



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **104270** (13) **C2**
(51) МПК (2013.01)
B64C 3/14 (2006.01)
B64C 27/32 (2006.01)
B64C 11/00

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

(21) Номер заявки: а 2013 05610	(72) Винахідник(и): Базієв Джабраїл Харунович (RU)
(22) Дата подання заявки: 29.09.2011	(73) Власник(и): Тоторкулов Алій Хасановіч, ул. Одесская, 22, корп. 1, кв. 142, г. Москва, 117303, Российская Федерация (RU), Базієв Джабраїл Харунович, ул. Нахушева, 91-43, г. Нальчик, 360051, Российская Федерация (RU)
(24) Дата, з якої є чинними права на винахід: 10.01.2014	(74) Представник: Кондратюк Ігор Вікторович, реєстр. №271
(31) Номер попередньої заявки відповідно до Паризької конвенції: 2010/144348	(56) Перелік документів, взятих до уваги експертизою: US 1180271 A, 18.04.1916 US 6378802 B1, 30.04.2002 US 2126502 A, 09.08.1938 US 6378802 B1, 30.04.2002 UA 95820 C2, 12.09.2011
(32) Дата подання попередньої заявки відповідно до Паризької конвенції: 01.11.2010	
(33) Код держави-учасниці Паризької конвенції, до якої подано попередню заявку: RU	
(41) Публікація відомостей про заявку: 27.08.2013, Бюл.№ 16	
(46) Публікація відомостей про видачу патенту: 10.01.2014, Бюл.№ 1	
(86) Номер та дата подання міжнародної заявки, поданої відповідно до Договору РСТ: PCT/RU2011/000744, 29.09.2011	

(54) ПРОФІЛЬ КРИЛА ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА (ВАРІАНТИ)

(57) Реферат:

Запропоновано профіль крила літального апарата, що має поздовжню вісь і крило, що містить гострі передню і задню кромки, а також верхній і нижній контури. У першому варіанті виконання профілю нижній контур виконаний прямолінійним від передньої до задньої кромки, а верхній контур розташований паралельно поздовжній осі літального апарата і сполучений із задньою кромкою плавною кривою. У другому варіанті виконання профілю прямолінійні частини верхнього і нижнього контурів з'єднані плавними кривими з передньою і задньою крайками, при цьому верхній контур розташований паралельно поздовжній осі літального апарата. У третьому варіанті виконання профілю прямолінійна ділянка верхнього контуру розташована паралельно поздовжній осі літального апарата, а нижній контур виконаний у вигляді кривої, плавно з'єднує передню і задню кромки профілю крила.

UA 104270 C2

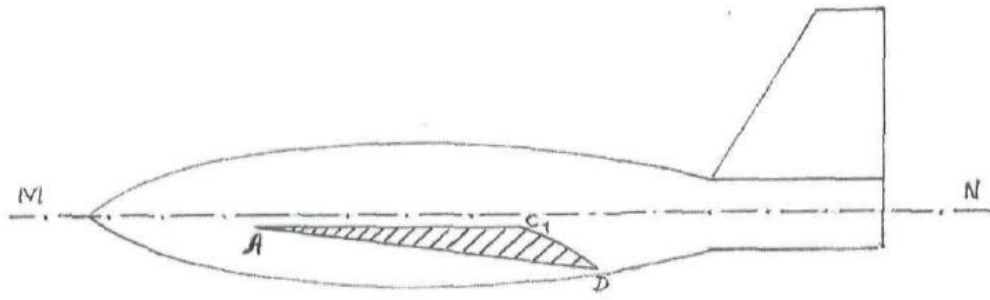


Fig.1

Винахід відноситься до аеродинаміки і може бути використаний для створення літального апарату (ЛА), а також для створення несучих гвинтів для вертольотів, гвинтів для поршневих літаків і гребних гвинтів для водного транспорту.

Відомо велике число крилових профілів [Кашафутдінов С.Т., Лушин В.М. Атлас аеродинамічних характеристик крилових профілів, Новосибірськ, 1994 р.], які об'єднує один спільний недолік - формування підйомної сили крила створенням розрідження по верхньому контуру крила частиною потоку, що набігає.

У відомому способі створення підйомної сили, крило з профілем NACA-0012 [Вертольоти країн світу. Під редакцією Лебеда В.Г., 1994 р.], при куті атаки $\alpha = 0^\circ$, взагалі не створює підйомної сили з огляду на те, що передньою кромкою набігаючий потік ділиться на дві рівні частини: по верхньому і нижньому контурам. Лише при куті атаки $\alpha \geq 1^\circ$ відбувається порушення симетрії у розподілі потоку, що набігає, що призводить до різниці тисків між верхньою і нижньою поверхнями крила.

Відомий також спосіб створення підйомної сили, в якому крило з профілем NACA-23012 [Вертольоти країн Світу. Під редакцією Лебеда В.Г., 1994 р.] асиметрично, більша частина набігаючого потоку прямує по верхньому контуру, який на ділянці АВ піддається всебічному стисканню, набуває велику кінетичну енергію і на ділянці ВС являє собою тонкий (0,5-2 мм) високошвидкісний потік, що виконує дві основні функції: динамічного бар'єру між верхньою площиною крила і незбуреною атмосферою над ЗС, і газоструйного насоса, стрімко виносить молекули повітря з області BCD, створюючи в ній розрідження, що має критичну межу, при досягненні якої потік НД з ударом лягає на поверхню крила BD. У результаті область BCD заповнюється повітрям до тиску необуреного повітря на висоті польоту ЛА, а швидкісний потік НД знову відновлюється. Таким є один цикл хвильового опору верхньої площини крила в області негативних кутів атаки BCD. Процес має автоколивальний характер і, при наближенні ЛА до швидкості звуку, стає основною перешкодою на шляху розвитку високих швидкостей.

Відомий профіль, відмінний від класичного профілю та має геометричні елементи, які подібні з елементами запропонованого нами профілю. Це крило (Фіг. 1) за американським патентом № 6378802 (МПК: B64C 30 /00, опуб. 30.04.2002г), взятому за прототип для пп. 1, 3 і 4 формули винаходу, запропонованого автором. Головна відмінність прототипу від класичного профілю полягає в тому, що передня кромка представлена гострим кутом, який не розділяє набігаючий потік на дві частини - по верхньому і нижньому контуру, як це здійснює передня заокруглена кромка класичного профілю. З Fig.1 по американському патенту та його опису випливає, що у створенні підйомної сили крила з таким профілем беруть участь тільки передня і задня секції, що займають лише 32 % по верхньому і нижньому контурах крила, тоді як віковий досвід авіації довів, що підйомна сила крила в усіх випадках пропорційна повній площі крила S.

