

Научная статья

УДК 629.7.035.3

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177615>

ПОДХОД К МАТЕМАТИЧЕСКОМУ МОДЕЛИРОВАНИЮ ВОЗДУШНОГО ВИНТА САМОЛЕТА

Юрий Владимирович Зиненков¹✉, Максим Михайлович Федотов², Владимир Валентинович Разносчиков³,
Александр Валерьевич Луковников⁴

^{1, 2} Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия
имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»,
Воронеж, Россия

^{3, 4} Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова,
Москва, Россия

¹ yura2105@mail.ru ✉

² m38@mail.ru

³ raznoschikov@mail.ru

⁴ avlukovnikov@ciam.ru

Аннотация. Представлено методическое описание разработанной авторами данной статьи математической модели четырехлопастного воздушного винта самолета, основанной на экспериментальных данных, полученных по результатам испытаний воздушного винта АВ-68 в аэродинамической трубе. Разработанная математическая модель предназначена для обеспечения расчета аэродинамических характеристик воздушного винта для определения тяги самолетов с винтовыми авиационными силовыми установками. Особое внимание уделено программной реализации математических процедур для определения аэродинамических характеристик воздушного винта самолета. Результаты моделирования продемонстрированы в виде графических зависимостей с подробным анализом их протекания.

Ключевые слова: коэффициент тяги, коэффициент мощности, коэффициент скорости, угол установки лопасти, относительная поступь винта, диаметр винта, экспериментальные характеристики винта, АВ-68, турбовинтовой двигатель, метод Горнера

Для цитирования: Зиненков Ю.В., Федотов М.М., Разносчиков В.В., Луковников А.В. Подход к математическому моделированию воздушного винта самолета // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 140–149. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177615>

Original article

AN APPROACH TO THE AIRCRAFT PROPELLER MATHEMATICAL MODELING

Yurii V. Zinenkov¹✉, Maksim M. Fedotov², Vladimir V. Raznoschikov³, Aleksandr V. Lukovnikov⁴

^{1, 2} Air force academy named after professor N.E. Zhukovskiy and Y.A. Gagarin,

Voronezh, Russia

^{3, 4} Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov,

Moscow, Russia

¹ yura2105@mail.ru ✉

² m38@mail.ru

³ raznoschikov@mail.ru

⁴ avlukovnikov@ciam.ru

Abstract

There is an intensive development of unmanned and regional aviation in our country. This causes the need for additional study of airplane air propellers employed as the main propulsors of aircraft propulsion systems. When efficiency evaluating of such propulsion systems as part of an aircraft, it is necessary to have current values of thrust during the entire flight. As a rule, these values can be obtained by methods of mathematical modeling using computers. Presently, there is no mathematical model that ensures thrust computing of a propeller-driven propulsion system in a single software package for aircraft efficiency assessment. To eliminate this contradiction, the authors created a mathematical model of a four-bladed aircraft propeller and integrated it into the general algorithm of the “Calculation of thrust-economic and specific-mass characteristics of the propulsion system and aircraft motion parameters” program.

The developed mathematical model considers the air propeller as a device for converting the power on the shaft of the marshaling aircraft engine into the thrust of the aircraft propulsion system required for its movement. This model is based on experimental characteristics obtained from the results of the AV-68 propeller tests in a wind tunnel. Its purpose consists in computing current values of the propeller aerodynamic parameters at each time instant, necessary to compute the aircraft propulsion system thrust during the entire flight. Power and thrust factors, blade installation angle, speed coefficient and efficiency are being used the propeller aerodynamic parameters.

The ranges of flight conditions for which the thrust of the propeller propulsion system is being computed in the mathematical model are as follows: from 0 to 12 km in terms of flight altitude, and from 0 to 0.4 in terms of Mach number. The current thrust values of the propulsion system are automatically computed in the above-appointed ranges with a single input of initial data and transferred to the mathematical model of the aircraft flight dynamics.

To substantiate the necessary input data to the mathematical model, the main parameters and characteristics of serial air propellers used as a part of aircraft propulsion systems were analyzed. As the result, such parameters are flight altitude, flight speed, power at the engine output shaft, propeller diameter, engine shaft speed and transmission ratio of the propeller gearbox.

Analysis of the qualitative flow of the current characteristics of the propeller computed in the course of this work demonstrates that it does not contradict the theoretical description. This proves that the developed mathematical model of the four-bladed airplane propeller produces an adequate result, which accuracy will be evaluated in the future by verification.

As the result, development of the above-said propeller mathematical model ensured enhancing of efficiency and fidelity of computational-theoretical studies on forming preliminary technical layout of power plants by the criteria of the airplane-type aerial vehicle.

Practical value of the presented work, which consists in the fact that its outcome may be employed in both scientific institutions and design bureaus dealing with prospective unmanned aerial vehicles and power plants for them, employed in ordering organizations and industry while substantiating the requirements for new models of aviation equipment, should be noted as well.

Keywords: thrust factor, power factor, speed factor, blade pitch angle, relative advance of a propeller, propeller diameter, propeller experimental characteristics, AV-68, turbopan, Horner method

For citation: Zinenkov Yu.V., Fedotov M.M., Raznoschikov V.V., Lukovnikov A.V. An Approach to the Aircraft Propeller Mathematical Modeling. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 4, pp. 140-149. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177615>

Введение

Воздушные винты (ВВ) как основные движители активно использовались на самолетах первого и второго поколений, до появления реактивной авиации. Для повышения эффективности самолетов в то время требовалось проведение множества фундаментальных исследований по ВВ, поэтому их теория, до середины XX века имевшая широкое распространение, и на сегодняшний момент остается актуальной [1–3]. Смена поколений в авиации приостановила развитие теории ВВ на долгие годы, так как новые разработки винтовых самолетов в массовых количествах не требовались. В последние

годы, с развитием в нашей стране беспилотной [4, 5] и региональной [6] авиации, тематика самолетных ВВ вновь стала актуальной. Поэтому следует считать актуальными и работы, проводимые в данной предметной области.

