

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ИМЕНИ АКАДЕМИКА С. П. КОРОЛЕВА»

На правах рукописи

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

Диссертация на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
Ткаченко Андрей Юрьевич,
кандидат технических наук, доцент

Самара – 2026

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	4
ГЛАВА 1. СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ИССЛЕДОВАНИЙ В ОБЛАСТИ ГИБРИДНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК	
1.1 Анализ работ по применению гибридных силовых установок на базе ГТД в авиации.....	10
1.2 Анализ работ по оценке эффективности и выбору параметров авиационных ГТД с гибридной силовой установкой.	32
1.3 Анализ работ по методам моделирования и оптимизации рабочего процесса ГСУ	33
1.4 Проблемы повышения эффективности ГСУ	36
Основные результаты и выводы по главе 1.....	40
ГЛАВА 2. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ГТД С ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ	
2.1 Схемы различных компоновок ГСУ и выбор оптимальной для построения математической модели.....	42
2.2 Математическая модель ГСУ.....	46
2.3 Математическая модель базового ГТД.....	49
2.3.1 Внешняя среда	50
2.3.2 Входное устройство	51
2.3.3 Компрессор	52
2.3.4 Отборы	53
2.3.5 Камера сгорания	54
2.3.6 Турбина газогенератора.....	56
2.3.7 Свободная турбина.....	57
2.3.8 Выходное устройство	59
2.3.9 Показатели ГТД.....	60
2.4 Математическая модель движителя (редуктор, винт)	61
2.5 Расчёт параметров элементов электрической системы (ЭС).....	63
2.6 Расчёт параметров силовой установки	66
2.6 Модель ГСУ.....	66
Основные результаты и выводы по главе 2.....	68
ГЛАВА 3. МЕТОД ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГСУ	
3.1 Моделирование полёта летательного аппарата при решении задач оптимизации параметров ГСУ	69
3.2 Оценка показателей эффективности гибридной силовой установки в системе летательного аппарата.	76
3.3 Алгоритм оптимизации и выбора параметров ГСУ	79
3.4 Реализация разработанного метода в виде компьютерной модели в среде концептуального проектирования АСТРА-ГТД.....	83
Основные результаты и выводы по главе 3.....	87

ГЛАВА 4. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЁТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПО ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ГТД В СОСТАВЕ ГСУ	89
4.1 Оценка достоверности разработанной модели в среде концептуального проектирования АСТРА-ГТД.....	89
4.2 Изменения параметров ГСУ в течение полёта	94
4.3 Анализ влияния степени гибридизации.....	98
4.5 Зависимости и закономерности влияния параметров рабочего процесса на эффективность ГСУ	112
Основные результаты и выводы по главе 4.....	117
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	118
Перечень сокращений и обозначений.....	123
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	124

ВВЕДЕНИЕ

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), Исмагилов 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 13 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.

ГЛАВА 1. СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ИССЛЕДОВАНИЙ В ОБЛАСТИ ГИБРИДНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

1.1 Анализ работ по применению гибридных силовых установок на базе ГТД в авиации

Разработка современных поколений авиационных ГТД в сочетании с ужесточением требований к энергоэффективности силовых установок актуализирует необходимость совершенствования методов и инструментов технологий их компьютерного моделирования. Проектирование инновационных моделей авиационных силовых установок требует внедрения принципиально новых подходов и цифровых решений на всех этапах конструирования.

Значительными тепловыми потерями сопровождается процесс преобразования тепловой энергии в полезную работу в газотурбинных установках. Характеристиками рабочего цикла определяется точная величина этих потерь, которая может превышать 60-70% от общего энергетического потенциала силовой установки [1]. Это обусловлено фундаментальными термодинамическими ограничениями цикла Брайтона, где значительная часть энергии теряется с выхлопными газами, а также рассеивается в виде теплоты в компонентах двигателя. Ключевыми факторами, влияющими на величину потерь, являются степень повышения давления в компрессоре, температура газов перед турбиной, КПД компрессора и турбины, а также аэродинамическое совершенство проточной части.

Прогнозируется, что к 2030-2035 годам авиационная отрасль получит воздушные суда принципиально нового класса с оптимизированными эксплуатационными параметрами, сниженной акустической нагрузкой и минимальным уровнем вредных выбросов. Согласно дорожным картам развития, к 2030 году планируется повышение топливной экономичности летательных аппаратов на 40%, а к середине 2035-х – на 70% относительно базовых показателей авиалайнеров Boeing 737. Параллельно с

ужесточением экологических нормативов сформулирована стратегическая задача: к 2030 году добиться сокращения выбросов углекислого газа на 40-50%, оксидов азота – на 75-80% (относительно стандартов CAEP2), а также снижения шумового воздействия приблизительно вдвое по сравнению с лимитами главы 3 регламентов ИКАО [2].

Реализация этих задач связана с масштабными исследовательскими инициативами в области «зелёного» двигателестроения, координируемыми ведущими промышленными державами. Ключевая роль в этих проектах отведена транснациональным корпорациям: Rolls-Royce (Великобритания), General Electric, Pratt & Whitney (США), Safran Aircraft Engines (Франция), которые объединяют усилия для создания экологически безопасных силовых установок [3].

Для реализации амбициозных экологических и технологических целей ключевым этапом стало тестирование инновационных решений на малых масштабах. Это позволило отработать принципы гибридных и электрических систем, снижающих зависимость от традиционного топлива и сокращающих выбросы. Именно в этом контексте начались эксперименты с гибридными силовыми установками на беспилотных ЛА, которые стали полигоном для проверки технологий, потенциально применимых в крупной авиации. Успехи в этой области не только подтвердили жизнеспособность концепций, но и заложили основу для их дальнейшего масштабирования [4, 5].

В 2005 году Ф.Г. Хармон, исследователь из Калифорнийского университета в Дэвисе, приступил к разработке компактного гибридного БПЛА, предназначенного для выполнения разведывательных и наблюдательных операций [6, 7]. Учёный представил инновационный подход к проектированию, позволяющий синхронно рассчитывать геометрию крыла и параметры гибридной силовой установки. В ходе оптимизации взаимосвязанных характеристик летательного аппарата и энергосистемы был создан прототип массой 13,6 кг с размахом крыла 4,65 м,

оснащенный аккумулятором ёмкостью 220 Вт·ч [6]. Для повышения энергоэффективности в систему управления внедрили нейросетевые алгоритмы, оптимизирующие распределение мощности между компонентами гибридной установки [7]. Результаты компьютерного моделирования показали, что энергопотребление разработанного БПЛА на 54% ниже, чем у моделей с ДВС, при трёхчасовом цикле наблюдения.

Позднее, продолжив исследования в Технологическом институте ВВС США, Хармон Ф.Г. совместно с коллегой Хисеротом Р. провел сравнительный анализ различных схем аккумуляторных конфигураций и режимов их разрядки [8, 9]. Эксперименты подтвердили, что для малогабаритных БПЛА наиболее эффективной схемой является параллельная компоновка с алгоритмом сохранения заряда, обеспечивающая минимальную массу конструкции. Развивая это направление, научные группы под руководством Ауссерера Д.К. [10] и Молсуорта М.П. [11] реализовали гибридную электромеханическую систему, интегрированную в дистанционно управляемый БПЛА (рисунок 1).



Рисунок 1 – Беспилотный летательный аппарат, построенный
Ауссерером и Молсуортом

В качестве силовых агрегатов были отобраны модели Honda GX35 (0,97 кВт) и Fuji (1,2 кВт). Работоспособность концепции была

частично подтверждена в ходе наземных испытаний. Однако этап лётных тестов остался нереализованным.

Экспериментальную платформу для тестирования параллельных гибридных систем создали специалисты Технологического университета Квинсленда. В её структуру был интегрирован компактный ДВС объёмом 10 см³. Он функционирует совместно с бесщеточным электродвигателем мощностью 600 Вт [12]. Сократить расход горючего на 6% позволяют подобные технические решения. Это наглядно продемонстрировали расчёты Ханга Дж.Й. и Гонсалеса Л.Ф. [13]. При этом общая масса конструкции снижается на 5% относительно традиционных аналогов [13].

Анализ типовых компонентов ГСУ для малогабаритных БПЛА был проведён в рамках исследований Технического университета Мюнхена под руководством Шоемана Д. [14]. Метод масштабирования параметров был применён учёными из-за высокой сложности моделирования малых ДВС. Данный подход лёг в основу универсального алгоритма предварительного проектирования гибридных систем [15]. Ряд проектов для аппаратов с полезной нагрузкой от 10 до 70 кг удалось создать благодаря разработанной методике. Она отличается минимальными вычислительными затратами, высокой точностью и адаптивностью. Гибридный летательный модуль массой 35 кг стал одним из ключевых результатов. Он способен транспортировать до 16 кг оборудования.

Практическим воплощением этих наработок стал 20-килограммовый БПЛА, созданный Фридрихом К. и Робертсоном П.А. [16]. Он был спроектирован на базе гибридной платформы воздушного судна массой 200 кг. Комбинация ДВС мощностью 900 Вт и электродвигателя на 400 Вт была признана оптимальной после сравнительного анализа силовых агрегатов. Данные узлы работают в параллельном режиме. Такая схема обеспечила 47% экономию топлива в сравнении с классическими двигательными установками.

Массовое внедрение многороторных гибридных БПЛА в аграрном и промышленном секторах ограничилось из-за их недостаточной долговечности. Это произошло вопреки прогнозам о революционной роли таких систем. Прорывом в данной области стала разработка компании «Quaternium». В 2017 году ею был выпущен квадрокоптер «HYBRiX-20» (рисунок 2) [17]. Он оснащался гибридной топливно-электрической системой и был способен выполнять полёты продолжительностью свыше 4 часов, что доказано опытными тестами при весе коммерческого груза в 6 кг [18].



Рисунок 2 – Гибридный топливно-электрический квадрокоптер
«HYBRiX-20»

Схожие весовые и конструктивные параметры имеют серийные мультикоптеры «Премьер-8» [19] и «ГЕЯ-160» [20], уступающие базовой модели по времени нахождения в воздухе. Под задачи охрannого мониторинга оптимизирована первая платформа от компании «Скайфронт». Влагозащищенный корпус для работы в условиях атмосферных осадков получила вторая модификация, созданная инженерами «Фокстехно».

Полезную нагрузку весом до 18 кг способен транспортировать тяжелый квадрокоптер «Carrier H4 Hybrid HL» [21] от разработчиков «Harris Aerial» при общей взлетной массе 40 кг. Постоянную мощность величиной 4,3 кВт выдает бортовая генераторная установка «H5000»,

отвечающая за энергоснабжение всей системы. Полная заправка встроенной 15-литровой топливной ёмкости гарантирует непрерывное нахождение БПЛА в воздухе до 180 минут при удержании устойчивой крейсерской скорости 15 м/с.

Схожими весовыми параметрами обладает восьмивинтовой аппарат «Airborg» от разработчиков из «Top Flight Tech» [22], построенный по четырехлучевой конструктивной схеме. Данный промышленный БПЛА (рисунок 3) способен выполнять полётные задания в течение более 60 минут при условии максимального заполнения отсека полезного груза до 10 кг. Описанное сочетание эксплуатационных свойств определяет целесообразность его внедрения в сфере логистики и при проведении технических инспекций.



Рисунок 3 –Промышленный многофункциональный БПЛА «Airborg»

Интеграция параллельной гибридной компоновки в общую структуру квадрокоптера (рисунок 4) была осуществлена инженерами стартапа «Yeair!» [23]. Конструктивной особенностью этого БПЛА стало оснащение каждого из четырёх имеющихся роторов сдвоенной системой силовых модулей. В состав каждого узла входят электрический двигатель мощностью 0,6 кВт и двухтактный ДВС на 1 кВт. Порядка 6,4 кВт составляет доступная установленная мощность всей системы в совокупности. Подобный показатель позволил беспилотному аппарату

сохранять полную работоспособность в течение 60 минут. Данная автономность обеспечивается при транспортировке груза массой 5 кг.



Рисунок 4 – Мультикоптер компании «Yeair!»

К гибридным силовым установкам для лёгких и гражданских воздушных судов продолжает расти коммерческий интерес. Серию исследований, оценивающих потенциал интеграции ГСУ в конструкции БПЛА, провели специалисты Военно-воздушного института технологий [8-11]. Способность таких систем обеспечивать баланс между экологичностью и эксплуатационными требованиями полностью подтвердили полученные результаты. В рамках анализа фиксировалось снижение выбросов и топливопотребления при сохранении надежности и дальности малогабаритных летательных аппаратов.

Масштабирование технологии для крупных воздушных судов сопряжено с серьезными техническими ограничениями. Данную закономерность отдельно отметил исследователь Хисерот Р. [9]. Возможности адаптации ГСУ для средних самолётов продемонстрировало дополнительное исследование. Оно было проведено на базе Технологического института. Исходную взлётную массу удалось полностью сохранить на примере модифицированного самолёта «Cessna 172». При этом расход топлива сократился на 54 кг. Однако внедрение комбинированной системы потребовало сопутствующего уменьшения полезной нагрузки на 27 кг [24].

Инженер Гласкок Р. представил параллельную ГСУ для 8-местного самолёта, изучив влияние степени гибридизации на топливную эффективность и динамику набора высоты [25]. После анализа различных конфигураций оптимальным признали коэффициент 0,67, что соответствует комбинации газотурбинного двигателя (224 кВт) и двух электромоторов аналогичной мощности. Эксперименты выявили, что такая схема ограничивает продолжительность полёта, делая её целесообразной для задач с кратковременными пиковыми нагрузками (например, парашютные прыжки), а не для длительных миссий.

В работе Богерро Л. [26] гибридная модификация самолёта «Piper PA-38 Tomahawk» объединила электромотор (22,6 кВт) и ДВС (54,5 кВт). При уровне гибридизации 30% масса конструкции сократилась с 512 кг до 466 кг, а расход топлива уменьшился на 10 кг за полётный цикл (ПЦ) путём оптимизации рабочих режимов двигателя внутреннего сгорания.

Фингер Д.Ф. сравнили последовательную и параллельную конфигурации ГСУ для обычных легких самолётов [27]. В документе утверждается, что параллельная гибридная архитектура превосходит последовательную с точки зрения снижения общего веса и веса топлива на борту. В работе Фингера Д.Ф. [28] исследование выполнено с учётом возможности отказа двигателя.

В 2009 году немецкий авиастроитель Flight Design представил гибридную электрическую систему, в которой электрическая машина мощностью 30 кВт сочетается с ДВС мощностью 86 кВт [29]. На основе этой гибридной системы Университет авиации Эмбри-Риддла разработал легкий самолёт – «EcoEagle» для участия в конкурсе NASA «Green Flight Challenge 2011» [30].

Совместная модернизация планера «Alatus» была реализована специалистами Кембриджского университета и компании Flylight Airsports Ltd [31]. В рамках этого проекта штатный двухтактный двигатель

внутреннего сгорания был полностью заменён на гибридную силовую установку. Новая конфигурация ГСУ объединяла в себе электрический двигатель мощностью 11,2 кВт и базовый ДВС. Рабочий объём поршневого двигателя составлял 76 см³.

При проектировании данных моделей использовалась параллельная схема. Однако воздушные суда «EcoEagle» и «Hybrid Alatus» не имели технической функции подзарядки аккумуляторных батарей непосредственно в режиме полёта. Названный конструктивный недостаток существенно ограничивал их итоговую автономность [16, 32].

Прорывом стал проект «SOUL», реализованный университетом в 2014 году. В его рамках была внедрена система рекуперации энергии, позволяющая восстанавливать заряд аккумуляторов во время эксплуатации. В качестве одного из первых пилотируемых самолётов с параллельно-гибридной силовой установкой рассматривается проект «SOUL» (рисунок 5). В данной конструкции технически реализована возможность подзарядки аккумуляторов непосредственно в полёте [31, 32].



Рисунок 5 – Параллельно-гибридный пилотируемый самолёт «SOUL»

Публичный дебют гибридно-электрического воздушного судна «DA36 E-Star» (рисунок 6) состоялся как результат совместной программы Diamond Aircraft и Airbus Group (ранее EADS) [33]. В этом технологическом консорциуме также принимали участие специалисты концерна Siemens. Для

мирового авиастроения данный борт послужил начальным примером постройки серийной техники в рамках указанного инженерного класса.



Рисунок 6 – Пилотируемый гибридный самолёт «DA36 E-Star»

В июне 2011 года состоялся первый показ двухместного пилотируемого самолёта с комбинированным приводом. Его электрическая часть была представлена агрегатом марки Siemens мощностью 70 кВт. В качестве поршневой составляющей в структуре силовой установки использовался 30-киловаттный роторный двигатель от Austro Engine. Облегчение силовой конструкции на 100 кг относительно базового исполнения стало главным результатом внедрения данного инженерного решения [34]. Расчётные прогнозы указывали на сопутствующее увеличение радиуса действия и продолжительности нахождения в воздухе, что позволяло рассматривать ГСУ как технологический базис для нужд коммерческой авиации (включая пассажирские суда вместимостью до 100 человек) [35].

Координацию европейского научно-исследовательского проекта «HYPSTAIR» с 2013 года осуществлял консорциум, сформированный на базе авиастроительного предприятия Pipistrel и Университета [36]. Основной целью этих работ являлось создание комбинированных энергетических систем для лёгких воздушных судов. Четыре года изысканий завершились демонстрацией экспериментального прототипа рекордной 200-киловаттной мощности. Данную технологию

предполагалось интегрировать в структуру четырёхместного борта «Panthera» с последующим выходом на этап лётных испытаний к 2020 году [37].

На базе планера Cessna 337 в июне 2019 года стартап Ampaire спроектировал гибридное воздушное судно «Ampaire EEL 337» [38]. Модернизация заключалась в демонтаже хвостового поршневого двигателя Continental IO-360 и интеграции на его место 180-киловаттного электромотора. Комбинированный режим функционирования всей силовой установки (рисунок 7) обеспечивается за счёт сохранения штатного переднего ДВС.



Рисунок 7 – Пилотируемый гибридный самолёт «Ampaire EEL»

Специфика конструкции «Ampaire EEL 337» строилась на раздельной работе двух силовых агрегатов, приводящих в движение индивидуальные воздушные винты. Полностью изолированными друг от друга приводными механизмами были снабжены двигатель внутреннего сгорания и электромотор, что определяло техническую особенность заявленной параллельной гибридной архитектуры.

В качестве ключевого элемента транспортной экосистемы будущего сегодня рассматриваются внутригородские и региональные авиаперевозки. Компании Bell, Honeywell и Uber, являясь крупными игроками аэрокосмической и автомобильной индустрии, озвучивают подобные прогнозы. Полное отсутствие наземных заторов, энергоэффективность и высокая скорость перемещения выступают главными достоинствами

данного направления. Оптимальным техническим решением для городских условий признаны аппараты VTOL. Наличие протяжённых взлётно-посадочных полос для данных воздушных судов не требуется, так как они полностью адаптированы к плотной застройке мегаполисов [39].

Разработанный предприятием Workhorse Group проект «Surefly» (рисунок 8) стал первым серийным гибридным VTOL-самолётом. Его дебютный полёт послужил отправной точкой для развития всего класса этих летательных аппаратов. Около 10 секунд составила продолжительность первого отрыва в ходе данного испытания, состоявшегося в апреле 2018 года [40].



Рисунок 8 – VTOL-самолёт – «Surefly»

Основой конструктивной схемы аппарата «Surefly» служила четвёрка несущих модулей с попарным монтажом восьми электродвигателей. Два генератора и поршневой ДВС мощностью 150 кВт объединял первичный силовой комплекс платформы. Последующую интеграцию турбированной силовой установки мощностью 223 кВт предусматривала проектная модернизация. Прогнозируемый рост взлётной массы от базовых 680 кг до предела в 1000 кг обеспечило бы такое инженерное решение.

Несмотря на явные достоинства вертикального старта, ограниченным радиусом действия и меньшей крейсерской скоростью обычно характеризуются воздушные суда с несущим винтом. При прямом сопоставлении с самолётами аналогичного весового класса стабильно

фиксируется отставание [39]. Сочетающие маневренность VTOL и аэродинамику классических самолётов гибридные модели с поворотными винтами вызвали повышенный интерес в связи с этим фактором.

Ориентируясь на высокий потенциал городского аэромобильного рынка, компания Honeywell Aerospace разрабатывает гибридный турбогенератор на базе двигателя HTS900 и двух 200-киловаттных генераторов [41]. Наклоняемые электромоторы, обеспечивающие вертикальный взлёт и последующий переход в горизонтальный полёт, получают питание за счёт этой системы [42].



Рисунок 9 – Концептуальное воздушное такси «Nexus»

Технологический университет Делфта инициировал исследование гибридных силовых установок для региональных авиалайнеров, проанализировав снижение топливопотребления и CO_2 [46]. Гибридная модификация потребовала увеличения площади крыла на 18% и разработки Воскуйлом М. и Богертом Д. уравнения для оценки эксплуатационных характеристик [47]. Согласно расчётам, параллельная гибридная схема обеспечивает сокращение массы топлива на 28% при увеличении длины ВПП на 14% [47].

Сравнительный анализ трёх конфигураций ГСУ был проведён в исследовании Замбони Д. и коллег [48]. Наиболее стабильной при существующих технологических ограничениях признана параллельная система. Наибольшим скрытым потенциалом обладает последовательная

конфигурация силовой установки. Напрямую с качественной модернизацией компонентной базы увязана реализация её ключевых достоинств. В научных трудах Вриса Р. и Хоргефа М. [49, 50] подробно рассматриваются вопросы улучшения аэродинамических характеристик летательных аппаратов за счёт контроля пограничного слоя воздуха с помощью комбинированных систем. Полностью перекрыть получаемый аэродинамический эффект способно сопутствующее утяжеление планера и вспомогательных узлов. Без качественного снижения удельного веса самих силовых модулей неосуществимо преодоление этого негативного фактора.

Научный коллектив под руководством Порнета К. [51-53] осуществил разработку параллельной ГСУ применительно к магистральному самолёту пассажировместимостью 180 человек. Требование минимизации эксплуатационных расходов при фиксированном радиусе действия использовалось в качестве ключевого целевого ориентира при оптимизации параметров. Серьёзное техническое ограничение выявили выполненные расчёты. На 16% падает суммарная эффективность комбинированной системы из-за значительного веса электрических узлов. Даже в случае гипотетического внедрения аккумуляторных батарей, обладающих высокой удельной мощностью на уровне 1,5 кВт/кг, сохраняется описанная негативная тенденция. Лишь для маршрутов, не превышающих 1500 км, подтверждается практическая экономическая целесообразность применения данной технологии.

Совместная программа E-Fan X (рисунок 10), запущенная консорциумом Airbus, Siemens и Rolls-Royce для проектирования гибридного регионального воздушного судна, стала масштабным практическим шагом в этом направлении [54]. В качестве промежуточного звена на пути к последующему освоению полностью электрических трансконтинентальных перелётов рассматривается данная инициатива. Общемировую тенденцию наглядно иллюстрирует подобный проект. Лидеры авиакосмической индустрии перешли в её рамках к активной фазе

натурных испытаний комбинированных платформ с целью их дальнейшего коммерческого внедрения.



Рисунок 10 – Концепт регионального лайнера «E-Fan X»

Стратегическое инвестирование в инновационное предприятие Zunum Aero было реализовано авиастроительной корпорацией Boeing с целью проектирования коммерческого воздушного судна на базе комбинированной тяги. Подобный шаг полностью соответствовал долгосрочной программе компании по масштабному внедрению электрических систем в сегменте региональных перевозок. Первоначальный график выполнения работ предусматривал выход на этап поставок головного серийного образца под обозначением «ZA10» (рисунок 11) к 2022 году [55].



Рисунок 11 – Гибридно-электрический самолёт «ZA10»

Победу в конкурсе Федерального авиационного управления за 2012-2013 годы одержал Технологический институт Джорджии, забрав главную награду в категории «Электрические/гибридные летательные аппараты» [56]. Инновационный технологический комплекс, созданный специалистами данного вуза, послужил основой для оснащения гибридного самолёта «NXG-50» (рисунок 12). Данное конструктивное решение сформировало базу для проектирования перспективного семейства региональных лайнеров. В рамках их последующего жизненного цикла эксплуатации прогнозируется 15-процентное падение суммарных энергозатрат.



Рисунок 12 – Гибридный самолёт «NXG-50»

Распределённая силовая установка для крупных коммерческих самолётов в последние годы получила высокую оценку [57, 58]. Концепцию турбоэлектрической распределённой тяги активно развивают специалисты NASA. Данный подход успешно объединяет турбовальный двигатель и распределённую электрическую силовую установку в рамках последовательной архитектуры.

Экспертный отдел для анализа прорывных технологических решений был организован корпорацией United Technologies в 2019 году. В рамках стратегической инициативы Project 804 команда специалистов представила первый экспериментальный образец. Им стал гибридный летательный

аппарат «X-plane» (рисунок 13). Этот борт послужил ключевым элементом демонстрационной программы [59].

Высокомощный силовой агрегат (2 МВт) и турбовентиляторную двигательную установку с редуктором включает в себя конструкция «X-plane». Данная система способна создавать тягу до 107 кН. На тестирование энергоэффективности гибридных систем в реальных эксплуатационных условиях направлена вся текущая конфигурация [60].



Рисунок 13 – Гибридно-электрический самолёт «X-plane»

Цели «NASA» N+3 для больших авиатранспортных средств не могут быть достигнуты путём эволюционного усовершенствования традиционных технологий, что продемонстрировали результаты проекта «SELECT» [61].

В отечественном научном пространстве работы по изучению гибридных силовых установок начали интенсивно развиваться в 2010-х годах. В исследовании Никитевича Н.В. и его коллег [62] были проанализированы перспективы перехода к использованию ГСУ. Как отмечают авторы, главной задачей разработки являлось сокращение эксплуатационных расходов.

В 2014 году, под руководством Ю.А. Эзрохи, учёные Центрального института авиационного моторостроения (ЦИАМ) получили патент [63] на разработку газотурбинной установки. В рамках данного патента была предложена схема гибридной установки, в основе которой лежал

турбореактивный двигатель. Вскоре данное исследование было продолжено учёными Рябовым П.А. и Каленским С.М. [64]. В результате анализа, проведенного учёными, была обнаружена возможность применения альтернативных видов топлива для современных гибридных двигателей.

В 2015 году научный сотрудник МГТУ им. Баумана С.А. Бурцев представил исследование [65], посвящённое сравнительному анализу конфигураций газотурбинных установок и их влияния на топливную экономичность. В качестве объекта изучения выступил турбовентиляторный двигатель пятого поколения ПД-14. Результаты работы продемонстрировали потенциал модернизации: внедрение предложенных решений позволило бы сократить эмиссию CO_2 на 19-20% при одновременном снижении расхода топлива на 2-3%.

Обзорное исследование Савельева Е.Н. [66] анализирует создание гибридных двигателей, обосновывая оптимальную структуру для мультикоптеров, повышающую их производительность и время полёта. В работе Писарева Н.С. [67] рассматривается применение гибридных установок в авиации для снижения выбросов и повышения экономической эффективности, а также приведены примеры успешного внедрения.

Алгоритмическая модель для расчёта энергобаланса и массогабаритных показателей газотурбинных систем, интегрированных с топливными элементами, была разработана исследовательской группой ЦИАМ и МЭИ под руководством М.В. Гордина в 2018 году [68]. Значимый импульс развитию альтернативной энергетики в структуре авиастроения придали полученные научные результаты. Рассмотрению вспомогательной энергоустановки, функционирующей на водородных элементах, посвящалось сопутствующее изыскание той же группы исследователей [69]. Проектирование подобных агрегатов закладывает технический фундамент, необходимый для одновременного улучшения экологических показателей и роста КПД бортового оборудования воздушных судов.

Использовать комбинированные силовые комплексы на самолётах, обеспечивающих выполнение парашютных операций, предложили в 2019 году представители Уральского государственного технического университета (УГТУ), работавшие под руководством А.М.Ф. Аль-Дарабсе [70]. Борт Cessna 208 послужил базовой расчётной платформой в рамках этого анализа. Лётно-технические свойства и геометрия данного воздушного судна оптимально подходят для интеграции инновационных гибридных решений. Минимизацию вредных выбросов в атмосферу, рост маневренности и сокращение расхода горючего включает в себя комплекс ключевых достоинств ГСУ [71].

Проектные параметры комбинированной системы, построенной по параллельной схеме, были зафиксированы на последующих этапах изысканий. На сквозную оптимизацию рабочих процессов и повышение эксплуатационной надёжности в широком диапазоне внешних условий ориентирован выбор указанной конфигурации.

Внедрение гибридных силовых установок обеспечивает снижение акустического следа, рост дальности полёта и повышение маневренности в военной авиации, а также 10-процентную экономию топлива в гражданском секторе, показывает комплексный анализ работ Плевако С.Ю. [72] и Захарченко В.С. [73]. Вопросы автоматизации процессов управления ГСУ параллельно рассматриваются в смежных исследованиях [74]. Необходимой для успешного внедрения ГСУ является разработка принципиально новых подходов к автоматизации. Проведения дополнительных научно-исследовательских работ в смежных технических областях потребует реализация этой задачи.

Статья Редькина А.В. [75] посвящена детальному анализу надёжности конвертируемого летательного аппарата с ГСУ. Ключевые факторы, влияющие на безотказность таких комплексов, подробно рассматриваются в рамках данной публикации. Математические методы оценки и повышения устойчивости систем к различным внешним воздействиям также

предлагаются авторами. Особую важность стабильности характеристик ГСУ для обеспечения безопасной эксплуатации воздушных судов в изменяющихся условиях подчеркивают полученные результаты.

Совместная работа НИЦ имени Жуковского и ИПУ РАН указывает на необходимость перехода на гибридные силовые установки для повышения топливной эффективности и снижения эмиссии, что позволит снизить эксплуатационные энергозатраты на 20% [76]. Исследования ГосНИИАС подтверждают, что применение ГСУ обеспечивает существенное сокращение углеродного следа гражданской авиации [77].

Исмагиловым Ф. и коллективом учёных из УУНИТ [78] был предложен эффективный метод проектирования летательных аппаратов с гибридными силовыми установками. На необходимость комплексного подхода обращено особое внимание. Газотурбинные и электрические компоненты он должен охватывать одновременно. Оптимизировать характеристики и повысить общую эффективность воздушных судов позволяет именно такое совместное рассмотрение.

Схемы интеграции электрических машин в газотурбинные двигатели представляет исследование [79], демонстрируя потенциал стартеров-генераторов для повышения гибкости режимов полёта и снижения авиационных выбросов. Разработку высокоэффективного электродвигателя для гибридных установок описывают в работе [80] специалисты Московского авиационного института. Результатами испытаний они полностью подтверждают его надёжность и интеграционные возможности.

Специалистами ЦИАМ [81] представлены результаты разработки и успешных испытаний демонстратора гибридной силовой установки. Этапы проектирования и создания прототипа подробно описаны в рамках этого исследования. Проведённые тесты полностью подтвердили работоспособность системы на различных режимах. Снижение расхода топлива до 13% показали сопутствующие результаты численного исследования ГСУ на базе турбовального двигателя [82]. Подобный

показатель вносит весомый вклад в повышение экономической эффективности выполнения авиационных перевозок.

Названные работы наглядно подчёркивают особую значимость дальнейшего развития гибридных технологий. Их внедрение необходимо для достижения целей устойчивого развития отрасли и снижения техногенной нагрузки на окружающую среду.

Разработанная в ЦИАМ методика Рябова П.А. обеспечивает междисциплинарную оценку эффективности гибридных газотурбинных двигателей для дозвуковых пассажирских самолётов [83]. Анализ двухтопливных установок подтверждает, что использование данных технологий повышает топливную эффективность и снижает вредные выбросы [83].

Параллельную архитектуру имеет гибридный беспилотный летательный аппарат «ZALA Z-16-5G» (рисунок 14). Данный воздушный борт был полностью спроектирован и разработан специалистами российской компании «ZALA Aero Group» [84]. Двигатель внутреннего сгорания, в этом случае, является не основным двигателем, а вспомогательным. Он приводит во вращение генератор, который заряжает аккумуляторы. Они, в свою очередь, дают электропитание остальным бортовым агрегатам и узлам, в том числе и электродвигателю. Благодаря данной компоновке БПЛА имеет довольно большую продолжительность полёта в более чем 12 часов и возможность работы в бесшумном режиме, что сказывается на его эффективном применении в военных целях.



Рисунок 14 – Беспилотный летательный аппарат «ZALA Z-16-5G»

Современную разработку гибридных авиационных силовых установок мощностью до 1,5 МВт ведёт объединённая двигателестроительная корпорация (ОДК). В рамках проекта [85] прошёл испытания на стенде демонстратор первого двигателя (рисунок 15). Основой перспективных разработок является гибридная силовая установка мощностью 500 кВт, созданная петербургским предприятием ОДК-Климов на основе нового авиационного двигателя ВК-650В. Двигатели планируется применять на транспортных БПЛА, аэротакси и самолётах вертикального и сверхкороткого взлёта и посадки. В рамках этого проекта также разрабатываются различные энергоузлы, электродвигательные установки и аккумуляторные батареи. Специалисты ОДК уверяют, что комбинация этих модулей позволит формировать силовые установки мощностью до 1,5 МВт, пригодные для широкого спектра летательных аппаратов. Представленные разработки демонстрируют переход от концептуальных исследований к практической реализации гибридных авиационных силовых установок в отечественной промышленности.



Рисунок 15 – Силовая установка разработки ОДК

В 2024 году ЦИАМ начал разработку новой гибридной силовой установки (рисунок 16) для регионального самолёта вместимостью до 80-100 человек. Особенностью силовой установки станет применение жидкого водорода в качестве хладагента. Инженеры ЦИАМ считают, что это сможет повлиять на мощность электрических машин. Использование жидкого водорода в системе поможет увеличить мощность почти в три раза [86]. Ранее институт завершил летные испытания гибрида на самолёте Як-40 вместимостью до 32 пассажиров.



Рисунок 16 – Силовая установка разработки ЦИАМ

Анализ работ по перспективам развития авиационных ГТД показывает, что основными направлениями повышения их эффективности являются снижение выбросов CO_2 и NO_x , повышение топливной экономичности путём внедрения гибридных и электрических силовых установок.

1.2 Анализ работ по оценке эффективности и выбору параметров авиационных ГТД с гибридной силовой установкой.

В рамках проекта НАТО исследователь Хепперле Мартин представил обзор возможностей летательных аппаратов с гибридными силовыми установками и электродвигателями [87]. Работа систематизирует схемы ГСУ, анализирует их энергоэффективность и массу для двухчасовых

полётов, прогнозируя рост удельной энергоёмкости батарей с 190 до 250 Вт·ч/кг [87]. Подробнее с материалами исследования можно ознакомиться на сайте НАТО.

Разработанный алгоритм расчёта дальности полёта ЛА с ГСУ основан на энергетических параметрах и конструктивных особенностях, с ограничениями в 300 км для региональных судов и требованием 1000 Вт·ч/кг для коммерческой авиации [88, 89]. Проведенный параметрический анализ выявил влияние энергобаланса, температуры и состояния АКБ на эффективность системы.

Обзор Абдула Сатара Экбала М. [90] анализирует эффективность ГСУ с различными источниками энергии, подчеркивая важность выбора схемы под эксплуатационные требования, а Рене Рингс [91] предложил методику оценки ГСУ для ЛА, обеспечивающую 34% экономию топлива при дальности 2000 км с использованием АКБ 250-600 Вт·ч/кг. Моделирование ГСУ в рамках программы NASA N+3 показало снижение расхода топлива на 17,6% [92], а применение систем управления на базе нечеткой логики и машинного обучения способно дать дополнительные 11% экономии [93].

1.3 Анализ работ по методам моделирования и оптимизации рабочего процесса ГСУ

Совершенствование газотурбинных двигателей в структуре гибридных систем выступает приоритетным вектором развития современной авиационной техники. Процесс поиска рациональных конструкторских решений охватывает абсолютно все стадии проектирования. Проведение подобных изысканий диктуется необходимостью обеспечения максимальной эффективности и надёжности разрабатываемых силовых установок. Особый статус в данном цикле имеет стадия концептуального проектирования. Базовые технические характеристики будущего двигателя закладываются именно на этом этапе, что в дальнейшем предопределяет его реальную конкурентоспособность.

