

УДК 629.78

¹С.В. Павлова, канд. техн. наук
²С.Г. Оснач**АНАЛІТИКО-ГЕОМЕТРИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ЛІТАКА**¹Національний авіаційний університет, e-mail: psv@nau.edu.ua²НАУ, кафедра авіоніки

Запропоновано аналітико-комп'ютерний метод моделювання літаків, який дозволить на стадії проектування прогнозувати аеродинамічні характеристики літака залежно від конфігураційної схеми літака.

Вступ

Забезпечення комфорту та безпеки польотів у широкому діапазоні швидкостей і висот польотів – один із найважливіших компонентів проектування літаків. Це досягається за рахунок удосконалення динамічних характеристик літаків, серед яких важливе місце займає керованість.

Підвищення керованості робить літальний апарат (ЛА) економнішим, надає змогу використовувати розроблений літак більш раціонально, універсально та різнобічно в будь-яких сферах, що потребують застосування авіації, й одночасно розширюють ці сфери. Від усього цього в підсумку залежить комерційна успішність літака – суттєвий аргумент в умовах ринкових відносин.

Цілком зрозуміла важливість відповідності закладених у проєкті аеродинамічних характеристик новоствореного ЛА отримуваним згодом на практиці. Втім, такий ЛА часто має аеродинамічні характеристики, що суттєво відрізняються від проєктних. Окрім того, аеродинамічні характеристики нового ЛА не залишаються сталими – вони змінюються в процесі його експлуатації: після декількох посадок коефіцієнти сил та моментів ЛА починають значно відрізнятися від попередніх. Це негативно позначається на керованості літака.

Оскільки літак є суб'єктом повітряного руху, тому в контексті підвищення безпеки авіаційних перевезень потрібно зважати на взаємодію таких суб'єктів, тобто на керування повітряним рухом у цілому. На сьогодні повітряному рухові притаманний високий рівень хаотичності та спонтанності. Це пов'язано, насамперед, із недостатньою керованістю суб'єктами повітряного руху та обмеженими можливостями щодо організації повітряного руху в єдиний системно керований процес.

Отже, актуальні питання сьогодення такі:

- потреба у підвищенні керованості ЛА;
- виключення (або принаймні зменшення) елемента випадковості, властивого процесу проектування ЛА, тобто досягнення вищого рівня прогнозованості аеродинамічних характеристик ЛА на стадії розроблення;

- забезпечення сталості аеродинамічних характеристик ЛА під час експлуатації;
- удосконалення процесу керування повітряним рухом.

Зв'язок з важливими практичними і науковими завданнями

Наукова та практична значущість вирішення проблеми аналітичного обчислення аеродинамічних характеристик розроблюваних літаків на етапі проектування визначається тим, що вона є складовою сучасної концепції розвитку аеронавігаційного простору (проєкт RIO-99 CNS/ATM System) та виконується в рамках державної науково-дослідної роботи з теоретичних досліджень та методу синтезу гарантованого управління нелінійними ергатичними системами аеронавігаційного призначення за наявності конфліктів.

Практичне значення полягає в тому, що впровадження аналітично-комп'ютерного методу моделювання аеродинамічних характеристик ЛА дозволить істотно підвищити безпеку польотів, а також створювати принципово нові типи авіаційних транспортних засобів.

Сучасні тенденції розв'язання висунутих завдань

Традиційний підхід до вирішення зазначених завдань – удосконалення алгоритмів та систем керування літаком, оптимізація стаціонарної геометричної конфігурації літака, прогресивний – проектування літаків зі змінюваною геометричною конфігурацією (технологія CCV). Цей підхід відкриває більш широкі можливості підвищення керованості та може застосовуватись паралельно з традиційним підходом. Різним етапам польоту відповідають різні аеродинамічні конфігурації літаків. Літаки зі сталою конфігурацією мають відповідно усереднені значення аеродинамічних характеристик, тобто на жодному етапі польоту вони не матимуть оптимальних аеродинамічних характеристик. Літаки ж, побудовані за технологією CCV, можуть змінювати конфігурацію, оптимізуючи її відповідно до умов польоту і, як наслідок, отримувати кращі аеродинамічні характеристики на кожному режимі польоту.

Розбіжність між проєктованими (бажаними) і реальними аеродинамічними характеристиками літака багато років полягала передусім у відсутності методичної бази проєктування та обмеженості апаратних і програмних можливостей.

На сьогодні існує загалом опрацьована перевірена методика приблизного теоретичного обчислення аеродинамічних характеристик розроблюваного ЛА на стадії проєктування за його геометричними параметрами. Проєктований літак умовно розглядається як сукупність відокремлених один від одного елементів (фюзеляж, крило, хвостове оперення), аеродинамічні характеристики яких обчислюються окремо, а потім враховується інтерференція цих елементів. Послугуючись цією методикою, можна визначити коефіцієнти сил і моментів, що діють на літак. Таким чином, можна говорити про створення достовірної математичної моделі проєктованого ЛА, тобто про визначення аеродинамічних характеристик ЛА за геометричними параметрами на стадії проєктування.

