

О.І. Коритько, Л.В. Підчибій, С.І. Почерняєва

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ НА АЕРОДИНАМІКУ КОМПОНОВКИ РОЗТАШУВАННЯ ЗОВНІШНІХ ПІДВІСОК ОЗБРОЄННЯ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

В статті пропонується шлях вирішення проблеми скорочення потрібної кількості випробувальних польотів та часу на їх проведення при виконанні досліджень аеродинамічних характеристик з наявністю великої кількості варіантів зовнішніх підвісок озброєння.

Пропонується застосовування для цього теоретичних чисельних методів аеродинаміки. На прикладі дослідження за допомогою добре відомого методу дискретних вихорів виконано розрахунки компоновки, яка складалася з крила, схожого на крило літака Су-25, і ракет класу “повітря-земля” типу Х-58Э. Ракети розміщувались симетрично відносно осі крила носія, але на різних точках підвіски вздовж розмаху.

Дослідження показали достатньо цікаві результати. Наприклад, наявність ракет та їх розміщення на різних точках майже не впливає на величину відносної координати фокусу компоновки за кутом атаки.

Присутність ракет безумовно впливає на аеродинамічні характеристики компоновки, але цей вплив виявився не дуже значним. Останнє можна пояснити досконалими власними аеродинамічними характеристиками добре несучого крила. Воно має помірну стрілоподібність та достатньо велике подовження.

Наявність ракет та їх переміщення до кінцівок крила майже не змінює величини індуктивного лобового опору. Деяке збільшення несучих властивостей компоновки компенсується збільшенням величини її підсмоктуючої сили на передніх крайках несучих поверхонь.

Ключові слова: зовнішні підвіски озброєння, чисельні методи аеродинаміки, метод дискретних вихорів, приєднані та вільні вихори, циркуляція вихорів, умова непротікання, умова Чаплігіна-Жуковського, теорема Жуковського “в малому”, підсмоктуюча сила, сила індуктивного лобового опору.

Вступ

Постановка проблеми. Бойові літальні апарати мають достатньо велику кількість точок зовнішніх підвісок об’єктів озброєння (наприклад, ракет різного типу). Вони відповідним чином взаємодіють з поверхнею літака при обтіканні потоком повітря, що набігає, впливаючи як на аеродинамічні характеристики одне одного, так і компоновки в цілому.

Мета статті. При проведенні льотних випробовувань кожен із варіантів розташування підвісок вимагає відповідної кількості випробувальних польотів. Вона тим більша, чим більше число таких варіантів.

Використанням чисельних методів розрахунку аеродинаміки можна досягти значного скорочення числа випробувальних польотів, а значить зменшити час на проведення випробовувань і фінансових витрат на це.

Аналіз останніх досліджень і публікацій.

Аналіз публікацій показує, що одним з добре відомих вище згаданих методів може бути, наприклад, метод дискретних вихорів. Він має досконалу, добре розроблену теоретичну основу [1...14] та доволі широку й успішну практику свого застосування при дослідженні аеродинамічних характеристик різних літальних апаратів і їх частин [15]. Саме цьому питанню буде присвячена й наша робота.

Виклад основного матеріалу

Для досліджень ми виберемо компоновку, яка складається з крила добре відомого літака Су-25 та ракет класу “повітря-земля” типу Х-58Э, що розташовані на його різних точках підвіски.

Розглянемо обтікання вибраної компоновки літального апарату (ЛА) ідеальним стислим потоком повітря з середньою дозвуковою швидкістю V_0 . Припускається, що величина

відносних товщин елементів конструкції та кінематичних параметрів руху ЛА (α, β - кутів атаки й ковзання; $\omega_{X,Y,Z}$ безрозмірних кутових швидкостей обертання; d - кутів відхилення рулів тощо) малі (суттєво менші одиниці).

