

Научная статья
УДК 629.7.035.3
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179112>

ОСОБЕННОСТИ РАСЧЕТА ТЯГИ ВИНТОВОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ САМОЛЕТА ПО АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ ВОЗДУШНОГО ВИНТА

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. Описана методика расчета тяги винтовых силовых установок с воздушными винтами произвольных параметров по имеющимся аэродинамическим характеристикам другого винта, полученным в результате испытаний в аэродинамической трубе, для математического моделирования движения летательных аппаратов самолетного типа в процессе выполнения исследований по оценке эффективности винтовых силовых установок по критериям самолетного уровня. Определены критерии подобия для обоснования возможности математического моделирования геометрически подобных четырехлопастных воздушных винтов по имеющимся экспериментальным характеристикам винта АВ-68 на примере винта АВ-72. Продемонстрирован порядок преобразования мощности на выводном валу турбовинтового двигателя в тягу силовой установки, реализованный в алгоритме программы «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик силовой установки и параметров движения летательного аппарата». Представлена оценка адекватности алгоритма путем сравнения результатов расчета высотно-скоростных характеристик силовой установки с турбовинтовым двигателем АИ-24ВТ и воздушным винтом АВ-72 в составе самолета Ан 24 с данными из его Технического описания.

Ключевые слова: коэффициент тяги, коэффициент мощности, коэффициент скорости, турбовинтовой двигатель (ТВД), Ан 24, АИ-24ВТ, АВ-72, расчет траектории полета, критерии подобия воздушных винтов

Для цитирования: Зиненков Ю.В., Федотов М.М., Разносчиков В.В., Луковников А.В. Особенности расчета тяги винтовой силовой установки самолета по аэродинамическим характеристикам воздушного винта // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 105–113. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179112>

Original article

SPECIFICS OF AIRCRAFT SCREW PROPULSION UNIT THRUST COMPUTING BY THE AIRSCREW AERODYNAMIC CHARACTERISTICS

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

The entire range of the propeller power unit altitude-velocity characteristics of the aircraft, on which the propeller is installed, may be obtained employing airscrew aerodynamic characteristics in the form of dependencies of power factors and thrust on the blade pitch angle and advance ratio. However, a research engineer, preoccupied with efficiency assessment of various power plants by the aircraft criteria, may not always have at his disposal experimentally obtained characteristics of the propeller applied as a part of the power unit under study. He does not as well always have the opportunity to conduct intensive research on obtaining the airscrew characteristics with numerical methods, which require extra means and qualification. Thus, he should preferably have in this subject area a technique for mathematical modeling of a wide set of aircraft propellers employing propeller experimental characteristics at his disposal.

For the said problem solving, the authors developed a technique for the thrust computing of the propulsion units with airscrew of arbitrary parameters employing available airscrew characteristics.

Different air propellers operate in the same environment, but they are being differentiated by a number of characteristic parameters that form different flow-around patterns around of their blades. On assuming that various propellers are of geometric similarity, then it is necessary to make sure that they are operating under the similar aerodynamic conditions when computing their aerodynamic characteristics.

The requirements for such conditions are set by the theory of similarity, according to which states the flows can be considered similar if the flow around two geometrically similar bodies with identical physical properties satisfies the equality of two or more similarity criteria determining the flow conditions around these bodies.

The similarity criteria determining the flow-around conditions for the propellers are Strouhal number, the Mach number, and the Reynolds number. The article presents the operation rationale of the two air propellers in aerodynamically similar conditions by the said criteria on the example of the AV-68 and AV-72 air propellers.

The results of computations demonstrate that the flow-around conditions generated by the operation of the AV-68 and AV-72 air propellers are aerodynamically similar with respect to the Strouhal and Mach numbers, while for the Reynolds number, they fall within the region of aeroelastic similitude. Thus, the aerodynamic characteristics obtained from testing the AV-68 air propeller in a wind tunnel can be utilized for the of the AV-72 airscrew thrust obtaining.

On this basis, the altitude-velocity characteristics of the of the AN-24 aircraft power plant with the AI-24VT turboprop engine and AV-72 air propeller have been computed. The obtained characteristics comparison for various modes of the engine operation with characteristics from the AN-24 Aircraft Technical Description revealed that the error in the propulsion unit thrust determining is within the acceptable for engineering computations value of 5% for the Mach numbers up to 0.4.

The practical value of this study, which consists in the fact that its results may be employed by scientific and design institutions preoccupied with the prospective propulsion units development, as well as ordering organizations and industry when substantiating requirements to new aviation technology samples, is worth mentioning.

