

РАДОМСКИЙ ВЛАДИСЛАВ КОНСТАНТИНОВИЧ

**МЕТОД И СРЕДСТВА ВЫБОРА ОБЛИКА РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА
АВИАЦИОННОЙ ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ
НА БАЗЕ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

2.5.15. Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Самара – 2026

Работа выполнена в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва» на кафедре теории двигателей летательных аппаратов им. В.П. Лукачёва.

Научный руководитель:

Ткаченко Андрей Юрьевич, кандидат технических наук, доцент.

Официальные оппоненты:

Зиненков Юрий Владимирович, доктор технических наук, доцент кафедры авиационных двигателей, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»;

Лещенко Игорь Алексеевич, доктор технических наук, старший научный сотрудник, начальник бригады термодинамических расчётов ПАО «ОДК-Сатурн».

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова», г. Санкт-Петербург.

Защита диссертации состоится 10 декабря 2026 г. в 12:00 на заседании диссертационного совета 24.2.379.10, созданного на базе федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва» по адресу: 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва» и на сайте: https://ssau.ru/storage/pages/7042/file_6aa92b9361bb88.33901798.pdf.

Автореферат разослан _____ 2026 г.

Учёный секретарь
диссертационного совета 24.2.379.10

Виноградов
Александр Сергеевич

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Современные тенденции в разработке авиационных двигателей гражданской авиации ориентированы на выполнение строгих требований, установленных Международной организацией гражданской авиации (ИКАО), стратегическими инициативами НИЦ «Институт им. Н.Е. Жуковского» и программой NASA N+3 Technologies. Основные цели включают снижение расхода топлива, повышение надёжности и безопасности полётов, сокращение выбросов вредных веществ, таких как CO_2 и NO_x . Традиционно эти задачи решались за счёт повышения термодинамических параметров рабочего процесса – увеличения температуры газов перед турбиной, степени повышения давления в компрессоре и степени двухконтурности. Однако современные газотурбинные двигатели (ГТД) приближаются к физическим пределам термодинамической эффективности, что делает необходимым поиск принципиально новых решений. Одним из таких направлений является переход к гибридным силовым установкам (ГСУ), сочетающим газотурбинные и электрические компоненты. Их ключевая особенность – использование источника электрической энергии для привода компрессоров, вентиляторов или воздушных винтов, которое стало возможным благодаря прогрессу в создании высокоэффективных электродвигателей, генераторов и аккумуляторных батарей.

Несмотря на потенциальную перспективность, внедрение ГСУ сталкивается с техническими ограничениями, такими как высокая масса электрических компонентов и низкая удельная энергетическая ёмкость аккумуляторных батарей по сравнению с углеводородным топливом. Тем не менее, частичное замещение традиционных источников энергии электричеством позволяет снизить расход топлива за полётный цикл, повысить экологичность и надёжность силовой установки. Важнейшими научно-техническими задачами остаются: определение рациональных областей применения ГСУ, анализ их влияния на лётно-технические характеристики летательных аппаратов (ЛА), а также оптимизация параметров компонентов ГСУ и алгоритмов её управления в течение полёта. Решение этих задач требует разработки математических моделей, связывающих термодинамические параметры ГТД, степень гибридизации и критерии эффективности, а также создания методов оптимизации её рабочего процесса в системе ГСУ.

Исходя из вышеизложенного, тема диссертации, направленная на разработку методов и средств выбора облика рабочего процесса ГСУ на базе газотурбинного двигателя, является актуальной.

Степень разработанности темы.

Различные аспекты создания ГСУ исследовались рядом зарубежных и отечественных научных коллективов. Среди зарубежных учёных следует отметить работы Хармона Ф.Г. (Калифорнийский университет в Дэвисе), Шоемана Д. (Технический университет Мюнхена), Порнета К. (Делфтский технологический университет), Хисерота Р. (Технологический институт ВВС США) и других. В России значительный вклад внесли Варюхин А.Н., Рябов П.А. (ЦИАМ им. П.И. Баранова), Боровиков Д.А. (МАИ), Исагилов Ф.Р. (Уфимский университет науки и технологий), Кузьмичёв В.С., Ткаченко А.Ю. (Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва) и др. В работах указанных авторов разработаны методы моделирования, исследованы электрические компоненты, системы управления, проведены испытания моделей ГСУ.

Однако проблемы оптимизации параметров ГСУ по показателям эффективности ЛА решены не полностью и требуют дополнительных исследований.

Цель работы: повышение эффективности авиационных гибридных силовых установок на базе газотурбинных двигателей в системе летательного аппарата за счёт выбора оптимального облика рабочего процесса, отличающегося определением взаимного влияния проектных параметров, степени гибридизации и программы управления.

Задачи исследования:

1. Разработать математическую модель эксплуатационного цикла ГСУ, обеспечивающую возможность исследования влияния проектных параметров рабочего процесса ГТД, степени гибридизации и программы управления на показатели эффективности силовой установки в системе ЛА.
2. Разработать алгоритмы и компьютерные модели для расчёта элементов электрической системы, двигателя и показателей эффективности ГСУ в системе ЛА.
3. Разработать метод выбора оптимальных значений параметров рабочего процесса ГТД и степени гибридизации по критериям оценки эффективности ГСУ в системе ЛА.
4. Провести апробацию метода в среде концептуального проектирования газотурбинных силовых установок АСТРА-ГТД на примере ГСУ для регионального самолёта.
5. Выполнить анализ влияния степени гибридизации и параметров рабочего процесса ГТД на эффективность ГСУ в системе ЛА.

Объект исследования: авиационная ГСУ на базе газотурбинного двигателя.

Предмет исследования: проектирование облика рабочего процесса газотурбинного двигателя в системе ГСУ.

Научная новизна работы:

1. Разработана математическая модель эксплуатационного цикла гибридной силовой установки, обеспечивающая в отличие от существующих моделей возможность исследования взаимного влияния проектных параметров ГТД, степени гибридизации и программ управления на эффективность силовой установки в системе ЛА.
2. Предложен новый метод выбора оптимальных параметров рабочего процесса ГТД и степени гибридизации силовой установки по критериям эффективности ЛА, позволяющий определять оптимальный облик рабочего процесса и размерность ГТД, функционирующего в системе гибридной силовой установки.
3. Впервые получены зависимости критерия энергетической эффективности гибридной силовой установки регионального самолёта от степени повышения давления в компрессоре, температуры рабочего тела перед турбиной, степени гибридизации, дальности полёта и программы управления силовой установки, а также закономерности выбора оптимальных значений параметров рабочего процесса ГТД в составе гибридной силовой установки.