Сталість аеродинамічних характеристик літака досягається застосуванням новітніх матеріалів і сучасних технологій виробництва. Але такий підхід тільки зменшує масштабність проблеми поступової зміни аеродинамічних характеристик ЛА під час експлуатації, не усуваючи її остаточно.

У контексті підвищення керованості слід окремо торкнутися проблем упровадження нових стандартів керування повітряним рухом – системи CNS/ATM (Communication Navigation Surveillance/Air Traffic Management). Суть CNS/ATM полягає у перерозподілі функцій керування літаком. Це керування фактично здійснюватимуть наземні служби за допомогою всіх наявних навігаційних засобів, насамперед, супутникових, чи наданням необхідних директив і рекомендацій пілотові або за рахунок гнучкого перерозподілу за концепцією віртуальних функціональних систем ресурсів наземної, супутникової, радіолокаційної та бортової систем забезпечення польоту. При цьому у пілота має зберегтися відчуття повної керованості літака з повітря. Такий підхід дозволить досягти якісно вищих рівнів упорядкованості повітряного простору та системності керування повітряним рухом, значно знизити вплив людського чинника, а також суттєво зменшити кількість розміщеного на літаку обладнання та устаткування, передусім, навігаційного [1; 2].

Але застосування цього підходу має певні перешкоди, одна з яких така: для перерозподілу функцій керування літаком наземні пункти керування повинні мати змогу здійснювати керування усіма можливими типами ЛА в кожній окремій льотній ситуації.

Це потребує створення потужної комп'ютерної бази даних для всіх типів літаків. Це ще один аспект проблеми керованості ЛА, але в ракурсі доступності керування будь-яким ЛА з наземного пункту керування.

Невирішена частина проблеми

Літак зі змінюваною конфігурацією більш керований порівняно зі звичайним літаком, а отже, і більш надійний та універсальний.

Однак, не зважаючи на це, технологію CCV застосовують мало і переважно на військових літаках. Здебільшого зміна конфігурації обмежується зміною стрілоподібності крила.

Застосування технології CCV гальмує обмеженість технічних можливостей зміни конфігурації літака, а інколи й економічна доцільність. Але головна причина, що стримує застосування цієї технології на сучасних літаках – недостатнє розвинення алгоритмів та систем керування.

Основою для вирішення цієї проблеми може бути аналітико-геометрична модель ЛА, що ґрунтується на взаємозалежності геометричних параметрів та аеродинамічних характеристик ЛА та дозволяє розв'язувати дві задачі:

- визначення аеродинамічних характеристик літака за його геометричними параметрами;
- визначення необхідної геометричної конфігурації літака за заданими аеродинамічними характеристиками.

Математичний апарат методики обчислення характеристик ЛА за його геометричними параметрами вельми об'ємний та громіздкий. Тому її практичне застосування потребує відносно потужних обчислювальних засобів із відповідним програмним забезпеченням.

Відсутність таких засобів у минулі роки унеможливила достовірне аналітичне обчислення аеродинамічних характеристик створеного літака.

Вдавалося розраховувати лише окремі складові аеродинамічних характеристик ЛА, але створення повноцінної математичної моделі літака (її програмної реалізації) було неможливе.

Сучасний рівень розвитку обчислювальної техніки дозволяє ґрунтовніше підходити до створення математичної моделі ЛА та її програмної реалізації, враховувати більшу кількість параметрів та їх взаємовплив.

Втім, як показує практика, ці моделі все ще не достатньо цілісні та всеохоплені, адже реальні аеродинамічні характеристики планерів новостворених літаків досі мало прогнозовані і з'ясовуються тільки під час продування в аеродинамічній трубі.

Таким чином, викладена проблема актуальна і на сьогодні та потребує розв'язання, зокрема, створення більш достовірної аналітичної моделі ЛА, її ретельного вивчення та коригування для подальшої реалізації. Створення аналітико-геометричної моделі значно зменшить потребу в коригуванні аеродинамічних характеристик літака після виготовлення його експериментальної версії. Розроблення ж літаків зі змінюваною конфігурацією майже усуне як потребу коригування аеродинамічних характеристик ЛА, що виникає у разі невідповідності реальних аеродинамічних характеристик літака проектним, так і потребу коригування аеродинамічних характеристик ЛА, що виникає внаслідок їх змін під час експлуатації.

