

УДК 629.7

О. І. Левченко, Г. А. Вірченко

ОЦІНКА ВПЛИВУ СХЕМИ «ГВИНТ У КІЛЬЦІ» НА ЗЛІТНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Вступ

Повітряний транспорт нині є найбільш швидким засобом пересування. Однак, наприклад, збільшення вдвічі крейсерської швидкості польоту літака підвищує його середню шляхову швидкість тільки на 10-15%. Це пояснюється тим, що багато часу витрачається на такі режими як зліт, посадка, маневрування на землі тощо. Оскільки основний об'єм повітряних перевезень здійснюється на відстані від 300 до 1000 км, то зліт і посадка може займати до 50% тривалості всього польоту. Для вирішення такої задачі може бути використана модель літака з поворотними гвинтами на кінцях крила [1]. У роботі проведено аналіз моделі літака з поворотними гвинтами на кінцях крила. Це забезпечує поєднання переваг вертольота, а саме можливість вертикального зльоту й посадки, а також зависання на певній висоті в повітрі, з перевагами літака – набагато більшою швидкістю та дальністю польоту [2]. Основною нерозв'язаною задачею є забезпечення стійкості та керованості створюваного літального апарата при режимі переходу від вертикального польоту до горизонтального і навпаки.

Постановка задачі

Розрахунковим шляхом визначити основні аеродинамічні характеристики літального апарата при зльоті та переході в горизонтальний політ. Визначити потрібні параметри силової установки та порівняти результат розрахунку при схемі «вільний гвинт» та схемі «гвинт у кільці».

Результати дослідження

Для розрахунку злітна маса літака вертикального зльоту та посадки складає $m_0 = 1000$ кг. Потужність силової установки $N_{\text{ноч}} = 2 \times 400$ к.с. Також приймається, що тяга гвинта в кільці дає 20% переваги над тягою гвинта на режимах зльоту та посадки.

Характеристики перехідного режиму при зльоті визначаються в програмі MATLAB 7.2 з врахуванням вихідних даних [1].

Розраховано довжину дільниці, необхідної для переходу з режиму зльоту в режим горизонтального польоту без набору висоти за формулою

$$L_p = \frac{V_p^2}{2 \left(\frac{dV_x}{dt} \right)}. \quad (1)$$

Швидкість перехідного режиму знаходимо за формулою

$$V_p = V_{p0} \sqrt{1 - \mu_M \sin \psi - \mu_{II} \cos \psi} - 0,8 V_2 \sqrt{\frac{S'}{S}}, \quad (2)$$

де V_{p0} – швидкість режиму горизонтального польоту;

$\mu_M = 1 / K$ – необхідна шляхова тягоозброєність;

K – аеродинамічна якість літака вертикального зльоту та посадки;

ψ – кут нахилу вектора тяги гвинтів;

V_2 – швидкість потоку за гвинтом;

S – площа крила, яка омивається потоком від гвинта;

S' – площа крила літального апарата.

З рівняння (1) може бути розрахований час, за який відбувається розгін літака від швидкості V_1 до швидкості V_p .

В розрахунках виконується умова виходу літального апарата в режим горизонтального польоту (3), коли сума проєкцій на вісь у підйомної сили Y і тяги гвинтів P_y буде рівною злітній масі літака:

$$Y_{\Sigma} = P_y + Y = m_0 g. \quad (3)$$

Для системи «гвинт в кільці» коефіцієнт корисної дії η_c без врахування втрат на кінцях розраховується за формулою (4). Коефіцієнт η_c дося-

гає максимального значення при умові відсутності затрат енергії на розгін потоку за гвинтом

$$\eta_c = \frac{1}{1 + \frac{v_B + v_K}{V}} \cdot \frac{T}{T_G}, \quad (4)$$

де T_G – тяга гвинта;

v_B – швидкість викликана гвинтом при наявності кільця;

v_K – швидкість потоку.

В табл. 1 наведено результати наближених розрахунків кінематичних і аеродинамічних характеристик літака вертикального зльоту та посадки [4]. Наведено результати при різних кутах атаки, кутах нахилу вектора тяги та при швидкості польоту від нуля до переходу в режим горизонтального польоту.

