

На правах рукописи



Рябов Павел Александрович

МЕТОДИКА МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОЙ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ
ПРИМЕНЕНИЯ МАРШЕВЫХ ГИБРИДНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ
ДВИГАТЕЛЕЙ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА

Специальность 05.07.05 – Тепловые, электроракетные двигатели и
энергоустановки летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2021

Работа выполнена в Государственном научном центре Российской Федерации, федеральном государственном унитарном предприятии «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова»

Научный руководитель: кандидат технических наук, старший научный сотрудник

Селиванов Олег Дмитриевич

Официальные оппоненты: **Лещенко Игорь Алексеевич**

доктор технических наук, старший научный сотрудник, публичное акционерное общество «ОДК-Сатурн», начальник бригады термодинамики

Зиненков Юрий Владимирович

кандидат технических наук, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», старший преподаватель

Ведущая организация: Публичное акционерное общество «Научно-производственное предприятие «Аэросила»

Защита состоится «20» сентября 2021 г. в 15 часов 00 минут на заседании диссертационного совета Д 212.125.08, созданного на базе ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»: https://mai.ru/upload/iblock/61a/Dissertatsiya_RyabovPA.pdf

Автореферат разослан « ____ » _____ 2021 г.

Ученый секретарь

диссертационного совета Д 212.125.08,

д.т.н., профессор

Зуев Юрий Владимирович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Достижение принятых (NASA, ACARE, НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского») для магистральных самолетов (МС) средне- и долгосрочной перспективы показателей эффективности может быть реализовано только при комплексном совершенствовании планера и силовой установки, в том числе за счет исследования новых прорывных конструктивно-схемных решений и физических принципов в области авиационных двигателей и силовых установок (СУ), в частности, гибридных схем газотурбинных двигателей (ГТД).

Под *гибридным ГТД* (ГГТД) понимается газотурбинный двигатель, в котором привод вентилятора и/или компрессора может осуществляться от различных источников мощности – газовой турбины и электромотора (ЭМ), питаемого электрической энергоустановкой (ЭУ) на основе аккумуляторных батарей (АБ), топливных элементов (ТЭ), солнечных батарей и др.

В связи с тем, что как ГГТД в целом, так и многие его узлы и системы являются новыми и малоизученными объектами, задача создания отечественных расчетных методик и инструментов для оценки и анализа показателей их эффективности в составе СУ МС приобретает высокую актуальность.

Целью данной работы является разработка методики и комплекса математических моделей (ММ) многодисциплинарной оценки эффективности применения маршевых ГГТД МС, позволяющей оперативно оценивать и прогнозировать уровень технического совершенства новых электрических и гибридных систем для их дальнейшего эффективного применения в авиации.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие **задачи**:

1. Разработать методику многодисциплинарной оценки эффективности применения ГГТД в составе маршевой СУ МС.

2. Разработать комплекс ММ для многодисциплинарной оценки эффективности применения ГГТД в составе маршевой СУ МС.

3. Выполнить расчетно-параметрические исследования по определению рационального облика маршевого ГТД.

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

Степень разработанности. Гибридный ГТД, его узлы и системы являются новыми и малоизученными объектами. В нашей стране отсутствуют теория и практика исследования эффективности подобных объектов, требующих от авиационных инженеров необходимых дополнительных знаний в новых областях, таких как электротехника, электрохимия и др. Для комплексной многодисциплинарной оценки показателей эффективности ГТД различных схем и поколений в составе маршевых СУ пассажирских магистральных самолетов необходима разработка соответствующих отечественных расчетных методик и математического инструментария.

Вклад автора в проведенное исследование.

1. Постановка задачи:

- комплексного многодисциплинарного исследования эффективности применения в авиации нового типа двигателя – маршевого ГТД;

- исследования эффективности применения ГТД и ЭУ на ТОТЭ в составе маршевой СУ одно- и двухтопливного магистрального самолета.

2. Адаптация и доработка методологии и разработка новой комплексной ММ для многодисциплинарного исследования эффективности применения различных схем ГТД и ЭУ при использовании различных видов топлив в составе маршевой СУ самолета.

3. Проведение параметрических исследований по влиянию на экономичность уровня подведенной мощности и параметров цикла трёх альтернативных схем маршевых ГТД МС.

4. Проведение многодисциплинарных исследований эффективности одно- и двухтопливного самолетов с маршевым ГТД на керосине и газовых топливах по критериям: дальность полета, топливная эффективность, длина

ВПП, шум на местности, эмиссия вредных веществ, стоимость топлива за полет.

Новизна приведенных результатов исследований заключается в следующем.

1. Разработаны методика и комплекс ММ для многодисциплинарной оценки эффективности маршевых ГТТД в составе СУ МС по самолетным критериям.

2. С использованием разработанного комплекса ММ выполнена комплексная оценка эффективности СУ на базе трёх альтернативных схем ГТТД и бортовой ЭУ на основе твердооксидных ТЭ (ТОТЭ) при использовании четырех видов топлива: керосина, пропан-бутана, метана, водорода.

3. Впервые по летно-техническим, акустическим и эмиссионным характеристикам самолета выполнена комплексная сравнительная оценка эффективности применения одно- и двухтопливной гибридной маршевой СУ, в которой для работы ГТТД используется керосин, а ЭУ с ТОТЭ работает на пропан-бутане, метане или водороде.

4. С использованием разработанной методики и комплекса ММ показана эффективность схемы ГТТД, на которую получен Патент РФ.

Теоретическая и практическая значимость приведенных результатов исследований.

1. Разработанная методика и многодисциплинарная математическая модель позволяют проводить параметрические исследования по оценке эффективности маршевых ГТТД в рамках научно-прикладных задач и учебных процессов.

2. В ходе отработки и апробации создаваемой методики и комплекса ММ определены рациональные параметры и область эффективного применения маршевых ГТТД в составе СУ одно- и двухтопливного самолетов.

3. Разработанная автором методика и ММ были широко использованы при выполнении в рамках Государственных контрактов с Минпромторгом России ряда тематических научно-исследовательских работ (НИР) ФГУП

«ЦИАМ им. П.И. Баранова» (ЦИАМ) и ФГУП «ЦАГИ», что подтверждено соответствующим Актом.

