



МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
(МИНОБОРОНЫ РОССИИ)

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ КАЗЕННОЕ
ВОЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ

**ВОЕННЫЙ УЧЕБНО-НАУЧНЫЙ ЦЕНТР
ВОЕННО-ВОЗДУШНЫХ СИЛ
«ВОЕННО-ВОЗДУШНАЯ АКАДЕМИЯ
имени профессора Н.Е. Жуковского
и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)**

г. Воронеж, 394064,
ул. Старых Большевиков, д. 54а

«*В*» 12 2022 г. № 1/954

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель начальника Военного
учебно-научного центра Военно-
воздушных сил «Военно-воздушная
академия имени профессора
Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
по учебной и научной работе

В.Г. Казаков

2022 г.



ОТЗЫВ

ведущей организации на диссертацию **БОРОВИКОВА** Дмитрия Александровича на тему «Методика определения оптимального облика гибридных силовых установок с воздушным винтом в системе летательного аппарата», представленную на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.15. – Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов.

Актуальность темы.

Последние события в мире привели к потребности в увеличении парка пассажирских отечественных самолетов в России. Исходя из реальной ситуации в авиационной отрасли, от организаций, обеспечивающих разработку и производство самолетов в России, требуются активные действия в решении множества проблемных вопросов в области разработки, конструирования и производства. При этом одним из наиболее важных вопросов, является создание линейки современных авиационных двигателей.

Известно, что эффективность функционирования самолета во многом зависит от его силовой установки, основным элементом которой является авиационный двигатель. Поэтому, развитию современных авиационных двигателей для самолетов гражданской авиации во всем мире уделяют большое внимание, а для России этот вопрос становится еще более острым, так как

Отдел документационного
обеспечения МАИ

«8» 12 2022 г.

кооперации с иностранными компаниями по всем проектам авиационных двигателей прекращены. Для перспективных проектов гражданских самолетов требуются современные авиационные двигатели, развитие которых должно соответствовать требованиям, устанавливаемым ИКАО, и планам развития NASA N+3 Technologies и НИЦ «Институт им. Н.Е. Жуковского».

Одной из основных задач, стоящих перед конструкторами современных авиационных двигателей является повышение их топливной эффективности и улучшение экологичности. Исходя из этого, к основным критериям эффективности развития авиационных двигателей гражданской авиации относят снижение расхода топлива и выбросов вредных веществ. Достичь требуемого уровня указанных критериев можно путем повышения значений параметров термодинамического цикла или эффективности работы основных элементов силовой установки. Здесь следует отметить, что газотурбинный двигатель, на базе которого создано большинство силовых установок для современных самолетов, приближается к максимальным значениям параметров термодинамического цикла, а его основные элементы работают с достаточно высокими КПД. Поэтому в мире для удовлетворения требований к перспективным летательным аппаратам идет активный поиск альтернативных источников энергии и конструктивных схем их авиационных силовых установок.

Одним из таких направлений является развитие гибридных силовых установок. За последнее десятилетие в этом направлении выполнено множество работ учеными во всем мире, но, несмотря на это, по-прежнему остается множество нерешенных вопросов, части из которых и посвящена эта диссертация.

Таким образом актуальность работы, посвященной созданию методики определения оптимального облика гибридных силовых установок с воздушным винтом в системе летательного аппарата не вызывает сомнений.

Научная новизна.

Научная новизна работы заключается в следующем:

- получено множество полетных задач летательного аппарата с воздушным винтом, для которых рационально применение гибридных силовых

установок с отображением полученного множества на множестве топливной эффективности гибридных силовых установок;

- обоснована постановка задачи оптимизации гибридной силовой установки через функцию управления с ее отображением на множестве технических обликов гибридных силовых установок, а также способ расчета ограничений на множество функций управления;

- разработана имитационная модель гибридной силовой установки на базе турбовинтового двигателя в системе летательного аппарата;

- выполнена оптимизация гибридной силовой установки на базе турбовинтового двигателя для самолета местных авиалиний.

Общая характеристика работы.

Во введении обоснована актуальность темы, сформулированы цель, научная новизна и практическая значимость диссертационной работы.

В первой главе содержится широкий аналитический обзор литературных источников по теме исследования, показано современное состояние научной проблемы, проанализированы существующие методы ее решения. Дано определение гибридной силовой установки, раскрыты преимущества и недостатки некоторых ее типовых схем. На основании анализа в диссертационной работе в качестве объекта исследования выбрана гибридная силовая установка параллельной схемы для летательного аппарата местных авиалиний, а в качестве критерия эффективности принят расход топлива за полетный цикл.

Во второй главе приведена методика определения оптимального облика гибридной силовой установки в системе летательного аппарата, которая включает четыре основных этапа: выбор типа силовой установки, определение ограничений на множество возможных обликов, построение математической модели и решение задачи оптимизации гибридной силовой установки для выбранных летательного аппарата и полетной задачи.

