

**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

АВТОРЕФЕРАТ

Диссертации на соискание ученой степени
Кандидата технических наук

Москва - 2022

Работа выполнена на кафедре 201 «Теория воздушно-реактивных двигателей» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

Научный руководитель: Доктор технических наук, старший научный сотрудник, заведующий кафедрой 201 «Теория воздушно-реактивных двигателей»
Агульник Алексей Борисович

Официальные оппоненты: **Богданов Василий Иванович**, доктор технических наук, публичное акционерное общество «ОДК-Сатурн», эксперт

Рябов Павел Александрович, кандидат технических наук, государственный научный центр, федеральное автономное учреждение «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова», ведущий научный сотрудник

Ведущая организация: Федеральное государственное казенное военное образовательное учреждение высшего образования «Военный учебно-научный центр военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина» Министерства обороны Российской Федерации

Защита диссертации состоится 28 декабря 2022 года в 15 часов 00 минут на заседании диссертационного совета 24.2.327.06 на базе федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»: https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=168638

Автореферат разослан «___» _____ 2022 г.

Ученый секретарь диссертационного совета 24.2.327.06,
д.т.н., доцент



Краев Вячеслав Михайлович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

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 авиационных двигателей может быть достигнут за счет повышения термодинамических параметров рабочего процесса: температуры газа, степени повышения полного давления, и увеличения степени двухконтурности. Однако современные авиационные двигатели уже близки к своему термодинамическому пределу. Поэтому новым, перспективным направлением их развития, которое должно обеспечить дальнейшее улучшение экономических и экологических характеристик 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. Уровень характеристик электродвигателей, электрогенераторов и аккумуляторных батарей (АКБ), достигнутый в последние годы, позволяет осуществить их использование 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), использующими углеводородное топливо. 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.

Важнейшей 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 научно-исследовательские авиационные институты ЦИАМ, ЦАГИ, МАИ и др. Одним из препятствий в исследовании ГСУ является необходимость в интегральном рассмотрении как ГТД, так и электрических машин, являющихся составными частями одной системы – ГСУ, являющейся подсистемой по отношению ко всему летательному аппарату. Это представляет проблему для применения традиционных научно-технических и инженерных инструментов для анализа и оптимизации систем, требующих междисциплинарного подхода. Не менее серьезную 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 создания ГСУ для ЛА;
- разработку и построение имитационной математической 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 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 предложена постановка задачи оптимизации ГСУ через функцию управления с её отображением на множество технических обликов ГСУ, а также способ определения ограничений множества функций управления;
- впервые в России разработана имитационная математическая модель ГСУ на базе турбовинтового двигателя в системе ЛА;
- впервые в России решена задача оптимизации ГСУ на базе турбовинтового двигателя 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 турбовинтового двигателя в системе ЛА может использоваться для определения технических характеристик ЛА и оценки эффективности выполнения поставленных полетных задач.

Методология и методы диссертационного исследования

Диссертационное исследование выполнялось методом математического моделирования системы «Летательный аппарат – силовая установка», аналогичном используемому при оценке эффективности двигателей традиционных схем. В ходе исследования была построена имитационная математическая модель ГСУ и ЛА, основанная на методе 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 её отображением на множество технических обликов ГСУ, а также способ определения ограничений множества функций управления;
- имитационная математическая модель ГСУ на базе турбовинтового двигателя в системе ЛА;
- результаты решения задачи 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 и подготовлено 4 отчета о НИР.

Структура и объём диссертации Диссертационная работа изложена на 113 страницах машинописного текста, включает в себя 62 рисунка, 6 таблиц, а также список литературы, содержащий 103 наименования. Работа разделена на введение, 3 главы содержательной части, заключение, список сокращений и условных обозначений, список литературы.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы, сформулированы цель, научная новизна и практическая значимость диссертационной работы.

В первой главе содержится аналитический обзор литературных источников по теме исследования, показано современное состояние научной проблемы, проанализированы существующие методы её решения. По результатам проведенного анализа сформулированы задачи данного исследования и выбрана методика их решения.

Под гибридной силовой установкой понимается силовая установка, использующая несколько источников энергии и включающая в себя электродвигатель и двигатель внутреннего сгорания (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 1).

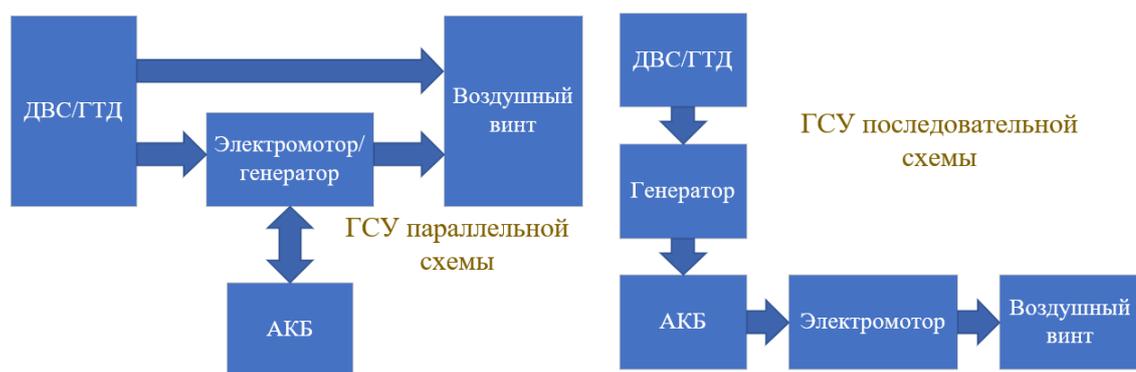


Рисунок 1. Основные схемы ГСУ

Последовательная схема не позволяет получить основные преимущества ГСУ, так как надежность ГСУ ограничивается надежностью электродвигателя, а высокая масса электродвигателя не позволяет снизить расход топлива за

полетный цикл. В диссертационной работе в качестве объекта исследования выбрана ГСУ параллельной схемы для ЛА местных авиалиний.

В рассмотренных источниках в качестве критериев эффективности ГСУ принимаются:

- топливная эффективность, расход топлива за полетный цикл;
- шум и эмиссия вредных веществ;
- надежность ГСУ.

