

На правах рукописи



Редькин Андрей Владимирович

**РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВЫСОТНОГО
ДИРИЖАБЛЯ ДЛИТЕЛЬНОГО БАРРАЖИРОВАНИЯ, ОСНАЩЕННОГО
ГИБРИДНОЙ ЭНЕРГОУСТАНОВКОЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ**

05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов

Автореферат диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Жуковский – 2022

Работа выполнена в федеральном государственном унитарном предприятии «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (г. Жуковский)

Научный руководитель

д.т.н., профессор
Ковалев Игорь Евгеньевич

Официальные оппоненты:

Медведев Михаил Юрьевич,
д.т.н., доцент,
ведущий научный сотрудник,
Научно-исследовательский институт
робототехники и процессов управления
федерального государственного
автономного образовательного
учреждения высшего образования
«Южный федеральный университет»

Серохвостов Сергей Владимирович,
к.т.н., доцент кафедры общей физики
федерального государственного
автономного образовательного
учреждения высшего образования
«Московский физико-технический
институт (национальный
исследовательский университет)»

Ведущая организация

Акционерное общество
«Долгопрудненское конструкторское
бюро автоматики», Московская обл.,
г. Долгопрудный

Защита диссертации состоится 26 апреля 2022 г. в 11 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.10, федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Волоколамское ш., д. 4, г. Москва, А-80, ГСП-3, 125993

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=163631.

Автореферат разослан «__» _____ 2022 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета,
к.т.н., доцент

Денискина Антонина Робертовна

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. В нашей стране особое внимание уделяется развитию и освоению арктического региона, где актуальной проблемой является наличие доступных для населения средств связи. В большинстве случаев суда морского флота, буровые платформы, удаленные арктические станции, а также населенные пункты, расположенные по побережью Ледовитого океана, пользуются дорогими услугами зарубежной спутниковой связи *Iridium* и *Inmarsat*. Применение 5-6 ВД, барражирующих на высотах 14 -16 км, позволит обеспечить Арктический регион сотовой связью, интернет-траффиком, телерадиовещанием по ценам, сопоставимым с уровнем цен наземных операторов сотовой связи. Также в нашей стране реализация данной идеи может быть эффективной для решения важных государственных задач: контроля воздушного пространства вблизи границ, предотвращения пожаров и наводнений, мониторинга Земли и атмосферы, аэрофотосъемки.

Известно, что работы в направлении создания высотного дирижабля за рубежом проводятся, начиная с конца 60-х годов прошлого века. В качестве исходной была использована конструкция высотного аэростата, которые широко применялись для решения оборонных и научных задач. Аппарат оснастили электрической силовой установкой, придали ему обтекаемую форму, установили оперение и систему управления. В нашей стране велись аналогичные работы, была разработана и испытана оригинальная конструкция дирижабля с пневмокаркасом, позволяющая реализовать старт аппарата с горизонтальным положением оси и закрепить на оболочке панели солнечных элементов.

В период 2000 - 2016 гг в экономически развитых странах реализованы научно-исследовательские программы и построены экспериментальные образцы высотных дирижаблей (ВД). В России в последние 20 лет ряд известных научно-исследовательских и проектных организаций: ЦАГИ, ДКБА, МАИ, НПФ «Аэростатика», ВЦ «Авгур», Южный Федеральный университет, ГосНИИАС разработали и приняли активное участие в разработке проектов беспилотных высотных дирижаблей. Такие работы были поддержаны финансированием в рамках государственных целевых программ.

Несмотря на большой объем проведенных в разных странах научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, наземных и летных испытаний демонстраторов, можно сделать вывод, что вследствие большого количества технических проблем, в данный момент не создан образец, годный для практического применения.

Степень разработанности темы исследования. Развитие концепции высотного беспилотного летательного аппарата (БЛА) и практическая реализация проекта требует решения следующих технических проблем:

- длительного энергоснабжения (или обеспечения топливом) силовой установки и полезной нагрузки;
- управления аэростатической подъемной силой (АПС) в условиях изменения внешних атмосферных условий и солнечной инсоляции;
- сохранение формы оболочки (корпуса) аппарата при изменении высот полета от 0 до 15-20 км и изменении объема несущего газа (10-15 раз);
- обеспечение динамической управляемости дирижабля на всех фазах полета;
- разработка способа старта и посадки для дирижабля, позволяющего обеспечить сохранность, работоспособность размещенного бортового спецоборудования;
- сохранения приемлемого уровня утечки и загрязнения несущего газа в газодержащих отсеках оболочки в течение расчетной продолжительности полета.

