

Интегральные характеристики типовых винтов конвертопланов

Представлены результаты численного и экспериментального моделирования интегральных характеристик трех типовых винтов конвертопланов. Винты имеют идентичный профильный набор, но различаются формой в плане. Приведены геометрические параметры лопастей, достаточные для проведения численного и экспериментального моделирования характеристик винтов в постановке, принятой авторами. Результаты расчетов и измерений получены для ряда значений угла общего шага $\varphi_7 = 8, 12, 16, 20^\circ$ при частотах вращения $\Omega = 500, 900, 1400, 1800$ об/мин. Число Маха на конце лопасти варьировалось в диапазоне $M_{tip} \approx 0,07 \div 0,28$. Численное моделирование выполнялось в условиях, идентичных экспериментальным.

**В.В. ПАХОВ,
Е.В. ПИСКУНОВ**
(КНИТУ-КАИ, Казань)
VVPakhov@kai.ru

Винт конвертоплана, интегральные характеристики винтов, CFD, саблевидная лопасть

Развитие летательных аппаратов типа конвертоплана, включая беспилотные системы, представляет собой одно из приоритетных направлений современной авиационной науки. Ежегодно увеличивается число публикаций о летательных аппаратах такого типа, что подтверждает актуальность выбранного направления исследований. Некоторые данные и характеристики винтов конвертопланов представлены в работах [1–7]. Среди множества исследованных типов конвертопланов особый интерес представляет летательный аппарат ERICA, данные о котором приведены в работах [8–11]. Винты конвертопланов, рассмотренные в литературе, характеризуются рядом особенностей. Из сравнительного анализа опубликованных геометрических характеристик лопастей следует, что лопасти винтов конвертопланов имеют большое удлинение и близкую к прямоугольной форму в плане. Также лопасти характеризуются отсутствием выраженной геометрической крутки и имеют одинаковую относительную толщину вдоль размаха. Однако, с точки зрения аэродинамики, имеющиеся в научной литературе данные не позволяют с достоверностью установить, какие геометрические параметры следует считать предпочтительными для конвертоплана. В литературе имеются некоторые данные о характеристиках вертолетов и самолетов различной геометрии, в том числе четырехлопастных [12–19], но геометрия винтов конвертопланов отличается от самолетных и вертолетных винтов из-за особенностей работы.

Анализ литературных данных осложняется двумя факторами. Во-первых, в подавляющем количестве опубликованных работ исследуются лопасти простой геометрии (только лопасти ERICA имеют сложный профильный набор). Во-вторых, исследования в основном сфокусированы на трехлопастных винтах (за исключением четырехлопастного винта ERICA).

В настоящей статье представлены результаты численного и экспериментального моделирования трех типовых четырехлопастных винтов конвертопланов, отличающихся формой в плане при идентичном профильном наборе. Использованный профильный набор заимствован из работы [8] и соответствует профилям лопастей конвертоплана ERICA. В статье изложены детальные данные о геометрии использованных лопастей и интегральные характеристики (тяга, крутящий момент, относительный КПД винтов). Характеристики винтов, представленные в данной статье, могут быть использованы для валидации данных численных расчетов.

Рассматриваются типовые лопасти конвертопланов, условно обозначенные как КП-1, КП-2, КП-3. Все рассматриваемые несущие винты четырехлопастные, диаметром 0,9 м. Лопасти всех трех несущих винтов имеют одинаковый профильный набор, но различную форму в плане. Первый винт, КП-1 (рис. 1, а), имеет простую прямоугольную законцовку, второй винт, КП-2 (рис. 1, б), – стреловидную законцовку лопасти. Лопасти КП-3 (рис. 1, в) отличаются значительным сужением законцовки и саблевидной формой лопасти.

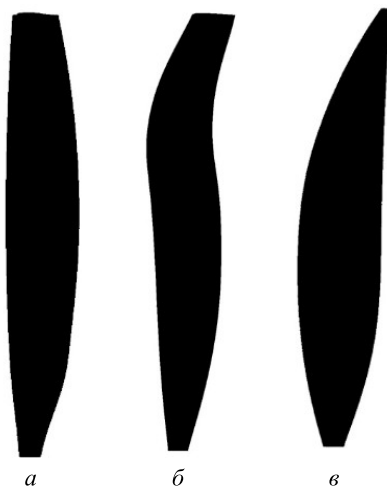


Рис. 1

Геометрические параметры лопастей показаны в таблице. Здесь: \bar{r} – относительный радиус ($\bar{r} = 1$ на конце лопасти); θ – местный угол установки лопасти, град; $\Delta\zeta/R$ – местная координата линии четвертей хорды относительно начального сечения.