Keywords: thrust coefficient, power factor, velocity factor, turboprop engine, AN 24, AI-24VT, AV-72, flight trajectory computing, air screws similarity criteria

For citation: Zinenkov Yu.V., Fedotov M.M., Raznoschikov V.V., Lukovnikov A.V. Specifics of Aircraft Screw Propulsion Unit Thrust Computing by the Airscrew Aerodynamic Characteristics. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 1, pp. 105-113. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179112>

Введение

Самолеты, имеющие силовую установку (СУ) с воздушным винтом (ВВ), широко применялись до 70-х годов прошлого века, пока их постепенно не вытеснила реактивная авиация. Вследствие малой востребованности винтовых самолетов в научных коллективах на долгое время перестали широко исследовать и развивать ВВ в качестве основных движителей. В последнее десятилетие в нашей стране активизировались работы по созданию самолетов местных воздушных линий и региональной авиации, а также беспилотных летательных аппаратов различного целевого назначения. В летательных аппаратах (ЛА) данного класса как раз наиболее целесообразно использовать винтовые СУ, поскольку их эксплуатационные диапазоны высот и скоростей полета находятся в области, в которой у реактивных двигателей низкая эффективность. В связи с этим возникла необходимость возобновить научные исследования винтовых ЛА и их СУ, что невозможно без развития теории ВВ. А так как фундаментальные труды по данной тематике относятся к середине прошлого века [1–3], то работы, направленные на изучение ВВ самолетов с учетом новых достижений в науке и технике, следует считать актуальными.

Постановка задачи исследования

Для оценки эффективности СУ по критериям ЛА необходимо рассчитывать траекторные параметры движения по типовым программам полета. Для этого в качестве расчетных инструментов инженеры используют программные комплексы, описывающие работу всех элементов, участвующих в обеспечении полета в рамках проводимого исследования. ВВ в составе СУ преобразует мощность на валу двигателя в тягу, необходимую для движения ЛА. Поэтому математическое моделирование ВВ является одним из ключевых при создании программно-аппаратных средств для обеспечения расчетов траектории полета. В «Программе расчета тяговых характеристик воздушного винта самолета» [4] реализована такая возможность для ВВ изменяемого шага с использованием экспериментально полученных характеристик характеристик воздушного винта АВ-68 (рис. 1).

Характеристики, представленные на рис. 1 в виде зависимостей коэффициента мощности $\bar{\beta}$ (рис. 1,а) и коэффициента тяги $\bar{\alpha}$ (рис. 1,б) от угла установки лопасти ВВ $\varphi_{ВВ}$ и коэффициента скорости λ получены по результатам испытаний ВВ АВ-68 в аэродинамической трубе [5]. По этим данным можно получить весь диапазон высотно-скоростных характеристик (ВСХ) СУ самолетов Ан-12 и Ил-18 с турбовинтовыми двигателями

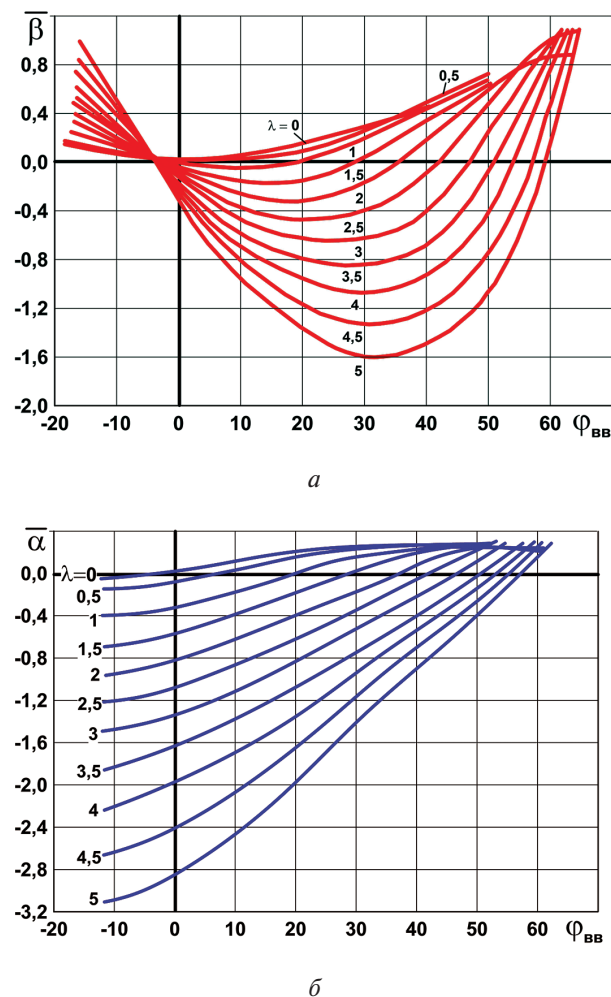


Рис. 1. Критериальные характеристики воздушного винта АВ-68:

- а – зависимость коэффициента мощности от угла установки $\varphi_{ВВ}$ и коэффициента скорости λ ;
- б – зависимость коэффициента тяги от угла установки $\varphi_{ВВ}$ и коэффициента скорости λ

(ТВД) АИ-20 различных серий, на которых установлен ВВ АВ-68 и его модификации.

