

УДК 629.735.7

В. А. Васильченко, О. П. Мариношенко

ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ

Вступ

Широке використання для безпілотних літальних апаратів (БпЛА) аеродинамічних схем та компоновок, які часто не відповідають традиційним вимогам аеродинаміки, робить актуальним пошук нових аеродинамічних рішень для покращення тактико–технічних та експлуатаційних характеристик перспективних БпЛА. Використання аеродинамічної схеми з тороподібною несучою поверхнею, яка є на даний момент малопоширена в авіації потребує описання та приведення її до звичайних методів розрахунку крила, як наприклад, до методик описання аеродинамічних характеристик крила скінченого розмаху. Це дозволить зробити таку схему зрозумілою з погляду класичної аеродинаміки. Опанування такого підходу дасть можливість створювати літальні апарати нового покоління.

Постановка задачі

Задачею даного дослідження є застосування прогресивно нової аеродинамічної схеми в проектуванні та будівництві ЛА. Для вирішення цього завдання потрібно досліджувати аеродинаміку тороподібною несучою поверхні літального апарату.

Методика аеродинамічного розрахунку. Метою статті є розробка методики розрахунку аеродинамічних характеристик літального апарату с тороподібним несучою поверхнею. Тому було запропоновано декілька експериментальних методик, які дозволили отримати результати розрахунку основних аеродинамічних характеристик та визначити основний принцип польоту ЛА.

Для розрахунку підйомної сили подібної аеродинамічної схеми існує одна експериментальна методика [1], в якій наводиться остаточна формула для визначення підйомної сили:

$$F_x = \beta \frac{\rho V_{\text{вх}}^2}{2} R^2, \quad (1)$$

де F_x – результуюча сила;

β – безрозмірний коефіцієнт, який залежить від: радіусу відбиваючої пластини, відстані між центрами сфер поверхні апарату та потоку обтікання, відстані між відбиваючою пластиною та сферою обтікання, радіусу вхідного отвору.

ρ – густина середовища обтікання;

$V_{\text{вх}}$ – швидкість потоку у вхідному отворі;

R – радіус апарату;

Ця методика є експериментальною та до кінця не доведеною для розрахунку підйомної сили на тороїдальній поверхні так, як швидкість вхідного потоку $V_{\text{вх}}$ можна визначити тільки в умовах експерименту, а адекватність числового значення безрозмірного коефіцієнту β ставиться під сумнів.

Тому в роботі пропонується наступна методика для визначення підйомної сили для літальних апаратів з тороподібною несучою поверхнею. Мета методики полягає в наступних припущеннях (рис. 1):



Рис. 1. Припущення, щодо крила скінченного розмаху

— зовнішня поверхня літального апарату представляє собою криву поверхню обтікання, а тому можна припустити, що це є зовнішня поверхня, звичайного аеродинамічного профілю крила літального апарату (рис. 2);

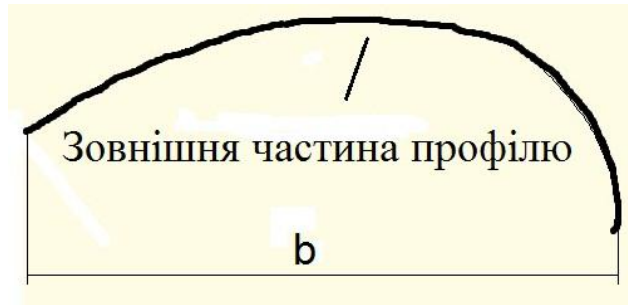


Рис. 2. Частина профілю, яка буде створювати підйомну силу

- зовнішню тороподібну поверхню апарату представляємо поверхнею крила скінченного розмаху;
- крило має в своєму складі передкрилок, так як знаходиться на за критичному куті атаки, і він необхідний в конструкції для затягування зриву потоку.
- оскільки відомо, що зрив потоку, на задній частині крила, не створює підйомної сили, то цю частину конструкції ми не враховуємо;
- в обтіканні потоком приймає участь тільки верхня частина тороподібної конструкції, а передкрилок перешкоджає проходженню потоку у внутрішню частину літального апарату.
- розрахунок аеродинамічних характеристик будемо проводити аналогічну крилу безкінечного розмаху, так як крило у нас замкнуте і "перетікання" потоку з нижньої частини на верхню частину крила, а з ним і індуктивний опір відсутні

