

УДК 629.735.33.018.7.015.3

О.Л. Лемко¹, Е.А. Українець², С.Д. Сиверин³¹ *Национальный технический университет Украины "КПИ», Киев*² *Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков*³ *Институт технической теплофизики НАНУ, Киев*

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВИНТОВОГО ДВИЖИТЕЛЯ ДЛЯ ЛЕГКОГО САМОЛЕТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

Разработан четырехлопастной винтовой движитель для проектируемого самолета вертикального взлета и посадки, показано преимущество спроектированного винтового движителя над винтокольцевым движителем по скорости полета, обобщены результаты предварительного проектирования.

Ключевые слова: винтовой движитель, лопасть, угол установки, относительная скорость, профиль, численное моделирование.

Введение

Задача подбора винта для самолета вертикального взлета и посадки (СВВП), как и для обычного ЛА, сводится к определению по известным характеристикам серий винтов, диаметра винта D , его оборотов n_c и угла установки лопастей $\varphi_{0,75}$, при которых к. п. д. винта на расчетном режиме полета будет максимальным с учетом всех необходимых поправок, влияющих на работу винта. Для СВВП таким расчетным режимом является режим висения. Вместе с тем следует проверить, чтобы полученные значения к.п.д. и характеристики винта были бы удовлетворительны и в горизонтальном полете на маршевом участке траектории [1].

Анализ существующих зарубежных самолетов вертикального взлета и посадки с поворотными винтами типа показывает, что в большинстве зарубежных аналогов СВВП для снижения потребляемой винтом мощности используются винты вертолетного типа с тремя или четырьмя лопастями трапециевидной формы в плане.

Целью статьи является расчет винтового движителя для проектируемого СВВП с целью выбора рациональных геометрических параметров винта с использованием программного комплекса "AIRSCREW". В качестве базового профиля использован хорошо зарекомендовавший себя винтовой профиль Clark-Y.

Результаты исследований

Для расчетов была выбрана трапециевидная форма лопастей с отрицательным параметром трапециевидности с целью плавного снижения нагрузки на элементы лопасти по ее длине. В качестве закона изменения относительной толщины для таких лопастей расчетным путем была получена зависимость

$$\bar{c} = 0.0207 + 0.2098 \cdot e^{\bar{r}/0.8993} \quad (1)$$

Эта зависимость позволяет обеспечить оптимальное изменение относительной толщины профиля как с точки зрения обеспечения высокого аэро-

динамического качества элементов лопасти, так и с целью обеспечения ее высоких прочностных характеристик. Исходные данные для расчета представлены в табл. 1.

Общий вид спроектированного для легкого СВВП винта показан на рис. 1.

Рассмотрим результаты расчетов характеристик четырехлопастного винта изменяемого шага для двух режимов его работы $H = 0$ м, $H = 3000$ м (рис. 2, 3).

Расчеты производились без учета изменения характеристик ГТД в зависимости от высоты и скорости полета, то есть при условии $N_{дв} = const$, хотя коэффициент мощности не является постоянной величиной. Как видно из рис. 2 при принятых условиях полета "вырождение" винтового движителя при полете у земли наступает при скорости полета 500 км/ч, чего не удавалось достичь для винтокольцевого движителя, у которого "вырождение" наступало уже при скорости, равной 360 км/ч [2].

Таблица 1
Исходные данные проектируемого винта

№	Параметры	Величина	
1.	Мощность двигателя, л.с.	450 /300	
2.	Расчетная высота полёта, м	0/3000	
3.	Частота вращения винта, 1/с	40	
4.	Расчетная скорость полёта, км/ч	0	
5.	Диаметр винта, м	2.2	
6.	Диаметр втулки, м	0.4	
7.	Количество лопастей	4	
8.	Форма лопастей в плане	Трапециевидная (сужающаяся)	
9.	Параметр трапециевидности	-0.5	
10.	Относительная хорда профиля	0.23	
11.	Максимальный угол атаки, °	5	
12.	Закон изменения угла атаки по радиусу	$\alpha(\bar{r}) = const$	
13.	Параметры саблевидности	Параметр загиба	0.2
		Относительная высота изгиба	0.45

