УДК 533.694.73

DOI: http://dx.doi.org/10.20535/2219-380413201569049

Волинець О. А.[1]**,** *бакалавр***, Зінченко Д. М.**[2]**,** *к.т.н., доцент*

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СТІЙКОСТІ ТА КЕРОВАНОСТІ ЛІТАКА НА КРИТИЧНИХ КУТАХ АТАКИ

En The aim of this paper is to study the effect of different combinations of structural funds management boundary layer of air on the aerodynamic characteristics of the aircraft, the development of guidelines for the selection of the most successful combination of sagging, vortex, vortex generators, as well as the geometric shape, size, location of the selected funds.

To conduct the study were considered layout of the aircraft 'wing + fuselage "burly and turbulence; burly and vortex generators.

Scientific novelty lies in the combination of the existing structural funds management boundary layer of air (sagging, vortex, vortex generators) to ensure the best aerodynamic characteristics and parameters of stability and controllability.

This article describes the panel and the vortex method of calculating the aerodynamic aircraft required to perform research and development guidelines.

Examining the results of calculations, we can say that the most successful combination is a combination of sagging and vortex generators. It can significantly increase the load-bearing properties of the aircraft, especially at the critical angles of attack, the critical angle of attack, as well as the effectiveness of the cross-government. The developed guidelines can be used for any purpose aircraft, of any size.

Ru Описан панельно-вихревой метод аэродинамического расчета самолета, необходимый для проведения исследования и разработки методических рекомендаций.

Исследуя результаты расчетов, можно сказать, что наиболее удачным сочетанием является комбинация наплывов и генераторов вихрей. Она позволяет значительно увеличить несущие свойства самолета, особенно на критических углах атаки, критический угол атаки, а также эффективность органов поперечного управления. Разработанные методические рекомендации можно использовать для самолетов любого назначения, любых габаритов.

Вступ

Політ літака на критичних кутах атаки є небезпечним, оскільки за певних обставин (дія вертикальних поривів, помилка льотного екіпажу в керуванні тощо) може призвести до виникнення таких критичних режимів, як звалювання, авторотація, штопор, які характеризуються погіршенням стійкості та керованості літака [1, 2].

[1] *Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», факультет авіаційних і космічних систем*
[2] *Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Кафедра приладів та систем керування літальними апаратами*

Тому конструктивні рішення, які дозволяють збільшити критичний кут атаки, максимальний коефіцієнт підіймальної сили, покращити ефективність органів керування на великих кутах атаки завжди будуть актуальними.

Використовуючи багаторічний досвід, вчені, інженери винайшли багато конструктивних рішень, які дозволяють поліпшити стійкість та керованість літального апарату на великих кутах атаки. Це турбулізатори, напливи, генератори вихорів тощо [3, 4].

Напливи крила генерують вихори, які виконують роль рідких перегородок, що не дають примежовому шару повітря перетікати вздовж розмаху крила. Таким чином локалізується зона відриву потоку повітря, забезпечуючи плавне обтікання кінцевих перерізів крила літака, де розташовуються органи поперечного керування (елерони, інтерцептори), тобто покращується їх ефективність на великих кутах атаки.

Крім того, вихори, які створюються напливами є джерелами низького тиску, які збільшують коефіцієнт підіймальної сили.

Турбулізатори та генератори вихорів створюють вихори, які забезпечують зв'язок між ідеальним потоком повітря, де в'язкість практично не проявляється і примежовим шаром, збільшуючи кінетичну енергію останнього і, таким чином, затягуючи відрив потоку на більший кут атаки [5, 6].

Постановка задачі

Визначити аеродинамічні характеристики літака компоновки "крило+фюзеляж" з комбінаціями конструктивних засобів керування примежовим шаром (турбулізаторів з напливами, генераторів вихорів з напливами). Порівняти результати розрахунку та вибрати найкраще поєднання, і дати методичні рекомендації щодо вибору геометричної форми, розмірів, місцерозташування для забезпечення кращих аеродинамічних параметрів.