4. Получено авторское свидетельство на расчетный модуль для ЭВМ, входящий состав многодисциплинарного комплекса ММ. Получен Патент РФ на схему ГТТД, эффективность которой была показана с использованием разработанной методики и комплекса ММ.

Методология и методы исследования. Для оценки эффективности рациональных схем ГТТД в составе маршевой СУ магистральных самолетов применен многодисциплинарный подход и методология, аналогичные используемым для оценки эффективности традиционных схем двигателей. В основе разработанной автором методики и комплексной многодисциплинарной ММ лежат методы теории авиационных турбореактивных двигателей, аэродинамики и динамики полёта летательных аппаратов, а также авиационной акустики. Разработан новый комплекс программ прямого расчета показателей эффективности магистральных самолетов с ГТТД в соответствии с требованиями норм летной годности и экологических стандартов Международной организации гражданской авиации (ИКАО).

Положения, выносимые на защиту. В ходе проведения диссертационного исследования автором впервые в отечественной практике были разработаны следующие основные положения, выносимые на защиту:

- методика и комплекс ММ многодисциплинарной оценки эффективности применения ГТТД в составе маршевой СУ магистрального самолета;

- примеры с результатами параметрических исследований по определению рационального облика маршевых ГТТД нескольких альтернативных схем;

- результаты комплексного многодисциплинарного исследования эффективности концепций одно- и двухтопливного магистрального самолета с маршевой СУ на базе ГТТД по летно-техническим (длина ВПП и топливная эффективность в г/(пасс·км)), экологическим (шум на местности и эмиссия NO_x , CO_2 , H_2O) и экономическим (стоимость топлива за полет) показателям;

- возможные рациональные схемы и параметры ГТД.

Степень достоверности подтверждается:

- использованием при разработке комплекса ММ в качестве основы положений теории воздушно-реактивных двигателей, электротехники и электрофизики, аэродинамики и динамики полёта летательных аппаратов, прочности, авиационной акустики, а также разработанных ранее в ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» математических моделей, достоверность которых подтверждена в ходе экспериментальных исследований;

- сравнением характеристик ряда серийных двигателей и самолетов, рассчитанных с использованием разработанного комплекса ММ, с расчетно-экспериментальными характеристиками этих объектов, полученных их разработчиками;

- использованием опубликованных и обоснованных специалистами-экспертами ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», ФГУП «ЦАГИ» и др. научных организаций прогнозных данных по развитию технологий создания ГТД, электродвигателей, топливных элементов, улучшению аэродинамики и весового совершенства МС, снижению шума маршевых СУ;

- сравнением полученных результатов с результатами расчетных исследований, выполненных другими авторами;

- результатами неоднократного обсуждения положений и выводов по итогам работы на отраслевых совещаниях с участием специалистов-экспертов, отечественных и международных научно-технических конференциях.

Апробация работы. Основные результаты работы докладывались и обсуждались на Всероссийской научно-практической конференции Военного авиационного инженерного университета (ВАИУ, Воронеж, 2011 г.); Всероссийской научно-практической конференции «Академические Жуковские чтения» (ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», Воронеж, 2013 г.); семинаре ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» «Концепции развития гибридных двигателей и ВСУ на базе топливных элементов» (Москва, 2011 г.); Седьмом

международном аэрокосмическом конгрессе IAC'12 (Москва, 2012 г.); Международном конгрессе по авиационным наукам ICAS (Брисбен, Австралия, 2012 г. и Санкт-Петербург, РФ, 2014 г.); Международной научно-технической конференции молодых ученых и специалистов «О реализации Европейским Союзом рыночных методов снижения выбросов парниковых газов в авиации» (Москва, 2012 г.); XXXVII Академических чтениях по космонавтике (Москва, 2014 г.); 14-ом семинаре ONERA–ЦАГИ (Onera Châtillon (Salle Contensou), Франция, 2015 г.); Юбилейной конференции ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» «Авиадвигатели XXI века» (Москва, 2015 г.); Круглом столе «Накопители электроэнергии на основе химических источников тока для аэродромного оборудования и летательных аппаратов» в рамках МАКС-2017 (Жуковский, МО, 2017 г.); на симпозиуме «Перспективы развития ВРД, комбинированных двигателей и гибридных силовых установок» в рамках Научно-технического конгресса по двигателестроению (НТКД-2018) (Москва, 2018 г.); Пятой Всероссийской конференции с международным участием «Топливные элементы и энергоустановки на их основе» (Суздаль, 2018 г.). Представленные выше работы, выполненные в ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» с использованием разработанной методики и ММ, докладывались и обсуждались при защите материалов тематических НИР, а также неоднократно отмечались и занимали призовые места в ежегодном конкурсе лучших НИР ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова».

Публикации. По теме диссертации опубликовано 17 работ, из них в рецензируемых научных изданиях опубликовано 6 работ, получен 1 патент на изобретение и 1 свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ.

Объем и структура работы. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы и содержит 139 страниц основного машинописного текста, 34 таблицы, 52 рисунка. Список литературы включает 111 наименований.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении в обоснование актуальности темы диссертации автором проведен краткий анализ результатов исследований в области гибридных ГТД для маршевых СУ самолётов гражданской авиации. Здесь так же сформулирована цель работы, отмечена научная новизна и практическая значимость, дан краткий анализ структуры и содержания.

В главе 1 приведены примеры и выполнен анализ зарубежных комплексных методик многодисциплинарной оценки эффективности интеграции гибридных СУ на перспективных магистральных самолетах. Представлен краткий обзор отечественных исследований ЦИАМ в обеспечение разработки методики многодисциплинарной оценки эффективности маршевых ГТД магистральных самолетов. В этой главе автором ставится задача проведения диссертационного исследования с применением разработанного в ЦИАМ подхода, аналогичного для ГТД традиционных схем.

В качестве основного объекта рассмотрения автором выбран маршевый ГТД с источником электрической энергии на базе ТОТЭ в составе СУ для магистральных самолетов достаточно далёкой перспективы (2030–2040 гг.). На рисунке 1 представлен пример одной из возможных схем такой СУ, где показаны ее основные элементы:

- ГТД – гибридный ГТД, состоящий из газотурбинной части (ГТЧ), повторяющей турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД) в традиционном исполнении, и электромотора (ЭМ), расположенного на одном валу с турбиной низкого давления;

- ЭУ – электрическая энергоустановка, питающая ЭМ ($N_{ЭМ}$) и электрические бортовые системы ($\Delta N_{отб}$).