Течія повітря поза поверхнею ЛА та його вихорового сліду потенційна й описується в зв'язаній з ЛА системі координат лінеаризованим рівнянням нерозривності

$$(1 - M^2) \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} = 0, \quad (1)$$

де $M = V_0 / a_\infty$ - число Маха; a_∞ - швидкість розповсюдження слабких збурень (звуку); ϕ - потенціал збурених швидкостей.

Вирішення задачі зводиться до пошуку ϕ , який задовольняє рівнянню (1) та граничним умовам: непротікання поверхні ЛА; кінцевості швидкостей та тиску на задніх гострих краях несучих поверхонь (Чаплигіна-Жуковського); затухання збурень на безкінцевому віддаленні від ЛА та його вихорового сліду.

Зважаючи на лінійність підходу до вирішення поставленої задачі та несуттєвість в такому разі впливу реальної деформованості вихорового сліду на результат, вільні вихори в сліді будемо орієнтувати вздовж вектору незбуреної швидкості V_0 .

Приєднані вихори, які моделюють збурення від обтікання ЛА, повинні задовольняти рівнянню (1). Їх будемо розташовувати на так званих базових площинах, які схематизують досліджувану компоновку. Порядок виконання цієї схематизації викладено в роботах [16, 17].

Як складовий елемент загальної вихорової системи вибирається підковоподібний вихор з постійною циркуляцією вздовж нього. Він складається з поперечного приєданого вихорового відрізка та двох напівбезкінечних вихорів.

Гранична умова непротікання зноситься з поверхні ЛА на відповідні базові площини та задовольняється в так званих контрольних точках. Ці точки розташовують на панельках, на які поділяють базові площини.

Умова Чаплигіна-Жуковського в кожному повздовжньому перетині базової поверхні задовольняється розташуванням останньої контрольної точки у безпосередній близькості від задньої гострої крайки.

Для знаходження величин циркуляцій моделюючих підковоподібних вихорів на підставі умови непротікання в усіх контрольних точках складають систему лінійних алгебраїчних рівнянь.

Порядок цієї системи відповідає кількості контрольних точок N .

$$\frac{\partial}{\partial t} E_{ij} \times \Gamma_i = -B_j \quad i=1, 2, 3, \dots, N, j=1, 2, 3, \dots, N. \quad (2)$$

У цій системі $E_{ij} = \vec{w}^{ji} \times \vec{n}_0^j$, $B_j = \vec{w}_*^j \times \vec{n}_0^j$,

де $\vec{n}_0^j$ - ортнормалі до відповідної базової

площини в j -тій контрольній точці; $\vec{w}^{ji}$ - вектор безрозмірної збуреної швидкості в j -тій контрольній точці від i -того підковоподібного

вихору; $\vec{w}_*^j$ - вектор безрозмірної переносної швидкості в j -ій контрольній точці;

$\Gamma_i = \Gamma_{+i} / (V_0 \times b_a)$ - безрозмірна циркуляція i -того вихору; b_a - середня аеродинамічна хорда (САХ).

Завдяки лінійності підходу, є можливість систему (2) записати через відповідні похідні:

$$\frac{\partial}{\partial t} E_{ij} \times \Gamma_i^e = -B_j^e, \quad (3)$$

де $B_j^e = (\vec{w}_*^j)^e \times \vec{n}_0^j$, $(\vec{w}_*^j)^e = \frac{\partial \vec{w}_*^j}{\partial t}$, $\Gamma_i^e = \frac{\partial \Gamma_i}{\partial t}$;

e - безрозмірний кінематичний параметр руху ЛА ($\alpha; \beta; w_{x,y,z}; \delta$).

Згідно вищезазначеного, кількість контрольних точок відповідає числу моделюючих підковоподібних вихорів. А це означає, що кількість рівнянь в (2, 3) відповідає числу невідомих циркуляцій (чи їх похідних) вихорів.