В распоряжении исследователя, оценивающего эффективность различных СУ по критериям ЛА, не всегда имеются экспериментально полученные характеристики ВВ, применяемого в составе изучаемой СУ, а проводить численное моделирование для получения характеристик ВВ, основанное на решении уравнений Навье–Стокса, осредненных по Рейнольдсу [6], или другими 3D-численными методами очень затратно по ресурсам и требует соответствующей квалификации. Поэтому инженеру-исследователю в данной предметной области необходимо иметь возможность математического моделирования широкой линейки ВВ с использованием имеющихся в его распоряжении экспериментальных характеристик и применением

математической модели (ММ), обеспечивающей масштабирование ВВ по характерным параметрам для построения ВСХ СУ в требуемом диапазоне.

На основании вышесказанного сформулируем научную задачу данной работы, заключающуюся в разработке методики расчета тяги винтовых СУ с ВВ произвольных параметров по имеющимся аэродинамическим характеристикам другого винта, полученным в результате испытаний в аэродинамической трубе, для математического моделирования движения ЛА и оценки эффективности винтовых силовых установок по критериям самолетного уровня.

Целью работы является повышение эффективности и достоверности комплексных расчетно-теоретических исследований СУ различных типов в составе ЛА на этапе внешнего проектирования благодаря расширению функциональных возможностей программы «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА» реализацией разработанной методики расчета тяги винтовых СУ с ВВ произвольных параметров.

Определение критериев подобия для воздушных винтов

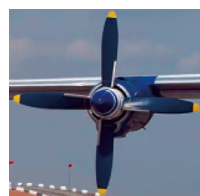

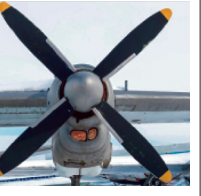
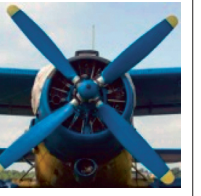






Если проанализировать параметры некоторых самолетов с винтовыми СУ, к примеру приведенные в таблице [5, 7–10], можно сделать вывод, что ВВ различаются между собой следующими параметрами:

- количеством лопастей;
- диаметром ВВ D_B ;
- частотой вращения ВВ n_B ;
- массой m_B ;
- потребляемой мощностью N_B ;
- расположением относительно элементов планера;
- крейсерской скоростью применения $V_{кр}$;
- максимальной высотой применения H_{max} и др.

Это говорит о формировании различных картин обтекания лопастей ВВ, работающих в одинаковой среде. Если предположить, что разные винты имеют геометрическое подобие, то для расчета характеристик по одним и тем же коэффициентам необходимо убедиться, что они работают в аэродинамически подобных условиях. Требования к условиям обтекания устанавливает теория подобия, согласно которой если при обтекании двух геометрически подобных тел потоком с одинаковыми физическими свойствами выполняется равенство двух и более критериев подобия, определяющих условия обтекания данных тел, то такие течения можно считать подобными [11].

Для ВВ критериями подобия, определяющими условия обтекания, являются: число Струхала Sh , учитывающее нестационарность потока; число Маха M и число Рейнольдса Re , учитывающие, соответственно, сжимаемость и вязкость среды [1]. Выразим эти критерии в виде аналитических зависимостей по параметрам, характеризующим ВВ.

Основные параметры серийных ВВ, используемых в составе СУ самолетов

	АВ-68И	АВ-68Д	АВ-72	АВ-2-02	Hartzell
Воздушный винт					
D_B , м	4,5	4,0	3,9	3,6	2,6
n_B , об/мин	1075	1075	1245	1500	1800
m_B , кг	390	360	255	190	110
Двигатель	АИ-20А	АИ-20Д сер. 06	АИ-24ВТ	АИ-20А	ТВД-20-03
N_B , л.с.	3050	3700	2500	715	800
Применение	 Ан-12	 Бе-12	 Ан-24	 Ан-2М	 Байкал
$V_{кр}$, км/ч	650	320	460	190	250
H_{max} , м	11000	12000	8000	4500	6000

Число Sh определяется выражением

$$\text{Sh} = \frac{V_{\text{п}}}{n_{\text{в}} l_{\text{в}}}, \quad (1)$$

где $V_{\text{п}}$ – скорость полета ЛА; $n_{\text{в}}$ – частота вращения ВВ; $l_{\text{в}}$ – характерный линейный размер.