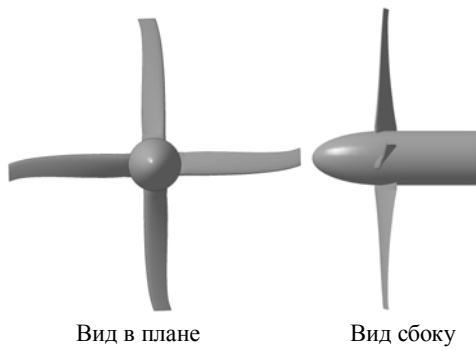


Рис. 1. Четырехлопастный саблевидный винт СВВП

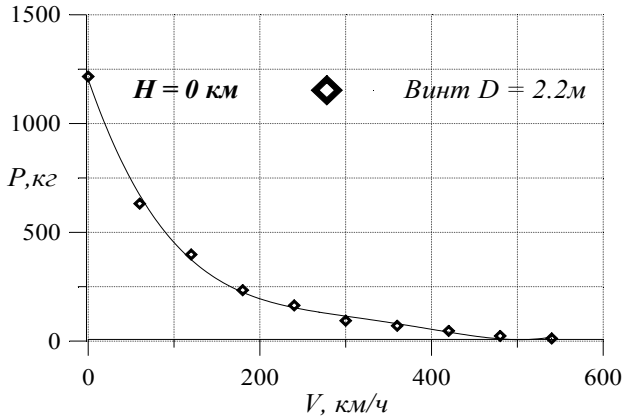


Рис. 2. Зависимость $P = f(V)$ четырехлопастного винта изменяемого шага при $N_B = 450$ л.с. и $H = 0$ км

Потребное изменение угла установки лопасти при полете у земли показано на рис. 3.

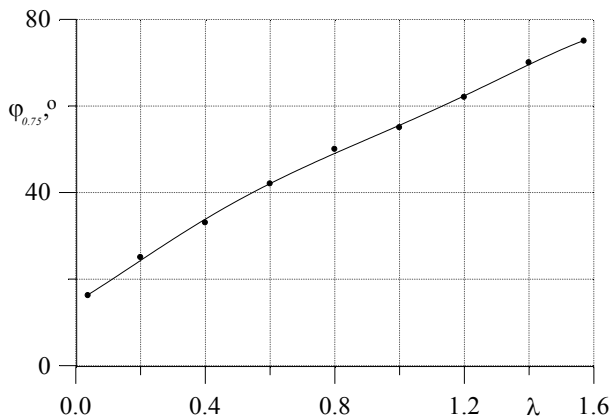


Рис. 3. Потребное изменение угла установки лопасти $\varphi_{0.75}$ от относительной скорости λ четырехлопастного винта при $H = 0$ км

Максимум коэффициента η винта при полете на высоте 3000 м достигается при скорости полета 220 км/ч (рис. 4).

При полете на высоте $H = 3000$ м винт вырождается при значении скорости полета ≈ 540 км/ч (рис. 5). Потребное изменение угла установки лопасти по скорости на той же высоте полета показано на рис. 6.

Численное моделирование аэродинамических характеристик винтового движителя. Для проверки правильности аэродинамического профилирования лопастей винтового движителя, а также его тяго-

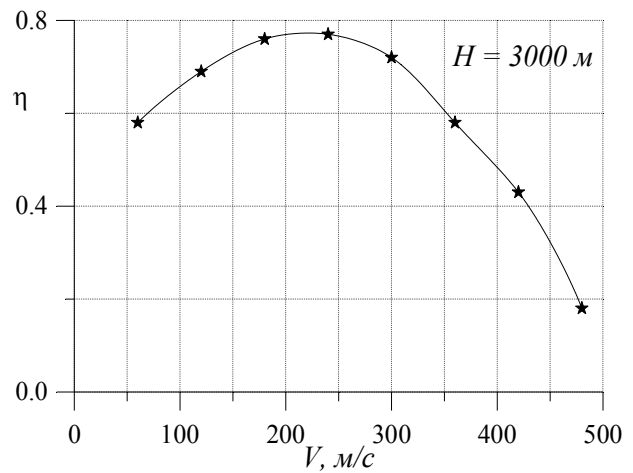


Рис. 4. Зависимость $\eta = f(V)$ четырехлопастного винта изменяемого шага при $N_B = \text{const}$, $H = 3000$ м ($D_B = 2.2$ м)

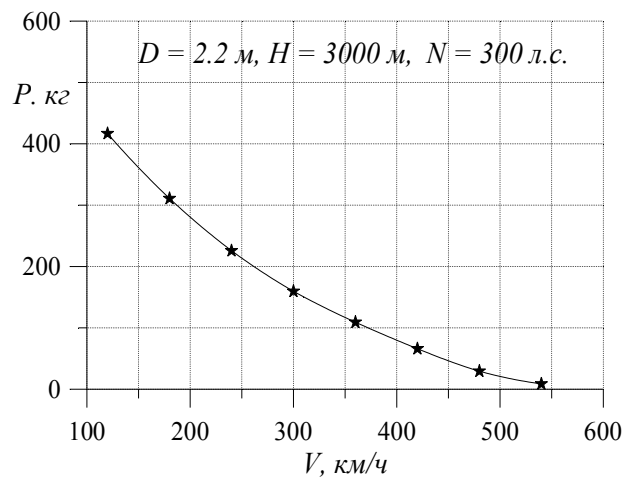


Рис. 5. Зависимость $P = f(V)$ четырехлопастного винта изменяемого шага при $N_B = \text{const}$ и $H = 3000$ м

