

На правах рукописи



ДУХНОВСКИЙ ДЕНИС АСКОЛЬДОВИЧ

**РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЦИОНАЛЬНОГО
РАЗМЕРНО-ВЕСОВОГО ОБЛИКА БЕСПИЛОТНОГО САМОЛЁТА
С ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ**

Специальность 2.5.13.

«Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация
летательных аппаратов»

Автореферат диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2024

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Научный Стрелец Дмитрий Юрьевич

руководитель: кандидат технических наук, доцент

Официальные Кутахов Владимир Павлович

оппоненты: доктор технических наук, профессор, директор проектного комплекса «Роботизированные авиационные системы», Федеральное государственное бюджетное учреждение «Национальный исследовательский центр «Институт имени Н.Е. Жуковского», г. Москва

Самуленков Юрий Иванович

кандидат технических наук, доцент кафедры «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и авиационных двигателей», Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет гражданской авиации», г. Москва

Ведущая Федеральное автономное учреждение «Центральный организация: аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского», ФАУ «ЦАГИ», Московская область, г. Жуковский

Защита диссертации состоится «26» декабря 2024 года в 14 часов 00 минут на заседании диссертационного совета 24.2.327.09 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке: https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=182940

Автореферат разослан «___» _____ 2024 года.

Отзыв на автореферат, заверенный печатью учреждения, просим направлять по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4. Ученый совет МАИ

Учёный секретарь
диссертационного совета
24.2.327.09, к.т.н., доцент

Д.Ю. Стрелец

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования

Одним из новых направлений развития авиационной техники является беспилотная авиация, которая во многом расширила область применения летательных аппаратов. Актуальность беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) как направления развития авиационной техники подтверждается Постановлением Правительства Российской Федерации от 09.02.2023 № 190 «О Правительственной комиссии по вопросам развития беспилотных авиационных систем», Распоряжением Правительства Российской Федерации от 21.06.2023 №1630-р «Об утверждении Стратегии развития беспилотной авиации Российской Федерации на период до 2030 года и на перспективу до 2035 года» и ростом объёма рынка БПЛА в Российской Федерации и в мире.

В беспилотной авиации получили широкое распространение электрические силовые установки (ЭСУ). Электрические силовые установки в сравнении с силовыми установками с двигателями внутреннего сгорания (ДВС) обладают рядом преимуществ для применения в БПЛА: доступность с точки зрения стоимости, высокая эксплуатационная и производственная технологичность, высокая надёжность.

Применение электрических силовых установок является новым техническим решением в авиационной технике, что обуславливает необходимость определения рационального подхода к проектированию летательных аппаратов с ЭСУ. Рациональность проектирования определяется наличием модели проектируемого объекта. Степень достоверности, используемых при проектировании моделей, определяет надёжность принимаемых проектировочных и конструкторских решений, направленных на выполнение требований, предъявляемых к проектируемому объекту. Решения, принимаемые на ранних этапах проектирования, в частности, при определении размерно-весового облика самолёта, особенно важны с точки зрения времени и стоимости процесса создания нового летательного аппарата.

Целью предварительного проектирования является первоначальное определение размерно-весового облика летательного аппарата, отвечающего требованиям технического задания. Таким образом, необходимо последовательно решить задачи выбора рациональных проектных параметров, провести предварительное весовое проектирование, определить основные геометрические характеристики самолёта.

Задание прогнозируемых уровней аэродинамического и весового совершенства самолёта, а также уровня совершенства силовой установки позволяет на начальном этапе проектирования свести задачу определения совокупности проектных параметров самолёта к определению значений трех

основных параметров: потребного относительного запаса топлива (относительной массы АКБ), стартовой удельной нагрузки на крыло и стартовой тяговооруженности.

С использованием полученных значений, итерационным путём определяют остальные параметры самолёта.

Электрические силовые установки определяют необходимость корректировки существующих методик предварительного проектирования и определения рационального размерно-весового облика летательных аппаратов самолётно-го типа.

Для самолётов с двигателями внутреннего сгорания (ДВС), методики определения взлётной массы и массы топлива известны и надёжны. Принципиальным отличием, с точки зрения взлётной массы, самолётов с ЭСУ, работающей с аккумуляторными батареями, от самолётов с ДВС является неизменность массы летательного аппарата в ходе полёта.

Процесс определения массы электрической силовой установки отличен от процесса определения массы силовой установки с ДВС, ввиду различающихся удельных характеристик и конструкций двигателей.

Процесс определения стартовой удельной нагрузки на крыло и стартовой тяговооруженности требует учёта специфических требований к беспилотным самолётам с электрической силовой установкой (БЭСУ), отличающихся от требований к пилотируемым самолётам с ДВС.

Таким образом, возникает необходимость разработки новой методики определения рационального размерно-весового облика беспилотного самолёта с электрической силовой установкой.

Степень разработанности темы исследования

С точки зрения применения ЭСУ в авиационной технике, направлений возможного развития ЭСУ и практического применения значительный вклад внесли Шефер А.В., Дастин С.У., Синсай Д., Баумейстер С., Леунг А., Райли Т.В., Петров М.В., Мелихова Е.В., Мелихов Д.А., Вишванатан В., Кнапп Б.М., Тулинова Е.Е., Егорова П.С., Павлов А.М., Фетисова Н.А. Проведенный анализ литературных источников позволил оценить существующие заделы по направлению применения ЭСУ в авиационной технике и выявить недостающие для формирования методики определения рационального размерно-весового облика БЭСУ аспекты исследований.

Цель исследования – Разработка методики определения размерно-весового облика беспилотного самолёта с электрической силовой установкой в категории от 5 до 30 кг, позволяющей повысить точность и обоснованность принимаемых технических решений на начальном этапе проектирования.

Для достижения поставленной цели сформулированы **следующие задачи**:

1. анализ и классификация существующих летательных аппаратов с электрической силовой установкой;
2. определение особенностей проектирования беспилотных самолётов с электрической силовой установкой;
3. анализ существующих методик определения проектных параметров летательных аппаратов, определение их применимости для проектирования беспилотных самолётов с электрической силовой установкой;
4. разработка методики определения массы аккумуляторных батарей для беспилотных самолётов категории от 5 до 30 кг с электрической силовой установкой;
5. разработка методики определения массы электрической силовой установки для беспилотного самолёта категории от 5 до 30 кг;
6. разработка методики определения рационального размерно-веса облика беспилотного самолёта с электрической силовой установкой в категории от 5 до 30 кг;
7. проверка разработанных методик на достоверность.

Объектом исследования является беспилотный самолёт с электрической силовой установкой массой от 5 кг до 30 кг.

Предмет исследования составляет методика определения рационального размерно-веса облика беспилотного самолёта с электрической силовой установкой.

Научная новизна. Предложена новая методика определения рационального размерно-веса облика беспилотного самолёта с электрической силовой установкой массой от 5 кг до 30 кг. Разработана методика расчёта относительных масс беспилотного самолёта с электрической силовой установкой, в том числе относительной массы АКБ с учётом набора высоты и скорости крейсерского полёта, дальности крейсерского полёта. Разработана методика определения массы электрических силовых установок. Расчётно-экспериментальным путём подтверждена достоверность разработанных методик.

Теоретическая значимость исследования состоит в развитии методического обеспечения предварительного проектирования беспилотных самолетов. Разработанная методика определения рационального размерно-веса облика БСЭСУ дополняет перечень существующих методик проектирования беспилотных летательных аппаратов в интересах развития и совершенствования беспилотных авиационных систем.

Практическая значимость – заключается в разработке методики определения рационального размерно-веса облика БСЭСУ от 5 кг до 30 кг, которая позволяет проводить расчёты на ранних этапах проектирования новых

авиационных комплексов, содержащих в себе беспилотные самолёты с электрической силовой установкой.

Результаты диссертационной работы могут быть использованы при проектировании, при проведении научно-исследовательских и поисковых работ, а также в образовательном процессе.