Постановка задачи исследования

Известные методы, модели и методики получения характеристик ВВ в основном направлены на получение геометрического профиля лопасти ВВ [7, 8], подбор ВВ к самолету [9, 10], выбор режима его работы в процессе полета летательного аппарата (ЛА) [11, 12] и оценку влияния эксплуатационных

факторов на изменение аэродинамических характеристик ВВ [13, 14]. Также следует отметить ряд работ, посвященных численному моделированию течения потока воздуха через ВВ, которое требует больших затрат мощности и времени, являясь, по сути исследованием для получения полной картины распределения давлений вдоль лопасти ВВ [15].

Перед авторами данной работы стояла несколько иная задача, заключающаяся в создании программно-аппаратных средств оценки эффективности силовых установок (СУ), использующих ВВ в качестве движителя, в составе ЛА путем математического моделирования. В связи с этим возникла необходимость в разработке математической модели (ММ) ВВ как устройства преобразования мощности на валу маршевого двигателя в тягу СУ самолета, обеспечивающей:

- расчет коэффициента тяги ВВ самолета при вызове ММ воздушного винта из ММ силовой установки [16];
- расчет характеристик ВВ на высотах до 12 км и скоростей полета самолета до чисел $M_n = 0,4$ при однократном вводе исходных данных;
- простое использование аэродинамических характеристик разных ВВ;
- использование минимума исходных данных для моделирования ВВ;

– использование универсальных математических процедур в процессе расчета аэродинамических коэффициентов;

– минимальное время расчета.

Разработанная математическая модель ВВ в конечном итоге должна быть интегрирована в общий алгоритм программы «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА» [17], что будет способствовать повышению эффективности и достоверности расчетно-теоретических исследований по формированию предварительного технического облика СУ по критериям ЛА самолетного типа.











Анализ параметров и характеристик серийных ВВ

На первом этапе исследования проведен анализ основных параметров и характеристик серийных ВВ, используемых в составе СУ отечественных самолетов [18–22]. Из представленных в табл. 1 данных видно, что на самолетах применяются в основном тянущие ВВ с втулкой изменяемого шага (ВИШ), характеризующиеся следующими основными параметрами:

- диаметром ВВ D_B ;
- частотой вращения ВВ n_B ;
- стартовой тягой винта P_{B0} ;
- КПД в крейсерском режиме полета $\eta_{в.кр}$;

Таблица 1

Основные параметры серийных ВВ, используемых в составе СУ самолетов

Характеристики	АВ-81	АВ-24АН	АВ-72	АВ-68И	АВ-36
Фото воздушного винта					
Тип	Тянущий ВИШ	Тянущий ВИШ	Тянущий ВИШ	Тянущий ВИШ	Тянущий ВИШ
Число лопастей	2	3	4	4	6
D_B , м	2,4	2,8	3,9	4,5	2,65
n_B , об/мин	1580	1800	1245	1075	1700
P_{B0} , кгс	686	1500	2800	4300	1760
$\eta_{в.кр}$	0,78	0,85	0,86	0,86	0,86
m_B , кг	40	95	255	390	130
Двигатель	М-14П	ТВД-10Б	АИ-24ВТ	АИ-20А	ТВД-20-03
N_B , л.с.	360	930	2500	3800	1300
Применение	 Як-50, 52, 18Т	 АН-28	 АН-24	 АН-12	 АН-38-200
$V_{крЛА}$, км/ч	230	350	460	650	380
$H_{maxЛА}$, м	6000	3000	8000	11000	3000

- массой ВВ m_B ;
- потребляемой мощностью N_B ;
- крейсерской скоростью самолета $V_{кр.ЛА}$;
- максимальной высотой самолета $H_{max.ЛА}$.

Помимо указанных в табл. 1 параметров, ВВ имеют критериальные аэродинамические характеристики, по которым определяются потребляемая мощность, тяга и эффективность ВВ. Теоретическое протекания данных характеристик продемонстрировано на рис. 1 в виде зависимостей коэффициентов тяги ВВ $\bar{\alpha}$ и мощности $\bar{\beta}$, а также КПД от коэффициента скорости λ (другое название параметра – относительная поступь винта) при постоянном угле установки лопасти ВВ $\varphi_{ВВ}$.

Аналитически рассчитать аэродинамические характеристики ВВ с удовлетворительной точностью не представляется возможным, поэтому для их получения долгое время использовались экспериментальные продувки в аэродинамических трубах. С внедрением современных высокопроизводительных ЭВМ появились методики расчета характеристик ВВ с использованием численных методов, основанных на решении уравнений Навье–Стокса, осредненных по числу Рейнольдса [15], но они имеют ряд недостатков, которые не позволяют применять их повсеместно. Поэтому основными способами получения достоверных характеристик ВВ остаются продувки в аэродинамических трубах. Кроме этого, в программных комплексах предварительного газодинамического анализа воздушно-реактивных двигателей целесообразнее использовать менее требовательные к производительности ЭВМ инженерные валидированные методики.

В данной работе за основу для создания ММ четырехлопастного ВВ авторами взяты экспериментальные характеристики винта АВ-68, полученные по результатам испытаний в аэродинамической трубе, в виде зависимостей коэффициентов мощности $\bar{\beta}$ (рис. 2,а) и тяги $\bar{\alpha}$ (рис. 2,б) от угла установки лопасти $\varphi_{ВВ}$ и коэффициента скорости λ [21].

