

**МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ**

Федеральное государственное бюджетное образовательное
учреждение высшего образования
**«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(национальный исследовательский университет)»**

На правах рукописи



Боровиков Дмитрий Александрович

**МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО ОБЛИКА ГИБРИДНЫХ
СИЛОВЫХ УСТАНОВОК С ВОЗДУШНЫМ ВИНТОМ В СИСТЕМЕ
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

Специальность 2.5.15. – Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки
летательных аппаратов

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель: доктор технических наук, с.н.с.
Агульник Алексей Борисович

Москва – 2022

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	3
1. КРАТКИЙ АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР РАБОТ ПО СОЗДАНИЮ И ОПТИМИЗАЦИИ ГИБРИДНЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК	8
1.1. Зарубежные исследования	8
1.2. Исследования в Российской Федерации	23
1.3. Выводы по главе	26
2. МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО ОБЛИКА ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ В СИСТЕМЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	30
2.1. Определение области рационального применения гибридных силовых установок для самолетов с воздушным винтом.....	30
2.2. Постановка задачи оптимизации гибридной силовой установки.....	39
2.3. Построение математической модели гибридной силовой установки в системе летательного аппарата.....	44
2.3.1. Математические модели узлов ГТД.....	47
2.3.2. Математическая модель воздушного винта	56
2.3.3. Математические модели механических узлов	56
2.3.4. Математические модели электрических машин	58
2.3.5. Математическая модель летательного аппарата	63
2.3.6. Система управления.....	66
2.4. Построение математической модели.....	66
2.5. Валидация математической модели ГТД.....	67
2.6. Выводы по главе	74
3. ОПТИМИЗАЦИЯ ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ	75
3.1. Постановка задачи оптимизации ГСУ на базе ВК-800 для самолета Cessna 208В.....	75
3.2. Результаты оптимизация ГСУ для полетного цикла малой дальности.....	85
3.3. Результаты оптимизация ГСУ для полетного цикла средней дальности	88
3.4. Результаты оптимизация ГСУ для полетного цикла большой дальности	92
3.5. Результаты оптимизации	95
3.6. Выводы по главе	97
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ	98
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	99
СПИСОК ИСТОЧНИКОВ.....	101

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования Развитие современных авиационных двигателей гражданской авиации направлено прежде всего на снижение расхода топлива и снижение выбросов вредных веществ в соответствии с планами, установленными ИКАО, а также планами развития NASA N+3 Technologies и НИЦ «Институт им. Н.Е. Жуковского» в России. Перспективный уровень удельных параметров может быть достигнут за счет повышения параметров термодинамического цикла, температуры газа и степени повышения полного давления или увеличения степени двухконтурности двигателей. Все это требует создания новых перспективных высокопрочных материалов, сочетающих также высокие жаропрочные свойства.

Альтернативным направлением развития авиационных двигателей может стать переход к новым схемам силовых установок, в том числе гибридным силовым установкам (ГСУ). Их отличительной особенностью является использование электрической энергии для привода компрессора, вентилятора или воздушного винта. Совершенствование в последние годы электродвигателей, электрогенераторов и аккумуляторных батарей (АКБ) позволяет использовать их в авиационной технике.

Существенным недостатком электрических силовых установок и, как следствие, ГСУ, является большой удельный вес как самих электрических машин, так и малая удельная энергоемкость АКБ по сравнению с газотурбинными двигателями (ГТД) и углеводородным топливом. Несмотря на указанные недостатки, использование электроэнергии в течение полетного цикла может позволить снизить расход топлива за полетный цикл, а также повысить экологичность, надежность и увеличить ресурс силовой установки.

В настоящее время задачей исследования ГСУ является определение области их рационального применения в авиационной технике, влияния их применения на интегральные и динамические характеристики летательного аппарата (ЛА), а также определение оптимальных параметров компонентов ГСУ и оптимального способа

управления ГСУ в течение полетного цикла. Решение этих задач в дальнейшем позволит определить направление опытно-конструкторских работ.

Степень разработанности темы исследования В настоящее время ГСУ остаются малоизученными, несмотря на активно растущий в течение последних десяти лет интерес. Среди зарубежных компаний и организаций наибольший интерес к ГСУ проявляют NASA и Siemens. В России исследованиями ГСУ занимаются авиационные институты ЦИАМ, МАИ, ЦАГИ и др. Одним из существенных препятствий в исследовании ГСУ является потребность в значительном объеме теоретических знаний как в области ГТД, так и в области электрических машин. Другим препятствием является низкая пригодность традиционных научно-технических и инженерных инструментов для анализа и оптимизации систем, требующих междисциплинарного подхода. Основную проблему при создании оптимальной ГСУ представляет сложность управления силовой установкой с несколькими источниками энергии.

Цели работы – Разработка методики определения оптимального облика ГСУ с воздушным винтом в системе ЛА.

Для достижения поставленных целей решаются следующие **задачи**:

- определить требования и критерии эффективности, предъявляемые к ГСУ;
- определить область применения ГСУ;
- сформулировать задачу оптимизации ГСУ;
- разработать имитационную математическую модель ЛА с ГСУ;
- выполнить оптимизацию ГСУ по разработанной методике.

Вклад автора в проведенное исследование Основные положения диссертации получены автором лично, либо при его непосредственном участии, что подтверждено публикациями и научно-техническими отчетами. В процессе выполнения диссертации соискатель самостоятельно выполнил следующие виды научно-исследовательских работ:

- анализ современного состояния исследований и разработок в области ГСУ для ЛА;
- разработку имитационной модели ГСУ в системе ЛА;
- аналитическое исследование с целью определения области рационального применения ГСУ;
- постановку задачи оптимизации ГСУ;
- оптимизацию ГСУ для выбранных полетных задач.

Новизна результатов исследований

- впервые в мире дано определение множества полетных задач летательных аппаратов с воздушным винтом, для которых рационально применение ГСУ, а также отображение данного множества на множество топливной эффективности ГСУ;
- впервые в мире предложена постановка задачи оптимизации ГСУ через функцию управления с ее отображением на множество технических обликов ГСУ, а также способ расчета ограничений на множество функций управления;
- впервые в России разработана имитационная модель ГСУ на базе ТВД в системе ЛА;
- впервые в России выполнена оптимизация ГСУ на базе ТВД для самолета местных авиалиний.

Теоретическая и практическая значимость результатов исследований

- предложенное определение множества полетных задач для применения ГСУ позволяет выбрать наиболее подходящий тип силовой установки на начальных этапах проектирования ЛА;
- предложенная постановка задачи оптимизации может быть использована для поиска оптимальных параметров ГСУ в системе ЛА по критериям высокого уровня;

- разработанная имитационная модель ГСУ на базе ТВД в системе ЛА может использоваться для определения технических характеристик ЛА и эффективности выполнения поставленных полетных задач.

Методология и методы диссертационного исследования Диссертационное исследование выполнялось методом математического моделирования, аналогичном используемому при оценке эффективности двигателей традиционных схем. В ходе исследования была построена имитационная модель ГСУ и ЛА, основанная на методике связанных графов. Ключевыми особенностями разработанной математической модели являются совместное моделирование силовой установки и ЛА, а также учет влияния динамики моделируемых систем и переходных процессов на интегральные параметры за полетный цикл. В основе математической модели лежат методы теории авиационных двигателей и динамики ЛА. Валидация математической модели выполнялась путем сравнения результатов математического моделирования компонентов математической модели ГСУ и ЛА с результатами верифицированных программных комплексов и данными существующих авиационных двигателей. В результате математического моделирования определялись технические характеристики ЛА с ГСУ.

Положения, выносимые на защиту

- определение множества полетных задач летательных аппаратов с воздушным винтом, для которых рационально применение ГСУ, а также отображение данного множества на множество топливной эффективности ГСУ;
- постановка задачи оптимизации ГСУ через функцию управления с ее отображением на множество технических обликов ГСУ, а также способ расчета ограничений на множество функций управления;
- имитационная модель ГСУ в системе ЛА;
- результаты оптимизации ГСУ для ЛА местных авиалиний.

Достоверность полученных результатов, научных положений и выводов диссертации обусловлена применением теоретически обоснованных методов,

применением современного метода связанных графов (Bond graph) при построении математической модели ГСУ в системе ЛА и сравнением результатов математического моделирования с открытыми источниками. Достоверность результатов, полученных в ходе исследования, обусловлена также их обсуждением на научных конференциях и семинарах.

Апробация работы Основные результаты работы докладывались на международном молодежном форуме «Будущее авиации и космонавтики за молодой Россией», 19-й Международной конференции «Авиация и космонавтика», 20-й Международной конференции «Авиация и космонавтика», Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» и Международной научно-технической конференции «International Conference on Aviation Motors» (ICAM-2020).

Публикации по теме диссертации По теме диссертации опубликовано 13 работ, из них в рецензируемых научных изданиях опубликовано 4 работы, в ходе подготовки диссертации составлено 4 отчета о НИР.

1. КРАТКИЙ АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР РАБОТ ПО СОЗДАНИЮ И ОПТИМИЗАЦИИ ГИБРИДНЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

1.1. Зарубежные исследования

По результатам одного из первых крупных исследований, посвященных гибридным силовым установкам, в 2005 году Harmon Frederick G. была написана диссертация [1]. Автором проведен обзор исследований ГСУ с 1980-х годов, сделано предположение, что качественная ГСУ позволит снизить расход топлива до 30% в зависимости от полетного цикла, рассмотрены две основные схемы ГСУ – последовательная и параллельная (рисунок 1).

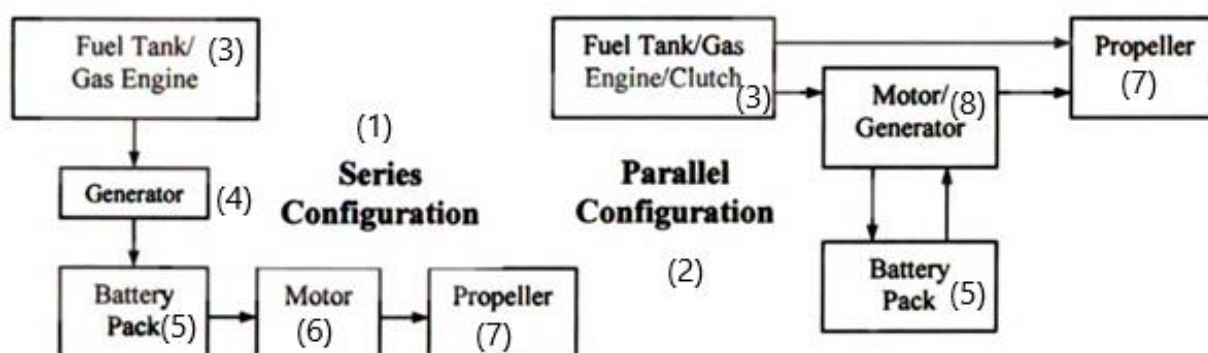


Рисунок 1. Последовательная (1) и параллельная (2) схемы ГСУ. (3) – ДВС, (4) – генератор, (5) – АКБ, (6) – электродвигатель, (7) – воздушный винт, (8) – мотор-генератор

В диссертации сделан акцент на сложность управления подобной силовой установкой. Автор указывает на возможность использования нечеткой логики и нейросетей. Исследование проводится с использованием динамической математической модели гибридной силовой установки, включающей ДВС, муфту сцепления, АКБ, редуктор и воздушный винт. Модель разработана с использованием средств визуального программирования; приводится описание использованных математических моделей; рассматривается несколько алгоритмов оптимизации ГСУ и их результаты для полетных задач продолжительностью от 3000 до 10000с. Также в диссертации сделаны выводы о возможности повышения

ТТХ БПЛА с ГСУ параллельной схемы; предложено решение, позволяющее оптимизировать управление энергией на борту летательного аппарата с ГСУ.

В 2007 году было опубликовано исследование Glassock, R. и др. [2], в ходе которого разработана математическая модель и образец ГСУ на базе ДВС, выполнено испытание ГСУ в аэродинамической трубе и сделано предположение, что ГСУ позволит увеличить скороподъемность ЛА. В дальнейшем это исследование было продолжено [3] – были рассмотрены схемы ГСУ с генератором и без генератора, приведена математическая модель, выполнено параметрическое исследование влияния параметров ЛА и ГСУ на максимальную продолжительность полетного цикла, рассмотрены различные преимущества ГСУ, включая малозаметность и динамические характеристики ЛА с ГСУ, сделан вывод о возможности более эффективного использования энергии БПЛА с ГСУ.

В 2009 году James Felder и др. опубликовано исследование преимуществ ГСУ на базе ГТД для ЛА схемы «летающее крыло» [4], в котором сделано предположение, что переход на ГСУ позволит достичь показателей, установленных целями NASA N+3, а также выполнено расчетное исследование параметров ЛА при переходе на ГСУ.

В работе 2010 года Pavel M. и Zdenek C. была рассмотрена возможность применения малоразмерных ГТД в составе ГСУ [5] для автомобилей, проведена оценка энергоемкости различных видов топлива и АКБ.

В статье Roth B. и Giffin R. [6] рассматривалось применение ГСУ с топливными элементами в качестве источника энергии для коммерческой авиации. Аналогично работе [4] сделано предположение о возможности достижения целей, поставленных NASA N+3, благодаря переходу на ГСУ; приведены характеристики топливных элементов, а также различные схемы ГСУ, включая распределенные ГСУ (рисунок 2).

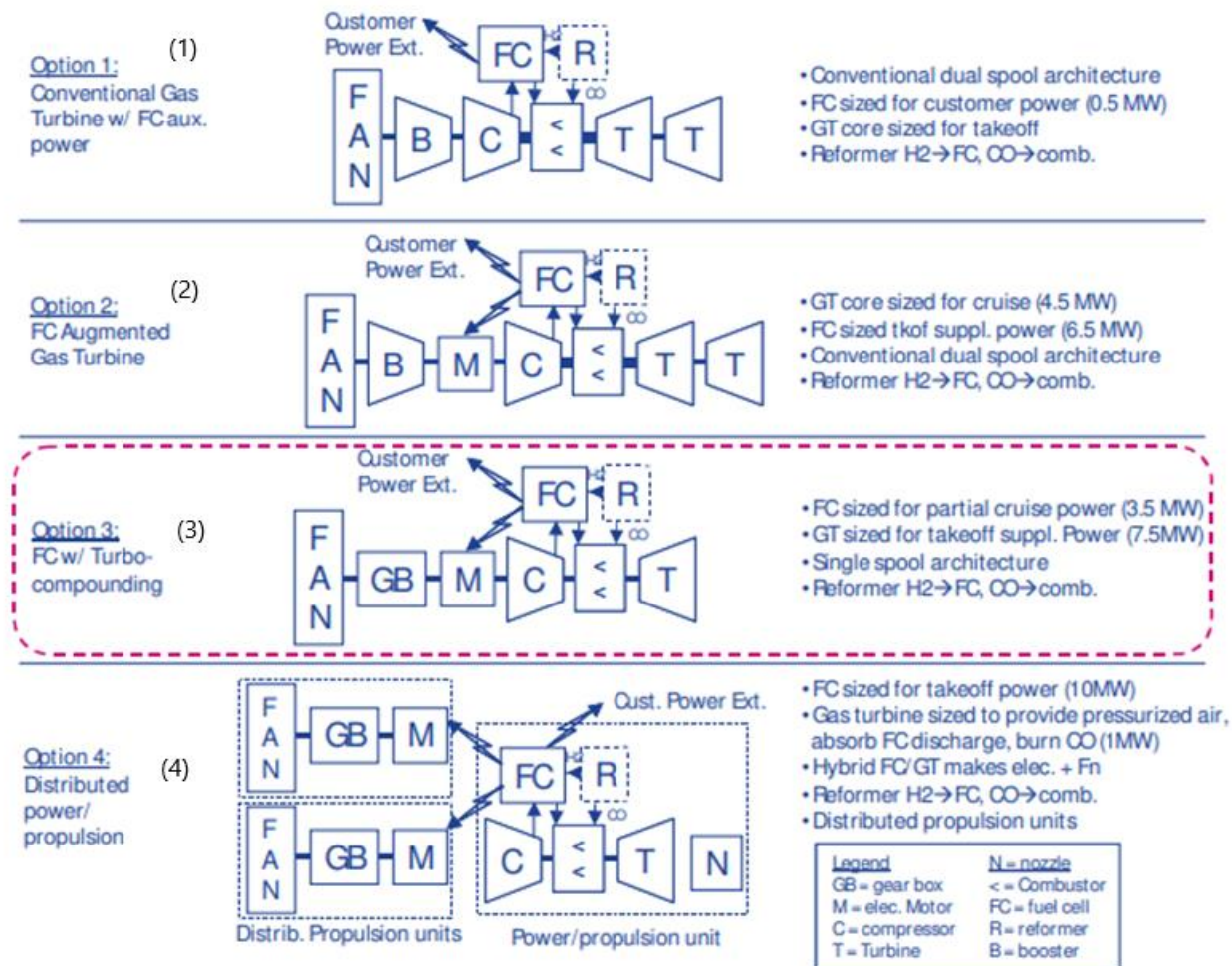


Рисунок 2. Схемы ГСУ на базе ТРДД с топливными элементами. (1) – ГТД с топливным элементом, (2) – ГТД с подкруткой ротора электродвигателем, (3) – ГТД с приводом ротора низкого давления от электромотора, (4) – распределенная ГСУ, FAN – вентилятор, GB – редуктор, M – электродвигатель, C – компрессор, T – турбина, < – камера сгорания, FC – топливный элемент, R – топливный преобразователь, B – подпорная ступень компрессора.

В исследовании авторов сделан вывод о высокой пригодности топливных элементов для использования в авиации; их применения для БПЛА и сверхлегких ЛА, а также о возможности расширения области их применения по мере улучшения характеристик электрических машин.

Начиная с 10-х годов XXI века количество публикаций и исследователей, занимающихся тематикой гибридных силовых установок, значительно увеличилось. Отдельно стоит отметить отчет NASA, подготовленный Bradley M. и Droney S. [7] и опубликованный в 2011 году, который содержит оценку

соотношения дальности полета и полезной нагрузки гибридного ЛА, требования к инфраструктуре, оценку эмиссии вредных веществ и другие данные. Согласно данным отчета использование гибридного двигателя позволяет уменьшить расход топлива пассажирского самолета.

В работе Koster Jean и др. [8] группой исследователей рассматривалась задача создания ГСУ на базе ДВС, аналогичная задачам, рассмотренным в работах [2, 3], параллельно разрабатывался ЛА под данную ГСУ [9]. Работы [8, 9] проводились при поддержке NASA в рамках проекта разработки БПЛА с ГСУ. В публикации Deschenes A. и др. [10] другой командой исследователей рассматривалась схожая задача по разработке БПЛА с ГСУ.

В статье Amir S. Gohardani и др. [11] опубликовано обширное обзорное исследование, в рамках которого было изучено большое количество летательных аппаратов и их характеристик, а также параметры существующих электрических машин; изучена история развития распределенных и электрических силовых установок; представлены весовые и энергетические параметры летательных аппаратов.

В 2012 году Koster Jean и др. [12] были обобщены результаты и проблемы, с которыми столкнулась команда исследователей при разработке БПЛА с ГСУ в работах [8, 9]. В статье рассматривались особенности взаимодействия в процессе совместной работы над подобным проектом.

В отчете Herperle Martin [13] опубликовано аналитическое исследование НАТО по анализу потенциала ЛА с ГСУ и электродвигателем, где рассматривается большое количество схем ГСУ. Автором сделана оценка энергоэффективности и массы различных схем для двухчасового полета (рисунок 3).

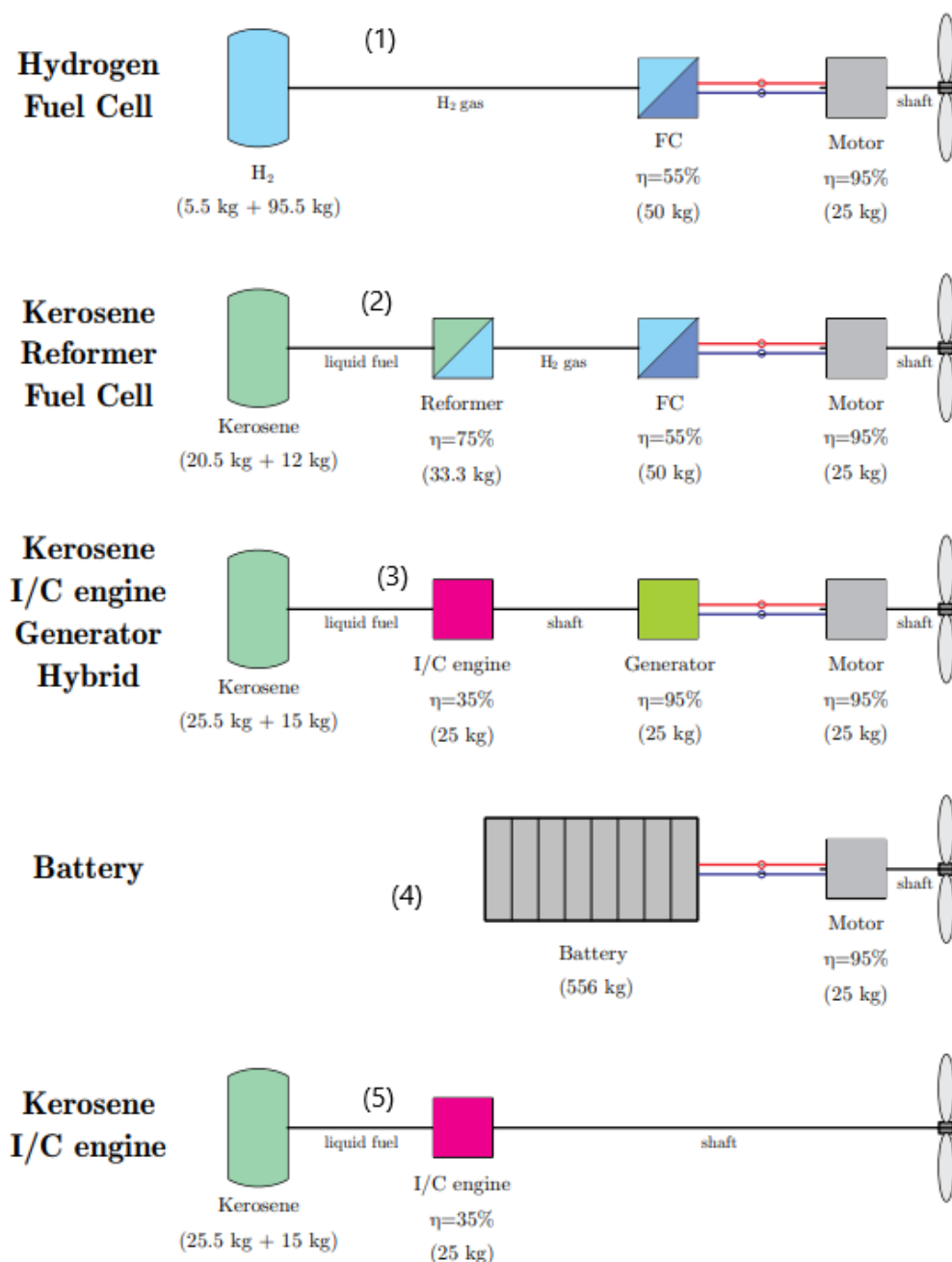


Рисунок 3. Схемы ГСУ с воздушным винтом и их энергоэффективность. (1) – электродвигатель с топливным элементом, (2) – электродвигатель с топливным элементом и преобразователем топлива, (3) – ГСУ последовательной схемы, (4) – электродвигатель с АКБ, (5) – ДВС, reformer – топливный преобразователь, FC – топливный элемент, Motor – электродвигатель, battery – АКБ, I/C engine – ДВС

В отчете проводится анализ энергетических параметров различных источников энергии, оценка энергоемкости аккумуляторных батарей. Энергоемкость АКБ на момент публикации отчета оценена на уровне 190 Втч/кг;

сделано предположение о возможности достичь удельной энергоемкости 250 Втч/кг; предложен способ определения максимальной дальности полета ЛА с ГСУ по энергетическим параметрам. Отчет включает параметрическое исследование и анализ чувствительности дальности полета к параметрам ГСУ и ЛА; проводится анализ максимальной дальности полета регионального ЛА с ГСУ в зависимости от энергоемкости АКБ. Автором сделан вывод о возможности использования ГСУ для региональных ЛА в сверх коротких полетных циклах до 300 км, необходимости достижения энергоемкости АКБ от 1000 Втч/кг для использования ГСУ в коммерческой авиации. Также делается вывод о наличии ряда нерешенных вопросов, связанных с эксплуатацией ГСУ, в том числе управлении балансом энергии ЛА.

В работе Ausserer Joseph [14], аналогично предыдущим исследованиям, рассматривается применение ГСУ на базе ДВС для сверхмалого БПЛА.

В статье J.Y. Hung и L.F. Gonzalez [15] проводится математическое моделирование полетного цикла БПЛА с ГСУ, аналогично диссертационному исследованию [1]; показана возможность снижения расхода топлива за полетный цикл до 6,5%.

В статье Friedrich C. и Robertson P. A. [16] опубликованы результаты численного и экспериментального исследования влияния скорости полета на расход топлива сверхлегкого ЛА за полетный цикл; показана возможность снижения расхода топлива за полетный цикл на 10% для авиалайнера, на 47% для БПЛА и на 37% для легкого ЛА.

В работе C. Pernet и A.T. Isikveren [17] проводится численное исследование зависимости параметров ЛА от доли энергии ЛА, обеспеченной электроэнергией.

В тезисах доклада Trancossi M [18] приведена математическая модель и проведено численное исследование влияния рекуперации тепла на параметры ГСУ.

В работе Chiesa Sergio и др. [19] выполнено параметрическое исследование влияния параметров воздушного винта на характеристики ГСУ.

В тезисах доклада Rashed M. [20] приводится концептуальная проработка ГСУ с АКБ в качестве источника электроэнергии, математическая модель ГСУ,

результаты параметрического исследования ГСУ, сделан вывод о возможности снижения расхода топлива за полетный цикл до 22%.

В работе Morioka N и др. [21] рассматривается задача создания “более электрической” силовой установки на базе ТРДД для магистрального самолета, предлагаются различные схемы “более электрической” силовой установки, включая распределенную силовую установку; выполнен анализ влияния согласования ТРДД и электрических машин на положение линии рабочих режимов на характеристике компрессора; сделан вывод о необходимости повышения удельной мощности электрических машин для создания подобной силовой установки, а также необходимости проработки решений по охлаждению элементов “более электрической” силовой установки и проблемах в логике управления силовой установкой с несколькими источниками энергии.

В презентации NASA Ralph H. Jansen и др. [22] приведены схемы параллельной и последовательной ГСУ, распределенной СУ и перечень магистральных ЛА, на которых такая СУ может использоваться. Авторами сделано утверждение о возможности снижения расхода топлива ЛА до 60% для специализированных ЛА и специальных полетных задач и до 2,5% при обычном режиме эксплуатации; приводится перечень ключевых технологий для создания ГСУ.

В статье Bongermiо E. и др. [23] рассматривается задача управления энергией БПЛА с ГСУ на базе ДВС; приводятся математические модели ДВС, электродвигателя и АКБ. С использованием предложенных математических моделей авторами разработана система управления ГСУ, позволяющая принимать решения по управлению энергией на ЛА в течение полетного цикла. Предложенный алгоритм рассчитывает оптимальное отношение мощности ДВС к мощности электродвигателя и позволяет снизить расход топлива за полетный цикл. Авторами делается вывод о высокой сложности оптимального управления энергией на ЛА с ГСУ, а также о хорошем соотношении снижения энергозатрат ЛА ко времени работы предложенного алгоритма.

В работе Frosina E. и др. [24] выполнен проектировочный расчет ГСУ на базе ДВС мощностью 100 кВт, показаны характеристики рассчитанной ГСУ.

В статье Geertsma R. D. и др. [25] рассматривается задача создания корабельной ГСУ на базе ДВС, сделан вывод о возможности снижения расхода топлива и выброса вредных веществ.

В статье Jacob Sliwinski и др. [26] рассматривается задача создания ГСУ для БПЛА, предложены аналитические зависимости для оценки дальности полета БПЛА с ГСУ, приводятся данные по энергоемкости различных типов АКБ и их сравнение с топливными элементами, а также параметрическое исследование влияния источника энергии ГСУ на дальность полета. Авторами сделан вывод о важности дальнейшего совершенствования АКБ для внедрения ГСУ.

С 2018 года наблюдается значительное увеличение количества работ, связанных с задачами проектирования ГСУ. В отчете NASA Reed A. Danis и др. [27] рассматривается множество вариантов схем ГСУ, приведены данные по дальности, полезной нагрузке, а также ВСХ гибридных двигателей, показана возможность использования ГСУ в полетных задачах с дальностью до 800 км и электрических ЛА с дальностью 50 км. Авторами сделаны следующие выводы о преимуществах ГСУ: возможность раздельного управления мощностью и энергией, повышенная отказоустойчивость ГСУ по сравнению с ГТД и для ряда полетных задач снижение расхода топлива более чем на 10% при использовании “буста” двигателя батареей.

В статье Carlo E.D. Riboldi и др. [28] предложен алгоритм расчета проектных параметров ГСУ, приводится результат анализа эффективности применения ГСУ по энергетическим параметрам. Авторами приведен пример расчета проектных параметров ГСУ.

В публикации Gilbert Tay и др. [29] демонстрируется результат применения ПО, позволяющего повысить энергоэффективность ЛА с ГСУ.

В работе Fugaro Federica и др. [30] проводится экспериментальное исследование ГСУ демонстратора, приводятся результаты испытаний,

продемонстрировано поведение АКБ в ходе испытаний ГСУ, делается вывод о достаточном качестве разработанной системы.

В статье Abdul Sathar Eqbal M и др. [31] по результатам обзора дана оценка энергоэффективности силовых установок с различными источниками энергии, приведены различные схемы и компоновки ГСУ, сделано обобщение потенциальных преимуществ различных вариантов ГСУ (рисунок 4).

Model	Percentage of Improvement
Parallel Hybrid	- [83] 40% less fuel consumption
	- [84] with a patent: Fuel consumption reduction (rule-based controller during one-hour and three-hour Intelligence Surveillance And Reconnaissance (ISR) missions is 54% and 22% less)
	- [59] Increases in efficiency by 6.5% compared to engine only
	- [85] Improvements in endurance by 13% (1)
	- [86] 12% improvement in total efficiency
Series Hybrid	- [87] Endurance improvement of 23.7 h at cruise speed (by comparison, a UAS using a commercial gasoline SI engine was predicted to have an endurance of 15.1 h)
	- [60] 2006-HYPERSTAR 25% decrease in fuel consumption (2)

Рисунок 4. Оценка преимуществ различных типов ГСУ. (1) – для ГСУ параллельной схемы возможно снижение расхода топлива до 40% и повышение энергоэффективности на 6,5%, (2) – для ГСУ последовательной схемы возможно снижение расхода топлива до 25%

В публикации Ludowicy Jonas и др. [32] продемонстрирован результат работы алгоритма выбора размера компонентов ГСУ по энергетическим параметрам ЛА для ЛА с последовательной силовой установкой, сделан вывод о возможности снижения расхода топлива до 30%.

В продолжение работы [21] в тезисах доклада Morioka N. и др. [33] приведены схемы математических моделей, продемонстрированы результаты расчета теплового баланса ГСУ на магистральном самолете.

В статье Riboldi C. E. D. [34] рассмотрена математическая модель, позволяющая провести предварительные проектировочные расчеты ГСУ, приведены результаты анализа чувствительности математической модели.

В публикации Rings René и др. [35] приводится методика оценки эффективности применения ГСУ по энергетическим параметрам и результаты параметрического исследования ГСУ для легкого ЛА с полетным циклом до 1000

км, результаты по влиянию на расход топлива за полетный цикл полезной нагрузки ЛА, длины ВПП для взлета, высоты и скорости крейсерского полета, дальности полета, энергоемкости АКБ и аэродинамического сопротивления ЛА. Стоит отметить, что в данной работе принят высокий уровень удельных параметров АКБ 250-600 Втч/кг, что позволило обеспечить дальность полета до 2000 км при снижении расхода топлива до 34%.

В статье Ye Xie и др. [36], как и во многих предыдущих работах, основной целью создания ГСУ указано достижение снижения расхода топлива, установленного целями NASA N+3; приведена схема и математическая модель ГСУ, позволяющая провести оценку эффективности применения ГСУ по энергетическим параметрам; приведен алгоритм оптимизации ГСУ и результаты оптимизации ГСУ с использованием в качестве критерия оптимальности запаса топлива на борту ЛА; делается вывод о возможности снижения расхода топлива до 17,6%. Стоит отметить интегральную постановку задачи, позволяющую провести такую оценку для сложных полетных циклов.

В работе Isvoranu Dragos и др. [37] приводится дифференциальная математическая модель ГСУ, общая методика расчета ЛА с ГСУ и воздушным винтом, результаты расчетов при различных полетных задачах.

В статье Ye Xie и др. [38] в качестве цели создания ГСУ указывается достижение целей NASA N+3 по топливной эффективности, показаны результаты расчетов эффективности ГСУ при различных системах управления и для различных задач, сделан вывод о возможности снижения расхода топлива до 14,4%. Авторы предполагают возможность снижения расхода топлива до 11% за счет перехода на ГСУ. В качестве основной сложности при создании ГСУ ими указана сложность управления ГСУ. Для решения задачи предлагается использовать системы управления с нечеткой логикой.

В работе Elif Koguyucu [39] используется дифференциальная математическая модель для оценки энергоэффективности ГСУ для ЛА вертолетного типа, показаны результаты расчетов на различных высотах полета, сделан вывод о возможности снижения расхода топлива до 16%.

В исследовании [40] Carlo E.D. Riboldi продолжает свою работу [34] и рассматривает задачу оптимизации ГСУ, выполнен поиск оптимальных параметров полета, приводятся результаты по расходу топлива за полетный цикл.

В тезисах доклада V. C. S. Torres и др. [41] рассматривается задача создания преобразователя постоянного тока для авиационных ГСУ, приводится математическая модель и результаты моделирования преобразователя электрического тока.

В работе Wolfgang Grimme и др. [42] приводится экономическое обоснование создания регионального ЛА с ГСУ.

В статье Martin Doff-Sotta и др. [43] в качестве целей создания ЛА с ГСУ указано снижение выбросов CO₂, приведена разработанная авторами математическая модель ЛА с ГСУ, результаты расчетов, предложено решение по созданию оптимальной системы управления, основанной на предиктивном управлении с использованием математической модели, показана возможность снижения расхода топлива до 5%.

В публикации Ji Z. и др. [44] целью создания ГСУ указано снижение выбросов CO₂, приведены математическая модель ГСУ с использованием в качестве источника энергии топливного элемента, установленного в горячей части ГТД, алгоритм расчетов и результаты математического моделирования полета ЛА массой 14,5 т.

В работе David Szirczak и др. [45] выполнен обзор методик проектирования, анализ препятствий и ограничений, связанных с созданием ГСУ; математические модели ГСУ; результаты математического моделирования; расчет дальности полета ЛА с электродвигателем в зависимости от удельной энергоемкости АКБ. Авторами сделан вывод о необходимости достижения энергоемкости АКБ на уровне 400 Втч/кг для практического применения ГСУ.