Методология и методы исследования. В ходе исследования применялись аналитические методы для разработки методики определения относительной массы АКБ, а также для формирования методики построения области существования БСЭСУ. При разработке методики определения массы силовой установки БСЭСУ, а также при проведении подтверждения достоверности разработанных методик использовались статистические методы.

В ходе обоснования достоверности полученной методики применялись расчётные и экспериментальные методы.

Положения, выносимые на защиту

На защиту выносятся следующие научные положения:

- методика определения рационального размерно-вещового облика БСЭСУ массой от 5 кг до 30 кг на ранних этапах проектирования;
- методика определения массы АКБ;
- методика определения массы электрической силовой установки.

Степень достоверности результатов обеспечена расчётно-экспериментальным методом. По разработанным в ходе диссертационной работы методикам спроектирован, произведен и испытан экспериментальный беспилотный самолёт с электрической силовой установкой. Испытания экспериментального беспилотного самолёта с электрической силовой установкой подтвердили достоверность разработанных методик.

Личный вклад соискателя. Все представленные в диссертации результаты получены лично автором либо при его непосредственном участии.

Апробация работы. Результаты, изложенные в диссертации, доложены и обсуждены на трёх международных и всероссийских научных конференциях:

1. Скоростной транспорт будущего 2022;
2. Авиация и космонавтика 2021;
3. New Trends in Aviation Development 2020.

Содержание диссертации изложено в трёх статьях, из них две – в изданиях Перечня ВАК. Одна статья опубликована в международном журнале «Aerospace Systems», индексируемом в международных реферативных базах данных Scopus.

Структура и объём диссертации

Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы, списка сокращений и условных обозначений и двух приложений.

Общий объём диссертации составляет 175 страниц с приложениями, работа содержит 85 рисунков, 30 таблиц. Список публикаций и использованных источников включает 89 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ ДИССЕРТАЦИИ

Во введении обоснована актуальность исследования, представлена степень разработанности темы исследования, сформулированы цель и задачи работы, определены объект исследования и предмет исследования, изложены научная новизна, теоретическая и практическая значимость работы, методология и методы исследования, представлены положения, выносимые на защиту, степень достоверности результатов, личный вклад соискателя, апробация работы, структура и объём диссертации.

В первой главе диссертационной работы приведен анализ работ отечественных и зарубежных авторов. Проведен обзор работ по определению размерно-весового облика летательных аппаратов с ЭСУ.

Методы определения основных проектных параметров самолётов изложены в трудах следующих учёных: Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К., Погосян М.А., Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А., Гудмундссон С., Раймер Д.

Апробация применения области существования самолёта для БСЭСУ представлена авторами: Глизде Н., Каракаш Х., Коюнджу Э., Иналхан Г., Рибольди К.Э.Д., Гуальдони Ф., Браун А., Харрис У.

Применение гибридных силовых установок и топливных ячеек рассмотрено в работах Фингера Д.Ф., Брауна К., Била К., Брелье Б.Й., Мартинса Дж.Р.Р.А., Ауссерера Д., Хармоан Ф., Гонга А., Верстраете Д., Ленца К.Э., Саида Э., Брэдли Т.Х., Кима Т., Квона С., Каи К.

Анализ дальности полёта самолёта с ЭСУ и массы АКБ исследованы в работах Трауба Л.В., Шевелева А.О., Будаевой В.В., Дёрффель Д., Шарха С.А., Аванцини Дж., Джульетти Ф., Анджелиса Э.Л., Гамильтона Т., Германа Б.Дж., Де Врис Р., Хугрифа М.Ф.М., Воса Р.

Рассмотрены вопросы определения основных проектных параметров и определения взлётной массы летательных аппаратов с электрической силовой установкой.

Проанализированы летательные аппараты (ЛА) с электрической силовой установкой и предложена классификация (Таблица 1).

Благодаря предложенной классификации стало возможным определить объект исследования, как **легкий среднеразмерный** беспилотный самолёт с электрической силовой установкой.

Обоснована актуальность разработки беспилотных самолётов с электрической силовой установкой с взлётной массой до 30 кг.

Летательные аппараты массой менее 30 кг не требуют процедуры сертификации, что регламентирует ГОСТ Р 59517-2021 «Беспилотные авиационные системы. Классификация и категоризация». Летательные аппараты размерностью до 30 кг получили широкое применение при решении различных практических задач.

Таблица 1 – Классификация ЛА с электрической силовой установкой

Класс ЛА с ЭСУ		Взлётная масса мин. (кг)	Взлётная масса макс. (кг)
Микро ЛА		0.05	0.1
Сверхмалые ЛА		0.1	1
Малые ЛА		0	5
Среднеразмерные ЛА	Легкий	5	30
	Средний	30	50
	Тяжелый	50	200
Электроавиация общего назначения		600	3000
Магистральная электроавиация		3000	-

Во второй главе диссертационной работы представлена разработанная методика определения массы аккумуляторных батарей (АКБ). Выявлена неприменимость методик определения массы летательных аппаратов с двигателями внутреннего сгорания для самолётов с электрической силовой установкой, в части определения массы АКБ.

Масса АКБ рассмотрена в двух аспектах: относительная масса АКБ, которая определяется энергией необходимой для совершения полёта с точки зрения движения (БСЭСУ) и масса АКБ, необходимая для обеспечения работы бортового оборудования БСЭСУ.

При определении относительной массы АКБ $\bar{m}_э$ учтены аэродинамические характеристики планера, степень совершенства ЭСУ, характеристики удельной энергоёмкости АКБ. В связи с особенностями применения БСЭСУ, учтены затраты энергии на набор высоты и скорости крейсерского полёта.

$$\bar{m}_{э \text{ гп}} = \frac{g \cdot L}{K \cdot q \cdot \eta_{сy}} \quad (1)$$

$$\bar{m}_{э \text{ н.в.с.}} = \frac{gH + 0,5V^2}{q \cdot \eta_{сy}} \quad (2)$$

$$\bar{m}_э = \bar{m}_{э \text{ н.в.с.}} + \bar{m}_{э \text{ гп}} = \frac{g \left(H + \frac{0,5V^2}{g} + \frac{L}{K} \right)}{q \cdot \eta_{сy}}, \quad (3)$$

где $\bar{m}_{э \text{ гп}}$ – относительная масса АКБ, необходимая для горизонтального полёта, $\bar{m}_{э \text{ н.в.с.}}$ – относительная масса АКБ, необходимая для набора высоты и скорости крейсерского полёта, q – удельная энергоёмкость АКБ [Дж/кг], $\eta_{сy}$ – коэффициент полезного действия (КПД) ЭСУ, V – скорость крейсерского полёта [м/с], H – высота крейсерского полёта [м], L – дальность полёта [м], g – ускорение свободного падения [м/с²], K – аэродинамическое качество.

Для расчёта массы АКБ, необходимой для работы бортового оборудования предложены следующие выражения, применимые для начальных этапов проектирования.

$$m_{\text{акб обор.}} = \frac{1}{q} \sum_{i=1}^n P_i t_i \approx P_{\text{обор.}} \cdot \frac{t_{\text{полёта}}}{q} \approx P_{\text{обор.}} \cdot \frac{L}{V_{\text{кр}}} / q, \quad (4)$$

где $m_{\text{акб обор.}}$ – масса АКБ, обеспечивающая работу бортового оборудования [кг], P_i – электрическая мощность i -того компонента бортового оборудования [Вт], t_i – время его работы в ходе полёта [ч], q – удельная энергоёмкость АКБ [Вт·ч/кг], $P_{\text{обор.}}$ – ожидаемая суммарная мощность оборудования [Вт], $t_{\text{полёта}}$ – время полёта [ч], $V_{\text{кр}}$ – скорость крейсерского полёта [м/с].

Предложенная методика определения массы АКБ нацелена на минимальный возможный набор исходных данных, что обуславливает её применимость для определения рационального размерно-весового облика БСЭСУ на ранних этапах проектирования. В то же время, предложенная методика позволяет определить массу и требуемый компоновочный объём АКБ с учётом требований по дальности полёта БСЭСУ, значений высоты и скорости крейсерского полёта, обеспечения функционирования бортового оборудования.