\bar{r}	θ , град	Профиль	$\Delta\zeta/R$		
			КП-1	КП-2	КП-3
0,1	0	Круглый	0	0	0,006699
0,2	8	NACA 0030	0	0	0,014478
0,324	8	VR-5	0	0	0,022682
0,487	5	VR-5	0	0,0024	0,024596
0,649	0	OA-213	0	0,0136	0,008104
0,757	-2	OA-213	0	0,02	-0,01757
0,865	-3	OA-213	0	-0,0024	-0,05813
0,946	-3,5	RC-510	0	-0,0368	-0,09993
1,0	-5	RC-510	0	-0,0616	-0,13385

Все измерения были выполнены в аэродинамической лаборатории КНИТУ-КАИ (Казань) с использованием измерительных систем аэродинамической трубы Т-1К. Поскольку в данной статье представлены результаты, полученные исключительно для режима висения, описание аэродинамической трубы не приводится. Подробная информация об установке приведена в работе [12].

Физическое моделирование характеристик винтов проводилось с использованием винтового прибора аэродинамической трубы, позволяющего увеличивать частоту вращения до 2500 об/мин, изменять общий и циклический шаг, а также изменять угол атаки винта в диапазоне $\pm 30^\circ$.

Схема винтового прибора представлена на рис. 2.

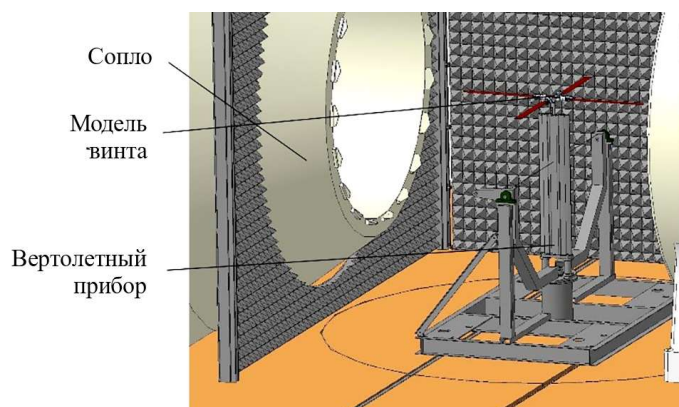


Рис. 2

Интегральные характеристики измерялись датчиком М40-300/3К («Тилком», Беларусь), установленным в разрезе оси вращения винтов. Приведем параметры датчика: максимальная номинальная измеряемая осевая сила – 3000 Н; максимальный номинальный измеряемый крутящий момент – 300 Н·м; номинальная погрешность измерения осевой силы – $\pm 0,3$ % от диапазона; номинальная погрешность измерения крутящего момента – $\pm 0,2$ % от диапазона.

Винты устанавливались на жесткие втулки с фиксированными углами общего шага $\varphi_7 = 8, 12, 16, 20^\circ$. Характеристики измерялись при частотах вращения 500, 900, 1400, 1800 об/мин. Интегральные характеристики винтов рассчитывались по общепринятым формулам:

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2}\rho S(\Omega R)^2}; \quad (1)$$

$$m_k = \frac{M_k}{\frac{1}{2}\rho S(\Omega R)^2 R}; \quad (2)$$

$$\eta_0 = \frac{C_T^{3/2}}{2m_k}. \quad (3)$$

Здесь: C_T – коэффициент тяги; m_k – коэффициент крутящего момента; η_0 – относительный КПД; T – измеренная тяга, Н; M_k – измеренный крутящий момент, Н·м; ρ – плотность воздуха, кг/м³; S – площадь диска винта, м²; Ω – угловая скорость винта, рад/с; R – радиус винта, м.

Для расчетов использовались многоблочные гексагональные сетки, состоящие из 128 блоков и содержащие 6,57 млн ячеек. Дополнительный слой блоков расположен под винтом, что позволяет улучшить разрешение вихревого следа. Блоки вблизи лопасти O-образной структуры. В расчете имитировалось обтекание винтов при различных углах общего шага. Угол наклона лопасти изменяется поворотом лопасти и ближайшего слоя блоков вблизи поверхности лопасти. Остальные блоки деформируются. Такая технология позволяет сохранить распределение ячеек вблизи поверхности лопасти. Всего было построено четыре расчетные сетки для углов общего шага $\varphi_7 = 8, 12, 16, 20^\circ$. Расчетные сетки были построены для одной лопасти, при этом влияние других лопастей учитывалось посредством применения периодических граничных условий. На внешних границах сектора расчетной области применяется условие типа «источник – сток», а на боковых сторонах сектора задается условие периодичности течения. Модуль скорости для источника и стока определяется по теории импульса винта.