В статье João Ribeiro и др. [46] приведена математическая модель и результаты расчетов ЛА с ГСУ по энергетическим параметрам.

В публикации Bin Wang и др. [47] выполнен обширный обзор типов топливных элементов и их параметров, приведены схемы ГСУ с топливными элементами, в том числе в горячей части ГТД.

В работе Hüseyin Turan Arat и др. [48] выполнен расчет проектных параметров ГСУ с топливными элементами, делается вывод о возможности создания ЛА со взлётной массой 275 кг.

В тезисах доклада Charles E. Lents и Zubair Baig [49] рассматривается ГСУ параллельной схемы на базе ТРДД, анализ систем ТРДД, которые могут быть заменены на электрические.

В статье Guillem Moreno Bravo и др. [50] приведены математическая модель, результаты расчетного исследования влияния степени гибридизации и скорости полета на дальность полета ЛА с ГСУ и численного исследования аэродинамических характеристик ЛА с использованием метода конечных элементов.

В обзорном исследовании Ye XIE и др. [51] рассмотрены существующие проекты ЛА с ГСУ (рисунки 5-7).

Table 1 Summary of small-scale hybrid aircraft.





Aircraft	Institute or corporation	Hybrid configuration	MTOW	Maximum payload	Flight time
	Air Force Institute of Technology ^{23,24}	Parallel	16 kg	1.2 kg	Unknown
	Quaternium ³⁰	Series	20 kg	6 kg	2 h
	Top Flight Tech ³⁵	Series	50 kg	10 kg	1 h
	Yeair! ³⁶	Parallel	> 10 kg	5 kg	1 h

Рисунок 5. Проекты БПЛА с ГСУ. MTOW – максимальный взлетный вес, Maximum payload – максимальный вес полезной нагрузки, Flight time – время полета, Hybrid configuration – схема ГСУ, Parallel – ГСУ параллельной схемы, Series – ГСУ последовательной схемы

Table 2 Summary of mid-scale hybrid aircraft.






Aircraft	Name	Institute or corporation	Hybrid configuration	MTOW	ICE/EM installed power
	SOUL ²⁹	University of Cambridge	Parallel	210 kg	8/12 kW
	DA36 E-Star ⁴⁵	EADS, Diamond Aircraft and Siemens	Series	770 kg	30/70 kW
	EEL ⁵⁰	Ampaire	Parallel	2100 kg	156/180 kW
	Surefly ⁵²	Workhorse	Series	680 kg	150/- kW
	EVTOL ⁵⁶	Rolls-Royce	Series/Parallel	unknown	500/- kW

Рисунок 6. Проекты сверхлегких ЛА с ГСУ. MTOW – максимальный взлетный вес, ICE/EM installed power – отношение мощности ДВС к мощности электромотора

Table 3 Summary of large-scale hybrid aircraft.






Aircraft	Name	Institute	Hybrid configuration	MTOW	Seats	ICE/EM installed power
	–	Delft University of Technology	Parallel	22 t	68	2.2/1.2 MW
	E-Fan X ⁶⁷	Airbus, Rolls-Royce, Siemens	Series	unknown	around 100	3 × 31 kN/2 MW
	ZA10 ⁶⁸	Zunum	Series	5 t	12	1 MW/-
	ECO-150 ⁷³	ESAero	TeDP	63 t	100	-/18 MW
	N3-X ⁷⁷	NASA	TeDP	223 t	300	60/56 MW

Рисунок 7. Проекты пассажирских ЛА с ГСУ. MTOW – максимальный взлетный вес, Seats – количество пассажиров, TeDP – распределенная ГСУ

Авторами выполнен обзор методов проектирования ГСУ, выделено две основных группы методов, основанные на оптимизации параметров и других

подходах, сделан вывод о преобладании методов, основанных на оптимизации, над остальными. В качестве основной проблемы ГСУ, которой посвящено больше всего исследований, ими указано управление силовой установкой с несколькими источниками энергии. Среди подходов к решению данной проблемы авторами выделяется предиктивное управление на основе математического моделирования будущих состояний в режиме реального времени, а также отмечается крайняя сложность реализации такого подхода за счет потребности в больших вычислительных мощностях. Традиционными системами управления для минимизации расхода топлива ГСУ указываются системы с нечеткой логикой и нейросетями. В качестве альтернативы использованию нечеткой логики приводятся системы управления, основанные на оптимизации, либо с использованием принципа максимума Понтрягина, либо с использованием стратегии минимизации потребления. Авторами сделана оценка дальности полета для сверхлегких ЛА с ГСУ до 500 км при снижении расхода топлива до 17%, а также вывод о предпочтительном для ГСУ использовании в течение полетного цикла системы управления с нечеткой логикой.

В статье Valerio Marciello и др. [52] приведена математическая модель и результаты расчетного исследования ЛА с распределённой ГСУ и взлетной массой 8 т., выполнена оценка надежности такого ЛА.

В обзорном исследовании Rendón M. A. и др. [53] рассмотрены ЛА – демонстраторы технологии ГСУ, сделан вывод о необходимости достижения энергоёмкости АКБ 500 Втч/кг для развития гибридной авиации.

В статье Alexander Barke и др. [54] в качестве целей создания ГСУ указывается снижение выбросов CO₂, выполнено исследование выбросов вредных веществ при производстве и эксплуатации различных топливных элементов для ГСУ, а также стоимости их жизненного цикла.

В работе Janovec Michal и др. [55] приведена методика расчета ГСУ и детальная методика расчета АКБ для учебно-тренировочного ЛА. Целью исследований также указано снижение выбросов CO₂.

В статье Hashemi S. R. и др. [56] приведены результаты расчетно-экспериментального исследования АКБ для ГСУ, предложена математическая модель старения АКБ, приведены результаты расчетов и испытаний АКБ при эксплуатации с множеством циклов зарядки.

В публикации Hoenicke P. и др. [57] приведен расчет работы ГСУ с АКБ и топливными элементами в течение полетного цикла. В качестве целей исследования указывается снижение выбросов CO₂.

В статье Li S. и др. [58] рассматривается задача управления энергией ГСУ с АКБ и топливными элементами, приведена математическая модель и результаты математического моделирования ГСУ в течение полетного цикла. В продолжение работы [58] авторами опубликована статья [59], в которой решена задача оптимизации ГСУ в системе ЛА по критериям высокого уровня, приводятся результаты математического моделирования ЛА X-57 Maxwell с использованием разработанной математической модели.

В обзоре Dahal K. и др. [60] рассматриваются альтернативные схемы силовых установок и видов топлива для авиации, сделана оценка стоимости эксплуатации пассажирских ЛА с различными видами топлива с учетом стоимости сырья и налогообложения для ближнемагистральных и региональных ЛА.

В работе Nicolay S. и др. [61] разработана концепция ЛА с распределенной ГСУ и топливными элементами, приведена математическая модель, показаны результаты расчета выбросов вредных веществ за полетный цикл. Расчетная дальность полета ЛА с топливным элементом составила до 2000 км.

В работе Burak Tarhan и др. [62] рассмотрена задача управления энергией АКБ на ЛА с ГСУ.

В статье Seyam S. и др. [63] рассматривается задача проектирования ГСУ на базе ТРДД, приведена математическая модель, а также результаты расчетов и сравнение ГСУ с ТРДД. Авторами делается вывод о возможности снижения выбросов CO₂ в несколько раз.

В публикации P. Wheeler и др. [64] рассматривается задача создания малоразмерного ЛА с ГСУ, приводятся данные по схемам ГСУ и ЛА –

демонстраторам, указаны основные проблемы в создании ГСУ, в том числе в управлении ГСУ. В качестве целей создания ГСУ указано снижение выбросов CO₂.

В работе Hang Zhang и др. [65] приводится математическая модель ЛА с ГСУ, поставлена и решена задача многокритериальной оптимизации. В качестве критериев оптимальности использованы динамические характеристики ЛА.

В статье Martin Burston и др. [66] рассматривается задача проектирования ЛА с ГСУ, ключевые компоненты технологии, ЛА – демонстраторы, а также задачи, которые необходимо решить при проектировании ЛА с ГСУ.

В публикации Fouda Mahmoud и др. [67] продемонстрирована работа инструмента автоматизированного проектирования ГСУ, приведено параметрическое исследование влияния различных параметров на дальность полета, а также сравнение проектных параметров ЛА с различными типами силовых установок.

В работе Seitz Arne и др. [68] приведена методика расчета проектных параметров ГСУ с топливными элементами, продемонстрирована работа методики.

1.2. Исследования в Российской Федерации

В России активный интерес к работам в области гибридных силовых установок начался с 10-х годов XXI века. В работе Nikitevich N. V. и др. [69] рассматриваются перспективы перехода на гибридные силовые установки. В качестве цели разработки авторами указывается снижение стоимости эксплуатации из-за высоких цен на авиационное топливо.

В 2014 году учеными ЦИАМ Ю. А. Эзрохи и др. был получен патент [70] на ГСУ, в котором описана схема ГСУ на базе ТРДД.

В 2015 году исследователями МГТУ им. Баумана Бурцевым С. А. и др. была опубликована статья [71], рассматривающая различные схемы ГСУ и их топливную эффективность на примере двигателя ПД-14. В работе авторами показана возможность снижения расхода топлива на 2-3% и выбросов CO₂ на 19-20%.

Работа [70] была продолжена учеными из ЦИАМ П. А. Рябовым и С. М. Каленским [72]. В ней рассматривалась возможность использования альтернативных видов топлива для перспективных гибридных двигателей.

В обзорном исследовании Савельева Е. Н. и др. [73], рассмотрены различные схемы ГСУ.

В докладе Писарева Н. С. [74] рассматривалась возможность снижения выбросов вредных веществ за счет использования ГСУ.

В 2018 году учеными ЦИАМ и МЭИ М. В. Гординым и др. [75] была опубликована математическая модель, позволяющая рассчитать энергетические и массовые характеристики ГСУ с топливными элементами. Данной командой также была опубликована работа [76] по созданию вспомогательной силовой установки с топливными элементами.

В 2019 году исследователями УГТУ Аль-Дарабсе А. М. Ф. и др. [77] было предложено использовать самолет с ГСУ для прыжков с парашютом. Задача была рассмотрена на примере ЛА Cessna 208. В качестве преимуществ ГСУ авторами указаны сниженные выбросы вредных веществ и расход топлива. В продолжение работы [78] ими были определены проектные параметры для ГСУ параллельной схемы.

Учеными ВУНЦ ВВС ВВА Плевако С. Ю. и др. был подготовлен доклад [79] по перспективам использования ГСУ.

Учеными ЦИАМ Захарченко В.С. и др. подготовлен доклад [80] по эффективности применения ГСУ на самолетах местных авиалиний, показана возможность снижения расхода топлива на 10%.

В докладе Халютин С. П. и др. [81] поднимается вопрос сложности управления ГСУ.

В статье Редькина А. В. и др. [82] выполнен анализ надежности конвертируемого ЛА с ГСУ.

Учеными НИЦ им. Жуковского и Института проблем управления им. Трапезникова РАН А. Е. Карповым и В. В. Ключковым опубликована статья [83], в которой указана необходимость повышения топливной эффективности ЛА и

снижения выбросов вредных веществ для соответствия нормам зарубежных стран. В качестве способа достижения целевых параметров рассматривается переход на ГСУ. В статье приведены результаты параметрического исследования и экономико-математическое обоснование выбора направления развития магистральных самолетов, сделан вывод о возможности снижения энергетических затрат при эксплуатации на 20%, приводятся данные по объему рынка для ЛА с ГСУ.

Учеными ГосНИИАС Я. В. Морошкиным и др. представлен доклад [84], в котором рассматриваются преимущества ГСУ, прежде всего по снижению выбросов CO₂.

В статье Ismagilov F. и др. [85] исследователями УГАТУ предложена методика проектирования ЛА с ГСУ, в работе демонстрируются результаты разработки и испытаний электродвигателя, сделаны выводы по проблемам, связанным с проектированием электродвигателя для ГСУ. В последующей работе авторов [86] приведены эскизы компоновки электрических машин в ГТД и численное исследование стартера-генератора, сделано предположение о возможности снижения выбросов вредных веществ.

В 2021 году исследователями МАИ Kovalev Konstantin и др. опубликована статья [87] по разработке электродвигателя для ГСУ.

Учеными ЦИАМ Varyukhin A. и др. опубликованы результаты разработки и испытаний демонстратора ГСУ [88], а также результаты численного исследования ГСУ на базе ТВД [89], сделаны выводы о возможности снижения расхода топлива до 13%.

В диссертационном исследовании Рябова П. А. [90], выполненном в ЦИАМ, разработана методика и комплекс математических моделей многодисциплинарной оценки эффективности применения различных схем и концепций СУ на базе гибридных ГТД в составе дозвуковых пассажирских самолетов, продемонстрирована их работоспособность на примере двухтопливной ГСУ.

В ходе подготовки настоящей диссертации автором был опубликован ряд работ. В 2018 году опубликован доклад [91], в котором рассматривались

перспективные схемы и методы анализа силовых установок. В следующем докладе [92] были продемонстрированы результаты расчетов перспективных схем двигателей с использованием программного комплекса ThermoGTE, в том числе гибридного ТРДДФ. Разработанные методы и математические модели узлов ГТД были опробованы на малоразмерном ГТД [93]. Часть разработанных методик была реализована в виде программ для ЭВМ [94]. В 2020 году автором был представлен доклад [95], в котором на примере задачи запуска малоразмерного ГТД электрическим стартером демонстрировались разработанные динамические математические модели электрических машин. В дальнейшем математическая модель ГТД и стартера была дополнена моделью ЛА и опробована на гибридном ТВД в составе регионального ЛА; а также сверхмалом БПЛА с ГСУ, имеющим электропривод компрессора; и БПЛА с малоразмерным гибридным ГТД [96 - 99].

Часть вышеуказанных математических моделей была использована при разработке математической модели для прогнозирования высокоскоростных трековых испытаний [100].

Опробованная в рамках рассмотренных задач математическая модель вошла в тезисы доклада о результатах расчета характеристик ГСУ на базе ТВД [101] и статьи [102], в которой рассматривался способ управления ГСУ на базе ТВД для регионального ЛА, обеспечивающей снижение нагрузки на ГТД и расхода топлива за полетный цикл. По результатам диссертационного исследования опубликована статья с определением области рационального применения и постановкой задачи оптимизации ГСУ [103].

1.3. Выводы по главе

Основными целями создания гибридных силовых установок являются снижение расхода топлива и выбросов вредных веществ. Данные цели установлены в соответствии с целевыми показателями NASA N+3 в мире и НИЦ им. Жуковского в РФ.

К преимуществам ГСУ, помимо снижения расхода топлива и выбросов вредных веществ, относят меньший уровень шума и более высокую надежность по сравнению с ГТД.

Под гибридной силовой установкой понимают силовую установку, использующую несколько источников энергии и включающую в себя электродвигатель и ДВС или ГТД. В качестве источника энергии для ГСУ может использоваться АКБ или топливный элемент. Выделяют несколько схем ГСУ. В последовательной схеме ДВС или ГТД соединен с воздушным винтом или вентилятором через электродвигатель, в параллельной схеме ДВС или ГТД может работать независимо от электродвигателя и имеет прямую связь с воздушным винтом или вентилятором (рисунок 8).

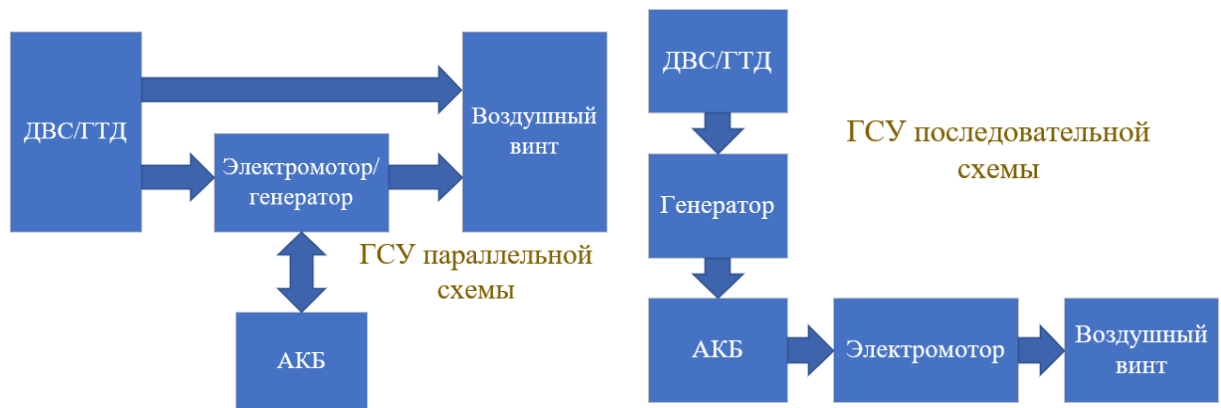


Рисунок 8. Основные схемы ГСУ

Отдельно выделяют последовательно-параллельную схему и распределенную схему. В распределенной силовой установке количество воздушных винтов или вентиляторов больше количества ДВС или ГТД.

Гибридные ЛА подразделяются на сверхлегкие БПЛА, сверхлегкие ЛА, региональные ЛА, ближнемагистральные ЛА и магистральные ЛА. Большинство исследователей делают вывод о большей эффективности ГСУ на ЛА меньшей размерности, а также что при современном уровне удельных параметров АКБ применение ГСУ ограничено региональной авиацией.

Основными проблемами при создании ГСУ являются низкие удельные параметры электрических машин, сложность управления силовой установкой с

несколькими источниками энергии и отсутствие отработанных проектировочных методик и математических моделей ГСУ. Сложность управления и отсутствие отработанных математических моделей ГСУ затрудняют формальную постановку и решение задачи оптимизации по критериям высокого уровня.

Среди методов исследования ГСУ можно выделить три основные группы: экспериментальные исследования проводятся преимущественно на малоразмерных демонстраторах, аналитические исследования с использованием алгебраических уравнений и общеизвестных физических принципов проводятся с целью концептуального анализа ГСУ и определения их энергетических и массовых параметров, численные исследования с использованием имитационных моделей используются при параметрическом исследовании, оптимизации ГСУ и разработке систем управления ГСУ.

По результатам аналитического обзора были сформулированы цели и задачи настоящей диссертации. Цель настоящего диссертационного исследования – разработка методики определения оптимального облика ГСУ в системе ЛА. В качестве критерия оптимальности принимается расход топлива за полетный цикл. Снижение расхода топлива за полетный цикл прямо влияет на снижение эмиссии вредных веществ и снижение расхода топлива на перевозку единицы полезной нагрузки, которые также рассматриваются в ряде работ в качестве критериев оптимальности ГСУ.

Основное уменьшение расхода топлива в ГСУ достигается за счет дросселирования ГТД и компенсации сниженной мощности ГТД электродвигателем, при этом уменьшение работы ГТД за полетный цикл компенсируется работой электродвигателя. Также уменьшения расхода топлива за полетный цикл можно добиться за счет совместного управления электродвигателем и ГТД путем уменьшения среднего удельного расхода топлива ГТД за счет работы ГТД на режиме с более низким удельным расходом топлива вдоль траектории.

Наиболее перспективным объектом исследования представляется ГСУ на базе ТВД параллельной схемы для регионального ЛА, так как такая СУ способна

обеспечить существенное уменьшение расхода топлива ЛА за полетный цикл при современном уровне технологий. Параллельная схема в опубликованных исследованиях преобладает над последовательной за счет существенно меньшей массы ГСУ. В состав такой ГСУ входят ГТД, редуктор, электродвигатель, АКБ и воздушный винт (рисунок 9).

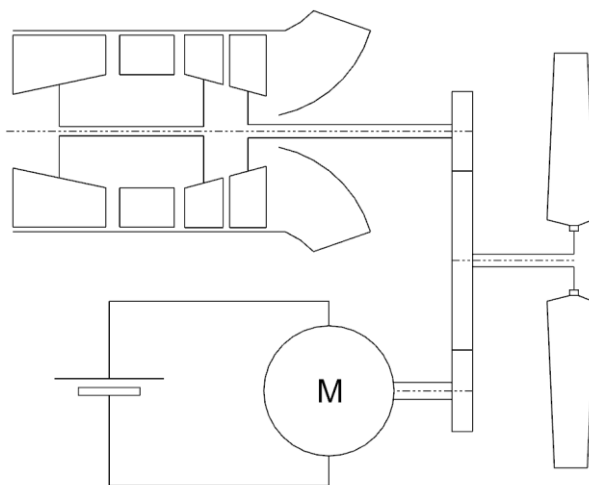


Рисунок 9. Схема ГСУ на базе ТВД с электродвигателем и АКБ

Для разработки методики определения оптимального облика ГСУ в системе ЛА необходимо решить ряд задач, и прежде всего определить множество объектов, для которых может быть получен оптимальный облик ГСУ. В большинстве исследований и отчетов для этого используются аналитические уравнения, позволяющие оценить максимальную дальность или продолжительность полета ЛА.

В рассмотренных работах, решающих задачу оптимизации ГСУ, не приведены формальные ограничения множества обликов ГСУ. Для решения задачи оптимизации необходимо аналитически вывести ограничения на облик ГСУ и создать математическую модель ГСУ в системе ЛА. В ряде исследований для моделирования ЛА с ГСУ используются дифференциальные имитационные модели. Такой подход представляется наиболее перспективным, так как учитывает инерционные характеристики всех компонентов ГСУ, что особенно важно из-за сложности управления ГСУ.

2. МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО ОБЛИКА ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ В СИСТЕМЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Методика определения оптимального облика гибридной силовой установки в системе летательного аппарата включает четыре основных этапа.

На первом этапе необходимо определить существование оптимальной гибридной силовой установки для выбранного летательного аппарата и полетной задачи, а также оценить, позволит ли гибридная силовая установка достичь необходимых требований, предъявляемых к летательному аппарату.

На втором этапе определяются ограничения на множество обликов ГСУ для выбранного летательного аппарата и формулируется задача оптимизации.

На третьем этапе формируется математическая модель гибридной силовой установки выбранной схемы в системе ЛА, позволяющая решить задачу оптимизации ГСУ и найти ее оптимальный технический облик.

На четвертом этапе непосредственно решается задача оптимизации ГСУ и определяются оптимальные технические параметры ГСУ в соответствии с выбранными критериями эффективности.

2.1. Определение области рационального применения гибридных силовых установок для самолетов с воздушным винтом

Данный раздел посвящен определению множества летательных аппаратов с воздушным винтом, включающего их силовые установки и полетные задачи, для которых возможно уменьшение расхода топлива ЛА за полетный цикл. Полученное множество позволяет определять максимальную дальность крейсерского полета для силовых установок различных схем, уровня совершенства аккумуляторных батарей (АКБ) и электрических машин, а также условий полета. В качестве ограничения области применимости ГСУ выбрана дальность полета, при которой АКБ обеспечивает достаточное количество энергии для компенсации веса

электрической части силовой установки. Анализ области рационального применения гибридных силовых установок по энергетическим параметрам проводится на примере летательного аппарата Cessna 208В.

Из уравнений тяги (1), крутящего момента (2) и КПД воздушного винта (3) с помощью серии алгебраических преобразований можно вывести соотношение между приростом тяги воздушного винта и дополнительной мощностью на валу воздушного винта (4).

Тяга воздушного винта

$$T = C_T \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4 \quad (1)$$

Крутящий момент воздушного винта

$$\tau = \frac{C_N \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5}{\omega} \quad (2)$$

Где T – тяга, создаваемая винтом; ρ – плотность воздуха, кг/м³; n – частота вращения, об/мин; ω – угловая скорость, рад/с; D – диаметр воздушного винта, м; τ – крутящий момент воздушного винта, Н*м; C_T – коэффициент тяги воздушного винта, 1/об²; C_N – коэффициент мощности воздушного винта, 1/об³; V – скорость набегающего потока, м/с.

Аэродинамический КПД воздушного винта:

$$\eta_v = \frac{VC_T}{nDC_N} \quad (3)$$

Где η_v – КПД воздушного винта.

Соотношение между приростом тяги воздушного винта и приростом мощности на валу:

$$\Delta T = \frac{\Delta N \eta_B}{V} \quad (4)$$

Где N – мощность на валу воздушного винта, Вт.

$$N = \tau \omega \quad (5)$$

После установки ГСУ на летательный аппарат его масса возрастает прямо пропорционально мощности электрической части и обратно пропорционально удельным параметрам электрических машин (6).

$$\Delta M = \frac{N_{эд}}{N_{уэд}} + \frac{N_{эд} t}{N_{уа}} \quad (6)$$

Где ΔM – прирост массы ЛА, кг; $N_{эд}$ – мощность электродвигателя, Вт; t – время работы электродвигателя, с; $N_{уэд}$ – удельная мощность электродвигателя, Вт/кг; $N_{уа}$ – удельная энергоёмкость аккумулятора, Втч/кг.

Возросшая масса компенсируется увеличением подъёмной силы за счет увеличения угла атаки ЛА. При этом пропорционально аэродинамическому качеству ЛА увеличивается сила аэродинамического сопротивления, которая компенсируется увеличением тяги воздушного винта. В случае малого относительного веса ГСУ можно пренебречь изменением аэродинамического качества, тогда из уравнений прироста тяги (4) и массы (6) следует (7, 8):

$$\frac{\Delta M g}{k} = \frac{N_{эд} \eta_B \eta_{эд}}{V} \quad (7)$$

$$\frac{\frac{gN_{\text{эд}}}{N_{\text{уэд}}} + \frac{gN_{\text{эд}}t}{N_{\text{уа}}}}{k} = \frac{N_{\text{эд}}\eta_{\text{в}}\eta_{\text{эд}}}{V} \quad (8)$$

Где k – коэффициент аэродинамического качества ЛА; g – ускорение свободного падения, м/с²; $\eta_{\text{эд}}$ – КПД электрической машины.

Из уравнения (8) можно выразить максимальную продолжительность полета, при котором прирост массы за счет АКБ и электрической машины будет компенсироваться приростом тяги воздушного винта, или дальность полета, если умножить обе части уравнения на скорость полета (9, 10):

$$t = \frac{\eta_{\text{в}}\eta_{\text{эд}}kN_{\text{уа}}}{gV} - \frac{N_{\text{уа}}}{N_{\text{уэд}}} \quad (9)$$

$$S = \frac{\eta_{\text{в}}\eta_{\text{эд}}kN_{\text{уа}}}{g} - \frac{VN_{\text{уа}}}{N_{\text{уэд}}} \quad (10)$$

Где S – дальность полета, м.

Помимо этого, подстановка в уравнение (7) полной массы летательного аппарата позволяет получить ограничение на использование электрических силовых установок (11):

$$S = \frac{\eta_{\text{в}}\eta_{\text{эд}}k\Delta MN_{\text{уа}}}{M_{\Sigma}g} - \frac{VN_{\text{уа}}}{N_{\text{уэд}}} \quad (11)$$

Где M_{Σ} – масса летательного аппарата, кг.

Уравнения (10) и (11) формируют ограничения на множество полетных задач, при которых эффективно применение гибридных силовых установок и область рационального применения ГСУ (12):

$$\mathbb{S} = \left\{ \frac{\eta_B \eta_{\text{эд}} k \Delta M N_{ya}}{M_{\Sigma} g} - \frac{V N_{ya}}{N_{y\text{эд}}} \leq S \leq \frac{\eta_B \eta_{\text{эд}} k N_{ya}}{g} - \frac{V N_{ya}}{N_{y\text{эд}}} \right\} \quad (12)$$

Где \mathbb{S} – множество полетных циклов.

Левая граница множества определяет границу применения электрических ЛА и определяется как полетная задача, для выполнения которой ЛА сможет нести достаточное количество АКБ. Правая граница множества определяет границу применения ГСУ как максимальную продолжительность полета, при которой электродвигатель сможет создать достаточную подъемную силу для компенсации собственного веса и веса АКБ.

Анализ множества (12) позволяет заключить, что ограничение на полетные циклы, при которых может быть эффективно применение ГСУ, зависит от удельных параметров узлов, аэродинамического качества летательного аппарата и условий полета. Уравнение (12) также позволяет выполнить количественную оценку влияния условий полета и облика ЛА на максимальную продолжительность и дальность полета и определяет верхнюю границу продолжительности полетного цикла, при которой расход топлива гибридной силовой установки может быть меньше или равен расходу топлива ТВД, а электрическая силовая установка не сможет обеспечить достаточную тягу для полета с необходимым количеством АКБ.

Внутри области применения ГСУ снижение расхода топлива за счет применения ГСУ нелинейно зависит от продолжительности полетного цикла. Приняв допущение, что удельный расход топлива ГТД не зависит от работы других компонентов ГСУ, можно вывести уравнение расхода топлива ГТД (13) и, с учетом прироста массы, расхода топлива ГСУ (14) за полетный цикл:

$$G_T = \frac{C_{уд} M_{\Pi} g S}{k * \eta_B} \quad (13)$$

$$G_T = C_{уд} S \left(\frac{M_{пг}}{k\eta_{в}} + \frac{\Delta M}{\left(\frac{1}{N_{уэд}} + \frac{S}{N_{уа}V}\right)} \left(\frac{g}{k\eta_{в}N_{уэд}} \left(1 + \frac{S}{V}\right) - \frac{\eta_{эд}}{V} \right) \right) \quad (14)$$

Где $C_{уд}$ – удельный расход топлива ГТД, кг/Вт/ч; $M_{пг}$ – масса ЛА с ГТД; G_T – расход топлива за полетный цикл, кг.

Отношение уравнений (13) и (14) позволяет определить максимальное снижение расхода топлива и дополнить множество (12) количественной оценкой эффективности применения ГСУ в зависимости от облика ЛА и полетной задачи.

Степень влияния параметров и область рационального применения в соответствии с полученными уравнениями оценивается на примере самолета Cessna 208В. Аэродинамическое качество летательного аппарата для 0 угла атаки принято 15,3. Оценка удельной энергоемкости современных АКБ показывает, что удельная энергоемкость может достигать 250 Втч/кг. Удельная мощность электрических машин достигает 1 кВт/кг. Расчетный КПД воздушного винта – 0,9, КПД электродвигателя – 0,9. Расчетная скорость на крейсерском участке полета – 100 м/с. Масса летательного аппарата – 3050 кг. Максимальная взлетная масса – 4400 кг. Удельный расход топлива ГТД – 0,3 кг/кВт/ч. Основным ограничением для проектирования ЛА с ГСУ является качество АКБ. В связи с этим влияние всех параметров рассматривается совместно с влиянием удельной энергоемкости АКБ.

В результате решения уравнения (12) с принятыми параметрами определяется область применения ГСУ на самолете Cessna 208В. При современном уровне технологий применение ГСУ на данном летательном аппарате может быть эффективно для полетных циклов с дальностью полета от 260 км до 1050 км (рисунок 10). Уравнения (13) и (14) позволяют оценить величину снижения расхода топлива в зависимости от дальности полета (рисунки 10 - 12).

