

На правах рукописи



Сычёв Алексей Вячеславович

ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА АВИАЦИОННОЙ ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ
УСТАНОВКИ НА БАЗЕ ПОРШНЕВОГО И ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЕЙ
ДЛЯ ЛЁГКОГО САМОЛЁТА

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

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2025 г.

Работа выполнена на кафедре 203 «Конструкция и проектирование двигателей» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ).

Научный руководитель: **Равикович Юрий Александрович**,
доктор технических наук, профессор

Официальные
оппоненты: **Еникеев Рустэм Далилович**,
доктор технических наук, профессор, ФГБОУ ВО
«Уфимский университет науки и технологий», заведующий
кафедрой двигателей внутреннего сгорания

Рябов Павел Александрович,
кандидат технических наук, Федерального автономного
учреждения «Центральный институт авиационного
моторостроения имени П.И. Баранова», ведущий научный
сотрудник

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное образовательное
учреждение высшего образования **«Рыбинский
государственный авиационный технический
университет имени П.А. Соловьева»**

Защита диссертации состоится **16 июня 2025 года в 10 часов 00 минут** на заседании диссертационного совета 24.2.327.06 в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4, а также на сайте института по адресу https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=182929

Автореферат разослан « ____ » _____ 2025 г.

Отзывы, заверенные печатью, просим высылать по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4, Учёный совет МАИ.

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



Краев Вячеслав Михайлович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. В настоящее время в авиационной технике всё большее распространение получают работы по исследованию и внедрению электрических и гибридных силовых установок (ГСУ). Это связано с увеличением экологических требований к силовым установкам, ограниченности дальнейшего их совершенствования, повышению надёжности, топливной экономичности, появлению новых компоновочных схем летательных аппаратов.

В работе под **обликом ГСУ** понимается:

- тип двигателей, входящих в состав ГСУ, степень гибридизации и параметры ГСУ;
- схема их подключения в силовой установке (СУ);
- тип движителя.

Степень разработанности темы исследования. В настоящее время мало практических работ, где теоретические исследования по ГСУ сочетаются с практическими экспериментальными работами. Среди зарубежных компаний и организаций наибольший интерес к ГСУ проявляют NASA, Siemens, Airbus, Rolls-Royce и ряд Европейских и Американских университетов.

В России исследованиями ГСУ занимаются следующие организации: ОДК, ЦИАМ, ЦАГИ, МАИ, СибНИА, ГосНИИАС, УГАТУ, КБ «Сухого», УЗГА и др. Существует несколько основных проблем для создания ГСУ – увязка характеристик ГСУ с параметрами летательного аппарата, синхронизация работы разнотипных двигателей в составе ГСУ, управление ГСУ. Это требует разработки методики создания облика ГСУ, учитывающей реальные экспериментальные данные, полученные на стенде ГСУ и лётном образце летательного аппарата (ЛА) с поршневым двигателем (ПД), электрическим двигателем (ЭД), ГСУ.

Объектом исследования является экспериментальная ГСУ параллельной схемы на базе ПД и ЭД.

Предметом исследования является формирование облика авиационной ГСУ параллельной схемы на базе ПД и ЭД для лёгкого самолёта.

Целью данной работы является разработка методики формирования облика ГСУ на базе ПД внутреннего сгорания и ЭД для лёгкого летательного аппарата самолётного типа и получение характеристик ГСУ в результате экспериментальной работы.

Для достижения данной цели были поставлены и решены следующие задачи:

1. Разработана методика формирования облика ГСУ;
2. Проведены теоретические исследования по разработанной методике;
3. Спроектированы и разработаны экспериментальные стенды ЭСУ и ГСУ;
4. Проведены экспериментальные исследования и получены характеристики ЭСУ и ГСУ.

На защиту выносятся:

- методика формирования облика ГСУ на базе ПД и ЭД для лёгкого самолёта;
- результаты теоретических и экспериментальных исследований.

Вклад автора в проведённое 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 исследований:

- анализ современного состояния исследований в области создания ГСУ для ЛА;
- анализ составных частей ГСУ: ПД, ЭД, контроллеров, аккумуляторной батареи (АКБ), редуктора, воздушного винта (ВВ) и т.д.;
- разработку методики формирования облика ГСУ для лёгкого ЛА самолётного типа;
- аналитическое исследование области применения ГСУ с ПД и ЭД на лёгких ЛА;
- разработку ЭСУ;
- изготовление экспериментального стенда для тестирования ЭСУ;
- разработку, изготовление, лётные испытания лёгкого ЛА с ЭСУ;
- разработку и сборку ГСУ на базе ПД и ЭД, разработка и изготовление ЭД, разработку и изготовление экспериментального стенда для тестирования ГСУ.

Достоверность полученных результатов Апробация работы, научных положений и выводов диссертации обусловлена применением существующих методик проектирования ЛА и традиционных силовых установок ПД и ЭД, а также подтверждением результатов исследований на экспериментальной ГСУ и ЭСУ. Были проведены лётные испытания ЭСУ, в состав которой входил ЭД, использованный в ГСУ. Достоверность результатов, полученных в ходе исследования, обсуждалась на научных конференциях.

Новизна результатов исследований

Научной новизной обладают следующие результаты, полученные Сычёвым А.В. при проведении исследований:

1. Создана методика формирования облика ГСУ для лёгкого ЛА самолётного типа на базе ПД и ЭД, в которой рассматривается степень гибридизации ГСУ, учитываются режимы работы ГСУ на разных этапах полётного цикла, введён коэффициент утяжеления ГСУ, установлена связь параметров ГСУ с ЛТХ лёгкого самолёта;
2. Созданы экспериментальные стенды:
 - стенд №1 для проведения испытаний силовой установки на базе электрического двигателя для самолёта-демонстратора;

- стенд №2 для проведения испытаний силовой установки на базе электрического двигателя для ГСУ;

- стенд №3 для проведения испытаний гибридной силовой установки на базе ПД и ЭД для лёгкого самолёта;

3. В результате теоретических и экспериментальных исследований получены мощностные и массогабаритные характеристики ГСУ в целом и входящих в неё компонентов при различной степени гибридизации. Получен опыт эксплуатации ЭСУ и ГСУ.

Теоретическая и практическая значимость результатов исследования

1. Разработана методика формирования облика ГСУ на базе ПД и ЭД учитывающая лётные характеристики лёгкого ЛА самолётного типа и полётное задание.

2. Разработан и испытан на стенде ЭД и электрическая винтомоторная группа (ЭВМГ), проведены лётные испытания пилотируемого лёгкого самолёта с ЭВМГ, получен опыт эксплуатации.

3. Разработана и прошла испытания экспериментальная ГСУ на базе ПД и ЭД.

Результаты диссертационной работы используются в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» при проведении лекций и практических занятий в дисциплинах: схемы и компоновки гибридных СУ на основе двигателей внутреннего сгорания (программа подготовки «Конструкция и проектирование гибридных силовых установок») и проектно-конструкторские решения для гибридных СУ (программа подготовки «Авиационные двигатели с альтернативными источниками энергии»).

Методология и методы диссертационного исследования. Теоретическая часть диссертационного исследования заключалась в анализе современного состояния разработок в области различных силовых установок и лёгких ЛА самолётного типа, методик проектирования лёгких ЛА и силовых установок. В ходе работы над диссертацией были проведены экспериментальные исследования на созданной экспериментальной ГСУ, установленной на экспериментальном стенде. Также была создан ЭД и экспериментальная ЭСУ с стендом. Были проведены лётные испытания ЭСУ на лёгком самолёте, получен опыт эксплуатации ЭСУ, который был использован при создании экспериментальной ГСУ.

Апробация результатов работы.

Результаты работ были доложены в рамках 10 российских и международных конференций: 17-й Международной конференции «Авиация и космонавтика» 2018г. МАИ, 19-й Международной конференции «Авиация и космонавтика» 2020г. МАИ, 21-й Международной конференции «Авиация и космонавтика» 2022г. МАИ, 14-й Всероссийском межотраслевом молодёжном конкурсе научно-технических работ и проектов в области авиационной и ракетно-космической

техники и технологий «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики» 2022г. МАИ, Международной научно-технической конференции имени Н.Д. Кузнецова «Перспективы развития двигателестроения» 2023г. Самара, 20-й Международной конференции «Авиация и космонавтика» 2023г. МАИ, Международной конференции «Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения» 2024г. МАИ.

Публикации по теме диссертации. По теме диссертации опубликовано 17 печатных работ, в т.ч. в рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК - 6 статей, получен 1 патент на изобретение.

Структура и объём диссертации. Диссертационная работа изложена на 118 страницах машинописного текста, включает в себя 59 рисунков, 23 таблицы, а также список литературы, содержащий 122 наименования. Работа разделена на введение, 3 главы содержательной части, заключение, список сокращений и условных обозначений, список литературы.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении в обоснование актуальности темы диссертации автором проведен краткий анализ результатов исследований в области гибридных силовых установок для лёгких ЛА. Дано определение гибридной силовой установки на примере применения в лёгком самолёте. Здесь так же сформулирована цель работы, отмечена научная новизна и практическая значимость, дан краткий анализ структуры и содержания.

В первой главе проведены предварительные исследования. Даны определения ГСУ и облика ГСУ с математической точки зрения. Сделан обзор лёгких самолётов и их силовых установок. Приведён анализ методик формирования облика самолётов и СУ. Сделана постановка задач исследования.

В диссертации в качестве двигателей, входящих в состав ГСУ лёгкого ЛА, рассматриваются тепловая машина – поршневой двигатель внутреннего сгорания и электрическая машина – электрический двигатель.

Выбор исследуемой ГСУ проводился применительно к легким воздушным судам самолётного типа (далее по тексту к лёгким самолётам).

Необходимо было разработать методику формирования облика ГСУ на базе ПД и ЭД для лёгкого самолёта. С математической точки зрения такая постановка задачи предполагает разработку математической модели определения проектных параметров ГСУ, векторное уравнение 1 которой можно представить в следующем виде:

$$\mathbf{y}_{ГСУ} = \mathbf{y}_{ГСУ}(\mathbf{x}_{ТЗ}, \mathbf{x}_{ГСУ}, \mathbf{x}_{УФ}, \mathbf{x}_{ГУ}), \quad (1)$$

где $\mathbf{y}_{ГСУ}$ - вектор параметров, определяющих облик ГСУ;

$\mathbf{x}_{ТЗ}$ - вектор исходных данных ТЗ на проектирование самолета;

$\mathbf{x}_{ГСУ}$ - вектор проектных параметров ГСУ;

$\mathbf{x}_{УФ}$ - вектор данных по условиям функционирования самолета;

$x_{гУ}$ - вектор параметров граничных условий, определяемая нормативными документами.

Вторая глава посвящена теоретическому исследованию формирования облика ГСУ для лёгкого самолёта.

На рисунке 1 показана Общая блок-схема расчёта взлётной массы лёгкого самолёта и формирования облика ГСУ в сокращённом виде.

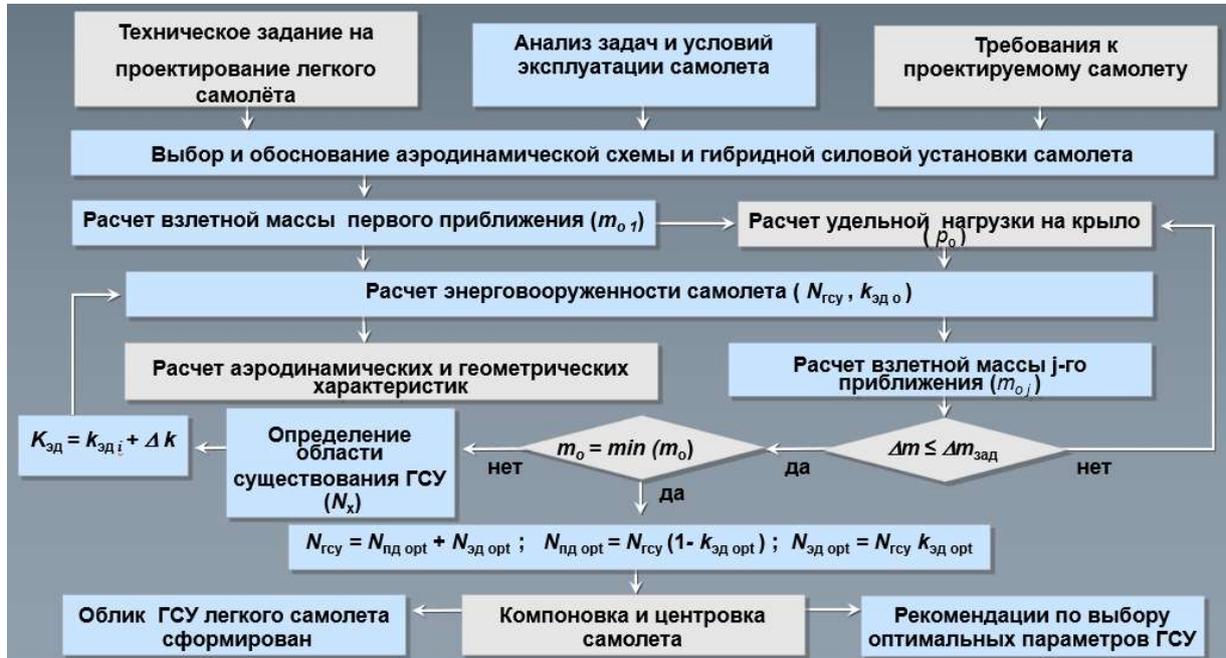


Рисунок 1. Общая блок-схема расчёта взлётной массы лёгкого самолёта и формирования облика ГСУ в сокращённом виде

Математическая модель типа силовой установки

Относительные массы ГСУ, топлива и АБ зависят от степени гибридизации силовой установки, которую можно выразить через коэффициент распределения мощности ГСУ между электрическими и поршневыми двигателями.

Выражение 2 баланса мощностей ГСУ в абсолютном виде представляется как суммарные мощности ЭД и ПД:

$$N_{гсу} = N_{эд} + N_{пд}, \quad (2)$$

где $N_{эд}$ - мощность электродвигателя, Вт;

$N_{пд}$ - мощность поршневого двигателя, Вт.

$$k_{эд} = \frac{N_{эд}}{N_{гсу}} = \frac{N_{гсу} - N_{пд}}{N_{гсу}} = 1 - \frac{N_{пд}}{N_{гсу}} = 1 - k_{пд}, \quad (3)$$

где $k_{эд}$ - доля мощности ГСУ, приходящаяся на электродвигатель;

$k_{пд}$ - доля мощности ГСУ, приходящаяся на поршневой двигатель.

Выражение 3 для $k_{эд}$ определяет тип силовой установки для проектируемого самолёта:

$$k_{эд} = \begin{cases} 0 & \text{при } N_{эд} = 0 & \rightarrow \text{самолет с ПД} \\ 0 \dots 1 & \text{при } 0 < N_{эд} < N_{гсу} & \rightarrow \text{самолет с ГСУ} \\ 1 & \text{при } N_{эд} = N_{гсу} & \rightarrow \text{самолет с ЭД} \end{cases}$$

Методика расчета массы силовой установки и самолета в целом

Взлетная масса самолета в первом приближении определяется из уравнения 4 ее существования по следующей формуле:

$$m_{о1} = \frac{m_{цн} + m_{сн}}{1 - (\bar{m}_к + \bar{m}_с + \bar{m}_{гсу} + \bar{m}_т + \bar{m}_{аб})} \quad (4)$$

где $m_{цн}$ – масса целевой нагрузки (задается в ТЗ), кг;

$m_{сн}$ – масса снаряжения (задается в ТЗ), кг;

$\bar{m}_к$ – относительная масса конструкции;

$\bar{m}_с$ – относительная масса систем;

$\bar{m}_{гсу}$ – относительная масса ГСУ;

$\bar{m}_т$ – относительная масса топлива;

$\bar{m}_{аб}$ – относительная масса АБ.

В таблице 1 собраны статистические данные самолётов.

Таблица 1. Статистические данные самолётов

Наименование самолета	$N_{гсу}$, Вт	m_o , кг	$m_{цн+сн}$, кг	$\bar{m}_к$	$\bar{m}_{гсу}$	$\bar{m}_т$	$\bar{m}_{аб}$	$\bar{m}_с$	L , км
Самолеты с поршневыми двигателями									
Аэропракт-20-1	36775	428	160	0,43	0,10	0,06	-	0,05	400
Аэропракт-20-2	58840	516	160	0,39	0,11	0,13	-	0,06	1200
СП-30	73550	533	160	0,57	0,11	0,08	-	0,01	330
X-32 «Бекас»	73550	551	160	0,41	0,11	0,12	-	0,06	938
Pipistrel Virus	73550	543	160	0,42	0,11	0,13	-	0,04	1450
Zodiak CH-601 XL	58840	616	160	0,49	0,10	0,11	-	0,04	925
Zenit STOL CH-701	73550	517	160	0,39	0,11	0,11	-	0,08	599
Птенец-2	73550	491	160	0,43	0,12	0,12	-	0,01	660
Самолеты с электрическими двигателями									
YI E430	40000	470	160	0,45	0,04	-	0,21	0,01	227
Electra One	18000	300	80	0,26	0,02	-	0,43	0,02	400
Cri-Cri Electro	22000	170	75	0,38	0,03	-	0,14	0,01	55
Pipistrel Velis	57600	600	160	0,50	0,03	-	0,17	0,03	170
AerbusE-FAN	58840	550	80	0,50	0,04	-	0,30	0,01	160

Анализ статистических данных массы ЛА

На рисунках 2-5 проанализированы статистические данные по лёгким самолётам

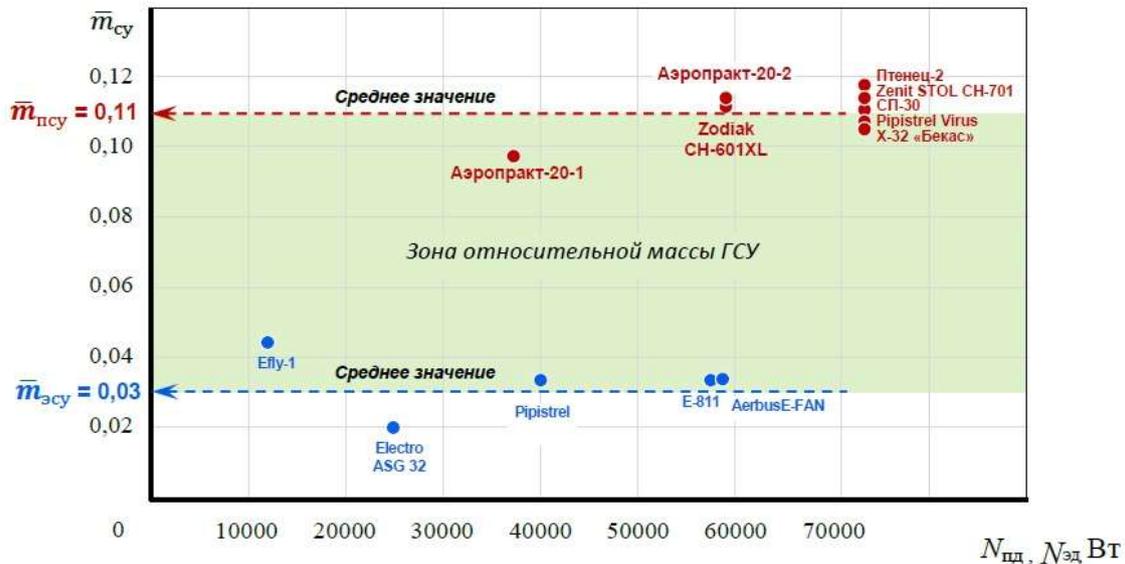


Рисунок 2. Статистические данные зависимости относительной массы силовой установки самолета от мощности поршневых двигателей.

$$\begin{aligned} \bar{m}_{\text{псу}} = 0,11 & \quad \text{— для самолетов с поршневым двигателем } (k_{\text{эд}} = 0); \\ \bar{m}_{\text{эсу}} = 0,03 & \quad \text{— для самолетов с электрическим двигателем } (k_{\text{эд}} = 1). \\ \bar{m}_{\text{ГСУ}} & = k_m (0,11 - 0,08 k_{\text{эд}}), \end{aligned} \quad (5)$$

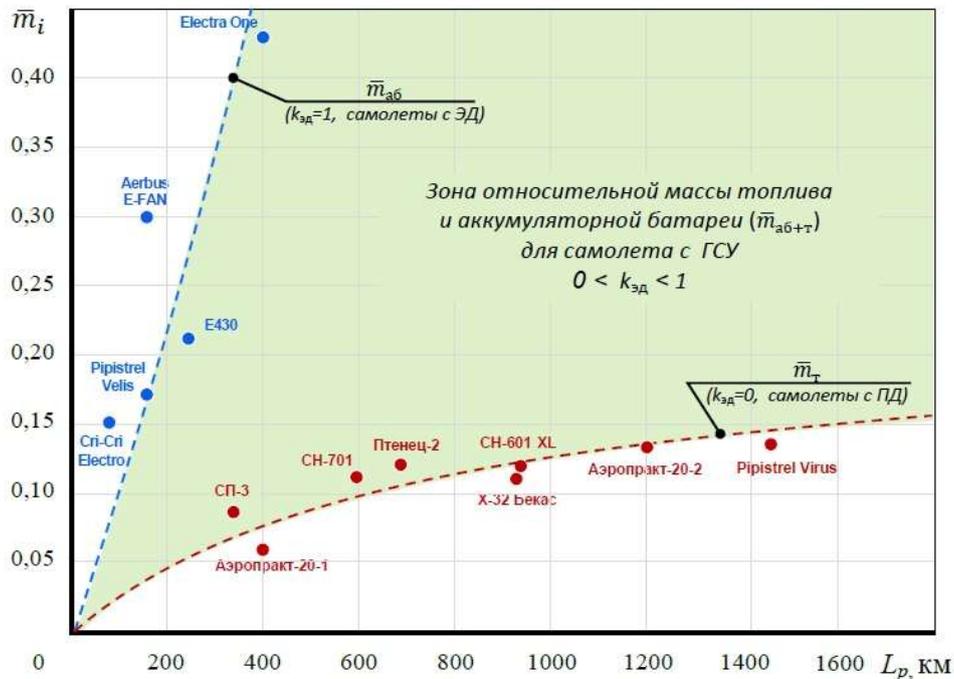


Рисунок 3. Статистические данные зависимости относительных масс топлива и аккумуляторных батарей самолета от дальности полета самолета.

$\bar{m}_{аб} = 0,0011 \times L_p$ – средняя линия для самолетов с ЭД;

$\bar{m}_T = 0,0058 \times L_p^{0,44}$ – средняя линия для самолетов с ПД.

$$\bar{m}_{T+аб} = (1 - k_{эд}) 0,0058 \times L_p^{0,44} + k_{эд} 0,0011 \times L_p, \quad (6)$$

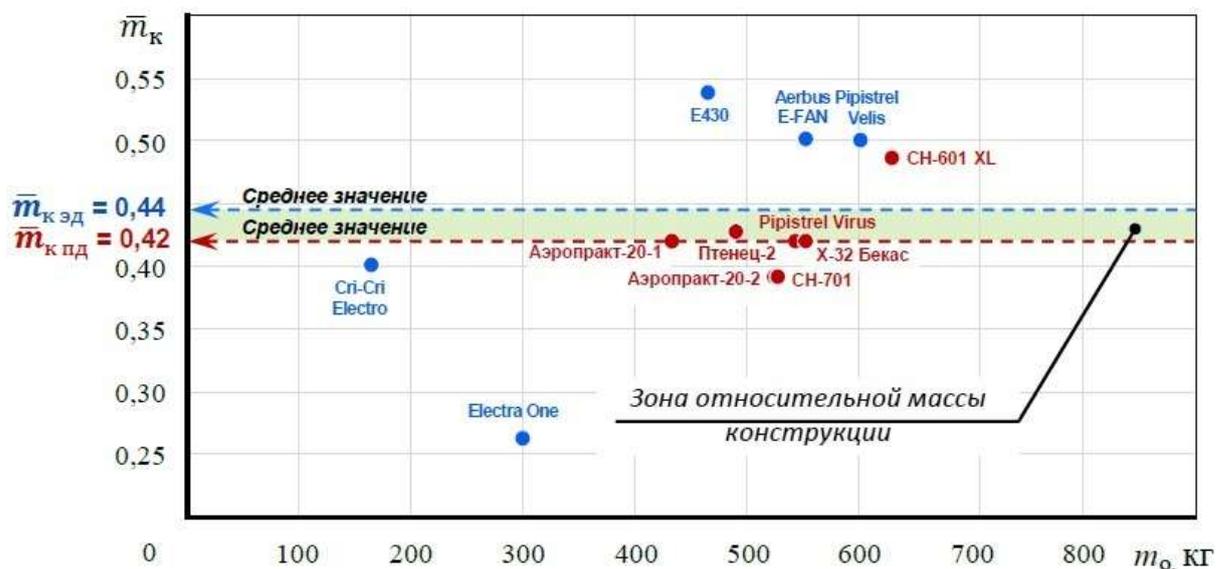


Рисунок 4. Статистические данные зависимости относительной массы конструкции самолетов от взлетной массы самолета.

$\bar{m}_{к\ эд} = 0,44$ – для самолетов с электрическим двигателем ($k_{эд} = 1$);

$\bar{m}_{к\ пд} = 0,42$ – для самолетов с поршневым двигателем ($k_{эд} = 0$).

$$\bar{m}_k = 0,42 + 0,02 k_{эд}, \quad (7)$$

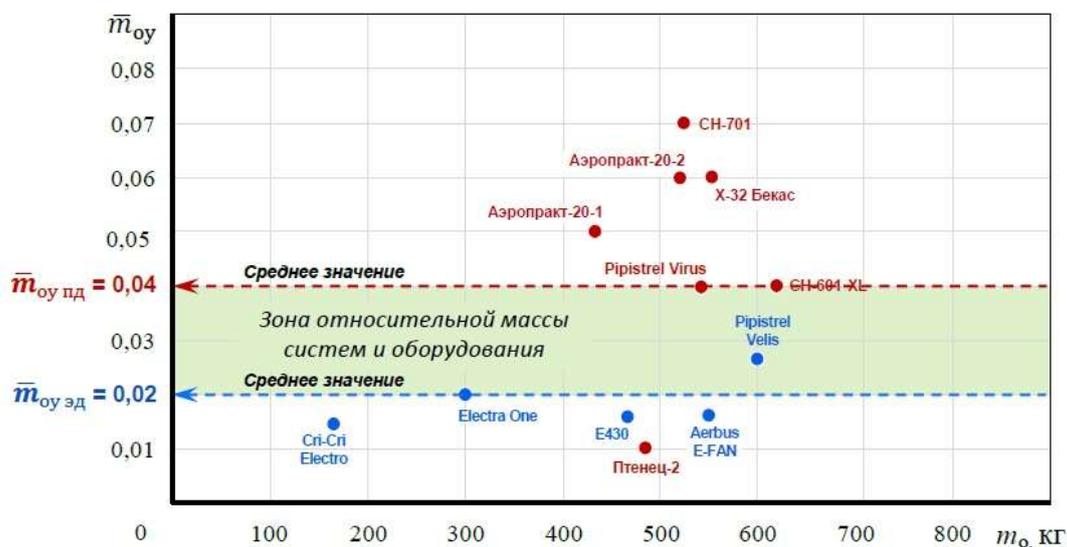


Рисунок 5. Статистические данные зависимости относительной массы систем (оборудования и управления) самолетов от взлетной массы самолета.

$\bar{m}_{оу\ эд} = 0,04$ – для самолетов с электрическим двигателем ($k_{эд} = 1$);

$\bar{m}_{оу\ пд} = 0,02$ – для самолетов с поршневым двигателем ($k_{эд} = 0$).

$$\bar{m}_c = 0,04 - 0,02 k_{эд}, \quad (8)$$

По уравнениям 5-8 можно рассчитать относительные массы частей ЛА.

Методика расчёта массы ГСУ в последующих приближениях

Масса ГСУ самолета во второй и последующих итерациях (9):

$$m_{\text{ГСУ}} = m_{\text{ГСУ}1} + m_{\text{ГСУ}2} + \dots + m_{\text{ГСУ} n_{\text{ГДВ}}} = \sum_{i=1}^{n_{\text{ГДВ}}} m_{\text{ГСУ} i}, \quad (9)$$

где $n_{\text{ГДВ}}$ - число гибридных двигателей, установленных на самолете, шт.;

$m_{\text{ГСУ} i}$ - масса i -ой силовой установки, включающий ПД, ЭД, редуктор и воздушный винт, кг.

Масса i -ой ГСУ (10-11):

$$m_{\text{ГСУ} i} = k_{\text{рам}}(n_{\text{ПД}} \cdot m_{\text{ПД}} + n_{\text{ЭД}} \cdot m_{\text{ЭД}}) + m_{\text{ред}} + m_{\text{ВВ}}, \quad (10)$$

где $n_{\text{ПД}}$, $n_{\text{ЭД}}$ - соответственно, количество ПД и ЭД в составе одного гибридного двигателя, шт.;

$k_{\text{рам}}$ - коэффициент учета массы рамы;

$m_{\text{ПД}}$, $m_{\text{ЭД}}$ - соответственно, масса ПД и ЭД, кг;

$m_{\text{ред}}$ - масса редуктора, кг;

$m_{\text{ВВ}}$ - масса воздушного винта (ВВ), кг.

$$k_{\text{рам}} = 1 + m_{\text{рам}} / (n_{\text{ПД}} \cdot m_{\text{ПД}} + n_{\text{ЭД}} \cdot m_{\text{ЭД}}), \quad (11)$$

Масса поршневого и электрического двигателей (12, 13):

$$m_{\text{ПД}} = \gamma_{\text{ПД}} \cdot N_{\text{ПД}}, \quad (12)$$

$$m_{\text{ЭД}} = \gamma_{\text{ЭД}} \cdot N_{\text{ЭД}}, \quad (13)$$

где $\gamma_{\text{ПД}}$, $\gamma_{\text{ЭД}}$ - соответственно, удельные массы ПД и ЭД, кг/Вт;

$N_{\text{ПД}}$, $N_{\text{ЭД}}$ - соответственно, требуемые мощности ПД и ЭД, Вт.

Массу воздушного винта (14):

$$m_{\text{ВВ}} = k_{\text{В}} \cdot k_{\text{ВТ}} \cdot P_{\text{ВЗЛ}}, \quad (14)$$

где $k_{\text{В}}$ - коэффициент учёта конструкции ВВ;

$k_{\text{ВТ}}$ - коэффициент учёта втулки ВВ;

$P_{\text{ВЗЛ}}$ - потребная стартовая тяга двигателя на режиме взлёта, Н.

Массу редуктора (15):

$$m_{\text{ред}} = k_{\text{тех}} \cdot k_{\text{рес}} \cdot \frac{N_{\text{ДВ}}}{n_{\text{ВВ}}} \cdot \left(1 + \frac{1}{i_p}\right), \quad (15)$$

где $k_{\text{тех}}$ - коэффициент учета технического совершенства редуктора ($k_{\text{Т}} = 56 \dots 60$);

$k_{\text{рес}}$ - коэффициент учета назначенного ресурса редуктора;

$k_{\text{рес}}$ - коэффициент учета назначенного ресурса редуктора;

- $n_{\text{вв}}$ - частота вращения воздушного винта, мин⁻¹;
 $i_{\text{р}}$ - передаточное число редуктора.

Методика расчёта массы топлива и аккумуляторной батареи

Для самолёта с ГСУ суммарная масса топлива и АКБ зависит от степени гибридизации силовой установки. Для учёта этой особенности вводятся коэффициенты ($r_{\text{ПД}}, r_{\text{ЭД}}$), учитывающие работу ГСУ на различных этапах полёта.

При этом ГСУ может работать в следующих режимах:

- работа ГСУ с включённым ПД и отключённым ЭД;
- работа ГСУ с включённым ЭД и отключённым ПД;
- работа ГСУ в условиях совместной работы ПД и ЭД.

Тогда суммарную массу АБ и топлива можно определить по формулам 16-20:

$$m_{\text{Т+АБ}} = \sum_{i=1}^{N_{\text{ЭП}}} (r_{\text{ПД}} m_{\text{Тi}} + r_{\text{ЭД}} m_{\text{АБi}}), \quad (16)$$

- где $r_{\text{ПД}i}$ - коэффициент учёта работы ПД на i -том этапе полёта;
 $r_{\text{ЭД}i}$ - коэффициент учёта работы ЭД на i -том этапе полёта;
 $m_{\text{Т}i}$ - масса топлива для обеспечения i -го этапа полёта;
 $m_{\text{АБ}i}$ - масса АБ для обеспечения i -го этапа полёта;
 $N_{\text{ЭП}}$ - количество этапов полета.

$$m_{\text{Т}} = \sum_{i=1}^{N_{\text{ПД}}} m_{\text{Т}i} \quad (17)$$

$$m_{\text{Т}} = C_{ei}(1 - k_{\text{ЭД}})N_{\text{ГСУ}i}T_i, \quad (18)$$

$$m_{\text{АБ}} = \sum_{i=1}^{N_{\text{Э}}} m_{\text{АБ}i} \quad (19)$$

$$m_{\text{АБ}} = k_{\text{ЭД}}N_{\text{ГСУ}i}T_i/\bar{E}_{\text{АБ}} \quad (20)$$

- где C_{ei} - удельный расход топлива ПД на i -том этапе полёта;
 $\bar{E}_{\text{АБ}}$ - удельная ёмкость АБ;
 T_i - Время работы на i -ом этапе полёта;

Выбор коэффициентов $r_{\text{ПД}i}$ и $r_{\text{ЭД}i}$ должен производиться с учётом условия обеспечения режима полёта на i -том этапе по энерговооружённости (21-25):

$$r_{\text{ПД}i} = \begin{cases} 0 - \text{не работает ПД} \\ 1 - \text{работает ПД} \end{cases}$$

$$r_{\text{ЭД}i} = \begin{cases} 0 - \text{не работает ЭД} \\ 1 - \text{работает ЭД} \end{cases}$$

$$\bar{N}_{\text{ГСУ}} = \bar{N}_{\text{ЭД}} + \bar{N}_{\text{ПД}} \quad (21)$$

$$\bar{N}_{\text{ГСУ}} = r_{\text{ЭД}i} \bar{N}_{\text{ЭД}} + r_{\text{ПД}i} \bar{N}_{\text{ПД}} \quad (22)$$

$$\bar{N}_{\text{ГСУ}} = r_{\text{ЭД}i} k_{\text{ЭД}i} \bar{N}_{\text{ГСУ}} + k_{\text{ПД}i} r_{\text{ПД}i} \bar{N}_{\text{ПД}} (1 - k_{\text{ЭД}i}) \bar{N}_{\text{ГСУ}} \quad (23)$$

$$\bar{N}_{\text{ГСУ}} = \bar{N}_{\text{ГСУ}} \left(r_{\text{ЭД}i} k_{\text{ЭД}} + r_{\text{ПД}i} (1 - k_{\text{ЭД}}) \right) \quad (24)$$

$$1 = r_{\text{ЭД}} k_{\text{ЭД}} + r_{\text{ПД}} (1 - k_{\text{ЭД}}) \quad (25)$$

При этом должна выполняться условие обеспечения режима полета самолета по энерговооружённости (26):

$$\bar{N}_{\text{ГСУ}i}^{\text{р}} = r_{\text{ЭД}i} \bar{N}_{\text{ЭД}} + r_{\text{ПД}i} \bar{N}_{\text{ПД}} \geq \bar{N}_{\text{ГСУ}i}^{\text{п}}, \quad (26)$$

где $\bar{N}_{\text{ГСУ}i}^{\text{р}}$ - располагаемая энерговооружённость ГСУ на i -том этапе полёта;
 $\bar{N}_{\text{ГСУ}i}^{\text{п}}$ - энерговооружённость ГСУ для обеспечения i -го этапа полёта.

Возможные режимы работы ГСУ:

- работа ГСУ с включённым ПД и отключённым ЭД $\rightarrow \bar{N}_{\text{ГСУ}} = \bar{N}_{\text{ПД}}$
- работа ГСУ с включённым ЭД и отключённым ПД $\rightarrow \bar{N}_{\text{ГСУ}} = \bar{N}_{\text{ЭД}}$
- работа ГСУ в условиях совместной работы ПД и ЭД $\rightarrow \bar{N}_{\text{ГСУ}} = \bar{N}_{\text{ПД}} + \bar{N}_{\text{ЭД}}$

Лёгкий самолёт-демонстратор с ГСУ

Пример компоновки и характеристик сверхлёгкого самолёта-демонстратора, рассматриваемого в работе, представлен на рисунке 6. Это подкосный высокоплан с тандемным расположением пилотов и толкающим воздушным винтом. Характеристики самолёта представлены в таблице 2. В таблицах 2 и 3 и рисунке 7 приведены соотношения расчётов.

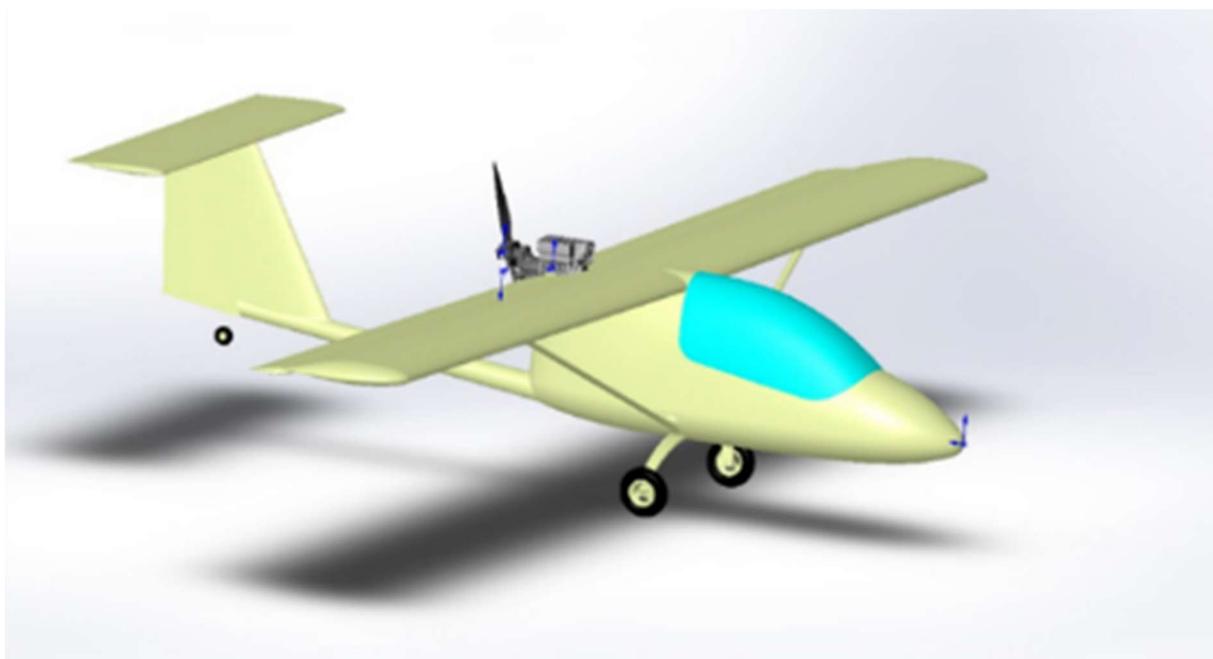


Рисунок 6. 3D модель компоновки самолёта-демонстратора с ГСУ, рассматриваемого в диссертационной работе.

Таблица 2. ЛТХ сверхлёгкого самолёта-демонстратора с ГСУ

Характеристики самолёта-демонстратора с ГСУ	
Размах крыла; м	11,4
Длина; м	6,7
Высота; м	1,8
Площадь крыла; м ²	15,5
Масса пустого; кг	240
Взлётная масса; кг	495
Нагрузка на крыло; кг/м ²	32
Мощность силовой установки (ГСУ); кВт	46
Степень гибридизации к силовой установке	0,35
Максимальная скорость; км/ч	140
Скорость сваливания; км/ч	45
Крейсерская скорость; км/ч	90-120
Скороподъёмность; м/с	3
Минимальная скорость снижения; м/с	1,8
Максимальная дальность; км	500
Диапазон эксплуатационных перегрузок	+4/-2
Максимальное аэродинамическое качество	12
Экипаж; чел.	1
Целевая нагрузка; кг.	80

Результаты расчет взлетной массы самолета

Таблица 3. Результаты расчет взлетной массы самолета (m_{01} , кг)

Дальность полета (L_p), км	Степень гибридизации силовой установки ($k_{эд}$)										
	ПД	ГСУ									ЭД
		0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	
5	376	372	369	365	357	352	346	340	335	329	325
10	379	376	372	370	361	355	349	343	338	333	328
100	406	410	412	412	413	413	413	412	412	411	411
200	423	438	453	460	480	494	508	523	539	556	573
300	436	465	497	513	567	608	656	708	773	851	947
400	448	494	548	578	690	784	914	1096	1368	1818	2712
500	458	523	606	656	874	1111	1524	2424	5926	-	-
600	469	556	678	762	1185	1860	4444	-	-	-	-
700	479	590	769	899	1839	6667	-	-	-	-	-
800	488	630	884	1096	4103	-	-	-	-	-	-

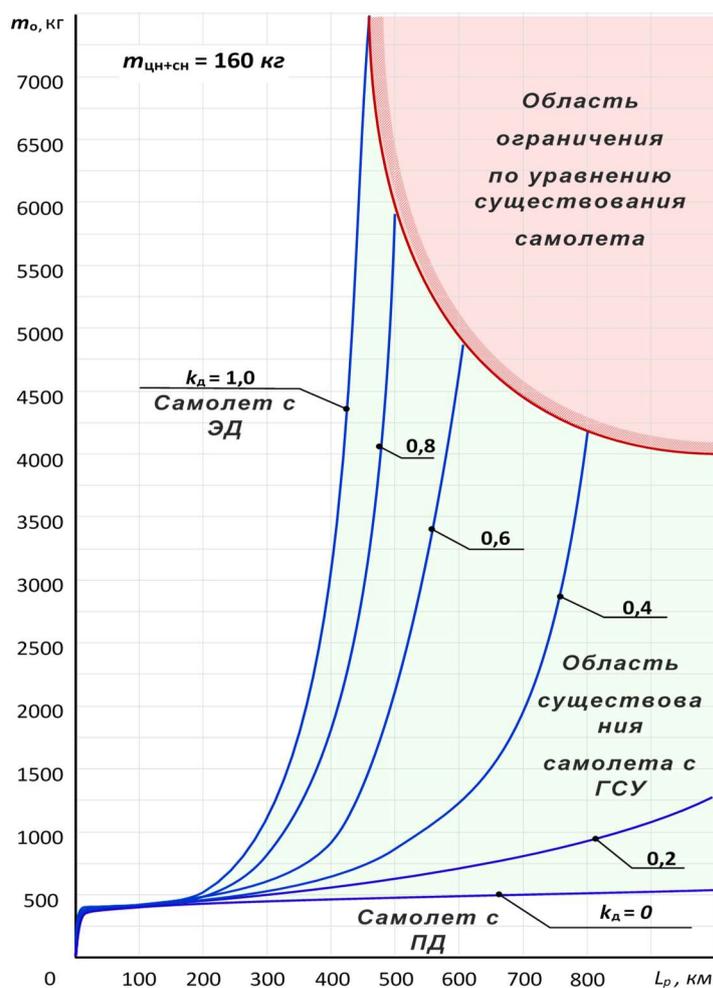


Рисунок 7. Зависимость взлетной массы самолета с ГСУ от степени гибридизации

В таблице 4 показаны полученные в результате расчётов параметры ГСУ, которые в дальнейшем будут использоваться при создании облика экспериментальной ГСУ в практической части исследования.

Таблица 4. Полученные в результате статистического анализа и расчётов конструкции параметры ГСУ

Параметры ГСУ	
Наименование параметров	Теоретические данные
Максимальная мощность ГСУ, кВт	48,3
Максимальная мощность ПД, кВт	36,1
Максимальная мощность ЭД, кВт	12,2
Статическая тяга ВВ, кгс	162
Удельная мощность ГСУ, кг/кВт	1,25
Масса ПД, кг	37
Масса ЭД, кг	6,4
Масса контроллера, кг	3,1
Масса АБ с платой BMS (время работы ЭД 5 мин.), кг	6,1
Масса ведущего шкива ПД, кг	0,5
Масса рамы крепления агрегатов ГСУ, кг	1,2
Масса ремней редуктора, кг	0,2
Масса проводки электросистемы, кг	1,5
Масса воздушного винта, кг	3,1
Суммарная масса ГСУ, кг	60,1
Степень гибридации	0,35
Работа в режиме ГСУ на взлёте, мин	5

В главе 2 также рассмотрены электрические потери ЭД, вопросы синхронизации работы двух разнотипных двигателей в составе ГСУ, возможный вариант механической синхронизации с планетарной передачей, показана компоновка и лётно-технические характеристики (ЛТХ) лёгкого самолёта с ГСУ и параметры ГСУ при выполнении расчётов.

Из результатов расчетов разработанной методики определения облика ГСУ на базе ПД и ЭД для лёгкого самолёта можно сделать следующие выводы:

1. С увеличением дальности полета (L_p) и коэффициента ($k_{эд}$) резко увеличивается взлетная масса самолета, что объясняется существенным увеличением массы аккумуляторных батарей при увеличении доли электроэнергии по сравнению с химической энергией топлива.
2. Достигнутый уровень энергоэффективности современных АКБ при расчетной дальности полета самолета более 200 км не позволяет реализовать двухместный ($m_{цн+сн} = 160$ кг), полностью электрический самолет.

3. С точки зрения массы для двухместного варианта до дальности полета 100 км выгодно проектировать самолет с электрической или гибридной силовой установкой. При этом в зависимости от дальности полета (L_p до 100 км) выигрыш в массе может составить до 45 кг. Во всех других случаях ($L_p > 100$ км) целесообразно строить самолет с поршневым двигателем.

4. При разработке следует учитывать экономическую эффективность, так как стоимость эксплуатации электрического самолета значительно ниже, чем самолета с поршневым двигателем.

Таким образом, разработанная методика позволяет в первом приближении оценить взлетную массу самолета с гибридной силовой установкой. В дальнейшем при проектировании самолета эти данные возможно использовать для расчета его взлетной массы во втором и последующих приближениях.

Третья глава посвящена экспериментальной работе по разработке стендов и экспериментальных ГСУ, ЭСУ, приведена общая схема разрабатываемой ГСУ параллельной схемы. В главе описан стенд №1 созданный для отработки электрической винтомоторной группы (ЭВМГ), экспериментальный самолёт, оснащённый ЭВМГ, стенд №2 для отработки ЭСУ, входящей в ГСУ, стенд №3 для отработки ГСУ, компоновка ГСУ, расчёт мулнетки для замера мощности, описание ПД РМЗ-500, входящего в ГСУ. Описана система управления экспериментальной ГСУ, данные по подбору воздушных винтов, массовая сводка агрегатов ГСУ, габаритные размеры ГСУ и её составляющих, полученные результаты при испытаниях ГСУ.

Первый этап экспериментальной работы состоял в проектировании ЭВМГ (рисунок 8) и стенда №1 (рисунок 9 и 10) для испытаний и дальнейшей установкой ЭВМГ на самолёт (рисунок 10 и 11). Полученные характеристики ЭВМГ приведены в таблице 5.

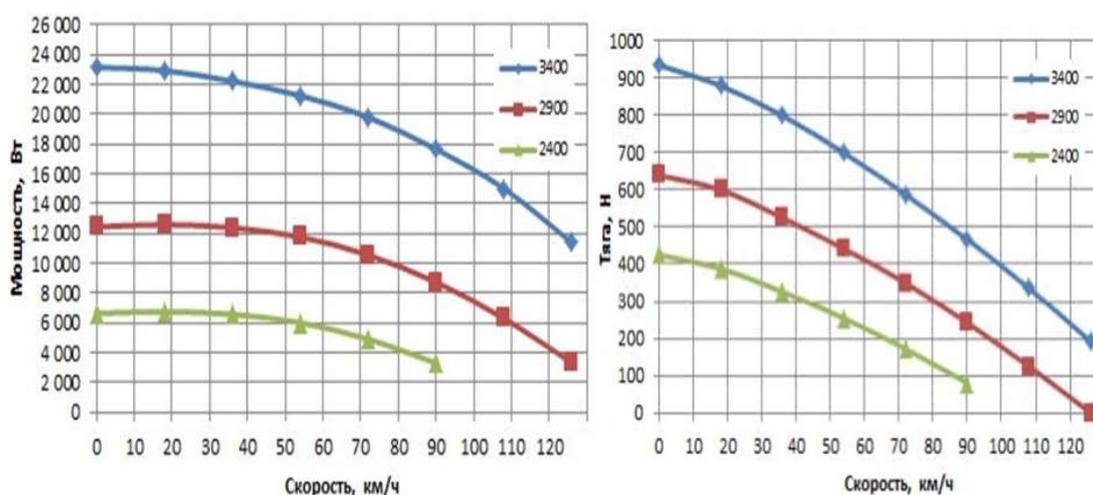


Рисунок 8. Расчетные характеристики электрической винтомоторной группы ЭВМГ



Рисунок 9. Общий вид стенда №1 для испытания ЭВМГ

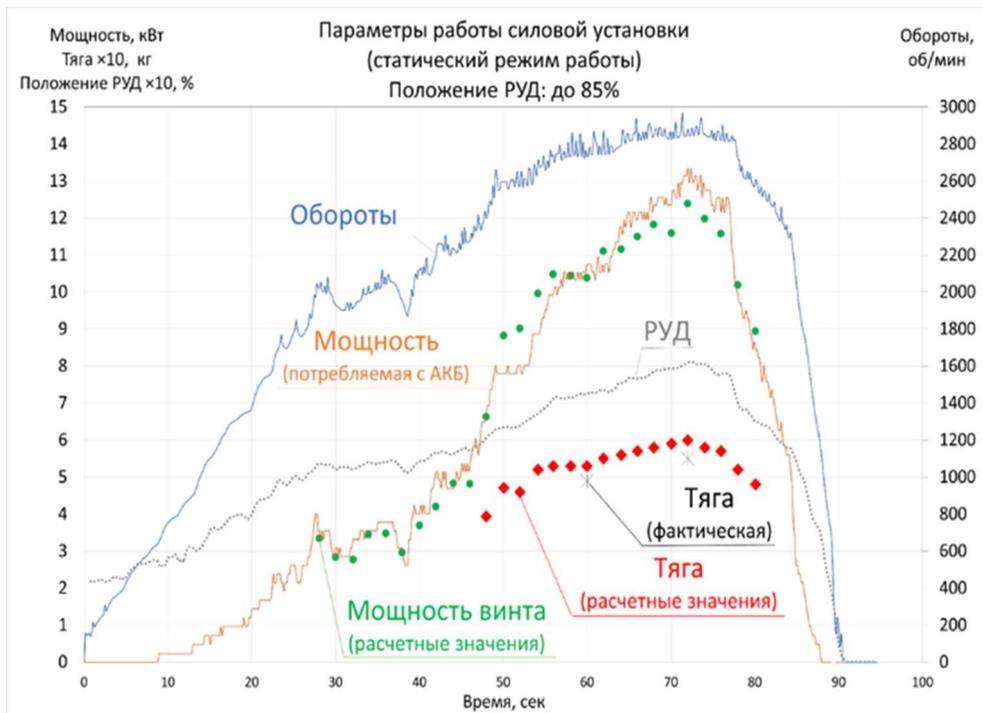


Рисунок 10. Параметры ЭВМГ полученные на стенде №1



Рисунок 11. Компановка ЭВМГ и экспериментальный самолёт в полёте

Таблица 5. Характеристики ЭВМГ

Параметр	Расчётное значение	Экспериментальное значение
Пиковая мощность, кВт	12,5	13
Время работы на пиковой мощности; мин.	4	4
Масса ЭД с венцом шкива; кг.	7	6,7
Максимальные обороты, об/мин.	3000	2900

Далее в работе была определена схема и компоновка экспериментальной ГСУ (рисунок 12), получены расчётные параметры согласно методике создания облика ГСУ (таблица 6), разработаны и изготовлены стенд №2 (рисунок 13) для отработки ЭД входящего в ГСУ и стенд №3 для испытаний ГСУ. Из отечественных ПД был выбран РМЗ-500. ЭД был разработан и изготовлен самостоятельно. Был выбран контроллер фирмы Kelli, который отвечает за управление ЭД.

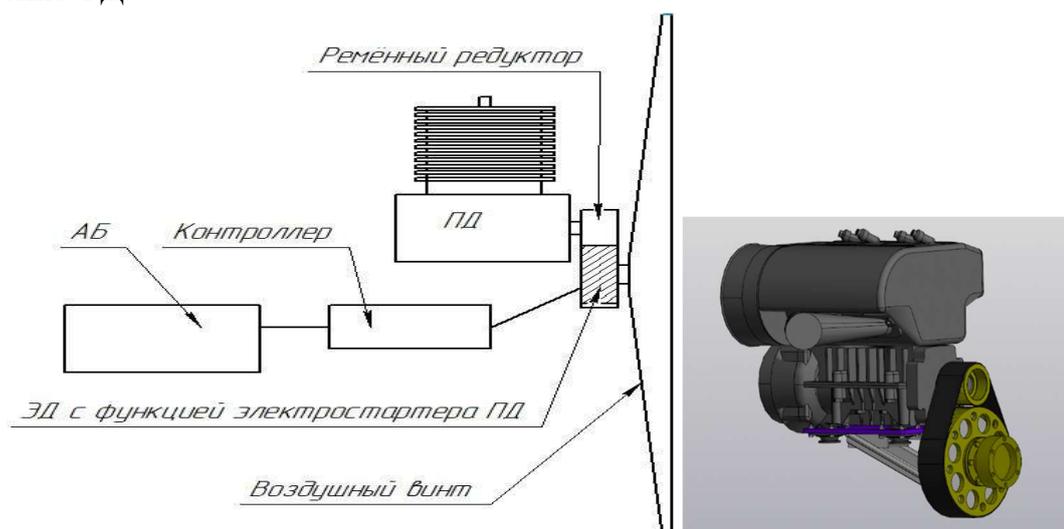


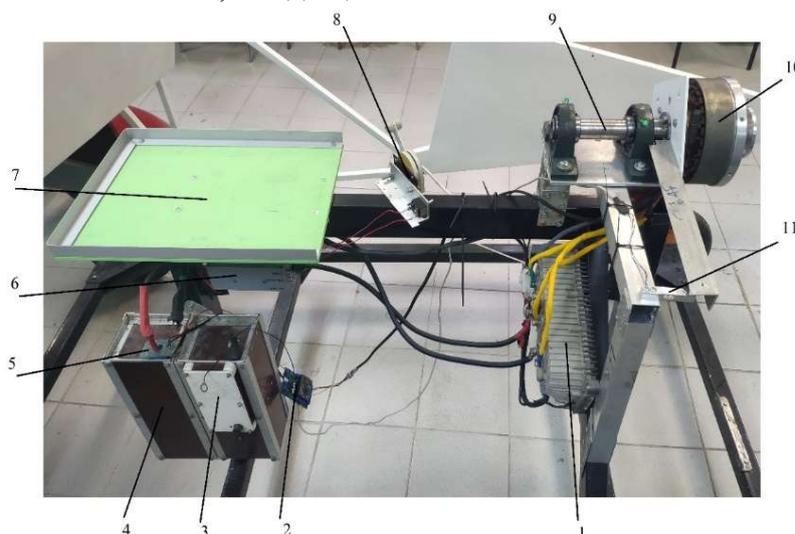
Рисунок 12. ГСУ параллельной схемы и её 3D компоновка.

Таблица 6. Задаваемые параметры ГСУ с степенью гибридизации 0,35

Наименование заданных параметров ГСУ	Параметры
Максимальная мощность ГСУ, кВт	48,3
Максимальная мощность ПД, кВт	36,1
Максимальная мощность ЭД, кВт	12,2
Статическая тяга ВВ, кгс	162
Удельная мощность ГСУ, кг/кВт	1,25
Масса ПД, кг	37
Масса ЭД, кг	6,4
Масса контроллера, кг	3,1
Масса буферный АКБ с платой BMS (время работы 5 мин.), кг	6,1

Масса ведущего шкива ПД, кг.	0,5
Масса рамы крепления агрегатов ГСУ, кг	1,2
Масса ремней редуктора, кг	0,2
Масса проводки электросистемы, кг	1,5
Масса воздушного винта, кг	3,1
Суммарная масса ГСУ, кг	60,1

Целью разработки стенда №2, представленного на рисунке 13, является отработка и испытание ЭСУ, входящей в ГСУ.



1 - Векторный контроллер электродвигателя. 2 - Преобразователь электрических сигналов. 3 - Плата управления аккумуляторной батареей. 4 - Аккумуляторная батарея. 5 - Датчик тока и напряжения. 6-Блок предохранителей и коммутации. 7 - Площадка для установки ноутбука с измерительным программным обеспечением. 8 - Тумблер включения и ручка управления мощностью электродвигателя. 9 - Подвижная моторама электродвигателя. 10 - Электродвигатель со встроенными датчиками температуры и оборотов. 11 - Тензометрический датчик измерения момента.

Рисунок 13. Конструкция стенда №2 для измерения параметров ЭСУ, входящей в ГСУ.

Таблица 7. Параметры ЭСУ, полученные в ходе испытаний на стенде №2

Параметр	Экспериментальное значение
Пиковая мощность, кВт	12
Время работы на пиковой мощности; мин.	6
Масса ЭД с венцом шкива; кг.	7
Максимальные обороты, об/мин.	3100

На рисунке 14 представлена компоновка ГСУ в составе ПД, ЭД, ремённого редуктора, воздушного винта и мулинетки.

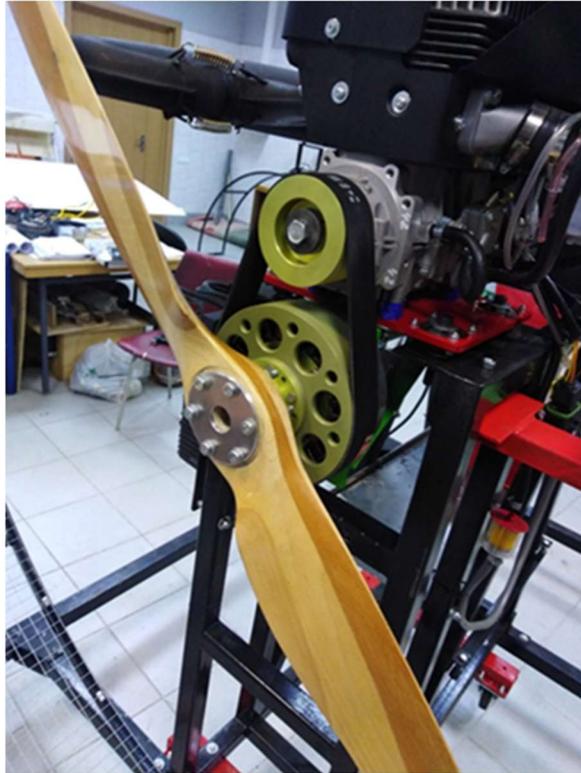
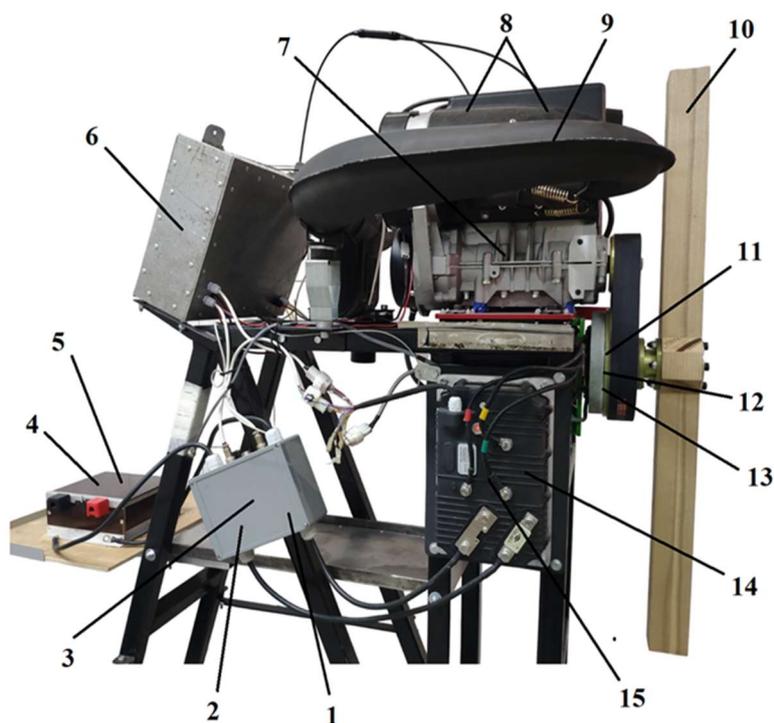


Рисунок 14. Компоновка ГСУ.

На рисунке 15 представлен стенд ГСУ №3 и описание его устройства



1 – блок коммутации; 2 – месторасположение датчика тока; 3 – месторасположение датчика напряжения; 4 – месторасположение датчика температуры аккумуляторной батареи; 5 – аккумуляторная батарея; 6 – панель управления; 7 – двигатель внутреннего сгорания; 8 – месторасположение датчиков температуры цилиндров; 9 – месторасположение датчиков температуры выхлопных газов; 10 – нагрузочное устройство; 11 – электродвигатель; 12 – месторасположение датчика температуры электродвигателя; 13 – месторасположение датчика оборотов; 14 – контроллер электродвигателя; 15 – месторасположение датчиков температуры контроллера электродвигателя.

Рисунок 15. Экспериментальный стенд ГСУ №3.

В таблице 8 показаны характеристики ГСУ, полученные в ходе аналитического анализа и расчётов конструкции при создании облика ГСУ и экспериментального исследования при создании экспериментальной ГСУ на стенде №3, проанализирована погрешность. Проведена верификация данных.

Таблица 8. Характеристики ГСУ, полученные в ходе аналитического анализа и расчётов конструкции при создании облика ГСУ и экспериментального исследования

Наименование параметров	Облик ГСУ данные	Экспериментальные данные	Ошибка, %
Максимальная мощность ГСУ, кВт	48,3	46,5	3,7
Максимальная мощность ПД, кВт	36,1	34,5	4,4
Максимальная мощность ЭД, кВт	12,2	12,0	1,64
Статическая тяга ВВ, кгс	162	160	1,2
Удельная мощность ГСУ, кг/кВт	1,25	1,3	7,3
Масса ПД, кг	37	38	2,7
Масса ЭД, кг	6,4	6,5	1,6
Масса контроллера, кг	3,1	3,2	3,2
Масса АБ с платой BMS (время работы ЭД 5 мин.), кг	6,1	6,4	4,9
Масса редуктора, кг	2,1	2,2	4,5
Масса рамы крепления агрегатов ГСУ, кг	1,3	1,28	3,8
Масса воздушного винта, кг	3,1	3,2	3,2
Суммарная масса ГСУ, кг	60,1	60,7	1

В таблице 9 приведены параметры АБ, применявшихся в экспериментальной ГСУ с ячейками из материалов LiPo АБ №1 и LiNiMnCoO₂ АБ №2.

Таблица 9. Параметры АБ

№	Ёмкость; Ач.	Масса; кг.	Габариты- высота, ширина, глубина; мм
АБ №1	10	6,4	210x200x90
АБ №2	50	22	450x350x100

Теоретические и экспериментальные исследования для ГСУ со степенью гибридации $k_{эд} = 0,35$ показали хорошую сходимость результатов. Расхождения результатов расчёта и экспериментальных данных не превышают 5%.

Анализируя удельные характеристики экспериментальной ГСУ и самые известные зарубежные двигатели для лёгких самолётов фирмы Rotax и отечественный РМЗ-500, применяемые в малой авиации, можно сделать вывод, что экспериментальная ГСУ приближается к удельным характеристикам четырёхтактного Rotax 912ULS.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработана методика формирования облика ГСУ на базе поршневого и электрического двигателей для лёгких летательных аппаратов самолётного типа. Рассматриваются лёгкие самолёты с взлётной массой от 250 до 5500 кг. Введены понятия: степень гибридизации, коэффициент утяжеления ГСУ, коэффициенты, учитывающие работу ГСУ на различных этапах полёта.
2. Разработана методика расчета массы ГСУ на базе поршневого и электрического двигателей.
3. Разработаны и изготовлены стенды для проведения экспериментальных исследований электрической и гибридной силовых установок. В экспериментальной части работы рассматриваются СУ с мощностью от 12 до 50 кВт входящие в ГСУ.
4. Разработан, изготовлен и проведены летные испытания легкого самолета с электрической силовой установкой.
5. Проведены теоретические и экспериментальные исследования ГСУ на базе поршневого и электрического двигателей. Получены характеристики экспериментальной ГСУ и практический опыт эксплуатации. Доказана работоспособность выбранной для исследования схемы ГСУ.

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в научных изданиях, входящих в Перечень ВАК

и приравненных к ним:

1. Сычёв А.В., Балясный К.В. Вопросы применения электрического двигателя на сверхлёгком самолете // Научно-технический журнал «Двигатель». – 2020. – № 4-6. – С. 48-49. – ISSN 9999-0210 (опубликовано декабрь 2020). – 0.173 / 0,121 п.л. (Перечень ВАК по состоянию на 25.12.2020, п.1541).
2. Сычёв А.В., Балясный К.В., Борисов Д.А., Кузнецов К.В. Стенд для тестирования электрической винтомоторной группы // Научно-технический журнал «Двигатель». 2021. - №3. – С. 43-44. – ISSN 9999-0210 (опубликовано июнь 2021). – 0,231 / 0,162 п.л. (Перечень ВАК по состоянию на 12.07.2021, п.1566).
3. Сычёв А.В., Балясный К.В., Борисов Д.А. Гибридная силовая установка с использованием электрического двигателя и двигателя внутреннего сгорания с общим приводом на воздушный винт // Вестник МАИ. – 2022. – Том 29. – №4. – С.172-185. – ISSN 0869-6101 (опубликовано декабрь 2022). – 1,617 / 1,132 п.л. (Перечень ВАК по состоянию на 20.12.2022, п.460).
4. Сычёв А.В., Балясный К.В., Равикович Ю.А. Синхронизация работы поршневого и электрического двигателя в авиационной гибридной силовой установке параллельной схемы// Вестник УГАТУ. – 2023. – Том 27. – № 3(101). – С.99-107. – ISSN 1992-6502 (опубликовано март 2024). – 0.924 / 0.647 п.л. (Перечень ВАК по состоянию на 23.04.2024, п.814).

5. Сычёв А.В., Равикович Ю.А., Борисов Д.А. Стендовые испытания электрической винтомоторной группы как первый этап в создании гибридной силовой установки// Вестник Самарского университета «Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение». – 2023. – Том 22. – №3. – С. 99-107. – ISSN 2542-0453 (опубликовано сентябрь 2023). – 0,825 / 0,545 п.л. (Перечень ВАК по состоянию на 12.10.2023, п.688).
6. Сычёв А.В., Арбузов И.В., Равикович Ю.А. Метод расчёта в первом приближении взлётной массы лёгкого самолёта с гибридной силовой установкой// Вестник Самарского университета «Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение». – 2024. – Том 23. – №2, - С.62-73. – ISSN 2542-0453 (опубликовано апрель 2024). – 1,386 / 0,970 п.л. (Перечень ВАК по состоянию на 23.04.2024, п.710).

Патент

7. Способ и система диагностики гибридной силовой установки легкого летательного аппарата// Жуков А. А., Борисов Д. А., Сычёв А.В., Балясный К.В. // Заявка № 2023127282. Зарегистрировано 24.10.2023. Решение о выдаче патента от 02.05.2024. Номер патента RU 2 818 394 С1.

Другие статьи и публикации международных и всероссийских конференций

8. СычевА.В., Балясный К.В., Небесныйэлектролет // Журнал «Моделист-конструктор». – 2021. – №7. – С. 4-7. - ISSN 0131-2243 (опубликовано июль 2021). – 0,462 / 0,323 п.л.
9. Сычёв А.В., Балясный К.В., Лёгкий самолёт с электрической винтомоторной группой // Тезисы 17-й Международной конференции «Авиация и космонавтика-2018», 19-23 ноября 2018 г., Москва. – М: Люксор, 2018. – С.51-52. – 0,188 / 0,132 п.л.
10. Сычёв А.В., Балясный К.В., Проектирование, постройка и лётные испытания лёгкого самолёта с электрическим двигателем // Тезисы 19-й Международной конференции «Авиация и космонавтика - 2020», 23-27 ноября., Москва 2020. – М: Перо, 2020. – С.31-32. – 0,188 / 0,133 п.л.
11. Сычёв А.В., Балясный К.В., Борисов Д.А., Гибридная силовая установка с маршевым двигателем и распределённой винтомоторной группой по размаху крыла для лёгкого самолёта // Тезисы 21-й Международной конференции «Авиация и космонавтика - 2022», 21-25 ноября 2022 г., Москва. – М: Перо, 2022. – С.179-180. – 0,188 / 0,136 п.л.
12. Гуляков М.А., Балясный К.В., Борисов Д.А., научный руководитель – Сычёв А.В., Распределенная силовая установка по размаху крыла для лёгких самолётов // 14-й Всероссийский межотраслевой молодёжный конкурс научно-технических работ и проектов в области авиационной и ракетно-космической техники и технологий «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики – 2022»,

- Тезисы 21-й Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2022», 21-25 ноября 2022г., Москва. – М: Перо, 2022. – С.51. – 0,188 / 0,131 п.л.
13. Борисов Д.А. Жуков А.А. Сычёв А.В., Балясный К.В., Многопараметрический приборный комплекс диагностики гибридной винтомоторной группы лёгкого летательного аппарата // Тезисы 21-й Международной конференции «Авиация и космонавтика-2022», 21-25 ноября 2022 г., Москва. – М: Перо, 2022. – С.200-201. – 0,188 / 0,134 п.л.
 14. Сычёв А.В., Равикович Ю.А., Балясный К.В., Борисов Д.А., Экспериментальная авиационная гибридная силовая установка на базе поршневого двигателя // Тезисы Международной научно-технической конференции имени Н.Д. Кузнецова «Перспективы развития двигателестроения – 2023», 21-23 июня 2023 г., Самара. – Издательство Самарского университета. – С.113-114. – 0,188 / 0,132 п.л.
 15. Сычёв А.В., Коломин И.В., Зинник Д.С., Испытательный стенд для гибридной силовой установки с поршневым двигателем и электрическим мотор-генератором // Тезисы 22-й Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2023», 21-25 ноября 2023 г., Москва. – М.: Перо, 2023. – С.105-106. – 0,188 / 0,132 п.л.
 16. Борисов Д.А., Сычёв А.В., Жуков А.А., Диагностика гибридного двигателя легкого летательного аппарата с применением цифрового двойника // Тезисы 22-й Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2023», 21-25 ноября 2023 г., Москва. – М.: Перо, 2023. – С.252. – 0,188 / 0,132 п.л.
 17. Сычёв А.В., Арбузов И.В., Борисов Д.А., Равикович Ю.А., Расчет массы гибридной силовой установки на основе электрических и поршневых двигателей для легких самолетов // Тезисы 3-й Международной конференции «Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения» (HSTD 2024), 26-30 августа 2024 г., Москва. – М.: Перо, 2024.– С 140-142. – 0,188 / 0,132 п.л.