Таблиця

Результати наближених розрахунків кінематичних і аеродинамічних характеристик літака вертикального зльоту та посадки

$V, \text{ м/с}$	$\alpha, ^\circ$	$\psi, ^\circ$	c_{ya}	c_x	m_z	c_{yak}	c_{xk}	m_{zk}
0	0	90	0	0	0	0	0	0
10	8	85	0,523	0,034	-0,048	0,6339	0,0412	-0,0582
20	13	73	0,909	0,077	-0,093	1,1018	0,0933	-0,1127
30	16	55	1,145	0,129	-0,106	1,3879	0,1564	-0,1185
40	15	32	1,126	0,116	-0,089	1,3648	0,1406	-0,1079
50	8	0	0,791	0,040	-0,064	0,9588	0,0485	-0,0776

В таблиці c_{ya}, c_x, m_z – коефіцієнти підйомної сили, лобового опору та поздовжнього моменту для традиційної схеми, c_{yak}, c_{xk}, m_{zk} – коефіцієнти підйомної сили, лобового опору та поздовжнього моменту для схеми гвинт у кільці.

Закони зміни коефіцієнтів підйомної сили, лобового опору і поздовжнього моменту на всіх етапах зльоту до швидкості перехідного режиму V_p наведені на рис. 1. – рис. 3. На кожному рисунку показано результати для порівняння двох вибраних схем.

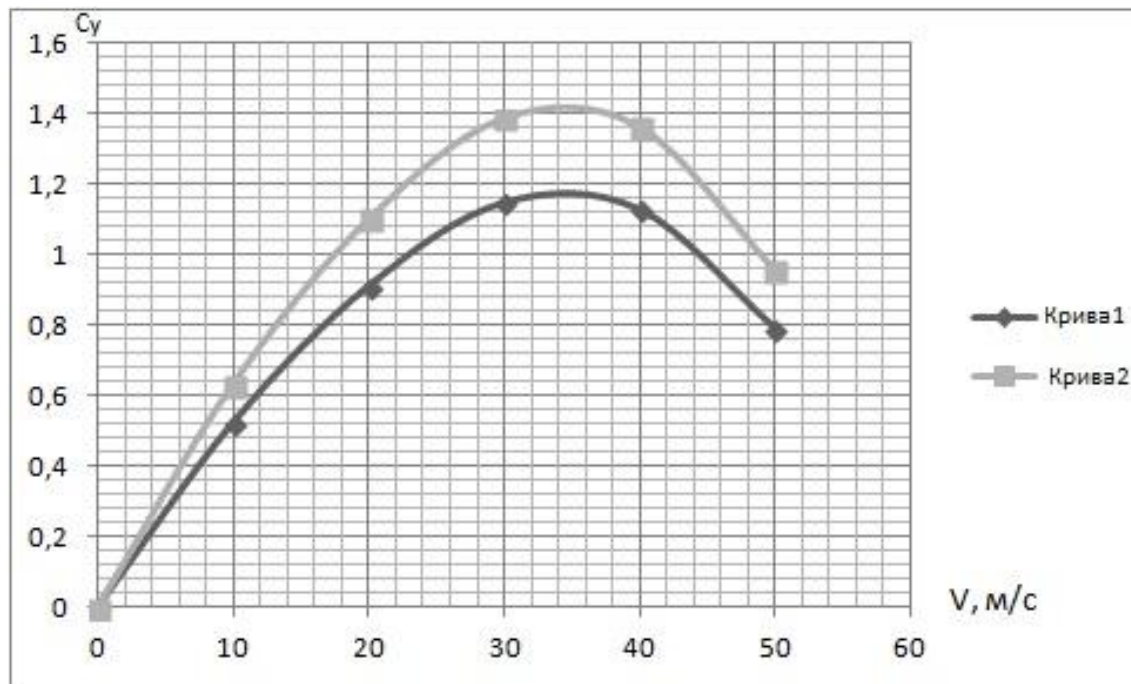


Рис. 1. Закон зміни коефіцієнтів підйомної сили:
Ряд 1 – $c_{ya} = f(V)$, Ряд 2 – $c_{yak} = f(V)$

