

УДК 629.7.035.3

АНАЛИТИЧЕСКИЙ ПОДХОД ПРИ МАТЕМАТИЧЕСКОМ МОДЕЛИРОВАНИИ ВОЗДУШНОГО ВИНТА САМОЛЕТА С УЧЕТОМ СЖИМАЕМОСТИ ВОЗДУХА

Ю. В. Зиненков¹

¹yura2105@mail.ru

Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина (г. Воронеж)

Поступила в редакцию 22.09.2023

Аннотация. В статье описано решение научной задачи, заключающейся в разработке способа учета сжимаемости воздуха при математическом моделировании воздушного винта самолета с целью повышения эффективности и достоверности расчетно-теоретических исследований по формированию предварительного технического облика силовых установок различных типов по критериям летательных аппаратов. Представлен порядок расчета тяги винтовой силовой установки с учетом взаимодействия винта и планера самолета, и дано описание алгоритма математической модели воздушного винта. Приведены результаты качественной и количественной оценки влияния сжимаемости воздуха на аэродинамические коэффициенты воздушного винта на основе характеристик, построенных по результатам испытаний воздушных винтов в аэродинамических трубах. Представлены результаты верификации по результатам расчета высотно-скоростных характеристик силовой установки турбовинтового самолета Ан-12 с использованием программы «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик силовой установки и параметров движения летательного аппарата», доработанной путем внесения в алгоритм расчета тяги воздушного винта самолета учета влияния сжимаемости воздуха на его аэродинамические коэффициенты.

Ключевые слова: аэродинамические коэффициенты воздушного винта; коэффициент мощности; коэффициент тяги; КПД воздушного винта; тяга воздушного винта; высотно-скоростные характеристики.

ВВЕДЕНИЕ

Разработка авиационной силовой установки (СУ) на этапе внешнего проектирования включает цикл научно-исследовательских работ для оценки ее эффективности по критериям, характеризующим функциональное предназначение летательного аппарата (ЛА), в состав которого она входит, с учетом финансово-экономической и производственно-технической оценок [1]. Данные исследования, как правило, проводятся методами математического моделирования с использованием специализированных программно-аппаратных средств. В процессе проведения исследований для определения текущих значений тяги и расхода топлива во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей при математическом моделировании работы авиационной СУ в составе ЛА, совершающего полет по заданной программе, необходимо выполнить расчет характеристик СУ. Известны ряд программных комплексов (ПК), обеспечивающих подобные исследования, как отечественной, так и зарубежной разработки, к примеру, описанные в [2–4].

Основной отличительной особенностью математического моделирования газотурбинных двигателей (ГТД) непрямой реакции в составе СУ летательного аппарата ЛА является моделирование работы движителя. Если ГТД прямой реакции объединяет в себе двигатель (тепловая машина) и движитель (устройство создания тяги), то для ГТД непрямой реакции в качестве основного движителя используется воздушный винт (ВВ). Исторические особенности развития отечественной авиации в нашей стране создали ситуацию, в которой винтовые самолеты, массово эксплуатируемые в настоящее время, разрабатывались несколько десятилетий назад. Эти обстоятельства, в свою очередь, наложили отпечаток и на развитие самолетных ВВ, теория которых долгие годы изучалась несколько ограниченно, так как потребности в новых разработках винтовых СУ практически не было. Все это объясняет тот факт, что фундаментальные работы в этой области аэродинамики, относящиеся к середине прошлого века [5–7], и сейчас остаются наиболее востребованными.

На сегодняшний момент в связи с развитием современных беспилотных ЛА самолетного типа [8, 9], а также со сложившейся ситуацией в региональном сегменте воздушных перевозок [10] тема винтовых самолетов стала вновь актуализироваться, что вызывает соответственно и потребность в разработке самолетных ВВ с учетом новых достижений в науке и технике.

В авиационных научно-исследовательских организациях накоплен большой опыт математического моделирования самолетных СУ с ГТД в составе ЛА. При этом в отечественных ПК, обеспечивающих моделирование СУ в составе ЛА, реализованы схемы реактивных СУ, а винтовые могут рассчитываться либо по внешним характеристикам или эквивалентным параметрам СУ с ТВД, либо такая возможность не реализована. Это обусловлено отсутствием встроенной в пакет математической модели (ММ) ВВ. В связи с этим работу по обеспечению создания ММ ВВ для ПК математического моделирования ГТД непрямой реакции в составе СУ ЛА следует считать актуальной.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

Известно, что на аэродинамические коэффициенты ВВ оказывает существенное влияние сжимаемость воздуха [11]. Если при математическом моделировании это влияние не учитывать, то расчет тяги ВВ, а следовательно, и тяги винтовой СУ, будет осуществляться с погрешностью, пропорциональной изменению скорости полета ЛА. В теории ВВ существуют итерационные методики учета влияния сжимаемости, имеющие сложную иерархию расчета с использованием нескольких статистических номограмм [6]. Такие методики трудно реализуемы в программной среде для организации автоматизированного расчета высотно-скоростных характеристик (ВСХ) винтовых СУ, поэтому их использовать в данном случае нецелесообразно.

В связи с этим перед автором работы поставлена научная задача по разработке способа учета сжимаемости воздуха при математическом моделировании ВВ самолета с целью повышения эффективности и достоверности расчетно-теоретических исследований по формированию предварительного технического облика СУ различных типов по критериям ЛА за счет расширения функциональных возможностей программы «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА» [2]. В алгоритме ММ ВВ реализован учет сжимаемости воздуха на значения экспериментальных аэродинамических коэффициентов ВВ при определении тяги винтовой СУ самолета.

