



АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО «ОДК-КЛИМОВ»
(АО «ОДК-КЛИМОВ»)

06.08.2021 № К-430/653/599

На № 08-2021-07 от 09.06.2021

**МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ
ИНСТИТУТ (РАЦИОНАЛЬНЫЙ
ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ) (МАИ)
УЧЁНОМУ СЕКРЕТАРЮ
ДИССЕРТАЦИОННОГО СОВЕТА
Д212.125.08
ПРОФЕССОРУ, Д.Т.Н.**

Отзыв на автореферат
диссертации Рябова П. А.

Ю. В. ЗУЕВУ

Волоколамское шоссе, 4. МАИ, Учёный совет
г. Москва, А-80, ГСП-3, 125993
e-mail: mai@mai.ru

Уважаемый Юрий Владимирович!

Направляю Отзыв на автореферат диссертации Рябова Павла Александровича на тему: «Методика многодисциплинарной оценки эффективности применения маршевых гибридных газотурбинных двигателей магистрального самолёта», представленной на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 05.07.05 – «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов».

Приложение: указанный Отзыв на 14 л. в 2 экз. (подлинник)

С уважением,
Генеральный конструктор

В. А. Елисеев

Отдел документационного
обеспечения МАИ

Вх. № 16 от 08 2021 г.

Исполнитель: Чернявский Александр Самуилович, тел. +7 (812) 647-00-37 доб. 7742



АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО «ОДК-КЛИМОВ»
(АО «ОДК-КЛИМОВ»)

ОТЗЫВ

на автореферат диссертации Рябова Павла Александровича «Методика многодисциплинарной оценки эффективности применения маршевых гибридных газотурбинных двигателей магистрального самолёта», представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.05 – «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов».

В автореферате диссертации Рябова Павла Александровича «Методика многодисциплинарной оценки эффективности применения маршевых гибридных газотурбинных двигателей магистрального самолёта» представлены результаты расчётных исследований, направленных на применение гибридных СУ на магистральных самолётах гражданской авиации.

Целью работы является разработка методики и комплекса математических моделей многодисциплинарной оценки эффективности применения маршевых гибридных ГТД магистральных самолётов, позволяющей оперативно оценивать и прогнозировать уровень технического совершенства новых электрических и гибридных систем для их дальнейшего эффективного применения в авиации. Для этого требуется решить следующие задачи:

1. Разработать методику многодисциплинарной оценки эффективности применения гибридных ГТД в составе маршевой СУ.
2. Разработать комплекс математических моделей для многодисциплинарной оценки эффективности применения гибридных ГТД в составе маршевой СУ.
3. Выполнить расчётно-параметрические исследования по определению рационального облика маршевого гибридного ГТД.

Отдел документационного
обеспечения МАИ

«16» 08 2021г.

4. Выполнить многодисциплинарные исследования по оценке эффективности применения маршевой СУ на базе гибридного ГТД.

Диссертационная работа состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка авторских публикаций.

Во введении приведен краткий анализ результатов исследований в области гибридных ГТД для маршевых СУ самолётов ГА. Сформулирована цель работы, отмечена научная новизна и практическая значимость, обозначена структура и содержание диссертации.

В первой главе приведены примеры и проведён анализ зарубежных комплексных методик многодисциплинарной оценки эффективности интеграции гибридных СУ на перспективных магистральных самолётах. Представлен краткий обзор отечественных исследований ЦИАМ в обеспечение разработки методики многодисциплинарной оценки эффективности маршевых гибридных ГТД магистральных самолётов. Автором поставлена задача проведения исследования с применением разработанного в ФГУП ЦИАМ подхода, аналогичного для ГТД традиционных схем.

В качестве основного объекта автором был выбран маршевый гибридный ГТД с источником электрической энергии на базе топливных элементов в составе СУ для магистральных самолётов далёкой перспективы. Представлен пример одной из возможных схем СУ с ТРДД.

