

УДК 629.735

М.Б. Сушак<sup>1</sup>, Р.М. Чигрин<sup>2</sup>, О.І. Скляр<sup>3</sup><sup>1</sup>Центральний науково-дослідний інститут Збройних Сил України, Київ<sup>2</sup>Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків<sup>3</sup>Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

## ДОСЛІДЖЕННЯ ЩОДО КОМПОНУВАННЯ ДВИГУНІВ НА ЛІТАЛЬНОМУ АПАРАТІ

*Розглянуто вплив геометричних параметрів розміщення реактивних двигунів відносно крила літака на його аеродинамічні характеристики.*

**Ключові слова:** літальний апарат, силова установка, аеродинамічні характеристики, реактивний двигун, крило, планер.

### Вступ

Звісно що компоновання двигунів на літальному апараті (ЛА) залежить від типу і характеристик ЛА, а також від типу, кількості та габаритів двигунів.

Розташування двигунів на ЛА має відповідати ряду вимог, що стосуються ефективності й економічності ЛА включаючи експлуатаційні вимоги:

створення максимальної ефективності тяги при мінімальній питомій витраті палива;

стійка робота двигунів на всіх режимах польоту; захист двигунів від попадання сторонніх предметів під час зльоту, посадки або руління ЛА;

допустимі вібраційні навантаження від двигунів, що передаються ЛА;

низький рівень акустичного шуму; пожежна безпека та мінімальні теплові потоки від двигунів до елементів конструкції ЛА;

зручний доступ до агрегатів і вузлів двигунів під час їх експлуатації та ремонту [1].

Компоновання двигунів силової установки (СУ) на ЛА мають також великий вплив на його аеродинамічні характеристики:

мінімальний додатковий опір, який створює силова установка ЛА;

мінімальний вплив двигунів на характеристики стійкості та керованості ЛА;

максимальне використання енергії швидкісного напору повітря на вході в повітрязабирачі двигунів [1].

Актуальність наукових досліджень щодо впливу геометричних параметрів розміщення реактивних двигунів відносно крила літака та його аеродинамічні характеристики існує. Проведення вищезазначених досліджень пропонується проводити за структурно-логічною схемою, що наведена на рис. 1.

Сумісне просторове обтікання крила з встановленими на ньому реактивними двигунами потоком повітря є надто складним процесом з інтерференційними явищами [2, 3].

**Метою статті** є обґрунтування раціональних геометричних параметрів розміщення реактивних

двигунів відносно крила літака з урахуванням впливу на сумарні аеродинамічні характеристики.

### Основний розділ

Звісно, що успішний результат проектування сучасного військово-транспортного літака в значній мірі залежить від вдалого об'єднання планеру та СУ. Для цього недостатньо спроектувати планер, що має високу аеродинамічну і вагову досконалість, закріпити на ньому двигуни з малою питомою витратою палива і малою питомою вагою. У кожному конкретному випадку компоновання ЛА існує своя сукупність геометричних параметрів, що забезпечує його мінімальну шкідливу інтерференцію, особливо на крейсерських режимах польоту.

Забезпечення високої аеродинамічної ефективності використання енергії реактивного струменя та відповідне компоновання ЛА, що її втілює можливе лише при наявності розрахункових методів, які дозволяють з достатньою точністю визначити геометричні параметри розміщення реактивних двигунів відносно крила літака, фюзеляжу та оперення. 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 і розрахункового дослідження.

Для вивчення вихрової структури сумісного обтікання ЛА з працюючою СУ бажано провести попередній якісний фізичний експеримент в гідродинамічній трубі. Експериментальні дослідження, що проводяться в гідродинамічній трубі на моделі конкретного літака мають показати фізику впливу режиму роботи двигунів на їх розміщення відносно крила та на картину розподілу поля швидкостей в області горизонтального

оперення. Експеримент має дати змогу вивчити вихрову структуру моделі літака та різних кутах атаки та ковзання при імітації витікання реактивного струменя з фіксованими швидкостями. Коли обтікання крила моделі літака буде плавним (безвідривним), а вихрові пелени сходять лише з його задніх крайок це дозволить при послідовних розрахунках використати безві-

дривну та стаціонарну математичну модель. Якщо експерименти покажуть досить складну конфігурацію вихрової структури літака і струменів, то при математичному моделюванні необхідно застосовувати нелінійну модель, що узгоджується з рівняннями нерозривності при нелінійних граничних умовах на жорстких поверхнях та поверхнях тангенціонального розриву.