В качестве характерного линейного размера для ВВ принято использовать его диаметр $D_{\text{в}}$ [1], тогда

$$\text{Sh} = \frac{V_{\text{п}}}{n_{\text{в}} D_{\text{в}}} = \lambda, \quad (2)$$

то есть числом Sh для ВВ является его коэффициент скорости λ .

Далее определим число M на законцовке лопасти ВВ:

$$M = \frac{W}{a}, \quad (3)$$

где a – скорость звука в атмосфере; W – скорость обтекания конца лопасти, которую можно найти из выражения

$$W = \sqrt{V_{\text{п}}^2 + U^2} = \sqrt{V_{\text{п}}^2 + (\pi n_{\text{в}} D_{\text{в}})^2}, \quad (4)$$

где U – окружная скорость конца лопасти.

Подставив в выражение (3) выражение (4), получим:

$$M = \frac{\sqrt{V_{\text{п}}^2 + (\pi n_{\text{в}} D_{\text{в}})^2}}{a}. \quad (5)$$

Далее определим число Re для ВВ:

$$\text{Re} = \frac{W D_{\text{в}}}{\nu} = \frac{\sqrt{V_{\text{п}}^2 + (\pi n_{\text{в}} D_{\text{в}})^2} D_{\text{в}}}{\nu}, \quad (6)$$

где ν – коэффициент кинематической вязкости в атмосфере.

Анализируя выражения (2) и (5), можно сделать вывод, что при $n_{\text{в}} D_{\text{в}} = \text{const}$ критерии подобия по числам Sh и M для разных ВВ будут равны, следовательно, аэродинамические условия подобия будут выполняться. При этом анализ выражения (6) показывает, что подобие по числу Re при $n_{\text{в}} D_{\text{в}} = \text{const}$ выполняться не будет, но из аэродинамики известно, что для оценки обтекания воздушным потоком элементов планера число Re имеет закритические и докритические значения ($\text{Re}_{\text{кр}} \approx 2 \dots 4 \cdot 10^6$) [12]. В докритических областях число Re оказывает существенное влияние на картину течения и его необходимо учитывать [13], а в закритических влияние вязкости среды несущественно, поэтому им можно пренебречь, приняв условие автомодельности по числу Re [12].

Таким образом, математическое моделирование

ВВ по типовым характеристикам возможно в закритической области по числу Re при равенстве критериев подобия чисел Sh и M.

Расчет ВСХ СУ самолета АН-24 с ТВД АИ-24ВТ и ВВ АВ-72

Для обоснования возможности математического моделирования различных четырехлопастных ВВ по имеющимся экспериментальным характеристикам винта АВ-68 произведем расчет ВСХ СУ самолета АН-24 с ТВД АИ-24ВТ и винтом АВ-72.

В качестве расчетного инструмента используем программу [14], в которой реализована ММ ВВ, описанная в [15]. Порядок преобразования мощности на выводном валу ТВД в тягу СУ схематично показан на рис. 2 в виде упрощенного алгоритма последовательного взаимодействия четырех ММ. Кратко опишем эту последовательность.

В ММ ТВД передаются значения высоты и числа M исходя из текущих условий полета самолета, по которым определяются условия (параметры потока) на входе в двигатель. В результате термодинамического расчета в ММ ТВД определяются частота вращения выводного вала двигателя и мощность, передаваемые в ММ редуктора ВВ.

В ММ редуктора ВВ происходит перерасчет мощности на выводном валу редуктора по КПД и частоты вращения по коэффициенту редукции.

В ММ ВВ, с использованием подпрограммы вычисления параметров стандартной атмосферы [16],

