

В.А. Таврін, А.А. Євпак, А.В. Петренко

Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

АЛГОРИТМ ВИБОРУ РАЦІОНАЛЬНИХ ПРОЕКТНИХ ПАРАМЕТРІВ ФЕНЕСТРОНА

Проведено аналіз методів аеродинамічного проектування рульового гвинта в кільцевому каналі (фенестрона) вертольота одногвинтової схеми у вигляді осьового вентилятора, виконаного за схемою робоче колесо, з розташованим за ним спрямляючим апаратом. На основі проведеного аналізу представлені основні формульні залежності проектних параметрів фенестрона від його геометричних параметрів. Представлено алгоритм вибору раціональних проектних параметрів фенестрона з кілем, який використовується в якості рульового пристрою на вертольоті одногвинтової схеми.

Ключові слова: аеродинамічні характеристики, алгоритм, одногвинтовий вертоліт, рульовий гвинт, фенестрон.

Вступ

Постановка проблеми. В даний час вертольотобудівними фірмами країн Європи, США і Росії побудована вже досить велика кількість одногвинтових вертольотів, які використовують фенестрон в якості альтернативи звичайному рульовому гвинту.

При проектуванні фенестрона вирішується багато завдань, і в першу чергу перед розробниками постає проблема визначення раціонального аеродинамічного компонування системи “гвинт в кільці” і вибору її проектних параметрів. У відомих роботах [1–2; 15] вибір параметрів фенестрона проводився на основі вирішення окремих завдань. При цьому, в більшій мірі приділялась увага дослідженню аеродинамічних характеристик і вирішенню завдань, пов'язаних з керованістю і стійкістю вертольота з даним рульовим пристроєм.

У той же час, параметри фенестрона і кіля істотною мірою впливають на всі характеристики вертольота, включаючи і показники ефективності його застосування при виконанні вертольотом різних видів завдань.

Тому розробка алгоритму розрахунку, а також вироблення рекомендацій щодо вибору раціональних проектних параметрів фенестрона є актуальною.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Перші дослідження в цій області виконані В.І. Шайдаковим ще в 60-х роках [4–5]. У наступних роботах інших авторів [3; 6–7] розглядалася система “гвинт в кільці” з ідеальним колектором і дифузором, тобто не враховувалися місцеві втрати тиску в каналі. Це не дозволяло провести параметричні дослідження геометричної форми каналу. Аеродинамічна компоновка фенестрона визначається конфігурацією і відносними розмірами його основних частин: колектора, дифузора, гвинта. Основні аспекти аеродинамічного

проектування фенестрона знайшли своє відображення в роботі [2]. У ній проводиться енергетичний аналіз фенестрона на режимі висіння, і за його результатами даються деякі рекомендації по вибору параметрів, що визначають аеродинамічну компоновку фенестрона.

Основою цього аналізу послужив метод розрахунку аеродинамічних характеристик фенестрона на режимах роботи на місці, розроблений В.І. Шайдаковим. Зокрема, в [2] була поставлена задача вибору параметрів кільця фенестрона.

В роботі [15] дається оцінка впливу проектних параметрів фенестрона на його енергетичні характеристики. Також в роботі проводиться порівняння характеристик фенестрона і звичайного рульового гвинта на режимі висіння вертольота з урахуванням втрат тяги рульового гвинта, що працює в присутності кіля [3]. Відзначається, що сучасні вертольоти мають досить велику площу кіля для розвантаження рульового гвинта в крейсерському режимі польоту вертольота. При цьому втрати тяги рульового гвинта на режимі висіння від затінення його кілем можуть становити від 5 до 20 % в залежності від відношення площі кіля до площі, ометаємої лопатями рульового гвинта.

Таким чином, сучасний рівень знань в області теорії гвинта в кільці, накопичений експериментальний матеріал і статистичні дані дозволяють вирішити поставлену задачу з розробки алгоритму розрахунку і вироблення рекомендацій щодо вибору раціональних проектних параметрів фенестрона [3].

Мета статті – опрацювання алгоритму вибору раціональних проектних параметрів фенестрона з кілем, який використовується в якості рульового пристрою на вертольоті одногвинтової схеми на базі розробленої методики.

Виклад основного матеріалу

Розглядається фенестрон і кіль, виконані за схемою, яка використовується практично на всіх відомих вертольотах з фенестроном (рис. 1). Відповідно до цієї схеми фенестрон складається з корпусу і гвинта, укладеного в каналі корпусу.

Основними параметрами гвинта є його діаметр $D_{\text{гф}}$ і заповнення $\sigma_{\text{гф}}$. Зверху на корпусі фенестрона встановлюється кіль трапецієподібної форми в плані, яка визначається висотою $L_{\text{кіля}}$, середньою аеродинамічною хордою $b_{\text{САХ}}$ і звуженням $\eta_{\text{кіля}} = b_0 / b_k$. При аналізі характеристик кіля замість величин $L_{\text{кіля}}$ і $b_{\text{САХ}}$ зручніше використовувати пов'язані з ними величини подовження $\lambda_{\text{кіля}} = L_{\text{кіля}} / b_{\text{САХ}} = L_{\text{кіля}}^2 / S_{\text{кіля}}^2$ і площі $S_{\text{кіля}} = L_{\text{кіля}} \times b_{\text{САХ}}$.