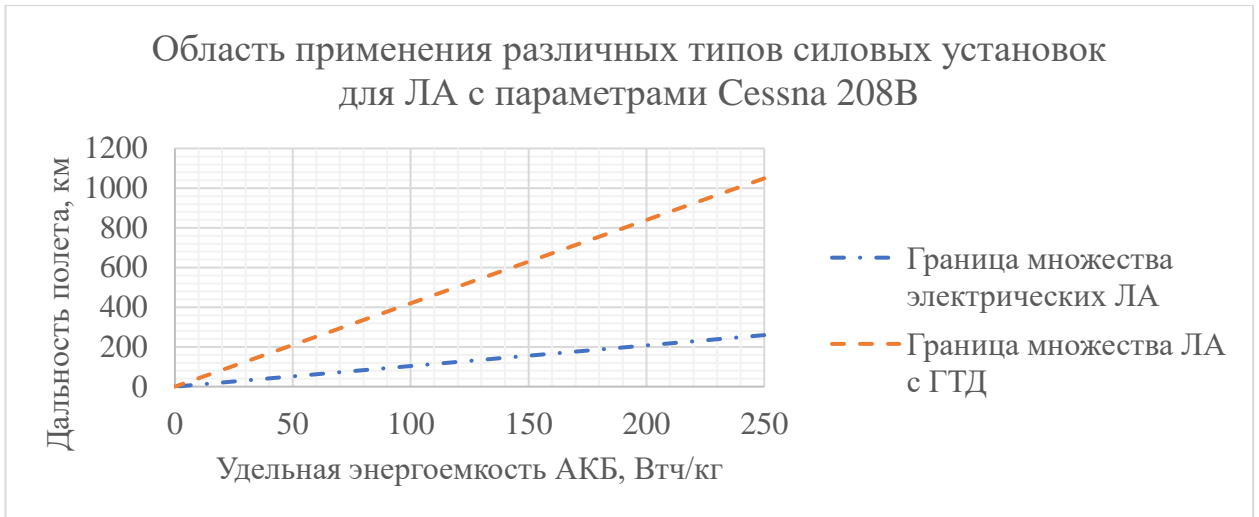


Рисунок 10. Границы области применения ГСУ для самолета Cessna 208В

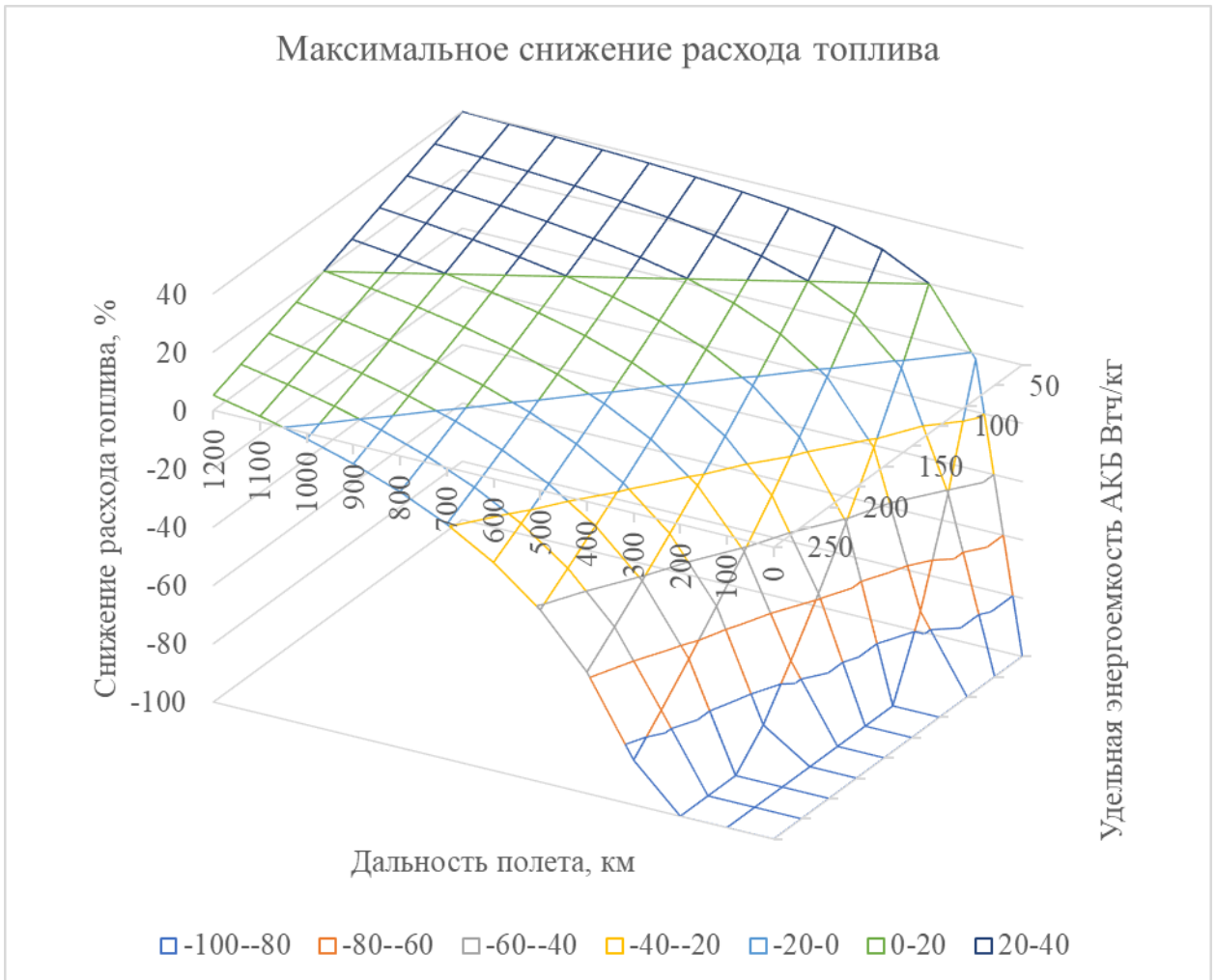


Рисунок 11. Величина снижения расхода топлива за счет использования ГСУ для самолета Cessna 208В

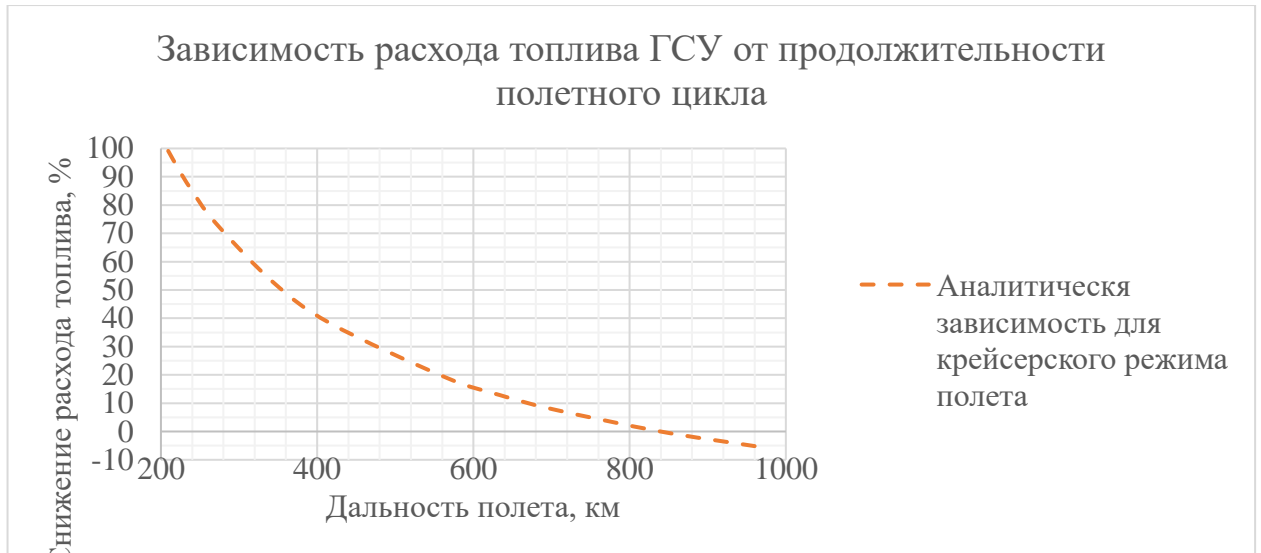


Рисунок 12. Величина снижения расхода топлива за счет использования ГСУ для самолета Cessna 208В при современном уровне развития АКБ

Уравнение (12) также позволяет провести параметрическое исследование влияния параметров на область применения ЛА с ГСУ. Удельная энергоёмкость АКБ существенно влияет на дальность полета ЛА. Высокое аэродинамическое качество летательного аппарата приводит к уменьшению прироста потребной тяги ЛА при увеличении его веса, что позволяет брать на борт большую массу АКБ для обеспечения электроэнергией ГСУ в течение полетного цикла и существенно увеличить его дальность. Зависимость дальности полета от аэродинамического качества ЛА приведена ниже (рисунок 13):

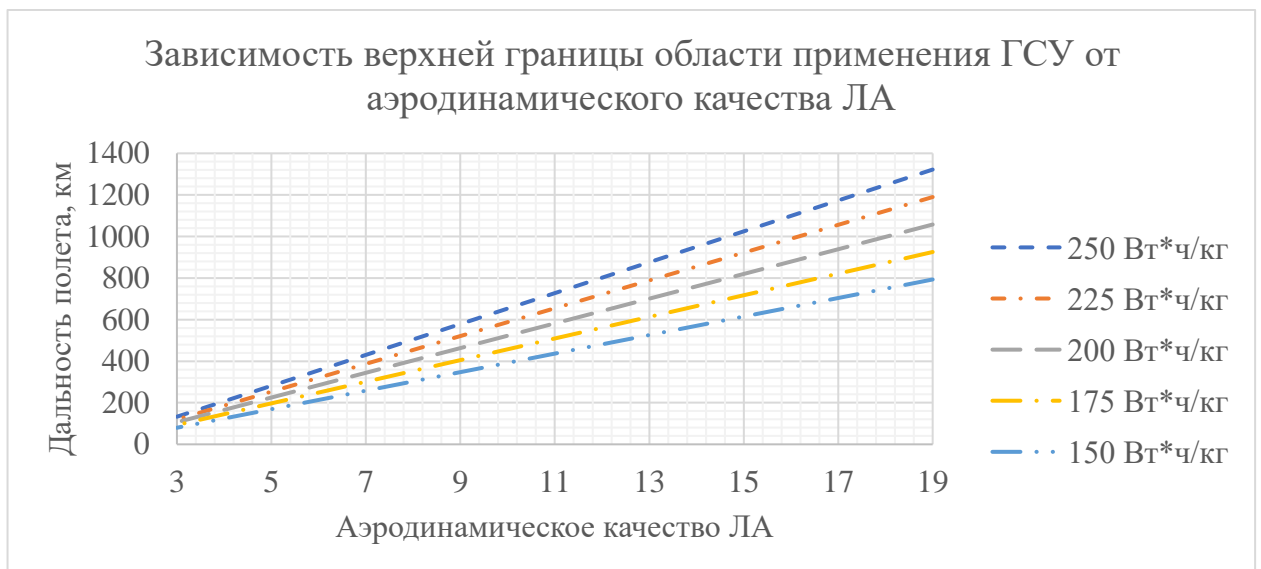


Рисунок 13. Зависимость максимальной продолжительности полета ЛА с гибридной силовой установкой от аэродинамического качества ЛА

Помимо аэродинамического качества и удельной энергоемкости АКБ на дальность полета ЛА с ГСУ существенно влияет КПД электродвигателя и воздушного винта (рисунок 14).

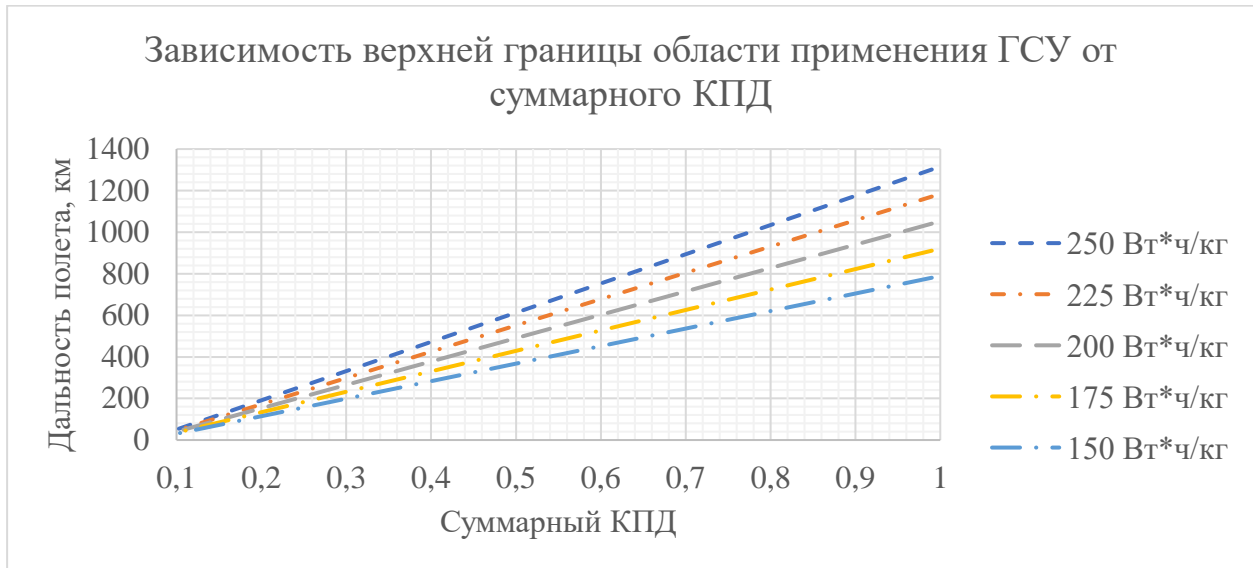


Рисунок 14. Зависимость максимальной продолжительности полета ЛА с ГСУ от КПД воздушного винта и электрической машины

Скорость полета слабо влияет на максимальную дальность полета с ГСУ. Эксплуатация ЛА с ГСУ на малых скоростях полета позволяет получить небольшое уменьшение расхода топлива за счет снижения потребной мощности на валу воздушного винта для обеспечения необходимого прироста тяги (рисунок 15).

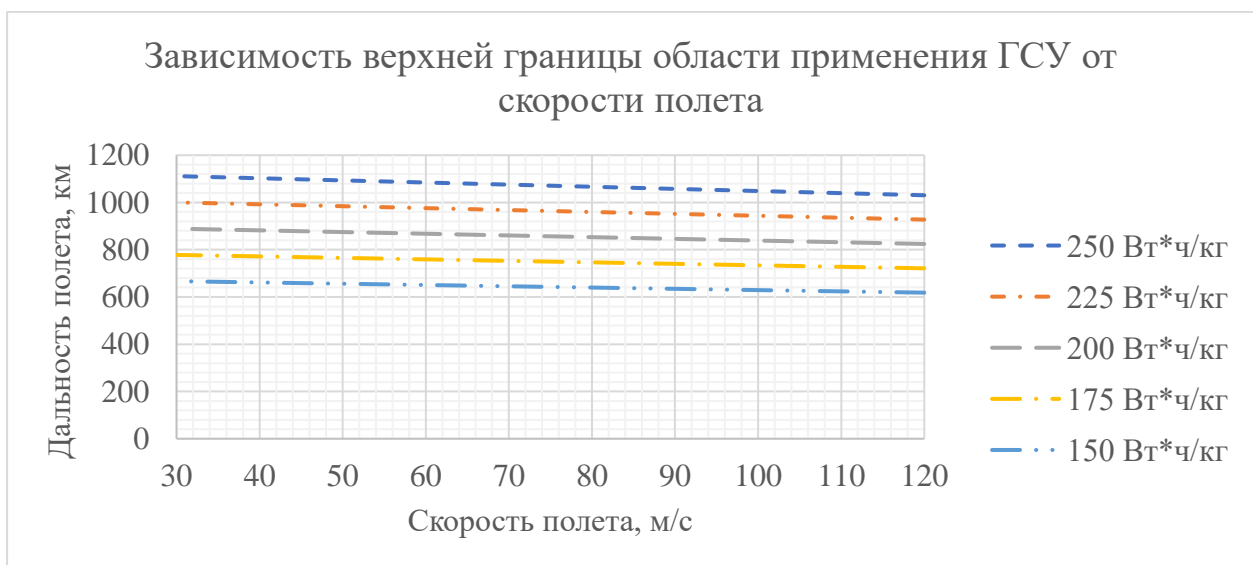


Рисунок 15. Зависимость максимальной продолжительности полета ЛА с гибридной силовой установкой от скорости полета

Удельные параметры современных электродвигателей достаточны для обеспечения необходимого уровня тяги на летательных аппаратах при малой массе электродвигателей по сравнению с массой ЛА. Дальнейшее совершенствование электродвигателей позволит незначительно снизить расход топлива ЛА с ГСУ за счет снижения их массы (рисунок 16).

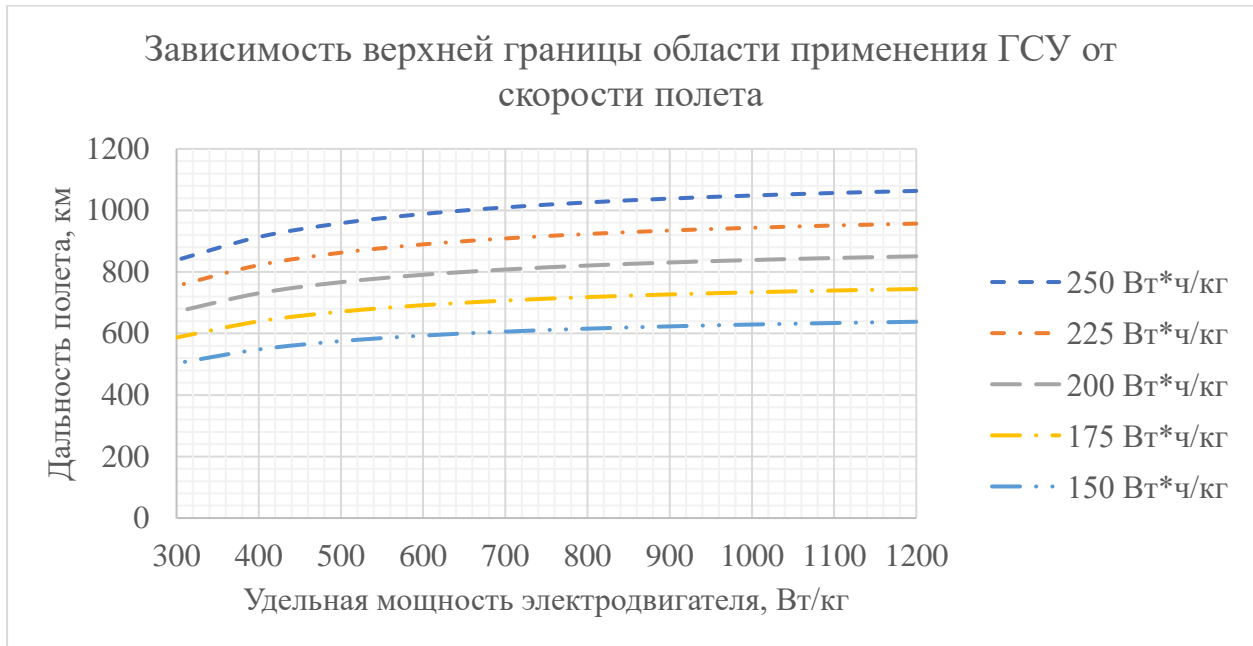


Рисунок 16. Зависимость максимальной продолжительности полета для ЛА с гибридной силовой установкой от удельной мощности электродвигателя

В настоящем разделе предложен способ определения области применения ЛА с ГСУ и их ожидаемой эффективности. Согласно аналитически выведенному множеству (12) наиболее важными параметрами для увеличения максимальной дальности полета ЛА с ГСУ являются удельная энергоемкость АКБ, аэродинамическое качество ЛА и КПД воздушного винта. Удельная мощность электродвигателя и скорость полета слабо влияют на максимальную продолжительность полетного цикла.

2.2. Постановка задачи оптимизации гибридной силовой установки

Основными преимуществами гибридной силовой установки являются низкие вредные выбросы и снижение расхода топлива. При этом снижение расхода

топлива также влияет и на вредные выбросы. В связи с этим расход топлива ГСУ за полетный цикл может быть принят критерием оптимальности гибридной силовой установки.

Основной сложностью при оптимизации ГСУ является большое количество варьируемых параметров. Для каждого облика ГСУ необходимо также оптимизировать управление силовой установкой в течение полетного цикла. Необходимость оптимизации закона управления вместе с обликом ГСУ приводит к масштабированию задачи оптимизации ГСУ, при котором решение такой задачи требует существенных вычислительных мощностей.

Если сделать допущение, что масса ГСУ должна быть минимальной, можно инвариантно связать программу управления электродвигателем и технические параметры ГСУ (15-17):

$$\forall t : t_c \leq t \leq t_\phi \quad N_{\text{эд}}(t) \leq N_{\text{эд}}(t_1) \quad (15)$$

$$\forall t : t_c \leq t \leq t_\phi \quad \int N_{\text{эд}} dt(t) \leq \int N_{\text{эд}} dt(t_2) \quad (16)$$

$$\Delta M = \frac{N_{\text{эд}}(t_1)}{N_{\text{уэд}}} + \frac{\int N_{\text{эд}} dt(t_2)}{N_{\text{уа}}} + M_p(N_{\text{эд}}(t_1)) \quad (17)$$

Где t_c – время начала полетного цикла, с; t_ϕ – время окончания полетного цикла, с; M_p – масса редуктора, кг.

Тогда мощность электродвигателя определяется максимальной мощностью в соответствии с программой управления электродвигателем за полетный цикл. При этом емкость АКБ определяется как максимальная глубина разрядки за полетный

цикл в соответствии с программой управления. Прирост массы ЛА определяется как функция этих величин. Такая постановка позволяет свести задачу оптимизации облика ГСУ к задаче оптимизации функции управления ГСУ. Параметры ГТД и ЛА принимаются постоянными. Указанная постановка связана в том числе со сложностью модернизации ГТД. Тем не менее, допускается использование ГТД в качестве дискретного параметра при оптимизации, что позволяет выбрать сочетание доступного для установки на ЛА ГТД и электрических машин с параметрами, необходимыми для достижения оптимальных значений критериев эффективности ГСУ.

Второй частью постановки задачи оптимизации ГСУ является определение множества возможных функций управления ГСУ. Ограничение на множество функций управления ГСУ можно вывести из уравнений движения ЛА (18 и 19):

$$\dot{P}_x = \left(\frac{(N_{\text{ГТД}} + N_{\text{эд}}\eta_{\text{эд}})\eta_{\text{в}}}{V} - \frac{\rho V^2}{2} F C_x \right) \cos \alpha - \frac{\rho V^2}{2} F C_y \sin \alpha \quad (18)$$

$$\begin{aligned} \dot{P}_y = & \left(\frac{(N_{\text{ГТД}} + N_{\text{эд}}\eta_{\text{эд}})\eta_{\text{в}}}{V} - \frac{\rho V^2}{2} F C_x \right) \sin \alpha \\ & + \frac{\rho V^2}{2} F C_y \cos \alpha - Mg + k(H_3 - H) \end{aligned} \quad (19)$$

Где \dot{P}_x – горизонтальная проекция производной импульса ЛА, кг*м/с; $N_{\text{ГТД}}$ – мощность ГТД, Вт; ρ – плотность воздуха, кг/м³; F – площадь миделя ЛА, м²; C_x – коэффициент силы аэродинамического сопротивления; C_y – коэффициент подъемной силы; α – угол атаки ЛА; \dot{P}_y – вертикальная проекция производной импульса ЛА, кг*м/с; M – масса ЛА, кг; k – жесткость шасси, Н/м; H_3 – высота поверхности земли, м; H – высота полета, м.

Первая часть ограничения множества обликов ГСУ определяется как минимальная мощность электрической машины (максимальный отбор мощности генератором), при которой мощности ГТД достаточно для преодоления аэродинамического сопротивления при достаточной подъёмной силе (угле атаки). Максимальная мощность электрической машины определяется как мощность, которой достаточно для преодоления аэродинамического сопротивления при максимальной подъёмной силе. Оба ограничения следуют из уравнения (18) при подстановке минимального и максимального угла атаки.

Для функции управления общего вида данные ограничения являются достаточными. Тем не менее, для практического решения задачи оптимизации из уравнения (19) можно вывести дополнительное ограничение на массу ГСУ. Для большинства функций управления ГСУ и полетных циклов такое ограничение позволит существенно уменьшить множество обликов ГСУ при оптимизации (20):

$$\begin{aligned}
 N_{эд} = & \left\{ \forall t : t_c \leq t \leq t_\phi, \frac{\rho V^3}{2\eta_B \eta_{эд}} F(C_x + C_y \tan \alpha_{min}) + \right. \\
 & \frac{V dP_x}{2\eta_B \eta_{эд} \cos \alpha_{min} dt} - \frac{N_{ГТД}}{\eta_{эд}} \leq N_{эд} \leq \frac{\rho V^3}{2\eta_B \eta_{эд}} F(C_x + C_y \tan \alpha_{max}) + \\
 & \left. \frac{V dP_x}{2\eta_B \eta_{эд} \cos \alpha_{max} dt} - \frac{N_{ГТД}}{\eta_{эд}}, N_{эд}(t_1) \left(\frac{\eta_{эд}}{N_{уэд}} - \frac{\eta_B \eta_{эд} \sin \alpha_{max}}{gV} \right) + \frac{\int N_{эд} dt(t_2)}{N_{ya}} + \right. \\
 & \left. M_p \left(N_{эд}(t_1) \right) \leq \frac{1}{g} \left(\frac{N_{ГТД} \eta_B \sin \alpha_{max}}{V} + \frac{\rho V^2}{2} F(C_y \cos \alpha_{max} - \right. \right. \\
 & \left. \left. C_x \sin \alpha_{max}) + k(H_3 - H) - \frac{dP_y}{dt} - (M_{п} + M_{т})g \right) \right\} \quad (20)
 \end{aligned}$$

Где $N_{эд}$ – множество функций управления электродвигателем.

В указанном случае задача поиска оптимального облика гибридной силовой установки сводится к поиску $N_{эд}^*(t)$ (21):

$$N_{эд}^* \in \mathbb{N}_{эд}: G_T(N_{эд}^*) = \min_{N_{эд} \in \mathbb{N}_{эд}} G_T(N_{эд}) \quad (21)$$

Где $N_{эд}^*$ – оптимальная функция управления.

Для практического решения задачи оптимизации ГСУ может также потребоваться выбор определенного типа функции управления ГСУ вместо поиска функции общего вида. Для типовых полетных циклов, имеющих характерные участки движения по ВПП, набора высоты, крейсерского полета и снижения, наиболее подходящей представляется кусочно заданная функция (22). Тогда задача оптимизации сводится к поиску коэффициентов функции:

$$N_{эд}(t) = \begin{cases} a + bt, \forall t t_c \leq t \leq t_{вз} \\ c + dt, \forall t t_{вз} < t \leq t_k \\ e + ft, \forall t t_k < t \leq t_{п} \\ g + ht, \forall t t_{п} < t \leq t_{ф} \end{cases} \quad (22)$$

Где a, b, c, d, e, f, g, h – коэффициенты функции; t_c – время запуска силовой установки, с; $t_{вз}$ – время отрыва от ВПП, с; t_k – время начала крейсерского участка полета, с; $t_{п}$ – время начала участка посадки, с; $t_{ф}$ – время окончания полетной задачи, с.

Также в задачу может быть введено дополнительное требование обеспечения посадки на электродвигателе ограничением на минимальную мощность электродвигателя, которая может быть выражена из второй части ограничения (20) при подстановке нулевой мощности ГТД для участка посадки ЛА.

Предложенная постановка задачи оптимизации ГСУ позволяет существенно упростить рассматриваемую задачу. Кроме того, такая же постановка, но без уравнений (15 – 17), может быть использована при оптимизации управления

существующей ГСУ для нерасчетных полетных задач при фиксированных параметрах электрических машин.

2.3. Построение математической модели гибридной силовой установки в системе летательного аппарата

Для решения задачи оптимизации ГСУ необходима математическая модель, которая позволит определять критерии эффективности при варьировании параметров ГСУ. Основную сложность при моделировании гибридных авиационных двигателей представляет разнородность входящих в состав гибридной силовой установки систем. Для решения поставленных задач наиболее подходящей представляется математическая модель, построенная по принципу связанных графов (bond graph). Данный метод основан на расчете потоков мощности между узлами, где каждый узел графа представляет собой математическую модель отдельного устройства, машины или их элемента в зависимости от точности разрешения рассматриваемой системы. Метод связанных графов при моделировании динамических разнородных систем отличается от методов Лагранжа и Ньютона-Эйлера простотой составления системы дифференциальных уравнений и связанной с этим гибкостью при составлении систем высокого уровня, имеющих различную физическую природу. К другим преимуществам метода можно отнести наглядность результатов математического моделирования каждого узла и элемента системы, а также простоту проверки выполнения закона сохранения энергии на всех уровнях математической модели.

Для упрощения представления математическая модель ЛА с ГСУ может быть представлена в виде нескольких крупных систем, имеющих определенную физическую природу и связанных между собой связями определённого типа. К узлам верхнего уровня можно отнести:

- ГТД, сочетающий в себе газодинамические и механические узлы и имеющий только механическую связь через вращающийся механический инерционный элемент (ротор) с генератором и/или воздушным винтом;

- электрическую часть силовой установки, состоящую из генератора, аккумулятора и электродвигателя, объединённых электрическими связями и имеющих механические связи с ГТД и воздушным винтом;
- воздушный винт, являющийся в модели преобразователем вращательного движения роторов в поступательное движение летательного аппарата и имеющий соответствующие механические связи;
- летательный аппарат, имеющий одну механическую связь с воздушным винтом и механические связи между своими элементами.

В виде надстройки над моделью выполнена программа управления и модуль, передающий граничные и начальные условия.

Различные схемы гибридных силовых установок с точки зрения математической модели отличаются между собой незначительно. Различия заключаются в изменении связей между элементами модели. В случае параллельной схемы ГСУ между воздушным винтом и ГТД имеется прямая механическая связь. В случае последовательной схемы такая связь отсутствует. Логические связи между элементами математической модели могут быть представлены в виде связанного графа. Механические элементы и связи показаны зеленым цветом, электрические – фиолетовым, термогазодинамические – синим (рисунок 17).

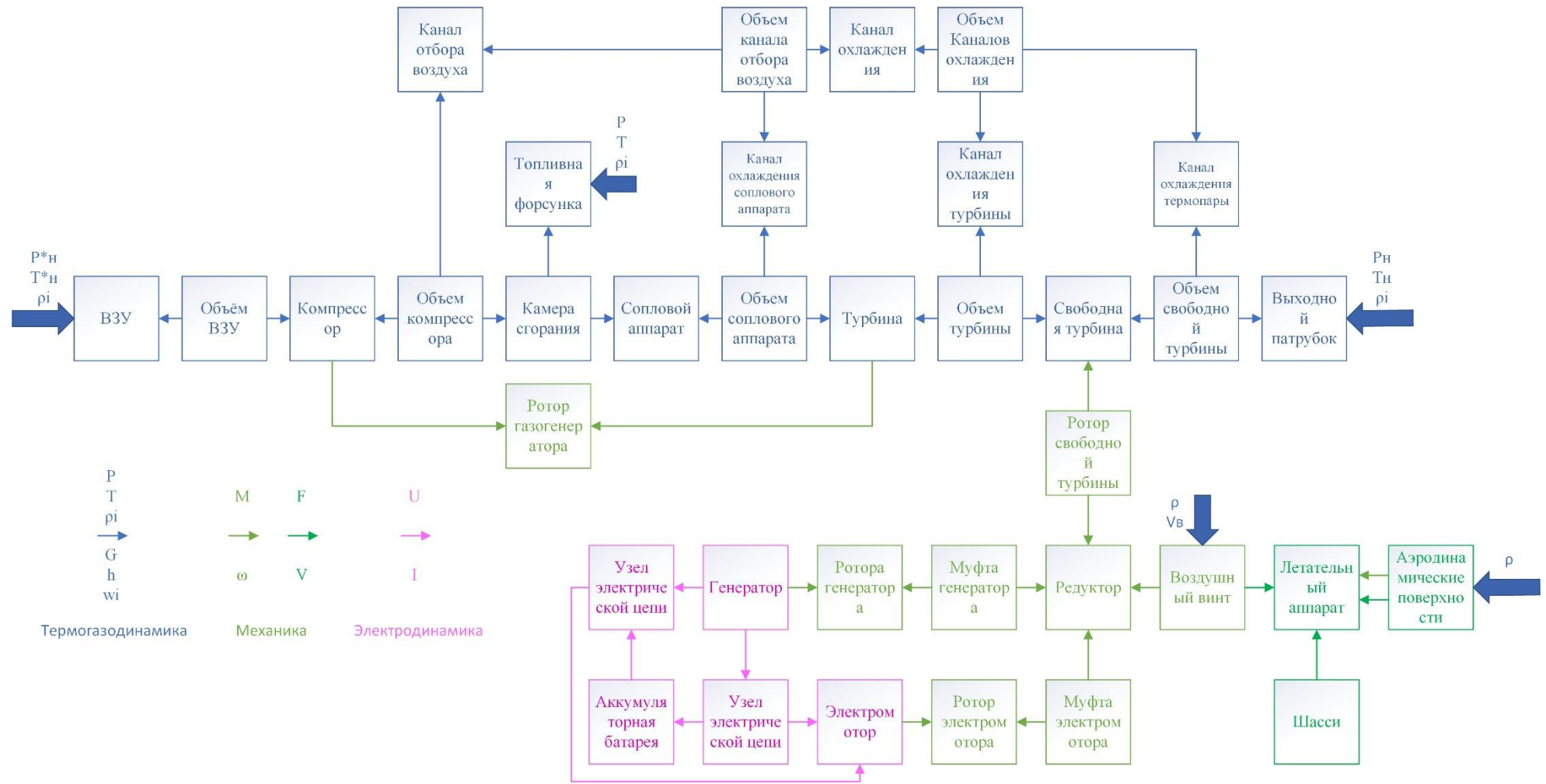


Рисунок 17. Представление математической модели ГСУ в системе ЛА в виде связанного графа

2.3.1. Математические модели узлов ГТД

Динамическая математическая модель газотурбинного двигателя состоит из следующих элементов: воздухозаборное устройство (ВЗУ), компрессор, камера сгорания, турбина, свободная турбина, ротор газогенератора, ротор свободной турбины, реактивное сопло и система отбора воздуха. Элементы соединены между собой газовыми объемами и дросселями.

Узлы математической модели соединены между собой двунаправленными парными связями. Для каждого элемента математической модели одна из переменных каждой связи является входной, а вторая – выходной. Тракт двигателя формируется тремя параллельными связями: 1) давление и объемный расход, 2) температура и поток энтальпии, 3) плотность и массовая доля компонентов газовой смеси. Роторы имеют механическую связь, включающую крутящий момент и частоту вращения.

При расчете параметров газа по тракту двигателя используются термодинамические свойства компонентов, теплоемкость при постоянном давлении, удельная энтальпия и удельная энтропия. Свойства компонентов задаются в виде полиномов следующего вида (23 - 25):

$$C_p = \frac{a_1}{T^2} + \frac{a_2}{T} + a_3 + a_4T + a_5T^2 + a_6T^3 + a_7T^4 \quad (23)$$

$$h = \frac{a_1}{T^2} - \frac{a_2}{T} \ln T + a_3 + \frac{a_4T}{2} + \frac{a_5T^2}{3} + \frac{a_6T^3}{4} + \frac{a_7T^4}{5} + \frac{a_8}{T} \quad (24)$$

$$s = \frac{a_1}{T^2} / 2 - \frac{a_2}{T} + a_3 \ln T + a_4T + \frac{a_5T^2}{2} + \frac{a_6T^3}{3} + \frac{a_7T^4}{4} + a_9 \quad (25)$$

Где C_p – теплоемкость при постоянном давлении, Дж/кг/К; h – удельная энтальпия, Дж/кг; s – удельная энтропия, Дж/кг/К; T – температура, К.

Коэффициенты полиномов a также могут являться функцией температуры (26):

$$a_i = f(T) \quad (26)$$

Показатель адиабаты определяется по методу Симпсона (27) и (28):

$$k = \frac{1}{T_{\text{ВЫХ}} - T_{\text{ВХ}}} \cdot \int_{T_{\text{ВХ}}}^{T_{\text{ВЫХ}}} k(T) dT \simeq \frac{1}{T_{\text{ВЫХ}} - T_{\text{ВХ}}} \cdot \frac{h}{3} [k(T_{\text{ВХ}}) + 2 \cdot \sum_{j=1}^{\frac{n}{2}-1} k(T_{\text{ВХ}} + 2j \cdot h) + 4 \sum_{j=1}^{\frac{n}{2}} k(T_{\text{ВХ}} + (2j - 1) \cdot h) + k(T_{\text{ВЫХ}})] \quad (27)$$

$$h_{\text{д}} = \frac{T_{\text{ВЫХ}} - T_{\text{ВХ}}}{n} \quad (28)$$

Где n - количество интервалов; $h_{\text{д}}$ – интервал дискретизации; k – показатель адиабаты.

2.3.1.1. Математическая модель воздухозаборного устройства и газовых каналов

Динамический характер математической модели и множество факторов, влияющих на работу и нестационарные процессы в ГТД, не позволяют использовать классическую математическую модель ВЗУ, заданную коэффициентом расхода и коэффициентом восстановления полного давления.

Модель ВЗУ позволяет рассчитать расход воздуха и поток энтальпии через ВЗУ в зависимости от перепада давления на ВЗУ и температуры на входе (29 - 32). При этом по перепаду давления вычисляется коэффициент расхода через ВЗУ, а дополнительные потери на ВЗУ могут быть заданы как функция зависимости $q(\lambda)$ в горле ВЗУ от условий работы ВЗУ:

$$\dot{m} = q(\lambda)FS_m \frac{P_{\text{ВХ}}}{\sqrt{T_{\text{ВХ}}}} \quad (29)$$

Где \dot{m} – расход воздуха, кг/с; $q(\lambda)$ – газодинамическая функция; S_m – коэффициент расхода; F – площадь горла ВЗУ, м²; $P_{\text{ВХ}}$ – давление на входе, Па; $T_{\text{ВХ}}$ – температура на входе, К.

$$dh = \dot{m}h \quad (30)$$

Где dh – поток энтальпии, Дж/с.

$$S_m = \begin{cases} \sqrt{\frac{2k}{R(k-1)}} \sqrt{\left(\frac{P_{\text{ВЫХ}}}{P_{\text{ВХ}}}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{P_{\text{ВЫХ}}}{P_{\text{ВХ}}}\right)^{\frac{k+1}{k}}} \rightarrow \frac{P_{\text{ВЫХ}}}{P_{\text{ВХ}}} \leq P_{\text{кр}} \\ \sqrt{\frac{2k}{R(k+1)}} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \rightarrow \frac{P_{\text{ВЫХ}}}{P_{\text{ВХ}}} > P_{\text{кр}} \end{cases} \quad (31)$$

$$P_{\text{кр}} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (32)$$

Где $P_{\text{ВЫХ}}$ – давление на выходе, Па; R – газовая постоянная, Дж/кг/К; $P_{\text{кр}}$ – критический перепад.

$$a_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{2}{k+1} kRT_{\text{ВХ}}} \quad (33)$$

Где $a_{\text{кр}}$ – критическая скорость звука, м/с.

