

УДК 532.516

С.О. Іщенко, д-р техн. наук
О.В. Бондар
С.П. Галицький

ОПТИМІЗАЦІЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФІЛЮ ЛОПАТИ НЕСУЧОГО ГВИНТА АВТОЖИРА

НАУ, кафедра аеродинаміки та льотної експлуатації, e-mail: ischenko@nau.edu.ua

Проведено параметричне дослідження впливу геометрії профілю на аеродинамічні характеристики ротора несучого гвинта автожира. За допомогою регресійного аналізу отримано новий профіль, котрий суттєво поліпшив аеродинамічні характеристики несучого гвинта автожира.

Вступ

Останнім часом автожир широко застосовують в народному господарстві для виконання різного роду задач:

- відеозйомки;
- фотозйомки;
- патрулювання;
- туризму;
- відпочинку;
- спорту;
- першочергового навчання пілотування.

Як несучу площину автожир використовує ротор, який вільно обертається і на всіх режимах польоту знаходиться в стані авторотації.

За рахунок цього він вигідно відрізняється від крила літака, насамперед, тим, що не має на великих кутах атаки зриву потоку, зумовленого порушенням обтікання профілю крила.

Ця обставина робить автожир набагато безпечнішим літака.

Завдяки цьому автожир має такі льотні властивості, яких позбавлений літак:

- малу посадкову горизонтальну швидкість, котру при відповідному керуванні в момент посадки можна звести до нуля;
- можливість кругого планування з пробігом після посадки 2 – 5 м;
- малий розбіг перед зльотом;
- зліт без розбігу за наявності вітру 7 – 8 м/с;
- широкий діапазон робочих швидкостей;
- нечутливість до бовтанки;
- безпеку у разі втрати швидкості;
- розворот на 180° практично на місці.

Усі перераховані переваги автожира визначаються, насамперед, несучою здатністю ротора.

Саме тому проблема створення ротора з високими несучими властивостями є актуальною під час проектування автожира.

Для оцінки несучих властивостей ротора автожира пропонується використовувати критерій аеродинамічного удосконалення:

$$K_p = c_{yp \max} / c_{xp \min} \quad (1)$$

де $c_{yp \max}$ – максимальне значення коефіцієнта підйомної сили ротора; $c_{xp \min}$ – мінімальне значення коефіцієнта сили лобового опору ротора.

Для визначення критерію аеродинамічного удосконалення необхідно мати поляру ротора автожира.

Відомо, що характер поведінки поляри цілком визначається аеродинамічними характеристиками профілю, з якого набрані лопаті несучого гвинта.

У свою чергу, аеродинамічні характеристики профілю визначаються його геометричними характеристиками.

Постановка завдання

Для вирішення поставленого завдання – створення профілю, котрий для ротора автожира дозволив би отримати максимальне значення критерію (1), – необхідно було провести обчислювальний експеримент, який дозволив би отримати математичну модель, що зв'язує геометричні параметри профілю з коефіцієнтом аеродинамічної досконалості ротора автожира:

$$K_p = f(\bar{r}, \bar{c}, \bar{f}, \bar{x}_c, \bar{x}_f), \quad (2)$$

де \bar{r} – відносний радіус передньої кромки профілю; \bar{c} – відносна товщина профілю; \bar{f} – відносна ввігнутості профілю; \bar{x}_c – відносна координата положення максимальної товщини профілю; \bar{x}_f – відносна координата положення максимальної ввігнутості профілю.

Часткові похідні, взяті від функції (2) за кожним із геометричних параметрів профілю, дозволили отримати систему рівнянь, розв'язок якої і дасть потрібний результат.

Під час проведення обчислювального експерименту були прийняті деякі припущення.

У першу чергу це стосується усереднення за числом Рейнольдса.

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial K_p}{\partial \bar{r}} = 0; \\ \frac{\partial K_p}{\partial \bar{c}} = 0; \\ \frac{\partial K_p}{\partial \bar{f}} = 0; \\ \frac{\partial K_p}{\partial \bar{x}_c} = 0; \\ \frac{\partial K_p}{\partial \bar{x}_f} = 0. \end{array} \right. \quad (3)$$