Теоретическая значимость работы заключается в развитии теории проектирования ГСУ и совершенствовании методов оптимизации параметров рабочего процесса ГТД в системе авиационных ГСУ.

Практическая значимость результатов работы заключается в создании средств для компьютерного моделирования ГСУ и её элементов на базе среды концептуального проектирования АСТРА-ГТД, которые обеспечивают возможность автоматизации и повышения эффективности решения задач оптимизации параметров и сравнительного анализа ГСУ различных схем и назначения. Полученные результаты апробированы и служат основой для выбора оптимального облика ГСУ при проектировании перспективных ЛА.

Содержание диссертации соответствует п. 1 «Теория и рабочий процесс тепловых и электроракетных двигателей летательных аппаратов, а также силовых и энергетических установок, их узлов и систем. Оптимизация схем и параметров двигателей.» и п. 5 «Методы оптимального согласования параметров и характеристик системы «силовая установка – летательный аппарат» и анализ её эффективности.» паспорта специальности 2.5.15. Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов.

Методы исследований. Общий методологический подход базируется на основных положениях теории ГТД, методах математического моделирования сложных систем, методах системного анализа, методах построения и реализации компьютерных моделей.

Положения, выносимые на защиту:

1. Математическая модель эксплуатационного цикла ГСУ, обеспечивающая возможность исследования влияния проектных параметров рабочего процесса ГТД, степени гибридизации и программы управления на показатели эффективности силовой установки в системе ЛА.
2. Метод выбора оптимальных значений параметров рабочего процесса ГТД и степени гибридизации силовой установки по критериям эффективности ЛА, позволяющий определять оптимальный облик рабочего процесса и размерность ГТД, функционирующего в системе ГСУ.
3. Закономерности выбора оптимальных значений параметров рабочего процесса ГТД в системе ГСУ для регионального самолёта.

Достоверность и обоснованность полученных результатов и выводов

подтверждается корректной постановкой задач, использованием апробированных методов исследования, применением обоснованных допущений и ограничений для создаваемых моделей, результатами валидации моделей по данным реальных объектов.

Апробация результатов работы. Основные положения диссертационной работы, её научные и практические результаты докладывались на девятой международной научно-практической конференции «Междисциплинарные исследования науки и техники» (Саратов, 2022 г.), 61 международной научно-практической конференции «EurasiaScience» (Москва, 2024 г.), научно-техническом форуме «Дельта науки», областном конкурсе «Молодой учёный 2025 г.» научно-технических совещаниях и семинарах Самарского университета.

Внедрение результатов работы.

Результаты диссертационной работы в виде методик и расчётных моделей внедрены в ПАО «ОДК-Кузнецов» (акт от 23.06.2026 г.) и используются в учебном процессе Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королёва (акт от 08.10.2025 г.).

Публикации. По теме диссертации опубликовано 12 работ, в том числе 6 статей в рецензируемых журналах, рекомендованных ВАК, 2 статьи в издании, индексируемом в базе данных SCOPUS, 4 статьи в журналах и материалах конференций, 1 свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ.

Структура и объём работы. Диссертация состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка литературы, включающего в себя 146 наименований. Работа содержит 141 страницу машинописного текста, 71 рисунок, 21 таблицу.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы исследования, степень её разработанности, сформулирована цель, изложена научная новизна, теоретическая и практическая значимость выполненной работы. Представлены положения, выносимые на защиту, апробация полученных результатов и публикации по теме диссертации.

В первой главе представлен анализ современного состояния вопроса проектирования ГСУ на базе ГТД. Показано, что разработка новых ГСУ определяется ужесточением экологических нормативов и требований к топливной эффективности авиационных силовых установок. Для выполнения современных требований необходимы новые методики, математические модели и алгоритмы проектирования.

Для моделирования характеристик ГСУ используются различные подходы: методы системного анализа, многодисциплинарной оптимизации, динамического моделирования на основе связанных графов. Однако для применения большинства из них необходимы данные об архитектуре ГСУ и параметрах рабочего процесса, формирующихся на этапе концептуального проектирования.

Различные методы и алгоритмы формирования облика ГСУ, основанные на положениях

теории рабочего процесса ГТД, данных по прототипам и статистических зависимостях, представлены в работах Хармона Ф.Г., Шоемана Д., Варюхина А.Н., Рябова П.А., Боровикова Д.А. и других. Объектами исследования в этих работах служат ГСУ малой мощности для БПЛА или лёгких самолётов на базе уже существующих ГТД. Поэтому необходима разработка метода, позволяющего согласовывать параметры рабочего процесса ГТД и степень гибридизации с учётом особенностей их назначения и условий эксплуатации.

Это позволило высказать предположение, что дальнейшее развитие методов проектирования ГСУ связано с разработкой комплексного подхода к оптимизации её параметров, включающей выбор оптимального облика рабочего процесса ГТД, под которым понимается совокупность параметров рабочего процесса – степени повышения давления в компрессоре и температуры рабочего тела перед турбиной, – а также степени гибридизации; такой выбор позволяет повысить эффективность ГСУ за счёт уменьшения габаритов ГТД и обеспечения возможности его работы на более экономичных режимах.

По результатам анализа, в качестве основы для формирования облика ГСУ была выбрана параллельная схема (рисунок 1), ранее успешно апробированная в проектах «DA36 E-Star» и «SOUL», обеспечивающая гибкое согласование режимов работы ГТД и электрической машины.



Рисунок 1 – Схема параллельной ГСУ

Исходя из цели работы, на основании анализа опубликованных работ сформулированы задачи исследования.

Вторая глава посвящена формированию математической модели ГСУ на базе ГТД. Рассмотрены рациональные схемы компоновки и проведено описание компонентов модели, включающей тепловые, электрические и механические подсистемы. В качестве базового элемента был выбран турбовинтовой двигатель с одновальным газогенератором и свободной турбиной, соединённой с редуктором и воздушным винтом. Модель ГСУ включает модели аккумуляторной батареи и обратимой электрической машины, способной работать в режимах электродвигателя и электрогенератора (рисунок 2).