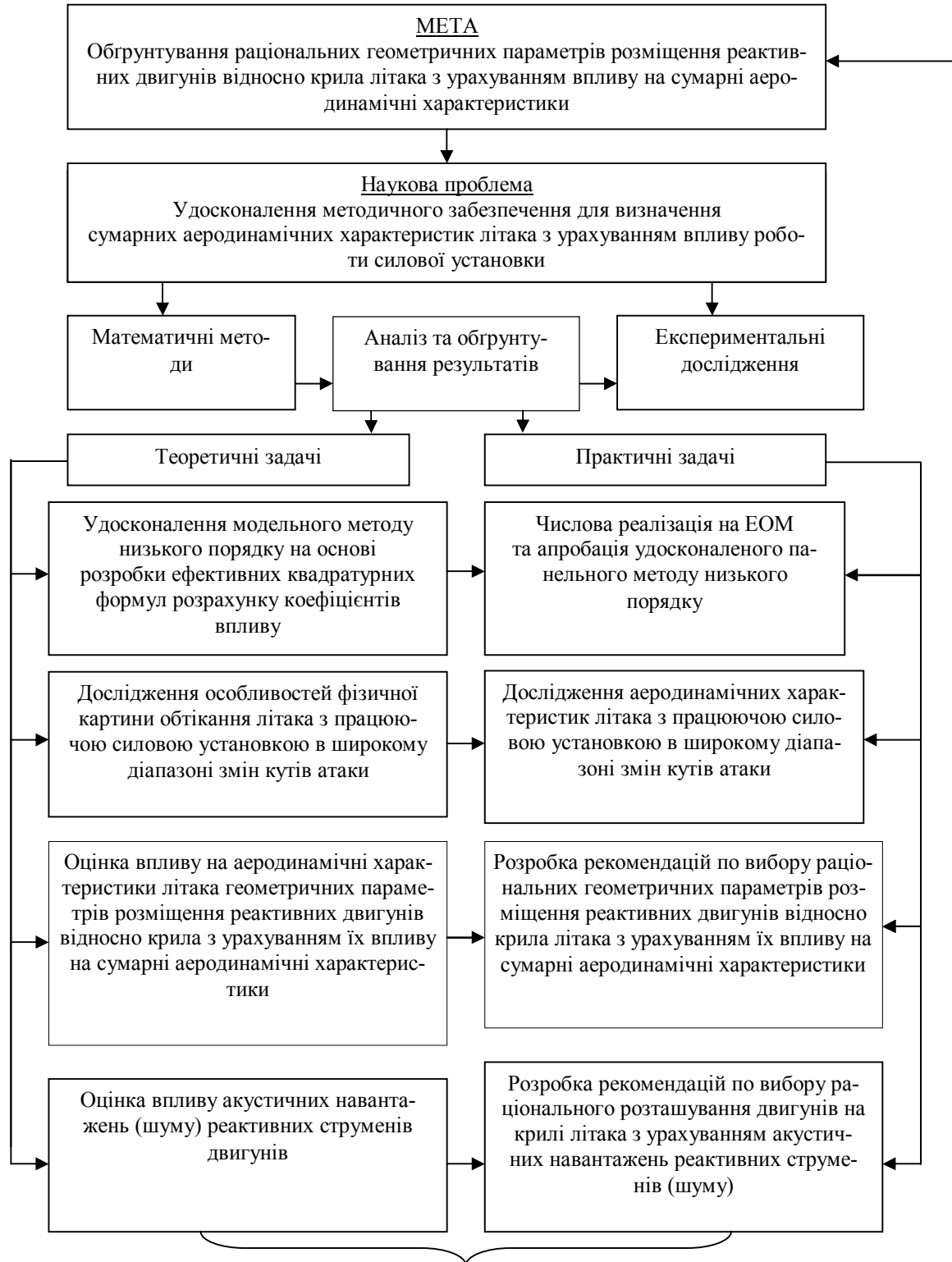


Рис. 1. Структурно-логічна схема проведення досліджень щодо компоновки двигунів на літальному апараті

Іншою складовою експериментальних досліджень є фізичні експерименти в аеродинамічних трубах дозвукових швидкостей. Зазначені експерименти мають проводитись на заключному етапі формування науково-методичного апарату для визначення сумарних аеродинамічних характеристик літака з урахуванням впливу роботи силової установки на етапі перевірки адекватності математичної моделі, що лежить в його основі.

