

УДК 629. 735. 33.018.7.015.3

О.Л. Лемко, д. т. н., с.н.с.
Н.В. Силка, консультант

ЧИСЛОВЕ МОДЕЛЮВАННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ Й АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГВИНТОКІЛЬЦЕВОГО РУШІЯ

Наведено деякі результати досліджень з розроблення гвинтокільцевого рушія для використання в силовій установці літального апарата типу «конвертоплан». Показано, що найбільш прийнятним варіантом щодо забезпечення заданої тяги є варіант гвинтокільцевого рушія з шестилопатевою шаблеподібним гвинтом і профілем гвинта Clark-Y.

The some results of ring-belt airscrew propulsion development for a power plant of “convertiplane”-type air vehicle are described in this paper. It is shown, that the ring-belt airscrew propulsion with six-blade saber-shape airscrew is the most reasonable version in view of providing the predefined thrust .end profile Clark-Y.

гвинт, гвинтокільцевий рушій, конвертоплан, літальний апарат, лопать, тяга, швидкість

Вступ

На легких і середніх літальних апаратах (ЛА), у тому числі й конвертопланах, використовують здебільшого поршневі й газотурбінні двигуни із рушійними установками, що являють собою різні типи повітряних гвинтів.

Застосування профільованого кільця дозволяє в деяких випадках значно поліпшити тягові характеристики й зменшити втрати потужності гвинтомоторної установки порівняно з ізолюваним повітряним гвинтом (рис. 1) [1].

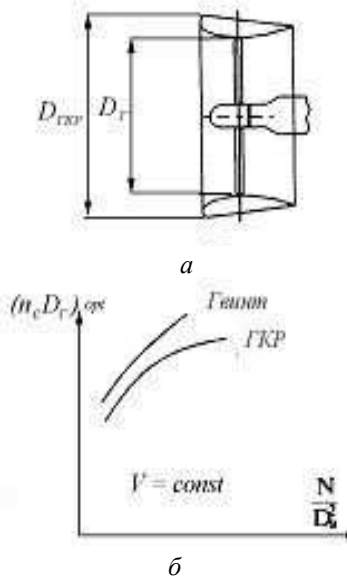


Рис. 1. Гвинтокільцевий рушій (а) і його характеристики (б)

Виграш у тязі від використання гвинтокільцевого рушія (ГКР) залежить від питомого навантаження гвинта потужністю $\frac{N}{D_B^2}$ (рис. 1, б) та швидкості польоту V . Чим більше навантаження повітряного гвинта потужністю, тим вищий приріст тяги від застосування кільця.

Якщо діаметри гвинта в кільці й ізолюваному гвинті однакові ($D_{Г.В} = D_{Г.ГКР}$), приріст тяги за малих швидкостей і великих значень $\frac{N}{D_B^2}$ досягає

120 % [1].

Однак зі збільшенням швидкості приріст тяги від кільця знижується до нуля, і з подальшим зростанням швидкості застосування ГКР стає недоцільним.

Кільце може відігравати роль оперення в аеродинамічній схемі ЛА, бути конструктивним елементом, за яким монтується аеродинамічні рулі, розташовані відразу за площиною гвинта, або на деякому оптимальному віддаленні від площини гвинта, у прискореному повітряному потоці, що значно підвищує ефективність рулів [1; 2].

Постановка завдання

Для перевірки правильності аеродинамічного проектування варіантів ГКР, а також їх тягових характеристик та характеристик потужності, необхідно на розрахунковому режимі провести серію числових експериментів за допомогою пакета CFD-моделювання течії газу в проточних частинах лопатевих машин.

Пакет FlowER дозволяє розв'язувати систему тривимірних рівнянь газової динаміки Нав'є–Стокса, осереднених за критерієм Фавра–Рейнольдса з різними моделями турбулентної в'язкості.

Модель течії стислого газу, реалізована в пакеті FlowER, пройшла апробацію всіх рівнів з великою кількістю розрахунків модельних і реальних конструкцій, виконаних як авторами пакета, так і іншими користувачами цього пакета [3].

У розрахунках використовувалася ENO різницева схема з характеристичними похідними й індивідуальним кроком за часом.

Як модель турбулентної в'язкості використовувалася $k-\omega$ модель (SST) Ментера [3].

Розрахункова сітка (рис. 2) складалася з 180 000 осередків на один міжлопатевий канал і відповідно 360 000 осередків на два міжлопатеві канали (лопаті гвинта й стояки), що забезпечує достатню точність виконаних розрахунків.

