

МЕТОДИЧЕСКИЕ И АЛГОРИТМИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ВИНТОВОЙ АВИАЦИОННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

© 2024

Ю. В. Зиненков кандидат технических наук, докторант;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил
«Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского
и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
Zinenkovy@mail.ru

Описано решение научной задачи, заключающейся в расширении функциональных возможностей вычислительной программы «Расчёт тягово-экономических и удельно-массовых характеристик силовой установки и параметров движения летательного аппарата» за счёт внедрения дополнительных алгоритмов и математических моделей для расчёта высотно-скоростных характеристик винтовых авиационных силовых установок. Используется внутренний расчёт тяги воздушного винта самолёта по экспериментальным аэродинамическим коэффициентам, что позволяет повысить эффективность и достоверность комплексных расчётно-теоретических исследований силовых установок различных типов в составе летательных аппаратов на этапе проектирования. Приведено описание разработанных алгоритмов: алгоритма преобразования мощности на выводном валу газотурбинного двигателя в тягу силовой установки самолёта; математической модели воздушного винта, обеспечивающей расчёт его тяги по экспериментальным аэродинамическим коэффициентам; алгоритма определения тяги силовой установки с учётом сжимаемости воздуха и взаимодействия воздушного винта и элементов планера самолёта. Раскрыты некоторые особенности математического моделирования воздушного винта самолёта, в частности, принцип управления воздушным винтом посредством воздействия на угол установки лопасти и частоту вращения в зависимости от скорости полёта самолёта и способ построения поля аэродинамических характеристик воздушного винта самолёта в широких диапазонах изменения угла установки лопасти и коэффициента скорости. Представлены результаты верификации доработанной программы с анализом полученных высотно-скоростных характеристик.

Винтовая силовая установка; воздушный винт; аэродинамические коэффициенты воздушного винта; характеристики воздушного винта; коэффициент мощности; коэффициент тяги; тяга воздушного винта; высотно-скоростные характеристики

Цитирование: Зиненков Ю.В. Методические и алгоритмические аспекты математического моделирования винтовой авиационной силовой установки // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 82-93. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-82-93

Введение

Из истории развития авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) известно, что турбореактивные двигатели (ТРД), пришедшие на смену поршневым, при прочих достоинствах имели существенный недостаток, заключающийся в большем удельном расходе топлива. Поэтому для пассажирских и транспортных воздушных перевозок стали применять более экономичные при скоростях полёта до 550...650 км/ч турбовинтовые двигатели (ТВД). С появлением двухконтурных ТРД, обладающих возможностью значительного снижения удельного расхода топлива при увеличении степени двухконтурности, развитие ТВД практически не происходило [1].

Сложившаяся ситуация естественным образом привела к сворачиванию научных исследований, проводимых в обеспечение создания современных силовых установок (СУ) с ТВД по разным направлениям, одним из которых является математическое моделирование рабочего процесса винтовой авиационной СУ. Это, в свою очередь, привело к тому, что математические модели (ММ) СУ с ТВД не нашли широкого распро-

странения в отечественных специализированных программах, предназначенных для проведения комплексных расчётно-теоретических исследований по оценке эффективности СУ в составе летательного аппарата (ЛА).

В настоящее время в нашей стране к разработке ТВД активно возвращаются, что обусловлено возникшей потребностью в региональных самолётах [2] и беспилотных ЛА самолетного типа [3]. В процессе разработки ЛА, на этапе создания предметно-ориентированного научно-технического задела в интересах развития авиационной техники, проводится цикл научно-исследовательских работ с использованием методов математического моделирования. Следует отметить, что известные отечественные программы [4; 5], позволяющие моделировать работу СУ и ЛА в едином комплексе, не имеют «внутренней» (встроенной) ММ воздушного винта (ВВ), поэтому могут учитывать работу ВВ либо по внешним высотно-скоростным характеристикам (ВСХ) СУ, либо с использованием эквивалентных параметров ТВД, что приводит к неудобству и ограничениям в проведении исследований и дополнительным погрешностям получаемых результатов. Поэтому работу в области математического моделирования винтовой авиационной СУ самолёта следует считать актуальной.

Задачей настоящей работы являлось расширение функциональных возможностей программы для ЭВМ «Расчёт тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА» [4] за счёт внедрения дополнительных алгоритмов и ММ, обеспечивающих получение ВСХ винтовых авиационных СУ с «внутренним» расчётом тяги ВВ самолёта по экспериментальным аэродинамическим коэффициентам.

Алгоритм преобразования мощности на выводном валу газотурбинного двигателя в тягу силовой установки самолёта

Известно, что основным предназначением авиационной СУ является преобразование энергии, запасённой на борту ЛА, в тягу, необходимую для его передвижения на земле и в воздухе. В свою очередь, тягу авиационной СУ можно получить следующими известными способами: путём ускорения рабочего тела в реактивном сопле; отбрасыванием воздуха ВВ и комбинацией этих способов. Если классифицировать все типы СУ, применяемых на ЛА, по такому признаку, можно выделить две группы: реактивные и винтовые (рис. 1).