Недоліком прототипу є низька ефективність при формуванні підйомної сили, яка викликана наявністю хвильового опору по верхньому контуру крила, що знижує його підйомну силу на одиницю площі крила.

Відомий також симетричний клиновидний профіль крила за патентом РФ № 2207967 (МПК: B64C 23/ 06, опуб. 10.07.2003г), взятий за прототип для профілю крила за п. 2 формули запропонованого винаходу.

Недоліком такого крила також є наявність двох задніх кромки, що обриваються під прямим кутом і створюють за крилом основу для потужного турбулентного опору, що знижує ефективність літального апарату.

Завданням запропонованого винаходу є підвищення ефективності формування підйомної сили за рахунок усунення хвильового опору по верхньому контуру крила і збільшення його підйомної сили на одиницю площі крила. Іншим завданням є звільнення крила від флатера.

Поставлені завдання вирішуються за рахунок того, що створено крило літального апарату, що містить верхню і нижню площини, а також гострокутну передню кромку, у якого нижня площа виконана прямою від передньої до задньої кромки, а верхня площа, з кутом установки рівним 0° , з'єднана з задньою кромкою плавною кривою.

Іншим варіантом профілю крила літального апарату, здатним реалізувати заявлений спосіб є профіль крила літального апарату, що має повздовжню вісь і крило, що має гострі передню і задню кромки, а також верхній і нижній контури, частково представлені паралельними прямими, у якого згадані прямолінійні частини верхнього і нижнього контурів з'єднані плавними кривими з передньою і задньою кромками, при цьому верхній контур розташований паралельно повздовжній осі літального апарата.

Підйомну силу крила із запропонованими профілями досить проблематично визначити на основі відомих рівнянь. З цією метою запропоновано нове рівняння, що враховує висоту

миделевого перетину крила, довжину хорди, тиск повітря на висоті польоту, а також лінійну швидкість молекул повітря, що має наступний вигляд:

$$Y_i = (P_{0i} - \frac{\rho_i \cdot v_{\mu i} \cdot v_i \cdot h_i \cdot a}{8\pi^2 \cdot b_i}) \cdot S_i, H$$

, де

Y_i - Підйомна сила крила, Н.

5 $S_i = L_i \cdot b_i$ - Площа крила, м².

L_i - Розмах крила, м.

b_i - Довжина хорди, м.

ρ_i - Щільність повітря на висоті польоту, кг/м³.

$v_{\mu i}$ - Лінійна швидкість молекул повітря, м / с.

10 v_i - Швидкість літального апарату, м / с.

h_i - Висота миделевого перетину крила, середнє значення, м.

$a = \sqrt[3]{4\pi / 3} = 1,611991954 = const$,

P_{0i} - Тиск повітря на висоті польоту, Н/м²,

при цьому коефіцієнт підйомної сили крила (C_y) розраховують згідно рівняння:

$$C_{yi} = \frac{(P_{0i} - \frac{\rho_i \cdot v_{\mu i} \cdot v_i \cdot h_i \cdot a}{8\pi^2 \cdot b_i}) \cdot S_i}{m_i \cdot g_i} > 1$$

15

, де

m_i - Повна маса літального апарату, кг,

g_i - Прискорення сили тяжіння, м/с².

Винахід пояснюється кресленнями, на яких:

20 на Фіг. 1 представлено запропонований літальний апарат з крилом, що має профіль за п. 1 формули винаходу, де AD=b-хорда, вона ж несуча поверхня крила;

AD₁=b₁ - зовнішня хорда,

AC₁ - горизонтальна ділянка верхнього контуру,

C₁D - ділянка плавної кривої, яка формує задню кромку крила,

DD₁=h-висота міделя,

25

CC₁ - максимальна товщина крила,

кут DAC₁ = β - кут розходження верхнього і нижнього контурів у передній кромці.

На Фіг. 2 представлений літальний апарат з крилом, що має профіль за п. 2 формули винаходу, де

AD=b - хорда, яка не несе функціонального навантаження при даному профілі;

30

AD₁=b₁ - зовнішня хорда,

AB - плавна крива, яка з'єднує верхню і нижню горизонтальні ділянки AC₁ і BD, і що формує носок профілю;

BB₁=CC₁=DD₁=h - висота міделя,

α - кут атаки на миделевий перетин по дузі AB,

кут BAB_1 = - кут розходження верхнього і нижнього контурів на передній кромці;

C_1D - дуга, що формує задню кромку крила,

MN - дотична до середини дуги AB.

- 5 Кут встановлення крила з даним профілем дорівнює нулю, так само, як і кут атаки на несучу нижню площину BD.

На фіг. 3 представлений літальний апарат з крилом, що має профіль за п. 3 формули винаходу, де

AC_1 - прямий відрізок верхнього контуру,

- 10 AD - плавна крива, що з'єднує передню і задню кромки,

C_1D - плавна крива, що з'єднує прямий відрізок верхнього контуру із задньою кромкою.

Запропоновані профілі крила забезпечують взаємодію набігаючого потоку тільки з нижнім контуром, який представлений відрізком (AD), що з'єднує передню кромку (A) із задньою кромкою (D), і водночас є хордою (b). При цьому по верхньому контуру (AC_1D) відсутній швидкісний потік, оскільки гостра передня кромка весь потік, що набігає, направляє по нижньому контуру (AD). Основна частина верхнього контуру представлена прямою (AC_1), а його хвостова частина (C_1D) плавно сходиться до задньої кромки. Тиск по верхньому контуру (AC_1) практично дорівнює тиску необуреного повітря на висоті польоту, при цьому верхня площа встановлена паралельно вектору швидкості ЛА, що є якісно новою, істотною ознакою запропонованого способу. Функція формування підйомної сили крила повністю перекладається на нижній контур (AD). При цьому досягається:

1) Повне виключення верхнього контуру крила від взаємодії з набігаючим потоком середовища

2) Переведення взаємодії крила із середовищем виключно на нижній контур

- 25 3) Ефективне використання пристінного шару для збільшення підйомної сили крила

4) Введення в аналіз і розрахунок підйомної сили крила його товщини (h), кута атаки (α), товщини пристінного шару (Δh), лінійної швидкості молекул повітря (u_m).