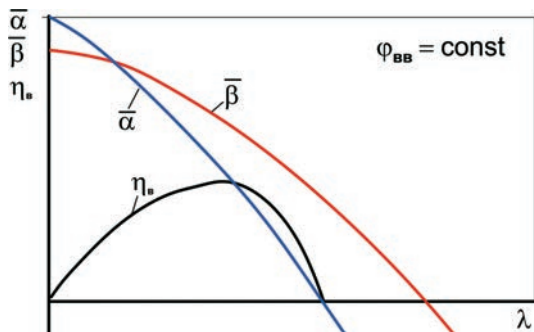


Рис. 1. Теоретические аэродинамические характеристики ВВ самолета

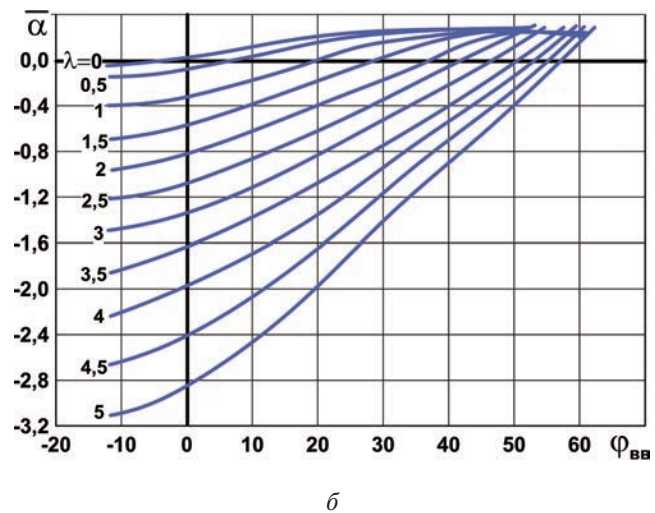
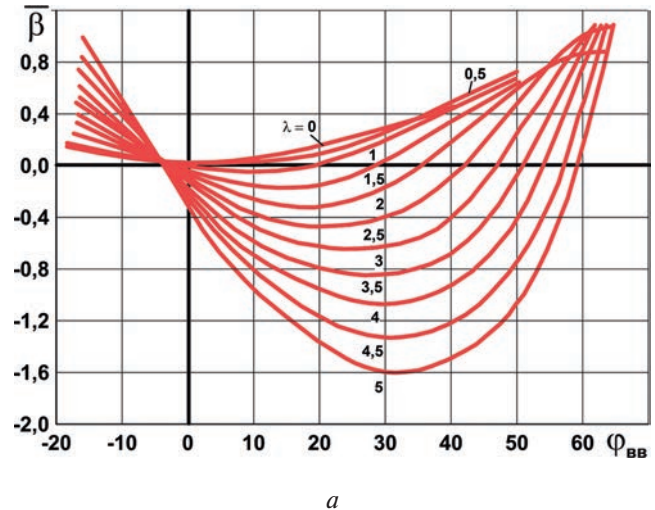


Рис. 2. Экспериментальные характеристики ВВ АВ-68:
а – зависимость $\bar{\beta} = f(\varphi_{ВВ}, \lambda)$;
б – зависимость $\bar{\alpha} = f(\varphi_{ВВ}, \lambda)$

Математическая модель воздушного винта самолета

Перед началом разработки математической модели ВВ определим необходимые исходные данные:

- диаметр ВВ, D_B , м;
- высота полета $H_{п}$, м;
- число М полета M_H ;
- мощность на валу ВВ N_B , л.с.;
- частота вращения ВВ n_B , об/с.

При этом значение D_B вводится исследователем во внешний файл, содержащий все исходные данные исследуемого проекта ЛА и СУ, который считывается однократно при вызове программы [17]. Значения высоты $H_{п}$ и числа M_H , исходя из текущих условий полета, поступают на «вход» ММ турбовинтового двигателя (ТВД), где рассчитываются частота вращения выводного вала и мощность двигателя, передаваемые в ММ редуктора ВВ для перерасчета в частоту вращения ВВ n_B и мощность на валу ВВ N_B . Из ММ редуктора ВВ данные пере-

даются непосредственно в математическую модель ВВ.

Далее опишем алгоритм функционирования разработанной ММ четырехлопастного ВВ самолета в соответствии с последовательностью вычислительных операций.

1. По заданной высоте полета, с использованием подпрограммы вычисления параметров стандартной атмосферы, определяется плотность воздуха ρ_H и скорость звука a_H .

2. Пересчитывается плотность воздуха:

$$\rho = \frac{\rho_H}{g}, \tag{1}$$

где ρ_H – плотность воздуха на заданной высоте полета, кг/м^3 ; g – ускорение свободного падения ($9,81 \text{ м/с}^2$).

3. Рассчитывается скорость полета, м/с :

$$V_{\pi} = M_H a_H, \tag{2}$$

где M_H – текущее число M полета; a_H – скорость звука в атмосфере на заданной высоте полета, м/с .

4. Рассчитывается коэффициент скорости винта:

$$\lambda = \frac{V_{\pi}}{n_B D_B}, \tag{3}$$

где D_B – диаметр винта, м ; n_B – частота вращения винта, об/с .

5. Рассчитывается коэффициент мощности винта:

$$\bar{\beta} = \frac{N_B}{\rho n_B^3 D_B^5}. \tag{4}$$

где N_B – мощность, передаваемая на винт, л. с.