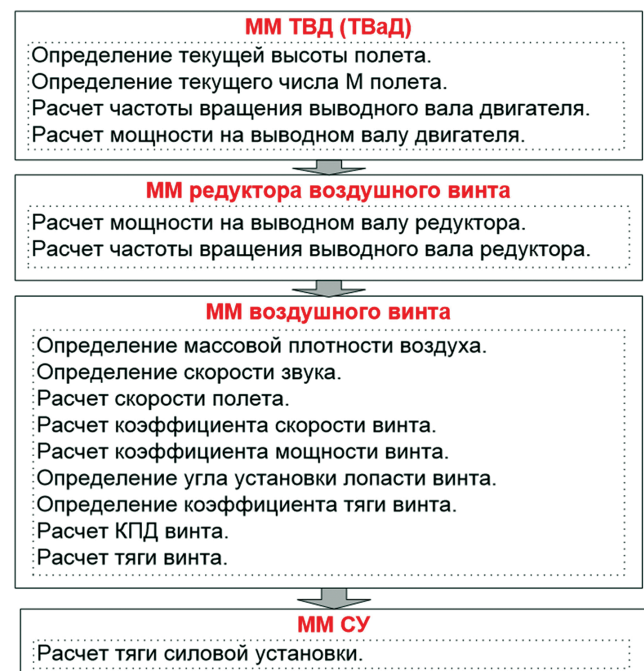


Рис.2. Схема алгоритма преобразования мощности на выводном валу ТВД в тягу СУ

определяются плотность и скорость звука в воздухе. Далее аналитически рассчитываются плотность воздуха, скорость полета и коэффициенты скорости λ и мощности ВВ β . Затем, с использованием методов интерполяции, по критериальным характеристикам ВВ (см. рис. 1) определяется текущий угол, по которому далее находится коэффициент тяги $\bar{\alpha}$. В завершение, по полученным значениям λ , β и $\bar{\alpha}$, вычисляются значения КПД и тяги винта.

Далее в ММ СУ происходит перерасчет тяги ВВ с учетом сжимаемости воздуха:

$$P_{ВВ}^{M_H} = P_{ВВ} (k_M^H M_H + 1, 0), \quad (7)$$

где $P_{ВВ}^{M_H}$ – тяга ВВ с учетом сжимаемости воздуха; $P_{ВВ}$ – тяга ВВ, определяемая в ММ ВВ; k_M^H – коэффициент поправки по числу М и высоте полета; M_H – текущее число М полета.

С учетом взаимодействия воздушного винта и самолета [17]

$$P_{в.эф} = P_{в.из} K_{\eta}, \quad (8)$$

где $P_{в.эф}$ – эффективная тяга винта; $P_{в.из}$ – тяга изолированного винта; K_{η} – коэффициент, учитывающий потери, связанные с обдувом носовой части гондолы двигателя (фюзеляжа).

В такой последовательности программа «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА» выполняет расчет тяги СУ во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета исследуемого ЛА при однократном вводе исходных данных.

Далее рассчитываются значения критериев подобия для ВВ АВ 68 и АВ-72 с целью сравнения и обоснования возможности масштабирования. Значения параметров, необходимые для вычисления значений критериев подобия, возьмем из таблицы. Отметим, что частота вращения ВВ $n_{в}$ в таблице имеет единицы измерения об/мин, а для вычислений критериев подобия необходимо иметь $n_{в}$ в об/с, поэтому ниже, при демонстрации вычислений, значение $n_{в}$ будет поделено на 60.

В соответствии с выражением (2), число Sh для ВВ АВ-68 при $V_{п} = 100$ м/с будет равно

$$\lambda = \frac{100}{\frac{1075}{60} \cdot 4,5} = 1,2403. \quad (9)$$

При тех же условиях для ВВ АВ-72

$$\lambda = \frac{100}{\frac{1245}{60} \cdot 3,9} = 1,2357. \quad (10)$$

Разница между полученными значениями числа Sh составляет 0,37%, и ее можно считать незначительной.

Далее, в соответствии с выражением (5), определим число М на законцовке лопасти ВВ АВ-68 при $H_{п} = 3$ км и $V_{п} = 100$ м/с

$$M = \frac{\sqrt{100^2 + \left(\frac{3,14 \cdot 1075 \cdot 4,5}{60}\right)^2}}{328,6} = 0,82835. \quad (11)$$

При тех же условиях для ВВ АВ-72:

$$M = \frac{\sqrt{100^2 + \left(\frac{3,14 \cdot 1245 \cdot 3,9}{60}\right)^2}}{328,6} = 0,83102. \quad (12)$$

Разница между полученными значениями числа М составляет 0,32%, и ее также можно считать незначительной.

Далее, в соответствии с выражением (6), определим число Re для ВВ АВ-68 при $H_{п} = 0$ и $V_{п} = 0$, поскольку при таких условиях число Re будет наименьшим в сравнении с условиями минимальной скорости и максимальной высоты полета:

$$Re = \frac{3,14 \cdot \frac{1075}{60} \cdot 4,5 \cdot 4,5}{1,4607 \cdot 10^{-5}} = 7,8 \cdot 10^7. \quad (13)$$

При тех же условиях для ВВ АВ-72:

$$Re = \frac{3,14 \cdot \frac{1245}{60} \cdot 3,9 \cdot 3,9}{1,4607 \cdot 10^{-5}} = 6,8 \cdot 10^7. \quad (14)$$

Полученные значения чисел Re для винтов АВ-68 и АВ-72 на порядок выше $Re_{кр}$, следовательно, течения, в которых работают винты АВ-68 и АВ-72, по числу Re условно можно считать автомодельными.