5) Звільнення крила від хвильового опору, непереборного дефекту крила з класичним профілем

- 30 6) Мінімальний лобовий опір крила і його висока аеродинамічна якість.

Динамічним параметром, що використовується в розрахунку підйомної сили крила класичною аеродинамікою, є швидкісний напір, до якого емпірично підбирають коефіцієнт підйомної сили (C_y), а підйомну силу (Y) визначають згідно з формулою [Фізична енциклопедія. Т. 3, стор 670, 1992 р.]:

$$Y = C_y \cdot \rho v^2 \cdot s / 2, \text{ Н, де} \quad (1)$$

- 35 ρ - щільність повітря, кг/м^3 ,

v - швидкість руху ЛА, м/с ,

s - площа крила, м^2 .

На крейсерській трасі для ЛА має місце рівність:

$$Y = m \cdot g, \text{ Н, де} \quad (2)$$

m - маса літального апарату, кг ,

- 40 g - прискорення вільного падіння на висоті польоту, м/с^2 ;

прирівнявши праві частини (1) і (2) і вирішуючи отримане рівняння щодо C_y , отримаємо:

$$C_y = \frac{m \cdot g}{\rho v^2 \cdot s / 2}$$

- У формулах (1), (2) і (3) не беруть участь такі важливі параметри, як товщина крила (h), кут атаки (α), тиск по верхній площині крила (P_v), тиск по нижній площині крила (P_n), швидкість молекул повітря (u_m), товщина пристінного шару (Δh), а саме парадоксальне полягає в протиріччі між (1) і (3). Так, згідно (1), чим більше коефіцієнт підйомної сили ($C_y > 1$), тим вище підйомна сила крила і тим легше ЛА відривається від ЗПС, тим коротше стартовий пробіг і т.д., а згідно (3), при $C_y > 1$, вага ЛА більше підйомної сили крила і він не може злетіти.

- 50 Таким чином, наведений розрахунковий апарат свідчить на користь того, що в класичній аеродинаміці відсутня теорія обтікання крила, що рухається в незбуреному повітрі.

Для крила з Патентоспроможні профілем запропонований відповідний математичний апарат, заснований на тому, що підйомна сила крила є наслідок різниці тисків між верхньою (P_v) і нижньою (P_n) площинами і виражається рівнянням (4):

$$Y = (P_v - P_n) \cdot S, H \quad (4)$$

Оскільки у крила з пропонованим профілем Б-1, тиск по верхній поверхні завжди дорівнює тиску необуреного повітря (P_{0i}) на висоті польоту ($P_{vi}=P_{0i}$), то розгорнувши (4), отримаємо:

$$Y_i = \left(P_{0i} - \frac{\rho_i \cdot v_i \cdot v_{\mu i} \cdot \alpha \cdot \operatorname{tg} \beta}{8\pi^2} \right) \cdot S, H, \quad (5)$$

де

P_{0i} - тиск незбуреного повітря на висоті польоту, Н/м²,

ρ_i - щільність необуреного повітря на висоті польоту, кг/м³,

v_i - швидкість ЛА, м/с,

$v_{\mu i}$ - лінійна швидкість молекул повітря на висоті польоту, м/с.

У нормальних умовах ($t=0^\circ \text{C}$, $P_0=101\,325 \text{ Па}$) швидкість молекул

$v_{\mu i}=47131,725 \text{ м/с}$. [Базієв Д.Х. Основи єдиної теорії фізики. М., Педагогіка, 1994, 619 стор]

$\operatorname{tg} \beta = h / b_1$ - відношення середньої висоти міделя до зовнішньої хорди,

h - висота міделевого перетину (Фіг.2), м,

$\alpha = \sqrt[3]{4\pi/3} = 1,0611991954 = \text{const}$

β - кут розбіжності верхнього і нижнього контурів у передньої кромки крила,

$S = L \cdot b$ - площа крила, м²,

L - розмах крила, м,

b - хорда крила, AD (Фіг. 2 і 3) м.

b_1 - зовнішня хорда AD1 (Фіг.2 і 3) м.

Вводячи значення $Y_i = c_y \cdot m_i \cdot g_i$ і $\operatorname{tg} \beta$ в (5), отримаємо завершений вигляд рівняння підйомної сили крила з пропонованим профілем Б-1, в якому немає ні єдиного коефіцієнта, бо враховані всі фізичні та геометричні параметри, які беруть участь у формуванні підйомної сили крила (Y)

$$c_y \cdot m_i \cdot g_i = \left(P_{0i} - \frac{\rho_i \cdot v_i \cdot v_{\mu i} \cdot h_i \cdot \alpha}{8\pi^2 \cdot b_i} \right) \cdot S \cdot H, \quad (6)$$

для дозвукових скоростей ЛА ($v \leq 1M$)

де $c_y \geq 1,01$ - коеф. підйомної сили крила.

З (6) випливає, що в режимі зльоту ЛА права частина неодмінно повинна перевищувати ліву, тобто підйомна сила більше злітної ваги ЛА, а на крейсерській трасі вага ЛА і підйомна сила стають рівними. При цьому величина підйомної сили в (6) завжди здобуває негативний знак, що свідчить про те, що ця сила спрямована проти вектора сили гравітації, тобто вгору.

$$Y_i = \left(P_{0i} - \frac{\rho_i \cdot v_i \cdot v_{\mu i} \cdot \alpha \cdot h_i}{8\pi^2 \cdot b \cdot \gamma} \right) \cdot S_i \quad (7)$$

- рівняння підйомної сили крила для швидкостей ЛА ($v > 1M$), де M - число маха, $\gamma=1,36805912$ - коеф. адіабати повітря в пристінному потоці при $v > 1M$

Нижче наведені приклади практичного втілення винаходу.

