

М.Б. Сушак¹, О.І. Євмешкін¹, І.О. Чернозубкін², О.В. Ткачук¹

¹Державний науково-дослідний інститут авіації, м. Київ

²Центральний науково-дослідний інститут Збройних Сил України, м. Київ

АНАЛІЗ ДЕЯКИХ ЧИСЛОВИХ МЕТОДІВ ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНОЇ ІНТЕРФЕРЕНЦІЇ

Представлено результати аналізу деяких числових методів, які можливо використовувати при моделюванні аеродинамічної інтерференції на етапі попереднього проектування літака. Використання результатів цього аналізу прискорить вибір найбільш прийнятних методів, що дозволяють моделювати планер літака та його працюючих двигунів з однаково достатньою точністю. Вивчення сучасної методології числового моделювання обтікання літака повного компонування дозволить виявляти особливості інтерференції елементів планеру та силової установки.

Ключові слова: аеродинаміка, інтерференція, крило, фюзеляж, силова установка, геометричні параметри, компоновка літака, в'язкість середовища, примежовий шар.

Вступ

Постановка проблеми. На початковому етапі проектування літака проводиться оптимізація його форми з використанням апробованих розрахункових методів. При цьому для кожного методу вирішується певний компроміс між реальною можливістю коректного моделювання схеми обтікання компонування складної структури “крило-фюзеляж-силова установка” та вимогами щодо точності отриманих результатів.

На сьогодні вже розроблено багато числових методів розрахунку обтікання як ізольованого крила, так і повних компоновок літального апарату (ЛА).

На етапі вибору найбільш прийняттого числового методу, який дозволить моделювати планер літака та його працюючі двигуни з однаковою точністю, необхідно знати його потенційні розрахункові можливості.

Мета статті – представити результати аналізу деяких числових методів досліджень, які можливо використовувати під час моделювання аеродинамічної інтерференції на етапі проектування літака.

Виклад основного матеріалу

Задача про інтерференцію крила, фюзеляжу та силової установки, обтікання яких відбувається під кутом атаки, в певній мірі вже вирішувалась [1...3]. Несуча система розглядалась як комбінація плоского прямокутного крила та тонкого вісісиметричного тіла, яке не створює власної підйомної сили. Ефект фюзеляжу моделювався системою джерел, стоків та диполів, а крило

замінювалося вихровою лінією, що перетинає фюзеляж та має змінну циркуляцію. Для визначення циркуляції крила з урахуванням фюзеляжу було використано інтегродиференціальне рівняння, для розв'язання якого в свою чергу використаний метод ітерацій, при чому, на кожній ітерації вирішувалося рівняння Прандтля з виникаючим при цьому вільним членом. Однак в даному випадку не було враховано вплив працюючих двигунів на обтікання крила, що є суттєвим недоліком. До того ж, не були виділені окремо характеристики планеру та двигуна.

В основі методології, що розроблена в [3], лежать параметричні експериментальні дані, які отримані в результаті досліджень інтерференції планеру та гондоли двигуна за наявності пілона. При цьому показано, що на до критичних числах Маха набігаючого потоку інтерференція крила та фюзеляжу незначна. За великих чисел Маха схема обтікання змінюється, з'являється позитивна інтерференція, яка зменшує коефіцієнт аеродинамічного опору компоновки, порівнюючи із сумою коефіцієнтів опору ізольованого фюзеляжу та ізольованого крила. Звісно, що крейсерська швидкість сучасних військово-транспортних літаків відповідає діапазону чисел Маха 0,78...0,82 (перспективні розробки передбачають діапазон чисел Маха - до 0,94). А це призводить до того, що у процесі проектування військово-транспортних літаків необхідно використовувати розрахункові методи, де враховується явище інтерференції. Неврахування зазначеного явища призводить до появи недопустимих похибок вже на попередньому етапі проектування літака.