Методика визначення аеродинамічних характеристик

Розрахунок аеродинамічних характеристик літака був проведений в програмному комплексі *PANSYM*, який реалізовує панельно-вихровий метод симетричних особливостей аеродинамічного розрахунку. Суть методу полягає в наступному: по панелях поверхні крила розподіляються шари джерел і вихорів, причому інтенсивність вихрового шару змінюється за лінійним законом уздовж хорди панелі, а інтенсивність шару джерел постійна в межах панелі. Інтенсивності джерел і вихорів однакові на протилежних сторонах крила в межах однієї смуги панелей. Граничні умови не протікання виконуються в контрольних точках, розташованих в

центрах панелей, а умова Чаплигіна–Жуковського виконується шляхом прирівнювання інтенсивності вихрового шару на задній кромці нулю.

Для наближеного обчислення швидкості індукованими безперервними шарами гідродинамічних особливостей була запропонована апроксимація кінцевою сумою швидкостей від дискретних особливостей у вигляді вихрових відрізків і відрізків джерел розташованих на панелі.

Кількість дискретних особливостей розташованих в межах панелі моделюють відоме безперервне розподіл по хорді панелі не є постійним. Воно залежить від відстані від центру панелі до точки де визначається швидкість, змінюється від 1 до 64 відрізків. Сумарна циркуляція вихорів і сумарна інтенсивність джерел на панелі не залежить від кількості відрізків. Швидкість від безперервного шару вихорів апроксимується наступним виразом:

$$\vec{V}^{\gamma} = \sum_{i=1}^{N} \vec{V}_i^{\gamma} \vec{\gamma}_i ,$$

$\vec{\gamma}_i = \dfrac{2i-1}{N^2}$, $\vec{V}_i^{\gamma}$ – швидкість, яка індукується i-им підковоподібним вихором;

N – число дискретних особливостей на панелі.

Для геометрії панелі, наведеної на рис. 1 вираз для швидкості має наступний вигляд:

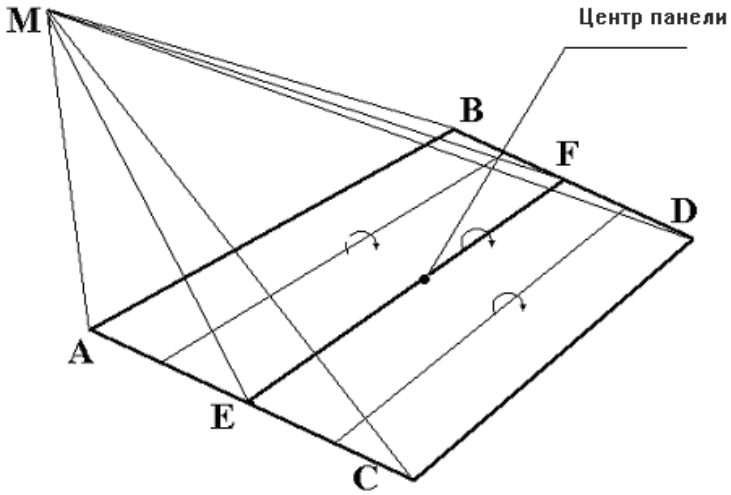

Рис. 1. Розрахункова схема панельно-вихрового методу

$$\vec{V}_i^{\gamma} = \frac{1}{4\pi}\left(\frac{CA\times CM}{|CA\times CM|^2}\left[\frac{CA\times CM}{|CM|} - \frac{CA\times \vec{q}_i}{|\vec{q}_i|}\right]\right) +$$

$$+\frac{1}{4\pi}\left(\frac{\vec{a}_i\times \vec{q}_i}{|\vec{a}_i\times \vec{q}_i|^2}\left[\frac{\vec{a}_i\times \vec{q}_i}{|\vec{q}_i|} - \frac{\vec{a}_i\times \vec{p}_i}{|\vec{p}_i|}\right]\right) +$$

$$+\frac{1}{4\pi}\left(\frac{BD\times DM}{|BD\times DM|^2}\left[\frac{BD\times \vec{p}_i}{|\vec{p}_i|} - \frac{BD\times DM}{|DM|}\right]\right),$$

де: $\vec{q}_i = CM - \left(\frac{2i-1}{2N}\right)CA$; $\vec{p}_i = DM - \left(\frac{2i-1}{2N}\right)BD$;

$$\vec{a}_i = CD - \left(\frac{2i-1}{2N}\right)(CA+BD).$$

Загальний алгоритм пропонованої методики розрахунку аеродинамічних характеристик літака наведено нижче на рис. 2.