В состав реактивных СУ входят ГТД прямой реакции, которые, как известно, являются одновременно и тепловыми машинами, и движителями. В состав винтовых СУ могут входить: электромоторы, авиационные поршневые двигатели (АПД), роторно-поршневые двигатели (РПД) и, наконец, ГТД непрямой реакции, реализующие комбинированный способ создания тяги путём отбрасывания воздуха ВВ и ускорения рабочего тела в реактивном сопле. Причём первый способ является основным, на который приходится 80...90% тяги СУ. На рис. 1 продемонстрировано, как энергия топлива, поступающего в ТВД, после преобразования идёт в сопло и ВВ (через редуктор) в виде сжатого и нагретого газа и крутящего момента, соответственно. Следовательно, для получения тяги СУ при моделировании необходимо иметь математический аппарат, позволяющий рассчитать преобразование этой энергии. Если расчёт тяги реактивного сопла ТВД принципиально не отличается от расчёта в ГТД прямой реакции и реализован в программе «Расчёт тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА», то для расчёта тяги ВВ требуется разработать и реализовать в указанной программе соответствующую математическую модель.

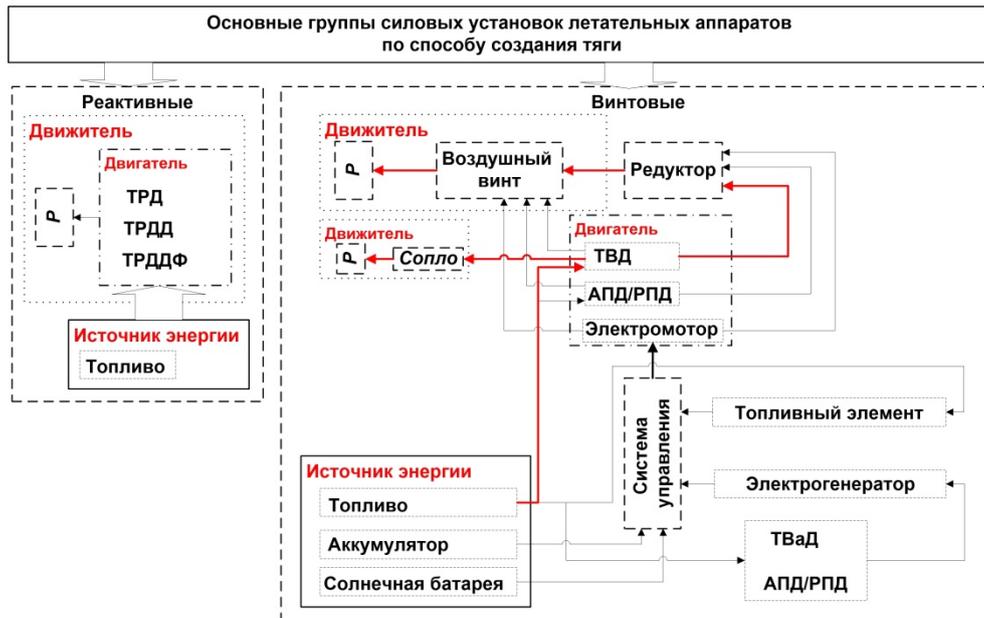


Рис. 1. Схема преобразования энергии на борту летательного аппарата в тягу

Перед разработкой ММ любого технического объекта необходимо знать его функциональное предназначение, чтобы моделировать процессы, которые определяют искомым результат. В данной постановке задачи ВВ должен выполнять функцию преобразования создаваемого на валу ТВД крутящего момента в тягу СУ. Исходя из такого положения и учитывая, что крутящий момент на валу ТВД выражается через мощность на выводном валу, был разработан соответствующий алгоритм расчёта этого преобразования. На рис. 2 схематично показано, как разработанный алгоритм последовательно реализуется в четырёх авторских ММ, описание которых приводятся ниже.

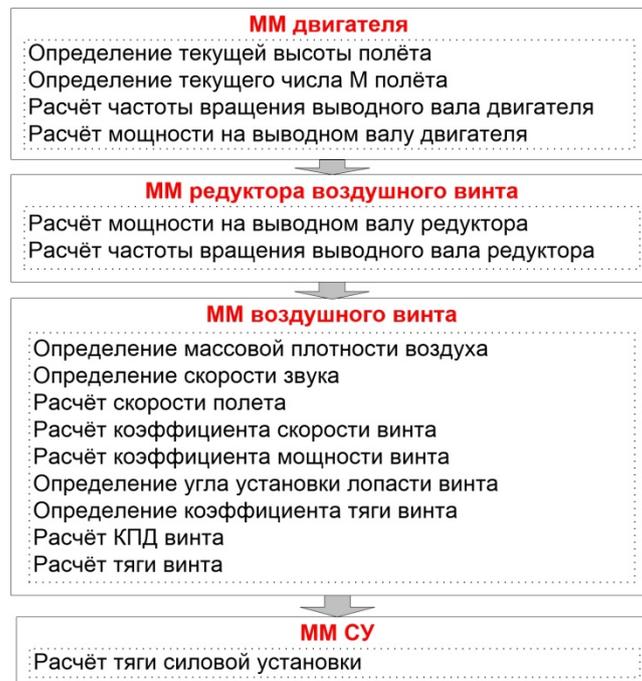


Рис. 2. Схема алгоритма преобразования мощности на выводном валу турбовинтового двигателя в тягу силовой установки

В ММ ТВД автоматически происходит определение высоты и числа M исходя из текущих условий полёта, диапазон которых задаётся в файле исходный данных. Далее, в соответствии с текущими условиями на входе в двигатель, в результате термодинамического расчёта определяются частота вращения выводного вала двигателя и мощность, передаваемые в ММ редуктора ВВ.