Моделі крил, що досліджуються мають бути виготовлені з відповідними геометричними характеристиками. Розрахунок аеродинамічних коефіцієнтів має здійснюватися за загальноприйнятими формулами з урахуванням поправок. Створення струменя в експерименті здійснюється за допомогою імітатора реактивного двигуна, що являє собою ежектор з камерою змішування, до якого через колектори підводиться стиснене повітря. Кількість колекторів уздовж радіуса вхідного пристрою ежектора вибирається з умови забезпечення необхідної відносної довжини камери змішування при заданій довжині імітатора. Масова кількість повітря, що використовується для обдування моделі крила, може замірюватись за допомогою стандартної мірної шайби з урахуванням похибок. Для мінімально можливого захарашування моделлю робочої частини аеродинамічної труби кріплення та підвід робочого газу (повітря) мають бути скомпоновані як одне ціле. За характерну площу приймається площа моделі крила в плані. Для дослідження розподілених характеристик моделі крила конструкція останнього має бути з відповідними дренажами. За відомими значеннями коефіцієнтів тиску будуються епюри розподілу останнього по хорді крила. Коефіцієнт піднімальної сили обчислюється шляхом інтегрування. Режим роботи імітатора може задаватися значенням коефіцієнта тяги  $C_p = P_\infty / qS$ , де  $P_\infty$  – тяга імітатора,  $q$  – швидкісний натиск незбуреного потоку в робочій частині труби,  $S$  – площа крила. Значення  $C_p$  імітатора при проведенні досліджень змінюється залежно від кількості повітря, що видувається через нього. Коефіцієнт ежекції  $n = G_2 / G_1$ , де  $G_2$  та  $G_1$  – питома кількість, відповідно, ежектованого і ежектуючого повітря. Імітатор встановлюється в районі передньої крайки крила за допомогою координатника (трьох незалежних в переміщенні платформ) і може переміщуватися одночасно вздовж вісей  $OX$ ,  $OY$ ,  $OZ$ . З метою згладження пульсацій тиску повітря підводиться трубопроводом від ресиверів (балонів з стисненим повітрям) через знижуючий редуктор і далі – через стандартну мірну шайбу до імітатора.

В ході експериментальних досліджень мають проводитись вагові виміри піднімальної сили моделі крила, а також визначено характер розподілу тиску по хорді крила при різних режимах обдування, а також зі зміною геометричних параметрів взаємного розміщення крила та імітатора. У разі відсутності

закрученості потоку навколо осі струменя в ході фізичного експерименту враховуються лише по вздовжні зміни швидкості потоку [4 – 6].

Аналіз існуючих числових методів, які можливо використати при дослідженні впливу геометричних параметрів розміщення реактивних двигунів відносно крила літака на його аеродинамічні характеристики показав що: аналітичні рішення диференціальних рівнянь (ДР) руху газу знайдені тільки для простих течій. Для течій, являючи практичний інтерес при аналізі аеродинаміки ЛА з працюючою СУ, отримати рішення ДР руху газу у замкненому вигляді не є можливим через їх складність.

При використанні розрахункових методів для вирішення рівнянь руху газу диференціальні рівняння в часткових похідних апроксимуються системою алгебраїчних рівнянь.

В залежності від способу формування систем алгебраїчних рівнянь розрізняють дві групи розрахункових методів:

1. Методи граничних елементів (методи гідродинамічних особливостей).
2. Методи поля (методи кінцевих різниць, методи кінцевих елементів, методи кінцевих об'ємів, спектральні методи).