Источником электрического тока служит предложенная автором электрическая энергоустановка. В качестве топлива рассматриваются: керосин, сжиженные газовые углеводородные топлива (пропан-бутан и метан) и водород. Работа топливной батареи предполагается на протяжении всего полёта. Расчётным был выбран крейсерский режим полёта.

Для оценки эффективности гибридного ГТД в составе маршевой СУ была выбрана размерность самолёта класса БСМС типа А320, В737, МС-21. Были приняты следующие критерии эффективности:

- ЛТХ : взлётная масса самолёта, необходимая длина ВПП, топливная эффективность в г/пасс. км;

- экономические в руб./пасс. км;
- экологические (уровень генерируемого шума, уровень эмиссии газов: NO_x , CO_2 , H_2O).

На основании результатов работ, проведенных в ФГУП ЦИАМ, определены направления и порядок проведения исследований эффективности гибридных ГТД.

Во второй главе приведено описание разработанной автором методики и комплекса математических моделей. Представлена принципиальная схема методики многодисциплинарной оценки эффективности гибридных ГТД, принятая автором за основу комплекса расчётных математических моделей.

Основное внимание в работе уделено определению характеристик маршевой гибридной СУ в соответствии с разработанной в ФГУП ЦИАМ схемой расчёта.

Расчёт высотно-скоростных и дроссельных характеристик и выбор рациональных схем гибридных ГТД проводился с использованием модифицированной математической модели термодинамического расчёта характеристик ТРДД нулевого уровня ФГУП ЦИАМ. В данной математической модели имеется возможность подвода внешней механической мощности от электрического мотора к турбине низкого давления и (или) к турбине высокого давления.

Характеристики электрических моторов и топливных батарей задавались на основе прогнозируемых показателей: электрической мощности, КПД и удельной массы. В работе представлена одна из возможных схем и принцип работы электрической энергоустановки, в состав которой входят:

- реактор конверсии топлива;
- батарея топливных элементов;
- каталитическая камера дожигания;
- турбокомпрессор с электрическим генератором.

Расход топлива электрической энергоустановки определяется:

- расчётной электрической мощностью;
- удельной теплотой сгорания;

- КПД.

Массогабаритные характеристики и КПД перспективных электрических энергоустановок были приняты на основании материалов исследований отдела «Специальные авиационные двигатели и химмотология», сектора «Теплофизика и ракетное горючее» (руководитель Байков А. В.) ФГУП ЦИАМ:

- удельная масса для всех видов топлива 0,5 кг/кВт;
- КПД, %:
 - для керосина 50;
 - для пропан-бутана 57;
 - для метана 62;
 - для водорода 70.

Удельная мощность батареи топливных элементов оценивается примерно в 2 МВт/м³. При оценке эффективности гибридной СУ принималось, что масса и объём электрической энергоустановки не оказывает влияния на центровку и аэродинамические характеристики ЛА, поскольку одно из возможных мест расположения электрической энергоустановки будет в крыле самолёта традиционной аэродинамической схемы. При этом в массу СУ не добавлялась масса электрических кабелей, так как электрическая энергоустановка расположена в непосредственной близости от ГТД.

В предлагаемой методике СУ в составе самолёта описывается рядом интегральных характеристик.

Эквивалентный удельный расход топлива гибридной СУ представляет сумму расходов топлива через камеру сгорания ГТД и электрическую энергоустановку, отнесённую к тяге СУ.

Масса СУ состоит из масс ГТД, электрического двигателя и электрической энергоустановки. Приведено обоснование выбора уровня технического совершенства элементов и систем СУ и ЛА на настоящее время и на прогнозируемый период (до 2035 г.). Удельная масса ГТД была оценена в 0,167 кг/кгс, что примерно соответствует удельной массы традиционного ТРДД. Удельная масса перспективных электрических двигателей была принята 0,1 кг/кВт. КПД электрических двигателей с регулятором был принят 98%.