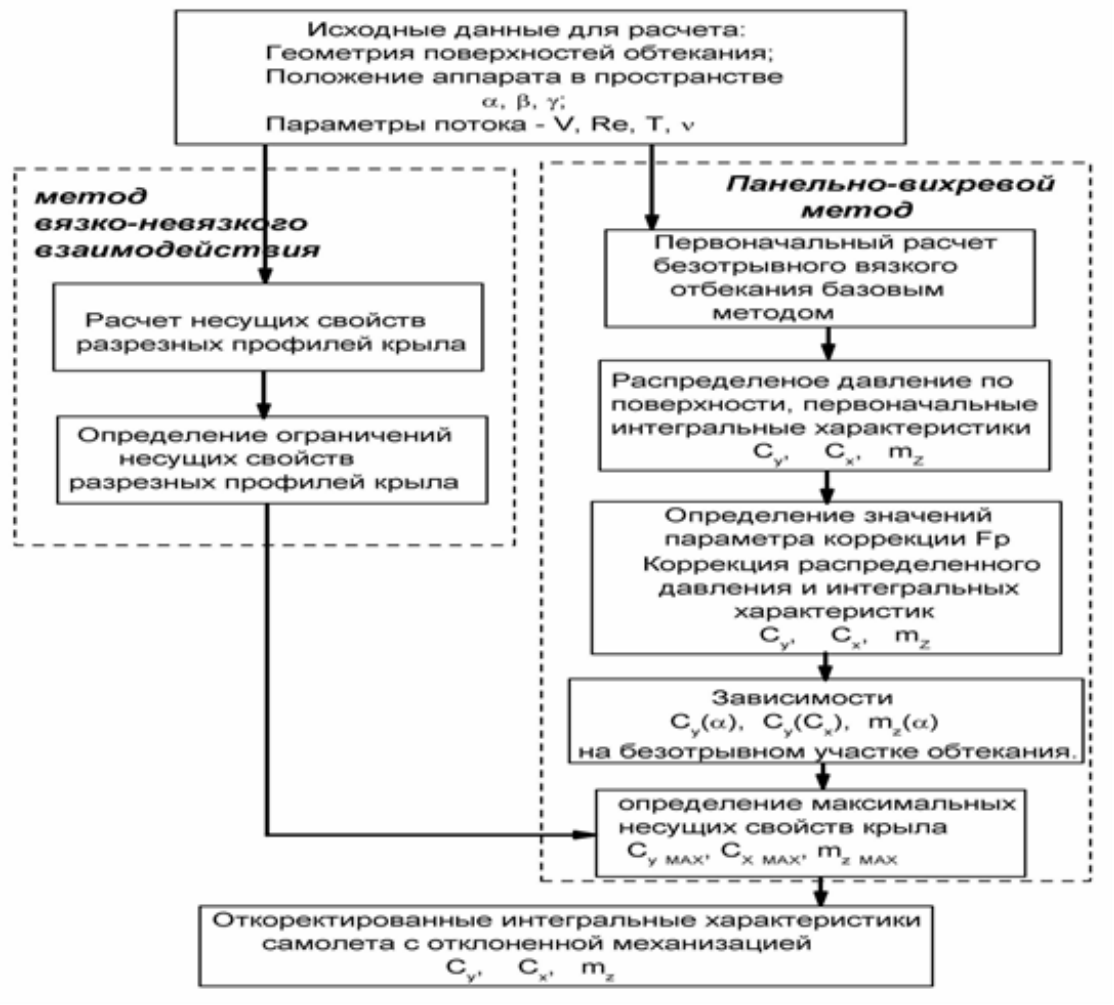

Рис. 2. Алгоритм методики розрахунку аеродинамічних характеристик

Розрахункові моделі

Досліджувалися компоновки літака "крило+фюзеляж" з гладким крилом (рис. 3) та комбінаціями турбулізаторів та напливу (рис. 4), генераторів вихорів та напливу (рис. 5).