Щодо розрахунку підйомної сили, то в нашому випадку зовнішня поверхня розділяється на площу профілю – $S_{проф}$ та площу передкрилка $S_{пк}$, яка становить 0,1 від загальної площі обтікання (рис. 3).

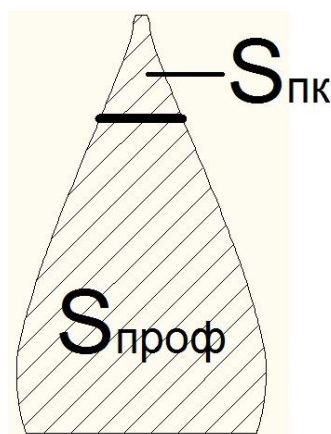


Рис. 3. Площа аеродинамічних поверхонь апарату

Проведення експерименту з обтікання поверхні апарату в програмі Pofili [6] дає нам такий розподіл тиску по зовнішній поверхні (рис. 4):

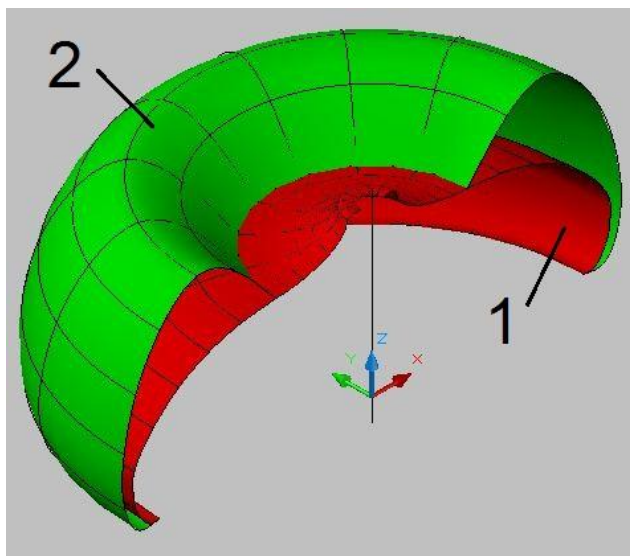


Рис. 4. Розподіл зниженого тиску по поверхні літального апарату, 1 - червоним кольором показана поверхня літального апарату, яка створює підйомну силу, 2 – зеленим – розподіл тиску по цій поверхні

Згідно теорії крила безкінечного розмаху можна визначити тільки безрозмірний коефіцієнт C_p .

Розглянемо довільний тонкий профіль [2], який можна замінити його середньою лінією. Нехай α – кут, який створений швидкістю в безкінечності з хордою OA , яку збігається з віссю абсцис. Середній контур профілю може бути замінений вихровим шаром, елементи якого зберігають завжди ті ж положення, які мають елементи заміщеної стінки.

Насправді, якщо γ – вихрове напруження на одиницю довжини, то на елемент ds профілю діє елементарна сила, яка визначається теоремою Кутта – Жуковського:

$$qds = \rho\gamma V ds. \quad (2)$$

де V – швидкість потоку безпосередньо на розглядуваному елементу, q – сила на одиницю довжини.

Таким чином, щоб визначити дію потоку на профіль, потрібно знати значення γ .