Таку модель можна також застосовувати для впровадження системи CNS/ATM. Важливою проблемою для впровадження CNS/ATM є необхідність створення універсального обчислювального комплексу для прогнозування поведінки будь-якого конкретного типу літака у кожний момент польоту. Очевидно, що завдання, які ставляться перед таким комплексом, дуже об'ємисті. Якщо мова йде про обчислення заздалегідь кожної льотної ситуації, в якій може опинитися кожен окремий тип літака, та про створення на основі отриманих результатів універсальної бази даних для керування літаками з наземного пункту керування, то така база даних буде занадто громіздкою через велику кількість типів літаків та можливих льотних ситуацій і недосконалою через неможливість передбачити всі льотні ситуації. Тому найоптимальніший варіант вирішення цієї проблеми – створення універсальної аналітико-геометричної моделі ЛА для завдань CNS/ATM, за допомогою якої можна було б у реальному часі моделювати розвиток будь-якої льотної ситуації, спираючись на закладену до неї інформацію про геометричні параметри окремого типу літака.

На початкових етапах розроблення ЛА може виявитися корисним аналітико-комп'ютерний метод моделювання аеродинамічних характеристик літака, в основу якого покладено аналітичну модель взаємозалежності геометричних параметрів та аеродинамічних характеристик ЛА.

Застосування такого методу для проектування літака за змістом є випробуванням, продувкою проєктованого літака в своєрідній віртуальній аеродинамічній трубі. Нинішній рівень розвитку обчислювальної техніки дозволяє створити таку трубу. На попередніх стадіях дослідження вистачить персональної ЕОМ середньої потужності.

Мета цієї статті – продемонструвати можливості аналітико-комп'ютерної методики моделювання

аеродинамічних характеристик ЛА, застосування математичної моделі взаємозалежності геометричних параметрів та аеродинамічних характеристик ЛА як основи системи керування літаком зі змінюваною геометрією та накреслити шляхи застосування такої моделі для вирішення завдань CNS/ATM.

Аналітико-комп'ютерний метод моделювання аеродинамічних характеристик літака

Проектування літака за аналітико-комп'ютерною методикою можна розділити на такі основні етапи:

- розроблення універсальної аналітико-геометричної моделі ЛА;
- програмна реалізація розробленої моделі;
- дослідження конкретного типу літака у віртуальній аеродинамічній трубі.

Розглянемо окремі складові моделі для демонстрації основних принципів аналітико-комп'ютерного методу моделювання аеродинамічних характеристик ЛА.

Створювана нами модель (рис. 1) зможе працювати над розв'язанням як прямої задачі (обчислення аеродинамічних характеристик ЛА за заданими геометричними параметрами), так і зворотної (обчислення бажаних геометричних параметрів ЛА для набуття літаком певних аеродинамічних характеристик).

Розглянемо піднімальну силу, що діє на літак. Установлюючи залежність піднімальної сили від різних чинників, подамо ЛА у вигляді сукупності таких основних частин: корпусу (фюзеляжу), передньої (крила) та задньої (горизонтального оперення) несучих поверхонь. Як крило, так і горизонтальне оперення (або їх елементи) у загальному випадку можуть відхилитися, виконуючи функцію органів керування. Положення ЛА відносно набігаючого потоку під час руху в площині xOy визначається кутом атаки α та кутами відхилення органів керування $\delta_{кр}$ та $\delta_{го}$. Коефіцієнт піднімальної сили C_y визначається у швидкісній системі координат $Oxuz$. Поряд з ним будемо розглядати і коефіцієнт нормальної сили C_{y1} , який визначається у зв'язаній системі координат $Ox_1y_1z_1$. Вісь Ox_1 цієї системи збігається з віссю корпусу ЛА. Ці коефіцієнти пов'язані між собою співвідношенням

$$C_y = C_{y1} \cos \alpha - C_{x1} \sin \alpha.$$

За невеликих кутів атаки та кутів відхилення несучих поверхонь залежності $C_y(\alpha, \delta_{кр}, \delta_{го})$ та $C_{y1}(\alpha, \delta_{кр}, \delta_{го})$ близькі до лінійних [3; 4], тобто їх можна подати у вигляді

$$C_y = C_{y0} + C_y^\alpha \alpha + C_y^{\delta_{кр}} \delta_{кр} + C_y^{\delta_{го}} \delta_{го};$$

$$C_{y1} = C_{y10} + C_{y1}^\alpha \alpha + C_{y1}^{\delta_{кр}} \delta_{кр} + C_{y1}^{\delta_{го}} \delta_{го},$$

