

УДК 533.6.011

О.В. Кузьменко

ОПТИМІЗАЦІЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ АЕРОДИНАМІЧНОГО КОМПОНУВАННЯ ЛІТАКА ЗІ ЗЧЛЕНОВАНИМ ТАНДЕМНИМ КРИЛОМ

НАУ, кафедра аеродинаміки та льотної експлуатації

Розглянуто особливості задачі оптимізації літака зі зчленованим тандемним крилом і підходи до розв'язання аналогічних задач. Наведено структурну схему математичної моделі літака зі зчленованим тандемним крилом.

Вступ

Літак зі зчленованим тандемним крилом – це літак тандемної схеми, крила якого близькі за площами та видовженнями і з'єднуються на кінцях за допомогою обтічників чи допоміжних аеродинамічних поверхонь, зокрема, кінцевих шайб, крилець (рис. 1).

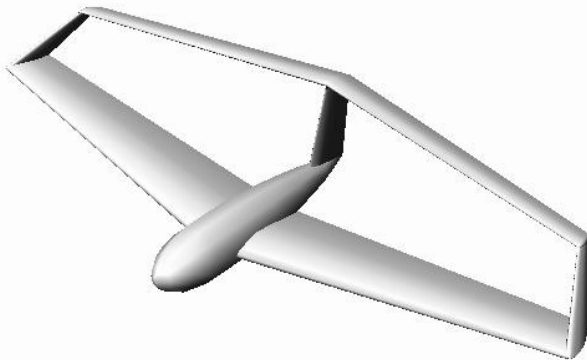


Рис. 1. Літак зі зчленованим тандемним крилом

Уперше ця концепція була реалізована на початку двадцятих років двадцятого століття в планері Платца. Надалі зчленоване крило використовувалося в аеродинамічних компонуваннях деяких легких та надлегких літаків, у т.ч. безпілотних [1–5].

Однак із публікацій про історію створення таких літаків і з аналізу їх конструкцій, зокрема, з факту незмінності за розмахом крила хорди, відносної товщини та профілювання крил, випливає, що конструктори цих літаків, визначаючи їх параметри і характеристики, керувались, переважно, результатами досліджень аеродинамічних характеристик зчленованого тандемного крила, геометричні параметри якого визначалися здебільшого інтуїтивно. При цьому оптимізація геометричних параметрів зводилася до підбору таких їх значень, які б забезпечували стійкість і керованість літака.

Оптимізація геометричних параметрів аеродинамічного компонування літака зі зчленованим тандемним крилом дала б можливість повніше реалізувати притаманні йому переваги перед літаками класичної схеми [2]:

- меншу масу конструкції;
- більшу міцність;
- менший індуктивний опір;
- оптимальний з погляду правила площин розподіл поперечних перерізів;
- більше значення максимальної піднімальної сили з урахуванням втрат на балансування;
- менші змочувану площу і шкідливий опір;
- можливість безпосереднього керування піднімальною силою;
- можливість безпосереднього керування бічною силою;
- кращі стійкість та керованість.

Для обмеження задачі оптимізації аеродинамічного компонування оптимізацією геометричних параметрів несучої системи вважатимемо, що відомі характеристики силової установки літака. Таке припущення зумовлено поступовим скороченням номенклатури авіаційних двигунів унаслідок їх ускладнення та зростання витрат на їх проектування і тим фактом, що здебільшого літак проектується під конкретний двигун.

Припущення, що відомі властивості матеріалів, з яких складатиметься конструкція літака, зумовлено відносною незмінністю використовуваних конструкційних матеріалів у рамках постійної технологічної бази виробництва.

Припущення, що геометрія і вага фюзеляжу визначаються габаритами й вагою корисного навантаження та лишаються сталими в процесі оптимізації, базується на інформації про те, що 20–30% ваги фюзеляжу припадає на шпангоути та технологічні з'єднання, маса яких мало залежить від розподілу навантажень за довжиною фюзеляжу, а вага панелей фюзеляжу значною мірою зумовлена конструктивним фактором, що також послаблює вплив переміщення вузлів кріплення крил у процесі оптимізації.

Припущення, що геометрія кіля визначається конструктивною схемою літака та вимогою забезпечити його достатню шляхову стійкість, базується на відносній сталості параметрів кілів літаків однакового призначення в широкому діапазоні злітних мас.

Огляд підходів до оптимізації компоновання літака зі зчленованим тандемним крилом

З математичного погляду оптимум – це точка, або місце точок на гіперповерхні в обмеженому n -вимірному просторі (n – кількість змінних проектування), де критерій оцінки (функція мети) набуває екстремального значення.

