

УДК 629.7.014.16.001.2

О.Л. ЛЕМКО¹, В.В. СУХОВ¹, Н.В. СИЛКА²¹*Национальный технический университет Украины „КПИ”, Киев, Украина*²*ГП НПО «Киевский институт автоматики», Киев, Украина*

ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА САМОЛЕТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ С ПОВОРОТНЫМИ ВИНТАМИ

В статье рассмотрены методические вопросы, связанные с определением аэродинамических характеристик самолета вертикального взлета и посадки с двумя поворотными винтами на участках вертикального отрыва от взлетно-посадочной полосы, перехода к горизонтальному полету и обратного перехода, снижения и приземления. Представлены графические зависимости изменения кинематических параметров и аэродинамических коэффициентов и составляющих тяги винтов на всех этапах взлета самолет. Полученные расчетные данные могут быть использованы на предварительном этапе аэродинамического проектирования самолета вертикального взлета и посадки при определении геометрических и кинематических параметров органов управления и стабилизации.

Ключевые слова: самолет вертикального взлета и посадки, поворотные винты, взлетно-посадочная полоса, переходной режим, кинематические параметры, аэродинамические коэффициенты.

Введение

Основной проблемой при создании самолета вертикального взлета и посадки (СВВП) является обеспечение устойчивости и управляемости при вертикальном взлете (посадке) и переходном режиме от режима висения до достижения скорости, при которой аэродинамическая подъемная сила становится равной взлетной массе СВВП. В этой связи решение задачи определения аэродинамических сил и моментов, действующих на СВВП является актуальным.

Постановка задачи. Расчетным путем оценить аэродинамические характеристики СВВП и его движительной установки на переходных режимах в процессе вертикального старта и перехода в горизонтальный полет.

В расчетах взлетная масса легкого СВВП составляет $m_0 = 1000$ кг, а стартовая мощность силовой установки равна $N_{расп} = 2 \times 350$ л.с.

Расчет аэродинамических характеристик СВВП в горизонтальном полете проводился с помощью расчетной программы «*Light Aircraft*» [2]. Характеристики переходного взлетного режима определялись в оболочке MATLAB 6.5 с учетом исходных данных, полученных для горизонтального полета и тягово-мощностных характеристик движительной установки СВВП [3].

При взлете на переходном режиме без набора высоты винтового СВВП, длина горизонтального

участка определяется по формуле, приведенной в работе [1]

$$L_{пер} = \frac{V_{пер}^2}{2 \left(\frac{dV_x}{dt} \right)_{cp}}. \quad (1)$$

В формуле (1) скорость переходного режима

$$V_{пер} = V_{пер0} \sqrt{1 - \mu_M \sin \psi - \mu_{II} \cos \psi - 0,8v_2 \sqrt{\frac{S'}{S}}}, \quad (2)$$

где $V_{пер0}$ – скорость, соответствующая режиму горизонтального полета при $Y_{\Sigma} = m_0 g$;

$\mu_M = 1/K$ – потребная маршевая тяговооруженность;

K – аэродинамическое качество ЛА, соответствующее заданной скорости полета СВВП;

ψ – угол наклона вектора тяги винтов;

v_2 – скорость струи за винтом;

S' – площадь крыла, омываемая струей от винтов;

S – площадь крыла СВВП.

Время, в течение которого происходит разгон СВВП от скорости V_1 до скорости $V_2 = V_{пер}$, определяется из выражения [1]:

$$t = \int_{V_1}^{V_2} \frac{1}{dV} dV. \quad (3)$$

Результаты исследований

В расчетах выполнялось условие выхода СВВП в горизонтальный полет при $\psi = 20^\circ$ (где ψ – угол наклона вектора тяги винтов относительно горизонта), когда сумма проекций на ось y подъемной силы Y и тяги винтов P_y будет равной взлетной массе СВВП:

$$Y_{\Sigma} = P_y + Y = m_0 g . \quad (4)$$

В табл. 1 приведены результаты приближенных расчетов кинематических и аэродинамических характеристик СВВП.

Таблица 1

Кинематические и аэродинамические коэффициенты СВВП на этапе взлета

V, м/с	$\alpha, ^\circ$	$\psi, ^\circ$	c_{ya}	c_{xa}	m_z
0	0	90	0	0	0
10	7,2	88	0,523	0,026	-0,048
15	10,0	87	0,727	0,080	-0,066
20	12,5	85	0,909	0,078	-0,083
25	14,0	78	1,018	0,097	-0,093
30	15,0	73	1,090	0,112	-0,100
35	16,0	66	1,163	0,127	-0,106
40	16,0	55	1,163	0,127	-0,106
47	15,0	35	1,020	0,098	-0,093
60	8,60	0	0,625	0,037	-0,057

Зависимости изменения кинематических параметров $\alpha, \psi = f(V)$, а также заданные законы изменения коэффициентов подъемной силы c_a , лобового сопротивления c_{xa} и продольного момента m_z на всех этапах взлета СВВП, вплоть до скорости $V_{пер}$, приведены на рис. 1 – 5.