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

В ММ ВВ происходит расчёт тяги ВВ, которая передаётся в ММ СУ, где, с учётом сжимаемости воздуха и взаимодействия винта и элементов планера самолёта, рассчитывается тяга СУ.

Особенности математического моделирования воздушного винта самолёта

На первом шаге построения ММ ВВ необходимо определить принцип управления (ПУ) работой ВВ в полёте. На рис. 3 представлены возможные ПУ ВВ посредством воздействия на угол установки лопасти ВВ $\varphi_{ВВ}$ и частоту вращения винта $n_{ВВ}$.

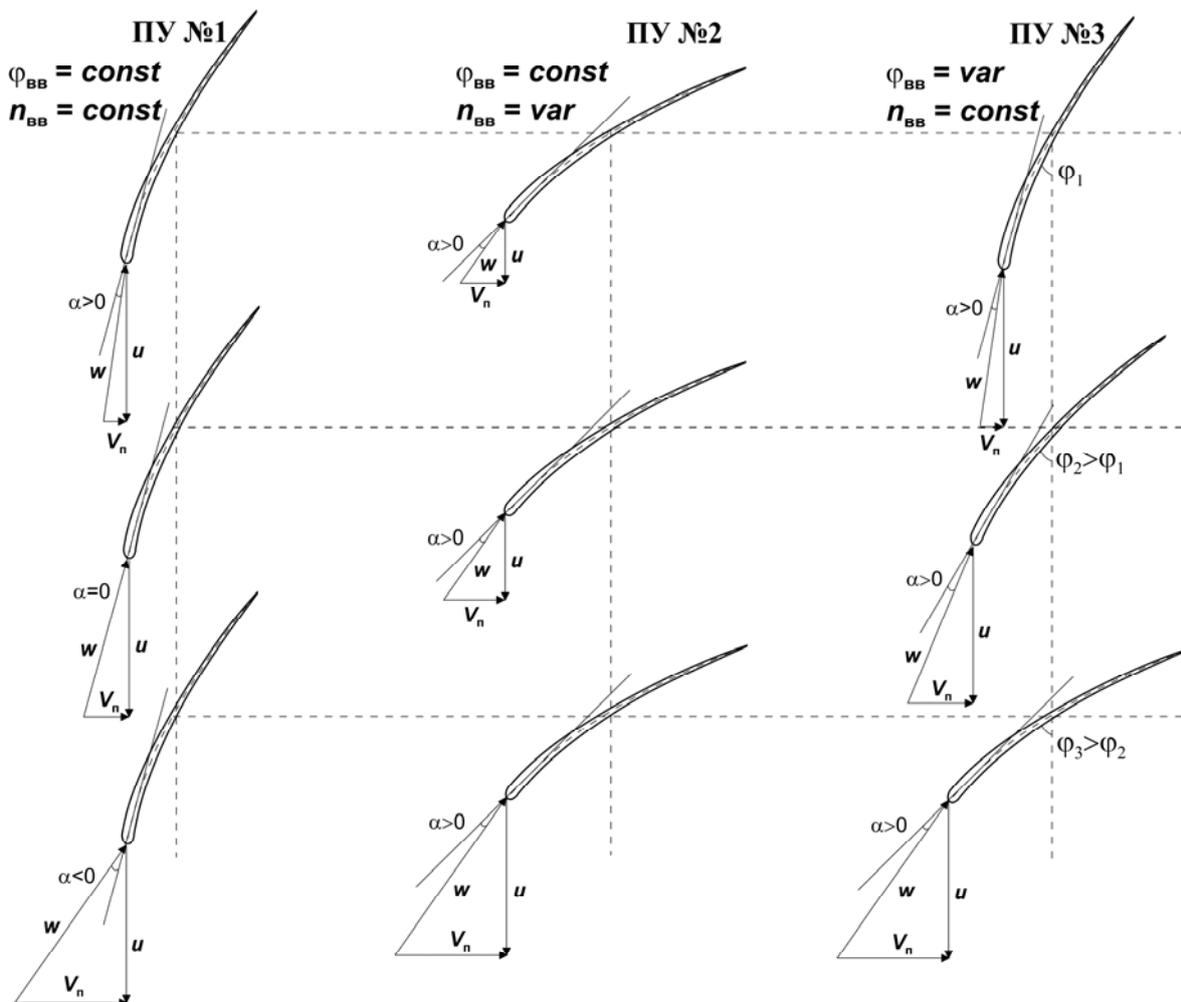


Рис. 3. Принципы управления работой воздушных винтов в полёте

Первый ПУ ВВ заключается в поддержании постоянными угла установки лопасти $\varphi_{\text{ВВ}}$ и частоты вращения винта $n_{\text{ВВ}}$. Такой ПУ для авиационных СУ не имеет практического интереса, так как с увеличением скорости полёта $V_{\text{п}}$, при постоянной линейной скорости лопасти u , происходит трансформация треугольника скоростей на её передней кромке таким образом, что относительная скорость w набегающего потока начинает формировать отрицательные углы атаки α , при которых ВВ будет создавать только сопротивление. Поэтому в авиационной практике на самолётах применяют два ПУ ВВ: № 2 – с поддержанием $\varphi_{\text{ВВ}} = \text{const}$ и № 3 – с поддержанием $n_{\text{ВВ}} = \text{const}$. Причём принцип № 2 применяется на модельных и беспилотных малоразмерных ЛА с поршневыми и электрическими моторами, а на ЛА с СУ на базе ТВД и поршневыми двигателями высокой мощности применяется ПУ № 3, что обусловлено рядом достоинств, обеспечивающих:

- уменьшение потребной мощности стартера при запуске двигателя за счёт установки лопасти на минимальный $\varphi_{\text{ВВ}}$;
- улучшение приёмистости двигателя, так как за счёт действия сил инерции на лопасти ВВ для изменения $n_{\text{ВВ}}$ требуется больше времени, чем для изменения $\varphi_{\text{ВВ}}$;
- увеличение ресурса двигателя за счёт поддержания постоянного значения $n_{\text{ВВ}}$;
- уменьшение аэродинамического сопротивления ВВ при отказе или выключении двигателя в полёте за счёт перекладки лопастей во флюгерное положение;
- уменьшение длины пробега при посадке ЛА за счёт реверса тяги ВВ.

Таким образом, в ММ ВВ для ТВД реализован ПУ с $n_{\text{ВВ}} = \text{const}$; $\varphi_{\text{ВВ}} = \text{var}$, при этом в качестве входных данных используются диаметр ВВ (задаётся в файле исходных данных), высота и число М полёта ЛА, частота вращения и мощность на выводном валу.

При этом последовательность расчёта тяги винтовой СУ организована следующим образом. С использованием подпрограммы вычисления параметров стандартной атмосферы определяются плотность и скорость звука в воздухе. Затем рассчитываются массовая плотность воздуха, скорость полёта, коэффициенты скорости λ и мощности ВВ $\bar{\beta}$ [6]. Далее, по аэродинамическим характеристикам ВВ в виде зависимости $\varphi_{\text{ВВ}}$ от коэффициентов $\bar{\beta}$ и λ (рис. 4, а), с использованием методов интерполяции, по текущим значениям $\bar{\beta}$ и λ определяется текущее значение $\varphi_{\text{ВВ}}$. Затем, по аэродинамическим характеристикам ВВ в виде зависимости коэффициента тяги $\bar{\alpha}$ от коэффициентов $\varphi_{\text{ВВ}}$ и λ (рис. 4, б), также с использованием методов интерполяции по текущим значениям $\varphi_{\text{ВВ}}$ и λ определяется текущее значение $\bar{\alpha}$. По полученным значениям λ , $\bar{\beta}$ и $\bar{\alpha}$ вычисляются значения КПД и тяги винта.

Следует отметить особенность, которую необходимо учитывать при работе с аэродинамическими характеристиками ВВ. Характеристики, представленные на рис. 4, а и 4, б являются типовыми для разработанной ММ, по которым определяются узлы интерполяции для организации процесса определения текущих значений $\varphi_{\text{ВВ}}$ и $\bar{\alpha}$ методами интерполяции. Для построения этих характеристик необходимо использовать результаты испытаний ВВ в аэродинамической трубе (в данной постановке задачи использовать численные методы получения характеристик ВВ нецелесообразно, так как их необходимо верифицировать по тем же экспериментальным данным) в виде зависимостей $\bar{\beta} = f(\lambda)$ и $\bar{\alpha} = f(\lambda)$ для разных $\varphi_{\text{ВВ}}$, при этом каждая из этих зависимостей строится под разные числа М полёта. В итоге получается для каждого числа М полёта свой набор аэродинамических коэффициентов в узких диапазонах $\varphi_{\text{ВВ}}$ и λ , не обеспечи-

вающих корректное определение тяги ВВ в заданном диапазоне высот и скоростей полёта исследуемого самолёта. Чтобы получить требуемый результат работы ММ ВВ, необходимо построить единое поле характеристик в широких диапазонах $\varphi_{\text{ВВ}}$ и λ , используя методы экстраполяции. При этом для корректной экстраполяции рекомендуется отслеживать тенденции изменения КПД ВВ $\eta_{\text{ВВ}}$ либо как функции от λ для разных $\varphi_{\text{ВВ}}$ (рис. 4, в), либо как функции от $\varphi_{\text{ВВ}}$ для разных λ (рис. 4, г), так как $\eta_{\text{ВВ}}$ зависит от значений трёх коэффициентов ВВ:

$$\eta_{\text{ВВ}} = \lambda \frac{\bar{\alpha}}{\beta} \quad (1)$$

Из анализа выражения (1) следует, что при получении гладких функций по КПД, узлы интерполяции графических зависимостей, показанных на рис. 4, а и 4, б, будут определены наиболее близко и погрешность при определении текущих значений $\varphi_{\text{ВВ}}$ и $\bar{\alpha}$ методами интерполяции, будет стремиться к минимуму.