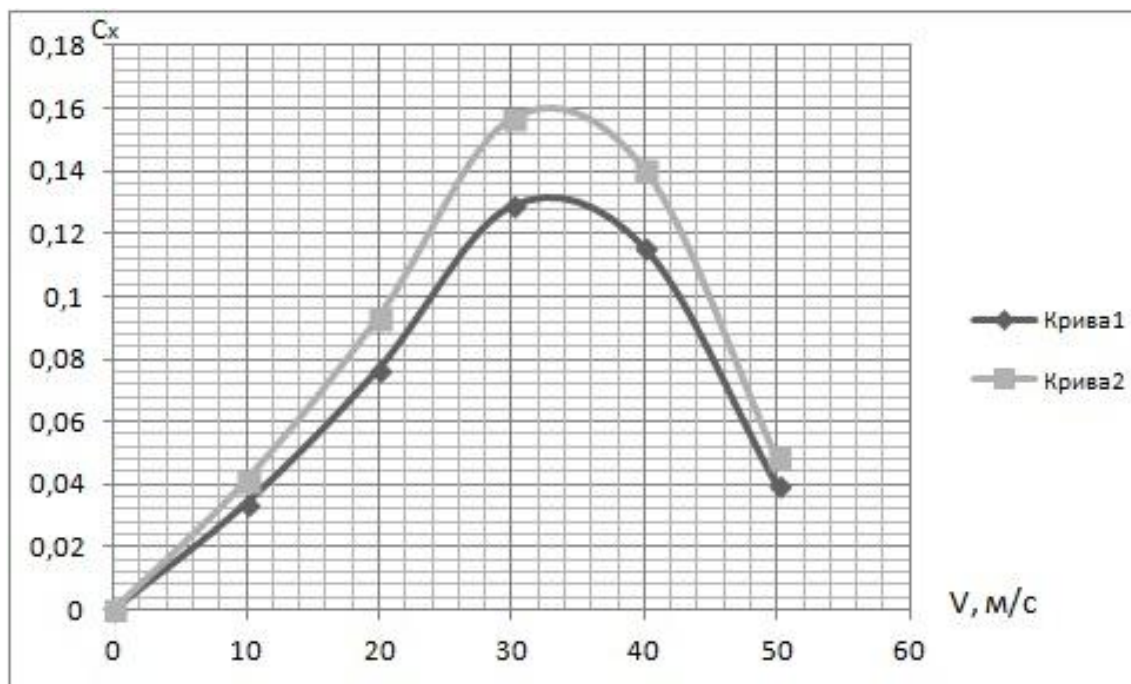


Рис. 2. Закон зміни коефіцієнтів лобового опору:
Ряд 1 – $c_{xa} = f(V)$, Ряд 2 – $c_{xak} = f(V)$

Залежності вертикальних і горизонтальних складових тяги гвинтів і підйомної сили приведені на рис. 4.

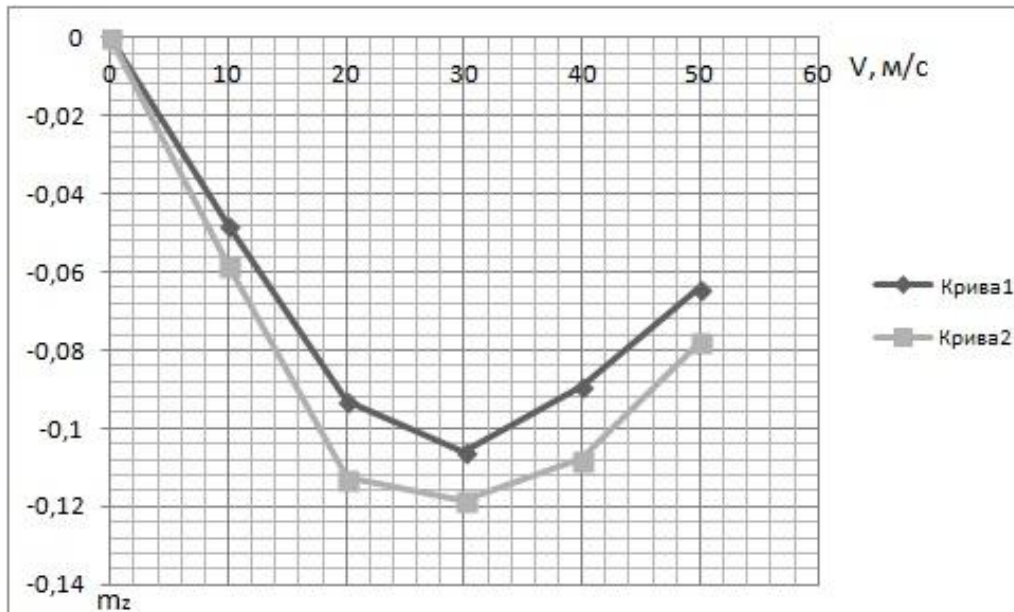


Рис. 3. Закон зміни коефіцієнтів підйомної сили:
Ряд 1 – $c_{ya} = f(V)$, Ряд 2 – $c_{yak} = f(V)$