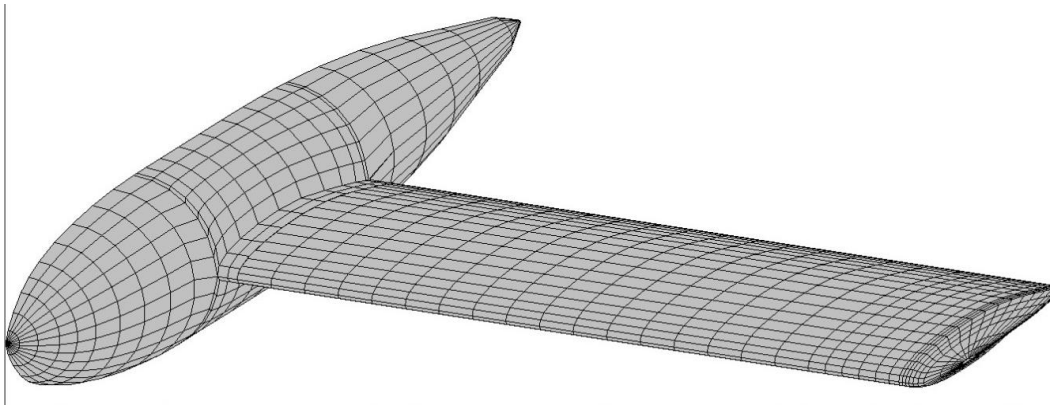

Рис. 3. Компоновка літака "крило+фюзеляж" з гладким крилом

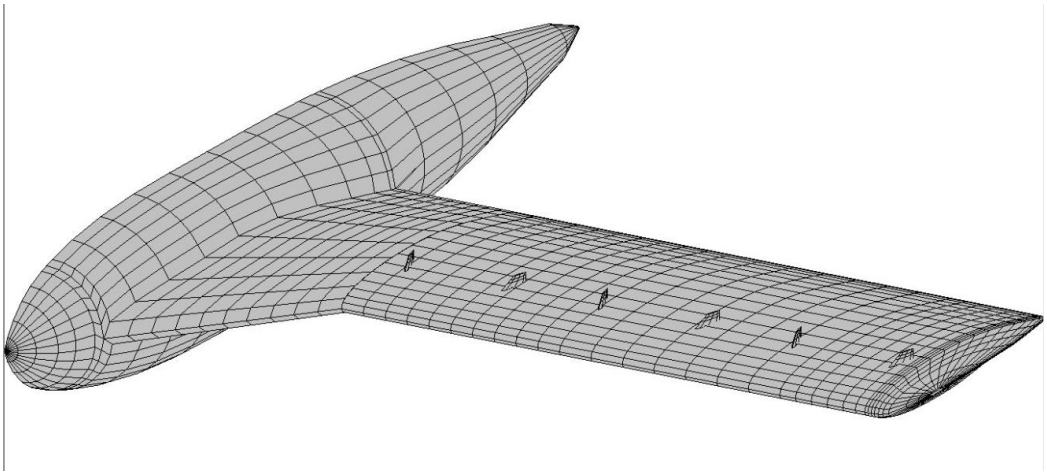

Рис. 4. Компоновка літака "крило+фюзеляж" з турбулізаторами та напливом

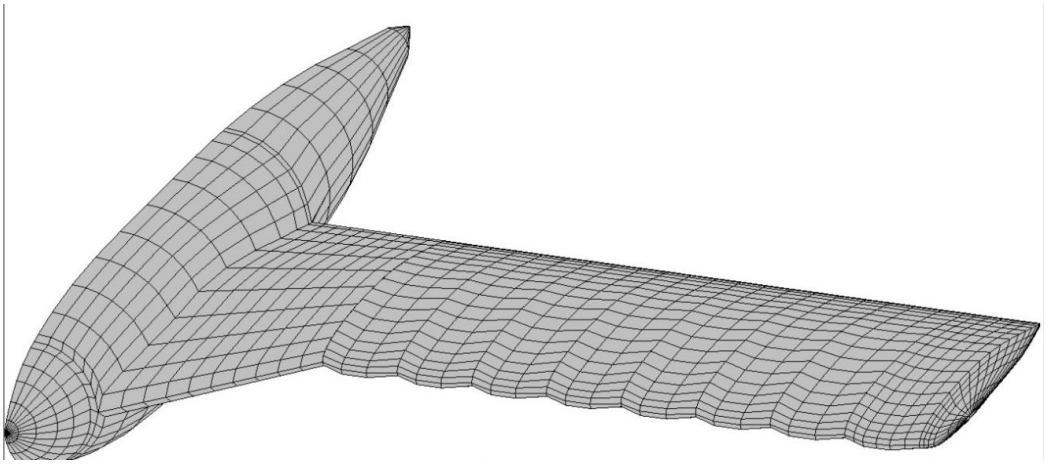

Рис. 5. Компоновка літака "крило+фюзеляж" з генераторами вихорів та напливом

План експерименту

1. Для кожної компоновки провести розрахунок аеродинамічних характеристик в діапазоні кутів атаки 0°...25°;

2. Побудувати залежності *Cy*(α), *Cx*(α).

Аналіз результатів дослідження

Після проведення розрахунків, були побудовані залежності, які відображають аеродинамічні характеристики літака, проаналізувавши їх, ми встановили, що