Оптимум з технічного погляду (так зване „раціональне рішення”) або збігається з математичним оптимумом, або знаходиться в такій його околиці, що значення функції мети відрізняється від екстремального на величину, меншу встановлених допустимих відхилень [6]. При цьому функція мети суттєво відрізняється залежно від призначення літака, компоновання якого оптимізується, та висунутих до нього вимог.

Так, критерієм оптимальності може слугувати величина, яка характеризує паливну ефективність літака, наприклад, питоми кілометрові або годинні витрати палива:

$$\bar{q}_{\text{єі}} = \frac{mC_{\text{ієд}}}{KV};$$

$$\bar{q}_{\text{аіа}} = \frac{mC_{\text{ієд}}}{K},$$

де $\bar{q}_{\text{аіа}}$ – годинні витрати палива; m – маса літака; $C_{\text{пит}}$ – питоми годинні витрати палива (вага витраченого палива, віднесена до тяги двигуна та часу, за який паливо було витрачено); K – аеродинамічна якість літака; $\bar{q}_{\text{єі}}$ – кілометрові витрати палива; V – швидкість польоту.

Якщо в завданні на проектування літака вказано, що бажано досягнути максимального значення якоїсь з характеристик (дальності, часу баражування, маси корисного навантаження тощо), доцільно перейти від відносних значень типу кілометрових чи годинних витрат палива до абсолютних та застосувати як критерії оптимальності функцій, до складу яких належать різні льотні дані літака, наприклад, відносна годинна продуктивність:

$$\bar{\Pi} = \frac{L_{\text{тд}} m_{\text{єіі}}}{t_{\text{д}} m_{\text{цє}}} = V_{\text{д}} \bar{m}_{\text{єіі}},$$

де $L_{\text{пр}}$ – дальність польоту; $\bar{m}_{\text{єіі}}$ – маса комерційного навантаження; $t_{\text{р}}$ – тривалість рейсу; $m_{\text{зл}}$ – злітна вага літака [7].

Функцією мети також може бути маса конструкції, яку треба мінімізувати, виконавши інші вимоги технічного завдання (маса корисного навантаження, дальність тощо). До переважної більшості формул, за якими розраховується функція мети, належить безпосередньо або опосередковано – маса літака.

При цьому значну частину маси літака (30–70%) складає маса його конструкції.

Однак розширення діапазону значень змінних проектування, визначене вимогами пошуку оптимальної їх комбінації, призводить або до суттєвого зниження точності розрахунків маси конструкції за ваговими формулами, або до розривності похідних ваги за змінними проектування внаслідок ступінчастої зміни статистичних коефіцієнтів чи переходу до застосування інших вагових формул [8].

Отже, і функція мети в загальному вигляді не може вважатись однозначно заданою аналітично, безперервною та диференційованою за всіма змінними. Наразі у проектних організаціях відпрацьовані на практиці декілька підходів до розв’язання задач оптимізації компоновань літака [6; 9–11]:

- класичну оптимізацію;
- декомпозицію системи;
- аналіз чутливості;
- метод Тагучі.

Класична оптимізація передбачає ітеративне наближення до оптимуму згідно з обраним методом, починаючи з неоптимальної точки простору змінних проектування, в якій забезпечується виконання всіх обмежень. При цьому змінні проектування не видокремлюються за ступенем їх пов’язаності між собою чи за належністю до різних структурних елементів [12–15].

Недоліком класичної оптимізації є те, що кожна ітерація супроводжується великим обсягом обчислень (обчислення функції мети та перевірка виконання обмежень в одній чи кількох точках простору змінних проектування).

З урахуванням того, що в загальному вигляді функція мети в задачах оптимізації компоновань літака є нелінійною та не завжди має аналітичне вираження і невідомо, чи є вона безперервною і диференційованою за всіма змінними проектування, найбільш придатними методами оптимізації є методи нелінійного програмування, базовані на використанні випадкових значень незалежних змінних при визначенні напрямку руху до екстремуму (методи випадкового пошуку).

Декомпозиція системи передбачає поділ системи на окремі підсистеми меншої розмірності, оптимізація яких може здійснюватись окремо, паралельно або послідовно.

Поділ на підсистеми та розподіл змінних проектування за підзадачами відбувається здебільшого за ознакою належності змінних і підзадачі до аеродинаміки, міцності, аеропружності, стійкості тощо або до одного структурного елементу (крила, оперення тощо). Декомпозиція дозволяє використовувати класичні методи для оптимізації великих систем, в яких кількість змінних проектування значно перевищує критичну для застосованого методу величину.