Розподілене аеродинамічне навантаження розраховується за допомогою теореми Жуковського "в малому" [1, 3].

$$\Delta p_i^e = -2\gamma_i^e, \quad (4)$$

де $\Delta p_i^e = \frac{\partial p_i}{\partial t}$, $p_i = \frac{p_{ni} - p_{vi}}{q}$, p_{ni} -

p_{vi} - тиск на нижній та верхній стороні i -тої

трапецеподібної панельки; $q = \frac{\rho_\infty V_0^2}{2}$ -

швидкісний натиск набігаючого потоку повітря,

ρ_∞ - густина повітря, $\gamma_i^e = \frac{\Gamma_i^e}{\Delta b_i}$ - похідна

рівномірно розподіленої по панельці циркуляції,

$\Delta b_i = \frac{\Delta b_i}{b_a}$ - відносний розмір середньої лінії

панельки.

На основі отриманих величин циркуляції та розподілених навантажень з'являється можливість розрахувати значення сумарних аеродинамічних характеристик, у тому числі й підсмоктуючої сили Q та індуктивного опору $X_{\text{інд}}$. Методика розрахунку останніх викладена в роботах [1, 3, 18].

Будемо розглядати найпростіший випадок сталого подовжнього руху компоновки без обертання. Відомо, що з лінійною точністю величина коефіцієнта індуктивного опору розраховується за формулою

$$C_{x \text{ інд}} = C_y \alpha + C_Q,$$

в якій $C_y = C_y^\alpha \alpha$, $C_Q = C_Q^{\alpha\alpha} \alpha^2$,

$$C_{x \text{ інд}} = C_{x \text{ інд}}^{\alpha\alpha} \alpha^2.$$

Після нескладних перетворень отримуємо

формулу, яка встановлює зв'язок між похідними коефіцієнтів підйимальної C_y^α та підсмоктуючої сили $C_Q^{\alpha\alpha}$ за кутом атаки й сили індуктивного лобового опору $C_{x \text{ інд}}^{\alpha\alpha}$ теж за кутом атаки α .

$$C_{x \text{ інд}}^{\alpha\alpha} = C_y^\alpha + C_Q^{\alpha\alpha}. \quad (5)$$

В лінійних задачах аеродинаміки є простий і коректний спосіб урахування стисливості середовища. Він полягає у використанні в дозвуковому діапазоні чисел M відомих перетворень Прантля-Глауєрта [3].

Розрахункові дослідження

Коротко вище викладена методика була втілена в комп'ютерну програму розрахунку на алгоритмічній мові "Фортран". Результати розрахункових досліджень були після узагальнення зведені в Таблицях 1...4.

Таблиця 1

Крило без підвісок озброєння

M	0.1	0.3	0.5	0.7	0.9
$C_{Y_{кр}}^\alpha, 1/\text{рад}$	4.563	4.696	5.008	5.65	7.28
$m_{Z_{кр}}^\alpha, 1/\text{рад}$	-3.003	-3.093	-3.302	-3.735	-4.86
$\bar{X}_{F_{кр}}$	0.658	0.659	0.6595	0.661	0.667
$C_{x \text{ індкр}}^{\alpha\alpha}, 1/\text{рад}^2$	0.947	1.003	1.14	1.45	2.41
$C_{Q_{кр}}^{\alpha\alpha}, 1/\text{рад}^2$	-3.609	-3.693	-3.868	-4.2	-4.87

Джерело: розроблено авторами

Таблиця 2

Крило з ракетами на внутрішніх підвісках, $\bar{Z} = 0,28$

M	0.1	0.3	0.5	0.7	0.9
$C_{y_{кр+p}}^\alpha, 1/\text{рад}$	4.591	4.723	5.034	5.67	7.31
$C_{y_{кр}}^\alpha, 1/\text{рад}$	4.52	4.65	4.97	5.615	7.265
$C_{y_p}^\alpha, 1/\text{рад}$	0.07	0.068	0.064	0.0575	0.0438
$m_{Z_{кр+p}}^\alpha, 1/\text{рад}$	-2.99	-3.84	-3.289	-3.72	-4.835
$\bar{X}_{F_{кр+p}}$	0.652	0.652	0.653	0.656	0.662
$C_{x \text{ індкр+p}}^{\alpha\alpha}, 1/\text{рад}^2$	0.96	1.014	1.015	1.45	2.4
$C_{Q_{кр+p}}^{\alpha\alpha}, 1/\text{рад}^2$	-3.62	-3.71	-3.884	-4.22	-4.865