Приклад 1. На фіг. 1 наведено профіль крила, де AD - хорда і одночасно нижній контур; AC₁D - верхній контур; CC₁ - найбільша товщина профілю; DD₁=h - висота міделевого перетину крила; кут SAC₁ = β - кут розбіжності верхнього і нижнього контурів. Як видно з фіг. 2 пропонований варіант має гострокутну передню кромку, відмітними ознаками якого є наступні:

1) Гранично гострий кут носка, SAC₁ = β , який є кутом розбіжності верхнього і нижнього контурів, при цьому передня кромка крила (A) для надзвукових ЛА виконується гранично гострою, як бритва.

2) Нижній контур (AD), він же хорда (b), є відрізком прямої, що забезпечує формування високошвидкісного пристінного потоку, що володіє великою кінетичною енергією і зумовлюючого надлишковий тиск нижній площині крила (AD). Крило з таким профілем володіє мінімальним лобовим опором і максимальної підйомної силою, що й обумовлює його надзвичайно висока аеродинамічна якість щодо прототипу.

3) Основна частина верхнього контуру (AC₁) представлена відрізком горизонтальної прямої, паралельної вектору руху крила ЛА або головною поздовжньої осі ЛА. Хвостова частина верхнього контуру, від точки найбільшої товщини профілю (C₁), до задньої кромки (D), виконують плавною кривою (C₁D). Завдяки гострій передній кромці (A), що є початком верхнього контуру, попадання набігаючого потоку на верхній контур повністю виключено, що забезпечує йому повне звільнення від хвильового опору і флатера при всіх режимах польоту ЛА.

Приклад 2. На фіг. 2 наведений профіль крила, де А - помірно гостра передня кромка, В - початок несучої поверхні крила (BD), АВ - дуга плавного з'єднання нижнього контуру з верхнім з утворенням передньої кромки, С₁D дуга плавного з'єднання верхнього контуру з задньою кромкою.

Відмінними ознаками даного профілю є наступні:

1) Основні частини верхнього АС₁ і нижнього BD контурів можуть бути паралельні між собою, а можуть такими і не бути, що залежить від радіуса кривизни АВ (Фіг.2) і висоти міделя

2) Гостра передня кромка цілком направляє потік, що набігає під крило, по нижньому контуру внаслідок відсутності кута атаки кута атаки по верхньому контуру, що обумовлено паралельністю верхнього контуру поздовжньої осі ЛА.

3) Взаємодія набігаючого потоку відбувається виключно з нижнім контуром (ABD), який позбавлений ділянки з негативним кутом атаки, при цьому, як показали дослідження, в діапазоні швидкостей $v \leq 0,6$ М, вздовж усього нижнього контуру формується високошвидкісний пристінний шар, а при швидкостях $v > 0,6$ М, пристінний шар обривається в точці (В), але формується під крилом ущільнений підстилаючий шар за рахунок набігаючого потоку, на який і спирається несуча поверхня крила (BD), в результаті чого питома підйомна сила крила з даними профілем більше ніж у прототипу більш ніж в 2 рази. Ця особливість проявляється при русі крила в необуреному повітрі.

Даний профіль є базовим, від якого можна отримати серію профілів, змінюючи кут розбіжності верхнього і нижнього контурів в інтервалі 0°-90°, а також змінюючи висоту міделя в широких межах, при цьому надзвукові ЛА забезпечуються крилом з гострою передньою кромкою і допустимо малим значенням висоти міделя, залежних від цілого ряду технічних умов. Великовантажні ЛА забезпечуються крилом з даними профілем або його варіантами, при цьому висота міделя буде диктуватися, насамперед, злітною масою і швидкістю, що досягається на ЗПС до моменту відриву. Верхній контур профілю крила (АС₁) встановлений паралельно вектору руху ЛА або паралельно головній поздовжньої осі ЛА, тобто кут установки верхньої площини крил з пропонованими профілями завжди дорівнює 0°, тоді як кут установки крила з класичним профілем завжди більше нуля і коливається в межах від 2° до 6°.

Приклад 3. На фіг. 3 наведено профіль крила, де А - гостра передня кромка, АС₁ - прямолінійна ділянка верхнього контуру, С₁D дуга плавного з'єднання верхнього контуру з задньою кромкою, а АТ - дуга плавного з'єднання передньої і задньої крайок, що утворює нижній контур.

Суть винаходу підтверджена прикладом практичної реалізації способу.

Приклад здійснення запропонованого способу формування підйомної сили крила і пристрої для його реалізації.

Для підтвердження реалізованості способу і працездатності пристроїв нами були виготовлені чотири моделі крил з профілями по Фіг. 1 і Фіг. 2 і NACA-23015 з однаковими геометричними параметрами (по розмаху крила, хорді і товщині крила).

Випробувану модель встановлювали на валу колекторного електродвигуна змінного струму, потужності W=400 Вт, розвивального n=14 000 об / хв. Електродвигун з крилом кріпили на масивній платформі, яку фіксували на чаші електронних ваг фірми "Нікотекс НПВ-15 кг", з допустимою похибкою $\Delta = \pm 0,005$ кг. Чаша терезів була екранована великим непроникним диском з дюралюмінію.

Моделі крил були виготовлені зі сплаву алюмінію з магнієм, а поверхня їх ретельно полірувалася.

Експериментальні дослідження підтвердили вищу ефективність крил із запропонованими профілями в порівнянні з прототипом, що представляє крило з класичним профілем, що формує підйомну силу переважно за рахунок створюваного розрідження по верхньому контуру. Отримані результати зведені в табл. 1-4 (див. ДОДАТОК). В якості визначального динамічного параметра прийнята питома підйомна сила крила (Y_s , Н/м²) у функції від швидкості х. Порівняємо крило з профілем по Фіг. 1 з рештою крил: з профілем по Фіг. 2 і профілем NACA-23015 при рівних швидкостях руху крила в необуреному повітрі:

1) $v_3=25,068$ м/с (Б-1, табл.1), $Y_{s3}=247,944$ Н/м²,

$v_1=25,917$ м/с (NACA, табл.2), $Y_{s1}=64,378$ Н/м²,

$k_1=Y_{s3}/Y_{s1}=3,85$.

2) $v_{11}=62,777$ м/с (Б-1, табл.1), $Y_{s11}=1724,982$ Н/м²,

$v_5=62,207$ м/с (NACA, табл.2), $Y_{s5}=287,807$ Н/м²,

$k_2=Y_{s11}/Y_{s5}=5,993$.