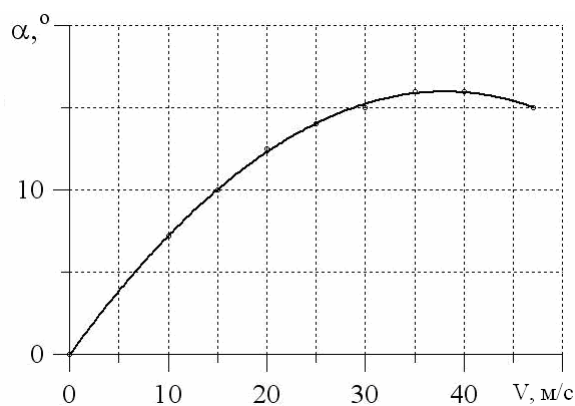


Рис. 1. Закон изменения угла атаки по скорости на взлете СВВП

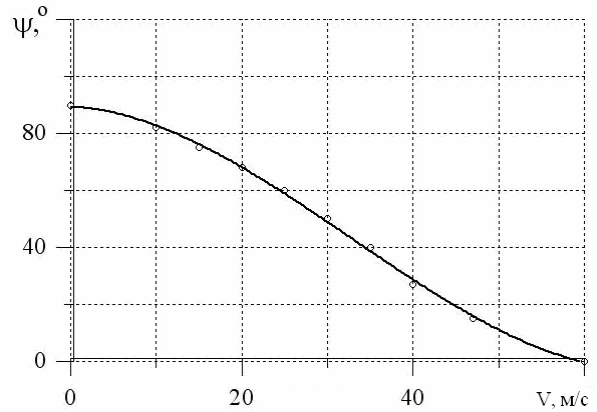


Рис. 2. Закон изменения угла ψ вектора тяги винтов от плоскости горизонта по скорости СВВП

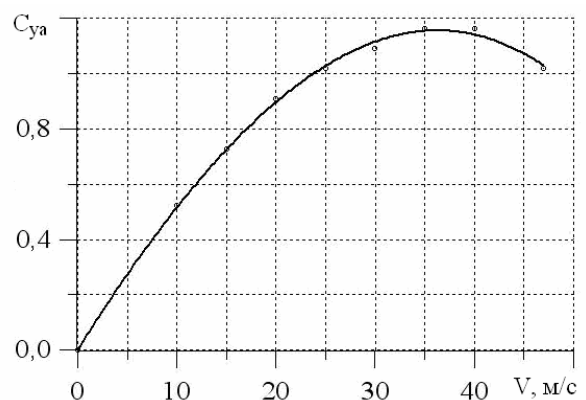


Рис. 3. Закон изменения коэффициента подъемной силы $c_{ya} = f(V)$ на взлете СВВП

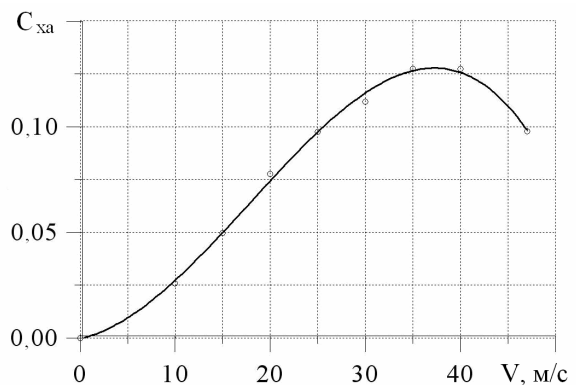


Рис. 4. Закон изменения $c_{xa} = f(V)$ на взлете СВВП

При известных законах изменения аэродинамических коэффициентов $c_{xa}, c_{ya}, m_z = f(V)$ на этапе взлета рассчитаны соответствующие зависимости $X_a, Y_a, M_z = f(V)$, а также составляющие вектора тяги подъемно-маршевых винтовых установок $P_a, P_x, P_y = f(V, \psi)$ СВВП.