ОРГАНИЗАЦИЯ ПОРЯДКА РАСЧЕТА ТЯГИ ВИНТОВОЙ СУ

Программа «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА» состоит из двух основных функциональных модулей:

- расчета параметров и характеристик движения ЛА;
- расчета параметров и характеристик СУ на базе ГТД прямой и непрямой реакции.

При этом модуль расчета СУ включает в себя набор ММ для обеспечения расчета тяги винтовой СУ. После запуска исполняемого файла программы весь расчет полностью автоматизирован путем считывания исходных данных моделируемого объекта из подготовленного файла с разрешением *.кмм, содержащегося в той же директории, что и файл *.exe.

В процессе расчета тяги винтовой СУ последовательно взаимодействуют между собой четыре ММ: турбовинтового двигателя (ТВД); редуктора ВВ; самого ВВ и всей СУ с обработкой и передачей значений параметров в порядке, который схематично продемонстрирован на рис. 1.

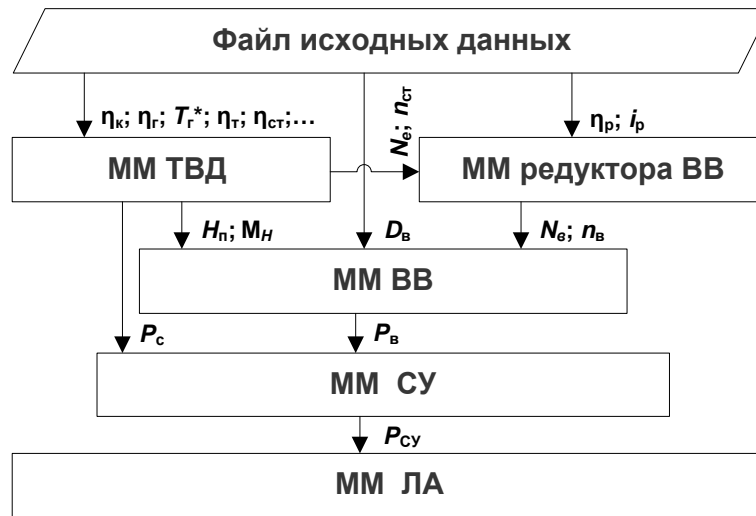


Рис. 1. Схема порядка расчета тяги винтовой СУ

В ММ ТВД из файла исходных данных поступает большое количество параметров для термодинамического расчета, в результате которого определяются значения частоты вращения выводного вала $n_{ст}$ и мощность N_e , передаваемые в ММ редуктора ВВ, и значение тяги сопла P_c , передаваемое в ММ СУ. Также автоматически происходит определение передаваемых в ММ ВВ значений высоты H_n и числа M полета M_H , соответствующих текущим условиям расчета, диапазон которых также задается в файле исходных данных.

В ММ редуктора ВВ из файла исходных данных передаются значения механического КПД η_p и коэффициента редукции i_p , по которым происходит перерасчет мощности на выводном валу редуктора n_e и частоты вращения $n_{ст}$.

В ММ ВВ из файла исходных данных передаются значения диаметра ВВ D_v и других параметров, описанных выше, по которым происходит расчет тяги ВВ P_v .

В ММ СУ, с учетом взаимодействия винта и элементов планера самолета, происходит вычисление тяги СУ $P_{су}$, которая затем может передаваться, в зависимости от задачи исследования, в ММ ЛА.

Далее кратко опишем алгоритм функционирования разработанной ММ ВВ самолета как последовательность вычислительных операций:

1. Определяются плотность воздуха ρ_H и скорость звука a_H подпрограммой вычисления параметров стандартной атмосферы по заданной высоте полета.

2. Рассчитывается массовая плотность воздуха через ускорение свободного падения g :

$$\rho = \frac{\rho_H}{g}$$

3. Рассчитывается скорость полета:

$$V_{п} = M_H a_H$$

4. Рассчитывается коэффициент скорости винта:

$$\lambda = \frac{V_{п}}{n_v D_v}$$

5. Рассчитывается коэффициент мощности винта:

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

6. Определяется угол установки лопасти винта φ_B по графику зависимости: $\bar{\beta} = f(\varphi_B; \lambda)$ (рис. 5) с использованием методов интерполяции.

7. Определяется коэффициент тяги винта $\bar{\alpha}$ по графику зависимости: $\bar{\alpha} = f(\varphi_B; \lambda)$ (рис. 6) также с использованием методов интерполяции.

8. Рассчитывается КПД ВВ:

$$\eta_B = \lambda \frac{\bar{\alpha}}{\bar{\beta}}.$$

9. Рассчитывается тяга винта:

$$P_B = \bar{\alpha} \rho n_B^2 D_B^4.$$

После определения тяги ВВ P_B ее значение передается в ММ СУ для расчета $P_{СУ}$ – это значение тяги соответствует изолированному винту. Но чтобы получить значение тяги винта, установленного на самолет, необходимо перейти к эффективной тяге винта $P_{В.эф}$, которая определяется с учетом взаимодействия ВВ и элементов планера самолета по методике, описанной в работе [13]:

$$P_{В.эф} = P_B \cdot K_\eta,$$

где: K_η – коэффициент, учитывающий потери, связанные с обдувом носовой части гондолы двигателя (фюзеляжа), определяемый по выражению:

$$K_\eta = \kappa_4 \cdot K_\phi,$$

где: $\kappa_4 = 0,97 \dots 0,99$ – коэффициент, учитывающий форму носовой части гондолы двигателя (фюзеляжа); K_ϕ – коэффициент, зависящий от отношения эквивалентного диаметра гондолы двигателя (фюзеляжа) D_3 к диаметру винта D_B (рис. 2).

