

КЕРУВАННЯ ІНДУКТИВНІСТЮ КРИЛА ЛІТАКА ЗАГАЛЬНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ

Вступ

Покращення аеродинамічної досконалості та керованості завжди були критеріями ефективності літальних апаратів (ЛА). Збільшення коефіцієнту аеродинамічної досконалості може бути досягнуто за допомогою зміни геометричних параметрів крила або безпосередньо зміною характеру обтікання набігаючого потоку. Керованість досягається через аеродинамічні, газодинамічні органи керування або зміною положення центра мас. Вирішення цих двох задач в одному конструктивному елементі можливо за допомогою використання рухомих кінцевих аеродинамічних поверхонь (КАП). КАП впливають на значення індуктивного опору, збільшуючи аеродинамічну досконалість крила [1]. Зміна їх геометричного розташування дозволяє використовувати їх як органи керування по крену. Порівнюючи ефективність рухомої КАП з елероном, можна припустити, що за умови однакової відносної площі керуючих поверхонь, ефективність КАП завжди буде вищою через більше плече створюваного моменту. Відповідно, при використанні рухомих КАП можна встановлювати закритки по всій довжині крила.

Досліджуються рухомі по двом координатам КАП. Наразі існують наукові праці, що досліджують нерухомі КАП [2, 3], та КАП з одним ступенем вільності [4]. Дослідження в напрямку можливості зміни КАП по двом координатам ведеться з припущення, що для кожного режиму польоту існує відповідне ефективне положення КАП по одній координаті, а зміна значення другої призведе до виникнення моменту крену. На даному етапі розвитку авіаційної техніки розрахунок ведеться переважно для крейсерського режиму польоту.

Постановка задачі

Визначити значення параметрів КАП, застосованої для керування ЛА по крену з ефективністю не меншою за класичне керування за допомогою елеронів.

Це буде досягнуто за рахунок побудови математичної моделі для розрахункової програми, виконання серій чисельних експериментів над даною моделлю та обробки отриманих результатів.

Планування експерименту та визначення оптимального положення КАП

Для дослідження використовувався панельно-вихоровий метод симетричних особливостей, викладений в [5, 6], та розширений до обтікання трьохмірної задачі в [7].

Чисельний експеримент виконується для математичної моделі крила та КАП, побудованій у розрахунковій програмі (рис. 1). Під математичною моделлю розуміється набір вхідних та вихідних даних розрахункової програми.

Крило складається з консолі і закінцівки. Консоль крила є прямокутним крилом без аеродинамічної та геометричної круток. Профіль крила – РЗ-15. Подовження крила становить 5,04. Площа крила – 3.276 м². КАП представляє собою трапецієвидне півкрило зі стріловидністю 45° без аеродинамічної та геометричної круток. КАП сформована з профілю – НАСА 0001.

В ході експерименту варіюються наступні значення:

- ψ – кут повороту навколо осі OX^1 , паралельній осі OX зв'язаної системи координат;
- ϕ – кут повороту навколо осі OZ^1 , перпендикулярний осі OX^1 , яка

знаходиться в площині знаходження хорд КАП; точка початку відліку системи координат X^1OZ^1 в точці передньої кромки кореневої хорди КАП;

- x – положення точки кріплення КАП – точка початку відліку системи координат X^1OY^1 ; змінюється від кінцевої точки хорди кінцевого перерізу крила, до положення збігання кромки крила і КАП;
- $S_{КАП}$ – відносна площа КАП.

Для визначення можливості керування ЛА за допомогою КАП були дані оцінки зміни рівня аеродинамічної досконалості K (рис. 2) та динаміки зміни коефіцієнта моменту крену M_x (рис. 3). При цьому змінювались

кути ϕ і ψ при постійних x і $S_{КАП}$.

При визначенні оптимального положення КАП змінювались всі параметри. Кути ϕ і ψ змінюються як керуючі параметри. Критерієм оптимальності було обрано аеродинамічну досконалість.

В ході математичного експерименту було виявлено наступне оптимальне положення КАП: $x = 0,75$, $\phi = 2$; $\psi = 15$.