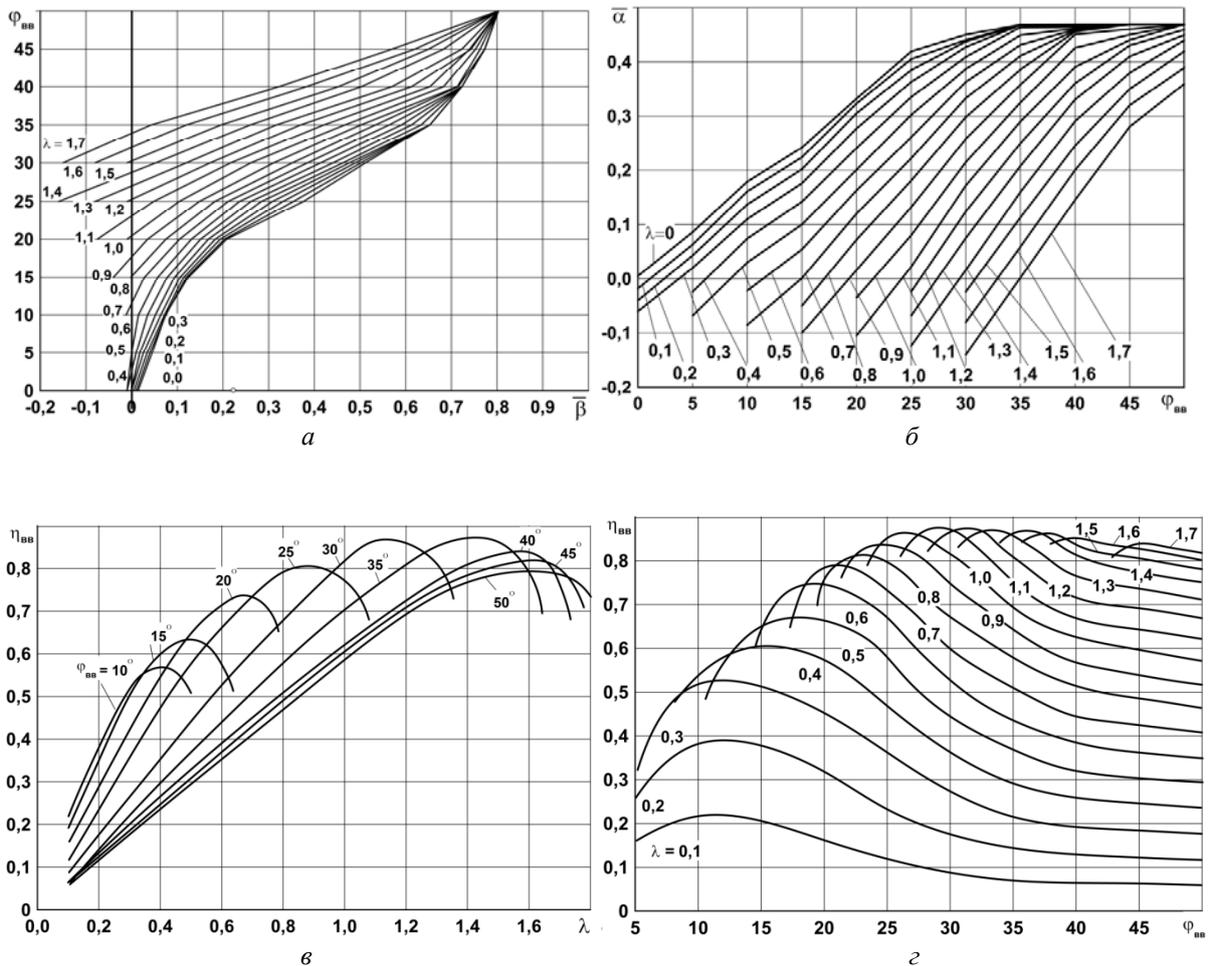


Рис. 4. Типовые аэродинамические характеристики воздушных винтов:

- а – зависимость угла установки лопасти $\varphi_{\text{ВВ}}$ от коэффициентов мощности β и скорости λ ;
- б – зависимость коэффициента тяги $\bar{\alpha}$ от угла установки лопасти $\varphi_{\text{ВВ}}$ и коэффициента скорости λ ;
- в – зависимость КПД винта $\eta_{\text{ВВ}}$ от коэффициента скорости λ и угла установки лопасти $\varphi_{\text{ВВ}}$;
- г – зависимость КПД винта $\eta_{\text{ВВ}}$ от угла установки лопасти $\varphi_{\text{ВВ}}$ и коэффициента скорости λ

Для оценки результатов расчёта характеристик ВВ с использованием разработанной ММ на рис. 5 продемонстрированы рассчитанные с её помощью зависимости аэродинамических коэффициентов от коэффициента скорости: $\bar{\beta} = f(\lambda)$; $\bar{\alpha} = f(\lambda)$; $\eta_{\text{ВВ}} = f(\lambda)$, а также угла установки лопасти $\varphi_{\text{ВВ}} = f(\lambda)$.

Анализ представленных характеристик показывает, что такой характер протекания зависимостей не противоречит классической теории ВВ, описанной в [7 – 9]. На основании этого можно сделать вывод, что поле исходных характеристик, полученных по результатам испытаний ВВ в аэродинамической трубе и экстраполированных с учётом тенденций изменения КПД ВВ, даёт качественные узлы интерполяции, по которым в ММ ВВ адекватно определяются текущие значения $\varphi_{\text{ВВ}}$ и $\bar{\alpha}$.