В итоге, результат проведенных вычислений показал, что условия обтекания, формируемые работой ВВ АВ-68 и АВ-72, являются аэродинамически подобными по числам Sh и М, а по числу Re находятся в зоне автомодельности, следовательно, аэродинамические характеристики, полученные в результате испытаний ВВ АВ-68 в аэродинамической трубе, можно использовать для получения характеристик ВВ АВ-72.

После обоснования возможности масштабирования характеристик ВВ АВ 68, произведем расчет требуемых ВСХ СУ самолета Ан-24 с использованием программы «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик силовой установки и параметров движения летательного аппарата» и осуществим краткий анализ полученных результатов.

На рис. 3 продемонстрированы рассчитанные характеристики ВВ АВ-72 в виде зависимостей: $\beta = f(\lambda)$; $\bar{\alpha} = f(\lambda)$; $\eta_{в} = f(\lambda)$ и $\varphi_{ВВ} = f(\lambda)$.

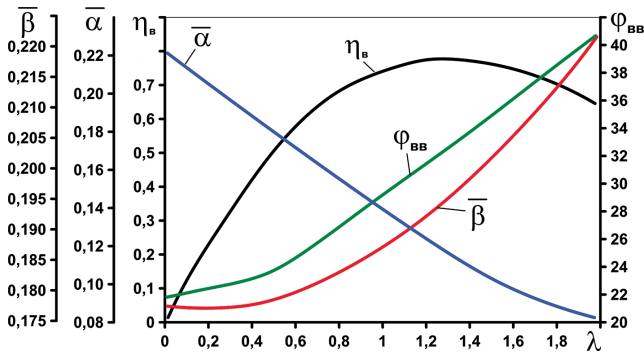


Рис. 3. Расчетные характеристики воздушного винта АВ-72

По качественному характеру протекания зависимостей можно сделать вывод, что такое протекание не противоречит физической картине, описываемой теорией ВВ [1–3], следовательно, можно констатировать, что ММ ВВ демонстрирует адекватный результат определения критериальных характеристик с использованием типовых данных. На рис. 4 продемонстрировано сравнение рассчитанных ВСХ с ВСХ из Технического описания самолета Ан-24 с ТВД АИ-24ВТ и ВВ АВ-72 [18]. Выполненная верификация расчетов показывает, что до чисел М полета 0,4 погрешность в определении тяги СУ составляет не более 1,4 %.

Следует отметить, что выбор значения числа М, равного 0,4, обусловлен тем, что авторы планируют с использованием данного программного продукта оценить эффективность винтовых СУ беспилотных летательных аппаратов большой размерности, скорость полета которых не превышает $M = 0,35$ [19–21].

На рис. 5 продемонстрировано сравнение рассчитанных скоростных характеристик для разных режимов работы двигателя с характеристиками из Технического описания самолета Ан-24 с ТВД АИ-24ВТ и ВВ АВ-72. Данное сравнение также по-

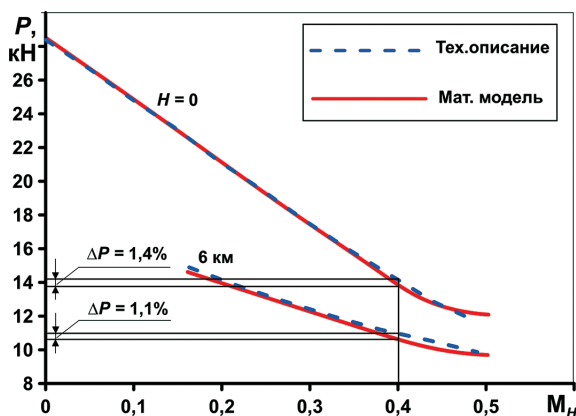


Рис. 4. ВСХ СУ самолета Ан-24 с ТВД АИ-24ВТ и ВВ АВ-72

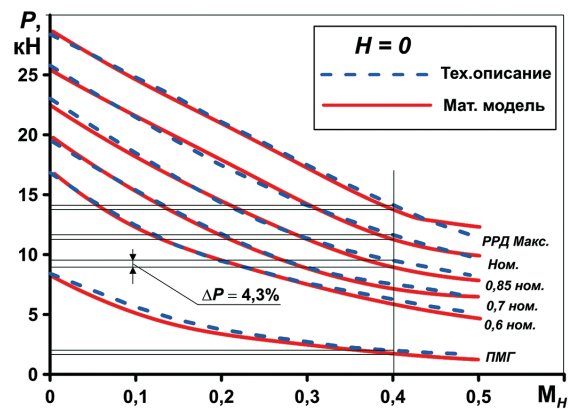


Рис. 5. Скоростные характеристики для разных режимов работы двигателя СУ самолета Ан-24 с ТВД АИ-24ВТ и ВВ АВ-72