Источником электрического тока в ЭУ служит предложенная автором топливная батарея ТОТЭ, топливом для которой могут быть керосин или сжиженные газовые углеводородные топлива (пропан-бутан, метан) и водород. Работа ЭУ предполагается на протяжении всего полета. Расчетный режим

определяется крейсерскими условиями полета и заданным значением электрической мощности.

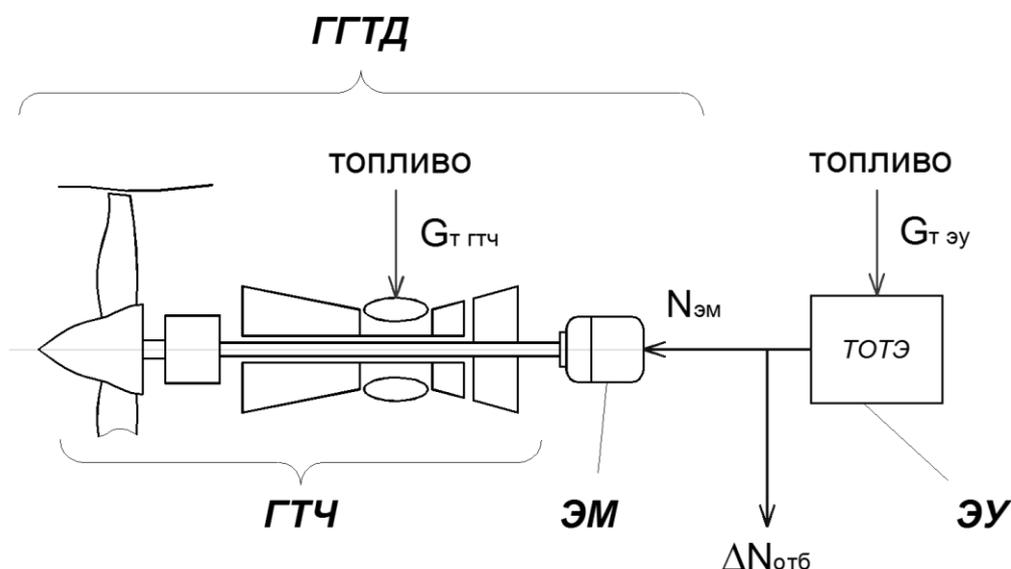


Рисунок 1 – Схема маршевой СУ с ГГТД и ЭУ на основе ТОТЭ

Для оценки эффективности ГГТД в составе маршевой СУ выбрана рациональная размерность самолёта 2030-х гг. класса МС-21-300. В качестве критериев эффективности приняты следующие показатели:

- летно-технические характеристики (ЛТХ) с учетом решения одинаковой транспортной задачи (взлетная масса самолета, длина ВПП, масса расходуемого топлива, топливная эффективность в г/(пасс·км));
- экологические (шум на местности, эмиссия NO_x , CO_2 , H_2O);
- экономические (выбран критерий стоимости топлива на единицу транспортной работы).

На основании результатов проведенных в ЦИАМ работ определены направления и порядок проведения исследований эффективности ГГТД.

В главе 2 приведено описание разработанной автором методики и комплекса ММ. На рисунке 2 изображена принципиальная схема методики многодисциплинарной оценки эффективности ГГТД, положенной автором в основу комплекса расчетных ММ.



Рисунок 2 – Схема методики многодисциплинарной оценки эффективности маршевых ГТТД магистральных самолетов

Основное внимание в работе уделено определению эффективных характеристик маршевой гибридной СУ в соответствии с разработанной в ЦИАМ и представленной на рисунке 3 схемой расчета.

Определение тягово-экономических характеристик (высотно-скоростных (ВСХ) и дроссельных (ДрХ)) и отбор рациональных схем ГТТД проводятся с использованием модифицированной ММ термодинамического расчета характеристик ТРДД нулевого уровня ЦИАМ. В этой ММ организован подвод заданного значения внешней механической мощности от электромотора $N_{эм}$ к мощности турбины N_T низкого давления (ТНД) и/или высокого давления (ТВД) согласно соотношению