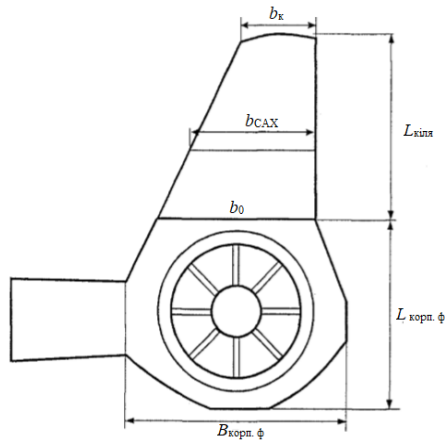


Рис. 1. Типова схема фенестрона

З урахуванням представленого конструювання рульового пристрою приймемо наступний склад проектних параметрів фенестрона і кіля, що підлягають вибору і оптимізації:

1. Параметри гвинта фенестрона: діаметр гвинта $D_{\text{гф}}$, заповнення гвинта $\sigma_{\text{гф}}$, форма лопатей в плані.
2. Параметри кільця фенестрона: радіус округлення вхідної кромки колектора r_k , висота дифузора H_d , кут розкриття дифузора α_d .
3. Параметри кіля: площа кіля $S_{\text{кіля}}$, подовження $\lambda_{\text{кіля}}$.

Перераховані параметри фенестрона, перш за все, визначають рівень витрат потужності на привід гвинта фенестрона на режимі висіння. Цьому режиму відповідає найбільше енергетичне навантаження фенестрона. Тому разом з параметрами несучого гвинта параметри фенестрона визначатимуть загальну потрібну енергоозброєність вертольота.

Завданням енергетичного аналізу фенестрона на режимі висіння є розробка рекомендацій щодо

вибору тієї частини параметрів, які роблять основний вплив на споживану потужність фенестрона на цьому режимі і в меншій мірі впливають на витрати енергії рульового пристрою і вертольота в цілому на режимах польоту з крейсерською швидкістю. До вибраних тут параметрів, перш за все, відносяться параметри кільця фенестрона: величина радіуса заокруглення вхідної крайки r_k , кут розкриття дифузора α_d і один з основних параметрів гвинта заповнення $\sigma_{\text{гф}}$. Розміри частин кільця фенестрона зручно визначати в відносному вигляді, тобто в відношенні до величини радіуса гвинта фенестрона. Тому замість абсолютної величини в подальшому аналізі буде використовуватися величина відносного радіуса заокруглення вхідної кромки колектора $\bar{r}_k = r_k / r_{\text{гф}}$.

Завдання вибору параметрів фенестрона, виходячи з його енергетичного аналізу на режимі висіння, будується наступним чином. На рис. 2 зображена схема фенестрона, який являє собою окремий випадок системи "гвинт в кільці", коли колектор спрофільований по дузі кола, а дифузор виконаний у вигляді відрізка конічної труби.

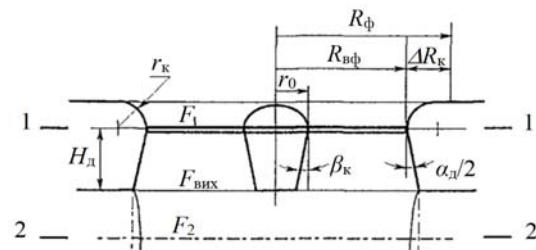


Рис. 2. Схема фенестрона зі спрофілюванням по дузі кола колектором, і дифузоров у вигляді відрізка конічної труби

Введемо умовні позначення для геометричних характеристик гвинта і кільця: $R_{\text{гф}}$ – радіус гвинта фенестрона, r_0 – радіус втулки гвинта, $R_{\text{ф}}$ – радіус фенестрона, r_k – радіус заокруглення вхідної крайки кільця (кривизни колектора), H_d – довжина дифузора, α_d – кут розкриття дифузора.

Величина $R_{\text{ф}}$ визначає габаритний розмір кільця, в межах якого колектор створює тягу. За рекомендаціями робіт [2–3; 15], зроблених на підставі аналізу експериментальних епюр розподілу статичного тиску на колекторі, тяга колектора створюється на кільці шириною $\Delta R_k \approx 1,5r_k$, тобто:

$$\Delta R_{\text{ф}} = R_{\text{гф}} + 1,5r_k. \quad (1)$$

Завдання вибору параметрів фенестрона на режимі висіння полягатиме в тому, щоб в межах зада-

ного розміру R_ϕ знайти таке поєднання розмірів гвинта і параметрів кільця, при яких фенестрон розвиває найбільшу тягу при заданій потужності, або навпаки, при заданій величині тяги вимагає найменших витрат потужності. При вирішенні цього завдання оцінку енергетичної досконалості фенестрона будемо проводити за величиною енергетичної якості [3; 8], яка представляє собою потрібне для роботи на місці значення $E = (q\sqrt{p/\Delta})_{номр}$, де $q = T_\phi / N$ – питома навантаження тяги T_ϕ на потужність N , що йде на привід гвинта, p – питома завантаження на площу фенестрона, що бере участь в створенні тяги $p = T_\phi / \pi R_\phi^2$, Δ – відносна щільність повітря.

При заданій геометрії каналу і лопатей гвинта зв'язок між тягою, створюваною гвинтом T_ϕ , кільцем T_k і потужністю L , що йде на привід гвинта для створення цієї тяги, згідно [1, 3] в системі одиниць СІ визначається співвідношенням:

$$T_\phi = T_\phi + T_k 3 \sqrt{\frac{K_v}{2T_\phi^2} (1,39\sqrt{\Delta D_{\phi\phi} L \eta_0})^{2/3}}, \quad (2)$$