В методах граничних інтегральних рівнянь (граничних елементів) системи лінійних алгебраїчних рівнянь (СЛАР) формуються в результаті дискретизації інтегрального представлення рішень лінійних ДР або в результаті застосування методу суперпозиції, коли загальне рішення ДР в часткових похідних представляється у вигляді суми часткових рішень, що мають фізичний зміст течій від елементарних гідродинамічних особливостей, які розподілені по поверхні ЛА. Як результат, в методах граничних елементів визначаюча СЛАР зв'язує між собою невідомі значення параметрів лише на граничних поверхнях.

Методи граничних елементів (МГЕ) застосовуються для вирішення лінійних та квазілінійних ДР.

В методах поля, на відміну від МГЕ, вихідні ДР в часткових похідних замінюються наближеними залежностями у кожній точці розрахункової області. Отже, в методах поля СЛАР містяться невідомі значення параметрів у всій розрахунковій області. Число вузлових точок, необхідне для побудови рішення з достатньою для практичних цілей точністю, в методах поля залежить від розмірності та геометричної складності завдання та від величин градієнтів зміни параметрів течії. Для дослідження течії навколо ЛА (його обтікання) з працюючою силовою установкою в цілому необхідна побудова розрахункової решітки, що складається з десятків мільйонів вузлових точок. Процес побудови числового рішення в методах поля навіть для стаціонарних завдань здійснюється методом послідовних наближень та в залежності від характеру за-

вдання кількість ітерацій може варіюватися від декількох сотень до декількох тисяч.

Крім того, істотними недоліками методів кінцевих різниць та методів кінцевих елементів є:

необхідність у побудові у розрахунковій області коректної розрахункової решітки, задовольняючої, окрім інших вимог, вимогу ортогональності до поверхні тіла та плавного спряження граней сусідніх чарунок (кут стику граней сусідніх чарунок обмежується величиною порядку  $5^\circ \dots 15^\circ$ ). Ці вимоги зформовані з умови забезпечення необхідної точності апроксимації метричних коефіцієнтів для просторових чарунок та граничних умов на поверхні тіла (для методу кінцевих різниць), а також умовою відсутності розривів фізичних величин між суміжними чарунками (для методу кінцевих елементів);

труднощі щодо витримування граничних умов на поверхні тіла складної форми (для методу кінцевих різниць) та на нескінченному віддаленні від неї (як для методу кінцевих різниць (МКР), так і для методу кінцевих елементів);

необхідність забезпечення консервативності кінцево-різничних апроксимацій рівнянь Нав'є-Стокса у криволінійних координатах, так як ці рівняння описують дивергентну форму лише в декартових координатах;

малий крок за часом, необхідний для забезпечення критерію стійкості у кінцево-різничних методах, що потребує, для сходження числового рішення великої кількості ітерацій.

Застосування методу граничних інтегральних рівнянь для вирішення диференціальних рівнянь руху газу дозволяє обійти вищезазначені недоліки через те, що:

на одиницю знижується розмірність краєвої задачі та відпадає необхідність побудови просторової розрахункової решітки навколо моделі ЛА;

граничні умови на нескінченному віддаленні від тіла автоматично задовольняються фундаментальним рішенням, що враховує асимптотичну характеристику рішення на нескінченності;

крок за часом у методі інтегральних рівнянь набагато більший, ніж у методах кінцевих різниць та кінцевих елементів.

Перераховані переваги МГЕ роблять їх ефективними для аналізу обтікання ЛА потенційним потоком ідеальної рідини.

В аеродинаміці МГЕ відомі як панельні методи або методи гідродинамічних (поверхневих) особливостей. Панельні методи класифікуються за типом використовуваних гідродинамічних особливостей: витоків (стоків), диполів, вихорів та їх комбінацій, а також за порядком розподілу цих особливостей. Застосування розподілу витоків призводить до інтегрального рівняння з слабкою сингулярністю, що не викликає труднощів, зв'язаних

зі стійкістю та сходимістю рішень. В той же час, панельні методи, що основані на розподілі потенціалу простого шару, доречні тільки для дослідження безциркуляційних течій та для розрахунку обтікання несучих поверхонь, при цьому вводиться розподіл диполів по серединній поверхні, що ускладнює числову модель. Панельні методи з використанням замкнених вихорових рамок потребують використання регуляризуючої змінної або введення додаткових контрольних точок всередині тіл, в яких задається умова відсутності збурених швидкостей. Аналіз панельних методів показує, що найбільш практичним є метод збурених потенціалів Морино, де застосовується інтегральне представлення гармонічних функцій у вигляді суми потенціалів простого та подвійного шару.