$$N_m = G_{\epsilon} L_m + N_{эм} . \quad (1)$$

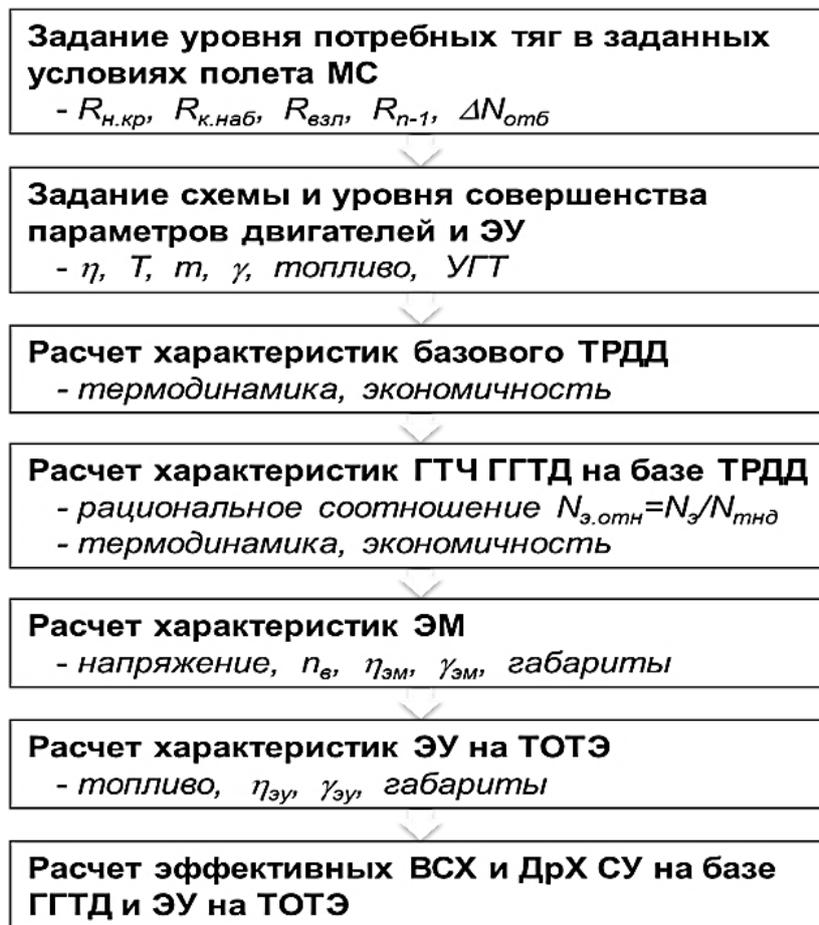


Рисунок 3 – Схема расчета характеристик СУ с ГГТД и ЭУ на основе ТОТЭ

Характеристики электромотора и ЭУ определяются их основными прогнозными интегральными показателями – электрической мощностью, коэффициентом полезного действия (КПД) и удельной массой. В работе представлена одна из возможных схем и принцип работы ЭУ на ТОТЭ, в состав которой входят такие элементы как реактор конверсии топлива, батарея ТОТЭ, каталитическая камера дожигания и турбокомпрессор с электрогенератором. Расход топлива через ЭУ $G_{т\ эу}$ при заданном КПД $\eta_{эу}$ определяется величиной ее расчетной электрической мощности $N_{эу}$ и удельной теплотой сгорания топлива H_u по формуле

$$G_{т\ эу} = N_{эу} / (H_u \eta_{эу}). \quad (2)$$

Массогабаритные характеристики и КПД перспективных ЭУ на базе ТОТЭ были приняты на основании материалов исследований отдела «Специальные авиационные двигатели и химмотология» ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (сектор «Теплофизика и ракетное горючее» под руководством Байкова А.В.):

- удельная масса ЭУ для всех видов топлива $\gamma_{\text{эу}}=0,5$ кг/кВт;
- КПД ЭУ для керосина $\eta_{\text{эу кер}}=0,5$; для пропан-бутана $\eta_{\text{эу п-б}}=0,59$; для метана $\eta_{\text{эу мет}}=0,62$; для водорода $\eta_{\text{эу вод}}=0,7$.

Предварительно оцененный объем батареи ТОТЭ мощностью 2 МВт составил ~ 1 м³. При оценках эффективности считалось, что масса и объем ЭУ не окажут влияния на центровку и аэродинамику ЛА, поскольку одно из возможных мест расположения ЭУ – в крыле самолета традиционной аэродинамической схемы. По той же причине в массе СУ не учитывалась составляющая массы электрических кабелей в предположении, что ЭУ целесообразно располагать в непосредственной близости от ГТД.

В представляемой методике (см. рисунок 2 и 3) силовая установка в системе самолета описывается следующими интегральными характеристиками.

Эквивалентный удельный расход топлива СУ $C_{R \text{ экв}}$ является суммой расходов топлива через газотурбинную часть (ГТЧ) гибридного ГТД $G_{\text{т ГТЧ}}$ и энергоустановку $G_{\text{т эу}}$, отнесенной к тяге СУ

$$C_{R \text{ экв}} = (G_{\text{т ГТЧ}} + G_{\text{т эу}}) / R. \quad (3)$$

Масса СУ $M_{\text{су}}$ определяется суммой составляющих ее элементов (ГТЧ, ЭМ, ЭУ). В главе приведено обоснование выбора уровня технического совершенства элементов и систем СУ и ЛА на текущий момент времени и на прогнозируемый период (2035 г.). Так, удельная масса газотурбинной части ГТД оценивалась величиной 0,167 кг/кгс, что соответствует значению

аналогичного показателя для базового ТРДД традиционной схемы. С учетом масштабного эффекта в расчетах величина удельной массы ЭМ принималась 0,1 кг/кВт для перспективных вентильных электроприводов в классе мощностей 1–2 МВт с системой охлаждения и управления. Предварительно принятое в данной работе значение КПД ЭМ с блоком управления составляет 98 %, что учитывается при вычислении расхода топлива через ЭУ.

Характеристики СУ являются исходными данными для ММ, входящих в состав многодисциплинарного комплекса программ (КП) оценки эффективности гибридной СУ. Представленная в работе схема КП отображает структуру методики (см. рисунок 2). В главе дано краткое описание входящих в состав комплекса расчетных методик и ММ, разработанных непосредственно автором или при его участии, и используемых для проведения расчетно-параметрических исследований и численной оценки принятых критериев эффективности ГТТД в составе СУ ЛА:

- ММ маршевой СУ на базе ГТТД (включает ММ расчета характеристик газотурбинной части (ГТЧ) двигателя; ММ электромотора; ММ ЭУ на ТОТЭ; ММ расчета массы СУ); авторы: Максимов А.А., Рябов П.А., Селиванов О.Д.;

- ММ ЛТХ (включает ММ интеграции характеристик СУ и ЛА с блоком пересчета массы топливной системы (ТС) и блоком пересчета аэродинамических характеристик ЛА относительно самолета-прототипа для хранения газового криогенного топлива на борту; ММ расчета траектории полета самолета по маршруту с оценкой дальности и топливной эффективности; ММ расчета потребной длины ВПП); автор: Рябов П.А.;

- ММ шума самолета на местности (расчет траекторий для оценки шума, шума в источнике, шума в контрольных точках (к.т.)); авторы: Мирзоян А.А., Рябов П.А.;

- ММ эмиссии вредных веществ (по трем составляющим: NO_x , CO_2 , H_2O); автор: Рябов П.А.