В диссертационном исследовании в качестве критерия эффективности принимается расход топлива за полетный цикл. Уменьшение расхода топлива за полетный цикл прямо влияет на снижение эмиссии вредных веществ и уменьшение расхода топлива на перевозку единицы груза.

Уменьшение расхода топлива в ГСУ достигается при дросселировании ГТД и компенсации его сниженной мощности работой электродвигателя, а также обеспечением за счет совместного управления электродвигателем и ГТД работы ГТД на режимах с низким удельным расходом топлива вдоль траектории.

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, что затрудняет формальную постановку и решение задачи оптимизации по критериям высокого уровня.

Во второй главе приведена методика определения оптимального облика ГСУ в системе ЛА, которая включает четыре основных этапа: выбор типа силовой установки, определение ограничений на множество возможных обликов ГСУ, построение математической модели и решение задачи оптимизации ГСУ для выбранных летательного аппарата и полетной задачи.

В первом разделе главы аналитически выведено множество полетных задач, для которых рационально применение ГСУ на базе турбовинтового двигателя (ТВД). Верхняя граница множества выведена из условия равенства прироста подъёмной силы и увеличения веса ЛА при переходе с ТВД на ГСУ и

определяется как максимальная продолжительность полета, при которой электромотор сможет создать достаточную подъемную силу для компенсации собственного веса и веса АКБ (1) и (2).

$$\frac{\Delta M g}{k} = \frac{N_{\text{эд}} \eta_{\text{в}} \eta_{\text{эд}}}{V} \quad (1)$$

$$\frac{\frac{g N_{\text{эд}}}{N_{\text{уэд}}} + \frac{g N_{\text{эд}} t}{N_{\text{уа}}}}{k} = \frac{N_{\text{эд}} \eta_{\text{в}} \eta_{\text{эд}}}{V} \quad (2)$$

Где ΔM – прирост массы ЛА, кг; $N_{\text{эд}}$ – мощность электродвигателя, Вт; t – время работы электродвигателя, с; $N_{\text{уэд}}$ – удельная мощность электродвигателя, Вт/кг; $N_{\text{уа}}$ – удельная энергоемкость АКБ, Вт ч/кг; k – коэффициент аэродинамического качества ЛА; g – ускорение свободного падения, м/с²; $\eta_{\text{эд}}$ – КПД электрической машины; $\eta_{\text{в}}$ – КПД воздушного винта; V – скорость полета, м/с.

Нижняя граница множества ограничена областью, в которой возможно применение электрических силовых установок. Она может быть рассчитана в результате подстановки в уравнение (1) полной массы ЛА и определяется как полетная задача, для выполнения которой ЛА сможет нести достаточное количество АКБ. Найденные границы позволяют вывести для ЛА с ГСУ неравенства, ограничивающие множество полетных задач, при выполнении которых применение ГСУ может привести к снижению расхода топлива за полетный цикл (3):

$$\mathbb{S} = \left\{ \frac{\eta_{\text{в}} \eta_{\text{эд}} k \Delta M N_{\text{уа}}}{M_{\Sigma} g} - \frac{V N_{\text{уа}}}{N_{\text{уэд}}} \leq S \leq \frac{\eta_{\text{в}} \eta_{\text{эд}} k N_{\text{уа}}}{g} - \frac{V N_{\text{уа}}}{N_{\text{уэд}}} \right\} \quad (3)$$

Где \mathbb{S} – множество полетных циклов; S – дальность полета в полетном цикле, м.

Полученное соотношение (3) позволяет определить область применения ГСУ в зависимости от параметров силовой установки и ЛА. Так для

регионального самолета Cessna 208В границы области применения ГСУ могут быть представлены в виде зависимости от удельной энергоёмкости АКБ (рисунок 2).

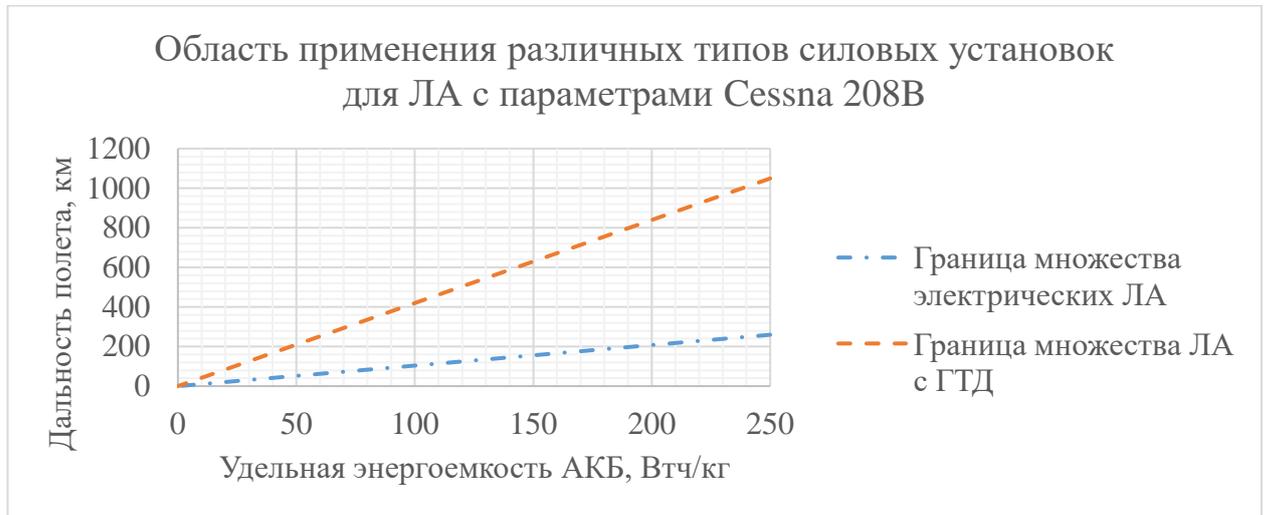


Рисунок 2. Границы области применения ГСУ для Cessna 208В

Внутри области применения ГСУ уменьшение расхода топлива за счет применения ГСУ нелинейно зависит от продолжительности полетного цикла. Приняв допущение, что удельный расход топлива ГТД не зависит от согласования ГСУ и ЛА, выведены уравнения расхода топлива ГТД (4) и расхода топлива ГСУ (5) за полетный цикл:

$$G_T = \frac{C_{уд} M_{п} g S}{k * \eta_B} \quad (4)$$

$$G_T = C_{уд} S \left(\frac{M_{п} g}{k \eta_B} + \frac{\Delta M}{\left(\frac{1}{N_{уэд}} + \frac{S}{N_{ya} V} \right)} \left(\frac{g}{k \eta_B N_{уэд}} \left(1 + \frac{S}{V} \right) - \frac{\eta_{эд}}{V} \right) \right) \quad (5)$$

Где $C_{уд}$ – удельный расход топлива ГТД, кг/Вт/ч; $M_{п}$ - масса ЛА с ГТД, кг.