де $\bar{T}_\phi = T_\phi / T_\phi$ – відносна тяга гвинта, $D_{\phi\phi} = 2R_{\phi\phi}$ – діаметр гвинта фенестрона, η_0 – відносний коефіцієнт корисної дії гвинта фенестрона. Коефіцієнт $K_v = K_H / n$ характеризує розширення потоку в каналі короткого дифузора. Його величина залежить від ступеня розширення дифузора $n = F_{вих} / F_1$ і відносної ефективної довжини кільця \bar{H}_{ef} . Коефіцієнт $K_H = v_2 / v_1$ є відношенням середньої індуктивної швидкості v_2 в віддаленому перетині струменя 2 – 2 після виходу з дифузора v_2 до середньої індуктивної швидкості v_1 в площині диска гвинта (в перерізі 1 – 1 з площею F_1). Він характеризує ступінь підтискання струменя, що витікає з короткого циліндричного дифузора, і обчислюється за формулою:

$$K_H = \frac{v_2}{v_1} = \frac{2}{1 + B_H}. \quad (3)$$

Функція B_H визначає середню відносну індуктивну швидкість на зрізі вихрового циліндра висоти H_{ef} . У роботі [9] для B_H отримана аналітична залежність:

$$B_H = \frac{2\bar{H}_{ef}}{\pi k} [K(k) - E(k)],$$

$$\text{де } k = \frac{2}{\sqrt{4 + \bar{H}_{ef}^2}};$$

$K(k), E(k)$ – повні еліптичні інтеграли першого і другого роду, H_{ef} модуль.

Відносна ефективна висота кільця складається з відносної геометричної висоти дифузора $\bar{H}_\delta = H_\delta / R_{\delta,сеп}$ і еквівалентної відносної висоти колектора $\bar{H}_k = H_k / R_{\phi\phi}$, тобто:

$$\bar{H}_{ef} = \bar{H}_\delta + \bar{H}_k,$$

де $R_{\delta,сеп} = R_{\phi\phi} + \frac{H_\delta}{2} \operatorname{tg} \frac{\alpha_\delta}{2}$ – середній радіус дифузора.

Еквівалентна висота колектора \bar{H}_k – це відносна висота еквівалентного вихрового циліндра, який в площині диска гвинта наводить таку ж індуктивну швидкість Δv_k , як і колектор з радіусом заокруглення вхідної кромки \bar{r}_k . Величина \bar{H}_k обчислюється за формулою, отриманою з (3):

$$\bar{H}_k = \frac{B_{Hk} \pi k}{2[K(k) - E(k)]}, \quad (4)$$

де $k = \frac{2}{\sqrt{4 + \bar{H}_k^2}}$ – модуль повних еліптичних інтегралів.

Так як формула (4) записана в неявному вигляді щодо \bar{H}_k , то \bar{H}_k обчислюється методом ітерацій.

У роботі [9] для визначення величини B_{Hk} , що входить в формулу (4), отримана аналітична залежність:

$$B_{Hk} = \frac{1 - \sqrt{\xi_k}}{1 + \sqrt{\xi_k}},$$

де ξ_k – коефіцієнт місцевих втрат тиску в колекторі, який залежить від величини відносного радіуса заокруглення колектора. Для ξ_k в [2–3] використовується емпірична формула, складена за експериментальними даними В.І. Ханжонкова [10–11] стосовно до колектора з профілем у вигляді півкола:

$$\xi_k = 0,287 - 10\bar{r}_k + \sqrt{(0,287 - 10\bar{r}_k)^2 + 0,426}.$$

Профіль колектора представляється у вигляді чверті кола, плавно сполучається з плоскою поверхнею корпусу фенестрона. У цьому випадку за даними роботи [12] коефіцієнт втрат в колекторі ξ_k вдвічі менше:

$$\xi_k = \frac{1}{2} (0,287 - 10\bar{r}_k + \sqrt{(0,287 - 10\bar{r}_k)^2 + 0,426}).$$

У вираз (2) входить величина відносної тяги гвинта \bar{T}_ϕ з урахуванням впливу на несучу здатність кільця зазору δ між кінцями лопатей гвинта і поверхнею каналу. При нульовому зазорі відносні тяги кільця і гвинта визначаються залежностями [1; 3; 9]:

$$(\bar{T}_{\kappa 0})_{\delta=0} = \frac{KK_c}{K_v}, \quad (\bar{T}_{\epsilon 0})_{\delta=0} = 1 - (\bar{T}_{\kappa 0})_{\delta=0}, \quad (5)$$

де ϵ_0 – індекс, що характеризує режим висіння $V = 0$, K – коефіцієнт форми кільця, $K_c = \frac{v_{1\kappa}}{v_1}$ – відношення величини індуктивної швидкості на кінцях лопатей поблизу стінки каналу $v_{1\kappa}$ до середньої індуктивної швидкості v_1 в площині диска гвинта (рис. 3).

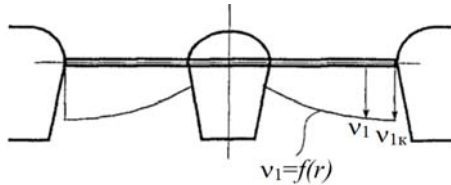


Рис. 3. Площина диска гвинта

Для гвинта з трапецієподібною формою лопатей і кручені, виконаному за умовою $C_y(\bar{r}) = Const$, в [3; 9] отримана наближена формула для визначення K_c величини:

$$K_c = \sqrt{\frac{b_\kappa}{0,7b_7}} = \frac{1+B_H}{\frac{1,2}{\sqrt{0,7+0,3\eta_n}} + B_{H(1)}},$$

$$\text{де } B_{H(1)} = \frac{1}{2} + \frac{\bar{H}_{ef}}{\pi\sqrt{4+\bar{H}_{ef}^2}} K(k); \quad k = \frac{2}{\sqrt{4+\bar{H}_{ef}^2}},$$

η_n – звуження лопаті;

b_κ, b_7 – хорда лопаті на $\bar{r} = 1$ і $\bar{r} = 0,7$.

Коефіцієнт форми кільця визначається за формулою:

$$K = \frac{1}{2} [K_v(2-K_v)(1-\xi_\kappa) - \xi_\delta].$$

У цю формулу входить коефіцієнт місцевих втрат тиску в дифузорі ξ_δ , величина якого згідно з рекомендаціями [3; 12] може бути визначена за емпіричною формулою:

$$\xi_\delta = 3,2 \left(\operatorname{tg} \frac{\alpha_\delta}{2} \right)^{5/4} \left(1 - \frac{1}{n} \right)^2.$$

Параметр α_δ вибирається на основі енергетичного аналізу фенестрона на режимі висіння.