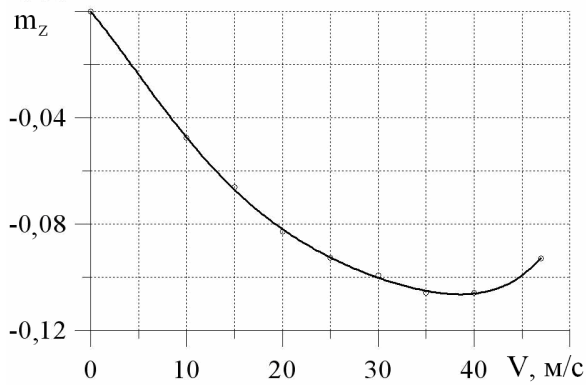


Рис. 5. Закон изменения $m_z = f(V)$ на взлете СВВП

На рис. 6 – 10 показаны зависимости вертикальных и горизонтальных составляющих тяги винтов, подъемной силы и лобового сопротивления СВВП по скорости в процессе взлета.

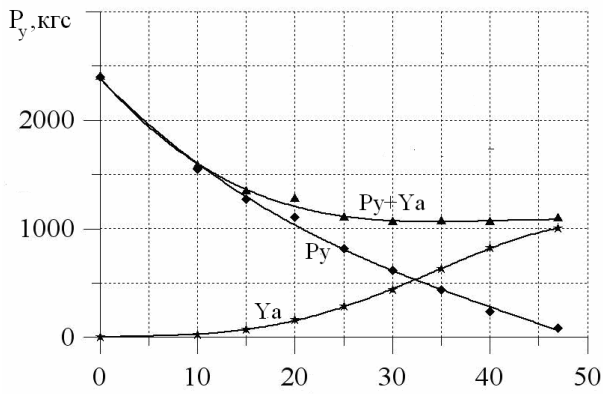


Рис. 6. Зависимости $P_y, Y_a = f(V)$ на взлете СВВП

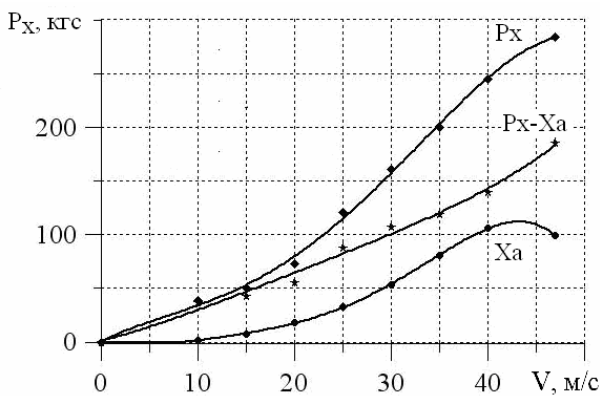


Рис. 7. Зависимости $P_x, X_a = f(V)$ на взлете СВВП

Взлет СВВП является наиболее опасным с точки зрения безопасности полета. Так в случае отказа одного из двигателей на режиме вертикального взлета или на переходном режиме для СВВП с тя-

желонагруженными винтами ($p \geq 1000 \text{Н/м}^2$) использование режима авторотации винта исключено [1]. Однако известно, что при падении мощности силовой установки на 50% тяга винта уменьшается примерно на $\approx 40\%$. Это существенно замедляет скорость снижения СВВП. Для продолжения взлета при отказе одного двигателя необходимо иметь мощность силовой установки, обеспечивающей такое изменение составляющих тяги винта, которое позволяет продолжить взлет и обеспечивает разгон СВВП до необходимой горизонтальной скорости (рис. 8, 9).

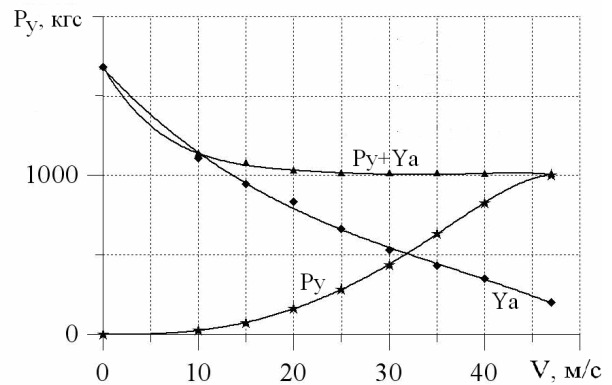


Рис. 8. Зависимости $P_y, Y_a = f(V)$ при отказе одного двигателя на взлете СВВП (2×225 л.с.) с учетом 40% прироста тяги винтов при отказе одного двигателя

Как видно из приведенных зависимостей, использование предложенных законов изменения кинематических параметров и законов изменения аэродинамических коэффициентов и тяговых характеристик СВВП в процессе взлета позволяет осуществить вертикальный взлет и достижение горизонтальной скорости, соответствующей скорости переходного процесса $V_{\text{пер}}$. При этой скорости существует избыток тяги ΔP_x , необходимый для дальнейшего разгона СВВП, вплоть до максимальной скорости полета (рис. 9).