Передача данных между независимыми расчетными модулями осуществляется через текстовые файлы в определенных форматах. Такой

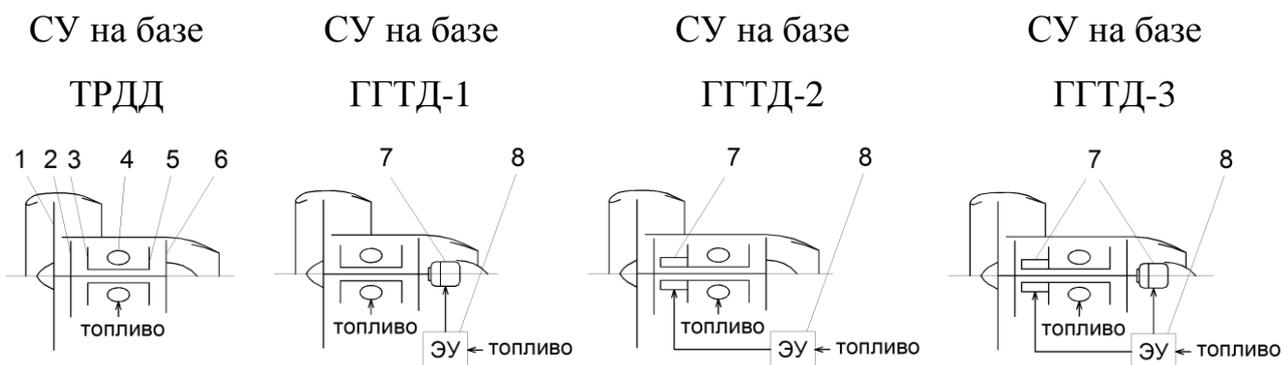
подход позволяет использовать как отдельные самостоятельные ММ, так и уже рассчитанный набор необходимых характеристик.

Все представленные ММ прошли соответствующую валидацию и применялись автором при решении практических задач. Уровень точности ММ позволяет использовать их для решения задач диссертационного исследования в составе представленного комплекса ММ. Точность ММ СУ, дальности полета, длины ВПП и траектории для оценки шума, основанных на стандартных методиках газодинамического расчета ГТД и динамики полета ЛА, зависит только от объема и правильности задания исходной информации. Точность полуэмпирической методики прогнозирования шума на местности СУ на базе ТРДД составляет $\pm 2,5$ EPNdB. Значения показателей эмиссии CO_2 и H_2O определяются правильностью моделирования траектории полета по маршруту. Методика прогнозирования эмиссии NO_x СУ основана на использовании статистических и экспериментальных данных по камере сгорания (КС) двигателя-прототипа. Точность вычисления индексов эмиссии NO_x зависит от близости параметров на входе и выходе КС на соответствующих режимах ГТД и двигателя-прототипа.

В главе 3 представлены примеры *первого этапа* исследований, который посвящен предварительному формированию и отбору рациональных схем ГТД по критерию топливной экономичности на расчетном крейсерском режиме при использовании керосина и альтернативных газовых топлив. Здесь приведено описание исследованных автором трех альтернативных схем ГТД с электромотором (см. рисунок 4).

Эти схемы сформированы для перспективного ближне-среднемагистрального самолета (БСМС) 2030-х гг. на основе базового ТРДД с повышенными параметрами цикла и взлетной тягой $R_{взл}=9$ тс.

В главе сформирован и представлен перечень исходных данных, варьируемых параметров и ограничений, принимаемых при проведении расчетного исследования экономичности рассматриваемых схем двигателей.



1 – вентилятор; 2 – подпорные ступени; 3 – компрессор высокого давления;
 4 – камера сгорания; 5 – турбина компрессора; 6 – турбина вентилятора;
 7 – электромотор; 8 – бортовая электрическая энергоустановка

Рисунок 4 – Рассматриваемые схемы СУ на базе ГГТД и ТРДД

Предполагается проведение исследования в такой последовательности.

1. Формируется облик базового ТРДД с заданными параметрами на крейсерском режиме полета ($H=11$ км, $M=0,8$). В данном примере принято: степень двухконтурности $m=13$; температура газа перед турбиной $T_{гкр}^*=1592$ К; суммарная степень повышения давления в компрессоре $\pi_{к\Sigma}^*=56,6$; степень повышения давления в компрессоре высокого давления $\pi_{квд}^*=18,8$; степень повышения давления в вентиляторе $\pi_{в}^*=1,4$; приведенный расход воздуха на выходе из газогенератора $G_{вггпр}=1$ кг/с; диаметр на входе в двигатель $D_{в}=1,65$ м; удельный расход топлива $C_{Rкр}=0,49$ кг/(кгс·ч).

2. Проводятся параметрические исследования по определению рационального соотношения между электрической и газотурбинной мощностью ГГТД рассматриваемых схем. В расчетах принимались постоянные значения КПД узлов на режиме «завязки» двигателя, соответствующих базовому ТРДД. На основании анализа полученных расчетных областей для дальнейшего исследования эффективности ГГТД в составе СУ БСМС отобраны две наиболее простые схемы ГГТД-1 и ГГТД-2 (см. рисунок 4).

3. Проводятся параметрические исследования по определению рациональных параметров отобранных схем при фиксированных значениях

подводимой электрической мощности в условиях крейсерского полёта. Установлено, что для минимизации массы системы «ГТТД+ЭУ+топливо+топливный бак» в схеме ГТТД-1 к валу ротора низкого давления (НД) целесообразно подводить ~50 % от суммарной мощности ТНД $N_{\text{ТНД}}$ в крейсерском полете. В схеме ГТТД-2 к валу ротора высокого давления (ВД) подводилось 100 % от суммарной мощности ТВД $N_{\text{ТВД}}$, что обеспечивало необходимое условие сравнения двух схем – равенство мощностей ЭМ ($N_{\text{Э ТНД}} \approx N_{\text{Э ТВД}}$).

В главе представлены основные результаты параметрических исследований экономичности схем ГТТД-1 и ГТТД-2 с применением керосина. Пример одной из полученных зависимостей показан на рисунке 6.