2.3.1.2. Математическая модель компрессора

Характеристика компрессора задается в виде таблично заданных функций степени повышения полного давления и КПД в зависимости от приведенной частоты вращения и приведенного расхода воздуха (34 – 37) аналогично традиционным математическим моделям, но в отличие от них расход воздуха через компрессор определяется по таблично заданной функции степени повышения полного давления:

$$\pi_k = f(\omega_{\text{пр}}, \dot{m}_{\text{пр}}) \quad (34)$$

$$\eta = f(\omega_{\text{пр}}, \dot{m}_{\text{пр}}) \quad (35)$$

$$\omega_{\text{пр}} = \frac{\omega_{\phi}}{\sqrt{\frac{T_{\text{вх}}}{T_{\text{нУ}}}}} \quad (36)$$

$$\dot{m}_{\text{пр}} = \dot{m}_{\phi} \cdot \sqrt{\frac{T_{\text{вх}}}{T_{\text{нУ}}}} \cdot \frac{P_{\text{нУ}}}{P_{\text{вх}}} \quad (37)$$

Где $\omega_{\text{пр}}$ – приведенная частота вращения компрессора, рад/с; ω_{ϕ} – физическая частота вращения компрессора, рад/с; $T_{\text{вх}}$ – температура на входе в компрессор, К; $T_{\text{нУ}}$ – температура, соответствующая нормальным условиям, К; $\dot{m}_{\text{пр}}$ – приведенный массовый расход, кг/с; \dot{m}_{ϕ} – физический массовый расход, кг/с; $P_{\text{вх}}$ – давление на входе в компрессор, Па; $P_{\text{нУ}}$ – давление, соответствующее нормальным условиям, Па.

Степень повышения полного давления рассчитывается как отношение выходного давления ко входному (38):

$$\pi_k = \frac{P_{\text{ВЫХ}}}{P_{\text{ВХ}}} \quad (38)$$

Где π_k – степень повышения давления; $P_{\text{ВЫХ}}$ – давление на выходе из компрессора, Па.

Температура на выходе из компрессора определяется по степени повышения полного давления и показателю адиабаты (39):

$$T_{\text{ВЫХ}} = T_{\text{ВХ}} \cdot \left[1 + \frac{1}{\eta} \left(\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \right] \quad (39)$$

Удельная энтальпия на выходе определяется по удельной энтальпии при изэнтропийном сжатии и КПД компрессора (40):

$$h_{\text{ВЫХ}} = h_{\text{ВХ}} + \frac{h_{\text{ВЫХ.ИЗОЭН}} - h_{\text{ВХ}}}{\eta} \quad (40)$$

где $h_{\text{ВЫХ}}$ – удельная энтальпия на выходе из компрессора, Дж/кг; $h_{\text{ВЫХ.ИЗОЭН}}$ – удельная изэнтропийная энтальпия на выходе компрессора, Дж/кг; $h_{\text{ВХ}}$ – удельная энтальпия на входе в компрессор, Дж/кг.

Механическая мощность определяется по произведению разности удельных энтальпий на входе и выходе из компрессора на расход воздуха через компрессор (41):

$$N_{\text{мех}} = \omega_{\phi} \cdot \tau = \dot{m}_{\phi} \cdot (h_{\text{ВЫХ}} - h_{\text{ВХ}}) \quad (41)$$

Где $N_{\text{мех}}$ – механическая мощность, Вт; τ – крутящий момент, Нм.

2.3.1.3. Математическая модель турбины

Характеристика турбины задается в виде табличных функций приведенного расхода газа и КПД от перепада давления на турбине и приведенной частоты вращения (42), (43):

$$\dot{m}_{пр} = f(\omega_{пр}, \pi_T) \quad (42)$$

$$\eta = f(\omega_{пр}, \pi_T) \quad (43)$$

Приведенные параметры при этом рассчитываются по уравнениям, аналогичным используемым в компрессоре (36) и (37). Степень понижения давления на турбине определяется как отношение давления на входе в турбину к давлению на выходе из турбины (44):

$$\pi_T = \frac{P_G}{P_T} \quad (44)$$

Где π_T – степень понижения давления турбины; P_G – давление перед турбиной, Па; P_T – давление за турбиной, Па.

Удельная энтальпия на выходе и мощность турбины определяются аналогично компрессору по уравнениям (40) и (41) соответственно.

2.3.1.4. Математическая модель ротора

Частота вращения ротора определяется в результате интегрирования суммы крутящих моментов (45):

$$\dot{\omega} = \frac{\sum \tau}{I} \quad (45)$$

Где I – момент инерции ротора, кг м².

2.3.1.5. Математическая модель камеры сгорания и газовых объёмов

Плотность и массовая доля компонентов смеси представляются в виде вектора размером, равным количеству веществ, участвующих в задаче (46), (47):

$$\rho_k = \begin{pmatrix} \rho_1 \\ \rho_2 \\ \cdot \\ \cdot \\ \rho_i \end{pmatrix} \quad (46)$$

$$y_k = \begin{pmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \cdot \\ \cdot \\ y_i \end{pmatrix} \quad (47)$$

Где ρ_i - плотность i компонента, кг/м³; y_i - массовая доля i компонента.

Масса компонентов в объёме рассчитывается как произведение объёма на плотность компонента (48), а масса смеси – как сумма масс всех компонентов смеси (49):

$$m_k = \begin{pmatrix} m_1 \\ m_2 \\ \cdot \\ \cdot \\ m_i \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V\rho_1 \\ V\rho_2 \\ \cdot \\ \cdot \\ V\rho_i \end{pmatrix} \quad (48)$$

$$m_{\text{см}} = \sum_{i=1}^n m_i \quad (49)$$

Где V – объём газовой полости, м³; n – количество веществ.

Скорость изменения плотности компонентов определяется суммой расходов компонента через каждый вход в объем (50), (51):

$$\dot{\rho}_k = \begin{pmatrix} \dot{\rho}_1 \\ \dot{\rho}_2 \\ \cdot \\ \cdot \\ \dot{\rho}_i \end{pmatrix} \quad (50)$$

$$\dot{\rho}_i = \frac{1}{V} \cdot \sum_{i=1}^{n_B} y_{iB} \cdot dm_B \quad (51)$$

Где n_B – количество входов в объем; v – номер входа в объем.

Для камеры сгорания добавляются уравнения коэффициента избытка окислителя, скорости реакции и интенсивности теплового потока. При этом в уравнение изменения плотности компонентов добавляется член, учитывающий скорость реакции.

Коэффициент избытка окислителя определяется как отношение отношения окислителя к топливу к стехиометрическому соотношению компонентов (52):

$$\alpha = \frac{\frac{m_o}{m_T}}{L_{CT}} \quad (52)$$

Где α – коэффициент избытка окислителя; m_o – масса окислителя, кг; m_T – масса топлива, кг; L_{CT} – стехиометрическое соотношение.

При расчете продуктов реакции для каждой реакции, протекающей в объеме, задаётся ее скорость. По молярной массе вещества в объеме и скорости реакции рассчитывается скорость изменения количества вещества в объеме (53):

$$dm_{\kappa} = \begin{pmatrix} dm_1 \\ dm_2 \\ \cdot \\ \cdot \\ dm_i \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} M_1 \cdot n_1 \\ M_2 \cdot n_2 \\ \cdot \\ \cdot \\ M_i \cdot n_i \end{pmatrix} \quad (53)$$

Где M – молярная масса, г/моль; n – скорость реакции, моль/с.

Интенсивность теплового потока определяется суммой произведения скорости изменения количества компонентов в результате реакции на энтальпию образования соответствующих компонентов (54):

$$dq_{\text{реак}} = \eta_{\text{сг}} \cdot \sum_0^i dm_i \cdot h_{fi} \quad (54)$$

Где $\eta_{\text{сг}}$ – тепловой КПД камеры сгорания; dm_i – количество реагирующего компонента, кг; h_{fi} – энтальпия образования компонента, Дж/кг.

При этом уравнение скорости изменения плотности компонентов дополняется соответствующим членом, учитывающим образование компонентов в результате реакции (55):

$$\dot{\rho}_i = \frac{1}{V} \cdot (dm_i + \sum_{i=1}^{n_{\text{в}}} y_{i\text{в}} \cdot dm_{\text{в}}) \quad (55)$$

Скорость изменения давления рассчитывается по скорости изменения плотности компонентов в объеме (56):

$$\dot{P} = \rho \left(\frac{dR}{dt} T + R \frac{dT}{dt} \right) + RT \cdot \sum_{i=1}^n \frac{d\rho_i}{dt} \quad (56)$$

Температура газа в объеме рассчитывается по уравнению состояния (57):

$$T = \frac{P}{\sum_{i=1}^n \rho_i \cdot R_i} \quad (57)$$

Где R_i - газовая постоянная i -го компонента.

2.3.2. Математическая модель воздушного винта

Характеристика воздушного винта задается в виде табличных функций коэффициента тяги воздушного винта C_T (V , ω , β) и коэффициента мощности воздушного винта C_N (V , ω , β), определяющих зависимость соответствующих параметров от плотности воздуха, частоты вращения и диаметра воздушного винта (58), (59):

$$T = C_T \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4 \quad (58)$$

$$\tau = \frac{C_N \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5}{\omega} \quad (59)$$

Аэродинамический КПД воздушного винта определяется по соотношению соответствующих коэффициентов (60):

$$\eta_B = \frac{V C_T}{n D C_N} \quad (60)$$

2.3.3. Математические модели механических узлов

Воздушный винт, ГТД и электрические машины объединены в единую систему с помощью механических узлов, редукторов, сумматоров крутящего момента и муфт сцепления.

Для редуктора и мультипликатора изменение частоты вращения и крутящего момента определяется передаточным отношением (61) и (62):

$$\omega_{\text{ВЫХ}} = a\omega_{\text{ВХ}} \quad (61)$$

$$\tau_{\text{ВХ}} = a\tau_{\text{ВЫХ}} \quad (62)$$

Где a – передаточное отношение.

Для суммирования крутящих моментов из нескольких источников при построении математической модели по принципу связанных графов необходимо структурировать входные и выходные параметры определенным образом. При этом модель ротора ставится только со стороны одного из источников. Этот ротор считается общим ротором системы с суммарным моментом инерции всех соединенных роторов, если связи между ними считаются жесткими (63 - 65):

$$\tau_{\text{ВХ2}} = \tau_{\text{ВЫХ}} - \tau_{\text{ВХ1}} \quad (63)$$

$$\omega_{\text{ВЫХ}} = \omega_{\text{ВХ2}} \quad (64)$$

$$\omega_{\text{ВХ1}} = -\omega_{\text{ВХ2}} \quad (65)$$

Переключение состояния муфты сцепления осуществляется за счет сигнала переключения. Непрерывность функции при смене знака крутящего момента на муфте сцепления в случае изменения знака относительной частоты вращения обеспечивается за счет использования функции гиперболического тангенса (66):

$$\tau_{\text{тр}} = \begin{cases} 0 \rightarrow S_{\text{к}} < 0,5 \\ \tau_{\text{к}} \tanh\left(2 \frac{\Delta\omega}{V_{\text{кр}}}\right) \rightarrow S_{\text{к}} \geq 0,5 \end{cases} \quad (66)$$

Где $\tau_{\text{тр}}$ – крутящий момент трения, Нм; $\tau_{\text{к}}$ – момент трения Кулона, Нм; $\Delta\omega$ – разница частоты вращения роторов, об/мин; $V_{\text{кр}}$ – критическая частота вращения, об/мин; $S_{\text{к}}$ – сигнал управления.

2.3.4. Математические модели электрических машин

Математическая модель электрической части гибридной силовой установки включает в себя такие элементы, как генератор постоянного тока, аккумулятор и электродвигатель. Расчет тока в электрической цепи осуществляется по общим правилам в соответствии с законом Ома (67). Дополнительные уравнения, относящиеся к узлам в электрической цепи, записываются отдельно и приведены в разделах, относящихся к соответствующим узлам.

$$I = \frac{U}{R} \quad (67)$$

Где I – сила тока, А; U – напряжение на участке цепи, В; R – электрическое сопротивление, Ом.

2.3.4.1. Математическая модель аккумуляторной батареи

Основные параметры АКБ задаются в виде таблично заданных функций напряжения в разомкнутой цепи, сопротивления при зарядке и разрядке АКБ, максимальной мощности и омического сопротивления в зависимости от степени заряда АКБ.

Изменение заряда аккумулятора определяется отношением силы тока к емкости АКБ (68):

$$\dot{Q} = 100 * 3600 \frac{I}{E} \eta \quad (68)$$

Где \dot{Q} – изменение заряда Кл/с; E – емкость АКБ, Ач; η – КПД.

Падение напряжения рассчитывается как сумма составляющих падений напряжения и включает в себя падение напряжения дополнительного

сопротивления, гистерезис падения напряжения и падение на омическом сопротивлении (69 – 72):

$$\Delta U_{\text{доп}} = -I \cdot R_{\text{доп}} \quad (69)$$

Где $\Delta U_{\text{доп}}$ – дополнительное падение напряжения, В; $R_{\text{доп}}$ – дополнительное сопротивление, Ом.

$$\Delta U_{\text{гист}} = U_{\text{pp}} - U_{\text{p}} \quad (70)$$

Где $\Delta U_{\text{гист}}$ – гистерезис падения напряжения, В; U_{pp} – установившееся напряжение в разомкнутой цепи, В; U_{p} – напряжение в разомкнутой цепи, В.

$$\Delta U_{\text{ом}} = -I \cdot R \quad (71)$$

Где $\Delta U_{\text{ом}}$ – Падение напряжения на омическом сопротивлении, В.

$$\Delta U_{\text{общ}} = \Delta U_{\text{доп}} + \Delta U_{\text{гист}} + \Delta U_{\text{ом}} \quad (72)$$

Где $\Delta U_{\text{общ}}$ – Общее падение напряжения, В.

Изменение входного напряжения на аккумуляторной батарее определяется напряжением в цепи, напряжением в разомкнутой цепи, общим падением напряжения на АКБ и константой фильтра напряжения (73):

$$\frac{dU}{dt} = \frac{U_{\text{pp}} - \Delta U_{\text{общ}} - U}{\tau_u} \quad (73)$$

Где τ_u – Константа фильтра напряжения, с.

2.3.4.2. Математическая модель генератора постоянного тока

Относительная частота вращения определяется как разность частот вращения ротора и статора (74), знак частоты вращения определяет знак ЭДС в цепи:

$$\omega_{от} = -\omega_{ст} - \omega_{рот} \quad (74)$$

Где $\omega_{от}$ – относительная частота вращения ротора, об/мин; $\omega_{ст}$ – частота вращения статора, об/мин; $\omega_{рот}$ – частота вращения ротора, об/мин.

Коэффициент электромагнитного крутящего момента и сопротивление обмотки якоря рассчитывается с учетом поправки на расчетную температуру при работе генератора (75), (76):

$$K_T = K_{T0}(1 + K_{ТП}(T - T_0)) \quad (75)$$

$$R_{я} = R_{я0}(1 + R_{яП}(T - T_0)) \quad (76)$$

Где K_T – коэффициент электромагнитного крутящего момента, В*с/рад; K_{T0} – коэффициент электромагнитного крутящего момента при расчетной температуре В*с/рад; $K_{ТП}$ – поправочный коэффициент электромагнитного крутящего момента, 1/К; T – Температура генератора, К; T_0 – Расчетная температура генератора, К; $R_{я}$ – сопротивление обмотки якоря, Ом; $R_{я0}$ – сопротивление обмотки якоря при расчетной температуре, Ом; $R_{яП}$ – поправочный коэффициент на сопротивление обмотки якоря.

Электродвижущая сила рассчитывается как произведение коэффициента электромагнитного крутящего момента на относительную частоту вращения (77):

$$\varepsilon = K_T \omega_{от} \quad (77)$$

Где ε – электродвижущая сила, В.

Электрический ток в обмотке якоря рассчитывается по ЭДС, омическому сопротивлению якоря и индуктивному сопротивлению якоря (78):

$$\frac{dI_{\text{я}}}{dt} = \frac{U_{\text{я}} - R_{\text{я}}I_{\text{я}} - \varepsilon}{L_{\text{я}}} \quad (78)$$

Где $U_{\text{я}}$ – входное напряжение обмотки якоря, В; $I_{\text{я}}$ – электрический ток в обмотке якоря, А; $L_{\text{я}}$ – индуктивность обмотки якоря, Н.

Электромагнитный крутящий момент рассчитывается как произведение коэффициента электромагнитного крутящего момента на силу тока в обмотке якоря (79):

$$\Gamma = K_{\text{T}}I_{\text{я}} \quad (79)$$

Где Γ – электромагнитный крутящий момент, Нм.

Тепловые потери в обмотке якоря рассчитываются как произведение сопротивления обмотки якоря на квадрат силы тока в обмотке якоря (80):

$$dh = R_{\text{я}} I_{\text{я}}^2 \quad (80)$$

Где dh – тепловые потери в обмотке якоря, Дж/с.

2.3.4.3. Математическая модель электродвигателя

Относительная частота вращения электродвигателя рассчитывается аналогично расчету относительной частоты вращения электрогенератора (74).

Механическая мощность электродвигателя рассчитывается как произведение частоты вращения и крутящего момента (81):

$$N_M = \tau_{эд} \omega_{рот} \quad (81)$$

Где N_M – механическая мощность электродвигателя, Вт; $\tau_{эд}$ – крутящий момент электродвигателя, Нм.

Мощность инвертера рассчитывается как сумма мощности электродвигателя и механических потерь (82):

$$N_{и} = N_M + dh_M \quad (82)$$

Где $N_{и}$ – мощность инвертера, Вт; dh_M – механические потери в электродвигателе, Дж/с.

Мощность электродвигателя равна мощности инвертера и потерь на инвертере, а также произведению силы тока и напряжения в цепи (83):

$$N_{эд} = N_M + dh_M + dh_{и} = IU \quad (83)$$

Где $N_{эд}$ – мощность электродвигателя, Вт; $dh_{и}$ – тепловые потери на инвертере, Дж/с.

КПД электродвигателя и его компонентов определяется соотношением мощностей соответствующих компонентов механической мощности электродвигателя и инвертера, инвертера и электродвигателя, механической и электрической мощности электродвигателя (84 – 86):

$$\eta_M = \frac{N_M}{N_{и}} \quad (84)$$

$$\eta_{и} = \frac{N_{и}}{N_{эд}} \quad (85)$$

$$\eta_{эд} = \frac{N_M}{N_{эд}} \quad (86)$$

Где η_M – механический КПД электродвигателя; $\eta_{и}$ – КПД инвертера; $\eta_{эд}$ – КПД электродвигателя.

Сила тока в цепи электродвигателя определяется мощностью электродвигателя и напряжением в цепи (87 – 89):

$$I = \frac{N_M + dh_M + dh_{и}}{U} \quad (87)$$

$$dh_M = \frac{N_M}{\eta_M} - N_M \quad (88)$$

$$dh_{и} = \frac{N_{и}}{\eta_{и}} - N_{и} \quad (89)$$

Крутящий момент электродвигателя ограничен максимальным крутящим моментом. При достижении максимального крутящего момента до достижения заданной мощности электродвигатель работает со сниженной мощностью.

2.3.5. Математическая модель летательного аппарата

Аэродинамические характеристики летательного аппарата C_x и C_y задаются в виде таблично заданных функций от скорости полета и угла атаки ЛА $C_x(V, \alpha)$ $C_y(V, \alpha)$. Для упрощения составления системы дифференциальных уравнений уравнения движения ЛА записываются как зависимость производных проекций импульса ЛА от суммы сил, действующих на ЛА (90) и (91):

$$\dot{P}_x = \left(\frac{(N_{ГТД} + N_{ЭД}\eta_{ЭД})\eta_B}{V} - \frac{\rho V^2}{2} F C_x \right) \cos \alpha - \frac{\rho V^2}{2} F C_y \sin \alpha \quad (90)$$

$$\begin{aligned} \dot{P}_y = & \left(\frac{(N_{ГТД} + N_{ЭД}\eta_{ЭД})\eta_B}{V} - \frac{\rho V^2}{2} F C_x \right) \sin \alpha \\ & + \frac{\rho V^2}{2} F C_y \cos \alpha - Mg + k(H_3 - H) \end{aligned} \quad (91)$$

Масса летательного аппарата складывается из масс его узлов и систем (92):

$$M = M_a + M_p + M_{\Pi} + M_T + M_{Э} + M_{\Pi\text{Н}} \quad (92)$$

Где M – начальная масса ЛА, кг; M_T – масса топлива, кг; M_a – масса АКБ, кг; M_p – масса редуктора, кг; M_{Π} – масса планера, кг; $M_{Э}$ – масса электрических машин, кг; $M_{\Pi\text{Н}}$ – масса полезной нагрузки, кг.

Мгновенная масса летательного аппарата определяется интегралом расхода топлива (93):

$$m_t = M - \int_0^t \dot{m} dt \quad (93)$$

Где m_t – мгновенная масса летательного аппарата, кг.

Расход топлива определяется как сумма расходов всех силовых установок (94):

$$\dot{m} = \sum_i^{n_d} T_i * C_{yди} \quad (94)$$

Где T_i – тяга i -й силовой установки, Н; $C_{yди}$ – удельный расход топлива i -й силовой установки, кг/Н/ч.

Скоростной напор определяется условиями полета, плотностью окружающей среды и скоростью полета (95):

$$q = \frac{\rho V^2}{2} \quad (95)$$

Где q – скоростной напор, кг/м/с².

Сила аэродинамического сопротивления и подъемная сила рассчитываются как произведение скоростного напора на площадь миделя и соответствующие аэродинамические коэффициенты (96) и (97):

$$D = qF_m C_x \quad (96)$$

$$L = qF_m C_y \quad (97)$$

Где F_m – Площадь миделя летательного аппарата.

Проекция скорости полета ЛА определяются отношением мгновенного импульса ЛА к мгновенной массе ЛА (98) и (99):

$$\dot{H} = \frac{P_y}{m_t} \quad (98)$$

$$\dot{X} = \frac{P_x}{m_t} \quad (99)$$

Где X – дальность полета, м; H – высота полета, м.

2.3.6. Система управления

Система управления реализована в виде двух PID регуляторов, имеющих отрицательную обратную связь и контролирующих скорость и высоту полета за счет расхода топлива ГТД и угла атаки ЛА. Программа полета задается в виде зависимости числа Маха полета и высоты полета от времени полета, которые подаются на вход соответствующих регуляторов. Программа управления электродвигателем задается в виде зависимости мощности электродвигателя от времени полета. Управление муфтами генератора и электродвигателя осуществляется автоматически при изменении знака мощности в программе управления электродвигателем.

2.4. Построение математической модели

Математическая модель построена средствами визуального программирования в программном комплексе Simcenter Amesim. На верхнем уровне модели находятся электрические машины, воздушный винт, ГТД и ЛА (рисунок 18).

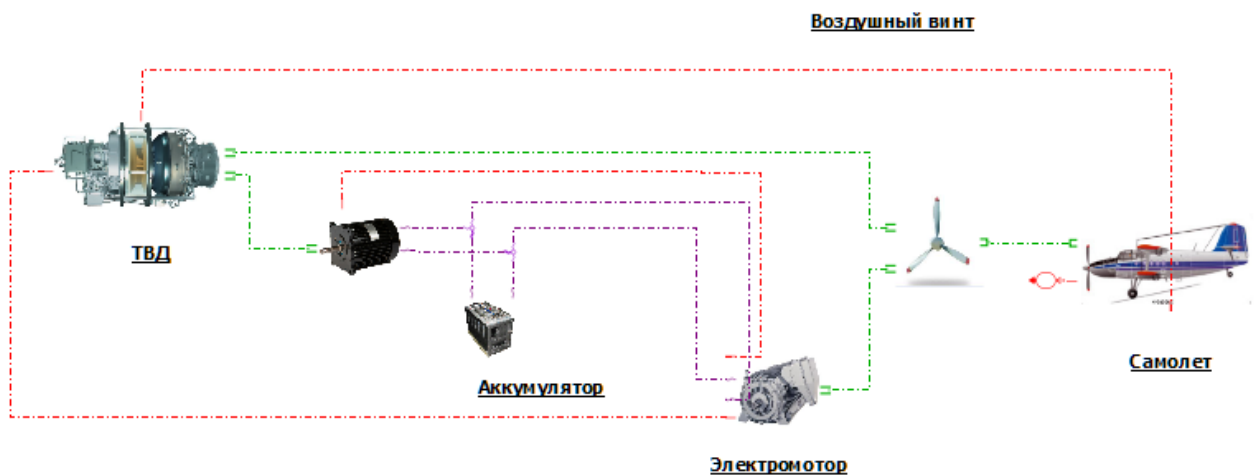


Рисунок 18.Верхний уровень разработанной математической модели

В виде подмоделей реализованы математические модели ГТД (рисунок 19) и ЛА (рисунок 20).

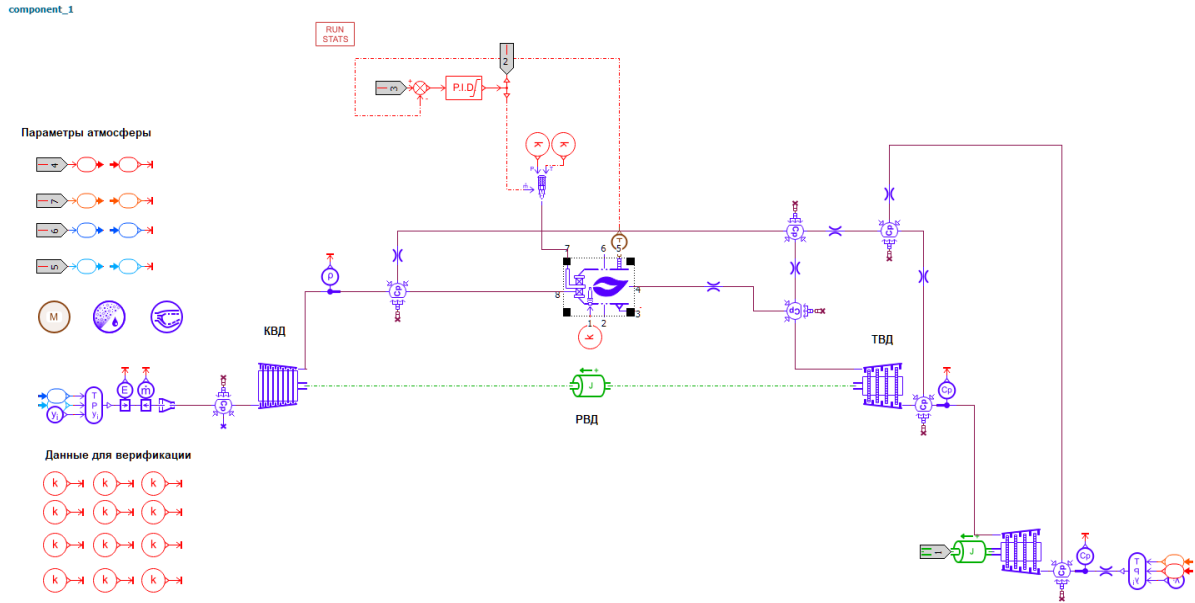


Рисунок 19. Математическая модель ГТД

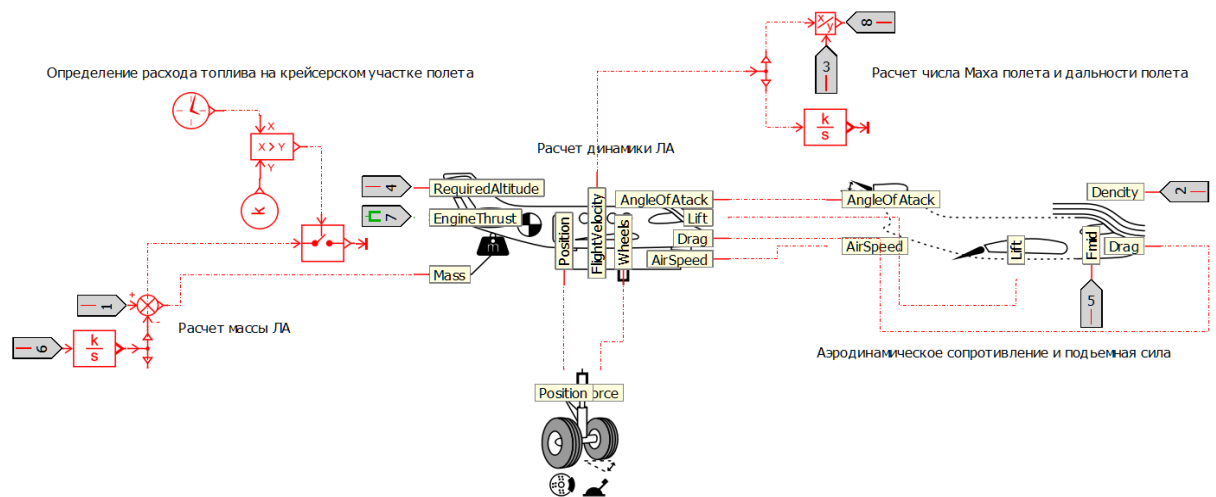


Рисунок 20. Математическая модель ЛА

2.5. Валидация математической модели ГТД

Задача рассматривается на примере гибридной силовой установки на базе двигателя ВК-800. В математическую модель закладываются характеристики лопаточных машин (рисунки 21 - 26).