Аналіз льотно-технічних характеристик наявних автожирів показав, що значення Рейнольдса для працюючої лопаті знаходиться в межах від $1,5 \times 10^6$ до $4,5 \times 10^6$ і залежить від положення профілю на лопаті за розмахом. Тому було прийнято рішення про використання в розрахунках середнього значення

$$Re = 3,0 \times 10^6.$$

При цих значеннях числа Re були взяті аеродинамічні характеристики вихідних профілів. Як вихідні були обрані профілі серії НАСА. Діапазони зміни їхніх геометричних характеристик такі:

$$\bar{r} = 0,24 - 6,8;$$

$$\bar{c} = 6 - 24;$$

$$\bar{f} = 0,55 - 4,5;$$

$$\bar{x}_c = 30 - 50;$$

$$\bar{x}_f = 10 - 75.$$

Значення аеродинамічних і геометричних характеристик наведено в атласі [1]. У цій методиці прийнято припущення про рівномірність розподілу за диском ротора індуктивної швидкості.

Обчислювальний експеримент проводився за таких умов:

- кількість лопатей ротора $z = 4$;
- радіус ротора $R = 6$ м;
- хорда лопатей $b = 0,4$ м;
- матеріал лопатей – дюралюміній.

Алгоритм вирішення задачі

Для визначення критерію аеродинамічного удосконалення необхідно мати полярну ротора автожирів.

У свою чергу, для отримання полярні необхідні значення коефіцієнтів підйомної сили і сили лобового опору ротора.

Розрахунок цих коефіцієнтів проводиться за співвідношеннями:

$$c_{xp} = \frac{2(T \sin(i) + H \cos(i))}{\rho \pi R^2 V^2};$$

$$c_{yp} = \frac{2(T \cos(i) - H \sin(i))}{\rho \pi R^2 V^2},$$

де T – сила тяги ротора; i – кут атаки ротора; H – поздовжня сила ротора; ρ – масова густина повітря; R – радіус ротора; V – поступальна швидкість автожирів.

Розташування і напрямки дії сил T і H на ротор автожирів показано на рис. 1 [2].

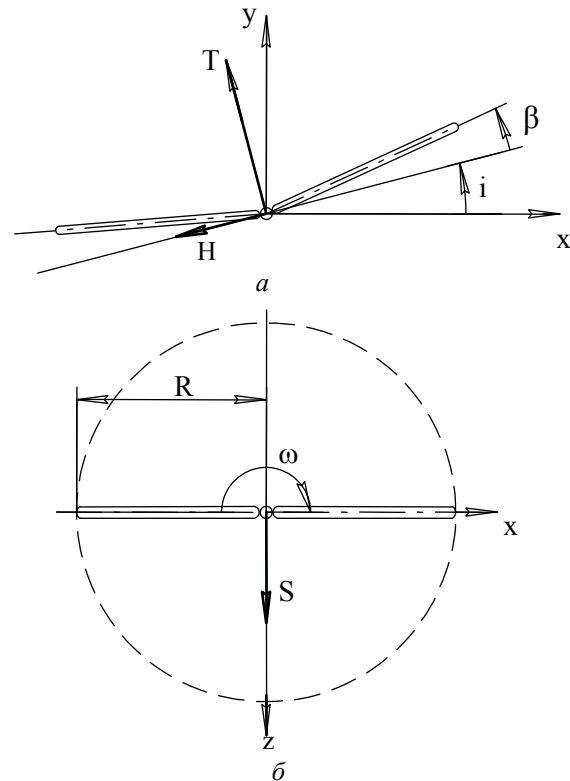


Рис. 1. Сили, що діють на ротор: а – вигляд збоку; б – вигляд зверху

У цілому на ротор діють такі сили:

- тяга, спрямована по осі ротора, T (за додатний напрямком вважається напрямком угору);
- поздовжня сила, що лежить у площині обертання ротора і перпендикулярна його осі, H (поздовжня сила спрямована завжди в бік протилежний руху машини);
- поперечна сила, перпендикулярна першим двом, S .

На рис. 1 показано радіус ротора R , кутова швидкість обертання ротора ω , кут змаху лопаті β [3].

Кожна лопать під час польоту здійснює такі рухи:

- поступальний рух разом з усією машиною зі швидкістю V ;
- обертальний рух навколо осі ротора при сталій авторотації;
- періодичний маховий рух відносно горизонтального шарніра.

Перші два рухи досить прості і не потребують пояснень.

Маховий рух – це рух при сталій авторотації, який відбувається завдяки асиметрії відносного потоку, що обтікає ротор у площині обертання. Маховий рух описаний за допомогою рівняння [4]:

$$\int_0^R (dT - dFr - dP_\beta r - dGr) = 0, \quad (4)$$

де dT – підйомна сила; dF – відцентрова сила; β – кут змаху лопаті; dP_β – сила інерції від змаху лопаті; dG – сила ваги лопаті.