Обчисливши за формулою (5) $(\bar{T}_{\epsilon 0})_{\delta=0}$, знайдемо $\bar{T}_{\epsilon 0}$ з урахуванням втрат тяги при наявності зазору δ :

$$\bar{T}_{\epsilon 0} = \epsilon (\bar{T}_{\epsilon 0})_{\delta=0} + (1 - \epsilon)$$

Відповідно: $\bar{T}_{\kappa 0} = 1 - \bar{T}_{\epsilon 0}$.

Коефіцієнт відносних втрат тяги гвинта ϵ при наявності зазору обчислюється за формулою [3]:

$$\epsilon = \frac{B^2 - r_0^{-2}}{1 - r_0^{-2}},$$

де r_0 – відносний радіус втулки, B – коефіцієнт, що враховує падіння тяги на кінці лопаті гвинта, що встановлений в каналі, внаслідок перетікання повітря в зазорі. В [1; 3] для B методом конформних відображень отримана формула для довгого дифузора:

$$B = (1 + \delta) - \bar{s} K \left(\sqrt{1 - k^2} \right) / 4K(k) \quad \text{при } \bar{H}_{ef} < 2.$$

Для короткого дифузора слід застосувати:

$$B = B \left(\bar{H}_{ef} > 2 \right) \frac{\bar{H}_{ef}}{2} + \left(1 - \frac{\bar{H}_{ef}}{2} \right) B_0 \quad \text{при } \bar{H}_{ef} < 2,$$

де $B_0 = 1 - 0,2206\bar{s}$ – коефіцієнт кінцевих втрат ізольованого гвинта (при нескінченно великому зазорі між кінцями лопатей і стінкою каналу), $k = e^{-2\pi\delta/\bar{s}}$; $\bar{s} = 2\pi(v_{10})_{\delta=0} / K_n$; K_n – число лопатей.

Прийнявши співвідношення (1), вираз (2) можна записати у вигляді:

$$T_\phi = K_\phi \left(1,39\sqrt{\Delta} D_\phi L \eta_0 \right)^{2/3}. \quad (6)$$

В (6) $D_\phi = 2R_\phi$ – діаметр фенестрона, K_ϕ – якість фенестрона, що показує, у скільки разів при рівних підведених потужностях і значеннях коефіцієнта корисної дії η_0 тяга фенестрона буде більше тяги ізольованого гвинта, діаметр якого дорівнює діаметру фенестрона:

$$K_\phi = \sqrt[3]{\frac{K_v}{2R_{\epsilon 0}^2}}.$$

Вираз для визначення енергетичної якості E з урахуванням (6) при $\Delta = 1$ набуде вигляду [3]:

$$E = (q\sqrt{p})_{\text{номр}} = 1,57 K_\phi^{3/2} \eta_0.$$

Звідси випливає, що при заданому діаметрі фенестрона і споживаній потужності максимальна сила тяги фенестрона відповідає таким параметрам гвинта і кільця, при яких досягається максимум величини $K_\phi^{3/2} \eta_0$.

Зазвичай розрахунки ведуться в відносних величинах через аеродинамічні коефіцієнти T тяги і потужності L :

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2}\rho(\omega R)^2 \pi R^2}; \quad m_\kappa = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho(\omega R)^3 \pi R^2}.$$

Вираз для визначення величини відносного коефіцієнта корисної дії гвинта отримано в [1–3] і має вигляд:

$$\eta_0 = \frac{\alpha_0 C_{T\theta 0}^{3/2}}{2m_{\kappa\theta 0}} = \frac{k^{1/2}}{J_v \xi_u + 1,837\sqrt{T_{\theta 0}} K_v \frac{k_p}{k_T^{3/2}} \mu_e \frac{1}{\sqrt{\sigma_7}}}, \quad (7)$$

де $k = B^2 - r_0^{-2}$ – коефіцієнт кінцевих і втулкових втрат, J_v – коефіцієнт індукції, σ_7 – заповнення гвинта, ξ_u – коефіцієнт, що враховує втрати потужності на закрутку струменя, $\mu_e = C_{xp7} / C_{y7}^{3/2}$ – величина зворотної економічної якості профілю лопаті на характерному радіусі гвинта.

Формула (7) отримана з виразів для аеродинамічних коефіцієнтів $C_{T\theta 0}$ і $m_{\kappa\theta 0}$, в яких коефіцієнти k_p і k_T залежать від трапецієподібної форми лопаті [8]:

$$C_{T\theta 0} = \frac{KK_u}{3} \sigma_7 C_{y7} k_T,$$

$$m_{\kappa\theta 0} = I_v \xi_u C_{T\theta 0} \bar{v}_{10} + \frac{1}{4} C_{xp} \sigma_7 k_p,$$

$$\bar{v}_{10} = \frac{\alpha_0}{2} \sqrt{\frac{C_{T\theta 0}}{k}}, \quad \alpha_0 = \sqrt{\frac{2}{T_{\theta 0,IV}}},$$

де індекс $_0$ – режим висіння ($V = 0$). Ці формули наведені в [1; 3] і на їх основі складено алгоритм розрахунку аеродинамічних характеристик фенестрона. Оскільки гвинт фенестрона має відносно високе навантаження на ометаючу лопатями площу ($p = 1500 \dots 3000$ Па), втрати енергії на закручування струменя за гвинтом значні і становлять 6 ... 9 % від усієї потужності, що йде на привід гвинта фенестрона. Згідно [1; 3] витрати потужності на закрутку струменя ΔL_u , віднесені до ідеальної потужності $T_{\theta} v_1$, в ідеальному випадку можуть бути визначені за формулою:

$$\Delta \bar{L}_u = \frac{\Delta L_u}{T_{\theta} v_1} = \frac{1 - \sqrt{1 - C_T^*}}{C_T^*} - \frac{1}{2\sqrt{1 - C_T^*}} + \frac{1}{2(1 - C_T^*)} \ln \frac{1 + \sqrt{1 - C_T^*}}{\sqrt{C_T^*}}, \quad (8)$$

$$\text{де } C_T^* = \frac{C_{T\theta}}{1 - r_0^2}.$$

Ці втрати можуть бути істотно зменшені шляхом установки за гвинтом спрямляючого апарату, схема якого представлена на рис. 4.