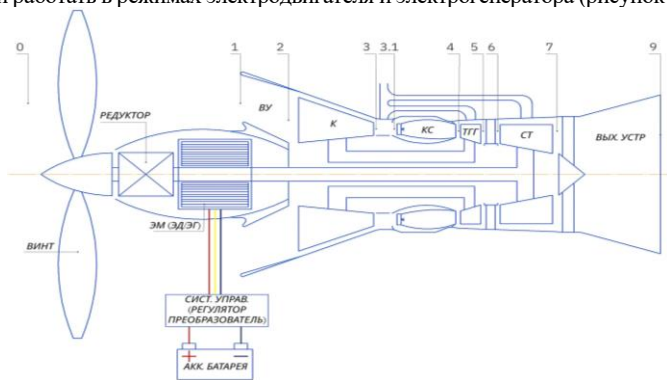


Рисунок 2 – Расчётная схема параллельной ГСУ: ВУ – входное устройство; К – компрессор; КС – камера сгорания; ТГГ – турбина газогенератора; СТ – свободная турбина; Вых. УСТР – выходное устройство, ЭМ (ЭД/ЭГ) – электрическая машина (электродвигатель/электрогенератор)

Для количественной оценки уровня электрификации силовой установки в работе используется параметр «степень гибридизации» – $k_{\text{гипр}}$, определяемый как отношение номинальной мощности электрической машины – $N_{\text{эм.ном}}$ к номинальной мощности силовой установки – $N_{\text{су.ном}}$:

$$k_{\text{гипр}} = \frac{N_{\text{эм.ном}}}{N_{\text{су.ном}}} \cdot 100, \%.$$

Разработанная модель эксплуатационного цикла ГСУ представляет собой систему взаимосвязанных компонентов: блок расчёта внешних условий, определяющий параметры входного потока воздуха в зависимости от высоты и скорости полёта; блоки расчёта рабочего процесса ГТД, реализующие термодинамический расчёт процессов сжатия, подвода теплоты и расширения; блоки расчёта двигателя, включающий модели трансмиссии и воздушного винта; блоки расчёта электрической подсистемы, содержащие модели электромашины, аккумуляторной батареи и силовой электроники. На рисунке 3 в виде XDSDM-диаграммы показаны связи между элементами: система нелинейных алгебраических уравнений (CHAU), атмосфера (ATM-PA), входное устройство (ВУ), компрессор (К), отборы воздуха (ОТБОР-II, ОТБОР-III), камера сгорания (КС), турбина газогенератора (ТГГ), свободная турбина (ТСВ), выходное устройство. Связь газотурбинной и электрической подсистем осуществляется в редукторе (РЕД-Р) по балансу мощностей, откуда энергия передаётся на винт и блок состояния электрической системы (ЭС-СОСТ), где параметр $k_{\text{гипр}}$ выступает ключевым фактором, определяющим вклад подсистем в получение потребной величины мощности на валу винта. Модель обеспечивает расчёт основных данных силовой установки, включая тягу, расход топлива и электрической энергии на различных этапах полёта.

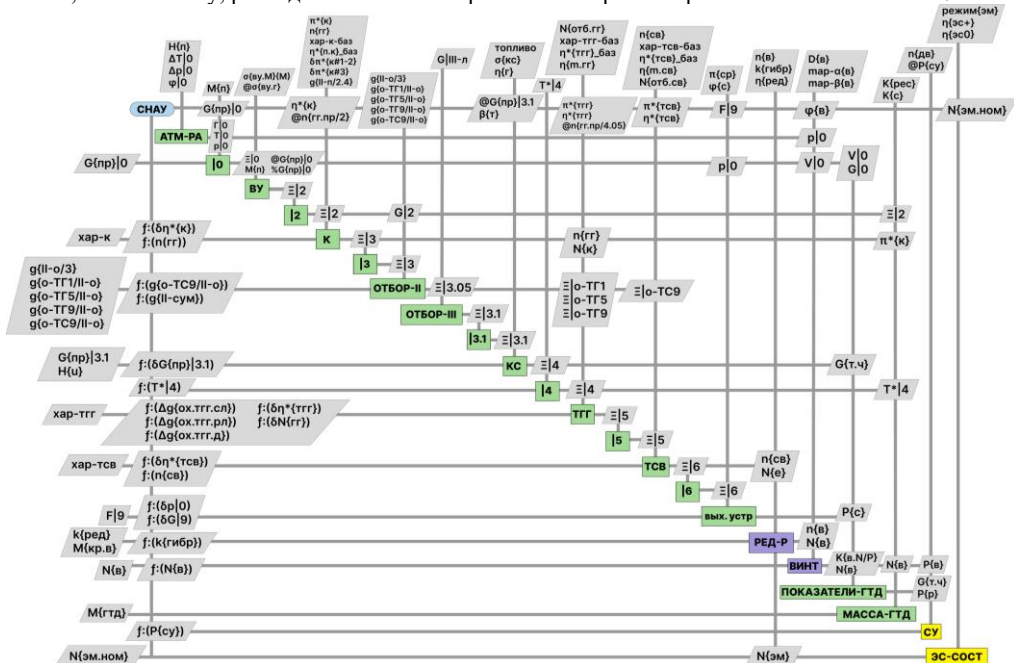


Рисунок 3 – Структура математической модели ГСУ

Поскольку условия полёта и программы управления силовой установкой на разных этапах различны, то параметры компонентов ГСУ существенно изменяются в течение полёта. Для учёта взаимосвязи этапов полёта, динамики траекторного движения и переменных режимов ра-

боты ГСУ разработана модель полётного цикла. На вход модели подаются массовые характеристики, начальная энергия аккумулятора, аэродинамические параметры планера и условия полёта.

Моделирование полёта осуществляется поэтапно. Последовательно рассчитываются этапы взлёта, набора высоты, крейсерского полёта, снижения и посадки (рисунок 4). На каждом этапе определяются текущие значения массы затраченного топлива, массы самолёта, скорости, высоты, пройденного расстояния, а также уровня заряда аккумулятора (с учётом работы электрической машины в двигательном или генераторном режиме). Значения параметров состояния моделируемой системы в конце одного этапа становятся входными данными для расчёта следующего этапа. Выходными данными модели являются суммарный расход топлива за полёт, изменение заряда аккумулятора, время полёта и итоговые массовые характеристики, позволяющие вычислить затраты энергии на тонна-километр перевезённой коммерческой нагрузки.

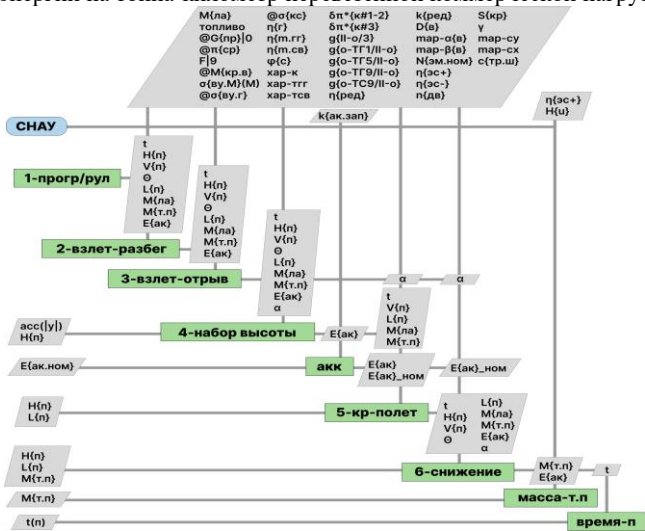


Рисунок 4 – Структура математической модели полётного цикла

Разработанная модель обеспечивает высокую адекватность расчёта интегральных параметров полётного цикла и служит основой для оценки показателей эффективности ГСУ в системе самолёта.