Припустимо, що розподіл величини γ нам відомий і що кривизна профілю достатньо мала для того, щоб елементарні дуги ds можна було б порівняти до їх проекцій dx ($ds \approx dx$). Вихрове напруження γ являється в цьому випадку функцією від координати x , напруженість якого дорівнює γdx та індуктує в точці з координатою ξ елементарну швидкість, направлену вздовж Oy , яка визначається за законом Біо–Савара:

$$dv = \frac{-\gamma dx}{2\pi(x - \xi)}. \quad (3)$$

Повна індуцирована швидкість

$$v = -\frac{1}{2\pi_0} \int_0^A \frac{-\gamma dx}{x - \xi}. \quad (4)$$

Позначимо через V_0 швидкість потоку в безкінечності (утворюючу кут α з віссю Ox), а через u – проекцію на вісь Ox додаткової швидкості, спричиненої вихровим шаром. Ця додаткова швидкість зв'язана з вихровою напруженістю γ наступним відношенням

$$\gamma d\xi = 2u d\xi; \quad \gamma = 2u. \quad (5)$$

Очевидно, що повна горизонтальна швидкість в тій же точці P буде

$$V_e = V_0 \cos \alpha + u \approx V_0 + u. \quad (6)$$

Представимо вихрове напруження γ у вигляді

$$\gamma = 2V_0 \left(A_0 + \sum_1^n A_k \sin(k\theta) \right). \quad (7)$$

В цьому випадку циркуляція дорівнює:

$$\tilde{A} = 4\pi\alpha V_0 \sin \alpha = \pi c V_0 \sin \alpha. \quad (8)$$

Швидкість в точці площини тонкої пластинки

$$w = \frac{df}{d\xi} \cdot \frac{d\xi}{dz} = -\frac{\xi^2}{\xi^2 - a^2} \left[V_0 \left(e^{i\alpha} - \frac{a^2}{\xi^2} e^{-i\alpha} \right) + i \frac{c}{2} V_0 \sin \left(\alpha \frac{1}{\xi} \right) \right]. \quad (9)$$

А на самій пластинці, вважаючи $\xi = ae^{i\delta} = \frac{c}{4} e^{i\delta}$,

$$u = -V_0 \frac{\sin \alpha + \sin(\delta + \alpha)}{\sin \delta} = -V_0 \left(\cos \alpha + \sin \alpha \cdot \operatorname{ctg} \frac{\delta}{2} \right) \quad (10)$$

Відмітимо далі, що початок координат у випадку тонкої пластинки, лежить на середині хорди, тоді як при розгляді профілю він був на задній кромці. В результаті отримаємо

$$\delta = \pi - \theta; \quad \operatorname{ctg} \frac{\delta}{2} = \operatorname{tg} \frac{\theta}{2}. \quad (11)$$

Відповідно

$$\gamma_0 = 2V_0 \cdot \sin \alpha \cdot \operatorname{tg} \frac{\theta}{2} \approx 2V_0 \cdot \operatorname{tg} \frac{\theta}{2}. \quad (12)$$

Таким чином, перший член у виразі (7) пропорційний члену, відповідному обтіканню тонкої пластинки, а цей вираз в повному виді

відповідає обтіканню тонкого профілю з шуканими аеродинамічними характеристиками.

Зауважимо надалі

$$\gamma dx = cV_0 \left[A_0(1 - \cos \theta) + \sum_1^n A_k \cdot \sin(k\theta) \cdot \sin \theta \right] d\theta. \quad (13)$$

Для індукційованої швидкості отримаємо наступний вираз:

$$v = -\frac{V_0}{\pi} \int_0^\pi \frac{A_0(1 - \cos \theta) d\theta}{\cos \varphi - \cos \theta} - \frac{V_0}{\pi} \int_0^\pi \frac{d\theta}{\cos \varphi - \cos \theta} \left[\sum_1^n A_k (\cos(k-1)\theta - \cos(k+1)\theta) \right], \quad (14)$$

маючи

$$\int_0^\pi \frac{\cos(m\theta)}{\cos \theta - \cos \varphi} d\theta = \pi \frac{\sin(m\varphi)}{\sin \varphi}, \quad (15)$$