3) $v_9=69,309$ м/с (Б-2, табл.3), $Y_{s9}=1105,787$ Н/м²,

$v_6=69,309$ м/с (NACA, табл.2), $Y_{s6}=355,972$ Н/м²,

$$k_3=Y_{s9}/Y_{s6}=3,106.$$

$$4) v_{10}=56,516\text{ м/с (Б-1, табл.1)}, Y_{s10}=1388,486\text{ Н/м}^2,$$

$$v_6=56,413\text{ м/с (Б-2, табл.3)}, Y_{s6}=708,158\text{ Н/м}^2,$$

$$k_4=Y_{s10}/Y_{s6}=1,9607.$$

5 Як впливає з наведеного порівняння експериментальних результатів, крило з профілем по Фіг. 1, у всіх чотирьох прикладах, має значну перевагу, як над прототипом, так і над крилом з профілем по Фіг. 2, що відображено коефіцієнтом k .

Аналіз отриманих результатів свідчить на користь того, що запропонований спосіб формування підйомної сили крила і серії профілів, на основі Фіг. 2, для його реалізації істотно краще класичного способу і класичного профілю.

На підставі вищевикладеного можна зробити висновок про те, що заявлений спосіб формування підйомної сили крила і пристрій для його здійснення можуть бути реалізовані на практиці з досягненням зазначеного технічного результату.

15 Перелік літератури

1. Володко А.М., Верхозин М.П., Горшков В.А. Вертольоти. Довідник. М., Військове вид., 1992.

2. Ружицький Є.І. Вертольоти. М., Вікторія, АСТ, 1997.

3. Вертольоти країн світу. Під ред. В.Г. Лебеда. М., 1994.

20 4. Базієв Д.Х. Основи єдиної теорії фізики. М., Педагогіка, 1994, 640 стор.

5. Далін В.М. Характеристики та конструкція вертольотів. М., 1983.

6. Лігум Т.І., Скрипченко С.Ю., Чульській Л.А., Шишмарев А.В., Юровський С.І. Аеродинаміка літака Ту-154. М., Транспорт, 1977.

7. Кашафутдінов С.Т., Лушин В.М. Атлас аеродинамічних характеристик крилових профілів. Новосибірськ, 1994.

25 8. Фізична енциклопедія. М., 1992. Т.3.

Таблиця 1.

Результати дослідження крила з профілем Фіг. 2.

Геометрія крила: $L = 0,322\text{ м}$; $b = 0,04\text{ м}$; $h = 6\text{ мм}$, $S = 0,01288\text{ м}^2$; $S_m = 0,001\,932\text{ м}^2$; $m_1 = 0,275\text{ кг}$; $G_1 = m_1 \cdot g_m = 2,699331\text{ Н}$; $\alpha = 30^\circ$. Умови в лабораторії: $P_0 = 98791,875\text{ Па}$; $t_0 = 15^\circ\text{ C}$; $\rho_0 = 1,19496\text{ кг/м}^3$.

NN n/n	Частота обертання n , об/с	Середня кругова швидкість $u=2\pi R \cdot n$, м/с	Підйомна сила крила Y , Н	Надмірний тиск нижньої площини, Па $\Delta P=Y/S$	Тиск на нижню площину $P_n = \Delta P + P_0$	Швидкість потoku в прістінному шарі, м/с	$\beta=v_n/u$	Товщина прістінного шару, мм $\Delta h = h/\beta$
1	26,667	18,179	0,932 496	72,399	98 864,774	287,636	15,822 424	0,379 208
2	44,258	30,172	2,453 938	190,989	98 989,864	287,808	9,538 920	0,629 002
3	60,133	40,994	4,711 560	365,804	99 157,678	288,062	7,026 939	0,853 856
4	68,167	46,471	6,233 002	483,928	99 275,803	288,234	6,202 440	0,967 359
5	75,592	51,533	7,656 286	594,432	99 386,307	288,394	5,596 302	1,072 136
6	82,750	56,413	9,177 727	712,557	99 504,432	288,566	5,115 232	1,112 967
7	89,500	61,014	10,601 011	823,059	99 614,935	288,726	4,732 123	1,267 929
8	95,917	65,389	12,367 846	960,237	99 752,112	288,924	4,418 549	1,357 912
9	101,667	69,309	14,330 996	1112,655	99 904,530	289,145	4,177 827	1,438 219
10	107,583	73,342	15,312 572	1188,864	99 980,738	289,255	3,943 926	1,521 327
11	114,417	78,000	17,030 328	1322,230	100 114,105	289,448	3,710 875	1,616 869
12	119,333	81,352	19,091 636	1482,269	100 274,144	289,679	3,560 816	1,685 007
13	123,333	84,079	20,465 841	1588,963	100 380,838	289,834	3,447 158	1,740 564
14	127,500	86,920	21,594 652	1676,603	100 468,478	289,960	3,335 942	1,798 592

$$V_{g0}=m_0/\rho_0=4,025\,801\,031\cdot 10^{-26}\text{ м}^3; d_{g0}=\sqrt{6V_{g0}/\pi}=4,252\,241\,23686\cdot 10^{-9}\text{ м}; f_0=\varphi\cdot T=6,002\,135\,1087\cdot 10^{12}\text{ с}^{-1},$$

$$v_{\mu 0}=2d_{g0}\cdot f_0=51045,052837\text{ м/с}.$$

30

Таблиця 1 (продовження)