Джерело: розроблено авторами

Таблиця 3

Крило з ракетами на середніх підвісках, $\bar{Z} = 0.5$

M	0.1	0.3	0.5	0.7	0.9
$C_{y_{кр+p}}^a, 1/pa\delta$	4.63	4.765	5.079	5.724	7.38
$C_{y_{кр}}^a, 1/pa\delta$	4.55	4.685	5.002	5.65	7.33
$C_{y_p}^a, 1/pa\delta$	0.813	0.08	0.077	0.071	0.0571
$m_{z_{кр+p}}^a, 1/pa\delta$	-3.04	-3.88	-3.234	-3.77	-4.9
$\bar{X}_{F_{кр+p}}$	0.656	0.657	0.657	0.659	0.663
$C_{x_{індкр+p}}^{aa}, 1/pa\delta^2$	0.962	1.016	1.15	1.45	2.402
$C_{Q_{кр+p}}^{aa}, 1/pa\delta^2$	-3.66	-3.749	-3.93	-4.274	-4.98

Джерело: розроблено авторами

Таблиця 4

Крило з ракетами на зовнішніх підвісках, $\bar{Z} = 0.72$

M	0.1	0.3	0.5	0.7	0.9
$C_{y_{кр+p}}^a, 1/pa\delta$	4.7	4.834	5.15	5.8	7.47
$C_{y_{кр}}^a, 1/pa\delta$	4.59	4.73	5.05	5.7	7.38
$C_{y_p}^a, 1/pa\delta$	0.106	0.105	0.103	0.099	0.085
$m_{z_{кр+p}}^a, 1/pa\delta$	-3.151	-3.24	-3.454	-3.89	-5.03
$\bar{X}_{F_{кр+p}}$	0.67	0.671	0.67	0.671	0.674
$C_{x_{індкр+p}}^{aa}, 1/pa\delta^2$	0.968	1.022	1.154	1.45	2.38
$C_{Q_{кр+p}}^{aa}, 1/pa\delta^2$	-3.7	-3.812	-3.996	-4.35	-5.09

Джерело: розроблено авторами

Висновки

Наведені в таблицях (1...4) результати досліджень відносяться до двох згаданих ракет, які встановлені симетрично на правій та лівій половині крила.

Аеродинамічні характеристики компоновок крила з зовнішніми підвісками озброєння в даному разі визначаються переважно характеристиками саме крила, яке має достатньо велике подовження та помірну стрілоподібність і, як результат, досконалу аеродинаміку.

Сумарні характеристики компоновки та окремих її складових зростають коштом впливу стисливості середовища при збільшенні числа Маха. Виняток складають лише несучі властивості ракет $C_{y_p}^a$, що обумовлено в цьому випадку негативною інтерференцією з добре несучим крилом.

Несподіваними виявилися результати розрахунків характеристик повздовжніх моментів. З ракетами та без них, майже в усьому

розрахунковому діапазоні чисел M , положення аеродинамічного фокуса за кутом атаки $(\bar{X}_{F_{кр}} + p)$ відносно передньої крайки САХ, залишається майже незмінним, що, безумовно, є позитивним явищем, позаяк позитивно впливає на вирішення проблем забезпечення повздовжньої стійкості та керованості літального апарата.