Лопать разделена на 115 ячеек по размаху. Уплотнение к концевой части лопасти составляет до 0,225 мм, корневой – 0,9 мм. По хорде расположено более 100 ячеек. Уплотнение к входной кромке составляет до 0,135 мм, выходной – 0,035 мм. Выбранные значения позволяют качественно описать особенности геометрии лопасти и, в частности, выходную кромку толщиной 0,5 мм. Ближайший слой содержит 35 ячеек в блоке по направлению к поверхности тела. Размер первой ячейки составляет 0,0045 мм, что обеспечивает параметр Y^+ меньше единицы для разрешения пограничного слоя с учетом того, что скорость концевой части при частоте вращения 1800 об/мин достигает 85 м/с.

Численное моделирование обтекания винта выполнялось с помощью решателя HMB. Моделирование проводилось с использованием метода осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса. Использовалась модель турбулентности $k-\omega$ -SST. Решение уравнений строилось методом конечных объемов. В качестве рабочего тела использовалась модель идеального газа (с учетом сжимаемости потока). Расчеты проводились для ряда фиксированных углов общего шага $\varphi_7 = 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ, 20^\circ$ при различных частотах вращения: $\Omega = 500, 900, 1400, 1800$ об/мин. Концевое число Маха варьировалось: $M_{tip} \approx 0,07 \div 0,28$. Вычисления производились до 50000 итераций для обеспечения сходимости.

На рис. 3 приведено сопоставление результатов численного моделирования и экспериментальных данных для винта КП-1 при частотах вращения 500 и 1800 об/мин.

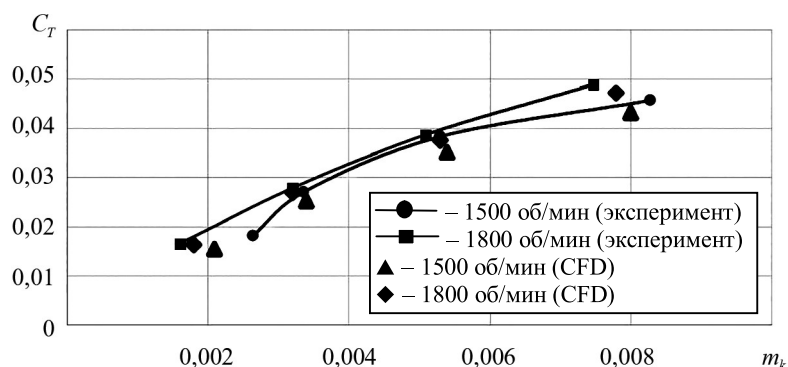


Рис. 3

Как видим (см. рис. 3), с увеличением частоты вращения винта коэффициент тяги увеличивается, а коэффициент крутящего момента уменьшается.

На рис. 4 показаны результаты численных расчетов и экспериментальных исследований винтов КП-1, КП-2, КП-3 при частоте вращения $\Omega = 1800$ об/мин ($M_{tip} \approx 0,28$).

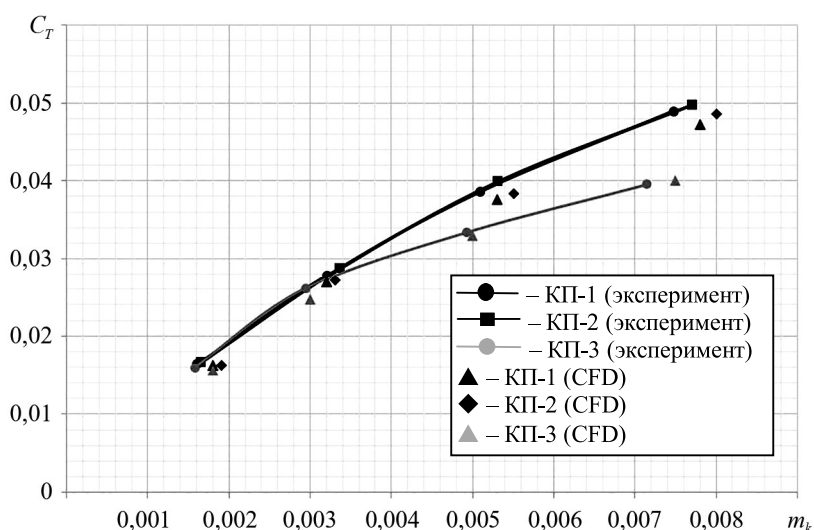


Рис. 4

Как видим (см. рис. 4), характеристики исследуемых винтов демонстрируют близкие значения. В случае винта КП-3 (саблевидного) наблюдается существенно более низкий коэффициент тяги в сравнении с двумя другими винтами, характеристики которых находятся в близком соответствии.