Розташування і напрямок дії цих сил показано на виділеному елементі лопаті довжиною dr і масою dm , розташованому на відстані r від осі обертання в площині сили тяги (рис. 2).

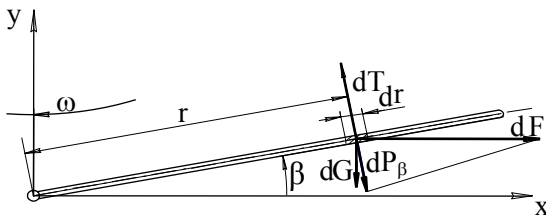


Рис. 2. Схема сил, що діють на елемент лопаті в площині змаху

Розв'язуючи рівняння (4), отримуємо кут змаху, котрий визначає кутове положення лопаті в площині, перпендикулярній площині обертання ротора.

Сили, що діють на ротор, визначають методом підрахунку сил за елементами лопаті, розглядаючи їх як елементи крила [5]:

$$dT = 0,5(c_y \cos(\Phi) + c_x \sin(\Phi))\rho V^2 ds;$$

$$dQ = 0,5(c_x \cos(\Phi) - c_y \sin(\Phi))\rho V^2 ds;$$

$$dH = dQ \sin(\varphi) - dT \sin(\beta) \cos(\varphi),$$

де dT – елементарна сила тяги лопаті; Φ – кут між вектором швидкості потоку, що набігає і площиною обертання ротора; dQ – елементарна сила опору обертанню лопаті; φ – кут, що визначає кутове положення лопаті у площині обертання ротора.

Розташування і напрямок дії сил dQ та dT показано на елементі лопаті ротора автожира (рис. 3). Для визначення dQ та dT сил потрібно мати такі основні кінематичні параметри перетину лопаті, що розглядається, як швидкість обтікання повітряним потоком V та кутом атаки $\alpha_{\text{лоп}}$. Значення $\alpha_{\text{лоп}}$ можна визначити за співвідношенням:

$$\alpha_{\text{лоп}} = \theta + \arctg(V_x / V_y),$$

де θ – кут установки лопаті; V_x – горизонтальна нормальна складова швидкості V ; V_y – вертикальна складова швидкості V .

Геометрична сума компонентів V_x, V_y визначає результуючу швидкість обтікання перетину лопаті в площині, перпендикулярній її поздовжній осі:

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2}.$$

Обробка результатів

Значення геометричних характеристик досліджуваних профілів наведено в табл. 1.

Таблиця 1

Геометричні характеристики досліджуваних профілів

Но- мер про- філю	Назва профілю	\bar{r}	\bar{c}	\bar{x}_c	\bar{f}	\bar{x}_f	K
1	NACA 0012-34	0,272	10	40	1,33	50	882
2	NACA 0012-64	1,582	12	40	1,3	50	774
...
71	NACA 747A315	1,544	15	40	2,5	35	876
72	NACA 747A415	1,544	15	40	3	35	926

Розраховане значення критерію аеродинамічної досконалості профілю за викладеним алгоритмом також наведено в табл. 1.

Далі на підставі експериментальних даних табл. 1, проводився покроковий регресійний аналіз [6]. За значеннями факторів $\bar{r}, \bar{c}, \bar{x}_c, \bar{f}, \bar{x}_f$ та відгуками об'єкта K створена регресійна модель (модель самої повної можливої структури – поліном другого порядку):

$$\begin{aligned} \hat{K} = & b_0 + b_1 \bar{r} + b_2 \bar{c} + b_3 \bar{x}_c + b_4 \bar{f} + b_5 \bar{x}_f + \\ & + b_6 \bar{r} \bar{c} + b_7 \bar{r} \bar{x}_c + b_8 \bar{r} \bar{f} + b_9 \bar{r} \bar{x}_f + \\ & + b_{10} \bar{c} \bar{x}_c + b_{11} \bar{c} \bar{f} + b_{12} \bar{c} \bar{x}_f + \\ & + b_{13} \bar{x}_c \bar{f} + b_{14} \bar{x}_c \bar{x}_f + b_{15} \bar{f} \bar{x}_f + \\ & + b_{16} \bar{r} \bar{r} + b_{17} \bar{c} \bar{c} + b_{18} \bar{x}_c \bar{x}_c + \\ & + b_{19} \bar{f} \bar{f} + b_{20} \bar{x}_f \bar{x}_f. \end{aligned} \quad (5)$$