казывает, что до чисел М полета 0,4 погрешность в определении тяги СУ укладывается в допустимое для проведения инженерных расчетов значение 5%.

Таким образом, верификация программы «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик силовой установки и параметров движения летательного аппарата» при расчете ВСХ СУ с ТВД АИ-24ВТ и ВВ АВ-72, применяемой в составе самолета Ан-24, показывает, что ее можно использовать для проведения инженерных исследований до чисел М полета 0,4.

Выводы

1. Разработана методика расчета тяги винтовых СУ с использованием экспериментальных аэродинамических характеристик винта. Данная методика обеспечивает получение тяги СУ с ВВ произвольных параметров, при условии, что моделируемый винт работает в аэродинамически подобных условиях с ВВ, характеристики которого используются для расчета тяги СУ.

2. Обосновано математическое моделирование ВВ по типовым характеристикам в закритической области по числу Re при равенстве критериев подобия Sh и M.

3. Разработанная ММ ВВ демонстрирует адекватный результат определения критериальных характеристик с использованием типовых данных.

4. Верификация программы «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА» путем сравнения результатов расчета ВСХ СУ самолета Ан-24 с ТВД АИ-24ВТ и ВВ АВ-72 с данными из Технического описания показывает, что ее можно использовать для проведения инженерных исследований до чисел М полета 0,4.

Таким образом, в результате выполненной работы повышена эффективность и достовер-

ность комплексных расчетно-теоретических исследований СУ различных типов в составе ЛА на этапе внешнего проектирования благодаря расширению функциональных возможностей программы «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА» реализацией разработанной методики расчета тяги винтовых СУ с ВВ произвольных параметров. Следовательно, цель, поставленная в работе, достигнута.

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.: АН СССР, 1961. – 551 с.
4. Зиненков Ю.В. Программа расчета тяговых характеристик воздушного винта самолета. Свидетельство о гос. регистрации программ для ЭВМ RU 2022668298. Бюл. № 10, 05.10.2022.
5. Варуха И.М., Бычков В.Д., Смоленский В.Л. Практическая аэродинамика самолета АН-12. – М.: Транспорт, 1971. – 180 с.
6. Лысенков А.В., Павлик С.В. Разработка методологии расчета аэродинамических характеристик воздушных винтов // Труды МФТИ. 2013. Т. 5. № 3. С. 174–186.
7. Заболотский А.Н., Сальников А.И. Самолет-амфибия Бе-12. – М.: Экспринт, 2001. – 56 с.
8. Богословский Л.Е. Практическая аэродинамика самолета АН-24. – М.: Транспорт, 1972. – 200 с.
9. Шифрин М.Н. Практическая аэродинамика самолета Ан-2: Учеб. пособие. – М.: Транспорт, 1972. – 200 с.
10. Величко А. Самолет «Байкал», он же – ЛМС-901. Что о нем известно // Авиация России. 2020. URL: <https://aviation21.ru/samolyot-lms-901-on-zhe-bajkal-cto-o-nyom-izvestno/>

References

1. Kravets A.S. *Kharakteristiki vozduzhnykh vintov* (Characteristics of airscrew), Moscow, Oborongiz, 1941, 264 p.
2. Aleksandrov V.L. *Vozdushnye vinty* (Airscrews), 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. Airscrews. Helicopters), Moscow, Akademiya nauk SSSR, 1961, 551 p.
4. Zinenkov Yu.V. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoy registratsii programm dlya EVM "Programma raschena tyagovykh kharakteristik vozduzhnogo vinta samoleta" RU 2022668298, 05.10.2022* (Certificate of the State registration of computer programs "A program for calculating the thrust characteristics of an aircraft propeller", no. RU 2022668298. 05.10.2022).

