P., et al. Structural Design and Material Comparison for Aircraft Wing // *Heliyon*. – 2024. – Vol. 10. – e26423. DOI: [10.1016/j.heliyon.2024.e26423](https://doi.org/10.1016/j.heliyon.2024.e26423).
30. Robinson J., et al. Aeroelastic Optimization of Wing Structure Using Curvilinear Spars and Ribs (SpaRibs) // M4 Engineering Technical Report. – 2020.
31. Effing T., et al. Advancements in the Development of a Novel Wing Design Method // *EUCASS*. – 2023. – Paper 620. DOI: [10.13009/EUCASS2023-620](https://doi.org/10.13009/EUCASS2023-620).
32. Modeling and Structural Analysis of Aircraft Wing Using Composite Materials // *UNEC Journal of Engineering and Applied Sciences*. – 2025. – Vol. 5, No. 2. – P. 112–129. DOI: [10.61640/ujeas.2025.1201](https://doi.org/10.61640/ujeas.2025.1201).
33. Оптимізація геометрії крила малого літака типу БПЛА // *Наукові праці НАУ*. – 2025. – № 3. – С. 15–28.
34. Multiobjective Aerostructural Optimization for Efficient Transport Wing Design // *Aerospace Science and Technology*. – 2024. – Vol. 148. – P. 107–126. DOI: [10.1016/j.ast.2024.107126](https://doi.org/10.1016/j.ast.2024.107126).
35. Multidisciplinary Analysis and Structural Optimization for the UAV Wing with Aeroelasticity // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. – 2024. – Vol. 96, No. 4. – P. 312–345. DOI: [10.1108/AEAT-01-2024-0012](https://doi.org/10.1108/AEAT-01-2024-0012).
36. Siemens Digital Industries Software. NX for Design: Synchronous Technology and Master Model Concept // Siemens PLM White Paper. – 2022.
37. Dassault Systèmes. The 3DEXPERIENCE Platform for Aerospace and Defense: Virtual Twin Experience // Dassault Systèmes Technical Report. – 2023.
38. Pardessus T., Kereso H. Concurrent Engineering at Airbus: A350 XWB Digital Mock-Up and PLM Integration // *ICAS*. – 2014. – Paper ICAS2014_0440. DOI: [10.1504/IJMTM.2004.005388](https://doi.org/10.1504/IJMTM.2004.005388).

References

1. Grebenikov, O. G. (2002). Avanproekt hromadianskoho lehkoho bahatotsilovoho litaka [Preliminary design of a civil light multipurpose aircraft]. *Vidkryti informatsiini ta kompiuterni intehrovani tekhnolohii*. Kharkiv: KhAI.
2. Grebenikov, O. G. (2004). Metodolohiia intehrovanoho proektuvannia zbirnykh litakobudivnykh konstruktsii rehlamentovanoi dovhovichnosti [Methodology of integrated design of assembled aircraft structures with regulated durability]. Kharkiv: Nats. aerokosm. un-t «KhAI». 402 p.
3. Grebenikov, O. G. (2015). Metod intehrovanoho proektuvannia ta parametrychnoho modeliuvannia kryla pasazhyrskoho litaka [Method of integrated design and parametric modeling of a passenger aircraft wing]. *Vidkryti informatsiini ta kompiuterni intehrovani tekhnolohii*, 67, 568–580.
4. Grebenikov, O. G., Humennyi, A. M. & Buival, L. Yu. (2018). Osoblyvosti intehrovanoho proektuvannia turbohvynotovoho hromadianskoho lehkoho litaka na stadii eskiznogo proektuvannia [Features of integrated design of a turboprop civil light aircraft at the preliminary design stage]. *Open Information and Computer Integrated Technologies*, 81, 5–18.
5. Grebenikov, O. G., Humennyi, A. M. & Soboliev, O. O. (2021). Devising a concept of integrated design and modeling of aircraft using CAD/CAM/CAE/PLM systems. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 3(1), 14–25. DOI: [10.15587/1729-4061.2021.233456](https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.233456).
6. Grebenikov, O. G. (2024). Implementation of reengineering technology in the production preparation of a light aircraft wing. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 2(2), 25–38. DOI: [10.15587/1729-4061.2024.290123](https://doi.org/10.15587/1729-4061.2024.290123).