6. Определение угла установки лопасти винта $\varphi_{ВВ}$ по текущему значению коэффициента мощ-

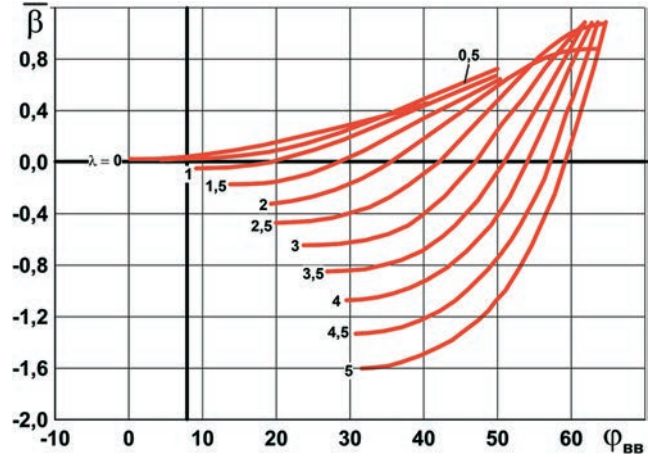


Рис. 3. Зависимость коэффициента мощности $\bar{\beta}$ от $\varphi_{ВВ}$ для разных коэффициентов скорости λ

ности a_H по графику зависимости $\bar{\beta} = f(\varphi_{ВВ}, \lambda)$ (рис. 2,а) выполняется следующим образом.

Исходя из особенностей имеющих характеристик коэффициента мощности $\bar{\beta}$, принято решение аппроксимировать графики функции $\bar{\beta} = f(\varphi_{ВВ}, \lambda)$ для каждого коэффициента скорости λ . При этом в качестве программного инструмента для аппроксимации применена известная программа “IOSO Approximation” [23], а для более точной аппроксимации использована только часть характеристик, где функция $\bar{\beta}$ возрастает (рис. 3).

В результате аппроксимации определены коэффициенты (табл. 2) степенных многочленов, описывающих графики функции $\bar{\beta} = f(\varphi_{ВВ}, \lambda)$ для 11 значений λ .

На следующем шаге требовалось реализовать универсальный способ решения степенного многочлена. Из математики известны разные способы

Таблица 2

Коэффициенты многочленов, описывающих графики функции

λ	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	a_6	a_7	a_8	a_9
0,0	-6,18	6,043	-8359	69420	-324100	872300	-1327000	1043000	-319800
0,5	-75,4	729,7	-8664	57850	-218800	484600	-621800	427300	-121500
1,0	18,8	102,8	-874,7	6,275	-21860	36530	-23030	-5687	9091
1,5	28,1	33,18	-32,06	507,5	-2,448	3996	-270,4	-6122	3989
2,0	35,2	27,77	-9,112	11,92	-243,7	764,1	-335,9	-966,3	819,7
2,5	42,0	21,36	-20,95	-31,17	130,7	142,4	-665,4	611,9	-171,2
3,0	47,1	14,59	-19,19	1,712	109,5	-74,82	-205,7	285,4	-98,79
3,5	51,1	8,102	-10,31	31,82	24,78	-86,37	-6,964	85,72	-3,25
4,0	53,9	9,892	-2,635	-4,933	2,617	7,682	-4,721	0	0
4,5	56,9	9,507	-21,02	-6,582	-2,22	4,731	0	0	0
5,0	59,4	6,949	-3,007	-3,637	1,085	2,682	0	0	0

таких решений, подробное описание которых представлено в специальной литературе, например в [24, 25]. Однако следует отметить, что, как показала практика, не все эти способы удобно реализовывать в программной среде. В итоге, на основе анализа различных методов решения степенных многочленов, было принято решение использовать метод Горнера, так как этот метод при небольшой погрешности позволяет повысить скорость вычислений [26] и, самое главное, его программная реализация является наиболее простой.

Вкратце опишем этот способ. Классический вид многочлена можно представить следующим выражением:

$$f(x) = a_1 + a_2x + a_3x^2 + \dots + a_nx^{n-1}. \quad (5)$$

Тот же многочлен можно представить в обратной последовательности:

$$f(x) = a_nx^{n-1} + a_{n-1}x^{n-2} + \dots + a_2x + a_1. \quad (6)$$

Далее, используя метод Горнера для решения степенного многочлена, представим выражение (6) в виде последовательного сложения произведений коэффициента на аргумент функции и получим:

$$f(x) = \left(\dots \left(\left((a_nx + a_{n-1})x + a_{n-2} \right)x + \dots \right. \right. \quad (7)$$

$$\left. \left. \dots + a_2 \right)x + a_1. \right.$$

В итоге, используя метод Горнера для решения степенного многочлена, можно избавиться от возведения аргумента в степень, что и позволяет снизить погрешность и повысить скорость производимых вычислений.

Теперь можно определить значение текущего угла установки лопасти винта $\varphi_{\text{ВВ.Т}}$ по текущему значению $\bar{\beta}$ в следующем порядке.

В первую очередь необходимо определить две ветки коэффициента скорости λ , между которыми находится его текущее значение λ_T . Далее, используя подпрограмму решения степенного многочлена, организующую вычисления в соответствии с выражением (7), можно найти два значения $\varphi_{\text{ВВ}}$ на этих ветках, для текущего значения $\bar{\beta}$. Затем, с использованием линейной интерполяции, надо вычислить текущее значение $\varphi_{\text{ВВ.Т}}$ для текущего λ_T по выражению определения тангенса угла наклона к оси абсцисс [27]:

$$\varphi_{\text{ВВ.Т}} = \frac{\varphi_2 - \varphi_1}{\lambda_2 - \lambda_1} (\lambda_T - \lambda_1) + \varphi_1, \quad (8)$$

где φ_1 — значение угла на верхней ветке λ_1 , определенное для $\bar{\beta}_T$; φ_2 — значение угла на нижней ветке λ_2 , определенное для $\bar{\beta}_T$; λ_T — текущее значение коэффициента скорости, расположенное между λ_1 и λ_2 .