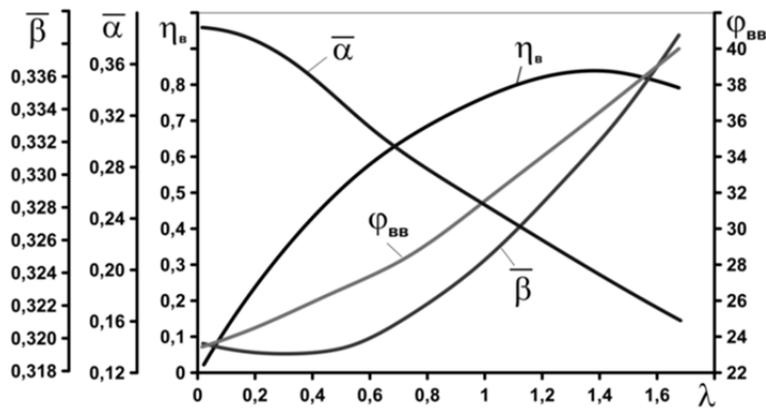


Рис. 5. Аэродинамические характеристики, рассчитанные с использованием математической модели воздушного винта

Особенностями математического моделирования ВВ самолёта также являются зависимость тяги ВВ от сжимаемости воздуха и взаимодействие винта и элементов планера самолёта.

Для учёта сжимаемости воздуха в ММ СУ происходит расчёт тяги ВВ по выражению, предлагаемому автором:

$$P_{\text{В}}^{M_H} = P_{\text{В}} (k_M^H M_H + 1, 0), \quad (2)$$

где: $P_{\text{В}}^{M_H}$ – тяга ВВ с учётом сжимаемости воздуха; $P_{\text{В}}$ – тяга воздушного винта, определяемая в ММ ВВ; k_M^H – коэффициент поправки по числу М и высоте полёта; M_H – текущее число М полёта.

Для учёта взаимодействия винта и элементов планера самолёта в ММ СУ происходит перерасчёт тяги ВВ с учётом сжимаемости воздуха $P_{\text{В}}^{M_H}$ в тягу ВВ, установленного на самолёт, т.е. эффективную $P_{\text{В.эф}}$, посредством учёта взаимодействия ВВ и элементов планера согласно методике [10]:

$$P_{\text{В.эф}} = P_{\text{В}}^{M_H} K_{\eta}, \quad (3)$$

где: K_{η} – коэффициент, учитывающий потери, связанные с обдувом носовой части gondoly двигателя (фюзеляжа), определяемый по выражению:

$$K_{\eta} = k_4 K_{\phi}, \quad (4)$$

где: $k_4 = 0,97 \dots 0,99$ – коэффициент, учитывающий форму носовой части гондолы двигателя (фюзеляжа); K_{ϕ} – коэффициент, зависящий от отношения эквивалентного диаметра гондолы двигателя (фюзеляжа) D_3 к диаметру винта $D_{\text{ВВ}}$ (рис. 6).

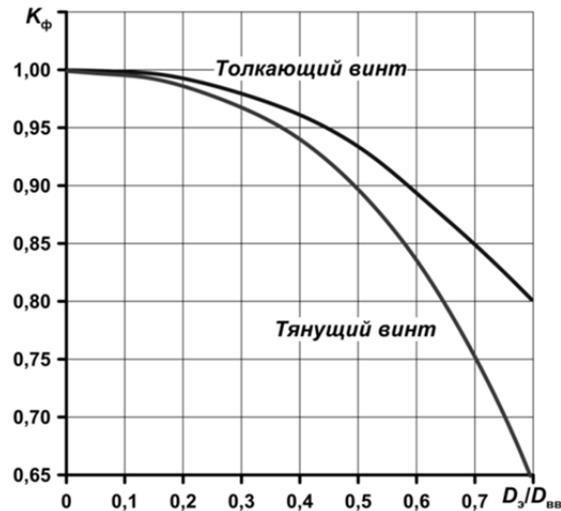


Рис. 6. График определения коэффициента K_{ϕ} [10]

При этом D_3 определяется по выражению:

$$D_3 = \frac{\sqrt{4F}}{\pi}, \quad (5)$$

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

Особенностью взаимодействия ВВ и элементов планера является то, что аэродинамические коэффициенты, определённые для изолированного ВВ, при установке ВВ на самолёт будут определяться при меньшем значении коэффициента скорости λ согласно выражению:

$$\lambda_{\text{эф}} = \lambda_{\text{из}} \left(1 - 0,329 \frac{S_{\text{М}}}{D_{\text{В}}^2} \right), \quad (6)$$

где: $S_{\text{М}}$ – площадь миделевого сечения тела, находящегося в спутной струе винта.

Таким образом, рассчитав $P_{\text{в.эф}}$ с учётом взаимодействия ВВ и элементов планера самолёта, далее в ММ СУ происходит вычисление тяги СУ $P_{\text{су}}$ по следующему выражению:

$$P_{\text{су}} = P_{\text{в.эф}} + P_{\text{с}},$$

где: $P_{\text{с}}$ – тяга реактивного сопла ТВД.

Для оценки эффективности разработанного комплекса ММ на рис. 7 представлены результаты расчёта ВСХ авиационной винтовой СУ для режима работы двигателя (РРД) «Взлётный». Анализ протекания рассчитанных ВСХ показывает, что характер изменения P_{cy} соответствует общепринятой теории авиационных двигателей [11], что говорит об адекватности получаемого результата с использованием разработанного комплекса ММ для расчёта авиационных винтовых СУ.