Характеристики гибридных СУ были приняты для формирования математических моделей, входящих в состав многодисциплинарного комплекса программ оценки эффективности гибридной СУ. Представленная в работе схема комплекса программ отображает структуру методики. Дано краткое описание входящих в состав комплекса расчётных методик и математических моделей, разработанных автором или при его участии, и используемых для проведения расчётно-параметрических исследований и численной оценки принятых критериев эффективности гибридного ГТД в составе СУ ЛА:

- математическую модель маршевой СУ на базе гибридного ГТД, включая математические модели:

- расчёта характеристик ГТД;
- электрического двигателя;
- электрической энергоустановки;
- расчёта масс компонентов СУ;

- математическую модель ЛТХ, включая математические модели:

- интеграции характеристик СУ и ЛА с блоком пересчёта массы топливной системы и блоком пересчёта аэродинамических характеристик ЛА относительно самолёта-прототипа для хранения газового криогенного топлива;

- расчёта траектории полёта самолёта по маршруту с оценкой дальности и топливной эффективности;

- расчёта потребной длины ВПП;

- математическую модель уровня шума на местности (расчёт траекторий для оценки шума, шума в источнике, в контрольных точках);

- математическую модель эмиссии выхлопных газов (по трём составляющим: NO_x , CO_2 , H_2O).

Передача данных между независимыми расчётными модулями осуществляется через тестовые файлы. Данный подход позволяет использовать как отдельные самостоятельные математические модели, так и уже рассчитанный набор необходимых характеристик.

Все представленные математические модели прошли соответствующую валидацию и применялись автором при решении практических задач. Уровень

точности математических моделей достаточен для использования их в решении задачи диссертационного исследования. Точность математических моделей СУ, дальности полёта, длины ВПП и траектории для оценки уровня шума, основанных на стандартных методиках газодинамического (возможно термодинамического?) расчёта ГТД и динамики полёта ЛА, зависит только от объёма и правильности задания исходной информации. Точность полуэмпирической методики прогнозирования уровня шума на местности СУ на базе ТРДД составляет $\pm 2,5$ EPNdB. Значения показателей эмиссии CO₂ и H₂O определяются правильностью моделирования траектории полёта по маршруту. Методика прогнозирования эмиссии NO_x основана на использовании статистических и экспериментальных данных по камере сгорания двигателя-прототипа. Точность вычисления индексов эмиссии NO_x зависит от близости параметров на входе и выходе камеры сгорания на соответствующих режимах работы гибридного ГТД и двигателя-прототипа.

В третьей главе представлены примеры *первого этапа* исследований, который посвящён предварительному формированию и выбору рациональных схем гибридных ГТД по критерию топливной экономичности на расчётном крейсерском режиме при использовании в качестве топлива керосина и альтернативных газовых топлив. Приведено описание трёх вариантов схем гибридных ГТД с электрическими двигателями.

Эти схемы сформированы для перспективного БСМС технического уровня 2030-х гг. на основе базового ТРДД тягой на взлётном режиме 9000 кгс и с высокими параметрами термодинамического цикла.

Сформирован и представлен перечень исходных данных, варьируемых параметров и ограничений, принимаемых при проведении расчётного исследования экономичности рассматриваемых схем гибридных ГТД.

Планируемая последовательность проведения исследования:

1. Формирование облика базового ТРДД с заданными параметрами на крейсерском режиме (H=11 км, Mп=0,8). В рассматриваемом примере было принято:
 - степень двухконтурности 13;

- температура газа на входе в турбину 1592К;
- суммарная степень повышения давления 56,6;
- степень повышения давления в компрессоре 18,8;
- степень повышения в вентиляторе 1,4;
- приведенный расход воздуха (возможно газа?) на выходе из газогенератора 1 кг/с ???
- диаметр на входе в вентилятор 1,65 м;
- удельный расход топлива 0,49 кг/кгс. ч.

2. Проведение параметрических исследований по определению рационального соотношения между электрической и газотурбинной мощностью гибридного ГТД рассматриваемых схем. В расчётах принимаются постоянные значения КПД узлов на режиме «завязки» двигателя, соответствующих базовому ТРДД. На основании анализа полученных расчётных областей для дальнейшего исследования эффективности гибридных ГТД в составе СУ БСМС отобраны две наиболее простые схемы (с одним электрическим двигателем).