Теоретическую основу анализа рабочих процессов, включая закономерности влияния параметров термодинамического цикла на итоговые технические свойства ГТД, заложили фундаментальные труды Стечкина Б.С. [94], Нечаева Ю.Н., Фёдорова Р.М. [95], и Шляхтенко С.М. [96]. В рамках указанных классических исследований критерий «оптимальности» трактуется как минимизация удельного расхода горючего ($C_{уд}$). Данный эффект достигается путём максимального приближения текущих параметров цикла к теоретически идеальным физическим значениям.

Дальнейшее развитие методологии, включая оптимизацию экономичности ($C_{уд}^{min}, \eta_0^{min}$) для различных типов ГТД, отражено в исследованиях Клячина А.Л., Холщевникова К.В., Сосунова В.А. и других авторов [97-103].

На моделирование ГТД в структуре ЛА сместился основной акцент с развитием вычислительных методов. Взаимное влияние параметров двигателя на массу, аэродинамику и эксплуатационную эффективность воздушного судна полностью учитывается при таком подходе.

Методы согласования характеристик планера и силовой установки составляют основу принципов совместной оптимизации. Данные подходы подробно изложены в научных трудах Югова О.К. и Румянцева С.В. [104]. Также эти вопросы рассматриваются в публикациях Маслова В.Г. [105, 106], Егорова И.Н. [107-109] и Флорова И.Ф. [110].

Многокритериальную задачу представляет собой согласование параметров ГСУ и ЛА. Обязательный учёт технико-экономических показателей на всех этапах проектирования диктуется спецификой данного процесса. Несколько базовых расчётных процедур должен включать в себя процесс выбора оптимальных решений. В строгом соответствии с принципами системного подхода [111-115] выполняется эта работа.

Анализ влияния характеристик двигателя на дальность, массу и

итоговую стоимость эксплуатации ЛА выступает начальным шагом. Оценку компромиссов между энергоэффективностью и экологичностью требуется проводить на следующем этапе. Моделирование различных сценариев для всех режимов полёта полностью завершает данный комплекс.

Ключевым выводом проведённых ранее работ стала необходимость применения комплексных критериев эффективности. Термодинамические, экономические и экологические аспекты одновременно объединяют в себе данные маркеры. Успешно преодолеть существующие противоречия между отдельными параметрами позволяет подобный подход. Достижение сбалансированных технических решений это даёт возможность в конечном счёте.

Методы моделирования и оптимизации ГСУ для лёгких самолётов в работе Сычёва А.В. [116] базируются на системном подходе, связывающем балансовые уравнения взлётной массы с коэффициентом гибридизации и статистическими данными. Оптимизация заключается в выборе соотношения мощностей для улучшения массогабаритных характеристик, однако используемые линейные зависимости и игнорирование динамики топлива/АКБ ограничивают точность прогнозирования.

Статья Варюхина А.Н. [117] предлагает комплексный междисциплинарный подход к моделированию и оптимизации ГСУ для самолётов местных воздушных линий, базирующийся на модульной структуре и итерационных расчётах. Оптимизация на основе критериев дальности и расхода топлива прогнозирует улучшение целевых параметров на 10-22% к 2030 году за счёт снижения массы компонентов, однако необходимость резервирования мощности ограничивает эффективность последовательных гибридных систем.

Исследование Уфимского университета науки и технологий [118] сравнивает архитектуры силовых установок для ДНС-8-100/200, включая турбовальные двигатели с регенерацией тепла и гибридные системы. Анализ, основанный на типовом полётном цикле, направлен на выбор

оптимальной схемы для максимизации топливной эффективности и минимизации выбросов с учётом дальности полёта.

В исследовании Боровикова Д.А. [119] разработана комплексная методика проектирования ГСУ с воздушным винтом для ЛА, нацеленная на снижение расхода топлива и вредных выбросов. Подход базируется на динамическом моделировании методом связанных графов, интегрирующем ГТД, электродвигатель и аккумуляторную батарею, с последующей двухэтапной оптимизацией управления.

Ключевое требование к разработке специализированных инструментов и алгоритмов автоматизированного проектирования выявил проведённый обзор научных исследований, посвящённых совершенствованию и моделированию рабочих процессов гибридных силовых установок. Совместный учёт конструкционных, аэродинамических, эксплуатационных и энергетических требований при многокритериальной оценке летательных аппаратов должны полностью обеспечивать данные вычислительные комплексы.

1.4 Проблемы повышения эффективности ГСУ

Высокий уровень технического совершенства современных двигателей летательных аппаратов зафиксирован в подразделе 1.1. Значительным потенциалом для улучшения экологических параметров и топливной эффективности авиации обладают современные ГСУ на базе ГТД. Их практическое внедрение сдерживается комплексом взаимосвязанных факторов.

Выбор оптимальной компоновочной схемы силовой установки выступает первоочередной задачей. Гибкое распределение мощности между электродвигателем и ГТД обеспечивают параллельные схемы, снижающие общий расход топлива [6, 7]. Однако данные конфигурации требуют прецизионной синхронизации всех компонентов.

Существенным упрощением контура управления характеризуются

последовательные архитектуры, что подтверждается опытом создания мультикоптера «HYBRiX-20» [17]. Основным недостатком здесь является рост массы системы из-за потребности в высокомоощных аккумуляторах [37].

Тип летательного аппарата строго предопределяет выбор конкретной схемы. Также на этот процесс влияют заданные целевые характеристики, энергоёмкость батарей и лимиты коммерческой нагрузки.

Моделирование полётного цикла ГСУ в структуре ЛА выступает обязательным условием для прогнозирования эффективности. Взаимосвязь динамических параметров в реальном времени доказана в исследованиях Богерта Д. [46] и Варюхина А.Н. [117]. Ключевое значение здесь имеют текущий заряд аккумуляторных батарей и падение массы топлива. Пересмотр площади крыла и сопутствующих аэродинамических характеристик повлекло за собой внедрение ГСУ в проекте «E-Fan X» [54]. Это решение кардинально изменило итоговый энергобаланс.

Традиционные методы расчёта не учитывают влияние переходных процессов [116]. Вне поля зрения обычно остаются деградация аккумуляторов и суточные колебания температуры окружающей среды. Данный подход снижает достоверность получаемых прогнозов. Создание междисциплинарных моделей необходимо для преодоления указанной проблемы. Расчётный аппарат должен комплексно связывать аэродинамику, электроэнергетику и термодинамику. Эффективный пример такой реализации описан в труде Боровикова Д.А. [119]. В этой работе оптимизация взаимодействия всех компонентов была достигнута через динамическое моделирование на основе связанных графов.

Эффективность термодинамического цикла предопределяется корректным выбором параметров ГТД [94, 83]. Первоочередному анализу подлежат КПД компрессора, степень сжатия и температура газов перед турбиной. Значимую техническую закономерность доказывают исследования Шляхтенко С.М. и Рябова П.А. Падение общего КПД на

величину до 20% вызывают даже минимальные отклонения от расчётных оптимальных значений.

Оптимизация степени повышения давления в компрессоре отдельно проводилась в рамках создания гибридного самолёта «SOUL» [32]. Минимизировать дисбаланс между затрачиваемой энергией сжатия и работой турбины помогло названное мероприятие. При интеграции ГТД с электрическими компонентами существенно усложняется процесс проектирования. Требование жесткого учёта взаимной совместимости всех характеристик накладывает данное обстоятельство. При модернизации борта «Piper PA-38» [26] зафиксирован характерный пример подобного инженерного решения. Путем вынужденных компромиссов в отношении полезной нагрузки было реализовано там снижение массы конструкции на 46 кг.

На совместном рассмотрении технических параметров и экономических показателей базируется всесторонний анализ эффективности ГСУ. Стоимость жизненного цикла, удельный расход топлива и объем вредных выбросов выступают здесь базовыми критериями. Комплексную связь экономики с энергетической эффективностью отражает переменная «удельная дальность полёта по стоимости». Данный аналитический параметр был впервые предложен в научных трудах Порнета К. [51-53].

Жесткие допущения относительно текущего технологического уровня накладывают серьезные ограничения на традиционные подходы к расчёту. Наглядной иллюстрацией такой проблемы служит известный анализ чувствительности Хепперле М. [87]. В рамках подобных методик удельная энергоёмкость аккумуляторных батарей фиксируется в диапазоне от 250 до 600 Вт·ч/кг. Указанный предел параметров оказывается неприменимым для передовых разработок уровня «E-Fan X» [54]. Проектирование таких воздушных судов требует достижения значений, превышающих 1000 Вт·ч/кг.

Внедрение водородных систем может утроить мощность электрических машин, что требует адаптации критериев оценки, особенно для перспективных технологий [86]. Оптимизация управления ГСУ с применением нейронных сетей снижает энергопотребление на 54% [7, 28], а для систем без подзарядки в полёте, таких как «DA36 E-Star» [33], необходимы адаптивные алгоритмы (например, ИИ-оптимизация «SELECT» [61]) с учётом безопасности при отказах [28]. Для получения более подробной информации, пожалуйста, обратитесь к профильным научным публикациям.

Строгое соотношение мощностей электродвигателя и ГТД задается выбором степени гибридизации. Названный процесс базируется на поиске компромисса между экологичностью, дальностью полёта и массовыми характеристиками. Исследования Сычёва А.В. [116] доказывают чёткую техническую взаимосвязь параметров силовой установки. Явное снижение расхода топлива обеспечивает рост доли электрической компоненты. Неизбежное утяжеление аккумуляторных батарей, с другой стороны, влечет за собой данное обстоятельство.

В рамках модернизации самолёта «Cessna 208» [70] зафиксировано изменение оптимальной степени гибридизации. В прямой зависимости от проектной дальности полёта находится этот параметр. При выполнении коротких миссий наибольший эффект приносит высокая степень гибридизации. Напротив, доминирование традиционного ГТД становится обязательным условием для протяженных маршрутов [48].

С научными трудами Замбони Д. [48] полностью согласуются сформулированные выводы. Как консервативный выбор для текущего этапа развития техники классифицируются параллельные архитектуры в указанных изысканиях. Как перспективные определены последовательные конфигурации. Исключительно при условии кардинального снижения веса силовых узлов осуществима их практическая реализация.

Планомерный рост эффективности ГСУ невозможен без

междисциплинарного подхода. Данный методологический базис неразрывно связывает системное управление, аэродинамику, электротехнику и термодинамику. В качестве ключевого вектора изысканий выступает создание инструментария для совместной оптимизации. Также приоритетное значение имеет обоснованный выбор рациональных параметров рабочего процесса.

Реализация преимуществ гибридных технологий достижима только на основе всестороннего решения названных задач. Проектные решения обязаны отвечать концепции устойчивого развития авиации. Дополнительно требуется строгое соблюдение ужесточающихся экологических нормативов.

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

Основные результаты и выводы по главе 1

В результате проведенного анализа можно сделать следующие выводы.

1. Современные газотурбинные двигатели обладают высоким уровнем технологического развития, однако ужесточение глобальных стандартов в части снижения топливопотребления, эмиссии вредных веществ (CO_2 , NO_x) и акустического воздействия требует инновационных решений. Гибридные силовые системы на основе ГТД демонстрируют перспективу сокращения расхода топлива на 10-54% и уменьшения объема выбросов на 40-50% относительно классических аналогов. Текущим уровнем развития технологий, включая сложности в синхронизации разнородных компонентов (механических и электрических модулей) и недостаточную энергетическую плотность аккумуляторов, ограничена реализация такого потенциала.

2. Параллельные и последовательные схемы ГСУ получили наибольшее распространение в современных исследованиях. От требований

к полезной нагрузке, целевой дальности полёта и типа летательного аппарата напрямую зависит выбор конкретной компоновки.

3. Баланса между ростом массы системы и экономией топлива требует практическое применение ГСУ. Проведение одновременной оптимизации степени гибридизации и параметров цикла двигателя необходимо для обеспечения целевой эффективности. Итоговый расчёт ведётся по критериям эффективности силовой установки в структуре летательного аппарата.

Математические модели зависимости показателей от степени гибридизации и параметров ГТД требуются для реализации этой процедуры. Методы моделирования, обеспечивающие выбор оптимальных параметров ГСУ в структуре ЛА, также выступают необходимым элементом расчётного комплекса.

ГЛАВА 2. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ГТД С ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ

2.1 Схемы различных компоновок ГСУ и выбор оптимальной для построения математической модели

Выбор оптимальной компоновки ГСУ является ключевым этапом при проектировании эффективных систем, так как он напрямую влияет на результаты последующих этапов параметрической оптимизации и выбора рациональной программы управления. Современные гибридные архитектуры, согласно исследованиям [120, 121], можно разделить на четыре типа:

- Последовательная схема ГСУ;
- Параллельная схема ГСУ;
- Последовательно-параллельная схема ГСУ;
- Турбоэлектрическая схема ГСУ.

В последовательной схеме ГСУ (рисунок 17) к винту подключён только электродвигатель, а ГТД приводит во вращение электрогенератор, обеспечивающий питание электродвигателя и/или заряд аккумулятора.

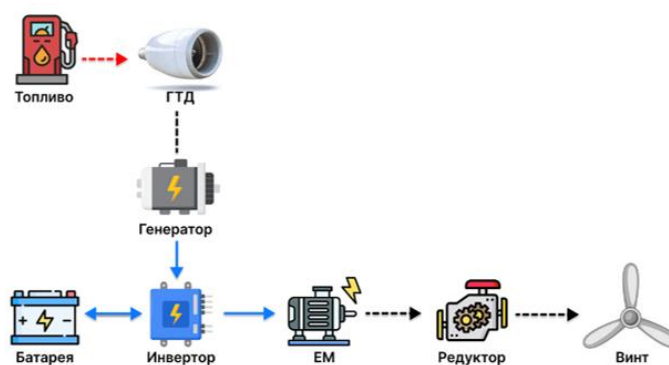


Рисунок 17 – Последовательная схема ГСУ

Механическую связь электродвигателя с питанием от аккумуляторной батареи и базового ГТД предусматривает параллельная схема ГСУ (рисунок 18). Их совместная или раздельная работа организуется на общем валу, передающем крутящий момент на воздушный винт. В любой момент времени обеспечивать движущую силу за счёт такой конфигурации может

как каждый источник мощности по отдельности, так и оба агрегата одновременно.

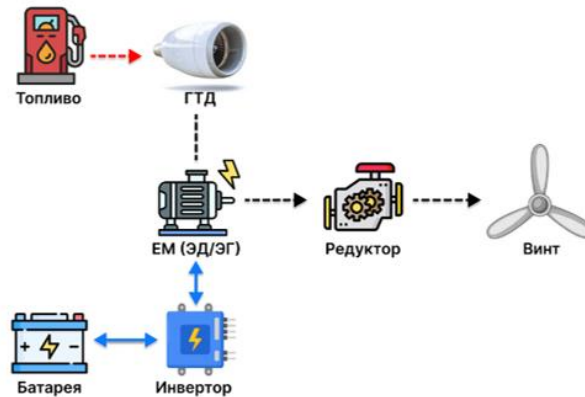


Рисунок 18 – Параллельная схема ГСУ

В последовательно-параллельной схеме ГСУ (рисунок 19) имеется винт, приводимый в действие традиционным тепловым двигателем, и дополнительный винт, вращаемый электродвигателем. Электродвигатель получает электрическую энергию либо от аккумуляторной батареи через инвертор, либо от генератора, приводимого во вращение ГТД.

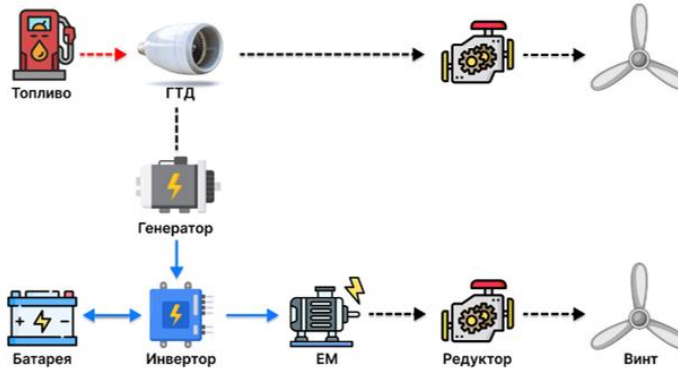


Рисунок 19 – Последовательно-параллельная схема ГСУ

Для привода электрогенератора используется ГТД в турбоэлектрической схеме ГСУ (рисунок 20). Силовую электронику и электродвигатель последовательно питает данный узел. Непосредственное вращение воздушного винта обеспечивает электрическая машина. При данной схеме не используются аккумуляторные батареи в качестве накопителя или источника электрической энергии во время полёта.

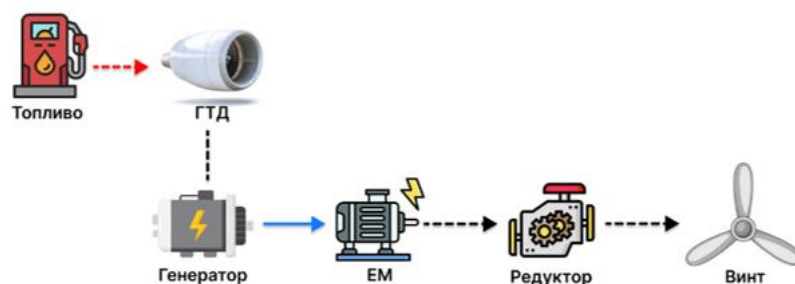


Рисунок 20 – Турбоэлектрическая схема ГСУ

Параллельная схема была выбрана в качестве исходной компоновки ГСУ в данной работе. Она обладает рядом важных преимуществ для авиационных систем. Газотурбинный двигатель и электрическая машина включены параллельно. Данная машина способна работать как в режиме двигателя, так и в режиме генератора. Подобное техническое решение обеспечивает гибкое распределение мощности между ними. Названный баланс меняется в зависимости от конкретного этапа полёта.

Особое значение эта гибкость имеет на фазах взлёта и набора высоты. Именно там требуются повышенные мощностные и тяговые нагрузки. В крейсерском полёте ситуация меняется. Появляется возможность полностью разгрузить электрический контур. При этом ГТД эксплуатируется вблизи расчётного режима. На этом режиме авиационные газотурбинные двигатели имеют минимальный удельный расход топлива.

Прямой механический привод воздушного винта от ГТД позволяет снизить энергетические потери. В такой схеме отсутствует обязательное двойное преобразование энергии из механической в электрическую и обратно. Названный цикл «механическая → электрическая → механическая» является главным недостатком чисто последовательных схем гибридных силовых установок. Параллельный подход заметно уменьшает долю потерь в электрической части. За счёт этого повышается общая эффективность использования мощности ГТД.

Возможность повышения отказоустойчивости и безопасности выступает еще одним важным преимуществом параллельной схемы.

Аварийный отказ газотурбинной части одного из двигателей принимается в качестве базовой расчётной ситуации. Способностью частично компенсировать падение суммарной мощности обладает, в данном случае, электрическая машина второго исправного агрегата. Через общую бортовую сеть сразу на оба воздушных винта направляется избыток электрической энергии. Подобный перегрузочный алгоритм позволяет гарантированно сохранить управляемость воздушного судна. На данный фактор как на ключевой критерий напрямую опирается обеспечение безопасности полёта комбинированных платформ.

Более рациональным использованием рабочих режимов ГТД и участием электрического контура в покрытии пиковых нагрузок обусловлено итоговое повышение эффективности ГСУ. Сравнительные расчёты силовых установок самолётов местных воздушных линий демонстрируют уменьшение километрового расхода топлива для ряда гибридных конфигураций. Увеличение дальности полёта при сохранении сопоставимой взлётной массы фиксируется при этом в полном объёме [117].

Параллельная схема конструктивно совместима с существующими турбовальными силовыми установками. Непосредственно на вал ГТД или в состав редуктора гибридного ТВД можно интегрировать электрическую машину. Изменения базовой компоновки силовой установки и планера минимизирует подобный инженерный подход. Переход к гибридным решениям это существенно упрощает в конечном счёте.

Оптимальный баланс весовых характеристик и эффективности делает параллельную схему конкурентоспособной. Неизбежное утяжеление конструкции за счёт добавления электрических компонентов учитывают результаты расчётных исследований для самолётов местных воздушных линий. Несмотря на данный фактор, полностью обеспечить дальность полёта и полезную нагрузку на уровне традиционных аналогов позволяют частично турбоэлектрические и гибридные параллельные конфигурации.

При одновременном снижении удельного расхода топлива достигается данный технический результат [117].

На основе анализа полученных сравнительных данных базовая параллельная схема ГСУ выбирается в качестве исходной компоновки для построения математических моделей. Основой для проведения дальнейших теоретических исследований в области гибридных авиационных систем служит данная архитектура.

2.2 Математическая модель ГСУ

Турбовинтовой двигатель (ТВД), спроектированный по схеме с одновальным газогенератором и свободной турбиной, был взят за основу при формировании модели ГСУ [122]. Привод винта в рамках данной конструктивной схемы осуществляется через редуктор. При этом сам редуктор механически соединен с ротором свободной турбины.

Основные узлы и расчётные сечения проточной части вместе с их буквенными обозначениями приведены на схеме двигателя. Графически данная расчётная схема наглядно представлена ниже (рисунок 21).

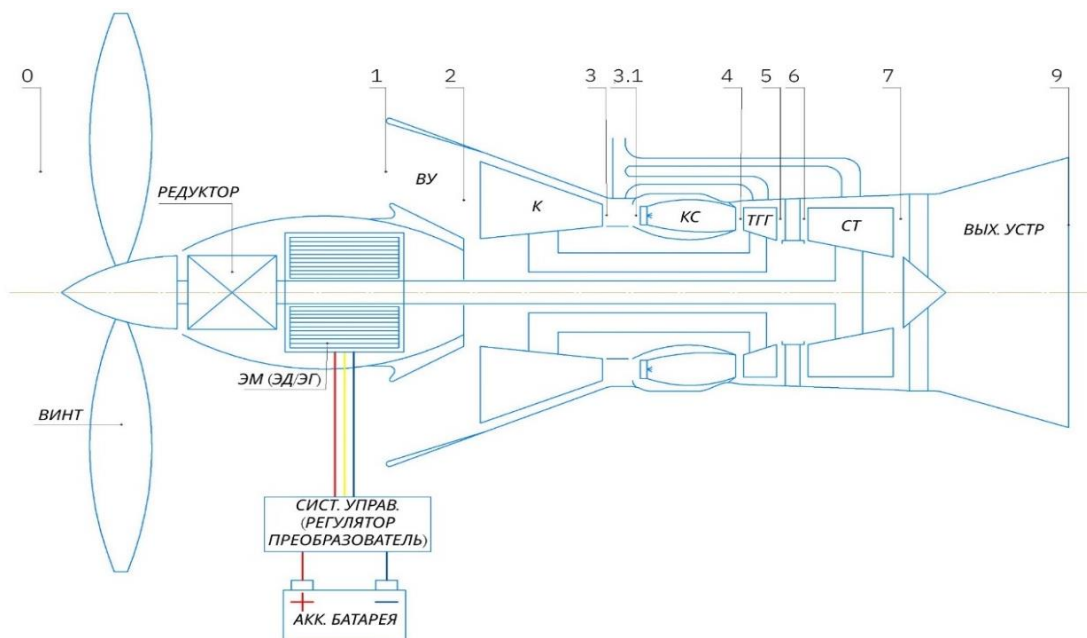


Рисунок 21 – Расчётная схема параллельной ГСУ: ВУ – входное устройство; К – компрессор; КС – камера сгорания; ТГГ – турбина газогенератора; СТ – свободная турбина; ВЫХ. УСТР – выходное устройство, ЭМ (ЭД/ЭГ) – электрическая машина (электродвигатель/электрогенератор).

Математическая модель ГСУ разделяется на следующие компоненты:

Компонент «атмосфера» предназначен для задания атмосферных условий и расчёта параметров потока рабочего тела, поступающего в двигатель.

Компонент «ву» служит для учёта потерь полного давления в канале входного устройства.

Компонент «к» реализует расчёт процесса сжатия воздуха в компрессоре, который состоит из следующих этапов:

- сжатие в группе 1-2 осевых ступеней; (осевых ступеней);
- перепуск воздуха за 2 ступенью (поток I-п);
- сжатие в 3 центробежной ступени.

Компонент «отбор-II» для учёта отбора воздуха на охлаждение турбин.

Компонент «отбор-III» для учёта отбора воздуха на нужды летательного аппарата.

Компонент «кс» реализует расчёт рабочего процесса КС, который состоит из следующих этапов:

- учёт потерь полного давления;
- изменение состава рабочего тела и определение количества выделенной тепловой энергии в процессе сгорания топлива;
- изменение температуры рабочего тела при подводе теплоты к рабочему телу.

Компонент «тгг» осуществляет расчёт рабочего процесса турбины газогенератора, состоящий из следующих этапов:

- подвод охлаждающего воздуха в 1 СА до «горла» (поток о-ТГ1);
- подвод охлаждающего воздуха за 1 СА (поток о-ТГ5);
- расширение рабочего тела;
- подвод воздуха за 3 ТГГ (поток о-ТГ9).

Компонент «тсв» необходим для расчёта рабочего процесса свободной турбины, который состоит из следующих этапов:

- расчёт процесса расширения рабочего тела;
- подвод воздуха за ТСВ (поток о-ТС9).

Компонент «вых. устр» служит для расчёта процесса расширения рабочего тела при его истечении в окружающую среду.

Компонент «редуктор» предназначен для расчёта частоты вращения вала винта и учёта механических потерь.

Компонент «винт» предназначен для расчёта мощности, потребляемой воздушным винтом, и создаваемой им тяги с учётом зависимости коэффициентов тяги и мощности от угла установки лопастей и шага винта.

Компонент «показатели-гтд» позволяет рассчитать общие данные двигателя (эффективную и эквивалентную мощности, удельный расход топлива и т.п.).

Компонент «масса-гтд» необходим для оценки массы ТВД.

Компонент «су» расчёт параметров силовой установки, состоящей из двух ГСУ.

Компонент «эс-сост» компонент отвечающий за параметры состояния электрической системы гибридной силовой установки. Рассчитывается скорость заряда/разряда аккумуляторов, мощность вырабатываемой электродвигателем, мощность, потребляемая в двигательном режиме или вырабатываемая в генераторе.

Компоненты «|0», «|1», «|2», «|3», «|3.1», «|4», «|5», «|6» и «|9» предназначены для расчёта и отображения в результатах параметров потока рабочего тела в соответствующих сечениях проточной части. Кроме того, перечисленные выше компоненты расчёта рабочего процесса узлов двигателя содержат аналогичные компоненты для расчёта и вывода параметров потока рабочего тела в промежуточных сечениях, представленных в таблице 1.

Таблица 1 – Перечень расчётных сечений проточной части в термодинамической модели двигателя

Номер сечения	Расположение сечения
0	Невозмущенная атмосфера
1	Вход во входное устройство
2	Вход в компрессор
3	Выход из компрессора
3.1	Параметры потока через ЖТ КС
4	Вход в турбину газогенератора (ГГ)
4.01	«Горло» 1 СА турбины ГГ
4.05	На входе в 1 РК (рабочее колесо) турбины ГГ
5	Вход в свободную турбину (выход из турбины газогенератора)
5.01	«Горло» первого соплового аппарата (СА) свободной турбины
5.05	На входе в 1 РК (рабочее колесо) свободной турбины
6	Выход из свободной турбины
9	Выход из выходного устройства

Комплексную оценку показателей эффективности гибридной силовой установки в структуре летательного аппарата обеспечивает интеграция данной модели с математическими описаниями движителя и вспомогательных систем. В этот общий расчётный контур последовательно включены отборы воздуха и электрическая система.

Расчёт мощности, удельных расходов топлива и тяговых характеристик выполняется в автоматическом режиме на основе такой интеграции. Точный баланс энергии между газотурбинным и электрическим контурами также детально оценивается в рамках расчётных процедур. Названный методологический подход гарантирует глубокую оптимизацию работы ГСУ в различных режимах эксплуатации.

2.3 Математическая модель базового ГТД

Математическая модель базового ГТД применяется при всестороннем анализе работы гибридной силовой установки [123]. Детальный расчёт термодинамических параметров в основных узлах двигателя полностью обеспечивает данный расчётный комплекс. В этот перечень входят компрессор, камера сгорания и турбины. Взаимодействие газотурбинного

контура и электрической системы описывает взаимная связь входных и выходных параметров модели. К ним относятся степень повышения давления, температура рабочего тела и удельные расходы.

Комплексную оценку эффективности ГСУ обеспечивает интеграция данной модели с компонентами движителя и вспомогательными системами. В их число входят отборы воздуха, охлаждение и электрогенератор. На основе этой интеграции выполняется расчёт тяги, мощности и удельного расхода топлива. Также оценивается общая динамика энергопотребления в условиях различных режимов полёта.

Подобный подход позволяет оптимизировать распределение мощности между традиционным и электрическим приводами. За счёт этого планомерно повышается топливная экономичность. Одновременно возрастает итоговая адаптивность силовой установки в составе летательного аппарата.

2.3.1 Внешняя среда

Входные параметры внешней среды, включающие полётные и атмосферные условия, подробно приведены в таблице 2. На их основе выполняется последующий расчёт параметров потока на входе в двигатель.

Таблица 2 – входные параметры внешней среды

Обозначения	Размерность	Описание
T_0	К	Температура атмосферного воздуха
p_0	кПа	Давление атмосферного воздуха
M_Π	-	Число Маха скорости полёта

Выходные параметры:

Газовая постоянная воздуха:

$$R_B = 0,287, \text{кДж}/(\text{кг} \cdot \text{К}).$$

Показатель изобэнтропы воздуха:

$$k_B = 1,40.$$

Плотность атмосферного воздуха:

$$\rho_0 = \frac{p_0}{R_B T_0}, \text{кг}/\text{м}^3.$$

Скорость звука в атмосфере:

$$\alpha_0 = \sqrt{k_B \cdot 1000 R_B T_0}, \text{ м/с.}$$

Скорость полёта (м/с):

$$V_{\Pi} = \alpha_0 M_{\Pi}, \text{ м/с.}$$

Скорость полёта (км/ч):

$$V_{\Pi.ч} = 3,6 \cdot V_{\Pi}, \text{ км/ч.}$$

Степень повышения давления скоростным напором:

$$\pi_V = \left(1 + \frac{k_B - 1}{2} M_{\Pi}^2\right)^{\frac{k_B}{k_B - 1}}.$$

Относительный расход набегающего потока:

$$\gamma_0 = 1.$$

Полная температура набегающего потока:

$$T_0^* = T_0 \left(1 + \frac{k_B - 1}{2} M_{\Pi}^2\right), \text{ К.}$$

Полное давление набегающего потока:

$$p_0^* = p_0 \pi_V, \text{ кПа.}$$

2.3.2 Входное устройство

В таблице 3 представлены входные параметры для расчёта процесса во входном устройстве. На схеме (рисунок 22) представлена расчётная схема входного устройства.

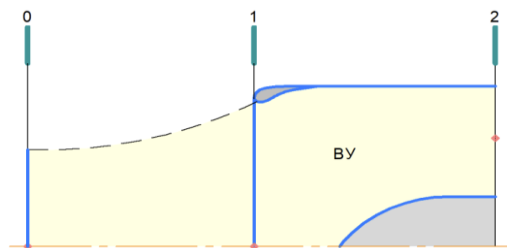


Рисунок 22 – Расчётная схема входного устройства

Таблица 3 – входные параметры входного устройства

Обозначения	Размерность	Описание
γ_0	-	Относительный расход набегающего потока
T_0^*	К	Полная температура набегающего потока
p_0^*	кПа	Полное давление набегающего потока
$\sigma_{ВХ}$	-	Коэффициент восстановления полного давления

Выходные параметры

Относительный расход рабочего тела на выходе:

$$\gamma_2 = \gamma_0.$$

Полная температура на выходе:

$$T_2^* = T_0^*, \text{ К.}$$

Полное давление на выходе:

$$p_2^* = p_0^* \sigma_{\text{вх}}, \text{ кПа.}$$

2.3.3 Компрессор

В таблице 4 представлены входные параметры для расчёта процесса сжатия в компрессоре. На схеме (рисунок 23) представлена расчётная схема компрессора.

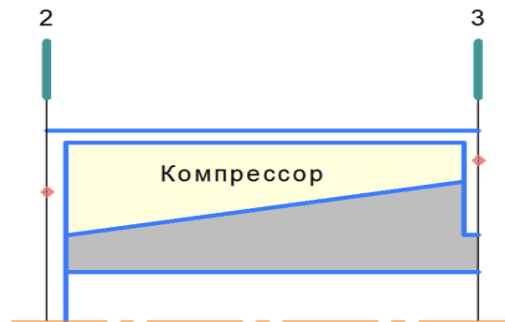


Рисунок 23 – Расчётная схема компрессора

Таблица 4 – входные параметры для расчёта процесса сжатия воздуха в компрессоре

Обозначения	Размерность	Описание
γ_2	-	Относительный расход рабочего тела на входе
T_2^*	К	Полная температура на входе
p_2^*	кПа	Полное давление на входе
π_k^*	-	Степень повышения давления
η_k^*	-	КПД компрессора

Выходные параметры

Показатель изэнтропы воздуха:

$$k_B = 1,40.$$

Изобарная теплоёмкость воздуха:

$$c_{p.B} = 1,005, \text{ кДж/(кг} \cdot \text{К)}.$$

Удельная работа компрессора:

$$L_k = c_{p.B} T_2^* \left(\pi_k^{*\frac{k_B}{k_B-1}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_k^*}, \text{ кДж/кг.}$$

Относительный расход рабочего тела на выходе:

$$\gamma_3 = \gamma_2.$$

Полная температура на выходе:

$$T_3^* = T_2^* + \frac{L_K}{c_{p,B}}, \text{ К.}$$

Полное давление на выходе:

$$p_3^* = p_2^* \pi_K^*, \text{ кПа.}$$

2.3.4 Отборы

В таблице 5 представлены входные параметры для расчёта отборов воздуха. На схеме (рисунок 24) представлена расчётная схема отборов воздуха.

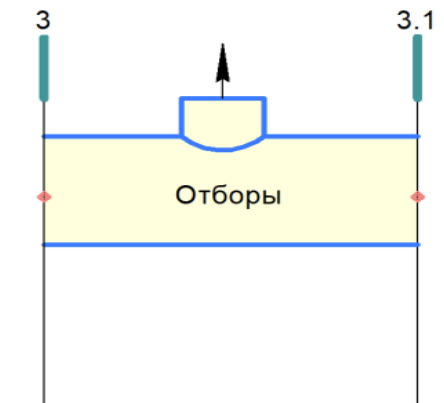


Рисунок 24 – Расчётная схема отборов воздуха

Таблица 5 – входные параметры для расчёта отбора воздуха

Обозначения	Размерность	Описание
γ_3	-	Относительный расход рабочего тела на входе
T_3^*	К	Полная температура на входе
p_3^*	кПа	Полное давление на входе
$g_{ла}$	-	Удельный расход воздуха, отбираемого на нужды ЛА
$g_{ут}$	-	Удельный расход утечек воздуха
$g_{ох.тгг.са}$	-	Удельный расход воздуха, отбираемого на охлаждение СА турбины ГГ
$g_{ох.тгг.рк}$	-	Удельный расход воздуха, отбираемого на охлаждение РК турбины ГГ
$g_{ох.тсв.са}$	-	Удельный расход воздуха, отбираемого на охлаждение СА свободной турбины
$g_{ох.тсв.рк}$	-	Удельный расход воздуха, отбираемого на охлаждение РК свободной турбины

Выходные параметры

Относительный расход воздуха, отбираемого на нужды ЛА:

$$\gamma_{ла} = \gamma_3 g_{ла}.$$

Относительный расход утечек воздуха:

$$\gamma_{ут} = \gamma_3 g_{ут}.$$

Относительный расход воздуха, отбираемого на охлаждение СА турбины ГГ:

$$\gamma_{ох.тгг.са} = \gamma_3 g_{ох.тгг.са}.$$

Относительный расход воздуха, отбираемого на охлаждение РК турбины ГГ:

$$\gamma_{ох.тгг.рк} = \gamma_3 g_{ох.тгг.рк}.$$

Относительный расход воздуха, отбираемого на охлаждение СА свободной турбины:

$$\gamma_{ох.тсв.са} = \gamma_3 g_{ох.тсв.са}.$$

Относительный расход воздуха, отбираемого на охлаждение РК свободной турбины:

$$\gamma_{ох.тсв.рк} = \gamma_3 g_{ох.тсв.рк}.$$

Полная температура охлаждающего воздуха:

$$T_{ох}^* = T_3^*, \text{ К.}$$

Относительный расход рабочего тела на выходе:

$$\gamma_{3.1}^* = \gamma_3 - (\gamma_{ла} + \gamma_{ут} + \gamma_{ох.тгг.са} + \gamma_{ох.тгг.рк} + \gamma_{ох.тсв.са} + \gamma_{ох.тсв.рк}).$$

Полная температура на выходе:

$$T_{3.1}^* = T_3^*, \text{ К.}$$

Полное давление на выходе:

$$p_{3.1}^* = p_3^*, \text{ кПа.}$$

2.3.5 Камера сгорания

В таблице 6 представлены входные параметры для расчёта процесса подвода тепла в камере сгорания. На схеме (рисунок 25) представлена расчётная схема камеры сгорания.