напливи та турбулізатори (рис. 4) дозволили збільшити максимальний коефіцієнт підіймальної сили на 14%, критичний кут атаки на 2 градуси; напливи з генераторами вихорів, які є логічним продовженням профілю крила літака (рис. 5), збільшили максимальний коефіцієнт підіймальної сили на 30%, критичний кут атаки на 2 градуси, крім того значно збільшилися несучі властивості літака на закритичних кутах атаки (рис. 6).

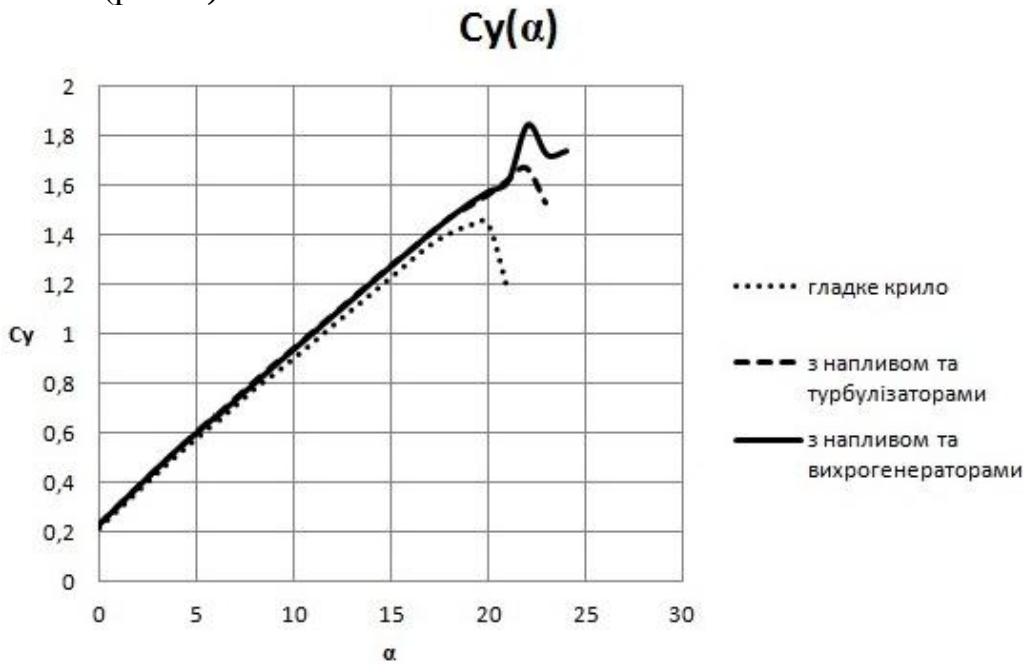

Рис. 6. Залежності *Cy*(α) для різних конфігурацій компоновки літака

Додаткові елементи конструкції літака збільшують лобовий опір. Проте на допустимих кутах атаки опір зменшується за рахунок безвідривного обтікання (рис. 7).