Аналогічно декомпозиція дозволяє використовувати для оптимізації великих систем підхід, який ґрунтується на аналізі чутливості. Однак у деяких випадках зв'язок між змінними проектування такий тісний, що розбиття на підзадачі утруднено або неможливо. Аналіз чутливості, окремим випадком якого є метод градієнтів злітної ваги, полягає в тому, що система, яку треба оптимізувати, розглядається як сукупність взаємопов'язаних підзадач, можливо визначених за допомогою декомпозиції.

Кожна підзадача розглядається як чорний ящик з набором незалежних параметрів на вході і відповідним набором параметрів на виході. У процесі використання методу спочатку визначається взаємний вплив різних галузей у рамках системи, потім вплив вхідних змінних проектування на кожен з галузей при „заморожених” інших змінних. На підставі отриманих даних обчислюють похідні чутливості системи (system sensitivity derivatives), які фактично є градієнтами функції мети з кожної зі змінних проектування і які лишаються незмінними протягом кількох ітерацій. Використання цих градієнтів для оцінки реакції системи на зміну вхідних параметрів замість прямого обчислення функції мети значно скорочує обсяг розрахунків. У разі значної нелінійності функції мети перевага може бути знівельована необхідністю частого повторного обчислення градієнтів системи.

Метод Тагучі є методом планування експерименту (design of experiments), який дозволяє, використовуючи розроблену Тагучі (Genichi Taguchi) систему табульованих планів, оцінити максимальну кількість головних ефектів (впливів змінних на функцію мети) за допомогою мінімальної кількості дослідів (обчислень функції мети в точках простору змінних проектування). При цьому ігноруються взаємодії другого і вищого порядків, а вплив неконтрольованих параметрів ураховується шляхом оцінки співвідношення „сигнал-шум”. Шум – реакція системи на зміну неконтрольованих параметрів. Сигнал – реакція системи на зміну контрольованих параметрів. Метою методу є мінімізація квадратів відхилень функції мети від її оптимального значення. При цьому оптимум, визначений за методом Тагучі з урахуванням шуму, може дещо відрізнятись від оптимуму, визначеному іншими методами, які не враховують збурюючих факторів.

З урахуванням того, що обчислення функції мети, попри зростання потужності обчислювальної техніки, все ще потребує значної кількості машинного часу, доцільним є застосування методів, або їх комбінації, які б забезпечили пошук оптимального значення параметрів за найменшою кількістю обчислень функції мети.

Структура математичної моделі літака зі зчленованим тандемним крилом

Розв'язання поставленої задачі можливе лише за умови обчислення функції мети в будь-якій точці простору змінних проектування.

Аеродинамічні характеристики літака зі зчленованим тандемним крилом і необхідні перерізи силових елементів його конструкції можуть бути визначені за допомогою програм, в яких використовується метод скінченних елементів, наприклад, пакет ANSYS з модулем гідрогазодинамічного аналізу FLOTRAN. Після чого на основі даних про перерізи силових елементів за функціональними формулами може бути розрахована маса конструкції літака.

На підставі даних про аеродинамічні характеристики літака та масу його конструкції при заданих характеристиках силової установки можна обчислити значення функції мети за простими формулами.

Отже, програмний комплекс, який реалізує математичну модель літака зі зчленованим тандемним крилом, матиме структуру зображену на рис. 2.



Рис. 2. Структурна схема програмного комплексу

Розмірність задачі

Якщо задано профілі крил за умови, що кінцева аеродинамічна поверхня, яка з'єднує кінці крил, набирається з симетричних профілів і геометрично не закручена, аеродинамічне компонування літака зі зчленованим тандемним крилом, достатньо повно описується сукупністю таких геометричних параметрів:

- площі переднього S_F і заднього S_R крила;
- видовження переднього λ_F і заднього λ_R крила (рис. 3);
- звуження переднього η_F і заднього η_R крила;
- стрілоподібність переднього χ_F і заднього χ_R крила за передньою кромкою;
- кут поперечного V переднього ψ_F і заднього крила ψ_R ;
- відстань ΔX , ΔY по осях X і Y між точками кореневих хорд переднього і заднього крила;
- групи параметрів, які характеризують закони розподілу кутів установки $\varphi_{Fi}(\bar{z})$, $\varphi_{Ri}(\bar{z})$, товщин $\bar{c}_{Fi}(\bar{z})$, $\bar{c}_{Ri}(\bar{z})$ та увігнутостей $\bar{f}_{Fi}(\bar{z})$, $\bar{f}_{Ri}(\bar{z})$ профілів переднього і заднього крила за їх відносними розмахами.