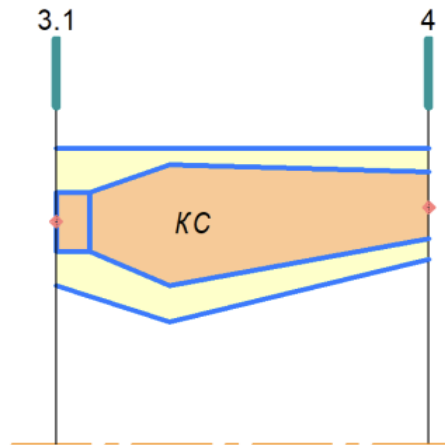


Рисунок 25 – Расчетная схема камеры сгорания

Таблица 6 – входные параметры для расчёта параметров процесса подвода тепла в камере сгорания

Обозначения	Размерность	Описание
$\gamma_{3.1}$	-	Относительный расход рабочего тела на входе
$T_{3.1}^*$	К	Полная температура на входе
$p_{3.1}^*$	кПа	Полное давление на входе
$\sigma_{КС}$	-	Коэффициент восстановления полного давления
η_{Γ}	-	Коэффициент полноты сгорания топлива
T_4^*	К	Полная температура на выходе

Выходные параметры

Изобарная теплоёмкость воздуха на входе:

$$c_{p.в} = 1,005, \text{ кДж}/(\text{кг} \cdot \text{К}).$$

Изобарная теплоёмкость продуктов сгорания на выходе:

$$c_{p.г} = 1,157, \text{ кДж}/(\text{кг} \cdot \text{К}).$$

Теплота сгорания топлива:

$$H_u = 42900, \text{ кДж}/\text{кг}.$$

Относительный расход топлива:

$$g_{\Gamma} = \frac{c_{p.г} T_4^* - c_{p.в} T_{3.1}^*}{H_u \eta_{\Gamma}}.$$

Относительный расход рабочего тела на выходе:

$$\gamma_4 = \gamma_{3.1}(1 + g_{\Gamma}).$$

Полное давление на выходе:

$$p_4^* = p_{3.1}^* \sigma_{КС}, \text{ кПа}.$$

2.3.6 Турбина газогенератора

Входные параметры, необходимые для последующего моделирования процесса расширения воздуха в турбине, подробно приведены в таблице 7. Графическая иллюстрация этого узла выполнена отдельно. Инженерная расчётная схема турбины наглядно представлена на рисунке 26.

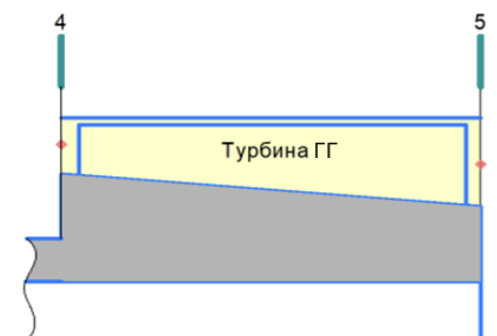


Рисунок 26 – Расчётная схема турбины ГГ

Таблица 7 – входные параметры для расчёта процесса расширения воздуха в турбине

Обозначения	Размерность	Описание
γ_4	-	Относительный расход рабочего тела на входе
T_4^*	К	Полная температура на входе
p_4^*	кПа	Полное давление на входе
T_{ox}^*	К	Полная температура охлаждающего воздуха
$\gamma_{ox.тгг.са}$	-	Относительный расход воздуха, поступающего на охлаждение СА
$\gamma_{ox.тгг.рк}$	-	Относительный расход воздуха, поступающего на охлаждение РК
L_k	кДж/кг	Удельная работа компрессора
γ_2	-	Относительный расход рабочего тела на входе в компрессор
$\eta_{т.гг}$	-	Коэффициент механических потерь
$\eta_{т.гг}^*$	-	КПД турбины

Выходные параметры

Показатель изоэнтروпы продуктов сгорания:

$$k_T = 1,33.$$

Изобарная теплоёмкость продуктов сгорания:

$$c_{p.г} = 1,157, \text{ кДж}/(\text{кг} \cdot \text{К}).$$

Изобарная теплоёмкость воздуха:

$$c_{p.в} = 1,005, \text{ кДж}/(\text{кг} \cdot \text{К}).$$

Относительный расход в «горле» СА первой ступени:

$$\gamma_{4.01} = \gamma_4 + \gamma_{ox.тгг.са}.$$

Полная температура в «горле» СА первой ступени:

$$T_{4.01}^* = \frac{\gamma_4 c_{p.г} T_4^* + \gamma_{\text{ок.тгг.са}} c_{p.в} T_{\text{ок}}^*}{\gamma_{4.01} c_{p.г}}, \text{ К.}$$

Удельная работа турбины:

$$L_{\text{тгг}} = \frac{\gamma_2 L_{\text{к}}}{\gamma_{4.01} \eta_{\text{м.тгг}}}, \text{ кДж/кг.}$$

Степень понижения давления в турбине:

$$\pi_{\text{тгг}}^* = \left(1 - \frac{L_{\text{тгг}}}{c_{p.г} T_{4.01}^* \eta_{\text{т.тг}}^*} \right)^{\frac{-k_{\text{т}}}{k_{\text{г}} - 1}}.$$

Относительный расход в «горле» РК последней ступени:

$$\gamma_{4.09} = \gamma_{4.01}.$$

Полная температура в «горле» РК последней ступени:

$$T_{4.09}^* = T_{4.01}^* - \frac{L_{\text{тгг}}}{c_{p.г}}, \text{ К.}$$

Относительный расход рабочего тела на выходе:

$$\gamma_5 = \gamma_{4.09} + \gamma_{\text{ок.тгг.рк}}.$$

Полная температура в «горле» РК последней ступени:

$$T_5^* = \frac{\gamma_{4.09} c_{p.г} T_{4.09}^* + \gamma_{\text{ок.тгг.рк}} c_{p.в} T_{\text{ок}}^*}{\gamma_5 c_{p.г}}, \text{ К.}$$

Полное давление на выходе:

$$p_5^* = \frac{p_4^*}{\pi_4^*}, \text{ кПа.}$$

2.3.7 Свободная турбина

В таблице 8 представлены входные параметры для расчёта процесса расширения воздуха в свободной турбине. На схеме (рисунок 27) представлена расчётная схема свободной турбины.

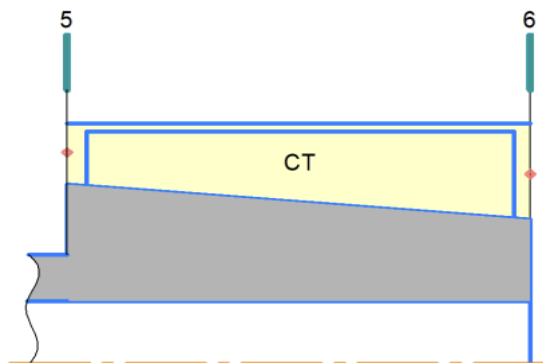


Рисунок 27 – Расчётная схема свободной турбины

Таблица 8 – входные параметры для расчёта процесса расширения воздуха в свободной турбине

Обозначения	Размерность	Описание
γ_5	-	Относительный расход рабочего тела на входе
T_5^*	К	Полная температура на входе
p_5^*	кПа	Полное давление на входе
T_{ox}^*	К	Полная температура охлаждающего воздуха
$\gamma_{ox.тсв.са}$	-	Относительный расход воздуха, поступающего на охлаждение СА
$\gamma_{ox.тсв.рк}$	-	Относительный расход воздуха, поступающего на охлаждение РК
p_0	кПа	Давление атмосферного воздуха
$\pi_{ср}$	-	Располагаемая степень понижения давления в выходном устройстве
$\eta_{т.св}$	-	Коэффициент механических потерь
$\eta_{тсв}^*$	-	КПД турбины

Выходные параметры

Показатель изоэнтропы продуктов сгорания:

$$k_{\Gamma} = 1,33.$$

Изобарная теплоёмкость продуктов сгорания:

$$c_{p,\Gamma} = 1,157, \text{ кДж}/(\text{кг} \cdot \text{К}).$$

Изобарная теплоёмкость воздуха:

$$c_{p,в} = 1,005, \text{ кДж}/(\text{кг} \cdot \text{К}).$$

Относительный расход в «горле» СА первой ступени:

$$\gamma_{5.01} = \gamma_5 + \gamma_{ox.тсв.са}.$$

Полная температура в «горле» СА первой ступени:

$$T_{5.01}^* = \frac{\gamma_5 c_{p,\Gamma} T_5^* + \gamma_{ox.тсв.са} c_{p,в} T_{ox}^*}{\gamma_{5.01} c_{p,\Gamma}}, \text{ К}.$$

Степень понижения давления в турбине:

$$\pi_{тсв}^* = \frac{p_5^*}{p_0 \pi_{ср}}.$$

Удельная работа турбины:

$$L_{тсв} = c_{p,\Gamma} T_{5.01}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{тсв}^* \frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}} \right) \eta_{тсв}^*, \text{ кДж}/\text{кг}.$$

Удельная эффективная мощность двигателя:

$$N_{\text{е.уд}} = \gamma_{5.01} L_{\text{тсв}} \eta_{\text{м.св}}, \text{ кВт} \cdot \text{с/кг}.$$

Относительный расход в «горле» РК последней ступени:

$$\gamma_{5.09} = \gamma_{5.01}.$$

Полная температура в «горле» РК последней ступени:

$$T_{5.09}^* = T_{5.01}^* - \frac{L_{\text{тсв}}}{c_{\text{р.г}}}, \text{ К}.$$

Относительный расход рабочего тела на выходе:

$$\gamma_6 = \gamma_{5.09} + \gamma_{\text{ох.тсв.рк}}.$$

Полная температура в «горле» РК последней ступени:

$$T_6^* = \frac{\gamma_{5.09} c_{\text{р.г}} T_{5.09}^* + \gamma_{\text{ох.тсв.рк}} c_{\text{р.в}} T_{\text{ох}}^*}{\gamma_6 c_{\text{р.г}}}, \text{ К}.$$

Полное давление на выходе:

$$p_6^* = \frac{p_5^*}{\pi_{\text{тсв}}^*}, \text{ кПа}.$$

2.3.8 Выходное устройство

В таблице 9 представлены входные параметры для расчёта процесса в выходном устройстве. На схеме (рисунок 29) представлена расчётная схема выходного устройства.

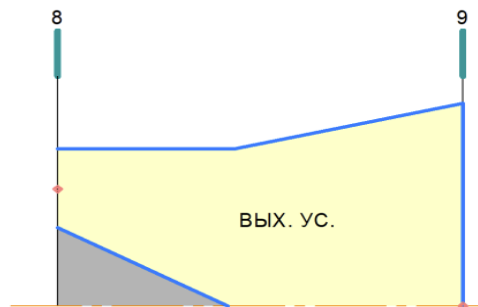


Рисунок 29 – Расчётная схема выходного устройства

Таблица 9 – входные параметры для расчёта процесса в выходном устройстве

Обозначения	Размерность	Описание
γ_8	-	Относительный расход рабочего тела на входе
T_8^*	К	Полная температура на входе
p_8^*	кПа	Полное давление на входе
$\pi_{\text{ср}}$	-	Располагаемая степень понижения давления
$\varphi_{\text{с}}$		Коэффициент скорости

Выходные параметры

Показатель изэнтропы продуктов сгорания:

$$k_r = 1,33.$$

Изобарная теплоёмкость продуктов сгорания:

$$c_{p,r} = 1,157, \text{ кДж/(кг} \cdot \text{К)}.$$

Относительный расход рабочего тела на выходе:

$$c_9 = \varphi_c \sqrt{2000 \cdot c_{p,r} T_8^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{cp}^{\frac{k_r-1}{k_r}}} \right)}, \text{ м/с.}$$

Относительный расход рабочего тела на выходе:

$$T_9 = T_8^* - \frac{c_9^2}{2000 \cdot c_{p,r}}, \text{ К.}$$

Относительный расход рабочего тела на выходе:

$$\gamma_9 = \gamma_8.$$

2.3.9 Показатели ГТД

Входные параметры, необходимые для последующего расчёта показателей рабочего процесса ТВД, подробно представлены в таблице 10.

Таблица 10 – входные параметры для расчёта показателей рабочего процесса ТВД

Обозначения	Размерность	Описание
V_{Π}	м/с	Скорость полёта
γ_9	-	Относительный расход рабочего тела на выходе из выходного устройства
c_9	м/с	Скорость истечения из выходного устройства
$\gamma_{3.1}$	-	Относительный расход рабочего тела на входе в камеру сгорания
g_T	-	Относительный расход топлива
$N_{e,уд}$	кВт·с/кг	Удельная эффективная мощность двигателя
$\frac{V_{\Pi}}{\eta_v}$	кВт/кН	Величина отношения скорости полёта к КПД винта (коэффициент преобразования тяги в мощность)
$\eta_{ред}$	-	Коэффициент потерь мощности в редукторе
$N_э$	кВт	Эквивалентная мощность двигателя

Выходные параметры

Удельная тяга двигателя:

$$P_{уд} = 0,001 \cdot (\gamma_9 \cdot c_9 - V_{\Pi}), \text{ кН} \cdot \text{с/кг.}$$

Удельная эквивалентная мощность двигателя:

$$N_{\text{э.уд}} = N_{\text{э.уд}} \eta_{\text{ред}} + P_{\text{уд}} \left(\frac{V_{\text{п}}}{\eta_{\text{в}}} \right), \text{ кВт} \cdot \text{с/кг}.$$

Расход воздуха через двигатель:

$$G_{\text{в}} = \frac{N_{\text{э}}}{N_{\text{э.уд}}}, \text{ кг/с}.$$

Часовой расход топлива:

$$G_{\text{т.ч}} = 3600 \cdot g_{\text{т}} \gamma_{3.1} G_{\text{в}}, \text{ кг/ч}.$$

Эффективная мощность двигателя:

$$N_{\text{е}} = N_{\text{э.уд}} G_{\text{в}}, \text{ кВт}.$$

Мощность на валу винта:

$$N_{\text{в}} = N_{\text{е}} \eta_{\text{ред}}, \text{ кВт}.$$

Эффективный удельный расход топлива:

$$C_{\text{е}} = \frac{G_{\text{т.ч}}}{N_{\text{е}}}, \text{ кг/(кВт} \cdot \text{ч)}.$$

Эквивалентный удельный расход топлива:

$$C_{\text{э}} = \frac{G_{\text{т.ч}}}{N_{\text{э}}}, \text{ кг/(кВт} \cdot \text{ч)}.$$

2.4 Математическая модель движителя (редуктор, винт)

Преобразование мощности в тягу с минимальными потерями обеспечивают воздушный винт и редуктор в турбовинтовом гибридном авиационном двигателе. Данные узлы выполняют строго взаимосвязанные функции. При этом оптимальную частоту вращения вала винта гарантирует именно редуктор.

Входные параметры, необходимые для последующего расчёта показателей редуктора, подробно представлены в таблице 11

Таблица 11 – входные параметры для расчёта показателей редуктора

Обозначения	Размерность	Описание
$n_{\text{вх}}$	%	Частота вращения входного вала
$N_{\text{вх}}$	кВт	Входная мощность
$k_{\text{ред}}$	-	Степень редукции
$\eta_{\text{ред}}$	-	Коэффициент потерь мощности в редукторе

Выходные параметры

Частота вращения выходного вала:

$$n_{\text{в}} = n_{\text{тсв}} k_{\text{ред}}, \text{ тыс. об/мин.}$$

Мощность выходная:

$$N_{\text{вых}} = n_{\text{вх}} \eta_{\text{ред}}, \text{ кВт.}$$

За основу была взята конструкция трехлопастного винта [124]. Характеристика трехлопастного винта ($\alpha_{\text{в}} = f(\lambda_{\text{в}}, \varphi_{\text{в}}), \beta_{\text{в}} = f(\lambda_{\text{в}}, \varphi_{\text{в}})$) представлена на графиках (рисунок 30-31).

В таблице 12 представлены входные параметры для расчёта показателей винта.

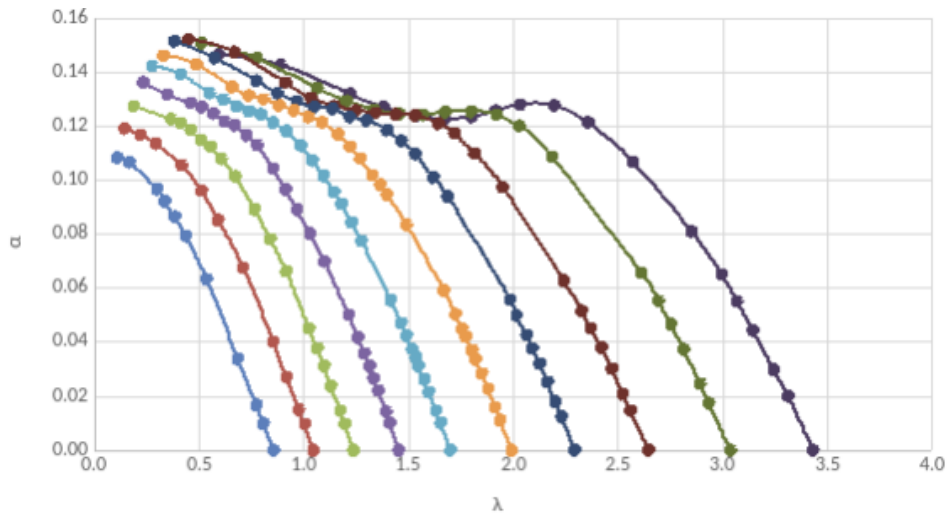


Рисунок 30 – Зависимость коэффициента тяги винта от относительной поступи и угла установки лопастей ($\alpha_{\text{в}} = f(\lambda_{\text{в}}, \varphi_{\text{в}})$)

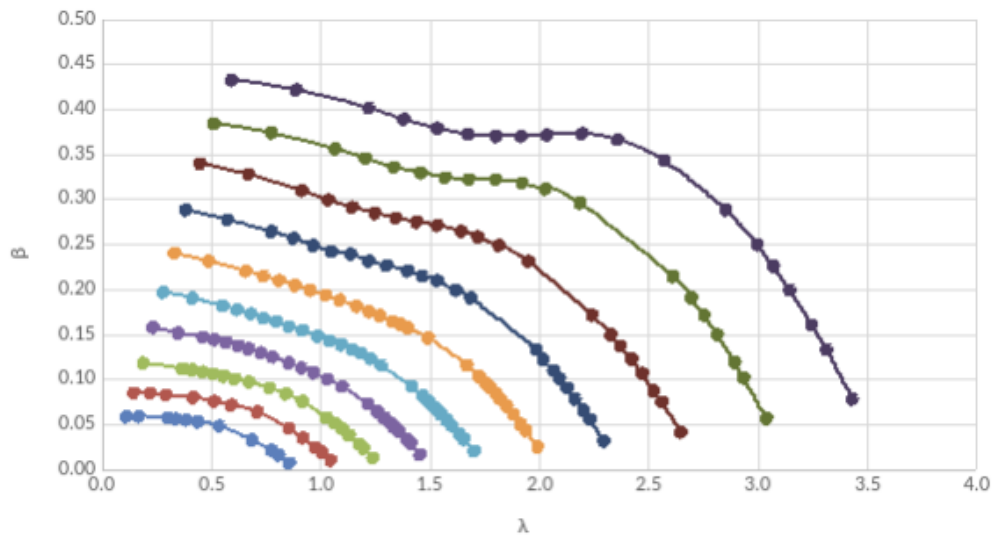


Рисунок 31– Зависимость коэффициента мощности винта от относительной поступи и угла установки лопастей $\beta_{\text{в}} = f(\lambda_{\text{в}}, \varphi_{\text{в}})$

Таблица 12 – входные параметры для расчёта показателей винта

Обозначения	Размерность	Описание
n_B	тыс.об/мин	Частота вращения винта
ρ_0	кг/м ³	Плотность атмосферного воздуха
V_0	м/с	Скорость набегающего потока воздуха
D_B	м	Диаметр винта
φ_B	°	Угол установки лопастей
$\alpha_B = f(\lambda_B, \varphi_B)$	-	Зависимость коэффициента тяги винта от относительной поступи и угла установки лопастей
$\beta_B = f(\lambda_B, \varphi_B)$	-	Зависимость коэффициента мощности винта от относительной поступи и угла установки лопастей

Выходные параметры

Частота вращения винта:

$$n_{B,C} = \frac{1000 \cdot n_B}{60}, \text{ об/с.}$$

Относительная поступь:

$$\lambda_B = \frac{V_0}{n_{B,C} D_B}.$$

Коэффициент тяги винта:

$$\alpha_B = f(\lambda_B, \varphi_B).$$

Коэффициент мощности винта:

$$\beta_B = f(\lambda_B, \varphi_B).$$

Тяга винта:

$$P_B = 10^{-3} \cdot \alpha_B \rho_0 n_{B,C}^2 D_B^4, \text{ кН.}$$

Мощность, потребляемая винтом:

$$N_B = 10^{-3} \cdot \beta_B \rho_0 n_{B,C}^3 D_B^5, \text{ кВт.}$$

Коэффициент преобразования мощности в тягу винта:

$$K_B = \frac{N_B}{P_B}, \text{ кВт/кН.}$$

КПД винта:

$$\eta_B = \frac{P_B V_0}{N_B}.$$

2.5 Расчёт параметров элементов электрической системы (ЭС)

Двойную функцию в структуре силовой установки реализует электрическая машина, способная работать как в режиме электродвигателя,

так и в режиме генератора. Эффективную адаптацию комбинированной системы к изменяющимся требованиям на разных этапах полёта обеспечивает подобное техническое решение.

Общую мощность газовой турбины данный узел успешно дополняет в двигательном режиме на наиболее энергоёмких участках траектории. Взлёт и набор высоты относятся к таким фазам. Генерацию дополнительной тяги обеспечивает здесь электрическая машина. В генераторном режиме на неё возложены совершенно иные функции. Избыточную механическую энергию свободной турбины она преобразует в электрическую форму в этом случае. Плановая подзарядка аккумуляторных батарей осуществляется за счёт этого процесса в течение всего крейсерского полёта.

Сами аккумуляторные батареи выполняют роль надежного энергетического буфера в составе гибридного турбовинтового двигателя. Хранение, накопление и последующую своевременную выдачу электроэнергии они обеспечивают в полном объёме. Для гибкого и оперативного управления мощностью на валу воздушного винта необходима такая схема.

Непрерывное питание электродвигателя в режиме пиковой нагрузки выступает в качестве первой задачи. В процессе взлёта или при интенсивном наборе высоты электродвигателем создаётся дополнительная мощность. За счёт непосредственного расхода энергии, ранее накопленной в аккумуляторах, реализуется данный процесс. На планомерное повышение общей отказоустойчивости всей энергосистемы напрямую влияет вторая задача аккумуляторов. Как резервный буфер энергии они выступают в данном случае. Аварийное питание электродвигателей при возникновении внезапного отказа газовой турбины полностью обеспечивают аккумуляторные батареи.

В таблице 13 развернуто представлены входные параметры, необходимые для последующего расчёта показателей электрической системы.

Таблица 13 – входные параметры для расчёта показателей электрической системы

Обозначения	Размерность	Описание
$N_{\text{эм.ном}}$	кВт	Номинальная мощность электрической машины
$N_{\text{эм.уд}}$	кВт/кг	Удельная мощность электрической машины
$N_{\text{су.уд}}$	кВт/кг	Удельная мощность системы управления
$E_{\text{ак.ном}}$	МДж	Номинальная энергия аккумулятора
$E_{\text{ак.уд}}$	МДж/кг	Удельная энергия аккумулятора
$R_{\text{эм}}$	%	Параметр режима электрической машины
$\eta_{\text{эс}}^+$	-	КПД электрической системы в двигательном режиме
$\eta_{\text{эс}}^-$	-	КПД электрической системы в генераторном режиме
$E_{\text{ак}}$	МДж	Энергия аккумулятора
$n_{\text{дв}}$	-	Количество двигателей в СУ
$P_{\text{дв}}$	кН	Тяга двигателя
$Y_{\text{дв}}$	кН	Подъемная сила двигателя
$G_{\text{т.ч.дв}}$	кг/ч	Часовой расход топлива в двигателе
$M_{\text{дв}}$	кг	Масса двигателя
$k_{\text{су}}$	-	Коэффициент, учитывающий увеличение массы силовой установки по сравнению с массой двигателей

Выходные параметры:

Масса электрической машины:

$$M_{\text{эм}} = \frac{N_{\text{эм.ном}}}{N_{\text{эм.уд}}}, \text{ кг.}$$

Масса системы управления:

$$M_{\text{су}} = \frac{N_{\text{эм.ном}}}{N_{\text{су.уд}}}, \text{ кг.}$$

Масса аккумулятора:

$$M_{\text{ак}} = \frac{E_{\text{ак.ном}}}{E_{\text{ак.уд}}}, \text{ кг.}$$

Масса электрической системы:

$$M_{\text{эс}} = M_{\text{эм}} + M_{\text{су}} + M_{\text{ак}}, \text{ кг.}$$

Параметр режима электрической машины:

$$R_{\text{эм}} = (-100, +100), \%$$

Текущая мощность электрической машины:

$$N_{\text{эм}} = \frac{R_{\text{эм}}}{100} \cdot N_{\text{эм.ном}}, \text{ кВт.}$$

Скорость изменения энергии аккумулятора:

$$\frac{dE_{\text{ак}}}{dt} = 10^{-3} \begin{cases} N_{\text{эм}}/\eta_{\text{эс}}^+, & \text{при } R_{\text{эм}} > 0 \\ N_{\text{эм}}/\eta_{\text{эс}}^-, & \text{при } R_{\text{эм}} < 0 \end{cases}.$$

2.6 Расчёт параметров силовой установки

Характеристики двигателя, их общее количество и соответствующие коэффициенты лежат в основе расчёта параметров СУ. Названные параметры детально учитывают особенности компоновки. Также они описывают специфику установки силовых агрегатов на планере.

Тяга силовой установки:

$$P_{\text{су}} = P_{\text{дв}} n_{\text{дв}}, \text{ кН.}$$

Подъёмная сила силовой установки:

$$Y_{\text{су}} = Y_{\text{дв}} n_{\text{дв}}, \text{ кН.}$$

Часовой расход топлива в силовой установке:

$$G_{\text{т.ч.су}} = G_{\text{т.ч.дв}} n_{\text{дв}}, \text{ кг/ч.}$$

Масса силовой установки:

$$M_{\text{су}} = M_{\text{дв}} n_{\text{дв}} k_{\text{су}}, \text{ т.}$$

2.6 Модель ГСУ

Математическая модель была сформирована в среде концептуального проектирования АСТРА-ГТД на основании исходной конструкции двигателя. Совокупность взаимосвязанных компонентов составляет основу данной расчётной схемы. На рисунке 32 в виде XDSM-диаграммы показаны связи между элементами: система нелинейных алгебраических уравнений (СНАУ), атмосфера (АТМ-РА), входное устройство (ВУ), компрессор (К), отборы воздуха (ОТБОР-II, ОТБОР-III), камера сгорания (КС), турбина газогенератора (ТГГ), свободная турбина (ТСВ), выходное устройство, редуктор (РЕД-Р), винт, силовая установка (СУ) и состояние электрической системы (ЭС-СОСТ). Модель обеспечивает расчёт основных данных силовой установки, включая тягу, расход топлива и электрической энергии на различных этапах полётного цикла.

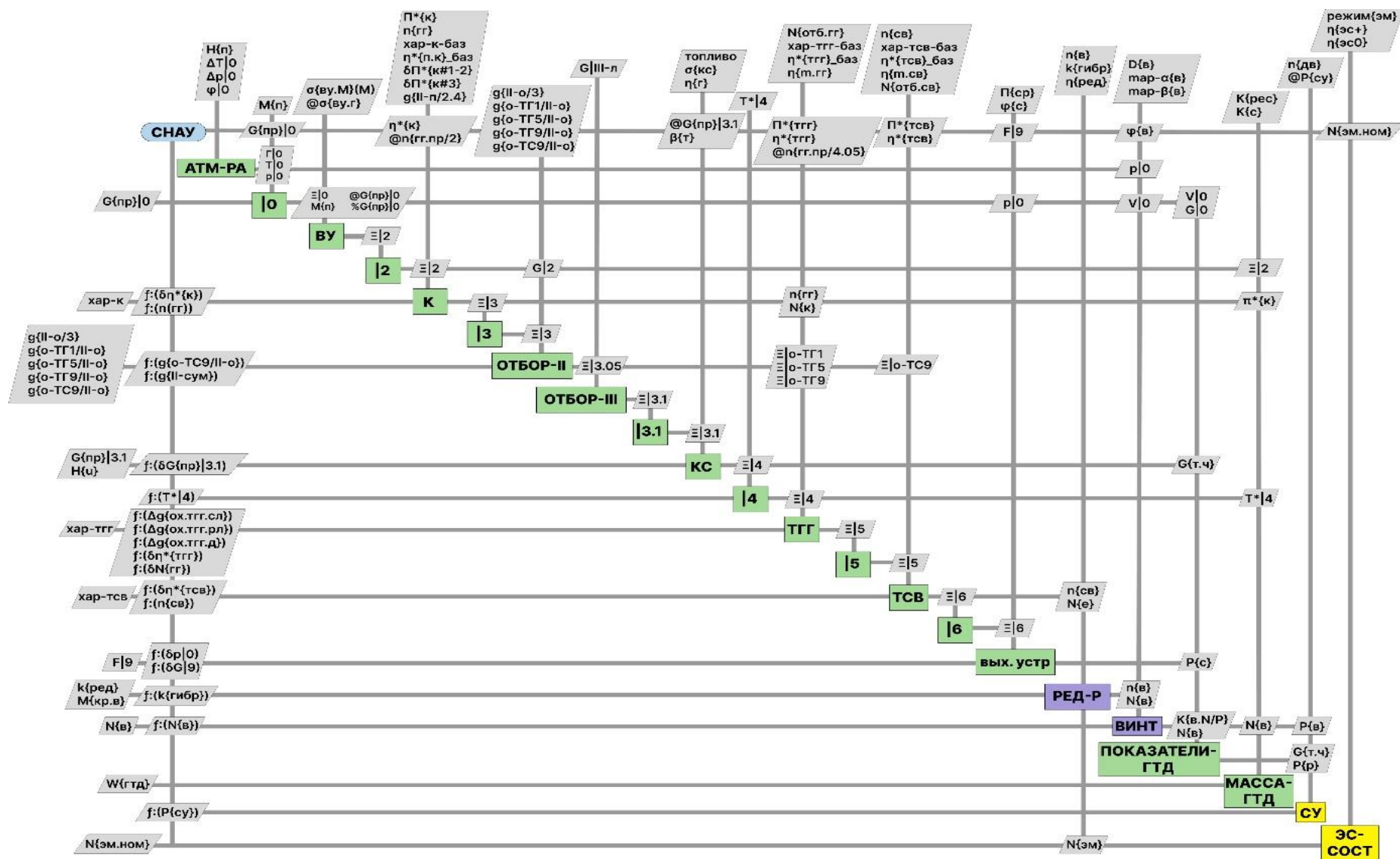


Рисунок 32 – XDSM диаграмма математической модели ГСУ

Данная модель параллельной ГСУ обеспечивает комплексную оценку работы всех компонентов ТВД и электрической части, а также их взаимодействие в различных режимах. Использование XDSM-диаграммы позволяет эффективно организовать архитектуру модели, упростить анализ потоков энергии и параметров, а также повысить точность прогнозирования характеристик установки. Такая модель может быть использована как в исследовательских целях, так и при создании новых высокоэффективных силовых установок для летательных аппаратов [125].

Основные результаты и выводы по главе 2

Интегрированная математическая модель ГСУ на базе ГТД СТ с параллельной компоновкой была разработана в результате проведенных исследований. Модель подробно описывает рабочие процессы ГТД совместно с электрической системой и позволяет проводить комплексный анализ эффективности ГСУ в структуре ЛА. Проводится данный расчёт непосредственно на этапе концептуального проектирования. В ходе вычислений оценивается влияние параметров рабочего процесса ГТД и степени гибридизации силовой установки.

В среде концептуального проектирования АСТРА-ГТД была полностью реализована разработанная математическая модель. Она включает в себя термодинамические, механические и электрические компоненты и обеспечивает быстрый автоматизированный расчёт параметров рабочего процесса.

Наиболее рациональной с точки зрения совместимости с существующими авиационными системами, минимизации двойного преобразования энергии и гибкости управления признана параллельная схема ГСУ, выбранная в качестве базовой архитектуры.

В виде отдельных расчётных модулей в программной среде АСТРА-ГТД были реализованы разработанные алгоритмы определения параметров элементов электрической системы.

ГЛАВА 3. МЕТОД ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГСУ

Расчёт полётного цикла обеспечивает системную взаимосвязь всех факторов. Фундаментом для оптимизации параметров ГСУ по этой причине он служит. В процессе выполнения миссии динамически изменяются параметры ГСУ. Тягу, расход топлива и режимы работы двигателей затрагивает данная динамика. На каждом этапе фиксируются эти изменения. Взлёт, набор высоты, крейсерский полёт и снижение последовательно входят в их число. На энергетический баланс, аэродинамическое сопротивление и массогабаритные характеристики летательного аппарата напрямую влияют эти изменения. Изолированную оптимизацию без учёта полётного цикла это делает невозможной.

Учёта всех этапов полёта требует корректная оценка эффективности и работы ГСУ. Результатом моделирования предыдущего этапа полёта являются начальные условия каждого последующего шага (например, скорость, состояние заряда аккумуляторных батарей, текущая масса ЛА). Выполнить адекватный расчёт и обеспечить выполнение проектных ограничений позволяет такой подход. Требование к минимальному остаточному заряду аккумуляторов после посадки относится к числу подобных лимитов.

3.1 Моделирование полёта летательного аппарата при решении задач оптимизации параметров ГСУ

Под влиянием выбранной стратегии управления и внешних условий изменяются режимы работы и параметры силовой установки. На различных этапах полёта фиксируется данная динамика. Взлёт, набор высоты, крейсерский режим и другие фазы миссии относятся к их числу [126]. Тягой двигателей управляет система управления летательного аппарата для реализации заданного профиля полёта. Соответствие между аэродинамическим сопротивлением и создаваемой силой обеспечивает этот процесс. От положения органов управления и конструктивных

особенностей планера напрямую зависит величина данного сопротивления [126].