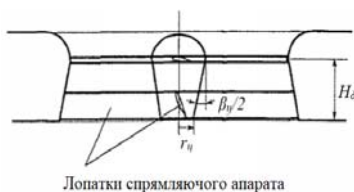


Рис. 4. Схема спрямляючого апарату

Він складається з деякого числа нерухомих радіальних лопаток. Кут установки поперечних перерізів лопаток вибирається таким чином, щоб на розрахунковому режимі роботи фенестрона потік від гвинта був повністю випрямлений, тобто, щоб була відсутня окружна компонента швидкості в потоці на виході з дифузора фенестрона. Однак треба врахувати, що потужність, яка визначається співвідношенням (8), відновлюється в повному обсязі, оскільки при проходженні потоку через спрямляючий апарат частина енергії втрачається на подолання профільного опору його лопаток.

Знайдемо співвідношення, що дозволяють визначити ці втрати потужності, а також співвідношення, що дозволяють визначити параметри спрямляючого апарату, зокрема, величину хорди лопаток b_{cnp} при заданому їх числі $K_{л.сnp}$. На рис. 5 представлена схема сил і компонентів швидкостей в перетині лопатки спрямляючого апарату. Передбачається, що лопатка має крутку, що забезпечує сталість кута атаки α по її довжині.

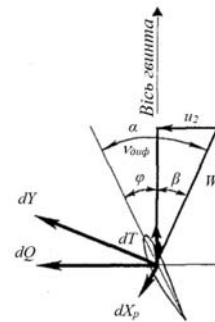


Рис. 5. Схема сил і компонентів швидкостей в перетині лопатки спрямляючого апарату

Результуюча швидкість потоку від гвинта, що набігає на лопатку, складається з осьової швидкості $v_{дуф}$ і окружної швидкості u_2 .

Будемо вважати, що спрямляючий апарат встановлений поблизу вихідного перетину дифузора, і осьовий компонент в цьому місці приблизно дорівнює величині осьової швидкості на виході з дифузора ($v_{дуф} = \frac{v_{10}}{n}$). На елемент лопатки площею $ds = b_{cnp} dr$ діють підйомна сила і сила профільного опору, які визначаються співвідношеннями:

$$dY = C_{y.cnp} \cdot \frac{\rho}{2} W_c^2 ds; \quad dX = C_{xp.cnp} \cdot \frac{\rho}{2} W_c^2 ds.$$

Відповідно тангенціальна сила в площині диска спрямляючого апарату і сила в напрямку поздовжньої осі фенестрона дорівнюватимуть:

$$dQ = dY \cos \beta + dX_p \sin \beta,$$

$$dT = dY \sin \beta - dX_p \cos \beta,$$

$$\sin \beta = \frac{u_2}{W_c}, \quad \cos \beta = \frac{v_{\text{диф}}}{W_c}.$$

Підставивши сюди dY і dX , вирази для dT і dQ можна записати у вигляді:

$$dT = C_{y.cnp.} \frac{\rho}{2} W_c u_2 ds - C_{xp.cnp.} \frac{\rho}{2} W_c v_{\text{диф}} ds = \\ = dT_{cnp.} - dT_{p.cnp.};$$

$$dQ = C_{y.cnp.} \frac{\rho}{2} W_c v_{\text{диф}} ds + C_{xp.cnp.} \frac{\rho}{2} W_c u_2 ds,$$

де $dT_{p.cnp.}$ – профільна складова сили опору лопаток, спрямована проти сили тяги лопатей спрямляючого апарату;

$dT_{cnp.}$ – складова, яка дає приріст сили тяги системи і компенсує втрати на закрутку струменя.

Тоді сумарний приріст сили тяги і сумарна сила опору всіх лопаток спрямляючого апарату в напрямку поздовжньої осі фенестрона будуть визначатися в такий спосіб:

$$\Delta T_{cnp.} = K_{л.cnp.} \int_{r_u}^{R_\delta} dT_{cnp.},$$

$$\Delta T_{p.cnp.} = K_{л.cnp.} \int_{r_u}^{R_\delta} dT_{p.cnp.},$$

де r_u – радіус центрального тіла на виході з дифузоров, R_δ – радіус каналу фенестрона на виході з дифузора.

$$r_u = r_0 - H_\delta \operatorname{tg} \frac{\beta_u}{2} = \left(\bar{r}_0 - \bar{H}_\delta \operatorname{tg} \frac{\beta_u}{2} \right),$$

$$R_\delta = R + H_\delta \operatorname{tg} \frac{\alpha_\delta}{2} = R \left(1 + \bar{H}_\delta \operatorname{tg} \frac{\alpha_\delta}{2} \right).$$

Вважаючи $W_c = v_{\text{диф}}$. у зв'язку з невеликим кутом β , для $b_{cnp.} = \text{Const}$, після відповідних підстановок і інтегрування [3]:

$$\Delta T_{cnp.} = C_{y.cnp.} \frac{v_{10}}{n} u_2 K_{л.cnp.} \frac{\rho}{2} b_{cnp.} (R_\delta - r_u),$$

$$\Delta T_{p.cnp.} = C_{xp.cnp.} \frac{v_{10}^2}{n} u_2 K_{л.cnp.} \frac{\rho}{2} b_{cnp.} (R_\delta - r_u).$$