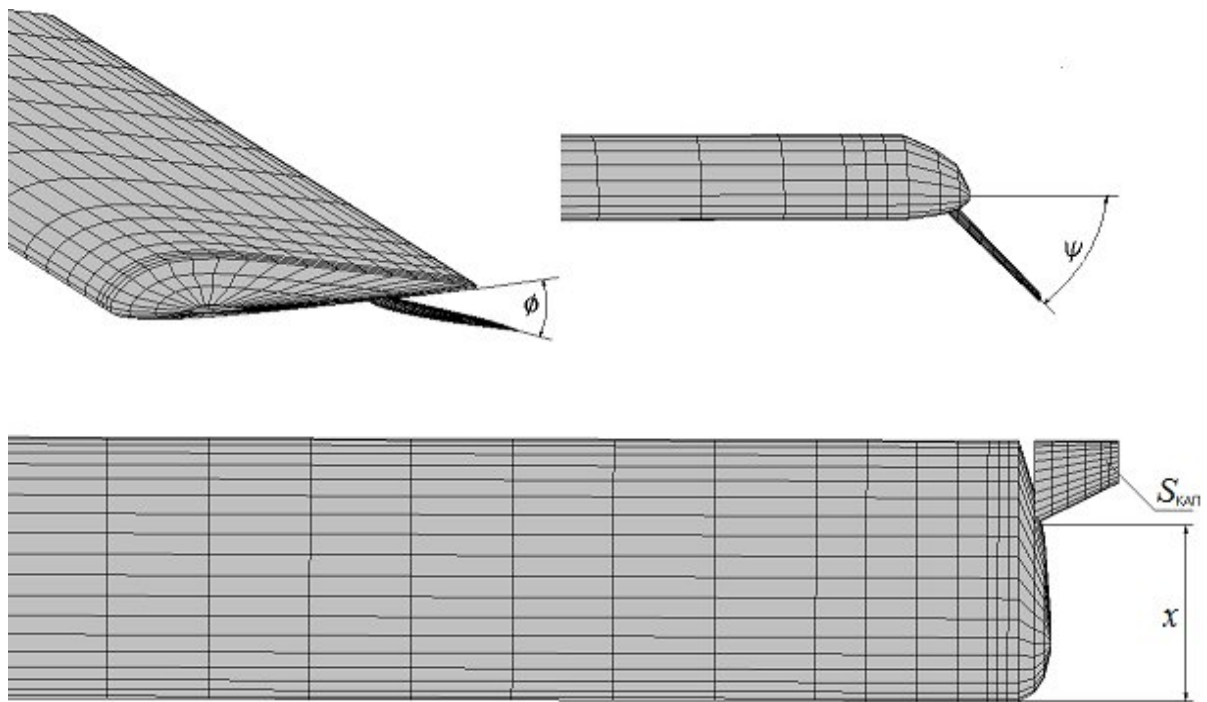


Рис. 1 Геометричні характеристики КАП

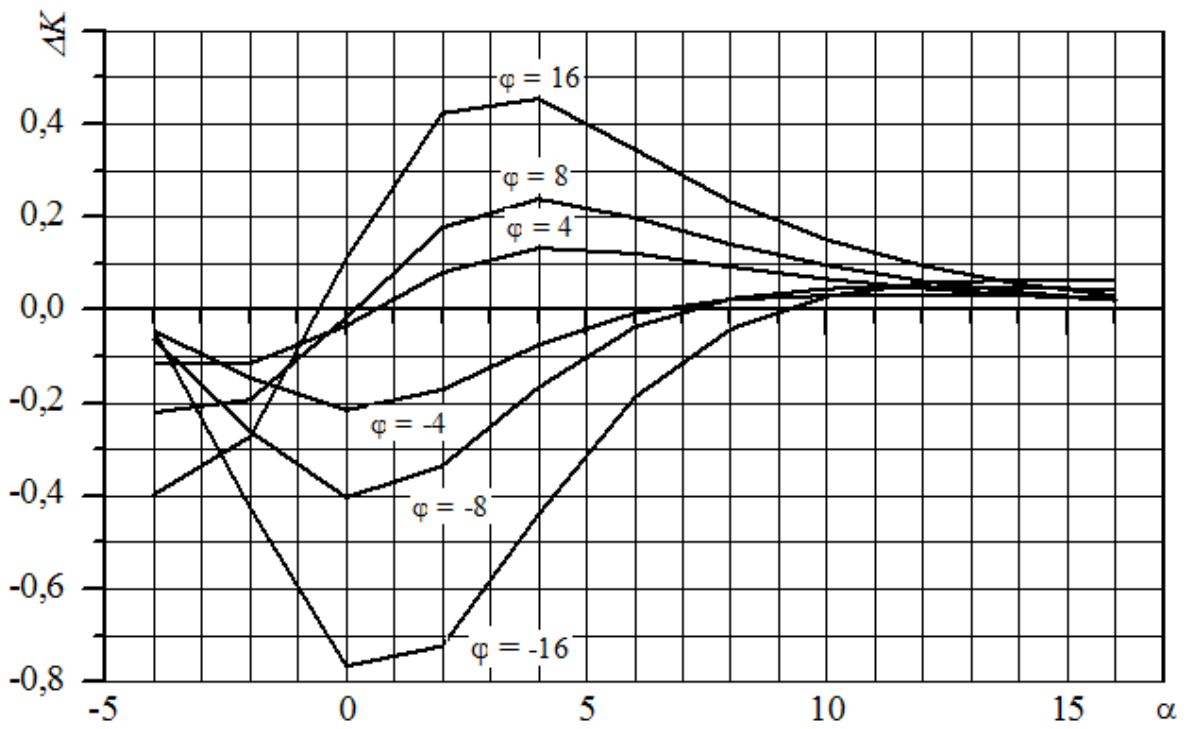


Рис. 2. Графік залежності зміни аеродинамічної досконалості ΔK від кута атаки α для різних кутів встановлення КАП φ