Уменьшение запаса топлива в конце полета снижает требуемую подъемную тяговооруженность при посадке СВВП. По расчетам, располагаемая подъемная тяговооруженность в конце полета возрастает для винтовых СВВП в среднем на 14...15% [1]. Таким образом, даже при значительном уменьшении располагаемой тяги в результате выхода из строя одного из двигателей в конце полета сохраняется возможность безопасного вертикального приземления СВВП.

Длина горизонтального участка разгона СВВП и время, которое необходимо для переходного режима определяется по следующей методике.

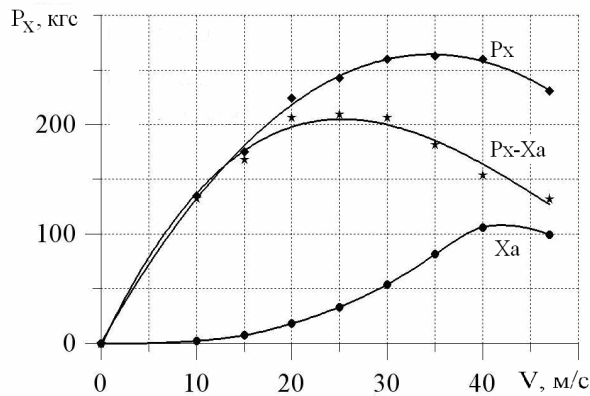


Рис. 9. Зависимости $P_x, X_a = f(V)$ на взлете СВВП при отказе одного двигателя на взлете СВВП (2×225 л.с.) с учетом 40% прироста тяги винтов

На рис. 10 приведена зависимость избыточной тяги винта на переходном режиме при взлете самолета вертикального взлета и посадки.

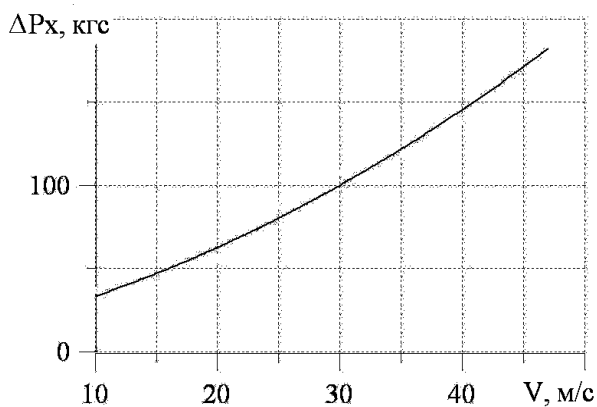


Рис. 10. Зависимость $\Delta P_x = f(V)$ на взлете СВВП

Зная приращение избыточной тяги при увеличении скорости от V_1 до V_2 , среднее ускорение (1) можно записать как:

$$\left(\frac{dV_x}{dt}\right)_{cp} = \frac{g\Delta P_x \text{ изб}}{m_0 g} = j_{cp},$$

где j_{cp} – среднее ускорение СВВП в долях ускорения силы тяжести g [4].

Далее, определив скорость переходного режима по формуле (2), получим длину горизонтального участка, на котором выполняется переходный режим взлета:

$$L_{пер} = \frac{V_{пер}^2}{2j_{cp}} = 294 \text{ м.}$$

Время, в течение которого происходит разгон СВВП от скорости V_1 до скорости $V_2 = V_{пер}$

$$t_{пер} = \frac{V_{пер}}{j_{cp}} \approx 34 \text{ с.}$$

Переходный режим при посадке СВВП рассчитывается, так же как и при взлете, с той разницей, что посадочная масса ЛА меньше, чем взлетная на величину массы выработанного топлива и среднее ускорение j_{cp} имеет обратный знак.

Как видно из приведенных зависимостей, использование предложенных законов изменения кинематических параметров и законов изменения аэродинамических коэффициентов и тяговых характеристик СВВП в процессе взлета позволяет осуществить вертикальный взлет и достижение горизонтальной скорости $V_{пер}$. При этой скорости существует избыток тяги P_x , необходимый для дальнейшего разгона СВВП, вплоть до максимальной скорости полета.