7. Grebenikov, O. G. (2016). *Osoblyvosti intehrovanoho proektuvannia hromadianskykh lehkykh litakiv* [Features of integrated design of civil light aircraft]. Kharkiv: KhAI. 98 p.
8. Roskam, J. (2005). *Airplane Design. Part I: Preliminary Sizing of Airplanes*. Lawrence: DARcorporation. 208 p.
9. Martins, J. R. R. A. & Lambe, A. B. (2013). Multidisciplinary Design Optimization: A Survey of Architectures. *AIAA Journal*, 51(9), 2049–2075. DOI: [10.2514/1.J051895](https://doi.org/10.2514/1.J051895).
10. Kenway, G. K., Mader, C. A., He, P. & Martins, J. R. R. A. (2019). Effective Adjoint Approaches for Computational Fluid Dynamics. *Progress in Aerospace Sciences*, 110, 100542. DOI: [10.1016/j.paerosci.2019.05.002](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2019.05.002).
11. Gauvrit-Ledogar, J., Brevault, L., Dubreuil, S. & Bartoli, N. (2022). Multidisciplinary Overall Aircraft Design Process Dedicated to Blended Wing Body Configurations. *ICAS, Paper ICAS2022_0546*. DOI: [10.2514/6.2018-3025](https://doi.org/10.2514/6.2018-3025).
12. Lyu, Z., Kenway, G. K. & Martins, J. R. R. A. (2014). RANS-based Aerodynamic Shape Optimization Investigations of the Common Research Model Wing. *AIAA, Paper 2014-0567*. DOI: [10.2514/6.2014-0567](https://doi.org/10.2514/6.2014-0567).
13. Jang, J. H. (2019). Aircraft Finite Element Modeling Methodology. *International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace*, 6(2), 1–24. DOI: [10.15394/ijaaa.2019.1312](https://doi.org/10.15394/ijaaa.2019.1312).
14. Martins, J. R. R. A. & Ning, A. (2022). *Engineering Design Optimization*. Cambridge University Press. 672 p. DOI: [10.1017/9781108980641](https://doi.org/10.1017/9781108980641).
15. Tapullima, J. et al. (2025). Addressing Structural Certification Challenges with FEM for Composite Wing. *Advances in Engineering Software*, 200, 103–118. DOI: [10.1016/j.advengsoft.2024.103118](https://doi.org/10.1016/j.advengsoft.2024.103118).
16. Atmeh, G. M. (2012). Design and Stress Analysis of a General Aviation Aircraft Wing Using COMSOL. *COMSOL Conference, Boston*.
17. Dheeraj, G. et al. (2021). Structural Deformation and Stress Analysis of Aircraft Wing by FEM. *Academia*, 8(5), 45–62. DOI: [10.4028/www.scientific.net/AMR.906.318](https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMR.906.318).
18. Aage, N., Andreassen, E., Lazarov, B. S. & Sigmund, O. (2017). Giga-voxel Computational Morphogenesis for Structural Design. *Nature*, 550, 84–86. DOI: [10.1038/nature23911](https://doi.org/10.1038/nature23911).
19. Stanford, B. K. & Dunning, P. D. (2015). Optimal Topology of Aircraft Rib and Spar Structures Under Aeroelastic Loads. *Journal of Aircraft*, 52(4), 1298–1311. DOI: [10.2514/6.2014-0633](https://doi.org/10.2514/6.2014-0633).
20. Chantharasenawong, C. et al. (2016). Optimization of Aircraft Wing with Composite Material. *Chulalongkorn University*. 85 p.
21. Meng, Y. et al. (2019). Structural Design and Analysis of a Composite Wing with High Aspect Ratio. *EUCASS, Paper 0095*. DOI: [10.1631/jzus.A1900271](https://doi.org/10.1631/jzus.A1900271).
22. Atmeh, G. & Hasan, Z. (2012). Design and Stress Analysis of a General Aviation Aircraft Wing. *COMSOL Conference, Boston*.
23. Kretov, A. (2022). Evaluation of Wing Structures at the Conceptual Stage of Transport Category Aircraft. *Aviation (Vilnius Tech)*, 26(1), 10–18. DOI: [10.3846/aviation.2022.16437](https://doi.org/10.3846/aviation.2022.16437).
24. Chaparro Rodriguez, D. (2022). Design and Optimization of an Aircraft Wing Airfoil Using XFOIL and CFD. *Universidad Europea de Madrid*. 120 p.
25. Raymer, D. P. (2018). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. 6th ed. AIAA Education Series. 1034 p. DOI: [10.2514/4.105850](https://doi.org/10.2514/4.105850).