У випадку, коли закони розподілу параметрів профілів за розмахом $\varphi(\bar{z})$, $\bar{c}(\bar{z})$, $\bar{f}(\bar{z})$ задаються у вигляді поліномів:

$$f(\bar{z}) = a_0 + a_1\bar{z} + a_2\bar{z}^2 + \dots + a_n\bar{z}^n,$$

де $\bar{z} = 2z/l$ – відносний розмах, на якому розташовано цей переріз i -го крила.

Якщо для завдання закону розподілу використовується поліном другого ступеня, кількість змінних в кожній групі дорівнюватиме 3, а загальна кількість змінних (розмірність задачі) дорівнюватиме 30.

Отже, з урахуванням відсутності однозначного аналітичного вираження функції мети через перераховані геометричні параметри розмірність задачі перевищує допустиму для методів класичної оптимізації.

Варіант декомпозиції задачі

За критерієм належності до елементів аеродинамічного компонування змінні можна віднести до трьох груп параметрів, що характеризують:

- геометрію зчленованого тандемного крила в цілому: площі переднього і заднього крила S_F , S_R , їх видовження λ_F , λ_R , звуження η_F , η_R , кути стрілоподібності χ_F , χ_R та кути поперечного "V" ψ_F , ψ_R , ΔX , ΔY ;
- розподіл геометричних характеристик профілів переднього крила за його розмахом: \bar{c}_{F0} , \bar{c}_{F1} , \bar{c}_{F2} , \bar{f}_{F0} , \bar{f}_{F1} , \bar{f}_{F2} , φ_{F0} , φ_{F1} , φ_{F2} ;
- розподіл геометричних характеристик профілів заднього крила за розмахом останнього: \bar{c}_{R0} , \bar{c}_{R1} , \bar{c}_{R2} , \bar{f}_{R0} , \bar{f}_{R1} , \bar{f}_{R2} , φ_{R0} , φ_{R1} , φ_{R2} .

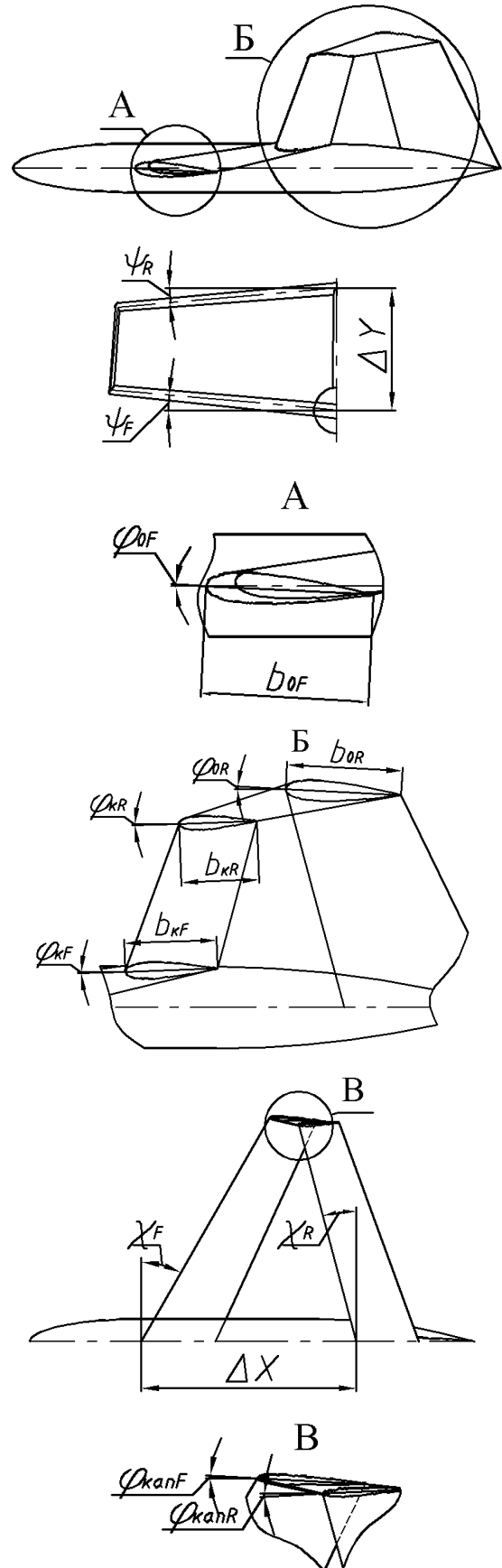


Рис. 3. Параметри, які описують геометрію літака зі зчленованим тандемним крилом

Параметри першої групи мають визначальний вплив на аеродинамічні характеристики літака та геометричну сумісність його компоновання [6]. Параметри другої та третьої груп впливають на формування поля скосів потоку переднім крилом, яке значною мірою визначає характер обтікання заднього крила.