Из перечисленных выше, именно проблема обеспечения *длительного энергообеспечения* полета высотного дирижабля не является решенной. В качестве приоритетного решения данной задачи рассматривается использование солнечной энергии. Однако, как показывают расчеты, инсоляция не всегда способна обеспечить энергией дирижабль в полном объеме, особенно на северных широтах. Отсюда напрашивается вывод о необходимости дополнительного источника, который способен на период нехватки инсоляции или усиления ветра обеспечить требуемую мощность. Для оценки реализуемости такой комбинации необходима проектная методика, учитывающая все реальные факторы. Как показал анализ опубликованных работ по данной теме, целостная методика расчета такого аппарата с использованием разных видов энергии, позволяющая при заданной массе полезной нагрузки и требуемой продолжительности барражирования определить его весовые характеристики, - *в открытых публикациях отсутствует.*

Цели и задачи исследования.

Цель – разработка *методики проектирования беспилотного высотного дирижабля и его гибридной энергоустановки*, использующей солнечную энергию и химическую энергию топлива, в конкретных метеорологических, сезонных и широтных условиях для выбора рациональных геометрических, весовых характеристик аппарата и соотношения масс основных компонентов энергоустановки, позволяющей достигнуть максимальную продолжительность полета при фиксированном значении взлетной массы в заданном географическом районе Земли.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

- провести анализ существующих концепций ВД с возможными вариантами энергосистемы, сравнить их характеристики, обосновать выбор рационального решения;

- сформировать общий алгоритм расчета основных параметров высотного дирижабля, опираясь на условие баланса потребной и располагаемой энергии для заданного времени полета;

- исследовать и выполнить анализ статистических данных по скорости и направлению ветра в заданном географическом районе, разработать методы оценки потребной энергии с учетом показателей вероятности, получить расчетное уравнение для определения потребной мощности в зависимости от массы высотного дирижабля, скорости и высоты полета;

- разработать методы расчета и определения полезной энергии и мощности энергоустановки, использующей солнечную энергию (возобновляемый источник) в зависимости от дня года, широты, направления ветра;

- получить выражения для расчета расхода топлива и мощности поршневого двигателя (ПД), оснащенного системой высотного турбонаддува, в зависимости от высоты полета;

- разработать метод определения рационального соотношения потребной энергии и массы энергоустановок, использующих возобновляемый и невозобновляемый источник энергии на основании статистики распределения скорости и направления ветра;

- разработать облик высотного дирижабля (ВД) с использованием двух источников энергии, подтверждающий возможность реализации концепции, с применением разработанной методики выполнить расчет основных геометрических, весовых параметров, летно-технических характеристик для двух типоразмеров ВД.

Научная новизна исследования заключается в следующем:

- энергетический метод расчета продолжительности полета с учетом заданной вероятности непревышения потребной энергии;

- метод определения оптимального соотношения массы составных компонентов ГСУ и массы топлива для ПД с турбонагнетателем;

- применение удельной мощности солнечной энергосистемы ЛА в качестве основного параметра для выполнения расчетов и оценки эффективности использования инсоляции в заданном географическом районе;

- концепция асимметричной бортовой компоновки батареи солнечных элементов (БСЭ) вследствие определенного по статистике преимущественного направления ветрового потока (западное).

Теоретическая и практическая значимость работы заключается в том, что разработанные методики могут быть использованы для расчета основных параметров ВД длительного барражирования, а также других типов летательных аппаратов (самолет), использующих солнечную энергию или гибридную силовую установку.

Методика оценки удельных характеристик соотношения располагаемой солнечной энергии и потребной энергии в соответствии с ветровой нагрузкой, может быть использована для оценок эффективности и возможности применения солнечной энергии для разных типов ЛА, а также наземных и морских транспортных средств.

Разработанная полужесткая конструкция ВД может быть использована при формировании облика дирижабля длительного барражирования.

Методология и методы исследования. Разработка расчетной методики и определение рационального облика ЛА и его энергоустановки базируются на следующих подходах и принципах:

- ситуационного анализа системы ЛА и взаимодействующих с ним природных факторов;
- применения системы 3D моделирования (CAD) для выполнения расчетов количества поступающей солнечной энергии;
- принципа сравнения потребной и располагаемой мощности и энергии в заданном географическом районе в определенный промежуток времени;
- вероятностного метода оценки интенсивности воздействия ветровых потоков на ЛА, опирающегося на анализ реальных статистических данных.