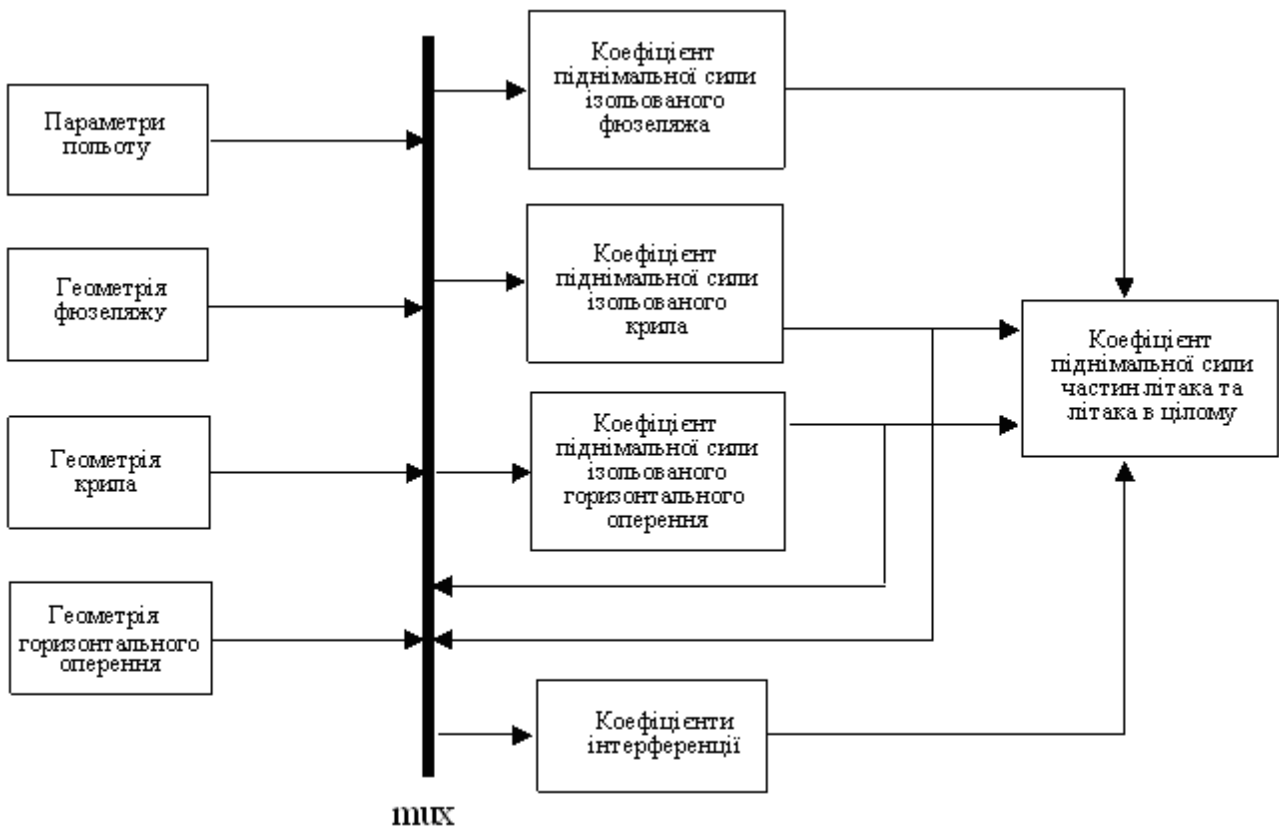


Рис. 1. Структурна схема моделі для розв’язання прямої задачі

де C_{y0}, C_{y10} – значення C_y, C_{y1} при $\alpha = \delta_{кр} = \delta_{го} = 0$; $C_y^\alpha, C_y^{\delta_{кр}}, C_y^{\delta_{го}}, C_{y1}^\alpha, C_{y1}^{\delta_{кр}}, C_{y1}^{\delta_{го}}$ – частинні похідні коефіцієнтів C_y, C_{y1} за кутами $\alpha, \delta_{кр}, \delta_{го}$, взяті при $\alpha = \delta_{кр} = \delta_{го} = 0$; C_y – коефіцієнт піднімальної сили (швидкісна система координат $Oxyz$); C_{y1} – коефіцієнт нормальної сили (зв’язана система координат $Ox_1y_1z_1$); C_y^α – похідна коефіцієнта піднімальної сили ЛА за кутом атаки.

Величини $C_y^\alpha, C_y^{\delta_{кр}}, C_y^{\delta_{го}}, C_{y1}^\alpha, C_{y1}^{\delta_{кр}}, C_{y1}^{\delta_{го}}$ мають ідентичну природу й обчислюються за схожими алгоритмами [5].

У статті продемонстровано моделювання похідної коефіцієнта нормальної сили ЛА за кутом атаки C_{y1}^α у зв’язаній системі координат (вісь Ox_1 цієї системи збігається з віссю корпусу літака). Модель достовірна за малих кутів атаки α , малих відхилень органів керування та в широкому діапазоні чисел M .