В той же час, практика використання панельного методу Морино для рішення задач аеродинамічного моделювання ЛА показала, що панельному методу Морино притаманна розрахункова недетермінованість, яка проявляється у коливальному характері числового рішення завдання обтікання тіл, що мають: негладку форму; незначну хвилястість поверхні або складні геометричні обводи, якими є поверхня фіюзеляжів та крил ЛА нетрадиційних схем.

Таким чином, при дослідженні щодо компонування двигунів на ЛА за основу можливо взяти варіант завдання дослідження аеродинамічних характеристик літака з урахуванням роботи його силової установки в широкому діапазоні зміни кутів атаки шляхом комплексного застосування методів фізичного моделювання в аеродинамічній трубці та методів математичного моделювання з рішенням зовнішньої краєвої задачі Неймана для гармонічної функції з наступними граничними умовами:

1. Непротікання на поверхнях тіла S

$$\frac{\partial \varphi}{\partial n} \Big|_S = -\bar{V}_\infty \cdot \bar{n},$$

де  $\bar{n}$  – вектор зовнішньої нормалі до поверхні S;

$\varphi$  – потенціал збуреної швидкості;

$\bar{V}_\infty$  – вектор швидкості незбуреного потоку.

2. Затухання збурень на нескінченному віддаленні від тіла

$$\lim_{r \rightarrow \infty} \nabla \varphi = 0.$$

3. Динамічної та кінематичної умов на вихровій пелені

$$\Delta P / S_w = \frac{p_+ - p_-}{S_w} = 0; \quad \bar{V} \cdot \bar{n} / S_w = 0,$$

де  $p_+$  та  $p_-$  – тиск, відповідно, на верхній та нижній стороні поверхні вихрової пелени  $S_w$ .

4. Умова Кутта-Жуковського на кромках крила, з яких сходять вихрова пелена.

Вплив сил в'язкості практично не позначається на величинах коефіцієнтів аеродинамічних моментів нормальної та поперечної сил. Це пояснюється як малою величиною сил тертя порівняно з силами тиску, так і взаємним врівноваженням сил від тангенціальних навантажень. Тому у виразах для визначення коефіцієнтів аеродинамічних сил і моментів вплив сил в'язкості враховується тільки для коефіцієнта поздовжньої сили опору  $C_x$ . Зведення краєвої задачі сумісного обтікання ЛА з працюючою СУ до СЛАР може здійснюватися наступним чином [7, 8].

Інтегральне представлення рішення диференціальних рівнянь у вигляді суми потенціалів простого та подвійного шарів має вигляд

$$\varphi = E \iint_{S+S_w} \varphi \frac{\partial}{\partial n} \cdot \frac{1}{r} dS - E \iint_S \frac{1}{r} \frac{\partial \varphi}{\partial n} dS, \quad (1)$$

де  $E = 0$  (всередині замкнутого тіла  $S$ ),  $E = 2\pi$  (на поверхні  $S$ ),  $E = 4\pi$  (поза поверхнею  $S$ );  $r$  – відстань між точками інтегрування  $dS$  та обчислення потенціалу  $\varphi$ .

Значення нормальної похідної потенціалу на поверхні  $S$  визначається граничною умовою непротікання

$$\frac{d\varphi}{dn} = -(\bar{V}_\infty + \bar{V}') \cdot \bar{n}, \quad (2)$$

де  $\bar{V}_\infty$  – вектор швидкості незбуреного потоку і  $\bar{V}'$  – швидкість, що індукована іншими тілами, у розрахунковій точці на поверхні  $S$ .

Інтегральне рівняння (1) вирішується чисельно методом колокацій. Апроксимуючи поверхню  $S$  сукупністю панелей  $G_h$ .

Умова Кутта-Жуковського на задній крайці виконується шляхом задання напрямку сходження вихрової пелени по бісектрисі та відсутності стрибка потенціалу у тангенціальному напрямку зверху та знизу задньої крайки.

Матриця елементів СЛАР має діагональну перевагу. Тому для числового рішення раціонально використовувати ітераційні методи лінійної алгебри.