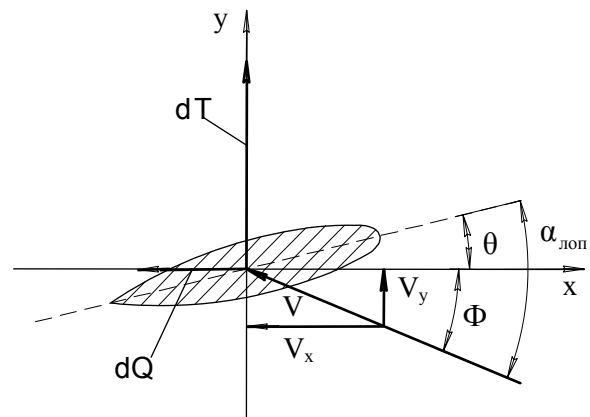


Рис. 3. Схема аеродинамічних сил, що діють у перетині лопаті

З метою поліпшення роботи моделі (5) як функції факторів замість значення K використане обернене значення $1/K$. Методом найменших квадратів для моделі (8) отримано значення коефіцієнтів, що наведені в табл. 2.

Таблиця 2

Значення коефіцієнтів регресії

Коефіцієнт	Відхилення
$b_0=0.00164014182957$	± 0.00096371035243
$b_1=0.00064701064142$	± 0.00105626793556
$b_2=-0.00017771208650$	± 0.00024144498434
$b_3=0.00006712365442$	± 0.00007521220160
$b_4=-0.00039986273662$	± 0.00023383854635
$b_5=-0.00002633762177$	± 0.00002152305556
$b_6=0.00003420832973$	± 0.00005908679976
$b_7=-0.00001038051669$	± 0.00001820046000
$b_8=-0.00009200805775$	± 0.00003485871049
$b_9=-0.00000598122976$	± 0.00000796862249
$b_{10}=0.00000275782572$	± 0.00000307495258
$b_{11}=0.00002856804567$	± 0.00001139429799
$b_{12}=0.00000271141789$	± 0.00000314173192
$b_{13}=0.00000052305953$	± 0.00000596499950
$b_{14}=-0.00000003595764$	± 0.00000084893487
$b_{15}=-0.00000336086661$	± 0.00000475374980
$b_{16}=-0.00004972783805$	± 0.00009625432421
$b_{17}=-0.00000647789821$	± 0.00000732039464
$b_{18}=-0.00000107108906$	± 0.00000103618986
$b_{19}=0.00004064498956$	± 0.00001703083913
$b_{20}=0.00000005377982$	± 0.00000012643898

За критерієм Фішера проводилася процедура перевірки адекватності моделі [7]. За рівнем значущості $\alpha = 0,05$ та числі степеня вільності $\nu = 34$ (для обох вибірок воно однакове) дістаємо $F_p < F_T$, де $F_p = 1,0631$, $F_T = 1,7721$.

Це підтверджує адекватність моделі. У процесі аналізу регресійної моделі було перевірено, чи добре отримане рівняння описує відгук як функцію факторів (рис. 4).

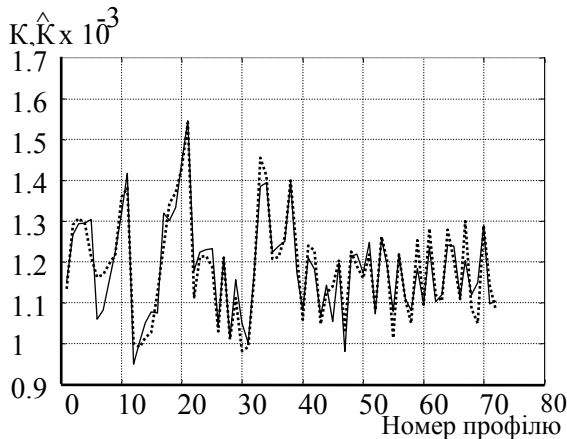


Рис. 4. Зміна значень критерію аеродинамічного удосконалення:
 експериментальні дані; — модельні дані

Розрахований коефіцієнт множинної кореляції отриманої моделі дорівнює 0,885.

За рівнем значущості $\alpha = 0,05$ і числах степенів вільності $\nu_R = 19$ і $\nu_{ост} = 52$ у таблиці розподілу Фішера знаходимо $F_T = 1,79$.