Похідна C_{y1}^α обчислюється як сума відповідних похідних фюзеляжу, крила та горизонтального оперення, відповідно помножених на їх відносні площини та коефіцієнти гальмування потоку в області крила та горизонтального оперення:

$$C_{y1}^\alpha = C_{y1}^\alpha_{ф} S_{ф}^* + C_{y1}^\alpha_{кр} S_{кр}^* k_{г.кр} + C_{y1}^\alpha_{го} S_{го}^* k_{г.го},$$

$$(S_{ф}^* = S_{ф}/S, S_{кр}^* = S_{кр}/S, S_{го}^* = S_{го}/S),$$

де $S_{ф}^*, S_{кр}^*, S_{го}^*$ – відносна площа фюзеляжу, крила, горизонтального оперення відповідно;

$k_{г.кр}, k_{г.го}$ – коефіцієнт гальмування потоку крила, горизонтального оперення відповідно; $S, S_{кр}, S_{го}$ – характерна площа ЛА, крила, горизонтального оперення відповідно.

Коефіцієнт фюзеляжу $C_{y1}^\alpha_{ф}$ враховує власну нормальну силу корпусу, не пов’язану із впливом крила та горизонтального оперення. За умови $\alpha \rightarrow 0$ ця сила приблизно дорівнює нормальній силі ізольованого фюзеляжу

$$C_{y1}^\alpha_{ф} = C_{y1}^\alpha_{із.ф}$$

і залежить від геометрії фюзеляжу, насамперед, від форми його носової частини.

Отже, у моделі зроблено припущення, що фюзеляж складається з носової, середньої й кормової частин. Середня частина довжиною $L_{цил}$ має форму циліндра з діаметром D . Носова частина довжиною $L_{нос}$ має овальну форму зі сферичним закругленням, яке має радіус r . Кормова частина довжиною $L_{кор}$ має форму зрізаного конуса з діаметром транця D_1 . Довжина фюзеляжу дорівнює

$$L_{ф} = L_{цил} + L_{нос} + L_{кор}.$$

Таким чином, похідна $C_{y1}^\alpha_{із.ф}$ визначається як сума відповідних похідних носової та циліндричної частин фюзеляжу та його кормової частини:

$$C_{y1}^\alpha_{із.ф} = C_{y1}^\alpha_{нос+цил} + C_{y1}^\alpha_{кор};$$

$$C_{y1}^\alpha_{нос+цил} = (C_{y1}^\alpha_{із.ф})_{r=0} (1 - (r^*)^2) + (C_{y1}^\alpha)_{сф} (r^*)^2;$$

$$r^* = 2r/D;$$

$$C_{y1}^{\alpha}_{\text{кор}} = -0,2 (2/57,3) (1 - \eta_{\text{кор}}^2);$$

$$\eta_{\text{кор}} = D_1/D,$$

де r^* – відносний радіус сферичного затушення носової частини; L – характерна довжина ЛА; $\eta_{\text{кор}}$ – звуження кормової частини корпусу.

Значення $(C_{y1}^{\alpha}_{\text{из.ф}})_{r=0}$ та $(C_{y1}^{\alpha})_{\text{сф}}$ залежать від величин $\lambda_{\text{цил}}/\lambda_{\text{нос}}$ та $(M^2-1)^{1/2}/\lambda_{\text{нос}}$ і встановлюються за номограмами, побудованими дослідним шляхом. Подовження циліндричної частини корпусу $\lambda_{\text{цил}}$ визначають за формулою

$$\lambda_{\text{цил}} = L_{\text{цил}}/D.$$

Подовження носової частини корпусу $\lambda_{\text{нос}}$ визначають за формулою

$$\lambda_{\text{нос}} = L_{\text{нос}}/D.$$

Коефіцієнт $C_{y1}^{\alpha}_{\text{кр}}$ крила характеризує нормальну силу, створювану крилом та докладену частково до консолей, а частково до фюзеляжу у зоні впливу консолей. Величина цієї сили виражається через нормальну силу ізольованого крила за допомогою коефіцієнта інтерференції $K_{\alpha\alpha\text{кр}}$:

$$C_{y1}^{\alpha}_{\text{кр}} = C_{y1}^{\alpha}_{\text{из.кр}} K_{\alpha\alpha\text{кр}}.$$

Під ізольованим крилом розуміємо крило з двох консолей. Коефіцієнти $C_{y1}^{\alpha}_{\text{из.кр}}$ та $K_{\alpha\alpha\text{кр}}$ залежать від геометрії крила, фюзеляжу та числа M польоту і обчислюються при числі Маха $M_1 = M k_{\text{г.кр}}^{1/2}$.

Для модельованого літака обрано схему середньоплана.