попередній інтеграл виражається остаточно в такому вигляді

$$\begin{aligned} v &= -V_0 \left[A_0 - \frac{1}{2} \sum_1^n A_k \frac{\sin(k-1)\varphi - \sin(k+1)\varphi}{\sin \varphi} \right] = \\ &= -V_0 \left(A_0 + \sum_1^n A_k \cos(k\varphi) \right) \end{aligned} \quad (16)$$

Введемо відношення

$$\frac{dy}{dx} = A_0 - \alpha \sum_1^n A_k \cos k\theta, \quad (17)$$

шукані коефіцієнти $A_0 - \alpha$, A_1 , $A_2 \dots A_n$ є коефіцієнтами розкладу в ряд Фур'є, тому можемо записати

$$A = A_0 - \alpha = \frac{1}{\pi} \int_0^\pi \frac{dx}{dy} d\theta, \dots, A_n = \frac{2}{\pi} \int_0^\pi \frac{dx}{dy} \cos(n\theta) d\theta. \quad (18)$$

Таким чином, повна підйомна сила для відрізка крила, рівного одиниці, нормальна до потоку і виражається рівністю

$$P = \rho V_0 \int_0^A \gamma dx = \rho \pi c V_0^2 \left(A_0 + \frac{1}{2} A_1 \right). \quad (19)$$

При теоретичному та експериментальному дослідженнях силової взаємодії рухомого тіла з навколишнім середовищем зазвичай розглядається не результуюча сила \vec{R}_A , а проекції цієї сили на осі системи координат (X, Y) :

$$R_A = \sqrt{X^2 + Y^2}. \quad (20)$$

де X – сила опору;

Y – підйомна сила, а тому можна прирівняти вирази (20) та (21):

$$P = \rho V_0 \int_0^A \gamma dx = \rho \pi c V_0^2 \left(A_0 + \frac{1}{2} A_1 \right) = R_A = \sqrt{X^2 + Y^2} \quad (21)$$

В свою чергу

$$\begin{aligned} Y &= P \cos(\beta l) ds, \\ X &= P \sin(\beta l) ds, \end{aligned} \quad (22)$$

де lds – елемент поверхні профілю, β – кут між дотичною сили P та поверхнею профілю.

Згідно відомого виразу для повної аеродинамічної сили, маємо:

$$P = C_p \frac{\rho V^2}{2} S. \quad (23)$$

З виразу (23) стає зрозуміло, що запропонована методика, дає можливість розраховувати аеродинамічні характеристики ЛА з наведеним тороподібним несучим корпусом. Така методика аналітичного дослідження дає можливість підтвердити експериментальні результати, що відображені формулою (1).

Принцип взаємодії літального апарату з повітряним потоком

Вентилятор в центрі машини служить для створення потоку повітря навколо неї. Але на відміну від цілого ряду апаратів типу «гвинт у кільці» сам цей потік не створює реактивної підйомної сили. І лопаті вентилятора тут теж не діють за принципом вертолітного гвинта.

В даному випадку струмінь "прилипає" до сферичної зовнішньої поверхні корпусу (рис. 5) і виникає так званий ефект Коанда [3]. Ніякого прилипання насправді, звичайно ж, немає. Все це пояснюється тим, що потік буде гальмуватись і в результаті чого виникне неоднорідне поле швидкостей по висоті потоку, завдяки цьому виникнуть інерційні сили, які дадуть безвідривне обтікання несучої тороподібної поверхні. Тому завдяки ламінарному обтіканню, отримаємо максимальну підйомну силу по всьому контуру апарату. Експеримент, проведений в віртуальній аеродинамічній трубі дає наглядний висновок, щодо застосування цього ефекту в такій аеродинамічній схемі (рис. 6).