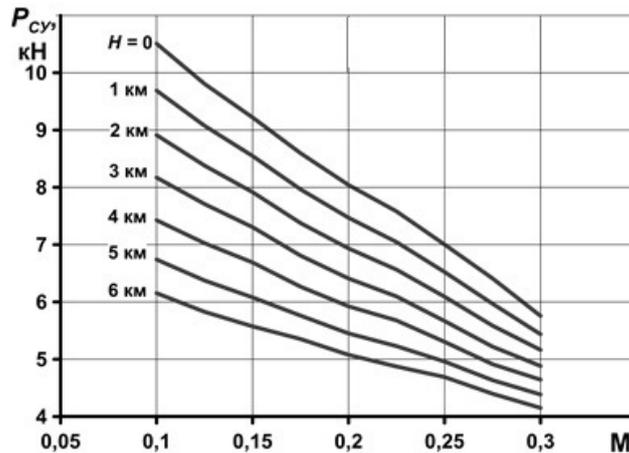


Рис. 7. Зависимость тяги силовой установки от числа M полёта для разных высот для режима работы двигателей «Взлётный»

Для проверки точности результатов, получаемых с использованием разработанного комплекса ММ, был проведён ряд верификационных исследований по характеристикам СУ на базе ТВД различных самолётов.

На рис. 8 представлен результат сравнения рассчитанных автором ВСХ СУ для разных РРД с характеристиками из технического описания самолёта Ил-18 с ТВД АИ-20А и ВВ АВ-68И [12]. Анализ полученных результатов показывает, что в точке максимального расхождения ($H = 3$ км, $V = 600$ км/ч) сравниваемых характеристик погрешность не превышает 3%, что соответствует требованиям к точности определения расчётных параметров СУ при проведении инженерных исследований.

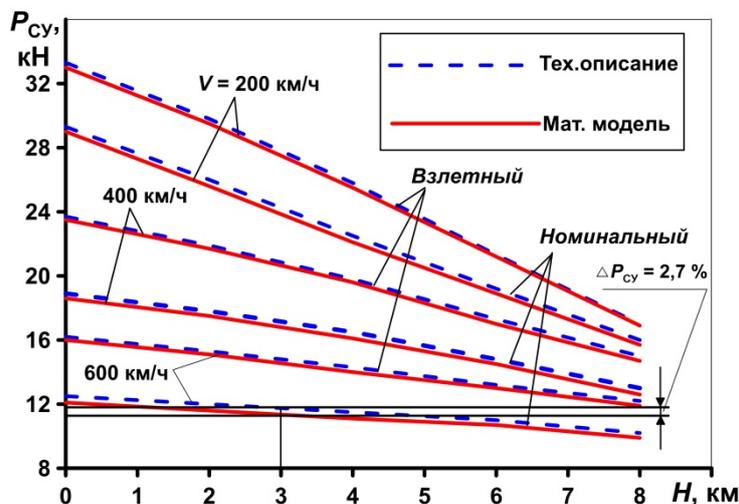


Рис. 8. Зависимость тяги силовой установки самолёта Ил-18 от высоты полёта для разных скоростей полёта

Таким образом, вычислительную программу для ЭВМ «Расчёт тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА» с внедрённым в алгоритм комплексом ММ для расчёта авиационных винтовых СУ можно использовать для проведения расчётов параметров и характеристик планера и СУ, а также траекторных параметров движения винтовых ЛА.

Заключение

Разработан алгоритм расчёта преобразования мощности на выводном валу турбовинтового двигателя в тягу силовой установки. Для определения тяги воздушного винта разработана его математическая модель, основанная на принципе управления посредством воздействия на угол установки лопасти при постоянной частоте вращения винта. Для построения поля аэродинамических характеристик воздушного винта в широких диапазонах $\varphi_{\text{вв}}$ и λ предложен учёт тенденций изменения коэффициента полезного действия воздушного винта $\eta_{\text{вв}}$ при экстраполяции данных, полученных по результатам испытаний воздушного винта в аэродинамических трубах. Разработан алгоритм определения тяги силовой установки с учётом сжимаемости воздуха и взаимодействия воздушного винта и элементов планера самолёта. Верификация доработанной программы «Расчёт тягово-экономических и удельно-массовых характеристик силовой установки и параметров движения ЛА» путём сравнения рассчитанных с её помощью высотно-скоростных характеристик силовой установки с турбовинтовым двигателем АИ-20А и воздушного винта АВ-68И самолёта Ил-18 с характеристиками из технического описания показала погрешность определения значений тяги силовой установки менее 3%, что укладывается в требования к программному инструменту для проведения инженерных исследований.