Для моделирования профиля полёта необходима следующая исходная информация [126, 127]:

- площади характерных сечений проточной части ГТД;
- характеристики узлов ГТД;
- закон и программа управления ГТД;
- взлётная масса летательного аппарата;
- аэродинамические и массовые характеристики планера;
- программы набора высоты и снижения;
- высота крейсерского участка полёта;
- дальность полёта.

Функции изменения параметров ЛА по траектории движения выступают непосредственными результатами моделирования полёта. Также на выходе из расчётного комплекса фиксируются итоговый расход топлива за рейс и суммарное время полёта. Конечным элементом вычислений являются численные оценки критериев эффективности ЛА.

Несколько базовых фаз включает в себя общая схема типового полёта пассажирского самолёта (рисунок 33):

1. Прогрев двигателей и руление по ВПП (модель «1-прогр/рул»);
2. Разбег по ВПП (модель «2-взлёт-разбег»);
3. Отрыв от ВПП (модель «3-взлёт-отрыв»);
4. Набор высоты (модель «4-набор высоты»);
5. Крейсерский участок (модель «5-кр-полёт»);
6. Снижение (модель «6-снижение»);
7. Посадка

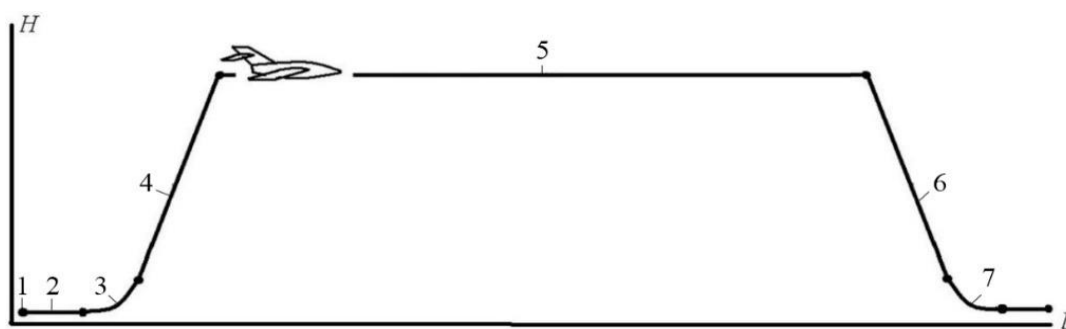


Рисунок 33 – Схема типового полёта самолёта транспортной авиации.

Режимами работы двигателя характеризуются различные фазы полёта. В этот список входят малый газ (1), взлётный режим (2, 3) и максимальный продолжительный режим (4). Также сюда относятся крейсерский режим (5), полётный малый газ (6) и посадка (7).

Условие обеспечения заданной скорости и высоты горизонтального полёта определяет режим работы двигателей в течение всего крейсерского участка.

Поэтапно осуществляется моделирование движения ЛА. Обусловлено это тем, что условия полёта на разных отрезках миссии существенно различны. Входными данными для последующего этапа становятся значения параметров состояния моделируемой системы на выходе из предыдущего. В рамках моделирования дозвукового пассажирского самолёта последовательно рассчитываются несколько ключевых фаз. В этот список входят взлёт, набор высоты, крейсерский полёт и снижение.

В режиме максимальной мощности функционирует силовая установка на этапе взлёта. На взлётном режиме работает газотурбинный двигатель. Параллельно подключается электрическая машина. Она выдает дополнительную тягу за счёт расхода электрической энергии, запасённой в аккумуляторах. Нагрузка на газотурбинный двигатель при этом падает. Такой подход планомерно снижает его механическое и тепловое напряжение. Сокращению длины разбега и повышению динамики разгона может способствовать совместная работа ГТД и электрической части. Подобный эффект особенно важен в условиях коротких ВПП или при

эксплуатации в высокогорных аэропортах.

Расчёт этапа набора высоты выполняется до момента выхода самолёта на крейсерский эшелон. Максимальному продолжительному режиму соответствуют управляющие воздействия на двигатели в виде угла установки рычага. При этом угол атаки ЛА регулируется для достижения требуемого изменения скорости в зависимости от текущей высоты.

Отрезок от завершения набора до начала снижения охватывает расчёт крейсерского участка. Условие обеспечения требуемой скорости полёта определяет текущий режим работы СУ. Для сохранения горизонтального полёта на заданной высоте отдельно подбирается угол атаки.

Аналогично набору высоты производится расчёт этапа снижения. Единственная разница заключается в том, что режим полётного малого газа соответствует углу установки рычага управления двигателями.

Выбор расчётного режима выступает ключевой задачей при оптимизации проектных параметров авиационных ГТД. Именно на этом режиме выполняется «завязка» СУ. Также здесь определяется облик её рабочего процесса. Двигатель работает на различных режимах в процессе выполнения полёта. В этот перечень входят взлётный, малого газа, крейсерский и максимальный продолжительный режимы.

Условиями полёта ЛА (его высотой и скоростью) определяются все эти режимы. Они характеризуются различными значениями температуры газа, тяги и удельного расхода топлива. Изменяются и другие параметры двигателя. При этом проектирование ГТД всегда выполняется только для одного расчётного режима. Данный факт требует обязательного учёта реальных эксплуатационных условий.

В итоге это порождает две взаимосвязанные задачи. Первой является выбор оптимального эксплуатационного режима в качестве базового расчётного. Второй задачей выступает учёт влияния всех остальных режимов на оптимизацию параметров этого расчётного режима. Специализированный алгоритм расчёта показателей полётного цикла

самолёта был сформирован для эффективного решения этих задач (рисунок 34).

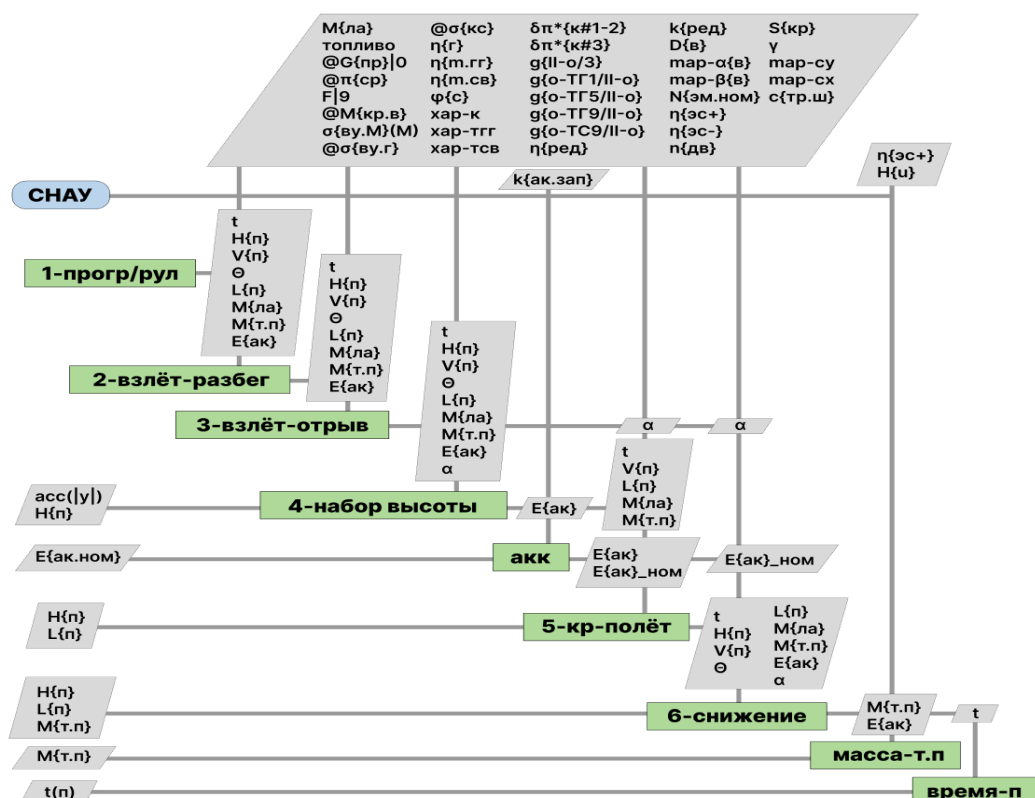


Рисунок 34 – Структура модели полётного цикла

В таблице №14 представлены исходные данные ЛА для расчёта полётного цикла этапа.

Таблица 14 – исходные данные ЛА для расчёта полётного цикла этапа

Обозначения	Размерность	Описание
$M_{п}$	-	Число Маха скорости полёта
α	°	Угол атаки планера
γ	°	Угол положения закрылков
$S_{кр}$	м ²	Площадь крыла
$M_{л.а}$	кг	Текущая масса летательного аппарата
q_v	кПа	Скоростной напор набегающего потока воздуха
M_0	кг	Взлётная масса самолёта
$M_{т.п \text{ нач.}}$	кг	Начальное значение массы топлива, израсходованное за полёт
$M_{л.а \text{ нач.}}$	кг	Начальное значение массы летательного аппарата
$M_{пл}$	кг	Масса планера
$M_{эос}$	кг	Масса экипажа, оборудования и служебной нагрузки
$M_{су}$	кг	Масса силовой установки
$M_{т.анз}$	кг	Масса аэронавигационного запаса топлива

Продолжение таблицы 14

$M_{т.рз}$	кг	Масса резервного запаса топлива
$L_{п}$	км	Дальность полёта самолёта
Θ	°	Угол наклона траектории
$H_{п}$	км	Высота полёта
$V_{п.нач}$	км/ч	Начальная скорость полёта
$V_{п}$	м/с	Скорость полёта
$\Delta t_{п}$	ч	Поправка на время полёта
$G_{т.ч.су}$	т	Часовой расход топлива в силовой установке
$P_{су}$	кН	Тяга силовой установки
$Y_{су}$	кН	Подъемная сила силовой установки
Y	кН	Подъемная сила планера
X	кН	Внешнее сопротивление планера
g	м/с ²	Ускорение свободного падения
$n_{дв}$	-	Количество двигателей в СУ

Выходные параметры:

1. Расчёт аэродинамических характеристик самолёта:

Коэффициент подъемной силы:

$$c_y = f(\alpha, M_{п}, \gamma).$$

Коэффициент внешнего сопротивления:

$$c_x = f(\alpha, M_{п}, \gamma).$$

Аэродинамическое качество планера:

$$K_{пл} = \frac{c_y}{c_x}.$$

Подъемная сила планера:

$$Y = c_y S_{кр} q_V, \text{ кН.}$$

Внешнее сопротивление планера:

$$X = c_x S_{кр} q_V, \text{ кН.}$$

2. Динамика полёта:

Вертикальное ускорение самолёта:

$$\alpha_y = \frac{(P_{су} \cos \alpha - X)}{M_{л.а}} - g \sin \theta, \text{ м/с}^2.$$

Горизонтальное ускорение самолёта:

$$\alpha_x = \frac{(P_{су} \sin \alpha + Y)}{M_{л.а}} - g \cos \theta, \text{ м/с}^2.$$

3. Параметры состояния:

Масса топлива, израсходованная за полёт, по времени:

$$M_{\text{т.п}} = M_{\text{т.п.нач.}} + \int_{t_{\text{нач}}}^{t_{\text{кон}}} G_{\text{т.ч.сy}}(t) dt, \text{ кг.}$$

Масса самолёта по времени:

$$M_{\text{л.а}} = M_{\text{л.а.нач.}} + \int_{t_{\text{нач}}}^{t_{\text{кон}}} (-G_{\text{т.ч.сy}}(t)) dt, \text{ кг.}$$

Скорость полёта по времени:

$$V_{\text{п}} = V_{\text{п.нач}} + \int_{t_{\text{нач}}}^{t_{\text{кон}}} \left[\frac{dV_{\text{п}}}{dt} \right] dt, \text{ м/с.}$$

Угол наклона траектории по времени:

$$\theta = \theta_{\text{нач}} + \int_{t_{\text{нач}}}^{t_{\text{кон}}} \left[\frac{d\theta}{dt} \right] dt, ^\circ.$$

Высота полёта по времени:

$$H_{\text{п}} = H_{\text{п.нач}} + \int_{t_{\text{нач}}}^{t_{\text{кон}}} \left[\frac{dH_{\text{п}}}{dt} \right] dt, \text{ км.}$$

Дистанция полёта по времени:

$$L_{\text{п}} = L_{\text{п.нач}} + \int_{t_{\text{нач}}}^{t_{\text{кон}}} \left[\frac{dL_{\text{п}}}{dt} \right] dt, \text{ км.}$$

Время полёта:

$$t_{\text{п}} = t_{\text{п.нач}} + \int_{t_{\text{нач}}}^{t_{\text{кон}}} dt = t_{\text{п.нач}} + \sum_i \Delta t_i, \text{ ч.}$$

4. Расчёт массовых составляющих летательного аппарата:

Суммарная масса силовой установки и расходуемого за полёт топлива:

$$M_{\text{сy+т.п}} = M_{\text{т.п}} + M_{\text{сy}}, \text{ кг.}$$

Снаряжённая масса:

$$M_{\text{сн}} = M_{\text{пл}} + M_{\text{эос}} + M_{\text{сy}}, \text{ кг.}$$

Масса топлива, запасаемого на борту самолёта:

$$M_{\text{т}} = M_{\text{т.п}} + M_{\text{т.анз}} + M_{\text{т.рз}}, \text{ кг.}$$

Масса коммерческой нагрузки:

$$M_{\text{к.н}} = M_0 - (M_{\text{сн}} + M_{\text{т}}), \text{ кг.}$$

Относительная масса планера:

$$\bar{M}_{пл} = \frac{M_{пл}}{M_0}, \text{ кг.}$$

Относительная масса служебной нагрузки и оборудования:

$$\bar{M}_{эос} = \frac{M_{эос}}{M_0}, \text{ кг.}$$

Относительная масса силовой установки:

$$\bar{M}_{су} = \frac{M_{су}}{M_0}, \text{ кг.}$$

Относительная величина снаряжённой массы:

$$\bar{M}_{сн} = \frac{M_{сн}}{M_0}, \text{ кг.}$$

Относительная масса коммерческой нагрузки:

$$\bar{M}_{к.н} = \frac{M_{к.н}}{M_0}, \text{ кг.}$$

Относительная масса топлива, запасаемого на борту:

$$\bar{M}_{т.ла} = \frac{M_{т.ла}}{M_0}, \text{ кг.}$$

Более высокую адекватность количественной оценки показателей эффективности ГСУ в структуре ЛА обеспечивает комплексный учёт взаимосвязи этапов полёта. При этом в рамках расчётных процедур обязательно учитывались переменные режимы работы двигателей. Также в математический аппарат были заложены изменяющиеся внешние условия.

3.2 Оценка показателей эффективности гибридной силовой установки в системе летательного аппарата.

Оптимизация и обоснование выбора параметров ГСУ базируются на летно-технических и экономических критериях оценки ЛА. Детальное описание математических моделей данных критериев с различной степенью детализации приводится в профильных работах [128-134].

Для проведения всестороннего анализа эффективности могут применяться следующие конкретные показатели [131, 135-137]:

1. $M_{к.н}$ – масса коммерческой нагрузки;
2. $M_{су+т.п}$ – суммарная масса силовой установки и расходуемого за

полёт топлива;

3. $C_{Т\cdot км}$ – затраты топлива на 1 тонна-километр перевезённого груза;

4. $E_{Т\cdot км}$ – затраты энергии на тонна-километр перевезённой коммерческой нагрузки.

Расчёт показателей эффективности ГСУ в структуре ЛА (рисунок 35) опирается на детальный анализ функционирования системы на всех стадиях миссии. Взлёт, набор высоты, крейсерский полёт, а также снижение и посадка последовательно формируют этот общий перечень.

Своими уникальными энергетическими потребностями отличается каждый из названных этапов. Данный фактор напрямую влияет на текущее распределение мощности между газотурбинным двигателем, электродвигателем и аккумуляторными батареями. Ниже детально проанализированы ключевые аспекты вычислений для каждой фазы миссии.

Входные параметры для последующего расчёта показателей эффективности ГСУ в структуре ЛА наглядно представлены в таблице 15.

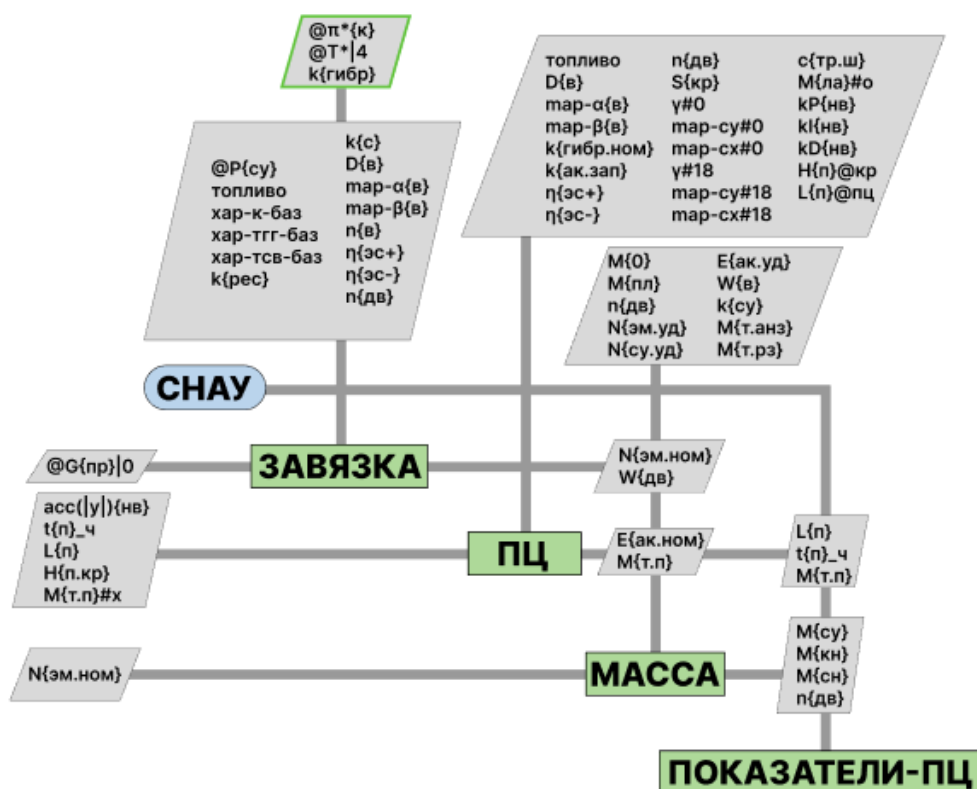


Рисунок 35 – Модель эффективности ГСУ в системе ЛА

Таблица 15 – Входные параметры для расчёта эффективности ГСУ в системе ЛА

Обозначения	Размерность	Описание
H_u	кДж/кг	Теплота сгорания топлива
$E_{\text{ак.нач}}$	МДж	Начальная энергия аккумулятора
$E_{\text{ак.кон}}$	МДж	Конечная энергия аккумулятора
M_0	кг	Взлётная масса самолёта
M_T	кг	Масса топлива, запасаемого на борту самолёта
$M_{\text{т.п}}$	кг	Масса топлива, расходуемая за полёт
$M_{\text{пл}}$	кг	Масса планера
$M_{\text{эос}}$	кг	Масса экипажа, оборудования и служебной нагрузки
$M_{\text{су}}$	кг	Масса силовой установки
$L_{\text{п}}$	км	Дальность полёта самолёта

Выходные параметры:

Суммарная масса силовой установки и расходуемого за полёт топлива:

$$M_{\text{су+т.п}} = M_{\text{т.п}} + M_{\text{су}}, \text{ кг.}$$

Масса коммерческой нагрузки:

$$M_{\text{к.н}} = M_0 - (M_{\text{пл}} + M_{\text{эос}} + M_{\text{су}} + M_T), \text{ кг.}$$

Затраты топлива на 1 тонна-километр перевезённого груза:

$$C_{\text{т.км}} = \frac{10^6 \cdot M_{\text{т.п}}}{M_{\text{к.н}} L_{\text{п}}}, \text{ г/(т} \cdot \text{км).}$$

Электрическая энергия, израсходованная за полёт:

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

Энергия топлива за полёт:

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

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:

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

Степень гибридизации:

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

Представленная методика оценки эффективности гибридной силовой установки в летательном аппарате базируется на комплексном анализе

ключевых технико-экономических показателей. Делает возможной оптимизацию ГСУ только совместный учёт энергетической эффективности, летно-технических характеристик, весовых ограничений и вариативности рабочих режимов на разных этапах полёта. Сбалансированное проектирование гибридных систем для авиации обеспечивает подобный подход.

3.3 Алгоритм оптимизации и выбора параметров ГСУ

В структуре воздушного судна итоговая оценка эффективности силовой установки осуществляется после завершения процедур расчёта массовых характеристик летательного аппарата и моделирования полётного цикла.

Разработанный алгоритм расчёта показателей эффективности по результатам моделирования полёта самолёта с ГСУ является основой для разработанного метода выбора облика рабочего процесса гибридной авиационной силовой установки на базе газотурбинного двигателя. Данный метод сводится к решению задачи оптимизации, математическая постановка которой имеет следующий вид:

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

$\Omega = X^*$ - множество оптимальных значений варьируемых параметров;

Z – целевая функция, рассчитывается на основе значений показателей эффективности ГСУ в системе ЛА ($E_{(Т-КМ)}$, $C_{(Т-КМ)}$, $M_{(СУ+Т.П)}$, ...);

$X = \{k_{\text{гипр}}, \pi_k^*, T_4^*, \dots\}$ - вектор оптимальных 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 , $T_{\text{г max}}^*$, ...).

Целевая функция $Z(X, b)$ задаётся как интегральный показатель

эффективности полёта, а система неравенств $q(X, b) \leq 0$ определяет область допустимых решений по массе самолёта, тепловой и механической нагруженности ГТД, запасу энергии аккумуляторных батарей и другим эксплуатационным ограничениям.

Суть разработанного метода оптимизации параметров рабочего процесса ГСУ (рисунок 36) сводится к следующему алгоритму. На начальном этапе вводятся исходные проектные данные по силовой установке и летательному аппарату. В этот перечень входят варьируемые параметры $(T_g^*, \pi_k^*, k_{\text{гипр}})$. Величины потерь в узлах, показатели КПД, а также массовые, геометрические и аэродинамические характеристики планера также задаются на начальном этапе. Выполнение завязки происходит на основе этих данных. Определение номинальной мощности электрической машины и ГТД осуществляется в ходе этого процесса. Вычисление массовых характеристик ГСУ и проектный расчёт ГТД на основном режиме осуществляются затем.

Выполнение пошагового моделирования полётного цикла по ключевым фазам происходит на следующем этапе. Последовательную имитацию взлёта, набора высоты, крейсерского участка, снижения и посадки реализует данный алгоритм. Расчёт потребной ёмкости аккумуляторной батареи основывается на этих режимах. Полученные данные используются для определения массовых характеристик компонентов ГСУ. Проведение оценки эффективности силовой установки в структуре ЛА также опирается на эту информацию. Расчёт ведётся по различным критериям. Расход топлива и энергии, масса силовой установки, удельные затраты энергии и прочие интегральные показатели входят в их число.

Итерационно выполняется численная реализация задачи $\min Z(X, b)$. Данный процесс начинается с заданного начального набора варьируемых параметров. Новое сочетание параметров рабочего процесса ГСУ

формируется на каждом шаге. Проектный расчёт ГТД, моделирование полётного цикла, а также расчёт энергетических и массовых характеристик выполняются для него последовательно. Параллельно вычисляется значение целевой функции $Z(X, b)$. При этом осуществляется обязательный контроль функциональных ограничений $q(X, b) \leq 0$.

Проверка всех функциональных ограничений выполняется для каждого сочетания X . Контролю подлежат масса силовой установки и самолёта, давление и температура рабочего тела в узлах ГТД. Также проверяются запас энергии в аккумуляторных батареях и другие эксплуатационные ограничения. Множество допустимых сочетаний параметров X формируется по результатам расчётов. Значения выбранных критериев эффективности анализируются затем для этого множества. На основе данного анализа выполняется поиск наилучшего решения по целевой функции $Z(X, b)$.

Такой набор параметров X понимается под наилучшим решением в рамках принятой схемы. Значение $Z(X, b)$ при этом должно быть минимальным среди всех рассмотренных допустимых сочетаний. В дальнейшем под оптимальными (в рассматриваемом множестве вариантов) значениями параметров рабочего процесса ГСУ будем понимать совокупность параметров X , соответствующую выбранному наилучшему решению и используемую для последующего анализа эффективности силовой установки в системе ЛА.

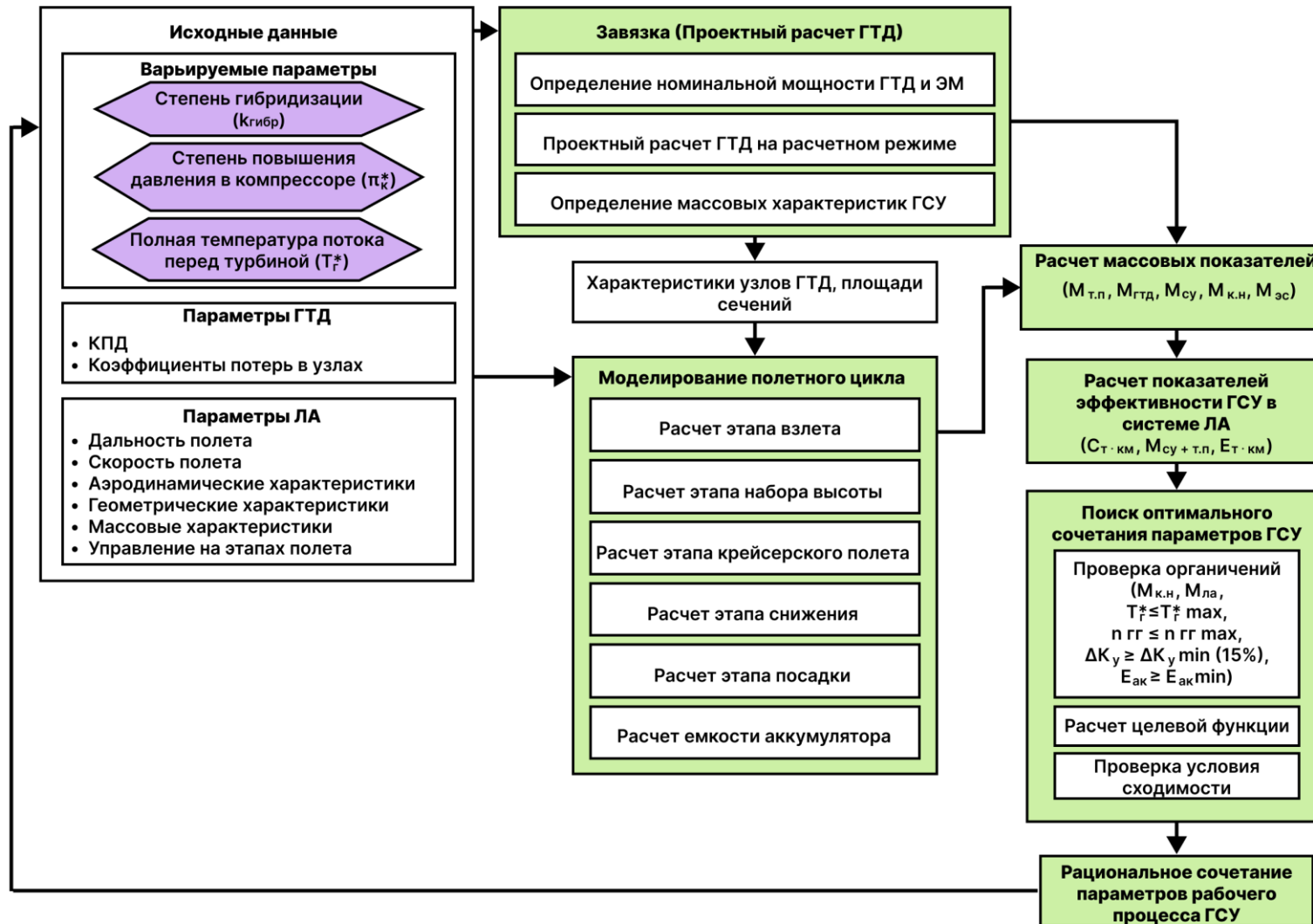


Рисунок 36 –Метод выбора оптимальных параметров рабочего процесса ГСУ в системе ЛА

3.4 Реализация разработанного метода в виде компьютерной модели в среде концептуального проектирования АСТРА-ГТД

Практическая реализация изложенного ранее метода поиска оптимальных параметров рабочего процесса ГСУ (см. рисунок 36) была выполнена на базе среды концептуального проектирования АСТРА-ГТД [138-143]. Благодаря возможностям созданной в ней компьютерной модели проектного расчёта становится доступным сквозной автоматизированный расчёт. Также данный программный инструмент позволяет осуществлять оптимизацию и всестороннюю оценку эффективности силовой установки в структуре летательного аппарата. При этом в рамках вычислений комплексно учитываются его массовые, аэродинамические и энергетические характеристики.

В виде иерархической системы взаимосвязанных расчётных блоков функционирует компьютерная модель ПЦ ГСУ и ЛА. Ряд подзадач последовательно интегрирован в данную структуру. Пошаговое моделирование полётного цикла и определение параметров ГСУ на основном расчётном режиме относятся к этому комплексу. Фиксацию времени, оценку составляющей взлётной массы ЛА, саму процедуру оптимизации и расчёт затраченной за ПЦ энергии также включает в себя данный алгоритм. Ниже детально описаны особенности реализации разработанного метода на платформе АСТРА-ГТД.

1. Формирование массива исходных данных (рисунок 37). Предусмотрен пошаговый ввод базовых параметров в рамках модели. Конкретные условия эксплуатации относятся к их числу. Ключевые характеристики компонентов также входят сюда. Емкость аккумуляторов, исходная мощность двигателя, аэродинамические параметры летательного аппарата и прочие показатели последовательно включаются в данный перечень.

1	@π*{κ}			27	map-α{β}	⇒ α	
2	@T* 4			28	map-β{β}	⇒ β	
3	k{гибр.ном}	0.0	%	29	@n{β}	2.08	тыс.об/мин
4	L{п}@пц	1000.0	км	30	топливо	ТС-1	
5	H{п.кр}			31	хар-к-баз	⇒ n{пр} , η*{κ}	
6	N{эм.ном}			32	хар-тгг-баз	⇒ G{пр} , η*{τ}	
7	@P{су}	19.62	кН	33	хар-тсв-баз	⇒ G{пр} , η*{τ}	
8	N{эм.уд}	12.0	кВт/кг	34	k{рес}	1.0	
9	N{су.уд}	30.0	кВт/кг	35	k{с}	1.16	
10	E{ак.уд}	1.8	МДж/кг	36	k{су}	1.0	
11	η{эс+}	0.975		37	S{кр}	34.86	м^2
12	η{эс-}	0.975		38	γ#0	0.0	°
13	δE{ак.зап}	0.2		39	map-су#0	⇒ су	
14	W{в}	80.0	кг	40	map-сх#0	⇒ сх	
15	δM{0}			41	γ#18	18.0	°
16	M{ла.0}	6.4	т	42	map-су#18	⇒ су	
17	M{ла.0}_max	6.4	т	43	map-сх#18	⇒ сх	
18	M{пл}	3.24	т	44	с{тр.ш}	0.06	
19	M{кн}_max	1.8	т	45	acc(y){нв}		
20	M{кн}			46	kP{нв}	0.5	
21	M{эос}	0.2	т	47	kl{нв}	0.05	
22	M{т.анз}	0.2	т	48	kD{нв}	250.0	
23	M{т.рз}	0.0	т	49	t{п}_ч		
24	n{дв}	2		50	L{п}		
25	= N{дв}#баз.дв =	540.0	кВт	51	@G{пр} 0		
26	D{в}	2.5	м	52	M{т.п}#6-х		

Рисунок 37 – Исходные данные

2. Внедренная модель проектного расчёта ГСУ объединяет в себе как газотурбинную, так и электрическую составляющие (рисунок 38). В её общую структуру интегрированы отдельные модули. Моделирование физических процессов в компрессоре, камере сгорания, турбинах, редукторе и воздушном винте обеспечивается данными блоками. В алгоритм параллельно заложены расчёты компонентов электрической системы. Аккумуляторные батареи, генераторы и отборы мощности относятся к их числу.

Каждый элемент модели выполнен в виде самостоятельного блока. Подобное конструктивное разделение обеспечивает точный и сквозной учёт взаимосвязей. Комплексно анализируются механические, тепловые и электрические подсистемы. Эффективно проводить параметрические исследования позволяет названная архитектурная особенность.

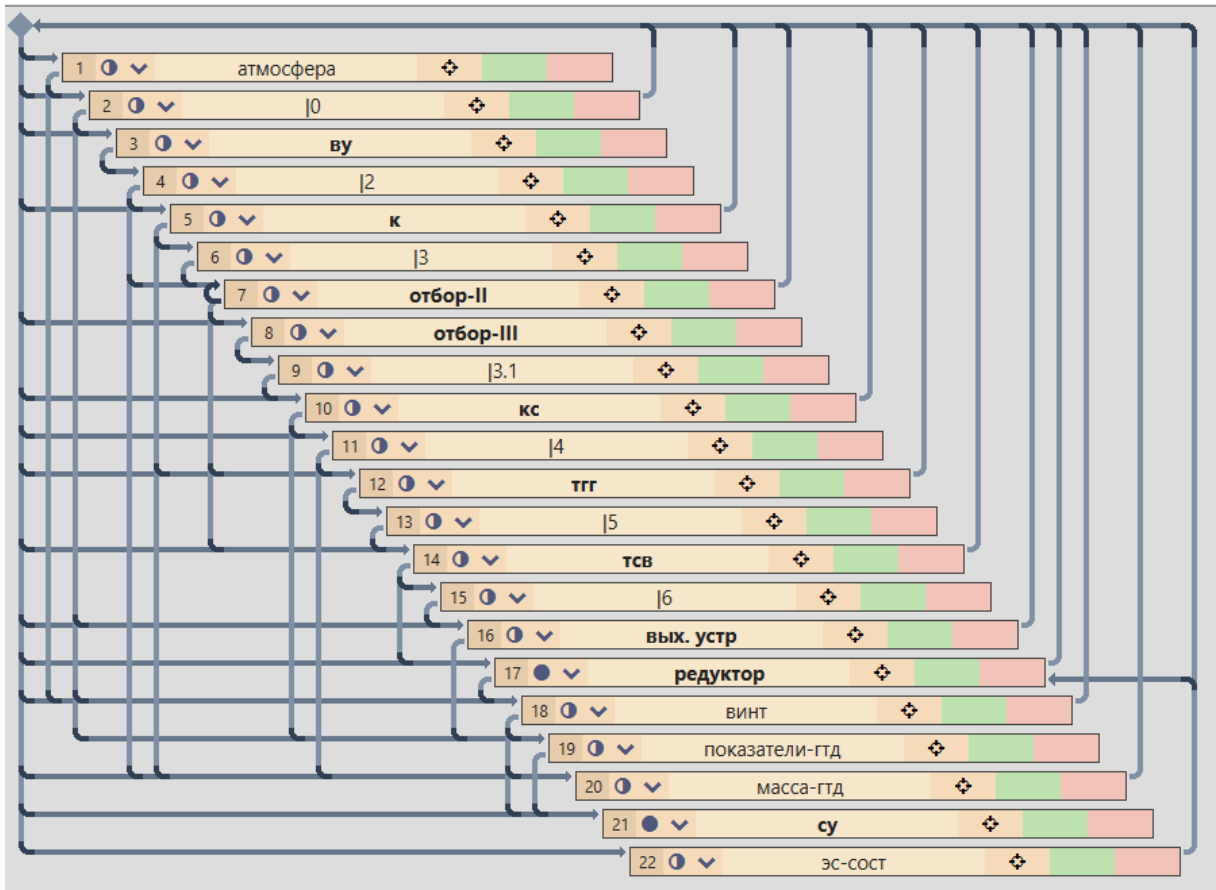


Рисунок 38 – Структура компьютерной модели проектного расчёта ГСУ

3. В рамках модели заложен пошаговый расчёт массовых характеристик для определения весовых параметров (рисунок 39). Вычисляется общая масса электрической системы на начальном этапе. Определяются после этого весовые показатели отдельных агрегатов. Редуктор, винт и двигатель последовательно входят в данный перечень. На заключительной стадии алгоритм переходит к оценке массы всей силовой установки и летательного аппарата в целом.