В первом разделе второй главы аналитически выведено множество полетных задач, для которых рационально применение гибридной силовой установки на базе турбовинтового двигателя. Во втором разделе главы при-

ведена постановка задачи оптимизации гибридной силовой установки в системе летательного аппарата.

В третьей главе выполнена оптимизация гибридной силовой установки в системе летательного аппарата типа Cessna 208В по разработанной методике с использованием построенной имитационной модели. Решение задачи оптимизации рассмотрено для трех вариантов полетного цикла с различной продолжительностью крейсерского участка полета. В результате получена хорошая корреляция результатов имитационной модели с предложенной аналитической зависимостью, а также найдены оптимальные облики гибридной силовой установки для рассмотренных полетных циклов.

В заключении диссертации сделаны выводы о возможности применения представленной методики оптимизации гибридной силовой установки параллельной схемы для самолетов с воздушным винтом при решении задачи оптимизации облика гибридной силовой установки по критериям эффективности высокого уровня с учетом нестационарных процессов. Даны выводы о возможных направлениях развития гибридной силовой установки и предложенной методики.

В диссертационной работе решена важная научно-техническая задача повышения достоверности расчетно-теоретических исследований по формированию технического облика авиационных силовых установок по критериям самолетного уровня за счет разработанной методики определения оптимального облика гибридных силовых установок с воздушным винтом в системе летательного аппарата.

Значимость полученных автором диссертации результатов для развития соответствующей отрасли науки заключается в разработке методики определения оптимального облика гибридных силовых установок с воздушным винтом в системе летательного аппарата.

Практическая ценность результатов работы заключается в возможности использовать в конструкторских бюро и научно-исследовательских организациях:

- предложенное определение множества полетных задач для применения гибридных силовых установок при выборе наиболее подходящего типа силовой установки на начальных этапах проектирования летательного аппарата;

- предложенную постановку задачи оптимизации для поиска оптимальных параметров гибридных силовых установок в системе летательного аппарата по критериям высокого уровня;

- разработанную имитационную модель гибридной силовой установки на базе турбовинтового двигателя в системе летательного аппарата для определения технических характеристик летательного аппарата и эффективности выполнения поставленных полетных задач.

Научная ценность работы заключается в полученной аналитической зависимости области применения гибридных силовых установок от параметров летательного аппарата и его электрических систем, сформулированной постановке задачи оптимизации гибридной силовой установки в системе летательного аппарата и разработанной математической модели гибридной силовой установки в системе летательного аппарата.

Достоверность результатов диссертации обусловлена применением теоретически обоснованных методов, применением современного метода связанных графов (Bond graph) при построении математической модели гибридной силовой установки в системе летательного аппарата и сравнением результатов математического моделирования с открытыми источниками. Достоверность результатов, полученных в ходе исследования, обусловлена также их обсуждением на научных конференциях и семинарах.

Апробация работы и полнота опубликованных результатов.

Основные результаты работы докладывались на международном молодежном форуме «Будущее авиации и космонавтики за молодой Россией», 19-й Международной конференции «Авиация и космонавтика», 20-й Международной конференции «Авиация и космонавтика», Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателе-

строения» и Международной научно-технической конференции «International Conference on Aviation Motors» (ICAM-2020).

Рекомендации по использованию результатов и выводов, приведенных в диссертации.

Полученные результаты и выводы, приведенные в диссертации, рекомендовано использовать при разработке и совершенствовании авиационных силовых установок, в частности, при формировании оптимального технического облика гибридных силовых установок с воздушным винтом в системе летательного аппарата.

Замечания по работе.

По диссертационной работе имеется ряд замечаний, не снижающих общую положительную оценку работы:

1. В математической модели электрической части нет модели электропроводки. Известно, что электропроводка имеет свой вес, сопротивление, тепловые потери, поэтому ее следует учитывать, при расчете электрической части гибридной силовой установки.

2. Решение задачи оптимизации не описано на физическом уровне. Также не описано, какой метод оптимизации использовался, какие параметры варьировались и в каких диапазонах. При описании результатов оптимизации автор не уделил внимание анализу поиска решения и недостаточно корректно их структурировал.

3. Не все методологические характеристики работы сформулированы в ее тексте. При декомпозиции цели работы, отсутствует задача по разработке методики, при этом в работе она решена.

4. В работе нет ссылок на источники используемых автором формул.

5. Читаемость работы значительно усложнена, что обусловлено использованием автором в формулах обозначений параметров рабочего процесса двигателя, аэродинамики и динамики полета, принятых как в авиационной и ракетной отраслях, так в зарубежной и отечественной литературе.

6. По тексту диссертации имеются опечатки, неточности в описании формул и рисунков, некорректно используются принятые сокращения.