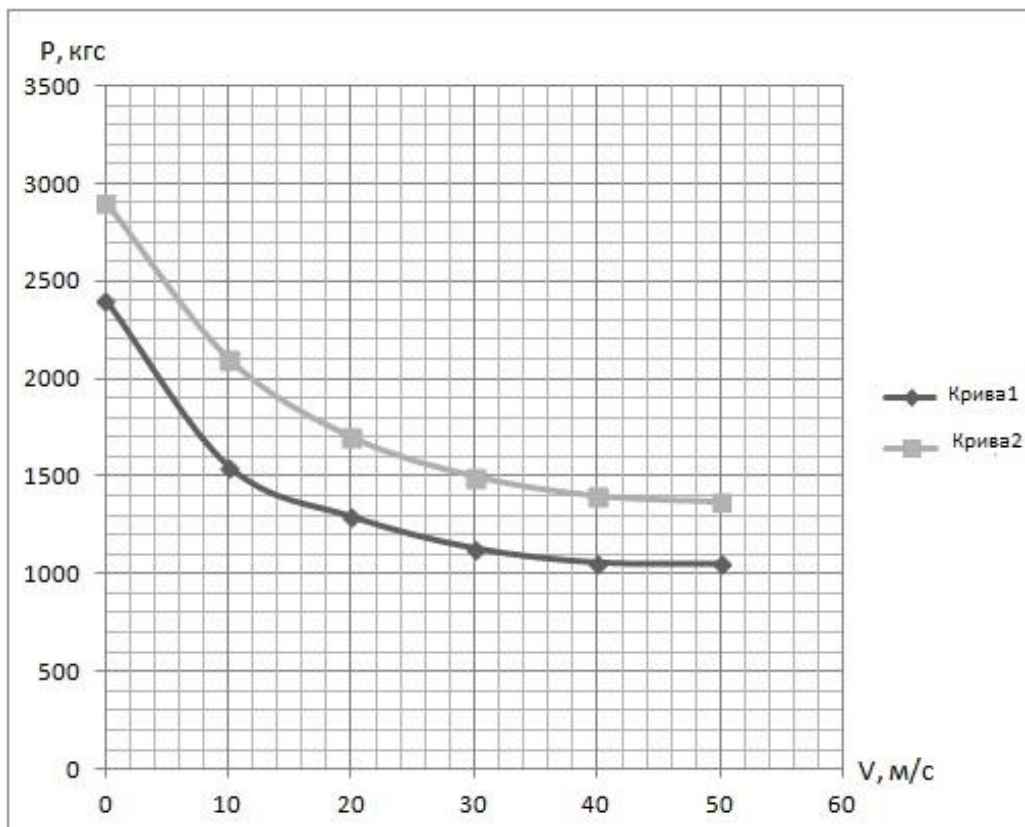


Рис. 4. Залежність P_y , $Y_a = f(V)$ Ряд 1 – вільний гвинт,
Ряд 2 – «гвинт у кільці»

До моменту набору швидкості перехідного процесу існує надлишок тяги, який необхідний для подальшого розгону літака до максимальної швидкості польоту.