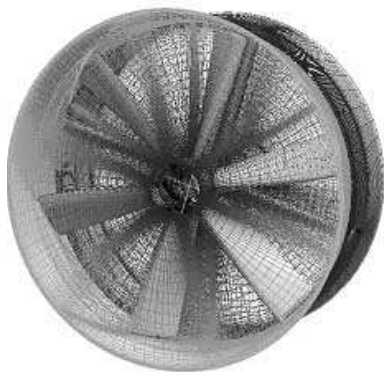


Рис. 2. Просторова розрахункова сітка

Розрахунки виконувалися для двох міжлопатевих каналів з урахуванням умови періодичності в коловому напрямку.

Розроблення аеродинамічної моделі

Для виконання всіх розрахунків були використані граничні умови, що відповідають розрахунковому (злітному) режиму роботи ГКР:

1) умови на вході:

- повний тиск $P = 101\,310,0$ Па;
- температура $T = 273$ К;
- товщина прилежого шару в корені лопаті та на периферії $\delta_{\text{пс}} = 0,001$ м;
- меридіональний кут потоку $\beta = 0^\circ$;
- тангенціальний кут потоку $\alpha = 0^\circ$;
- кутова швидкість обертання гвинта змінювалася в діапазоні $n_c = 66,7 \dots 75 \dots 75,61$ /с;

2) умови на виході: статичний тиск $P = 101\,300$ Па.

Тяга гвинтокольцевого рушія визначалася за відомими за розрахунками значеннями середньовитратної абсолютної швидкості на виході V_2 і витратою повітря G_T з виразу:

$$P = G_T (V_2 \cos\beta - V_0),$$

де

β – осереднений за витратою повітря абсолютний тангенціальний кут виходу потоку;

V_0 – розрахункова швидкість польоту.

Потрібну потужність двигуна визначали за відомим з розрахунків значенням сумарного колового моменту на лопаті гвинта $M_{k,\Sigma}$ з виразу:

$$N_{\text{потр}} = M_{k,\Sigma} \omega k / 750,$$

де

ω – кутова швидкість обертання гвинта;

k – кількість лопатей гвинта.

Розрахункову модель проточної частини ГКР показано на рис. 3.

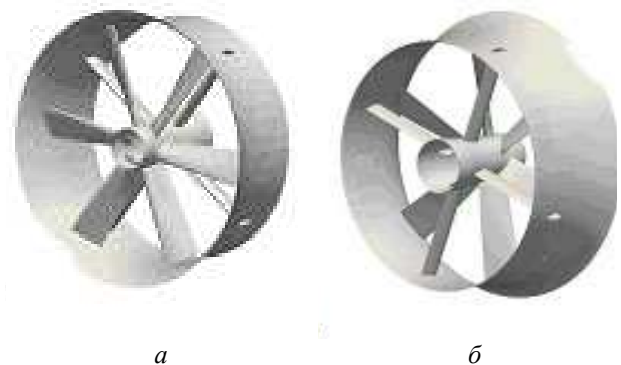


Рис. 3. 3D-модель розрахункової ділянки проточної частини ГКР ($k = 6$):

a – вид спереду;

б – вид ззаду

У процесі розрахунків розглядалися варіанти ГКР, які наведено в таблиці.

Досліджені варіанти ГКР

Номер варіанта	Гвинт/стояк	$V_0, \text{м/с}$	$P_{\text{тах}}, \text{кг/с}$	$N_{\text{потр}}, \text{к.с}$
1	6/4	64,7	661	387
2		62,1	611	333
3	8/4	54,4	476	245
4		55,5	500	246
5		56,6	517	274
6	8/6	70,6	675	449
7		63,6	506	373
8		70,0	390	361

З аналізу розрахункових досліджень можна зробити висновок, що найбільш прийнятним варіантом з погляду забезпечення заданої тяги ГКР є варіант 2 із шістьма лопатями.

Як альтернативні варіанти гвинта можуть бути розглянуті також варіант 1 із шістьма лопатями та варіант 5 з вісьмома лопатями.

Варіанти 3, 4, 5 не забезпечують заданої тяги ГКР, а варіанти 7, 8 неприйнятні через відривне обтікання втулкових перетинів лопатей гвинта.

Аналіз результатів числових досліджень

Розглянемо особливості течії повітря в проточній частині ГКР (кількість лопатей $k = 6$), геометрію проточної частини якого показано на рис. 3. Візуалізацію ліній струму в проточній частині ГКР показано на рис. 4.