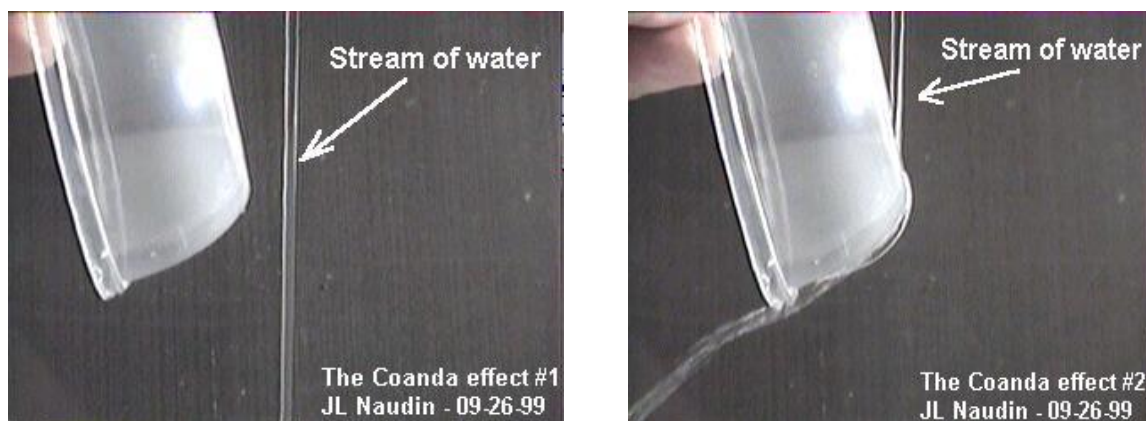


Рис. 5. Приклад дії ефекту Коанда

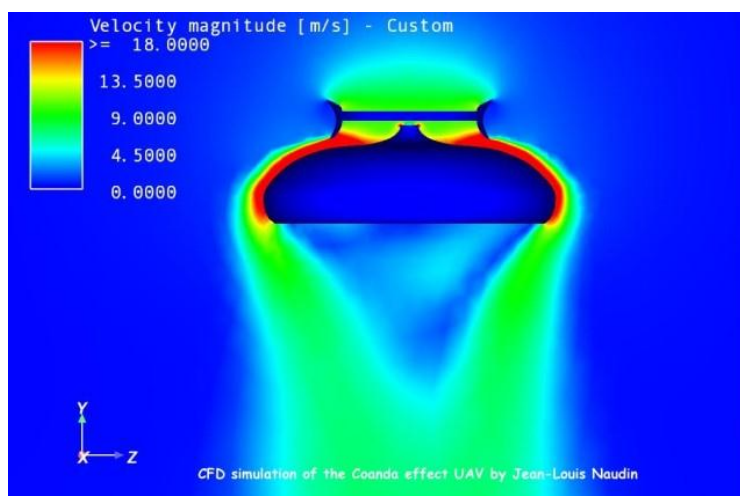


Рис. 6. Експеримент у віртуальній аеродинамічній трубі

Застосування ефекту Коанда та нетрадиційних аеродинамічних схем у безпілотних літальних апаратах є доцільним та перспективним. Тому лабораторією [Naudin](#) [4] та компанією AESIR [5] були створені моделі літальних апаратів (ЛА) з тороподібною несучою поверхнею.

Далі пропонується така схема ЛА, яка має досить багато переваг, серед яких треба відзначити: досить малу потужність і вагу двигуна; можливість використання малошумних і екологічно чистих електродвигунів; цінну експлуатацію; високу маневреність – вертикальний зліт і посадка, можливість зависання; високу вагову віддачу; малу розмірність та радіо прозорість апарату; безпечність використання – єдина небезпечна річ в апараті це вентилятор, що знаходиться в кільці. Він не має будь-яких зовнішніх рухомих частин (не враховуючи невеличких пластинок для відхилення потоків повітря) і тому без побоювання може літати близько гілок дерев або інших перешкод.

Оскільки використання одно гвинтової схеми призводить до виникнення реактивного моменту, то для зниження впливу реактивного моменту потрібно використовувати аеродинамічні поверхні, що встановлені на зовнішній поверхні і скошують потік повітря. Такі додаткові поверхні при

русі в горизонтальній площині створюють додатковий опір та підвищують рівень шуму, оптичну і радіо помітність.