Уравнения (4) и (5) позволяют оценить величину уменьшения расхода топлива при идеальных условиях работы ГСУ в каждой точке области применения (рисунок 3).

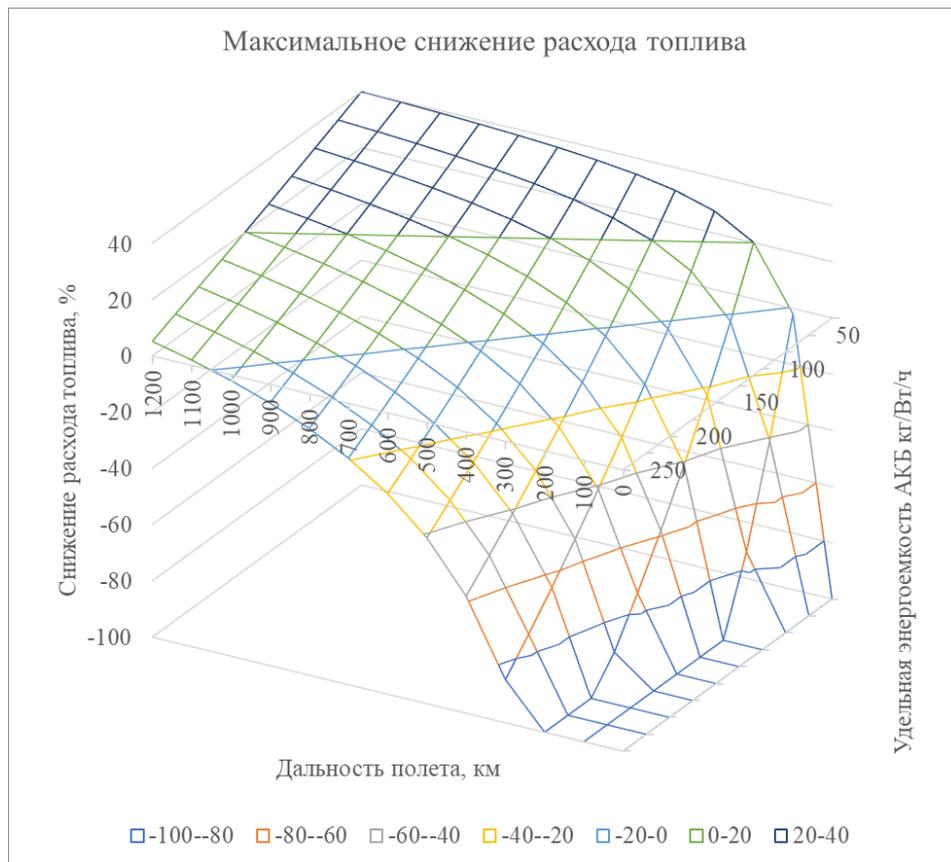


Рисунок 3. Величина снижения расхода топлива за счет использования ГСУ

Во втором разделе главы приведена постановка задачи оптимизации ГСУ в системе ЛА. Основной проблемой оптимизации ГСУ является большое количество варьируемых параметров. Для каждого рассчитываемого облика ГСУ необходима оптимизация управления силовой установкой в течение полетного цикла. Необходимость оптимизации закона управления и технических параметров ГСУ приводит к масштабированию задачи оптимизации ГСУ, при котором решение такой задачи требует существенных вычислительных мощностей.

Если принять допущение, что масса ГСУ должна быть минимальной, то можно инвариантно связать программу управления электродвигателем и технические параметры ГСУ (6-8).

$$\forall t : t_c \leq t \leq t_\phi \quad N_{эд}(t) \leq N_{эд}(t_1) \quad (6)$$

$$\forall t : t_c \leq t \leq t_\phi \quad \int N_{эд} dt(t) \leq \int N_{эд} dt(t_2) \quad (7)$$

$$\Delta M = \frac{N_{эд}(t_1)}{N_{уэд}} + \frac{\int N_{эд} dt(t_2)}{N_{уа}} + M_p(N_{эд}(t_1)) \quad (8)$$

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 (6). При этом емкость АКБ определяется как максимальная глубина разрядки за полетный цикл в соответствии с программой управления (7). Прирост массы ЛА является функцией этих величин (8). Такая постановка позволяет свести задачу оптимизации облика ГСУ к задаче оптимизации функции управления ГСУ.

Второй частью постановки задачи оптимизации ГСУ является определение множества возможных функций управления ГСУ. Ограничение на множество функций управления ГСУ определяется из уравнений движения ЛА (9) и (10):

$$\dot{P}_x = \left(\frac{(N_{ГТД} + N_{эд}\eta_{эд})\eta_B}{V} - \frac{\rho V^2}{2} F C_x \right) \cos \alpha - \frac{\rho V^2}{2} F C_y \sin \alpha \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \dot{P}_y = & \left(\frac{(N_{ГТД} + N_{эд}\eta_{эд})\eta_B}{V} - \frac{\rho V^2}{2} F C_x \right) \sin \alpha \\ & + \frac{\rho V^2}{2} F C_y \cos \alpha - Mg + k(H_3 - H) \end{aligned} \quad (10)$$

Где \dot{P}_x – горизонтальная проекция производной импульса ЛА, кг*м/с; $N_{ГТД}$ – 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. Максимальная мощность электрической машины определяется как мощность, которой достаточно для преодоления аэродинамического сопротивления при максимальной подъёмной силе. Оба ограничения следуют из уравнения (9) при подстановке минимального и максимального угла атаки.