В третьей главе диссертационной работы предложена методика определения массы электрической силовой установки. Масса электрической силовой установки рассматривается как сумма масс компонентов ЭСУ.

$$m_{\text{с.у}} = m_{\text{дв}} + m_{\text{вв}} + m_{\text{конт}}, \quad (5)$$

где $m_{\text{с.у}}$ – масса силовой установки [кг], $m_{\text{дв}}$ – масса двигателя [кг], $m_{\text{вв}}$ – масса воздушного винта [кг], $m_{\text{конт}}$ – масса контроллера [кг].

Разработанная методика основана на анализе статистических данных о компонентах ЭСУ. Проанализировано 49 двигателей, 28 контроллеров, 41 воздушный винт.

Предложены два подхода к определению массы силовой установки. Для каждого из подходов рассмотрены варианты выражения для определения зависимостей массы ЭСУ $m_{\text{с.у}}$ от мощности двигателя N и относительной массы ЭСУ $\bar{m}_{\text{с.у}}$ от энерговооруженности БСЭСУ \bar{N} .

Первый подход. Масса силовой установки $m_{\text{с.у}}$ зависит от мощности двигателя N , удельной массы двигателя $\gamma_{\text{дв}}$ и коэффициента $K_{\text{с.у}}$, характеризующего отношение массы силовой установки $m_{\text{с.у}}$ к массе двигателя $m_{\text{дв}}$. (Рисунок 1). Номера для обозначения точек на Рисунке 1 соответствуют номерам ЭСУ в Таблице 3.4 «Массы силовых установок и полученные значения $K_{\text{с.у}}$ », приведенной в диссертационной работе.

$$m_{\text{с.у}} = K_{\text{с.у}} \cdot \gamma_{\text{дв}} \cdot N, \quad (6)$$

$$\bar{m}_{\text{с.у}} = K_{\text{с.у}} \cdot \gamma_{\text{дв}} \cdot \bar{N}, \quad (7)$$

$$K_{с.у.} = \frac{m_{с.у.}}{m_{дв.}} \quad (8)$$

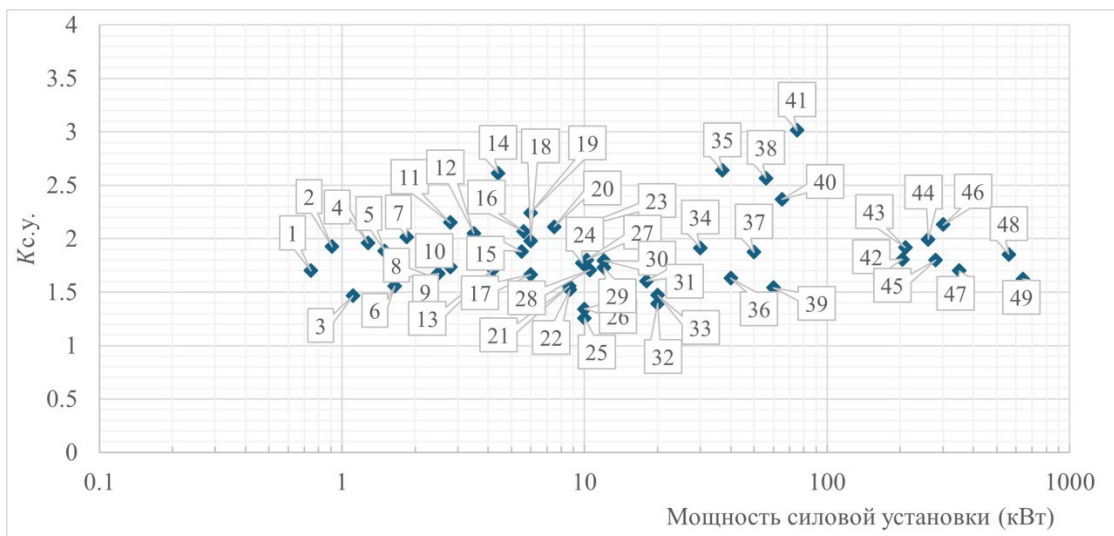


Рисунок 1 – Распределение коэффициента $K_{с.у.}$ в зависимости от мощности силовой установки

Второй подход. С помощью регрессионного анализа статистических данных установлена зависимость между массой силовой установки M и мощностью двигателя N (Рисунок 2). Здесь, на Рисунке 2, α определяет доверительный интервал (95%).

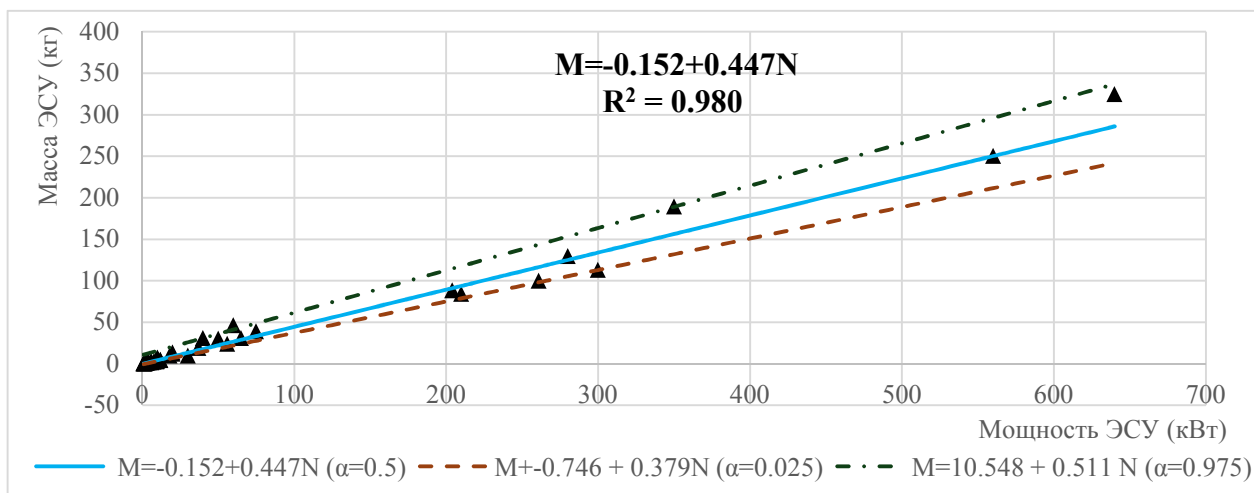


Рисунок 2 – Прогнозы массы ЭСУ, полученные с помощью модели квантильной регрессии для разных значений параметра α

На Рисунке 2 пунктирными линиями очерчены границы доверительного интервала. Также установлена зависимость между относительной массой силовой установки $\bar{m}_{с.у.}$ и энерговооруженностью БСЭСУ \bar{N}_0 .

Для ЭСУ массой более 2.5 кг предложены следующие выражения

$$M = -0.152 + 0.447N \quad (9)$$

$$\bar{m}_{с.у.} = 0.4695 \cdot \bar{N}_0 \quad (10)$$

Для ЭСУ массой менее 2.5 кг предложены следующие выражения

$$M=0.144+0.324N \quad (11)$$

$$\bar{m}_{c,y} = 0.3491 \cdot \bar{N}_0 \quad (12)$$

Предложенные методики определения массы ЭСУ применимы для определения рационального размерно-весового облика БСЭСУ на ранних этапах проектирования.

В четвёртой главе представлено расчётно-экспериментальное подтверждение достоверности разработанных методик. В рамках расчётно-экспериментального подтверждения достоверности, по разработанным методикам спроектирован, изготовлен и испытан экспериментальный БСЭСУ (летающая лаборатория). Степень достоверности разработанных методик определена с помощью сопоставления экспериментальных данных с данными, полученными по разработанным методикам. В качестве обобщающей характеристики степени достоверности методик выбрана дальность полёта самолёта. Выражение для определения дальности полёта БСЭСУ предложено в диссертационной работе.

$$L = \frac{K}{g} (\bar{m}_э \cdot q \cdot \eta_{cy} - gH - 0,5V^2) \quad (13)$$

Проведен анализ компонентов уравнения на предмет выбора метода, позволяющего достаточно достоверно его определить в располагаемых условиях проведения исследования (Таблица 2).