Тому подальшим розвитком схеми з тороподібною несучою поверхнею є впровадження соосної схеми, яка компенсує небажаний реактивний момент, очистить зовнішню поверхню та дасть змогу повніше використати площу вентиляторів – 1,3 [6]. Це дає змогу піднімати більше корисного навантаження; знизити оберти одного із вентиляторів та надає можливості керувати ризиканням без ускладнення системи керування і конструкції апарату.

З огляду на запропоновану схему пропонується наступна конструктивна реалізація апарату, що представляє собою каркасну конструкцію (рис. 7), подібну звичайним ЛА та кораблям, яка у вертикальному перерізі має напівсферичну форму. Вона також складається з шпангоутів, стрингерів та обшивки – 8, вертикальні шпангоути розташовуються в радіальних напрямках під кутом 45° один до одного, об'єднуються вони стрингерами та двома горизонтальними шпангоутами. Зверху розташовується обшивка. Апарат одногвинтової схеми має такі параметри, як потужність електросилової установки 1000 об/хв. вольт; розміри гвинта 250/175; загальна вага 0,6 кг.



Рис. 7. Конструктивні елементи ЛА

Стосовно керування таким ЛА у поздовжньому і поперечному напрямі то його можна реалізувати за допомогою чотирьох вертикальних рулів-клапанів (рис. 8), відхилення яких призводить до перерозподілу підйомної сили, а саме, відхилення повітряного потоку, і здійснення руху в горизонтальній площині.

Поворот навколо вертикальної осі – рух в площині ризикання, здійснюється за допомогою вертикальних рулів, розташованих на зовнішній поверхні апарату у радіальних напрямках або при використанні соосної схеми за допомогою зниження обертів одного із вентиляторів.

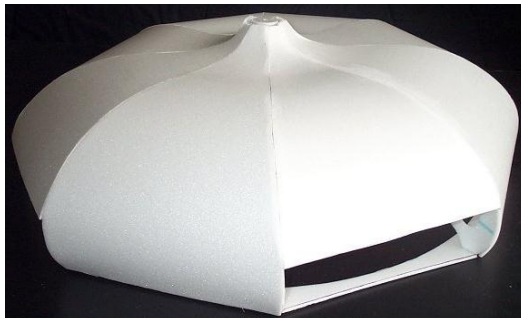


Рис. 8. Вертикальні рулі-клапани, для керування поздовжнім та поперечним рухом

Висновки

Наведено головні аспекти методики розрахунку першорядних характеристик ЛА тороподібної аеродинамічної схеми, що дозволяє використовувати традиційні аналітичні методи аеродинамічного розрахунку та дослідження літальних апаратів такої або подібної конструкції.

Створено модель обтікання запропонованого літального апарату та проведено аеродинамічні дослідження у віртуальній аеродинамічній трубі, що підтверджують прийняті припущення щодо аеродинамічного дослідження подібних літальних апаратів.

Визначено перспективність та доцільність створення літального апарату з несучим тороподібним корпусом та соосною схемою гвинтів.

Список використаної літератури

1. Електронний підручник *Законы управляющие вселенной Часть 2, § 19 Эффект Коанда* [Електронний ресурс] – режим доступу <http://energy-source.ru/~iv-/s19-html>.
2. *Мхитарян А. М.* Динамика полета. [Текст] / Под редакцией А. М. Мхитаряна – М.: Машиностроение, 1978. – 424с.
3. Відкрита електронна енциклопедія [Електронний ресурс] – режим доступу [http://ru.wikipedia.org/wiki/Эффект Коанда](http://ru.wikipedia.org/wiki/Эффект_Коанда)
4. Портал лабораторії Naudin [Електронний ресурс] – режим доступу <http://jnaudin.free.fr>.
5. Портал компанії AESIR [Електронний ресурс] – режим доступу <http://www.aesir-uas.com/>.
6. Соосный несущий винт вертолета. Конструкция и аэромеханика. Фирма Камов, Московская область, Россия [Електронний ресурс] – режим доступу <http://rotorway.ru/f/d5f8481d0664b4aad50aa1c51e79b275.pdf>.