Результат определения угла установки лопасти винта $\varphi_{\text{ВВ}}$ по текущему значению коэффициента мощности $\bar{\beta}_T$ представлен на рис. 4 в виде зависимостей: $\beta = f(\lambda)$ и $\varphi_{\text{ВВ}} = f(\lambda)$. По качественному характеру протекания полученных зависимостей можно сделать вывод, что он не противоречит физической картине, описываемой теорией ВВ [1–3, 13]. Следовательно, можно констатировать, что математическая модель ВВ демонстрирует адекватный результат определения угла установки лопасти винта $\varphi_{\text{ВВ}}$ по текущему значению коэффициента мощности $\bar{\beta}$.

7. Определение коэффициента тяги винта $\bar{\alpha}$ для текущего значения $\varphi_{\text{ВВ.Т}}$ выполнено по зависимостям $\bar{\alpha} = f(\varphi_{\text{ВВ}}, \lambda)$ (см. рис. 2,б) с использованием линейной интерполяции по двум веткам по аналогии с определением значения $\varphi_{\text{ВВ.Т}}$ для текущего λ_T , описанным выше. То есть порядок следующий: определили две ветки λ , между которыми располагается текущее значение λ_T ; далее нашли два значения $\bar{\alpha}$ на этих ветках для текущего значения $\varphi_{\text{ВВ.Т}}$ и в заключение вычислили текущее значение $\bar{\alpha}$ для текущего λ_T .

8. Рассчитывается КПД ВВ:

$$\eta_{\text{В}} = \lambda \frac{\bar{\alpha}}{\beta}. \quad (9)$$

Результаты определения $\bar{\alpha}$ и вычисления $\eta_{\text{ВВ}}$ представлены на рис. 5 в виде зависимостей: $\bar{\alpha} = f(\lambda)$ и $\eta_{\text{В}} = f(\lambda)$. Из графиков видно, что $\bar{\alpha}$ определено не точно на значениях $\lambda > 0,9$, так как характер протекания зависимости $\eta_{\text{В}} = f(\lambda)$ винта при этом нефизичный.

Для более точного определения $\bar{\alpha}$ также были применены и другие способы: с использованием интерполяционного многочлена Лагранжа; квадратичная интерполяция; интерполяции кубическими сплайнами и интерполяция с уменьшением интерполяционного шага в два раза по коэффициентам скорости. Все эти способы давали примерно одинаковую картину, схожую с рис. 5, то есть при малых

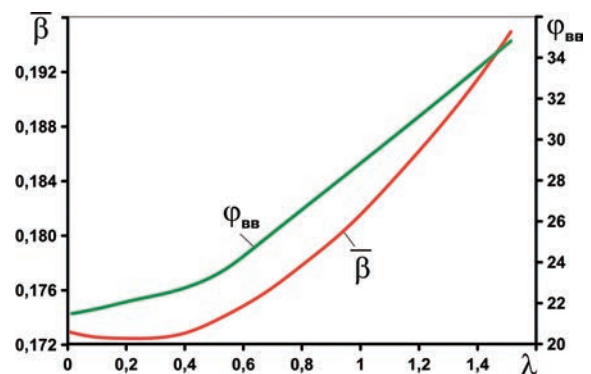


Рис. 4. Результат определения $\bar{\beta}$ и $\varphi_{\text{ВВ}}$

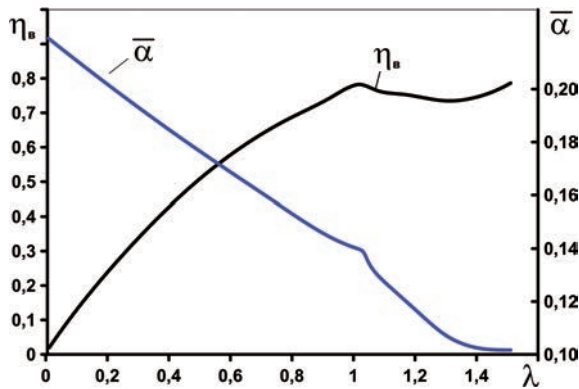


Рис. 5. Результат определения $\bar{\alpha}$ и $\eta_{ВВ}$

значениях коэффициента скорости λ результат определения $\bar{\alpha}$ удовлетворительный, а после некоторого значения λ он становится нефизичным.

После этого было принято решение перестроить зависимость $\bar{\alpha} = f(\varphi_{ВВ})$ для разных λ , показанную на рис. 2,б, в координатах $\bar{\alpha} = f(\lambda)$ для разных $\varphi_{ВВ}$, как продемонстрировано на рис. 6.

Затем графики функций $\bar{\alpha} = f(\lambda)$ для 15 значений углов $\varphi_{ВВ}$ были аппроксимированы степенными многочленами. Далее, методом Горнера с использованием коэффициентов многочлена (табл. 3) для текущего значения λ_T вычислялись два значения коэффициента тяги $\bar{\alpha}$, расположенные на ветвях в диапазоне, в который входит текущее значение угла $\varphi_{ВВ,Т}$. Затем, с использованием линейной интерполяции, определялось значение $\bar{\alpha}_T$.