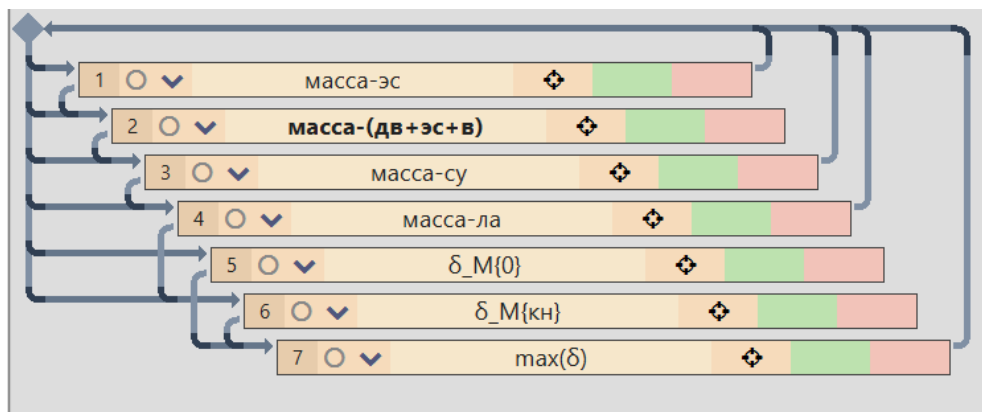


Рисунок 39 – Структура компьютерной модели расчёта массовых показателей

4. Моделирование полётного цикла (рисунок 40). Разработанный в рамках модели полётный цикл обеспечивает пошаговую имитацию ключевых этапов миссии. Руление, взлёт, набор высоты и крейсерский режим последовательно включены в этот общий перечень. Завершается алгоритм расчётом фаз снижения и посадки.

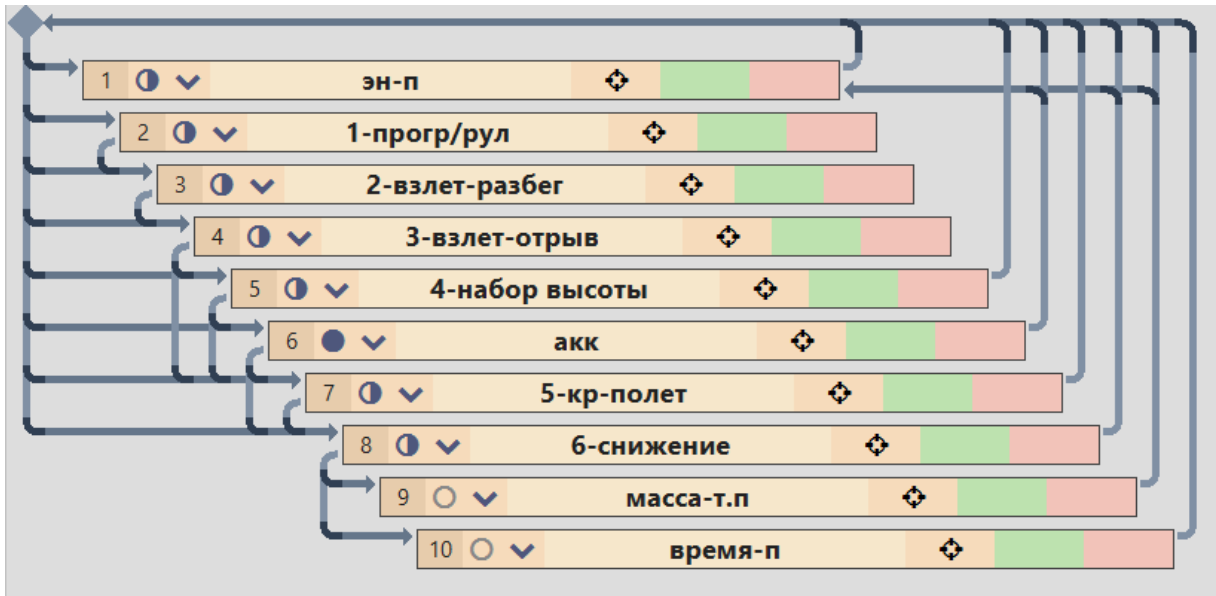


Рисунок 40 – Структура компьютерной модели полётного цикла

5. Оценка эффективности ГСУ в структуре ЛА (рисунок 41): Расчёт эффективности ГСУ в структуре ЛА выполняется на самом верхнем уровне модели. Сводный расчётный блок представляет собой основу данной структуры. Он успешно объединяет в себе все результаты выполненного ранее массогабаритного анализа. Также в этот блок интегрированы данные моделирования полётного цикла и завязки параметров рабочего процесса. На их основе формируется итоговая оценка эффективности.

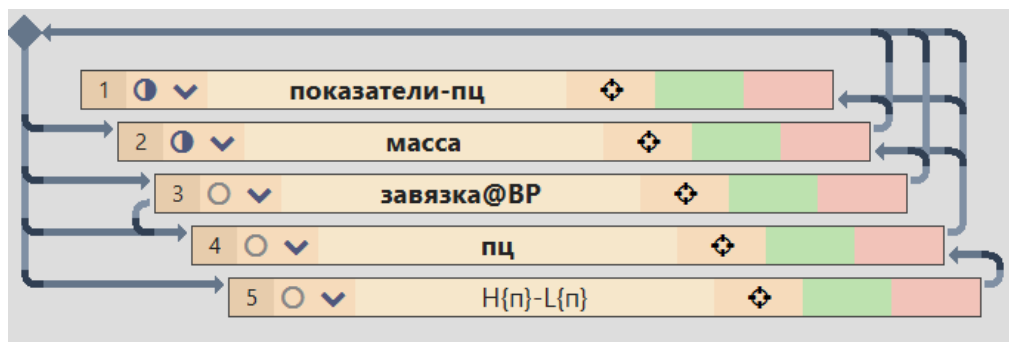


Рисунок 41 – Структура компьютерной модели расчёта эффективности ГСУ в системе ЛА

Процедура многокритериального поиска с применением минимаксного критерия встроена в разработанную модель. Она позволяет точно определить оптимальные в рассматриваемом множестве проектные параметры. Именно эти значения обеспечивают эффективную работу гибридной силовой установки. При этом строго соблюдаются все технические ограничения.

Обеспечению энергетической сбалансированности системы уделяется повышенное внимание. В алгоритме действует ограничение степени гибридизации. Направлено оно на выполнение условий подзарядки аккумуляторных батарей в крейсерском режиме полёта. Также это условие гарантирует сохранение не менее 20% остаточного заряда по завершении миссии. Итерационными циклами связаны между собой все расчётные блоки модели. Подобная архитектура обеспечивает быструю сходимость результатов при наличии взаимозависимых величин. В этот перечень входят ёмкость аккумуляторов, отбор мощности, параметры турбины и этапы полётного цикла.

Цифровой двойник ГСУ был создан благодаря практической реализации метода в среде АСТРА-ГТД. Данный программный комплекс способен проводить полный расчёт, детальный анализ и оптимизацию силовой установки в составе ЛА. Благодаря модульной структуре, визуальной интерактивности и математической строгости реализованных алгоритмов, обеспечивается высокая гибкость и точность на этапах концептуального проектирования перспективных гибридных летательных аппаратов.

Основные результаты и выводы по главе 3

Разработать новый метод выбора рациональных параметров рабочего процесса ГСУ на базе ГТД со свободной турбиной удалось на основе выполненных исследований. Данный инструмент изначально ориентирован на использование на этапе концептуального проектирования. Метод

позволяет проводить всестороннюю комплексную оценку. Также с его помощью реализуется оптимизация параметров ГСУ в структуре летательного аппарата. При этом в рамках расчётов учитывается сквозное взаимное влияние массовых, аэродинамических и энергетических характеристик на каждом этапе полёта.

Реализация этого метода была выполнена в виде иерархической компьютерной модели. В качестве базовой программной платформы использовалась среда концептуального проектирования АСТРА-ГТД. Систему расчётных блоков представляет собой разработанная модель. Все вычисления они выполняют строго последовательно. Сначала производится ввод исходных данных и параметров. Далее следует проектный расчёт ГСУ. В нем одновременно учитываются газотурбинная и электрическая части. После этого определяются массовые характеристики. Затем выполняется моделирование полётного цикла. Завершает процесс итоговая оценка эффективности.

Минимаксный критерий применён в модели для многокритериального поиска оптимальных решений. Также введено ограничение на степень гибридизации. Оно необходимо для обеспечения жесткого энергетического баланса. Данное условие гарантирует обязательную подзарядку аккумуляторов. Тем самым полностью сохраняется требуемый остаточный заряд.

Функциональный цифровой двойник гибридной силовой установки был создан благодаря практической реализации метода. Он обеспечивает необходимую точность и гибкость. Также модель обладает наглядностью. Все эти свойства важны для эффективной поддержки принятия решений.

ГЛАВА 4. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЁТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПО ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ГТД В СОСТАВЕ ГСУ

4.1 Оценка достоверности разработанной модели в среде концептуального проектирования АСТРА-ГТД

Результаты оценки адекватности модели ГСУ представлены в данном разделе. Модель была разработана в среде концептуального моделирования АСТРА-ГТД. Проверка верификации проводилась на примере реального объекта. Процесс сопоставления данных реализован для подтверждения точности реализованной математической модели.

Двухдвигательный 19-местный самолёт LET L-410 UVP-E выступает в качестве непосредственного объекта исследования (рисунок 42) [144]. Базовая силовая установка данного борта включает в себя двигатели M601D производства чешского подразделения GE Aviation Czech [145]. Они функционируют совместно с трехлопастными винтами изменяемого шага V-508. Поставку и разработку этих воздушных винтов осуществляет компания AVIA Propeller [146].



Рисунок 42 – LET 410 UVP-E.

Основные исходные проектные данные по двигателю, винту и самолёту представлены в таблицах 16, 17 и 18.

Таблица 16 – Основные исходные проектные данные по двигателю для взлётного режима в САУ

Параметр	Наименование	Размерность	Значение
π_k^*	Проектное значение степени повышения давления в компрессоре	-	6,65
$T_{г}^*$	Полная температура рабочего тела перед турбиной	К	1223
N_e	Эффективная мощность ГТД	кВт	540
$\sigma_{вуг}$	Коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве	-	0,988
$\sigma_{кс}$	Коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания	-	0,946
$\eta_{г}$	Коэффициент полноты сгорания топлива	-	0,991
$\eta_{т\text{ гг}}$	Коэффициент механических потерь в трансмиссии газогенератора	-	0,995
$\eta_{т\text{ св}}$	Коэффициент механических потерь в трансмиссии свободной турбины	-	1
φ_c	Коэффициент скорости выходного устройства	-	0,92
$\eta_{ред}$	Коэффициент потерь мощности в редукторе	-	0,98
$k_{рес}$	Коэффициент, учитывающий влияние ресурса на массу двигателя	-	1
k_c	Коэффициент, характеризующий изменение массы двигателя за счёт конструктивно-технологических мероприятий	-	1,16
$\eta_{п.к\text{ баз}}^*$	Базовое значение политропического КПД компрессора	-	0,842
$\eta_{тгг\text{ баз}}^*$	Базовое значение изэнтропического КПД турбины газогенератора	-	0,898
$\eta_{тсв\text{ баз}}^*$	Базовое значение изэнтропического КПД турбины свободного вращения	-	0,911

Относительные характеристики ключевых компонентов газотурбинного двигателя – компрессора, турбины газогенератора и свободной турбины – представляют собой математические зависимости, заданные в виде функций или графиков (рисунок 43-45). Эти характеристики описывают рабочие параметры компонентов в безразмерной или нормированной форме, что позволяет анализировать их работу на различных режимах, проектировать системы управления и масштабировать модели для разных задач.

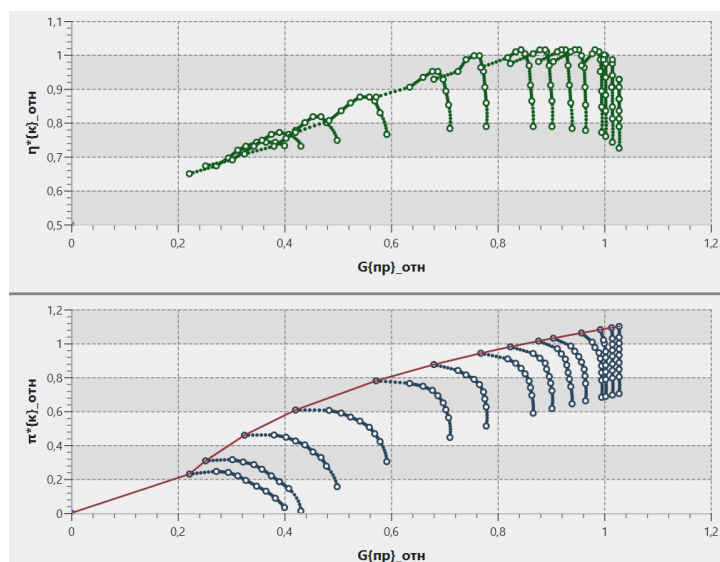


Рисунок 43 – Относительная характеристика компрессора

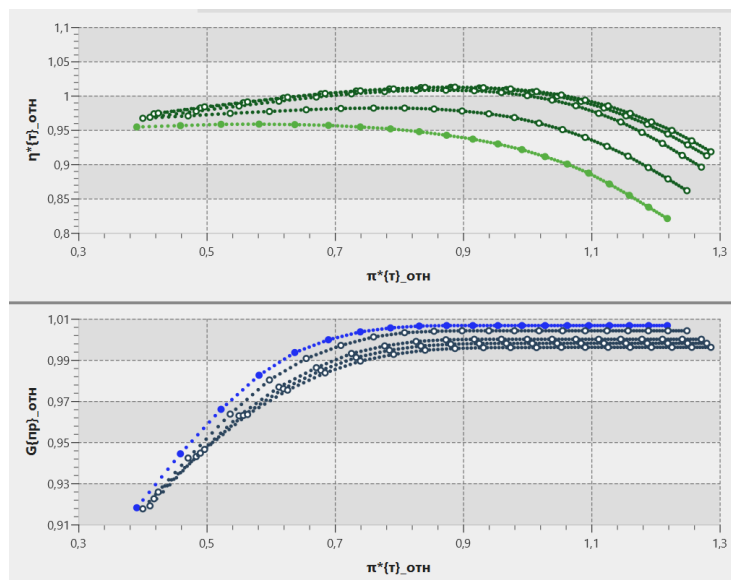


Рисунок 44 – Относительная характеристика турбины газогенератора

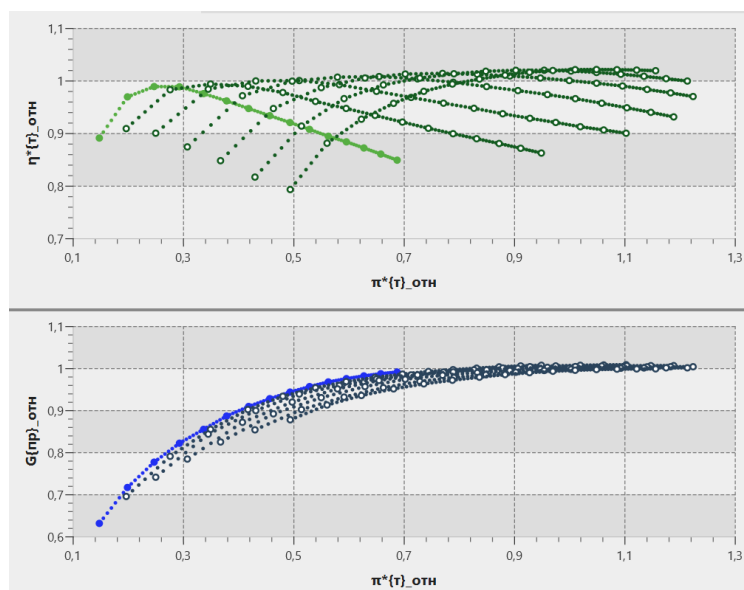


Рисунок 45 – Относительная характеристика свободной турбины

Таблица 17 – Основные исходные проектные данные по винту

Параметр	Наименование	Размерность	Значение [146]
D_B	Диаметр винта	м	2,5
n_B	Частота вращения вала винта	тыс.об/мин	2,08
M_B	Масса винта	кг	80

Зависимость коэффициента тяги винта от относительной поступи и угла установки лопастей задаются по следующим функциям $\alpha_B = f(\lambda_B, \varphi_B)$, $\beta_B = f(\lambda_B, \varphi_B)$, которые изображены на графиках (рисунок 46-47).

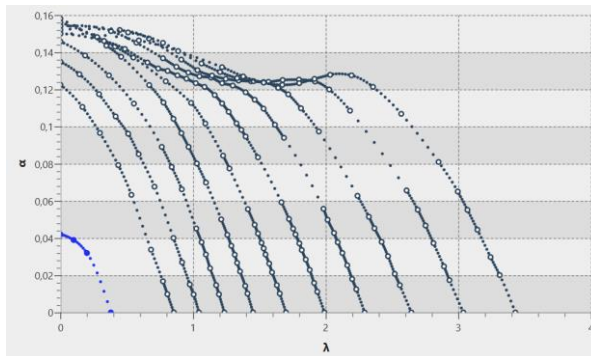


Рисунок 46 – Зависимость коэффициента тяги винта от относительной поступи и угла установки лопастей $\alpha_B = f(\lambda_B, \varphi_B)$

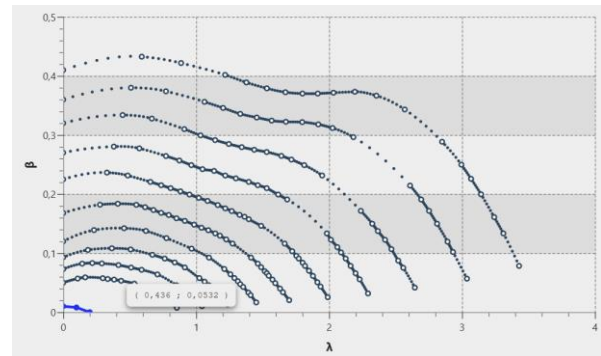


Рисунок 47 – Зависимость коэффициента тяги винта от относительной поступи и угла установки лопастей $\beta_B = f(\lambda_B, \varphi_B)$

Таблица 18 – Основные исходные проектные данные по самолёту

Параметр	Наименование	Размерность	Значение
$S_{кр}$	Площадь крыла	м ²	34,86
γ	Угол закрылков	°	0; 18
$c_{тр.ш}$	Коэффициент сопротивления шасси	-	0,06
$M_{0\text{ ла}}$	Взлётная масса	кг	6400
$M_{пл}$	Масса планера	кг	3240
$M_{к.н\ max}$	Максимальная масса коммерческой нагрузки	кг	1800
$M_{эос}$	Масса экипажа, оборудования и служебной нагрузки	кг	200

Аэродинамические характеристики самолёта в виде зависимостей коэффициента подъемной силы от числа Маха и угла атаки; зависимость коэффициента внешнего сопротивления от числа Маха и коэффициента подъемной силы при $\gamma = 0^\circ$ и $\gamma = 18^\circ$ представлены на графиках (рисунок 48-51).

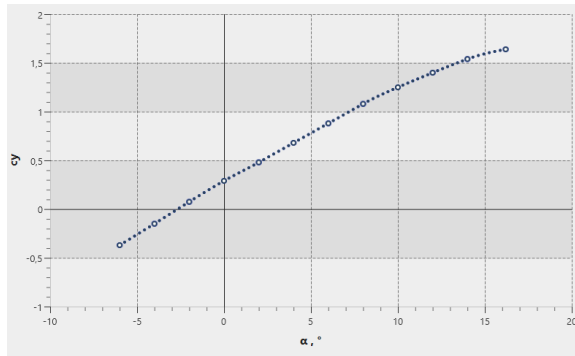


Рисунок 48 – Зависимость коэффициента подъемной силы от числа Маха и угла атаки при $\gamma = 0^\circ$

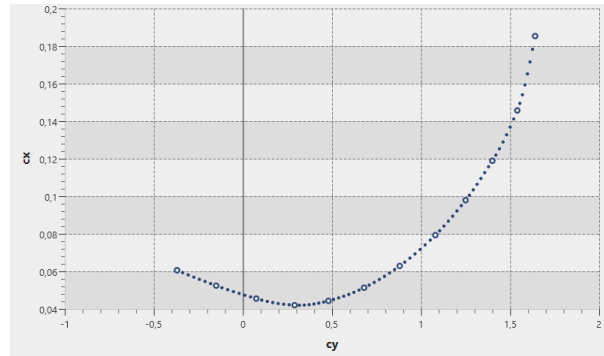


Рисунок 49 – Зависимость коэффициента внешнего сопротивления от числа Маха и коэффициента подъемной силы при $\gamma = 0^\circ$

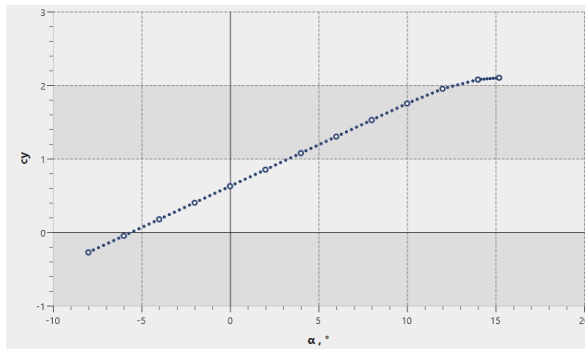


Рисунок 50 – Зависимость коэффициента подъемной силы от числа Маха и угла атаки при $\gamma = 18^\circ$

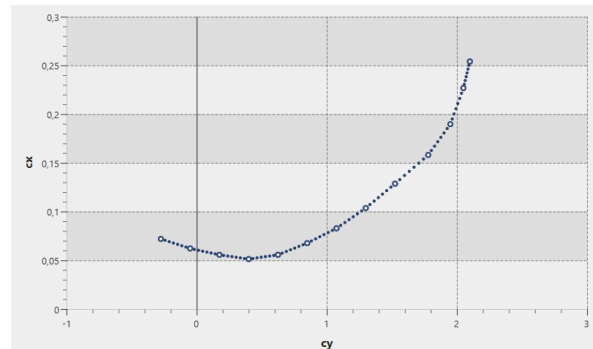


Рисунок 51 – Зависимость коэффициента внешнего сопротивления от числа Маха и коэффициента подъемной силы при $\gamma = 18^\circ$

Сравнительный анализ полученных расчётов с официальными данными производителя двигателя был проведён для проверки адекватности разработанной модели в среде АСТРА-ГТД. Итоговые результаты этого сопоставления подробно представлены в таблице 19.

Таблица 19 – Результаты оценки адекватности разработанной модели

Параметр	Наименование	Официальные данные [144]	Значения, полученные в ходе расчёта	Отклонения
C_Σ	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_B	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%
$M_{т.п}$	Масса топлива, израсходованного за полёт ($L_{п} = 1000$ км)	800 кг	795 кг	0,63%

По основным параметрам, включающим массу двигателя, удельный расход топлива и расход топлива за полёт, величины расхождений составили менее 1%. Адекватность разработанной модели полётного цикла полностью подтверждается данным результатом. Возможность её дальнейшего использования в задачах анализа открывает названный факт. Модель также применима для оптимизации работы силовой установки самолёта LET L-410 UVP-E. Подобная точность расчётов признана достаточной для проведения последующих этапов работы.

4.2 Изменения параметров ГСУ в течение полёта

Обязательной является оценка изменения параметров гибридной силовой установки в течение полёта. Для обоснования рационального распределения нагрузок между электрической машиной и газотурбинным двигателем необходима данная процедура. На всех этапах профиля полёта должен строго соблюдаться названный баланс мощностей.

Динамика изменения итоговой выходной мощности, мощности электрической машины и эффективной мощности была детально изучена в рамках исследования. Качественно оптимизировать архитектуру силовой установки позволяет глубокое понимание этих процессов. Топливная экономичность планомерно повышается за счёт этого решения. Одновременно обеспечивается высокая надёжность работы системы в условиях переменной нагрузки и снижается износ ключевых компонентов.

Критически важным при проектировании систем управления энергией выступает проведение такой оценки. Для правильного выбора степени гибридизации она также является необходимой. Целевым показателям эффективности, ресурса и экологичности воздушного судна должен строго соответствовать данный параметр. Названные факторы учитывались в качестве основополагающих при формировании проектного облика ГСУ.

Изменение параметров гибридной силовой установки в течение

полёта для трех вариантов степени гибридизации (0%, 14%, 28%) наглядно показано на рисунке 52 в качестве иллюстрации. Провести подробный сравнительный анализ их влияния на режимы работы ЭМ и ГТД позволяет данная графическая зависимость.

На графике представлены три мощности:

N_B – мощность на валу воздушного винта, передаваемая через редуктор;

N_e – эффективная мощность газотурбинного двигателя, поступающая через редуктор на вал винта;

$N_{эм}$ – мощность электрической машины. В параллельной схеме ГСУ газотурбинный двигатель и электрическая машина подключены через редуктор к общему валу винта, поэтому мощность на валу винта определяется соотношением $N_B = N_e + N_{эм}$: при положительных значениях $N_{эм}$ электрическая машина работает в двигательном режиме и суммирует свою мощность с мощностью ГТД, а при отрицательных значениях $N_{эм}$ переходит в генераторный режим, отбирая часть мощности ГТД на заряд аккумуляторной батареи. Ступенчатый вид кривых N_e и $N_{эм}$ отражает реализованный закон управления распределением мощности между ГТД и ЭМ и соответствует участкам полёта фиксированной протяжённости по оси $L_{п}$, на которых поддерживается постоянный режим работы электрической машины.

На этапе взлёта нагрузка на силовую установку достигает максимальных значений. При полной негибридной схеме ($k_{гибр} = 0\%$) вся нагрузка ложится на газотурбинный двигатель, и мощность на валу винта определяется только за счёт N_e . Перераспределение нагрузок происходит в системе при введении гибридизации ($k_{гибр} = 14\%$ и $k_{гибр} = 28\%$). Часть необходимой мощности в этом случае обеспечивается электрической машиной ($N_{эм} > 0$). Подобный подход позволяет заметно снизить требуемую эффективную мощность ГТД. При этом необходимая мощность

на валу винта сохраняется в полном объеме. За счёт этого фиксируется планомерное уменьшение максимальных тепловых и механических нагрузок на двигатель.

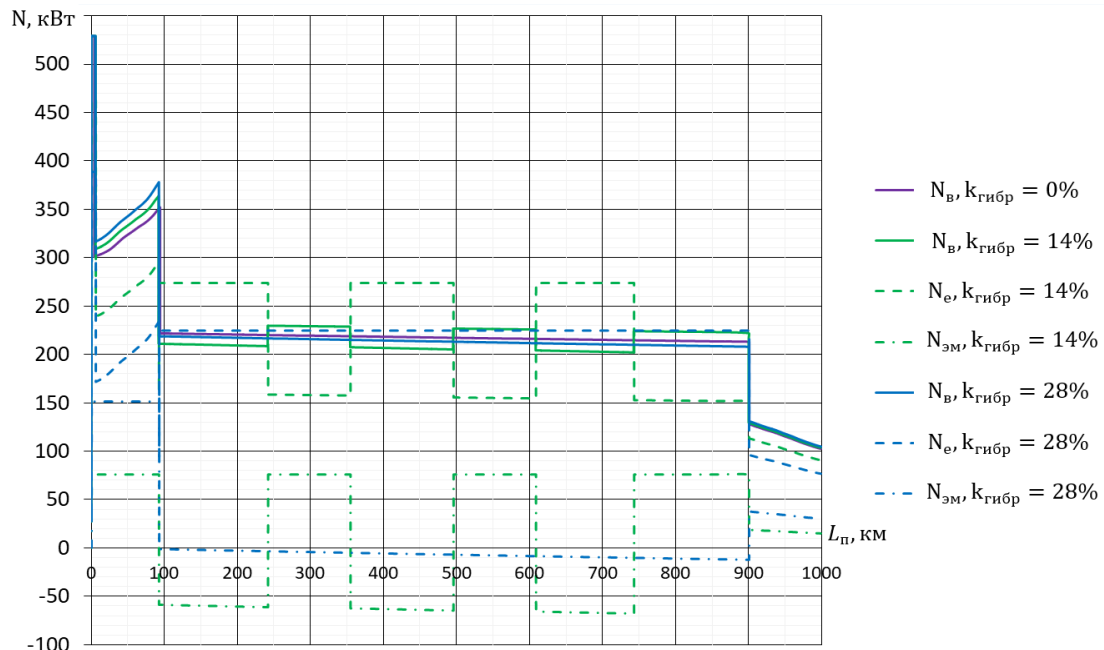


Рисунок 52 – Изменение мощностей компонентов ГСУ в процессе выполнения полётного цикла

Эффективная мощность ГТД снижается на этапе крейсерского полёта. Однако характер работы электрической машины существенно различается. Данная разница напрямую зависит от степени гибридизации.

Регулярное чередование импульсов разрядки ($N_{эм} > 0$) и подзарядки ($N_{эм} < 0$) аккумуляторных батарей наблюдается на крейсерском участке при степени гибридизации $k_{гибр} = 14\%$. Израсходованная в двигательном режиме энергия компенсируется на последующем отрезке полёта. За счёт перевода электрической машины в генераторный режим происходит данный процесс. По всей протяжённости крейсерского участка равномерно распределены циклы подзарядки и разрядки. Близкий к балансному режим использования аккумуляторов обеспечивает такой подход. Ограничение по минимально допустимому уровню остаточного заряда строго соблюдается при этом. Названная траектория функционирования энергосистемы детально зафиксирована в ходе моделирования.

При степени гибридизации $k_{\text{гибр}} = 28\%$ возрастает амплитуда мощности электрической машины. На значительной части крейсерского участка она работает преимущественно в двигательном режиме. Заметный прирост тяговой мощности обеспечивается за счёт этого решения. Лишь на завершающем отрезке полёта происходит переход в генераторный режим ($N_{\text{эм}} < 0$). Более позднему началу подзарядки аккумуляторной батареи соответствует подобный характер работы. Протяжённость участков подзарядки в этом случае явно уступает протяжённости участков разрядки. На более интенсивное использование запасённой электрической энергии указывает данный факт. Более жёсткие требования к системе управления энергией накладывает такое распределение. Для обеспечения заданного остаточного заряда по завершении миссии необходим подобный подход.

Постепенно снижается выходная мощность при снижении и заходе на посадку. Уменьшением требуемой тяги обусловлена данная динамика. Возможность гибкого перераспределения мощности между электрической машиной и ГТД сохраняет гибридная схема в этих режимах. На подзарядку аккумуляторной батареи перед посадкой может быть направлена часть избытка мощности ГТД. Ситуация меняется при необходимости увеличения тяги. Дополнительный прирост мощности на валу винта через электрическую машину обеспечивают в этом случае аккумуляторные батареи. Уход самолёта на второй круг выступает типичным примером подобного режима.

Режим сбалансированного чередования циклов подзарядки и разрядки формируется при умеренной степени гибридизации ($k_{\text{гибр}} = 14\%$). По всему крейсерскому участку равномерно распределены данные циклы. Проведённый анализ изменения параметров ГСУ в течение полёта наглядно показал эту особенность.

Совершенно иная картина наблюдается при повышенной степени гибридизации ($k_{\text{гибр}} = 28\%$). На крейсерском участке расходуется основная

часть запасённой электрической энергии. Строго в конечной части полёта при этом концентрируется подзарядка аккумулятора. Важность согласованного выбора степени гибридизации подчёркивают полученные закономерности. Также в рамках исследования отмечается значимость стратегии управления энергией при проектировании гибридных силовых установок.

4.3 Анализ влияния степени гибридизации

Задача выбора оптимизируемых параметров рабочего процесса, а также критериев оценки эффективности решается далее на основе рассмотренной работы ГСУ в течение полёта.

Степень повышения давления в компрессоре (π_k^*), степень гибридизации ($k_{\text{гипр}}$) и полную температуру потока перед турбиной (T_g^*) включает в себя перечень оптимизируемых параметров рабочего процесса ГТД.

В качестве критериев эффективности последовательно рассматриваются следующие показатели:

$M_{\text{к.н}}$ – масса коммерческой нагрузки,

$M_{\text{су+т.п}}$ – суммарная масса силовой установки и расходуемого за полёт топлива,

$C_{\text{т.км}}$ – затраты топлива на 1 тонна-километр перевезённого груза,

$E_{\text{т.км}}$ – затраты энергии на тонна-километр перевезённой коммерческой нагрузки.

На основе значений индивидуальных показателей эффективности или по их совокупности может рассчитываться целевая функция.

В исследовании влияния степени гибридизации на показатели эффективности ГСУ в системе самолёта расчёты выполнены для различных значений дальности полёта в диапазоне от 150 км до 1000 км. Кроме того, расчёты были выполнены для двух моделей разных сочетаний удельных параметров электрических компонентов (таблица 20), соответствующих

текущему и целевому к 2030 году уровням значений [137].

Таблица 20 – Основные исходные проектные данные по компонентам электрической системы ГСУ

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

Для исследования было выбрано 2 закона управления на крейсерском режиме:

- 1 закон $n_{\text{гг.пр}} = 100\%$, $n_{\text{гг}} = 96\%$.
- 2 закон $n_{\text{гг}} = 100\%$.

В качестве ограничения задаётся уровень заряда аккумулятора на крейсерском этапе полёта. Уровень заряда аккумулятора не должен уменьшаться ниже 20% от номинальной ёмкости.

Масса коммерческой нагрузки ($M_{\text{кн}}$) – ключевой параметр при проектировании транспортных систем. Она определяет полезную грузоподъемность, напрямую влияя на экономическую эффективность и эксплуатационные характеристики. Однако в гибридных системах увеличение коэффициента гибридизации часто приводит к росту массы компонентов электрической системы, что может снизить $M_{\text{кн}}$.

На рисунках 53-56 представлены зависимости массы коммерческой нагрузки от степени гибридизации для моделей, соответствующим достигнутым (модель 2025 г.) и прогнозным (модель 2030 г.) значениям удельных показателей компонентов электрической системы, с использованием двух законов управления.