При этом D_3 определяется по выражению:

$$D_3 = \sqrt{\frac{4F}{\pi}},$$

где F – площадь поперечного сечения гондолы двигателя (фюзеляжа) на расстоянии 0,5 диаметра винта.

После расчета $P_{В.эф}$ в ММ СУ происходит вычисление тяги СУ $P_{СУ}$ по выражению:

$$P_{СУ} = P_{В.эф} + P_C.$$

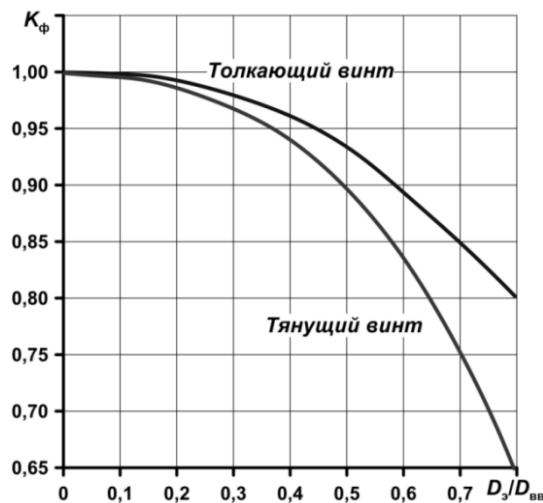


Рис. 2. График определения коэффициента K_ϕ

СПОСОБ УЧЕТА СЖИМАЕМОСТИ ВОЗДУХА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ВВ

Для качественной и количественной оценки результатов расчета винтовых СУ с использованием программы «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА» проведено сравнение рассчитанных ВСХ СУ с турбовинтовым двигателем АИ-20А и ВВ АВ-68И в составе самолета Ан-12 с характеристиками, представленными в его техническом описании [12], путем совмещения графиков, полученных двумя способами, в единой системе координат.

На рис. 3 представлен результат сравнения, анализ которого показывает, что для каждой высоты полета при нулевой скорости полета V погрешность определения тяги СУ ΔP визуально находится в допустимых диапазонах, а далее с повышением V начинает увеличиваться, и в контрольной точке, где скорость полета самолета $V = 120$ м/с на высоте $H = 3$ км, достигает 23,8 %, что является недопустимым значением для проведения инженерных исследований.

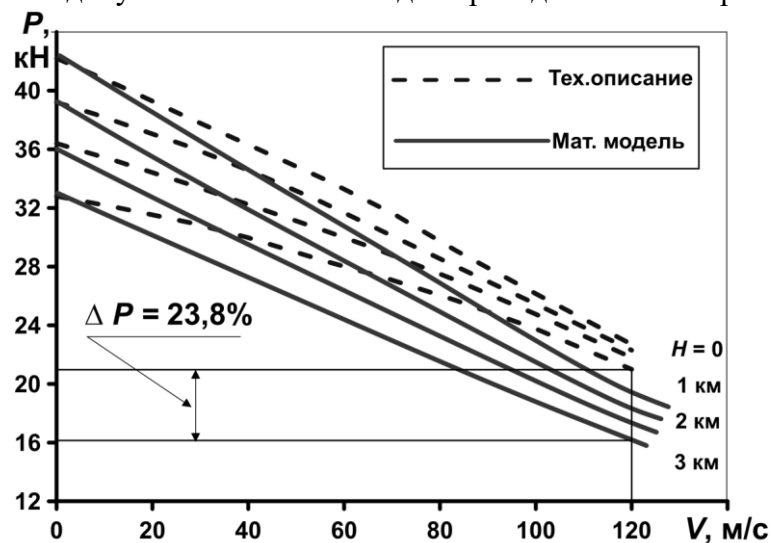


Рис. 3. Сравнение рассчитанных ВСХ с характеристиками из технического описания самолета Ан-12 с ТВД АИ-20А и воздушным винтом АВ-68И

Такой результат расчета ожидаемый. Выше описано, что на аэродинамические коэффициенты ВВ оказывает влияние сжимаемость воздуха, увеличивающаяся с ростом скорости полета. Следовательно, требуется разработать автоматизированный способ учета этого влияния исходя из того, что существующие итерационные методики, основанные на большом количестве номограмм учета влияния сжимаемости, неудобно использовать в данной постановке при математическом моделировании.

Для решения этой задачи, в первую очередь, качественно и количественно оценим влияние сжимаемости воздуха на аэродинамические коэффициенты ВВ, построив зависимости аэродинамических коэффициентов ВВ от числа M полета по данным, полученным в результате испытаний ВВ в аэродинамических трубах, которые опубликованы в работе [14].

По характеристикам $\varphi_{ВВ} = f(\bar{\beta}; \lambda)$, изображенным на рис. 4, при фиксированных значениях угла установки лопасти $\varphi_{ВВ} = 40^\circ$ и коэффициента скорости $\lambda = 1,65$ можно увидеть, что значение коэффициента мощности $\bar{\beta}$ равно 0,35 при $M_H = 0$ (рис. 4, а) и 0,57 при $M_H = 0,5$ (рис. 4, б), то есть увеличение $\bar{\beta}$ составляет 61,4 %.