Додаткова потужність, яку потрібно підвести до гвинта і яка йде на подолання профільного опору лопаток спрямляючого апарату, буде дорівнювати:

$$\Delta L_{p.cnp.} = \Delta T_{p.cnp.} v_{\text{диф}} = \\ = C_{xp.cnp.} \frac{v_{10}^3}{n^3} K_{л.cnp.} \frac{\rho}{2} b_{cnp.} (R_\delta - r_u).$$

Таким чином, реальна величина, на яку може бути зменшена потужність на привід гвинта за рахунок встановлення спрямляючого апарату, буде дорівнювати потужності, що йде на закрутку стру-

меня за гвинтом за відсутності спрямляючого апарату (тобто величиною потужності, яка може бути відновлена в ідеальному випадку без втрат в спрямляючому апараті) за вирахуванням потужності $\Delta L_{p.cnp.}$, що йде на подолання профільного опору лопаток. У підсумку, потрібна потужність, що підводиться до гвинта фенестрона, при наявності спрямляючого апарату буде визначатися [3]:

$$\Delta L_{в.cnp.} = L_{в0} + \Delta L_{p.cnp.},$$

де $L_{в0}$ – потужність, потрібна на привід гвинта фенестрона зі спрямляючим апаратом без урахування його профільних втрат.

В аеродинамічних коефіцієнтах вираз набуде вигляду:

$$m_{к.cnp.} = m_{к0} + \Delta m_{p.cnp.}, \quad (9)$$

$$\text{де } \Delta m_{p.cnp.} = \frac{\Delta L_{p.cnp.}}{\frac{\rho}{2} (\omega R)^3 \pi R^2} = C_{xp.cnp.} \frac{v_{10}^{-3}}{n^3} \sigma_{cnp.} (\bar{R}_\delta - \bar{r}_u),$$

$\frac{v_{10}}{n}$ – середня швидкість потоку на виході з дифузору, $\sigma_{cnp.}$ – заповнення спрямляючого апарату.

Величина $m_{к0}$ визначається як для фенестрона без спрямляючого апарату за вирахуванням втрат енергії на закрутку струменя, тобто

$$m_{к0} = (I_v \xi_u - \Delta L_u) C_{Tв0} v_{10} + \frac{1}{4} C_{xp} \sigma_7 k_p.$$

Потрібне заповнення спрямляючого апарату визначається з умови рівності крутного моменту на валу гвинта моменту на спрямляючому апараті щодо осі фенестрона. Вважаючи $W_c \approx v_{\text{диф}}$. і нехтуючи профільною складовою моменту, отримуємо вираз:

$$M_{cnp.} = K_{л.cnp.} \int_{r_u}^{R_\delta} r dQ \approx K_{л.cnp.} \int_{r_u}^{R_\delta} r dY = \\ = C_{y.cnp.} \frac{\rho}{2} \frac{v_{10}^2}{n^2} K_{л.cnp.} b_{cnp.} \frac{1}{2} (R_\delta^2 - r_u^2).$$

У відносних величинах цей вираз набуде вигляду:

$$m_{cnp.} = \frac{M_{cnp.}}{\frac{\rho}{2} (\omega R)^2 \pi R^3} = C_{y.cnp.} \frac{v_{10}^{-2}}{n^2} \sigma_{cnp.} \frac{1}{2} (\bar{R}_\delta^2 - \bar{r}_u^2).$$

Прирівнюючи $m_{cnp.} = m_{к.cnp.}$, визначається:

$$\sigma_{cnp.} = \frac{2 m_{к.cnp.}}{C_{y.cnp.} \frac{v_{10}^{-2}}{n^2} (\bar{R}_\delta^2 - \bar{r}_u^2)}. \quad (10)$$

Оскільки згідно (9) в вираз для $m_{к.cnp.}$ також входить величина $\sigma_{cnp.}$, то її визначення здійснюється методом послідовних наближень за формула-

ми (9–10). У першому наближенні можна покласти $m_{к.спр.} = m_{к0}$.

Прийнявши потрібну кількість лопаток спрямляючого апарату, можна обчислити потрібну величину хорди лопатки

$$b_{спр} = \frac{\sigma_{спр} \cdot \pi R}{K_{л.спр.}}$$

Профільний опір лопаток спрямляючого апарату дає додаткові місцеві втрати тиску в каналі дифузора, що веде до зменшення тяги кільця. Коефіцієнт місцевих втрат в каналі обчислюється за формулою

$$\xi_{спр.} = \frac{\Delta T_{р.спр.}}{\frac{\rho v_1^2}{2} \pi R_g^2} = C_{хр.спр.} \cdot \frac{v_{10}^2}{n^2 v_1^2} \sigma_{спр.} \left(\overline{R_\delta} - \overline{r_\psi} \right)$$

Таким чином, на основі відпрацювання методу [3] можливо розробити алгоритм для отримання необхідних результатів (рис. 6).

Вихідними даними для розрахунку раціональних проектних параметрів фенестрона є значення величин геометричних параметрів кільця і гвинта, а саме: $\overline{r_k}$, α_δ , r_0 , β_ψ , $\overline{H_\delta}$, $\overline{\delta}$, σ_7 , σ_λ , η_λ , $\Delta\phi$.

Після введення вихідних даних існуючого фенестрона i та фенестрона зі зміненими параметрами $i+1$ розраховуємо їх тягу за формулою (2). Якщо тяга зміненого фенестрона T_ϕ рівна або більша за тягу існуючого $T_{\phiзад}$, отримуємо наступні вихідні дані: кут встановлення в характерному перерізі лопаті (ϕ_7), коефіцієнт тяги (C_T), коефіцієнт потужності (m_k), відносний ККД гвинта (η_0) та енергетичну якість фенестрона (E).