Таблица 2 – Компоненты уравнения, методы и методики

Компонент уравнения	Размерность	Метод	Методика
L	м	Экспериментальный	Лётные испытания
h	м	Экспериментальный	Лётные испытания
V	м/с	Экспериментальный	Лётные испытания
$\bar{m}_э$	-	Экспериментальный	Взвешивание
q	Дж/кг	Экспериментальный	Тестирование АКБ
K	-	Расчётный	CFD расчёт
η_{cy}	-	Статистический	Анализ статистических данных
g	м/с ²	-	-

Аэродинамические характеристики планера летающей лаборатории (ЛЛ-1) определены расчётными методами с помощью вычислительной аэро-гидродинамики (CFD) в программном комплексе OpenFOAM 11.

Для проведения CFD расчёта разработана геометрическая модель ЛЛ-1 (Рисунок 3). Для расчёта аэродинамических характеристик принималось, что ЛА движется со скоростью 120 км/ч (33.33 м/с). Расчет произведен для вязкой несжимаемой жидкости с кинематической вязкостью $1.5 \cdot 10^{-5}$ м²/с (кинематическая вязкость воздуха на высоте 100 м). Для моделирования использована структурированная расчётная сетка размером 3.45 миллиона расчетных ячеек.

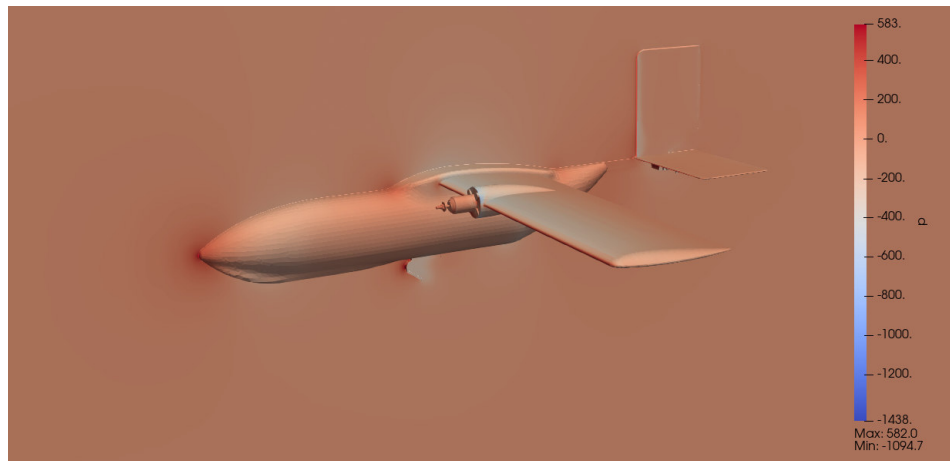


Рисунок 3 – Распределение давления при угле атаки $\alpha=0^\circ$

Поляра первого рода планера ЛЛ-1, полученная расчётными методами, представлена на Рисунке 4.

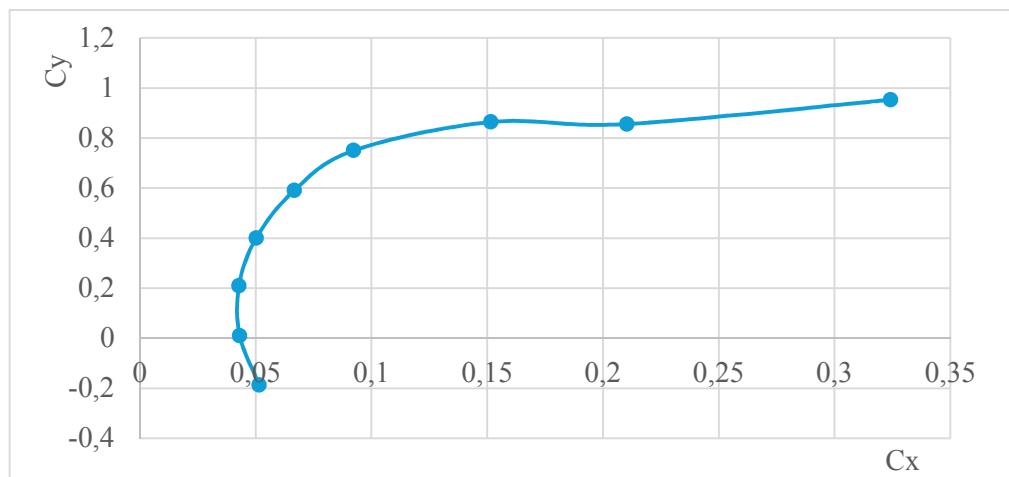


Рисунок 4 – Поляра первого рода планера ЛЛ-1

Благодаря CFD расчёту определена зависимость аэродинамического качества планера ЛЛ-1 от угла атаки. Эти данные интерполированы полиномом пятой степени с целью определения значения аэродинамического качества с большей дискретностью. Интерполяция осуществлялась с помощью встроенной функции программного комплекса Microsoft Excel, результатом работы которой стало уравнение полинома.

Уравнение полинома имеет вид:

$$y = -1.16 \cdot 10^{-4} \cdot x^5 + 3.92 \cdot 10^{-3} \cdot x^4 - 2.89 \cdot 10^{-2} \cdot x^3 - 2.01 \cdot 10^{-1} \cdot x^2 + 2.06 \cdot x + 4.86 \quad (14)$$

Благодаря интерполяции получены данные по аэродинамическому качеству с шагом в 0.01 градуса угла атаки (Рисунок 5).

Используемые АКБ протестированы в интересах определения реальной располагаемой ёмкости. Получены характеристики разряда АКБ. Установлено, что ёмкость АКБ Tattu на момент начала полёта составляла 7890 мА·ч, то есть 78.9% от номинальной. Ёмкость АКБ Mania X на момент начала полёта составляла 6380 мА·ч, то есть 63.8 % от номинальной (Таблица 3).

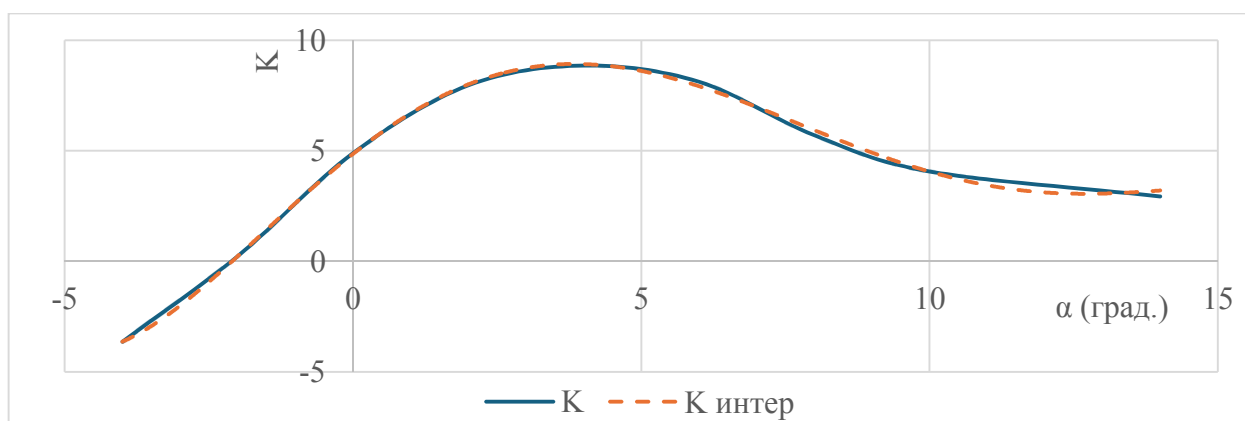


Рисунок 5 – Зависимость аэродинамического качества от угла атаки

Таблица 3 – Характеристики АКБ

Характеристика	АКБ Tattu	АКБ Mania
Заряд	78.90%	63.00%
Номинальная энергоёмкость (Вт·ч)	148	148
Потребление оборудования (Вт·ч)	7.3	4.76
Измеренная энергоёмкость (Вт·ч)	116.77	93.24
Энергоёмкость с учётом потребления (Вт·ч)	109.472	88.48
Удельная энергоёмкость АКБ (Вт·ч /кг)	133.00	103.95
Удельная энергоёмкость АКБ (Дж/кг)	$4.79 \cdot 10^5$	$3.74 \cdot 10^5$

КПД ЭСУ определен с помощью статистики и анализа литературных источников. Итоговое значение КПД силовой установки составляет 0.437.