11. Желанников А.И. Аэромеханика. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. – 396 с.
12. Федоренко Г.А. Влияние числа Рейнольдса, начальной степени турбулентности потока и шероховатости поверхности на $c_{y_{a \max}}$ моделей в АДТ и летательных аппаратов в полете // Техника воздушного флота. 2011. № 4. С. 1–14.
13. Герасимов О.В., Крицкий Б.С. Расчет воздушного винта беспилотного летательного аппарата с учетом числа Рейнольдса и степени редукиции // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 200. С. 79–85.
14. Зиненков Ю.В. Программа термодинамического расчета газотурбинных двигателей непрямої реакции. Свидетельство о государственной регистрации программ для ЭВМ RU 2023619595. Бюл. № 5, 12.05.2023.
15. 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>
16. Федоров Р.М., Мелик-Пашаев Н.И. Таблицы и диаграммы теплофизических величин и газодинамических функций. – М.: Воениздат, 1980. – 128 с.
17. Арепьев А.Н. Вопросы проектирования легких самолетов. Анализ проектного решения. – М.: МГТУ ГА, 2000. – 123 с.
18. Самолет Ан-24. Техническое описание. Книга 1. Лётно-технические характеристики. – М.: Внешторгиздат, 1979. – 59 с.
19. Bill Y. *Attack of the Drones. A History of Unmanned Aerial Combat*. - Zinith Press / MBI Publishing Company, 2004. - 127 p.
20. Иванов М.С., Аганесов А.В., Крылов А.А. и др. Беспилотные летательные аппараты: Справочное пособие. – Воронеж: Научная книга, 2015. – 619 с.
21. Austin R. *Unmanned Aircraft Systems UAVS design, development and deployment*. - John Wiley & Sons Ltd., 2010. - 332 p.

5. 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.
6. Lysenkov A.V., Pavlik S.V. *Trudy MFTI*, 2013, vol. 5, no. 3, pp. 174–186.
7. Zabolotskii A.N., Sal'nikov A.I. *Samolet-amfibiya Be-12* (Be-12 amphibious aircraft), Moscow, Ehksprint, 2001, 56 p.
8. Bogoslovskii L.E. *Prakticheskaya aerodinamika samoleta AN-24* (Practical aerodynamics of the AN-24 aircraft), Moscow, Transport, 1972, 200 p.
9. Shifrin M.N. *Prakticheskaya aehrodinamika samoleta An-2* (Practical aerodynamics of the aircraft An-2), Moscow, Transport, 1972, 200 p.
10. Velichko A. *Samolet "Baikal"*, 2020. URL: <https://aviation21.ru/samolyot-lms-901-on-zhe-bajkal-cto-o-nyom-izvestno/>

11. Zhelannikov A.I. *Aeromekhanika* (Aeromechanics), Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2006, 396 p.
12. Fedorenko G.A. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 2011, no. 4, pp. 1-14.
13. Gerasimov O.V., Kritskii B.S. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA*, 2014, no. 200, pp. 79-85.
14. Zinenkov Yu.V. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programm dlya EVM "Programma termodinamicheskogo rascheta gazoturbinnnykh dvigatelei nepryamoi reaktsii" RU 2023619595, 12.05.2023* (Certificate of state registration of computer programs "Programma termodinamicheskogo rascheta gazoturbinnnykh dvigatelei nepryamoi reaktsii", no. RU 2023619595, 12.05.2023).
15. 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>
16. Fedorov R.M., Melik-Pashaev N.I. *Tablitsy i diagrammy teplofizicheskikh velichin i gazodinamicheskikh funktsii* (Tables and diagrams of thermophysical quantities and gas-dynamic functions), Moscow, Voenizdat, 1980, 128 p.
17. Arep'ev A.N. *Voprosy proektirovaniya legkikh samoletov. Analiz proektnogo resheniya* (Light aircraft design issues. Design Analysis), Moscow, MGTU GA, 2000, 123 p.
18. *Samolet An-24. Tekhnicheskoe opisanie. Kniga 1. Letno-tekhnicheskie kharakteristiki* (Technical description. Book 1. Flight performance), Moscow, Vneshtorgizdat, 1979, 59 p.
19. Bill Y. *Attack of the Drones. A History of Unmanned Aerial Combat*. Zinith Press / MBI Publishing Company, 2004, 127 p.
20. Ivanov M.S., Aganesov A.V., Krylov A.A. et al. *Bespilotnye letatel'nye apparaty. Spravochnoe posobie* (Unmanned aerial vehicle. Reference book), Voronezh, Nauchnaya kniga, 2015, 619 p.
21. Austin R. *Unmanned Aircraft Systems UAVS design, development and deployment*. John Wiley & Sons Ltd., 2010, 332 p.

Статья поступила в редакцию 01.09.2023; одобрена после рецензирования 05.09.2023; принята к публикации 24.01.2024.

The article was submitted on 01.09.2023; approved after reviewing on 05.09.2023; accepted for publication on 24.01.2024.