Значення $C_{y1}^{\alpha}_{\text{из.кр}}$ при $\lambda_{\text{к}} |M^2 - 1|^{1/2} \leq 10$ виражається функціональною залежністю

$$C_{y1}^{\alpha}_{\text{из.кр}} = \lambda_{\text{к}} f(\lambda_{\text{к}} |M^2 - 1|^{1/2}, \lambda_{\text{к}} \text{tg } \chi_{0,5}; \eta_{\text{к}}; \lambda_{\text{к}} (c^*)^{1/3})$$

де $\lambda_{\text{к}}$ – подовження двох консолей несучої поверхні

$$\lambda_{\text{к}} = L_{\text{кр}}^2/S_{\text{кр}},$$

$\chi_{0,5}$ – стрілоподібність несучої поверхні за лінією середин хорд; $\eta_{\text{к}}$ – звуження консолей:

$$\eta_{\text{к}} = b_0/b_1,$$

b_1 – кінцева хорда несучої поверхні; c – товщина профілю крила; c^* – відносна товщина профілю крила; $c^* = c/b$; b – хорда несучої поверхні визначається за номограмою, отриманою експериментальним шляхом.

У номограмі дані для крил з різними звуженнями усереднювалися, зважаючи на малий вплив параметра $\eta_{\text{к}}$ на величину $C_{y1}^{\alpha}_{\text{из.кр}}$.

У випадку, коли $\lambda_{\text{к}} |M^2 - 1|^{1/2} > 10$, значення $C_{y1}^{\alpha}_{\text{из.кр}}$ обчислюється за теоретичним виразом:

$$C_{y1}^{\alpha}_{\text{из.кр}} = 4/(57,3 |M^2 - 1|^{1/2}).$$

Коефіцієнт інтерференції крила враховує такі чинники взаємовпливу крила та фюзеляжу.

1. Збільшена локальна поперечна складова швидкості обтікання потоком фюзеляжу в місцях розташування консолей (за схемою середньоплана)

зумовлює збільшення фактичного кута атаки крила в місці кріплення до фюзеляжу, що призводить до зростання нормальної сили крила.

Підвищений тиск на нижню поверхню консолей та зменшений на верхню передається і на відповідні ділянки фюзеляжу, що зумовлює виникнення додаткової складової нормальної сили корпусу – індукованої нормальної сили корпусу.

2. Збільшений фактичний кут атаки крила у фюзеляжі припадає на найширші ділянки консолей, що призводить до відносного зростання нормальної сили крила та індукованої нормальної сили корпусу.

3. Виникнення в польоті навколо фюзеляжу прилеглого шару, товщина якого збільшується в напрямі корми, зумовлює витіснення ліній протікання потоку назовні. При цьому, з одного боку, зменшується площа консолей у зовнішньому потоці, а отже, зменшується нормальна сила.

З другого боку, через збільшення фактичного діаметра корпусу зростає ефект поперечного обтікання, за рахунок чого нормальна сила збільшується.

4. Урахування зазначених чинників достатньо при $M < 2$. Якщо $M \geq 2$, вводиться емпіричний поправковий коефіцієнт, що зменшується зі збільшенням числа M .

5. Зі скороченням передньої частини корпусу зменшується вплив чинників, зазначених у п. 1.

6. У випадку надзвукових швидкостей хвилі тиску від консолей крила зносяться до корми.

Якщо хвостова частина достатньо велика, можна вважати індуковану крилом нормальну силу цілком реалізованою. Але за значних M , чи при короткій хвостовій частині частка індукованої сили губиться.

Коефіцієнт $C_{y1}^{\alpha}_{\text{го}}$ аналогічний коефіцієнтові $C_{y1}^{\alpha}_{\text{кр}}$. Єдина відмінність полягає в необхідності врахування того, що кут атаки горизонтального оперення $\alpha_{\text{го}}$ відрізняється від кута атаки крила α на середній кут скосу потоку $\varepsilon_{\text{сеп}}$, викликаною крилом:

$$\alpha_{\text{го}} = \alpha - \varepsilon_{\text{сеп}}.$$

У разі малих кутів атаки залежність $\varepsilon_{\text{сеп}}(\alpha)$ близька до лінійної. Тоді

$$\alpha_{\text{го}} = \alpha (1 - \varepsilon_{\text{сеп}}^{\alpha}).$$

Тоді

$$C_{y1}^{\alpha}_{\text{го}} = C_{y1}^{\alpha}_{\text{из.го}} K_{\alpha\alpha\text{го}} (1 - \varepsilon_{\text{сеп}}^{\alpha}).$$

Величини $C_{y1}^{\alpha}_{\text{из.го}}$, $K_{\alpha\alpha\text{го}}$ та $\varepsilon_{\text{сеп}}^{\alpha}$ залежать від геометрії горизонтального оперення, фюзеляжу, числа M та обчислюються, якщо число Маха $M_2 = M k_{\text{г.го}}^{1/2}$.