3. Проведение параметрических исследований по определению рациональных параметров отобранных схем при фиксированных значениях подводимой электрической мощности в условиях крейсерского полёта. Было установлено, что для минимизации массы комплекса «гибридный ГТД + электрическая энергоустановка + топливо + топливный бак» в первой схеме (электрический двигатель установлен за турбиной низкого давления) к валу ротора низкого давления целесообразно в крейсерском полёте подводить примерно 50% от мощности турбины. Во второй схеме (электрический двигатель установлен на роторе компрессора) мощность электрического двигателя, равная мощности электрического двигателя по первой схеме, передаётся ротору газогенератора.

В главе представлены основные результаты параметрических исследований экономичности ГСУ обеих схем с применением в качестве топлива керосина.

Для последующей комплексной оценки эффективности рассматриваемых СУ по самолётным критериям, была отобрана первая, как наиболее простая схема с параметрами, которые обеспечивают максимальную экономичность СУ в расчётных крейсерских условиях полёта и удовлетворяют всем заданным ограничениям.

В четвёртой главе в рамках *второго этапа* исследований, на примере одно- и двухтопливного БСМС при использовании керосина и (или) сжиженных газовых топлив представлены результаты проведенного впервые в отечественной практике многодисциплинарного исследования эффективности СУ с гибридным ГТД по комплексу критериев:

- топливная эффективность;
- длина ВПП;
- уровень шума на местности;
- уровень эмиссии выхлопных газов;
- цена топлива за полётный цикл.

Были рассмотрены две схемы размещения топливных баков для сжиженного водорода или пропан-бутана и сжиженного метана. Размеры и конструкция фюзеляжа базового БСМС соответствуют МС-21-300.

При оценке эффективности гибридного ГТД использованы высотно-скоростные и дроссельные характеристики СУ на всех режимах полёта, полученные ФГУП ЦИАМ. Величина дополнительной мощности подводимой от электрического двигателя сохраняется постоянной, как в крейсерском полёте, и составляет 15 – 20% от максимальной мощности, необходимой для привода вентилятора двигателя на взлётном режиме.

В расчётах были приняты соотношения цен на газовое топливо по сравнению с авиационным керосином: пропан-бутан – 50%, метан – 25%, водород – 1000%.

В главе представлены результаты расчётной оценки ЛТХ БСМС с гибридным ГТД и различными видами топлива.

С точки зрения практического применения с обеспечением эффективной эксплуатации и минимальных технических рисков, из рассмотренных газовых

топлив наиболее перспективным является метан (СПГ). Однако при принятых уровнях параметров БСМС с гибридными ГТД и электрической энергоустановкой на метане не обеспечивает топливную эффективность лучше, чем самолёт с ТРДД при использовании метана в качестве топлива.

Проведенные исследования уровня шума БСМС с гибридными ГТД по доработанной автором математической модели показали, что результаты оценки акустической эффективности практически не зависят от схемы двигателя и типа топлива. Без применения звукопоглощающих конструкций гибридная СУ будет обеспечивать запасы по уровню шума примерно 10 EPNdB по отношению к действующим нормам ИКАО (Глава 14). При развитии и валидации математической модели уровня шума были использованы результаты работ, методы и рекомендации ФГУП ЦИАМ.

Полученные данные по разработанным автором математическим моделям выбросов NO_x , CO_2 и H_2O показали, что применение гибридной СУ может существенно снизить эмиссию NO_x ГТД (до 60% по сравнению с ТРДД за ВПЦ и до 80% за полёт), обеспечив снижение выбросов CO_2 и H_2O ниже современных аналогов. При разработке и валидации математических моделей были использованы методические подходы ФГУП ЦИАМ.

В качестве примера демонстрации возможностей разработанных методик и комплекса математических моделей рассмотрен предложенный автором двухтопливный БСМС с керосином в качестве топлива для гибридного ГТД и газовым топливом (пропан-бутан, метан, водород) для электрической энергоустановки. Сравнение показателей эффективности ЛА было проведено по отношению к базовому БСМС с ТРДД.