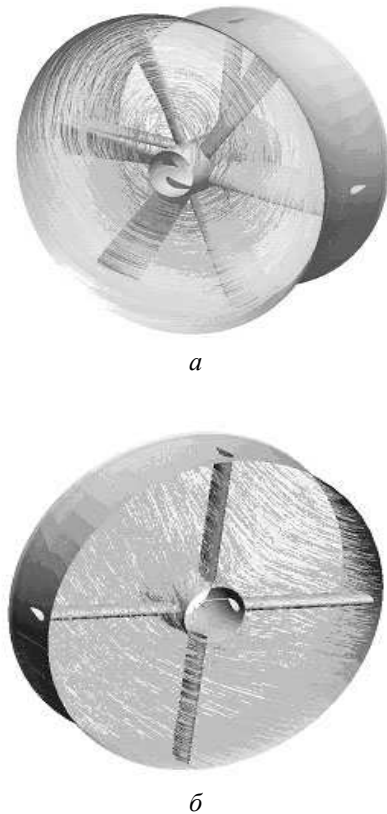


Рис. 4. Поле ліній струму в розрахунковій ділянці проточної частини ГКР:

a – вид спереду;
б – вид ззаду

У розглянутому варіанті ГКР течія повітря безвідривна майже по всій висоті лопатей гвинта.

Абсолютна швидкість зростає від втулки до периферії й досягає на кінцях лопатей 240 м/с, що задовольняє умови забезпечення допустимого рівня шуму й низького рівня кінцевих втрат під час роботи гвинта. Результати розрахункових досліджень показали, що найбільш проблематичною ділянкою обтікання гвинта є втулкова ділянка.

Це зумовлено великою відносною товщиною профілів кореневих перетинів лопатей гвинта, що призводить до великого ступеня дифузорності міжлопатевого каналу в цих перетинах. У цьому випадку відрив потоку може розвиватися як зі спинки лопаті за додатних кутів атаки, так і з нижньої поверхні за порівняно невеликих

від'ємних кутів атаки й охоплювати до 20...30 % висоти лопатей. Цей ефект підсилюється зі збільшенням кількості лопатей гвинта.

У розглянутому варіанті ГКР за рахунок відкоригованих кутів установки втулкових перетинів удалося уникнути відриву потоку у втулкових перетинах лопатей гвинта (рис. 5).

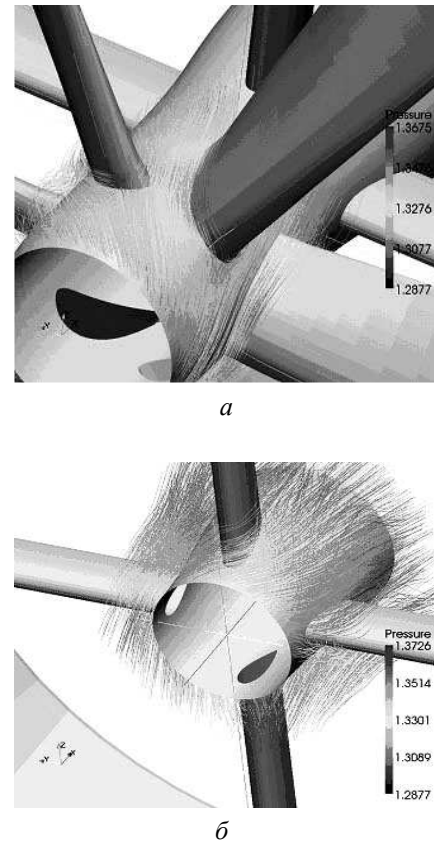


Рис 5. Лінії струму у втулкових перетинах:

a – лопать ГКР (ротор);
б – стояк ГКР (статор)

Середні й кінцеві перетини лопатей обтікаються безвідривно за невеликих додатних кутів атаки, що забезпечує високі тягові характеристики гвинта.

Розрахункові залежності для ГКР із шістьма лопатями для різних гвинтових профілів показано на рис. 6.

Як розрахунковий режим для всіх варіантів був обраний режим максимальної тяги на зльоті літака вертикального зльоту й посадки, що відповідає швидкості вертикального зльоту $V \approx (0,03...0,05)V_{\max}$. Тяга на розрахунковому режимі для всіх трьох варіантів обраних гвинтових профілів перевищує значення 600 кг. Максимальну тягу на злітному режимі має гвинт із профілем RAF-6 [4].