Коефіцієнти C_{y1}^{α} із.го, $K_{\alpha\alpha}$ го визначаються ідентично аналогічним коефіцієнтам крила. Взагалі геометричне оперення розглядається як те ж крило, тільки інших розмірів і розташування. Величина $\varepsilon_{\text{сеп}}^{\alpha}$ залежить також від параметрів крила.

Коефіцієнти гальмування потоку $k_{г.кр}$ та $k_{г.го}$ враховують той факт, що як передні, так і задні консоли розташовані в зонах загальмованого потоку (гальмування потоку зумовлене, насамперед, обтіканням носової частини корпусу та обтіканням передніх консолей). Для обчислення цих коефіцієнтів робиться припущення, що щільність та температура повітря в зазначених зонах мало відрізняються від щільності та температури незбуреного потоку. Значення коефіцієнтів гальмування потоку залежать від швидкості польоту літака (числа M), геометричних параметрів фюзеляжу, крила та хвостового оперення.

Отже, маємо модель літака для визначення похідної коефіцієнта нормальної сили за кутом атаки. За таким принципом можна отримати модель літака в цілому і визначати з її допомогою коефіцієнти піднімальної сили, сили лобового опору та бокової сили, а також коефіцієнти аеродинамічних моментів. Змінюючи геометричні параметри літака, що є вхідними величинами моделі, можна досягти найкращих характеристик ЛА і визначити найоптимальнішу геометрію літака.

Для програмної реалізації математичної моделі було обрано програмне середовище MatLab, а саме – пакет для візуального моделювання SIMULINK, який, з одного боку, є одним з найпотужніших програмних середовищ, що застосовуються в інженерії, з другого – дуже наочний [6].

Було розроблено програмне забезпечення, що дозволяє за геометричними параметрами (розмірами) літака обчислювати його аеродинамічні характеристики.

Таким чином, ми отримали змогу, оминаючи створення фізичної моделі (макета) літака, визначити його аеродинамічні характеристики – створили віртуальну аеродинамічну трубу. Щоб коригувати аеродинамічні характеристики літака, тепер не обов'язково виготовляти його нову модель (макет) – досить лише ввести до програми інші геометричні параметри.

Задамо в створеній моделі число M як рівномірно змінювану величину, і проаналізуємо, як впливає на параметри польоту (похідну коефіцієнта нормальної сили за кутом атаки) зміна числа M . Залежності складових та самої похідної коефіцієнта нормальної сили за кутом атаки від числа M , які були отримані за допомогою створеної віртуальної аеродинамічної труби, показано на рис. 2.