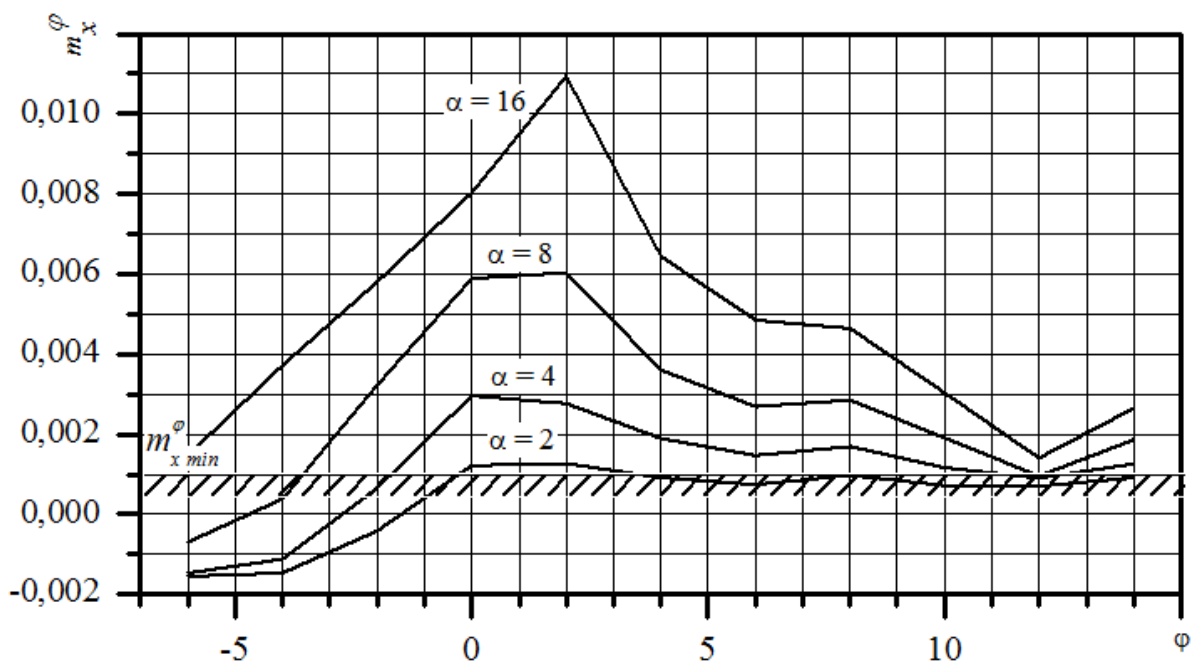


Рис. 3. Графік залежності зміни моменту крену m_x^ϕ від кута встановлення

КАП ϕ для різних кутів атаки α

Висновки

Запропонована компоновка органів керування ЛА дозволяє підвищити аеродинамічну досконалість крила при куті встановлення КАП

$\phi \geq 2$ град без втрат у ефективності керування по крену в порівнянні із

класичною компоновкою, де використано елерони.

Список використаної літератури

1. *Аббас Фадиль Махмуд*. Оценка влияния геометрии генераторов вихрей на аэродинамические характеристики профиля крыла./ *Махмуд Аббас Фадиль*; Диссертация на соискание степени кандидата технических наук, Министерство образования и науки Украины, Киев – 2007. – 101 с.
2. AIAA 2001-2406. The design of winglets for high-performance silplanes. Mark D. Maughmer
3. AIAA 2001 – 2407. Performance analysis of a wing with multiple winglets. M. J. Smith, N. Komerath, R. Ames, O. Wong.
4. "[Patent Application 0326228.4: Wing tip device](#)." Irving, J.; Davies, R. [United States Patent and Trademark Office](#). June 23, 2005
5. Hess, J.L. and Smith, A.M.O., "Calculation of Potential Flow about Arbitrary Bodies", Progress in Aeronautical Sciences, Vol. 8, Oxford, 1966.
6. Maskew B., Woodward F.A. "Symmetrical singularity model for lifting potential flow analysis." J. Aircraft, N9, 1976
7. *Глушков Н. Н.* Применение метода симметричных особенностей для расчета обтекания дозвуковых летательных аппаратов/ Н. Н. Глушков,

Ю. Л. Инешин, Ю. Н. Свириденко; Ученые записки ЦАГИ т. XX, N1, 1989. –18 с.