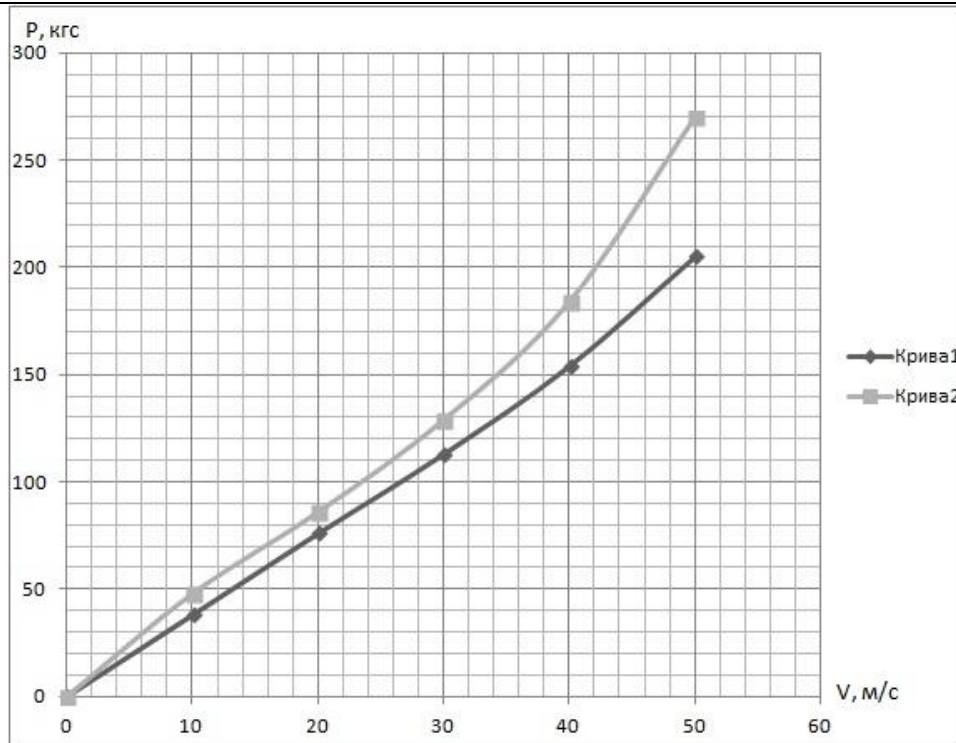


Рис. 5. Залежність P_x , $X_a = f(V)$. Ряд 1 – вільний гвинт, Ряд 2 – «гвинта в кільці»

На рис. 5 приведено графік залежності лобового опору та тяги гвинта ($P_x - X_a$) від швидкості. Як бачимо, з представлених законів зміни кінематичних параметрів та тягових характеристик, зліт літального апарата більш вигідно проводити з використанням схеми гвинта у кільці.

При відомій величині приросту надлишку тяги було знайдено середнє прискорення j_{cp} при зльоті для двох випадків

$$\frac{g\Delta P_x}{m_0 g} = j_{cp}.$$

Підставивши швидкість горизонтального польоту, яку було знайдено з рівняння 2 у рівняння 5, відшукаємо довжину горизонтальної ділянки, на якій відбувається перехідний режим зльоту:

$$L_{nep} = \frac{V_{nep}^2}{2j_{cp}}.$$

Для схеми вільного гвинта довжина розбігу становить $L_{nep} = 282$ м, а для схеми гвинт у кільці $L_{nep} = 239$ м, що показує перевагу використання останньої схеми для зменшення часу зльоту та посадки.

При посадці літального апарата відбуваються аналогічні процеси, але в зворотному порядку [3]. Однак, зменшення палива зменшує необхідну

тягоозброєність літака і відповідно зменшує довжину ділянки перехідного режиму та часу, необхідного для посадки.

Висновок

Результати тільки наближено відображають реальні аеродинамічні процеси. Проте вони можуть бути використані в подальшому проектуванні літального апарата. Отримані коефіцієнти аеродинамічних сил дають можливість розрахувати необхідні тягові характеристики літального апарата. Результати розрахунків тягових характеристик показують переваги використання схеми гвинт у кільці, що дає приріст підйомної сили порівняно з схемою вільного гвинта. Збільшення лобового опору впливає не суттєво при малих швидкостях, а саме в режимі зльоту.

Список використаної літератури

1. *Хаффер К.* Техника вертикального взлета и посадки/ - Москва «МИР», 1985.
2. *Цихош Э.* «Сверхзвуковые самолёты» пр. «Самолёты вертикального взлёта и посадки». Москва, 1983.
3. *Курочкин Ф. П.* Основы проектирования самолетов с вертикальным и посадкой/ Ф. П. Курочкин. – М. : Машиностроение, 1970.
4. *Лемко О. Л.* Оцінка параметрів перехідних режимів польоту літака вертикального зльоту і посадки з поворотними гвинтами, ХАІ, 2011.