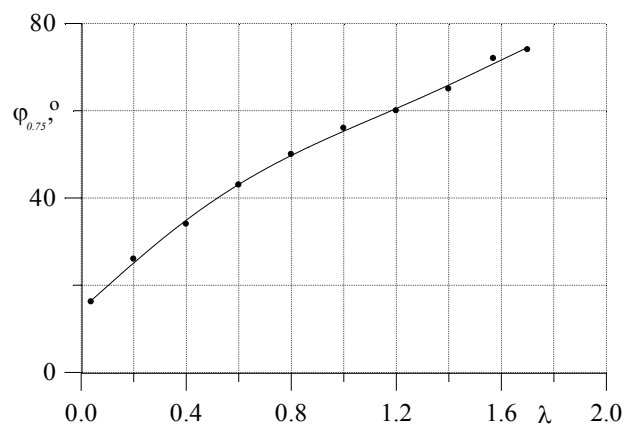


Рис. 6. Потребное изменение угла установки лопасти $\varphi_{0.75}$ от относительной скорости λ четырехлопастного винта при $H = 3000$ м

во-мощностных характеристик на расчетном (взлетном) режиме была проведена серия расчетов с использованием пакета CFD-моделирования течения газа в проточных частях лопаточных машин «FlowER» (ИП Маш НАНУ).

Расчетная сетка состояла из 352000 ячеек на один межлопаточный канал, что обеспечило достаточную точность выполненных расчетов. Расчеты выполнялись для одного межлопаточного канала с учетом условия периодичности в окружном направлении. При выполнении всех расчетов были использованы граничные условия, соответствующие взлетному режиму работы винта.

Условия на входе: полное давление $p^* = 101310$ Па и температура $T^* = 273^\circ$ К. Толщина пограничного слоя у корня и на периферии $\delta_{nc} = 0.001$ м, меридиональный и тангенциальный угол потока $\beta = 0^\circ$, $\alpha = 0^\circ$, угловая скорость вращения винта $\Omega = 246.1 \dots 246.8$ рад/с.

Условия на выходе: статическое давление $p = 101300$ Па.

Учитывая особенности расчетного пакета "FlowER", который предназначен для расчета осевых турбомашин, при исследовании было принято допущение о том, что винт вращается не в неограниченном потоке, а внутри трубы большого диаметра ($D_T/D_B = 1.5$). Это допущение позволяет приблизить задание граничных условий близких к граничным условиям для невозмущенного потока. Решить такую задачу удалось за счет задания большой величины радиального зазора между концевыми сечениями лопастей винта и стенками трубы, являющейся внешней границей потока, а также за счет сильного измельчения расчетной сетки в радиальном направлении (110 ячеек).

Таким образом, численная модель соответствовала условиям работы воздушного винта в аэродинамической трубе большого диаметра (рис. 7).

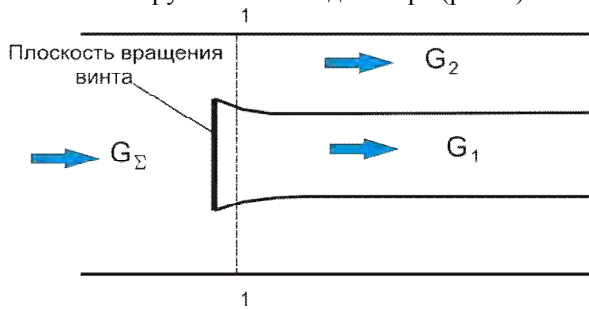


Рис. 7. К определению расхода воздуха в струе

Главной трудностью в данном случае являлось определение величины тяги винта, которая является функцией расхода воздуха в струе за винтом и средней скорости потока в ней.

Для определения величины тяги винта, работающего в трубе, необходимо определить расходы воздуха в струе G_1 за винтом и расхода во внешнем потоке G_2 . Для определения расходов G_1 и G_2 было выбрано сечение 1-1 непосредственно за винтом (120% от хорды корневого сечения лопасти по осевой координате) и производилось с помощью численного интегрирования по радиусу. Далее определены расходы воздуха в струе и вне струи

$$G_1 = \int_{r_{вт}}^{r_{стр}} 2V_{oc,cp} \rho_{cp} \pi r dr ; G_2 = \int_{r_{стр}}^{r_{тр}} 2V_{oc,cp} \rho_{cp} \pi r dr , (2)$$

где $V_{oc,cp}$, и ρ_{cp} – осредненные по шагу значения осевой скорости и плотности потока для каждого радиуса.

Границы струи определялись по резкому изменению градиента осевой скорости в потоке. Тяга винта рассчитывалась по известным значениям среднерасходной осевой скорости на выходе (V_1) и расходу воздуха в струе за винтом (G_1) из выражения:

$$P = G_1 \cdot (V_1 - V_0) , (3)$$

где V_0 – расчетная скорость полета.