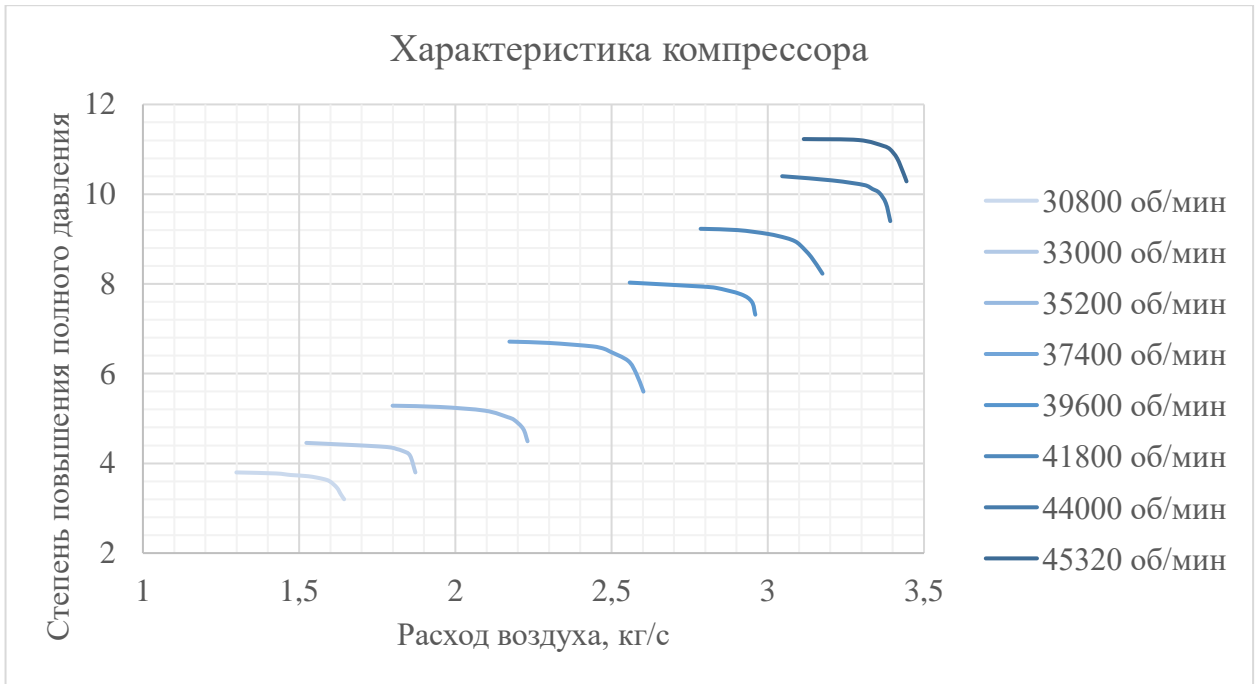


Рисунок 21. Характеристика степени повышения полного давления компрессора

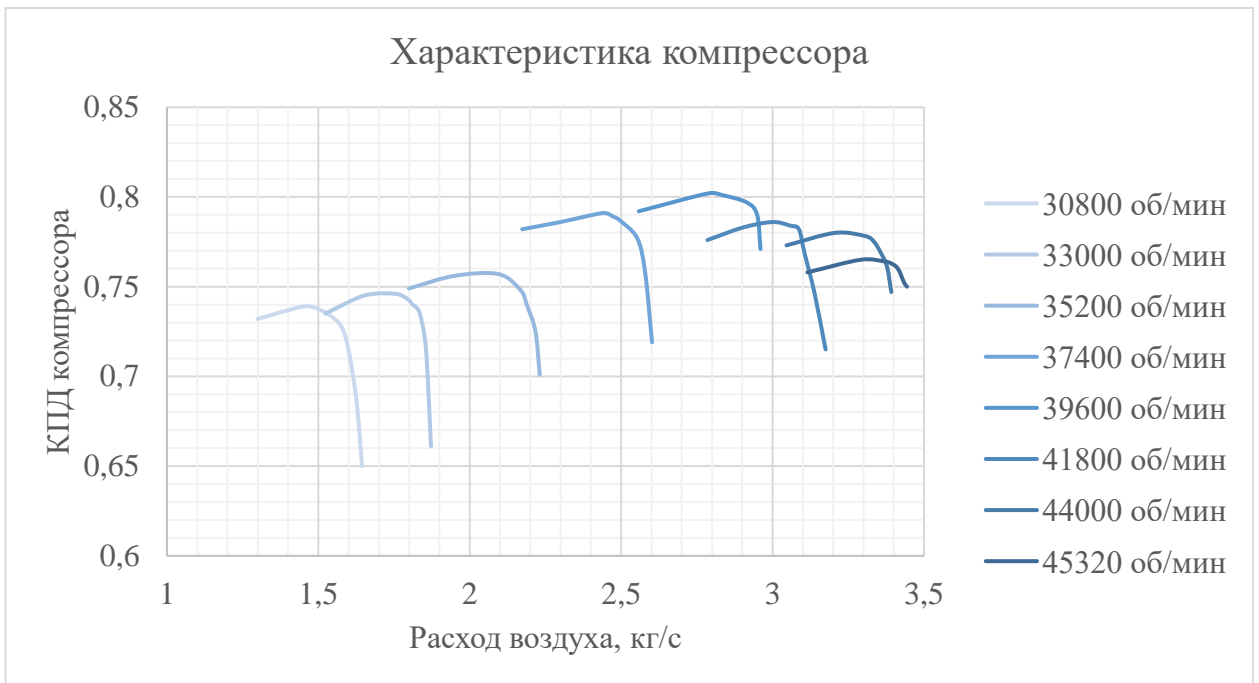


Рисунок 22. Характеристика КПД компрессора

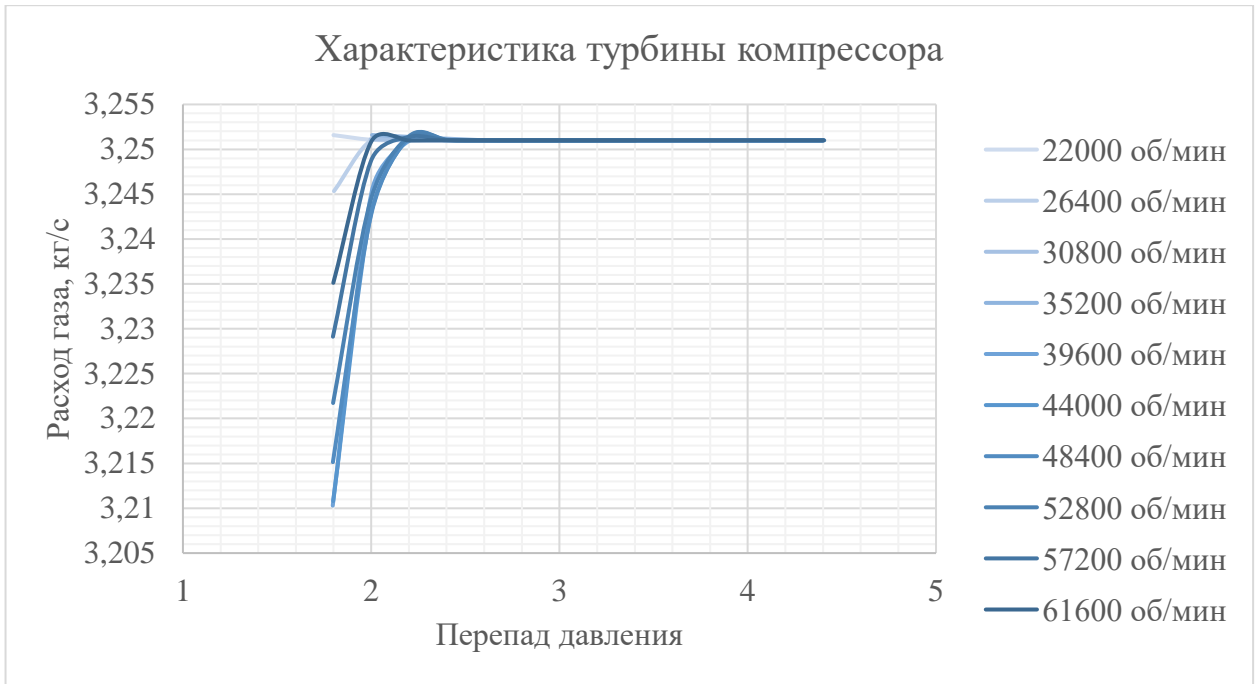


Рисунок 23. Характеристика расхода турбины компрессора

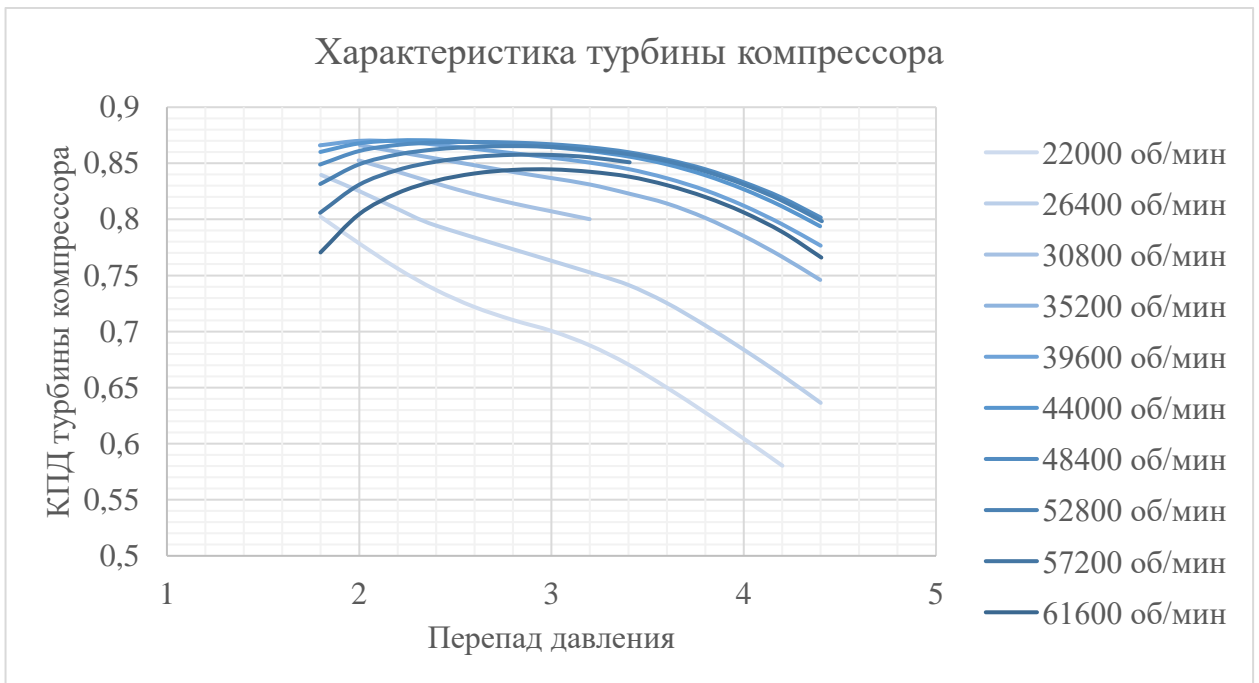


Рисунок 24. Характеристика КПД турбины компрессора

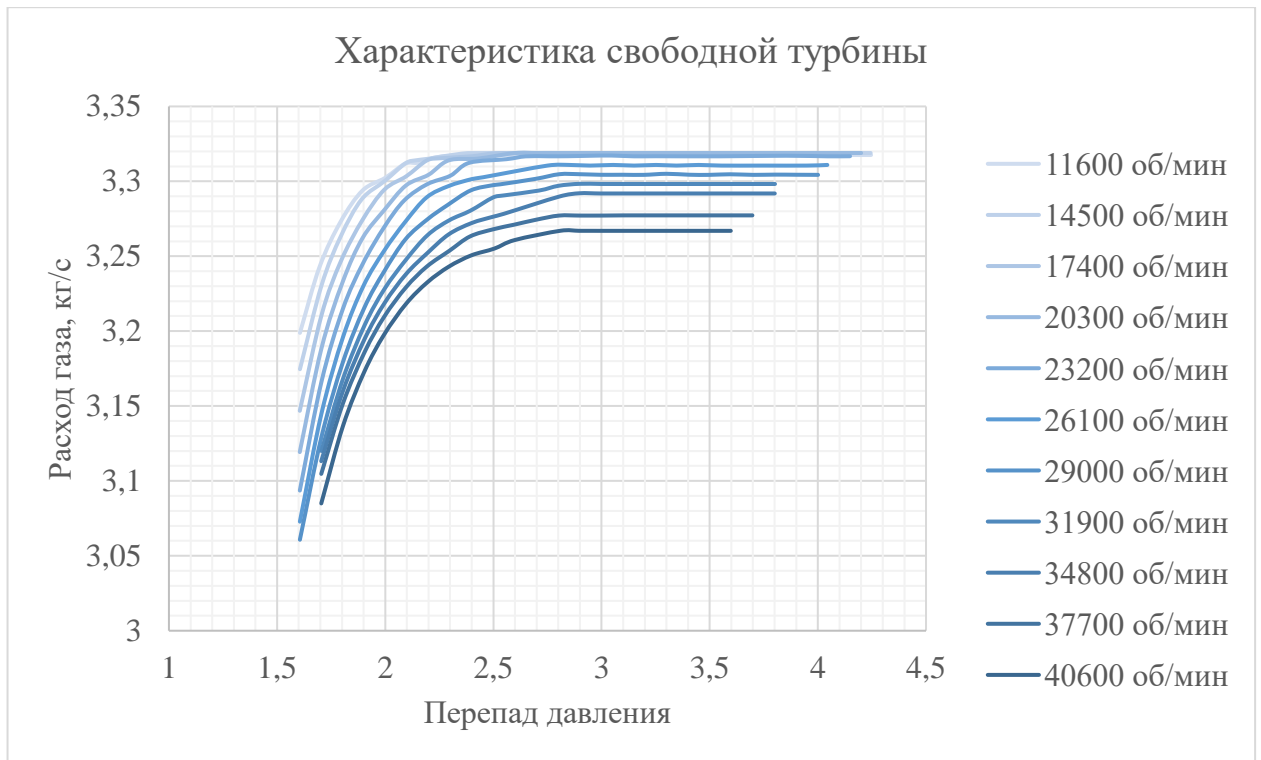


Рисунок 25. Характеристика расхода свободной турбины

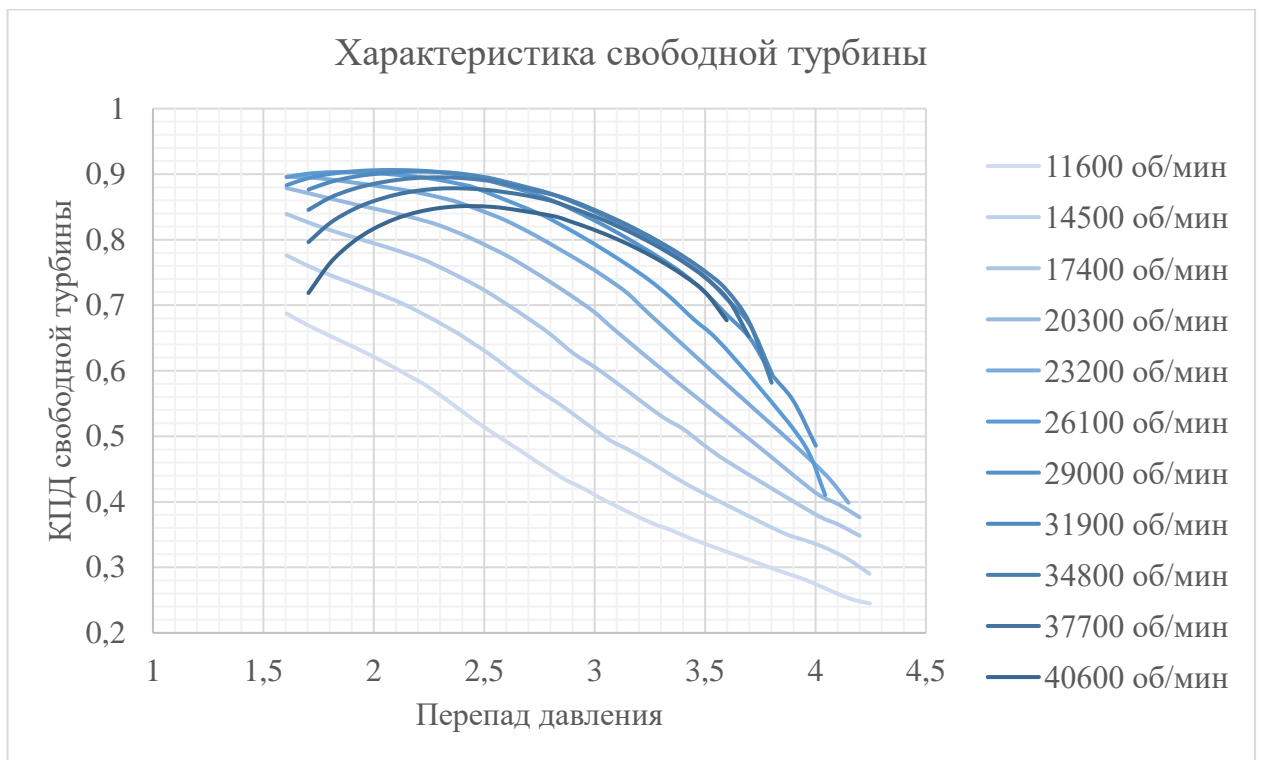


Рисунок 26. Характеристика КПД свободной турбины

Также в модель закладываются параметры узлов двигателя (таблица 1):

Таблица 1. Параметры двигателя ВК-800, заложенные в математическую модель

Параметр модели	Значение
Химический состав воздуха по массовым долям	
Азот	0,755248
Кислород	0,0231455
Аргон	0,012827
Углекислый газ	0,000455846
Неон	0,000013937
Температура на уровне моря, К	288,147
Давление на уровне моря, Па	101319
Уравнение химической реакции	$C_{10}H_{20} + 15O_2 = 10H_2O + 10CO_2$
Диаметр ВЗУ, мм	349
Объем между ВЗУ и компрессором, м ³	0,02
Расчетное давление перед компрессором, Па	101325
Расчетная температура перед компрессором, К	288,15
Объем между камерой сгорания и компрессором, м ³	0,02
Полнота сгорания	0,985
Объем камеры сгорания, м ³	0,03
Площадь горла завихрительного устройства, мм ²	8833
$q(\lambda)$ в горле завихрительного устройства	0,65
Площадь горла соплового аппарата, м ²	0,2
Объем между камерой сгорания и турбиной, м ³	0,01
Расчетное давление перед турбиной, бар	9,891
Расчетная температура газа перед турбиной, К	1360
Объем соплового аппарата свободной турбины, м ³	0,02
Расчетное давление перед свободной турбиной, бар	2,873

Расчетная температура газа перед свободной турбиной, К	1061
Объем между выходного патрубка, м ³	0,03
Площадь сечения выходного патрубка, мм ²	43000
$q(\lambda)$ в выходном патрубке	0,8
Площадь сечения канала отбора охлаждающего воздуха от компрессора, мм ²	2020
$q(\lambda)$ в канале отбора охлаждающего воздуха	1
Объем канала отбора охлаждающего воздуха, м ³	0,01
Площадь каналов охлаждения соплового аппарата, мм ²	201
$q(\lambda)$ в канале охлаждения соплового аппарата	0,96
Площадь канала охлаждения термопары свободной турбины, мм ²	46
$q(\lambda)$ в канале охлаждения термопары свободной турбины	0,967
Расход топлива на номинальном режиме работы, г/с	65,75
Давление перед топливной форсункой, бар	11
Температура топлива, К	320
Момент инерции ротора газогенератора, кг м ²	0,0603
Момент инерции ротора свободной турбины, кг м ²	0,001

Валидация математической модели выполнена сравнением результатов математического моделирования с расчетным режимом, описанным в документации на двигатель. Результаты сравнения приведены в Таблице 2. Достоверность математической модели обеспечивается проверкой выполнения закона сохранения энергии как для всей модели, так и для отдельных моделируемых систем.

Таблица 2. Сравнение результатов математического моделирования с результатами термодинамического расчета

Параметр ГСУ	Результат математической модели	Расчетный режим	Относительная погрешность, %
Частота вращения ротора, об/мин	44011	44000	<1
Степень повышения полного давления	10,1	10	1
Температура газа, К	1374	-	
КПД компрессора	0,77	0,77	<1
Расход воздуха, кг/с	3,333	3,333	<1
Расход топлива, г/с	65,75	66	<1
Температура газа после смешения с охлаждающим воздухом в СА, К	1359,5	1360	<1
Полное давление перед свободной турбиной, атм	2,9	2,9	<1
Температура газа перед рабочим колесом свободной турбины, К	1063	1061	<1
КПД турбины	0,847	0,855	<1
Мощность на валу газогенератора, кВт	1164	1154	<1
Температура газа за свободной турбиной, К	865	863	<1
Мощность на валу свободной турбины, кВт	766	753	1,7

Полученные результаты позволяют сделать вывод о достаточной точности разработанной математической модели ГТД. Отклонения от расчетного режима составили менее 2%. Наибольшее отклонение показала степень повышения полного давления и мощности свободной турбины.

2.6. Выводы по главе

В первом разделе главы предложено аналитическое уравнение, определяющее область применения ЛА с ГСУ и воздушным винтом, проведено параметрическое исследование влияния параметров ЛА и электрических машин на их область применения, показаны результаты расчетов для ЛА с параметрами Cessna 208В, предложен способ определения топливной эффективности ЛА при переходе с ГТД на ГСУ, показана возможность снижения расхода топлива рассмотренного ЛА за полетный цикл для полетных циклов до 1000 км.

Во втором разделе предложена постановка задачи оптимизации ГСУ, которая позволяет существенно снизить количество варьируемых параметров за счет привязки технического облика ГСУ к программе управления и упростить задачу оптимизации. Аналитически выведены ограничения на множество обликов ГСУ, предложены критерии оптимальности ГСУ высокого уровня.

В третьем разделе главы предложена имитационная математическая модель ЛА с ГСУ, позволяющая оценивать эффективность применения ГСУ за полетный цикл с учетом влияния динамики ГСУ и ЛА и их совместной работы.

В четвертом разделе выполнен расчет ГТД ВК-800 по известным параметрам, проведена валидация математической модели по результатам расчетов, показано хорошее совпадение результатов с номинальным режимом работы двигателя, описанным в документации на двигатель.

3. ОПТИМИЗАЦИЯ ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

3.1. Постановка задачи оптимизации ГСУ на базе ВК-800 для самолета Cessna 208В

При моделировании самолета Cessna 208В в качестве ГТД рассматривается двигатель ВК-800, использованный при валидации математической модели. Для определения ограничений в уравнение (20) закладываются высотноростная характеристика двигателя, зависимость КПД воздушного винта и аэродинамические характеристики летательного аппарата. В соответствии с разделом 2.1 при современном перспективном уровне развития аккумуляторов и электрических машин эффективность применения гибридных силовых установок ограничена дальностью полетного цикла 1050 км. Задача решается с параметрами широко доступных современных электрических машин, для которых область применения ограничена дальностью 840 км.

Решение задачи оптимизации приведено для трех вариантов полетного цикла: 1) длительный полетный цикл с продолжительностью полета 10000 с. и дальностью 960 км. находится за границей области применимости ГСУ (для такого полетного цикла ожидается увеличение расхода топлива за полетный цикл при переходе на ГСУ), 2) средний полетный цикл продолжительностью полета 6000 с. и дальностью 565 км. (для такого полетного цикла ожидается снижение расхода топлива за полетный цикл), 3) короткий полетный цикл продолжительностью полета 3000 с. и дальностью 270 км., находящийся на границе применимости электрических летательных аппаратов (для такого полетного цикла ожидается существенное снижение расхода топлива). Положение рассматриваемых полетных циклов на области применения ГСУ показано на рисунке 27.

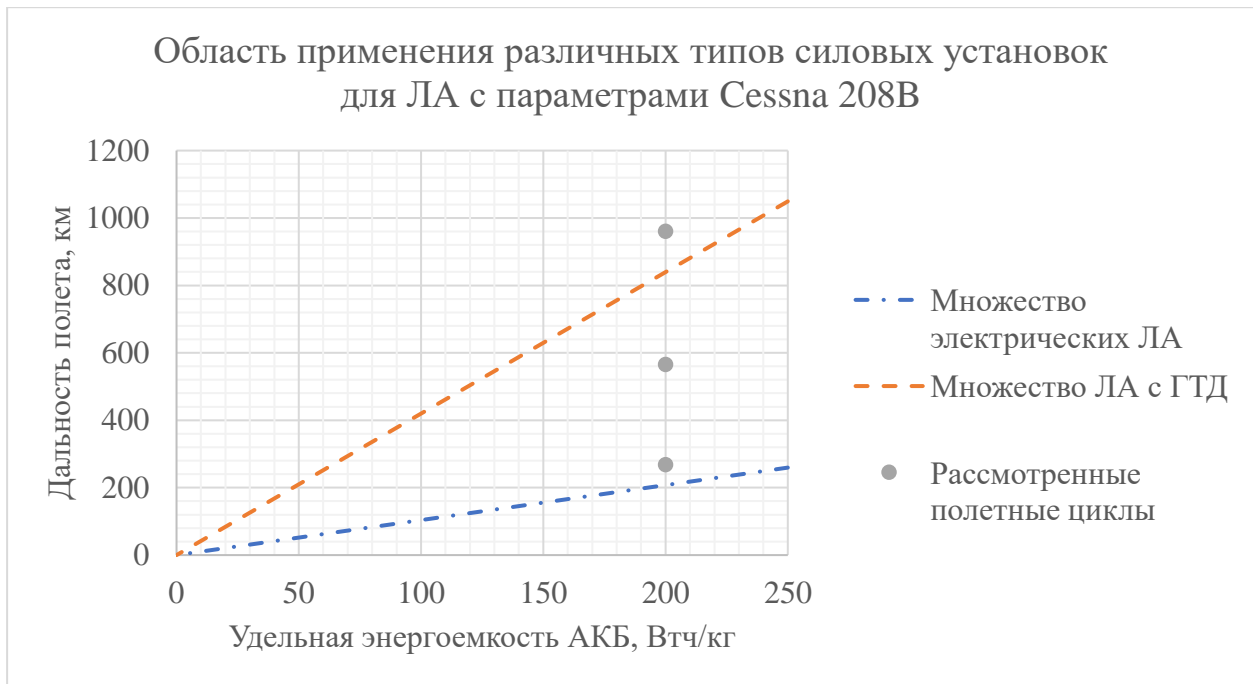


Рисунок 27. Положение рассматриваемых полетных циклах на области применения ГСУ

В уравнение (20) закладываются параметры и характеристики ЛА и ГСУ (таблица 3) и (рисунки 28-34).

Таблица 3. Параметры ЛА

Параметр	Значение
Площадь миделя ЛА, м ²	12
Удельная мощность электродвигателя, Вт/кг	1000
Удельная энергоёмкость АКБ, Вт*ч/кг	200
Масса планера и топлива в начальный момент времени, кг	3050
Масса полезной нагрузки, кг	500
Передаточное отношение редуктора	0,0978
Силовая установка	ВК-800



Рисунок 28. Коэффициент подъемной силы ЛА

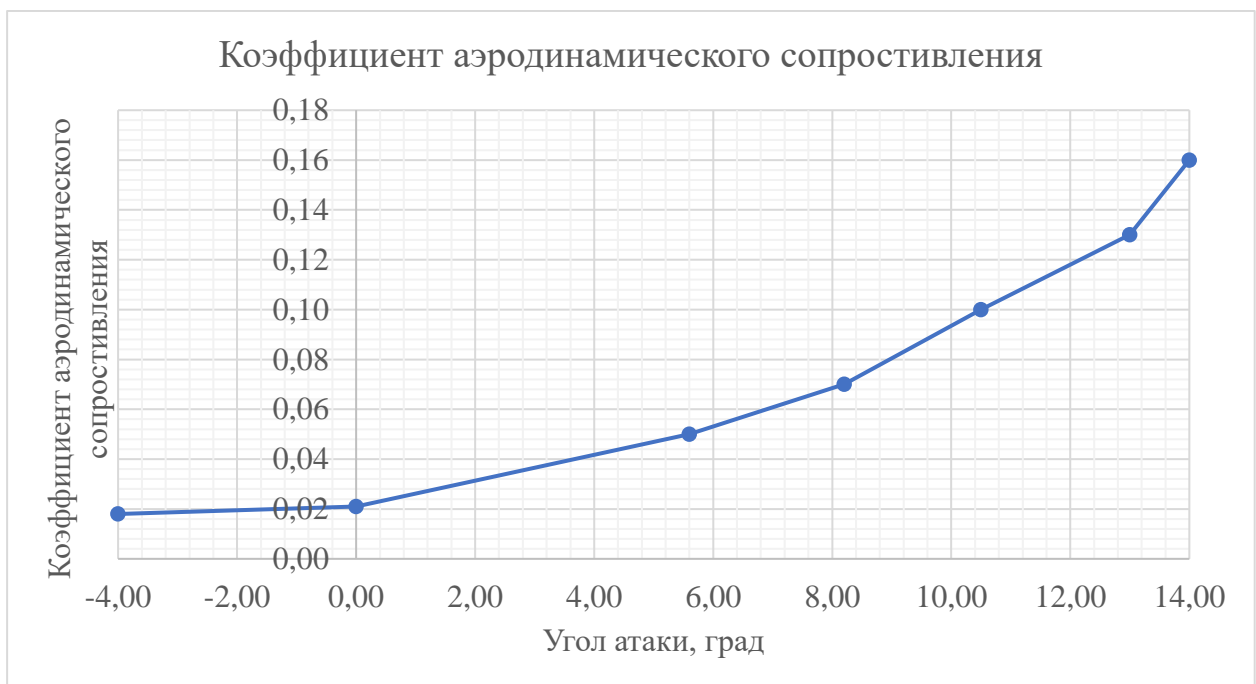


Рисунок 29. Коэффициент аэродинамического сопротивления ЛА



Рисунок 30. Полетный цикл продолжительностью 3000 секунд



Рисунок 31. Полетный цикл продолжительностью 6000 секунд

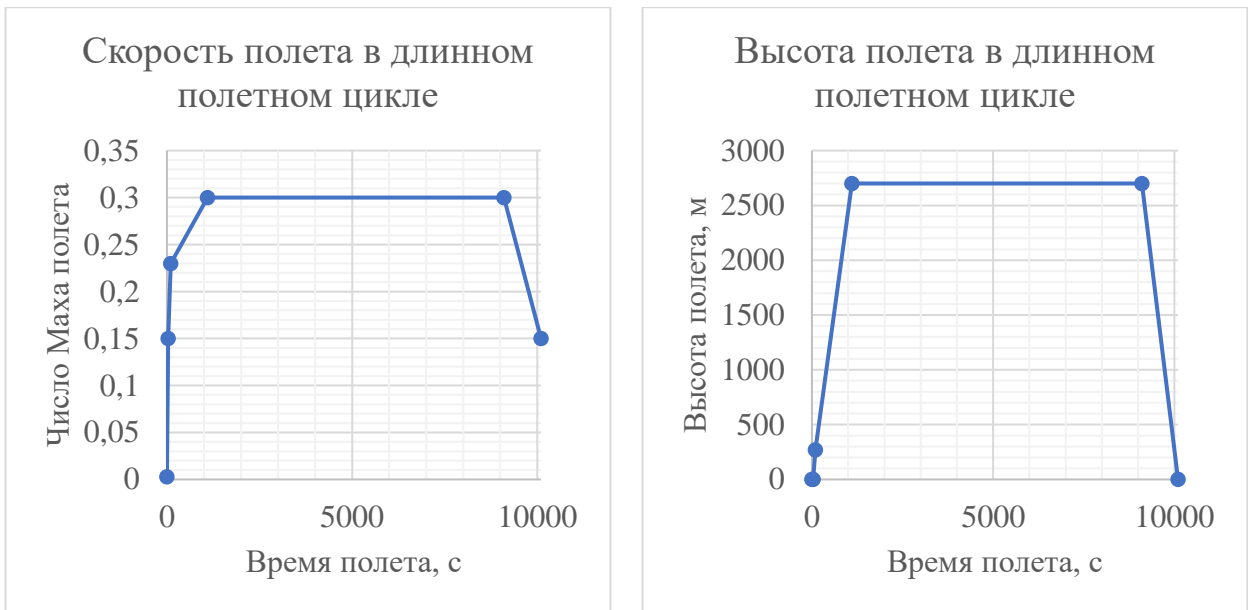


Рисунок 32. Полетный цикл продолжительностью 10000 секунд

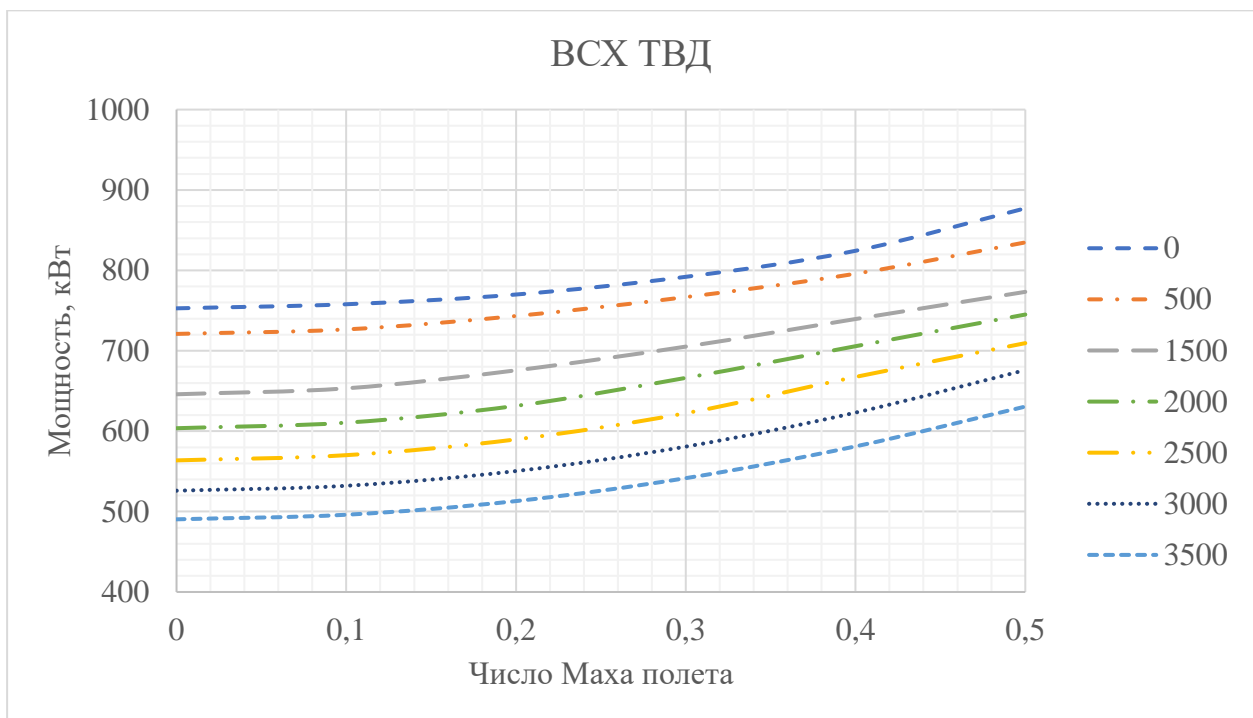


Рисунок 33. ВСХ ВК – 800 для расчета ограничений

Воздушный винт для рассматриваемого двигателя спроектирован с использованием инструментов оптимизации и теории импульса лопастного элемента, что позволило получить воздушный винт с высоким КПД в широком диапазоне скоростей полета.

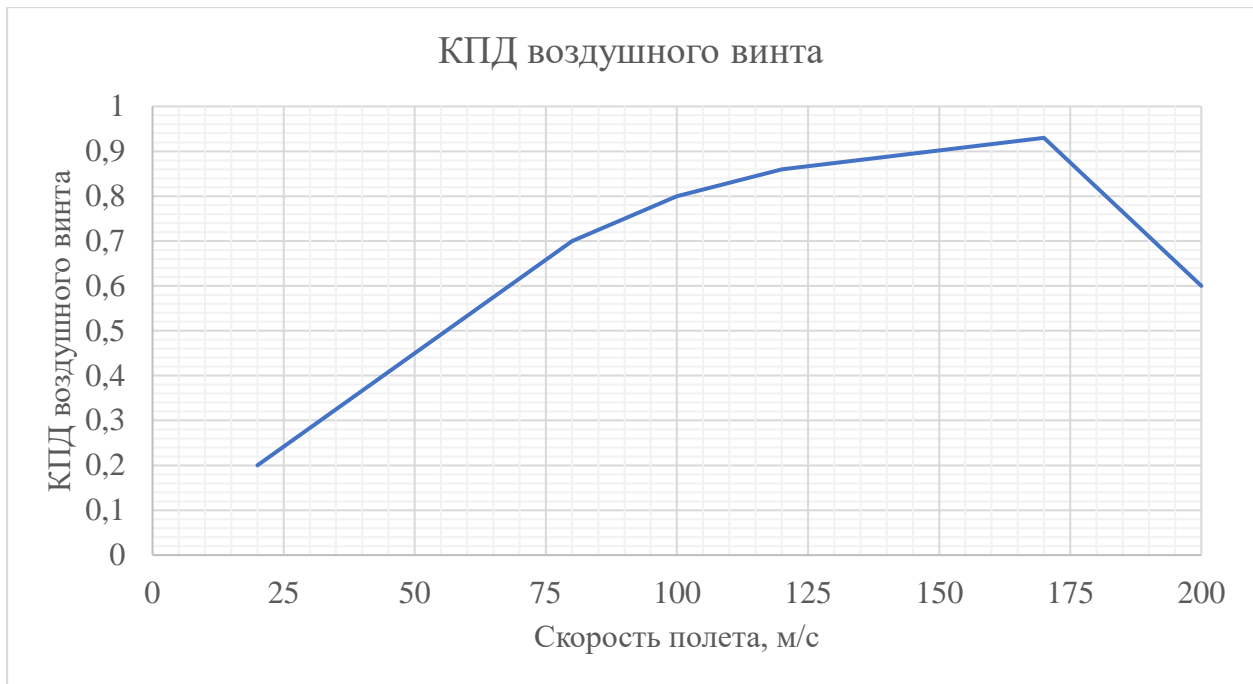


Рисунок 34. КПД воздушного винта

В результате решения неравенств (20) с заложенными характеристиками определяются ограничения на минимальную мощность электрической машины (максимальный отбор мощности генератором), при которой мощности ГТД достаточно для преодоления аэродинамического сопротивления при достаточной подъемной силе, и максимальную мощность электрической машины, которой достаточно для преодоления аэродинамического сопротивления при максимальной подъемной силе.

При поиске решения в виде кусочно линейной функции (22) ограничение по массе более существенно, чем ограничение по аэродинамическому сопротивлению. В этом случае отличие в результате решения соотношений (20) для трех полетных циклов заключается только в продолжительности крейсерского участка полета (рисунки 35-37).