Оскільки розраховане значення $F_p = 19,5$ і $F_T < F_p$, то коефіцієнт множинної кореляції значущий.

Розв'язок системи лінійних алгебричних рівнянь (3) дало можливість отримати значення шуканих геометричних параметрів оптимізованого профілю:

$\bar{r} = 1,58;$

$\bar{c} = 12;$

$\bar{x}_c = 30;$

$\bar{f} = 4;$

$\bar{x}_f = 40.$

З розглянутих профілів максимальне значення критерію K має профіль NASA 63-418. Для порівняння подано форму профілю NASA 63-418 та оптимізованого профілю (рис. 5).

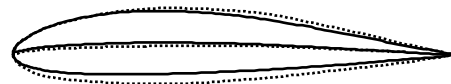


Рис. 5. Профілі:
 NASA 63-418;
 — отриманий профіль

Значні відмінності форм викликані специфікою роботи профілю в режимі авторотації.

З поляри ротора автожира зазначених профілів (рис. 6) видно, що оптимізований профіль має набагато більше максимальне значення коефіцієнта підйомної сили (вище на 14 %).

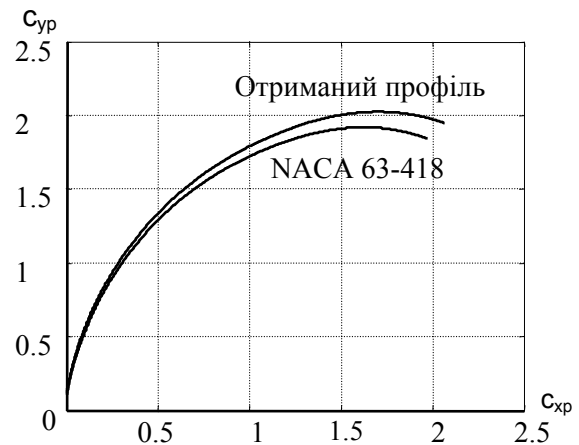


Рис. 6. Поляра ротора автожира з профілем NASA 63-418 і отриманим профілем

Отримана геометрія профілю також дозволила збільшити критерій аеродинамічного удосконалення. Так, $K = 1017$ для NASA 63-418, $K = 1072$ для отриманого профілю.

Висновок

Запропоновано метод оптимізації профілю лопаті ротора несучого гвинта автожира, базується на впливі геометрії профілю лопаті на аеродинамічні характеристики ротора. За допомогою регресійного аналізу вдалося отримати оптимізований профіль, що суттєво зміг поліпшити несучі властивості ротора.

Отримані результати можуть бути використані під час проектування нових автожирів.

Література

1. *Abbott I.H.* Theory of wing sections. – New York: Dover publications, 1958. – 527 p.
2. *Братухин И.П.* Автожиры. Теория и расчет. – М.: Госмашлитиздат, 1934. – 110 с.
3. *Сатаров А.Г.* Упрощенный расчет автожира. – М.: Ухтом. вертолетный з-д, 1968. – 28 с.
4. *Миль М.Л., Некрасов А.В., Браверманн А.С.* Вертолеты, расчет и проектирование. I. Аэродинамика. – М.: Машиностроение, 1966. – 453с.
5. *Володко А.М.* Основы летной эксплуатации вертолетов. Аэродинамика. – М.: Транспорт, 1984. – 256 с.
6. *Вучков И., Бояджиева Л., Солаков Е.* Прикладной линейный регрессионный анализ. – М.: Машиностроение, 1987. – 238 с.
7. *Адлер Ю.П., Маркова Е.В., Грановский Ю.В.* Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий. – 2-е изд. – М.: Наука, 1976. – 278 с.

Стаття надійшла до редакції 28.10.05.

С.А. Ищенко, А.В. Бондарь, С.П. Галицкий

Оптимизация геометрических характеристик профиля лопасти несущего винта автожира

Проведено параметрическое исследование влияния геометрии профиля на аэродинамические характеристики ротора несущего винта автожира. С помощью регрессионного анализа получен новый профиль, который существенно улучшил аэродинамические характеристики несущего винта автожира.

S.A. Ischenko, A.V. Bondar, S.P. Galitsky

Optimization of geometrical characteristics of a structure of the profile of the carrying airscrew of autogyro

The data research are devoted questions of geometry profile influence on aerodynamic characteristics of the carrying airscrew rotor of autogyro. The linear regression analysis is used for reception of a new profile structure which has essentially improved aerodynamic performances of the carrying airscrew of autogyro.