Вплив заднього крила на характер обтікання переднього значно менший і має тенденцію до послаблення з віддаленням крил одне від одного [7]. Тому вплив параметрів другої та третьої груп на аеродинамічні характеристики літака не є рівнозначним – параметри другої групи впливають сильніше.

Отже, доцільно є розділити задачу оптимізації аеродинамічного компоновання літака на три підзадачі меншої розмірності:

- оптимізація загальної геометрії літака (перша група параметрів, дванадцять змінних);
- оптимізація профілювання та скручування переднього крила (друга група параметрів, дев'ять змінних);
- оптимізація профілювання та скручування заднього крила (третья група параметрів, дев'ять змінних).

При цьому порядок розв'язання зазначених підзадач визначається рівнем впливу змінних цих підзадач на аеродинамічні характеристики літака.

Кожній ітерації оптимізаційного процесу в рамках підзадачі оптимізації загальної геометрії відповідатиме вирішення підзадачі оптимізації профілювання та скручування переднього крила, а кожній ітерації підзадачі оптимізації профілювання та скручування переднього крила – вирішення підзадачі оптимізації профілювання та скручування заднього крила.

Отже, алгоритм розв'язання задачі оптимізації аеродинамічного компоновання літака являтиме собою сукупність вкладених оптимізаційних циклів. При цьому розмірність підзадач дозволить використати для їх розв'язання методи випадкового пошуку. Запропонований варіант декомпозиції задачі не враховує впливу геометричних параметрів на вагу конструкції, а також обмежень, які накладаються вимогами забезпечення аеропружності, і потребує подальшого дослідження.

Висновок

Розглянуто особливості задачі оптимізації геометричних параметрів аеродинамічного компоновання літака зі зчленованим тандемним крилом, можливі підходи до розв'язання розглянутої задачі, структуру програмного комплексу, який би реалізував математичну модель літака зі зчленованим тандемним крилом, та наведено один з варіантів застосування декомпозиції для розв'язання розглянутої задачі методами випадкового пошуку.

Література

1. *Бауэрс П.* Летательные аппараты нетрадиционных схем. – М.: Мир, 1991. – 320 с.
2. *Волкович Дж.* Комбинации крыльев прямой и обратной стреловидности. Обзор // *Аэрокосмическая техника.* – №11. – 1986. – С. 23–46.
3. *Jane's all the world aircraft.* – 1986, 539 p.; 1987, 540 p.; 1988, 505 p.; 1989, 520 p.; 2001, 568 p.; 2002, 686 p.
4. *Unmanned Vehicles Handbook 2004.* – The Shepard Press, 2004.
5. <http://daraaviation.com>
6. *Проектирование самолетов / А.А. Бадягин, С.М. Егер, В.Ф. Мишин и др.* – М.: Машиностроение, 1972. – 516 с.
7. *Петров А.В.* Расчет аэродинамического взаимодействия несущих поверхностей. – М.: ЦАГИ, 1982. – 24 с.
8. *Шейнин В.М., Козловский В.И.* Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. – М.: Машиностроение, 1977. – 344 с.
9. *Реклейтис Г., Рейвиндран А., Рэгсдел К.* Оптимизация в технике. – В 2 кн. – М.: Мир, 1986.
10. *Olds J.* The suitability of selected multidisciplinary design and optimization techniques to conceptual aerospace vehicle design AIAA 92-4791, 1992.
11. <http://www.statsoft.ru/home/textbook/default.htm>
12. *Лэсдон Л.* Оптимизация больших систем / Пер. с англ. – М.: Наука, 1975. – 432 с.
13. *Югов О.К., Селиванов О.Д.* Основы интеграции самолета и двигателя. – М.: Машиностроение, 1989. – 304с.
14. *Hajeda P., Chen J.L.* Optimum structural sizing of conventional cantilever and joined wing configurations using equivalent beam models, AIAA 86-2653, 1986.
15. *Selberg B.P., Cronin D.L.* Aerodynamic-Structural Optimization of Positive/Negative Stagger Joined Wing Configuration, AIAA 86-2626, 1986.

Стаття надійшла до редакції 15.12.05.

Рассмотрены особенности задачи оптимизации самолета с сочлененным тандемным крылом и подходы к решению аналогичных задач. Приведена структурная схема математической модели самолета с сочлененным тандемным крылом.

The features of a task of optimization of the plane with unmanned completely wing are considered the existing approaches the block diagram of mathematical model of the plane with unmanned completely wing is given in the decision of similar tasks.