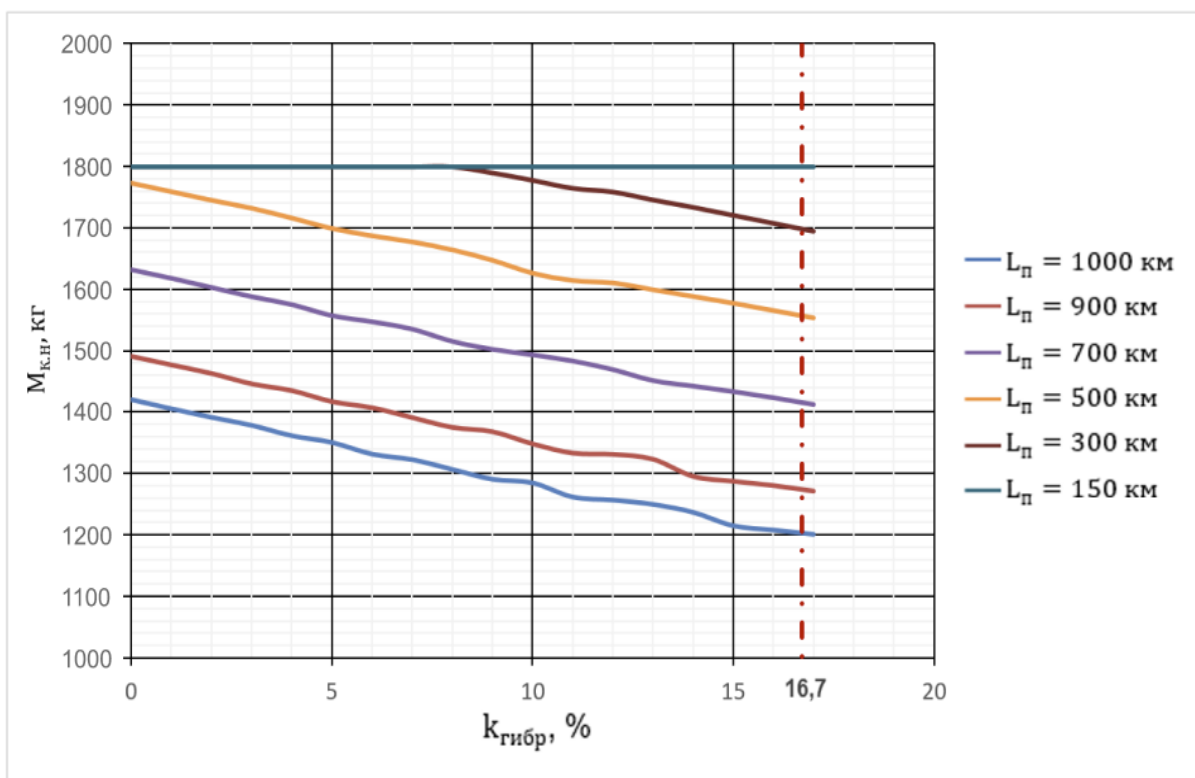


Рисунок 53 – Зависимость массы коммерческой нагрузки от степени гибридизации 2025г. (1 закон управления)

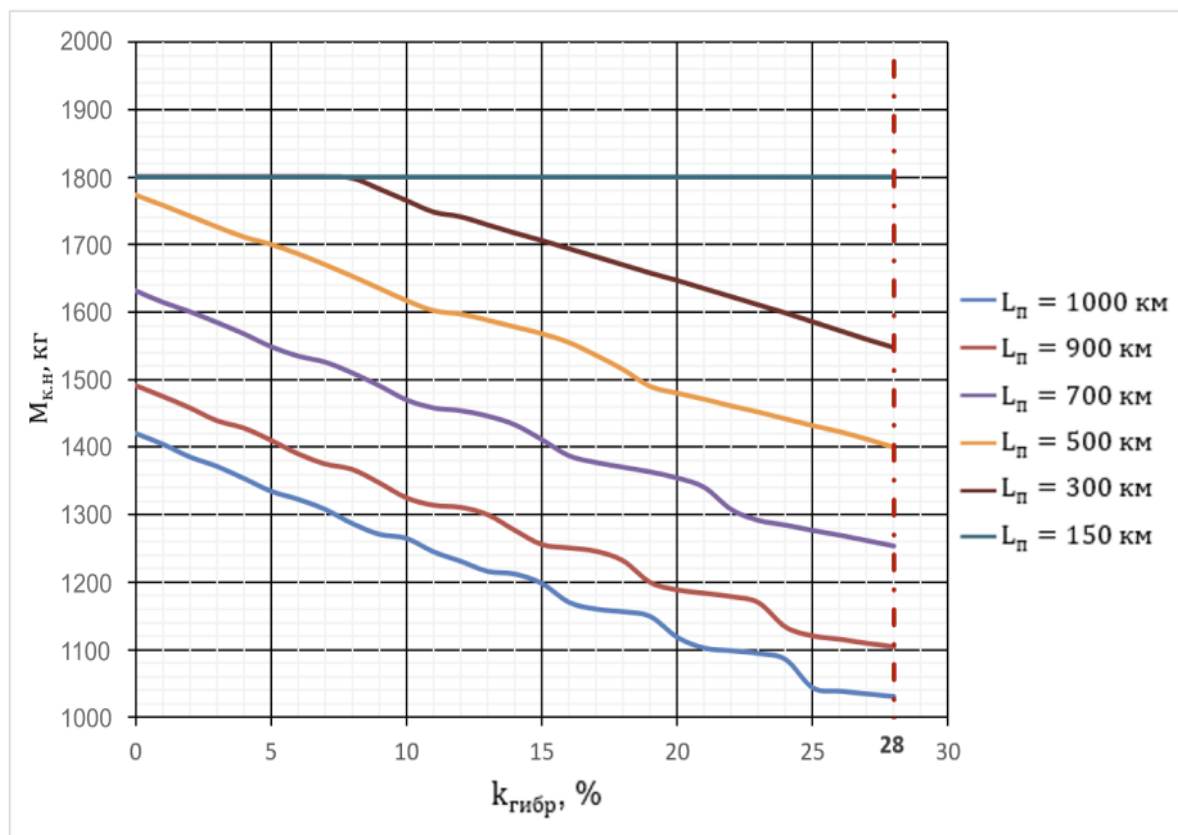


Рисунок 54 – Зависимость массы коммерческой нагрузки от степени гибридизации 2025г. (2 закон управления)

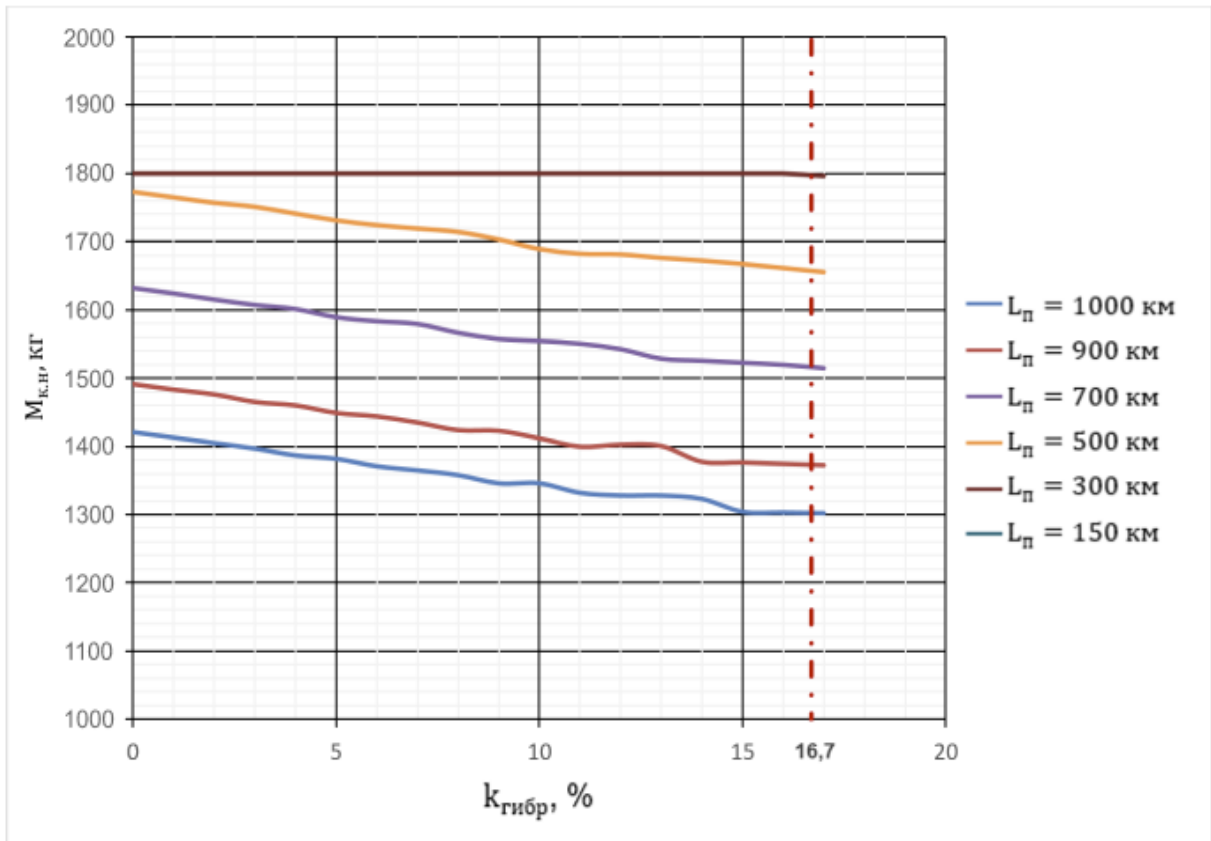


Рисунок 55 – Зависимость массы коммерческой нагрузки от степени гибридизации 2030г. (1 закон управления)

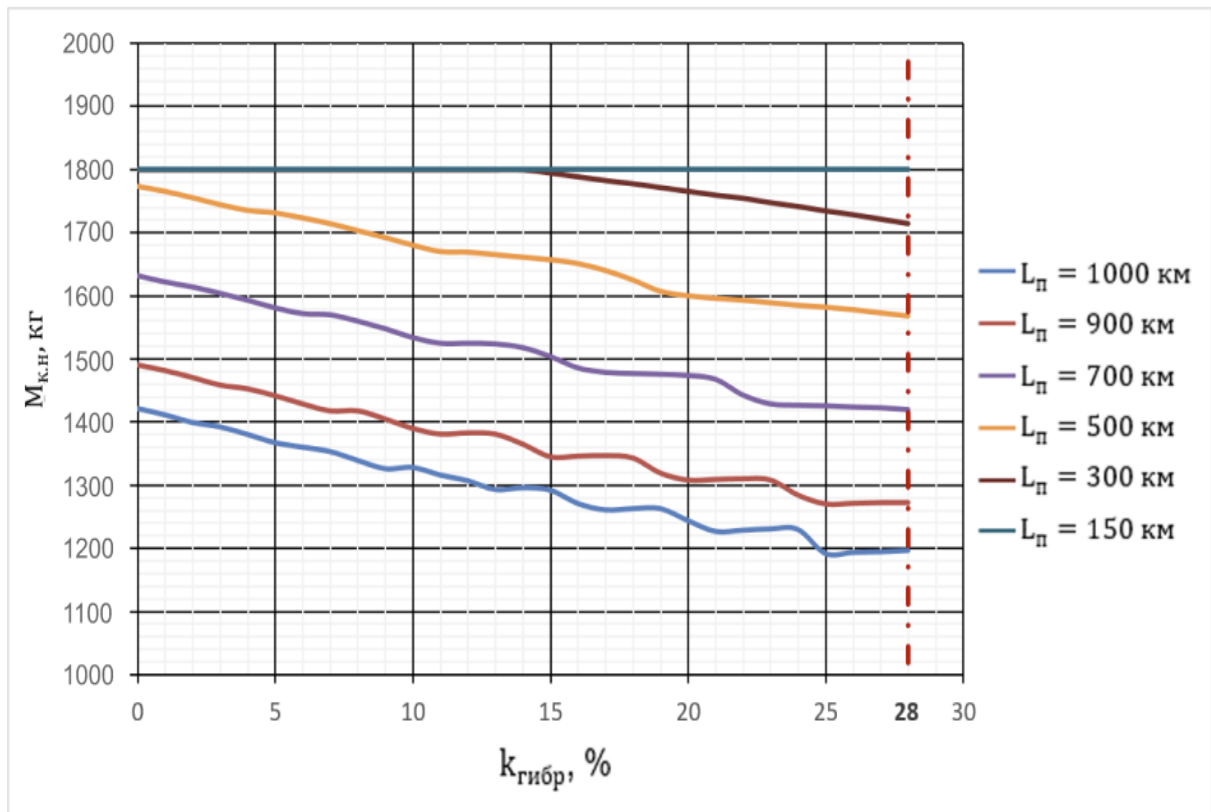


Рисунок 56 – Зависимость массы коммерческой нагрузки от степени гибридизации 2030г. (2 закон управления)

Для дальности 150 км во всех анализируемых графиках (рисунок 53-56) видно, что масса коммерческой нагрузки $M_{\text{кн}}$ обеспечивается на максимально допустимом уровне 1800 кг независимо от коэффициента гибридизации. Это объясняется тем, что короткие дистанции не требуют значительных энергозатрат. Таким образом, для таких расстояний гибридизация может быть максимальной без ущерба для полезной нагрузки.

С увеличением дальности полёта влияние гибридизации на массу коммерческой нагрузки становится всё более выраженным из-за увеличения массы компонентов электрической подсистемы.

Для дистанций от 300 до 1000 км наблюдается существенная разница между данными 2025 и 2030 годов. В 2030 году значения $M_{\text{кн}}$ при одинаковых параметрах гибридизации и дальности оказываются на 5-10% выше, что связано с улучшением КПД электрической системы.

Параметр, объединяющий массу силовой установки и затрачиваемого в течение рейса горючего ($M_{\text{су+т.п}}$), выступает весомым критерием в процессе концептуального проектирования гибридных летательных аппаратов. Величина полезного груза напрямую зависит от данного показателя при жестко фиксированном лимите максимальной взлётной массы воздушного судна. В конечном счёте это предопределяет итоговую коммерческую рентабельность выполнения авиаперевозок. Анализ зависимости $M_{\text{су+т.п}}$ от коэффициента гибридизации позволяет оптимизировать соотношение электрической и традиционной силовых установок для конкретных задач.

На рисунках 57-60 представлены зависимости суммарной массы силовой установки и расходуемого за полёт топлива от степени гибридизации для моделей 2025 и 2030 годов с использованием двух законов управления.

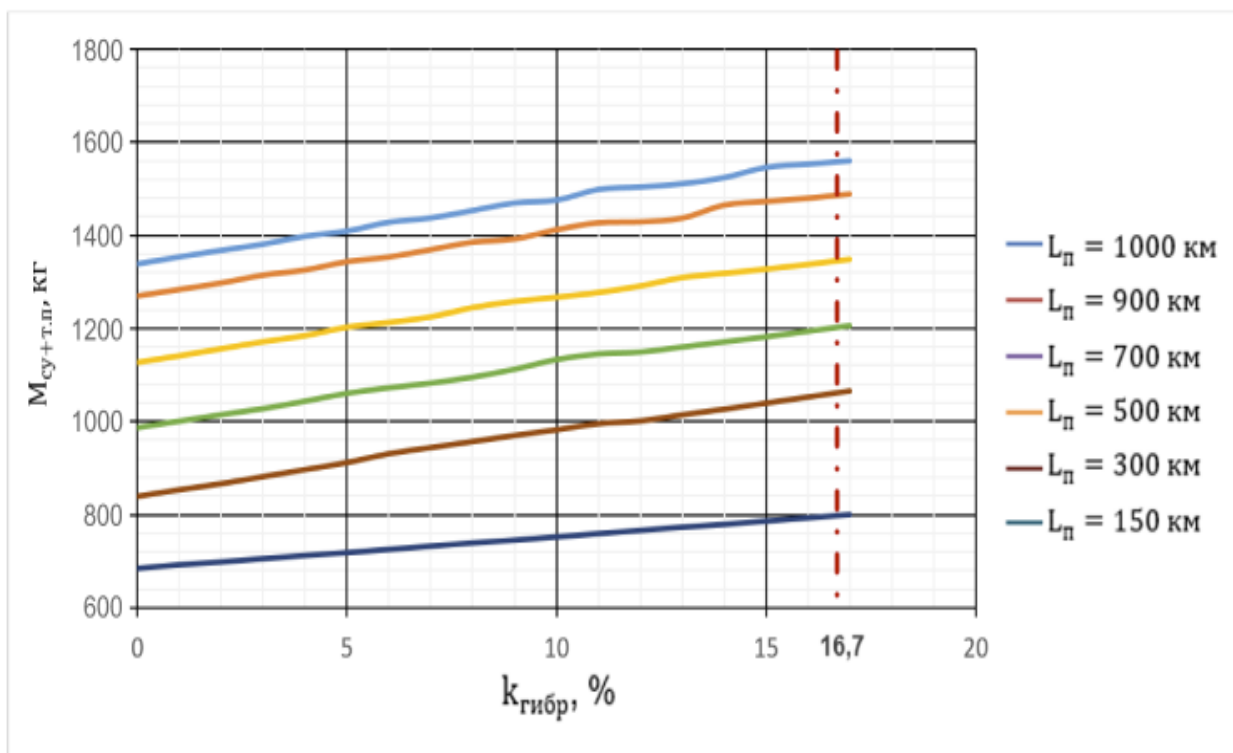


Рисунок 57 – Зависимость суммарной массы силовой установки и расходуемого за полёт топлива от степени гибридазации 2025г. (1 закон управления)

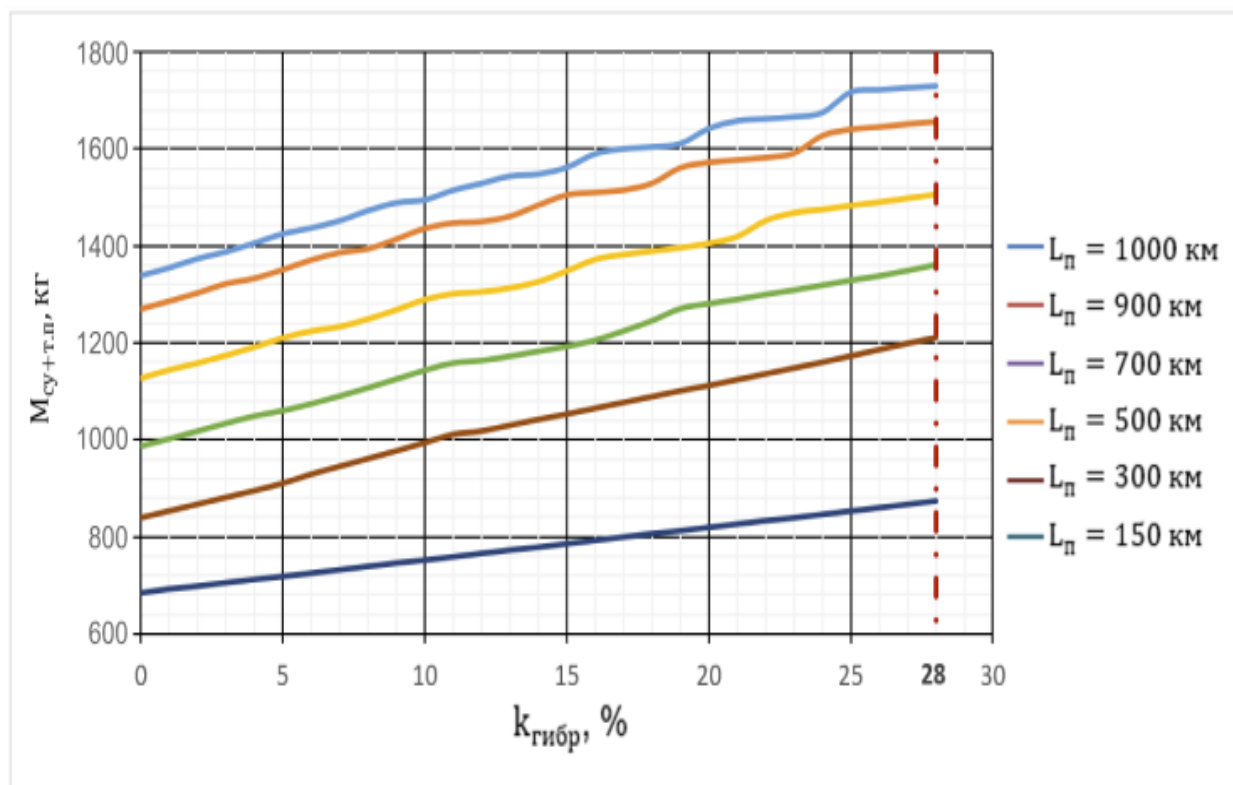


Рисунок 58 – Зависимость суммарной массы силовой установки и расходуемого за полёт топлива от степени гибридазации 2025г. (2 закон управления)

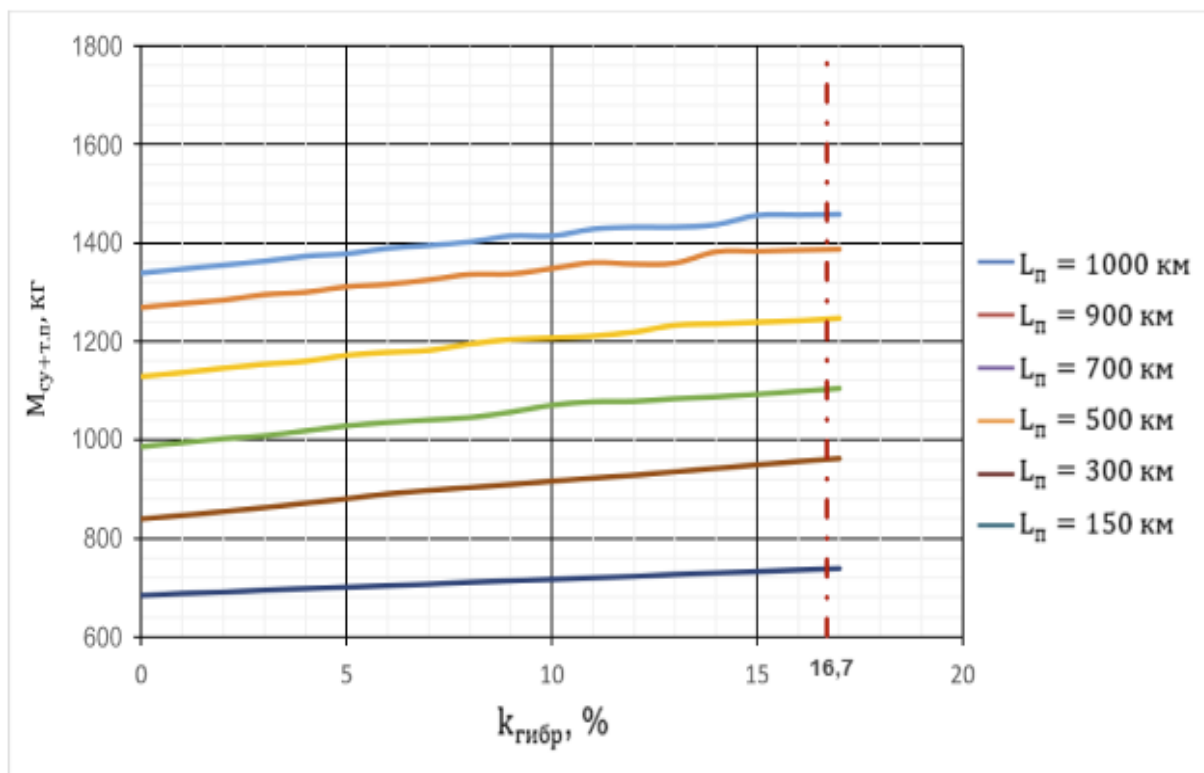


Рисунок 59 – Зависимость суммарной массы силовой установки и расходуемого за полёт топлива от степени гибридизации 2030г. (1 закон управления)

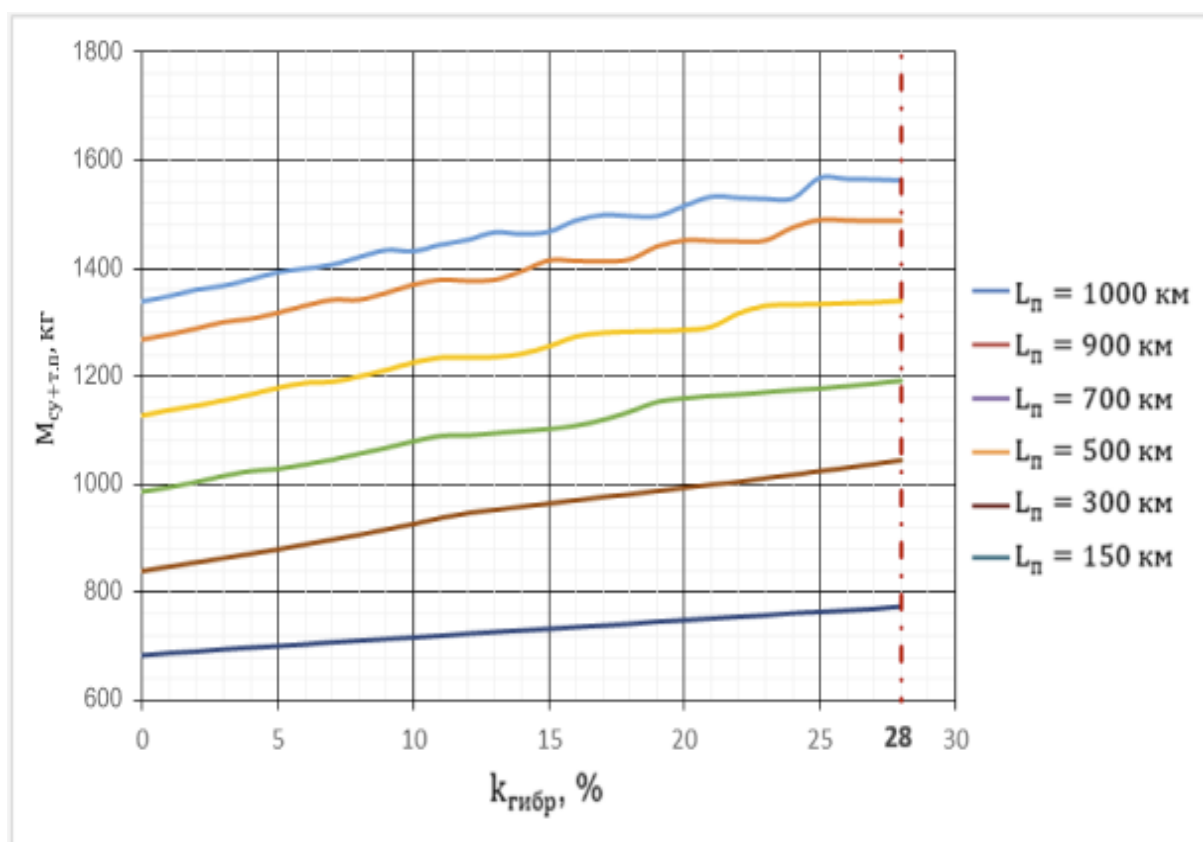


Рисунок 60 – Зависимость суммарной массы силовой установки и расходуемого за полёт топлива от степени гибридизации 2030г. (2 закон управления)

Анализ графических зависимостей (рисунок 57-60) показывает, что зависимость суммарной массы силовой установки и расходуемого топлива ($M_{\text{су+т.п.}}$) от степени гибридизации носит монотонно возрастающий характер для всех рассмотренных вариантов. Данный факт свидетельствует о том, что вклад массы электрических компонентов превышает выигрыш от снижения массы запасаемого топлива.

При этом для прогнозируемого уровня технологий 2030 года (рисунки 59, 60) рост массы с увеличением $k_{\text{гибр}}$ выражен менее заметно, чем для уровня 2025 года (рисунки 57, 58), что связано с улучшением удельных характеристик электрических компонентов.

Параметр затраты топлива на 1 тонна-километр перевезённого груза ($C_{\text{т-км}}$) отражает количество топлива, необходимое для транспортировки одной тонны груза на расстояние 1 км. Снижение $C_{\text{т-км}}$ напрямую связано с уменьшением эксплуатационных расходов, что делает его важным показателем при оптимизации работы гибридной силовой установки.

На рисунках 61-64 представлены зависимости затраты топлива на 1 тонна-километр перевезённого груза от степени гибридизации для моделей 2025 и 2030 годов с использованием двух законов управления.

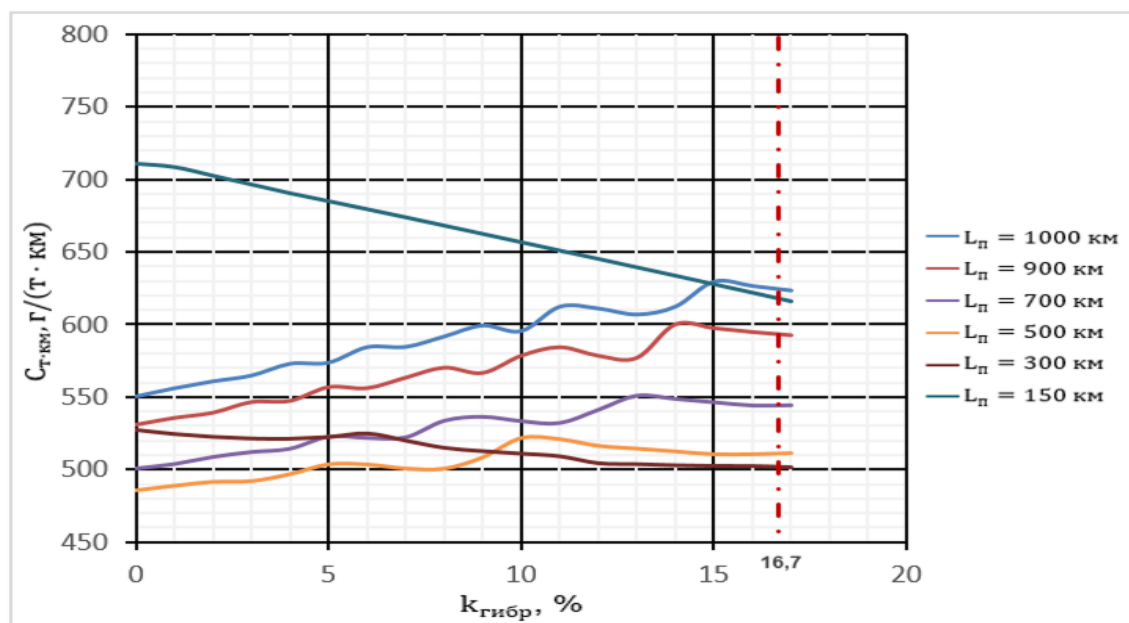


Рисунок 61 – Зависимость затраты топлива на 1 тонна-километр перевезённого груза от степени гибридизации 2025г. (1 закон управления)

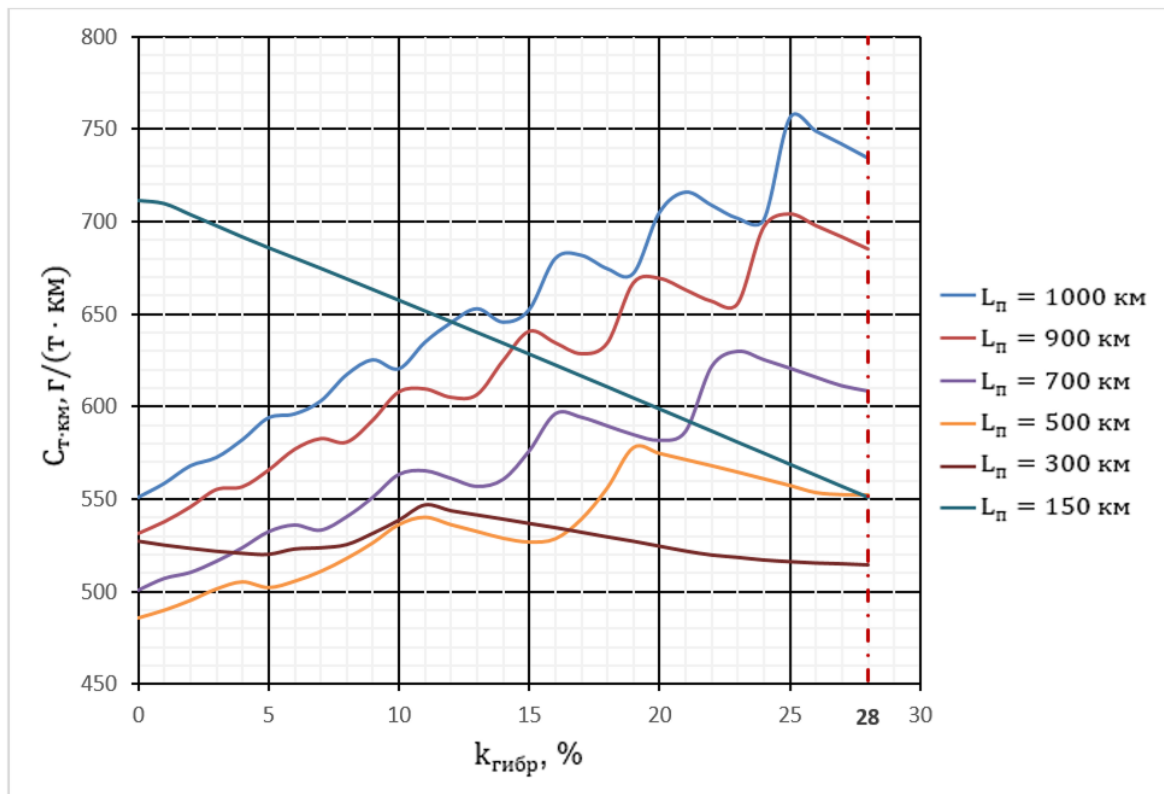


Рисунок 62 – Зависимость затраты топлива на 1 тонна-километр перевезённого груза от степени гибридизации 2025г. (2 закон управления)

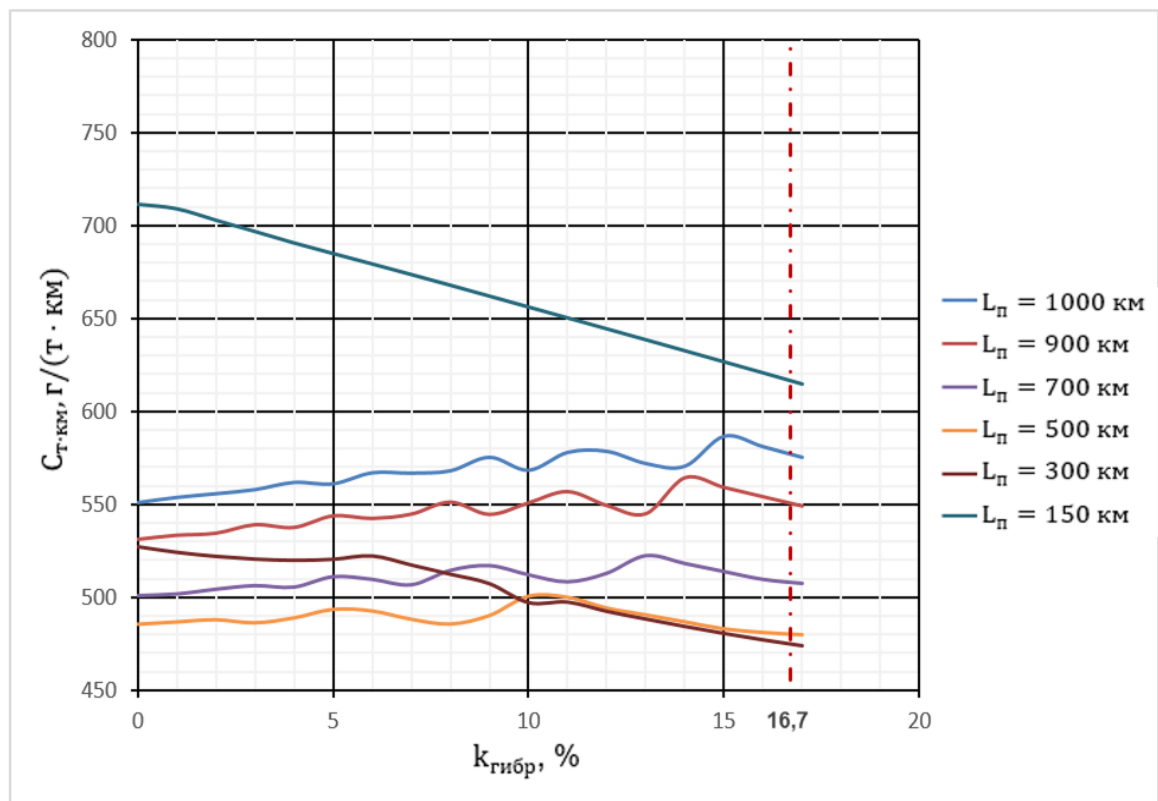


Рисунок 63 – Зависимость затраты топлива на 1 тонна-километр перевезённого груза от степени гибридизации 2030г. (1 закон управления)

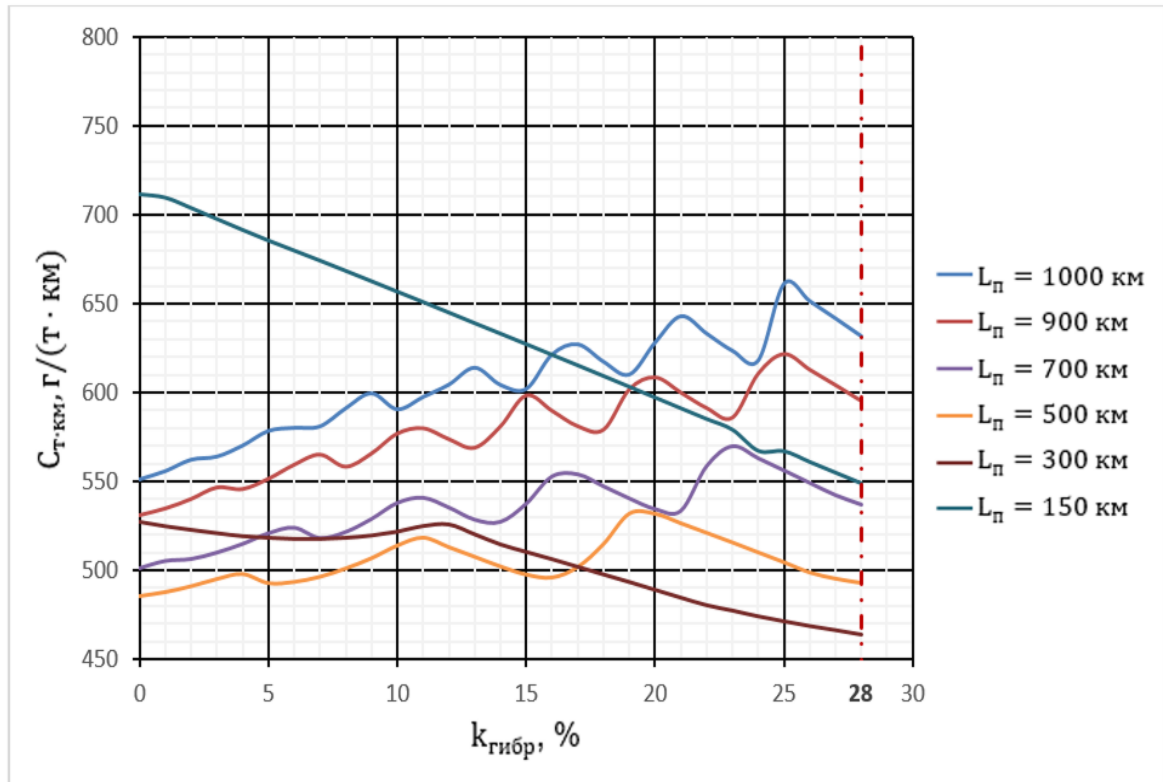


Рисунок 64 – Зависимость затраты топлива на 1 тонна-километр перевезённого груза от степени гибридной установки 2030г. (2 закон управления)

Анализ общих тенденций, представленных на рисунках 61-64, позволяет сформулировать следующие выводы о влиянии степени гибридной установки $k_{г\text{ибр}}$ на удельный расход топлива $C_{Т-км}$ ГСУ.