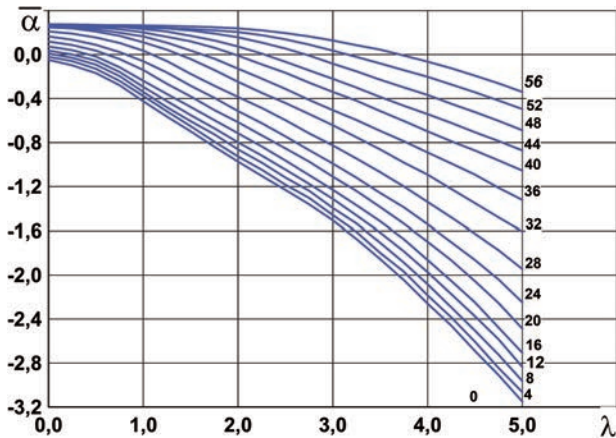


Рис. 6. Зависимость $\bar{\alpha}$ от λ для разных $\varphi_{ВВ}$

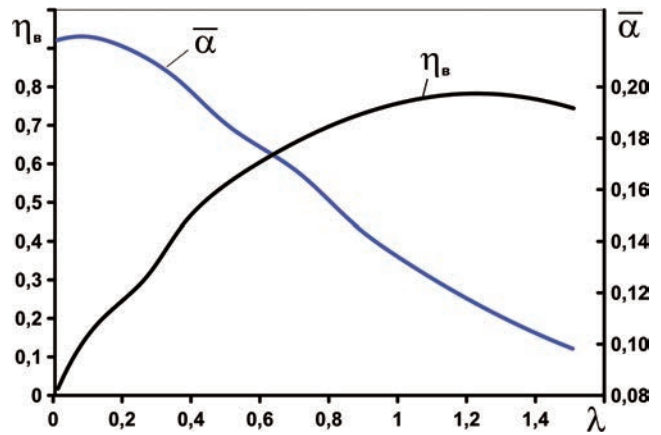


Рис. 7. Результат определения $\bar{\alpha}$ и $\eta_{ВВ}$ с использованием полиномов

Таблица 3

Коэффициенты многочленов, описывающих графики функции $\bar{\alpha} = f(\lambda)$

φ	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	a_6
0	0,006	-0,0783	0,3579	0,7135	0,0602	-0,0255
4	0,0043	-0,0584	0,2746	-0,5731	-0,0118	-0,0072
8	0,004	-0,0546	0,2616	-0,5577	0,0026	0,0109
12	0,0036	-0,0497	0,2355	-0,4981	-0,0299	0,0466
16	0,0024	-0,0357	0,1795	-0,411	-0,0476	0,0747
20	0,0019	-0,0292	0,1562	-0,3861	-0,0199	0,1200
24	0,0008	-0,015	0,0938	-0,2809	-0,0439	0,1652
28	0,0009	-0,016	0,097	-0,2926	0,014	0,2095
32	0,0003	-0,0077	0,0595	-0,2266	0,0264	0,246
36	0,0005	-0,0078	0,0455	-0,1027	-0,0044	0,2563
40	0,0002	-0,0041	0,0319	-0,0979	0,0449	0,2573
44	0,0004	-0,0076	0,053	-0,1629	0,1459	0,2673
48	0,0005	-0,0051	0,015	0,0066	-0,0203	-0,2668
52	0,0006	-0,0091	0,044	-0,0802	0,0642	-0,2766
56	0,0009	-0,0139	0,0755	-0,1737	0,1726	-0,2758

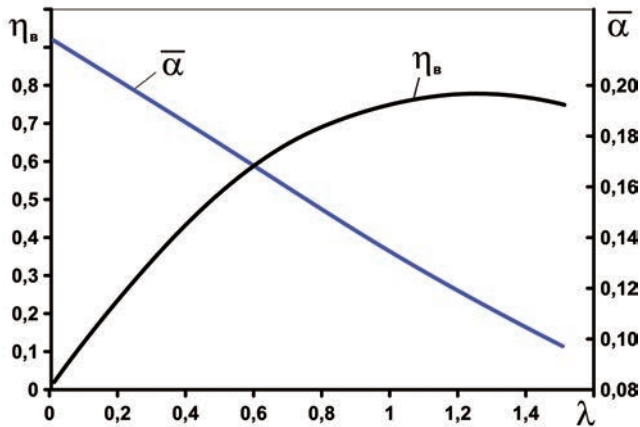


Рис. 8. Результат определения $\bar{\alpha}$ и $\eta_{\text{в}}$ комбинированным способом

Результаты проведенных вычислений $\bar{\alpha}_{\text{т}}$ и $\eta_{\text{в}}$, представленные на рис. 7, показывают, что при значениях $\lambda < 0,45$ характер протекания зависимости $\eta_{\text{в}} = f(\lambda)$ немного не соответствует теоретическому.

Тогда для получения удовлетворительных результатов определения во всем диапазоне изменения λ было решено применить комбинированный способ, заключающийся в том, что при малых λ расчет производится с использованием зависимостей $\bar{\alpha} = f(\lambda)$ для разных φ (см. рис. 2,б), а при больших λ – с использованием перестроенных зависимостей $\bar{\alpha} = f(\varphi)$ для разных λ (см. рис. 6). Путем параметрических исследований с варьированием исходных данных было получено значение $\lambda = 0,85$, при котором переход от одного способа к другому давал «гладкий» результат протекания функций, т. е. без «всплесков» (рис. 8).

Для удобства анализа на рис. 9 продемонстрированы все расчетные аэродинамические характеристики ВВ, полученные с помощью разработанной ММ четырехлопастного ВВ. Качественный анализ протекания рассчитанных характеристик показывает, что оно не противоречит теоретическому описанию [1–3, 13]. Следовательно, можно сделать вывод о том, что разработанная ММ четырехлопастного ВВ самолета, основанная на экспериментальных характеристиках, полученных при продувках воздушного винта АВ-68 в аэродинамической трубе, дает адекватный теории результат, точность которого будет оценена в дальнейшем в результате верификации.

Выводы

1. Разработана ММ четырехлопастного ВВ самолета, основанная на экспериментальных характеристиках, полученных при продувках воздушного винта АВ-68 в аэродинамической трубе.

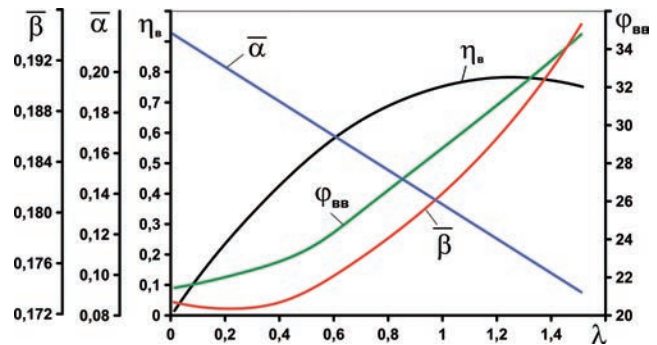


Рис. 9. Расчетные характеристики воздушного винта АВ-68И

2. Реализован метод Горнера для решения степенного многочлена в программной среде.