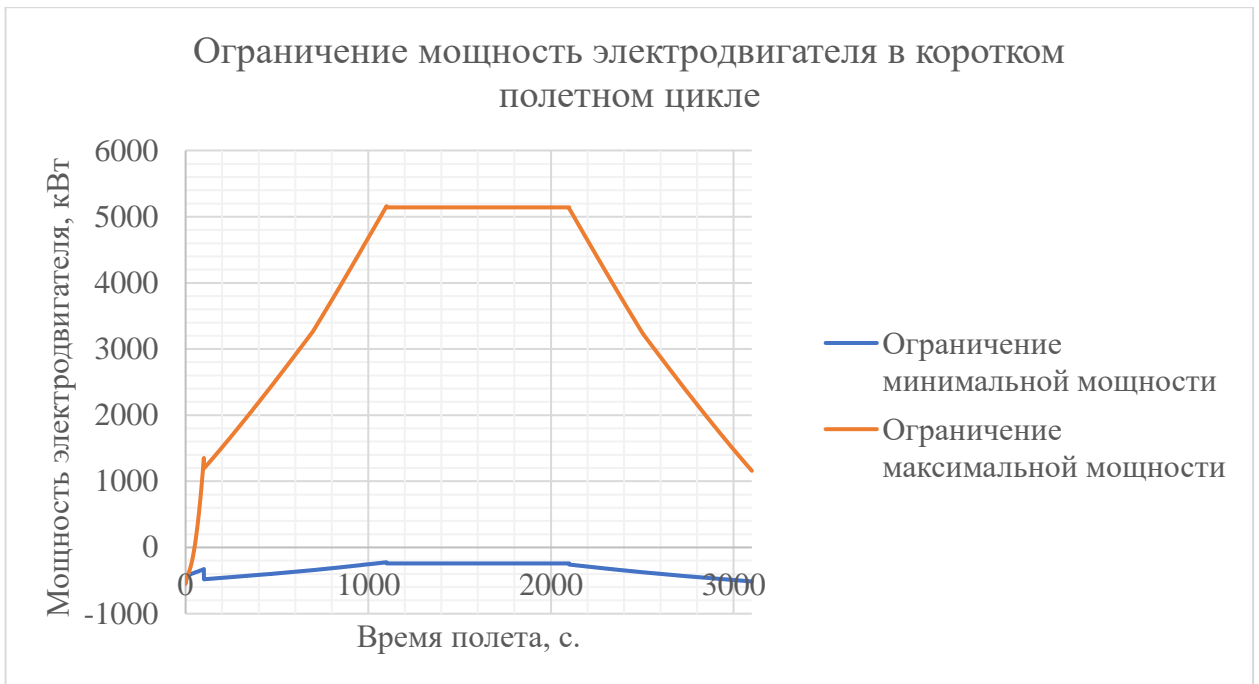


Рисунок 35. Ограничения на мощность электродвигателя в коротком полетном цикле

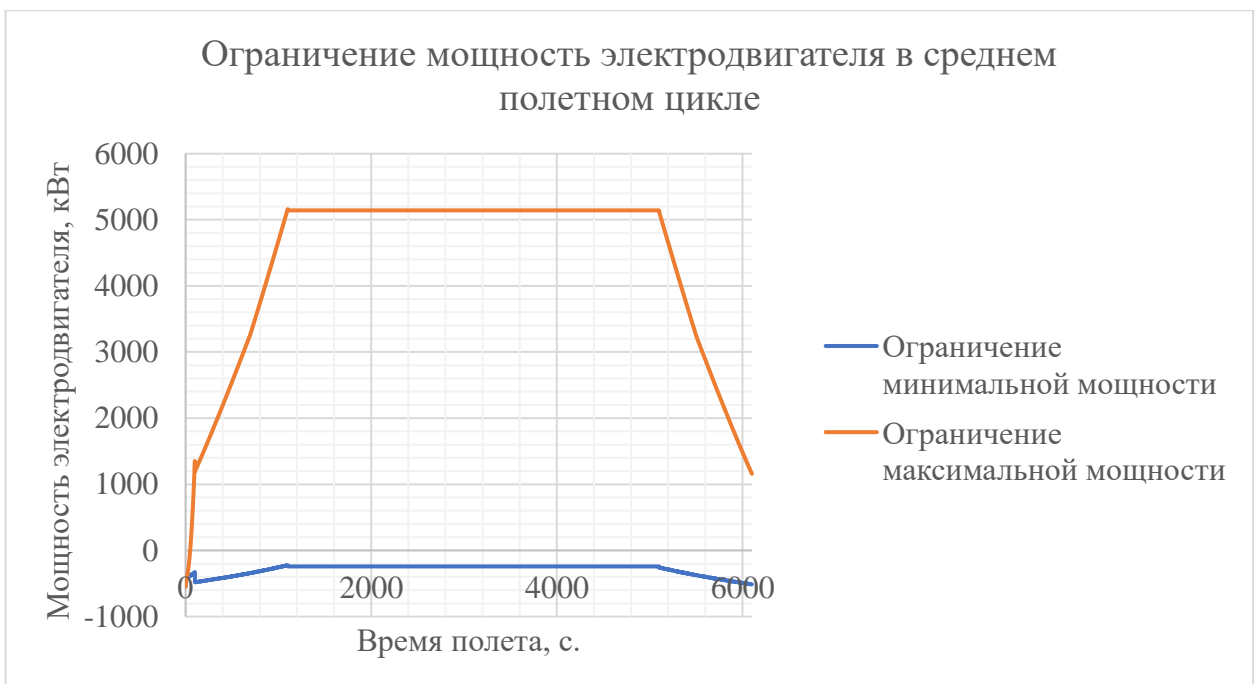


Рисунок 36. Ограничения на мощность электродвигателя в среднем полетном цикле

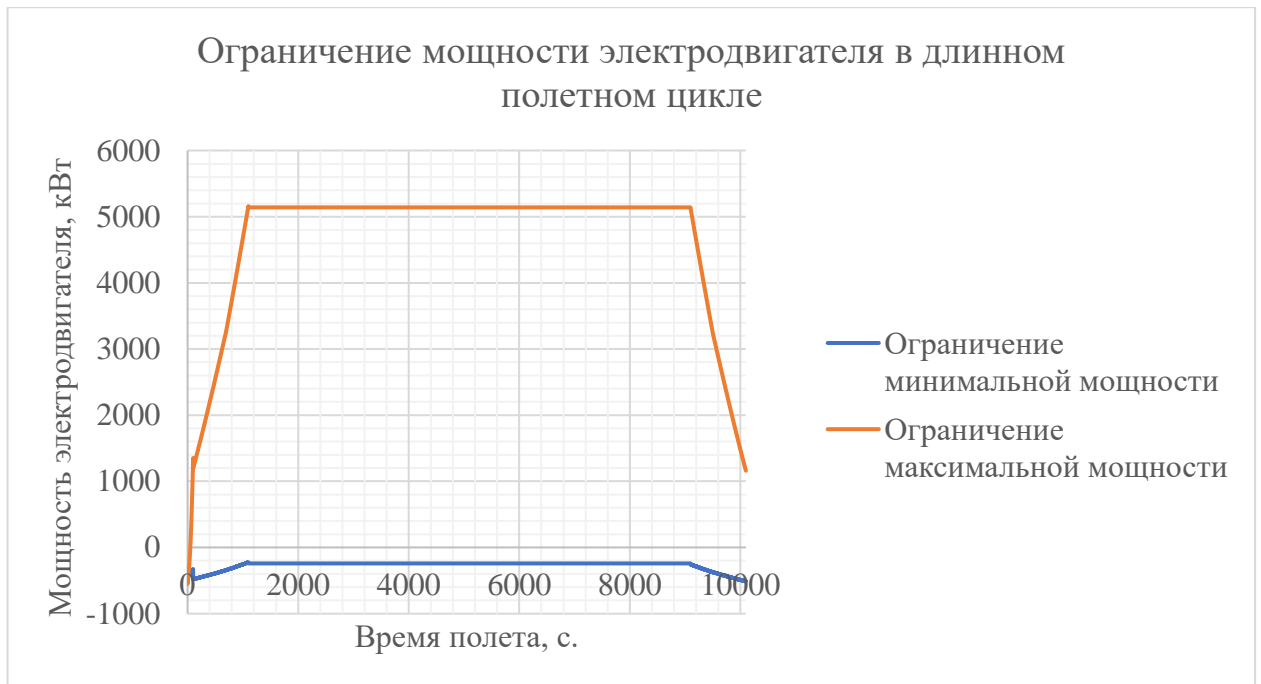


Рисунок 37. Ограничения на мощность электродвигателя в длинном полетном цикле

Для запуска оптимизации необходимо заложить в математическую модель ГСУ в системе ЛА параметры ГСУ и ЛА (рисунки 38-40) и (таблица 4).

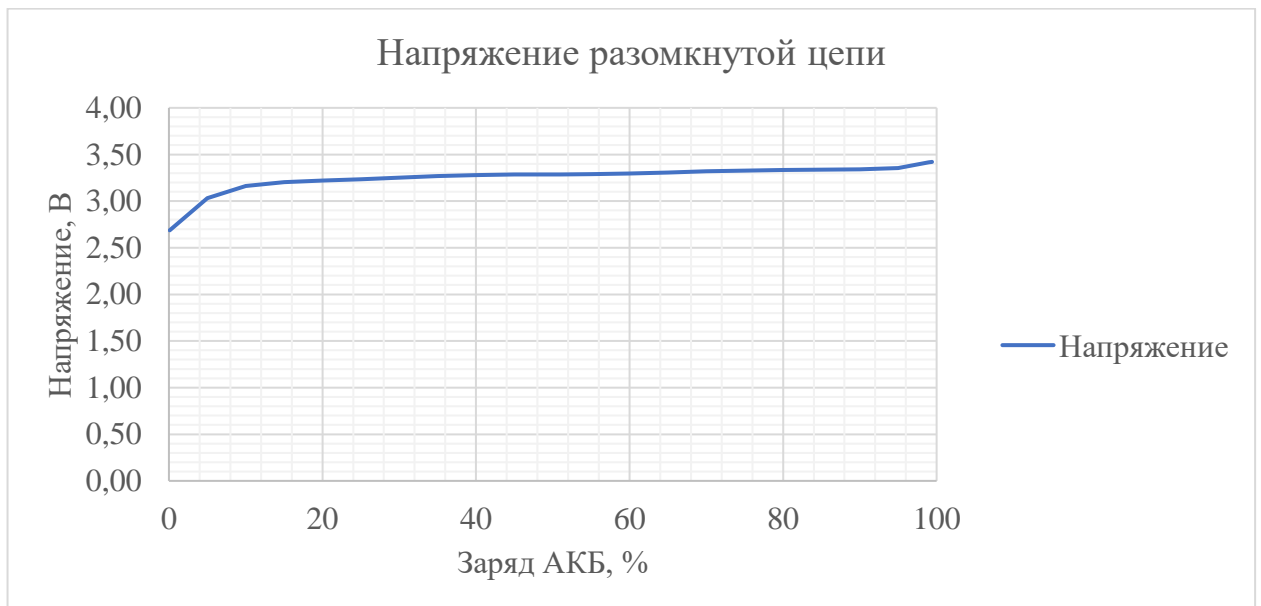


Рисунок 38. Характеристика напряжения разомкнутой цепи АКБ

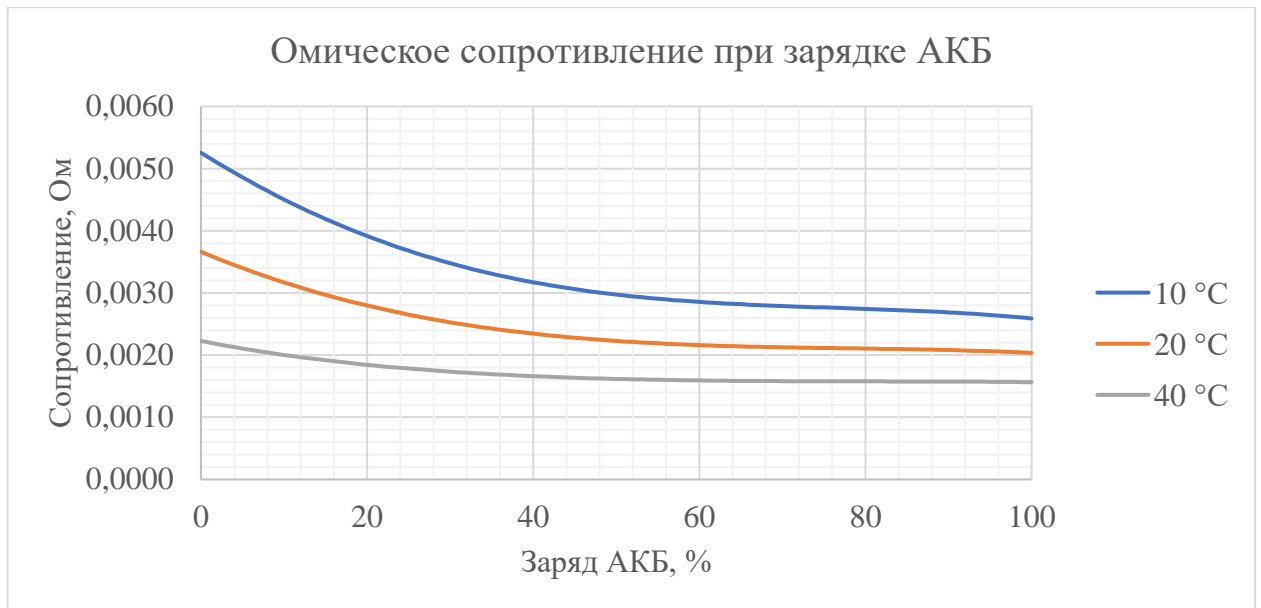


Рисунок 39. Характеристика омического сопротивления АКБ при зарядке

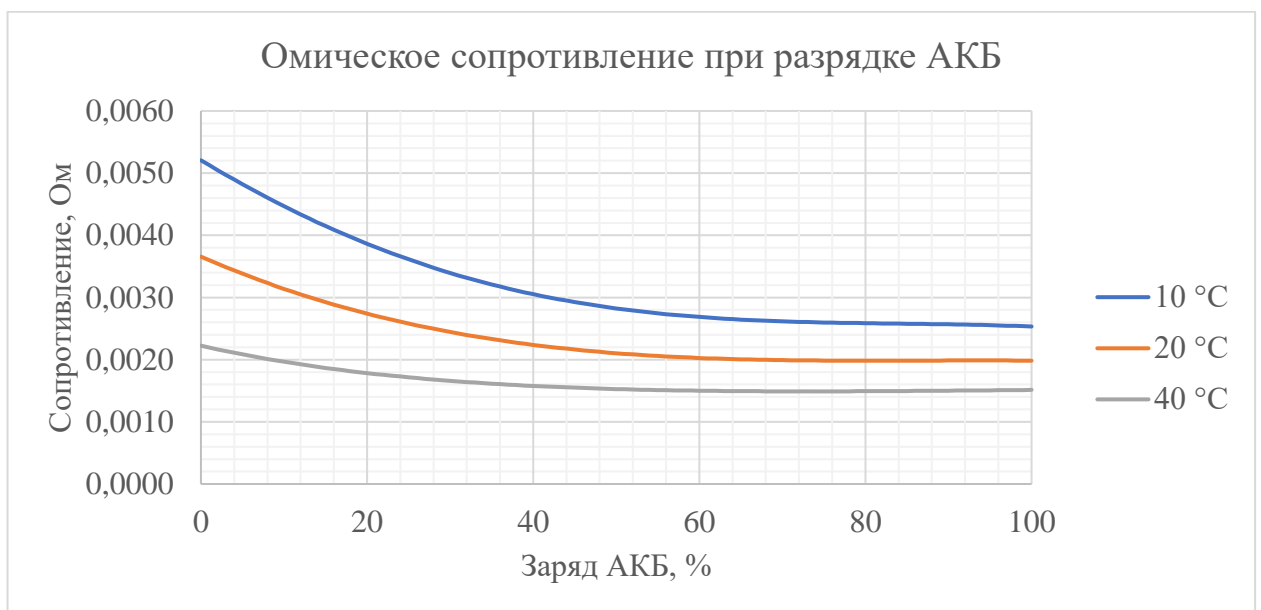


Рисунок 40. Характеристика омического сопротивления АКБ при разрядке

Таблица 4. Настройки математической модели

Параметр	Значение
Ограничение частоты вращения электродвигателя, об/мин	10000
Механический КПД электродвигателя	0,93
КПД инвертера	0,98
Передаточное отношение редуктора	0,0978
Жесткость шасси, кН/м	80
Диаметр воздушного винта, м	2,6

Также под разработанную математическую модель ЛА с ГСУ настраивается программа управления (таблица 5):

Таблица 5. Настройки системы управления

Параметр	Значение
Пропорциональный коэффициент контроля скорости полета	1
Интегральный коэффициент контроля скорости полета	0.00628318530717959
Дифференциальный коэффициент контроля скорости полета	0
Границы насыщения управления расходом топлива, кг	0-0,06
Пропорциональный коэффициент контроля высоты полета	2
Интегральный коэффициент контроля высоты полета	0,05
Дифференциальный коэффициент контроля высоты полета	0,5
Границы насыщения управления углом атаки, град	-4 - 14

Для сравнения с ГТД проводится математическое моделирование с мощностью и массой электрических машин, равными 0.

3.2. Результаты оптимизация ГСУ для полетного цикла малой дальности

В результате решения задачи оптимизации ГСУ определяются коэффициенты функции управления (22). Для короткого полетного цикла оптимальной функцией управления является постоянная мощность электродвигателя (рисунок 41). При такой функции управления ЛА не несет лишнюю массу ни в одной точке траектории.

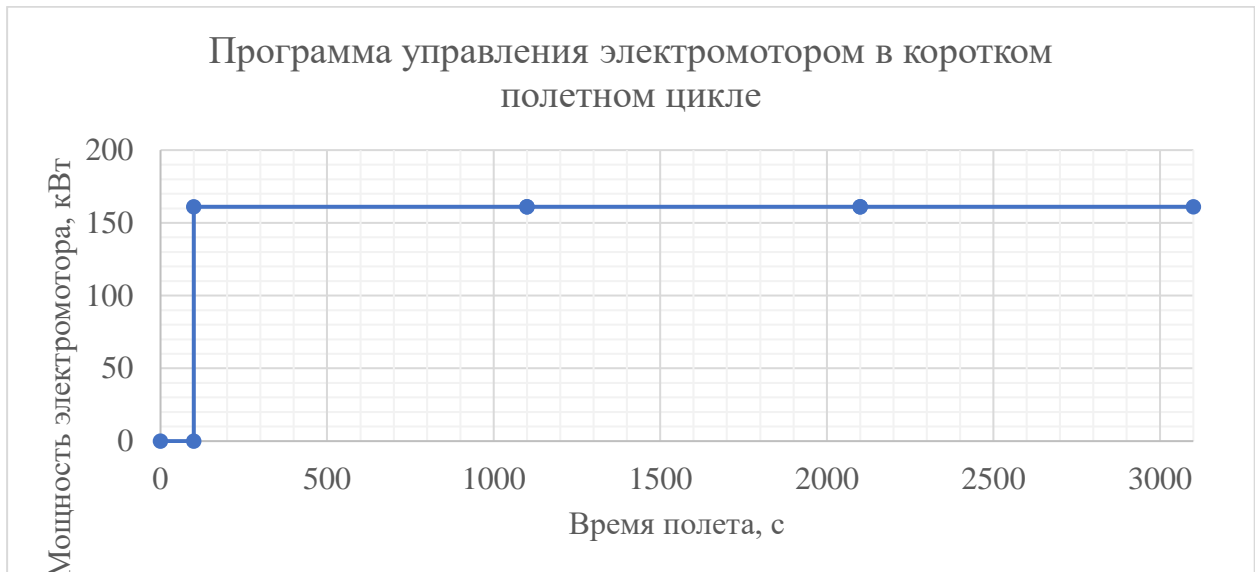


Рисунок 41. Программа управления электродвигателем в коротком полетном цикле

Расход топлива при такой функции управления оказывается ниже, чем у ГТД, в течение всего полетного цикла (рисунок 42).

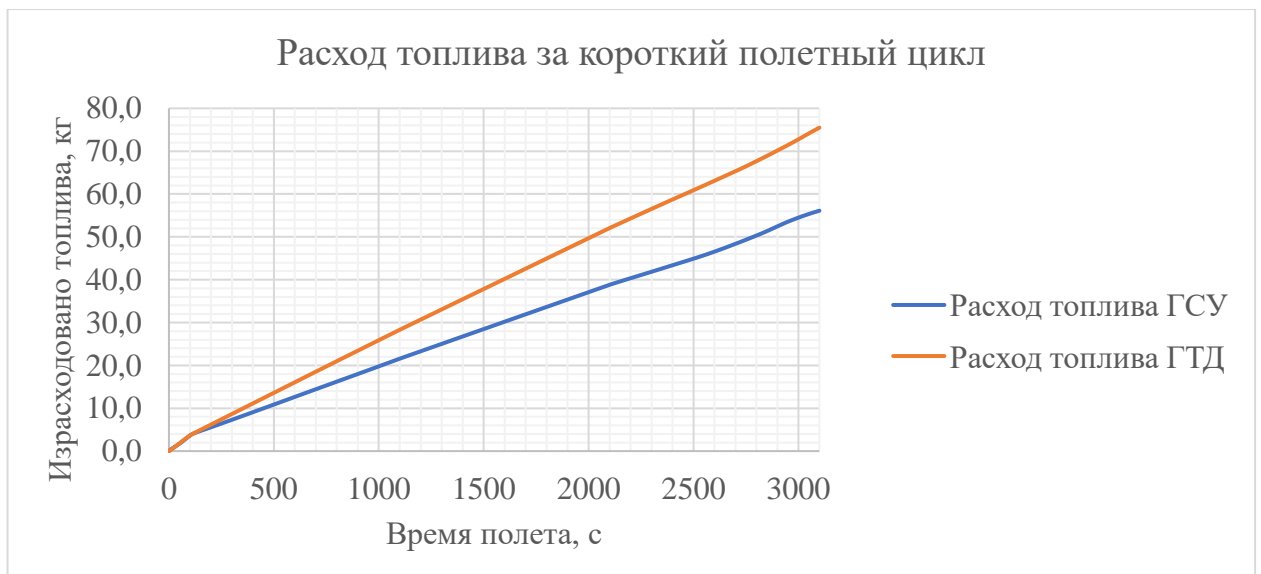


Рисунок 42. Расход топлива в коротком полетном цикле

Снижение расхода топлива в рассматриваемом полетном цикле и при найденном законе управления достигается за счет снижения потребной мощности ГТД в течение большей части полетного цикла. На участке набора скорости потребная мощность ГТД в составе ГСУ оказывается выше за счет большой массы ЛА (рисунок 43).

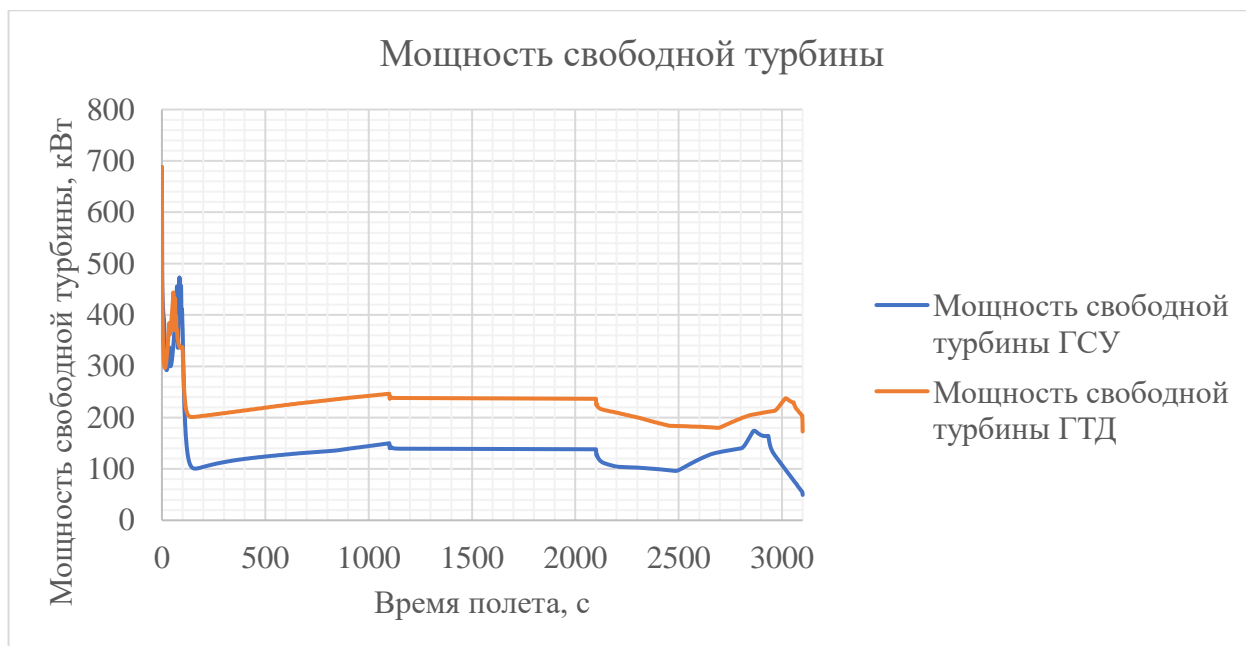


Рисунок 43. Мощность свободной турбины в коротком полетном цикле

Снижение мощности свободной турбины достигается за счет дросселирования ГТД. При этом снижается температура газа (рисунок 44).

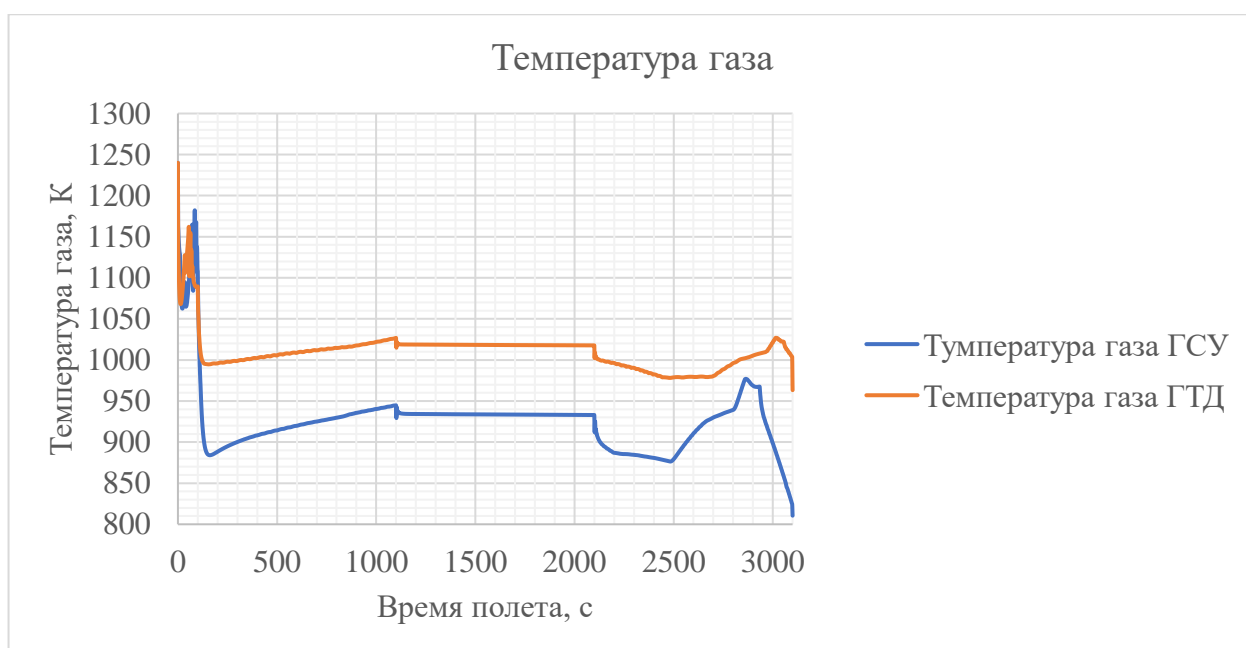


Рисунок 44. Температура газа коротком полетном цикле

Несмотря на снижение потребной мощности ГТД, общая мощность ГСУ возрастает, так как пропорционально увеличению массы ЛА увеличивается потребная тяга воздушного винта (рисунок 45).

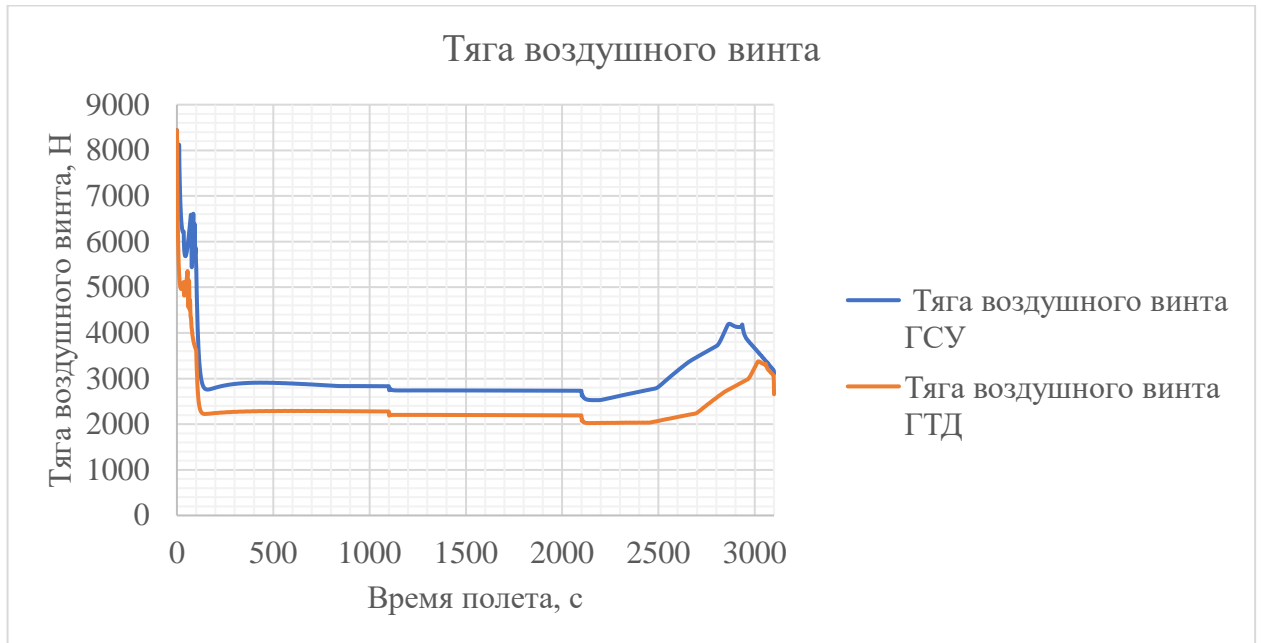


Рисунок 45. Тяга воздушного винта в коротком полетном цикле

Дроселирование ГТД приводит к запуску второго механизма изменения расхода топлива, изменяются параметры термодинамического цикла и режим работы узлов ГТД, что приводит к изменению КПД и удельного расхода топлива (рисунки 46 и 47).

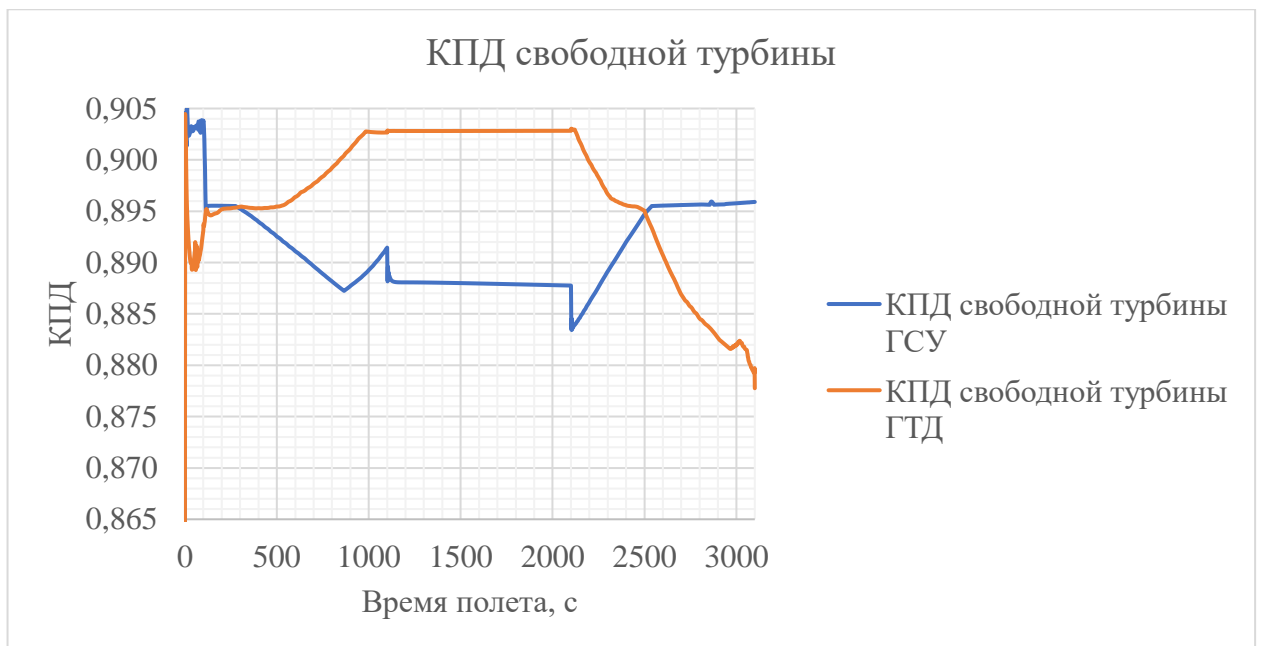


Рисунок 46. КПД свободной турбины в коротком полетном цикле



Рисунок 47. Удельный расход топлива в коротком полетном цикле

В рассматриваемом полетном цикле удельный расход топлива существенно возрастает из-за дроселирования двигателя, что не позволяет получить предсказанного аналитической зависимостью уровня снижения расхода топлива. Снижение расхода топлива за полетный цикл составило 25%. В случае установки на ЛА в составе ГСУ ГТД меньшей размерности можно добиться снижения расхода топлива более, чем на 40%.

3.3. Результаты оптимизация ГСУ для полетного цикла средней дальности

В результате поиска оптимальной функции управления ГСУ для полетного цикла средней продолжительности было найдено два облика с незначительно отличающимся расходом топлива. Первый закон управления аналогичен оптимальному закону управления короткого полетного цикла, снижение мощности электродвигателя при этом обусловлено необходимостью установки на борту ЛА АКБ большей массы для обеспечения работы электродвигателя в течение большего времени полета. Второй закон управления отличается большей мощностью электродвигателя и меньшей массой АКБ. Снижение расхода топлива при этом

достигается за счет более низкого среднего удельного расхода топлива ГТД в течение полетного цикла (рисунок 48).

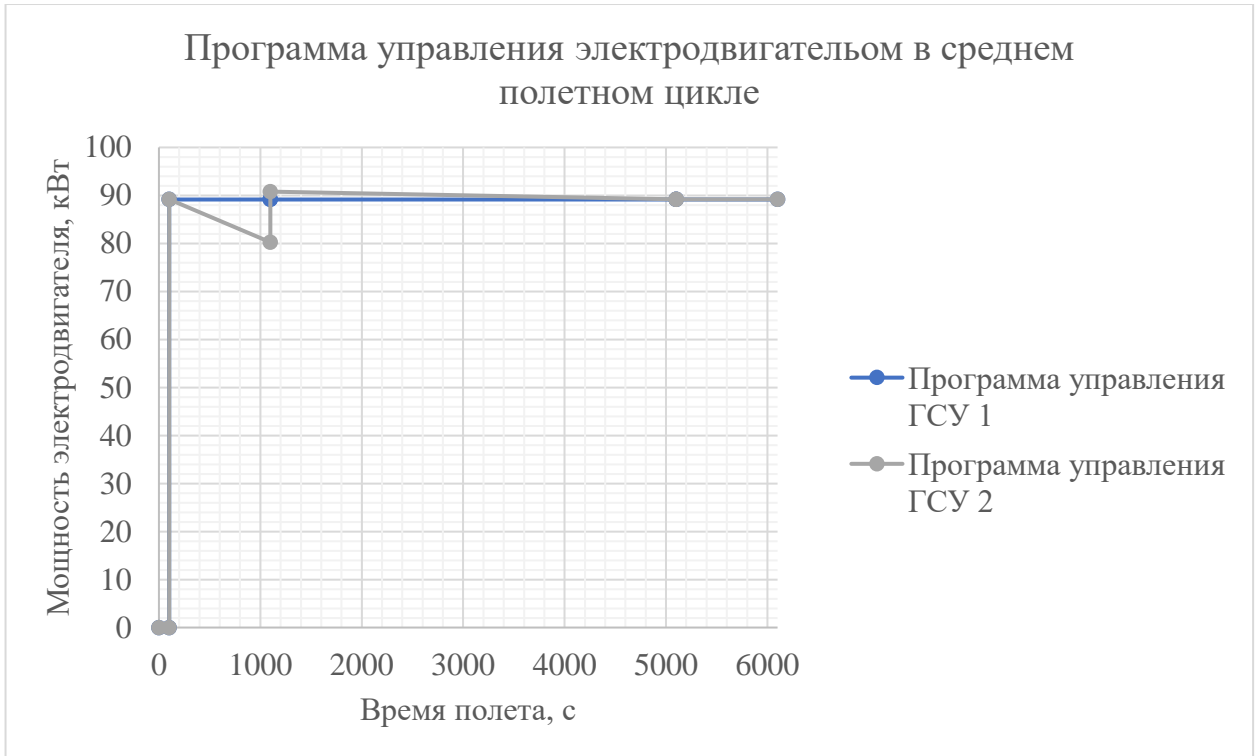


Рисунок 48. Программа управления электродвигателем в среднем полетном цикле

Оба варианта управления ГСУ позволяют снизить расход топлива за полетный цикл на 9 кг. по сравнению с расходом топлива ГТД, что составляет 6% от расхода топлива ГТД (рисунок 49).