Для функции управления общего вида данные ограничения являются достаточными. Для упрощения решения задачи оптимизации из уравнения (10) выводится дополнительное ограничение на массу ГСУ. Для большинства функций управления ГСУ и полетных циклов такое ограничение позволяет существенно уменьшить множество обликов ГСУ при оптимизации (11):

$$\begin{aligned} N_{эд} = & \left\{ \forall t : t_c \leq t \leq t_\phi, \frac{\rho V^3}{2\eta_B \eta_{эд}} F(C_x + C_y \tan \alpha_{min}) + \frac{V dP_x}{2\eta_B \eta_{эд} \cos \alpha_{min} dt} - \right. \\ & \frac{N_{ГТД}}{\eta_{эд}} \leq N_{эд} \leq \frac{\rho V^3}{2\eta_B \eta_{эд}} F(C_x + C_y \tan \alpha_{max}) + \frac{V dP_x}{2\eta_B \eta_{эд} \cos \alpha_{max} dt} - \\ & \frac{N_{ГТД}}{\eta_{эд}}, N_{эд}(t_1) \left(\frac{\eta_{эд}}{N_{yэд}} - \frac{\eta_B \eta_{эд} \sin \alpha_{max}}{gV} \right) + \frac{\int N_{эд} dt(t_2)}{N_{ya}} + M_p(N_{эд}(t_1)) \leq \\ & \left. \frac{1}{g} \left(\frac{N_{ГТД} \eta_B \sin \alpha_{max}}{V} + \frac{\rho V^2}{2} F(C_y \cos \alpha_{max} - C_x \sin \alpha_{max}) + k(H_3 - H) - \frac{dP_y}{dt} - \right. \right. \\ & \left. \left. (M_\Pi + M_T)g \right) \right\} \end{aligned} \quad (11)$$

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

В случае если критерием оптимальности является расход топлива, задача поиска оптимального облика ГСУ сводится к поиску $N_{эд}^*(t)$ (12):

$$N_{эд}^* \in N_{эд} : G_T(N_{эд}^*) = \min_{N_{эд} \in N_{эд}} G_T(N_{эд}) \quad (12)$$

Где $N_{эд}^*$ – оптимальная функция управления; G_T – расход топлива за полетный цикл, кг.

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 взлётно-посадочной полосе (ВПП), набора высоты, крейсерского полета и снижения, наиболее подходящей представляется кусочно заданная функция (13). Тогда задача оптимизации сводится к поиску коэффициентов функции:

$$N_{эд}(t) = \begin{cases} a + bt, \forall t t_c \leq t \leq t_{вз} \\ c + dt, \forall t t_{вз} < t \leq t_k \\ e + ft, \forall t t_k < t \leq t_{п} \\ g + ht, \forall t t_{п} < t \leq t_{ф} \end{cases} \quad (13)$$

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 оптимизации ГСУ может быть введено требование обеспечения посадки ЛА на электродвигателе, ограничением на минимальную мощность электродвигателя, которая может быть выражена из второй части ограничения (11) при нулевой мощности ГТД на участке посадки ЛА.

В третьем разделе главы приводится описание построенной имитационной математической модели ГСУ в системе ЛА. При построении математической модели использовался принцип связанных графов. Математические модели узлов ГСУ и ЛА связывались между собой двунаправленными парными связями, что позволяет замкнуть систему уравнений и выполнить проверку выполнения закона сохранения энергии для каждого элемента математической модели (рисунок 4).

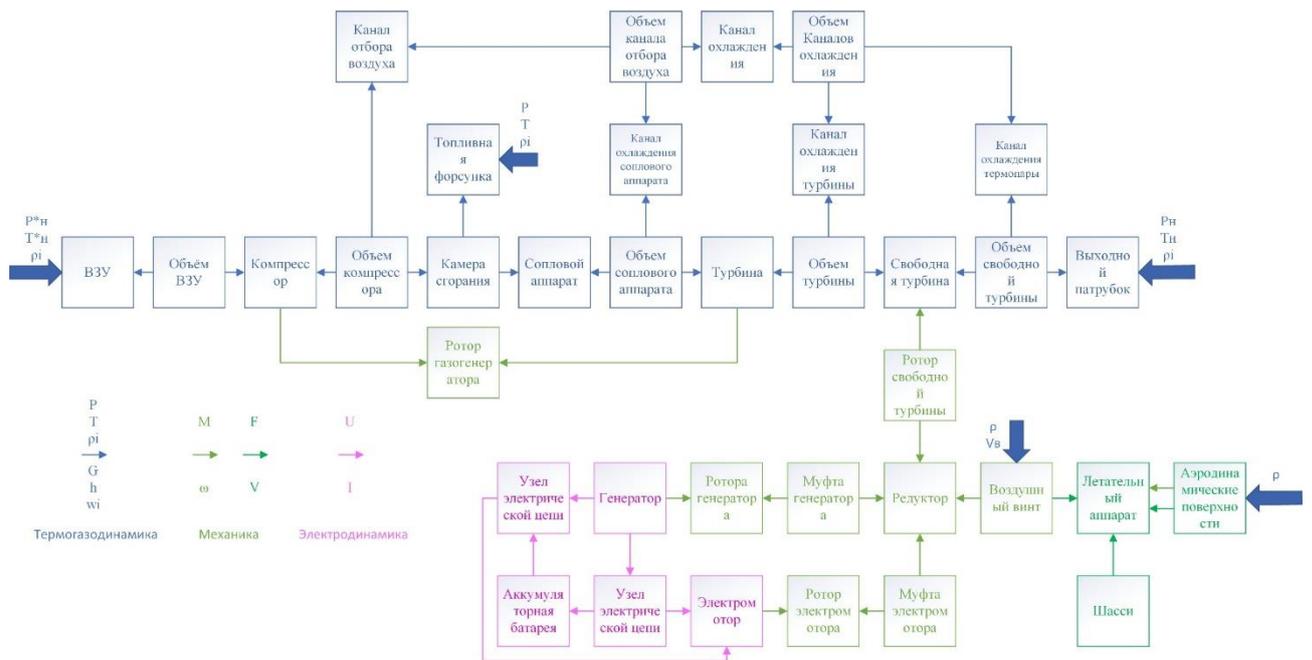


Рисунок 4. Общая схема построенной математической модели

Валидация имитационной модели выполнена сравнением результатов математического моделирования ГТД с его расчетным режимом, описанным в документации (таблица 1). Достоверность математической модели обеспечивается проверкой выполнения закона сохранения энергии как для всей модели, так и для отдельных моделируемых систем.