По результатам выполненных оценок, наиболее сбалансированным по показателям эффективности и ожидаемым рискам оказался двухтопливный БСМС с электрической энергоустановкой работающей на метане. Показано, что основным преимуществом предложенной концепции гибридного ГТД является уменьшение эмиссии выхлопных газов.

В заключении приведены основные выводы по диссертационной работе, которые охватывают поставленные задачи.

1. Разработана методика многодисциплинарной оценки эффективности маршевых гибридных ГТД магистрального самолёта, которая на этапе концептуального проектирования ЛА позволяет:

- оценивать эффективность сформированных схем гибридных СУ на базе ГТД;
- прогнозировать характеристики ЛА и формировать требования к элементам и узлам СУ различных схем и планера самолёта, с учётом уровней готовности технологий и динамики ужесточения экологических норм.

2. На основе представленной методики разработан новый комплекс математических моделей многодисциплинарной оценки эффективности применения различных схем и концепций СУ на базе гибридных ГТД в составе дозвуковых пассажирских самолётов. Комплексная математическая модель позволяет проводить сравнение эффективности использования различных видов топлива и программ управления СУ и ЛА по критериям: дальность полёта, топливная эффективность, длина ВПП, уровень шума на местности, эмиссия выхлопных газов и др. В процессе отработки и апробации создаваемой методики и математической модели проведены расчётно-параметрические исследования и получены предварительные результаты, требующие дальнейшего уточнения.

3. Впервые в отечественной практике комплексно исследована схема гибридного ГТД для перспективного магистрального самолёта с дополнительным подводом мощности от электрического мотора к валу вентилятора. На основании проведенных параметрических исследований, при использовании различных видов топлива, определены рациональные параметры гибридных ГТД.

4. Впервые проведено предварительное сравнение эффективности применения двухтопливной гибридной СУ, в которой для работы гибридного ГТД используется керосин, а электрическая энергоустановка работает на пропан-бутане, метане или водороде, и однотопливной СУ аналогичной схемы. Показано, что у двухтопливного самолёта масса наличного на борту в

сжиженном виде газового топлива может быть снижена более чем на 60% и его можно полностью разместить в фюзеляже.

5. Показано, что акустическая эффективность БСМС с гибридными ГТД практически не зависит от схемы двигателя и вида топлива, а эмиссия выхлопных газов может быть существенно снижена.

6. Впервые выполнено сравнение по показателям эффективности в дальней перспективе (после 2040 г.) двухтопливного БСМС с электрической энергоустановкой, работающей на метане, при соотношении электрической и газотурбинной мощности 50/50%, с АКБ. Показано, что для эквивалентной замены электрической энергоустановки потребуется АКБ с удельной массой менее ~0,25 кг/кВт. ч, что в 20 раз лучше современных АКБ.

7. С целью проведения широкого ряда исследований по оценке эффективности применения различных схем гибридных ГТД в составе магистральных самолётов, представленную комплексную математическую модель целесообразно в дальнейшем использовать в программных комплексах оптимизации.

Текст автореферата изложен достаточно ясно и четко, исследуемый вопрос достаточно глубоко проработан. При благоприятном впечатлении в целом по материалу, представленному в автореферате, необходимо сделать следующие основные замечания:

1. В данной работе рассмотрены гибридные СУ на базе ТРДД магистральных самолётов (БМС, БСМС, СМС, ДМС), эквивалентной мощностью от 15000 кВт и более. Создание таких СУ, по ряду технических причин, является вопросом относительно далёкой перспективы. Более актуальным было бы рассмотрение гибридных СУ на базе ТВД региональных самолётов и самолётов МВЛ мощностью двигателей на взлётном режиме в диапазоне 500-2000 кВт и гибридных СУ вертолётов лёгкого, среднего и тяжёлого классов мощностью двигателей на взлётном режиме в диапазоне 300-2000 кВт.