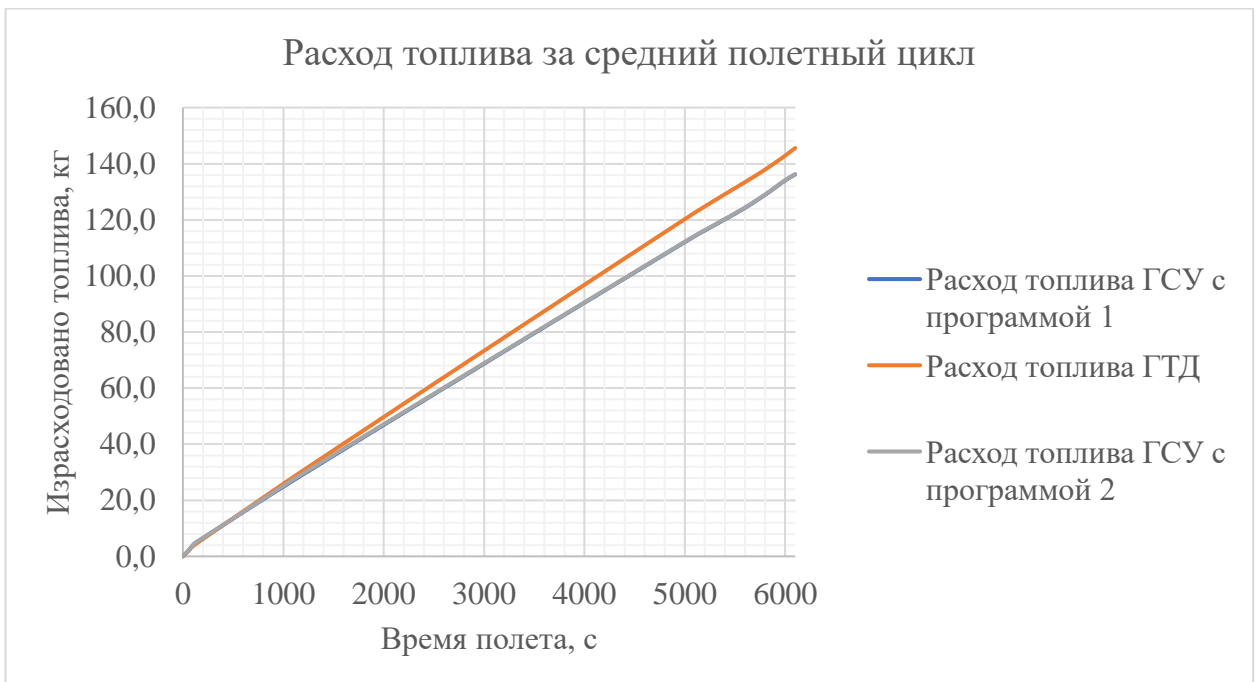


Рисунок 49. Расход топлива в среднем полетном цикле

Избыточный расход топлива ГСУ, связанный с большей массой электродвигателя при этом компенсируется более высоким КПД свободной турбины на участках набора высоты и крейсерского полета (рисунок 50).

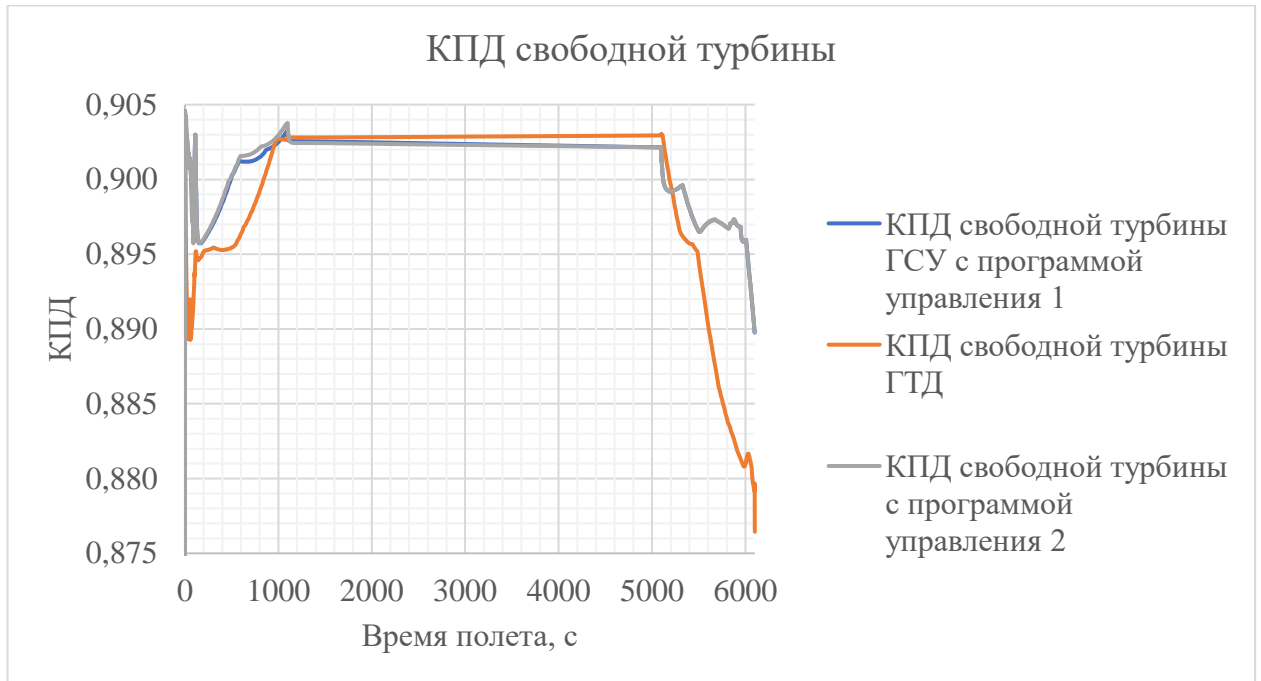


Рисунок 50. КПД свободной турбины в среднем полетном цикле

Потребная мощность ГТД и температура газа у второго варианта управления ГСУ при этом оказывается выше (рисунки 51, 52).

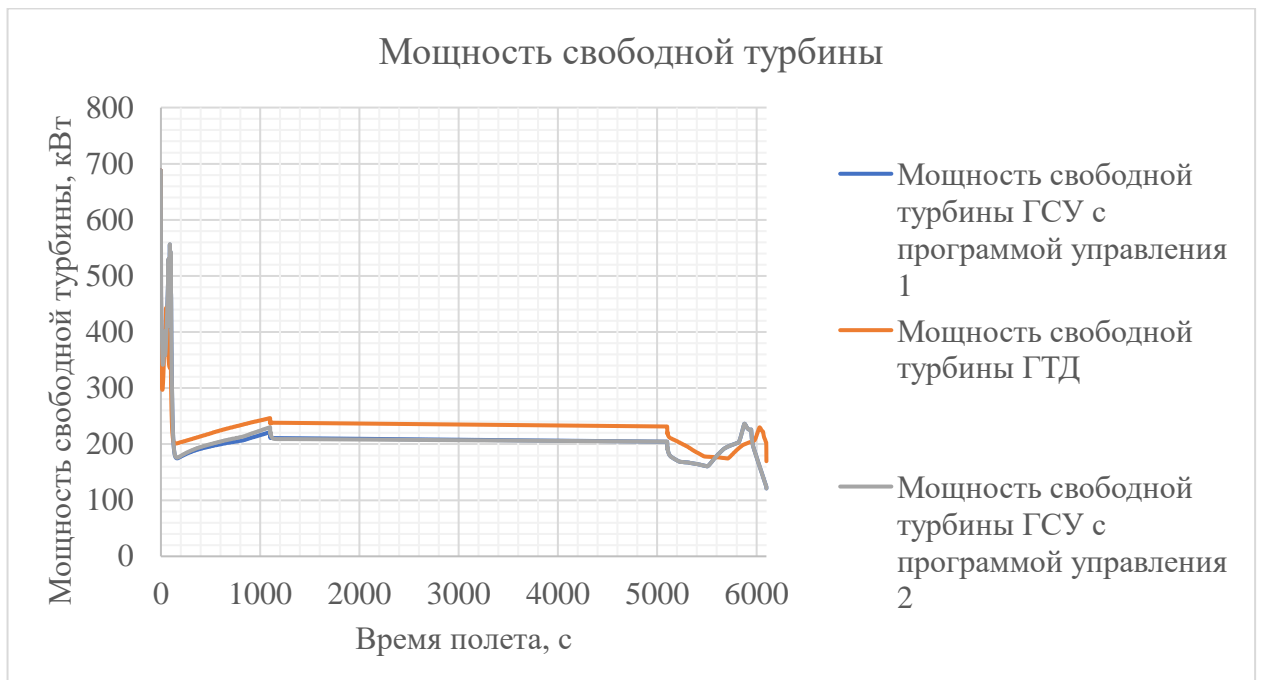


Рисунок 51. Мощность свободной турбины в среднем полетном цикле

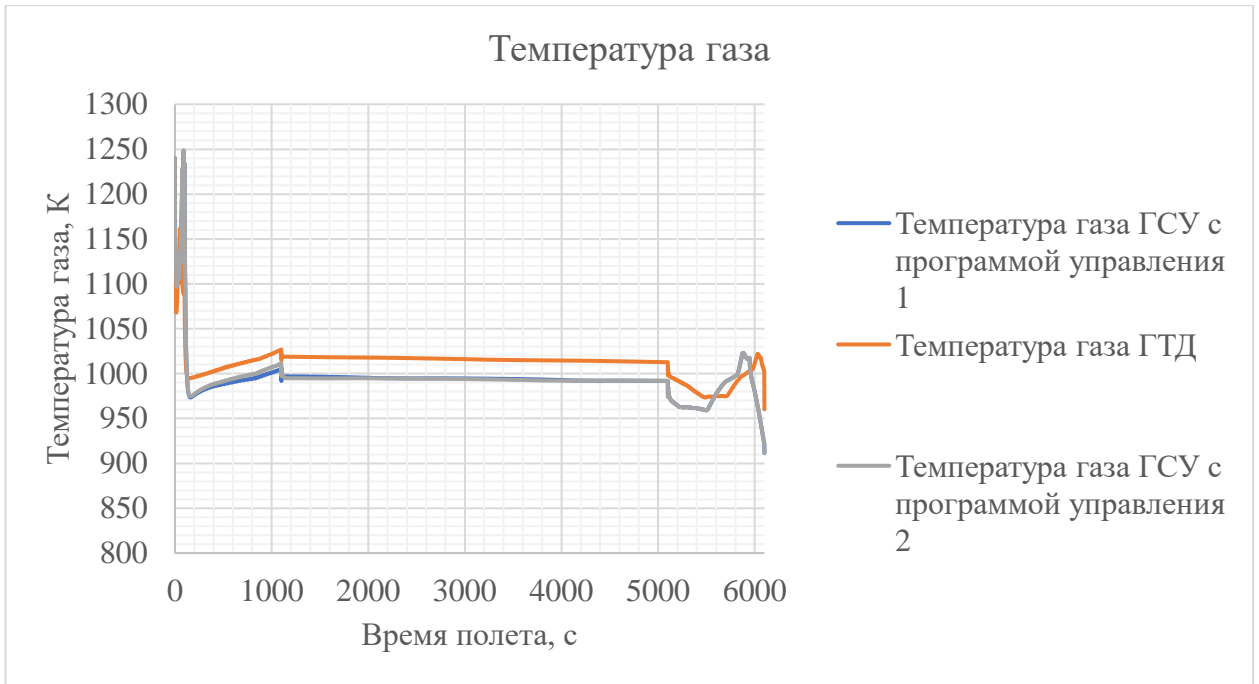


Рисунок 52. Температура газа в среднем полетном цикле

Потребная тяга у обоих вариантов управления совпадает, так как они имеют одинаковую массу (рисунок 53).

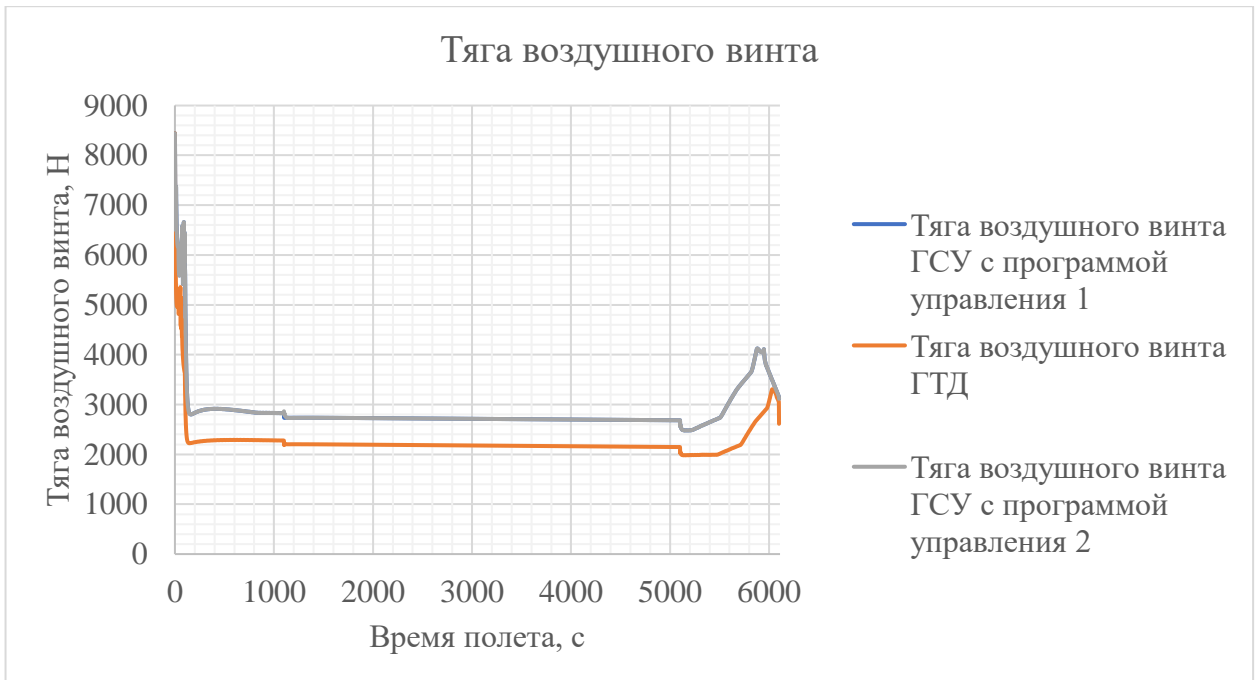


Рисунок 53. Тяга воздушного винта в среднем полетном цикле

Удельный расход топлива при дроселировании двигателя в полетном цикле средней продолжительности увеличивается существенно меньше, чем в коротком. На участке снижения удельный расход топлива ГСУ оказывается ниже, чем у ГТД (рисунок 54).

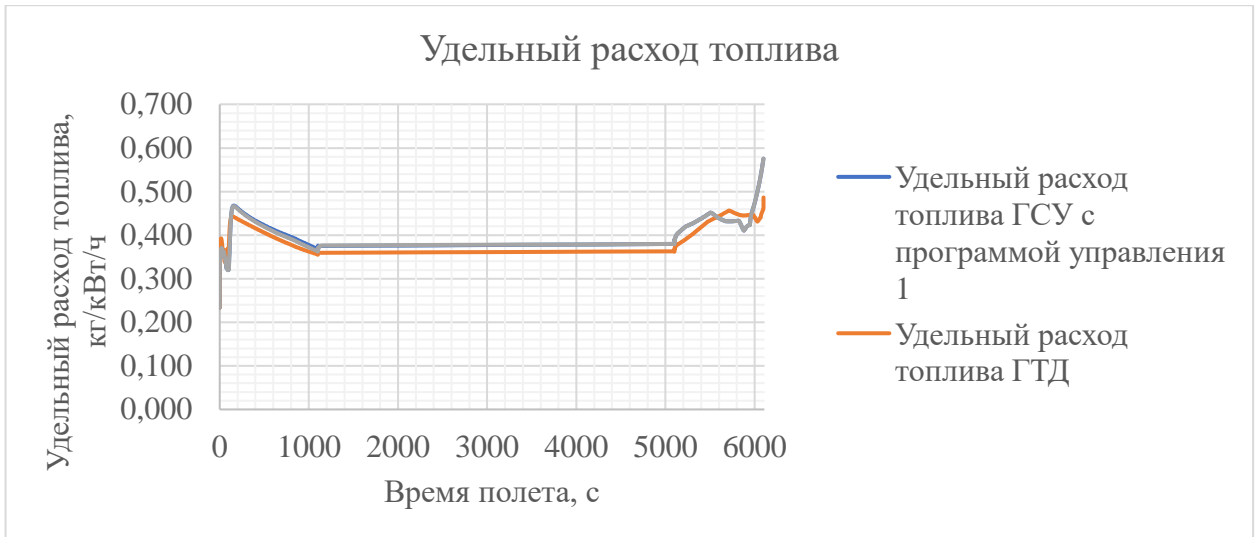


Рисунок 54. Тяга воздушного винта в среднем полетном цикле

3.4. Результаты оптимизация ГСУ для полетного цикла большой дальности

Для продолжительного полетного цикла, находящегося вне области рационального применения ГСУ, найденным оптимальным законом управления оказалась постоянная нулевая мощность электродвигателя. Для анализа поведения ГСУ в таком полетном цикле была задана программа управления, аналогичная оптимальным программам управления в коротком и среднем полетных циклах. Мощность электродвигателя при этом определялась максимальной взлетной массой ЛА (рисунок 55).

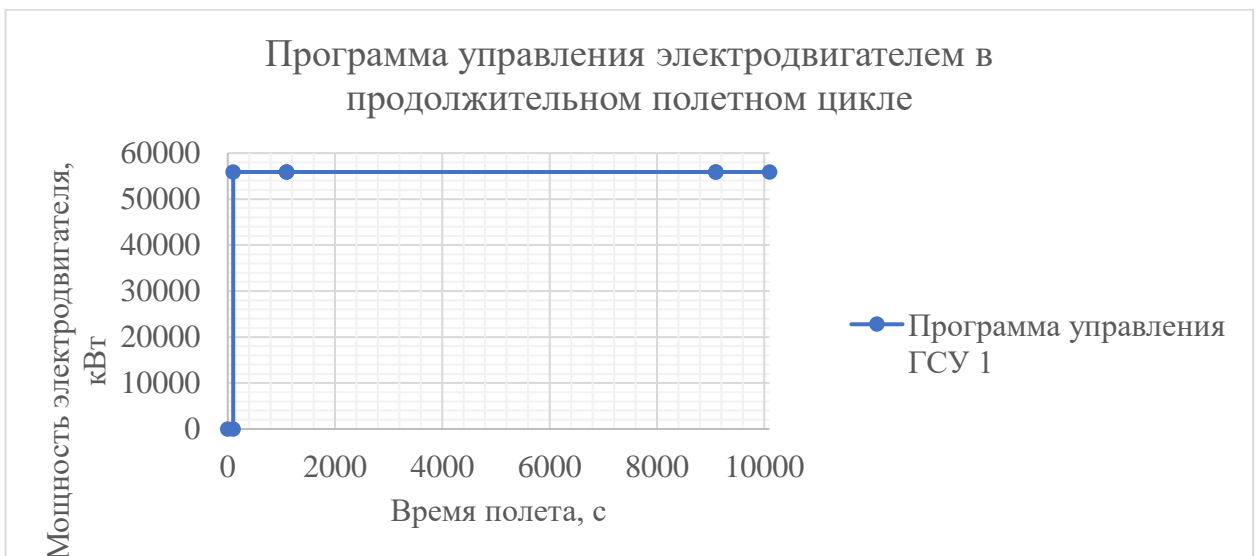


Рисунок 55. Программа управления электродвигателем в продолжительном полетном цикле

В продолжительном полетном цикле расход топлива ГСУ оказывается на 5,2 кг выше, чем у ГТД (рисунок 56).

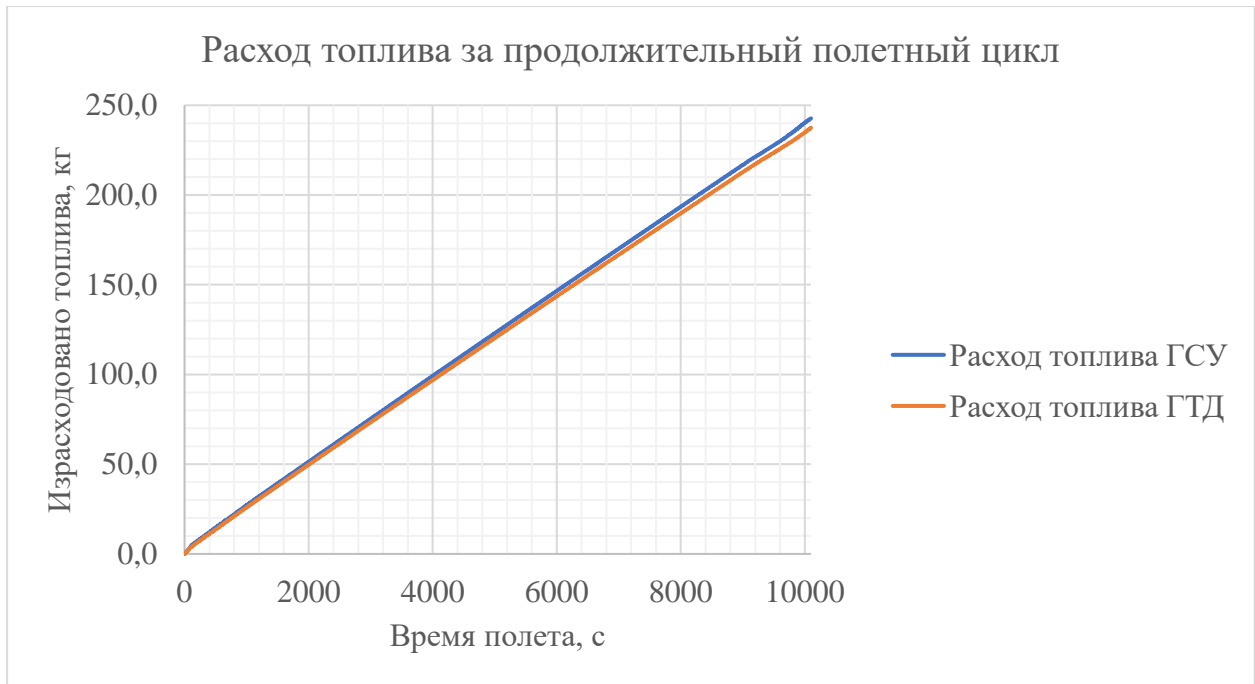


Рисунок 56. Расход топлива в продолжительном полетном цикле
При этом режим работы ГТД и его узлов меняется слабо (рисунок 57).



Рисунок 57. КПД свободной турбины в продолжительном полетном цикле

По результатам расчетов потребная мощность ГТД в составе ГСУ увеличивается, электродвигатель не обеспечивает достаточной мощности для компенсации увеличения массы ЛА (рисунок 58).

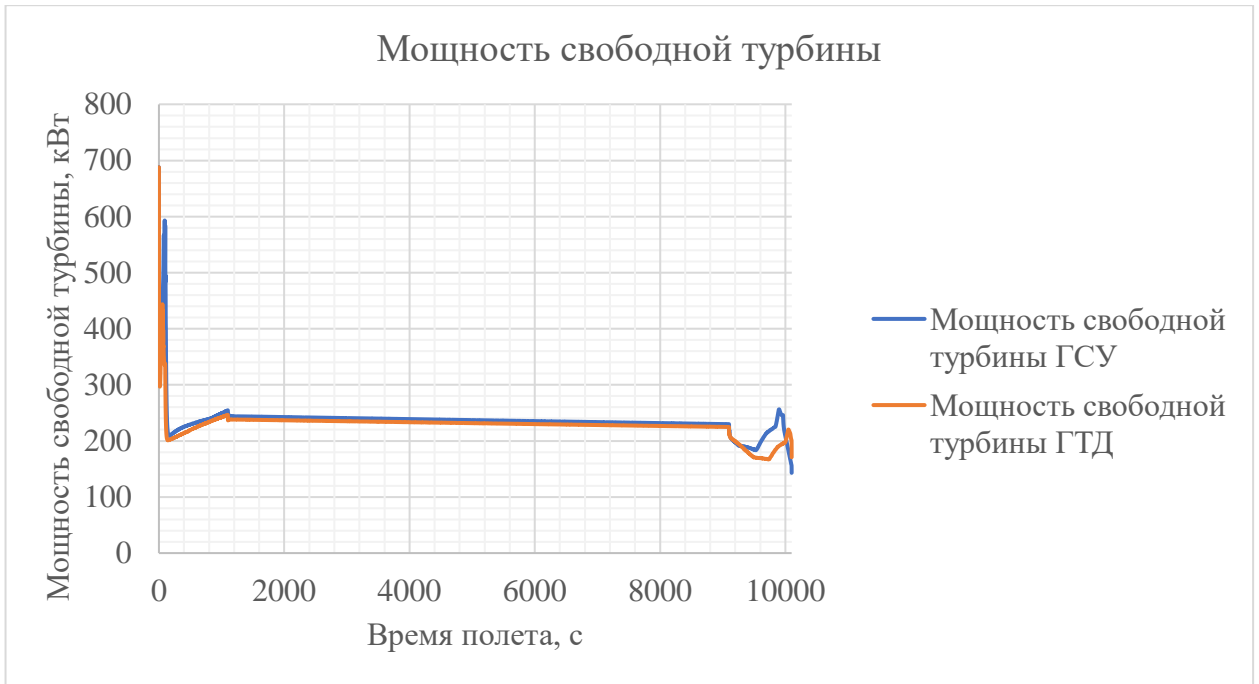


Рисунок 58. Мощность свободной турбины в продолжительном полетном цикле

Более высокая потребная мощность приводит к необходимости увеличения температуры газа и расхода топлива (рисунок 59).

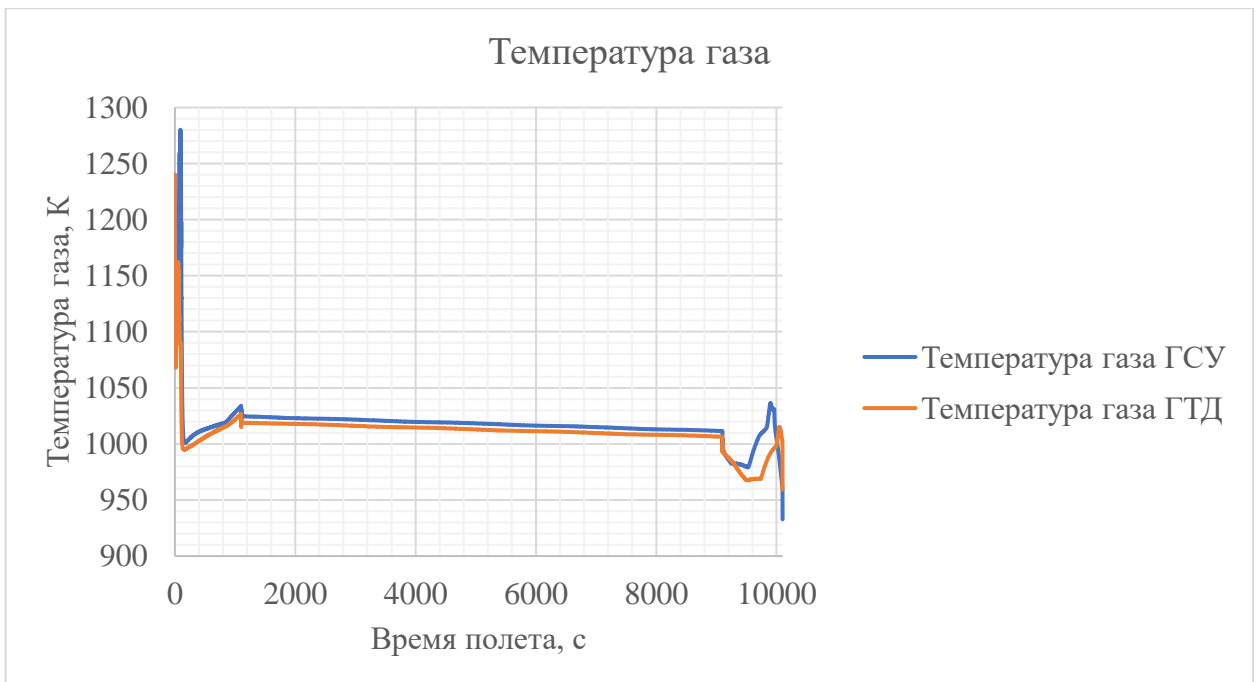


Рисунок 59. Температура газа в продолжительном полетном цикле

Потребная тяга оказывается существенно выше за счет более высокой массы ЛА (рисунок 60).

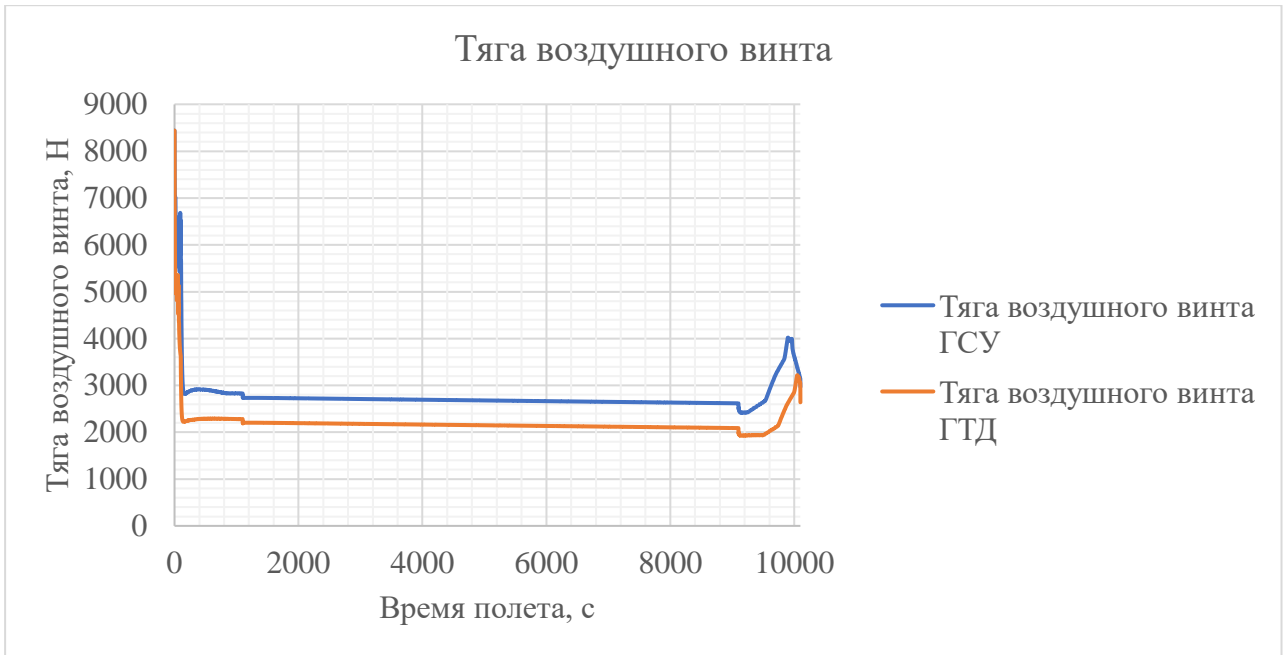


Рисунок 60. Тяга воздушного винта в продолжительном полетном цикле

Удельный расход топлива при этом слабо уменьшается на участке набора высоты (рисунок 61).

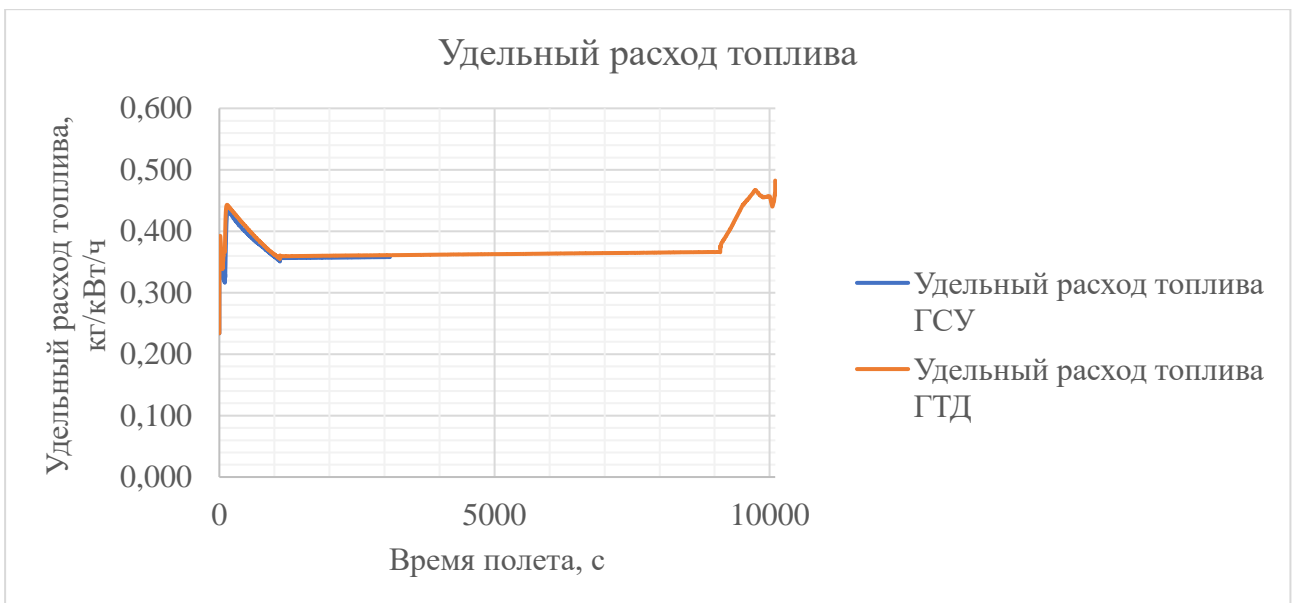


Рисунок 61. Удельный расход топлива в продолжительном полетном цикле

3.5. Результаты оптимизации

В результате решения задачи оптимизации ГСУ были получены оптимальные облики ГСУ в составе ЛА Cessna 208В для полетных циклов различной продолжительности. В коротком полетном цикле с дальностью полета

269 км. уменьшение расхода топлива по сравнению с ГТД составило 25%. В полетном цикле средней продолжительности было получено два варианта оптимального облика ГСУ с расходом топлива за полетный цикл, отличающимся между собой менее, чем на 0,1 %, которые позволяют снизить расход топлива за полетный цикл на 6% по сравнению с ГТД. Для полетного цикла, продолжительность которого выше ограничения области рационального применения ГСУ, рациональным обликом оказался ГТД. Результаты оптимизации приведены в таблице 6.