3. Предложен алгоритм, представляющий собой комбинацию двух способов определения коэффициента тяги ВВ во всем диапазоне изменения коэффициента скорости λ .

4. Продемонстрирована адекватность теории полученных расчетных характеристик с использованием разработанной ММ четырехлопастного ВВ самолета.

5. Для подтверждения точности результатов получения расчетных характеристик с использованием разработанной ММ четырехлопастного ВВ самолета требуется ее верификация.

Список источников

1. Кравец А.С. Характеристики воздушных винтов. – М.: Оборонгиз, 1941. – 264 с.
2. Александров В.Л. Воздушные винты. – М.: Оборонгиз, 1951. – 447 с.
3. Юрьев Б.Н. Избранные труды: В 2 т. – Т. 1. Воздушные винты. Вертолеты. – М.: Академия наук СССР, 1961. – 551 с.
4. Bill Y. Attack of the Drones. A History of Unmanned Aerial Combat. - Zinith Press / MBI Publishing Company, 2004. - 127 p.
5. Austin R. Unmanned Aircraft Systems UAVS design, development and deployment. - John Wiley & Sons Ltd., 2010. - 332 p.
6. Блудов А., Фомин А. «Регионалы» в российском небе – 2020 // Взлет. 2020. № 9–10 (189–190). С. 50–55.
7. Левшонков Н.В. Методика проекторочного расчёта и рациональный выбор параметров воздушного винта при разработке многорежимных летательных аппаратов: Дисс. ... канд. техн. наук. – Казань, 2005. – 107 с.
8. Шайдаков В.И. Аэродинамика винта в кольце: Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ, 1996. – 88 с.

9. Головин В.М., Филиппов Г.В., Шахов В.Г. Расчет поляри и подбор винта к самолету: Учебное пособие. — Самара: СГАУ им. С.П. Королева, 1992. — 68 с.
10. Арепьев А.Н. Вопросы проектирования легких самолетов. Анализ проектного решения. — М.: МГТУ ГА, 2000. — 123 с.
11. Вершинин И.Д., Зеленко Н.А., Кишалов А.Н. Способ построения имитационной математической модели аэродинамических характеристик воздушного винта // Ученые записки ЦАГИ. 2008. Т. 39. № 1–2. С. 81–86.
12. Арепьев А.Н. Выбор проектных параметров и оценка летных характеристик пассажирских самолетов с турбовинтовыми двигателями: Учебное пособие. — М.: Изд-во МАИ, 2005. — 96 с.
13. Остроухов С.П. Аэродинамика воздушных винтов и винтокольцевых движителей. — М.: Физмалит. 2014. — 328 с.
14. Герасимов О.В., Крицкий Б.С. Расчет воздушного винта беспилотного летательного аппарата с учетом числа Рейнольдса и степени редукции // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 200. С. 79–85.
15. Лысенков А.В., Павлик С.В. Разработка методологии расчёта аэродинамических характеристик воздушных винтов // Труды МФТИ. 2013. Т. 5. № 3. С. 174–186.
16. Зиненков Ю.В., Луковников А.В. Концепция многодисциплинарного формирования предварительного технического облика силовых установок беспилотных летательных аппаратов военного назначения // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 3. С. 94–110. DOI: 10.34759/vst-2022-3-94-110
17. Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Федоров Р.М. Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик силовой установки и параметров движения летательного аппарата. Свидетельство о гос. регистрации программ для ЭВМ RU 2015662803. Бюл. № 12(110), 20.12.2015.
18. Коровин А.Е., Новиков Ю.Ф. Практическая аэродинамика самолетов Як-52 и Як-55. — М.: Изд-во ДОСААФ СССР, 1989. — 357 с.
19. Рябов Н.К., Юша Н.Ф. Практическая аэродинамика самолета АН-28. — М.: Транспорт, 1992. — 191 с.
20. Богословский Л.Е. Практическая аэродинамика самолета АН-24. — М.: Транспорт, 1972. — 200 с.
21. Варуха И.М., Бычков В.Д., Смоленский В.Л. Практическая аэродинамика самолета АН-12. — М.: Транспорт, 1971. — 180 с.
22. Самолет местных воздушных линий Ан-38 // Электронный справочник АвиаПорт. 2013. URL: <https://www.aviaport.ru/directory/aviation/an38/>
23. IOSO Аппроксимация 1.0. Руководство пользователя. URL: http://iosotech.com/Documents/Ru/ru-IOSO-App_User_Guide.pdf
24. Gupta R.K. Numerical Methods: Fundamentals and Applications. - Cambridge University Press, 2019. - 824 p.
25. Амосов А.А., Дубинский Ю.А., Копченова Н.В. Вычислительные методы. 4-е изд. — СПб.: Лань, 2014. — 672 с.
26. Зубехин А.А., Бородавченко Д.И., Агишева Д.К. и др. Вычисление значений полинома с помощью схемы Горнера // Международный студенческий научный вестник. 2016. № 3. Часть 3. С. 413. <https://s.eduherald.ru/pdf/2016/3-3/15045.pdf>
27. Половко А.М., Бутусов П.Н. Методы и компьютерные технологии их реализации. — СПб.: БХВ-Петербург, 2004. — 320 с.