Рис. 6. Алгоритм вибору параметрів фенестрона

Якщо ж T_ϕ виявиться меншим за $T_{\phiзад}$, необхідно провести варіацію геометричних даних та повторити розрахунок.

Таким чином, за допомогою даного алгоритму можливо розрахувати і обрати раціональні проектні параметри фенестрона.

Висновки

Розроблено алгоритм вибору раціональних параметрів рульового пристрою вертольота типу “фенестрон” на основі комплексного енергетичного аналізу фенестрона і кіля на характерних режимах роботи вертольота з даним рульовим пристроєм.

Розроблений алгоритм дозволяє вирішити поставлену задачу з розрахунку і вибору раціональних проектних параметрів фенестрона. В подальшому представлений алгоритм буде використаний для вибору параметрів фенестрона проектованого вертольоту.

Список літератури

1. Шайдаков В.И. Аэродинамика винта в кольце / В.И. Шайдаков. – М.: Изд-во МАИ, 1996. – 88 с.
2. Шайдаков В.И. Аэродинамическое проектирование фенестрона / В.И. Шайдаков, О.А. Завалов. – М.: Изд-во МАИ, 1980. – 66 с.
3. Манучехриффар Афшин. Энергетический анализ и выбор проектных параметров рулевого устройства одновинтового вертолета типа фенестрона: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.02; защищена 22.01.99; утв. 15.07.99 / Манучехриффар Афшин. – М., 1999. – 163 с.
4. Шайдаков В.И. Аэродинамические исследования системы “винт в кольце” на режиме висения / В.И. Шайдаков // Исследования в области теоретической и прикладной аэрогидродинамики. – М.: Оборонгиз, 1959. – 234 с.
5. Шайдаков В.И. Влияние глубины расположения винта в кольце на аэродинамические характеристики системы для режима работы на месте / В.И. Шайдаков // ИВУЗ, серия “Авиационная техника”. – 1960. – № 2. – 342 с.
6. Баршай М.М. Вихревая теория фенестрона / М.М. Баршай. – М.: МВЗ, Труды ОКБ. – 1977. – № 10.
7. Лепилкин А.М. Теоретическое и экспериментальное исследование аэродинамики фенестрона / А.М. Лепилкин. – М.: МВЗ, Труды ОКБ. – 1984. – № 12.
8. Шайдаков В.И. Аэродинамический расчет вертолета / В.И. Шайдаков. – М.: Изд-во МАИ, 1988. – 178 с.
9. Шайдаков В.И. Аэродинамика винта в кольце с коллектором и цилиндрическим диффузором ограниченной длины / В.И. Шайдаков // Доклад третьего форума российского вертолетного общества. – М., 1998.
10. Ханжонков В.И. Аэродинамика аппаратов на воздушной подушке / В.И. Ханжонков. – М.: Машиностроение, 1972. – 328 с.
11. Ханжонков В.И. Аэродинамические характеристики коллекторов / В.И. Ханжонков // Промышленная аэродинамика. – М.: БНИ ЦАГИ, 1953. – Выпуск 4. – С. 45-62.
12. Калинушкин М.П. Вентиляторные установки / М.П. Калинушкин. – М.: Высшая школа, 1962. – 294 с.

13. Шайдаков В.И. Аэродинамика винта в кольце с коллектором и коротким диффузором в режиме работы на месте / В.И. Шайдаков // Вестник Московского авиационного института. – 2013. – Т. 20. – № 4. – С. 36-46.
14. Мойзых Е.И. Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик дистанционно-пилотируемого летательного аппарата с несущей системой “винт в кольце” [Электронный ресурс] / Е.И. Мойзых, А.В. Кузнецов, О.А. Завалов. – М. Труды МАИ. – 2012. – № 50. – С. 11. – Режим доступа до журналу: <https://mai.ru/publications/index.php?ID=26557>.
15. Russier M. The Fenestron Antitorque Concept. The Royal Aeronautical Society Conference on Helicopter Yaw Control Concepts / M. Russier. – London, March 1990.