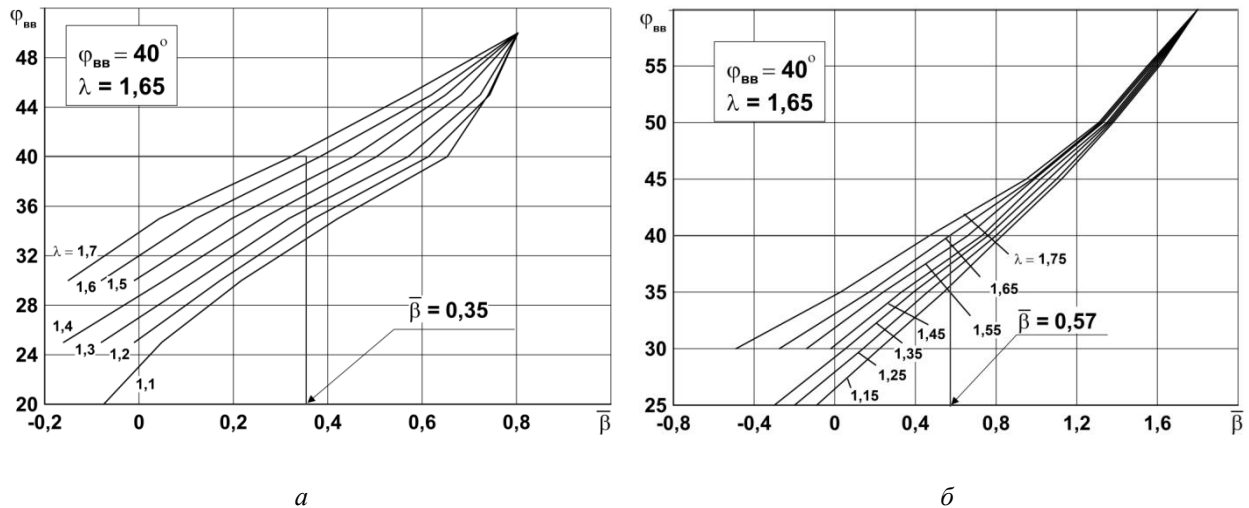


Рис. 4. Зависимость угла установки лопасти φ_{BB} от коэффициента мощности $\bar{\beta}$ для разных коэффициентов скорости λ и чисел M полета: $a - M_H = 0$; $b - M_H = 0,5$

В соответствии с характеристиками $\bar{\alpha} = f(\varphi_{BB}, \lambda)$, изображенными на рис. 5, при тех же значениях φ_{BB} и λ значение коэффициента тяги $\bar{\alpha}$ равно 0,17 при $M_H = 0$ (рис. 5, a) и 0,28 при $M_H = 0,5$ (рис. 5, b), то есть увеличение $\bar{\alpha}$ с ростом M_H на 0,5 составляет 60,7 %.

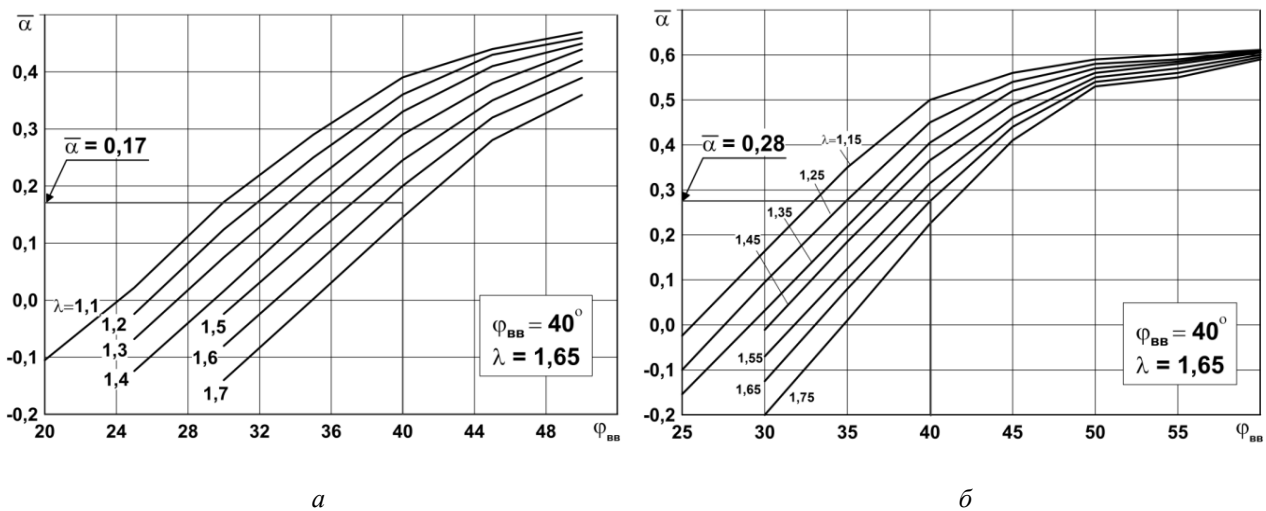


Рис. 5. Зависимость коэффициента тяги $\bar{\alpha}$ от угла установки лопасти φ_{BB} для разных коэффициентов скорости λ и чисел M полета: $a - M_H = 0$; $b - M_H = 0,5$