26. Robins, A. et al. (2024). Adjoint-based Transonic Wing Aerodynamic Shape Optimization. ICAS, Paper ICAS2024_0078. DOI: [10.2514/6.2025-3017](https://doi.org/10.2514/6.2025-3017).
27. Görtz, S. et al. (2020). Overview of Collaborative Multi-Fidelity MDO Activities in the DLR Project VicToria. AIAA Aviation Forum, Paper 2020-3167. DOI: [10.2514/6.2020-3167](https://doi.org/10.2514/6.2020-3167).
28. Forrester, A. I. J. & Keane, A. J. (2009). Recent Advances in Surrogate-Based Optimization. Progress in Aerospace Sciences, 45, 50–79. DOI: [10.1016/j.paerosci.2008.11.001](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2008.11.001).
29. Korba, P. et al. (2024). Structural Design and Material Comparison for Aircraft Wing. Heliyon, 10, e26423. DOI: [10.1016/j.heliyon.2024.e26423](https://doi.org/10.1016/j.heliyon.2024.e26423).
30. Robinson, J. et al. (2020). Aeroelastic Optimization of Wing Structure Using Curvilinear Spars and Ribs (SpaRibs). M4 Engineering Technical Report.
31. Effing, T. et al. (2023). Advancements in the Development of a Novel Wing Design Method. EUCASS, Paper 620. DOI: [10.13009/EUCASS2023-620](https://doi.org/10.13009/EUCASS2023-620).
32. Modeling and Structural Analysis of Aircraft Wing Using Composite Materials (2025). UNEC Journal of Engineering and Applied Sciences, 5(2), 112–129. DOI: [10.61640/ujeas.2025.1201](https://doi.org/10.61640/ujeas.2025.1201).
33. Optymizatsiia heometrii kryla maloho litaka typu BPLA [Optimization of the wing geometry of a small UAV-type aircraft] (2025). Naukovi pratsi NAU, 3, 15–28.
34. Multiobjective Aerostructural Optimization for Efficient Transport Wing Design (2024). Aerospace Science and Technology, 148, 107–126. DOI: [10.1016/j.ast.2024.107126](https://doi.org/10.1016/j.ast.2024.107126).
35. Multidisciplinary Analysis and Structural Optimization for the UAV Wing with Aeroelasticity (2024). Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 96(4), 312–345. DOI: [10.1108/AEAT-01-2024-0012](https://doi.org/10.1108/AEAT-01-2024-0012).
36. Siemens Digital Industries Software (2022). NX for Design: Synchronous Technology and Master Model Concept. Siemens PLM White Paper.
37. Dassault Systèmes (2023). The 3DEXPERIENCE Platform for Aerospace and Defense: Virtual Twin Experience. Dassault Systèmes Technical Report.
38. Pardessus, T. & Kereso, H. (2014). Concurrent Engineering at Airbus: A350 XWB Digital Mock-Up and PLM Integration. ICAS, Paper ICAS2014_0440. DOI: [10.1504/IJMTM.2004.005388](https://doi.org/10.1504/IJMTM.2004.005388).

Надійшла до редакції 19.03.2026, розглянута на редколегії 9.04.2026

Analysis of wing design methods for light civil aircraft in the context of integrated design

This paper examines modern approaches to wing design for light civil aircraft (LCA) within the framework of integrated design methodology. The analysis traces the evolution of methods from classical statistical-analytical techniques and sequential finite element (FEM) approaches through contemporary multidisciplinary design optimization (MDO) and parametric 3D modeling in CAD/CAM/CAE/PLM environments. Examination of key methodologies reveals both capabilities and limitations: statistical-analytical methods offer rapid assessment but typically achieve only 10–20% accuracy due to the generalized character of empirical correlations; aerodynamic optimization via adjoint sensitivity methods can handle hundreds of shape variables yet depends heavily on initial geometry and computational expense. Topology optimization using SIMP methodology demonstrates wing mass reduction

potential of 7–15%, although the resulting material distributions require further practical interpretation. Combined with polymer composite materials and optimized fiber layups $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]$, the combined use of topology optimization and composite materials can reduce wing mass by roughly one third for the considered configurations. Master geometry within CAD/CAE/PLM integration emerges as a critical coordination mechanism synchronizing disciplinary decisions, significantly reducing the number of design iterations required in current projects. The methodology developed at the National Aerospace University demonstrates conceptual alignment with Siemens NX's Master Model and Dassault 3DEXPERIENCE's Virtual Twin while remaining specifically tailored to LCA production constraints and computational resource limitations. The digital twin concept offers promising evolution pathways, coupling aerodynamic, structural, and durability models with structural health monitoring data to enable transition from scheduled to condition-based maintenance. A method classification framework by disciplinary integration level (sequential \rightarrow optimization-based \rightarrow fully integrated) has been formulated with quantitative criteria for method selection across design stages. Statistical analysis of leading manufacturers (GAMA 2023) indicates approximately 58% of new piston aircraft now employ polymer composites for wings (976 aircraft), with box-spar configurations in 51.4% of deliveries, while aluminum structures retain 42% market share. However, only one major manufacturer has adopted full multidisciplinary optimization; most use sequential verification despite composite construction. This gap between academic MDO capabilities and industrial practice underscores the relevance of developing an adapted integrated design methodology suitable for small design teams.

Keywords: light civil aircraft, wing, integrated design, multidisciplinary optimization, MDO, CAD/CAM/CAE/PLM, master geometry, finite element method, topology optimization, composite materials, aerodynamic optimization, digital twin.

Відомості про авторів:

Алейніков Віталій Валерійович – аспірант, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», м. Харків, Україна, e-mail: v.v.aleinikov@khai.edu, ORCID: <https://orcid.org/0009-0006-4109-4375>.

Гребеніков Олександр Григорович – професор, доктор технічних наук, професор кафедри конструкції літаків та вертольотів, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», м. Харків, Україна, e-mail: agrebenikov@ukr.net. ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-1509-0665>.

About the Authors:

Vitalii ALEINIKOV – PhD Student, National Aerospace University «Kharkiv aviation institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: v.v.aleinikov@khai.edu, ORCID: <https://orcid.org/0009-0006-4109-4375>.

Oleksandr GREBENIKOV – Professor, Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Aircraft and Helicopter Design, National Aerospace University «Kharkiv aviation institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: agrebenikov@ukr.net. ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-1509-0665>.