References

1. Shaydakov, V.I. (1996), “*Aerodynamika vinta v koltse*” [Aerodynamics propeller in the ring], MAI, Moscow, 88 p.
2. Shaydakov, V.I. and Zavalov, O.A. (1980), “*Aerodinamicheskoe proektirovanie fenestrona*” [Aerodynamic design of helicopter fenestron], MAI, Moscow, 66 p.
3. Manuchehrifar, A. (1999), “*Energeticheskii analiz i vyibor proektnykh parametrov rulevogo ustroystva odnovintovogo vertoleta tipa fenestrona: dySSERTatsiya*” [Energy analysis and selection of design parameters for of a single-propeller helicopter of the fenestron type: dissertation], Moscow, 163 p.
4. Shaydakov, V.I. (1959), “*Aerodinamicheskie issledovaniya sistemyi “vint v koltse” na rezhime viseniya*” [Aerodynamic studies of the system “propeller in the ring” on the mode of hovering], *Research in the field of theoretical and applied aerohydrodynamics*, Defense, Moscow, 234 p.
5. Shaydakov, V.I. (1960), “*Vliyaniye glubiny raspolozheniya vinta v koltse na aerodinamicheskie harakteristiki sistemyi dlya rezhima raboty na meste*” [Influence of the depth of the propeller in the ring on the aerodynamic characteristics of the system for on-site operation], *Aviation equipment*, No. 2, 342 p.
6. Barshai, M.M. (1977), “*Vihrevaya teoriya fenestrona*” [Vortex theory of fenestron], *Proceedings of Design Bureau*, No. 10, Moscow.
7. Lepilkin, A.M. (1984), “*Teoreticheskoe i eksperimentalnoe issledovanie aerodinamiki fenestrona*” [Theoretical and experimental study of the aerodynamics of fenestron], *Proceedings of Design Bureau*, No. 12, 153 p.
8. Shaidakov, V.I. (1988), “*Aerodinamicheskii raschet vertoleta*” [Aerodynamic design helicopter], Moscow, 178 p.
9. Shaidakov, V.I. (1998), “*Aerodinamika vinta v koltse s kollektorom i tsilindricheskim diffuzorom ogranichennoy dlinyi*” [Aerodynamics propeller in the ring with a collector and a cylindrical diffuser of limited length], *Report of the third forum of the Russian helicopter society*, Moscow.
10. Khanzhonkov, V.I. (1972), “*Aerodinamika apparatov na vozdushnoy podushke*” [Aerodynamics of hovercraft], Moscow, 328 p.
11. Khanzhonkov, V.I. (1953), “*Aerodinamicheskie harakteristiki kollektorov*” [Aerodynamic characteristics of collectors], *Industrial Aerodynamics*, CAHI, Moscow, pp. 45-62.
12. Kalinushkin, M.P. (1962), “*Ventilyatornyye ustanovki*” [Propeller units], Moscow, 294 p.
13. Shaydakov, V.I. (2013), “*Aerodinamika vinta v koltse s kollektorom i korotkim diffuzorom v rezhime raboty na meste*” [Aerodynamics screw in the ring with a collector and a short diffuser in the mode of work on site], *Bulletin of the Moscow Aviation Institute*, Vol. 20, No. 4, MAI, Moscow, pp. 36-46.
14. Moizykh, E.I., Kuznetsov, A.V. and Zavalov, O.A. (2012), “*Eksperymentalnyye issledovaniya aerodinamicheskikh harakteristik distantsionno-pilotiruемого letatel'nogo apparata s nesuschey sistemoy “vint v koltse”*” [Experimental study of aerodynamic characteristics of the remotely-piloted aircraft from the carrier system “propeller in the ring”], *Elektronnyj zhurnal “Trudy MAI”*, available at: <https://mai.ru/publications/index.php?ID=26557>.
15. Russier, M. (1990), The Fenestron Antitorque Concept, *The Royal Aeronautical Society Conference on Helicopter Yaw Control Concepts*, London.

Надійшла до редколегії 19.02.2019

Схвалена до друку 12.03.2019

Відомості про авторів:

Таврін Володимир Арнольдович
кандидат технічних наук доцент
професор кафедри
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-9233-6246>

Information about the authors:

Volodymyr Tavrín
Candidate of Technical Sciences Associate Professor
Professor of the Department
of Ivan Kozhedub Kharkiv National
Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-9233-6246>

Євпак Антон Андрійович
курсант
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-6712-0889>

Anton Yevpak
Cadet
of Ivan Kozhedub Kharkiv National
Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-6712-0889>

Петренко Артур Вадимович
курсант
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-5600-8827>

Artur Petrenko
Cadet
of Ivan Kozhedub Kharkiv National
Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-5600-8827>

АЛГОРИТМ ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ФЕНЕСТРОНА

В.А. Таврин, А.А. Евпак, А.В. Петренко

В настоящее время вертолетостроительными фирмами стран Европы, США и России построено уже достаточно большое количество одновинтовых вертолетов, использующих фенестрон в качестве альтернативы обычному рулевому винту. Проведен анализ методов аэродинамического проектирования рулевого винта (фенестрона) в кольцевом канале вертолета одновинтовой схемы в виде осевого вентилятора, выполненного по схеме рабочее колесо, с расположенным за ним спрямляющим аппаратом. На основе проведенного анализа представлены основные формульные зависимости проектных параметров фенестрона от его геометрических параметров. Представлен алгоритм выбора рациональных проектных параметров фенестрона с килем, который используется в качестве рулевого устройства на вертолете одновинтовой схемы.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, алгоритм, одновинтовой вертолет, рулевой винт, фенестрон.

THE ALGORITHM FOR THE SELECTION OF RATIONAL PROJECT PARAMETERS OF FENESTRON

V. Tavrín, A. Yevpak, A. Petrenko

Currently, helicopter companies in Europe, the United States and Russia have already built quite a large number of single-propeller helicopters, which use fenestron as an alternative to a conventional propeller. When designing a fenestron many problems are solved, and first of all, the developers face a problem of determining the most preferable aerodynamic layout of the "propeller in the ring" system and selecting its design parameters. At the same time, more attention is paid to the study of aerodynamic characteristics and the solution of problems associated with the controlling and stability of a helicopter with this steering device. At the same time, the parameters of the fenestron and the keel substantially effect all the characteristics of the helicopter, including the performance indicators of its application when a helicopter performs various types of tasks. Therefore, the development of the calculation algorithm, as well as the development of recommendations for the choice of most preferable design parameters fenestron is relevant. The purpose of the article is to work out the algorithm for selecting most preferable design parameters of the fenestron with a keel which is used as a steering device on a helicopter of a single-propeller scheme based on the developed algorithm. The methods of aerodynamic design of the tail propeller (fenestron) in the annular channel of a helicopter single-propeller scheme in the form of an axial fan made according to the impeller scheme, with a rectifier behind it, are analyzed. On the basis of the analysis performed, the main formula dependencies of the design parameters of the fenestron on its geometric parameters are presented. An algorithm is presented for selecting rational design parameters of a fenestron with a keel, which is used as a steering system on a single-propeller helicopter. Thus, the developed algorithm allows to solve the problem of calculating and selecting most preferable design parameters of the fenestron. In the future, the developed algorithm will be used to select the parameters of the fenestron in the helicopter being designed.

Keywords: aerodynamic characteristics, algorithm, single-rotor helicopter, tail rotor, fenestron.