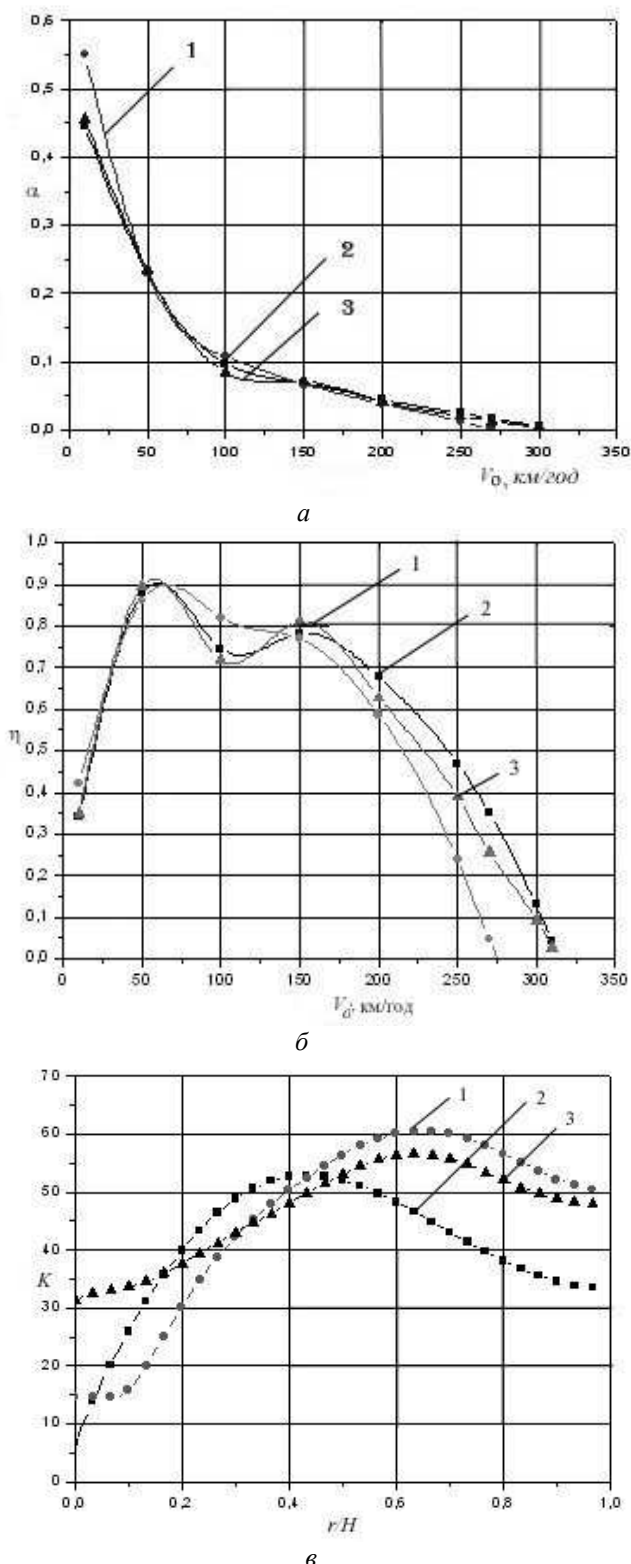


Рис. 6. Залежність коефіцієнта тяги гвинта α (а), ККД гвинта (б), аеродинамічної якості гвинта (в) від швидкості польоту для ГКР:

- 1 – профіль RAF-6;
 2 – профіль BC-2;
 3 – профіль Clark-Y

Порівняння гвинтів, виконаних з використанням профілів BP-2 і Clark-Y, показує, що ці гвинти мають приблизно однакові тягові характеристики за швидкістю польоту. Однак гвинт з профілем Clark-Y вироджується за дещо більшої високої швидкості польоту (приблизно 300 км/год).

Гвинт з аеродинамічним профілем RAF-6 є високонавантаженим і вироджується за більш низьких швидкостей польоту (приблизно 270 км/год). Використовувати профіль RAF-6, незважаючи на його високі аеродинамічні характеристики, недоцільно з таких причин. Оскільки профіль RAF-6 односторонньо опуклий, то за обтікання з від'ємними кутами атаки й зміни кроку гвинта можуть виявлятися від-ривні режими обтікання (відрив з нижньої по-верхні).