Далее проанализируем влияние числа M полета по графикам зависимостей аэродинамических коэффициентов ВВ, изображенным на рис. 6 и 7. По рис. 6, a , где показаны зависимости коэффициентов η_{BB} ; $\bar{\alpha}$ и $\bar{\beta}$ от M_H при фиксированных значениях коэффициента скорости $\lambda = 1,85$ и угле установки лопасти $\varphi_{BB} = 45^\circ$, видно, что КПД ВВ η_{BB} до $M_H = 0,4$ увеличивается, затем начинает падать. Коэффициенты $\bar{\beta}$ и $\bar{\alpha}$ имеют такой же характер протекания с точками экстремума при $M_H \approx 0,5$.

Построив графики зависимостей $\eta_{BB} = f(\lambda_{BB})$; $\bar{\beta} = f(\lambda_{BB})$ и $\bar{\alpha} = f(\lambda_{BB})$ для чисел M полета 0,4; 0,5; 0,6; 0,7 при фиксированном угле установки лопасти $\varphi_{BB} = 50^\circ$, оценим тенденции изменения коэффициентов КПД, мощности и тяги ВВ от влияния сжимаемости воздуха.

Зависимость $\eta_{\text{ВВ}} = f(\lambda_{\text{ВВ}})$ (рис. 6, б) с увеличением числа M смещается вправо и вниз с разной интенсивностью, что обусловлено взаимным влиянием на $\eta_{\text{ВВ}}$ коэффициентов $\bar{\beta}$ и $\bar{\alpha}$.

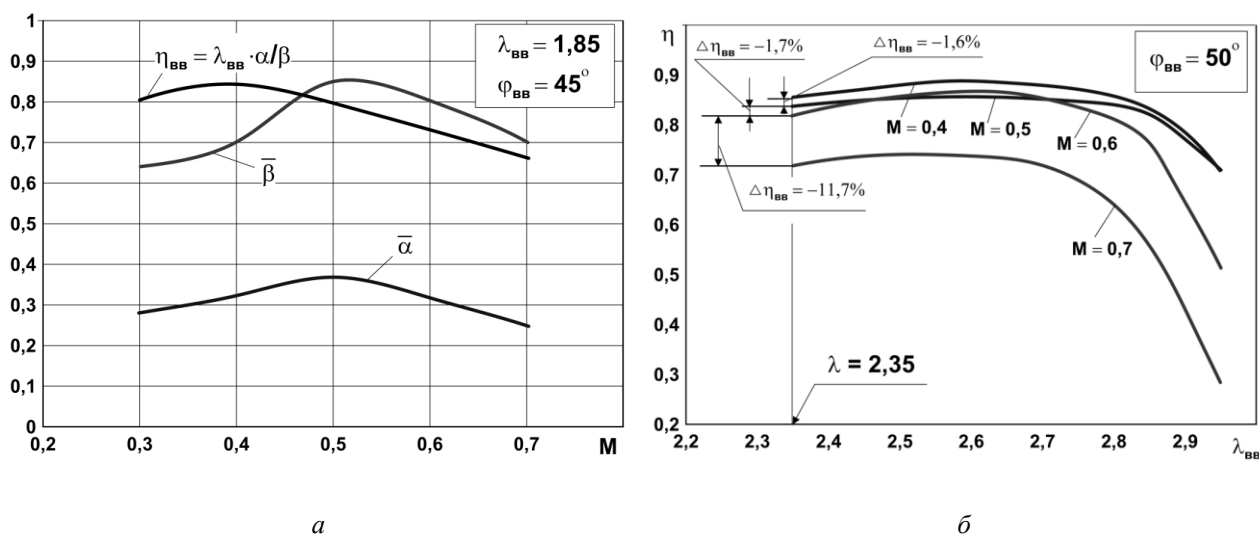


Рис. 6. Зависимость аэродинамических коэффициентов ВВ от чисел M полета:

$a - \eta_{\text{ВВ}}; \bar{\beta}; \bar{\alpha}; b - \eta_{\text{ВВ}} = f(\lambda_{\text{ВВ}})$ для чисел M полета 0,4; 0,5; 0,6; 0,7

Протекание зависимости $\bar{\beta} = f(\lambda_{\text{ВВ}})$ (рис. 7, а) происходит несколько иначе. В контрольной точке $\lambda = 2,35$ с возрастанием числа M от 0,4 до 0,5 коэффициент $\bar{\beta}$ увеличивается на 8,3 %, от 0,5 до 0,6 – на 15,4 %, а от 0,6 до 0,7 уже происходит уменьшение $\bar{\beta}$ на 19,3 %.

С такими же тенденциями при $\lambda = 2,35$ изменяется зависимость $\bar{\alpha} = f(\lambda_{\text{ВВ}})$ (рис. 7, б). При возрастании числа M от 0,4 до 0,5 коэффициент $\bar{\alpha}$ увеличивается на 6,5 %, от 0,5 до 0,6 – на 12,3 %, а от 0,6 до 0,7 $\bar{\alpha}$ уменьшается на 26 %.

Если посмотреть на все поле характеристик ВВ, то можно убедиться, что изменение коэффициентов $\bar{\beta}$ и $\bar{\alpha}$ по числу Маха непропорциональное и не поддается какой-то закономерности. Следовательно, получение функциональной зависимости, с помощью которой можно учесть изменение коэффициентов $\bar{\beta}$ и $\bar{\alpha}$ от влияния числа M , является весьма сложной задачей.