В третьей главе представлен разработанный метод оптимизации параметров рабочего процесса авиационной ГСУ на базе ГТД по показателям эффективности ЛА.

Для оценки эффективности силовой установки применяются такие показатели, как суммарная масса силовой установки и расходуемого за полёт топлива – $M_{cy+т.п}$, равная сумме масс силовой установки M_{cy} и расходуемого за полёт топлива – $M_{т.п}$, масса коммерческой нагрузки $M_{к.н.}$ и удельный расход топлива на тонна-километр перевезённого груза – $C_{т.км}$. Однако для корректного определения эффективности ГСУ, использующей два различных источника энергии, целесообразно применять критерий энергетической эффективности – удельные затраты энергии на тонна-километр перевезённой коммерческой нагрузки – $E_{т.км}$.

Критерий $E_{т.км}$ определяется как отношение суммарной энергии, затраченной за полёт – $E_{п}$, к произведению массы коммерческой нагрузки – $M_{к.н.}$ на дальность полёта – $L_{п}$. При этом учитывается как химическая энергия сожжённого топлива – $E_{т.п}$, так и электрическая энергия – $E_{эл.п}$, запасённая в аккумуляторной батарее. Для его расчёта используются следующие выражения:

Изменение количества электрической энергии в аккумуляторе:

$$E_{эл.п} = E_{ак.нач} - E_{ак.кон}, \text{ МДж},$$

где $E_{\text{ак.нач}}$ – начальная энергия аккумулятора, $E_{\text{ак.кон}}$ – конечная энергия аккумулятора.
Энергия топлива, израсходованного за полёт:

$$E_{\text{т.п}} = M_{\text{т.п}} \cdot H_u, \text{ МДж},$$

где $M_{\text{т.п}}$ – масса топлива, расходуемая за полёт, H_u – теплота сгорания топлива.

Энергия, затраченная за полёт:

$$E_{\text{п}} = E_{\text{эл.п}} + E_{\text{т.п}}, \text{ МДж}.$$

Затраты энергии на тонна-километр перевезённой коммерческой нагрузки:

$$E_{\text{т.км}} = \frac{E_{\text{п}}}{M_{\text{к.н}} \cdot L_{\text{п}}}, \text{ МДж}/(\text{т} \cdot \text{км}).$$

Оценка эффективности силовой установки в системе ЛА осуществляется после моделирования полётного цикла и расчёта массовых характеристик ЛА. Разработанный алгоритм расчёта показателей эффективности (рисунок 5) представляет собой модель верхнего уровня, объединяющую четыре основных блока. Блок «Завязка» определяет номинальную мощность ГТД и электрической машины, рассчитывает характеристики двигателя и оценивает суммарную массу силовой установки. Блок «ПЦ» выполняет имитацию полётного цикла по участкам и определяет потребную ёмкость аккумулятора на полёт. Блок «Масса» на основе полученных данных вычисляет массу всех компонентов. Блок «Показатели-ПЦ» выдаёт параметры полётного цикла (расход топлива, изменение заряда батареи, время полёта), которые используются для расчёта затрат энергии на тонна-километр коммерческой нагрузки. Данный алгоритм является основой для разработанного метода выбора облика рабочего процесса ГСУ на базе ГТД.

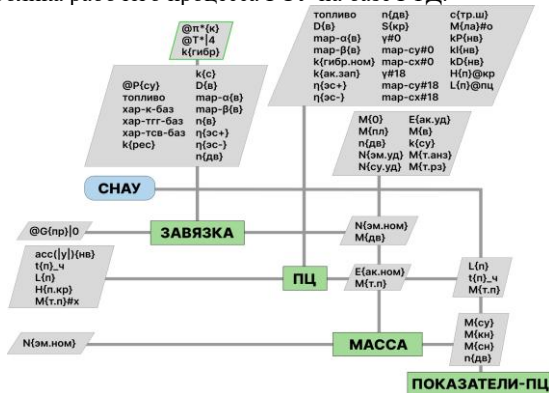


Рисунок 5 – Структура математической модели эффективности ГСУ в системе ЛА

Данный метод сводится к решению задачи оптимизации, математическая постановка которой имеет следующий вид:

$$X^* = \arg \left\{ \min_X Z(X, b) \mid q(X, b) \leq 0 \right\}, \text{ где}$$

X^* – множество оптимальных значений варьируемых параметров;

Z – целевая функция, рассчитывается на основе значений показателей эффективности ГСУ в системе ЛА ($E_{\text{т.км}}$, $C_{\text{т.км}}$, $M_{\text{сy+т.п}}$, ...);

$X = \{k_{\text{гипр}}, \pi_K^*, T_K^*, \dots\}$ – вектор варьируемых параметров;

b – (КПД узлов, коэффициентов потерь, характеристики узлов, винта, массовые, геометрические и аэродинамические характеристики ЛА, параметры траектории движения ЛА, ...);

$q(X, b)$ – функциональные и параметрические ограничения ($M_{\text{к.н}}$, M_0 , $T_{\text{г max}}$, ...).

Метод выбора оптимальных значений параметров рабочего процесса ГСУ в системе ЛА, новизна которого заключается в совместной оптимизации параметров ГТД – степени повышения давления и температуры перед турбиной – и степени гибридизации с учётом полётного цикла,

реализован следующим образом (рисунок 6).