Библиографический список

1. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч. 1. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. 366 с.
2. Блудов А., Фомин А. «Регионалы» в российском небе – 2020 // Взлёт. 2020. № 9-10 (189-190). С. 50-55.
3. Austin R. Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment. John Wiley, 2010. 372 с.
4. Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Фёдоров Р.М. Расчёт тягово-экономических и удельно-массовых характеристик силовой установки и параметров движения летательного аппарата. Свидетельство о гос. регистрации программ для ЭВМ № 2015662803; опубл. 02.12.2015.
5. Луковников А.В. Методология формирования технического облика силовых установок летательных аппаратов различного целевого назначения // Научно-технические технологии. 2008. Т. 9, № 3. С. 50-58.
6. Варуха И.М., Бычков В.Д., Смоленский В.Л. Практическая аэродинамика самолёта АН-12. М.: Транспорт, 1971. 180 с.
7. Кравец А.С. Характеристики воздушных винтов. М.: Госиздобронпром, 1941. 264 с.
8. Александров В.Л. Воздушные винты. М.: Госиздобронпром, 1951. 476 с.
9. Юрьев Б.Н. Избранные труды. Т. 1. Воздушные винты. Вертолёты. М.: Академия наук СССР, 1961. 551 с.
10. Арепьев А.Н. Выбор проектных параметров и оценка лётных характеристик пассажирских самолётов с турбовинтовыми двигателями: учеб. пособие. М.: МАИ, 2005. 96 с.

11. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч. 2. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. 448 с.

12. Бехтир П.Т., Бехтир В.П. Практическая аэродинамика самолёта Ил-18. М.: Транспорт, 1972. 200 с.

METHODICAL AND ALGORITHMIC ASPECTS OF MATHEMATICAL MODELING OF A SCREW AIRCRAFT POWER PLANT

© 2024

Yu. V. Zinenkov Candidate of Science (Engineering), Doctoral Student;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy
named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin,
Voronezh, Russian Federation;
Zinenkovy@mail.ru

The article describes the solution of a scientific problem that consists in expanding the functionality of the program "Calculation of the traction-economic and mass-specific characteristics of the power plant and aircraft motion parameters" through the introduction of additional algorithms and mathematical models for calculating the altitude-speed characteristics of screw aircraft power installations. At the same time, an internal calculation of the aircraft propeller thrust is used according to experimental aerodynamic coefficients, which makes it possible to increase the efficiency and reliability of complex theoretical studies of power plants of various types as part of aircraft at the stage of external design. A description is given of the developed algorithms: an algorithm for converting power on the output shaft of a gas turbine engine into thrust of an aircraft power plant; a mathematical model of a propeller that provides calculation of its thrust from experimental aerodynamic coefficients; an algorithm for determining the thrust of the power plant, taking into account the compressibility of the air and the interaction of the propeller and the elements of the airframe of the aircraft. Some features of the mathematical modeling of an aircraft propeller are revealed, in particular, the principle of propeller control by influencing the blade angle and rotational speed depending on the aircraft flight speed and a method for constructing the field of aerodynamic characteristics of an aircraft propeller in a wide range of blade angle and speed coefficient. In conclusion, the results of verification of the modified program are presented with an analysis of the obtained altitude-speed characteristics.

Screw power plant; air propeller; aerodynamic coefficients of the propeller; propeller characteristics; power factor; thrust coefficient; propeller thrust; altitude-speed characteristics.

Citation: Zinenkov Yu.V. Methodical and algorithmic aspects of mathematical modeling of a screw aircraft power plant. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 82-93.
DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-82-93

References

1. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskiy V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley. Ch. 1* [Theory of aircraft engines. Part 1]. Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 2006. 366 p.
2. Bludov A., Fomin A. «Regions» in the Russian sky – 2020. *Vzlet*. 2020. No. 9-10 (189-190). P. 50-55. (In Russ.)
3. Austin R. Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment. John Wiley, 2010. 372 с.
4. Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V., Fedorov R.M. *Raschet tyagovo-ekonomicheskikh i udel'no-massovykh kharakteristik silovoy ustanovki i parametrov dvizheniya letatel'nogo apparata* [Calculation of traction-economic and mass-specific characteristics of a power plant and aircraft motion parameters]. Certificate of state registration of application software no. 2015662803, 2015. (Publ. 02.12.2015)

5. Lukovnikov A.V. The methodology of technical appearance forming for power plants of different applicability aircrafts. *Science Intensive Technologies*. 2008. V. 9, no. 3. P. 50-58. (In Russ.)
6. Varukha I.M., Bychkov V.D., Smolenskiy V.L. *Prakticheskaya aerodinamika samoleta AN-12* [Practical aerodynamics of the An-12 aircraft]. Moscow: Transport Publ., 1971. 180 p.
7. Kravets A.S. *Kharakteristiki vozdushnykh vintov* [Propeller characteristics]. Moscow: Gosizdoboronprom Publ., 1941. 264 p.
8. Aleksandrov V.L. *Vozdushnye vinty* [Propellers]. Moscow: Gosizdoboronprom Publ., 1951. 476 p.
9. Yur'ev B.N. *Izbrannye trudy. T. 1. Vozdushnye vinty. Vertolety* [Selected works. V. 1. Propellers. Helicopters]. Moscow: Akademiya Nauk SSSR Publ., 1961. 551 p.
10. Arep'ev A.N. *Vybor proektnykh parametrov i otsenka letnykh kharakteristik passazhirskikh samoletov s turbovintovymi dvigatelyami: ucheb. posobie* [Selection of design parameters and assessment of flight characteristics of passenger aircraft with turboprop engines]. Moscow: MAI Publ., 2005. 96 p.
11. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskiy V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley. Ch. 2* [Theory of aircraft engines. Part 2]. Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 2006. 448 p.
12. Bekhtir P.T., Bekhtir V.P. *Prakticheskaya aerodinamika samoleta Il-18* [Practical aerodynamics of the Il-18 aircraft]. Moscow: Transport Publ., 1972. 200 p.