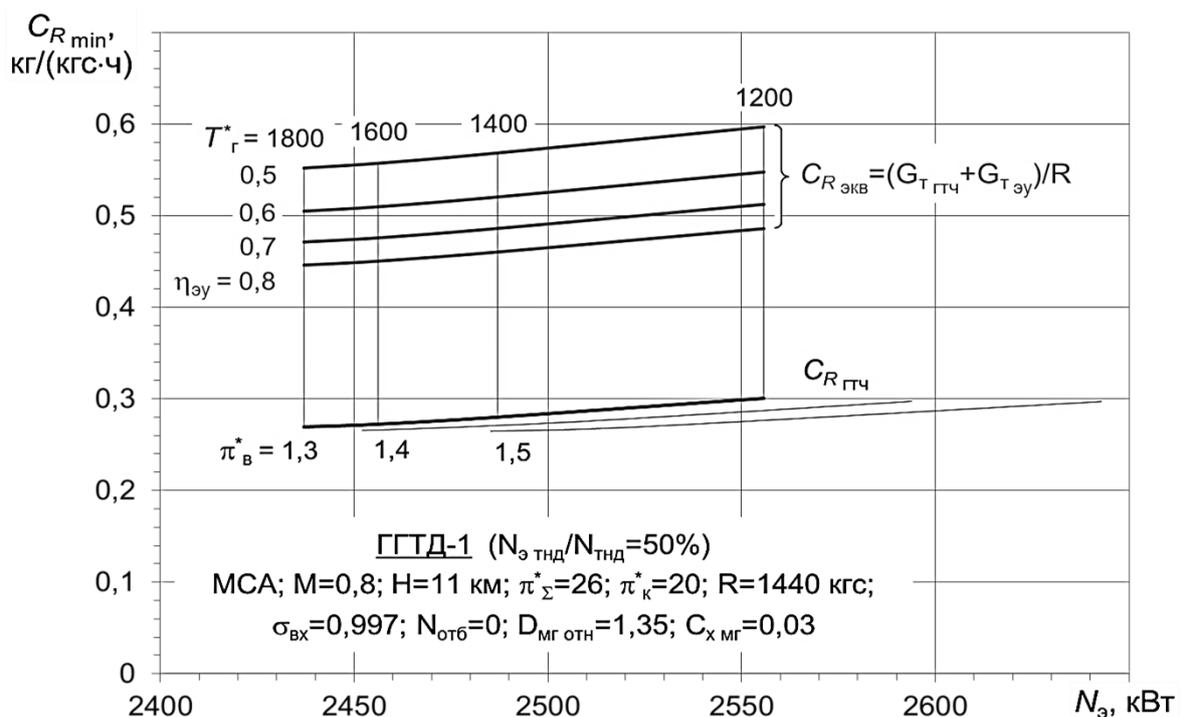


Рисунок 6 – Зависимость минимального удельного расхода топлива СУ на базе ГТТД-1 от подводимой электрической мощности, параметров цикла, принятых ограничений и КПД ЭУ

Для дальнейшей комплексной оценки эффективности рассматриваемых СУ по самолётным критериям, была отобрана наиболее простая в реализации

схема ГТТД-1 (см. рисунок 4) с параметрами, которые обеспечивают максимальную экономичность СУ в расчетных крейсерских условиях и удовлетворяют всем заданным ограничениям.

В главе 4, в рамках второго этапа исследований, на примере одно- и двухтопливного БСМС при использовании керосина и/или газовых топлив представлены результаты проведенного впервые в отечественной практике многодисциплинарного исследования эффективности СУ с ГТТД по комплексу критериев: топливная эффективность, длина ВПП, шум на местности, эмиссия вредных веществ (NO_x за ВПП и NO_x , CO_2 , H_2O за полет), стоимость топлива за полет.

В работе рассмотрены две альтернативные схемы размещения топливных баков для хранения водорода или пропан-бутана и метана (см. рисунок 7). Размеры и конструкция фюзеляжа базового БСМС с дальностью 5000 км, крейсерским числом Маха 0,78 и 180 пассажирами на керосиновом топливе аналогичны БСМС МС-21-300.



Рисунок 7 – Схемы расположения криогенных топливных баков для хранения жидкого водорода (слева), метана и пропан-бутана (справа)

При оценке эффективности ГТТД использованы полученные Каленским С.М. (ЦИАМ) высотно-скоростные и дроссельные характеристики СУ во всей полетной области БСМС. Уровень дополнительной подводимой мощности от ЭМ сохраняется постоянным, как в крейсерском полете, и он составляет 15–20 % от максимальной мощности, необходимой для привода вентилятора двигателя на взлетном режиме.

В расчетах приняты следующие соотношения цен (C) на газовые топлива:
 $C_{\text{пб}}=0,50C_{\text{кер}}$, $C_{\text{мет}}=0,25C_{\text{кер}}$, $C_{\text{в}}=10C_{\text{кер}}$.

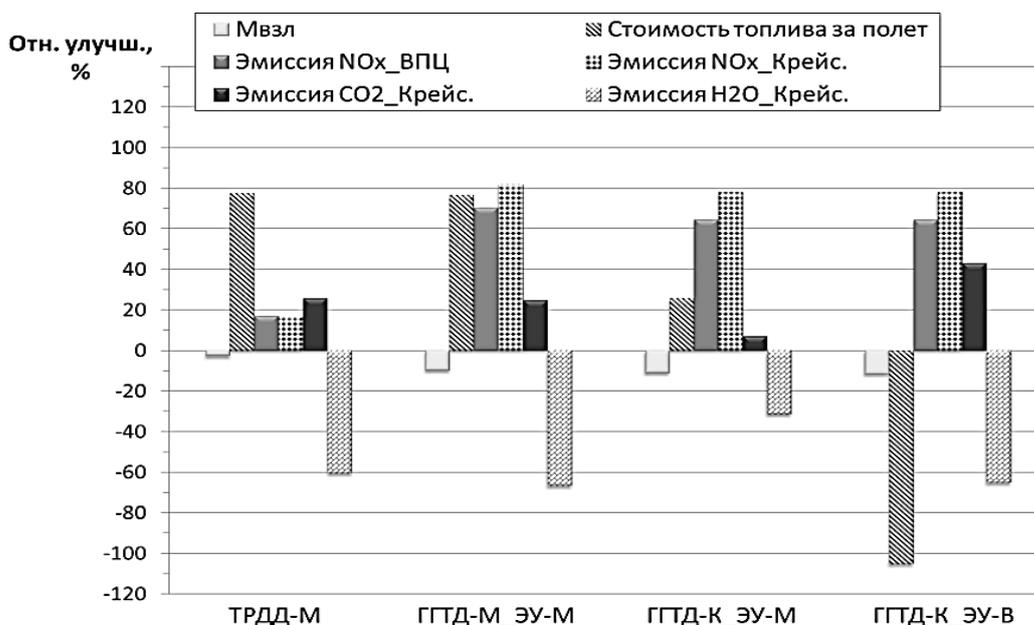
В главе представлены полученные автором с помощью разработанного комплекса ММ результаты расчетной оценки ЛТХ БСМС с ГГТД и различными видами топлив.