Таблица 1. 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
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
Мощность на валу газогенератора, кВт	1164	1154	<1
Мощность на валу свободной турбины, кВт	766	753	1,7

В главе делаются следующие выводы:

- согласно аналитически выведенному множеству (3) 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. При современном уровне удельных параметров электрических машин возможно использование ГСУ в полетных задачах с дальностью полета менее 1000 км.;
- предложенная постановка задачи оптимизации ГСУ позволяет существенно упростить рассматриваемую задачу;
- построенная имитационная математическая модель ЛА с ГСУ позволяет оценить эффективность применения ГСУ за полетный цикл с учетом влияния совместной работы и динамики ГСУ и ЛА. Отклонения результатов математического моделирования при валидации математической модели от расчетного режима составили менее 2%.

В третьей главе выполнена оптимизация ГСУ по разработанной методике с использованием построенной имитационной модели на примере самолета Cessna 208В (таблица 2).

Таблица 2. Параметры ЛА

Параметр	Значение
Площадь миделя ЛА, м ²	12
Удельная мощность электродвигателя, Вт/кг	1000
Удельная энергоемкость 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

Решение задачи оптимизации рассмотрено 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 5.

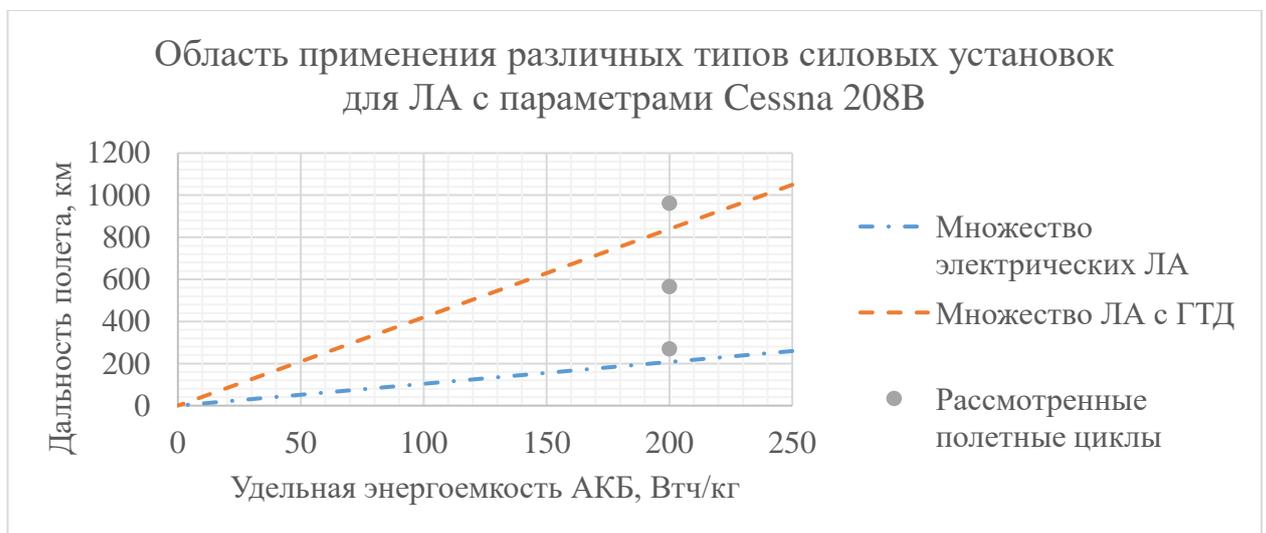


Рисунок 5. Положение рассматриваемых полетных циклов на области применения ГСУ

Задача оптимизации рассмотрена на примере типового полетного цикла самолета Cessna 208В с различной продолжительностью крейсерского участка полета (рисунок 6).

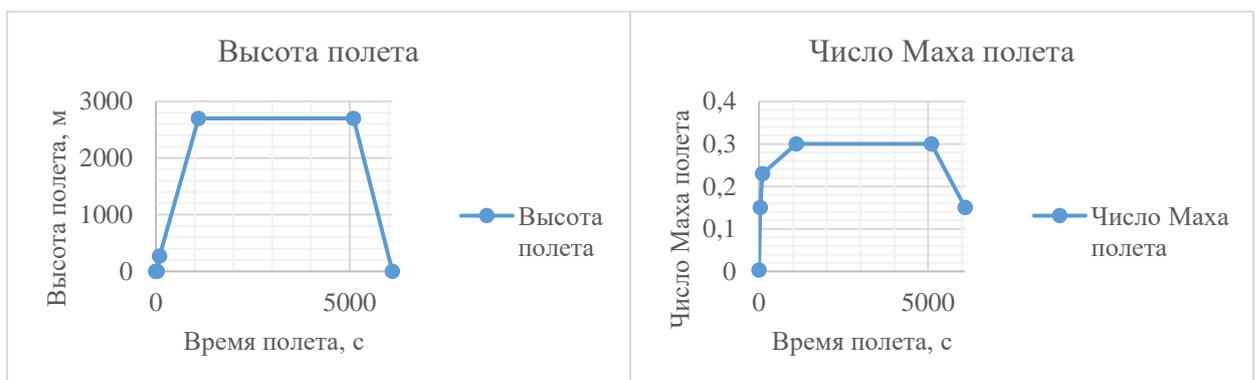


Рисунок 6. Типовой полетный цикл

Результат интегрирования неравенств (11) позволяет определить диапазон варьирования мощности электродвигателя в течение полетного цикла (рисунок 7) и максимальный допустимый прирост массы ЛА, который составил 1346 кг.

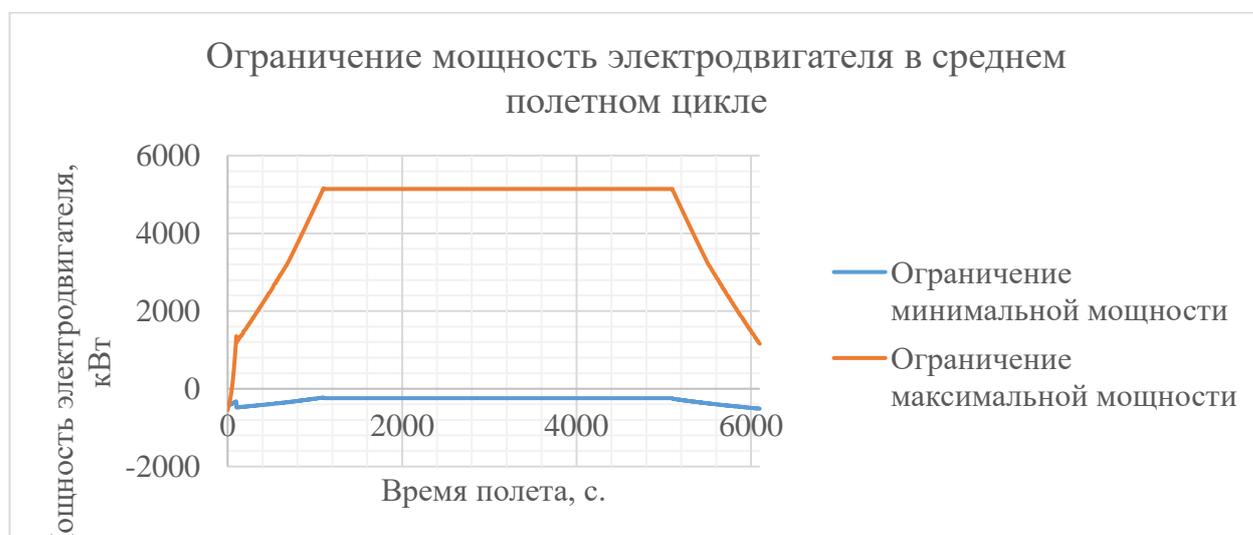


Рисунок 7. Диапазон варьирования мощности электродвигателя для полетного цикла продолжительностью 6100 с.

Так как полетные циклы отличаются между собой только продолжительностью крейсерского полета, а ограничение прироста массы для выбранного аппарата и полетного цикла определяется моментом отрыва от ВПП, диапазон варьирования мощностью и ограничение на прирост массы ЛА не меняются для рассматриваемых полетных циклов за исключением продолжительности участка крейсерского полета.

В результате решения задачи оптимизации найдены оптимальные законы управления электродвигателем в течение полетного цикла, массы электромоторов, емкости и массы АКБ, а также величина уменьшения расхода топлива и выбросов CO₂.

Анализ результатов показал, что наиболее соответствующей принятому критерию оптимальности является ГСУ с максимально допустимым весом. Это связано со слабым снижением аэродинамического качества выбранного ЛА до достижения критического угла атаки. При этом найдено множество законов управления, имеющих менее 0,1% различий в расходе топлива, что объясняется двумя возможными механизмами экономии топлива. Наиболее простым и в тоже

время оптимальным законом управления для рассмотренного ЛА является постоянная мощность электродвигателя. В этом случае электродвигатель на протяжении всего полетного цикла совершает максимально возможную работу. Выбор такого закона управления основан на преобладании уменьшения расхода топлива при снижении мощности ГТД над увеличением расхода топлива за счет повышения удельного расхода топлива и массы ЛА.

Альтернативным законом управления, который можно считать оптимальным для среднего по продолжительности полетного цикла, является постепенное снижение мощности электродвигателя после отрыва от ВПП для экономии энергии АКБ с последующим использованием электроэнергии на крейсерском участке полета. При данном законе управления электродвигатель имеет большую массу и работает с максимальной мощностью только в одной точке полетного цикла. Меньший размер АКБ и избыточная масса электродвигателя компенсируются более низким средним удельным расходом топлива ГТД за счет более высокого КПД узлов на участке набора высоты.

Результаты имитационного моделирования ЛА с ТВД и ЛА с оптимизированной ГСУ в полетном цикле средней продолжительности представлены на рисунках (8-11).

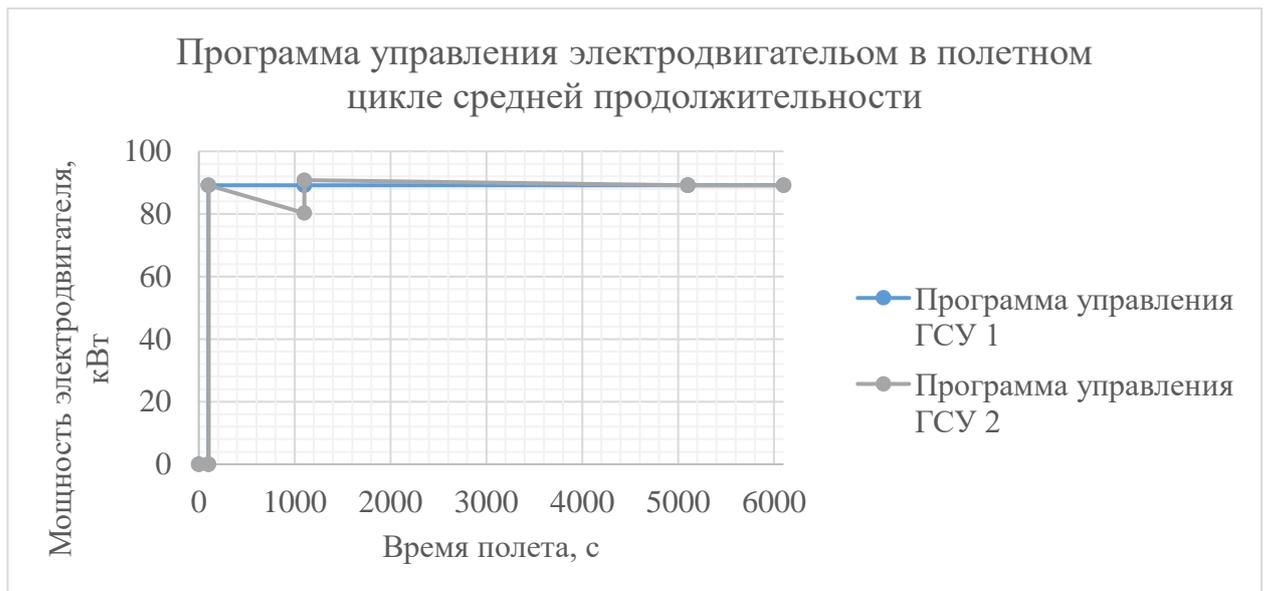


Рисунок 8. Программы управления электромотором в полетном цикле средней продолжительности

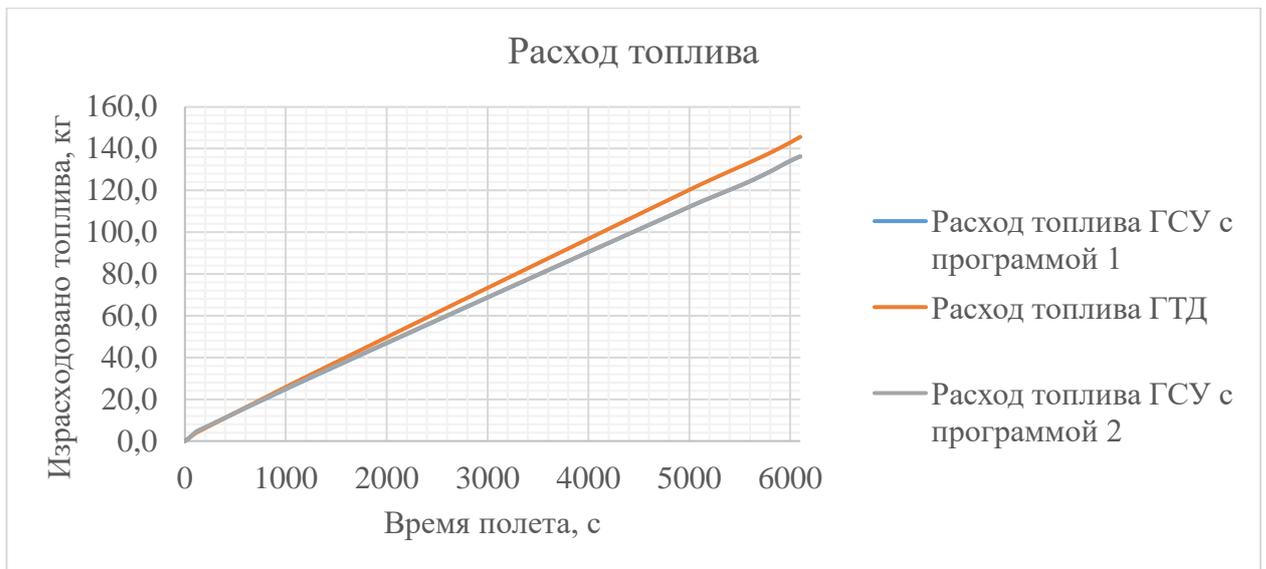


Рисунок 9. Расход топлива за полетный цикл

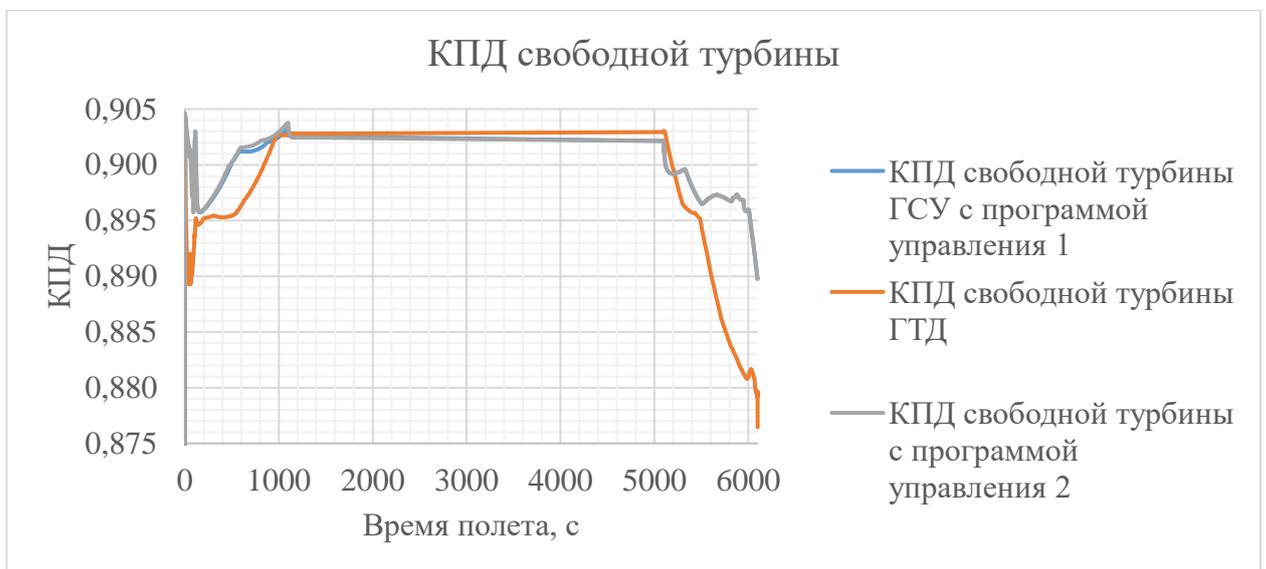


Рисунок 10. КПД свободной турбины

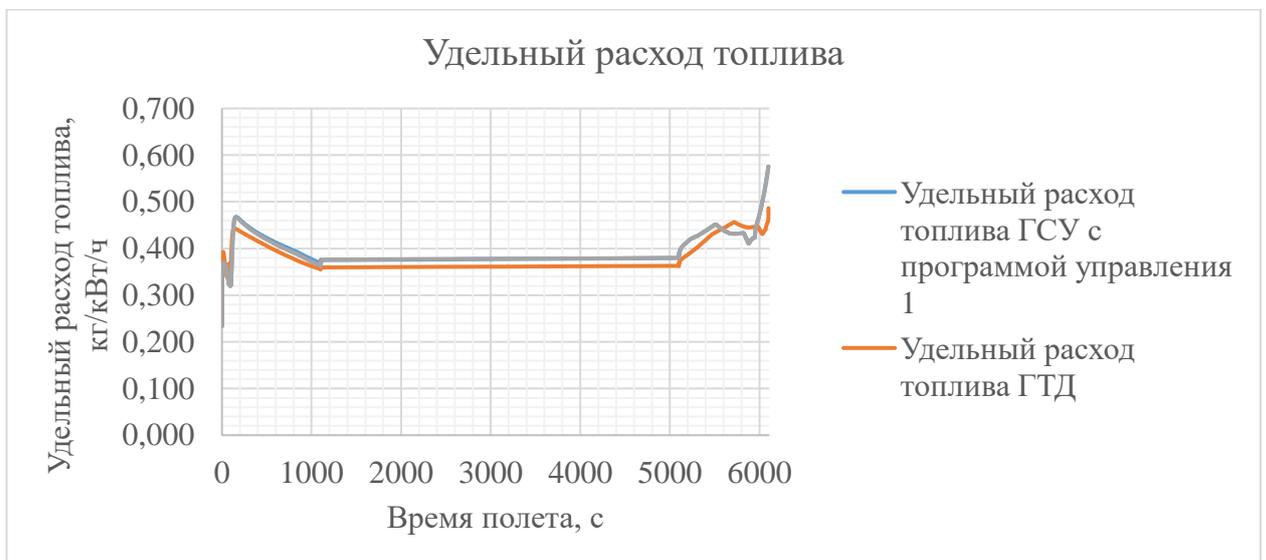


Рисунок 11. Удельный расход топлива

В коротком полетном цикле с дальностью полета 269 км. уменьшение расхода топлива по сравнению с ГТД составило 25%. В полетном цикле средней продолжительности получено два варианта оптимального облика ГСУ с расходами топлива за полетный цикл, отличающимися 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, оптимальным обликом оказался ГТД. Результаты оптимизации ГСУ приведены в таблице 3.

Таблица 3. 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 уменьшения расхода топлива с помощью имитационной модели на аналитическую зависимость (4) и (5) показывает, что снижение расхода топлива по результатам имитационной модели 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 12).

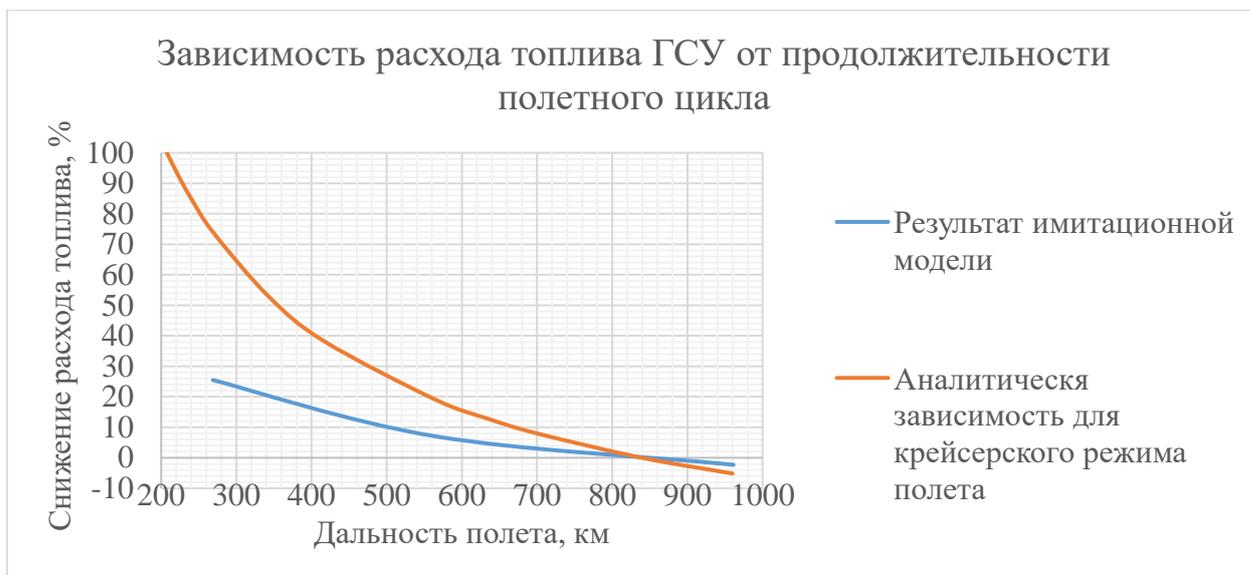


Рисунок 12. Зависимость уменьшения расхода топлива от продолжительности полетного цикла.

В главе делаются выводы о хорошей корреляции результатов имитационной модели с предложенной аналитической зависимостью. Найдены оптимальные облики ГСУ для рассмотренных полетных циклов. Для полетной задачи, не входящей в аналитически предсказанную область рационального применения ГСУ, по результатам решения задачи оптимизации оптимальной силовой установкой является ГТД.

В заключении диссертации делаются выводы о возможности применения представленной методики оптимизации ГСУ параллельной схемы для самолетов с воздушным винтом при решении задачи оптимизации облика ГСУ по критериям оптимальности высокого уровня с учетом нестационарных процессов. Даны выводы о возможных направлениях развития ГСУ и предложенной методики. Отмечено, что основным фактором, ограничивающим применение ГСУ в авиации, является низкая энергоемкость АКБ и что дальнейшие исследования должны быть направлены на разработку более эффективных способов хранения электроэнергии на борту ЛА.

В диссертационном исследовании сформулированы 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.

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в рецензируемых научных изданиях

1. 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.
2. Mathematical modelling of a gas turbine engine based hybrid propulsion system for regional airplanes / Y. A. Ravikovich, A. V. Agulnik, D. P. Kholobtsev, D. A. Borovikov // Journal of Physics: Conference Series, Moscow, 18–21 мая 2021 года. – Moscow, 2021. – P. 012001. – DOI 10.1088/1742-6596/1891/1/012001.
3. 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.
4. 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 АЕНАQA.

Публикации материалов конференций

1. 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
2. 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.
3. Алпатов, И. В. Разработка малоразмерного реактивного двигателя на базе электромотора / 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. 93-94.

4. 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.

5. 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. – С. 107.

6. 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.

7. 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.

8. 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.

9. А. А. Горбунов, А. П. Склярова, 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 117-121.

10. 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., Склярова А. П. Системный анализ двигателей для многорежимных самолетов. Сборник тезисов научно-технического конгресса по двигателестроению (НТКД-2018) 2018. С. 43-45.