Согласно результатам экспериментальных и вычислительных исследований винт КП-2 обеспечивает несколько более высокий коэффициент тяги при несколько большем крутящем моменте.

На рис. 5 представлены графики зависимости относительного КПД от угла общего шага для винта КП-2 при частотах вращения 500 и 1800 об/мин.

Коэффициенты тяги винтов КП-1 и КП-2 имеют близкие значения, в то время как для винта КП-3 значение данного параметра существенно ниже. Характер зависимости коэффициента тяги от угла общего шага для винта КП-3 указывает на более раннее возникновение срыва потока его на лопастях, который инициируется при меньших углах общего шага.

На рис. 6 представлено распределение коэффициента давления на поверхности лопасти, которое указывает на срыв потока на конце лопасти КП-3 (рис. 6, в). Согласно экспериментальным и расчетным данным максимальный коэффициент тяги наблюдается у винта КП-2 (рис. 6, б), минимальный – у винта КП-3 (см. рис. 6, в). Винт КП-1 (рис. 6, а) имеет близкое к винту КП-2 значение коэффициента тяги, что

подтверждается распределением давления (см. рис. 6, а, б). Максимальный относительный КПД винтов достигается на частоте вращения 1800 об/мин.

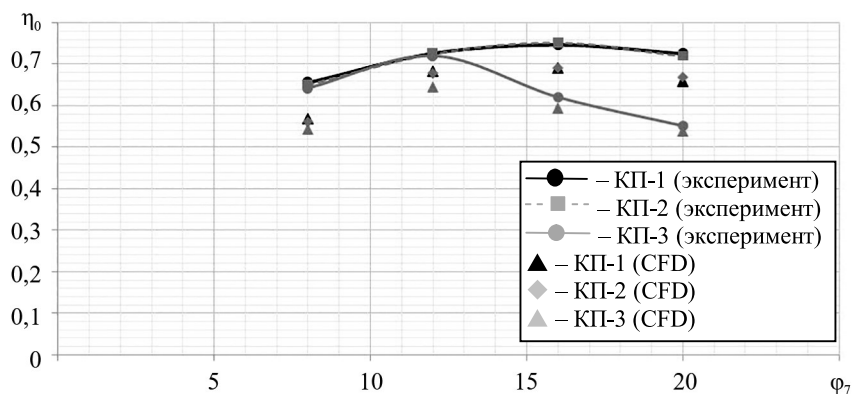


Рис. 5

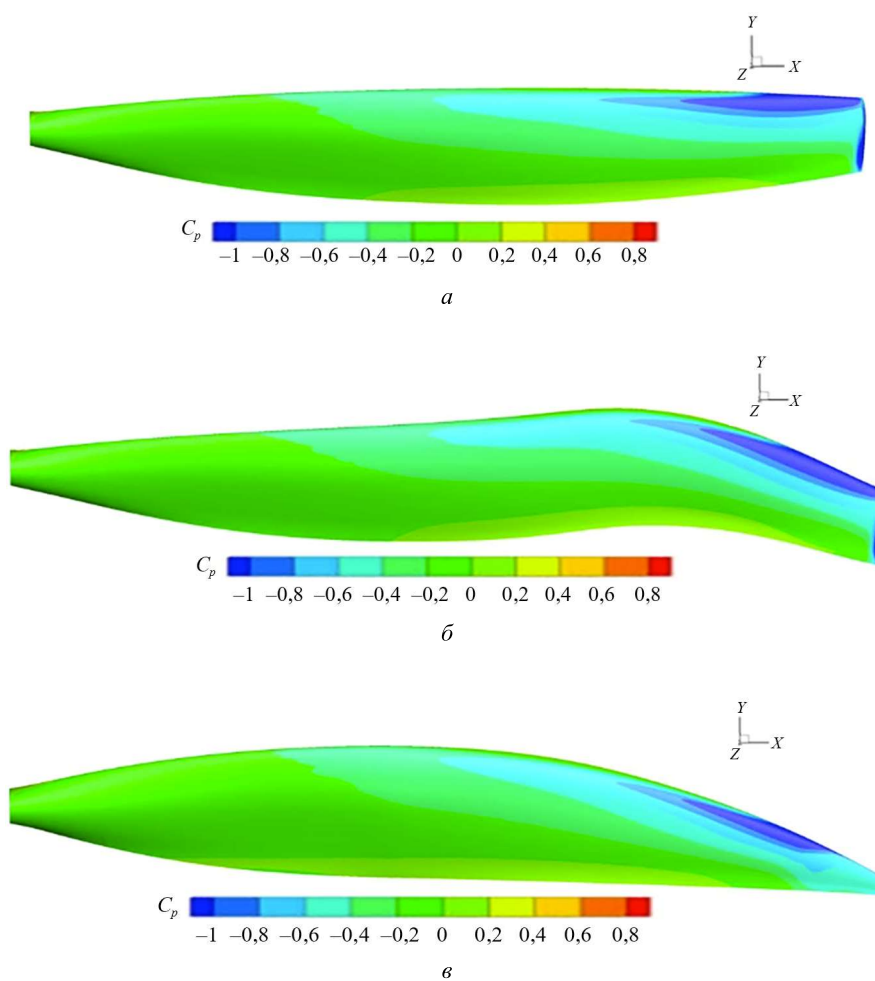


Рис. 6

Анализ данных (см. рис. 3–6) позволяет провести сопоставление численного моделирования и экспериментальных исследований. Наблюдается завышение экспериментальных значений коэффициента тяги по сравнению с расчетными примерно на 8 % для всех рассматриваемых винтов. При этом значения крутящего момента, полученные в ходе численных и экспериментальных исследований, практически совпадают. Что касается относительного КПД, то различия между численными и экспериментальными данными в целом незначительны, за исключением винта КП-3.

Вихревая система винта КП-3 (рис. 7, в) имеет более сложную структуру по сравнению с винтами КП-1 (рис. 7, а) и КП-2 (рис. 7, б), что обусловлено его саблевидной формой. Данная особенность является причиной расхождения между численными и экспериментальными результатами.

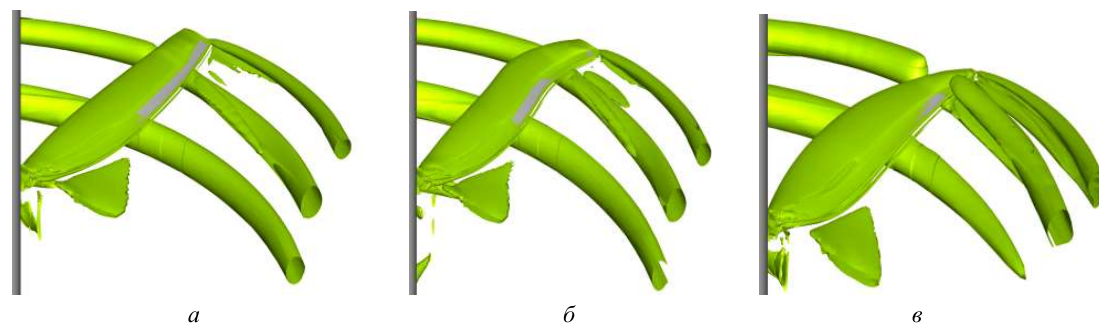


Рис. 7

В целом согласие между данными CFD-моделирования и эксперимента может быть оценено как удовлетворительное. Повышение точности расчетов возможно за счет увеличения размера расчетных сеток и использования других подходов CFD (DES, LES).