Для дослідження аеродинамічної інтерференції двигуна та планеру літаків різних схем використовувались методи, які ґрунтуються на розрахунках рівнянь повного потенціалу [4, 5] або рівнянь Ейлера [6...9].

Методи, що базуються на рівнянні повного потенціалу, зазвичай використовувалися на перших етапах проєктування ЛА. Це обумовлено простотою їх використання та відносно високою швидкістю розрахунків цим методом [4]. Зазначений метод дозволяє з високою точністю визначати аеродинамічні характеристики ЛА у широкому діапазоні чисел Маха та кутів атаки. У роботі [5] описано моделювання в'язкого обтікання тіла з розрахунками параметрів примежового шару. Однак, при цьому встановлені істотні обмеження, фюзеляж моделюється з припущенням, що підйомна сила, яка створюється ним, набагато менша від підйомної сили крила. А це означає, що розрахунки можливо проводити тільки для літаків традиційної схеми. Також аналіз показав, що моделювання пілона двигуна в [4, 5] неможливо, а це обмежує область використання розроблених методик.

На сьогодні, моделювання руху газу що стискається здійснювалось і здійснюється багатьма відомими вченими в області аеродинаміки за допомогою систем рівнянь Нав'є-Стокса або, точніше, осередкованими за часом рівняннями Нав'є-Стокса (рівняння Рейнольдса) [10...13]. Ці рівняння максимально повно моделюють процеси, що проходять при обтіканні ЛА. Використовуючи ці методи можливо здійснювати моделювання об'єктів будь-якої складності з достатньою для практичних результатів точністю.

На сучасному рівні розвитку гідроаеродинаміки та обчислювальної техніки, найкращим інструментом для дослідження аеродинамічних характеристик ЛА є методи, що ґрунтуються на розв'язанні рівнянь Ейлера з подальшим корегуванням, де враховується вплив примежового шару.

Методики, які дозволяють оцінити параметри примежового шару, де використовується в якості вхідних даних розв'язок системи рівнянь Ейлера, є надто наближеними, адже вони не враховують ефект в'язкості. Основними вимогами для методу розв'язання рівнянь Ейлера є: другий порядок апроксимації за всіма змінними; монотонність; мала чутливість до розрахункової сітки; можливість введення різних обмежуючих умов; просте використання у комбінації з іншими числовими методами. Всім цим вимогам задовольняє схема Годунова-Колгана-Родіонова.

Професор Центрального аерогідродинамічного інституту (ЦАГІ) Рєпик Е.У. у свій час розробив метод ефективних довжин [12, 13], в основі якого лежить той факт, що модель розрахунку літака являє собою множину плоских або близьких до плоских чарунк. Відповідно для кожної чарунки можливо розрахувати параметри примежового шару так само як на пластині. Зшивання розв'язок у різних чарунках здійснюється за умови рівності товщини розрахунку примежового шару. Параметри примежового шару, які розраховані за допомогою методу Рєпика Е.У. [12, 13] залежать від локальних параметрів протікання навколо досліджуваного об'єкта. Однак, можливо вважати, що ці залежності дозволяють отримувати достовірні результати тільки для пластини, а розподіл їх на трьохмірні об'єкти з переважно трьохмірним обтіканням є досить наближеною моделлю. Окрім того, параметри примежового шару розраховуються у кожній наступній чарунці із використанням даних із попередньої чарунки. Розвиток (побудова) примежового шару проходить уздовж сіткових ліній, а не уздовж ліній потоку, що також є істотним спрощенням. Вищезазначені недоліки методу Рєпика Е.У. говорять про те, що до даних поправок потрібно відноситись тільки як до оцінок, що дозволяють якісно визначити вплив в'язкості на інтегральні аеродинамічні характеристики ЛА на етапі його проєктування.