Для проведения лётных испытаний спроектирован и изготовлен беспилотный самолёт с электрической силовой установкой (летающая лаборатория). Летающая лаборатория представляет собой двухдвигательный высокоплан с нормальной аэродинамической компоновкой и нормальным оперением (Рисунок 6).

В ходе испытаний проведено два полёта. Полёты осуществлялись в осложнённых метеорологических условиях (ветер более 2 м/с с порывами более 6 м/с), что могло повлиять на их продолжительность. Для полёта №1 использовался АКБ Tattu 10000 МА·ч 4s, для Полёта №2 использовался АКБ Mania X Power 10000 МА·ч 4s.

Фотография ЛЛ-1 в наборе высоты представлена на Рисунке 7.

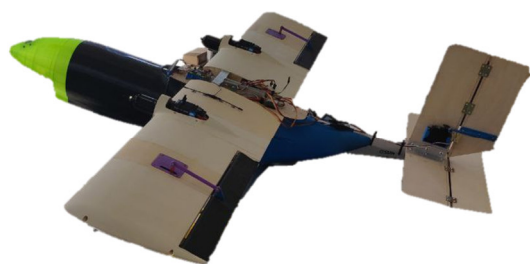


Рисунок 6 – Фотография ЛЛ-1



Рисунок 7 – Фотография ЛЛ-1 в наборе высоты

По итогу проведённых испытаний, анализа характеристик АКБ, аэродинамических характеристик планера и КПД силовой установки сформулирован перечень значений компонентов выражения (13) (Таблица 4).

Таблица 4 – Характеристики для обоснования достоверности выражения

Характеристика	Полёт 1	Полёт 2
Взлётная масса (кг)	5.748	5.767
Дальность (км)	15.76	12.01
Крейсерская скорость (км/ч)	82.8	96.12
Крейсерская высота (м)	52.5	48.07
Масса аккумуляторов (кг)	0.878	0.897
Относительная масса аккумуляторов	0.153	0.156
Аэродинамическое качество	5.33	5.14
Энергоёмкость аккумулятора (Вт·ч /кг)	133	103.95
Энергоёмкость АКБ (Дж/кг)	$4.79 \cdot 10^5$	$3.74 \cdot 10^5$

Взлётная масса определена с помощью взвешивания ЛЛ-1 без АКБ в снаряженном виде и последующим добавлением массы АКБ.

В Таблице 5 представлены значения расчётной и полётной дальностей полёта.

Таблица 5 – Сходимость результатов без учёта внутренних потребителей

Рассматриваемые данные	Полёт 1	Полёт 2
Дальность расчётная без учёта потребления оборудования (км)	16.96	13.07
Дальность полётная (км)	15.76	12.01
Разница расчётной и полётной дальности (км)	1.2	1.1
Погрешность	7.05%	8.13%

Расхождение расчётной и полётной дальности без учёта потребления бортовой сети находится в пределах 8%. Подобное значение погрешности обусловлено отсутствием учёта потребления бортового оборудования и системы управления.

В ходе полёта значимыми потребителями электроэнергии кроме двигателей являлись сервомашинки управления аэродинамическими поверхностями и камера в совокупности с передатчиком. Определено, что потребление бортового оборудования вносит заметный вклад в общий расход электроэнергии для ЛЛ-1. Согласно регистрируемым данным потребление бортового оборудования для первого полёта составило 7.39 Вт·ч и 5.03 Вт·ч во время второго полёта. В Таблице 6 представлены значения расчётной и полётной дальностей полёта с учётом внутренних потребителей.

Расхождение расчётной и полётной дальности с учётом потребления бортовой сети находится в пределах 3%.

Таблица 6 – Сходимость результатов с учётом внутренних потребителей

Рассматриваемые данные	Полёт 1	Полёт 2
Дальность расчётная (км)	15.87	12.35
Дальность полётная (км)	15.76	12.01
Разница расчётной и полётной дальности(км)	0.1	0.3
Погрешность	0.69%	2.78%

В ходе расчётно-экспериментального подтверждения достоверности разработанной методики определения относительной массы АКБ беспилотного самолёта с электрической силовой установкой, получена сходимость данных, получаемых с помощью предложенного выражения с данными, полученными в ходе экспериментов.

Достигнутые значения расхождения демонстрируют достоверность разработанных методик и достаточную точность для ранних этапов проектирования.

В пятой главе диссертационной работы представлены общие рекомендации к определению размерно-весового облика беспилотного самолёта с электрической силовой установкой. Рассмотрены вопросы подготовки исходных данных, выбора схемы самолёта и количества двигателей, определения основных проектных параметров (параметров завязки), определения взлётной массы самолёта и определения основных размерных характеристик планера.

При проектировании ЛА, в частности беспилотных самолётов с электрической силовой установкой, документом, определяющим его назначение и требуемые характеристики, является техническое задание (ТЗ). К БСЭСУ могут предъявляться различные требования, обусловленные его целевым применением.

В части лётно-технических характеристик (ЛТХ) перечень требований к БСЭСУ по своему составу принципиально схож с перечнем требований к пилотируемым самолётам со схожими назначениями. К основным ЛТХ относятся максимальная и крейсерская скорости, скороподъёмность, дальность (радиус действия) и продолжительность полёта, взлётно-посадочные характеристики, манёвренность.

К БСЭСУ могут предъявляться специфические требования, обусловленные особенностями эксплуатации. Ограничения по габаритам БСЭСУ определяются требованиями по транспортируемости и хранению ЛА. Эти требования могут быть определяющими при выборе схемы самолёта. Одним из способов выполнения требований по габаритам БСЭСУ является раскладное или отъёмное крыло.

Важным требованием к БСЭСУ является технологичность. Производственная технологичность во многом обусловлена конструкционными материалами планера летательного аппарата и методами формообразования.

Требования к взлётно-посадочным характеристикам БСЭСУ могут включать в себя не только классические для пилотируемых летательных аппаратов требуемые значения взлётных и посадочных дистанций и класса взлётно-посадочной полосы, но и требуемый метод старта. Для БСЭСУ существуют следующие методы взлёта: нормальный (самолётный), ракетный старт, старт с катапульты, старт «с рук».

Номенклатура аэродинамических схем БСЭСУ широка, однако возможно выделить следующие, наиболее характерные, балансировочные аэродинамические схемы: нормальная, бесхвостка (летающее крыло), утка, тандемная (Рисунок 8).