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, тема № 123030100016-5, FZSU-2023-0005.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Schatzman N.L., Malpica C. Testing of the Tiltrotor Test Rig in the National Full-Scale Aerodynamic Complex 40-by 80-Foot Wind Tunnel // Proc. of the Vertical Flight Society 75th Annual Forum & Technology Display, May 13–16, 2019, Philadelphia, USA. Article № 1336.
2. Acree C.W., Sheikhan A.L. Development and Initial Testing of the Tiltrotor Test Rig // Proc. of the AHS International 74th Annual Forum & Technology Display, May 14–17, 2018, Phoenix, USA. Article № 1269.
3. Johnson W. et al. Calculated Performance, Stability and Maneuverability of High-Speed Tilting-Prop-Rotor Aircraft: Technical Memorandum № 88349 / NASA. Ames Research Center, Moffett Field, USA, 1986. 45 p.
4. Felker F.F. et al. Performance and Loads Data from a Hover Test of a Full-Scale Advanced Technology XV-15 Rotor: Technical Memorandum № 86854 / NASA. Ames Research Center, Moffett Field, USA, 1986. 359 p.
5. Harris F.D. Hover Performance of Isolated Proprotors and Propellers – Experimental Data: Contractor Report № 2017-219486 / NASA. Ames Research Center, Moffett Field, USA, 2018. 218 p.
6. Acree C.W. et al. High-Speed Wind Tunnel Tests of a Full-Scale Proprotor on the Tiltrotor Test Rig // Proc. of the VFS International 75th Annual Forum & Technology Display, May 13–16, 2019, Philadelphia, USA. Article № 14736.
7. Betzina M.D. Rotor Performance of an Isolated Full-Scale XV-15 Tiltrotor in Helicopter Mode [Electronical Resource]. URL: https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Betzina_AHS02.pdf (дата обращения: 15.11.2025).
8. Garcia A.J., Barakos G.N. Numerical Simulation of the ERICA Tiltrotor Using the HMB2 Solver // Proc. of the 41st European Rotorcraft Forum, Sept. 1–4, 2015, Munich, Germany. Paper № 42.
9. Decours J. et al. Experimental Validation of Tilt-Rotor Aerodynamic Prediction // Proc. of the 40th European Rotorcraft Forum, Sept. 2–5, 2014, UK. Article № 036B.
10. Decours J., Burguburu S., Falissard F. Performance Assessment of the ERICA Tilt-Rotor in Cruise // Proc. of the 36th European Rotorcraft Forum, Sept. 7–9, 2010, Paris, France. P. 1–13.
11. Droandi G., Gilbertini G. Aerodynamic Shape Optimisation of a Proprotor and Its Validation by Means of CFD and Experiments // Aeronautical Journal. 2015. Vol. 119. № 1220. P. 1223–1251.
12. Пахов В.В., Файзуллин К.В., Денисов С.Л. Об измерении акустических характеристик модели несущего вертолетного винта в аэродинамической трубе // Акустический журнал. 2020. № 1. С. 34–45.
13. Батраков А.С., Гарипова Л.И. Анализ циркуляции концевой вихря воздушного винта в ближнем поле // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 4. С. 67–72.
14. Вялков А.В. и др. Экспериментальное исследование влияния несущего винта на аэродинамические характеристики корпуса вертолета // Авиационная промышленность. 2024. № 2. С. 62–69.
15. Абалакин И.В. и др. Численное моделирование обтекания жесткого винта в косом потоке // Известия Российской Академии наук. Механика жидкости и газа. 2020. № 4. С. 105–116.

16. Гарипова Л.И. и др. Определение аэродинамических характеристик модели несущего винта на режиме осевого обтекания // Изв. вузов. Авиационная техника. 2014. № 3. С. 7–13.
17. Цветкова В.О. и др. Моделирование обтекания винта на адаптивной неструктурированной сетке с использованием метода погруженных границ // Математическое моделирование. 2021. № 8. С. 59–82.
18. Гирфанов А.М., Лебянкина О.А., Романова Е.В. Исследование возможности имитационного моделирования аэродинамических характеристик крыла (лопасти) // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 2. С. 164–168.
19. Копьев В.Ф. и др. Об определении акустических характеристик моделей несущих вертолетных винтов на открытом стенде // Акустический журнал. 2016. № 6. С. 725–730.

Поступила в редакцию 15.12.25

После доработки 17.12.25

Принята к публикации 17.12.25

Integral Characteristics for Typical Tiltrotor Blades of Various Shapes

V.V. PAKHOV AND E.V. PISKUNOV

Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

This paper examines typical tiltrotor blades with three various shapes. The work includes both experimental and CFD researches. Main goal of the research are integral loads on the blades. All three rotors have same airfoil set but various planform. Paper provides geometry parameters of the blades. Provided data is enough to be used by other scientists to validate or verify their calculations or experiments. Measurements and calculations were performed at the hover mode for a number of fixed collective pitch angles $\theta = 8, 12, 16, 20$ deg at different rotation speeds $\Omega = 500, 900, 1400, 1800$ rpm. The tip Mach number varied from $M_{tip} \approx 0.07$ to 0.28. Numerical simulations were performed for experimental conditions.

Tiltrotor blades, thrust and torque, CFD, scimitar-shaped blade