Поэтому принято решение «воздействовать» не на сами аэродинамические коэффициенты, а на результат расчета с их использованием – тягу ВВ $P_{\text{ВВ}}$ посредством введения поправочного коэффициента по числу M полета k_M для расчета тяги ВВ с поправкой по числу M полета $P_{\text{ВВ}}^M$ по следующей функциональной зависимости:

$$P_{\text{ВВ}}^M = P_{\text{ВВ}}(k_M \cdot M_{\text{П}} + 1, 0).$$

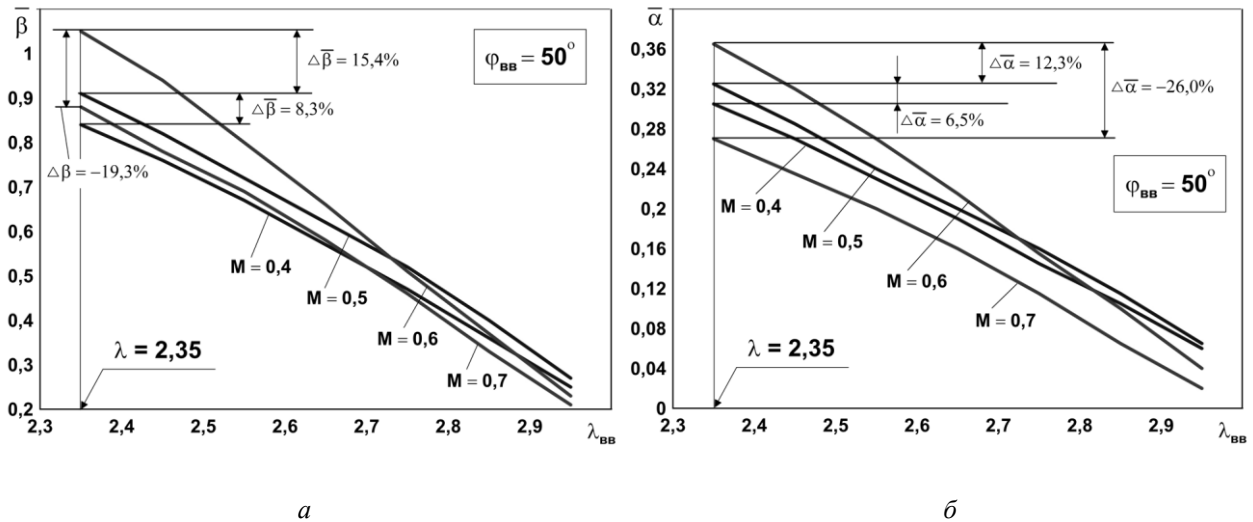


Рис. 7. Зависимость коэффициентов мощности $\bar{\beta}$ и тяги $\bar{\alpha}$ ВВ для разных чисел M полета:

$$a - \bar{\beta} = f(\lambda_{ВВ}); \quad б - \bar{\alpha} = f(\lambda_{ВВ})$$

На рис. 8 представлен результат расчета ВСХ СУ самолета Ан-12 с использованием поправочного коэффициента по числу Маха. В контрольной точке, где скорость полета самолета $V = 120$ м/с на высоте $H = 3$ км, погрешность определения тяги СУ снизилась на 14,3 % и составляет 9,5 %, что также является еще не допустимой для проведения инженерных исследований.

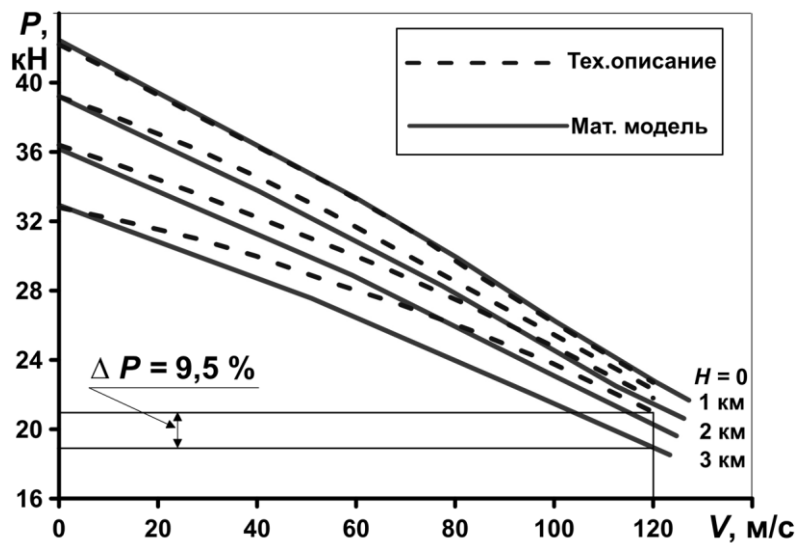


Рис. 8. Результат сравнения ВСХ с учетом поправки по числу Маха

Из представленных графиков на рис. 8 видно, что расчетное протекание скоростной характеристики по тяге на нулевой высоте практически совпадает с техническим описанием. Следовательно, поправочный коэффициент по числу Маха k_M работает только для нулевой высоты, а с ее повышением погрешность определения тяги СУ продолжает увеличиваться.