References

1. Kravets A.S. *Kharakteristiki vozduzhnykh vintov* (Characteristics of air screw), Moscow, Oborongiz, 1941, 264 p.
2. Aleksandrov V.L. *Vozdushnye vinty* (Air screw), Moscow, Oborongiz, 1951, 447 p.
3. Yur'ev B.N. *Izbrannye trudy. V 2 t. T. 1. Vozdushnye vinty. Vertolety* (Selected works. In 2 vols. Vol. 1. Air screw. Helicopters), Moscow, Akademiya nauk SSSR, 1961, 551 p.
4. Bill Y. *Attack of the Drones. A History of Unmanned Aerial Combat*. Zinith Press / MBI Publishing Company, 2004, 127 p.
5. Austin R. *Unmanned Aircraft Systems UAVS design, development and deployment*. John Wiley & Sons Ltd., 2010, 332 p.
6. Bludov A. Fomin A. *Vzlet*, 2020, no. 9-10 (189-190), pp. 50-55.
7. Levshonkov N.V. *Metodika proektirovochnogo rascheta i ratsional'nyi vybor parametrov vozduzhnogo vinta pri razrabotke mnogorezhimnykh letatel'nykh apparatov* (Method of design calculation and rational choice of propeller parameters in the development of multi-mode aircraft), Ph.D. thesis, Kazan, Kazanskii tekhn. universitet im. A.N. Tupoleva, 2005, 107 p.
8. Shaidakov V.I. *Aerodinamika vinta v kol'tse* (Aerodynamics of the screw in the ring), Moscow, MAI, 1996, 88 p.
9. Golovin V.M., Filippov G.V., Shakhov V.G. *Raschet polyar i podbor vinta k samoletu* (Calculation of polars and selection of propeller to the aircraft), Samara, SGAU im. S.P. Koroleva, 1992, 68 p.
10. Arep'ev A.N. *Voprosy proektirovaniya legkikh samoletov. Analiz proektnogo resheniya* (Light aircraft design issues. Design Analysis), Moscow, MGTU GA, 2000, 123 p.
11. Vershinin I.D., Zelenko N.A., Kishalov A.N. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2008, vol. 39, no. 1-2, pp. 81-86.

12. Arep'ev A.N. *Vybor proektnykh parametrov i otsenka letnykh kharakteristik passazhirskikh samoletov s turboprovodnyimi dvigatelyami* (Selection of design parameters and evaluation of flight characteristics of passenger aircraft with turboprop engines), Moscow, MAI, 2005, 96 p.
13. Ostroukhov S.P. *Aerodinamika vozdukhnykh vintov i vintokol'tsevykh dvizhitelei* (Aerodynamics of air screw and ring propellers), Moscow, Fizmatlit, 2014, 328 p.
14. Gerasimov O.V., Kritskii B.S. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA*, 2014, no. 200, pp. 79-85.
15. Lysenkov A.V., Pavlik S.V. *Trudy MFTI*, 2013, vol. 5, no. 3, pp. 174-186.
16. Zinenkov Y.V., Lukovnikov A.V. The concept of pluridisciplinary forming of precursory technical appearance of military purpose unmanned aerial vehicles. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 3, pp. 94-110. DOI: 10.34759/vst-2022-3-94-110
17. Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V., Fedorov R.M. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programm dlya EVM "Raschet tyagovo-ekonomicheskikh i udel'no-massovykh kharakteristik silovoi ustanovki i parametrov dvizheniya letatel'nogo apparata" RU 2015662803, 20.12.2015* (Certificate of state registration of computer programs "Calculation of traction-economic and specific mass characteristics of the power plant and parameters of the movement of the aircraft", no. RU 2015662803, 20.12.2015)
18. Korovin A.E., Novikov Yu.F. *Prakticheskaya aerodinamika samoletov Yak-52 i Yak-55* (Practical aerodynamics of Yak-52 and Yak-55 aircraft), Moscow, DOSAAF SSSR, 1989, 357 p.
19. Ryabov N.K., Yusha N.F. *Prakticheskaya aerodinamika samoleta AN-28* (Practical aerodynamics of the AN-28 aircraft), Moscow, Transport, 1992, 191 p.
20. Bogoslovskii L.E. *Prakticheskaya aerodinamika samoleta AN-24* (Practical aerodynamics of the AN-24 aircraft), Moscow, Transport, 1972, 200 p.
21. Varukha I.M., Bychkov V.D., Smolenskii V.L. *Prakticheskaya aerodinamika samoleta AN-12* (Practical aerodynamics of the AN-12 aircraft), Moscow, Transport, 1971, 180 p.
22. *Samolet mestnykh vozdukhnykh liniy An-38*. Elektronnyi spravochnik AviaPort. 2013. URL: <https://www.aviaport.ru/directory/aviation/an38/>
23. *IOSO Approksimatsiya 1.0. Rukovodstvo pol'zovatelya*. URL: http://iosotech.com/Documents/Ru/ru-IOSO-App_User_Guide.pdf
24. Gupta R.K. *Numerical Methods: Fundamentals and Applications*. Cambridge University Press, 2019, 824 p.
25. Amosov A.A., Dubinskii Yu.A., Kopchenova N.V. *Vychislitel'nye metody* (Computational methods), 4th ed. St. Petersburg, Lan', 2014, 672 p.
26. Zubekhin A.A., Borodavchenko D.I., Agisheva D.K. et al. *Mezhdunarodnyi studencheskii nauchnyi vestnik*, 2016, no. 3. Part 3, p. 413. <https://s.eduherald.ru/pdf/2016/3-3/15045.pdf>
27. Polovko A.M., Butusov P.N. *Metody i komp'yuternye tekhnologii ikh realizatsii* (Methods and computer technologies of their implementation), St. Petersburg, BHV- Petersburg, 2004, 320 p.

Статья поступила в редакцию 01.09.2023; одобрена после рецензирования 05.09.2023; принята к публикации 20.09.2023.

The article was submitted on 01.09.2023; approved after reviewing on 05.09.2023; accepted for publication on 20.09.2023.