Збільшення індуктивного лобового опору $(C_{X_{нд}}^{aa})$ при зростанні числа M обумовлено переважно інтенсивним підвищенням несучих властивостей крила $(C_{у_{кр}}^a)$. Навіть деяке зростання підсмоктуючої сили (C_Q^{aa}) не в змозі завадити цьому. Присутність ракет та їх переміщення до кінцівок крила майже не змінює величину індуктивного лобового опору. Відбувається це саме тому, що деяке збільшення несучих властивостей компоновки компенсується збільшенням величини підсмоктуючої сили, яка реалізується на передніх крайках несучих поверхонь.

Напрямок подальших досліджень. Питання підвищення ефективності й розширення

бойових можливостей сучасних бойових літаків можуть вирішуватися різними способами. Один з них пов'язаний з розширенням використання ЕВМ. Чисельний експеримент, який виконується на ЕВМ, має такі беззаперечні переваги як оперативність отримання інформації, порівняно невеликі матеріальні витрати, достатню для практики точність та можливість чіткого визначення ролі різних факторів у вивчаємому явищі.

Згадані переваги дозволяють успішно вирішувати, зокрема, дуже важливі задачі з удосконалення методики льотних випробувань і досліджень, підвищення їх інформативності та якості виконання, скорочення термінів проведення. Отримання попередньо розрахунковим шляхом аеродинамічної інформації буде також сприяти підвищенню безпеки польотів як на етапі випробувань авіатехніки, так і при її бойовому застосуванні.

Успішній реалізації вище згаданих переваг сприяє також інтенсивний розвиток обчислювальної техніки, збільшення її доступності та суттєве зростання можливостей програмування і чисельних методів досліджень.

Список літератури

1. Белоцерковский С.М. Тонкая поверхность в дозвуковом потоке газа. – М.: Наука, 1965. – 242 с.
2. Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К., Табачников В.Г. Крыло в нестационарном потоке газа. – М.: Наука, 1971. – 767 с.
3. Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К. Аэродинамические производные летательного аппарата и крыла при дозвуковых скоростях. – М.: Наука, 1975. – 421 с.
4. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекания тонких крыльев идеальной жидкостью. – М.: Наука, 1978. – 351 с.
5. Белоцерковский С.М., Шипилов С.Д. Метод дискретных вихрей решения нестационарных нелинейных задач теории крыла в сжимаемом газе // Труды ВВИА им. Жуковского. Выпуск 1313, 1986. – С. 402 – 412.
6. Лифанов И.К. Система интегро-дифференциальных уравнений отрывного обтекания тел. // Труды ВВИА им. Жуковского. Выпуск 1313, 1986. – С. 413 – 418.
7. Полтавский Л.И. К условию Чаплыгина -Жуковского в линейной нестационарной задаче для профиля // Труды ВВИА им. Жуковского. Выпуск 1313, 1986. – С. 419 – 423.
8. Апарин В.А. Дворак А.В. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками // Труды ВВИА им. Жуковского. Выпуск 1313, 1986. – С. 424 – 432.
9. Тимофеев И.Я. Метод замкнутых цифровых вихревых особенностей численного решения двумерного сингулярного интегрального уравнения теории несущих поверхностей // Труды ВВИА им. Жуковского. Выпуск 1313, 1986. – С. 433 – 440.
10. Дворак А.В. Невырожденность матрицы метода дискретных вихрей в задачах пространственного обтекания. // Труды ВВИА им. Жуковского. Выпуск 1313, 1986. – С. 441 – 453.
11. Лифанов И.К., Михайлов А.А. Математические вопросы расчета безотрывного обтекания тел. // Труды ВВИА им. Жуковского. Выпуск 1313, 1986. – С. 454 – 464.
12. Лифанов И.К., Моляков Н.М. О численном решении сингулярного интегрального уравнения второго рода. // Труды ВВИА им. Жуковского. Выпуск 1313, 1986. – С. 465 – 475.
13. Шипилов С.Д. Применение сингулярных интегральных уравнений второго рода к расчету давления на профиле умеренной толщины. // Труды ВВИА им. Жуковского. Выпуск 1313, 1986. – С. 476 – 487.
14. Шипилов С.Д. Расчет возмущений от панели диполей, произвольно движущейся в сжимаемом газе. // Труды ВВИА им. Жуковского. Выпуск 1313, 1986. – С. 488 – 500.