Матриця елементів СЛАР має діагональну перевагу.

Тому для числового рішення раціонально використовувати ітераційні методи лінійної алгебри.

На основі отриманого розподілу потенціалу по поверхні тіла здійснюється розрахунок швидкостей, коефіцієнтів тиску, сил і моментів.

Швидкості на поверхні розраховуються за формулою трьохточкової різносної схеми. Після знаходження повної швидкості на поверхні  $h$ -ої панелі визначається значення коефіцієнта надлишкового тиску:

– для стаціонарних задач (за рівняннями Бернуллі)

$$C_{p_h} = 1 - \bar{V}_h^2; \quad (3)$$

– для нестационарних задач (за інтегралом Коші-Лагранжа)

$$C_p = 1 - \bar{V}_h^2 - 2 \left( \frac{\partial \varphi}{\partial t} \right)_h, \quad (4)$$

де  $\left( \frac{\partial \varphi}{\partial t} \right)_h$  – значення похідної за часом від потенціалу збурених швидкостей у розрахунковій точці (в центрі  $h$ -ої панелі).

$$\bar{V}_h = V_h / V_\infty, \quad (5)$$

де  $V_h$  – значення повної швидкості в центрі  $h$ -ої панелі.

Величина  $\left( \frac{d\varphi}{dt} \right)_h$  розраховується за допомогою односторонньої різносної схеми.

$$\left( \frac{d\varphi}{dt} \right)_h \approx \frac{\varphi_h^{(n)} - \varphi_h^{(n-1)}}{\Delta t}, \quad (6)$$

де  $\Delta t$  – розрахунковий крок рішення нестационарної задачі;  $h$  – номер ітерації за часом.

Для розрахування коефіцієнтів впливу  $C_{hk}$  (від диполя) та  $b_{hk}$  (від витоку), що являють собою сингулярні інтеграли, поверхня панелі апроксимується сегментом гіперболічного параболоїда.

Надалі формуються квадратурні формуляри розрахунку однорідних потенціалів подвійного та простого шарів.

$$\begin{aligned} C_{hk} &= I_D(1,1) - I_D(1,-1) - I_D(-1,1) + I_D(-1,-1); \\ b_{hk} &= I_S(1,1) - I_S(1,-1) - I_S(-1,1) + I_S(-1,-1), \end{aligned} \quad (7)$$

де  $I_D$ ,  $I_S$  – невизначені інтеграли відповідно від диполя та витока одиничних інтенсивностей;  $k$  – панель;  $h$  – контрольна точка.

Сходження ітераційного процесу рішення нелінійних та нестационарних задач аеродинаміки методом гідродинамічних особливостей в значній мірі залежить від коректності вибору параметрів дискретизації неперервної краєвої задачі.

Аналіз панельного методу Морино показує, що його істотним недоліком є розрахункова недетермінованість квадратурних формул визначення коефіцієнтів впливу  $C_{hk}$  та  $b_{hk}$ , що призводить до малої обумовленості матриці СЛАР. Підвищити розрахункову ефективність панельного методу Морино можливо за рахунок спрощення без втрати точності квадратурних формул розрахунку коефіцієнтів впливу  $C_{hk}$  та  $b_{hk}$ .

Стосовно математичного моделювання роботи газотурбінного двигуна (ГТД) існують варіанти, де за основний параметр режиму роботи СУ є коефіцієнт тяги.

$$C_p = \frac{P}{q_\infty S}, \quad (8)$$

де  $P$  – реактивна тяга ГТД.

$$P = G_{\text{пов.}\Sigma}(V_c - V_\infty) + F_c(p_c - p_\infty), \quad (9)$$

де  $G_{\text{пов.}\Sigma}$  – кількість повітря, що проходить через двигун;

$V_c$  – швидкість витікання газів із сопла;

$F_c$  – площа сопла;  $p_c$  – статичний тиск газів на виході з сопла.

В якості основи моделювання двигуна береться гіпотеза «активних перерізів». Вважається, що в середині двигуна, що імітується тілом з протоком заданої форми, визначені перерізи, в яких здійснюється підведення механічної енергії.