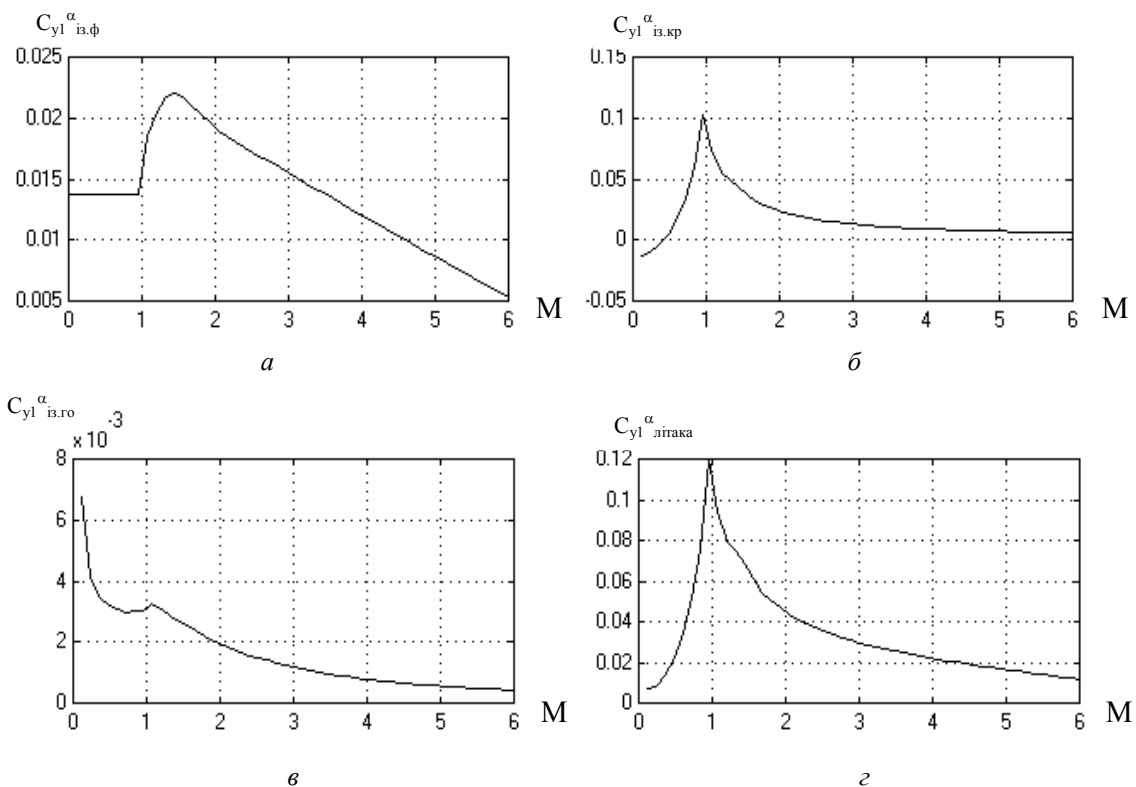


Рис. 2. Залежність коефіцієнтів C_{y1}^{α} фюзеляжу (а), крила (б), горизонтального оперення (в) та літака в цілому (г) від числа M польоту

Характер залежності досліджуваних параметрів від числа M нерівнозначний. За отриманими графіками можна простежити вплив кожної зі складових на похідну C_{y1}^{α} . Очевидно, що для її коригування необхідно аналогічним чином дослідити кожну з її складових, тобто проаналізувати характер залежності від числа M уже складових. Тобто маємо справу з багаторівневим аналізом системи. Аналогічно можна досліджувати, як впливає на характеристики ЛА зміна стрілоподібності крила, або будь-якого іншого геометричного чи аеродинамічного параметра.

Аналіз цих залежностей та їх коригування за допомогою зміни геометрії ЛА дає змогу оптимізувати аеродинамічні характеристики через підбір геометричних параметрів на етапі проектування. Це дозволить також формувати найоптимальнішу конфігурацію літака, побудованого за технологією CCV, в польоті. Такий підхід у моделюванні аеродинамічних характеристик ЛА та застосуванні аналітико-геометричної моделі відкриває широкі перспективи створення заздалегідь вдалого літака.

Висновок

Отримана комп'ютерна модель літака універсальна. Її можна застосовувати для моделювання аеродинамічних характеристик літаків найрізноманітніших конфігурацій та розмірів і дозволить значно прискорити та здешевити процес проектування. Цю модель можна використовувати в дослідженні вже існуючих літаків щодо їх поведінки у конкретній льотній ситуації, якщо проведення реальних випробувань ризиковане, потребує великих матеріальних чи ресурсних витрат, або ускладнене іншими чинниками.

Крім використання таких віртуальних моделей у проектуванні ЛА, запропонована модель може бути покладена в основу побудови системи керуван-

ня літаком, геометричні параметри якого можна цілеспрямовано змінювати під час польоту – літака зі змінюваною конфігурацією. Для цього слід доповнити створену модель необхідними зворотними зв'язками та задатися критеріями оцінки параметрів польоту на різних його режимах. Така система під час польоту буде здійснювати постійний моніторинг параметрів польоту та геометричної конфігурації ЛА з метою оптимізації останньої.

Створену модель можна також використовувати як універсальну модель для вирішення завдань CNS/ATM. Таке її застосування дозволить значно скоротити ресурси апаратного та програмного забезпечення, задіяні в організації системного керування повітряним рухом.

Література

1. Бочкарев В.В., Кравцов В.Ф., Крижановский В.А. Концепция и системы CNS/ATM в гражданской авиации. – М.: Академкнига, 2003. – 415 с.
2. Павлова С.В. Топологічна оцінка функціональності якості керованої аеродинамічної системи літака // Вісн. НАУ. – 2005. – №1. – С. 48–54.
3. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов: Учеб. пособие для вузов. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.
4. Мхитарян А.М. Аэродинамика. – М.: Машиностроение, 1976. – 448 с.
5. Горбатенко С.А., Макашов Э.М., Полушкин Ю.Ф., Шефтель Л.В. Механика полета (Общие сведения. Уравнения движения): Инж. справ. – М.: Машиностроение, 1969. – 420 с.
6. Гультияев А. Визуальное моделирование в среде MatLab: Учеб. курс. – СПб: Питер, 2000. – 432 с.

Стаття надійшла до редакції 31.10.05.

С.В. Павлова, С.Г. Оснач

Аналитико-геометрическое моделирование самолета

Предложен аналитико-компьютерный метод моделирования самолетов, который позволит на стадии проектирования прогнозировать аэродинамические характеристики самолета в зависимости от конфигурационной схемы самолета.

S.V. Pavlova, S.G. Osnach

Airplane Analytic-geometric modeling

Analytic-computer airplane designing method is given. This method allows uses to predict airplane aerodynamic characteristics due to airplane configuration structure, while designing.