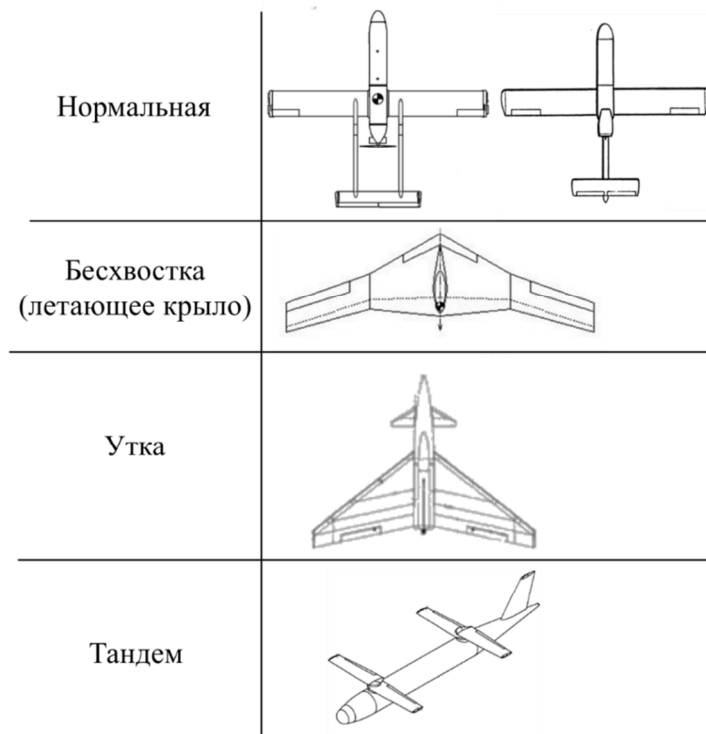


Рисунок 8 – Аэродинамические балансировочные схемы БСЭСУ

Значительный вклад в вопрос выбора аэродинамической схемы вносят требования компоновки и габаритные требования. Из-за наличия требований по габаритам у БСЭСУ встречается тандемная аэродинамическая компоновка. При такой компоновке ЛА обладает двумя и более крыльями, расположенными вдоль фюзеляжа (Рисунок 8). Тандемная схема позволяет создать компактный планер летательного аппарата, особенно в сочетании с устройством раскладывания крыльев после запуска. Недостатком тандемной схемы ЛА являются невысокие, в сравнении с другими схемами, аэродинамические характеристики планера. Невысокие аэродинамические характеристики планера, в свою очередь, обусловлены, во многом, заведомо меньшим удлинением крыла.

К основным проектным параметрам самолёта относятся стартовая тяговооруженность и стартовая удельная нагрузка на крыло. Задание

прогнозируемых уровней аэродинамического и весового совершенства самолёта, а также совершенства силовой установки позволяет на начальном этапе формирования размерно-весового облика свести задачу определения всей совокупности проектных параметров к определению трех основных параметров: потребной относительной массе топлива (АКБ), стартовой удельной нагрузки на крыло и стартовой тяговооруженности.

Одним из методов определения удельной нагрузки на крыло и тяговооруженности является графоаналитический метод, заключающийся в построении области существования самолёта (ОСС) (Рисунок 9).

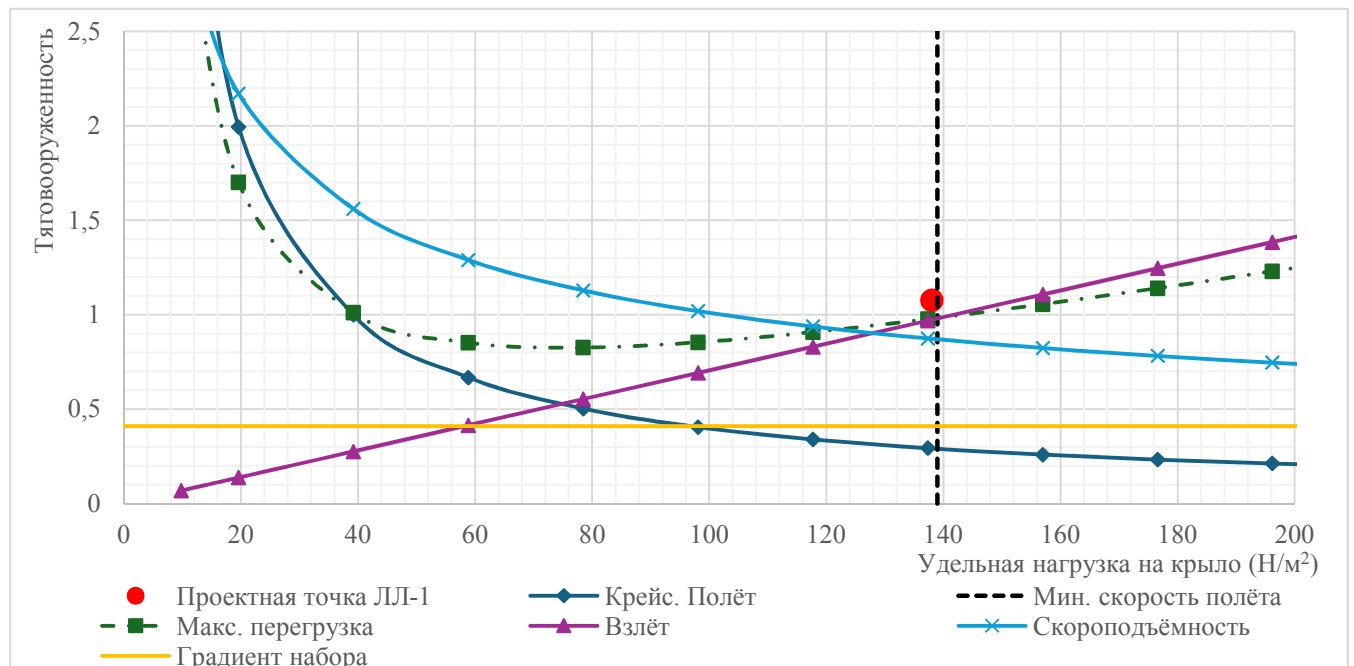


Рисунок 9 – Область существования ЛЛ-1

При построении ОСС анализируются ограничения, обусловленные требованиями к разрабатываемому самолёту. Ограничения представляются в виде функций и наносятся на график в виде линий. Исходными данными для ограничений являются требования технического задания. Выражения, определяющие ограничения и необходимые для построения ОСС, представлены в Таблице 7.

В выражениях в Таблице 7 p_0 – удельная нагрузка на крыло [н/м^2], \bar{P}_0 – тяговооруженность, ρ – плотность воздуха на рассматриваемой высоте [кг/м^3], $V_{\text{св}}$ – скорость сваливания [м/с], θ – градиент набора высоты, N – число двигателей, если количество двигателей более одного. При однодвигательной компоновке член выражения $\frac{N}{N-1}$ приравнивается к единице. n_{max} – эксплуатационная перегрузка, λ – удлинение крыла, e – коэффициент Освальда, $L_{\text{вз}}$ – взлётная дистанция [м], V_y – скороподъёмность [м/с], $V_{\text{кр}}$ – крейсерская скорость полёта [м/с], c_y – коэффициент подъёмной силы,

$c_{y\max}$ – максимальное значение коэффициента подъёмной силы, $c_{y\max_{TO}}$ – максимальное значение коэффициента подъёмной силы со взлётной конфигурацией крыла, σ – коэффициент, учитывающий высотность взлётной полосы. c_x – коэффициент лобового сопротивления, c_{x_0} – коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъёмной силе.

Таблица 7 – Выражения для построения ОСС

Ограничение	Выражение для ограничения	№
по скорости сваливания	$p_0 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{CB}^2 \cdot c_{y\max}$	(15)
по градиенту набора высоты	$\bar{P}_0 \geq \frac{N}{N-1} \cdot \left(\theta + 2 \sqrt{\frac{c_{x_0}}{\lambda e \pi}} \right)$	(16)
по эксплуатационной перегрузке	$\bar{P}_0 = \frac{c_{x_0} \frac{1}{2} \rho V^2}{p_0} + p_0 \cdot \frac{n_{\max}^2}{\pi \lambda e \frac{1}{2} \rho V^2}$	(17)
по взлётной дистанции	$\bar{P}_0 = \frac{p_0}{L_{BZ}} \cdot \frac{1}{c_{y\max_{TO}}} \cdot \frac{1}{\sigma}$	(18)
по скороподъёмности	$\bar{P}_0 = \frac{V_y}{\sqrt{p_0} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{1}{c_y}}} + \frac{c_x}{c_y}$	(19)
по крейсерскому полёту на заданной высоте и скорости	$\bar{P}_0 = \frac{c_{x_0} \frac{1}{2} \rho V_{кр}^2}{p_0} + p_0 \cdot \frac{1}{\pi \lambda e \frac{1}{2} \rho V^2}$	(20)

Произведение значения тяговооруженности \bar{P}_0 на значение взлётной массы m_0 БСЭСУ определяет требуемую тягу силовой установки P .

$$P = \bar{P}_0 \cdot m_0 \quad (21)$$

Для конвертации тяги двигателя P в мощность двигателя N используется следующее выражение:

$$N = 2.465 \cdot 10^{-3} \cdot \frac{P \cdot V}{\eta_{BВ}}, \quad (22)$$

где $\eta_{BВ}$ – КПД воздушного винта, V – скорость полёта самолёта [м/с].