NN n/n	Сила обертання, H $F = m_1 \cdot u \cdot 2\pi \cdot n$	Лобовий опір X, H	Коеф. лобового опору $c_x = X/F$	Коеф. подійомної сили $c_y = Y/G_1$	Аеродинамічна якість $K = c_y/c_x$	кпд крила $\eta = \frac{F-X}{F}$	Сила інерції обертання $F_i = F-X$	Коеф. інерції $k_i = F_i/X$
1	837,639	98,723	0,117 859	0,345 454	2,931 082	0,882 141	738,915	7,484 712
2	2307,323	104,488	0,045 285	0,909 091	20,074 881	0,954 715	2202,835	21,082 164
3	4259,374	112,162	0,026 333	1,745 484	66,284 013	0,973 667	4147,212	36,975 227
4	5473,546	116,944	0,021 365	2,309 091	108,076 290	0,978 635	5356,601	45,805 000
5	6730,911	121,885	0,018 108	2,836 364	156,632 647	0,981 892	6609,025	54,223 037
6	8066,029	127,132	0,015 761	3,400 000	215,715 639	0,984 238	7938,896	62,451 216
7	9435,504	132,504	0,014 043	3,927 272	279,660 471	0,985 957	9303,001	70,209 855
8	10837,094	138,025	0,012 736	4,581 817	359,743 242	0,987 264	10699,069	77,515 407
9	12175,371	143,318	0,011 771	5,309 085	451,026 351	0,988 229	12032,053	83,953 689
10	13633,560	148,997	0,010 929	5,672 726	519,056 366	0,989 071	13484,553	90,501 948
11	15420,474	155,996	0,010 116	6,309 089	623,662 829	0,989 884	15264,477	97,851 471
12	16774,182	161,355	0,009 619	7,072 726	735,266 497	0,990 381	16612,827	102,958 006
13	17917,582	165,835	0,009 356	7,581 817	819,075 704	0,990743	17 751,726	107,031 587
14	19148,839	170,673	0,008 912	8,000 000	897,567 952	0,991087	18978,167	111,195 994

Таблиця 2

Результати дослідження крила з профілем Фіг. 2
 Геометрія крила: $L = 0,364$ м; $b = 0,045$ м; $S = 0,01638$ м²; $S_m = L \cdot h = 0,00364$ м²; $h_2 = 10$ мм;
 $m_2 = 0,55$ кг; $G_2 = 5,398663$ Н; $\alpha = 30^\circ$.
 Умови в лабораторії: $P_0 = 100258,0$ Па; $t_0 = 16^\circ$ С; $\rho_0 = 1,2085$ кг/м³.

NN n/n	Частота обертання $n, \text{об/с}$	Середня кругова швидкість $u = 2\pi R \cdot n, \text{м/с}$	Підйомна сила крила $Y, \text{Н}$	Надмірний тиск нижньої площини, Па $\Delta P = Y/S$	Тиск на нижню площину $P_n = \Delta P + P_0,$ Па	Швидкість потoku в пристінному шарі , м/с $v_x = \sqrt{P_n / \rho_0}$	Коефіцієнт прискорення потoku в пристінному шарі, м/с $\beta = v_x / u$	Товщина пристінного шару, мм $\Delta h = h / \beta$
1	17,675	13,160	1,128 811	68,914	100 326,914	288,128	21,894 222	0,456 741
2	24,667	18,366	2,355 780	143,821	100 401,821	288,235	15,693 972	0,637 187
3	33,333	24,818	4,318 930	263,671	100 521,671	288,407	11,620 899	0,860 518
4	41,667	31,023	6,723 789	410,487	100 668,488	288,618	9,303 356	1,074 881
5	50,000	37,228	9,815 751	599,252	100 857,252	288,888	7,759 978	1,288 663
6	58,333	43,432	13,545 736	826,968	101 084,968	289,214	6,659 017	1,501 723
7	66,500	49,513	17,570 194	1072,661	101 330, 661	289,566	5,848 276	1,709 905
8	74,833	55,717	22,183 597	1354,310	101 612,310	289,968	5,204 297	1,921 489

$$V_{g0} = m_0 / \rho_0 = 3,980\,596\,0695 \cdot 10^{-26} \text{ м}^3; d_{g0} = \sqrt{6V_{g0} / \pi} = 4,236\,265\,41834 \cdot 10^{-9} \text{ м}; f_0 = \varphi \cdot T = 6,022\,795\,902 \cdot 10^{12} \text{ с}^{-1},$$

$$v_{\mu 0} = 2d_{g0}f_0 = 51028,323 \text{ м/с}.$$

Таблиця 2 (продовження)

NN n/n	Сила обертання, H $F=m_1 \cdot u \cdot 2\pi \cdot n$	Лобовий опір X, H	Коеф. лобового опору $c_x = X/F$	Коеф. подійомної сили $c_y = Y/G_1$	Аеродинамічна якість $K = c_y/c_x$	кпд крила $\eta = \frac{F-X}{F}$	Сила інерції обертання $F_i = F-X$	Коеф. інерції $k_i = F_i/X$
1	803,818	185,685	0,231 004	0,209 091	0,905 139	0,768 996	618,133	3,328 926
2	1565,974	188,750	0,120 563	0,436 364	3,619 379	0,879 437	1376,823	7,294 412
3	2858,799	193,940	0,067 839	0,800 000	11,792 480	0,932 160	2664,859	13,740 600
4	4467,087	200,391	0,044 860	1,245 454	27,763 140	0,955 140	4266,636	21,291 576
5	6432,537	208,291	0,032 381	1,818 182	56,149 894	0,967 619	6224,245	29,882 442
6	8755,213	217,635	0,024 858	2,509 091	100,936 962	0,975 142	8537,577	39,228 810
7	11378,459	228,168	0,020 052	3,254 545	162,300 182	0,979 947	11150,291	48,868 772
8	14408,655	240,331	0,016 679	4,109 091	246,354 169	0,983 320	14168,324	58,953 459

Таблиця 3.

Результати дослідження крила з профілем **Фіг. 1**Геометрія крила: $L = 0,346 \text{ м}$; $b = 0,04 \text{ м}$; $S = 0,01384 \text{ м}^2$; $S_m = 0,002 076 \text{ м}^2$; $m_3 = 0,204 \text{ кг}$; $G_3 = 2,002432 \text{ Н}$; $\alpha = 9^\circ 56'$.Умови в лабораторії: $P_0 = 99591,809 \text{ Па}$; $t_0 = 18^\circ \text{ C}$; $\rho_0 = 1,19222 \text{ кг/м}^3$.