С точки зрения практического применения с обеспечением эффективной эксплуатации и минимальных технических рисков из рассмотренных газовых топлив наиболее перспективным типом топлива для ГГТД является метан (СПГ). Однако, при принятых уровнях параметров БСМС с ГГТД и ЭУ на метане не сможет обеспечить топливную эффективность лучше, чем самолет с традиционным ТРДД при использовании метана в качестве основного топлива.

Проведенные исследования шума БСМС с ГГТД по доработанной автором ММ показали, что результаты оценки акустической эффективности практически не зависят от схемы двигателя и типа топлива. Без применения звукопоглощающих конструкций (ЗПК) гибридная СУ будет обеспечивать БСМС запасы по шуму ~ 10 EPNdB по отношению к действующей Главе 14 ИКАО. При развитии и валидации ММ шума автором использованы методы, рекомендации и результаты Халецкого Ю.Д. и Мирзояна А.А. (ЦИАМ).

Полученные данные по разработанным автором инженерным ММ выбросов NO_x , CO_2 и H_2O показали, что гибридизация СУ может существенно снизить эмиссию соединений NO_x газотурбинной части ГГТД (до -60% к ТРДД за ВПЦ и до -80% за полет), обеспечив снижение выбросов соединений CO_2 и H_2O лучше новейших современных аналогов. При разработке и валидации указанных ММ использованы методические подходы и результаты Строкина В.Н., Аверькова И.С., Гольцева В.Ф., Мирзояна А.А. (ЦИАМ).

В качестве ещё одного примера демонстрации возможностей разработанных методики и комплекса ММ рассмотрен предложенный автором двухтопливный БСМС с керосином для работы ГГТД и газовым топливом (пропан-бутан, метан, водород) для работы ЭУ. Сравнение показателей эффективности данного ЛА проведено по отношению к базовому однотопливному БСМС с ТРДД на керосине (см. рисунок 8).



Индексы: К – керосин, М – метан, В – водород.

За нулевой уровень приняты показатели базового БСМС с ТРДД-К.

Рисунок 8 – Сравнение показателей эффективности БСМС с различными вариантами СУ и видами топлив

По результатам выполненных оценок, наиболее сбалансированным по показателям эффективности и ожидаемым рискам оказался двухтопливный БСМС с ЭУ на базе ТОТЭ, работающей на метане (см. рисунок 8). Показано, что основным преимуществом предложенной концепции ГГТД является заметное уменьшение эмиссии вредных веществ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработана методика multidisciplinary оценки эффективности маршевых гибридных газотурбинных двигателей магистрального самолета, которая на этапе концептуального проектирования ЛА позволяет:

- оценивать эффективность сформированных схем маршевых гибридных СУ на базе ГТД;
- прогнозировать характеристики летательных аппаратов и формировать требования к элементам и узлам СУ различных схем и планера самолета, с

учетом уровней готовности технологий и динамики ужесточения экологических стандартов.

2. На основе представленной методики разработан новый комплекс ММ многодисциплинарной оценки эффективности применения различных схем и концепций СУ на базе гибридных ГТД, в составе дозвуковых пассажирских самолетов. Комплексная ММ позволяет проводить сравнение эффективности использования различных видов топлив (или комбинации топлив) и программ управления СУ и ЛА по критериям: дальность полета, топливная эффективность, длина ВПП, шум на местности, эмиссия вредных веществ и др. В процессе отработки и апробации создаваемой методики и ММ проведены расчетно-параметрические исследования и получены следующие предварительные научные результаты, которые требуют дальнейшего уточнения.

3. Впервые в отечественной практике комплексно исследована рациональная схема гибридного ГТД для перспективного магистрального самолета с дополнительным подводом мощности к валу вентилятора от электромотора. На основании проведенных параметрических исследований, при использовании различных видов топлив, таких как керосин, пропан-бутан, метан, водород, определены рациональные параметры ГТД.

4. Впервые проведено предварительное сравнение эффективности применения двухтопливной гибридной СУ, в которой для работы ГТД используется керосин, а ЭУ с ТОТЭ работает на пропан-бутане, метане или водороде, и однотопливной СУ аналогичной схемы. Показано, что у двухтопливного самолета масса хранимого на борту в жидком виде газового топлива может быть снижена более чем на 60 % и его можно полностью разместить в фюзеляже.

5. Выполненные примеры оценки экологических характеристик СУ с ГТД количественно уточнили экспертные опубликованные прогнозы. В частности, показано, что акустическая эффективность БСМС с ГТД практически не зависит от схемы двигателя и вида топлива, а в части

нормируемых выбросов вредных веществ гибридикация СУ может существенно снизить эмиссию соединений NO_x , обеспечив уровень выбросов соединений CO_2 и H_2O лучше новейших современных аналогов.

6. Впервые представлен пример сравнения по показателям эффективности в дальней перспективе (после 2040 г.) двухтопливного БСМС с ЭУ на базе ТОТЭ, работающей на метане, при рациональном соотношении электрической и газотурбинной мощности $N_{э,отн}=50\%$ ГТД, с ЭУ на базе аккумуляторных батарей (АБ). Показано, что для эквивалентной замены ЭУ с ТОТЭ на вариант с АБ потребуется создать аккумуляторные батареи с удельной массой менее $\sim 0,25$ кг/(кВт·ч), что в ~ 20 раз лучше современных аккумуляторных систем.

7. С целью проведения широкого ряда исследований по оценке эффективности применения различных схем гибридных ГТД в составе магистральных самолетов, представленную на основе созданной многодисциплинарной методики комплексную ММ целесообразно в дальнейшем использовать в программных комплексах оптимизации.

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в рецензируемых научных изданиях

1. Сравнительный анализ параметров и характеристик различных схем силовой установки с дополнительным выносным винтовентилятором / Ю.А. Эзрохи, С.М. Каленский, А.С. Полев, А.С. Дрыгин, П.А. Рябов // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана (электронный журнал). 2012. № 12. С. 38. URL: <http://technomag.edu.ru/doc/511469.html> (дата обращения: 21.11.2020).