Для определения массы АКБ на борту БСЭСУ происходит замена выражения для расчёта массы топлива на выражение (23). Исходными данными являются: крейсерская высота полёта, крейсерская скорость полёта, дальность полёта, аэродинамическое качество самолёта, удельная энергоёмкость аккумуляторных батарей, КПД силовой установки.

$$\bar{m}_{\text{акб}} = \frac{g \left(H + \frac{0,5V_{\text{кр}}^2}{g} + \frac{L}{K} \right)}{3600 \cdot q \cdot \eta_{\text{сy}}} \quad (23)$$

$\bar{m}_{\text{акб}}$ – относительная масса АКБ, необходимая для совершения полёта с механической точки зрения (преодоления расстояния).

Значения удельной энергоёмкости АКБ q [Вт·ч/кг] и КПД $\eta_{\text{сy}}$ силовой установки необходимо определять исходя из характеристик, располагаемых при проектировании субъектного СЭСУ, компонентов.

Значимой особенностью современных АКБ является зависимость фактической энергоёмкости от токов разряда, температурных режимов, количества циклов заряда и разряда батареи.

Зависимость энергоёмкости (ёмкости) АКБ от тока разряда выражается в том, что чем выше ток разряда в сравнении с номинальным значением, тем меньше фактическая ёмкость АКБ. При выборе АКБ необходимо учитывать, каким ожидаемым током АКБ будет разряжаться. График разряда АКБ демонстрирует нелинейность изменения напряжения по мере разряда АКБ. С практической точки зрения, нелинейность изменения напряжения АКБ обуславливает факт невозможности расходования полной ёмкости АКБ в полёте БСЭУ.

Температура АКБ влияет на фактическую энергоёмкость АКБ. При температурах ниже 10°C наблюдается заметное, с практической точки зрения, снижение ёмкости. Снижение фактической ёмкости АКБ при низких температурах обуславливает необходимость учёта требований по температуре при эксплуатации.

В случае наличия требований по ресурсу БСЭСУ, необходимо учитывать ожидаемое количество циклов заряда и разряда АКБ в ходе эксплуатации. В зависимости от количества циклов заряда и разряда, а также интенсивности (глубины) разряда АКБ снижается его остаточная ёмкость.

Таким образом, при определении массы АКБ необходимо учитывать зависимость фактической энергоёмкости от токов разряда, температурных режимов, количества циклов заряда и разряда батареи. Для различных типов АКБ и для АКБ различных производителей, рассмотренные зависимости различаются.

В ходе определения размерно-веса облика БСЭСУ необходимо учитывать компоновочные объёмы, занимаемые аккумуляторными батареями. АКБ обладают худшими в сравнении с углеводородными топливами удельными характеристиками как с точки зрения массы, так с и точки зрения объёма. При известном значении массы АКБ, возможно определить его объём в первом приближении. Во втором приближении компоновочный объём АКБ определяется

с использованием характеристик, выбранного для БСЭСУ АКБ, заявленных заводом-изготовителем АКБ.

Для формирования размерно-веса облика проектируемого БСЭСУ определяются геометрические характеристики крыла, оперения, фюзеляжа. Для крыла определяется площадь, размах, корневая и концевая хорда. Для горизонтального и вертикального оперения определяются площади, размахи, корневые и концевые хорды. Для фюзеляжа устанавливаются характеристики, определяющие его габариты.

Процесс выбора геометрических характеристик крыла БСЭСУ принципиально схож с процессом выбора геометрических характеристик для пилотируемых летательных аппаратов, который развёрнуто изложен во многих источниках. Однако для БСЭСУ определены особенности процесса выбора геометрических характеристик крыла. Так, например, при проектировании ЛЛ-1 выбор геометрических характеристик крыла был обусловлен требованиями по габаритам проектируемого летательного аппарата. Особенности эксплуатации БСЭСУ, зачастую связанные с требованиями по хранению и транспортировке, накладывают ограничения на размеры создаваемого летательного аппарата. Удлинение крыла ЛЛ-1 определено по требованиям по габаритам с учётом площади крыла.

Площадь крыла S , в свою очередь, определена с применением ОСС.

$$S = \frac{m_0 g}{p_0} \quad (24)$$

$$\lambda = \frac{l^2}{S} \quad (25)$$

Для трапециевидных и прямоугольных крыльев справедливо соотношение, устанавливающее связь удлинения λ , размаха L и средней аэродинамической хорды $b_{сах}$.

$$\lambda = \frac{l}{b_{сах}} \quad (26)$$

При проектировании крыла ЛЛ-1 решение о выборе сужения принято с учётом располагаемых технологических возможностей. Изготовление крыла с сужением равным единице реализовывалось проще иных вариантов.

$$\eta_{кр} = \frac{b_0}{b_k}, \quad (27)$$

где $\eta_{кр}$ – сужение крыла, b_0 – корневая хорда крыла, b_k – концевая хорда крыла.

Стреловидность крыла БСЭСУ, как и другие геометрические характеристики крыла, может быть исследована с применением методов и методик, разработанных для пилотируемых самолётов. Однако, в связи с

особенностями ЭСУ, БСЭСУ проектируется, как правило, для малых скоростей. Этим обуславливается решение о применении прямого крыла при разработке ЛЛ-1. С использованием значений размаха крыла, значений бортовой и концевой хорд рассчитывается средняя аэродинамическая хорда крыла $b_{сах}$. Таким образом, определены геометрические характеристики крыла БСЭСУ (ЛЛ-1). Геометрические характеристики оперения влияют на устойчивость и управляемость проектируемого БСЭСУ. Необходимо определить статические моменты горизонтального и вертикального оперения.

Согласно статистическим данным, значение статического момента горизонтального оперения для самолётов с прямым крылом $A_{го}$ должно находиться в диапазоне 0.45–0.55. Значение статического момента вертикального оперения $A_{во}$ должно находиться в диапазоне 0.04–0.05. Значение плеча горизонтального оперения $L_{го}$ и вертикального оперения $L_{во}$ должно составлять 2–3 средние аэродинамические хорды крыла.

$$A_{го} = \frac{S_{го}L_{го}}{Sb_{сах}}, \quad (28)$$

где $S_{го}$ – площадь горизонтального оперения,

$$A_{во} = \frac{S_{во}L_{во}}{Sl}, \quad (29)$$

где $S_{во}$ – площадь вертикального оперения.

Таким образом, с применением соотношений (28) и (29) рассчитываются площади горизонтального и вертикального оперения. Значение площадей горизонтального и вертикального оперения в совокупности с геометрическими параметрами позволяют определить размахи и хорды оперения.

Геометрические характеристики фюзеляжа определяются аэродинамическими и компоновочными аспектами. С точки зрения аэродинамики, принципы выбора геометрических характеристик фюзеляжа БСЭСУ аналогичны принципам выбора геометрических характеристик фюзеляжа пилотируемых самолётов. С точки зрения компоновки, на геометрические характеристики фюзеляжа влияет номенклатура и размеры располагаемых внутри фюзеляжа объектов и значения плеч горизонтального и вертикального оперения.

Расчётное значение массы конструкции определено по разработанной геометрической модели ЛЛ-1. Расчётное значение массы АКБ, масса силовой установки определены по разработанным и представленным в диссертационной работе методикам, расчётное значение массы оборудования определено, как сумма масс компонентов оборудования. Фактические значения масс определены с помощью взвешивания. Размерно-весовой облик ЛЛ-1 (Рисунок 10) разработан по предложенным в диссертационной работе методикам.