Для выяснения физических причин таких тенденций рассмотрим более подробно известное выражение для определения числа M полета:

$$M_{\Pi} = \frac{V_{\Pi}}{a} = \frac{V_{\Pi}}{\sqrt{kRT_H}}$$

где k – коэффициент адиабаты; R – универсальная газовая постоянная; T_H – температура окружающего воздуха.

Известно, что значения параметров k и R зависят от свойств газа и для воздуха являются постоянными, в отличие от значения T_H , которое с увеличением высоты снижается, оказывая тем самым обратно-пропорциональное влияние на изменение числа M полета. Следовательно, при учете влияния сжимаемости на тягу ВВ необходимо вводить поправочный коэффициент еще и по высоте полета. Данную поправку предлагается ввести по следующему выражению:

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

где k_M^H – поправочный коэффициент по числу M и высоте полета; $P_{ВВ}^{M_H}$ – тяга ВВ с поправкой по числу M и высоте полета.

Произведя расчет ВСХ СУ самолета Ан-12 с использованием поправочного коэффициента по числу M и высоте полета k_M^H , мы получили результат, продемонстрированный на рис. 9. Анализ сравнения данных характеристик показывает, что погрешность в определении тяги СУ ΔP в исследуемом диапазоне высот и скоростей полета удалось свести к минимуму, до значения около 1 %. На основании этого можно сделать вывод, что учет сжимаемости воздуха на значения аэродинамических коэффициентов ВВ при определении его тяги предложенным способом работает корректно с допустимыми для проведения инженерных расчетов параметров и характеристик винтовых авиационных СУ погрешностями.

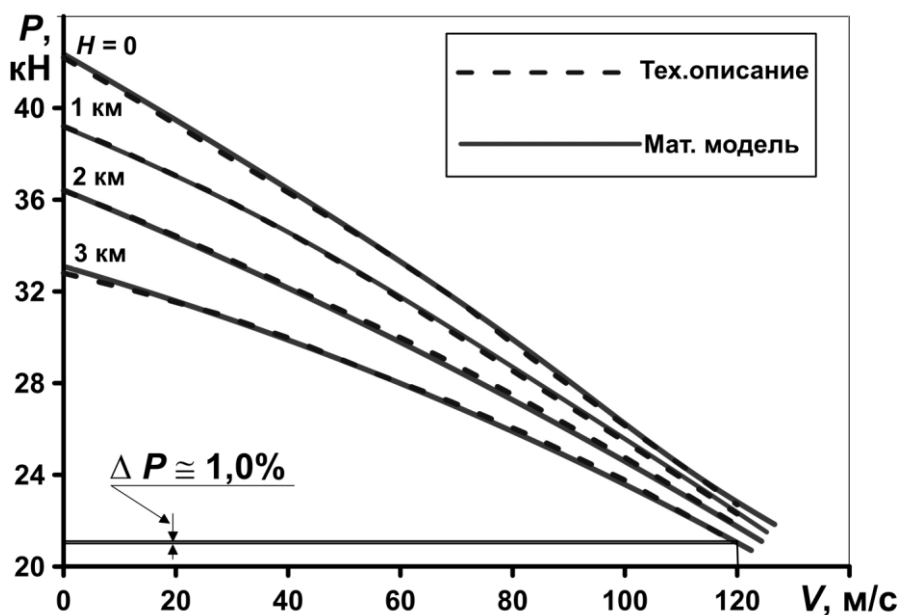


Рис. 9. Результат сравнения ВСХ с учетом поправки по числу M и высоты полета

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате выполненной работы предложен способ учета сжимаемости воздуха при математическом моделировании ВВ самолета посредством корректировки рассчитываемой тяги ВВ через поправочный коэффициент по числу M и высоте полета. Данный способ реализован в алгоритме расчета тяги винтовой авиационной СУ программы «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА», что позволило расширить ее функциональные возможности.

Верификация доработанной программы путем сравнения рассчитанных с ее помощью ВСХ СУ с ТВД АИ-20А и ВВ АВ-68И в составе самолета Ан-12 с характеристиками из его технического описания показала погрешность определения тяги СУ на высотах полета до 3 км

и скоростях до 432 км/ч около 1 %, что укладывается в требования к программному инструменту для проведения инженерных исследований параметров и характеристик винтовых авиационных СУ.

Все это в совокупности обуславливает повышение эффективности и достоверности расчетно-теоретических исследований по формированию предварительного технического облика СУ по критериям ЛА самолетного типа.