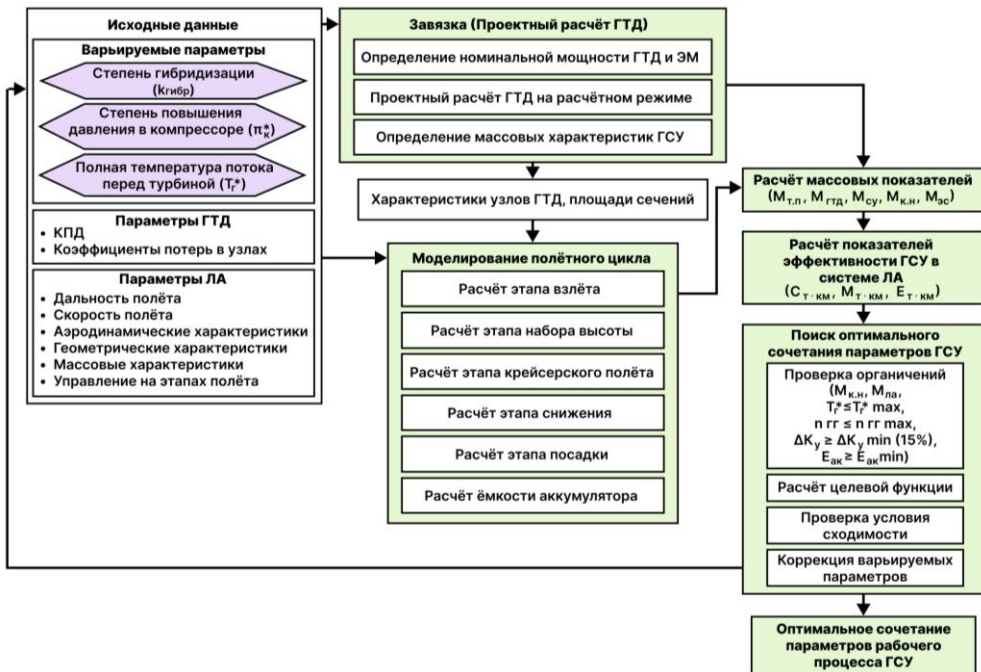


Рисунок 6 – Метод выбора оптимальных параметров рабочего процесса ГСУ в системе ЛА

На первом этапе задаются исходные данные: параметры двигателя и планера, КПД газотурбинного и электрического контуров, аэродинамика, масса, геометрия и варьируемые параметры, такие как температура газа за камерой сгорания, степень повышения давления в компрессоре и степень гибридаизации. На следующем шаге определяется номинальная мощность ГТД и электрической машины, рассчитываются характеристики двигателя и общая масса силовой установки, включающая ГТД, электрическую машину, аккумуляторную батарею и вспомогательное оборудование. Затем происходит моделирование полного полётного цикла (взлёт, набор высоты, крейсерский полёт, снижение, посадка), в ходе которого определяется потребная ёмкость аккумулятора и рассчитываются затраты всех видов энергии. Полученные данные позволяют вычислить массу всех компонентов и оценить эффективность установки по целевому критерию. Если проверяемые параметры не удовлетворяют заданным ограничениям (по массе, температуре, давлению, энергии), они корректируются, и цикл расчёта повторяется. В результате определяются оптимальные параметры силовой установки, которые обеспечивают лучшие показатели для самолёта при соблюдении всех ограничений.

В четвёртой главе представлены результаты расчётных исследований.

Для апробации разработанного метода в качестве базового самолёта-прототипа рассмотрен 19-местный LET L-410 UVP-E с исходной силовой установкой на базе двух двигателей M601D. Модель была реализована и протестирована в среде концептуального проектирования авиационных силовых установок «АСТРА-ГТД». Сравнение расчётов с официальными данными производителя показало высокую степень соответствия (таблица 1). Расхождения по основным параметрам, включающим удельный расход топлива, массу двигателя и расход топлива за полёт, при $L_n = 1000$ км составили менее 1%, что подтверждает адекватность разработанной модели и позволяет использовать данный метод для концептуального проектирования ГСУ.

Таблица 1 – Результаты оценки адекватности разработанной модели

Параметр	Наименование	Официальные данные	Значения, полученные в ходе расчёта	Отклонения
C_a	Эквивалентный удельный расход топлива	395 г/(кВт·ч)	394 г/(кВт·ч)	0,25%
T_5^*	Полная температура перед СТ	983,2 К	983,3 К	0,01%
G_v	Расход воздуха	3,60 кг/с	3,58 кг/с	0,56%
$M_{ГТД}$	Масса двигателя	200 кг	198,6 кг	0,50%
$P_{ГТД}$	Реактивная тяга ГТД	1,0 кН	0,99 кН	1,00%
P	Суммарная тяга ГТД и винта	9,807 кН	9,811 кН	0,05%
$M_{тп}$	Масса топлива, израсходованного за полёт	800 кг	795 кг	0,63%

Далее были выполнены расчётные исследования, направленные на поиск сочетания параметров рабочего процесса ГТД в составе ГСУ регионального пассажирского самолёта, обеспечивающего минимальные удельные затраты энергии на тонна-километр при соблюдении ограничений по массе и лётным характеристикам.

Исследование проводилось в три этапа:

1. Анализ влияния степени гибридизации и программы управления на эффективность ГСУ при текущем уровне технологий.
2. Оценка перспектив развития ГСУ на основе прогнозируемого улучшения характеристик электрических компонентов.
3. Оптимизация параметров рабочего процесса ГТД для ГСУ.

Для определения оптимальных значений параметров рабочего процесса и степени гибридизации необходимо учитывать не только термодинамические характеристики ГТД, но и уровень развития электрических компонентов силовой установки, а также программу управления на этапе крейсерского полёта. Исследование влияния степени гибридизации на показатели эффективности выполнялось для различных значений дальности полёта в диапазоне от 150 до 1000 км. В результате моделирования полётного цикла определено изменение значений мощностей компонентов ГСУ при различных значениях $k_{гнбр}$ (рисунок 7): эффективной мощности ГТД – N_e , мощности электрической машины – $N_{эм}$ и мощности на валу винта – N_v .

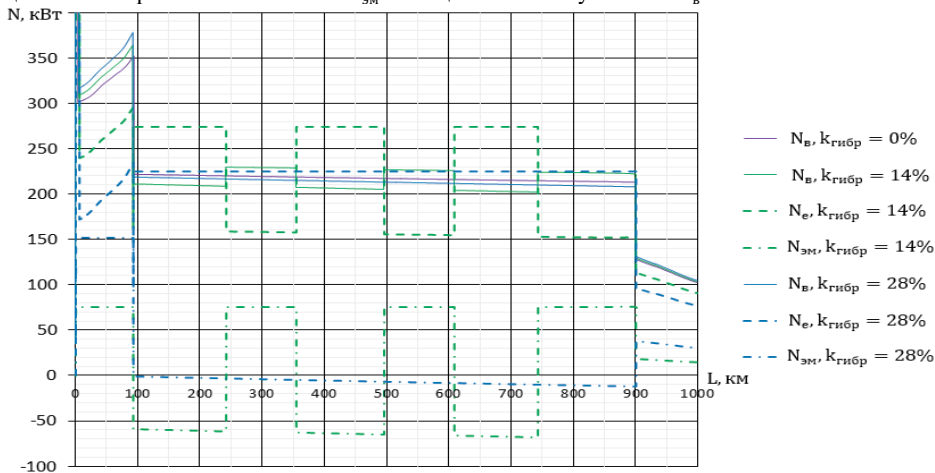


Рисунок 7 – Изменение мощностей компонентов ГСУ в процессе выполнения полётного цикла

Особенностью работы ГСУ является цикличность энергопотребления, характеризующаяся чередованием режимов зарядки и разрядки аккумуляторной батареи на этапе крейсерского полёта.