Рациональное значение степени гибридной установки существенно зависит от дальности полета $L_{п}$. На дистанции от 150 до 300 км минимальный расход достигается при высоких степенях гибридной установки – до 28%. В область низких значений (от 0% до 10%) смещается оптимальная степень гибридной установки на дальностях от 500 до 1000 км. Экономически нецелесообразным выступает дальнейшее увеличение данного параметра. К интенсивному росту величины $C_{Т-км}$ приводит лишь этот шаг. Данная физическая закономерность легла в основу формируемых рекомендаций по практической эксплуатации силовой установки.

Второй закон управления обеспечивает более высокую топливную экономичность на дистанциях от 150 до 500 км. Прямое сопоставление двух алгоритмов наглядно доказывает этот факт. Совершенно иную картину

демонстрирует первый закон управления на дистанциях от 700 до 1000 км. Явным преимуществом в данном диапазоне обладает именно эта стратегия. Тем, что алгоритм обеспечивает гораздо более плавный рост параметра $C_{Т\cdot км}$, обусловлен названный фактор.

Прогнозируемое улучшение характеристик компонентов электрической системы к 2030 году приводит к снижению значений $C_{Т\cdot км}$ для всех дальностей полёта. Существенно расширить диапазон эффективного применения ГСУ позволяет данный технологический сдвиг.

Затраты энергии на тонна-километр перевезённой коммерческой нагрузки ($E_{Т\cdot км}$) выступают ключевым показателем энергоэффективности транспортных систем. Количество энергии напрямую отражает этот параметр. Физическое перемещение одной тонны груза на расстояние в один километр требует её затрат. Данный критерий принят за основу в рамках проводимого исследования при оценке эффективности разработанных схем.

Для оценки эффективности при внедрении гибридных технологий важен этот параметр. Комбинировать различные источники энергии позволяют названные технические решения. Определить оптимальные условия эксплуатации гибридных систем помогает анализ зависимости $E_{Т\cdot км}$ от коэффициента гибридизации. Минимизация энергопотребления выступает главной целью этого процесса.

Зависимости затрат энергии на тонна-километр перевезённой коммерческой нагрузки от степени гибридизации наглядно представлены на рисунках 65-68. Данные графики построены для моделей 2025 и 2030 годов с использованием двух различных законов управления.

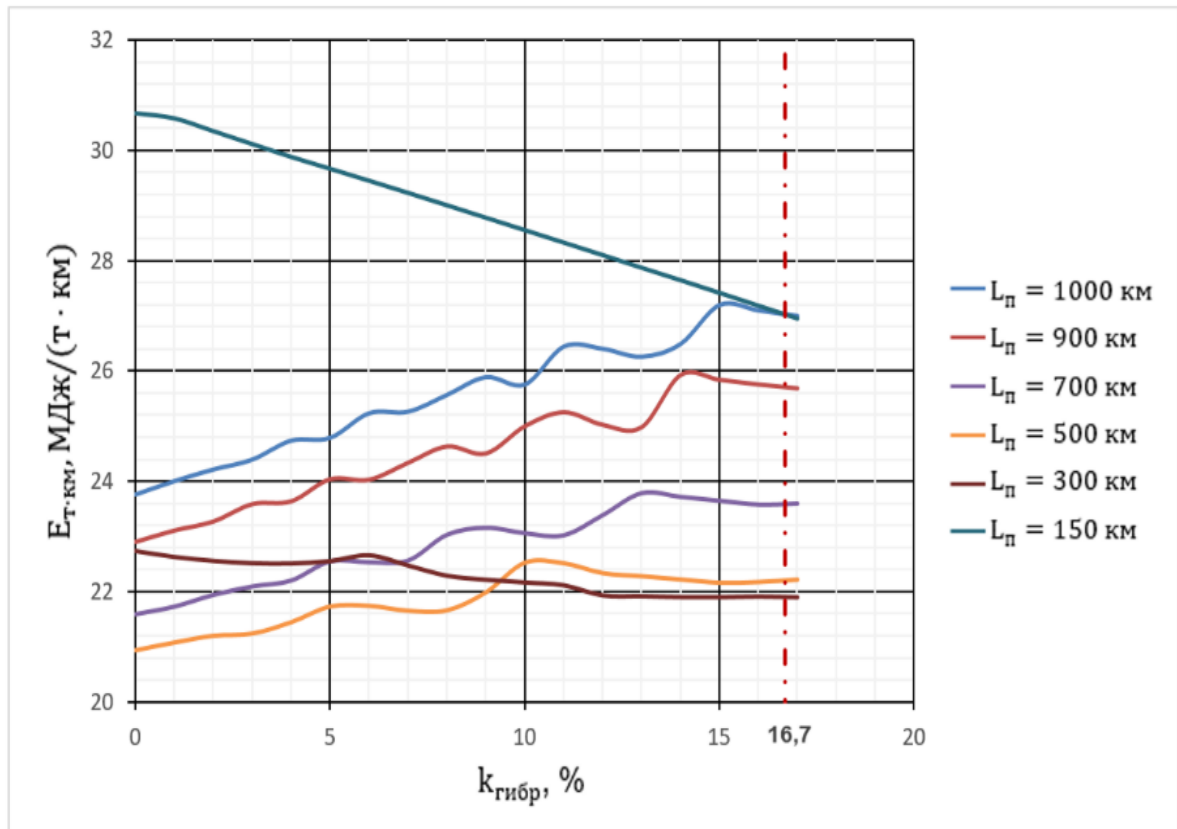


Рисунок 65 – Зависимость затрат энергии на тонна-километр перевезённой коммерческой нагрузки от степени гибридизации 2025г. (1 закон управления)

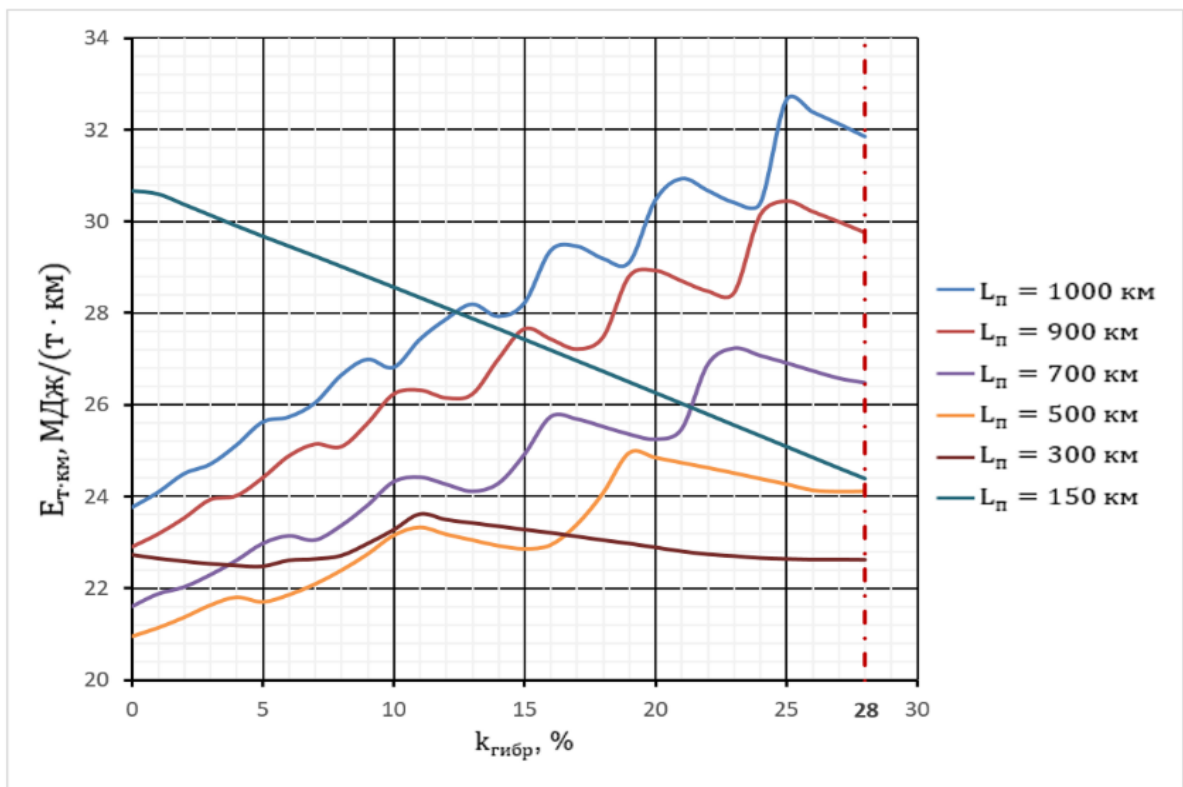


Рисунок 66 – Зависимость затрат энергии на тонна-километр перевезённой коммерческой нагрузки от степени гибридизации 2025г. (2 закон управления)

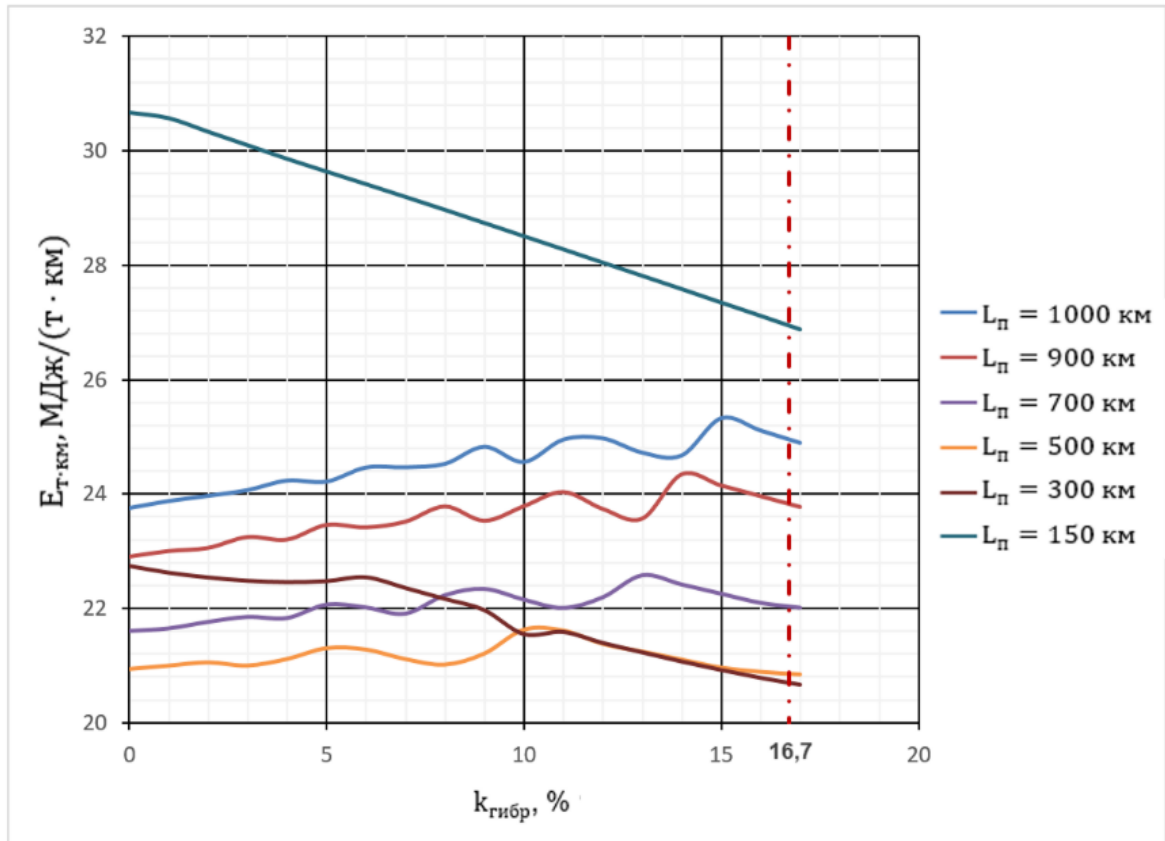


Рисунок 67 – Зависимость затрат энергии на тонна-километр перевезённой коммерческой нагрузки от степени гибридизации 2030г. (1 закон управления)

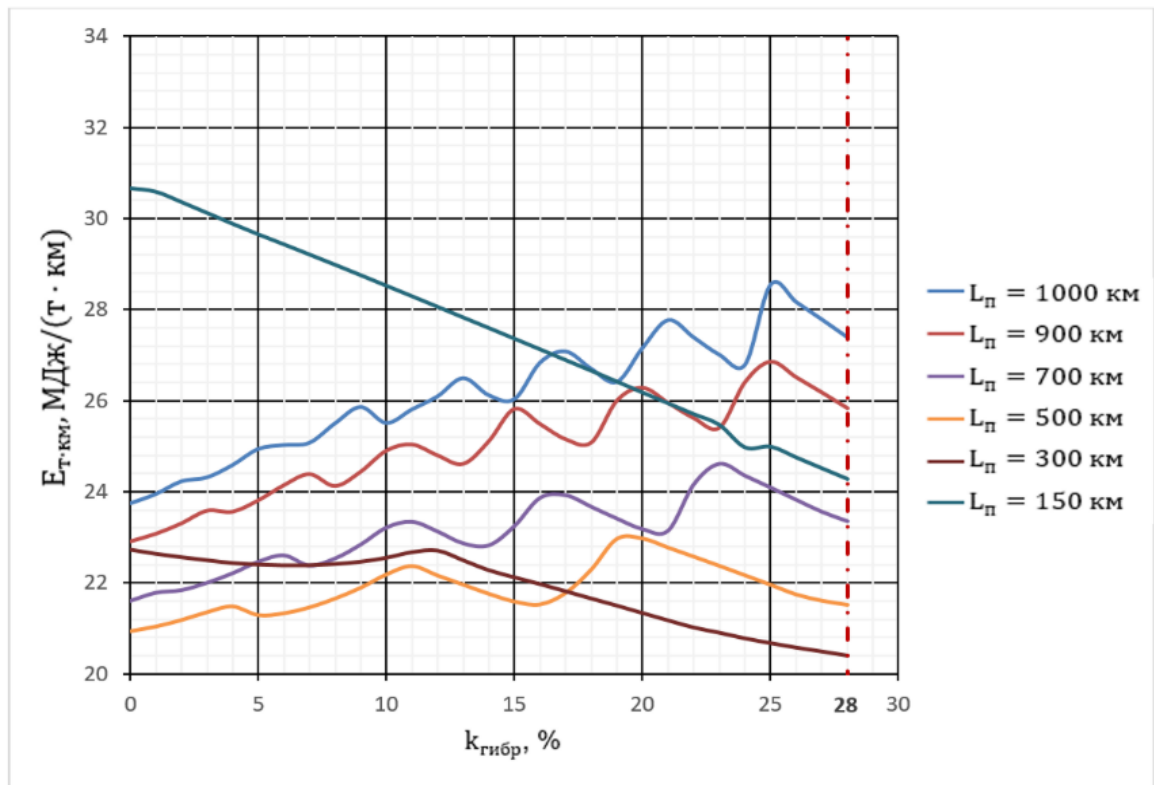


Рисунок 68 – Зависимость затрат энергии на тонна-километр перевезённой коммерческой нагрузки от степени гибридизации 2030г. (2 закон управления)

Выводы об изменении удельных энергозатрат $E_{\text{Т-км}}$ от степени гибридизации при различных дальностях полёта можно сделать на основе анализа графических зависимостей (рисунки 65–68).

В зависимости от дальности полёта существенно различается общий характер полученных данных. На дальностях от 150 до 300 км с увеличением степени гибридизации наблюдается устойчивая тенденция к снижению удельных энергозатрат $E_{\text{Т-км}}$. Об эффективном использовании гибридных технологий для сокращения суммарного энергопотребления явно свидетельствует этот фактор. На дальностях от 500 до 1000 км зависимость носит совершенно противоположный характер. Стабильно возрастают с ростом степени гибридизации значения $E_{\text{Т-км}}$ в данном диапазоне. Увеличением массы электрических компонентов физически объясняется данный эффект. Получаемый выигрыш на длинных дистанциях полностью превышает их сопутствующим вкладом в общий энергобаланс.

Более низкие значения $E_{\text{Т-км}}$ на дальностях до 300 км обеспечивает второй закон. Проведённое сопоставление двух алгоритмов управления полностью подтверждает данный вывод. В области высоких степеней гибридизации названное преимущество проявляется особенно заметно. На дальностях от 500 км предпочтительным становится первый закон управления. Менее интенсивный рост энергозатрат при увеличении степени гибридизации демонстрирует именно этот вариант.

К снижению значений $E_{\text{Т-км}}$ приводит ожидаемое технологическое развитие к 2030 году. Смещение оптимальных степеней гибридизации в сторону более высоких значений происходит при этом по сравнению с базовым уровнем 2025 года. Диапазон эффективных дальностей заметно расширяет подобный тренд. Применение гибридной силовой установки является энергетически целесообразным в рамках этих границ.

Выбор закона управления и степени гибридизации должен осуществляться с обязательным учётом заданной дальности полёта. Для

коротких маршрутов протяжённостью до 300 км рациональное применение высоких степеней гибридизации совместно со вторым законом управления. Для дальностей полёта от 500 км целесообразно ограничиваться исключительно умеренными значениями степени гибридизации. Первый закон управления следует применять в этом случае для минимизации удельных энергозатрат.

4.5 Зависимости и закономерности влияния параметров рабочего процесса на эффективность ГСУ

Определение влияния ключевых параметров на параметры взлётной массы самолёта стало главной задачей данного раздела. В расчётах оценивалось влияние степени повышения давления в компрессоре (π_k^*), температуры перед турбиной (T_T^*) и степени гибридизации $k_{\text{гибр}}$). Исследовалось изменение составляющих массы ($M_{\text{сy}}$, $M_{\text{т.п}}$, $M_{\text{к.н}}$). Также оценивался расход энергии на тонна-километр перевезённой коммерческой нагрузки ($E_{\text{т-км}}$).

Все расчёты проводились для различной дальности полёта ($L_{\text{п}}$). При этом удельные параметры электрической системы соответствовали прогнозному уровню 2030 года для второго закона управления. Ключевой целью этого этапа является минимизация расхода энергии ($E_{\text{т-км}}$). Именно данный показатель напрямую влияет на общую энергоэффективность.

Анализ выполнен для значений дальности полёта от 150 до 1000 км. В работе подробно рассмотрены три степени гибридизации: $k_{\text{гибр}} = 0\%$, $k_{\text{гибр}} = 16,7\%$, $k_{\text{гибр}} = 28\%$. Для каждой дистанции исследовался диапазон температур рабочего тела (T_T^*) от 1200 К до 1600 К. Такой подход позволяет точно оценить влияние термодинамических условий на итоговое энергопотребление. Степень повышения давления в компрессоре варьировалась в интервале от 6 до 10.

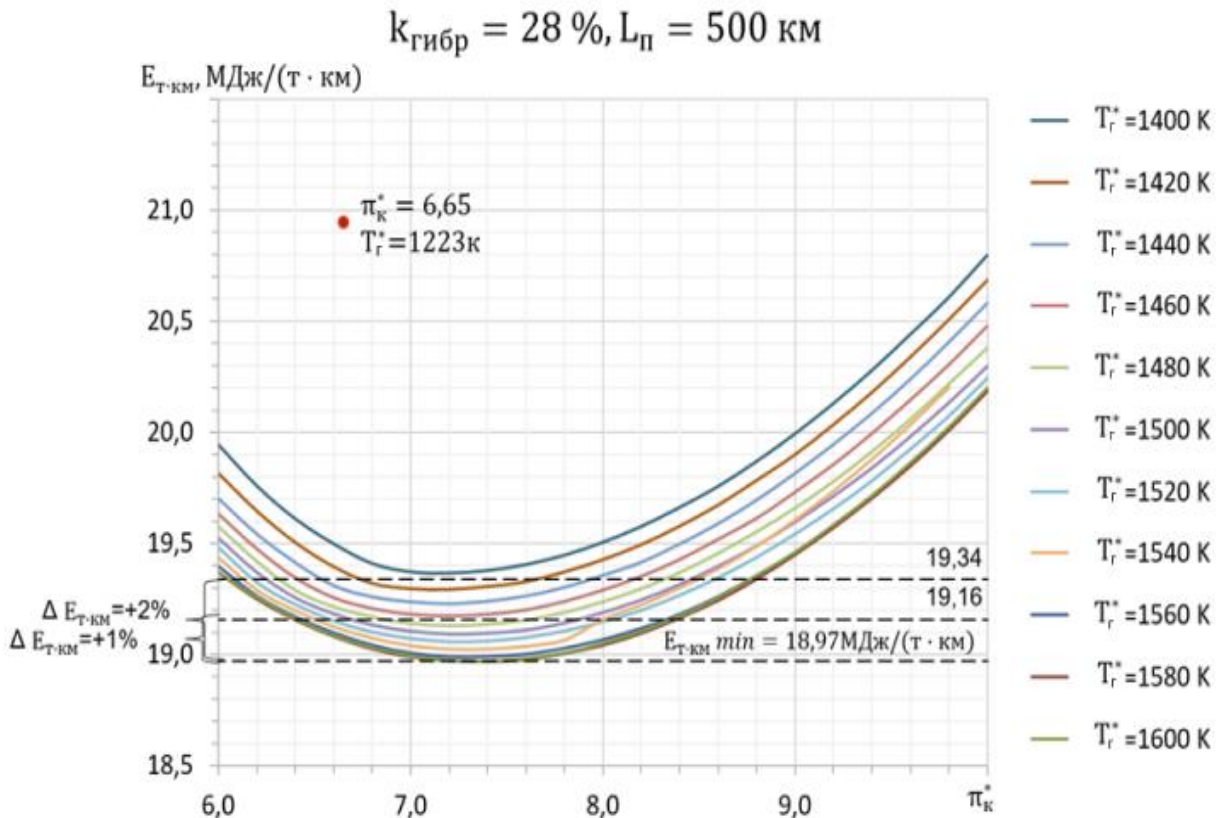


Рисунок 69 - Зависимость критерия энергетической эффективности от параметров рабочего процесса ГТД

Минимальные показатели энергетической эффективности составляют 18,97 МДж/(т · км). Это показал анализ параметров цикла ГТД для определения оптимального облика ГСУ (рисунок 69). Однако данное значение достигается при слишком высоких температурах. Их трудно реализовать на современном технологическом уровне. В связи с этим был проведен поиск практических решений. Для этого на графике выделены области с отклонением от минимума на 1% и 2%.

Ключевым фактором повышения эффективности силовой установки регионального самолёта является совместная оптимизация параметров газотурбинного двигателя и степени гибридизации. Для каждой дальности полёта в расчётах рассматривалось множество сочетаний параметров $\pi_k^*, T_r^*, k_{\text{гибр}}$. Оптимальным в работе считалось только такое сочетание. При нём удельные энергозатраты $E_{T-кМ}$ принимали минимальное значение среди всех допустимых вариантов. При этом строго выполнялись заданные ограничения.

Применение гибридизации без оптимизации параметров цикла базового двигателя даёт положительный эффект только на малых дальностях полёта до 300 км. Это наглядно показывают данные таблицы 21. На больших дистанциях такая конфигурация приводит к существенному росту энергозатрат. Особенно сильно этот негативный тренд заметен при 1000 км. В данном случае рост затрат составляет до 34% по сравнению с исходной силовой установкой.

Таблица 21 – Оптимальные значения параметров рабочего процесса для различных дальностей полёта при прогнозируемом уровне технологического развития электрических компонентов

$L_{п},$ км	Базовые параметры цикла ($\pi_k^*=6,65; T_{г}^*=1223 \text{ К}$)		Оптимальные параметры цикла					
	$k_{г\text{ибр}}=0\%$	$k_{г\text{ибр}}=28\%$	$k_{г\text{ибр}}=0\%$			$k_{г\text{ибр}}=28\%$		
	$E_{т\cdot км},$ МДж/(т · км)	$E_{т\cdot км},$ МДж/(т · км)	$E_{т\cdot км},$ МДж/(т · км)	π_k^*	$T_{г}^*, \text{ К}$	$E_{т\cdot км},$ МДж/(т · км)	π_k^*	$T_{г}^*, \text{ К}$
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 обеспечивает значительное улучшение энергетической эффективности. Во всем диапазоне дальностей полёта по сравнению с базовой конфигурацией без применения гибридизации этот эффект проявляется стабильно. На коротких дистанциях от 150 до 300 км выигрыш достигает 32%. До 9% составляет этот показатель на более протяженных маршрутах в 500-1000 км.

Наглядно продемонстрировать эти закономерности позволяет диаграмма на рисунке 70. Подробное сравнение четырех вариантов силовых установок представлено в рамках данного графического материала. Анализ подтверждает, что максимальное снижение энергетической эффективности на всех дальностях полёта достигается исключительно при сочетании предельной величины $k_{г\text{ибр}}$ и оптимизированных параметров рабочего процесса ГТД.

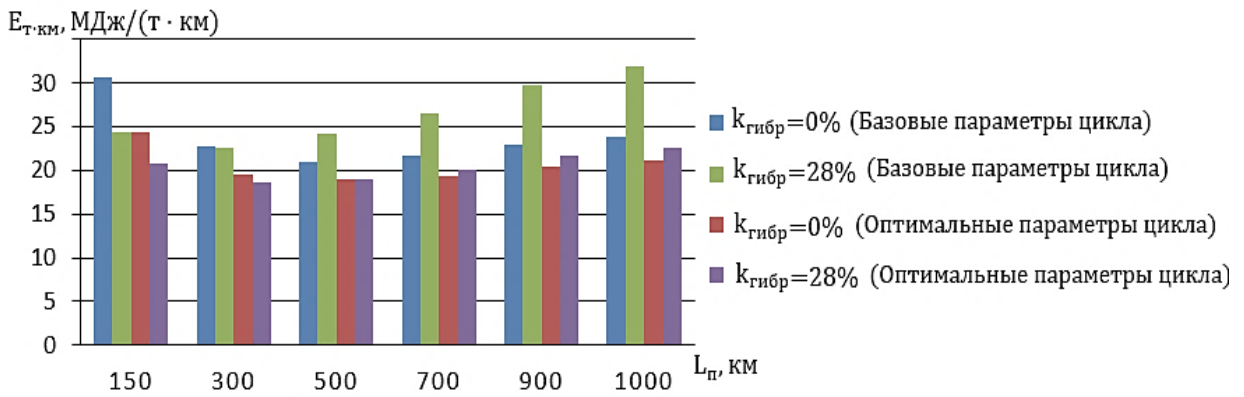


Рисунок 70 – Зависимость критерия энергетической эффективности от дальности полёта и варианта реализации СУ

Анализ массовых параметров гибридной силовой установки (рисунок 71) подтверждает сделанные выводы. При $L_n = 300$ км снижение расхода топлива за счёт гибридизации и оптимизации цикла компенсирует увеличение массы силовой установки, обусловленное наличием электрической подсистемы с аккумуляторными батареями. На рисунке 71 масса силовой установки $M_{су}$, масса топлива $M_{т.п}$ и коммерческая нагрузка $M_{к.н}$ представлены в относительном виде, в процентах от взлётной массы самолёта M_0 , для четырёх рассматриваемых вариантов силовых установок: базового двигателя без гибридизации, гибридной установки при базовых параметрах цикла, оптимизированного по параметрам цикла двигателя без гибридизации и гибридной установки с оптимальными параметрами цикла. В результате обеспечивается улучшение энергетической эффективности, а коммерческая нагрузка сохраняется примерно на исходном уровне.

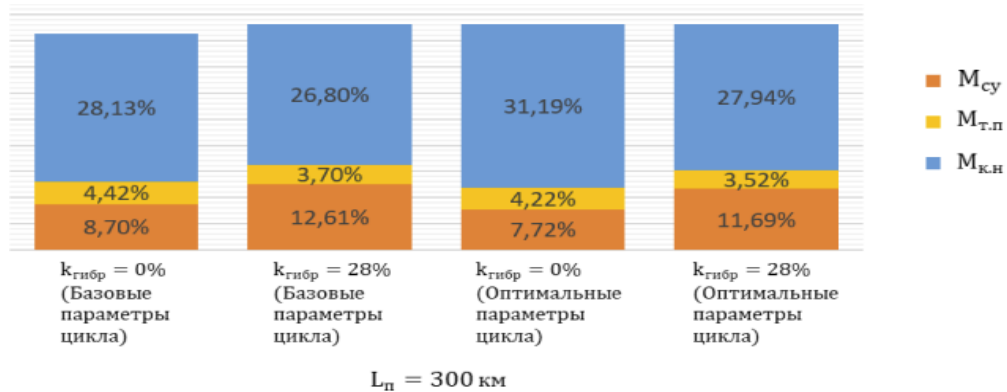


Рисунок 71 – Сравнение массовых характеристик самолёта при различных степенях гибридизации (в процентах от взлётной массы)

Таким образом, полученные результаты доказывают, что разработанный метод позволяет для каждой дальности полёта определить, целесообразно ли применение гибридной силовой установки и при каком сочетании $\pi_k^*, T_g^*, k_{\text{гипр}}$ достигается минимум $E_{\text{т-км}}$. Как следует из таблицы 21 и рисунка 70, применение гибридизации совместно с оптимизацией параметров цикла энергетически целесообразно на дальностях полёта до 500 км, что определяет область эффективного использования ГСУ для рассматриваемого класса региональных самолётов. Полученные закономерности и количественные зависимости формируют научную основу для проектирования перспективных гибридных силовых установок региональных самолётов.

Полученные в настоящей главе результаты имеют практическое значение для нескольких этапов создания перспективных региональных самолётов. Во-первых, разработанный метод и расчётные модели могут применяться на стадии проектирования для обоснования выбора архитектуры силовой установки: они позволяют количественно оценить, при каких дальностях и степенях гибридизации переход к ГСУ даёт выигрыш по энергетической эффективности, а при каких – нет, что сокращает объём дорогостоящих экспериментальных исследований. Ориентиры для формирования технических требований к компонентам электрической системы дают выявленные зависимости $E_{\text{т-км}}$ от параметров цикла (π_k^*, T_g^*) и степени гибридизации. О конкретных показателях идёт речь в данном случае. Удельная мощность электрической машины и удельная энергия аккумуляторов относятся к этому перечню. Также сюда входит КПД силовой электроники.

Важную закономерность показывает сравнительный анализ двух законов управления. Стратегия распределения мощности между ЭМ и ГТД существенно влияет на итоговую эффективность.

Необходимость системного и комплексного подхода к проектированию ГСУ полностью подтверждают все эти факторы. Подобный методологический принцип был всесторонне реализован в рамках выполненного исследования.

Основные результаты и выводы по главе 4

На конкретном примере регионального самолёта L-410 была проведена практическая апробация разработанного метода и математических моделей. Процедуру успешной валидации полностью прошла созданная цифровая модель. Не более 1% составило итоговое расхождение полученных расчётных значений с параметрами реального физического объекта. Адекватность расчётного комплекса для проведения последующих глубоких исследований полностью подтверждается подобным результатом.

Зависимости ключевых критериев эффективности ГСУ от степени гибридизации ($k_{\text{гипр}}$) были всесторонне изучены в рамках выполненной работы. Влияние этого параметра на массу коммерческой нагрузки ($M_{\text{к.н}}$) детально анализировалось в ходе расчётов. Суммарная масса силовой установки и расходуемого топлива ($M_{\text{су+т.п}}$) также подлежала обязательной оценке. Удельные энергозатраты ($E_{\text{т.км}}$) и удельный расход топлива ($C_{\text{т.км}}$) находились в фокусе внимания при проведении вычислений. Для различных дальностей полёта ($L_{\text{п}}$) все эти зависимости подробно рассматривались.

Основные результаты анализа:

Масса коммерческой нагрузки $M_{\text{к.н}}$ достигает максимально допустимого значения (1800 кг) на дистанциях до 150 км независимо от степени гибридизации. Суммарная масса $M_{\text{су+т.п}}$ монотонно возрастает с увеличением степени гибридизации для всех дальностей, однако для прогнозируемого уровня технологий 2030 года темпы этого роста ниже благодаря улучшению удельных характеристик электрической системы.

Удельный расход топлива $C_{T\cdot км}$ и энергозатраты $E_{T\cdot км}$ снижаются с ростом $k_{гиб}$ только дальностях полёта до 300 км. На дистанциях свыше 500 км наблюдается увеличение этих показателей. Таким образом, энергетическая эффективность гибридизации подтверждается в первую очередь для маршрутов протяжённостью до 300 км.

На дальностях до 300 км второй закон управления обеспечивает более низкие значения $C_{T\cdot км}$ и $E_{T\cdot км}$, особенно при высоких значениях степени гибридизации. На дальностях от 500 км первый закон управления становится предпочтительнее, так как обеспечивает более плавный рост затрат при увеличении степени гибридизации.

Анализ изменения параметров ГСУ в течение полёта (рисунок 52) показал, что гибридизация позволяет перераспределять мощность между ГТД и электрической машиной: на энергоёмких этапах (взлёт, набор высоты) электрическая машина разгружает ГТД, снижая требуемую от него эффективную мощность N_e , а на крейсерском участке обеспечивается циклическое чередование двигательного и генераторного режимов ЭМ для поддержания заряда аккумуляторных батарей.