Крім того, гвинт, виконаний з використанням профілю RAF-6, маючи вищі значення коефіцієнта тяги α на злітному режимі (рис. 6, а), має менші значення коефіцієнта корисної дії (ККД), η за більших швидкостей польоту (рис. 6, б) і більше підходить для гвинтів фіксованого кроку. Виходячи з аналізу розрахункових характеристик, можна зробити висновок, що більш прийнятним є гвинт, спроектований з використанням профілю Clark-Y з ряду причин.

По-перше, вироджуючись за більш високої швидкості польоту, такий гвинт потребує найменшого із всіх трьох варіантів зміни кроку гвинта. По-друге, аеродинамічна якість гвинта із профілем Clark-Y істотно більша, ніж в інших розглянутих профілів.

Знижувати частоту обертання гвинта з умови потужності двигуна потрібно тільки якщо швидкість $V_0 > 250$ км/год.

Оскільки розрахунки були виконані без урахування характеристик двигуна, тобто за умови $N_{дв} = N_{max} = const$, і з огляду на те, що потужність газотурбінного двигуна зростає зі збільшенням швидкості польоту, можна очікувати, що фактично виродження гвинта відбудеться за більшого значення швидкості польоту (приблизно 350...360 км/год). Для гвинта, спроектованого з використанням профілю Clark-Y, аеродинамічна якість k менше ніж для профілів BP-2 і RAF-6, змінюється по радіусу лопаті (рис. 6, в).

Отже, такий гвинт має досить високі значення якості у втулкових і кінцевих перетинах. Очевидно, саме тому цей варіант ГКР має вищі значення ККД за швидкостей польоту $V_0 > 150$ км/год. Оскільки відносна швидкість на кінцях лопатей $W_k = 208$ м/с для зниження кінцевих втрат і рівня шуму, запропоновано виконати лопаті гвинта з невеликою шаблеподібністю на кінцях (рис. 7).

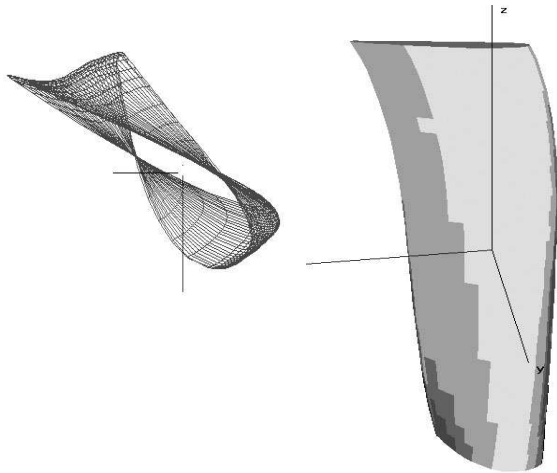


Рис. 7. Лопать гвинта помірної шаблеподібності

Висновки

1. Найбільш прийнятний з погляду забезпечення заданої тяги ГКР варіант 2, що має гвинт із шістьма лопатями.
2. Як альтернативні варіанти гвинта можуть бути розглянуті також варіанти 1 і 5.

3. Варіанти 3, 4, 5 не забезпечують заданої тяги ГКР, а варіанти 7, 8 неприйнятні ще й через відривне обтікання втулкових перетинів лопатей гвинта.

4. Максимальну тягу на злітному режимі має гвинт із профілем RAF-6.

5. Порівняння гвинтів, виконаних з використанням профілів ВР-2 і Clark-Y, показує, що ці гвинти мають приблизно однакові тягові характеристики за швидкістю польоту. Однак гвинт із профілем Clark-Y вироджується за дещо більшої швидкості польоту (приблизно 300 км/год).

Література

1. *Авиация* общего назначения: Руководство для конструкторов / под ред. В.Г. Микеладзе. – М.: ЦАГИ, 1996. – 298 с.
2. *Лемко О.Л.* Дослідження характеристик малогабаритних гвинтокільцевих рушіїв для безпілотних літальних апаратів «літаюче крило» / О.Л. Лемко // 36. наук. пр. НЦ ВПС ЗС України. – К.: НЦ ВПС. – 2003. – № 6. – С. 85–91.
3. *Русанов А.В.* Математическое моделирование нестационарных газодинамических процессов в проточных частях турбомашин: моногр. / А.В. Русанов, С.В. Ершов. – Харьков: ШПМаш НАН Украины, 2008. – 275 с.
4. *Ушаков Б.А.* Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев / Б.А. Ушаков, П.П. Красильщиков, А.К. Волков. – М.: БНТ НКАП при ЦАГИ, 1940. – 339 с.

Стаття надійшла до редакції 23.04.09.