15. Белоцерковский С.М., Моисеев Е.М., Табачников В.Г. Атлас нестационарных аэродинамических характеристик крыльев различной формы в плане. - М.: // Бюро научной информации ЦАГИ, 1959. – 484 с..

16. Белоцерковский С.М. О схематизации летательного аппарата и его частей в линейной аэродинамике. // Труды ВВИА им. Жуковского. Выпуск 1311, 1983. – С. 3 – 16.

17. Коритько А.И. Расчет аэродинамических характеристик летательного аппарата при дозвуковых скоростях полета с помощью ЭВМ. -К: КВВАИУ, 1988. – 60 с.

18. Коритько О.І. До розрахунку сили індуктивного опору літальних апаратів. // Збірник наукових праць ДНДІА. Випуск 2(9), 2006. – С. 106 – 119.

Надійшла до редколегії 9.10.2022

Схвалена до друку 22.12.2022

Відомості про авторів:

Information about the authors:

Коритько Олександр Іванович

кандидат технічних наук

доцент

старший науковий співробітник

провідний науковий співробітник

Державного науково-дослідного інституту авіації,

Київ, Україна

<https://orcid.org/0000-0001-9646-3357>

Olexandr Korytko

Candidate of Technical Sciences

Associate Professor

Senior Researcher

Leading Researcher

of State Research Institute of Aviation,

Kyiv, Ukraine

<https://orcid.org/0000-0001-9646-3357>

Підчибій Леонід Васильович

старший науковий співробітник

Державного науково-дослідного інституту авіації

Київ, Україна

<https://orcid.org/0000-0002-9653-5821>

Leonid Pidchybii

Senior Researcher

of State Research Institute of Aviation,

Kyiv, Ukraine

<https://orcid.org/0000-0002-9653-5821>

Почерняєва Світлана Ігоревна

науковий співробітник

Державного науково-дослідного інституту авіації,

Київ, Україна

<https://orcid.org/0000-0002-2376-3604>

Svitlana Pochernyaeva

Researcher Associate

of State Research Institute of Aviation,

Kyiv, Ukraine

<https://orcid.org/0000-0002-2376-3604>

STUDY OF THE IMPACT ON THE AERODYNAMICS OF THE LAYOUT OF THE LOCATION OF EXTERNAL WEAPON SUSPENSIONS AIRCRAFT

O. Korytko, L. Pidchybii, S. Pochernyaeva

The article proposes a way to solve the problem of reducing the required number of test flights and the time for conducting them when conducting studies of aerodynamic characteristics with the presence of a large number of options for external weapon suspensions. It is proposed to use theoretical numerical methods of aerodynamics for this. Using the well-known method of discrete vortices as an example of research, calculations were made of the layout, which consisted of a wing similar to the wing of the Su-25 aircraft and an air-to-ground missile of the X-58Э type. The missiles were placed symmetrically relative to the axis of the carrier wing, but at different suspension points along the span. Research has shown rather interesting results. For example, the presence of missiles and their placement at different points almost does not affect the value of the relative coordinate of the focus of the layout on the angle of attack. The presence of missiles definitely affects the aerodynamic characteristics of the layout, but this effect was not very significant. The latter can be explained by very good own aerodynamic characteristics of a well-carrying wing. It has a moderate arrow-likeness and a sufficiently large elongation. The presence of missiles and their movement to the ends of the wing almost does not change the value of the inductive drag. Some increase in the load-bearing properties of the layout is compensated by an increase in the magnitude of its suction force at the front edges of the load bearing surfaces.

Keywords: external weapon suspensions, numerical methods of aerodynamics, discrete vortices method, attached and free vortices, circulation of vortices, no-flow condition, Chaplygin-Zhukovsky condition, Zhukovsky theorem "in the small", suction force, inductive drag force.