Аналіз деяких числових методів, які можливо використовувати під час моделювання аеродинамічної інтерференції показав, що розрахункові сітки, які використовуються при розрахунках, бувають наступних видів: структуровані, неструктуровані та змішаного типу. Як зазначено в [13], ні один із типів розрахункової сітки не має явної переваги. Зокрема з вище наведених типів розрахункових сіток перевага надається неструктурованим розрахунковим сіткам тому, що їх можливо легко автоматично налаштовувати та адаптувати. Однак, у процесі розрахунків з неструктурованою розрахунковою сіткою виникають додаткові ускладнення, які пов'язані з розрахунковою схемою, що апроксимує рівняння.

В сучасних наукових роботах з гідроаеродинаміки в основному використовуються три моделі турбулентності, що замикають систему рівнянь Нав'є-Стокса, а саме: Спаларта-Алмараса, "q-c" та "k-c". Процес вибору серед них найбільш прийнятної моделі турбулентності ускладнений тим, що точність при розрахунку за цими схемами різна за різних режимів обтікання. А отже, складно

завчасно визначитись, яку саме схему доцільно вибрати для конкретної задачі.

Система рівнянь Нав'є-Стокса, які в свою чергу виводились із законів збереження маси, імпульсу (енергії) дозволяють спростити аналіз поведінки набігаючого потоку з урахуванням в'язкості. Якщо знехтувати в'язкими (дифузійними) членами, що входять в ці рівняння, залишивши тільки члени, що характеризують конвекційний переніс енергії та сили нормального тиску, то отримаємо систему рівнянь Ейлера [6...9]. У числовому моделюванні основні принципові складності виникають саме при розв'язанні цих невязких рівнянь. Метод, що є прийнятним для розв'язування рівнянь Ейлера, зазвичай може бути досить спрощено розповсюджений і на рівняння Нав'є-Стокса (принаймні, апроксимуючи дифузійні члени центральними різницями). При розв'язанні рівнянь Нав'є-Стокса (особливо при великих числах Рейнольдса) виникають складності іншого роду, які пов'язані з наявністю тонких примежових та вільних шарів зсуву та з турбулізацією течії [13].

Під час виведення рівнянь Нав'є-Стокса, коли записуються закони збереження маси, імпульсу та енергії для певного об'єму рідини (газу), необхідно вводити додаткові припущення про діючі внутрішні напруження та потоки тепла в суцільному середовищі. У той же час, принаймні, для не надто щільних газів, ці рівняння можуть бути достатньо точно виведені із рівнянь Больцмана для функції розподілу молекул газу (функція розподілу Максвелла) за швидкостями.

В ЦАГІ, ще в період 1995...2005 років були проведені параметричні дослідження інтерференції планеру та гондoli двигуна за наявності пілона, де були застосовані комбінації фізичних експериментів та математичних розрахунків. Експериментальні дані, що отримані в ЦАГІ дозволили визначити поправки, які пов'язані з наявністю працюючого двигуна. Це особливо важливо в тих випадках, коли необхідно передбачити з високою точністю аеродинамічні характеристики літака, що проєктується на етапі відпрацювання (формування) його конструктивної схеми.

Певний інтерес представляє підхід, що запропонований в ЦАГІ (Третьяков), де в гондолу моделі ЛА розміщується імітатор, який достатньо наближено моделює роботу реактивного двигуна. Це дозволяє отримати кількісні характеристики впливу струменю працюючого двигуна на аеродинамічні характеристики ЛА з достатньою для практики точністю. Зазначений підхід широко використовується в світовій практиці, наприклад в

аеродинамічних трубах ETW (Німеччина) та ARA (Великобританія).

Значна частина досліджень взаємодії струменів та несучих поверхонь проводилась шляхом фізичних експериментів, що обмежувалось їх дорожнечою та вузькою направленістю. Часто фізичні експерименти не дозволяють виявити тонкі аеродинамічні ефекти сумісного обтікання повітряним потоком планеру ЛА з працюючою силовою установкою. В даному випадку доцільно застосовувати комбінований експериментально-теоретичний метод дослідження, який поєднує сильні сторони фізичного експерименту (рис. 1) і розрахункового дослідження.



Рис. 1. Фрагмент експериментальної установки для вимірювання розподілу тиску на поверхні крила
Джерело: розроблено авторами

На практиці для реалізації аеродинамічних розрахунків також широко використовувався метод симетричних особливостей [14, 15]. При цьому, розрахунок здійснювався в два етапи. На першому етапі вирішувалася повна система рівнянь Ейлера та визначалися збурення, що вносяться двигуном у навколишній потік. На другому етапі вказані збурення вносилися в алгоритм визначення симетричних особливостей, що використовувалися для розрахунку параметрів інтерференції. Однак застосування вищезазначеного методу дозволяє проводити досить наближені розрахунки, тому що планер ЛА в свою чергу впливає на двигун, а отже й на збурення, що вносяться в потік цим же двигуном. З точки зору автора [15] перевагу мають ті методи, в яких двигун і планер розраховуються не окремо а разом. Цій же вимозі відповідає метод дискретних вихорів [16...19], але при цьому існують обмеження, які обумовлені можливістю коректної застосовуваності лінійних рівнянь. Крім того, заміна в розрахунку реальної моделі літака на спрощену схему вихорів призводить ще до додаткових втрат точності отриманих результатів.

В Центральному інституті авіаційного моторобудування (ЦІАМ) були розроблені різні підходи щодо вирішення задачі моделювання

двигуна у чисельному розрахунку. Для цієї мети досить ефективно використовується метод, який побудовано на моделі “вихрових дисків” [20, 21]. “Вихрові диски” моделюються спеціальними граничними умовами, які забезпечують різку зміну параметрів потоку в заданих областях. Це дозволяє моделювати проходження потоку через проточну частину двигуна. Параметри на “вихрових дисках” визначаються за результатами фізичних експериментів або ж із попереднього наближеного розрахунку.

Перевага даного методу полягає у можливості коректного включення схеми розрахунку двигуна в схему повного розрахунку літака та дозволяє досліджувати проходження різноманітних збурень через двигун, а також досліджувати їх вплив на роботу двигуна. Однак існують певні обмеження щодо застосування даної моделі, які обумовлені необхідністю забезпечення її стикування з основною методологією, а також забезпечення сумарної стійкості розрахункового алгоритму.

Висновки

Таким чином, на сьогодні для вирішення задач аеродинамічної інтерференції з багаточисельних методів моделі ідеальної рідини заслуговують на

увагу числово-аналітичний метод та панельний метод. Більш повну та достовірну інформацію щодо розрахунків несучих та моментних характеристик аеродинамічного профілю можливо отримати шляхом розв’язання повних рівнянь Нав’є-Стокса з набором моделей турбулентності. Однак вони складніші порівняно з попередньо зазначеними.

Для тих випадків, коли необхідно отримати аеродинамічні характеристики літака, що проектується з високою точністю, доцільно експериментально визначити поправки, які пов’язані з впливом працюючих двигунів.

Подальші дослідження за означеною тематикою доцільно спрямувати на апробацію запропонованих методик для вибору проектування перспективних вітчизняних літаків та їхнього виробництва для забезпечення потреб авіації Збройних Сил України та для обґрунтування шляхів впровадження у практику прийняття управлінських рішень, в тому числі, шляхом створення відповідних комп’ютерних програм в системі підтримки прийняття таких рішень.

Список літератури

1. Woodward F.A. A high order supersonic triplet singularity. – AIAA Paper, 1986, N 1815.
2. Rubin T.D. LOPAN-A low-order panel method for subsonic and supersonic flow // Aeronautical J. – May, 1989.
3. ЦАГИ основные этапы научной деятельности 1993-2003, под ред. доктора Дмитриева В.Г. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 576 с.
4. Jameson A., Schmidt W., Turkel E. Numerical solution of the Euler equations by finite volume methods using Runge-Kutta time-stepping scheme. AIAA-81-1259, June, 1981.
5. Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я., Крайко А.Н., Прокопов Г.П. Численное решение многомерных задач газовой динамики. – М.: Наука, 1976. – 401 с.
6. Дегтярин В.Ф. Основы аэрогидрогазодинамики: учебное пособие. – Кировоград: ГЛАД, 2006. – 192 с.
7. Chi X. CFD Analysis of the Aerodynamics of a Business – Jet Airfoil with Leading – Edge Ice Accretion / X. Chi, B. Zhu, H.E. Addy // Reno, Nevada, 42 nd Aerospace Meeting and Exhibit. – 5-8 January 2004.
8. Adam P. Thermal and chemical non-equilibrium Navier-Stokes solver, TINA. Technical Report ESA-ESTEC EWP-1724, YPA, August, 1993.
9. Malouin B., Gariépy M., Trépanier J.-Y., Laurendeau É. Installation and interference drag decomposition via RANS far-field methods. Aerosp. Sci. Technol., 2016, vol. 54, pp. 132 – 142.
10. David W., Levy Data Summary and Comparison, AIAA CFD Drag Prediction Workshop, June, 2001. – p. 16.
11. Bosniakov S., Fonov S., Jitenov V., Shenkin F., Vlasenko V. and Yatskevich N. Method for Noise Suppressing Nozzle Calculation and First Result of Its Implementation, Journal of Propulsion and Power, v. 14, № 1, January – February, 1998. – p. 101 – 109.
12. Репик Е.У. Приближенный расчет турбулентного пограничного слоя в сжимаемой жидкости при наличии градиента давления. М.: Журнал технической физики, т. XXVII, вып. 2, 1957. – С. 744 – 752.
13. Репик Е.У. Исследование турбулентного пограничного слоя. “Труды ЦАГИ”, 1965, вып. 972. – С. 3 – 41.
14. Ferziger J.H. Computational Methods for Fluid Dynamics / J.H. Ferziger, M. Peric // Springer, 2002. – p. 431.
15. Скоморохов С.И., Теперин Л.Л., Свириденко Ю.Н. Методы аэродинамического проектирования поверхности элементов летательных аппаратов с учетом особенностей местной интерференции. В книге “Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники.” – М.: Физматлит. 2005. – 195 с.

16. Сушак М.Б., Калкаманов С.А., Заріцький О.В., Гоцак В.В. Оцінка впливу роботи реактивних двигунів на аеродинамічні характеристики літака для різних варіантів геометричних параметрів їх розміщення відносно крила // 36. наук. праць НАКУ “ХАІ”, м. Харків, 2005. - Вип. № 41(2). - С. 30-38.

17. Сушак М.Б., Гоцак В.В. Про важливість аеродинамічно-обґрунтованого розміщення реактивних двигунів відносно крила літака на етапі його проектування // 36. наук. праць ХАІ, Харків, 2006. - Вип. № 4(47). - С. 39-45.

18. Сушак М.Б., Чигрин Р.М., Скляр О.І. Дослідження щодо компонування двигунів на літальному апараті // 36. наук. праць Харківського університету Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба, Харків, 2012 р. - Вип. № 3(31), - С. 84-89.

19. Сушак М.Б., Кушніренко О.В., Сиворакша Д.В., Дудник Т.Г. Моделювання аеродинамічної інтерференції при створенні перспективних літаків // 36. наук. праць ДНДІ ВС ОВТ, Черкаси, 2021. - Том 14 № 4 (2022). - С. 135-142.

20. S. Bosniakov Experience in integrating CFD to the technology of testing models in wind tunnels, Progress in Aerospace Sciences 34, November, 1998. – p. 391-422.

21. Босняков С.М., Акинориев В.О., Власенко В.В., Глазков С.А., Горбушин А.Р., Кожан Е.В., Михайлов С.В. Использование методов вычислительной аэродинамики в экспериментальных работах. ЦАГИ. Математическое моделирование, 2011, № 23(11), – С. 65-98.

Надійшла до редакції 28.10.2024

Схвалена до друку 18.11.2024

Відомості про авторів:

Сушак Михайло Борисович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
начальник науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-7747-2303>

Євмешкін Олександр Іванович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0009-0000-7660-2209>

Чернозубкін Ігор Олександрович

кандидат технічних наук
доцент
Центрального науково-дослідного інституту Збройних
Сил України,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-3243-4714>

Ткачук Олександр Вікторович

начальник науково-дослідної лабораторії
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-6496-291X>

Information about the authors:

Mykhaylo Sushak

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Head of Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-7747-2303>

Oleksandr Yevmeshkin

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0009-0000-7660-2209>

Igor Chernozubkin

Candidate of Technical Sciences
Associate Professor
Central Research Institute
of the Armed Forces of Ukraine,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-3243-4714>

Oleksandr Tkachuk

Head of Research Laboratory
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-6496-291X>

ANALYSIS OF SOME NUMERICAL METHODS FOR STUDYING AERODYNAMIC INTERFERENCE

M. Sushak, O. Yevmeshkin, I. Chernozubkin, O. Tkachuk

The results of the analysis of some numerical methods, which can be used in the modeling of aerodynamic interference at the stage of the preliminary design of the aircraft, are presented. Using the results of this analysis will speed up the selection of the most appropriate methods that allow simulating the airframe and its working engines with the same accuracy. The study of the modern methodology of numerical modeling of the flow around an aircraft of a complete layout will allow to identify the peculiarities of interference airframe and power plant elements.

The use of the methodological approaches proposed in the article will make it possible to determine the optimal layout of the aircraft in the formulation of the "wing-fuselage-engine" on the results of the achieved total aerodynamic characteristics.

Analyzes of modern armed conflicts shows that in most cases, the use of aviation has a decisive influence on the outcome of the conformation. Considering this, the main direction for the development of state aviation in Ukraine in the long term, with regard to the renewal of the military transport aviation fleet, is the design and production of advanced aircraft. Today, the world's leading aircraft manufacturing companies (Airbus, Boeing and others) are working on the creation of competitive aircraft, which are based on conceptually new schemes. This is explained by the fact that the optimization of the shape of the aircraft can improve the performance by only a fraction of a percent, and changes in the layout of the aircraft can lead to more significant positive changes in these characteristics. Aerodynamic interference between the components of a certain layout of the design scheme of the designed aircraft is relatively large, and even minor changes in the geometry of one of the parts can significantly affect the overall aerodynamic characteristics of the aircraft. It is especially important at the stage of aircraft design to investigate the interference of working engines and airframe at different stages of flight.

The purpose of the article is to present the results of the analysis of some approaches and methods that can be used in modeling aerodynamic interference, which is important in determining the total aerodynamic characteristics of advanced aircraft at the design stage. This article proposes such research methods (methodologies):

- proven computational methods for optimizing the shape of an aircraft at the initial design stage;*
- are also called methods of hydrodynamic singularities;*
- are used to study aerohydrodynamics based on various combinations of distributed and discrete hydrodynamic features;*
- calculate the bearing and moment characteristics of the profile in the framework of an ideal fluid; calculations based on the Navier-Stokes equations with a set of turbulence models that are used for more complete and reliable information for calculating the bearing and moment characteristics of the airfoil;*
- not considered separately from each other, but together;*
- method with subsequent solution of the boundary layer equations is used to take into account the effect of viscosity on the aerodynamic characteristics of the airfoil.*

Conclusion: For solving problems of aerodynamic interference, of the ideal fluid model, the most suitable are the numerical-analytical and panel methods. More complete and reliable information on the calculation of the bearing and moment characteristics of the airfoil can be obtained by solving the full Navier-Stokes equations with a set of turbulence models. For those cases when it is necessary to obtain the aerodynamic characteristics of an aircraft that is designed with high accuracy, it is advisable to experimentally determine the corrections that are associated with the influence of operating engines.

Keywords: aerodynamics, interference, wing, fuselage, power plant, geometric parameters, aircraft layout, viscosity of the medium, boundary layer.