2. Автором предложена оригинальная концепция гибридной СУ с постоянно действующей линией электрической мощности параллельно традиционной механической линии привода вентилятора ТРДД. Рациональность предлагаемой концепции гибридной СУ, отличной от принятых: параллельной (периодическая работа электрической линии) и последовательной, с турбоэлектрическим генератором и электрической трансмиссией, требует более основательного доказательства.

3. В состав гибридной СУ входит предложенная автором электрическая энергоустановка, физические принципы работы и особенности конструкции которой в работе практически не представлены.

4. Все результаты расчётно-аналитических исследований имеют довольно низкий уровень достоверности и требуют верификации на моделирующих стендовых установках, экспериментальных гибридных СУ и на ГСУ-демонстраторах.

5. Не достаточно доказательна оценка массы, габаритных размеров и КПД электрической энергоустановки.

6. Не достаточно убедительно принята оптимальность 50% соотношения мощности электрического двигателя к мощности турбины низкого давления.

7. При оценке уровня эмиссии выхлопных газов вместо H_2O нужно дополнительно рассмотреть содержание CO и сажу, а не H_2O (не является вредным выбросом).

8. Не ясна методика оценки и результаты уровня шума и эмиссии, создаваемая электрической энергоустановкой.

9. Удельная мощность батареи топливных элементов 2 МВт/м^3 представляется чрезвычайно малой. Большой объём не позволит разместить электрическую энергоустановку, как рассчитывает автор, внутри крыла вблизи ГТД. На магистральных самолётах практически весь свободный внутренний объём центроплана и консолей занят топливными баками кессонного или моноблочного типа.

10. Массовые оценки отдельных компонентов СУ, принятые в расчётах представляются не вполне корректными. Удельная масса ГТД зависит от

размерности (мощности, тяги), а удельная масса электрических компонентов практически не зависит от размерности.

11. Ряд параметров перспективного базового ТРДД (тягой на взлётном режиме примерно 9000 кгс) в крейсерском режиме представляются не реальными:

- суммарная степень повышения давления 56,6 завышена (реальное значение примерно 35-40);
- приведенный расход воздуха (возможно всё же газа?) на выходе из газогенератора 1 кг/с ???
- удельный расход топлива в крейсерском полёте при $H=11$ км, $M_p=0,8$, MCA равный 0,49 кг/кгс. ч. явно занижен (более реальное значение примерно 0,52 кг/кгс. ч.).

12. КПД электрического двигателя с регулятором 98%, принятый в расчётах, представляется завышенным. Более реальное значение 95-96%.

13. Применение жидкого водорода в качестве топлива электрической энергоустановки потребует значительных объёмов топливных баков с теплоизоляцией, что потребует существенной перекомпоновки планера и ухудшит аэродинамические характеристики и увеличит массу самолёта. Чем больше дальность полёта, тем будет значительнее и ухудшение аэродинамических и массогабаритных характеристик самолёта.

14. Применение на борту ЛА различных видов топлива создаст значительные дополнительные неудобства, в том числе и в повысит аэродромные расходы.

15. Наиболее комплексным критерием оценки эффективности СУ и ЛА в целом являются стоимость жизненного цикла.

Несмотря на указанные замечания, работа заслуживает положительной оценки. Анализ содержания автореферата диссертации, основных защищаемых положений, результатов и выводов, позволяет сделать заключение о том, что диссертационная работа Рябова Павла Александровича «Методика многодисциплинарной оценки эффективности применения маршевых

гибридных газотурбинных двигателей магистрального самолёта» является законченной научно-квалификационной работой и удовлетворяет всем требованиям ВАК РФ, предъявляемым к кандидатским диссертациям в соответствии с п. 9 «Положения о присуждении ученых степеней» № 842 от 24.09.2013 г., а ее автор Рябов Павел Александрович заслуживает присуждения искомой ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.05 – «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов».

Рецензенты:

Генеральный конструктор

Елисеев
Всеволод Александрович

Ведущий инженер-конструктор

Чернявский
Александр Самуилович

Подписи рецензентов
(их ф.и.о., ученые степени, должности)

Заверяю:
Начальник отдела научных программ-
Секретарь НТС



М.П.

Е.Ю.Орлова