Учет истинного угла поворота вектора тяги винтов $\psi_{ист} = \psi - \alpha$ несколько увеличит длину горизонтального участка и время переходного режима.

Выводы

Представление о местных углах атаки несущих поверхностей через истинные углы поворота вектора тяги и угол атаки СВВП лишь приближенно отражает суть изменения аэродинамических сил и моментов на переходных режимах при выполнении взлета и посадки СВВП. Поэтому уточнение местных углов атаки на элементах СВВП и точное определение аэродинамических силовых и моментных характеристик в процессе вертикального взлета и разгона СВВП до скорости, при которой реализуется условие (4) является отдельной и весьма сложной задачей, решение которой наиболее точно можно получить в летных экспериментах.

Несмотря на оценочный характер, результаты, полученные в расчетах, могут быть использованы на предварительном этапе аэродинамического проектирования СВВП при определении геометрических и кинематических параметров аэродинамических органов управления и стабилизации. Кроме того, они необходимы для оценки летно-технических характеристик СВВП на начальной стадии проектирования.

Литература

1. Курочкин Ф.П. Основы проектирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой / Ф.П. Курочкин. – М.: Машиностроение, 1970. – 351 с.
2. Лемко О.Л. Розрахунок льотно-технічних характеристик літального апарату за допомогою

персональних ЕОМ середнього рівня / О.Л. Лемко, Ю.О. Невзгляденко, Н.І. Мікова // Збірник наукових праць НЦ ВПС України. – К.: НЦ ВПС, 2001. – № 4. – С. 188-194.

3. Лемко О.Л. Числове моделювання геометричних і аеродинамічних характеристик гвинтокіль-

цевого рушія / О.Л. Лемко, Н.В. Силка // Вісник Національного авіаційного університету. – 2009. – № 3. – С. 24-28.

4. Пахненко В.Л. Динамика полета и боевого маневрирования летательных аппаратов. ч. 1 / В.Л. Пахненко. – К.: КВВАИУ, 1986. – 264 с.

Поступила в редакцію 12.01.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. авіаційного матеріалознавства Я.С. Карпов, Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Харків.

ОЦІНКА ПАРАМЕТРІВ ПЕРЕХІДНИХ РЕЖИМІВ ПОЛЬОТУ ЛІТАКА ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗЛЕТУ І ПОСАДКИ З ПОВОРОТНИМИ ГВИНТАМИ

О.Л. Лемко, В.В. Сухов, Н.В. Силка

У статті розглянуті методичні питання, що пов'язані з визначенням аеродинамічних характеристик літака вертикального злету і посадки з двома поворотними гвинтами на ділянках вертикального відриву віз злітно-посадкової смуги, переходу до горизонтального польоту і зворотного переходу, зниження і приземлення. Представлено графічні залежності зміни кінематичних параметрів, аеродинамічних коефіцієнтів і складових тяги гвинтів на всіх етапах злету літака. Отримані розрахункові дані можуть бути застосовані на попередньому етапі аеродинамічного проектування літака вертикального злету і посадки при визначенні геометричних і кінематичних параметрів органів керування і стабілізації.

Ключові слова: літак вертикального злету і посадки, поворотні гвинти, злітно-посадкова смуга, перехідний режим, кінематичні параметри, аеродинамічні коефіцієнти.

ESTIMATION OF FLIGHT TRANSIENT STATES PARAMETERS OF VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING AIRPLANE WITH ROTARY SCREWS

O.L. Lemko, V.V. Suhov, N.S. Sylka

Methodological issues associated with determination of the aerodynamic characteristics of vertical take-off and landing airplane with two rotary screws at phases of vertical take-off and reverse transfer, descent and landing are considered in the article. Diagrams of kinematic parameters, aerodynamic coefficients and screws thrust components at all phases of airplane take-off are presented. The numerical data can be used in a preliminary stage of aerodynamic design of vertical takeoff and landing aircraft at the determination of control and equalization elements geometric and kinematic parameters.

Keywords: vertical take-off and landing airplane, rotary screws, runway, transient state, kinematic parameters, aerodynamic coefficients.

Лемко Олег Львович – д-р техн. наук, старший науковий співробітник, професор каф. ПСКЛА НТУУ «КПІ», Київ, Україна, e-mail: lemko@i.com.ua.

Сухов Віталій Вікторович – д-р техн. наук, старший науковий співробітник, професор каф. ПСКЛА НТУУ «КПІ», Київ, Україна.

Силка Назар Васильєвич – консультант Государственного предприятия научно-производственного объединения «Киевский институт автоматики», Київ, Україна, e-mail: Sylka@list.ru.