NN n/n	$n, \text{об/с}$	$u=2\pi R \cdot n, \text{м/с}$	Y, H	$\Delta P=Y/S$	$P_n = \Delta P + P_0,$ Па	$v_n = \sqrt{P_n / \rho_0},$ м/с	$\beta = v_n/u$	$\Delta h = h/\beta$
1	21,475	15,395	1,177 890	85,108	99676,917	289,147	18,781 895	0,319 456
2	28,458	20,402	2,208 544	159,577	99751,386	289,255	14,177 789	0,423 197
3	34,967	25,068	3,435 513	248,231	99840,039	289,384	11,543 951	0,519 753
4	41,700	29,895	5,055 112	365,254	99957,063	289,553	9,685 677	0,619 471
5	48,750	34,949	6,969 183	503,554	100095,363	289,753	8,290 754	0,723 698
6	54,917	39,370	9,030 491	652,492	100244,301	289,969	7,365 228	0,814 639
7	61,417	44,030	11,435 350	826,254	100418,063	290,220	6,591 421	0,910 274
8	67,917	48,690	13,938 366	1007,107	100598,916	290,481	5,965 937	1,005 709
9	73,500	52,693	16,686 776	1205,692	100797,501	290,768	5,518 153	1,087 320
10	78,833	56,516	19,238 872	1390,092	100981,901	291,034	5,149 584	1,165 143
11	87,567	62,777	23,901 354	1726,976	101318,785	291,518	4,643 722	1,292 067
12	93,750	67,210	27,287 787	1971,661	101563,470	291,871	4,342 668	1,381 639
13	100,000	71,691	31,655 797	2287,268	101879,077	292,324	4,077 553	1,471 470
14	105,000	75,276	34,944 073	2524,861	102116,669	292,664	3,887 886	1,543 255

$$V_{g0} = m_0/\rho_0 = 4,035\,053\,26198 \cdot 10^{-26} \text{ м}^3; \quad d_{g0} = \sqrt{6V_{g0}/\pi} = 4,255\,496\,29232 \cdot 10^{-9} \text{ м}; \quad f_0 = P_0 V_{g0}/h = 6,064\,624\,12486 \cdot 10^{12} \text{ с}^{-1},$$

$$v_{\mu 0} = 2d_{g0}f_0 = 51615,971 \text{ м/с}.$$

Таблиця 3 (продовження)

NN n/n	Сила обертання, H $F=m_1 \cdot \omega \cdot 2\pi n$	Лобовий опір X, H	Коеф. лобового опору $c_x = X/F$	Коеф. підйомної сили $c_y = Y/G_1$	Аеродинамічна якість $K = c_y/c_x$	кпд крила $\eta = \frac{F - X}{F}$	Сила інерції обертання $F_i = F - X$	Коеф. інерції $k_i = F_i/X$
1	423,763	37,324	0,088 079	0,588 235	6,678 512	0,911 921	386,438	10,353 471
2	744,196	38,583	0,051 845	1,102 942	21,273 645	0,948 155	705,612	18,288 105
3	1123,539	40,073	0,035 667	1,715 686	48,102819	0,964 333	1083,465	27,037 070
4	1597,882	41,938	0,026 246	2,524 510	96,184 359	0,973 753	1555,943	37,100 210
5	2183,833	44,241	0,020 258	3,480 392	171,798 910	0,979 741	2139,592	48,361 942
6	2771,292	46,553	0,016 798	4,509 804	268,467 018	0,983 202	2724,739	58,529 643
7	3466,149	49,287	0,014 219	5,710 784	401,616 928	0,985 781	3416,863	69,326 054
8	4238,657	52,322	0,012 344	6,960 784	563,903 928	0,987 656	4186,336	80,011 553
9	4964,212	55,182	0,011 116	8,333 333	749,669 001	0,988 884	4909,029	88,960 284
10	5710,702	58,118	0,010 177	9,607 843	944,066 637	0,989 823	5652,584	97,260 000
11	7046,137	63,373	0,008 994	11,936 275	1327,132 044	0,991 006	6982,763	110,184 778
12	8076,351	67,422	0,008 348	13,627 451	1632,414 391	0,991 652	8008,929	118,788 685
13	9189,136	71,813	0,007 815	15,808 823	2022,886 344	0,992 185	9117,323	126,959 322
14	10131,083	75,519	0,007 454	17,450 980	2341,082 126	0,992 546	10055,563	133,151 899

Таблиця 4.

Результати дослідження крила з профілем НАСА-23015
Геометрія крила: $L = 0,322 \text{ м}$; $b = 0,04 \text{ м}$; $S = 0,01288 \text{ м}^2$; $S_m = 0,001 932 \text{ м}^2$; $h = 6 \text{ мм}$;
 $m_4 = 0,2405 \text{ кг}$; $G_4 = 2,360 688 \text{ Н}$; $\alpha = 1^\circ$.
Умови в лабораторії: $P_0 = 98781,875 \text{ Па}$; $t_0 = 15^\circ \text{ C}$; $\rho_0 = 1,19496 \text{ кг/м}^3$.

NN n/n	$n, \text{ об/с}$	$\omega = 2\pi R \cdot n,$ м/с	Підйомна сила, експер. значення $Y, \text{ Н}$	$\Delta P = Y/S,$ Па	β Теоретичне значення	$v_x = \beta \cdot \omega,$ м/с	$\Delta h = h/\beta,$ мм	Підйомна сила,, теор. значення $Y = (P_H - P_H) \cdot S, \text{ Н}$
1	38,017	25,917	0,834 339	64,772	11,101 149	287,708	0,540 485	- 0,834 339
2	53,333	36,358	1,472 363	114,313	7,924 002	288,104	0,757 184	-1,472 363
3	65,875	44,908	2,110 386	163,849	6,416 140	288,136	0,935 142	-2,110 386
4	79,167	53,970	2,895 646	224,817	5,343 972	288,414	1,122 760	-2,895 646
5	91,250	62,207	3,729 985	289,596	4,640 678	288,683	1,292 914	-3,729 985
6	101,667	69,309	4,613 403	358,183	4,170 215	289,033	1,438 774	-4,613 403
7	112,000	76,352	5,693 136	442,013	3,788 395	289,251	1,583 784	-5,693 136
8	121,667	82,943	6,772 868	525,844	3,491 587	289,603	1,718 416	-6,772 868
9	132,500	90,329	7,852 601	609,6730	3,209 490	289,910	1,869 456	-7,852 601
10	139,833	95,328	8,785 097	682,072	3,042 419	290,028	1,972 114	-8,785 097

$$V_{g0} = m_0/\rho_0 = 4,025 801 031 \cdot 10^{-26} \text{ м}^3; d_{g0} = \sqrt{6V_{g0}/\pi} = 4,252 241 23686 \cdot 10^{-9} \text{ м}; f_0 = P_0 V_{g0}/h = 6,001 510 47643 \cdot 10^{12} \text{ с}^{-1},$$

$$v_{\mu 0} = 2d_{g0}f_0 = 51039,741 \text{ м/с}.$$

Таблиця 4 (продовження)