В процессе исследования выполнен сравнительный анализ различных вариантов программы управления ГСУ на крейсерском режиме полёта (рисунок 8), определяющих вклад ГТД в суммарную мощность силовой установки. Рассмотрено два варианта программы управления: в первом варианте при зарядке аккумуляторной батареи поддерживается постоянная приведённая частота вращения ротора газогенератора ($n_{гг.пр} = 100\%$), во втором варианте поддерживается постоянная физическая частота вращения ротора газогенератора ($n_{гг} = 100\%$).

При первом варианте программы управления предельная степень гибридизации составила $k_{ггбр} = 16,7\%$. Дальнейшее увеличение степени гибридизации при условии неизменной величины суммарной мощности газотурбинной и электрической систем силовой установки приводит к уменьшению размерности газотурбинного двигателя и к тому, что его эффективная мощность становится недостаточной для обеспечения горизонтального полёта с заданной скоростью на крейсерском участке полёта при разряженной аккумуляторной батарее. Второй способ управления позволил повысить степень гибридизации до 28%. Оба варианта демонстрируют преимущество по сравнению с традиционными газотурбинными силовыми установками при дальностях полёта до 300 км.

1 вариант программы управления
($n_{гг.пр} = 100\%$)

2 вариант программы управления
($n_{гг} = 100\%$)

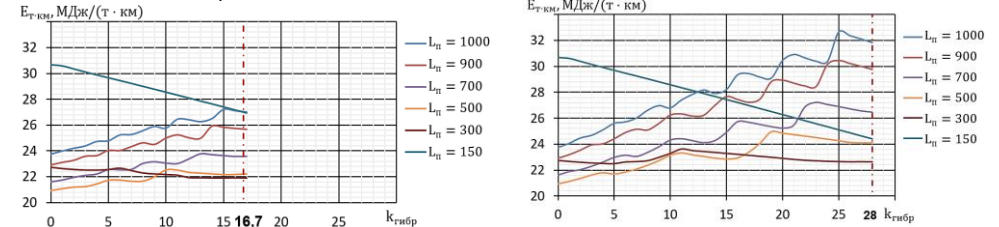


Рисунок 8 – Изменение $E_{т,км}$ при различных программах управления ГСУ для достигнутого уровня технологий электрических компонентов (2025 г.)

Анализ перспектив развития ГСУ показал, что к 2030 году за счёт улучшения показателей компонентов электрической системы электрической системы эффективная дальность применения ГСУ может быть расширена до 500 км (рисунок 9). В исследовании использованы удельные параметры электрооборудования, соответствующие достигнутому (2025 г.) и прогнозируемому (2030 г.) уровням технологического развития (таблица 2).

Таблица 2 – Исходные проектные данные по компонентам электрической системы ГСУ

Параметр	Наименование	Размерность	Достигнутые значения (2025 год)	Прогнозируемые значения (2030 год)
$N_{эм,уд}$	Удельная мощность электрической машины	кВт/кг	8	12
$N_{су,уд}$	Удельная мощность системы управления	кВт/кг	20	30
$E_{ак,уд}$	Удельная энергия аккумулятора	МДж/кг	1,2	1,8
$\eta_{ас}^+$	КПД электрической системы в двигательном режиме	-	0,96	0,975
$\eta_{ас}^-$	КПД электрической системы в генераторном режиме	-	0,96	0,975
$\delta E_{ак,зап}$	Коэффициент запаса ёмкости аккумулятора	-	0,2	0,2

Как следует из данных таблицы 2, к 2030 году ожидается рост удельной мощности электрических машин и удельной ёмкости аккумуляторов на 50%. Эти улучшения напрямую влияют на массо-габаритные показатели и запас энергии в системе, что и обуславливает расширение эффективной дальности применения ГСУ.

Численные исследования показали, что улучшение характеристик электросистемы к 2030 году позволит увеличить эффективную дальность ГСУ с 300 км до 500 км.

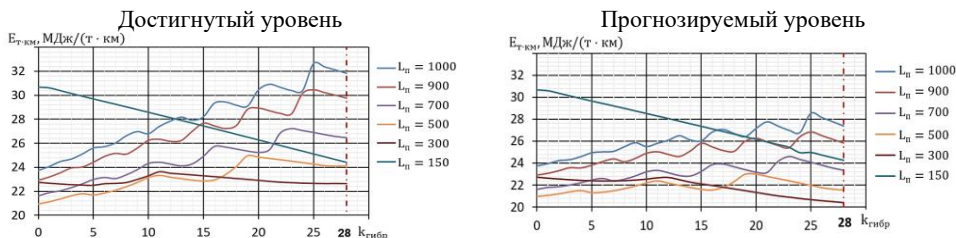


Рисунок 9 – Сравнение энергетической эффективности ГСУ при достигнутом и прогнозируемом уровнях технологического развития электрических компонентов

Анализ сочетаний параметров цикла ГТД, полученных в ходе определения оптимального облика ГСУ, показал (рисунок 10), что минимальное значение критерия энергетической эффективности составляют 18,97 МДж/(т·км). Однако это значение достигается при значениях T_g^* , труднореализуемых на современном уровне развития технологий. В связи с этим для поиска рациональных решений на графике выделены области с отклонением от минимума $E_{T-км}$ на 1% и 2%. $k_{гипр} = 28\%$, $L_{п} = 500$ км

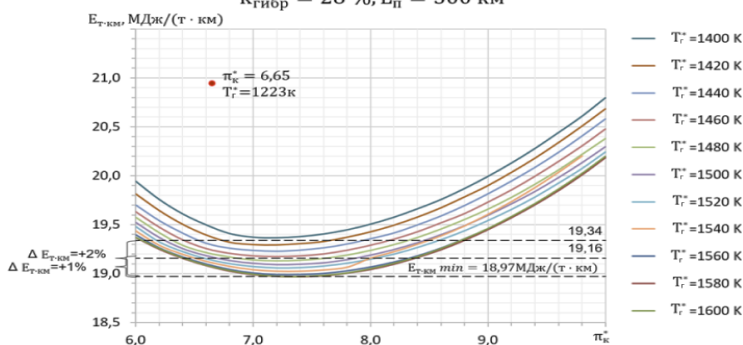


Рисунок 10 – Зависимость критерия энергетической эффективности от параметров рабочего процесса ГТД