Для точного определения тяги винта была разработана программа-дополнение к комплексу "FlowER", которая позволила рассчитывать тягу винта по полученным результатам расчетов.

Потребная мощность двигателя (л.с.) определялась по известному из расчетов значению суммарного окружного момента на лопасти винта ($M_{окр, \Sigma}$) из выражения:

$$N_{потр.} = M_{окр, \Sigma} \cdot \Omega \cdot k / 750 , (4)$$

где Ω – угловая скорость вращения винта; k – число лопастей винта.

Результаты расчетов, выполненных с использованием комплекса "FlowER" приведены в табл. 3.

Таблица 3

Результаты расчетов

k	$\bar{b}_{вт}$	n, 1/мин	Ω , рад/с	$V_{АБС}$, м/с
4	0.23	2400	246.0	47.61
G_B , кг/с	$M_{окр,}$ н/м	Тяга P, кг/с	$N_{потр.}$, л.с.	
187.76	347.007	1216	455	

Из анализа данных табл. 3 следует, что реальные значения потребляемой винтом мощности на ~10 % выше, чем значения, полученные с помощью программы предварительного проектирования "AIRSCREW". Значения же тяги винта отличаются всего на 1.8 %. Завышенные значения потребляемой мощности, получаемые при помощи разработанной методики предварительного проектирования, по всей видимости, обусловлены тем, что в ней не учитывается изменение аэродинамического качества профилей от числа Маха набегающего потока, что особенно существенно при докритических скоростях в концевых сечениях лопастей.

Анализ результатов расчетов показал, что струя за винтом имеет характерное сужение, а на концах лопастей образуются концевые вихри. По всей видимости, это связано с тем, что при расчете четырехлопастного винта была задана заостренная кромка лопасти.

Анализ характера течения в радиальных сечениях лопастей позволяет сделать вывод о том, что наибольшие потери тяги имеют место в корневом

сечении лопастей. Это связано, прежде всего, с большой относительной толщиной профиля в этом сечении и отрицательными углами атаки, которые имеют место при их обтекании. Однако, не смотря, на отрицательные углы атаки во втулочном сечении лопастей эти сечения обтекаются без отрыва потока.

Выводы

1. Анализ выполненных расчетных исследований тягово-мощностных характеристик четырехлопастного винта показывает, что результаты удовлетворяют проектным условиям по тяговым характеристикам.

2. Методика предварительного проектирования по разработанной программе "AIRSCREW" позволила получить удовлетворительные аэродинамические характеристики винта на взлетном режиме, а также показала хорошее совпадение с результатами CFD-моделирования.

3. Разработана методика расчета тяги для модели винта, в трубе большого диаметра, в качестве

программы-дополнения к программному комплексу "FlowER".

4. Показано, что спроектированный винтовой движитель в отличие от винтокольцевого, способен создавать тягу (не вырождаться) при скоростях полёта до 540 км/ч при несколько большей потребляемой мощности.

Список литературы

1. Курочкин Ф.П. Основы проектирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой / Ф.П. Курочкин – М.: Машиностроение, 1970. – 351 с.

2. Лемко О.Л. Числовое моделирование геометрических и аэродинамических характеристик гвинтокольцевого рушья / Лемко О.Л., Силка Н.В. // Вісник НАУ. – 2009. – №3. – С. 24-28.

Надійшла до редколегії 22.04.2011

Рецензент: канд. техн. наук, проф. Ю.И. Миргород, Харьковский университет Воздушных Сил им. И Кожедуба, Харьков.

АЕРОДИНАМІЧНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ГВИНТОВОГО РУШІЯ ДЛЯ ЛЕГКОГО ЛІТАКА ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ

О.Л. Лемко, Є.О. Українець, С.Д. Сіверін

Розроблено чотирьохлопатевої гвинтовій рушії для спроектованого літака вертикального зльоту і посадки. Показана перевага спроектованого гвинтового рушья над гвинтокольцевим рушієм по швидкості польоту, узагальнені результати попереднього проектування.

Ключові слова: гвинтовий рушій, лопать, кут установки, відносна швидкість, профіль, чисельне моделювання.

AERODYNAMIC PLANNING OF SPIRAL MOVER IS FOR LIGHT AIRPLANE OF VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING

O.L. Lemko, E.A. Ukrainets, S.D. Siverin

The fourblade screw mover for the projected airplane of vertical take-off and landing is developed. Advantage of projected spiral mover above ring mover for speed of flight is shown. The results of the previous planning on the developed method satisfactorily coincide with the results of verification numeral design with the use of programmatic complex "FlowER".

Keywords: spiral mover, blade, corner of setting, relative speed, profile, numeral design.