Конфигурации силовых установок удалось определить благодаря совместной оптимизации степени гибридизации и параметров цикла ГТД (p_K^* , T_G^*). Подобный подход обеспечивает снижение удельных энергозатрат $E_{T\cdot км}$ на 32% для дистанций от 150 до 300 км. Для более дальних дистанций в 500-1000 км снижение составляет до 9% по сравнению с базовым ГТД.

Результаты расчётных исследований позволили всесторонне обосновать эффективность применения гибридных силовых установок для региональных самолётов. Области их целевого использования были чётко определены на основе названного анализа. Оптимальные сочетания параметров рабочего процесса ГТД, степени гибридизации и закона управления удалось установить в ходе выполнения работы. Минимизацию энергетических затрат обеспечивают именно эти проектные комбинации.

Перспективность внедрения гибридных технологий полностью подтверждают полученные результаты. Ожидаемый прогресс характеристик электрической системы к 2030 году отдельно принимался во внимание в рамках проведённых вычислений.

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, движителя 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 показателя 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 показатель 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.

ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ И ОБОЗНАЧЕНИЙ

eVTOL – electric Vertical Take-Off and Landing, электрический ЛА с вертикальным взлётом и посадкой

VTOL – Vertical Take-Off and Landing, вертикальный взлёт и посадка

XDSM – eXtended Design Structure Matrix, расширенная матрица структуры проекта

БПЛА – беспилотный летательный аппарат

ГСУ – гибридная силовая установка

ГТД – газотурбинный двигатель

КПД – коэффициент полезного действия

ЛА – летательный аппарат

ГТД СТ – газотурбинный двигатель со свободной турбиной

ОДК – Объединённая двигателестроительная корпорация

ТВД – турбовинтовой двигатель

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)

СУ – силовая установка

СНАУ – система нелинейных алгебраических уравнений

ПЦ – полётный цикл

ВПП – взлётно-посадочная полоса

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бабкин, В. И. Создание конкурентоспособных авиационных двигателей 2025–2030 годов. Проблемы реализации прорывных конструктивно-технологических решений и новых критических технологий / В. И. Бабкин, А. И. Ланшин, А. С. Полев, В. Н. Федякин // Межотраслевой альманах. — 2015. — № 49. — С. 25–29.
2. Rolt, A. Assessment of new aero engine core concepts and technologies in the EU framework 6 NEWAC programme / A. Rolt, K. Kyprianidis // 27th Congress of international council of the aeronautical sciences (Nice, France, 19–24 September 2010). — Nice, 2010.
3. Ланшин, А. И. Анализ тенденций развития двигателей для самолётов гражданской авиации / А. И. Ланшин, В. И. Палкин, В. Н. Федякин // Двигатель. — 2010. — № 6 (72). — С. 2–5.
4. Lei, T. State of art on energy management strategy for hybrid-powered unmanned aerial vehicle / T. Lei, Z. Yang, Z. Lin et al. // Chinese J Aeronaut. — 2019. — Vol. 32, № 6. — P. 1488–1503.
5. Liu, L. Conceptual design and energy management strategy for uav with hybrid solar and hydrogen energy / L. Liu, M. Du, X. Zhang et al. // Acta Aeronaut Astronaut Sin. — 2016. — Vol. 37, № 1. — P. 44–62. (Chinese).
6. Harmon, F. G. Conceptual design and simulation of a small hybrid-electric unmanned aerial vehicle / F. G. Harmon, A. A. Frank, J. Chattot // J Aircr. — 2006. — Vol. 43, № 5. — P. 1490–1498.
7. Harmon, F. G. The control of a parallel hybrid-electric propulsion system for a small unmanned aerial vehicle using a cmac neural network / F. G. Harmon, A. A. Frank, S. S. Joshi // Neural Networks. — 2005. — Vol. 18, № 5–6. — P. 772–780.
8. Hiserote, R. Analysis of hybrid-electric propulsion system designs for small unmanned aircraft systems / R. Hiserote, F. Harmon // 8th annual

international energy conversion engineering conference (2010 Jul 25; Virigina, USA). — Reston : AIAA, 2010. — P. 6687–6696.

9. Hiserote, R. M. Analysis of hybrid-electric propulsion system designs for small unmanned aircraft systems : thesis AFIT-GAE-ENY-10-M11 / Hiserote R. M. — Wright-Patterson AFB (OH) : Air Force Institute of Technology, 2010.

10. Ausserer, J. K. Integration, testing and validation of a small hybrid-electric remotely-piloted aircraft : thesis AFIT-GAE-ENY-12-M02 / Ausserer J. K. — Wright-Patterson AFB (OH) : Air Force Institute of Technology, 2012.

11. Molesworth, M. P. Rapid prototype development of a remotely-piloted aircraft powered by a hybrid-electric propulsion system : thesis AFIT-GSE-ENV-12-M02 / Molesworth M. P. — Wright-Patterson AFB (OH) : Air Force Institute of Technology, 2012.

12. Glassock, R. Design, modelling and measurement of a hybrid powerplant for unmanned aerial systems / R. Glassock, J. Y. Hung, L. F. Gonzalez et al. // Aust J Mech Eng. — 2008. — Vol. 6, № 2. — P. 69–78.

13. Hung, J. Y. On parallel hybrid-electric propulsion system for unmanned aerial vehicles / J. Y. Hung, L. F. Gonzalez // Prog Aerosp Sci. — 2012. — Vol. 51, № 1. — P. 1–17.

14. Schoemann, J. Modeling of hybrid electric propulsion systems for small unmanned aerial vehicles / J. Schoemann, M. Hornung // 12th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) conference and 14th AIAA/ISSMO multidisciplinary analysis and optimization conference (2012 Sep 17; Virigina, USA). — Reston : AIAA, 2012. — P. 5610–5620.

15. Schoemann, J. Hybrid electric propulsion systems for small unmanned aircraft : scientific report / Schoemann J. — Munich : Technical University of Munich, 2014.

16. Friedrich, C. Hybrid-electric propulsion for aircraft / C. Friedrich, P. A. Robertson // J Aircr. — 2015. — Vol. 52, № 1. — P. 176–189.

17. Press. Four hour forty minute flight for quaternium hybrix.20. — 2017. — URL: suasnews.com (дата обращения: 09.05.2020).
18. Quaternium. HYBRIX.20 the first petrol-electric multicopter. — URL: quaternium.com (дата обращения: 09.05.2020).
19. Skyfront. Products: perimeter 8. — URL: skyfront.com (дата обращения: 09.05.2020).
20. Foxtech. GAIA 160 elite pro hybrid drone. — URL: foxtechfpv.com (дата обращения: 09.05.2020).
21. Harris Aerial. Carrier h4 hybrid hl. — URL: harrisaerial.com (дата обращения: 09.05.2020).
22. Top Flight Technologies. Airborg™ h8 10k with top flight hybrid-powersystem. — URL: topflighttech.com (дата обращения: 09.05.2020).
23. Yeair. Table of specs: yeair! — URL: yeair.de (дата обращения: 09.05.2020).
24. Rippl, M. D. Sizing analysis for aircraft utilizing hybrid-electric propulsion systems : thesis AFIT-GAE-ENY-11-M26 / Rippl M. D. — Wright-Patterson AFB (OH) : Air Force Institute of Technology, 2011.
25. Glassock, R. Hybrid electric aircraft propulsion case study for skydiving mission / R. Glassock, M. Galea, W. Williams et al. // *Aerospace*. — 2017. — Vol. 4, № 3. — P. 45.
26. Boggero, L. Development of a new conceptual design methodology for parallel hybrid aircraft / L. Boggero, M. Fioriti, S. Corpino // *Proc Inst Mech Eng Part G J Aerosp Eng*. — 2019. — Vol. 233, № 3. — P. 1047–1058.
27. Finger, D. F. An initial sizing methodology for hybrid-electric light aircraft / D. F. Finger, C. Braun, B. Bil // 2018 aviation technology, integration, and operations conference (2018 Jun 25; Virginia, USA). — Reston : AIAA, 2018. — P. 4229–4237.
28. Finger, D. F. Impact of engine failure constraints on the initial sizing of hybrid-electric GA aircraft / D. F. Finger, C. Braun, B. Bil // *AIAA Scitech*

2019 Forum (2019 Jan 7; Virginia, USA). — Reston : AIAA, 2019. — P. 1812–1820.

29. Paur, J. Hybrid power comes to aviation / J. Paur // Wired. — 2009. — URL: wired.com (дата обращения: 09.05.2020).

30. Embry-Riddle's Eagle Flight Research Center. Propulsion. — URL: wix.com (дата обращения: 09.05.2020).

31. Sigler, D. Launching on a leaf blower and a hacker / D. Sigler // CAFE Foundation Blog. — URL: cafe.foundation (дата обращения: 09.05.2020).

32. Friedrich, C. Hybrid-electric propulsion for automotive and aviation applications / C. Friedrich, P. A. Robertson // CEAS Aeronaut J. — 2015. — Vol. 6, № 2. — P. 279–290.

33. Paur, J. Siemens builds the chevrolet volt of airplanes / J. Paur // Wired. — 2011. — URL: wired.com (дата обращения: 09.05.2020).

34. Wittmann, W. Flying with siemens integrated drive system / W. Wittmann // Siemens Press Release. — 2013. — URL: siemens.com (дата обращения: 09.05.2020).

35. Diamond Aircraft. Diamond aircraft proudly presents the world's first serial hybrid electric aircraft «da36 e-star». — 2011. — URL: diamondaircraft.com (дата обращения: 09.05.2020).

36. Pipistrel. HYPSTAIR. — URL: pipistrel-aircraft.com (дата обращения: 09.05.2020).

37. Sigler, D. Pipistrel leads Mahepa -- European hybrid research / D. Sigler // Sustainable Skies. — URL: sustainableskies.org (дата обращения: 09.05.2020).

38. Schiff, B. Ampaire 337 "parallel hybrid" unveiled / B. Schiff // AOPA News. — 2019. — URL: aopa.org (дата обращения: 09.05.2020).

39. Saeed, A. S. A survey of hybrid unmanned aerial vehicles / A. S. Saeed, A. B. Younes, C. Cai et al. // Prog Aerosp Sci. — 2018. — Vol. 98. — P. 91–105.

40. Electric VTOL News™. Workhorse surefly. — URL: evtol.news (дата обращения: 09.05.2020).
41. Honeywell Aerospace. Driving the future of flight. — URL: honeywell.com (дата обращения: 09.05.2020).
42. Hawley, C. 3 ways honeywell's hybrid-electric turbogenerator brings efficiency to urban air mobility / C. Hawley // Honeywell Aerospace. — 2019. — URL: honeywell.com (дата обращения: 09.05.2020).
43. Johnson, O. Bell unveils full design for nexus air taxi / O. Johnson // Vertical Magazine. — 2019. — URL: verticalmag.com (дата обращения: 09.05.2020).
44. Rolls-Royce. The rolls-royce evtol project. — 2018. — URL: rolls-royce.com (дата обращения: 09.05.2020).
45. Sampson, B. Rolls-Royce tests hybrid aero propulsion system / B. Sampson // Aerospace Testing International. — 2018. — URL: aerospacetestinginternational.com (дата обращения: 09.05.2020).
46. Van Baaren, J. Assessment of potential fuel saving benefits of hybrid-electric regional aircraft : MSc thesis / Van Baaren J. — Delft : Delft University of Technology, 2015.
47. Voskuijl, M. Analysis and design of hybrid electric regional turboprop aircraft / M. Voskuijl, J. Bogaert, A. G. Rao // CEAS Aeronaut J. — 2018. — Vol. 9, № 1. — P. 15–25.
48. Zamboni, J. A method for the conceptual design of hybrid electric aircraft / J. Zamboni, R. Vos, M. Emeneth et al. // AIAA Scitech 2019 Forum (2019 Jan 7; Virginia, USA). — Reston : AIAA, 2019. — P. 1587–1594.
49. Vries, R. A preliminary sizing method for hybrid-electric aircraft including aero-propulsive interaction effects / R. Vries, M. T. Brown, R. Vos // 2018 aviation technology, integration, and operations conference (2018 Jun 25; Virginia, USA). — Reston : AIAA, 2018. — P. 4228–4236.

50. Hoogreef, M. Conceptual assessment of hybrid electric aircraft with distributed propulsion and boosted turbofans // AIAA Scitech 2019 Forum (2019 Jan 7; Virginia, USA). — Reston : AIAA, 2019. — P. 1807–1816.
51. Pornet, C. Cost-based flight technique optimization for hybrid energy aircraft / C. Pornet, S. Kaiser, C. Gologan // *Aircr Eng Aerosp Technol.* — 2014. — Vol. 86, № 6. — P. 591–598.
52. Pornet, C. Integrated fuel-battery hybrid for a narrow-body sized transport aircraft / C. Pornet, S. Kaiser, A. T. Isikveren et al. // *Aircr Eng Aerosp Technol.* — 2014. — Vol. 86, № 6. — P. 568–574.
53. Pornet, C. Methodology for sizing and performance assessment of hybrid energy aircraft / C. Pornet, C. Gologan, P. C. Vratny et al. // *J Aircr.* — 2015. — Vol. 52, № 1. — P. 341–352.
54. Caujolle, M. Airbus, Rolls-Royce, and Siemens team up for electric future partnership launches e-fan x hybrid-electric flight demonstrator / M. Caujolle // Airbus. — 2017. — URL: airbus.com (дата обращения: 09.05.2020).
55. Writer, S. Zunum aero za10: hybrid-electric regional airliner aircraft. — URL: militaryfactory.com (дата обращения: 09.05.2020).
56. Banning, T. NXG-50 / T. Banning, G. Bristow, C. Level et al. — Atlanta : GT Aircraft, INC., 2013.
57. Madavan, N. Hybrid-electric and distributed propulsion technologies for large commercial transports: A NASA perspective / N. Madavan, R. Del, A. L. Jankovsky. — Washington, D.C. : NASA Ames Research Center, 2015.
58. Liu, C. Thermal cycle analysis of turboelectric distributed propulsion system with boundary layer ingestion / C. Liu, G. Doulgeris, P. Laskaridis et al. // *Aerosp Sci Technol.* — 2013. — Vol. 27, № 1. — P. 163–170.
59. United Technologies. Defining what "hybrid" means for aviation: meet project 804. — 2019. — URL: utc.com (дата обращения: 09.05.2020).
60. Lents, C. E. Parallel hybrid gaselectric geared turbofan engine: Conceptual design and benefits analysis / C. E. Lents, L. W. Hardin, J. Rheume

et al. // 52nd AIAA/SAE/ASEE joint propulsion conference (2016 Jul 25; Virginia, USA). — Reston : AIAA, 2016. — P. 4610–4616.

61. Bruner, S. NASA n + 3 subsonic fixed wing silent efficient low-emissions commercial transport (select) vehicle study revision a / S. Bruner, S. Baber, C. Harris et al. — Washington, D.C. : NASA, 2010.

62. Никитевич, Н. В. Перспективы и развитие электросамолётов / Н. В. Никитевич, А. Н. Ефимова // Молодежь. Общество. Современная наука, техника и инновации. — 2013. — № 12. — С. 46–47.

63. Пат. 2511829 С2 Российская Федерация, МПК F02K 3/00. Гибридный турбореактивный авиационный двигатель : № 2012128704/06 : заявл. 10.07.2012 : опубл. 10.04.2014 / Эзрохи Ю. А., Каленский С. М., Рябов П. А. ; заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие "Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова". — Бюл. № 10.

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

65. Бурцев, С. А. Анализ экологических аспектов применения перспективных схем силовых установок ближне- и среднемагистральных самолётов / С. А. Бурцев, М. Ю. Самойлов, М. В. Симаков // Безопасность в техносфере. — 2015. — Т. 4, № 2. — С. 67–72. — DOI: 10.12737/11335.

66. Савельев, Е. Н. Анализ работ в области создания гибридных двигателей и выбор оптимальной структурной схемы гибридного двигателя для мультикоптеров / Е. Н. Савельев, Н. Р. Суюндуков, Д. Ш. Ахмедов // Инновационная наука. — 2015. — № 9 (9). — С. 91–97.

67. Писарев, Н. С. Самолёты гражданской и военной авиации на гибридных авиационных двигателях / Н. С. Писарев // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. — 2016. — Т. 1, № 12. — С. 900–901.

68. Гордин, М. В. Методика оценки энергетических и массогабаритных характеристик авиационной вспомогательной силовой установки с топливными элементами / М. В. Гордин, Н. Д. Рогалев, И. С. Аверьков // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. — 2018. — Т. 20, № 6 (86). — С. 122–131.

69. Гордин, М. В. Формирование предварительного технического облика и оценка характеристик гибридной авиационной вспомогательной силовой установки, работающей на авиационном топливе / М. В. Гордин, Н. Д. Рогалев, И. С. Аверьков // Авиационная промышленность. — 2018. — № 3–4. — С. 10–15.

70. Аль-Дарабсе, А. М. Ф. Использование гибридного электрического летательного аппарата для скайдайвинга / А. М. Ф. Аль-Дарабсе, Е. В. Маркова, Т. В. Денисова // Российский электронный научный журнал. — 2019. — № 3 (33). — С. 11–42. — DOI: 10.31563/2308-9644-2019-33-3-11-43.

71. Аль-Дарабсе, А. М. Ф. Моделирование турбовинтовой гибридной электрической двигательной установки / А. М. Ф. Аль-Дарабсе, Е. В. Маркова, Т. В. Денисова // Российский электронный научный журнал. — 2019. — № 2 (32). — С. 16–33. — DOI: 10.31563/2308-9644-2019-32-2-16-33.

72. Плевако, С. Ю. Перспективы гибридных силовых установок для беспилотных летательных аппаратов / С. Ю. Плевако, Ю. В. Зиненков // Авиакосмические технологии (АКТ-2018) : тезисы XX Международной научно-технической конференции и школы молодых учёных, аспирантов и студентов (Воронеж, 13–14 июня 2019 года). — Воронеж : ООО Фирма "Элист", 2019. — С. 161–163.

73. Захарченко, В. С. Расчётные исследования эффективности применения гибридной силовой установки в составе самолёта МВЛ / В. С. Захарченко, А. Н. Варюхин, Д. Я. Рахманкулов, П. С. Сунцов // Материалы XXX научно-технической конференции по аэродинамике. — 2019.

74. Халютин, С. П. Интеллектуальная система управления авиационной гибридной силовой установкой / С. П. Халютин, В. П. Харьков, А. О. Давидов // XII мультиконференция по проблемам управления (МКПУ-2019) : материалы XII мультиконференции : в 4 т. (Дивноморское–Геленджик, 23–28 сентября 2019 года). — Самара, 2019.

75. Редькин, А. В. Оценка надежности конвертируемого летательного аппарата с гибридной силовой установкой и многовинтовой несущей системой / А. В. Редькин, Ю. А. Ялоза, И. Е. Ковалев // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. — 2020. — Т. 23, № 5. — С. 76–96. — DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-5-76-96.

76. Карпов, А. Е. Выбор направления инновационного развития российского авиастроения (на примере магистральных самолётов) / А. Е. Карпов, В. В. Ключков // Друкеровский вестник. — 2019. — № 4 (30). — С. 106–125. — DOI: 10.17213/2312-6469-2019-4-106-125.

77. Морошкин, Я. В. Особенности архитектуры системы электроснабжения воздушных судов с применением гибридных силовых установок / Я. В. Морошкин, А. Ю. Чекин, М. А. Киселев // XII мультиконференция по проблемам управления (МКПУ-2019) : материалы XII мультиконференции : в 4 т. (Дивноморское–Геленджик, 23–28 сентября 2019 года). — Самара, 2019.

78. Ismagilov, F. Design Method of Aircraft Electric Machines for Hybrid Propulsion Systems / F. Ismagilov, V. Vavilov, A. L. Rocca, D. Gusakov // 2020 International Conference on Electrotechnical Complexes and Systems (ICOECS). — 2020. — DOI: 10.1109/icoecs50468.2020.9278.

79. Исмагилов, Ф. Р. Концепция создания электрифицированного авиационного двигателя / Ф. Р. Исмагилов, В. Е. Вавилов, Р. Р. Уразбахтин, Р. С. Старков // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. — 2020. — Т. 24, № 3 (89). — С. 52–58.

80. Kovalev, K. HTS generator, cable and rectifier as a system for hybrid propulsion system / K. Kovalev, N. Ivanov, D. Shishov, S. Zanegin // *Journal of Physics: Conference Series*. — 2021. — Vol. 1891. — Art. 012004. — DOI: 10.1088/1742-6596/1891/1/012004.
81. Varyukhin, A. Developing and testing a hybrid propulsion system demonstrator / A. Varyukhin, D. Zhuravlev, V. Zakharchenko, A. Geliev, I. Kiselev, V. Lomazov // *Journal of Physics: Conference Series*. — 2021. — Vol. 1891. — Art. 012060. — DOI: 10.1088/1742-6596/1891/1/012060.
82. Zakharchenko, V. Comparative assessment of different hybrid propulsion system types' efficiency for commuter aircrafts / V. Zakharchenko, A. Varyukhin, D. Rakhmankulov, P. Suntsov // *Journal of Physics: Conference Series*. — 2021. — Vol. 1891. — Art. 012007. — DOI: 10.1088/1742-6596/1891/1/012007.
83. Рябов, П. А. Методика многодисциплинарной оценки эффективности применения маршевых гибридных газотурбинных двигателей магистрального самолёта : автореф. дис. ... канд. техн. наук / Рябов Павел Андреевич. — Москва, 2021.
84. ZALA AERO GROUP. ZALA T-16-5G. — 2024. — URL: zala-aero.com (дата обращения: 10.07.2024).
85. Объединенная двигателестроительная корпорация (ОДК) : официальный сайт. — URL: ucrus.com (дата обращения: 10.07.2024).
86. Центральный институт авиационного моторостроения (ЦИАМ) : официальный сайт. — URL: ciam.ru (дата обращения: 10.07.2024).
87. Hepperle, M. Electric Flight - Potential and Limitations: NATO report / M. Hepperle. — German Aerospace Center, 2012.
88. Riboldi, C. E. D. Preliminary weight sizing of light pure-electric and hybrid-electric aircraft / C. E. D. Riboldi, F. Gualdoni, L. Trainelli // *Transportation Research Procedia*. — 2018. — Vol. 29. — P. 376–389. — DOI: 10.1016/j.trpro.2018.02.034.

89. Tay, G. Development of a software tool for comprehensive flight performance and mission analysis of hybrid-electric aircraft / G. Tay, P. Keller, M. Hornung // *Transportation Research Procedia*. — 2018. — Vol. 29. — P. 401–409. — DOI: 10.1016/j.trpro.2018.02.036.

90. Abdul Sathar Eqbal, M. Hybrid Propulsion Systems for Remotely Piloted Aircraft Systems / M. Abdul Sathar Eqbal, N. Fernando, M. Marino, G. Wild // *Aerospace*. — 2018. — Vol. 5, № 2. — P. 34. — DOI: 10.3390/aerospace5020034.

91. Rings, R. Sizing Studies of Light Aircraft with Parallel Hybrid Propulsion Systems / R. Rings, J. Ludowicy, D. Finger, C. Braun. — 2018. — DOI: 10.25967/480227.

92. Xie, Y. Sizing of hybrid electric propulsion system for retrofitting a mid-scale aircraft using non-dominated sorting genetic algorithm / Y. Xie, A. Savvaris, A. Tsourdos // *Aerospace Science and Technology*. — 2018. — Vol. 82–83. — P. 323–333. — DOI: 10.1016/j.ast.2018.09.022.

93. Xie, Y. Fuzzy logic based equivalent consumption optimization of a hybrid electric propulsion system for unmanned aerial vehicles / Y. Xie, A. Savvaris, A. Tsourdos // *Aerospace Science and Technology*. — 2019. — Vol. 85. — P. 13–23. — DOI: 10.1016/j.ast.2018.12.001.

94. Стечкин, Б. С. Теория тепловых двигателей. Избранные труды / Б. С. Стечкин ; АН СССР, отделение физ.-тех. проблем энергетики. — Москва : Наука, 1977. — 410 с.

95. Нечаев, Ю. Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. 1 / Ю. Н. Нечаев, Р. М. Фёдоров. — Москва : Машиностроение, 1977. — 312 с.

96. Теория воздушно-реактивных двигателей / под ред. С. М. Шляхтенко. — Москва : Машиностроение, 1975. — 568 с.

97. Кулагин, В. В. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок : учебник : в 3 кн. Кн. 1. Основы

теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ / В. В. Кулагин, В. С. Кузьмичёв. — Москва : Машиностроение, 2017. — 336 с.

98. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок : учебник : в 3 кн. Кн. 3. Основные проблемы: начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД / В. В. Кулагин, С. К. Бочкарев, И. М. Горюнов ; под общ. ред. В. В. Кулагина. — Москва : Машиностроение, 2005. — 464 с.

99. Клячкин, А. Л. Теория воздушно-реактивных двигателей / А. Л. Клячкин. — Москва : Машиностроение, 1969. — 512 с.

100. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / под ред. С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова. — Москва : Машиностроение, 1979. — 432 с.

101. Теория и расчёт воздушно-реактивных двигателей : учебник для вузов / под ред. С. М. Шляхтенко. — 2-е изд., перераб. и доп. — Москва : Машиностроение, 1987. — 568 с.

102. Кузьмичёв, В. С. Исследование возможности повышения эффективности ГТУ за счёт регенерации тепла / В. С. Кузьмичёв, В. В. Кулагин, И. Н. Крупенич, А. Ю. Ткаченко, В. Н. Рыбаков // Электронный журнал «Труды МАИ». — 2012. — Вып. № 58. — 16 с.

103. Пархомов, А. Л. Оптимизация параметров ВРД по экономичности / А. Л. Пархомов. — Москва : ЦИАМ, 1968. — 32 с. — (Труды ЦИАМ ; № 446).

104. Румянцев, С. В. Современный подход к автоматизированному проектированию двигателя в системе ЛА / С. В. Румянцев // Автоматизированное проектирование двигателей ЛА : сб. науч. тр. — Москва : МАИ, 1979. — С. 4–10.

105. Маслов, В. Г. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД / В. Г. Маслов, В. С. Кузьмичёв, А. Н. Коварцев, В. А. Григорьев. — Самара : СГАУ, 1996. — 147 с.

106. Маслов, В. Г. Теория выбора оптимальных параметров при проектировании авиационных ГТД / В. Г. Маслов. — Москва : Машиностроение, 1981. — 127 с.

107. Egorov, I. N. Multi-objective approach for robust design optimization problems / I. N. Egorov, G. V. Kretinin, I. A. Leshchenko, S. V. Kuptzov // Inverse problems in science and engineering. — 2007. — Vol. 15, № 1. — P. 47–59.

108. Егоров, И. Н. Проблемы междисциплинарной оптимизации силовых установок перспективных систем / И. Н. Егоров, Г. В. Кретинин, И. А. Лещенко, С. В. Купцов // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. — 2000. — № 1. — С. 11–19.

109. Марчуков, Е. Ю. Опыт «ОКБ им. А. Люльки» по разработке современных двигателей маневренной авиации / Е. Ю. Марчуков, И. Н. Егоров // Проблемы и перспективы развития двигателестроения : материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. (22–24 июня 2016 г.). — Самара, 2016. — Ч. 2. — С. 233–236.

110. Флоров, И. Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации / И. Ф. Флоров // Труды ЦИАМ. — Москва, 1985. — № 1099. — 260 с.

111. Григорьев, В. А. Выбор параметров и термогазодинамические расчёты авиационных газотурбинных двигателей : учеб. пособие / В. А. Григорьев, В. С. Кузьмичёв. — 2-е изд., испр. и доп. — Самара : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. — 202 с. : ил.

112. Брусов, В. С. Оптимальное проектирование летательных аппаратов: Многоцелевой подход / В. С. Брусов, С. К. Баранов. — Москва : Машиностроение, 1989. — 232 с.

113. Месарович, М. Общая теория систем: Математические основы / М. Месарович, Я. Такахара ; пер. с англ. — Москва : Мир, 1978. — 311 с.

114. Моисеев, Н. Н. Математические задачи системного анализа / Н. Н. Моисеев. — Москва : Наука, 1981. — 488 с.

115. Пиявский, С. А. Оптимизация параметров многоцелевых летательных аппаратов / С. А. Пиявский, В. С. Брусов, Е. А. Хвилон. — Москва : Машиностроение, 1974. — 168 с.

116. Сычёв, А. В. Формирование облика авиационной гибридной силовой установки на базе поршневого и электрического двигателей для лёгкого самолёта : автореф. дис. ... канд. техн. наук / Сычёв Андрей Владимирович. — Москва, 2024.

117. Варюхин, А. Н. Традиционные, гибридные и электрические силовые установки самолётов местных воздушных линий / А. Н. Варюхин, В. С. Захарченко, Д. Я. Рахманкулов // Авиационные двигатели. — 2022. — № 1 (14). — С. 19–32. — DOI: 10.54349/26586061_2022_1_19.

118. Михайлов, А. Е. Исследование и оптимизация архитектуры гибридной силовой установки для регионального самолёта на основе турбовального двигателя с регенерацией тепла / А. Е. Михайлов, А. Б. Михайлова, М. А. Мураева, В. В. Еременко, М. О. Горюхин, Д. Г. Красноперов // Вестник Московского авиационного института. — 2023. — Т. 30, № 4. — С. 178–194.

119. Боровиков, Д. А. Методика определения оптимального облика гибридных силовых установок с воздушным винтом в системе летательного аппарата : автореф. дис. ... канд. техн. наук / Боровиков Дмитрий Александрович. — Москва, 2022.

120. Конфигурации самолётов [Электронный ресурс] // NASA. — URL: nasa.gov (дата обращения: 05.06.2024).

121. Радомский, В. К. Разновидности гибридно-электрических архитектур для авиации / В. К. Радомский, А. Ю. Ткаченко // Вестник Рыбинского государственного авиационного технического университета имени П.А. Соловьёва. — 2022. — № 3 (62). — С. 26–30.

122. Юнаков, Л. П. Основы теории авиационных газотурбинных двигателей : учебное пособие / Л. П. Юнаков. — Санкт-Петербург :

Балтийский государственный технический университет, 2013. — 90 с. — ISBN 978-5-85546-773-4.

123. Ткаченко, А. Ю. Спецификация библиотеки модулей «Упрощенный расчёт ГТД» [Электронный ресурс] : программный продукт / Самарский университет, Кафедра теории двигателей летательных аппаратов им. В. П. Лукачёва. — Ревизия 2. — Самара, 2025. — URL: ssau.ru (дата обращения: 05.03.2024).

124. Кравец, А. С. Характеристики воздушных винтов / А. С. Кравец. — Москва : Оборонгиз, 1941. — 264 с.

125. 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.

126. Ткаченко, А. Ю. Оптимизация управления газотурбинным двигателем по критериям эффективности летательного аппарата : дис. ... канд. техн. наук : 05.07.05 / Ткаченко Андрей Юрьевич. — Самара, 2009. — 137 с.

127. Ткаченко, А. Ю. Построение профиля полёта самолёта и циклограммы работы его силовой установки для определения эксплуатационных параметров жизненного цикла проектируемого двигателя / А. Ю. Ткаченко, Н. И. Старцев, С. В. Фалалеев. — Самара, 2013. — 20 с.

128. Кузьмичёв, В. С. Математическая модель расчёта массы теплообменника в задачах оптимизации параметров рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей / В. С. Кузьмичёв, Х. Х. О. Омар, А. Ю. Ткаченко, А. А. Бобрик // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. — 2019. — Т. 18, № 3. — С. 67–80. — DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-67-80.

129. Кузьмичёв, В. С. Выбор параметров и проектный термогазодинамический расчёт авиационных газотурбинных двигателей / В. С. Кузьмичёв, В. Г. Маслов, В. А. Григорьев. — Куйбышев : КуАИ, 1984. — 176 с.

130. Овруцкий, Е. А. Методика определения экономической эффективности транспортных самолётов и уровня их технико-экономического совершенства / Е. А. Овруцкий. — Москва : Тр. ГОСНИИГА, 1975. — 168 с.

131. Radomsky, V. K. Assessment of the Energy Efficiency of a Hybrid Turboprop Power Plant of a Regional Aircraft Considering the Mission Profile / V. K. Radomsky, E. P. Filinov, A. Y. Tkachenko, I. A. Zubrilin // *Aerospace*. — 2026. — Vol. 13. — Art. 470. — DOI: 10.3390/aerospace13050470.

132. Григорьев, В. А. Вертолетные газотурбинные двигатели / В. А. Григорьев, В. А. Зрелов, Ю. М. Игнаткин, В. С. Кузьмичёв, Б. А. Пономарев, Е. В. Шахматов. — Москва : Машиностроение, 2007. — 491 с.

133. Горюнов, И. М. Термогазодинамические расчёты ГТД и теплоэнергетических установок с использованием системы DVIGwT / И. М. Горюнов // *Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета*. — 2006. — Т. 7, № 1. — С. 61–70.

134. Горюнов, И. М. Система моделирования тепловых схем энергетических установок / И. М. Горюнов, Ю. С. Курунов // *Доклады международной научно-технической конференции, посвященной памяти генерального конструктора аэрокосмической техники Н. Д. Кузнецова*. — Самара : СГАУ, 2001. — Ч. 3. — С. 27–31.

135. Омар, Х. Х. О. Влияние регенерации теплоты на оптимальные значения параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя в системе вертолета / Х. Х. О. Омар, В. С. Кузьмичёв, А. О. Загребельный, В. А. Григорьев // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. — 2020. — Т. 19, № 4. — С. 43–57. — DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-43-57.

136. Горюнов, И. М. Направления развития современных математических моделей рабочих процессов газотурбинных двигателей / И. М. Горюнов, О. И. Болдырев // Современные проблемы науки и образования. — 2011. — № 6. — С. 122–128.

137. Системы автоматического управления авиационными силовыми установками : сборник научных трудов / под ред. О. С. Гуревича. — Москва : ЦИАМ, 2020. — 126 с. — ISBN 978-5-94-49-050-0.

138. Радомский, В. К. Метод оптимизации параметров рабочего процесса гибридной авиационной силовой установки с учётом полётного цикла / 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.

139. Кузьмичёв, В. С. Формирование виртуальной модели рабочего процесса газотурбинного двигателя в CAE системе «АСТРА» [Электронный ресурс] / В. С. Кузьмичёв, В. В. Кулагин, И. Н. Крупенич, А. Ю. Ткаченко, В. Н. Рыбаков // Электронный журнал «Труды МАИ». — 2013. — № 67. — С. 15. — URL: ma.ru (дата обращения: 05.06.2024).

140. Кузьмичёв, В. С. Решение задач начального этапа проектирования ГТД методами CAE-системы «АСТРА» / В. С. Кузьмичёв, В. В. Кулагин, И. Н. Крупенич, А. Ю. Ткаченко // Вестник СГАУ. — 2012. — № 3 (34), ч. 3. — С. 75–82.

141. Ткаченко, А. Ю. Оптимизация параметров газотурбинного двигателя на этапе концептуального проектирования / А. Ю. Ткаченко, Е. П. Филинов, Я. А. Остапук // Вестник УУНИТ. — 2018. — Т. 22, № 2 (80). — С. 64–72.

142. Омар, Х. Х. О. Оптимизации параметров рабочего процесса авиационных ТРДД с регенерацией тепла / Х. Х. О. Омар, В. С. Кузьмичёв, А. Ю. Ткаченко // Информационные технологии и нанотехнологии (ИТНТ-2020) : сборник трудов по материалам VI Международной конференции и

молодежной школы (Самара, 26–29 мая) : в 4 т. — Самара : Изд-во Самар. ун-та, 2020. — Т. 3. — С. 233–238.

143. Radomsky, V. Development of Methods and Conceptual Design Tools for Simulation of Trigeneration Systems on the Basis of Gas Turbine Engine / V. Radomsky, A. Tkachenko, E. Filinov // 2024 International Ural Conference on Electrical Power Engineering (UralCon) (Magnitogorsk, Russian Federation). — 2024. — P. 11–15. — DOI: 10.1109/UralCon62137.2024.10719008.