Совместная оптимизация параметров газотурбинного двигателя и степени гибридаизации является ключевым фактором повышения эффективности силовой установки регионального самолёта. Как показывают данные таблицы 3, применение гибридаизации без оптимизации параметров цикла базового двигателя даёт положительный эффект только на малых дальностях полёта до 300 км. На больших дистанциях, особенно при 1000 км, такая конфигурация приводит к существенному росту удельных затрат энергии – до 34% по сравнению с исходной силовой установкой. Таблица 3 - Оптимальные значения параметров рабочего процесса для различных дальностей полёта при прогнозируемом уровне технологического развития электрических компонентов

$L_{п},$ км	Базовые параметры цикла ($\pi_k^*=6,65$; $T_g^*=1223$ К)		Оптимальные параметры цикла					
	$k_{гипр}=0\%$	$k_{гипр}=28\%$	$k_{гипр}=0\%$			$k_{гипр}=28\%$		
	$E_{T-км},$ МДж/(т·км)	$E_{T-км},$ МДж/(т·км)	$E_{T-км},$ МДж/(т·км)	π_k^*	$T_g^*,$ К	$E_{T-км},$ МДж/(т·км)	π_k^*	$T_g^*,$ К
150	30,67	24,40 (-20%)	24,31 (-21%)	7,8	1560	20,83 (-32%)	7,0	1560
300	22,73	22,63 (0%)	19,55 (-14%)	7,8	1480	18,63 (-18%)	7,4	1580
500	20,94	24,11 (+15%)	18,90 (-10%)	7,8	1460	18,97 (-9%)	7,4	1580
700	21,60	26,48 (+23%)	19,39 (-10%)	8,0	1460	20,07 (-7%)	7,4	1600
900	22,90	29,76 (+30%)	20,40 (-11%)	8,0	1460	21,63 (-6%)	7,4	1600
1000	23,76	31,85 (+34%)	21,05 (-11%)	8,0	1460	22,57 (-5%)	7,4	1600

Комплексный подход с совместной оптимизацией параметров цикла и степени гибридизации обеспечивает значительное улучшение энергетической эффективности по сравнению с базовой конфигурацией без применения гибридизации во всём диапазоне дальностей полёта. При дальности полёта в диапазоне 150-300 км выигрыш достигает 32%, а в диапазоне 500-1000 км – до 9%. Полученные закономерности представлены в виде диаграмм на рисунках 11 и 12 для четырёх вариантов реализации СУ. Анализ подтверждает, что максимальное повышение энергетической эффективности на всех дальностях полёта достигается исключительно при сочетании предельной величины $k_{\text{гибр}}$ и оптимизированных значений параметров рабочего процесса ГТД.

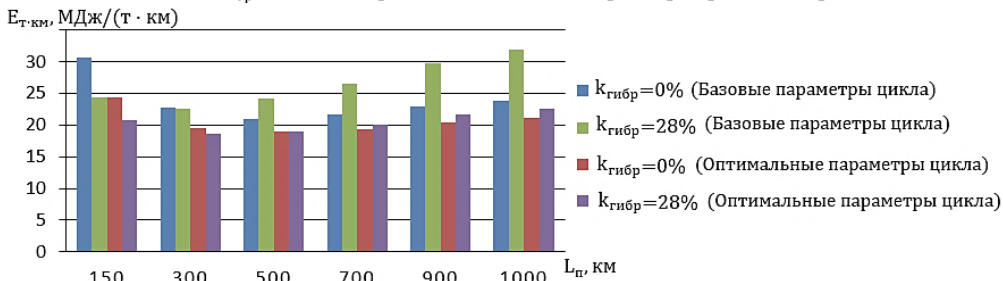


Рисунок 11 – Зависимость критерия энергетической эффективности от дальности полёта и варианта реализации СУ

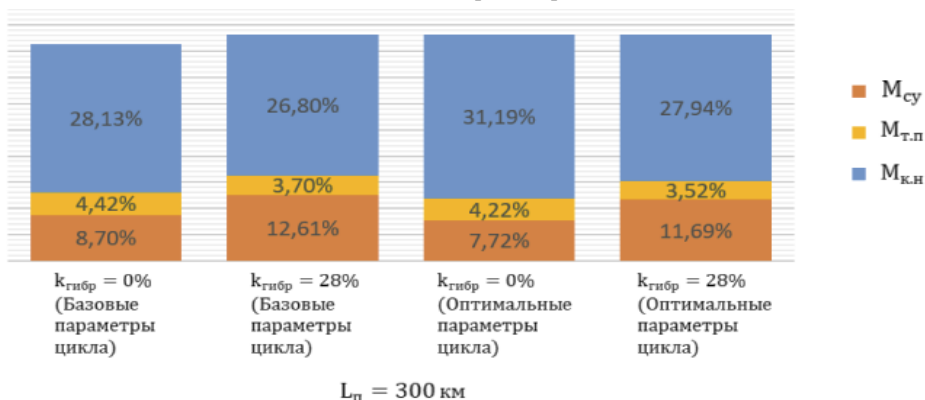


Рисунок 12 – Сравнение массовых характеристик самолёта при различных значениях степени гибридизации (в процентах от взлётной массы)

Анализ сочетания относительных масс компонентов самолёта с ГСУ, выраженных в процентах от взлётной массы самолёта (рисунок 12) подтверждает сделанные выводы. При $L_{п} = 300$ км снижение расхода топлива за счёт гибридизации и оптимизации цикла компенсирует увеличение массы силовой установки, обусловленное наличием электрической подсистемы с аккумуляторными батареями. В результате обеспечивается улучшение энергетической эффективности, а коммерческая нагрузка сохраняется примерно на исходном уровне.

Таким образом, полученные результаты доказывают, что разработанный метод позволяет определить рациональные области применения ГСУ и для каждой дальности полёта установить рациональное сочетание степени гибридизации, параметров рабочего процесса ГТД и программы управления, обеспечивающее снижение критерия энергетической эффективности $E_{T-КМ}$. Полученные закономерности и количественные зависимости формируют научную основу для проектирования перспективных ГСУ региональных самолётов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлено решение актуальной научно-технической задачи в области авиационного двигателестроения, связанной с повышением эффективности авиационных ГСУ за счёт создания метода выбора оптимальных параметров рабочего процесса с учётом взаимного влияния проектных параметров ГТД, степени гибридизации и программы управления.

В процессе выполнения работы были получены следующие результаты:

1. На основе существующих моделей расчёта ГТД и траекторного движения ЛА разработана математическая модель эксплуатационного цикла ГСУ. В отличие от существующих, она обеспечивает возможность исследования влияния проектных параметров рабочего процесса ГТД, степени гибридизации и программы управления на показатели эффективности силовой установки в системе ЛА, что позволяет исследовать их взаимное влияние.