7. На странице 27 автор пишет: «В качестве источника энергии для гибридной силовой установки может использоваться АКБ или топливный элемент». Правильнее топливный элемент в системе гибридной силовой установки рассматривать не источником энергии, а устройством преобразования энергии топлива в электрический ток. При этом источником энергии для гибридной силовой установки следует считать топливо для этого топливного элемента.

8. На странице 34 автор пишет: «электродвигатель сможет создать достаточную подъемную силу», что является неверным, так как электродвигатель не может создавать подъемную силу в принципе.

9. Рисунки 13-16 и 21-26 неверно подписаны.

10. В формуле (13) ошибка, надо разделить выражение на скорость, чтобы получить G_T в кг. Параметр G_T – автор определяет, как расход топлива за полетный цикл, выражаемый в кг. Правильнее определять этот параметр, как массу топлива, затраченную в полетном цикле.

11. На странице 38 автор пишет «Скорость полета слабо влияет на максимальную дальность полета с гибридной силовой установкой». Это утверждение может быть справедливо только для некоторого диапазона скоростей.

12. В формуле (29) опечатка, расход воздуха определяется полными параметрами, а не статическими.

13. Определение, данное автором на стр. 50: «Степень повышения полного давления рассчитывается как отношение выходного давления ко входному», неверно. Степень повышения полного давления рассчитывается как отношение полного выходного давления к полному входному.

14. Неверное описание формулы (94) «Расход топлива определяется, как сумма расходов всех силовых установок». Силовая установка на самолете одна, при этом может состоять из нескольких двигателей. Следовательно $C_{удi}$ – это удельный расход топлива i -го двигателя, а не i -той силовой установки.

15. Вывод, сделанный автором на стр. 86 о том, что на участке набора скорости потребная мощность ГТД в составе гибридной силовой установки оказывается выше за счет большой массы летательного аппарата неверен, так

как масса летательного аппарата с гибридной силовой установкой больше массы летательного аппарата с ГТД не только на участке набора скорости, а на протяжении всего полета.

Заключение.

Диссертационная работа Боровикова Дмитрия Александровича представляет собой законченную научно-квалификационную работу, которая посвящена актуальной научной проблеме и имеет практическое и теоретическое значение. Работа выполнена на достаточно высоком научно-техническом уровне. Диссертация и автореферат написаны ясным и понятным научным языком. Содержание диссертации последовательно и связно отражает порядок и суть проведенных исследований. Применяемые в работе методы и порядок их применения описаны достаточно подробно. Оформление диссертации и автореферата в основном соответствует существующим требованиям. Автореферат по содержанию и структуре изложения в полном объеме отражает содержание диссертации. Судя по автореферату и диссертации основные результаты принадлежат лично автору. Основные результаты диссертации опубликованы в трех статьях в изданиях, рекомендованных Высшей аттестационной комиссией при Министерстве науки и высшего образования Российской Федерации, и одной статье в зарубежном издании, индексируемом в базе данных Scopus. Научные положения и результаты, выносимые на защиту полностью отражены в работе и публикациях и соответствуют паспорту научной специальности 2.5.15. - «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов». Несмотря на отмеченные недостатки, по содержанию, научному уровню, полученным результатам, актуальности, практической и теоретической значимости соответствует требованиям (п.9-14) «Положения о присуждении ученых степеней, утвержденного Постановлением Правительства Российской Федерации от 24.09.2013 № 842 (в редакции Постановлением Правительства Российской Федерации от 21.04.2016 № 335), предъявляемым к диссертациям на соискание ученой степени кандидата наук, а ее автор, БОРОВИКОВ Дмитрий Алек-

сандрович, заслуживает присуждения степени кандидата технических наук по специальности 2.5.15. – «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов».

Отзыв рассмотрен и одобрен на расширенном заседании кафедры авиационных двигателей под председательством начальника кафедры авиационных двигателей, кандидата технических наук доцента Черкасова А.Н.

Присутствовало – 17 человек.

Результаты голосования: «за» – 17 человек, «против» – нет, «воздержалось» – нет.

Протокол № 19 от 29 ноября 2022 г.

Отзыв составили:

Начальник кафедры авиационных двигателей Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), кандидат технических наук, доцент


_____ Черкасов Александр Николаевич

Профессор кафедры авиационных двигателей Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), доктор технических наук, профессор


_____ Аксенов Станислав Петрович

Профессор кафедры авиационных двигателей Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), кандидат технических наук, старший научный сотрудник


_____ Пахольченко Андрей Александрович

Докторант кафедры авиационных двигателей Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), кандидат технических наук


_____ Зиненков Юрий Владимирович

Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), 394064, Россия, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, д. 54а, Телефон: 8-(473)-244-76-74, e-mail: vva@mil.ru, http:// академия-ввс.рф.

8.12.2022. С отзывом ознакомлен 