Таким образом, можно констатировать, что цель, поставленная в работе, достигнута.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **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. [Y. V. Zinenkov, A. V. Lukovnikov, "The concept of pluridisciplinary forming of the precursory technical appearance of military purpose unmanned aerial vehicles", (in Russian), in *Aerospace MAI Journal*, vol. 29, no. 3, pp. 94-110, 2022.]
2. **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 программы для ЭВМ № 2015662803. 2015. [Y. V. Zinenkov, A. V. Lukovnikov, R. M. Fedorov, "Calculation of traction-economic and mass-specific characteristics of the power plant and aircraft motion parameters". Certificate of state registration of computer program No. 2015662803, published 02.12.2015.]
3. **Луковников А.В.** Методология формирования технического облика силовых установок летательных аппаратов различного целевого назначения // Научные технологии. 2008. Т. 9. № 3. С. 50-58. [A. V. Lukovnikov, "Methodology for the formation of the technical appearance of the power plants of aircraft for various purposes", (in Russian), in *Naukoemkie Tekhnologii*, vol. 9, no. 2, pp. 55-58, 2008.]
4. **Капцуццо Ф.** Редуцирование модели для увеличения скорости расчета в Simcenter Amesim // CAD/CAM/CAE Observer. 2021. № 2 (142). С. 34-40. [F. Cappuzzo, "Model reduction for faster simulation in Simcenter Amesim", (in Russian), in *CAD/CAM/CAE Observer*, no. 2 (142), pp. 34-40, 2021.]
5. **Кравец А.С.** Характеристики воздушных винтов. М.: Госиздобронпром, 1941. 264 с. [A. S. Kravets, Characteristics of propellers, (in Russian). Moscow: Gozizdoboronprom, 1941. 264 p.]
6. **Александров В.Л.** Воздушные винты. М.: Госиздобронпром, 1951. 447 с. [V. L. Aleksandrov, Propellers, (in Russian). Moscow: Gozizdoboronprom, 1951. 447 p.]
7. **Юрьев Б.Н.** Избранные труды. Т. 1. Воздушные винты. Вертолеты. М.: Академия наук СССР, 1961. 551 с. [B. N. Yuriev, Selected papers. Volume 1. Propellers. Helicopters, (in Russian). Moscow: Akademiya Nauk SSSR, 1961. 551 p.]
8. **Yene Bill.** Attack of the Drones. A History of Unmanned Aerial Combat. Zinith Press, an imprint of MBI Publishing Company. 2004. 127 p.
9. **Reg Austin.** Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment. John Wiley & Sons Ltd. by CPI Antony Rowe, Chippenham, Wiltshire, UK. 2010. 332 p.
10. **Блудов А., Фомин А.** «Регионалы» в российском небе – 2020 // Взлет. № 9-10 (189-190). 2020. С. 50-55. [A. Bludov, A. Fomin, "Regionals" in the Russian sky – 2020", (in Russian), in *Vzlet*, no. 9-10 (189-190), pp. 50-55, 2020.]
11. **Желанников А.И.** Аэромеханика. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. 2006. 396 с. [A. I. Zhelannikov, Aeromechanics, (in Russian). Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy, 2006. 396 p.]
12. **Варуха И.М., Бычков В.Д., Смоленский В.Л.** Практическая аэродинамика самолета АН-12. М.: Транспорт, 1971. 180 с. [I. M. Varukha, V. D. Bychkov, V. L. Smolensky, Practical aerodynamics of the AN-12 aircraft, (in Russian). Moscow: Transport, 1971. 180 p.]
13. **Арепьев А.Н.** Выбор проектных параметров и оценка летных характеристик пассажирских самолетов с турбовинтовыми двигателями. М.: МАИ, 2005. 96 с. [A. N. Arepiev, Election of design parameters and assessment of flight characteristics of passenger aircraft with turboprop engines, (in Russian). Moscow: MAI, 2005. 96 p.]
14. **Остроухов С.П.** Аэродинамика воздушных винтов и винтокольцевых движителей. М.: Физматлит, 2014. 328 с. [Ostroukhov S.P., Aerodynamics of propellers and ring propellers, (in Russian). Moscow: Fizmatlit, 2014.]

ОБ АВТОРАХ

ЗИНЕНКОВ Юрий Владимирович, докторант каф. авиац. двигателей. Дипл. инж. (ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2011). Кандидат тех. наук по тепл. двиг. ЛА (ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2016). Иссл. в обл. формирования облика и оценки эффективности силовых установок ЛА различного назначения.

METADATA

Title: Analytical approach in mathematical modeling of an aircraft propeller taking into account air compressibility.

Authors: Y. V. Zinenkov

Affiliation:

Air Force Education and Research Center "Air Force Academy named after Prof. N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin", Russia.

Email: yura2105@mail.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology), vol. 28, no. 1 (103), pp. 3-13, 2024. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The article describes the solution of a scientific problem, which consists in developing a method for taking into account the compressibility of air in the mathematical modeling of an aircraft propeller in order to increase the efficiency and reliability of computational and theoretical studies on the formation of a preliminary technical appearance of power plants of various types according to the criteria of aircraft. The procedure for calculating the thrust of a screw power plant is presented, taking into account the interaction of the propeller and the airframe of the aircraft, and a description of the algorithm of the mathematical model of the propeller is given. The results of a qualitative and quantitative assessment of the effect of air compressibility on the aerodynamic coefficients of a propeller are given on the basis of characteristics based on the results of tests of propellers in wind tunnels. Verification results are presented based on the results of calculating the altitude-speed characteristics of the power plant of the An-12 turboprop aircraft using the program "Calculation of the traction-economic and specific-mass characteristics of the power plant and the parameters of the movement of the aircraft", finalized by introducing into the algorithm for calculating the propeller thrust of the metering aircraft influence of air compressibility on its aerodynamic coefficients.

Key words: propeller aerodynamic coefficients, power factor, thrust coefficient, propeller efficiency, propeller thrust, altitude-speed characteristics.

About authors:

ZINENKOV Yuriy Vladimirovich, doctoral student at the Dept. of Aircraft Engines. Dipl. Eng. (Air Force Education and Research Center "Air Force Academy named after Prof. N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin", 2011). Cand. of Tech. Sci. (Air Force Education and Research Center "Air Force Academy named after Prof. N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin", 2016). Studies in the appearance formation and efficiency assessment of power plants of aircrafts for various purposes.