Фізично активний переріз з підведенням механічної енергії відповідає парі співвісних гвинтів (вентів компресорів), що обертаються у різні сторони та забезпечують навантаження на охоплювану площу. Математичною моделлю такого активного перерізу буде поверхня розриву повного та статичного тисків.

## Висновки

Узагальнюючи слід зазначити, що місце положення мотогондол по розмаху крила і характеристики жорсткості пілонів мотогондол є важливим фактором, що впливає на флатерні характеристики крила. Встановлення мотогондол на пілоні над крилом дає можливість отримати додаткову підйомну силу за рахунок його обдуву реактивним струменем і це є перспективним напрямком в літакобудуванні. Це в свою чергу призводить до зменшення посадочної швидкості літака, а отже збільшує його термін служби внаслідок пом'якшення дару при посадці. Також є перспектива збільшення безпеки польоту через зменшення швидкості приземлення та покращення умов огляду із кабіни при пологому заході на посадку і більш крутих глісадах. Для компоновки літака з нижнім розташуванням мотогондол в якості механізації більш ефективно вико-

ристовувати зсувні щілинні закрилки. Для максимально можливої реалізації ефекту Коанда при верхньому розташуванні мотогондол ефективно використовувати механізацію крила у вигляді багатосекційних поворотних закрилків.

## Список літератури

1. Терещенко Ю.М. *Авіаційні газотурбінні двигуни* / Ю.М. Терещенко, М.М. Мітрахович. – К., 2001. – 312 с.
2. Сушак М.Б. *Один з підходів щодо аеродинамічно обґрунтованого розміщення реактивних двигунів на крилі літака* / М.Б. Сушак, М.В. Куцак // *Збірник наукових праць ЦНДІ ОВТ ЗС України* – 2009. – Вип. 12. – С. 42-46.
3. Кюхеман Д. *Аэродинамическое проектирование самолетов* / Д. Кюхеман. – М.: Машиностроение, 1985. – 656 с.
4. Дубов Н.А. *Моделирование взаимодействия силовой установки и планера летательного аппарата при испытаниях в аэродинамических трубах* / Н.А. Дубов // *Труды ЦАГИ*. – 1976. – Вып. 1818. – С. 12-27.
5. *Разработка программ испытаний в аэродинамических трубах моделей самолетов с силовой установкой* // *Техническая информация ЦАГИ*. – 1972. – № 18 – С. 3-23.
6. *Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик прямоугольных пластин различного удлинения в широком диапазоне углов атаки* // *Труды ЦАГИ*. – 1974. – Вып. 1621. – С. 3-11.
7. Гайдаенко В.И. *Метод расчета стационарного и нестационарного обтекания летательного аппарата с работающей силовой установкой* / В.И. Гайдаенко, В.В. Гуляев, А.А. Колганов // *Применение ЭВМ для исследования аэродинамических характеристик ЛА: Труды ВВИА им. Н.Е. Жуковского* – 1986. – Вып. 1313. – С. 272-280.
8. *Вплив геометричних параметрів військово-транспортного літака на його льотно-експлуатаційні властивості* / М.Б. Сушак // *Тези доповідей виступів учасників конференції «Сучасний стан та проблеми авіаційної техніки Військово-Повітряних Сил Збройних Сил України»*. – К.: НЦ ВПС ЗС України. – 2004. – С. 76-77.

Надійшла до редколегії 10.07.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. С.А. Калкаманов, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

## ИССЛЕДОВАНИЯ ПО КОМПОНОВКИ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЛЕТАТЕЛЬНОМ АППАРАТЕ

М.Б. Сушак, Р.Н. Чигрин, О.И. Скляр

*Рассмотрено влияние геометрических параметров размещения реактивных двигателей относительно крыла самолета на его аэродинамические характеристики*

**Ключевые слова:** летательный аппарат (ЛА), силовая установка (СУ), аэродинамические характеристики, реактивный двигатель, крыло, планер.

## RESEARCH IS IN RELATION TO ARRANGEMENT OF ENGINES ON AIRCRAFT

M.B. Sushak, R.M. Chigrin, O.I. Sklyar

*Influence of geometrical parameters of placing of ramjets is considered relatively wings of airplane on his aerodynamic descriptions.*

**Keywords:** aircraft (AC), power-plant (PP), aerodynamic descriptions, ramjet, covered, glider.