2. Efficiency assessment of HPS for advanced airliners using different fuels / P. Ryabov, S. Kalenskiy, Y. Khaletskiy, A. Mirzoyan // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2014. Vol. 86. № 6. P. 494–500.

3. The hybrid propulsion systems for the advanced aircraft [Электронный ресурс] / A.V. Lukovnikov, O.D. Selivanov, P.A. Ryabov, Yu.A. Ezrokhi, S.M. Kalenskiy // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical

Sciences, ICAS 2014 (St. Petersburg, Russia, 07–12 September 2014). ICAS 2014 CD-ROM Proceedings. 2014. URL: https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0820_paper.pdf (дата обращения: 21.11.2020).

4. Ryabov P. Research of efficiency of the mid-flight power plant based on the hybrid engines for advanced airliners [Электронный ресурс] // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014 (St. Petersburg, Russia, 07–12 September 2014). ICAS 2014 CD-ROM Proceedings. 2014. URL: https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0391_paper.pdf (дата обращения: 21.11.2020).

5. Ryabov P.A. Study of influence of engine control laws on takeoff performances and noise at conceptual design of SSBJ propulsion system [Электронный ресурс] // 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2010 (Nice, France, 19–24 September 2010). ICAS 2010 CD-ROM Proceedings. 2010. URL: https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2010/PAPERS/384.PDF (дата обращения: 21.11.2020).

6. Рябов П.А., Кленский С.М. Концепции перспективных гибридных маршевых двигателей летательных аппаратов на газовых и криогенных топливах // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 1. С. 87–99.

Публикации, приравненные к публикациям в рецензируемых научных изданиях

7. Пат. 2511829 Российская Федерация, МПК F02K 3/00. Гибридный турбореактивный авиационный двигатель / Эзрохи Ю.А., Каленский С.М., Рябов П.А.; заявитель и патентообладатель ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (RU). – № 2012128704/06; заявл. 10.07.2012; опубл. 10.02.2014, Бюл. № 10: – 5 с.: ил.

8. Свид. 2018619542 Российская Федерация. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ. Программа определения параметров двигателя самолета на взлете («VZLET») / П.А. Рябов; заявитель и

правообладатель ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (RU). – № 2018617061; заявл. 06.07.2018; опубл. 08.08.2018, Реестр программ для ЭВМ: – 9 с.

Другие публикации

9. Исследование концепций силовых установок нетрадиционных схем для перспективных летательных аппаратов / А.В. Луковников, О.Д. Селиванов, А.М. Исянов, П.А. Рябов, А.А. Максимов // Современные проблемы и перспективные направления развития авиационных комплексов и систем военного назначения, форм и способов их боевого применения: сб. материалов докладов научно-практической конференции (Воронеж, 22–23 ноября 2011). – Воронеж: Изд-во ВАИУ, 2011. – Ч.2. – С. 16–17.

10. Разработка концепций гибридных двигателей для перспективных пассажирских самолетов / П.А. Рябов, А.В. Луковников, О.Д. Селиванов, А.А. Максимов, А.А. Мирзоян // Седьмой аэрокосмический конгресс IAC'12 (Москва, 26–31 августа 2012): тезисы докладов. – М.: Хоружевский А.И., 2012. – 485 с.

11. Studies of propulsion system concepts for advanced subsonic airliners [Электронный ресурс] / O. Selivanov, A. Lukovnikov, P. Riabov, A. Maximov // 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2012 (Brisbane, Australia, 23–28 September 2012). ICAS 2012 CD-ROM Proceedings. 2012. URL: https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/PAPERS/341.PDF (дата обращения: 21.11.2020).

12. Исследование концепций силовых установок перспективных самолетов и вертолетов / А.В. Луковников, А.С. Полев, А.М. Исянов, О.Д. Селиванов, А.А. Максимов, А.А. Мирзоян, П.А. Рябов, В.С. Захарченко // Академические Жуковские чтения: сб. научных статей по материалам Всероссийской научно-практической конференции (Воронеж, 20–21 ноября 2013). – Воронеж: Изд-во ВУНЦ ВВС «Военно-воздушной академии им. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2014. – 224 с.

13. Формирование облика маршевой СУ перспективных магистральных самолетов на базе гибридных ГТД, использующих различные топлива /

П.А. Рябов, С.М. Каленский, И.С. Аверьков, А.А. Мирзоян, Ю.Д. Халецкий [и др.] // Актуальные проблемы Российской космонавтики. Труды XXXVIII Академических чтений по космонавтике (Москва, 28–31 января 2014). – М.: Комиссия РАН, 2014. – С. 458–459.

14. Рябов П.А., Каленский С.М., Эзрохи Ю.А. Формирование облика гибридных маршевых силовых установок для перспективных магистральных самолетов // Авиадвигатели XXI века: сб. тезисов докладов Всероссийской научно-технической конференции (Москва, 24–27 ноября 2015). – М.: ЦИАМ, 2015. – С. 165–166 (1133 с.).

15. Studies of Distributed and Hybrid Propulsion Systems for Advanced Air Vehicles Using Mission and Environmental Criteria / A. Isyanov, A. Mirzoyan, P. Ryabov, Yu. Ezrokhi, S. Kalensky // 14th ONERA–TsAGI Seminar (Onera Châtillon (Salle Contensou), France, 29–30 October 2015). – France: ONERA, 2015. – С. 10–12.

16. Рябов П.А., Селиванов О.Д. Обзор работ ЦИАМ в области гибридных энергетических установок летательных аппаратов. От первых опытных БЛА до магистральных самолетов дальней перспективы // Международный форум Двигателестроения. Научно-технический конгресс по двигателестроению (НТКД–2018) (Москва, 5–6 апреля 2018): сб. тезисов. – М.: Ваш Успех, 2018. – С. 46–47.

17. Рябов П.А., Селиванов О.Д. Перспективы применения энергетических установок на основе ТОТЭ в авиации // Программа и труды Пятой Всероссийской конференции с международным участием «Топливные элементы и энергоустановки на их основе» (Суздаль, 17–21 июня 2018): сб. тезисов докладов. – Черноголовка: ИФТТ РАН, 2018. – 200 с.