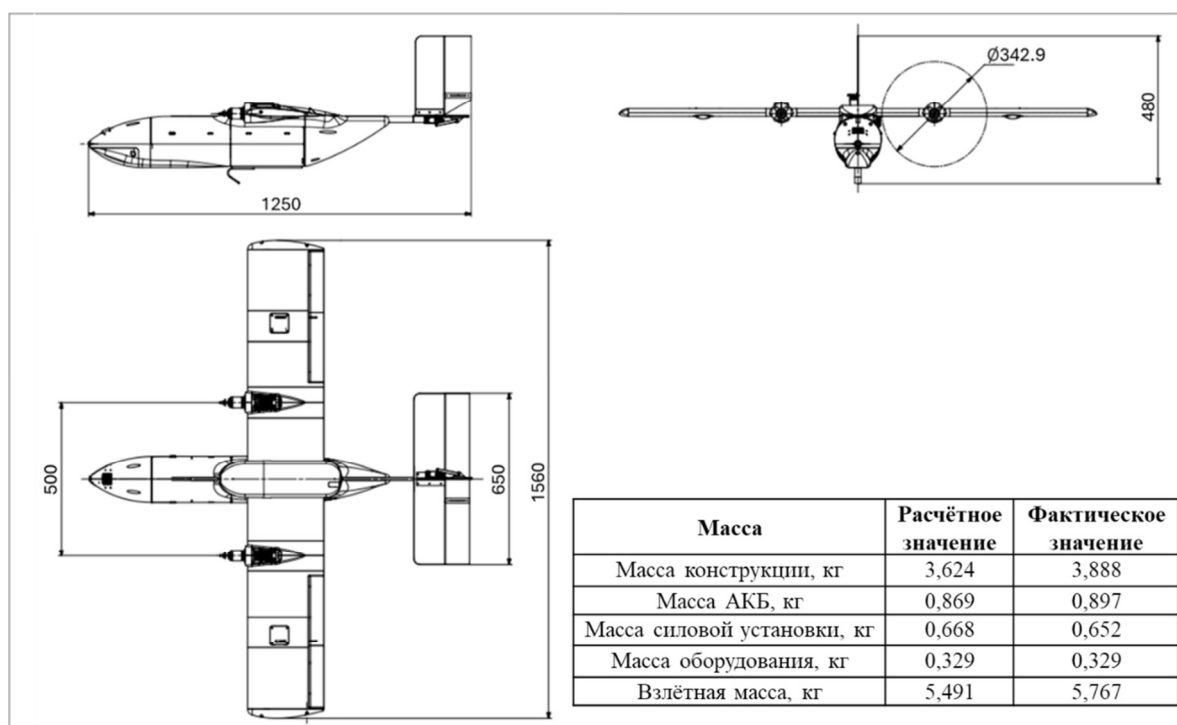


Рисунок 10 – Размерно-весовой облик ЛЛ-1

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана методика определения рационального размерно-весового облика беспилотного самолёта с электрической силовой установкой в категории от 5 до 30 кг, позволяющая повысить точность и обоснованность принимаемых технических решений на начальном этапе проектирования.

Основные новые научные результаты, полученные в диссертационной работе, состоят в следующем:

1. Проведён анализ существующих летательных аппаратов с электрической силовой установкой. Предложена классификация летательных аппаратов с ЭСУ с разделением летательных аппаратов на 6 классов по взлётной массе. Выявлена актуальность БСЭСУ категории от 5 до 30 кг.

2. Определены особенности проектирования БСЭСУ. Выявлена необходимость разработки методик весового проектирования БСЭСУ. Проанализированы требования, влияющие на размерно-весовой облик БСЭСУ.

3. Проанализированы методики выбора проектных параметров. Графоаналитический метод определения параметров «завязки» самолёта показал свою работоспособность при проектировании БСЭСУ. Выявлены ограничения, формирующие область существования БСЭСУ. Применение методики построения ОСС в интересах определения проектных параметров БСЭСУ категории от 5 до 30 кг успешно апробировано в рамках создания экспериментального беспилотного самолёта с электрической силовой установкой.

4. Разработана методика определения массы аккумуляторных батарей БСЭСУ категории от 5 до 30 кг. Предложено выражение для определения

относительной массы АКБ при выполнении требований по дальности полёта БСЭСУ, учитывающее участок набора высоты и скорости крейсерского полёта. Учтено влияние потребления электроэнергии бортовым оборудованием БСЭСУ. Разработаны выражения для расчёта массы АКБ, требуемой для обеспечения работы оборудования в ходе полёта.

5. Предложена методика определения массы электрической силовой установки беспилотного самолёта категории от 5 до 30 кг. Проанализированы современные компоненты электрических силовых установок применимые для авиационной техники. Выявлены зависимости массы электрической силовой установки от мощности двигателя и относительной массы ЭСУ от энерговооруженности БСЭСУ. Учтены характеристики двигателя, контроллера, воздушного винта. Определён эмпирический коэффициент $K_{cy}=1.5...2$. С применением методов регрессионного анализа разработаны уравнения оценки массы электрической силовой установки в зависимости от мощности двигателя и оценки относительной массы электрической силовой установки в зависимости от энерговооруженности БСЭСУ.

6. Разработана методика определения рационального размерно-весового облика БСЭСУ массой от 5 кг до 30 кг, учитывающая особенности требований технического задания, весового проектирования, определения проектных параметров БСЭСУ. Даны общие рекомендации к применению разработанной методики в процессе определения размерно-весового облика беспилотного самолёта с электрической силовой установкой. Рассмотрено определение массы аккумуляторных батарей и силовой установки в первом и втором приближениях. Представлены рекомендации по подготовке исходных данных и анализу требований, выбору основных проектных решений БСЭСУ. Изложен процесс определения основных геометрических характеристик беспилотного самолёта с электрической силовой установкой.

7. Разработанные методики определения массы БСЭСУ и основных проектных параметров проверены на достоверность в рамках расчётно-экспериментального обоснования достоверности разработанных методик. По предложенным методикам разработан и создан экспериментальный беспилотный самолёт с электрической силовой установкой. Дальность полёта самолёта составила 15.8 км, взлётная масса самолёта составила 5.77 кг. Результаты расчётно-экспериментального обоснования достоверности разработанных методик показали сходимость расчётного значения дальности полёта с экспериментальными данными в пределах 3%. Обоснована достоверность разработанных методик и их применимость на ранних этапах проектирования.

Перспективы дальнейшей разработки темы

Полученные результаты могут быть использованы для дальнейших исследований, направленных на адаптацию разработанной методики для определения рационального размерно-весового облика пилотируемых СЭСУ, а также БСЭСУ со взлётной массой, превышающей 30 кг.

В приложениях к диссертационной работе представлена классификация пилотируемых летательных аппаратов с электрической силовой установкой и **Акт внедрения** результатов диссертационной работы в АО «ЦНИИ «Циклон».

Основные научные результаты диссертации изложены в работах, опубликованных соискателем ученой степени:

Научные статьи в ведущих рецензируемых научных журналах и изданиях, входящих в Перечень Высшей аттестационной комиссии Российской Федерации:

1. Духновский Д.А. Верификация методики определения относительной массы аккумуляторных батарей электросамолёта // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 3. С. 83-95.

2. Духновский Д. А., Смагин А. А., Шкурин М. В. К вопросу увеличения дальности полёта электрифицированных магистральных летательных аппаратов // Научные технологии в космических исследованиях Земли. – 2021. – Т. 13. – №. 4. – С. 4-11.

Научная статья в ведущем научном журнале, входящем в международные системы цитирования:

1. Dukhnovskiy D. Methodology for determining the takeoff mass of all-electric aircraft at the early stages of design // Aerospace Systems. – 2024. – Т. 7. – №. 1. – P. 93-101.

Статья в материалах международных научных конференций, индексируемых в международных системах цитирования:

1. Dukhnovskiy D. A. Formation of the Area of Possible Existence of Electrified Airplanes // 2020 New Trends in Aviation Development (NTAD). – IEEE, 2020. – P. 49-53.

Материалы всероссийских и международных научных конференций:

1. Духновский, Д. А. Полная электрификация авиационной техники - от магистральной авиации до аэромобильности // Авиация и космонавтика. – 2021. – С. 28-30.

2. Духновский Д. А. Разработка методики определения относительной массы аккумуляторов полностью электрифицированного самолёта во втором приближении // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения. – 2022. – С. 103-104.