Таблица 6. Результаты оптимизации ГСУ

Продолжительность полетной задачи, с	3100	6100 (вариант 1)	6100 (вариант 2)	10100
Дальность полета, км	269	565	565	961
Мощность электродвигателя, кВт	161	89	91	0
Выбросы CO ₂ , кг	178,31	432,7	432,35	753,62
Снижение выбросов CO ₂ , %	26	6	6	0
Снижение расхода топлива, %	25	6	6	0
Масса АКБ, кг	1185	1257	1255	0
Масса электродвигателя, кг	161	89	91	0

Наложение результатов расчета снижения расхода топлива с помощью имитационной модели на аналитическую зависимость показывает, что снижение расхода топлива по результатам имитационной модели оказывается ниже, чем предсказано аналитической зависимостью. Это связано с допущением о постоянном значении удельного расхода топлива в аналитической зависимости, а также тем, что в аналитической зависимости не учитываются особенности участков набора скорости на ВПП, набора высоты и снижения ЛА. В случае выбора оптимального ГТД в составе ГСУ можно ожидать, что результат имитационной модели окажется ближе к аналитической зависимости. Помимо этого, получено хорошее совпадение верхней границы области применения ГСУ, найденной по

результатам имитационной модели и предсказанной аналитической зависимостью (рисунок 62).

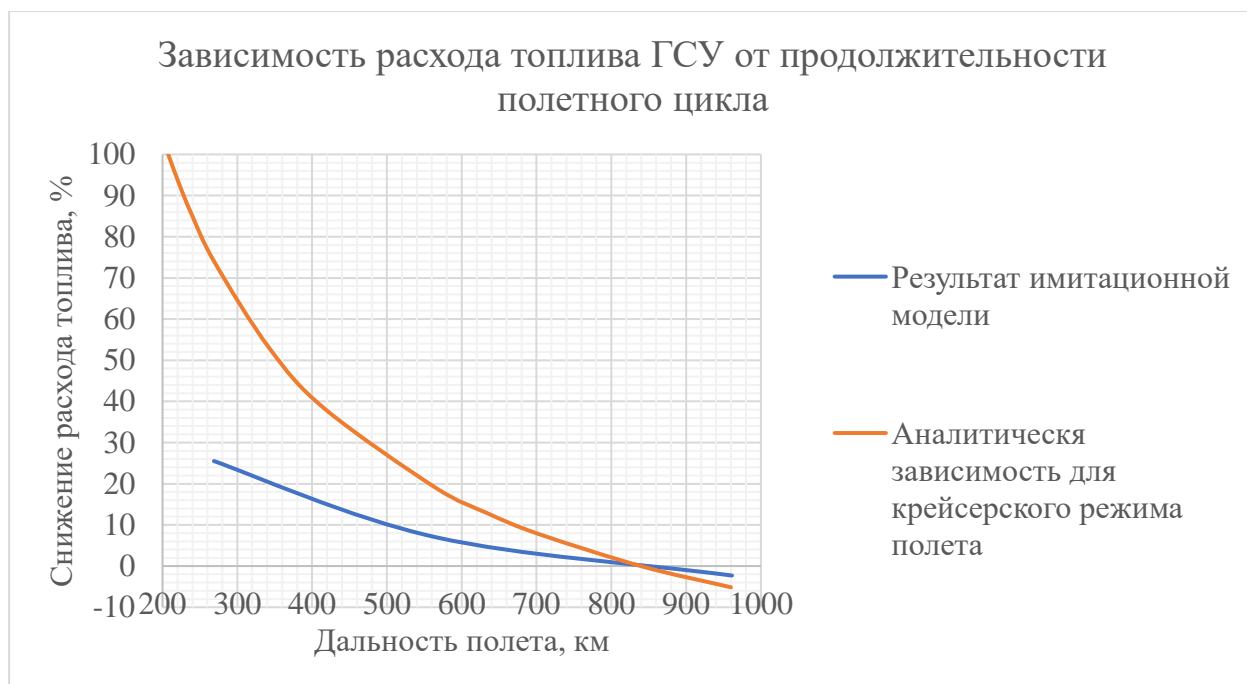


Рисунок 62. Зависимость расхода топлива ГСУ от продолжительности полетного цикла

3.6. Выводы по главе

В главе приведены параметры рассмотренных ЛА и ГСУ, результаты решения уравнения, ограничивающего множество функций управления, результаты оптимизации ГСУ для трех полетных циклов различной продолжительности, показана хорошая корреляция результатов имитационной модели с предложенной аналитической зависимостью, предложены оптимальные облики ГСУ для рассмотренных полетных циклов. Для полетной задачи, не входящей в аналитически предсказанную область рационального применения ГСУ, по результатам имитационной модели оказался ГТД.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

ГТД	–	Газотурбинный двигатель
ТВД	–	Турбовинтовой двигатель
ТРДД	–	Двухконтурный турбореактивный двигатель
ТРДДФ	–	Двухконтурный турбореактивный двигатель с форсажной камерой
СУ	–	Силовая установка
ГСУ	–	Гибридная силовая установка
ЛА	–	Летательный аппарат
АКБ	–	Аккумуляторная батарея
ЭДС	–	Электродвижущая сила

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В настоящей диссертационной работе представлена методика оптимизации ГСУ параллельной схемы для самолетов с воздушным винтом с учетом нестационарных процессов. Представленная методика позволяет оптимизировать облик ГСУ по выбранным критериям оптимальности высокого уровня. Работа носит теоретический характер в связи с отсутствием на настоящий момент отработанных решений по созданию ГСУ. Представленная методика и математическая модель ГСУ в системе ЛА предназначены для исследования актуальной на сегодняшний день проблемы разработки гибридных ЛА. Работоспособность методики демонстрируется на примере пассажирского самолета Cessna 208В с учетом современного уровня развития технологий. В работе сделан прогноз влияния развития технологий на область рационального применения гибридных силовых установок для самолетов местных авиалиний.

В настоящей диссертационной работе получены следующие основные результаты:

1. Определена область рационального применения ГСУ в зависимости от уровня разработанности технологий. При современном уровне развития техники применение ГСУ может быть эффективным для местной авиации, выполняющей авиаперелеты с дальностью полета 200-500 км. При дальности полета 500-1000 км. ГСУ может применяться без снижения топливной эффективности. При дальности полета менее 200 км. может применяться полностью электрическая силовая установка. Наиболее существенно на область применения ГСУ влияют удельная энергоемкость источника энергии и аэродинамическое качество ЛА.

2. Разработана методика оптимизации гибридной силовой установки в системе летательного аппарата, определены критерии эффективности ГСУ для самолетов с воздушным винтом, предложена математическая постановка задачи оптимизации гибридной силовой установки в системе ЛА, сформулированы ограничения на множество обликов ГСУ.

3. Разработано представление комплекса математических моделей узлов гибридной силовой установки и летательного аппарата в виде связанного графа, которое позволяет:

- оценить эффективность гибридной силовой установки в процессе выполнения требуемых полетных задач;
- прогнозировать тактико-технические характеристики летательных аппаратов с гибридной силовой установкой в зависимости от характеристик летательного аппарата и узлов силовой установки;
- решать задачу оптимизации гибридной силовой установки.

4. На примере ЛА с параметрами Cessna 208В продемонстрирована работоспособность имитационной модели и постановка задачи оптимизации, найдены оптимальные облики и программы управления ГСУ для трех полетных задач различной продолжительности, показано хорошее совпадение полученных результатов с предсказанной аналитическими зависимостями областью применения ГСУ для данного ЛА.

Основным фактором, ограничивающим применение ГСУ в авиации, является низкая энергоемкость АКБ. Дальнейшие исследования должны быть направлены на разработку более эффективных способов хранения электроэнергии на борту ЛА. Определение области применения ГСУ может быть представлено в дифференциальной форме, что позволит повысить точность выбора предварительного облика силовой установки. Имитационная модель может быть дополнена уравнениями теплообмена, что позволит учесть влияние нагрева и охлаждения электрических машин на их работу и повысить точность математической модели. Задача оптимизации может быть решена с использованием ГТД как дискретного параметра, что позволит находить облик ГСУ, обеспечивающий большую топливную эффективность в коротких полетных циклах.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Harmon Frederick G., "Neural Network Control of a Parallel Hybrid-Electric Propulsion System for a Small Unmanned Aerial Vehicle" (2005), Ph.D. dissertation for the Department of Mechanical and Aeronautical Engineering, University of California-Davis, Engineering and Computer Science Faculty Publications. 191.
2. Glassock, R., Hung, J. Y., Gonzalez, L. F., & Walker, R. A. (2008). Design, modelling and measurement of a hybrid powerplant for unmanned aerial systems. *Australian Journal of Mechanical Engineering*, 6(2), 69–78. doi:10.1080/14484846.2008.11464559
3. Glassock, Richard, Jane Y. Hung, Felipe Gonzalez and Rodney A. Walker. "Multimodal hybrid powerplant for unmanned aerial systems(UAS) robotics." ICRA 2008 (2008).
4. James Felder, Hyun Kim and Gerald Brown. "Turboelectric Distributed Propulsion Engine Cycle Analysis for Hybrid-Wing-Body Aircraft," AIAA 2009-1132. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition. January 2009.
5. Pavel, M., & Zdenek, C. (2010). Trends in hybrid propulsion concepts. Proceedings of 14th International Power Electronics and Motion Control Conference EPE-PEMC 2010. doi:10.1109/epepemc.2010.5606783
6. Roth, B., & Giffin, R. (2010). Fuel Cell Hybrid Propulsion Challenges and Opportunities for Commercial Aviation. 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. doi:10.2514/6.2010-6537
7. Bradley M. and Droney C., "Subsonic Ultra Green Aircraft Research-Phase I Final Report," NASA/CR–2011-216847, Boeing Research & Technology, Huntington Beach, CA, 2011.
8. Koster, Jean & Balaban, Scott & Hillery, Derek & Humbargar, Cody & Nasso, Derek & Serani, Eric & Velazco, Alec. (2011). Design of a Blended Wing Body UAS With Hybrid Propulsion. 10.1115/IMECE2011-62126.
9. Koster, Jean & Humbargar, Cody & Serani, Eric & Velazco, Alec & Hillery, Derek & Larrabee, Daniel & Wormer, Thomas & Marshman, Joshua & Petersen, Eric &

Gaide, Daniel & Makepeace, Les. (2011). Hybrid Electric Integrated Optimized System (HELIOS) Design of a Hybrid Propulsion System for Aircraft. 10.2514/6.2011-1011.

10. Deschenes, A., Brown, K., Sobin, A., & West, G. (2011). Design, Construction, and Testing of RC Aircraft for a Hybrid Propulsion System. 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. doi:10.2514/6.2011-840

11. Amir S. Gohardani, Georgios Doulgeris, Riti Singh, Challenges of future aircraft propulsion: A review of distributed propulsion technology and its potential application for the all electric commercial aircraft, Progress in Aerospace Sciences, Volume 47, Issue 5, 2011, Pages 369-391, ISSN 0376-0421, <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2010.09.001>.

12. Koster, Jean & Velazco, Alec & Munz, Claus-Dieter & Krämer, Ewald & Wong, K.C. & Verstraete, Dries. (2012). Hyperion UAV: An International Collaboration. 10.2514/6.2012-1223.

13. Hepperle, Martin. (2012). Electric Flight - Potential and Limitations, NATO report, German Aerospace Center.

14. Ausserer, Joseph. (2012). Integration, Testing, and Validation of a Small Hybrid-Electric Remotely-Piloted Aircraft. 282.

15. J.Y. Hung, L.F. Gonzalez, On parallel hybrid-electric propulsion system for unmanned aerial vehicles, Progress in Aerospace Sciences, Volume 51, 2012, Pages 1-17, ISSN 0376-0421, <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2011.12.001>.

16. Friedrich, C., & Robertson, P. A. (2015). Hybrid-Electric Propulsion for Aircraft. Journal of Aircraft, 52(1), 176–189. doi:10.2514/1.c032660

17. C. Pornet, A.T. Isikveren, Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft, Progress in Aerospace Sciences, Volume 79, 2015, Pages 114-135, ISSN 0376-0421, <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2015.09.002>.

18. Trancossi, Michele. (2015). Design of a Cogeneration Hybrid Propulsion System for Commuter Aircrafts With Thermal Recovery. V002T12A006. 10.1115/ES2015-49815.

19. Chiesa, Sergio & Fioriti, Marco & Fusaro, Roberta. (2016). Possible hybrid propulsion configuration for transport jet aircraft. Aviation. 20. 145-154.

10.3846/16487788.2016.1200849.

20. Rashed, M., Le Peuvedic, J.-M., & Bozhko, S. (2016). Conceptual design of battery energy storage for aircraft hybrid propulsion system. 2016 International Conference on Electrical Systems for Aircraft, Railway, Ship Propulsion and Road Vehicles & International Transporta

21. Morioka, N., Oyori, H., Asako, T., Takahashi, K., & Ando, T. "A Practical Approach From the MEE Toward Hybrid Propulsion." Proceedings of the ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Volume 6: Ceramics; Controls, Diagnostics and Instrumentation; Education; Manufacturing Materials and Metallurgy. Charlotte, North Carolina, USA. June 26–30, 2017. V006T05A002. ASME. <https://doi.org/10.1115/GT2017-63222>

22. Ralph H. Jansen, Dr. Cheryl Bowman, Amy Jankovsky, Dr. Rodger Dyson, and James L. Felder Overview Of Nasa Electrified Aircraft Propulsion Research For Large Subsonic Transports

23. Bongermimo, E., Tomaselli, M., Monopoli, V. G., Rizzello, G., Cupertino, F., & Naso, D. (2017). Hybrid Aeronautical Propulsion: Control and Energy Management. IFAC-PapersOnLine, 50(2), 169–174. doi:10.1016/j.ifacol.2017.12.031

24. Frosina, E., Caputo, C., Marinaro, G., Senatore, A., Pascarella, C., & Di Lorenzo, G. (2017). Modelling of a Hybrid-Electric Light Aircraft. Energy Procedia, 126, 1155–1162. doi:10.1016/j.egypro.2017.08.315

25. Geertsma, R. D., Negenborn, R. R., Visser, K., & Hopman, J. J. (2017). Design and control of hybrid power and propulsion systems for smart ships: A review of developments. Applied Energy, 194, 30–54. doi:10.1016/j.apenergy.2017.02.06

26. Jacob Sliwinski, Alessandro Gardi, Matthew Marino, Roberto Sabatini, Hybrid-electric propulsion integration in unmanned aircraft, Energy, Volume 140, Part 2, 2017, Pages 1407-1416, ISSN 0360-5442, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2017.05.183>.

27. Reed A. Danis, Michael W. Green, Jeffrey L. Freeman, David W. Hall, Examining the Conceptual Design Process for Future Hybrid-Electric Rotorcraft, NASA/CR—2018–219897

28. Carlo E.D. Riboldi, Federico Gualdoni, Lorenzo Trainelli, Preliminary weight sizing of light pure-electric and hybrid-electric aircraft, Transportation Research

Procedia, Volume 29, 2018, Pages 376-389, ISSN 2352-1465, <https://doi.org/10.1016/j.trpro.2018.02.034>.

29. Gilbert Tay, Paul Keller, Mirko Hornung, Development of a software tool for comprehensive flight performance and mission analysis of hybrid-electric aircraft, Transportation Research Procedia, Volume 29, 2018, Pages 401-409, ISSN 2352-1465, <https://doi.org/10.1016/j.trpro.2018.02.036>.

30. Fugaro, Federica & Palmieri, Marco & Cascella, Giuseppe Leonardo & Cupertino, Francesco. (2018). Aeronautical hybrid propulsion for More Electric Aircraft: a case of study. 10.23919/AEIT.2018.8577401.

31. Abdul Sathar Eqbal M, Fernando N, Marino M, Wild G. Hybrid Propulsion Systems for Remotely Piloted Aircraft Systems. Aerospace. 2018; 5(2):34. <https://doi.org/10.3390/aerospace5020034>

32. Ludowicy, Jonas & Rings, René & Finger, D. & Braun, Carsten. (2018). Sizing Studies of Light Aircraft with Serial Hybrid Propulsion Systems. 10.25967/480226.

33. Morioka, N, Oyori, H, Seki, N, Fukuda, T, & Suzuki, F. "Thermal Management System for the MEE and Engine Embedded Electric Machine." Proceedings of the ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Volume 1: Aircraft Engine; Fans and Blowers; Marine. Oslo, Norway. June 11–15, 2018. V001T01A027. ASME. <https://doi.org/10.1115/GT2018-76356>

34. Riboldi, C. E. D. (2018). An optimal approach to the preliminary design of small hybrid-electric aircraft. Aerospace Science and Technology, 81, 14–31. doi:10.1016/j.ast.2018.07.042

35. Rings, René & Ludowicy, Jonas & Finger, D. & Braun, Carsten. (2018). Sizing Studies of Light Aircraft with Parallel Hybrid Propulsion Systems. 10.25967/480227.

36. Ye Xie, Al Savvaris, Antonios Tsourdos, Sizing of hybrid electric propulsion system for retrofitting a mid-scale aircraft using non-dominated sorting genetic algorithm, Aerospace Science and Technology, Volumes 82–83, 2018, Pages 323-333, ISSN 1270-9638, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.09.022>.

37. Isvoranu Dragos, Parvu Petrisor, Grigore-Müller Octavian. (2019). A

HYBRID PROPULSION SYSTEM FOR UAS. SCIENTIFIC RESEARCH AND EDUCATION IN THE AIR FORCE. 21. 135-150. 10.19062/2247-3173.2019.21.19.

38. Ye Xie, Al Savvaris, Antonios Tsourdos, Fuzzy logic based equivalent consumption optimization of a hybrid electric propulsion system for unmanned aerial vehicles, *Aerospace Science and Technology*, Volume 85, 2019, Pages 13-23, ISSN 1270-9638, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.12.001>.

39. Elif Koruyucu, Energy and exergy analysis at different hybridization factors for hybrid electric propulsion light utility helicopter engine, *Energy*, Volume 189, 2019, 116105, ISSN 0360-5442, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2019.116105>.

40. Carlo E.D. Riboldi, Energy-optimal off-design power management for hybrid-electric aircraft, *Aerospace Science and Technology*, Volume 95, 2019, 105507, ISSN 1270-9638, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105507>.

41. V. C. S. Torres, V. M. de Albuquerque, M. A. Rendón, P. S. Almeida, J. G. Oliveira and M. C. B. P. Rodrigues, "Interleaved Bidirectional DC-DC Converter for Application in Hybrid Propulsion System: Modeling and Control," 2019 IEEE 15th Brazilian Power Electronics Conference and 5th IEEE Southern Power Electronics Conference (COBEP/SPEC), 2019, pp. 1-6, doi: 10.1109/COBEP/SPEC44138.2019.9065674.

42. Wolfgang Grimme, Annika Paul, Sven Maertens, Jasper van Wensveen, The prospects of hybrid-electric regional air transport - an assessment of travel time benefits of domestic short-haul flights in Germany with 19-seater aircraft, *Transportation Research Procedia*, Volume 51, 2020, Pages 199-207, ISSN 2352-1465, <https://doi.org/10.1016/j.trpro.2020.11.022>.

43. Martin Doff-Sotta, Mark Cannon, Marko Basic, Optimal energy management for hybrid electric aircraft, *IFAC-PapersOnLine*, Volume 53, Issue 2, 2020, Pages 6043-6049, ISSN 2405-8963, <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2020.12.1672>.

44. Ji, Z., Rokni, M. M., Qin, J., Zhang, S., & Dong, P. (2020). Energy and configuration management strategy for battery/fuel cell/jet engine hybrid propulsion and power systems on aircraft. *Energy Conversion and Management*, 225, 113393. doi:10.1016/j.enconman.2020.11339

45. David Szirczak, Istvan Jankovics, Istvan Gal, Daniel Rohacs, Conceptual

design of small aircraft with hybrid-electric propulsion systems, *Energy*, Volume 204, 2020, 117937, ISSN 0360-5442, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.117937>.

46. João Ribeiro, Frederico Afonso, Inês Ribeiro, Bruna Ferreira, Hugo Policarpo, Paulo Peças, Fernando Lau, Environmental assessment of hybrid-electric propulsion in conceptual aircraft design, *Journal of Cleaner Production*, Volume 247, 2020, 119477, ISSN 0959-6526, <https://doi.org/10.1016/j.jclepro.2019.119477>.

47. Bin Wang, Dan Zhao, Weixuan Li, Zhiyu Wang, Yue Huang, Yancheng You, Sid Becker, Current technologies and challenges of applying fuel cell hybrid propulsion systems in unmanned aerial vehicles, *Progress in Aerospace Sciences*, Volume 116, 2020, 100620, ISSN 0376-0421, <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100620>.

48. Hüseyin Turan Arat, Meryem Gizem Sürer, Semir Gökpınar & Kadir Aydın (2020) Conceptual design analysis for a lightweight aircraft with a fuel cell hybrid propulsion system, *Energy Sources, Part A: Recovery, Utilization, and Environmental Effects*, DOI: 10.1080/15567036.2020.1773966

49. Charles E. Lents and Zubair Baig. "Parallel Hybrid Propulsion & Secondary Power System Architecture Exploration and Evaluation," AIAA 2020-3555. AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum. August 2020.

50. Guillem Moreno Bravo, Nurgeldy Praliyev, Árpád Veress, Performance analysis of hybrid electric and distributed propulsion system applied on a light aircraft, *Energy*, Volume 214, 2021, 118823, ISSN 0360-5442, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.118823>.

51. Ye XIE, Al SAVVARISAL, Antonios TSOURDOS, Dan ZHANG, Jason GU, Review of hybrid electric powered aircraft, its conceptual design and energy management methodologies, *Chinese Journal of Aeronautics*, Volume 34, Issue 4, 2021, Pages 432-450, ISSN 1000-9361, <https://doi.org/10.1016/j.cja.2020.07.017>.

52. Valerio MARCIELLO, Francesco OREFICE, Fabrizio NICOLOSI, Danilo CILIBERTI, Pierluigi DELLA VECCHIA, Design of hybrid-electric aircraft with fault-tolerance considerations, *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, ISSN 1000-9361, <https://doi.org/10.1016/j.cja.2022.05.014>.

53. Rendón M. A., Sánchez R. C. D., Gallo M. J., & Anzai A. H. (2021). Aircraft Hybrid-Electric Propulsion: Development Trends, Challenges and Opportunities. *Journal*

of Control, Automation and Electrical Systems, 32(5), 1244–1268. doi:10.1007/s40313-021-00740-x

54. Alexander Barke, Christian Thies, Jan-Linus Popien, Sofia Pinheiro Melo, Felipe Cerdas, Christoph Herrmann, Thomas S. Spengler, Life cycle sustainability assessment of potential battery systems for electric aircraft, *Procedia CIRP*, Volume 98, 2021, Pages 660-665, ISSN 2212-8271, <https://doi.org/10.1016/j.procir.2021.01.171>.

55. Janovec, Michal & Čerňan, Jozef & Skultety, Filip & Novak, Andrej. (2021). Design of Batteries for a Hybrid Propulsion System of a Training Aircraft. *Energies*. 15. 49. 10.3390/en15010049.

56. Hashemi, S. R., Mahajan, A. M., & Farhad, S. (2021). Online estimation of battery model parameters and state of health in electric and hybrid aircraft application. *Energy*, 229, 120699. doi:10.1016/j.energy.2021.120699

57. Hoenicke, P., Ghosh, D., Muhandes, A., Bhattacharya, S., Bauer, C., Kallo, J., & Willich, C. (2021). Power management control and delivery module for a hybrid electric aircraft using fuel cell and battery. *Energy Conversion and Management*, 244, 114445. doi:10.1016/j.encon

58. Li, S., Gu, C., Zhao, P., & Cheng, S. (2021). A novel hybrid propulsion system configuration and power distribution strategy for light electric aircraft. *Energy Conversion and Management*, 238, 114171. doi:10.1016/j.enconman.2021.11417

59. Li S., Gu C., Xu M., Li J., Zhao P., Cheng, S. (2021). Optimal power system design and energy management for more electric aircrafts. *Journal of Power Sources*, 512, 230473. doi:10.1016/j.jpowsour.2021.23047

60. Dahal, K., Brynolf, S., Xisto, C., Hansson, J., Grahn, M., Grönstedt, T., & Lehtveer, M. (2021). Techno-economic review of alternative fuels and propulsion systems for the aviation sector. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 151, 111564. doi:10.1016/j.rser.2021.111

61. Nicolay, S., Karpuk, S., Liu, Y., & Elham, A. (2021). Conceptual design and optimization of a general aviation aircraft with fuel cells and hydrogen. *International Journal of Hydrogen Energy*, 46(64), 32676–32694. doi:10.1016/j.ijhydene.2021.07.12

62. Burak Tarhan, Ozge Yetik, Tahir Hikmet Karakoc, Hybrid battery management system design for electric aircraft, *Energy*, Volume 234, 2021, 121227,

ISSN 0360-5442, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.121227>.

63. Seyam, S., Dincer, I., & Agelin-Chaab, M. (2021). Investigation of Two Hybrid Aircraft Propulsion and Powering Systems Using Alternative Fuels. *Energy*, 121037. doi:10.1016/j.energy.2021.121037

64. P. Wheeler, T. S. Sirimanna, S. Bozhko and K. S. Haran, "Electric/Hybrid-Electric Aircraft Propulsion Systems," in *Proceedings of the IEEE*, vol. 109, no. 6, pp. 1115-1127, June 2021, doi: 10.1109/JPROC.2021.3073291.

65. Hang Zhang, Bifeng Song, Fan Li, Jianlin Xuan, Multidisciplinary design optimization of an electric propulsion system of a hybrid UAV considering wind disturbance rejection capability in the quadrotor mode, *Aerospace Science and Technology*, Volume 110, 2021, 106372, ISSN 1270-9638, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106372>.

66. Martin Burston, Kavindu Ranasinghe, Alessandro Gardi, Vladimir Parezanović, Rafic Ajaj, Roberto Sabatini, Design principles and digital control of advanced distributed propulsion systems, *Energy*, Volume 241, 2022, 122788, ISSN 0360-5442, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.122788>.

67. Fouda, Mahmoud & Adler, Eytan & Bussemaker, Jasper & Martins, Joaquim & Kurtulus, Dilek & Boggero, Luca & Nagel, Björn. (2022). Automated hybrid propulsion model construction for conceptual aircraft design and optimization.

68. Seitz, Arne & Nickl, Markus & Troeltsch, Florian & Ebner, Kathrin. (2022). Initial Assessment of a Fuel Cell—Gas Turbine Hybrid Propulsion Concept. *Aerospace*. 9. 68. 10.3390/aerospace9020068.

69. Nikitevich, N. V. Prospects and development of electric aircraft / N. V. Nikitevich, A. N. Efimova // *Молодежь. Общество. Современная наука, техника и инновации*. – 2013. – No 12. – P. 46-47. – EDN SZWJTL.

70. Патент № 2511829 С2 Российская Федерация, МПК F02К 3/00. Гибридный турбореактивный авиационный двигатель : № 2012128704/06 : заявл. 10.07.2012 : опубл. 10.04.2014 / Ю. А. Эзрохи, С. М. Каленский, П. А. Рябов; заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие "Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова". – EDN QRBT0E.

71. Бурцев, С. А. Анализ экологических аспектов применения

перспективных схем силовых установок ближне- и среднемагистральных самолетов / С. А. Бурцев, М. Ю. Самойлов, М. В. Симаков // Безопасность в техносфере. – 2015. – Т. 4. – № 2. – С. 67-72. – DOI 10.12737/11335. – EDN TTGBHR.

72. 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. – EDN TNWXOD.

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

74. Писарев, Н. С. Самолеты гражданской и военной авиации на гибридных авиационных двигателях / Н. С. Писарев // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2016. – Т. 1. – № 12. – С. 900-901. – EDN WTOCTN.

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

76. 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 [и др.] // Авиационная промышленность. – 2018. – № 3-4. – С. 10-15. – EDN VRPRVK.

77. 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. – EDN YRZZNZ.

78. 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. – EDN WVLYBP.

79. 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 ученых, аспирантов и студентов, Воронеж, 13–14 июня 2019 года. – Воронеж: ООО Фирма "Элист", 2019. – С. 161-163. – EDN CIJBPN.

80. Захарченко В.С., Варюхин А.Н., Рахманкулов Д.Я., Сунцов П.С., Расчетные исследования эффективности применения гибридной силовой установки в составе самолета МВЛ, Материалы XXX научно-технической конференции по аэродинамике. Материалы конференции, посвященной 150-летию

81. 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-х томах, Дивноморское-Геленджик, 23–28 сентября 2019 года

82. 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. – EDN KGFTJI.

83. Карпов, А. Е. Выбор направления инновационного развития российского авиастроения (на примере магистральных самолетов) / А. Е. Карпов, В. В. Клочков // Друкерровский вестник. – 2019. – № 4(30). – С. 106-125. – DOI 10.17213/2312-6469-2019-4-106-125. – EDN KZPYEE.

84. Особенности архитектуры системы электроснабжения воздушных судов с применением гибридных силовых установок / Я. В. Морошкин, А. Ю. Чекин, М. А. Киселев [и др.] // XII мультиконференция по проблемам управления (МКПУ-2019) : Материалы XII мультиконференции. В 4-х томах, Дивноморское-Геленджик, 23–28 сентября 2019 года

85. Ismagilov F., Vavilov V., Rocca A. L., & Gusakov D. (2020). Design

Method of Aircraft Electric Machines for Hybrid Propulsion Systems. 2020 International Conference on Electrotechnical Complexes and Systems (ICOECS). doi:10.1109/icoecs50468.2020.9278

86. 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. – EDN ZDLJBX.

87. Kovalev Konstantin & Ivanov Nikolay & Shishov Dmitry & Zanegin Sergey. (2021). HTS generator, cable and rectifier as a system for hybrid propulsion system. Journal of Physics: Conference Series. 1891. 012004. 10.1088/1742-6596/1891/1/012004.

88. Varyukhin A & Zhuravlev D & Zakharchenko V & Geliev A & Kiselev, I & Lomazov V. (2021). Developing and testing a hybrid propulsion system demonstrator. Journal of Physics: Conference Series. 1891. 012060. 10.1088/1742-6596/1891/1/012060.

89. Zakharchenko V & Varyukhin A & Rakhmankulov D & Suntsov P. (2021). Comparative assessment of different hybrid propulsion system types' efficiency for commuter aircrafts. Journal of Physics: Conference Series. 1891. 012007. 10.1088/1742-6596/1891/1/012007.

90. Рябов П. А., Методика многодисциплинарной оценки эффективности применения маршевых гибридных газотурбинных двигателей магистрального самолета, Диссертация на соискание ученой степени к.т.н., 2021

91. Агульник А. Б., Кравченко И. В., Яковлев А. А., Вовк М. Ю., Лещенко И. А., Зиненков Ю. В., Боровиков Д. А., Горбунов А. А., Новоселова А. А., Складорова А. П. Системный анализ двигателей для многорежимных самолетов. Сборник тезисов научно-технического конгресса по двигателестроению (НТКД-2018) 2018. С. 43-45.

92. А. А. Горбунов, А. П. Складорова, Д. А. Боровиков, А. А. Новоселова. Исследование перспективных схем двигателей в программном комплексе ThermoGTE// Материалы международного молодежного форума “Будущее авиации и космонавтики за молодой Россией”. МФД 2018. 04.04.2018. С 117-

93. Разработка и анализ характеристик двухконтурного малоразмерного воздушно-реактивного двигателя / И. Н. Боровик, Д. А. Боровиков, А. В. Ионов, С. Е. Тезиков // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П. А. Соловьева. – 2019. – № 3(50). – С. 15-23.

94. Разработка методики и программного обеспечения сквозного проектирования малоразмерных воздушно-реактивных двигателей / Д. А. Боровиков, И. Н. Боровик, А. В. Ионов, А. К. Минин // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П. А. Соловьева. – 2019. – № 4(51). – С. 14-20. – EDN AENAQA.

95. Алпатов, И. В. Создание динамической модели малоразмерного ГТД со стартером / И. В. Алпатов, Д. А. Боровиков, С. Е. Тезиков // 19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» : Тезисы 19-ой Международной конференции, Москва, 23–27 ноября 2020 года. – Москва, : Издательство "Перо", 2020. – С. 127-128.

96. Боровиков, Д. А. Математическое моделирование динамики гибридной силовой установки в системе летательного аппарата / Д. А. Боровиков // Гагаринские чтения - 2020 : Сборник тезисов докладов, Москва, 27 декабря 2019 года – 17 2020 года. – Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – С. 148.

97. Боровиков, Д. А. Разработка гибридного реактивного двигателя для сверхмалых БПЛА / Д. А. Боровиков // 19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» : Тезисы 19-ой Международной конференции, Москва, 23–27 ноября 2020 года. – Москва, : Издательство "Перо", 2020. – С. 43-44.

98. Тезиков, С. Е. Математическое моделирование беспилотного летательного аппарата с малоразмерной гибридной силовой установкой / С. Е. Тезиков, Д. А. Боровиков // 19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» : Тезисы 19-ой Международной конференции, Москва, 23–27 ноября 2020 года. – Москва, : Издательство "Перо", 2020.

99. Алпатов, И. В. Разработка, математическое моделирование и анализ характеристик гибридного микро реактивного двигателя / И. В. Алпатов, Д. А. Боровиков, А. А. Пожидаев // Авиация и космонавтика : Тезисы 20-ой

Международной конференции, Москва, 22–26 ноября 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 92-93.

100. Разработка математической модели для прогнозирования результатов высокоскоростных трековых испытаний / Д. Е. Ершенко, С. А. Астахов, Д. А. Боровиков, М. М. Бардовский // *Авиация и космонавтика* : Тезисы 20-ой Международной конференции, Москва, 22–26 ноября 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 425-426.

101. Д. А. Боровиков. Математическое моделирование и анализ динамических характеристик гибридных силовых установок на базе турбовинтового двигателя/ проблемы и перспективы развития двигателестроения сборник докладов Международной научно-технической конференции// Издательство: Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева (Самара) 23–25 июня 2021. – С. 329-330

102. Mathematical modelling of a gas turbine engine based hybrid propulsion system for regional airplanes/ Y.A. Ravikovich, A.B. Agulnik, D.P. Kholobtsev, D.A. Borovikov/ *Journal of Physics: Conference Series International conference on aviation motors (ICAM 2020)*

103. Боровиков, Д. А. Определение области рационального применения и постановка задачи оптимизации гибридных двигателей на базе ТВД для региональных самолетов / Д. А. Боровиков // *Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П. А. Соловьева*. – 2021. – № 4(59). – С. 15-22.