$\frac{NN}{n/n}$	$F=m_1 u 2\pi n, H$	X, H	$c_x = X/F$	$c_y = Y/G_4$	$K = c_y/c_x$	$\eta = \frac{F-X}{F}$	Тиск на верхню площину крила $P_B = \rho_0 v_\pi^2 - \Delta P$	Тиск на нижню площину крила $P_H = \rho_0 v_\pi^2, Pa$
1	1488,872	183,296	0,123 111	0,353 430	2,870 824	0,876 889	98 849,437	98 914,209
2	2930,157	189,585	0,064701	0,623 701	9,639 699	0,935 298	99 072,396	99 186,709
3	4470,327	195,545	0,043 743	0,893 971	20,436 908	0,956 257	99 044,556	99 208,408
4	6456,417	203,525	0,031 523	1, 226 611	38,911 616	0,968 477	99 175,216	99 400,033
5	8577,625	212,014	0,024 717	1, 580041	63,925 089	0,975 283	99 295,598	99 585,193
6	10 647,915	220,409	0,020699	1, 954 262	94,410 123	0,979 300	99 469,168	99 827,351
7	12 922,109	229,423	0,017 754	2, 411 643	135,834 215	0,982 246	99 536,041	99 978,054
8	15 249,215	238,807	0,015 660	2,869 023	183,203 781	0,984 339	99 695,124	100 220,968
9	18085,812	250,095	0,013 828	3,326 403	207,475 506	0,986 172	99 824,104	100 433,777
10	20143,044	258,154	0,012 816	3,721 414	290,374 787	0,987 184	99 833,332	100 515,405

Таблиця 5

Надмірний тиск верхньої і нижньої площини крила з профілем
NACA-23015

$\Delta P, Pa$	$u, m/c$						
	25,917	44,908	62,207	69,309	76,352	82,943	95,328
ΔP_B	67,562	262,680	513,723	687,293	754,166	913,249	1051,458
ΔP_H	132,334	426,530	803,318	1045,476	1196,179	1439,093	1733,530
ΔP_{B-}	- 64,772	- 163,85	-289,595	- 358,183	- 442,013	-525,844	- 682,072
ΔP_H							

Таблиця 6

Надмірний тиск нижньої площини крила з профілем Фіг. 2

$\Delta P, Pa$	$u, m/c$						
	30,172	46,471	61,014	69,309	78,000	84,079	86,92
ΔP_B	98 791,8	98791,87	98791,87	98791,87	98791,87	98791,87	98791,87
ΔP_H	98982,86	99275,80	99614,93	99904,530	100114,10	100380,83	100468,48
ΔP_{B-}	-190,989	-483,928	-823,060	-1112,655	-1322,230	-1588,963	-1676,603
ΔP_H							

5

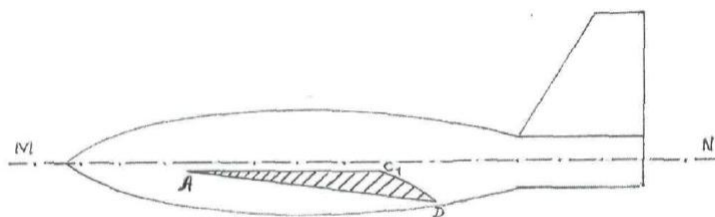
ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

1. Профіль крила літального апарата, що має поздовжню вісь і крило, що містить гострі передню і задню кромки, а також верхній і нижній контури, який **відрізняється** тим, що нижній контур виконаний прямолінійним від передньої до задньої кромки, а верхній контур розташований паралельно поздовжній осі літального апарата і з'єднаний із задньою кромкою плавною кривою.

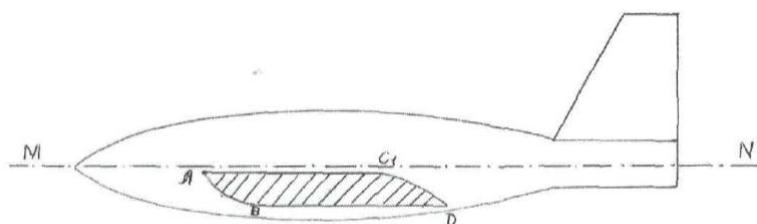
10

2. Профіль крила літального апарата, що має поздовжню вісь і крило, що містить гострі передню і задню кромки, а також верхній і нижній контури, частково представлені паралельними прямими, який **відрізняється** тим, що згадані прямолінійні частини верхнього і нижнього контуру з'єднані плавними кривими з передньою і задньою кромками, при цьому верхній контур розташований паралельно поздовжній осі літального апарата.

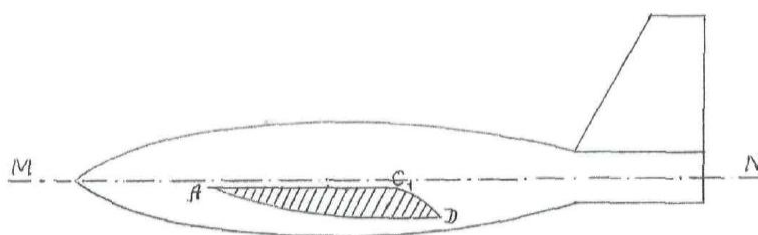
3. Профіль крила літального апарата, що має поздовжню вісь і крило, що містить гострі передню і задню кромки, а також верхній і нижній контури, при цьому верхній контур має прямолінійну ділянку, який **відрізняється** тим, що прямолінійна ділянка верхнього контуру розташована паралельно поздовжній осі літального апарата, а нижній контур виконаний у вигляді кривої, яка плавно з'єднує передню і задню кромки профілю крила.



Фіг.1



Фіг.2



Фіг.3

Комп'ютерна верстка Л. Бурлак

Державна служба інтелектуальної власності України, вул. Урицького, 45, м. Київ, МСП, 03680, Україна

ДП "Український інститут промислової власності", вул. Глазунова, 1, м. Київ – 42, 01601