2. Разработаны алгоритмы и компьютерные модели для расчёта элементов электрической системы, двигателя и показателей эффективности ГСУ в системе ЛА. В отличие от аналогов, они позволяют формировать модели ГСУ различных схем и автоматизировать процесс поиска рациональных решений. Разработанные алгоритмы и модели реализованы в виде расчётных модулей в среде концептуального проектирования газотурбинных силовых установок АСТРА-ГТД.

3. Предложен новый метод выбора оптимальных параметров рабочего процесса ГТД и степени гибридизации силовой установки по критериям эффективности ЛА. Новизна метода заключается в совместной оптимизации этих параметров с учётом полётного цикла. Метод позволяет определять оптимальный облик рабочего процесса и размерность ГТД, функционирующего в системе ГСУ, а также обоснованно выбирать параметры ГСУ на этапе концептуального проектирования.

4. Получены зависимости критерия энергетической эффективности ГСУ в системе регионального самолёта от степени повышения давления в компрессоре, температуры рабочего тела за камерой сгорания, степени гибридизации, дальности полёта и программы управления силовой установки, что позволяет количественно оценивать эффективность ГСУ в зависимости от параметров рабочего процесса.

5. Выполнен анализ влияния различных факторов на критерий энергетической эффективности ГСУ, в результате которого определено предельное значение степени гибридизации (28%) и установлен рациональный диапазон дальности полёта (до 300 км) для эффективного применения ГСУ. Установлено, что применение гибридизации без совместной оптимизации параметров рабочего процесса ГТД является нецелесообразным при дальностях полёта свыше 300 км, так как приводит к увеличению удельных затрат энергии (до 34% при дальности полёта 1000 км). Получены закономерности выбора оптимальных параметров рабочего процесса ГТД в системе ГСУ для регионального самолёта, позволяющие обоснованно выбирать облик ГСУ для заданных условий применения ЛА. За счёт оптимизации параметров рабочего процесса ГТД при дальности полёта 300 км достигнуто повышение энергетической эффективности ГСУ на 18%.

В результате внедрения разработанных методик и расчётных моделей достигнуто сокращение трудоёмкости решения задачи определения рационального облика ГСУ более чем в 2 раза. Указанные результаты включены в курс «Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок» направления подготовки 24.05.02 – Проектирование авиационных и ракетных двигателей.

Таким образом, поставленная в работе цель – повышение эффективности авиационных ГСУ на базе ГТД за счёт выбора оптимального облика рабочего процесса – достигнута.

Перспектива дальнейшего развития темы состоит в адаптации разработанной методики для других классов ЛА, совершенствовании моделей компонентов ГСУ с учётом новейших достижений в области электромеханики и аккумуляторных технологий, а также интеграции методики в систему автоматизированного проектирования силовых установок.

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЫ

Статьи в изданиях, рекомендованных ВАК Минобрнауки России:

1. Радомский, В.К. Разработки в области проектирования самолётов и системной интеграции гибридных систем [Текст] / В.К. Радомский, А.Ю. Ткаченко, А.Д. Зеленкевич, Р.В. Уклеин // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьёва. – 2022. – № 4 (63). – С. 40-45.
2. Радомский, В.К. Разновидности гибридно-электрических архитектур для авиации [Текст] / В.К. Радомский, А.Ю. Ткаченко // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьёва. – 2022. – № 3 (62). – С. 26-30.
3. Радомский, В.К. Методика проектировочного расчёта гибридной авиационной силовой установки [Текст] / В.К. Радомский, А.Ю. Ткаченко // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьёва. – 2023. – № 1 (64). – С. 34-39.
- Радомский, В.К., Ткаченко, А.Ю. Достоинства и недостатки гибридных силовых установок в авиации [Текст] / В.К. Радомский, А.Ю. Ткаченко, А.Д. Зеленкевич // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьёва. – 2024. – № 1 (68).
4. Радомский, В.К. Метод оптимизации параметров рабочего процесса гибридной авиационной силовой установки с учётом полётного цикла [Текст] / В.К. Радомский, Е.П. Филинов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2025. – Т. 24. № 3. – С. 41-52. – DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-3-41-52.
5. Радомский, В.К. Математическое моделирование параллельной гибридной авиационной силовой установки на базе турбовинтового двигателя / В.К. Радомский, Е.П. Филинов // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2025. – № 83. – С. 55–67. DOI: 10.15593/2224-9982/2025.83.05

Статьи в изданиях, индексируемых в базе данных SCOPUS:

1. Radomsky, V. Development of Methods and Conceptual Design Tools for Simulation of Trigeration Systems on the Basis of Gas Turbine Engine [Текст] / V. Radomsky, A. Tkachenko, E. Filinov // 2024 International Ural Conference on Electrical Power Engineering (UralCon). – Magnitogorsk, Russian Federation, 2024. – Pp. 11-15. – doi: 10.1109/UralCon62137.2024.10719008.
2. Radomsky, V.K. Assessment of the Energy Efficiency of a Hybrid Turboprop Power Plant of a Regional Aircraft Considering the Mission Profile [Текст] / V.K. Radomsky, E.P. Filinov, A.Y. Tkachenko, I.A. Zubrilin // Aerospace. – 2026. – Vol. 13. – Article 470. – doi: 10.3390/aerospace13050470.

Статьи и материалы конференций:

1. Радомский, В.К. Гибридный электрический самолёт как модель для развития зелёной экономики [Текст] / В.К. Радомский, А.Д. Зеленкевич // Дельта науки. – 2022. – № 2. – С. 42-45.
2. Радомский, В.К. Гибридно-электрические архитектуры в авиации [Текст] / В.К. Радомский, Л.Р. Хабирова, А.Ю. Ткаченко // Цифровая наука. – 2022. – № 2, ч. 1. – С. 107-114.
3. Радомский, В.К. Обзор разработок гибридных систем для авиации [Текст] // Сборник статей LXI Международной научно-практической конференции. – Москва: Научно-издательский центр «Актуальность.РФ», 2024. – 424 с.
4. Радомский, В.К. Проблемы повышения эффективности авиационных гибридных силовых установок [Текст] / В.К. Радомский, А.Ю. Ткаченко // Глобальные перспективы научных исследований: сборник статей VI международной научно-практической конференции. – Мельбурн: ICSRD «научный взгляд». – 2025. – 309 с.

Патенты

1. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2025690983 Российская Федерация. Программный модуль для расчёта рабочего цикла гибридной силовой установки на базе малоразмерного газотурбинного двигателя со свободной турбиной в системе ближнемагистрального пассажирского самолёта: № 2025688900: заявлено 27.10.2025; опубликовано 12.11.2025 / А.Ю. Ткаченко, В.К. Радомский; заявитель федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва».