

**МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ
ФЕДЕРАЦИИ**

Федеральное государственное бюджетное образовательное

учреждение высшего образования

«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ

(национальный исследовательский университет)»

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

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор

Равикович Юрий Александрович

Москва 2024

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
1. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ.....	10
1.1. Обзор лёгких самолётов и их силовых установок.....	10
1.2. Поршневые двигатели внутреннего сгорания, применяемые в малой авиации.....	14
1.3. Электрические двигатели, применяемые в малой авиации.....	19
1.4. Аккумуляторные батареи.....	22
1.5. Контроллеры.....	25
1.6. Воздушные винты.....	26
1.7. Обзор существующих методик по формированию облика самолётов.....	26
1.8. Постановка задачи исследования.....	28
3.11. Выводы по главе.....	29
2. МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКА ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ.....	29
2.1. Блок-схема методики.....	30
2.2. Расчёт взлётной массы лёгкого самолёта с ГСУ.....	31
2.3. Методика расчёт массы ГСУ в последующих приближениях.....	44
2.4. Методика расчёта массы топлива и аккумуляторной батареи.....	48
2.6. Особенности синхронизации поршневых и электрических двигателей.....	49
2.7. Способы механической синхронизации работы двух двигателей.....	55
2.8. Электрические потери.....	59
2.9. Сверхлёгкий самолёт.....	60
2.10. Параметры ГСУ.....	62
2.11. Выводы по главе.....	63
3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ.....	64
3.1. Сверхлёгкий электросамолёт и ЭВМГ.....	64

3.2.	Экспериментальный стенд №2 ЭСУ для ГСУ.....	72
3.3.	Описание компоновки ГСУ.....	79
3.4.	Система управления и режимы работы ГСУ.....	81
3.5.	Описание ПД РМЗ-500 входящего в экспериментальную ГСУ.....	83
3.6.	Описание экспериментального стенда №3 ГСУ	86
3.7.	Измерение мощностных характеристик ГСУ при помощи мулинетки.....	87
3.8.	Сравнение расчетных данных мулинетки с данными, полученными в ходе испытаний ГСУ.....	94
3.9.	Подбор воздушного винта.....	96
3.10.	Характеристики ГСУ, полученные в результате экспериментального и теоретического исследования.....	98
3.11.	Выводы по главе.....	102
	СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ.....	103
	ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	104
	СПИСОК ИСТОЧНИКОВ.....	104

ВВЕДЕНИЕ

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 [1-5].

В мире было разработано множество экспериментальных ЛА, использующих электрические силовые установки. При достаточно высоком КПД электродвигателей (ЭД) энергетические показатели современных аккумуляторных батарей и иных источников электрической энергии таких, как солнечные панели и топливные элементы являются мало конкурентными в сравнении с традиционным авиационным топливом – авиационный керосин, бензин и требуют дальнейшей разработки и совершенствования [6].

Следует отметить, что для различных типов сверхлёгких летательных аппаратов эффективны определенные типы авиационных двигателей. Так для небольших беспилотных ЛА взлётным весом до нескольких килограмм и не требующих большой продолжительности полёта имеет смысл установки электрические силовые установки (ЭСУ) [7-36]. Также применение ЭСУ может быть эффективно в спортивной авиации (пилотируемые одноместные и двухместные планеры и самолёты) и в учебных пилотируемых самолётах [37,38]. Для полета на малых дозвуковых скоростях с увеличением взлётной массы ЛА имеет смысл применение поршневых двигателей внутреннего сгорания ПД [39-44]. Выполнение некоторых задач для ЛА будет более эффективным с ГСУ или комбинированной СУ. К примеру, для ЛА, у которых максимальная энерговооружённость необходима на режиме взлёта, а на крейсерском режиме необходима максимальная топливная экономичность [45-54]. Взлёт ЛА с ГСУ может происходить в гибридном режиме работы ГСУ, когда работает и ПД и ЭД,

т.к. ЭД имеет хорошие массовые и мощностные удельные характеристики, а в крейсерском режиме будет более выгоден ПД по характеристике топливной эффективности и экономичности. Зачастую разработка нового ПД требует времени и имеет смысл применение уже существующих ПД. В тоже время применение в ГСУ ЭД не требует серьёзных затрат т.к. ЭД является простым в разработке и производстве. Для некоторых сверхлёгких пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов возможно эффективное применение малоразмерных ГТД [55].

В работе под **обликом ГСУ** понимается:

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

Важной задачей в методике формирования облика ГСУ на базе ПД и ЭД для лёгких ЛА является определение соотношения мощностей ПД и ЭД в составе ГСУ с учётом лётных характеристик ЛА и режимов полёта. Также теоретические исследования должны сочетаются с практическими исследованиями при создании ГСУ- работе на стенде и лётном экспериментальном прототипа ЛА, что позволит верифицировать результаты расчета, полученных по разрабатываемым методикам.

В связи с тем, что ГСУ на базе ПД и ЭД в целом, так и многие её компоненты, узлы и системы являются новыми и малоизученными объектами, задача разработки методики формирования облика ГСУ для оценки и анализа показателей эффективности приобретает высокую актуальность.

Степень разработанности темы исследования. В настоящее время мало практических работ, где теоретические исследования по ГСУ сочетаются с практическими экспериментальными работами на стенде ГСУ и лётными испытаниями. Среди зарубежных компаний и организаций наибольший интерес к ГСУ проявляют NASA, Siemens, Airbus, RolsRois и ряд Европейских и Американских университетов [56-60]. В России исследованиями ГСУ занимаются ОДК, научно-исследовательские авиационные институты - ЦИАМ, ЦАГИ, МАИ,

СибНИА, ГосНИИАС, УГАТУ, УЗГА, КБ «Сухого», КБ «Яковлева» и др. [61-70]. Существует несколько основных проблем для создания ГСУ – увязка характеристик ГСУ с параметрами летательного аппарата и этапами полётного задания, синхронизация работы разнотипных СУ, система управления ГСУ. Это требует разработки методики создания облика ГСУ, учитывающей реальные экспериментальные данные, полученные на стенде ГСУ и лётном образце ЛА с ПД, ЭД, ГСУ.

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

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

- разработка методики формирования облика ГСУ;
- проведение теоретических исследований по разработанной методике;
- разработка и создание экспериментального стенда ГСУ;
- проведение экспериментальных исследований;
- верификация теоретических исследований с результатами экспериментальных исследований.

Тема и содержание диссертации соответствуют Паспорту научной специальности 2.5.15. «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов», раздел №5 Методы оптимального согласования параметров и характеристик системы «силовая установка – летательный аппарат» и анализ ее эффективности.

На защиту выносятся:

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

Вклад автора в проведённое исследование Основные положения диссертации получены автором лично, либо при его непосредственном участии, что подтверждено публикациями. В процессе выполнения диссертации соискатель самостоятельно выполнил следующие виды исследований:

- анализ современного состояния исследований и разработок в области создания ГСУ для ЛА
- анализ составных частей ГСУ (ПД, ЭД, контроллеров, АКБ, редуктора, воздушного винта 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;
- разработка ЭСУ;
- изготовление экспериментального стенда для тестирования ЭСУ;
- разработку, изготовление, лётные испытания лёгкого ЛА с ЭСУ;
- разработку и сборку ГСУ на базе ПД и ЭД, разработку и изготовление ЭД, разработку и изготовление экспериментального стенды для тестирования ГСУ;

Новизна результатов 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. Результаты теоретических и экспериментальных исследований.

Теоретическая и практическая значимость результатов исследований

- Разработана методика формирования облика ГСУ на базе ПД и ЭД, учитывающая лётные характеристики лёгкого ЛА самолётного типа и полётное задание.
- Разработан и испытан на стенде ЭД и электрическая винтомоторная группа (ЭВМГ), проведены лётные испытания пилотируемого лёгкого самолёта с ЭВМГ, получен опыт эксплуатации.
- Разработана, изготовлена и испытана на стенде и в полёте ЭСУ.
- Разработана и прошла испытания экспериментальная ГСУ на базе ПД и ЭД.
- На основе полученных в ходе стендовых испытаний ГСУ и ЭСУ результатов проверена и скорректирована методика создания облика ГСУ для лёгкого ЛА самолётного типа.
- Результаты диссертационной работы используются в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)». при чтении лекций и проведении практических занятий по курсу «Проектно-конструкторские решения для гибридных силовых установок».

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 практические 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.

Достоверность полученных результатов Апробация работы, научных положений и выводов диссертации обусловлена применением существующих методик проектирования ЛА и традиционных силовых установок ПД и ЭД. Также результаты были апробированы на экспериментальной ГСУ и ЭСУ. Созданный ЭД проходил испытания на стенде. Были проведены лётные испытания ЭСУ, в состав которой входил ЭД, использованный в ГСУ. Достоверность результатов, полученных в ходе исследования, обсуждалась на научных конференциях.

Публикации по теме диссертации. По теме диссертации опубликовано в рецензируемых научных изданиях 6 статей ВАК, сделано 10 докладов на конференциях, опубликована 1 статья в научно-популярном журнале, получен 1 патент на изобретение. Проекты ГСУ, ЭСУ и экспериментального самолёта были призёрами конкурсов и участниками авиационных выставок.

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

Основное отличие настоящей работы от проводимых ранее исследований.

Основными отличиями данной работы от проводимых ранее по ГСУ подобного типа для лёгких летательных аппаратов заключается в возможности анализа полученных результатов теоретических исследований по разработанной методике формирования облика ГСУ с практическими исследованиями. В процессе экспериментальной работы был получен реальный практический опыт в создании ЭСУ и ГСУ, опыт эксплуатации ЭСУ и ГСУ, опыт лётной эксплуатации электрической винтомоторной группы (ЭВМГ) на пилотируемом одноместном самолёте. В теоретической части методики был введён коэффициент гибридизации ГСУ и проанализированы параметры полётного цикла, влияющие на взлётную массу лёгкого летательного аппарата с ГСУ. Был введён коэффициент утяжеления ГСУ.

Автор выражает глубокую благодарность коллегам, чьё дружеское участие, творческое сотрудничество и помощь в решении многих частных задач автор ощущал на протяжении всего периода работы над диссертацией:

научному руководителю, д.т.н., профессору МАИ Равиковичу Юрию Александровичу, привлёкшему автора к работам в новой перспективной области исследований авиационных гибридных силовых установок на базе поршневых и электрических двигателей;

к.т.н., доценту МАИ Арбузову Ивану Васильевичу за помощь в разработке методики;

первому научному руководителю, д.т.н., профессору Брусову Владимиру Сергеевичу за привлечение к обучению в аспирантуре и энтузиазм, помощь в сборе материалов для диссертации;

аспиранту и сотруднику ПИШ МАИ Борисову Дмитрию Алексеевичу и сотруднику ПИШ МАИ Балясному Кириллу Вячеславовичу за помощь в организации экспериментальной работы и обработке результатов экспериментов;

начальнику НИО-203 МАИ Холобцеву Дмитрию Петровичу за предоставление возможности проведения экспериментальной работы по теме диссертации.

1. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

1.1. Обзор лёгких самолётов и их силовых установок

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).

Согласно «Воздушному кодексу РФ» Легкое воздушное судно - воздушное судно, максимальная взлетная масса которого составляет менее 5700 килограммов, в том

числе вертолет, максимальная взлетная масса которого составляет менее 3100 килограммов [71].

В работе под ГСУ понимается устройство, в котором привод движителя может осуществляться от различных источников мощности. В диссертации рассматривается облик ГСУ для одновинтового лёгкого самолёта, представляющая совокупность тепловой машины- поршневого двигателя внутреннего сгорания и электрической машины - электрического двигателя, обеспечивающих привод одного воздушного винта.

В настоящее время в Европе сертификацию получил двухместный учебный самолёт Pipistrel Velis Electro с электрической силовой установкой [72]. Самолет прошел сертификацию полностью электрического типа EASA CS-LSA в июне 2020 года и предназначен в первую очередь для использования в качестве учебного самолета, в частности, для многократных последовательных взлетов и посадок на аэродроме. Силовой установкой самолёта Pipistrel Velis Electro является электродвигатель Pipistrel E-811 с жидкостным охлаждением, мощностью 57,6 кВт (77 л.с.) при 2500 об/мин в течение 90 секунд на взлете и 49,2 кВт (66 л.с.) при 2350 об/мин в непрерывном режиме. ЭД разработан совместно со словенскими инжиниринговыми компаниями Emrah и Emsiso. Он питается от АКБ с напряжением 345 В постоянного тока и электрической ёмкостью 24,8 кВт.ч. АКБ состоит из двух литиевых батарей с жидкостным охлаждением, массой по 70 кг, соединенных параллельно для обеспечения отказоустойчивости. Одна батарея установлена в носу и одна за кабиной пилотов для обеспечения необходимого диапазона центровок самолёта. Применяемым АКБ требуется 2 часа для перезарядки до 100% ёмкости, и они обеспечивают продолжительность работы до 50 минут плюс 10 минут резерва при полете вблизи аэродрома. Радиатор двигателя установлен в носовой части, поэтому капот двигателя отличается от конструкции модификации Virus с ПД. Радиатор аккумуляторной батареи установлен сзади. Взлет запрещен, когда уровень заряда АКБ ниже 50%. Самолет имеет встроенную систему непрерывного мониторинга работоспособности электрической системы.

Е-811 первый сертифицированный авиационный ЭД, сертифицированный EASA 2020 года. Самолёт обладает аэродинамическим качеством 18, которое позволяет компенсировать недостаток энергоёмкости современных аккумуляторов, используемых в самолёте Pipistrel Velis Electro (см. рисунок 1).



Рисунок 1. Pipistrel Velis Electro

Больших успехов в области пилотируемых лёгких летательных аппаратов с электрическими и ГСУ добились специалисты из Штудгартского университета. Ими был изначально спроектирован чисто электрический самолёт e-Genius, далее на его базе был спроектирован самолёт с ГСУ с дизельным ПД (см. рисунок 2) [92]. В качестве базового летательного аппарата был использован планер фирмы Pipistrel.

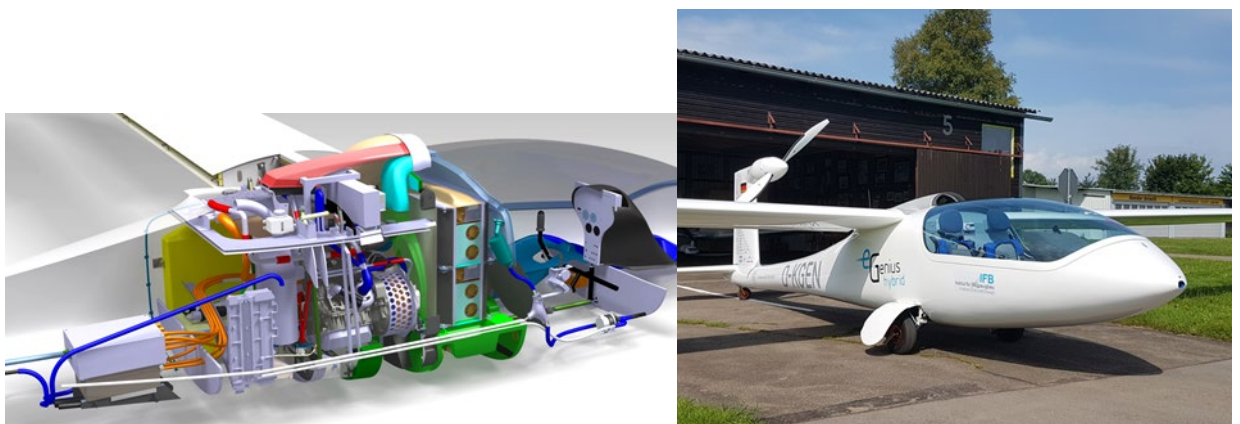


Рисунок 2. Самолёт e-Genius, использующий ГСУ с дизельным двигателем и генератором внутри фюзеляжа

На рисунке 3 представлен беспилотный конвертоплан, где подъёмными двигателями служат ЭД, а маршевым - ПД.



Рисунок 3. Беспилотный конвертоплан "АДМИРАЛ" с комбинированной силовой установкой

В разработанном СибНИА самолёте «Партизан» используется комбинированная силовая установка, в которой маршевым и основным является ТВД, а распределённая по крылу ЭСУ, состоящая из нескольких ЭД и ВВ позволяет значительно улучшить взлётно-посадочные характеристики и уменьшить минимальную скорость полёта (см. рисунок 4).



Рисунок 4. Самолёт «Партизан» СибНИА

Ранее разработанные ЭСУ или ГСУ устанавливались на уже существующие ЛА, что меняло их функциональное назначение, переводя в экспериментальные.

Такой подход не позволяет реализовать ЛА с высокими конкурентоспособными показателями эффективности. Не всегда высокие показатели отдельно спроектированной силовой установки обеспечивают высокие характеристики ЛА в целом. Разработка ГСУ требует подхода не как к отдельному изолированному агрегату, а системного подхода в составе «силовая установка – летательный аппарат». Это позволит создать новый тип СУ, обеспечивающий ЛА выполнение функциональных задач лучшим образом.

1.2. Поршневые двигатели внутреннего сгорания, применяемые в малой авиации

Рассматриваемой в диссертационной работе ГСУ важной составляющей являются ПД [74-79]. В малой авиации с взлётной массой до 495кг применяются в основном ПД мощностью до 150 кВт. Самыми популярными иностранными ПД в классе этих ЛА являются двухтактные и четырёхтактные- ROTAX, HIRTH, Simonini, Limbah, Zanzoterra, Jabiru (см. таблица 1) и т.д. Часть этих ПД являются сертифицированными авиационными двигателями, а часть могут использоваться только в экспериментальном классе ЛА или сертифицироваться в составе воздушного судна. Отечественные ПД для лёгких ЛА сейчас находятся в стадии разработки и опытных экземплярах, поэтому в России на лёгких ЛА зачастую используются конверсионные автомобильные двигатели и двигатели снегоходов. Двигатели Российского производства РМЗ фирмы «Русская механика» являются более перспективными для конверсии в авиационный двигатель по своим техническим характеристиками.

В экспериментальной авиации также часто используются автомобильные конверсионные ПД. В таких двигателях подвергаются настройке электронные системы, устанавливаются редукторы для повышения КПД воздушного винта (ВВ). Однако такие двигатели обладают существенным ухудшением массогабаритных характеристик. Использование автомобильных ПД оправдывается их невысокой ценой, дешёвой запчастей и наличием сервиса по ремонту и обслуживанию в обычных автосервисах.

Таблица 1. Характеристики современных авиационных ПД, применяемых для лёгких ЛА

Двигатель	Тип двигателя, модель		Число цилиндров	Масса КГ	Рабочий объем в см куб.	Мощность КВт.	Мощность Л.С.	Обороты в мин	Крутящий момент Нм	Обороты в мин
	PM3-500	двухтактный бензиновый	2	38,1	496.7	35,52	48	6200-6500	52,8 / 55	6400
	Simonini mini 2 plus	двухтактный	1	-	202	19	26	-	-	-
	Хирт F 33 (HIRTH F33)	двухтактный	1	12,7	312	18,1	24,6	6000	31,1	4800
	Хирт F-23	двухтактный	2	24	521	33,1	45	6500	50	6000
	Rotax 912 BOMBARDIER-ROTAX (Австрия)	Четырёхтактный бензиновый	4	UL 2 и UL 4 - 55,4 кг. UL 3 - 59,8 кг.	1211	59,6взлетная 58крейсерская	80 77.8	5800/5500	-	-
	Rotax 582 BOMBARDIER R - ROTAX	двухтактный бензиновый	2	34.3 (33.4)	580.7	A) 48 / 6500 B) 40 / 6000 C) 32.5 / 5100	A) 64.4 / 6500 B) 53.6 / 6000 C) 43.6 / 5100		A) 75 / 6000 B) 68 / 5500 C) 63 / 4700	
	Хирт 3503 (Hirth 3503)	двухтактный бензиновый	2	31	625	51,5	70	6500	77,3	6000
	Хирт 3701 (Hirth 3701)	двухтактный бензиновый	3	45	939	62	84	4950	125	4500
	Хирт 3203E	бензиновый	2	31	625	40,4	55	5500	71,6	5000
	Хирт 3203V	бензиновый	2	31	625	40,4	55	5500	71,6	5000
	Хирт 2702	бензиновый	2	31	521	29,4	40	5500	57	4500
	СОЛО 210 (Hirth F 36A) Гёблер-Хиртмоторен, Германия		1	9,4	210	11	14,9	6000	17,7	5500
	ROTAX 915 IS	Четырёхтактный Турбокомпрессор и интеркулер	4			70		5500		5000
	ROTAX 503	двухтактный	2	38,1	496.7	35,52	50	6200-6500	52,8 / 55	6000
	Hirth S1218	двухтактный			183		15			
	HIRTH H 37	двухтактный бензиновый	3	45	939	66,6	90	4950	125	4500

Из всего многообразия фирм, производящих ПД, можно выделить фирму ROTAX являющуюся лидером в классе двигателей для ЛА взлётной массой до 495кг. Фирма ROTAX производит как двухтактные, так и четырёхтактные ПД. Для Российского двухтактного ПД РМЗ-500 аналогом является ROTAX-503.

В диссертационной работе приведён анализ характеристик двигателей ROTAX-503, ROTAX-582, ROTAX-912 [80] и Российского РМЗ-500 [76].

Масса двухтактного двигателя РМЗ-500 с мощностью 35,5 кВт составляет 38,1кг. Компонка двигателя - рядный, двухцилиндровый, с принудительным воздушным охлаждением вентилятором, карбюраторный.

Масса двухтактного двигателя ROTAX-582 с мощностью 48 кВт составляет 34,3кг. Компонка двигателя - рядный, двухцилиндровый, с водяным охлаждением, карбюраторный.

Масса четырёхтактного двигателя ROTAX-912UL2 с мощностью 59кВт составляет 55,4кг. Компонка двигателя - оппозитный, четырёхцилиндровый, с комбинированным воздушно-жидкостным охлаждением, карбюраторный.

Удельная масса этих двигателей составляет 0,93 кВт/кг., 1,39 кВт/кг., 1,06 кВт/кг. По этому параметру ROTAX-582 имеет лучшие характеристики.

Важной характеристикой для ПД является расход топлива на различных режимах работы. Здесь даётся анализ для двухтактных ПД ROTAX-503 и ROTAX-582 (см. рисунки 5,6).

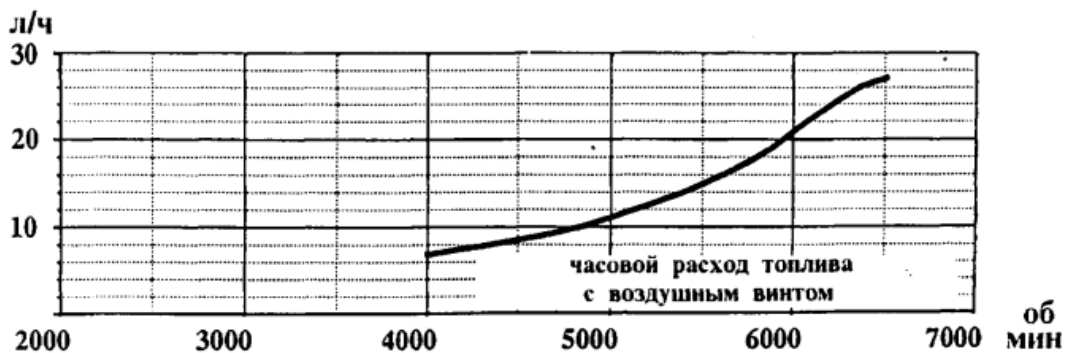


Рисунок 5. Характеристики двигателя "ROTAX-582UL DCDI" /48

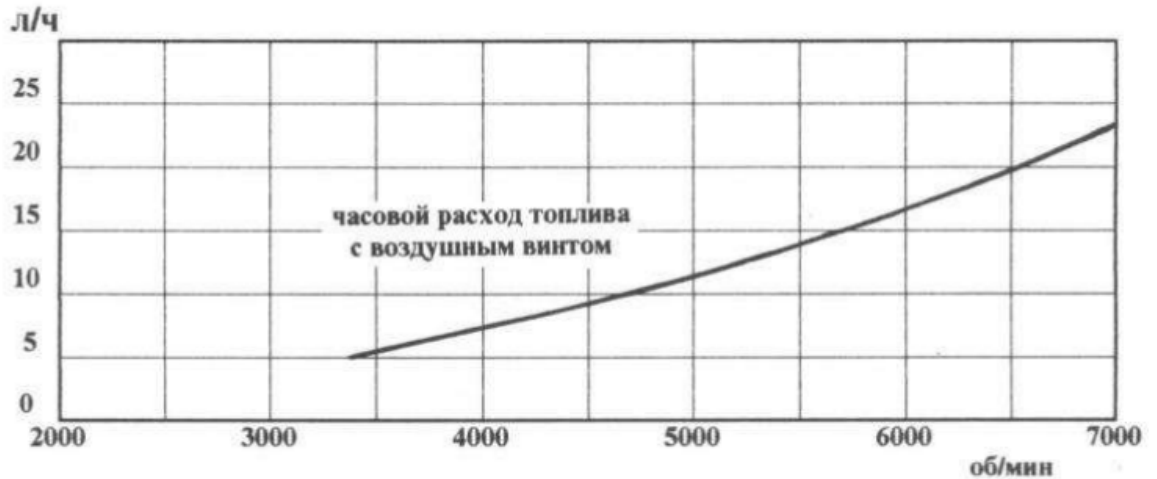


Рисунок 6. Характеристики двигателя "ROTAX-503UL DCDI" /37

Из графиков видно, что при максимальной частоте вращения коленчатого вала (редуктор А) 6800 об/мин, соответствующему взлётному режиму работы ROTAX-582, расход топлива составляет 27 л/ч, а у ROTAX-503 22 л/ч. Также из графиков можно определить расход топлива для крейсерского режима полёта, учитывая ЛТХ ЛА.

Далее приводятся характеристики мощности и крутящего момента двигателей ROTAX-582 (см. рисунок 7) и ROTAX-503 (см. рисунок 8) для сравнения и анализа т.к. объём цилиндров, мощности, крутящие моменты этих двигателей отличаются и это сказывается на расходе топлива для разных режимов работы. На графиках также показаны кривые, связанные с винтомоторной группой.

Данные двигатели являются карбюраторными, что создаёт некоторые трудности в настройке их работы. Применение инжекторных систем может улучшить их регулирование и экономичность. В настоящее время фирма ROTAX спроектировала и выпускает инжекторные варианты своих двигателей. Также на модификациях двигателей используется турбонаддув для увеличения мощности и высотности. Аналогично фирма «Русская механика» выпустила версию своего двухтактного двигателя РМЗ-551i с инжекторной системой, что позволит улучшить топливную экономичность и возможность более точной регулировки двигателя.

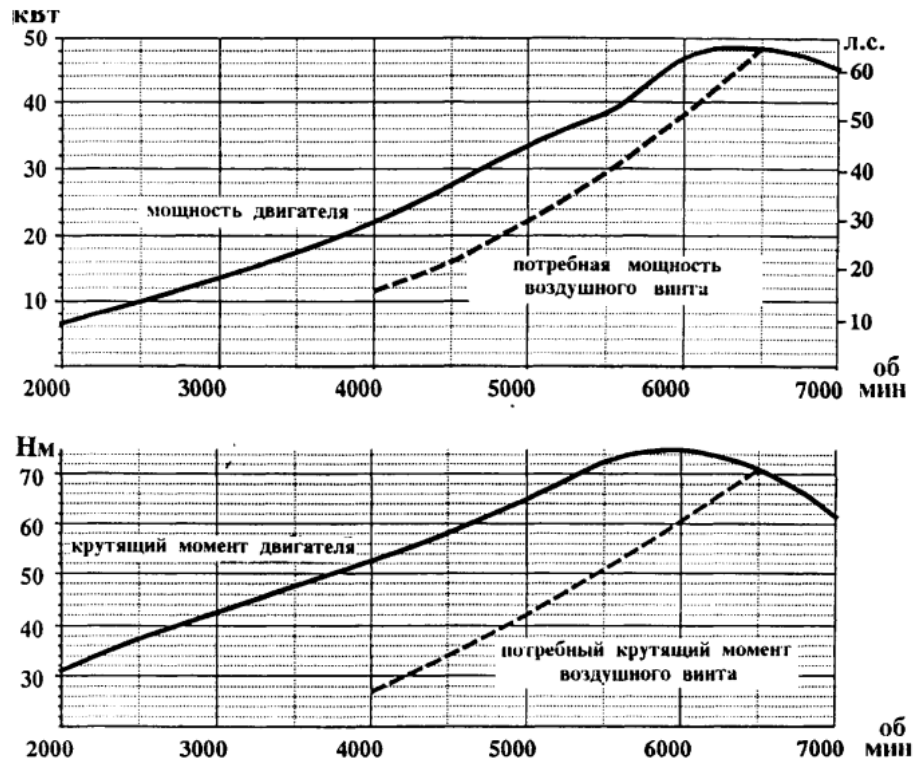


Рисунок 7. Характеристики двигателя "ROTAX-582UL DCDI" /48

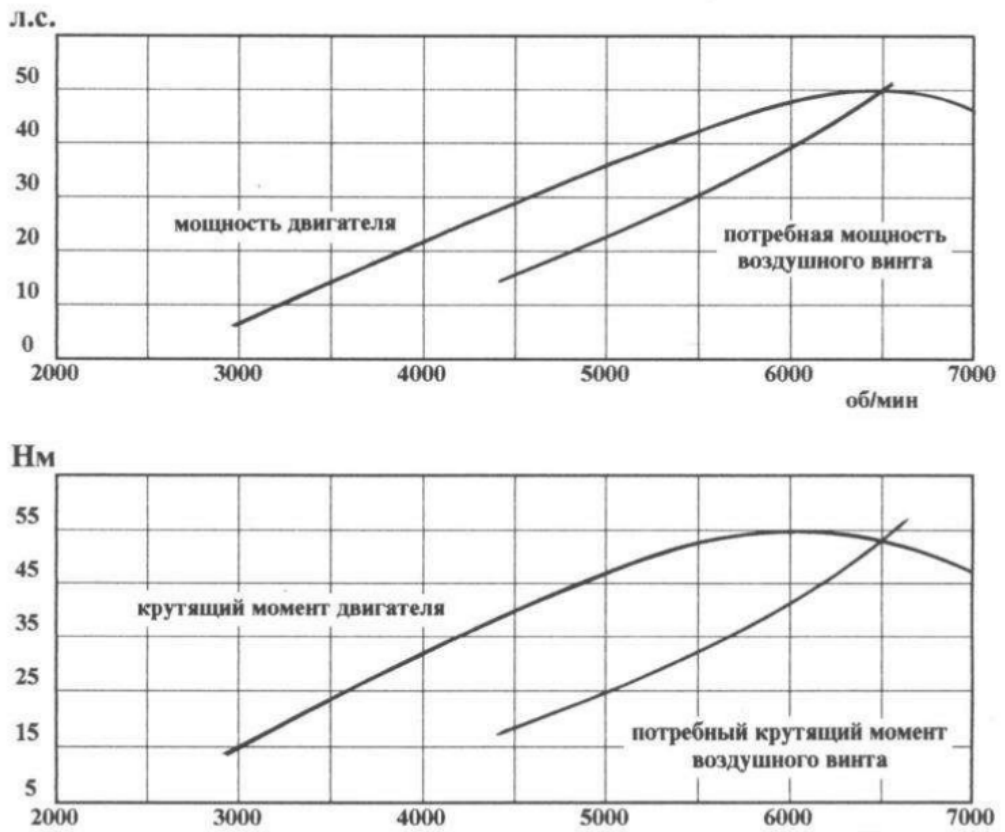


Рисунок 8. Характеристики двигателя "ROTAX-503UL DCDI" /37

Именно двухтактный ПД РМЗ-500 используется в диссертационной работе для экспериментального стенда ГСУ, как наиболее доступный и простой в эксплуатации.

Перспективные бензиновые 4-х тактные двигатели, разрабатываемые в России, имеют характеристики удельного расхода топлива 160 г/л.с.*ч и удельную массу 0,75кг/л.с.

Современные тенденции в развитии двигателей внутреннего сгорания говорят о перспективах роторно-поршневых двигателей нового поколения, которые позволят улучшить удельные характеристики. Такие работы ведутся в России и за рубежом.

Применение дизельных двигателей в малой авиации в последние десятилетия опять показало свою актуальность. Разработки дизельных двигателей активно велись в 30-40х годах прошлого века и немецкая фирма Junkers имела хорошие достижения в этой области двигателестроения в плане топливной экономичности, уменьшения габаритов дизельного двигателя. Дизельные двигатели Junkers достигли удельного расход топлива 160 г/л.с.*ч и удельной массы 0,64 кг/л.с. [78]. В России и мире на данный момент эксплуатируется 4х местный самолёт DA62 австрийской фирмы Diamond, оснащённый двумя дизельными двигателями Austro AE330 по 180 л.с., удельный расход топлива этого двигателя 200 г/л.с.*ч. [81].

1.3. Электрические двигатели, применяемые в малой авиации

Как основной тип электрического двигателя, применяемый в малой авиации, рассматривается- бесколлекторный электрический двигатель с постоянными магнитами (двигатель вентильного типа, BLDS электродвигатель) [82-88].

Бесколлекторные двигатели постоянного тока являются разновидностью синхронных двигателей с постоянными магнитами, которые питаются от цепи постоянного тока через инвертор, управляемый контроллером с обратной связью. Контроллер подаёт на фазы двигателя напряжения и токи, необходимые для создания требуемого момента и работы с нужной скоростью. Такой контроллер заменяет щеточно-коллекторный узел, используемый в коллекторных двигателях

постоянного тока. Бесколлекторные двигатели могут работать как с напряжениями на обмотках в форме чистой синусоиды, так и кусочно-ступенчатой формы (например, при блочной коммутации).

Большое преимущество ЭД такого типа для авиации - простота конструкции, надёжность, большой ресурс, хорошие удельные мощностные и массовые характеристики.

ЭД E-811 (см. рисунок 9) фирмы Emrax используются на самолёте Pipistrel Velis Electro. ЭД фирмы Emrax интересны для анализа в диссертационной работе, т.к. имеют опыт эксплуатации, а ЭД E-811 сертифицирован в Европе для применения в авиации.

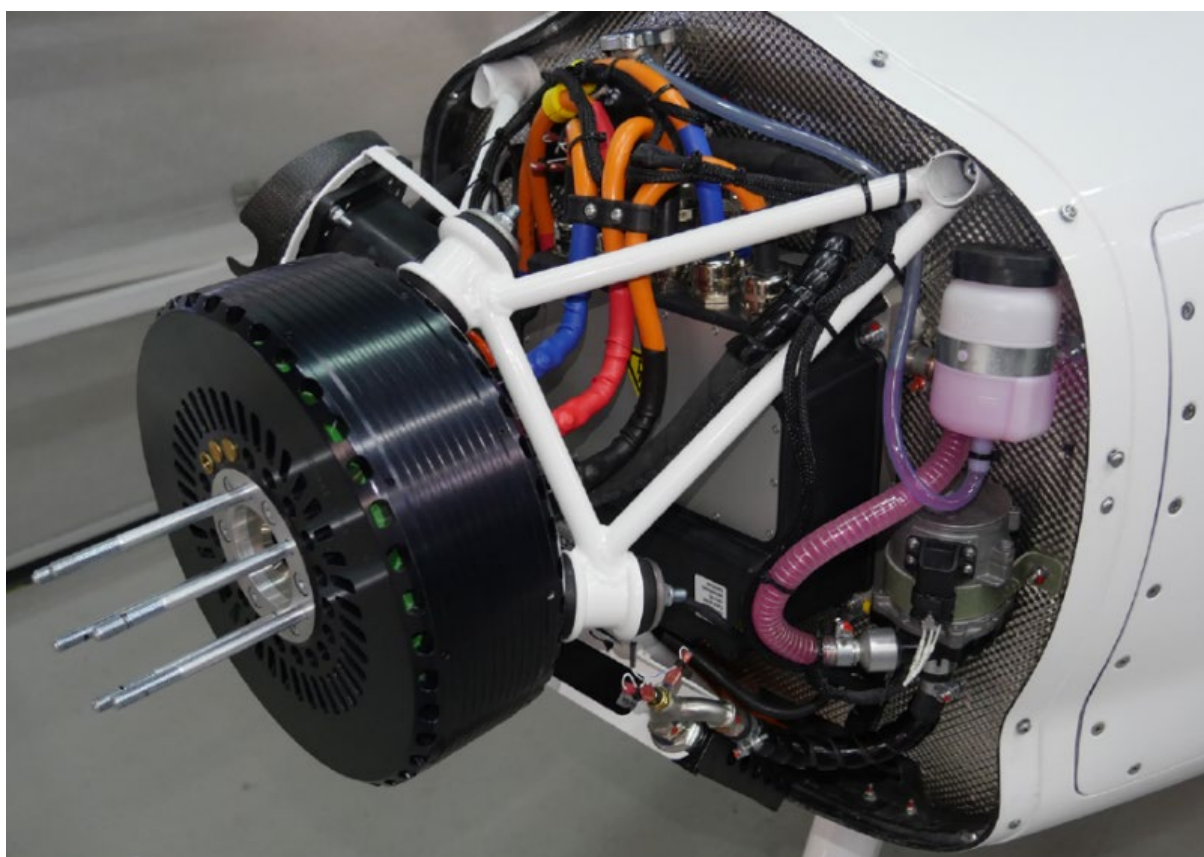


Рисунок 9. Emrax E-811

Можно проанализировать некоторые наиболее важные характеристики, которые показаны в таблице 2 для ЭД фирмы Emrax в диапазоне мощности 60-86кВт.

Таблица 2. Характеристики ЭД фирмы Emrax

Наименование параметра	Марка двигателя Emrax 188	Марка двигателя Emrax 208
Тип:	Двигатель / генератор с осевым потоком	Двигатель / генератор с осевым потоком
Диаметр корпуса, мм	188 мм	208
Осевая длина, мм	77 мм	85
Сухая масса, кг	7,1 (АС) / 7,6 (СС) / 7,9 (LC)	9,4 (АС) / 10,0 (СС) / 10,3 (LC)
Охлаждение статора	Воздух (IP21)/комбинированный (IP21)/жидкость (IP65)	Воздух (IP21)/комбинированный (IP21)/жидкость (IP65)
Монтаж	Спереди: 6 отверстий с резьбой М6 Сзади: 16 отверстий с резьбой М6	Спереди: 6 отверстий с резьбой М8 Сзади: 16 отверстий с резьбой М8
Укладка	Два двигателя могут быть соединены друг с другом для достижения удвоенной мощности/крутящего момента.	Два двигателя могут быть соединены друг с другом для достижения удвоенной мощности/крутящего момента.
Максимальное напряжение батареи, В пост. ток	490 (ВН) / 330 (СН) / 120 (НН)	580 (ВН) / 390 (СН) / 140 (НН)
Пиковая мощность (при 6500 об/мин) кВт	60	86
Непрерывная мощность*, кВт	до 37	56
Пиковый крутящий момент, Нм	100	150
Непрерывный крутящий момент*, Нм	до 56	до 90
Эффективность КПД	92-98%	92-98%

*В зависимости от полётного цикла, температурных условий и возможностей контроллера.

Электродвигатели Emrax 188 и Emrax 208 имеют три типа охлаждения-воздушное, комбинированное (воздушно-жидкостное) и жидкостное. Это говорит о проблеме нагрева этих двигателей на повышенной мощности и важности организации правильного охлаждения. Ещё один важный параметр, который отмечает производитель- удельная мощность ЭД до 10 кВт/кг.

Ранее применение ПД и ГТД в многодвигательных СУ ЛА с отклоняемым вектором тяги (особенно на ЛА вертикального взлета и посадки) ограничивалось

сложностью трансмиссии и синхронизации работы двигателей, современные наработки по ЭД позволяют решить эти недостатки и сделать новый шаг в развитии таких ЛА. Также стоит отметить перспективы установки ЭД и ГСУ на современные вертолёты, как беспилотные, так и пилотируемые.

Современные ЭД имеют высокий КПД до 98%, хорошие удельные весовые характеристики и простую конструкцию, они технологичны и имеют низкую стоимость в производстве по сравнению с ПД.

1.4. Аккумуляторные батареи

В России и за рубежом непрерывно ведутся исследования по созданию новых и улучшению характеристик существующих аккумуляторных батарей (АКБ) [89-92]. Большая доля исследований в этой области отведена аккумуляторным батареям на основе литий-ионных конструкций (Li – Ion) в разных модификациях:

- Литий-марганцевые (LiMn₂O₄);
- Литий-кобальтовые (LiNiCo);
- Литий-никель-марганец-кобальтовые (LiNMC);
- Литий-железо-фосфатные (LiFePO₄);
- Литий-полимерные (Li-Pol);
- Литий-воздушные (Li-O₂);
- Литий-серные батареи (Li-S).

Большой проблемой в применении литиевых АКБ является их пожароопасность. При создании менее горючих корпусов АКБ приходится применять металлические конструкции, которые влияют на массогабаритные характеристики. Также ведутся разработки по электронному контролю ячеек, в таких системах производится отключение вышедших из строя ячеек, в том числе и по показателю увеличения температуры. Также при эксплуатации АКБ при низких температурах требуется система подогрева.

У полностью электрических ЛА есть существенный недостаток, связанный с низкой энергоёмкостью современных аккумуляторных батарей 260Вт.ч/кг (см. рисунок 10) по сравнению с углеводородным топливом от 2500 Вт.ч./кг.

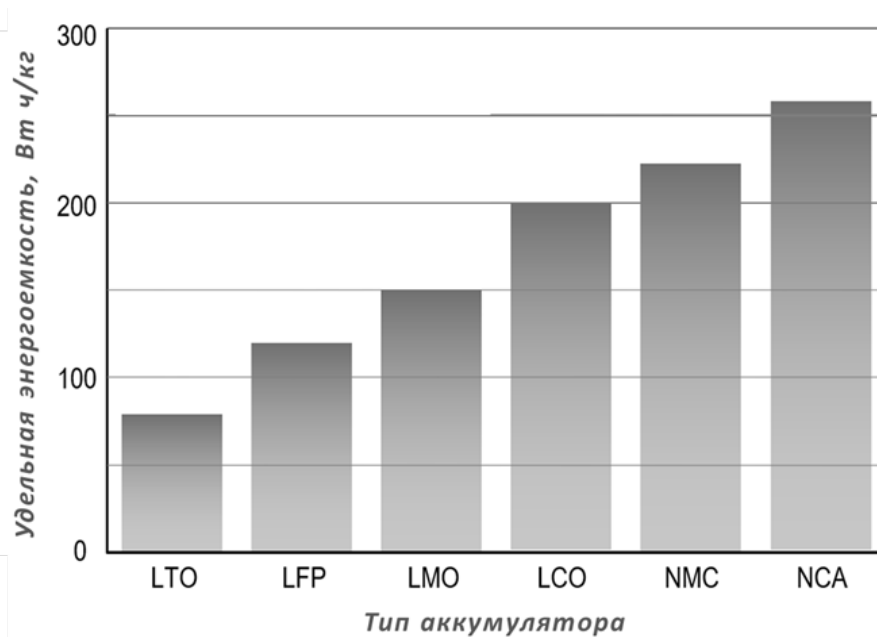


Рисунок 10. Типы современных аккумуляторов и их энергоёмкость

Основные требования к АКБ применяемых в авиации - электрическая ёмкость, количество циклов «заряд-разряд», время зарядки, токоотдача, безопасность (пожаробезопасность).

В таблицах 3 и 4 приведены усреднённые сравнительные характеристики производимых промышленностью АКБ.

Таблица 3. Характеристики АКБ

Параметр	Свинцово-кислотные	Щелочные	Литий-ионные		
			LiNiCo	LiMn ₂ O ₄	LiFePO ₄
Удельная плотность энергии, Втч/кг	30-50	45-120	150-190	100-135	90-120
Срок службы, циклы	200-300	300-1000	500-1000	500-1000	2000
Внутреннее сопротивление блок 12 В, мОм	до 100	200 - 600	250-500	80-250	90-180
Саморазряд при 20 ⁰ С, %/мес.	5	20-30	Не более 10		

Таблица 4. Перспективы развития АКБ

Parameter	Unit	Li-Ion	Li-S	Li-O _{2,open}	Li-O _{2,closed}
Specific Energy	Wh/kg	250-350	600-700	800-1500	600-1200
Specific Power	W/kg	500-600	350-500	300-400	300-400
Energy Density	Wh/l	600-800	300-350	1000-1700	1000-1600
Charge/Discharge efficiency	%	90-95	70-90	60-85	60-85
Cycle life #	cycles	1,000-3,000	1,000-2,500	500-1,000	500-1,000
Degree of Discharge	%	70-90	90-100	70-90	70-90
Lifetime	years	7-15	7-14	5-10	5-10
Cost (\$ 2010)	\$/kWh	250-350	250-500	400-800	300-700
Uncertainty	-	low	medium	High	High

В работе рассматривается литий-никель-марганец-кобальт-оксидный аккумулятор ($\text{LiNi}_x\text{Mn}_y\text{Co}_z\text{O}_2$, NMC). Этот тип электрического аккумулятора, являющийся видом литий-ионного аккумулятора, в котором катод изготавливается из сплавов оксида никеля, марганца, кобальта, лития. Данный вид аккумулятора имеет прочный корпус и мембранную систему сброса давления в случае возгорания. Сама аккумуляторная батарея состоит из сборки отдельных ячеек (см.рисунок 11).



Рисунок 11. Литий-никель-марганец-кобальт-оксидный аккумулятор
($\text{LiNi}_x\text{Mn}_y\text{Co}_z\text{O}_2$, NMC)

Также собранная АКБ может включать себя BMS контроллер. Это электронная плата, расшифровка которой “battery management system” переводится как “система

управления батареи”. Этот элемент предназначен для защиты аккумулятора и увеличения её срока эксплуатации. Более дорогие модели имеют расширенный функционал, оснащены дисплеями и делают доступной настройку рабочих параметров для оптимизации процесса.

1.5. Контроллеры

Функцию управления ЭД выполняет контроллер. Это самое сложное электронное устройство в электрической системе ГСУ и ЭСУ. Как один из типовых вариантов можно рассмотреть контроллер фирмы Kelli [93], имеющий следующие характеристики:

- Частота операций: 20 кГц.
- Ток батареи в режиме ожидания: $<0,5$ мА.
- Ток питания датчиков 5 В или 12 В: 40 мА.
- Контроллер поддерживает диапазон напряжения: PWR, от 24В до 72В для контроллеров с номинальным или меньшим напряжением, чем 72 В.
- Ток питания, PWR, 30 мА.
- Стандартный вход ручки педали газа: 0-5 вольт. Может использоваться 3-проводный резистивный потенциометр), 1-4 вольта (для датчиков Холла от ручки педали газа).
- Вход ручки педали газа: 0-5 В. Может использовать 3-проводный потенциометр для получения сигнала 0-5 В.
- Полный диапазон рабочих температур: от 0 °С до 70 °С (температура MOSFET).
- Диапазон рабочих температур: от -40 до 100 °С (температура MOSFET).
- Предел тока двигателя, 30 секунд: 500 А, в зависимости от модели.
- Предел тока двигателя, длительный: 200А, в зависимости от модели.

Данный контроллер не имеет значительных преимуществ по сравнению с другими, применяемыми в авиации и иной технике контроллерами. Это касается и массогабаритных характеристик. Контроллер Kelli показал себя достаточно

надёжным и простым в эксплуатации. Характеристики данного контроллера, как типового могут использоваться в расчётах методики.

1.6. Воздушные винты

Движителем в лёгких самолётах является воздушный винт (ВВ) [94-97].

ВВ для лёгких самолётов можно разделить на три типа:

- неизменяемого шага
- изменяемого шага на земле
- изменяемого шага на земле и в полёте

Эти ВВ имеют различные конструкции. Лопастей ВВ могут изготавливаться из дерева, металла, композитных материалов. ВВ неизменяемого шага не могут регулироваться и их расчёт, и геометрия делаются фактически для одного оптимального режима работы. У ВВ изменяемого шага на земле могут регулироваться углы установки перед полётом на земле, такие винты позволяют настраивать свои характеристики. ВВ изменяемого шага могут регулировать угол установки воздушного винта на земле и в полёте. Привод изменения шага на ВВ изменяемого шага может быть механическим, гидравлическим, электрическим.

Вопросы подбора ВВ для двигателей ROTAX 503 изложены в учебном пособии по эксплуатации [80]. Современные тенденции в развитии воздушных винтов лёгких самолётов в основном связаны с освоением изготовления композитных лопастей и простых втулок для винтов с изменяемым шагом.

1.7. Обзор существующих методик по формированию облика самолётов

Т.к. в диссертационной работе рассматривается анализ взлётной массы лёгкого самолёта и его агрегатов с применением ГСУ на базе ПД, кратко рассмотрим другие широко известные методики проектирования самолётов.

В книге «Проектирование самолётов» под редакцией д.т.н. профессора С.М. Егера [98] описывается методика расчёта для скоростных самолётов, в основном оснащённых турбореактивными двигателями. Представленная в книге статистика

также показывает характеристики тяжёлых, скоростных самолётов. В разделах, связанный с силовой установкой, нет анализа применения ПД. Представляет интерес рассмотренный в работе метод градиентов взлётной массы. В книге рассматриваются самолёты вертикального взлёта и посадки (СВВП), в которых используются комбинированные силовые установки, и их эффективность для различных схем самолётов СВВП. Раздел, в котором рассмотрены СВВП, может быть полезен при создании методики проектирования лёгкого самолёта с ГСУ. Представляет также интерес раздел, посвящённый обобщённой математической постановке задачи проектирования самолёта.

В книге «Эскизное проектирование лёгких самолётов» под редакцией И.П. Вислова [99] приведена методика проектирования лёгких самолётов различного назначения. Многие расчёты в книге основываются на усреднённых статистических данных, что не позволяет сделать достаточно точный теоретический расчёт лёгкого самолёта. В частности, приведены статистические данные по удельной нагрузке на крыло для различных типов летательных аппаратов, имеющие большой диапазон. В книге представлены летательные аппараты с ПД, что имеет интерес для создания лёгких летательных аппаратов с ГСУ. В книге не представлены сведения о перспективах развития лёгких летательных аппаратов с электрическими и гибридными силовыми установками.

В книге «Конструкция самолётов» под редакцией д.т.н. профессора Г.И. Житомирского [100] представлена в основном конструкция тяжёлых, скоростных самолётов и действующие на различные конструкции нагрузки. Конструктивные и технологические особенности тяжёлых, скоростных самолётов зачастую не могут быть применимы к лёгким самолётам в виду их сложности. Раздел, посвящённый силовым установкам, рассматривает только газотурбинные двигатели, но часть этого раздела, посвящённая конструкции узлов крепления двигателя и моторам могут быть полезны при проектировании лёгкого самолёта с ГСУ.

В книге «Вопросы проектирования лёгких самолётов» под редакцией А.Н. Арепьева [101] рассмотрен выбор схемы и параметров лёгких самолётов. Книга рассматривает лёгкие самолёты различных схем с ПД. В книге приведено много

схем и характеристик известных самолётов с ПД. Рассмотрен расчёт параметров на разных этапах полёта, разобраны различные факторы, влияющие на лётные характеристики самолёта. Книга включает в себя раздел о художественном проектировании лёгкого самолёта. Однако книга не содержит информации о перспективах разработки лёгких самолётов с электрической и гибридной силовой установкой и возможных серьёзных отличиях в проектировании таких летательных аппаратов.

В книге зарубежного автора Э. Торенбика «Проектирование дозвуковых самолетов» [102] даны основы введения к предварительному проектированию дозвуковых транспортных самолетов и самолетов общего пользования выбор схемы, аэродинамический расчет, выбор силовой установки и оценка летных характеристик. Книга издана в СССР в 1983 году и не имеет разделов, связанных с современными тенденциями в области проектирования самолётов с ГСУ и ЭД. Однако рассматриваемые в книге методы проектирования лёгких самолётов могут быть полезны.

1.8. Постановка задачи исследования

В качестве объекта исследования выбрана гибридная силовая установка на базе поршневого и электрического двигателей для лёгкого самолёта.

Необходимо 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 которой можно представить в следующем виде:

$$y_{ГСУ} = y_{ГСУ}(x_{ТЗ}, x_{ГСУ}, x_{уф}, x_{гУ}),$$

где $y_{ГСУ}$ - вектор параметров, определяющих облик ГСУ;

$x_{ТЗ}$ - вектор исходных данных ТЗ на проектирование самолета;

$x_{ГСУ}$ - вектор проектных параметров ГСУ;

$x_{уф}$ - вектор данных по условиям функционирования самолета;

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

1.9. Выводы по главе

Анализ исследования существующих лёгких самолётов с электрическими и гибридными силовыми установками показывает недостаточную изученность по ГСУ и подтверждает необходимость проведения научных исследований в данном направлении.

Использование ГСУ и ЭСУ обусловлено желанием снижения вредных выбросов, снижения шума, экономии топлива, удешевления СУ и повышения их надёжности. Нецелесообразно проектировать ГСУ в отрыве от самолета без учета его характеристик.

В виду того, что в настоящее время практически отсутствуют серийные самолёты с ГСУ на базе ПД и ЭД, необходимо создать экспериментальный стенд для верификации разработанной методики формирования облика ГСУ.

2. МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКА ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

2.1. Блок-схема методики

Общая схема расчёта взлётной массы лёгкого самолёта с ГСУ базе ПД и ЭД представлена на рисунке 12. В первой части блок-схемы показан обычный расчёт самолёта с поршневым двигателем. Далее после определения нагрузки на крыло и энерговооружённости самолёта проводится расчёт степени гибридизации самолёта определяющей часть электрической и поршневой части силовой установки. После подбора оптимального значения степени гибридизации подбирается поршневой двигатель из имеющихся в производстве или разрабатываемых, а электрический двигатель и его системы предполагается спроектировать изготовить под необходимые параметры ГСУ. Вводятся рекомендации по выбору относительных масс частей лёгкого самолёта. Облик ГСУ лёгкого самолёта сформирован.

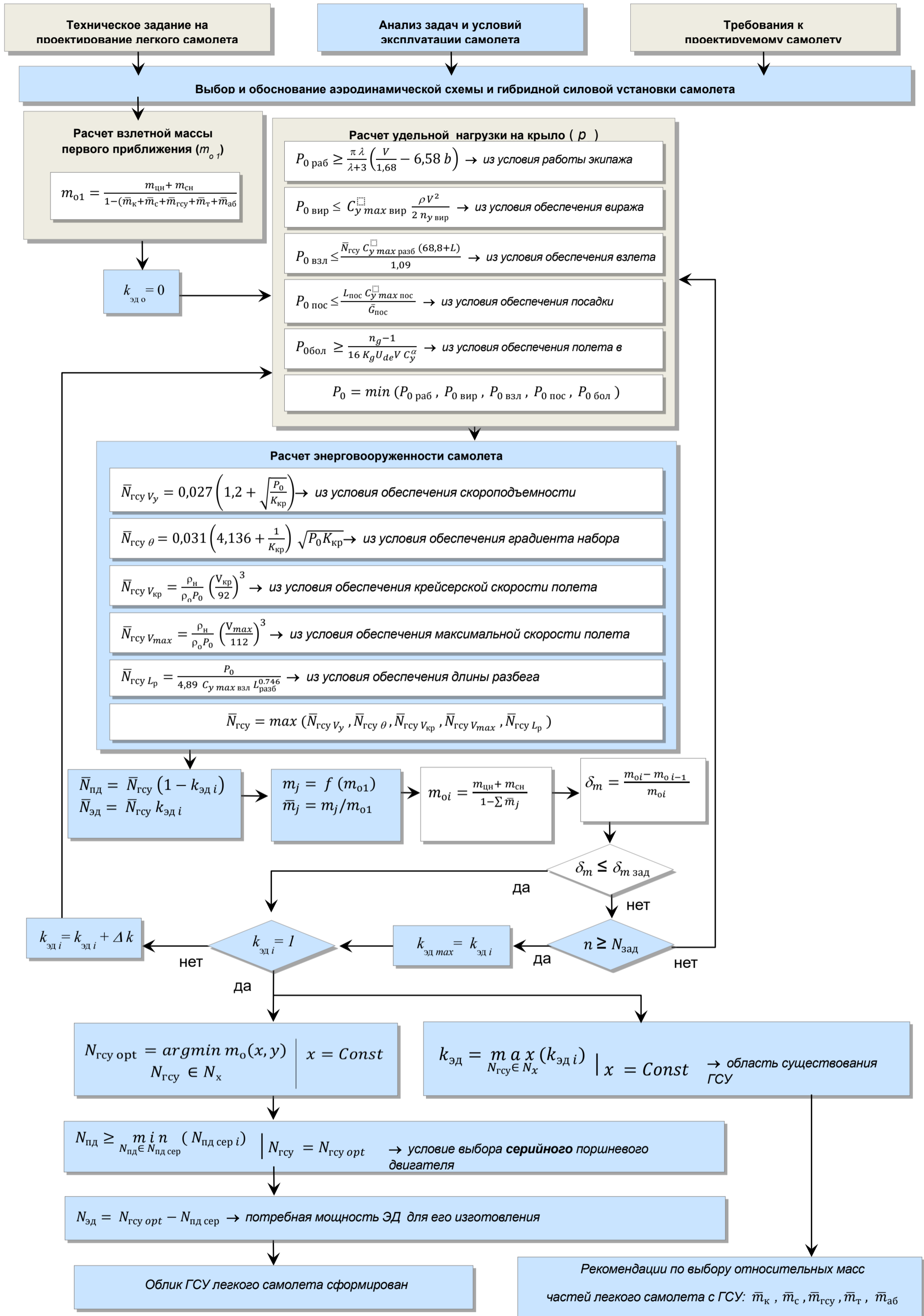


Рисунок 12. Общая схема расчёта взлётной массы лёгкого самолёта и формирования облика ГСУ

2.2. Расчёт взлётной массы лёгкого самолёта с ГСУ

В основу методики формирования облика ГСУ лёгкого самолёта положена методика проектировочного расчёта самолёта с традиционной силовой установкой [98-102]. Для этого необходимо доработать существующую методику с учётом степени гибридизации силовой установки.

Разработка и создание ГСУ отдельно от самолета является неверным решением, так как проектные параметры ГСУ напрямую зависят от проектных параметров самого летательного аппарата. Такой подход – приспособление ранее созданного ГСУ ко вновь проектируемому ЛА, в лучшем случае, не даст эффективных результатов, а в худшем, в соответствии с уравнением существования, вообще не позволит формировать ЛА с заданными требованиями. Поэтому формирование облика ГСУ должна быть составной частью формирования облика ЛА в целом.

При проектировании подобных аппаратов из-за отсутствия статистических данных по относительным массам частей аппаратов возникает проблема в определении их взлётной массы. В данной работе предложен метод расчёта относительных масс частей самолёта, учитывающий степень гибридизации его силовой установки. Следует отметить, что от величины этого параметра существенно зависит взлётная масса самолёта, так как при этом влияние на массу оказывает не только собственная масса силовой установки, но и запас энергии для их питания (массы топлива и аккумуляторных батарей), которые в последующем определяют облик ГСУ и летательного аппарата в целом.

В данной работе под степенью гибридизации силовой установки понимается относительная величина, характеризующая распределение суммарной мощности всех двигателей, установленных на летательном аппарате, между поршневыми и электрическими двигателями (см. ниже коэффициент гибридизации $k_{\text{пд}}$ и $k_{\text{эд}}$)

Исходные данные для расчета взлетной массы легкого самолета с ГСУ формируются на основе требований нормативных документов: технического задания (ТЗ), АП-23 и т.д. В таблице 5 представлены основные параметры, необходимые для определения взлетной массы самолета в первом приближении.

Таблица 5. Перечень исходных данных

№ п/п	Наименование параметра	Единица Измерения	Обозначение	Значение	Примечание
1	Расчетная дальность полета самолета, км	км	L_p		Из ТЗ
2	Масса целевой нагрузки	кг	$m_{цн}$		Из ТЗ
3	Масса снаряжения	кг	$m_{сн}$		Из ТЗ
4	Доля мощности ГСУ, приходящаяся на ЭД		$k_{эд}$	0...1	
5	Аэродинамическое качество		K		Из ТЗ

Последовательность определения параметров самолета в процессе проектирования диктуется их взаимозависимостью. Взлетная масса самолета в первом приближении определяется из уравнения ее существования по следующей формуле:

$$m_{o1} = \frac{m_{цн} + m_{сн}}{1 - (\bar{m}_к + \bar{m}_с + \bar{m}_{гсу} + \bar{m}_т + \bar{m}_{аб})}, \quad (1)$$

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 аккумуляторной батареи (АКБ).

Здесь относительные массы частей самолета представляют долю их массы от общей взлетной массы летательного аппарата:

$$\bar{m}_к = \frac{m_к}{m_o}; \quad \bar{m}_с = \frac{m_с}{m_o}; \quad \bar{m}_{гсу} = \frac{m_{гсу}}{m_o}; \quad \bar{m}_т = \frac{m_т}{m_o}; \quad \bar{m}_{аб} = \frac{m_{аб}}{m_o}, \quad (2)$$

где $m_к$ - масса конструкции;

$m_с$ - масса систем;

$m_{гсу}$ - масса ГСУ;

m_T - масса топлива;

$m_{аб}$ - масса аккумуляторной батареи.

Масса ГСУ выражается как баланс масс ее составных частей:

$$m_{ГСУ} = n_{ПД} (m_{1ПД} + \Delta m_{1ПД}) + n_{ЭД} (m_{1ЭД} + \Delta m_{1ЭД}) + n_{ВВ} m_{1ВВ} = m_{ПД} + \Delta m_{ПД} + m_{ЭД} + \Delta m_{ЭД} + m_{ВВ} \quad (3)$$

где $n_{ПД}$, $n_{ЭД}$ - соответственно, количество поршневых и электрических двигателей;

$m_{1ПД}$, $m_{1ЭД}$ - соответственно массы одного ПД и одного ЭД;

$\Delta m_{1ПД}$, $\Delta m_{1ЭД}$ - соответственно массы агрегатов одного ПД и одного ЭД (редукторы, контроллеры и пр.);

$n_{ВВ}$ - количество воздушных винтов, установленных на самолете;

$m_{1ВВ}$ - масса одного воздушного винта;

$m_{ПД}$, $m_{ЭД}$ - соответственно, массы всех ПД и всех ЭД;

$\Delta m_{ПД}$, $\Delta m_{ЭД}$ - соответственно массы агрегатов всех ПД и всех ЭД;

$m_{ВВ}$ - масса всех воздушных винтов и их втулок, установленных на самолете.

Относительную массу силовой установки с учетом уравнений (2) и (3) можно представить в следующем виде:

$$\bar{m}_{ГСУ} = \frac{m_{ГСУ}}{m_0} = \frac{m_{ПД} + \Delta m_{ПД} + m_{ЭД} + \Delta m_{ЭД} + m_{ВВ}}{m_0} = \bar{m}_{ПСУ} + \bar{m}_{ЭСУ} + \bar{m}_{ВВ}, \quad (4)$$

где $\bar{m}_{ПСУ}$ - относительная масса части силовой установки с поршневым двигателем;

$\bar{m}_{ЭСУ}$ - относительная масса части силовой установки с электрическим двигателем;

$\bar{m}_{ВВ}$ - относительная масса воздушных винтов и их втулок.

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.

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

$$N_{\text{ГСУ}} = N_{\text{Эд}} + N_{\text{Пд}}, \quad (5)$$

где $N_{\text{Эд}}$ - мощность электродвигателя, Вт;

$N_{\text{Пд}}$ - мощность поршневого двигателя, Вт.

Разделив левые и правые части данного уравнения на $N_{\text{ГСУ}}$ получаем уравнение баланса мощностей в относительном виде:

$$1 = k_{\text{Эд}} + k_{\text{Пд}} \quad (6)$$

где $k_{\text{Эд}}$ - доля мощности ГСУ, приходящаяся на электродвигатель;

$k_{\text{Пд}}$ - доля мощности ГСУ, приходящаяся на поршневой двигатель.

Тогда коэффициент гибридизации через мощности разнотипных двигателей определяется следующим выражением:

$$k_{\text{Эд}} = \frac{N_{\text{Эд}}}{N_{\text{ГСУ}}} = \frac{N_{\text{ГСУ}} - N_{\text{Пд}}}{N_{\text{ГСУ}}} = 1 - \frac{N_{\text{Пд}}}{N_{\text{ГСУ}}} = 1 - k_{\text{Пд}} \quad (7)$$

Коэффициент (7) определяет тип силовой установки проектируемого самолета:

$$k_{\text{Эд}} = \begin{cases} 0 & \text{при } N_{\text{Эд}} = 0 & \rightarrow \text{самолет с ПД} \\ 0 \dots 1 & \text{при } 0 < N_{\text{Эд}} < N_{\text{ГСУ}} & \rightarrow \text{самолет с ГСУ} \\ 1 & \text{при } N_{\text{Эд}} = N_{\text{ГСУ}} & \rightarrow \text{самолет с ЭД} \end{cases} \quad (8)$$

В первом приближении относительную массу ГСУ можно определить путем анализа статистических данных легких самолетов с поршневыми и электрическими двигателями. В таблице 6 представлены статистические данные существующих легких самолетов [103-110].

Таблица 6. Статистические данные по легким самолетам

Наименование самолета	$N_{\text{СУ}}$, Вт	m_0 , кг	$m_{\text{ЦН+СН}}$, кг	\bar{m}_k	$\bar{m}_{\text{СУ}}$	\bar{m}_T	$\bar{m}_{\text{аб}}$	\bar{m}_c	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
Х-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

Продолжение таблицы 6

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	40 000	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 Electro	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

Из статистических данных легких самолетов видно, что средние значения относительной массы силовых установок составляют (см. рисунок 13):

$\bar{m}_{\text{псу}} = 0,11$ – для самолетов с поршневым двигателем ($k_{\text{эд}}=0$);

$\bar{m}_{\text{эсу}} = 0,03$ – для самолетов с электрическим двигателем ($k_{\text{эд}}=1$).

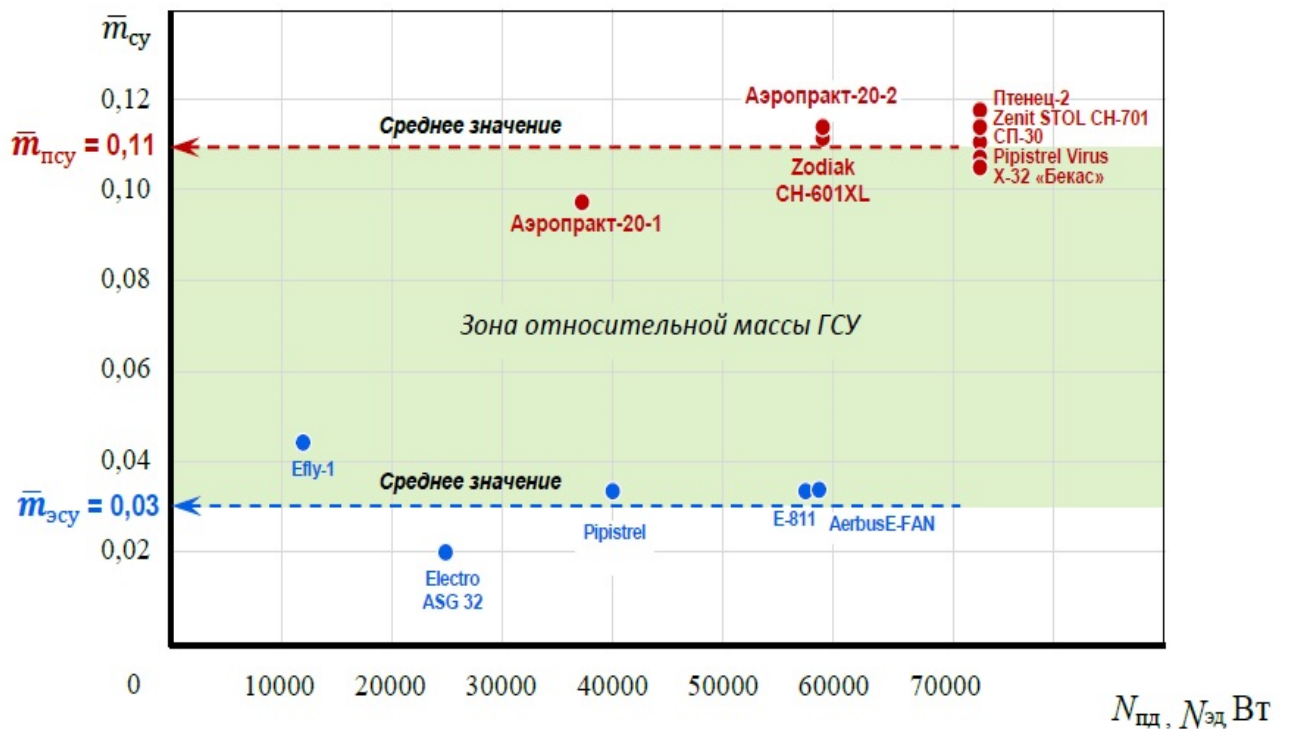


Рисунок 13. Статистические данные зависимости относительной массы силовой установки самолета от мощности поршневых двигателей

Если принять, что зависимость относительной массы ГСУ ($\bar{m}_{\text{ГСУ}}$) от степени ее гибридизации ($k_{\text{эд}}$) линейна, то с учетом средних значений статистических данных получим следующее уравнение прямой:

$$\bar{m}_{\text{ГСУ}} = k_m (0,11 - 0,08 k_{\text{эд}}) \quad (9)$$

где k_m - коэффициент учета утяжеления массы ГСУ за счет усложнения ее конструкции.

Для расчета взлетной массы в первом приближении можно принять:

$$k_m = \begin{cases} 0 & \text{при } k_{\text{эд}} = 0 \rightarrow \text{самолет с ПД;} \\ 1,05 \dots 1,10 & \text{при } 0 < k_{\text{эд}} < 1 \rightarrow \text{самолет с ГСУ;} \\ 1 & \text{при } k_{\text{эд}} = 1 \rightarrow \text{самолет с ЭД.} \end{cases} \quad (10)$$

Если принять среднее значение коэффициента $k_m = 1,075$, а уравнение функциональной зависимости в виде параболы, то уравнение (9) можно записать в следующем виде:

$$k_m = -0,3k_{\text{эд}}^2 + 0,3k_{\text{эд}} + 1 \quad (11)$$

После преобразования уравнение (10) с учетом уравнения (11) примет окончательный вид:

$$\bar{m}_{\text{ГСУ}} = 0,024 \cdot k_{\text{эд}}^3 - 0,057 \cdot k_{\text{эд}}^2 - 0,047 \cdot k_{\text{эд}} + 0,11 \quad (12)$$

Выражение (12) позволяет определить в первом приближении относительную массу гибридной силовой установки в зависимости от коэффициента $k_{\text{эд}}$.

Для определения относительных масс топлива (\bar{m}_T) и аккумуляторных батарей ($\bar{m}_{\text{аб}}$) необходимо установить режимы работы ГСУ, то есть продолжительности работы ЭД и ПД в составе ГСУ. Для вычисления этих параметров предлагается использовать тот же подход, что и для относительной массы ГСУ, учитывающий влияние коэффициента $k_{\text{эд}}$.

Рассмотрим статистику зависимости относительных масс топлива и АКБ от дальности полета самолетов (см. рисунок 14).

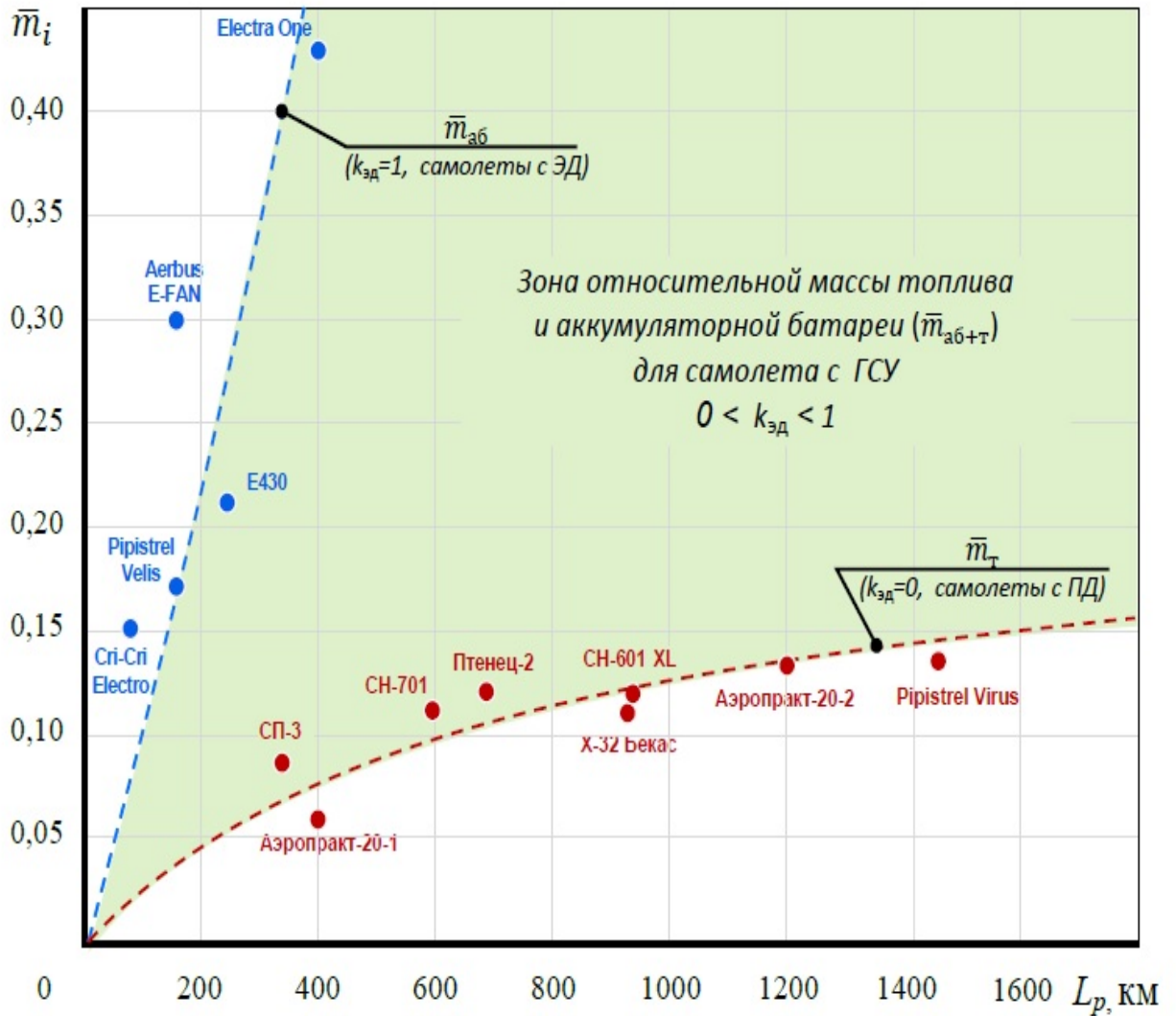


Рисунок 14. Статистические данные зависимости относительных масс топлива и аккумуляторных батарей самолета от дальности полета самолета

Из статистических данных легких самолетов видно, что значения относительной массы топлива (для самолетов с ПД) и аккумуляторных батарей (для самолетов с ЭД) от дальности полета зависят по-разному, а именно:

$$\bar{m}_{аб} = 0,0011 \times L_p \quad - \text{средняя линия для самолетов с ЭД}; \quad (13)$$

$$\bar{m}_т = 0,0058 \times L_p^{0,44} \quad - \text{средняя линия для самолетов с ПД}. \quad (14)$$

Средняя линия относительной массы АКБ с увеличением дальности полета резко увеличивается. Это свидетельствует об ограниченных возможностях в технологии изготовления современных АКБ, связанных с их низкой

энергоемкостью, что не позволяет в настоящее время реализовать существование электросамолетов с большими дальностями и продолжительностями полета.

Очевидно, суммарная относительная масса топлива и аккумуляторных батарей ($\bar{m}_{\text{т+аб}} = \bar{m}_{\text{т}} + \bar{m}_{\text{аб}}$) для самолета с ГСУ будет располагаться между этими линиями тренда, а местоположение линии тренда будет определяться степенью гибридизации ($k_{\text{эд}}$). Если принять, что положение точек данной зависимости для ГСУ распределяется пропорционально степени ее гибридизации ($k_{\text{эд}}$), то с учетом уравнения (5) получим:

$$\bar{m}_{\text{т+акб}} = k_{\text{пд}} \bar{m}_{\text{т}} + k_{\text{эд}} \bar{m}_{\text{акб}} = (1 - k_{\text{эд}}) \bar{m}_{\text{т}} + k_{\text{эд}} \bar{m}_{\text{акб}} \quad (15)$$

Тогда из выражения (15) с учетом выражений (13) и (14) можно получить следующее уравнение:

$$\bar{m}_{\text{т+акб}} = (1 - k_{\text{эд}}) 0,0058 \times L_p^{0,44} + k_{\text{эд}} 0,0011 \times L_p \quad (16)$$

Выражение (16) позволяет определить в первом приближении суммарную относительную массу топлива и аккумуляторных батарей (соответственно, запаса химической и электрической энергии) на борту самолета в зависимости от коэффициента $k_{\text{эд}}$ и дальности полета L_p .

Следует отметить, что уравнение (16) получено из статистических зависимостей и может использоваться применительно к проектированию самолетов с ГСУ для достигнутого к настоящему времени уровня технологии изготовления АКБ и ПД.

Относительную массу конструкции самолета с ГСУ можно определить путем анализа и осреднения статистических данных легких самолетов с поршневыми и электрическими двигателями (см. таблицу 6).

Из статистических данных легких самолетов видно, что средние значения относительной массы конструкции составляют (см. рисунок 15):

$$\bar{m}_{\text{кэд}} = 0,44 \quad - \quad \text{для самолетов с электрическим двигателем } (k_{\text{эд}} = 1);$$

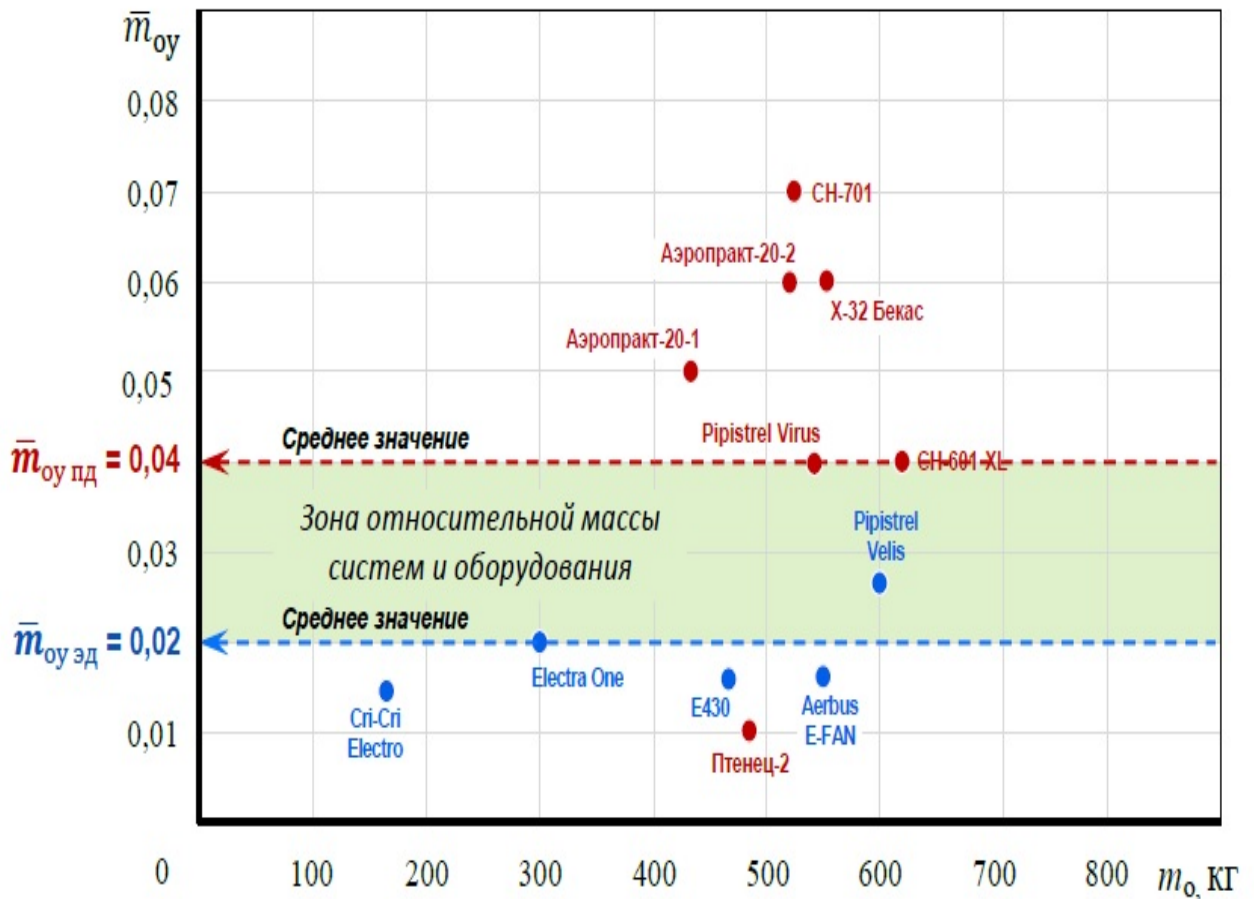


Рисунок 16. Статистические данные зависимости относительной массы систем (оборудования и управления) самолетов от взлетной массы самолета

Если принять, что зависимость относительной массы систем (оборудования и управления) \bar{m}_c от степени ее гибридации ($k_{эд}$) линейным, то с учетом средних значений статистических данных получим следующее уравнение прямой:

$$\bar{m}_c = 0,04 - 0,02 k_{эд} \quad (18)$$

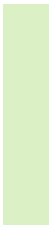
Предложенная методика позволяет в первом приближении оценить взлетную массу легкого самолета с учетом степени гибридации силовой установки.

В таблице 7 и на рисунках 17 и 18 представлены результаты исследования влияния степени гибридации силовой установки ($k_{эд}$) и расчетной дальности полета самолета (L_p) на его взлетную массу в первом приближении.

Таблица 7. Результаты расчета 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	-	-	-	-	-	-
900	497	672	1039	1404	-	-	-	-	-	-	-
1000	505	721	1250	1951	-	-	-	-	-	-	-

Примечание:

 – облик самолета формируется (ЛА существует)

 – облик самолета не формируется (ЛА не существует)

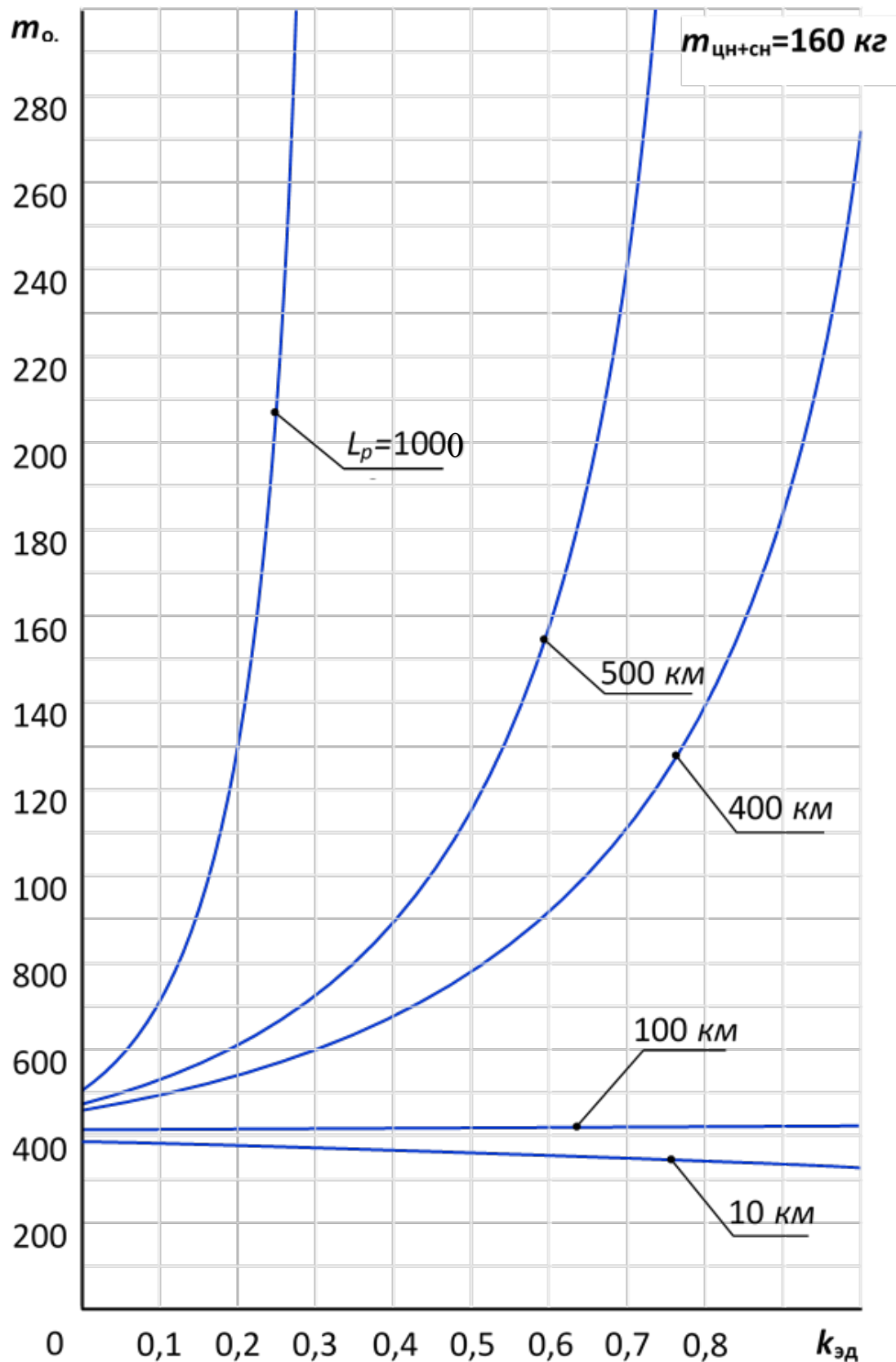


Рисунок 17. Зависимость взлетной массы первого приближения самолета с ГСУ от степени гибридации силовой установки и дальности полета оборудования и управления самолетов от взлетной массы самолета

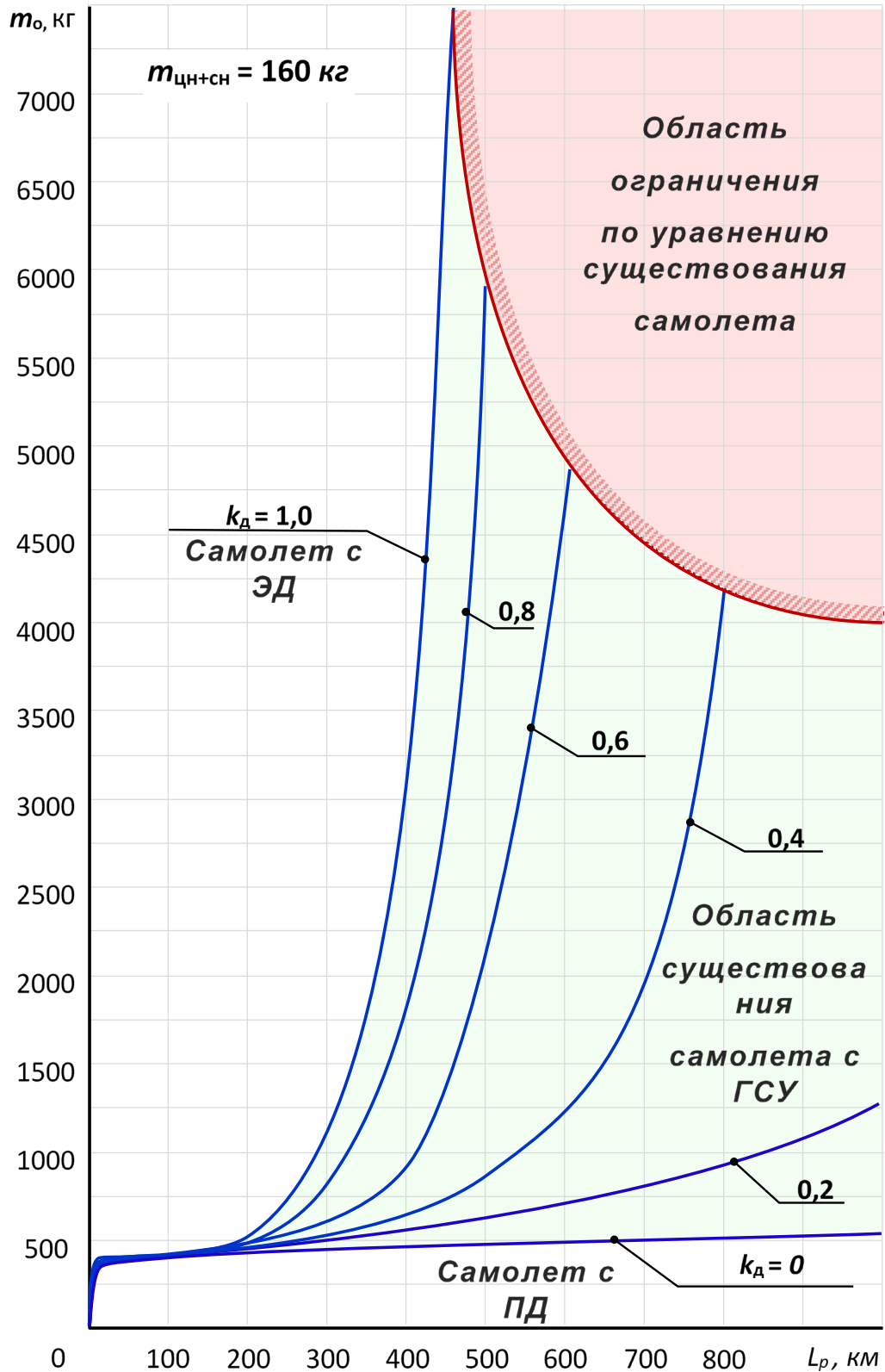


Рисунок 18. Зависимость взлетной массы первого приближения самолета с ГСУ от степени гибридизации силовой установки и дальности полета оборудования и управления самолетов от взлетной массы самолета

На следующем этапе расчёта необходимо определить массы составных частей в последующих приближениях. Для уточнения массы ГСУ необходимо разработать методику её расчёта, которая будет приведена в следующем разделе.

2.3. Методика расчёт массы ГСУ в последующих приближениях

Далее в последующих приближениях ведётся более точное формирование облика ГСУ.

Для уточнения массы ГСУ самолета во второй и последующих итерациях можно использовать уравнение баланса масс ее составных частей:

$$m_{\text{ГСУ}} = m_{\text{ГСУ} 1} + m_{\text{ГСУ} 2} + \dots + m_{\text{ГСУ} n_{\text{ГДВ}}} = \sum_{i=1}^{n_{\text{ГДВ}}} m_{\text{ГСУ} i} \quad (19)$$

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

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

Если считать, что на самолете будут установлены одинаковые гибридные двигатели, то формулу (19) можно записать в следующем виде:

$$m_{\text{ГСУ}} = n_{\text{ГДВ}} m_{\text{ГСУ} i} \quad (20)$$

где $m_{\text{ГСУ} i} = m_{\text{ГСУ} 1} = m_{\text{ГСУ} 2} = \dots = m_{\text{ГСУ} n_{\text{ГДВ}}} = \text{Const}$

В основу формулы для расчета массы i -ой ГСУ можно положить методику с поправкой учета степени гибридизации силовой установки:

$$m_{\text{ГСУ} i} = k_{\text{рам}} (n_{\text{ПД}} \cdot m_{\text{ПД}} + n_{\text{ЭД}} \cdot m_{\text{ЭД}}) + m_{\text{ред}} + m_{\text{ВВ}} \quad (21)$$

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

$k_{\text{рам}}$ - коэффициент учета рамы (узлов крепления, пилонов, мотогондол);

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

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

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

Физический смысл коэффициента $k_{\text{рам}}$ заключается в утяжелении массы конструкции ГСУ за счет ее рамы, которая обеспечивает крепление агрегатов ГСУ и самой ГСУ к конструкции самолёта ($m_{\text{рам}}$):

$$k_{\text{рам}} = 1 + m_{\text{рам}} / (n_{\text{пд}} \cdot m_{\text{пд}} + n_{\text{эд}} \cdot m_{\text{эд}}) \quad (22)$$

В соответствии с рекомендациями, предложенными в работах других авторов, значение коэффициента для поршневых и электрических двигателей изменяется в пределах $k_{\text{рам}} = 1,5 \dots 1,8$. Здесь меньшее значение соответствует ПД, а большее – ЭД. Если принять, что в этом диапазоне значение $k_{\text{су}}$ имеет линейную зависимость от степени гибридизации ($k_{\text{эд}}$), то можно записать следующую формулу:

$$k_{\text{рам}} = 0,3 \cdot k_{\text{эд}} + 1,5 \quad (23)$$

Следует отметить, что с экономической точки зрения для проектирования самолета с ГСУ в качестве поршневого двигателя целесообразно брать серийный двигатель, а электродвигатель разработать под потребную для него мощность. Тогда масса поршневого двигателя ($m_{\text{пд}}$) ГСУ будет определяться как масса выбранного серийного двигателя ($m_{\text{пд сер}}$), то есть $m_{\text{пд}} = m_{\text{пд сер}}$.

В случае, если для самолета проектируются новые двигатели, то их массы можно определить по следующим формулам:

$$m_{\text{пд}} = \gamma_{\text{пд}} \cdot N_{\text{пд}}; \quad m_{\text{эд}} = \gamma_{\text{эд}} \cdot N_{\text{эд}}, \quad (24)$$

где $\gamma_{\text{пд}}$, $\gamma_{\text{эд}}$ – соответственно, удельные массы поршневых и электрических двигателей, кг/Вт;

$N_{\text{пд}}$, $N_{\text{эд}}$ – соответственно, потребные мощности поршневых и электрических двигателей, Вт.

Значения удельных масс ПД и ЭД (с учетом массы контролера ЭД) можно брать из статистики, приведённой выше:

$$\gamma_{\text{пд}} = (0,0008 \dots 0,0010), \text{ кг/Вт};$$

$$\gamma_{\text{эд}} = (0,0002 \dots 0,0008), \text{ кг/Вт}.$$

Массу воздушного винта и редуктора можно определить по следующим формулам:

$$m_{\text{вв}} = k_{\text{в}} \cdot k_{\text{вт}} \cdot P_{\text{взл}}, \quad (25)$$

где k_B - коэффициент учета типа конструкции винта;

k_{BT} - коэффициент учета типа втулки воздушного винта;

$P_{взл}$ - потребная стартовая тяга двигателя на режиме взлета, Н.

$$k_B = \begin{cases} 7,0 \dots 8,0 & \rightarrow \text{для деревянных воздушных винтов;} \\ 6,0 \dots 7,0 & \rightarrow \text{для дюралевых воздушных винтов;} \\ 5,0 \dots 6,0 & \rightarrow \text{для композитных воздушных винтов.} \end{cases}$$

$$k_{BT} = \begin{cases} 1,0 & \rightarrow \text{для воздушных винтов фиксированного шага;} \\ 1,4 & \rightarrow \text{для воздушных винтов изменяемого шага.} \end{cases}$$

$$P_{взл} = \frac{N_{ГСУ\ взл} \eta_{ВВ}}{n_{ГДВ} V_{взл}} \quad \text{или} \quad P_{взл} \approx \frac{N_{ГСУ\ э}}{n_{ГДВ} 83500}, \quad (26)$$

где $N_{ГСУ\ взл}$ - мощность ГСУ на режиме взлета, Вт;

$\eta_{ВВ}$ - КПД воздушного винта ($\eta_{ВВ} = 0,6 \dots 0,8$);

$V_{взл}$ - скорость самолета на взлете, м/с;

$n_{ГДВ}$ - количество гибридных двигателей, установленных на самолете, шт.

Массу редуктора [111, 112] можно вычислить по следующей формуле:

$$m_p = k_{тех} \cdot k_{рес} \cdot \frac{N_{ДВ}}{n_{ВВ}} \cdot \left(1 + \frac{1}{i_p}\right), \quad (27)$$

где k_T - коэффициент учета технического совершенства редуктора ($k_T = 56 \dots 60$);

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

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

$n_{ВВ}$ - частота вращения воздушного винта, мин^{-1} ;

i_p - передаточное число редуктора.

$$k_{тех} = \begin{cases} 60 & \rightarrow \text{для современных редукторов;} \\ 56 & \rightarrow \text{для перспективных редукторов.} \end{cases}$$

Для сверхлегких самолетов частота вращения воздушного винта находится в следующем диапазоне:

$$n_{ВВ} = 2400 \dots 3200, \text{ об/мин.}$$

$$i_{ред} = \begin{cases} 2 \dots 3 & \rightarrow \text{для ПД;} \\ 1 \dots 2 & \rightarrow \text{для ЭД.} \end{cases}$$

В зависимости от назначения самолета потребная мощность ГСУ определяется традиционным методом на основе расчета его энерговооруженности (ε) из условия обеспечения различных режимов полета:

$$\varepsilon = \max\{\varepsilon_j, \varepsilon_{j+1}, \dots, \varepsilon_m\} \quad (28)$$

где ε_j - энерговооруженность самолета, необходимая для обеспечения j -го режима полета.

m - количество рассматриваемых режимов полета.

Особенности расчета потребной энерговооруженности самолета для соответствующих режимов полета приведены в работах других авторов []. Ввиду их громоздкости, они здесь не приводятся.

Далее зная стартовую энерговооруженность самолета (ε) и взлетную массу самолета ($i-1$)-ой итерации ($m_{o\ i-1}$) можно вычислить потребную мощность ГСУ:

$$N_{\text{ГСУ}} = \varepsilon \cdot m_{o\ i-1} \quad (29)$$

Из уравнения баланса мощностей ГСУ можно записать:

$$N_{\text{ГСУ}} = N_{\text{ЭД}} + N_{\text{ПД}} \quad (30)$$

Разделив левые и правые части данного уравнения на $N_{\text{ГСУ}}$ получим уравнение баланса мощностей в относительном виде:

$$1 = k_{\text{ЭД}} + k_{\text{ПД}}, \quad (31)$$

где $k_{\text{ЭД}}$ - доля мощности ГСУ, приходящаяся на электродвигатель;

$k_{\text{ПД}}$ - доля мощности ГСУ, приходящаяся на поршневой двигатель.

Тогда коэффициент гибридизации через мощности разнотипных двигателей определяются следующим выражением:

$$k_{\text{ЭД}} = \frac{N_{\text{ЭД}}}{N_{\text{ГСУ}}} = \frac{N_{\text{ГСУ}} - N_{\text{ПД}}}{N_{\text{ГСУ}}} = 1 - \frac{N_{\text{ПД}}}{N_{\text{ГСУ}}} = 1 - k_{\text{ПД}} \quad (32)$$

Данный коэффициент определяет тип силовой установки самолета:

$$k_{\text{ЭД}} = \begin{cases} 0 & \text{при } N_{\text{ЭД}} = 0 & \rightarrow \text{самолет с ПД} \\ 0 \dots 1 & \text{при } 0 < N_{\text{ЭД}} < N_{\text{ГСУ}} & \rightarrow \text{самолет с ГСУ} \\ 1 & \text{при } N_{\text{ЭД}} = N_{\text{ГСУ}} & \rightarrow \text{самолет с ЭД} \end{cases} \quad (33)$$

Определив потребную мощность ГСУ ($N_{\text{ГСУ}}$) и задавшись степенью гибридизации силовой установки ($k_{\text{ЭД}}$), можно вычислить потребные мощности двигателей по следующим формулам:

$$N_{\text{ЭД}} = k_{\text{ЭД}} \cdot \frac{N_{\text{ГСУ}}}{n_{\text{ГЭД}}}; \quad N_{\text{ПД}} = (1 - k_{\text{ЭД}}) \cdot \frac{N_{\text{ГСУ}}}{n_{\text{ГПД}}} \quad (34)$$

Таким образом, по предложенной методике можно аналитически вычислить массу гибридной силовой установки легкого самолета.

2.5. 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 ($r_{ПД}, r_{ЭД}$), 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 АКБ и топлива можно определить по следующей формуле:

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

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

$$m_{Т} = \sum_{i=1}^{N_{Э}} m_{Тi} \quad m_{Тi} = c_{ei} (1 - k_{ЭД}) N_{ГСУi} T_i$$

$$m_{АБ} = \sum_{i=1}^{N_{Э}} m_{АБi} \quad m_{АБi} = k_{ЭД} N_{ГСУi} T_i / \bar{E}_{АБ}$$

где c_{ei} - удельный расход топлива ПД на i -том этапе полёта;

\bar{E}_{AB} - удельная ёмкость АКБ;

T_i - Время работы на i -ом этапе полёта;

Выбор коэффициентов $r_{ПДi}$ и $r_{ЭДi}$ должен производиться с учётом условия обеспечения режима полёта на i -том этапе по энерговооружённости:

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

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

$$\bar{N}_{ГСУ} = \bar{N}_{ЭД} + \bar{N}_{ПД}$$

$$\bar{N}_{ГСУ} = r_{ЭДi} \bar{N}_{ЭД} + r_{ПДi} \bar{N}_{ПД}$$

$$\bar{N}_{ГСУ} = r_{ЭДi} k_{ЭДi} \bar{N}_{ГСУ} + k_{ПДi} r_{ПДi} \bar{N}_{ПД} (1 - k_{ЭД}) \bar{N}_{ГСУ}$$

$$\bar{N}_{ГСУ} = \bar{N}_{ГСУ} (r_{ЭДi} k_{ЭД} + r_{ПДi} (1 - k_{ЭД}))$$

$$1 = r_{ЭД} k_{ЭД} + r_{ПД} (1 - k_{ЭД})$$

При этом должно выполняться условие обеспечения режима полёта самолета по энерговооружённости:

$$\bar{N}_{ГСУi}^P = r_{ЭДi} \bar{N}_{ЭД} + r_{ПДi} \bar{N}_{ПД} \geq \bar{N}_{ГСУi}^П,$$

где $\bar{N}_{ГСУi}^P$ - располагаемая энерговооружённость ГСУ на i -том этапе полёта;

$\bar{N}_{ГСУi}^П$ - потребная энерговооружённость ГСУ для обеспечения i -го этапа полёта.

2.6. Особенности синхронизации поршневых и электрических двигателей

При работе ПД и ЭД в составе ГСУ требуется синхронизация их работы.

Синхронизация двигателей – это процесс координации работы нескольких двигателей для достижения согласованной и синхронной работы, что позволяет улучшить точность и эффективность работы гибридных систем.

В комплексе ГСУ представляет из себя винтомоторную группу, в которую входят двигатели и движители. Движителем является ВВ, который создаёт тягу для движения по земле и полёта. Характеристики ВВ зависят от входных параметров двигателя (двигателей в составе ГСУ)- обороты, крутящий момент, скорость движения (полёта) ЛА. Для этого выходные параметры ГСУ необходимо согласовать с характеристиками ВВ посредством трансмиссии и редуктора.

Существует несколько способов синхронизации (согласования) работы ГСУ. Основными можно выделить механическую синхронизацию и электрическую синхронизацию. Механическая может осуществляться при помощи дифференциального механизма. Основной недостаток этого варианта для лёгких ЛА - утяжеление и усложнение конструкции двигателя. Электрическая синхронизация позволяет при помощи управления электрическим током подстраивать работу ЭД под текущие параметры ПД и режим полёта ЛА. Этот тип синхронизации позволяет уменьшить массу конструкции ГСУ по сравнению с механической, но требует сложного алгоритма управления и не всегда оптимален на разных режимах работы ГСУ.

Характеристики изолированного ПД приведены для Rotax 503, который является аналогом ПД РМЗ-500 (см. рисунок 19). Характеристики по оборотам приведены с учетом редукции, принятой в разрабатываемой ГСУ, которая равна 1,98. В рассматриваемой конструкции ПД применяется ремённый редуктор, понижающий обороты для увеличения КПД ВВ. Ремённый редуктор, позволяет сгладить колебания вала ПД при передаче вращения на ВВ.

Максимальный крутящий момент достигается при оборотах ПД равных 3000 об/мин (5940 об/мин без редукции). Максимальная мощность достигается при 3232 об/мин (6400 об/мин без редукции).

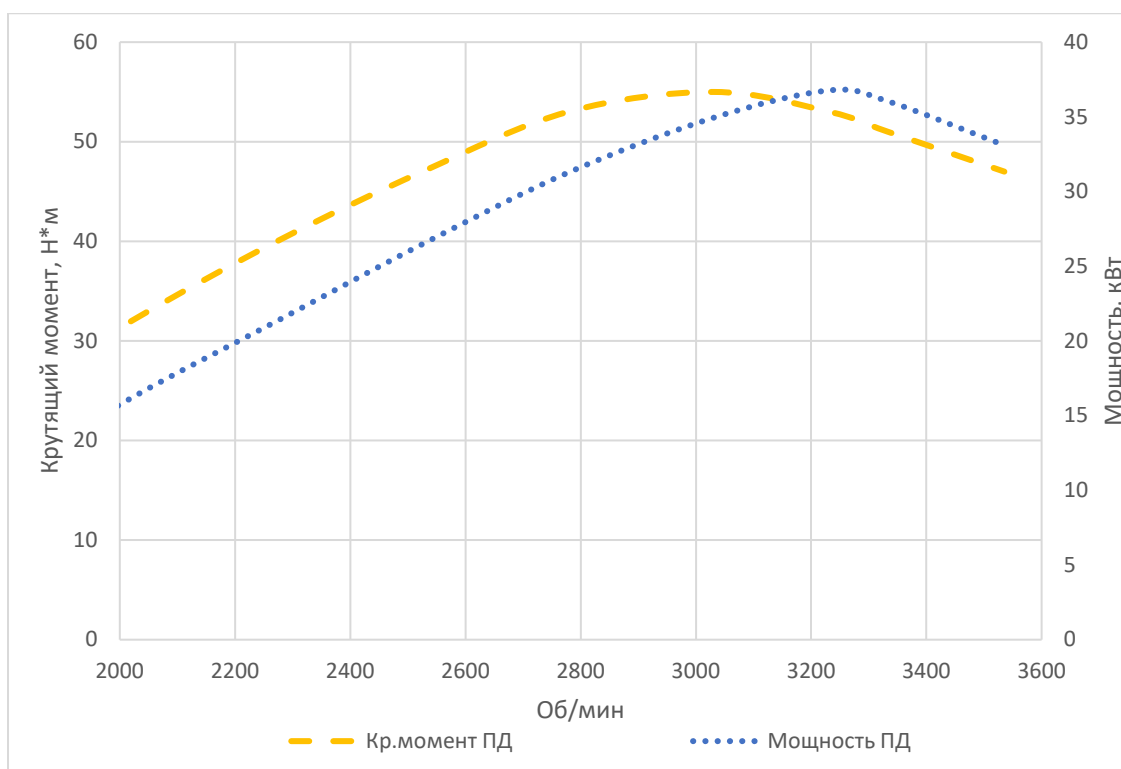


Рисунок 19. Зависимость момента и мощности от оборотов для ПД Rotax 503 (PM3-500).

При наложении характеристик ВВ (потребную мощность и крутящий момент для его вращения) на характеристики ПД можно найти точку предельных оборотов (из условия равенства крутящего момента или мощности), силовой установки ПД-ВВ (см. рисунок 20).

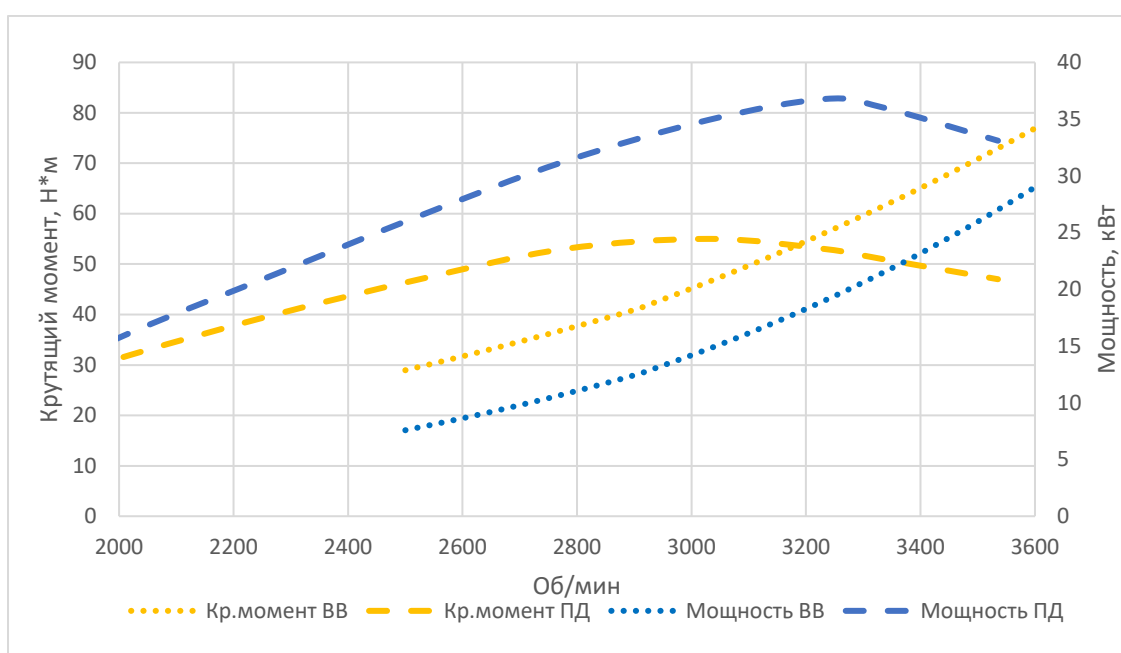


Рисунок 20. Наложение характеристик ПД Rotax 503 (PM3-500) и ВВ.

Точки пересечения кривых крутящего момента ПД и потребного крутящего момента ВВ определяет предельные обороты СУ ПД-ВВ по условию крутящего момента и равны ~ 3200 об/мин.

Точки пересечения кривых мощности ПД и потребной мощности для ВВ определяют предельные обороты по условию мощности и равны ~ 3650 об/мин.

Таким образом, несмотря на высокую мощность ПД предельные обороты СУ ПД-ВВ будут равны 3200 об/мин, так как крутящего момента ПД не хватает для раскручивания ВВ.

На рисунке 21 приведены характеристики ЭД, используемого в составе ГСУ [10]. Зависимость крутящего момента электродвигателя от оборотов имеет обратную зависимость чем у ПД. На малых оборотах момент больше, и с увеличением оборотов он снижается.

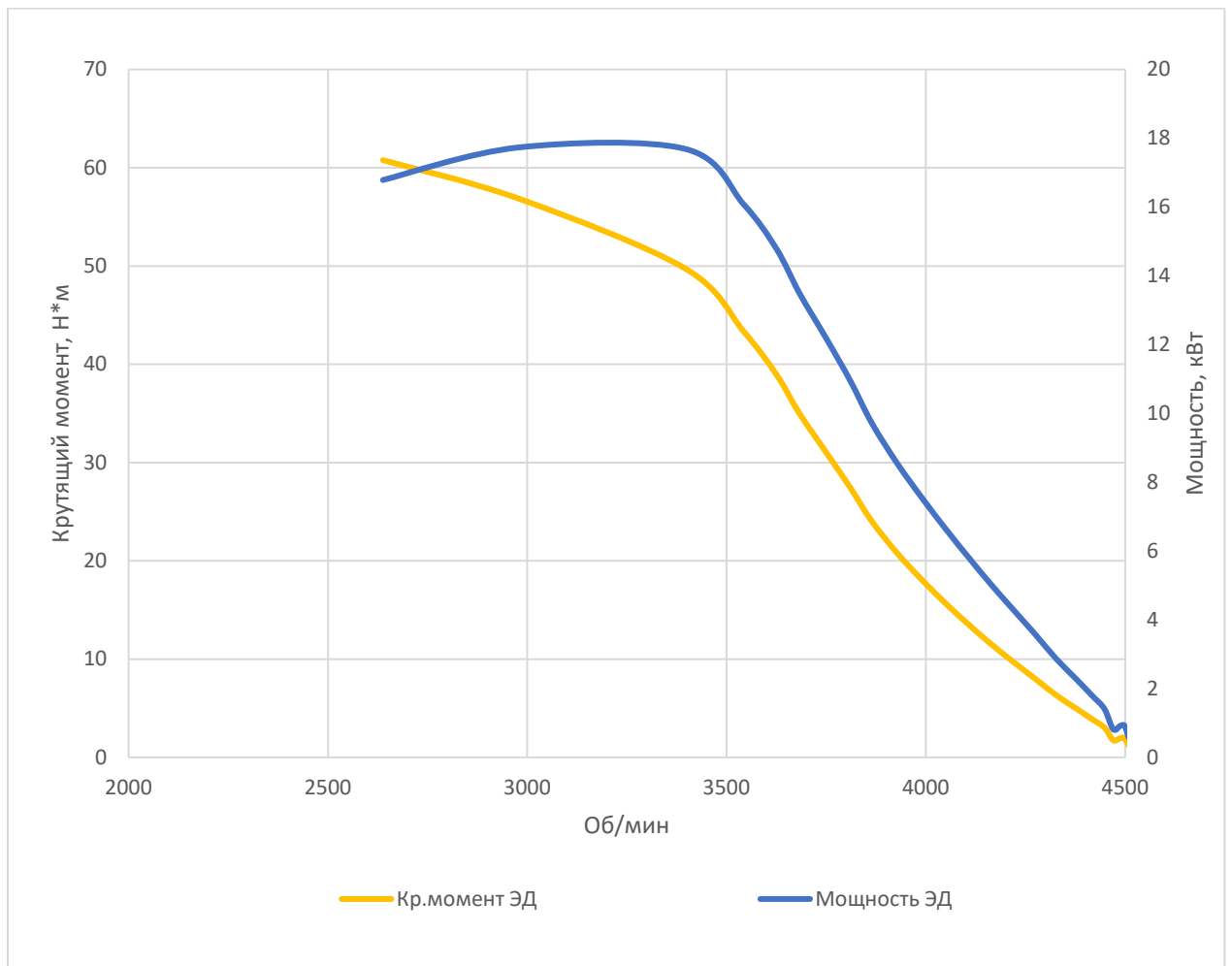


Рисунок 21. Характеристики ЭД

При наложении характеристик ВВ (потребную мощность и крутящий момент для его вращения) на характеристики ЭД, можно найти точку предельных оборотов, развиваемой ЭД и ВВ совместно (см. рисунок 22).

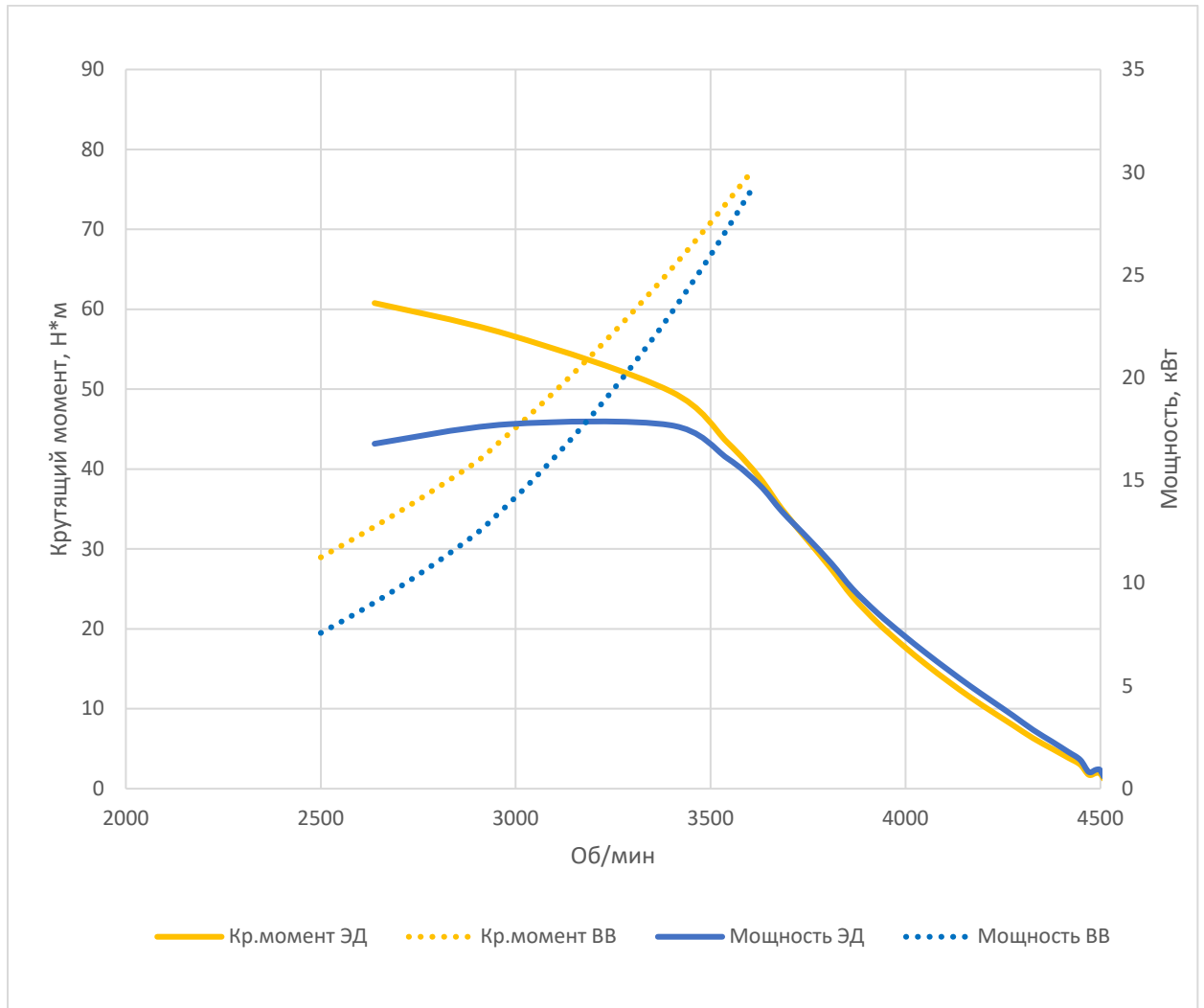


Рисунок 22. Наложение характеристик ЭД и ВВ

Точки пересечения кривых крутящего момента ЭД и требуемого крутящего момента ВВ определяют предельные обороты СУ ВВ-ЭД по условию крутящего момента и равны ~3200 об/мин.

Точки пересечения кривых мощности ЭД и требуемой мощности для воздушного ВВ определяют предельные обороты по условию мощности и равны ~3200 об/мин.

Таким образом, данный ЭД и ВВ сбалансированы по крутящему моменту и мощности.

На рисунке 23 приведены характеристики ПД и ЭД. В диапазоне рабочих оборотов 3100-3300 об/мин (обороты для ПД с учетом редукции 2) крутящий момент равен, а мощность ПД больше в 2,3 раза.

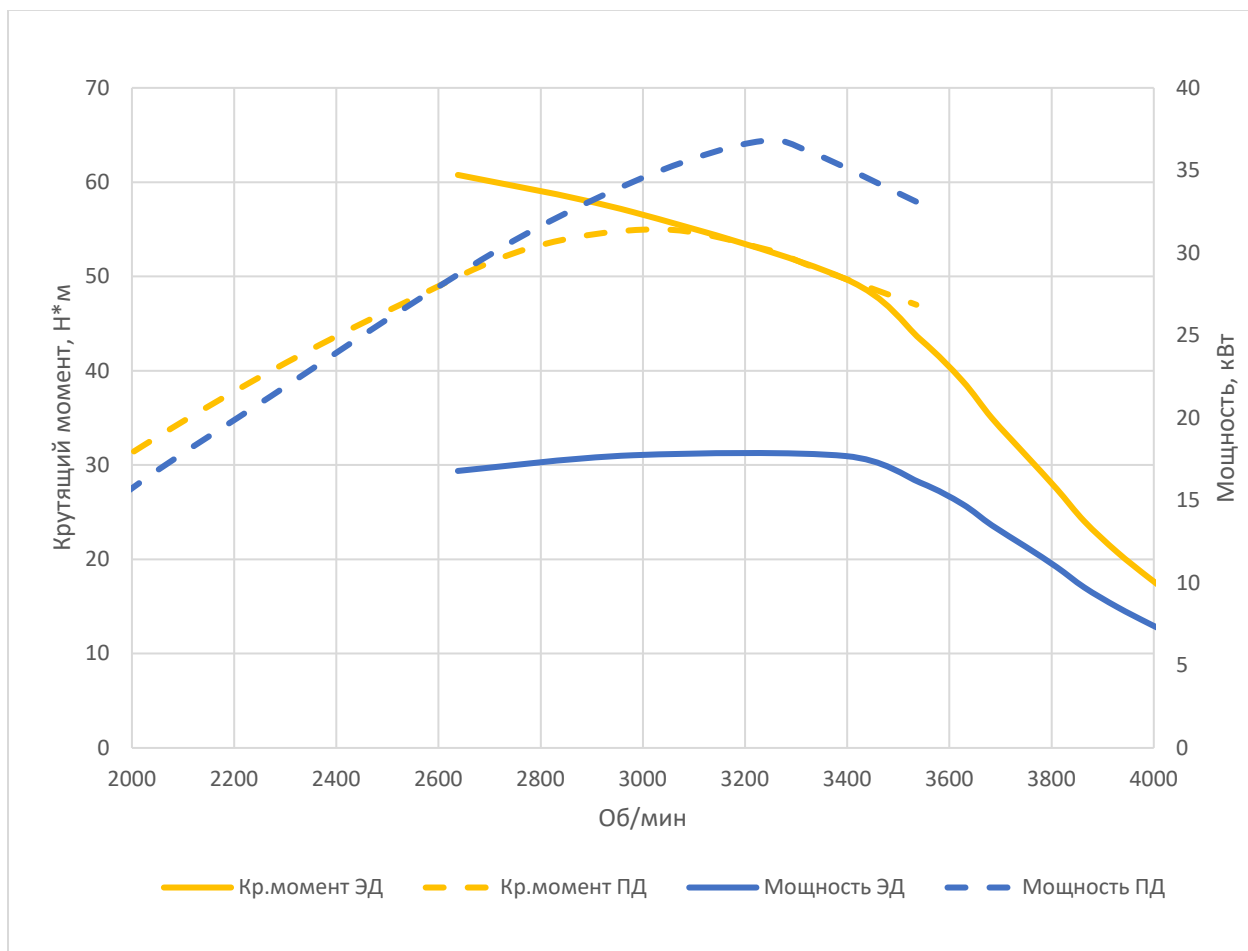


Рисунок 23. Сравнение характеристик ЭД (экспериментальный) и ПД Rotax 503 (PM3-500)

Конструктивно ГСУ параллельной схемы выполнена таким образом, что крутящие моменты теоретически должны суммироваться. Тогда, заложив потери на редукторе и синхронизации около 5% (значение потерь мощности получено из экспериментальных исследований), получатся характеристики ГСУ, приведенные на рисунке 24. График получен из теоретических и экспериментальных исследований. Сравнение проводилось с учётом данных из руководства по эксплуатации ПД фирмы ROTAX.

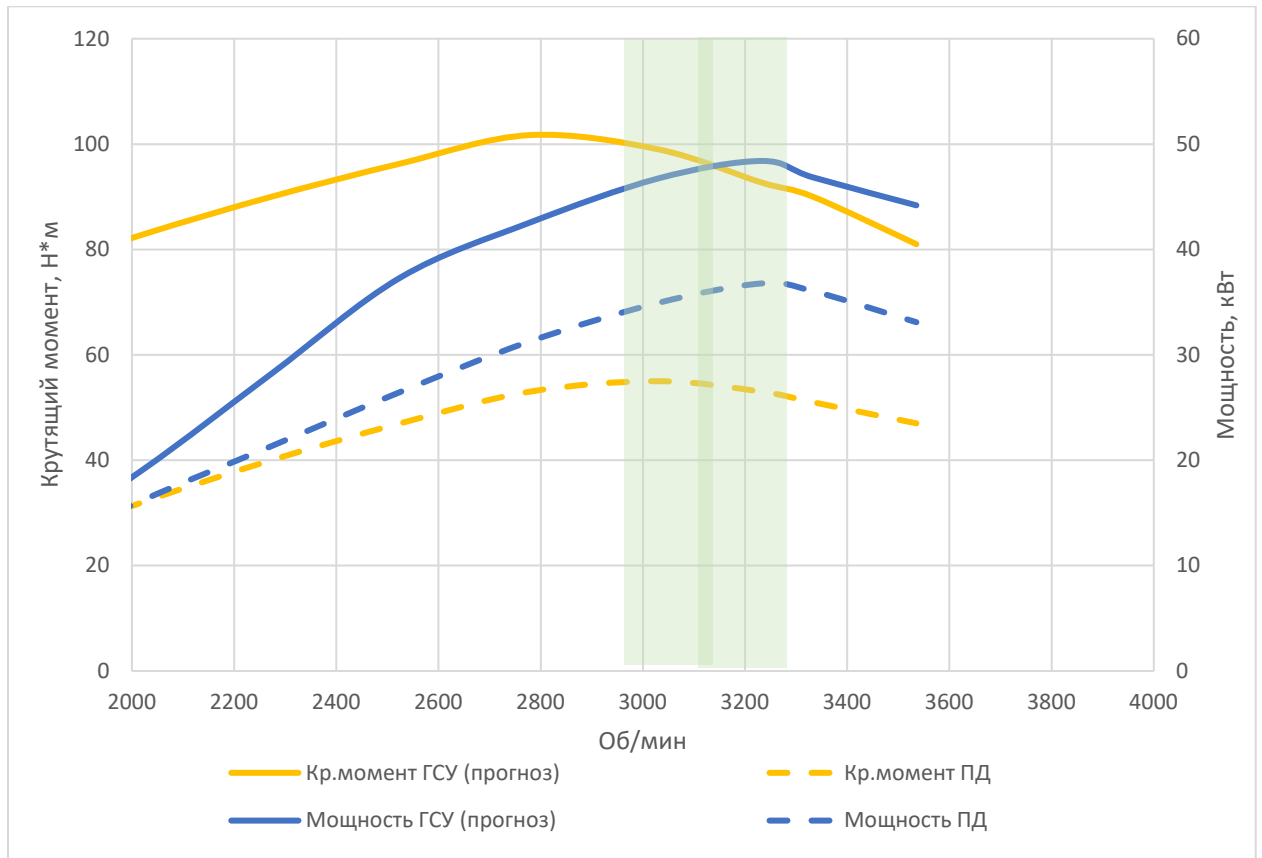


Рисунок 24. Оценочные характеристики ГСУ

2.7. Способы механической синхронизации работы двух двигателей.

Есть несколько известных способов механической синхронизации, подходящих для ГСУ. Один из методов дифференциальная передача, применяемая в автомобилях и других подобных устройствах.

Основные уравнения, по которым работает дифференциал.

Распределение крутящего момента:

$$M = M_1 + M_2$$

В этом уравнении M - крутящий момент на корпусе дифференциала, M_1 и M_2 - на шестернях. Для симметричного дифференциала $M_1 = M_2$.

Распределение скорости вращения:

$$\omega = (\omega_1 + \omega_2) / 2$$

В этом уравнении ω - скорость вращения корпуса дифференциала, ω_1 и ω_2 - шестерней. Т.е. скорость корпуса дифференциала равна половине суммы скоростей вращения двух шестерён [145].

Также возможна схема, использующая планетарную передачу служащей устройством распределения мощности. Схема такой передачи показана на рисунке 25 [113].

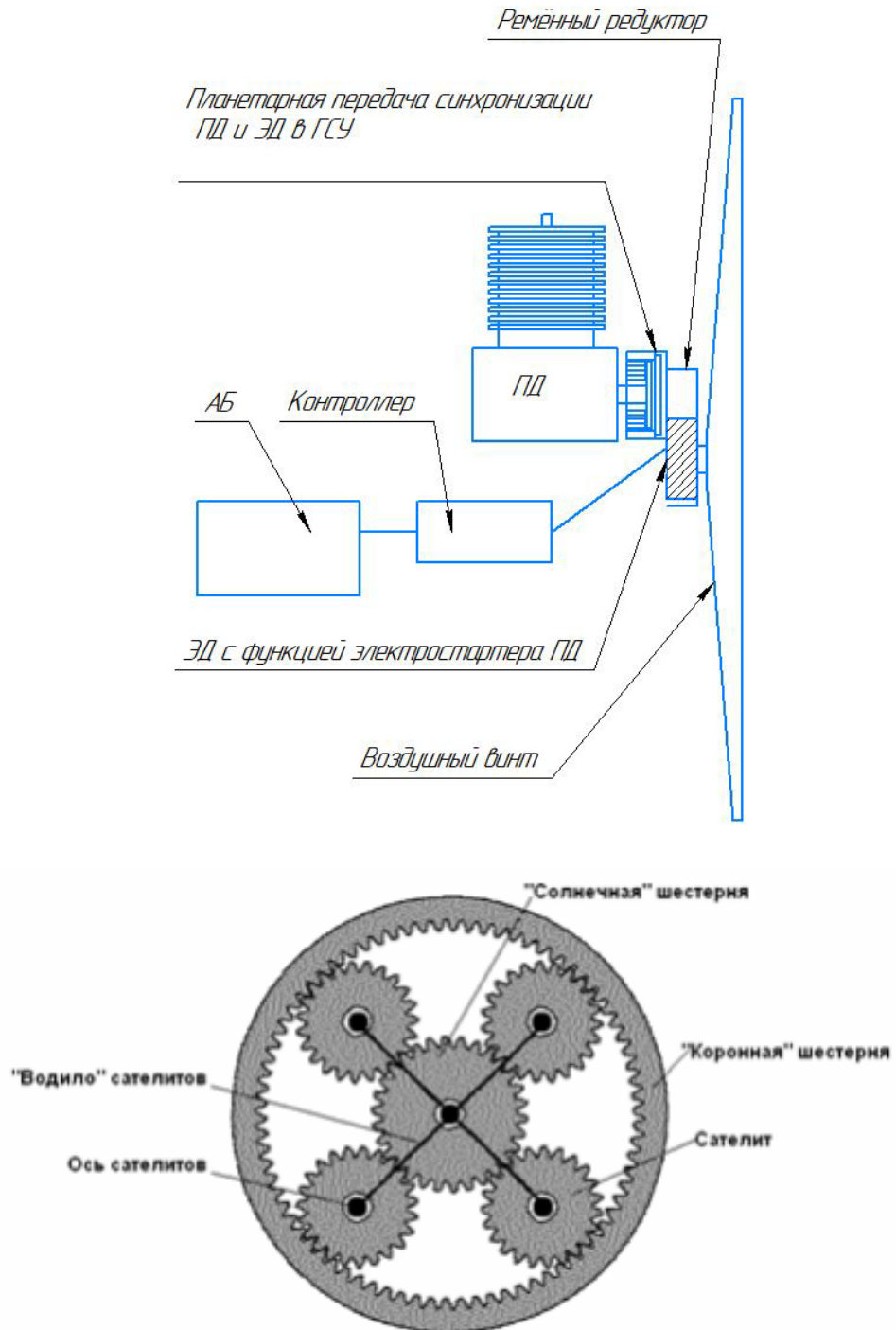


Рисунок 25. Схема конструкции планетарной передачи в ГСУ

Рассмотрим, как пример одну из шестерен сателлитов (см. рисунок 26), которые водило сателлитов, связанное с валом ПД, вращает вокруг оси планетарного механизма. Другие четыре сателлита будут вести себя таким же образом, причем каждый будет передавать четверть нагрузки. Крутящий момент от ПД создает силу на валу сателлита, показанную жирной стрелкой на рисунке. Эта сила передается зубьями, которые зацеплены с солнечной шестерней с одной стороны и коронной шестерней с другой. Сила на зубьях коронной шестерни показана тонкой длинной стрелкой, а сила на зубьях солнечной шестерни – короткой тонкой стрелкой. Эти зубья находятся на одинаковом расстоянии от оси сателлита, так как они входят в зацепление с зубьями на окружности сателлита. Поэтому сила будет распределена одинаково.

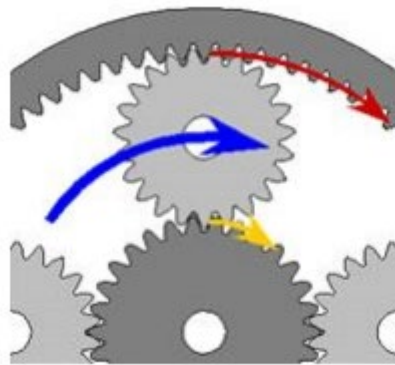


Рисунок 26. Распределение сил в планетарной передаче

Для этого необходимо ввести некоторый масштаб (линейные единицы), чтобы можно было оперировать размерами шестерен, фактически не зная, каковы они есть на самом деле. Так как солнечная шестерня устройства распределения мощности ГСУ имеет 30 зубьев, примем, что ее радиус равен 30 условным линейным единицам. Коронная шестерня имеет 78 зубьев, а так как каждый зуб имеет один и тот же размер по делительным окружностям на всех сцепленных шестернях, то радиус коронной шестерни с внутренней стороны равен 78 условным единицам. Вал сателлита должен быть расположен посередине между зубьями солнечной и коронной шестерен, т.е. на расстоянии $(30 + 78) / 2 = 54$ условным единицам от общей оси. Так как крутящий момент – это произведение величины силы на расстояние от центра вращения до точки приложения силы, то

$$M_p = F_p \cdot 54,$$

где M_p – крутящий момент на водиле сателлитов; F_p – сила, приложенная к валу сателлита. В том случае, если известен крутящий момент на водиле сателлитов, можно найти силу, приложенную к оси сателлита:

$$F_p = M_p / 54.$$

Рассуждения на основе рисунка 23 показали, что сила, приложенная к валу сателлитов, распределяется на внутреннюю часть коронной шестерни и на внешнюю часть солнечной шестерни равными долями

$$F_r = M_p / 108 \text{ и } F_s = M_p / 108,$$

где F_r – сила на зубьях коронной шестерни; F_s – сила на зубьях солнечной шестерни. Чтобы получить крутящий момент коронной и солнечной шестерен, необходимо умножить действующие силы на расстояние зубьев от оси вращения

$$M_r = M_p \cdot 78 / 108 \text{ и } M_s = M_p \cdot 30 / 108,$$

где M_r – крутящий момент на коронной шестерне; M_s – крутящий момент на солнечной шестерне. Выполнив деление и сделав округление с точностью до 0,01, получаем

$$M_r = M_p \cdot 0,72 \text{ и } M_s = M_p \cdot 0,28$$

Для упрощения конструкции редуктора в случае, рассматриваемой в диссертационной работе для ГСУ, используется ремённая передача [114], которая за счёт проскальзывания позволяет сгладить неравномерность в работе двух двигателей.

В расчётах задаются механические потери редуктора. КПД клиноременной передачи варьируется от 95% до 98%. При расчёте механических потерь редуктора (в случае применения ремённой передачи) нужно учитывать установку двух основных типов ремённых редукторов, применяемых для лёгких ЛА-клиноременной и зубоременной [115-118]. Мощность, передаваемая зубчатым ремнем, достигает 100 кВт, скорость ремня до 60 м/с, КПД передачи 0,94...0,98.

КПД клиноременной передачи варьируется от 0,95... 0,98. Но стоит отметить, что потери на проскальзывание ремней по шкивам у ГСУ с двумя двигателями ПД и ЭД увеличит потери и уменьшит КПД передачи. Потери проскальзывания в рассматриваемой работе ГСУ определяются в экспериментальном исследовании.

В рассматриваемой в Главе 3 экспериментальной ГСУ используется редуктор с клиноременной передачей в связи с его простотой в сборке и изготовлении. В этой установке конструкция сделана таким образом, что работа ГСУ будет оптимальной на одном взлётном режиме. На этом режиме характеристики ПД и ЭД подобраны более оптимально. Также характеристики ПД и ЭД подобраны в соответствии более оптимальной связи с редуктором и ВВ. В этом случае работа ГСУ получается оптимальной только в одном режиме.

2.8. Электрические потери

ЭД состоит из p полюсов ротора, n -частота вращения ротора об/мин, m -масса стали в статоре (шихтованных пластин) кг. Записываем формулу магнитных потерь ярма $m_{я}$ (ярмо – часть магнитопровода, на которой отсутствуют элементы обмотки) и зубцов $m_{з}$ [119]:

$$P_{з} = P1.400 * m_{з} \left(\frac{B_{з}}{1} \right)^2 * \left(\frac{f}{400} \right)^{1,5} * K_{тех}$$

$$P_{я} = P1.400 * m_{я} \left(\frac{B_{я}}{1} \right)^2 * \left(\frac{f}{400} \right)^{1,5} * K_{тех}$$

f - электрическая частота питающего напряжения (частота изменения магнитного поля в магнитопроводе якоря).

$$f = \frac{p*n}{60} \quad (\text{Гц})$$

электрические потери в обмотке якоря, вычисляемые по закону Джоуля-Ленца:

$$P_{оя} = m * I_p^2 * R_p$$

В результате при сложении потерь в обмотке якоря, ярме и зубцах статора ЭД получаем общие магнитные потери:

$$P_{\text{общ}} = P_z + P_{\text{я}} + P_{\text{оя}} \text{ (Вт)}$$

2.9. Сверхлёгкий самолёт

Пример компоновки и характеристик сверхлёгкого самолёта-демонстратора, рассматриваемого в работе, представлен на рисунке 27. Это подкосный высокоплан с тандемным расположением пилотов и толкающим воздушным винтом. Характеристики самолёта представлены в таблице 8.

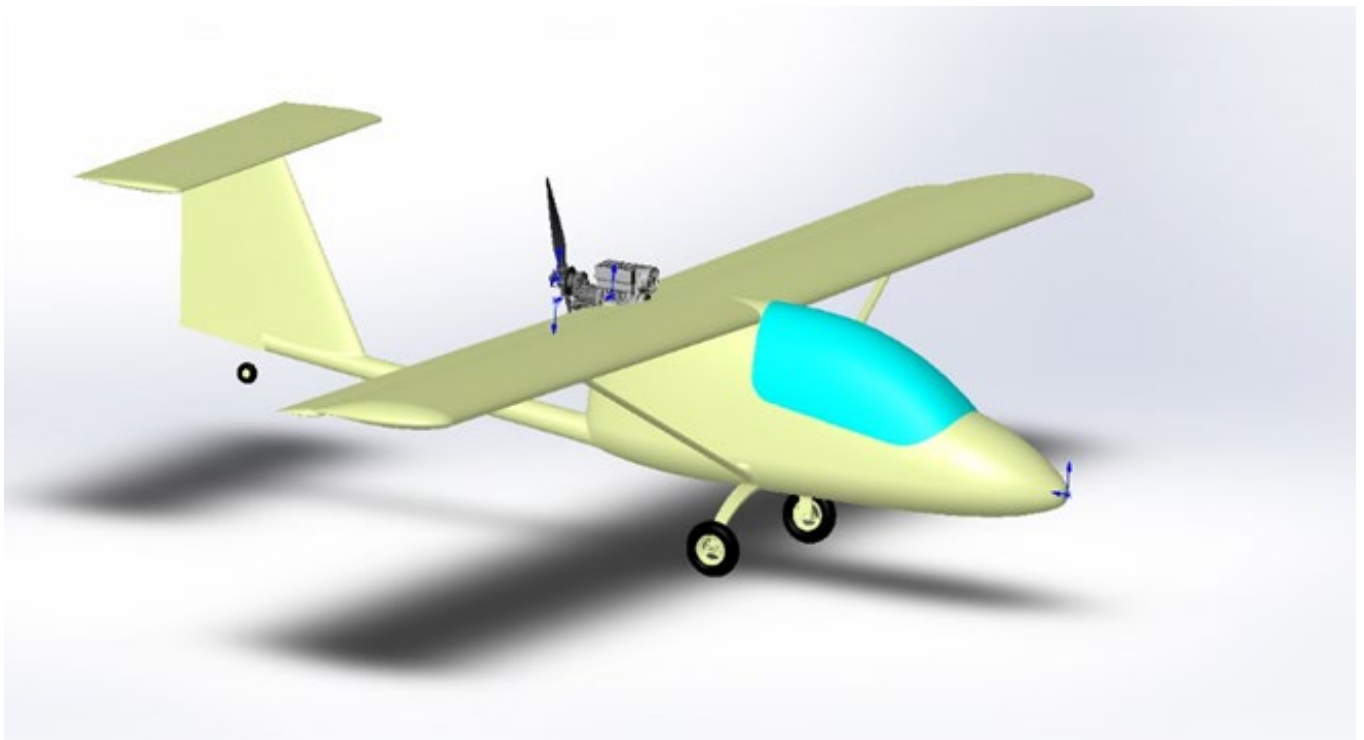


Рисунок 27. 3D модель компоновки самолёта-демонстратора с ГСУ, рассматриваемого в диссертационной работе

Таблица 8. ЛТХ сверхлёгкого самолёта-демонстратора 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

2.10. Параметры ГСУ

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

Таблица 9. Полученные в результате расчётов 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 гибридизации	0,35
Работа в режиме ГСУ на взлёте, мин	5

Рассмотрим, как от степени гибридизации будут изменяться масса силовой установки.

Масса двухцилиндрового РМЗ-500 38,1кг, мощностью 36,8кВт и его одноцилиндрового аналога РМЗ-250 20,6 кг, мощность 16,2 кВт. Разность их мощностей составляет примерно 50%. При сохранении теоретической мощности

ГСУ и с изменением в коэффициенте гибридизации в сторону увеличения составляющей мощности ЭД получим степень гибридизации $k_{эд} = 0,7$.

При этом масса ГСУ при сохранении мощности изменится при пересчёте из удельной массы ПД и ЭД (массы редуктора, контроллера, электропроводки, воздушного винта оставляем без изменения 15,7кг) будет равна 52,1кг. При увеличении степени гибридизации масса ГСУ станет меньше на 8кг. Это возможно в связи с тем, что удельная масса ЭД 0,5кг/кВт, а удельная масса ПД РМЗ-250 1,3 кг/кВт(удельная масса РМЗ-500 1,0кг/кВт). Удельная масса ГСУ при $k_{эд} = 0,35$ по теоретическим расчётам 1,3кг/кВт, а при $k_{эд} = 0,7$ составит 1,1кг/кВт.

2.11. Выводы по главе

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 450 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. 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. Очевидно, по стоимости эксплуатации, самым

дорогим будет самолет с гибридной силовой установкой, требующий экономических затрат для эксплуатации двух разнотипных двигателей.

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.

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 ЛТХ лёгкого самолёта с ГСУ и параметры ГСУ, рассматриваемые при выполнении расчётов.

3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ

Для проведения экспериментальной части исследования был спроектирована и изготовлена ЭСУ и стенд для проведения её испытаний. После стендовых испытаний ЭСУ была установлена на лёгкий самолёт и были проведены лётные испытания. Получен ценный опыт эксплуатации ЭСУ.

3.1. Сверхлёгкий электросамолёт и ЭВМГ.

В рамках работы по проекту электрического сверхлёгкого самолета был создан стенд №1 для испытания электрической винтомоторной группы (ЭВМГ). Параметры ЭВМГ были определены из расчётов энерговооружённости одноместного электросамолета. В качестве основного требования к самолёту было принято вхождение в класс лёгких летательных аппаратов с массой пустого не более 115 кг (без массы пилота, топлива, спасательной системы). Это позволило упростить требования регистрации и условий полётов. Самолёт спроектирован по традиционной аэродинамической схеме и имеет простую конструкцию, в которой применяется стеклопластик, алюминиевые трубы, ткань и узлы из стали. Конструкция разборная для упрощения хранения и транспортировки. На рисунке 28 показана компоновка самолёта с ЭД и его ЛТХ.

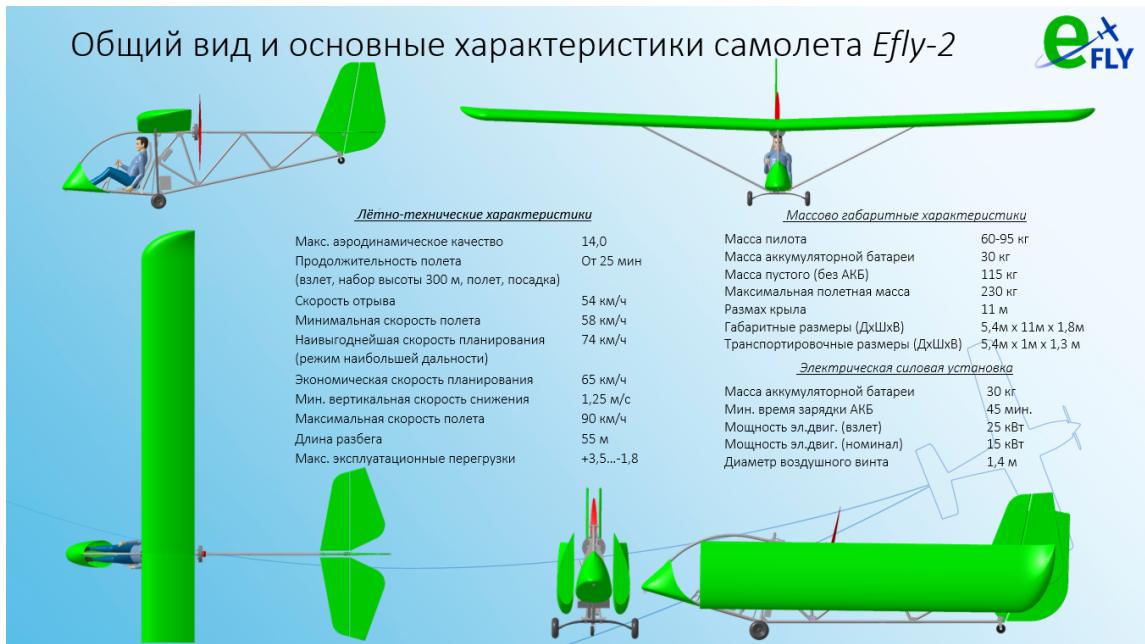


Рисунок 28. Общий вид и основные характеристики экспериментального самолёта с ЭВМГ

Расчётами была определена необходимая мощность электродвигателя и тяга воздушного винта. Мощность электродвигателя находится в диапазоне 12-15 кВт, что соответствует тяге воздушного винта в статическом режиме 65кгс. Расчетные мощность и тяга ЭВМГ в зависимости от скорости и оборотов воздушного винта приведена на рисунке 29.

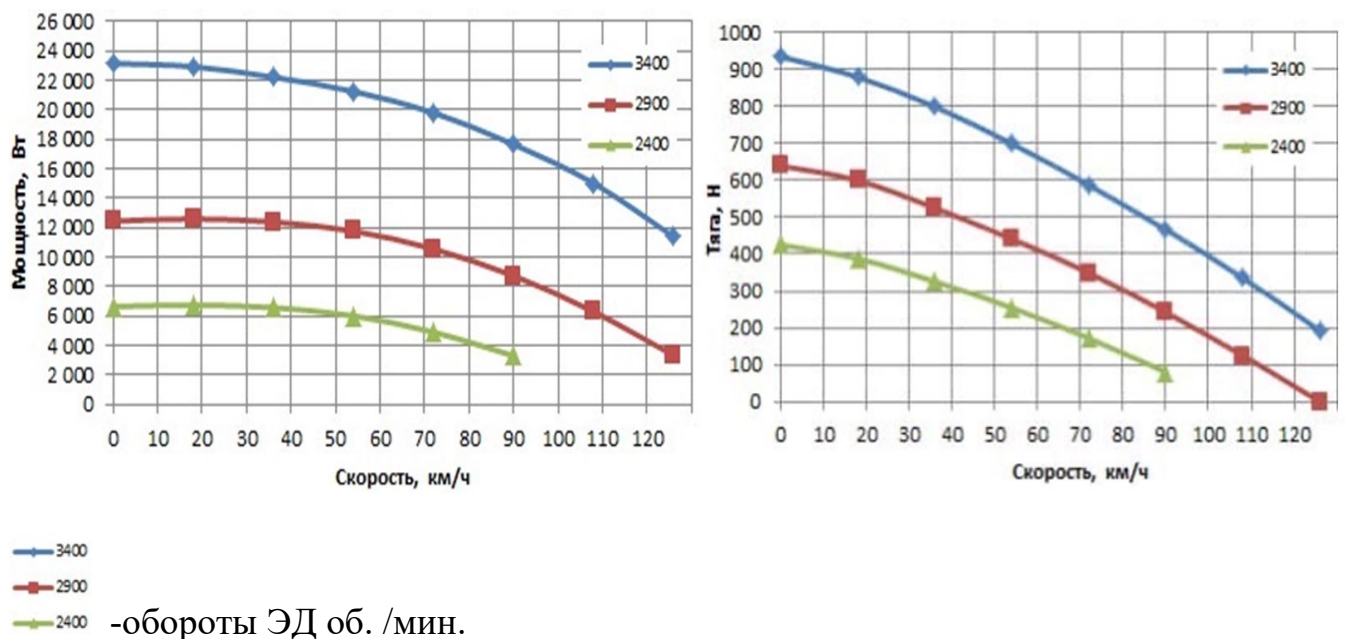


Рисунок 29. Расчетные характеристики ЭВМГ

Для ЭВМГ был разработан деревянный ВВ, представленный на рисунок 30.



Рисунок 30. Компоновка ЭВМГ на электросамолёте

Основными элементами ЭВМГ являются: электродвигатель, воздушный винт, контроллер, аккумуляторная батарея, приборный блок. Приборный блок ЭВМГ позволяет измерять обороты воздушного винта, потребляемый ток и напряжение, температуру (двигателя, контроллера и аккумуляторной батареи). На рисунке 31 показана схема контроля параметров работы ЭВМГ.

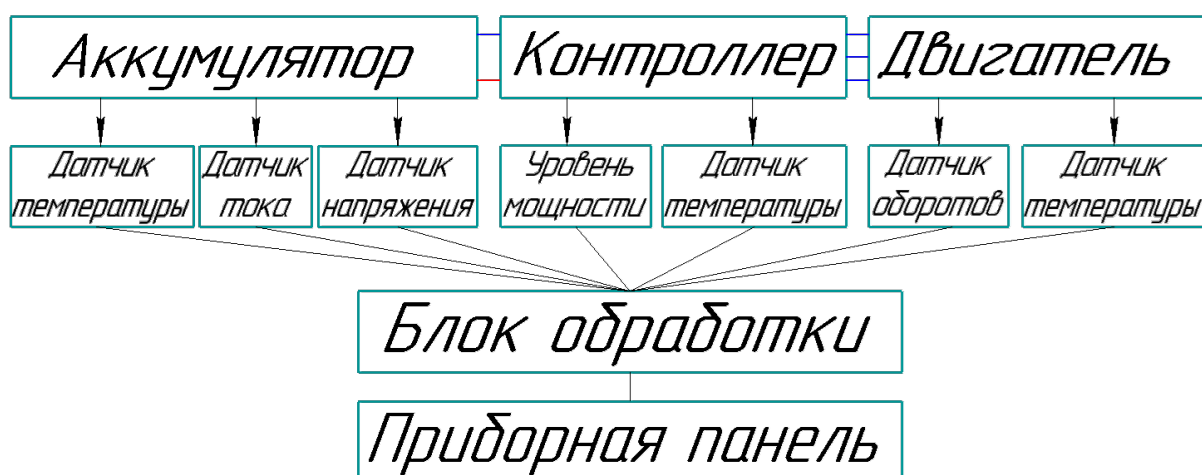


Рисунок 31. Схема контроля параметров работы ЭВМГ

Для подтверждения расчетных характеристик ЭВМГ и подготовки её установки на экспериментальный самолёт был изготовлен испытательный стенд №1 (см. рисунок 32). Стенд состоит из четырёхколёсной тележки, которая изготовлена из алюминиевого профиля и собрана на болтовых соединениях, что позволяет при необходимости доработать или полностью разобрать стенд.

Статическая тяга воздушного винта измерялась динамометром, а для измерения крутящего момента на стенд установлен шарнирный рычаг с тензометрическим датчиком, что в совокупности с другими датчиками позволяет определить основные характеристики ЭВМГ на земле. Все измеряемые параметры (электрические и механические) обрабатываются специально разработанным приборным блоком.



Рисунок 32. Общий вид стенда №1 для испытания ЭВМГ

Приборный блок состоит из трех основных компонентов (см. рисунок 33). Первым компонентом является высоковольтный контактор, служит для подачи питания на силовой контроллер управления двигателя, управление контактором происходит с приборной панели. Вторым компонентом, без которого не обходится ни один электронный прибор — это система питания. В задачи системы питания входит понижение напряжения с тяговой батареи до напряжения питания

микропроцессора и датчиков, которые относятся к третьему компоненту блока. Плата микропроцессора принимает и обрабатывает сигналы с внешних датчиков, а после передает данные на устройства вывода и записи.

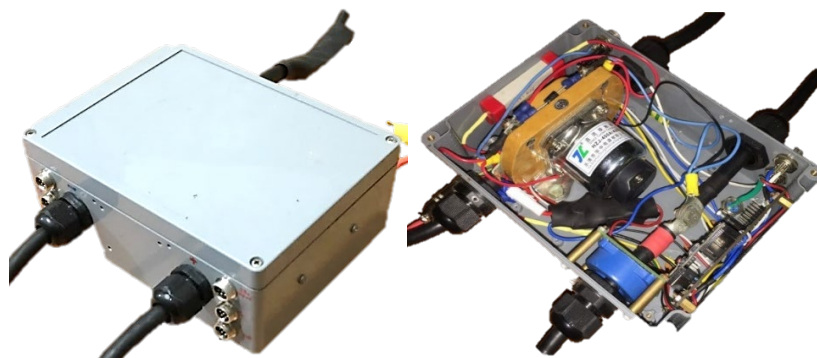


Рисунок 33. Приборный блок

Для измерения основных характеристик электродвигателя были установлены следующие датчики: напряжения, тока, оборотов, крутящего момента, температуры, текущего заданного значения уровня мощности контроллера. Полученные данные с датчиков записываются на внешний носитель для последующего анализа данных, а также выводятся на приборную панель. Пример записи параметров работы ЭВМГ показан на рисунке 34.

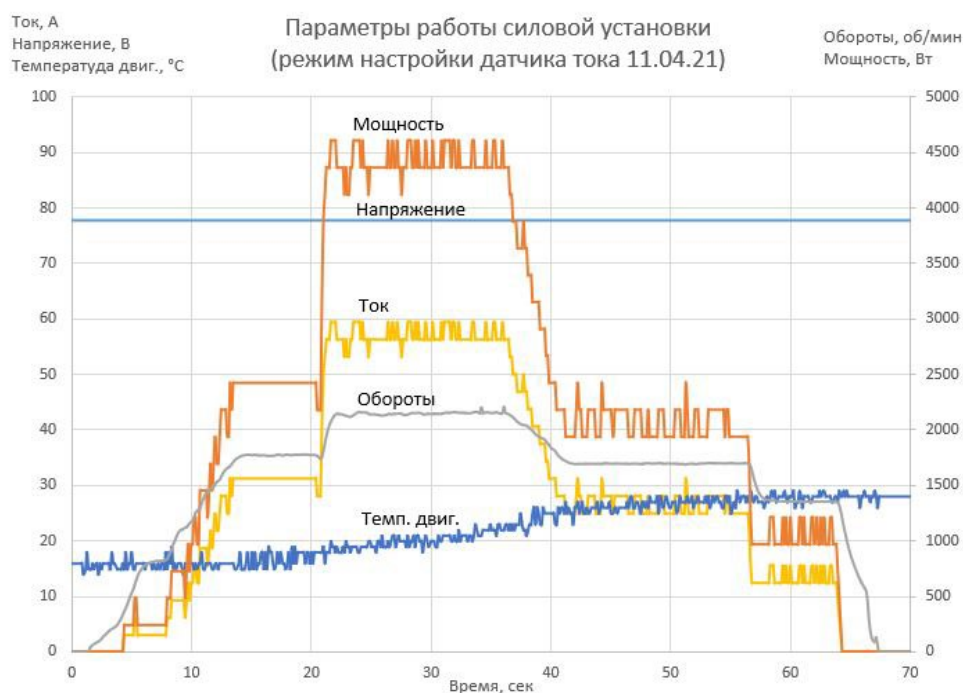


Рисунок 34. Параметров работы ЭВМГ

На приборной панели (см. рисунок 35) расположен дисплей (сенсорный экран с диагональю 7 дюймов) и два тумблера: тумблер включения питания и тумблер управления контактором. Дисплей отображает текущие параметры с датчиков, а также их производные. С помощью сенсорного экрана можно проводить гибкую настройку параметров микропроцессора, что позволяет его использовать с двигателями разной мощности без перепрограммирования.

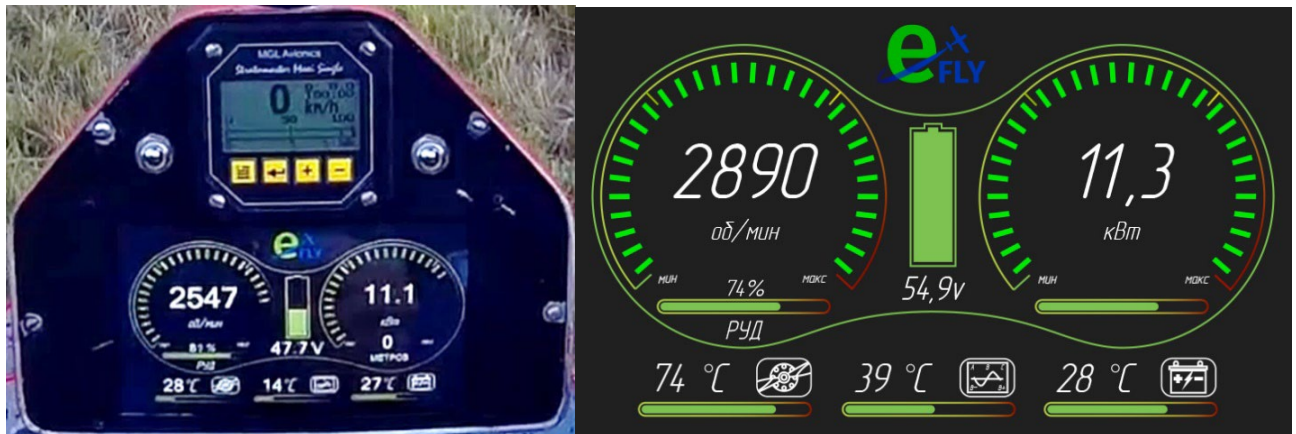


Рисунок 35. Общий вид приборной панели

Цели лётных испытаний экспериментального самолёта:

1. Верификация расчетов;
2. Получение опыта эксплуатации и проектирования ЭВМГ.
3. Оценка КПД всей ЭВМГ;
4. Подтверждение правильности выбранной конфигурации силовой установки (напряжение, ток, обороты двигателя, система отвода тепла от двигателя, обороты и диаметр воздушного винта);
5. Исследование параметров силовой установки при изменении крутящего момента (за счет использования разных воздушных винтов и перестановки угла установки лопастей воздушного винта);
6. Оценка работы ЭВМГ в режиме пиковой мощности (имитация взлетного режима электросамолета);
7. Отработка использования разработанного программно-аппаратного комплекса бортовой аппаратуры с целью последующего улучшения.

Полётные данные работы ГСУ были получены во время экспериментальных полётов на приборном блоке и записывались на электронный носитель.

На рисунке 36 показан график полученных характеристик ЭСУ. Также показаны точки фактической, полученной на стенде и расчётной тяги воздушного винта в статическом режиме при скорости полёта 0 км/ч.

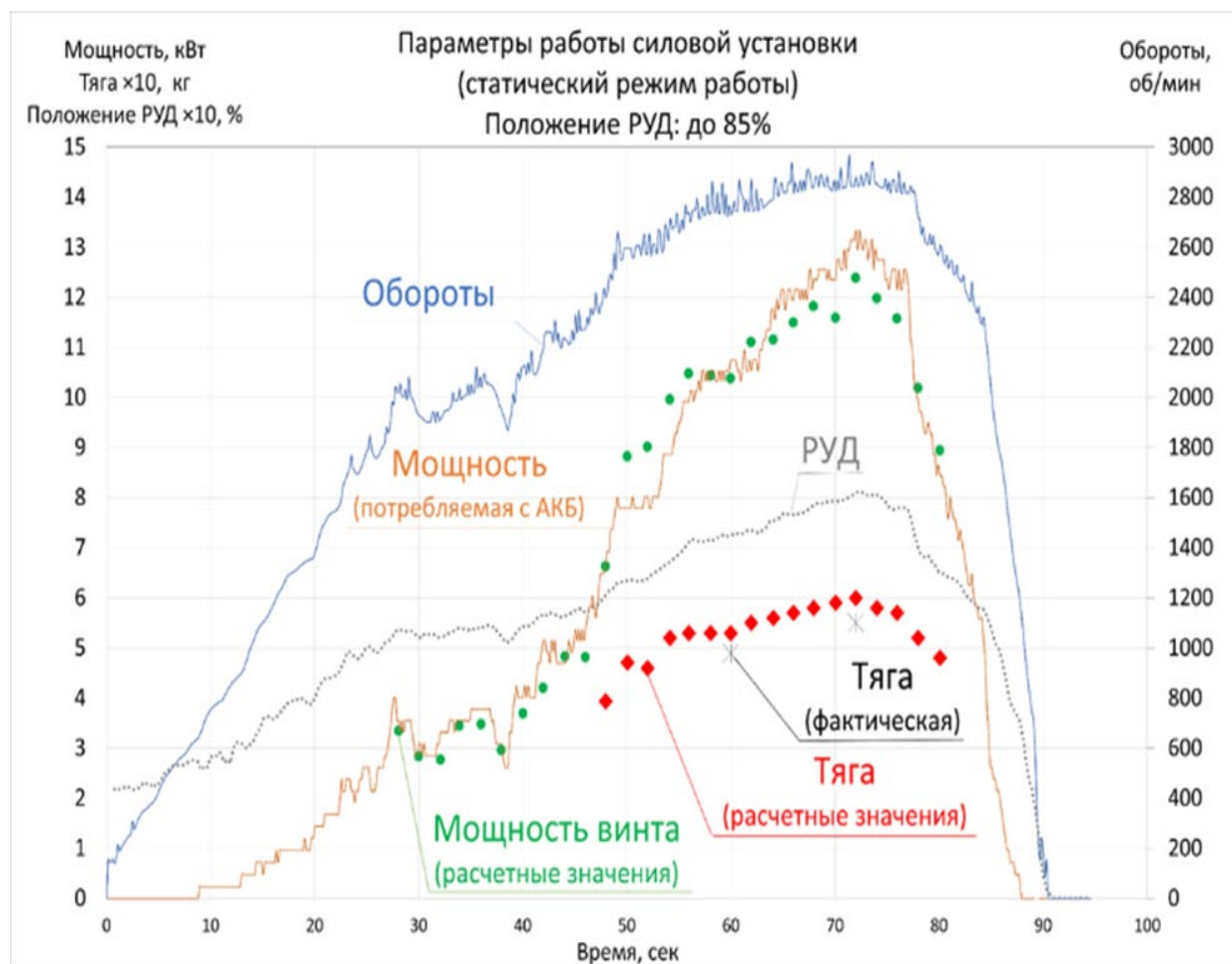


Рисунок 36. Параметры работы ЭВМГ

Таблица 10. Параметры 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

По результатам испытаний ЭВМГ измеренные значения совпали с расчетными с погрешностью менее $\pm 5\%$ (см. таблицу 10).

Работа электрической силовой установки на критических режимах (режим пиковой потребляемой мощности) показала свою работоспособность и надежность, что позволило провести серию летных испытаний с данной силовой установкой. Однако после стендовых испытаний было принято решение заменить покрытие катушек электродвигателя на высокотемпературный лак, так как температура двигателя поднималась до 130-150°C.

В процессе летных испытаний (см. рисунок 37) температура двигателя была ниже, чем при стендовых испытаниях (при той же мощности) за счет большей площади соприкосновения двигателя с дюралюминиевой конструкцией электросамолета (большого теплоотвода), а также за счет набегающего потока воздуха в полете и составила 100-110°C.



Рисунок 37. Летные испытания экспериментального самолёта с ЭВМГ

Лётные испытания показали простоту эксплуатации ЭВМГ по сравнению с ПД. Также нужно отметить уменьшение шума ЭВМГ по сравнению с ПД. Это обусловлено тем, что отсутствуют звуковые колебания впускной и выпускной системы как у ПД. Звук в основном создаётся ВВ [120,121].

3.2. Экспериментальный стенд №2 ЭСУ для ГСУ.

Целью разработки стенда №2, представленного на рисунке 38, является отработка и испытание ЭСУ входящей в ГСУ, подтверждение параметров, заявленных в техническом задании.



Рисунок 38. Стенд №2 для тестирования ЭСУ входящей в ГСУ

Стенд №2 для тестирования ЭСУ используется при проведении различных испытаний и проверок работоспособности, надежности и производительности ЭСУ. Стенд позволяет проводить тесты на производительность ЭСУ, включая измерение напряжения аккумуляторной батареи, потребляемого батарейного тока, электрической мощности, крутящего момента электродвигателя, числа оборотов

электродвигателя, механической мощности, эффективности, температур основных агрегатов и других характеристик.

Стенд может использоваться для анализа работы ЭСУ при различных режимах нагрузки. Это помогает определить предельные нагрузки, которые ЭСУ может выдержать и оценить ее долговечность и стабильность в экстремальных условиях. Стенд может использоваться для настройки параметров и конструкции ЭСУ с целью достижения максимальной эффективности и оптимального соотношения мощности и расхода заряда аккумуляторной батареи. В целом стенд для тестирования ЭСУ позволяет проводить всестороннюю оценку ее производительности, надежности и соответствия предъявляемым требованиям, что является важным этапом в разработке и производстве подобных систем.

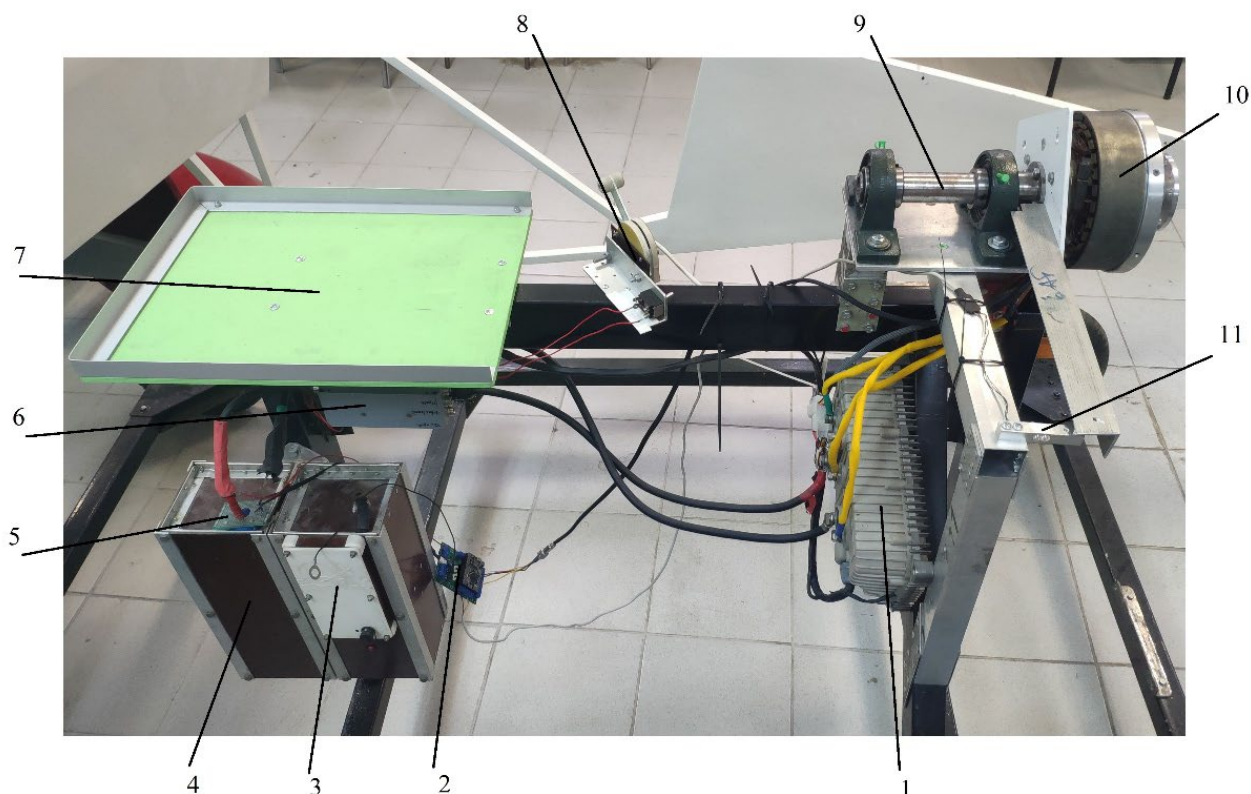
На рисунке 39 представлены компоненты стенда для тестирования ЭСУ. Силовая рама стенда выполнена из стальных профильных труб, скрепленных болтовым соединением. Опорный вал моторамы электродвигателя и поворотно-измерительного механизма крутящего момента установлен в подшипниковые опоры, размещенные на алюминиевом основании. Ограниченная подвижность моторамы с помощью рычага и тензодатчика позволяет измерять крутящий момент электродвигателя. В качестве имитации нагрузки использовались ВВ.

В качестве векторного контроллера на стенде установлен Kelly KLS7275H. Векторный контроллер предназначен для управления электрическими приводами и позволяет достичь точного и эффективного контроля над их работой. Он основан на представлении электромотора в виде математической модели, где используются векторные операции для управления током и напряжением в статоре и роторе мотора.

Векторные контроллеры применяются для управления переменными скоростными приводами, такими как асинхронные (индукционные) и синхронные электромоторы. Векторный контроллер позволяет достичь высокой точности контроля скорости, крутящего момента и позиции ротора электромотора путем управления амплитудой и фазой входящих сигналов.

Преимуществом векторного контроллера является высокая точность и динамический отклик, эффективное использование энергии, широкий диапазон скоростей и возможность контроля над различными параметрами мотора.

Использованный контроллер предназначен для работы с синхронными электродвигателями с постоянными магнитами. Для реализации векторного управления контроллер имеет входы для подключения трех датчиков, работающих на эффекте Холла - для определения текущего положения ротора, и вход для датчика температуры статорных обмоток.



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 39. Конструкция стенда для измерения параметров ЭСУ

Контроллер работает на напряжении 24...84 вольт и токе 500 ампер кратковременно и 200 ампер длговременно. Для управления выходной мощностью используется входной аналоговый сигнал 0...5 вольт или сигнал широтно-импульсной модуляции с частотой более 1 кГц.

Преобразователь электрических сигналов предназначен для считывания сигналов с датчиков температуры, напряжения, тока, оборотов, крутящего момента и преобразования их в цифровой сигнал для передачи на персональный компьютер, где они могут быть визуализированы (см. рисунок 40) и записаны для последующего анализа.

Преобразователь выполнен на микроконтроллере Atmega 2560, который преобразует аналоговые и цифровые сигналы с датчиков в сигналы эмулируемого com port шины usb.

Для правильной работы литий-полимерных аккумуляторов необходимо соблюдать требования производителя ячеек. Чтобы продлить срок службы аккумуляторов нужно четко соблюдать рекомендации по ее эксплуатации. Аккумуляторные ячейки не рекомендуется как полностью заряжать, так и доводить до полного разряда. Также не следует нагружать элементы сверхтоками и использовать для зарядки специализированные зарядные устройства с особыми алгоритмами заряда. Следует соблюдать температурные условия эксплуатации, так как при низких температурах ячейки теряют часть емкости, а при высоких есть риск деградации и выхода ячеек из строя.

Для защиты литий-полимерных аккумуляторов применялись специализированные устройства – BMS (Battery Management System) контроллеры. Система управления батареей призвана защитить её от различных негативных факторов и максимально продлить срок службы батареи.

Корпус АКБ имеет жёсткую, прочную конструкцию из стеклотекстолита, усиленную металлическими уголками. Клеммы АКБ оснащены предохранительными пластмассовыми заглушками. На усиленном корпусе находятся кронштейну крепления АКБ к раме стенда.



Рисунок 40. Интерфейс визуализации измеренных параметров

Основная функция BMS – не давать выходить за пределы рабочих напряжений как всей аккумуляторной батарее в целом, так и каждой отдельной ячейке. Также платы BMS призваны решать еще ряд важных задач: ограничение тока, защита от короткого замыкания (КЗ), контроль токов заряда и разряда. В случае если сила тока выходит за определенные значения BMS на некоторое время разрывает электрическую цепь. Служит это для защиты батареи от КЗ и чрезмерно высокой силы тока, поскольку каждая аккумуляторная батарея рассчитана на определенные нагрузки.

На многих BMS установлены температурные датчики, они следят за температурой аккумуляторной батареи. При превышении пороговых значений плата размыкает электрическую цепь до тех пор, пока аккумуляторная батарея не остынет.

Исходя из параметров электродвигателя и аккумуляторной батареи был выбран конфигурируемый BMS контроллер ANT 20s 400A, который может работать с Li-ро, Li-ion, Li-Fe ячейками в количестве от 10 до 20 штук. Контроллер имеет на борту Bluetooth модуль для подключения к Смартфону. С помощью установленного приложения можно выполнять настройку параметров работы

BMS. Имеются обширные настройки по конфигурированию параметров работы. Кроме того, имеется uart интерфейс. Данный интерфейс служит для подключения дисплея для отображения параметров, а также может быть использован для подключения к сторонним контроллерам с целью получения информации.

Аккумуляторная батарея, входящая в состав стенда №2, служит для накопления электрической энергии и предназначена для питания векторного контроллера. Батарея состоит из 20-ти последовательно соединенных NMC (Литий-никель-марганцево-кобальтовые) ячеек напряжением 4,2 вольт, емкостью 50 Ач, и номинальным током 200 ампер. Li NMC аккумуляторы являются типом литий-ионных аккумуляторов, которые состоят из комбинации никеля (Ni), марганца (Mn), кобальта (Co) и лития (Li) в катодах. Этот тип аккумуляторов обладает рядом преимуществ, включая высокую энергетическую плотность, хорошую стабильность работы и длительный срок службы. Высокая энергетическая плотность означает, что они могут хранить больше энергии на единицу массы по сравнению с другими типами аккумуляторов. Это делает их привлекательными для применения по следующим причинам:

- компактность и длительное время работы;
- высокое рабочее напряжение, они могут обеспечить стабильное напряжение в течение большей части разрядного цикла;
- обладают длительным сроком службы, они могут выдерживать большое количество циклов зарядки и разрядки, прежде чем их емкость начнет существенно снижаться;
- могут работать в широком диапазоне температур, что делает их подходящими для применения в различных условиях.

В качестве электропривода используется вентильный ЭД на постоянных магнитах с внешним ротором. Данный тип двигателя обладает высоким КПД и обладает наилучшими удельными характеристиками мощности по отношению к массе. Использование конструкции с внешним ротором позволяет крепить воздушный винт непосредственно к ЭД без дополнительных промежуточных механических звеньев (редуктора и т.п.).

Конструктивно ЭД состоит из ротора с 9 парами магнитных полюсов, статора с 27 катушками, вала и двух подшипников.

В ЭД применена 3-х базовая сосредоточенная обмотка, каждая фаза состоит из 9 катушечных групп. Намотка выполнена обмоточным проводом диаметром 1 мм. Каждая фаза обмотки набрана из 12 жил и последовательно намотана на 9 катушечных групп, по два витка на каждый зуб. Фазы соединены по схеме звезда.

Результаты экспериментов, представленные в таблице 11, позволили в дальнейшем создать на базе ЭСУ ЭД для экспериментальной ГСУ. На рисунок 41 представлен разработанный ЭД, входящий в ГСУ, основным отличием которого от испытанной на стенде №2 ЭСУ является венец ротора, выполненный в виде ведомого шкива.

Таблица 11. Параметры ЭД входящего в ГСУ

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



Рисунок 41. ЭД для гибридной силовой установки

На экспериментальном стенде при помощи рычага и тензометрического датчика был произведён замер моментных характеристик ЭД без воздушного винта и с воздушным винтом. Приборный блок позволил произвести замеры электрических характеристик ЭСУ и температуры катушек статора.

3.3. Описание компоновки ГСУ

В качестве общей схемы ГСУ принята параллельная схема (см. рисунок 42).

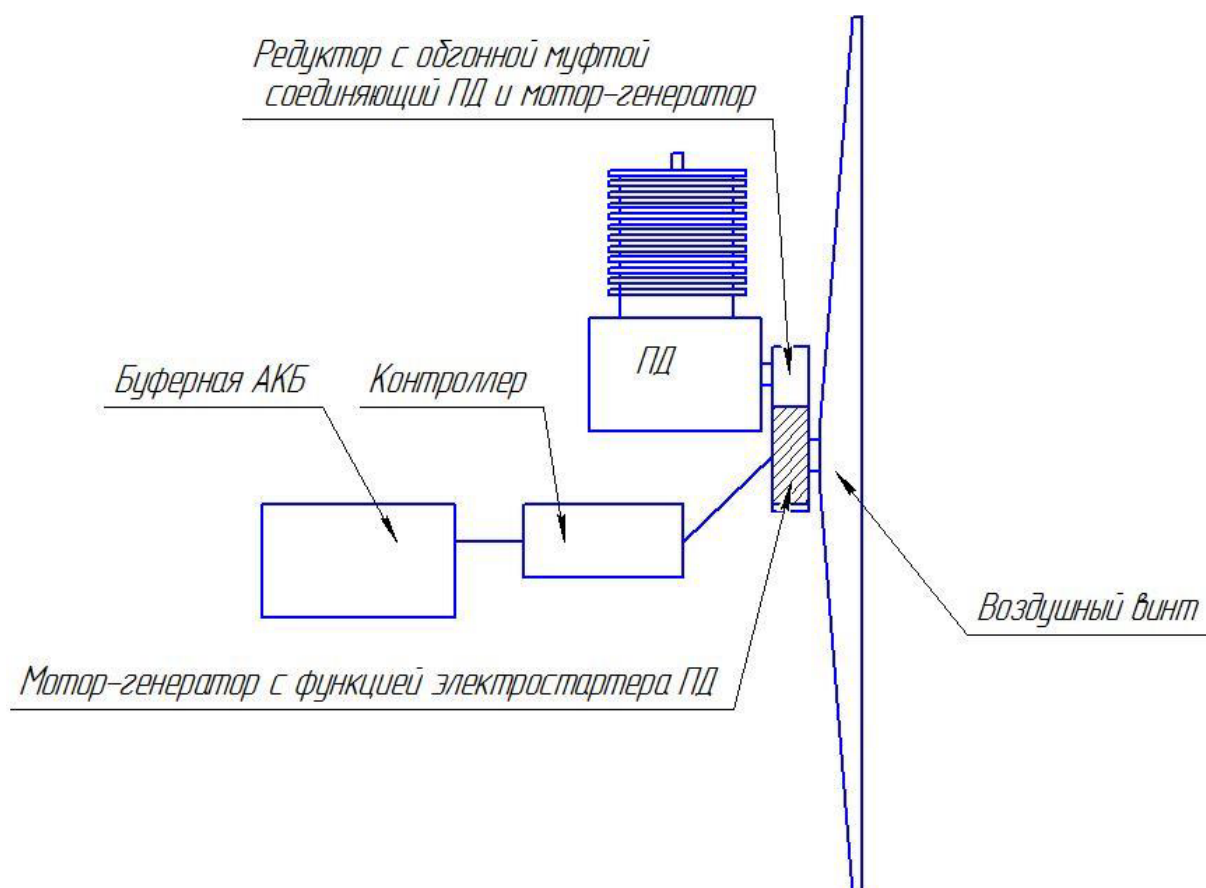


Рисунок 42. Параллельная схема ГСУ

В результате проектирования была создана 3D модель ГСУ и её агрегатов (см. рисунок 43), выпущен комплект чертежей для изготовления. В конструкции редуктора ГСУ были использованы наработки, применяемые в обычных поршневых двигателях на базе РМЗ-500 в малой авиации и зарекомендовавшие себя в эксплуатации. Была применена оригинальная система натяжения ремней редуктора при помощи двух пластин с пазами и болта с гайкой. При вращении болта и перемещении пластин с пазами осуществляется натяжение ремней.

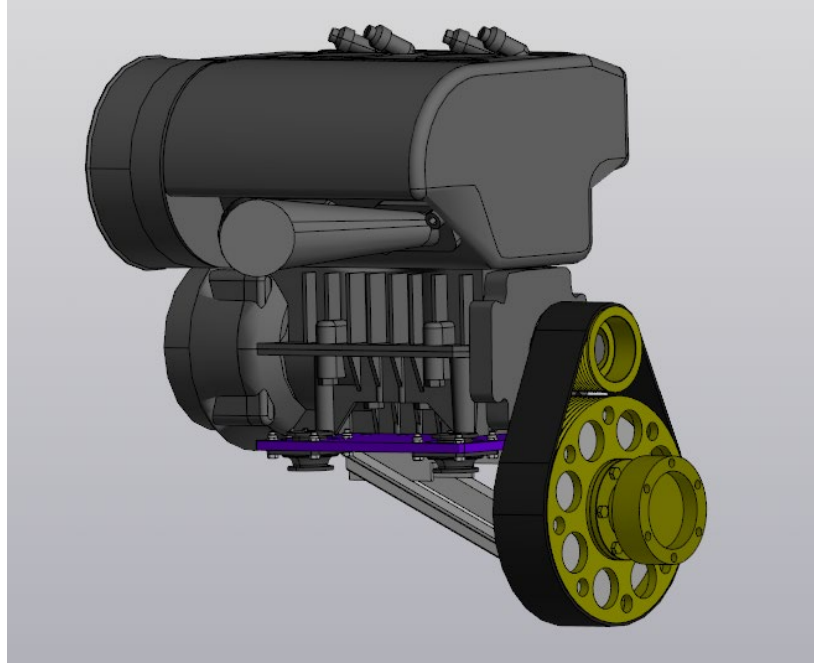


Рисунок 43. 3D модель ГСУ.

Максимальные обороты ПД РМЗ-500 составляют 6250 об/мин. Для получения высоких значений коэффициента полезного действия (КПД) воздушного винта, передача мощности от двигателя к винту осуществляется с помощью редуктора. Одним из самых распространённых для данного ПД является ременной редуктор с поликлиновым ремнем, состоящий из ведущего и ведомого шкива и ремней. Коэффициент редукции можно подобрать в широком диапазоне, обеспечивающим вращение воздушного винта с приемлемым значением КПД от 2000 до 3200 об/мин. Максимальные обороты электродвигателя могут варьироваться в зависимости от типа обмотки катушек статора в пределах 3000-7000 об/мин. Уменьшение оборотов электродвигателя ниже представленного диапазона понизят КПД электродвигателя, а увеличение оборотов – изменение конструкции ротора и статора. Таким образом, согласование работы ПД и ЭСУ лежит в пределах 3000-3200 об/мин, что соответствует коэффициенту редукции в диапазоне 1,95-2,08. Ротор электродвигателя в разрабатываемой ГСУ дополнительно используется как ведомый шкив ременного редуктора (см. рисунок 44). При заданном диаметре электромотора и коэффициента редукции определяются размеры ведущего шкива.

Получившиеся параметры ременного редуктора, и конструктивная увязка двух силовых установок определили компоновку ГСУ.

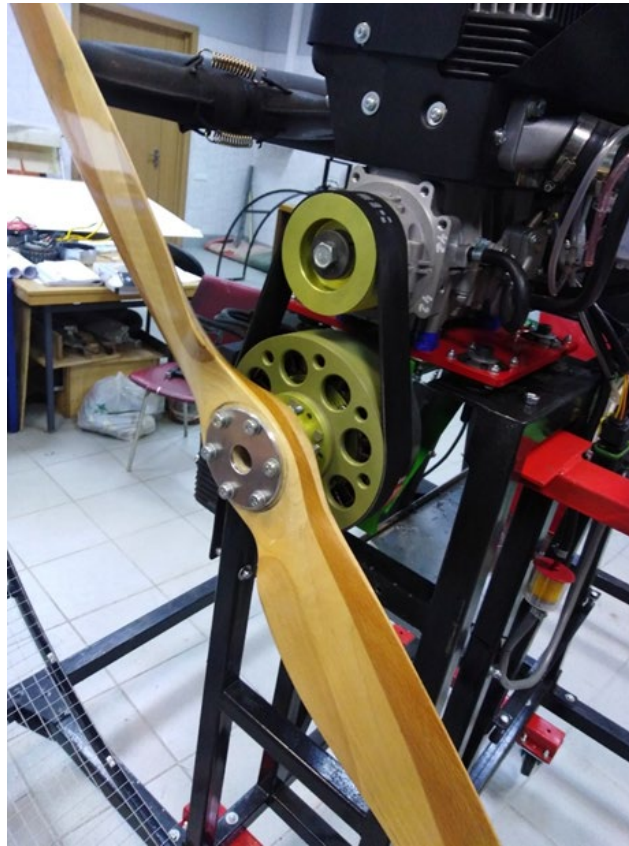


Рисунок 44. ЭСУ в сборе с ГСУ и воздушным винтом

3.4. Система управления и режимы работы ГСУ

На экспериментальной ГСУ предусмотрены следующие режимы работы:

1. Режим повышенной мощности. Кратковременный режим работы, при котором совместно работают две силовые установки: ПД и ЭСУ. Питание ЭСУ происходит от АКБ.
2. Крейсерский режим работы. Режим работы, при котором работает только ПД.
3. Аварийный режим работы. Используется в случае отказа ПД.

Отдельно разработана система управления ГСУ, основной концепцией которой является: совмещенная ручка одновременного управления ЭД и ПД в зависимости от режима работы ГСУ.

Выбор режимов работы ГСУ определяется положением РУД (см. рисунок 45 и 46).

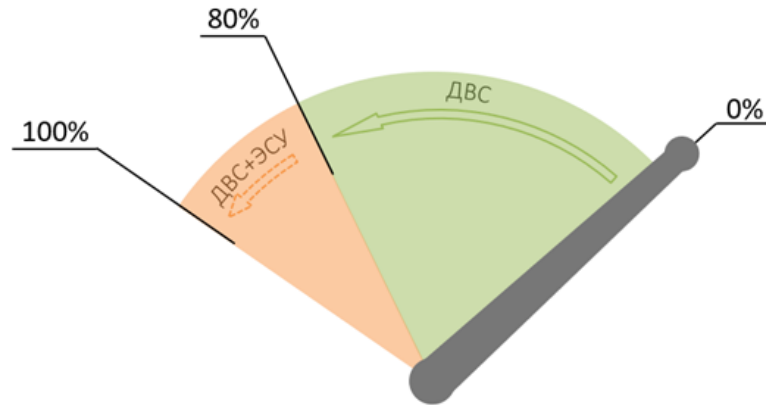


Рисунок 45. Диапазоны работы РУД ГСУ

РУД имеет два рабочих диапазона. Первый диапазон соответствует положению РУД $\sim 0 - 80\%$, на этом диапазоне осуществляется управление только мощностью ПД от 0 до 100%.

Второй рабочий диапазон РУД $80 - 100\%$ соответствует 100% мощности ПД и 0–100% мощности ЭСУ.

Таким образом, имеется четыре основных положения РУД:

1. Режим малого газа, когда работает только ПД;
2. Крейсерский режим, когда ПД используется для поддержания необходимых параметров крейсерского полёта;
3. Режим повышенной мощности соответствует совместной работе ПД и ЭСУ. Он совмещен с аварийным режимом, при котором работает только ЭСУ.
4. Аварийный режим при отказе ПД, когда работает только ЭД (см. рисунок 46).

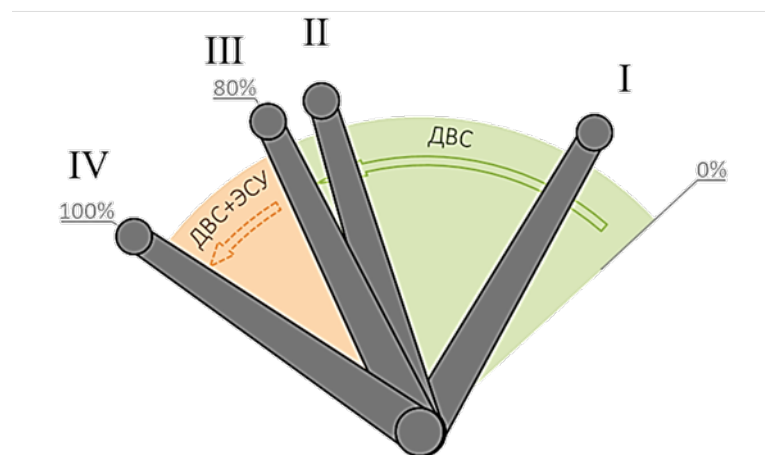


Рисунок 46. Положения РУД ГСУ

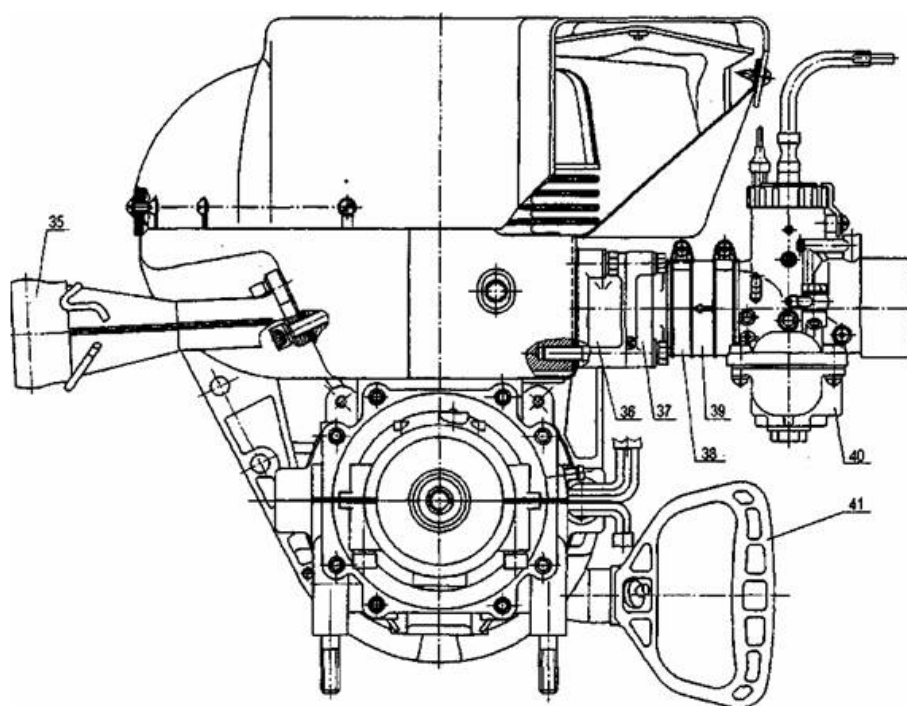
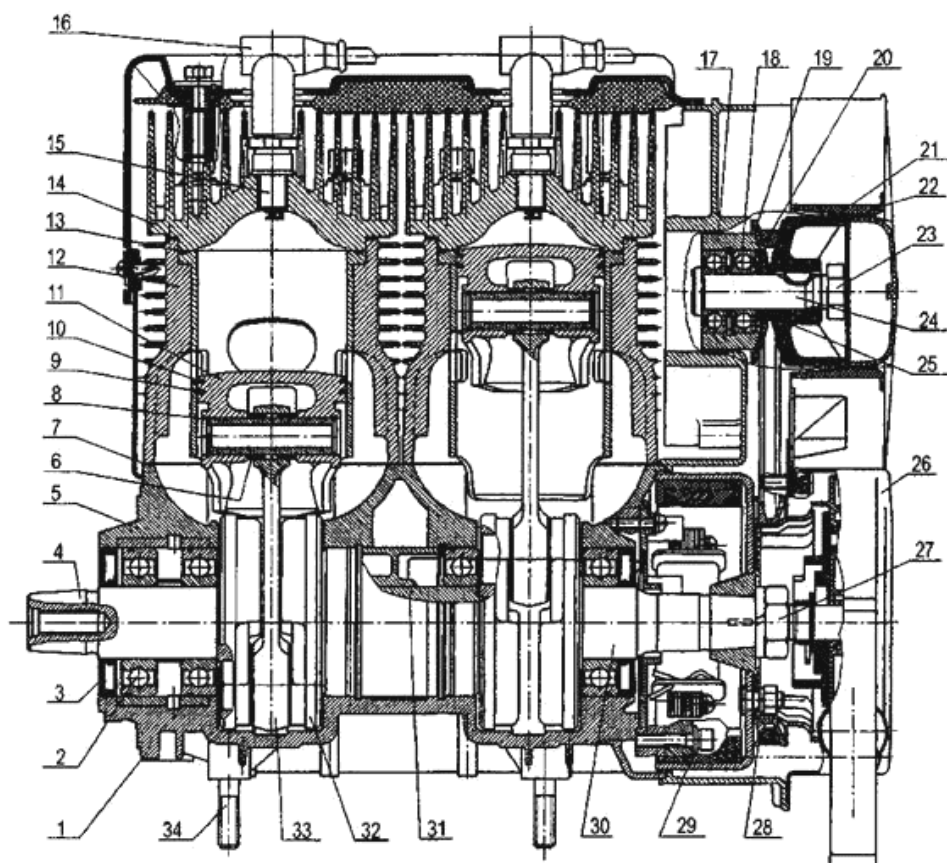
3.5. Описание ПД РМЗ-500, входящего в экспериментальную ГСУ.

РМЗ-500 (см. рисунки 47 и 48) - бензиновый, двухтактный, двухцилиндровый, с рядным расположением цилиндров, с воздушной системой охлаждения, с поршневым управлением впуском, с электронной системой зажигания, с карбюраторным смесеобразованием. Совместная смазка, 2 карбюратора MIKUNI VM34-560, мощность 36,8 кВт (50 л. с.).



Рисунок 47. Поршневой двигатель РМЗ-500

Двигатель РМЗ-500 широко применяется в лёгкой авиации на паралётах, мотодельтапланах, сверхлёгких самолётах. Он зарекомендовал себя, как достаточно надёжный и неприхотливый в эксплуатации. Запчасти на данный отечественный двигатель доступны во многих местах России.



Двигатель – 1 – нижняя половина картера; 2 – подшипник; 3 – манжета; 4 – цапфа левая; 5 – верхняя половина картера; 6 – подшипник игольчатый; 7 – прокладка; 8 – палец поршневой; 9 – кольцо поршневое нижнее; 10 – кольцо поршневое верхнее; 11 – поршень; 12 – цилиндр; 13 – кольцо уплотнительное; 14 –

головка цилиндра; 15 – свеча зажигания; 16 – наконечник свечи; 17 – корпус вентилятора; 18 – подшипник; 19 – шкив ведомый; 20 – ремень вентиляторный; 21 – крыльчатка вентилятора; 22 – воздухозаборник; 23 – гайка; 24 – валик; 25 – кольцо регулировочное; 26 – ручной стартер; 27 – гайка; 28 – шкив ведущий; 29 – маховик; 30 – цапфа правая; 31 – цапфа средняя; 32 – щека; 33 – шатун; 34 – шпилька; 35 – коллектор выхлопной; 36 – впускной коллектор; 37 – крышка впускного коллектора; 38 – хомут; 39 – муфта коллектора впускного; 40 – карбюратор; 41 – рукоятка ручного стартера.

Рисунок 48. Конструкция двигателя РМЗ-500.

В таблице 12 и 13 приведены технические данные и эксплуатационные ограничения РМЗ-500

Таблица 12 . Технические данные РМЗ-500

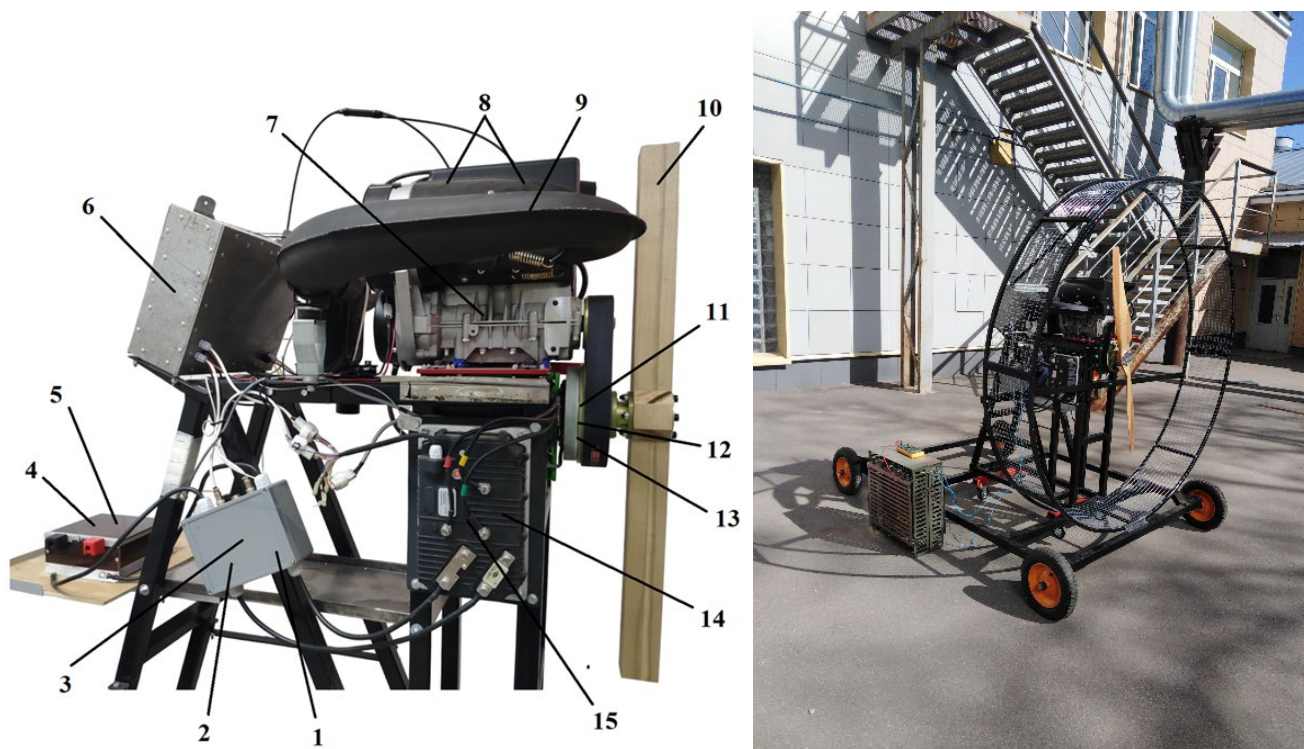
Параметр	Эксплуатационные значения	Предельное значение параметра
Частота вращения коленчатого вала двигателя, об/мин	2000 – 6900	не более 7000
Температура головок цилиндра, (максимальная разница по цилиндрам 10 °С), °С	180 – 220	не более 250
Давление топлива, Па.	20000 ± 5000	не более 40000

Таблица 13. Эксплуатационные ограничения РМЗ-500

Режимы работы	Мощность на коленчатом валу , не менее кВт, (л.с)	Частота вращения коленчатого вала, об/мин	Удельный расход топлива, не более кг/кВт·ч, (кг/л.с·ч)	Время непрерывной работы
Взлётный режим	36,8 (50)	6500±2	0,475 (0,350)	Не более 5 мин
Крейсерский режим	30 (40,8)	5800±2 %	0,565 (0,416)	Не ограничено
Малый газ	-	2000±2%	-	Не ограничено

3.6. Описание экспериментального стенда №3 ГСУ

На рисунке 49 показан разработанный экспериментальный стенд №3 с ГСУ, который имеет в основании четырёхколёсную тележку и ограждение винта.



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 49. Экспериментальный стенд ГСУ

Экспериментальный стенд ГСУ может разбираться. Он имеет защитное металлическое кольцо винта. Все элементы ГСУ на стенде легко доступны.

3.7. Измерение мощностных характеристик ГСУ при помощи мулинетки.

Для определения мощности гибридной силовой установки в режиме совместной работы двух силовых установок (ПД и ЭСУ) и отдельно ПД без подключения ЭСУ используется тарированный воздушный тормоз – мулинетка (см. рисунок 50).



Рисунок 50. Мулинетка

Мулинетка- это воздушный тормоз, служащий для измерения мощности двигателей. Мулинетка, вращаясь на валу двигателя, потребляет механическую мощность и расходует её на преодоление сил сопротивления воздуха. Обладая заданной формой, она позволяет установить определённую взаимосвязь между частотой своего вращения и потребляемой мощностью. По частоте вращения мулинетки можно определить мощность двигателя при данной частоте вращения

вала. Применяется для измерения внешней характеристики двигателя. Примером мулинетки является воздушный винт.

Мулинетка изготавливается из переклея берёзового бруса. После изготовления заготовки сверлятся отверстия для крепления на фланце двигателя. Производится весовая балансировка мулинетки. Поверхность покрывается лаком для защиты от влаги.

Изначально выбранные размеры мулинетки превышают расчетные значения максимальной мощности ГСУ. За несколько итераций (путем поэтапного уменьшения диаметра мулинетки) в пределах $\pm 2\%$ процентов будет найдена точка внешней характеристики двигателя, соответствующая максимальной мощности.

Мощность N_M (л.с.), потребляемая мулинеткой, зависит от частоты вращения n (об/мин), диаметра мулинетки D (мм), коэффициента мощности K и плотности воздуха:

$$N_M = K * n^3 * D_M^5 * \rho_h$$

Коэффициент мощности K обычно определяется экспериментально. Например, для мулинетки в виде бруска квадратного сечения и общей длиной в 15 раз больше стороны сечения, для оси вращения, перпендикулярной оси бруска, параллельной стороне поперечного сечения и проходящей через центр бруска, М. Коломбан определил:

$$N_M = 0,0532 * \left(\frac{D_M}{450}\right)^5 * \left(\frac{n}{1000}\right)^3$$

В дальнейшем расчет мулинетки будет проводиться с учетом зависимости коэффициента от температуры воздуха и давления, а также с учетом изменения окружных скоростей и коэффициента сопротивления мулинетки.

Мулинетка представляет собой брусок, у которого отношение длины к стороне квадратного сечения равно 15. При точном соблюдении размеров, чистоты обработки и острых гранях обладает заданным аэродинамическим сопротивлением. Расчет дан для температуры 0°C и стандартного давления на уровне моря.

Формулы и исходные данные для расчета.

Длина (диаметр) мулинетки определяется по формуле:

$$D_M = \left[\frac{N_d}{0,0532 * ((RPM_d / \varphi_{ред}) / 1000)^3} \right]^{1/5}$$

D_M – длина (диаметр) бруска мулинетки, мм;

N_d – мощность двигателя (предполагаемая), л. с. ;

RPM_B – обороты вращения двигателя, об/мин;

$\varphi_{ред}$ – коэффициент редукции двигатель – винт;

Размер стороны квадратного сечения бруска мулинетки находится по формуле:

$$b_M = D_M / 15$$

b_M – размер стороны квадратного сечения бруска мулинетки, мм;

Мулинетка подбирается под определенную мощность и обороты двигателя. Предполагается изготовление нескольких мулинеток для расчета внешней характеристики гибридного двигателя. В качестве первого приближения для расчета размеров мулинетки используются несколько большие, чем расчетные данные мощности и крутящего момента разрабатываемого гибридного двигателя.

Для предварительной оценки максимальной мощности гибридного двигателя на взлетном режиме берется максимальная суммарная расчетная мощность без учета потерь в редукторе. В случае недостижения этой мощности гибридной силовой установкой длину (диаметр) мулинетки будет с шагом 10 мм уменьшаться до тех пор, пока силовая установка не достигнет максимальной мощности (оборотов при максимальной мощности). После каждого изменения длины мулинетки, не меняя его поперечного сечения, использование формулы М. Коломбана не предоставляется возможным, поскольку отношение длины к стороне сечения мулинетки не соответствует расчетному. В связи с этим будет происходить пересчет характеристик мулинетки, используя полученные ранее эмпирические зависимости.

Исходные данные для расчета первой мулинетки приведены в таблице 14.

Таблица 14. Исходные данные для расчета первой мулинетки

Обознач.	Пояснение Ед. измер.	Знач.
N_d	Мощность двигателя (предполагаемая); кВт (л.с.)	58,1 (79,4)
RPM_B	Обороты вращения двигателя при максимальной мощности; об/мин	6400
$\varphi_{ред}$	Коэффициент редукции	1,98

Расчет размеров мулинетки:

используя данные представленные в Таблица 14, проведем расчет мулинетки:

$$1. \quad \text{Длина (диаметр) мулинетки } D_M = \left[\frac{N_d}{0,0532 * ((RPM_d / \varphi_{ред}) / 1000)^3} \right]^{0,2} =$$

$$\left[\frac{79,4}{0,0532 * (6400 / 1,94) / 1000)^3} \right]^{0,2} = 960 \text{ мм}$$

$$2. \quad \text{Размер стороны квадратного сечения бруска мулинетки } b_M = D_M / 15 = 960 / 15 = 64 \text{ мм}$$

Эскиз рассчитанной мулинетки представлен на рисунке 51.

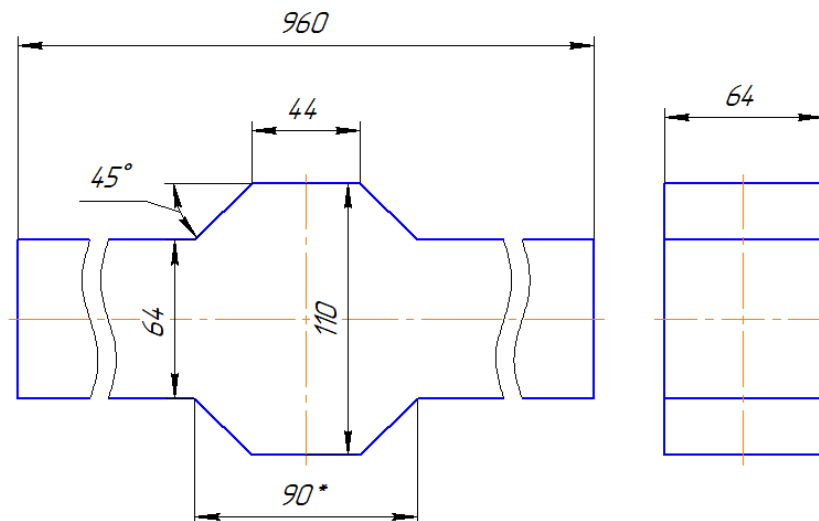


Рисунок 51. Эскиз мулинетки

Ниже проводится пересчет мощностных параметров мулинетки в случае несоответствия отношения длины к размеру сечения ($D_M / b_M \neq 15$).

Крутящий момент мулинетки квадратного сечения равен:

$$M_{кр м} = 0,25 * C_{x м} (M_{окр}) * \rho_h * b_m * R_m^4 * \omega_m^2 / 2$$

$C_{x м} (M_{окр})$ – коэффициент сопротивления мулинетки в зависимости от окружной скорости;

ρ_h – плотность воздуха на момент проведения испытаний, кг/м³ ;

b_6 – размер стороны квадратного сечения бруска мулинетки, мм;

R_m – радиус мулинетки, м;

ω_m – угловая скорость вращения мулинетки, рад/сек;

Зависимость коэффициента сопротивления мулинетки квадратного сечения от окружной скорости была получена экспериментальным методом. На стенде устанавливались мулинетки и определялись их коэффициенты сопротивления в зависимости от оборотов двигателя. Данная зависимость представлена на рисунке 52.

Окружная скорость выраженная в числах М

$$v_{окр} = \frac{2 * \pi * R_m * RPM_B}{60 * a}$$

R_m – радиус мулинетки, м;

RPM_B – обороты вращения мулинетки (винта), об/мин;

a – скорость звука у земли, $a = 343$ м/с;

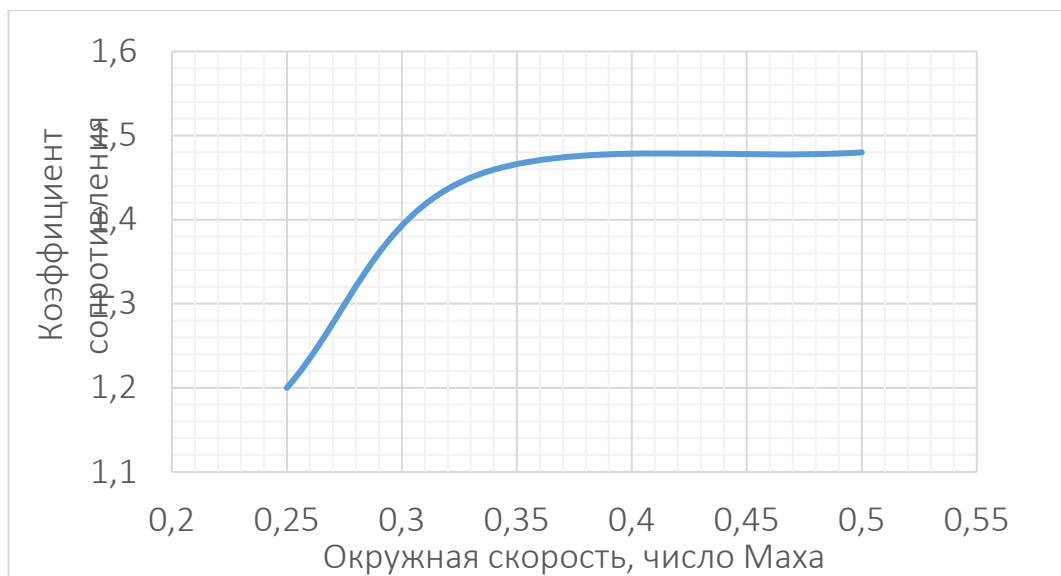


Рисунок 52. Зависимость коэффициента сопротивления мулинетки квадратного сечения от окружной скорости

Угловая скорость мулинетки:

$$\omega_M = \frac{2 * \pi * RPM_B}{60}$$

RPM_B – обороты вращения мулинетки, об/мин;

Испытания ГСУ с мулинеткой проходили на улице, что требовало фиксации параметров атмосферы в момент испытаний. При расчёте данных, полученных в результате испытаний, учитывались параметры атмосферы. Значение параметров атмосферы на момент проведения испытаний представлены в таблице 15.

Таблица 15. Параметров атмосферы на момент проведения испытаний

Обозн.	Пояснение Ед. измерения	Значение
$P_{атм}$	Атмосферное давление на момент испытаний; мм рт. ст.	740
T_B	Температура окружающего воздуха; °С	20
ρ_h	Плотность воздуха на момент испытаний; кг/м ³	1,1744

Точность изготовления и чистота поверхности мулинетки могут иметь существенное влияние на получаемые в ходе эксперимента данные. При изготовлении мулинетки требуется строгое выполнение размеров. Поверхность мулинетки шлифуется и покрывается лаком.

Результаты расчета представлены в таблице 16.

Таблица 16. Результаты расчётов мулинеток

Обозн.	Пояснение Ед. измер.	Значение								
RPM_B	Обороты мулинетки; об/мин	3232,3								
ω_M	Угловая скорость; рад/сек	338,49								
D_M	Диаметр мулинетки; мм	960	950	940	930	920	910	900	890	880
R_M	Радиус мулинетки; м	0,48	0,475	0,47	0,465	0,46	0,455	0,45	0,445	0,44
b_M	Размер стороны квадратного сечения бруска мулинетки; мм	64								
$M_{окр}$	Окружная скорость; м/сек	0,47	0,47	0,46	0,46	0,45	0,45	0,44	0,44	0,43
C_{xM}	Коэффициент лобового сопротивления мулинетки	1,475	1,475	1,474	1,473	1,472	1,471	1,470	1,469	1,468
$M_{крM}$	Потребный крутящий момент мулинетки; Н*м	84,31	80,80	77,41	74,12	70,95	67,87	64,90	62,02	59,25
N_M	Потребная мощность для вращения мулинетки; кВт (л.с.)	58,8 (76,90)	54,2 (73,70)	51,9 (70,61)	49,7 (67,61)	47 (64,71)	44,9 (61,90)	43,5 (59,19)	41,6 (56,57)	39,7 (54,04)

В рамках работ по разработке гибридной силовой установки (ГСУ) проводились испытания с целью оценки фактических характеристик силовой установки (мощности, крутящего момента

3.8. Сравнение расчетных данных мулинетки с данными, полученными в ходе испытаний ГСУ.

Проведены испытания на двух режимах:

1. ГСУ, работающая только от ПД (без подключения электрической силовой установки (ЭСУ))
2. ГСУ, работающая в совместно ПД и ЭСУ

При проведении испытаний гибридной силовой установки, работающей в режиме только ПД (режим №1), с помощью разных длин мулинеток была определена максимальная мощность ПД РМЗ-500 равная 34,5 кВт (см.таблицу 17).

Таблица 17. Результаты экспериментальных испытаний, проведённых при помощи мулинеток, для ПД

Параметры мулинетки									
Размер квадратного сечения, мм	64x64								
Длина, мм	960	940	930	920	910	880	860	850	840
Измеренные параметры									
Обороты выходного вала (с учетом редукции 1,98), об/мин	1970	2000	2070	2180	2250	2500	2903	3215	3250
Рассчитанные параметры									
Рассчитанная мощность, кВт	11.7	11	11.9	13.6	14.6	18.2	26.1	34.5	33.5
Рассчитанный крутящий момент, Нм	28.04	26.46	24.93	30.16	31.2	35.02	43.15	50.8	49.5

На рисунке 53 показано сравнение мощности и крутящего момента двигателя РМЗ-500 (приведенной в руководстве по эксплуатации аналога Rotax 503), и полученные значения в результате эксперимента.

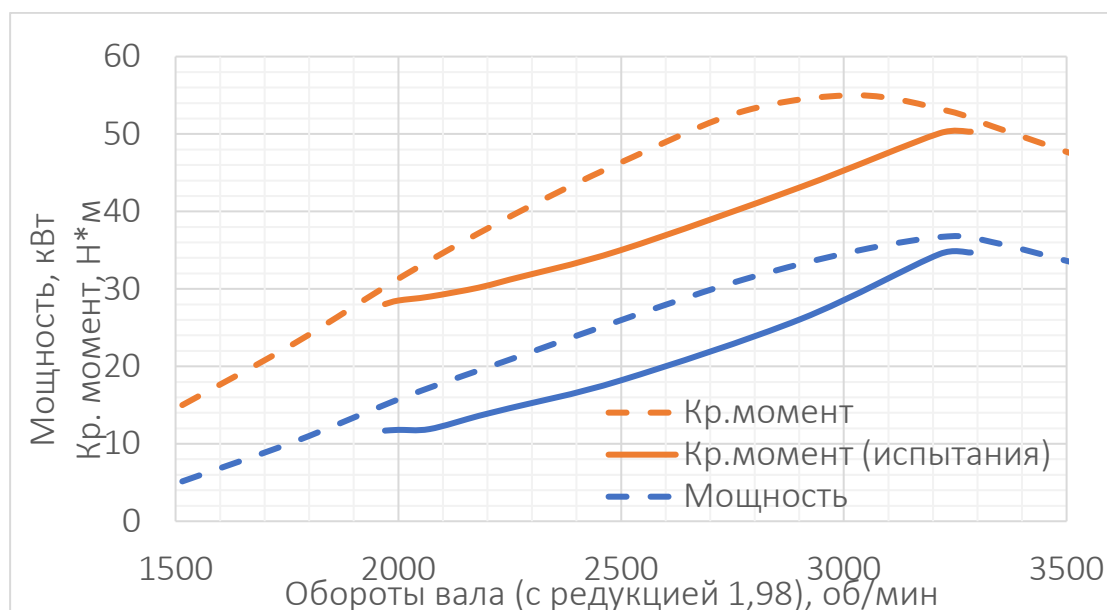


Рисунок 53. Сравнение характеристик двигателя с данными, полученными в ходе испытаний

Для определения характеристик ГСУ, работающей в совместном режиме ПД и ЭСУ, с помощью разных длин мулинеток была определена максимальная мощность (см. таблицу 18).

Таблица 18. Результаты экспериментальных испытаний, проведённых при помощи мулинеток для ПД и ЭД, работающих совместно в гибридном режиме.

Параметры мулинетки					
Размер квадратного сечения, мм	64x64				
Длина, мм	960	940	930	920	910
Измеренные параметры					
Обороты выходного вала (с учетом редукции 1,98), об/мин	2900	3000	3107	3208	3250
Рассчитанные параметры					
Рассчитанная мощность, кВт	40.6	41.4	43.4	46.5	46.3
Рассчитанный крутящий момент, Нм	55.2	66.4	67.6	69.9	68.6

На рисунке 54 показаны графики рассчитанных характеристик ГСУ с данными, полученными в ходе испытаний.

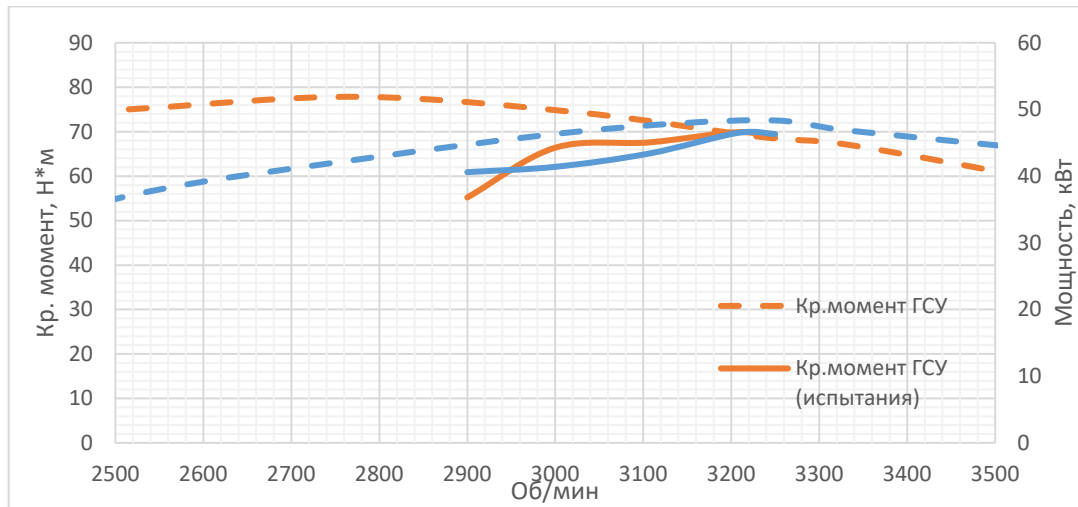


Рисунок 54. Сравнение расчетных характеристик ГСУ с данными, полученными в ходе испытаний

В таблице 19 показано сравнение характеристик максимальной мощности и крутящего момента ГСУ расчетных значений со значениями, полученными в ходе испытаний.

Таблица 19. Сравнение теоретических и экспериментальных параметров ГСУ при совместной работе ПД и ЭД в гибридном режиме на максимальной мощности

Параметр	Расчетное значение	Фактическое значение	Отклонение, %
Мощность, кВт	48,1	46,5	-3,2
Крутящий момент, Нм	68,8	69,9	+1,5

Проведенные испытания ГСУ подтвердили расчетные характеристики с точностью 3,2%.

3.9. Подбор воздушного винта.

По результатам измерения мощности ГСУ и параметрам редукции а также ЛТХ предполагаемого лёгкого самолёта был осуществлён расчёт и подбор вариантов воздушных винтов фирмы «РостовВинт» [122], которые представлены в таблице 20. Воздушные винты серии 64Л-3 являются трёхлопастными с

возможностью регулирования угла установки лопастей на земле. Лопастей воздушных винтов изготовлены из композитного материала. Втулки воздушных винтов изготовлены из алюминиевого сплава Д16АТ (см. рисунок 55).

Таблица 20. Параметры воздушных винтов для ГСУ

Воздушный винт 64Л1-3, диаметр-1354мм., мощность ГСУ-36,8 кВт., обороты на валу ПД-6500 об/мин., редукция-2, окружная скорость ВВ-230 м/сек.							
Скорость полёта; км/ч	0	40	70	90	120	150	180
Угол установки лопасти на расстоянии 70% диаметра ВВ, град.	6,4	6,5	7	7,6	8,4		
Тяга ВВ; кгс	138	118	103	93	79		
КПД	0,73	0,58	0,54	0,63	0,72		
Воздушный винт 64Л2-3, диаметр-1354мм., мощность ГСУ-44,1 кВт., обороты на валу ПД-6500 об/мин., редукция-2, окружная скорость ВВ-230 м/сек.							
Скорость полёта; км/ч	0	40	70	90	120	150	180
Угол установки лопасти на расстоянии 70% диаметра ВВ, град.	8,2	8,2	8,6	9,1	10		
Тяга ВВ; кгс	156	136	120	110	95		
КПД	0,74	0,6	0,53	0,62	0,72		
Воздушный винт 64Л3-3, диаметр-1354мм., мощность ГСУ-51,5 кВт., обороты на валу ПД-6500 об/мин., редукция-2, окружная скорость ВВ-230 м/сек.							
Скорость полёта; км/ч	0	40	70	90	120	150	180
Угол установки лопасти на расстоянии 70% диаметра ВВ, град.	9,9	9,8	10,1	10,5	11,3	12,4	13,8
Тяга ВВ; кгс	172	152	136	125	110	96	84
КПД	0,73	0,61	0,52	0,61	0,71	0,78	0,81



Рисунок 55. Воздушный трёхлопастной воздушный винт фирмы «РостовВинт»

3.10. Характеристики ГСУ, полученные в результате экспериментального и теоретического исследования

В таблице 21 показаны характеристики ГСУ, полученные в результате экспериментального и теоретического исследования.

Таблица 21. характеристики ГСУ, полученные в результате экспериментального и теоретического исследования

Наименование параметров	Теоретические данные	Экспериментальные данные	Ошибка относительно теоретических данных, %
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
Маса ЭД, кг.	6,4	6,5	1,6
Масса контроллера, кг.	3,1	3,2	3,2
Масса буферный АКБ с платой BMS (время работы 5 мин.), кг	6,1	6,4	4,9
Масса ведущего шкива ПД, кг.	0,5	0,5	0
Маса рамы крепления агрегатов ГСУ, кг.	1,2	1,2	0
Масса ремней редуктора, кг	0,2	0,2	0
Масса проводки электросистемы, кг.	1,5	1,5	0
Масса воздушного винта, кг.	3,1	3,2	3,2
Суммарная масса ГСУ, кг	60,1	60,7	1

На рисунке 56 приведены основные габаритные размеры ГСУ с подмоторной плитой, без карбюраторов и глушителя, ВВ, контроллера, буферной АКБ. Эти данные будут полезны при проектировании лёгкого самолёта под данную ГСУ. В компоновке ГСУ может использоваться выхлопная система различной конфигурации. Также возможна дополнительная установка системы обогрева карбюраторов и т.п.

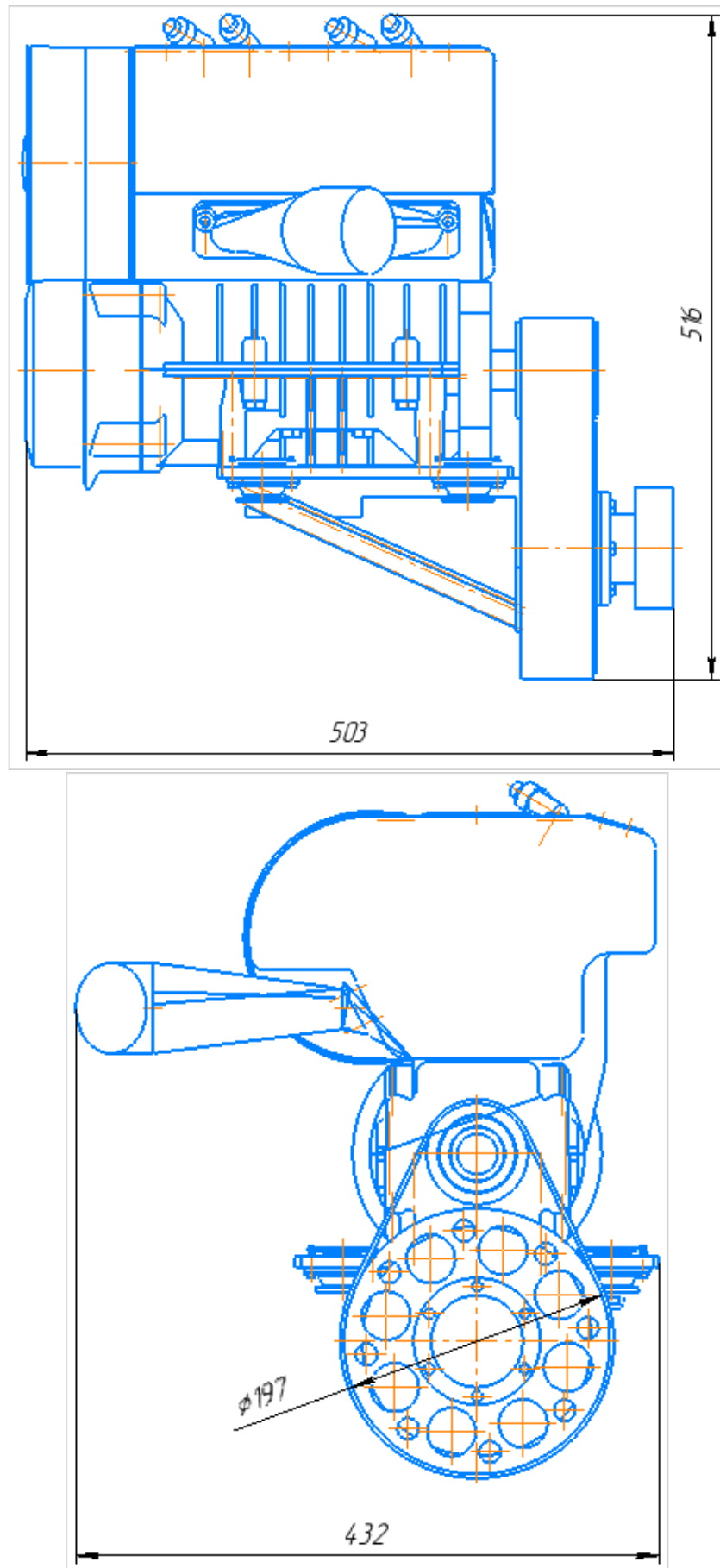


Рисунок 56. Основные габаритные размеры ГСУ с подmotorной плитой, без карбюраторов, глушителя, ВВ, контроллера, АКБ

Использовавшиеся в экспериментальной работе компоненты - контроллер (см. рисунок 57), АКБ №1 50Ач, собранная из ячеек LiNiMnCoO_2 , с встроенной BMS платой (см. рисунок 58), АКБ №2 10Ач, собранная из ячеек LiPo LiNiMnCoO_2 , с встроенной BMS платой (см. рисунок 59). Характеристики АКБ приведены в таблице 22.

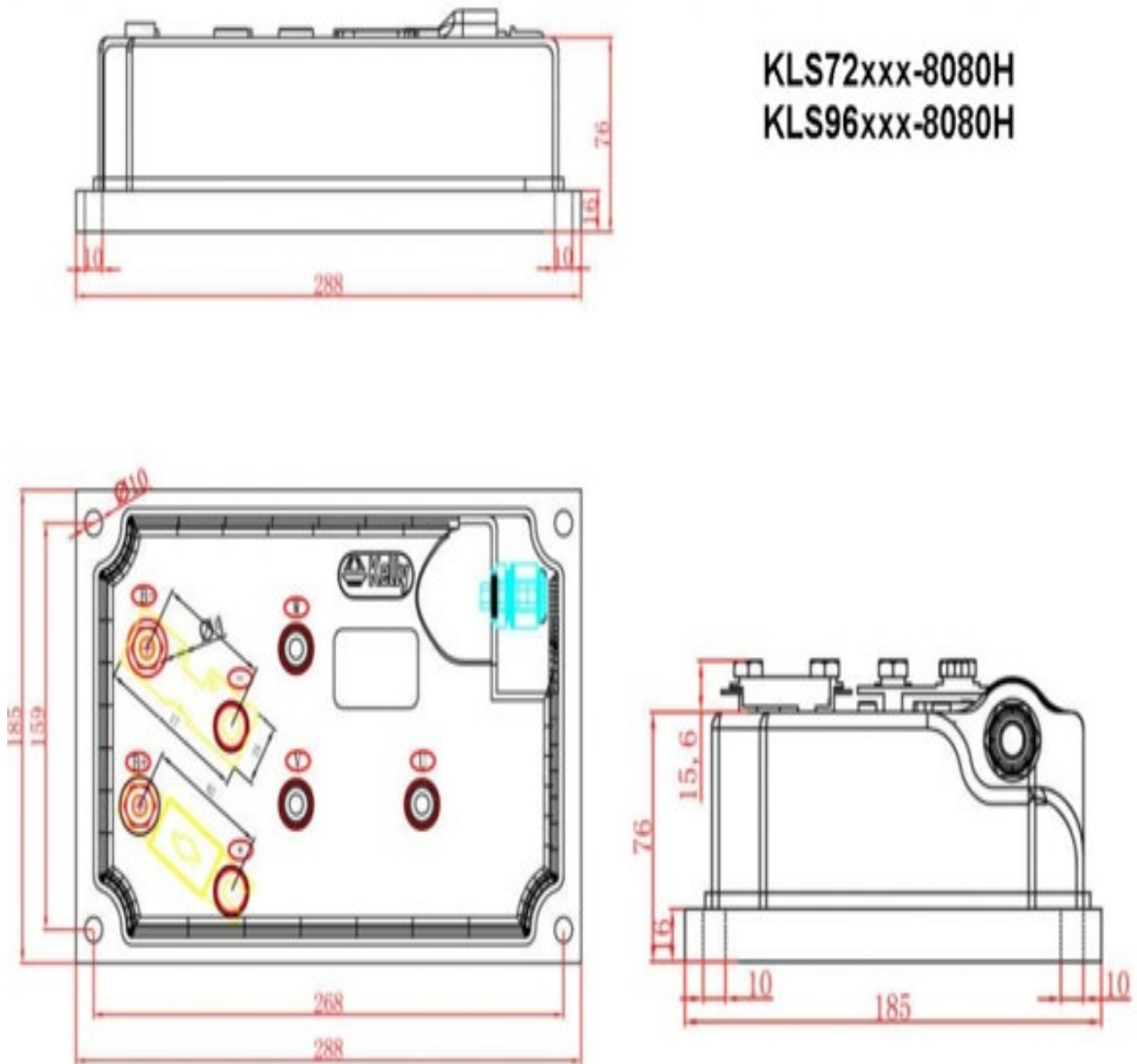


Рисунок 57. Габаритные размеры контроллера

Подбор компонентов осуществлялся из условия их доступности и надёжной работы. Компоненты не являются сертифицированными для применения в серийных изделиях. Но в качестве экспериментальных могут использоваться в экспериментальной ГСУ при соблюдении общих мер безопасности. В ходе экспериментальной работы допускалась минимальная переделка и доработка компонентов ГСУ.

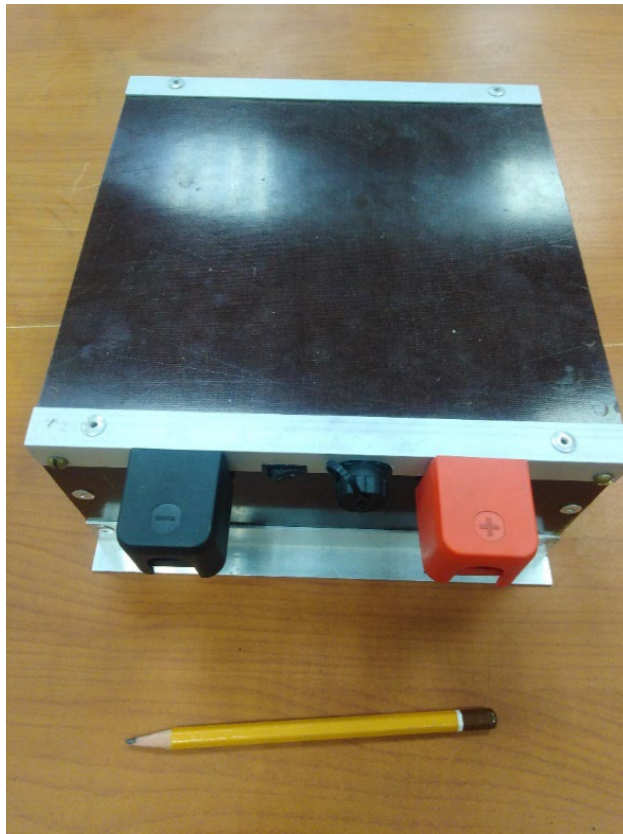


Рисунок 58. АБ №1 10Ач собранная из ячеек LiPo

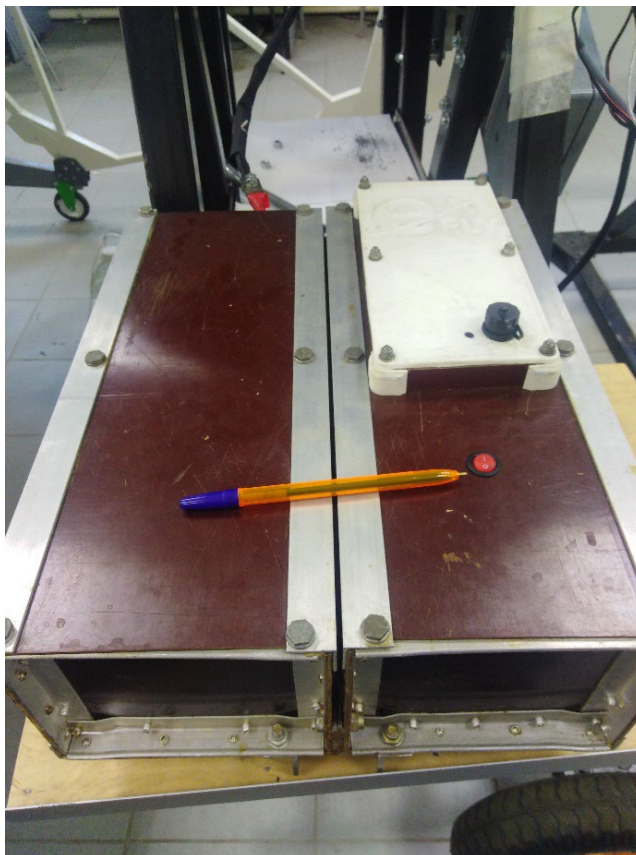


Рисунок 59. АБ №2 50Ач, собранная из ячеек LiNiMnCoO₂, NMC

Таблица 22. Параметры АБ

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

Общая наработка ГСУ в процессе испытаний составила 20 часов. В ходе испытаний поломок и отказов систем не обнаружено. На переходных режимах и в гибридном режиме в работе ГСУ не было обнаружено сбоев и несанкционированных выключений систем и в целом ГСУ. Экспериментальная ГСУ проектировалась таким образом, что при необходимости она может быть установлена на летательный аппарат.

3.11. Выводы по главе

Полученный опыт проектирования и эксплуатации экспериментальных ЭСУ и ГСУ будет очень ценен для дальнейших работ по тематике гибридных систем в авиационной технике. При экспериментах по совместной работе ПД и ЭД в гибридном режиме видимых сбоев в работе ПД не обнаружено.

Следует отметить, что эксплуатация ЭСУ гораздо проще, чем эксплуатация ПД и ГСУ. Об этом свидетельствует и большое количество разрабатываемых и эксплуатируемых лёгких ЛА с ЭСУ, как беспилотных, так и пилотируемых. ГСУ требует эксплуатации, как электрической, так и поршневой части. Наличие двух источников энергии- углеродное топливо (бензин, керосин) и электрический в виде АКБ.

Из таблицы 21 видно, что погрешность разработанной методики и экспериментальных данных относительно различных параметров ГСУ составляет не более 4,9 % при степени гибридизации ГСУ $k_{эд}=0,35$. Разницу в теоретической и экспериментальной мощности ГСУ в 1,8кВт можно отнести к потерям редуктора и электрической системы (сопротивление электропроводки и т.п.).

Если сравнить стоимость экспериментальной ГСУ на базе РМЗ-50 и аналог по мощности РМЗ-551 равной 47,8кВт, стоимость которого с редуктором, выхлопной системой и ВВ составляла на момент сборки порядка 398 000р., то можно сделать

вывод, что цена за 1кВт мощности сопоставима с ГСУ аналогичной мощности. Стоимость же зарубежных аналогов по мощности таких фирм, как Hirth и Simonini будет значительно превосходить отечественные двигатели РМЗ. Отечественная линейка ПД РМЗ-250, РМЗ-500, РМЗ-550, РМЗ-640, РМЗ-551 позволяет создать на их базе линейку ГСУ мощностью до 100кВт.

Дальнейшее совершенствование ГСУ будет зависеть от улучшения удельных характеристик её компонентов- ПД, АКБ, ЭД, контроллера.

Таблица 23. Сравнение различных СУ

Наименование двигателя	Тип двигателя и охлаждения	Мощность двигателя; кВт	Масса двигателя; кг	Удельная масса; кг/кВт
Rotax 912ULS	4х тактн. Смеш. Охл. Жидк и возд.	58,8	78,2	1,3
Rotax 582	2х тактн. Вод.охл.	45,6	34,3	0,8
Rotax 503	2х тактн. Возд.охл.	38,25	37,0	1,0
РМЗ-500	2х тактн. Возд.охл.	36,78	38,1	1,0
Экспериментальная ГСУ с степенью гибридации $k_{эд} = 0,35$	2х тактн. Возд.охл.	46,5	60,7	1,3

Анализируя удельные характеристики экспериментальной ГСУ и самые известные зарубежные двигатели фирмы Rotax и отечественный РМЗ-500, применяемые в малой авиации, можно сделать вывод, что экспериментальная ГСУ приближается к удельной характеристики четырёхтактного Rotax 912ULS (см. таблицу 23).

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

ГСУ- гибридная силовая установка

ПД-поршневой двигатель

ЭД-электрический двигатель

ВВ- воздушный винт

ЛА- летательный аппарат

АКБ- аккумуляторная батарея

ЭВМГ- электрическая винтомоторная группа

ЭСУ- электрическая силовая установка

ЛТХ- лётно-технические характеристики

ДВС- двигатель внутреннего сгорания

СУ- силовая установка

КПД- коэффициент полезного действия

КЗ- короткое замыкание

BMS- Battery Management System

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработана методика формирования облика ГСУ на базе поршневого и электрического двигателей для лёгких летательных аппаратов самолётно-го типа. Рассматриваются лёгкие самолёты с взлётной массой от 250 до 5500 кг. Введены понятия: степень гибридации, 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 ИСТОЧНИКОВ

1. ФГБУ «Национальный исследовательский центр «Институт имени Н.Е. Жуковского»: [сайт]. URL: <http://www.nrczh.ru> (дата обращения: 06.03.2020).
2. Задачи ФГБУ «Национальный исследовательский центр «Институт имени Н.Е. Жуковского» в области управления созданием опережающего научно-

технического задела в авиастроении [Электронный ресурс] // ФГБУ «Национальный исследовательский центр «Институт имени Н.Е. Жуковского». 2016. URL: http://www.aviationunion.ru/Files/Sipalo_3_U_15042016.pdf (дата обращения: 06.03.2020).

3. National Plan for Aeronautics Research and Development and Related Infrastructure. Aeronautics Science and Technology Subcommittee. (2010). Committee on Technology. National Science and Technology Council.

4. ACARE: [сайт]. URL: <https://acare4europe.org> (дата обращения: 11.10.2018).

5. Сравнительный анализ параметров и характеристик различных схем силовой установки с дополнительным выносным винтовентилятором [Электронный ресурс] / Эзрохи Ю.А., Каленский С.М., Полев А.С., Дрыгин А.С., Рябов П.А. // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана 2012. № 12. С. 38. URL: <http://technomag.edu.ru/doc/511469.html> (дата обращения: 21.11.2020).

6. Палкин В.А. Обзор работ в США и Европе по авиационным двигателям для самолетов гражданской авиации 2020...2040-х годов / Палкин В.А. // Авиационные двигатели. 2019. № 3 (4). С. 63–83.

7. Абрамов М. М. Новые и перспективные направления применения беспилотных летательных аппаратов [Электронный ресурс] / Абрамов М. М. // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2022. – № 3. – С. 227-232 // НЭБ eLIBRARY.

8. Моисеев В.С. Беспилотные вертолеты. Современное состояние и перспективы развития. Казань: Редакционноиздательский центр (РИЦ) «Школа», 2019. 596 с.

9. Аскеров Э. С. Перспективы использования беспилотных летательных аппаратов при обследовании земель и земельном надзоре [Электронный ресурс] / Аскеров Э. С., Абдулаева А. А., Ухумаалиева А. М. // Аграрное и земельное право. – 2022. – № 2(206). – С. 108-111 // НЭБ eLIBRARY.

10. Васильев В. В. Применение беспилотных летательных аппаратов с искусственным интеллектом в агропромышленном комплексе [Электронный ресурс] / Васильев В. В., Папонов Н. Н., Аксенов И. И. // Теория и практика

инновационных технологий в АПК : материалы Нац. науч.-практ. конф. – Воронеж: ВГАУ, 2022. – Т. 1 – С. 54-63 // НЭБ eLIBRARY.

11. Основы проектирования, конструирования и производства летательных аппаратов (дистанционно пилотируемые летательные аппараты). / Голубев И.С., Янкевич Ю.И. // Издательство МАИ, 2006. 528 с.

12. Гонтарь В. Н. Применение беспилотных летательных аппаратов при охране общественного порядка [Электронный ресурс] / В. Н. Гонтарь, А. О. Митина // Шуйская сессия студентов, аспирантов, педагогов, молодых ученых : материалы XV Междунар. науч. конф. / отв. ред. А. А. Червова. – М.- Иваново-Шуя : ИВГУ, 2022. – С. 119-122 // НЭБ eLIBRARY.

13. Гулый И. М. Применение беспилотных летательных аппаратов на железнодорожном транспорте [Электронный ресурс] / Гулый И. М. // Транспортное дело России. – 2022. – № 6. – С. 133-134 // НЭБ eLIBRARY.

14. Дашкина А. Р. Применение беспилотных летательных аппаратов для повышения безопасности в нефтегазовой отрасли [Электронный ресурс] / Дашкина А. Р. // Нефтяная смена. Энергия будущего: материалы VIII Всерос. науч.-практ. конф. – Красноярск: СФУ, 2022. – С. 28-30 // НЭБ eLIBRARY.

15. Дронова О. Б. Применение современных беспилотных летательных аппаратов в целях обеспечения безопасности дорожного движения [Электронный ресурс] / Дронова О. Б. // Судебная экспертиза: прошлое, настоящее и взгляд в будущее: материалы Междунар. науч.-практ. конф. / сост. Парамонова Г. В., Яремчук В. П. – СПб.: СПбУ МВД РФ, 2022. – С. 86-91 // НЭБ eLIBRARY.

16. Знаменская К. С. Современное обеспечение обслуживания грузовых рейсов гражданской авиации беспилотными летательными аппаратами [Электронный ресурс] / Знаменская К. С., Калашникова М. Д. // Научный вестник УИ ГА. – 2022. – № 14. – С. 27-30 // НЭБ eLIBRARY.

17. Кириллов Ю. Ф. Применение беспилотных летательных аппаратов для раннего обнаружения очагов лесных пожаров на примере Центральной Якутии [Электронный ресурс] / Кириллов Ю. Ф., Кириллов Д. Ю. // Вопросы устойчивого развития общества. – 2022. – № 4. – С. 895-901 // НЭБ eLIBRARY.

18. Кирюхина Е. А. Системы двигательных установок для беспилотных летательных аппаратов [Электронный ресурс] / Кирюхина Е. А, Шамбазов Р. Э. // Стратегическое развитие инновационного потенциала отраслей, комплексов и организаций : сб. ст. X Междунар. науч.-практ. конф. – Пенза : ПГАУ, 2022. – С. 117-123 // НЭБ eLIBRARY.
19. Костоглотов А. А. Синтез адаптивных алгоритмов оценки ориентации беспилотных транспортных средств с использованием интеллектуального нейросетевого идентификатора / Костоглотов А. А., Пеньков А. С., Зехцер В. О. // Вестник Ростовского государственного университета путей сообщения. – 2022. – № 1(85). – С. 186-194.
20. Куликова Е. Г. Изучение возможностей использования беспилотного летательного аппарата в сельском хозяйстве [Электронный ресурс] / Куликова Е. Г., Манапова Д. И. // Сурский вестник. – 2022. – № 3(19). – С. 34-42 // НЭБ eLIBRARY.
21. Мещерин Д. Л. Основные аспекты применения беспилотных летательных аппаратов в настоящее время [Электронный ресурс] / Мещерин Д. Л., Шоков М. А., Истюнькин А. С. // Матрица научного познания. – 2022. – № 12-1. – С. 31-35 // НЭБ eLIBRARY.
22. Митюшин Д. А. Использование беспилотных летательных аппаратов в ОРМ «Наблюдение»: модель угроз безопасности информации [Электронный ресурс] / Митюшин Д. А. // Вестник РГГУ. Сер. Информатика. Информационная безопасность. Математика. – 2022. – № 3. – С. 43-65 // НЭБ eLIBRARY.
23. Овчинников А. В. Тушение городских пожаров с помощью беспилотных летательных аппаратов [Электронный ресурс] / Овчинников А. В., Фетисов В. С. // Актуальные проблемы науки и техники : материалы II Междунар. науч.-техн. конф. – Ижевск: ИжГТУ, 2022. – С. 836-840 // НЭБ eLIBRARY.
24. Основные проблемы согласования применения беспилотных летательных аппаратов для обследования объектов инфраструктуры железнодорожного транспорта [Электронный ресурс] / Глинская О. С., Турчик С. Е., Куштин В. И., Никитаева К. В. // Инновационные технологии в строительстве и управление

техническим состоянием инфраструктуры : сб. науч. тр. IV Всерос. нац. науч.-практ. конф. – Ростов-на-Дону: РГУПС, 2022. – С. 38-41 // НЭБ eLIBRARY.

25. Особенности применения беспилотных летательных аппаратов для мониторинга объектов нефтегазового комплекса [Электронный ресурс] / Калач А. В., Сысоева Т. П., Калач Е. В. // Сибирский пожарноспасательный вестник. – 2022. – № 2(25). – С. 111-115 // НЭБ eLIBRARY.

26. Пашина Н. В. Применение пилотируемых и беспилотных авиационных комплексов при тушении пожаров [Электронный ресурс] / Пашина Н. В. // Пожаротушение: проблемы, технологии, инновации : материалы VIII Междунар. науч.-практ. конф. : в 2 ч., Ч. 1. – М. : Академия ГПС МЧС России, 2022. – С. 177-181 // НЭБ eLIBRARY.

27. Перспективы развития в России беспилотных летательных аппаратов [Электронный ресурс] / Леонов А. С., Гришкин Д. А., Калашников В. С. // Труды международного симпозиума «Надежность и качество». – 2022. – Т. 2. – С. 195-198 // НЭБ eLIBRARY.

28. Применение беспилотных летательных аппаратов для геоморфологического картографирования оползневых склонов хребта Аибга [Электронный ресурс] / Сократов С. А., Сучилин А. А., Шныпарков А. Л. // ИнтерКарто. ИнтерГИС. – 2022. – Т. 28. – № 1. – С. 480-495 // НЭБ eLIBRARY.

29. Применение беспилотных летательных аппаратов для обследования объектов транспортной инфраструктуры [Электронный ресурс] / Кочетков А. В., Н. С., Иванов А. Ф., Чижиков И. А. // Умные композиты в строительстве. – 2022. – Т. 3, № 4. – С. 28-38 // НЭБ eLIBRARY.

30. Применение беспилотных летательных аппаратов при сборе исходных данных для BIM-технологий [Электронный ресурс] / Никитаева К. В., Турчик С. Е., Ревякин А. А., Глинская О. С. // Инновационные технологии в строительстве и управление техническим состоянием инфраструктуры : сб. науч. тр. IV Всерос. нац. науч.-практ. конф. – Ростов-на-Дону: РГУПС, 2022. – С. 109-111 // ЭБ НТБ РГУПС.

31. Иванов М.С., Аганесов А.В., Крылов А.А. Беспилотные летательные аппараты: справочное пособие. / Иванов М.С., Аганесов А.В., Крылов А.А. // Воронеж: Научная книга, 2015. 619 с.
32. Применение технологии виртуальных антенных решеток для пассивных пеленгаторов беспилотных летательных аппаратов [Электронный ресурс] / Ищенко Е. А., Пастернак Ю. Г., Пендюрин В. А. // Вестник Воронежского государственного технического университета. – 2023. – Т. 19, № 1. – С. 27-31 // НЭБ eLIBRARY.
33. Сазонова Е. А. Тенденции использования беспилотников в России [Электронный ресурс] / Сазонова Е. А. // Инновационные тенденции развития российской науки: материалы XV Междунар. науч.-практ. конф. – Красноярск: КрасГАУ, 2022. – С. 256-258 // НЭБ eLIBRARY.
34. Система контроля бортовых сетей беспилотного летательного аппарата [Электронный ресурс] / Сафонов И. А., Кузьменко Р. В., Сукачева Е. А., Галиева Д. С. // Вестник Воронежского института ФСИИ России. – 2022. – № 1. – С. 21-26 // НЭБ eLIBRARY.
35. Скворцова М. А. БПЛА вертикального взлета и посадки для мониторинга местности [Электронный ресурс] / Скворцова М. А. // Общество, образование, наука: современные тренды: сб. тр. II Нац. науч.-практ. конф. / 20 редкол. : Е. П. Масюткин [и др.]. – Керчь: КГМТУ, 2022. – С. 113-117 // НЭБ eLIBRARY.
36. Федорец Е. А. Система обнаружения лесных пожаров с использованием БПЛА [Электронный ресурс] / Федорец Е. А., Сутунков В. Ю. // Достижения молодежной науки для агропромышленного комплекса : сб. ст. LVI науч.-практ. конф. – Тюмень: ГАУСЗ, 2022. – Т. 4. – С. 514-519 // НЭБ eLIBRARY.
37. Павлов А.М., Спиндзак И.И., Егорова П.С. Особенности эксплуатации электрической силовой установки мотопланера Taurus Electro G2 / Павлов А.М., Спиндзак И.И., Егорова П.С. // Системный анализ и логистика. 2018. № 3 (18). С. 3-13.
38. Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Гелиев А.В., Гордин М.В., Киселев И.О., Журавлев Д.И., Загуменнов Ф.А., Казаков А.В., Вавилов В.Е. Формирование обликов электрической силовой установки для сверхлегкого пилотируемого

самолета / Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Гелиев А.В., Гордин М.В., Киселев И.О., Журавлев Д.И., Загуменнов Ф.А., Казаков А.В., Вавилов В.Е. // Авиационные двигатели 13 (8) 1 2020. -10с.: ил.

39. Ерохин Е. Российские поршневые двигатели для легкой авиации и БЛА / Ерохин Е. // Взлет, №11, 2015. С. 14-21.

40. Кондратьев В. П., Яснопольский Л.Ф. Самолёт своими руками / Кондратьев В. П., Яснопольский Л.Ф. // М.: Патриот, 1993. -208 с., ил.

41. Авиационные поршневые двигатели XXI века: [сайт]. URL: <http://www.ciam.ru/press-cente>.

42. Авиационные дизельные двигатели компании Junkers: [сайт]. URL: <https://dzen.ru/a/ZASiHR2Spw2j0pXL>

43. Костюченко А.Н. Перспективы развития авиационных поршневых двигателей для БЛА: [сайт]. URL: <https://aviacenter.org/d/166600/d/perspektivyrazvitiyaaviatsionnykhporshnevyykhdvigatelaydlyabpla.pdf> 2015г.

44. Самолёт DA62: [сайт]. URL: <https://egmont.group/ru/product/11-diamond-da62>

45. Yu. Ravikovich, D. Holobtsev Design Analysis of the Optimal Hybrid Electric Propulsion Cryocooling System for New Aircraft and Disc Airship with High Temperature Superconductor Components, EASN 2020, IOP Conference Series Materials Science and Engineering, January 2021. -8с.

46. Yu. Ravikovich, M. Kuprikov, R. Domjan Innovation Design Analysis of the Optimal Aerodynamic Adaptive Smart Structures for Disc-Body Solar Hybrid Electric Aircraft and Airship Concepts, EASN 2020, IOP Conference Series Materials Science and Engineering, January 2021. -8с.

47. W. Affoso Jr, R. Gandolfi, R. Reis, Yu. Ravikovich, N.Ivanov Thermal Management challenges for HEA – FUTPRINT50 EASN 2020 , IOP Conference Series Materials Science and Engineering, January 2021. -8с.

48. Yu. Ravikovich, N. Ivanov, D. Holobtsev FUTPRINT50 Consortium: Thermal Management System Concepts for Regional PAX Hybrid Electrical Aircraft

Development FUTPRINT50 Consortium: Thermal Management System Concepts for Regional PAX Hybrid Electrical Aircraft Development.-7с.

49. Буров М. Н. Электрические и гибридные авиационные двигатели. Шаг в будущее или фантастика? / Буров М. Н. // Автоматизация проектирования 3-4/2017.- 3с.

50. Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Рахманкулов Д.Я., Сунцов П.С., Овдиенко М.А.,Гелиев А.В., Киселев И.О., Власов А.В. Традиционные, Гибридные и электрические силовые установки самолетов местных воздушных линий. / Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Рахманкулов Д.Я., Сунцов П.С., Овдиенко М.А.,Гелиев А.В., Киселев И.О., Власов А.В. // Авиационные двигатели 1 1 (14) 1 2022. -14с.

51. Гордин М.В., Палкин В.А. Концепции авиационных двигателей для перспективных пассажирских самолетов / Гордин М.В., Палкин В.А. // Авиационные двигатели 3 (4) 2019. – 10с.

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

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

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

55. Ломазов В.С., Осипов И.В. Малоразмерный редукторный ТРДД –альтернатива малоразмерным ГТД с винтовым движителем для малой авиации и беспилотных ЛА / Ломазов В.С., Осипов И.В. //Сборник тезисов «Международный форум двигателестроения. Научно-технический конгресс по двигателестроению (НТКД-2018)». Т. 1. М.: Ваш Успех, 2018. С. 45-46.

56. 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.
57. 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>.
58. Friedrich, C., & Robertson, P. A. (2015). Hybrid-Electric Propulsion for Aircraft. Journal of Aircraft, 52(1), 176–189. doi:10.2514/1.c032660
59. 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>
60. 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
61. Рябов П.А., Селиванов О.Д. Энергетических установок летательных аппаратов. От первых опытных БЛА до магистральных. Обзор работ ЦИАМ в области гибридных самолетов дальней перспективы / Рябов П.А., Селиванов О.Д. // Международный форум Двигателестроения. Научнотехнический конгресс по двигателестроению (НТКД-2018) (Москва, 5–6 апреля 2018): сб. тезисов. – М.: Ваш Успех, 2018. – С. 46–47.
62. Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Гелиев А.В., Гордин М.В., Киселев И.О., Журавлев Д.И., Загуменнов Ф.А., Казаков А.В., Вавилов В.Е. Формирование обликов электрической силовой установки для сверхлегкого пилотируемого самолета / Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Гелиев А.В., Гордин М.В., Киселев И.О., Журавлев Д.И., Загуменнов Ф.А., Казаков А.В., Вавилов В.Е. // Авиационные двигатели 13 (8) 1 2020. -10с.: ил.

63. Редькин А.В., Ялоза Ю.А., Ковалёв И.Е. Оценка надёжности конвертируемого летательного аппарата с гибридной силовой установкой и многовинтовой несущей системой / Редькин А.В., Ялоза Ю.А., Ковалёв И.Е. // Научный Вестник МГТУ ГА Том 23, № 05, 2020. 21с: ил.
64. Сычёв А.В., Балясный К.В. Вопросы применения электрического двигателя на лёгком самолёте / Сычёв А.В., Балясный К.В. // Двигатель №4-6 2020г.
65. Сычёв А.В., Балясный К.В., Борисов Д.А., Кузнецов К.В. Стенд для тестирования электрической винтомоторной группы / Сычёв А.В., Балясный К.В., Борисов Д.А., Кузнецов К.В. // Двигатель №3 2021г.
66. Сычёв А.В., Балясный К.В., Борисов Д.А. ГСУ с использованием ЭД и ДВС с общим приводом на воздушный винт / Сычёв А.В., Балясный К.В., Борисов Д.А. // Вестник МАИ 2022г. том 29
67. Сычёв А.В., Балясный К.В., Равикович Ю.А. Синхронизация работы поршневого и электрического двигателя в авиационной гибридной силовой установке параллельной схемы / Сычёв А.В., Балясный К.В., Равикович Ю.А. // Вестник УГАТУ, Уфа. Том 27 № 3 (101) (2023).
68. Сычёв А.В., Равикович Ю.А., Борисов Д.А. Стендовые испытания электрической винтомоторной группы как первый этап в создании гибридной силовой установки / Сычёв А.В., Равикович Ю.А., Борисов Д.А. // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023;22(3):99-107.
69. Сычёв А.В., Арбузов И.В., Равикович Ю.А. Метод расчёта в первом приближении взлётной массы лёгкого самолёта с гибридной силовой установкой / Сычёв А.В., Арбузов И.В., Равикович Ю.А. // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024;23(2):62-73
70. Писарев, Н. С. Самолеты гражданской и военной авиации на гибридных авиационных двигателях / Писарев Н. С. // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2016. – Т. 1. – № 12. – С. 900-901. – EDN WTOCTN.

71. Воздушный кодекс Российской Федерации от 19.03.1997 N 60-ФЗ (ред. от 08.08.2024) : [сайт]. URL: https://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_13744/
72. Сайт компании Pipistrel: [сайт]. URL: <https://www.pipistrel-aircraft.com/>
73. Dominique Paul Bergmann, Jan Denzel, Asmus Baden, Lucas Kuglerand, Andreas Strohmayer. Innovative Scaled Test Platform e-Genius-Mod— Scaling Methods and Systems Design. Aerospace 2019, 6, 20; doi:10.3390/aerospace6020020.-14с.
74. Масленников М.М. Авиационные поршневые двигатели : учебное пособие для авиационных вузов / Масленников М. М., Рапипорт М. С. // Москва : Гос. изд-во оборонной пром-сти, 1951. — 847 с., [7] л. ил. : ил., табл. : 27 см.
75. Авиационные поршневые двигатели XXI века : [сайт]. URL: <http://www.ciam.ru/press-cente>.
76. Сайт фирмы «Русская механика» : [сайт]. URL: <https://go-rm.ru/>
77. Гордин М.В., Финкельберг Л.А., Семенов П.В. Перспективы развития авиационного поршневого двигателестроения в России / Гордин М.В., Финкельберг Л.А., Семенов П.В. // Авиационные двигатели 1 1 (6) 1 2020г.
78. Авиационные дизельные двигатели компании Junkers: [сайт]. URL: <https://dzen.ru/a/ZASiHR2Spw2j0pXL>
79. Костюченко А.Н. Перспективы развития авиационных поршневых двигателей для БЛА [Электронный ресурс] / Костюченко А.Н. // Презентация. ЦИАМ. URL: <https://aviacenter.org/d/166600/d/perspektivirazvitiyaaviatsionnykhporshnevuykhdvigateleydlyabpla.pdf> 2015г.
80. Сайт фирмы «Авиагамма»: [сайт]. URL: <http://www.aviagamma.ru/>
81. Самолёт DA62: [сайт]. URL: <https://egmont.group/ru/product/11-diamond-da62>
82. Спицын Д. Сводная таблица параметров электродвигателей для электромобилей. [Электронный ресурс]. URL: <http://sdisle.com/ev/motors/index.html>.

83. Вольдек А.И. Электрические машины / Вольдек А.И.// Л.: Энергия, 1974. 832 с.
84. Тузов В.П. Электротехнические устройства летательных аппаратов / Тузов В.П. // М.: Высшая школа, 1987. 152 с.
85. Захарченко В.С., Селиванов О.Д., Сунцов П.С., Рахманкулов Д.Я. Расчетные исследования по оценке эффективности электрической силовой установки к легкому вертолету / Захарченко В.С., Селиванов О.Д., Сунцов П.С., Рахманкулов Д.Я. // Вестник Уфимского госуд. авиац. техн. ун-та (УГАТУ), 2018, т. 22, № 1(79). С. 83-89.
86. Сайт производителей электродвигателей EMRAX: [сайт]. URL: <https://emrax.com/references/aviation-aerospace/>
87. Гуревич О.С., Гулиенко А.И., Захарченко В.С. и др. Электрический вертолет / Гуревич О.С., Гулиенко А.И., Захарченко В.С. // Двигатели, №2(80), 2012. С. 12-14.(www.dvigately.ru).
88. Черкасов А.Н., Легконогих Д.С., Зиненков Ю.В., Панов С.Ю. Двигатели для отечественных беспилотников: прошлое, настоящее и будущее / Черкасов А.Н., Легконогих Д.С., Зиненков Ю.В., Панов С.Ю. // Вестник Самарского гос. университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение, 2018, т. 17. С.127-137
89. Бубенчиков А.А., Дайчман Р.А., Артамонова Е.Ю. Выбор аккумуляторных батарей для систем автономного питания / Бубенчиков А.А., Дайчман Р.А., Артамонова Е.Ю. // Научный аспект, 2015, №4. С. 208-215.
90. Слабоспицкий Р.П., Хажмуратов М.А., Лукьянова В.П. Анализ перспективных систем охлаждения аккумуляторных батарей / Слабоспицкий Р.П., Хажмуратов М.А., Лукьянова В.П. // Радиоэлектроника и информатика, 2013, №2. С. 8-12.
91. Слабоспицкий Р.П., Хажмуратов М.А., Лукьянова В.П. Анализ и расчет системы охлаждения аккумуляторных батарей / Слабоспицкий Р.П., Хажмуратов М.А., Лукьянова В.П. // Радиоэлектроника и информатика, 2011, №3. С. 3-8.

92. Клименко Г.К., Лапин А.А., Марахтанов М.К. Исследование теплового состояния аккумулятора в рабочем цикле / Клименко Г.К., Лапин А.А., Марахтанов М.К. // Инженерный журнал: «Наука и инновации», 2013, вып. 10. С. 23-26.
93. Сайт фирмы Kelly: [сайт]. URL: <https://kellycontroller.ru>
94. Кравец А.С. Характеристики воздушных винтов / Кравец А.С. // Государственное издание оборонной промышленности, 1941. - 264 с.
95. Александров В.Л. Воздушные винты / Александров В.Л. // Москва: Государственное издательство оборонной промышленности, 1951, 476 - с.
96. Шайдаков В.И., Маслов А.Д. Аэродинамическое проектирование лопастей воздушных винтов / Шайдаков В.И., Маслов А.Д. // Учебное пособие. Издательство МАИ 1995.68с. ил.
97. Шайдаков В.И. Аэродинамика винта в кольце / Шайдаков В.И. // Учебное пособие. Издательство МАИ 1996. 88с. ил.
98. Егер С. М., Мишин В. Ф., Лисейцев Н. К., Бадягин А. А., Ротин В. Е., Склянский Ф. И., Кондратов Н. А., Киселев В. А., Фомин Н. А. Проектирование самолетов / Егер С. М., Мишин В. Ф., Лисейцев Н. К., Бадягин А. А., Ротин В. Е., Склянский Ф. И., Кондратов Н. А., Киселев В. А., Фомин Н. А. // Учебник для вузов. Под ред. С. М. Егера. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение. 1983 г. 596 стр.
99. Вислов И. П. Проектирование легких и сверхлегких летательных аппаратов. / Вислов И. П. // Учебное пособие. Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева. — Самара: СГАУ, 2005 г. 114 с.
100. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов / Житомирский Г. И. // Учебное пособие — 4-е, изд. — Москва: Машиностроение, 2018. — 416 с.
101. Арепьев А.Н. Проектирование легких пассажирских самолетов. / Арепьев А.Н. // Изд-во МАИ, 2006. - 640 с: ил.
102. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов / Торенбик Э. // Машиностроение. Москва 1983г. -648 с. ил.
103. Самолёт Аэропракт-20 (А-20): [сайт]. URL: <http://www.airwar.ru/enc/la/a20.html>

104. Характеристики самолёта СП30: [сайт]. URL: https://taganrog-avia.ru/aircraft/Spektr/sp-aero_ru/sved.htm
105. Самолёт Бекас Х-32: [сайт]. URL: <https://www.skykrasnodar.com/bekas>
106. Самолёт Virus: [сайт]. URL: <http://www.airwar.ru/enc/la/virus.html>
107. Самолёт Zodiak СН-601 XL: [сайт]. URL: <http://www.airwar.ru/enc/la/ch601.html>
108. Лёгкий многоцелевой самолёт STOL СН-701: [сайт]. URL: <http://www.airwar.ru/enc/la/ch701.html>
109. Самолёт Птенец-2: [сайт]. URL: <https://vzletim.ru/aviapark/h2.php>
110. Pipistrel. Velis electro: [сайт]. URL: <https://www.pipistrel-aircraft.com/products/velis-electro/>
141. Airbus. Hybrid and electric flight: [сайт]. URL: <https://www.airbus.com/en/innovation/low-carbon-aviation/hybrid-and-electric-flight>
111. Григорьев В.А., Загребельный А.О., Прокаев А.С., Кузнецов С.П. К вопросу оценки массы редуктора в задаче оптимизации параметров рабочего процесса ТВД на этапе начального проектирования / Григорьев В.А., Загребельный А.О., Прокаев А.С., Кузнецов С.П. // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета №5(47), часть 1, 2014.
112. Заикин А. Е., Гаршин В. Г., Воронцов А. Е., Адрианов Я. С., Богомолов С. И., Воликов Г. Д., Данилов М. И. Авиационные двигатели. Конструкция и расчет деталей / Заикин А. Е., Гаршин В. Г., Воронцов А. Е., Адрианов Я. С., Богомолов С. И., Воликов Г. Д., Данилов М. И. // ВВА КА им. Жуковского. — М.: Оборонгиз, 1941. — 612 с.
113. Конструкция дифференциала: [сайт]. URL: <https://dzen.ru/a/W9iaQSNPnwCq9J13>
114. Коновалов А.Б., Гребенникова В.М. Ременные передачи / Коновалов А.Б., Гребенникова В.М. // Учебное пособие. - СПбГТУРП. - СПб., 2011. - 106 с.: ил. 42.
115. Левитский И. Г. Расчет клиноременной передачи / Левитский И. Г. // методические указания к курсовому проектированию по деталям машин для студентов всех форм обучения / сост. Хабаровск : Изд-во Тихоокеан. гос. ун-та, 2008. – с.

116. Баханович А.Г. Проектирование зубчато-ременных передач / Баханович А.Г. // учебно-метод. пособие для студ. машиностроит. спец. /. – Мн.: БНТУ, 2004. – 39 с. ISBN 985-479-090-8. УДК 621.833(075.8) ББК 34.445я7 Б 30
117. Анурьев В. И. Справочник конструктора-машиностроителя / Анурьев В. И.// В 3 т. 5-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1979. –Т. 2 – С. 550.
118. Дунаев П. Ф. Конструирование узлов и деталей машин / Дунаев П. Ф. // учеб. пособие для вузов. 3-е изд. перераб и доп. – М.: Высшая школа, 1978. – С. 352.
119. Ильясов Р.И. Системы стабилизации выходного напряжения синхронных генераторов// Практическая силовая электроника. - 2022 - №2 (86) - Р. 26-31
120. Мошков П.А. Энергетические характеристики аку-стического поля винтомоторных силовых установок // Вестник УГАТУ. 2018. Т. 22, No 4 (82). С. 87–93
121. Машков П.А. Исследование шума авиационного двухтактного двухцилиндрового поршневого двигателя / Машков П.А. // Вестник УГАТУ 2021. Т.№25(92). с. 48-55.
122. Сайт фирмы «Ростов Винт»: [сайт]. URL: <https://rostovvint.ru/>