Висновки

Дослідивши за допомогою програмного комплексу *PANSYM* процес обтікання компоновки літака "крило+фюзеляж" з напливами, турбулізаторами та генераторами вихорів, встановлено, що найбільш вдалим, з точки зору аеродинамічних характеристик, поєднанням конструктивних засобів забезпечення стійкості та керованості літака є

комбінація напливів з генераторами вихорів. Вона дозволяє значно підвищити несучі властивості компоновки, критичний кут атаки, ефективність органів керування на великих кутах атаки.

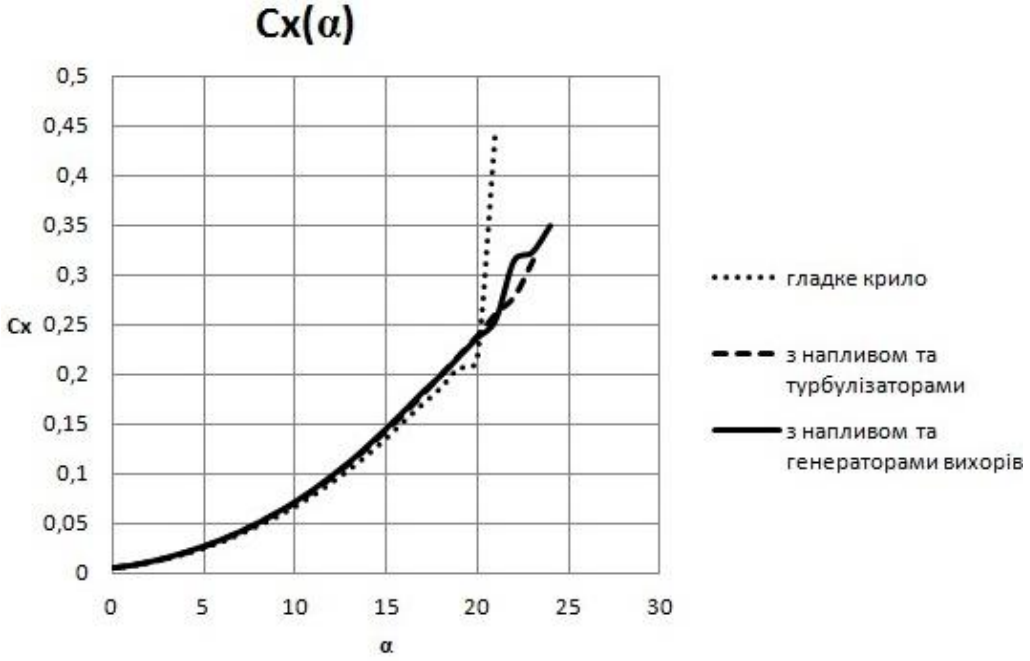

Рис. 7. Залежності *Cx*(α) для різних конфігурацій компоновки літака

Методичні рекомендації щодо вибору геометричних параметрів конструктивних засобів знаходяться в розробці, їх можна буде з однаковим успіхом застосовувати як для безпілотних авіаційних комплексів, так і для літаків будь-яких габаритів та будь-якого призначення.

Список використаної літератури

1. *Чжен П.* Отрывные течения / П. Чжен. – Москва: «Мир», 1972. – 299 с.
2. Белоцерковский С. М. Крыло в нестационарном потоке газа / С. М. Белоцерковский. – Москва: Наука, 1971. – 767 с.
3. *Ударцев Е. П.* Нестационарная аэродинамика несущих поверхностей / Е. П. Ударцев, А. М. Переверзев, А. В. Швец. // Аэродинамика: проблемы и перспективы. Сб. научных трудов. – 2006. – №2. – С. 194–211.
4. *Швец А. В.* Влияние нестационарного обтекания на динамику полета самолета: дис. канд. техн. наук / А. В. Швец – Киев, 2007.
5. *Некрасов А. Н.* Теория крыла в нестационарном потоке / А. Н. Некрасов. – Москва: АН СССР, 1947. – 258 с.
6. *Ударцев Е. П.* Крыло с генераторами вихрей на больших углах атаки / Е. П. Ударцев. // Аэрогидродинамика и аэроакустика: проблемы и перспективы. Сборник научных трудов ХАИ. – 2009.