Положения, выносимые на защиту:

- методика проектирования ВД с ГСУ, использующей два вида энергии: солнечную (возобновляемую) и жидкого топлива (невозобновляемую), расходуемого высотным ПД;
- применение для ВД возобновляемого и невозобновляемого источников энергии с целью наиболее рациональной адаптации к существующим ветровым нагрузкам и достижения максимальной продолжительности полета при заданных исходных условиях;
- конструкция ВД, обеспечивающая интеграцию ГСУ, включая элементы системы энергоснабжения, преобразующие солнечную инсоляцию в электроэнергию.

Личный вклад автора. Соискатель принимал участие в научно-исследовательской работе по исследованию альтернативных источников энергии и оценки эффективности их применения на различных типах ЛА, использования разных видов топлива для энергоустановки БЛА длительного барражирования, включая жидкий водород. Выполнен анализ вариантов дистанционной передачи энергии от наземной станции на борт ЛА.

Автор принимал участие в разработке и изготовлении аэростатических ЛА: привязных и свободных аэростатов. Автор являлся руководителем проекта по разработке, изготовлению и летным испытаниям беспилотного дирижабля объемом 75 м³, предназначенного для мониторинга и рекламы.

Автор разработал параметризованную 3D модель Земли и дирижабля, позволяющую выполнить расчет поступающей солнечной энергии при заданных геометрических параметрах аппарата и БСЭ, а также удельные характеристики солнечной инсоляции, поступающей на единичную поверхность.

Степень достоверности и апробация результатов.

Достоверность результатов, полученных в диссертации, подтверждается:

- применением статистической обработки параметров расчетных данных;
- сравнением полученных результатов расчетов с результатами аналогичных исследований в России и за рубежом;
- результатами испытаний моделей дирижаблей в аэродинамических трубах;
- доступными характеристиками высотных ПД по результатам летных и стендовых испытаний.

Апробация работы выполнена на примере расчета летно-технических характеристик для двух типоразмеров ВД, соответствующих заданным вариантам исходных требований, сформирован облик ВД для обоих вариантов.

Внедрение результатов. Разработанная методика использована: при выполнении научно-исследовательских работ ФГУП ЦАГИ; для экспертизы проектов дирижаблей и аэростатов, выполненных сторонними организациями; в совместных работах и проектах по высотным и маловысотным дирижаблям, планируемых к разработке в кооперации с организациями, специализирующимися на аэростатической тематике.

Результаты работы были представлены и обсуждались на российских и международных научных конференциях:

- Научные чтения Памяти К.Э. Циолковского (г. Калуга) в 2012, 2015, 2018 гг.;
- Научно-техническая конференция по аэродинамике ЦАГИ в 2016, 2017 гг.;

- Международная школа-семинар «Модели и методы аэродинамики», (г. Евпатория), в 2017 г;
- Российско-китайская Конференция по Фундаментальным проблемам аэродинамики летательных аппаратов, динамики полета, прочности и безопасности полетов, в рамках мероприятий авиасалона «МАКС-2017»;
- Международная научная конференция по амфибийной и безаэродромной авиации «Гидроавиасалон-2018», (г. Геленджик);
- Международный симпозиум по применению электрических и гибридных технологий в аэрокосмической отрасли, Германия, г. Кёльн, 2019 г.

Публикации:

По теме диссертационной работы опубликовано 7 печатных работ (статей), из которых 3 статьи в изданиях РФ из списка ВАК, имеется 2 патента на изобретение.

Тезисы докладов по теме диссертации опубликованы в соответствующих сборниках, посвященных результатам проведенных конференций (8 публикаций).

Структура и объем работы.

Диссертация включает в себя введение, три главы, заключение и список литературы из 84 наименований. Работа содержит 159 страниц, 48 рисунков и 17 таблиц.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении сделано обоснование актуальности темы, рассмотрены основные области применения ВД. Рассмотрена история развития технической идеи, выполнен анализ научной и методической литературы, определен уровень проработки основных технических проблем создания и проектирования ВД, поставлена цель и задачи диссертационной работы.

В первой главе проведен анализ возможных концепций БЛА длительного барражирования с различными типами энергоустановок и источников энергии.

Выполнен анализ российских и зарубежных работ по данной тематике. Изучены работы российских авторов: Шустова А.В., Гальцева А.П., Титоренко В.Н., Барабанова Г.В., Ивченко Б.А., Черникова С.П., посвященных определению количества поступающей солнечной энергии на поверхность солнечных элементов, установленных на БЛА, а также определению характеристик бортовой энергоустановки, влиянию на её параметры направления полета, широты, времени года, альбедо и других внешних условий. Важнейшими зарубежными работами являются отчеты NASA и сотрудников компании Boeing по глобальным исследованиям концепций БЛА длительного барражирования и вариантов СУ для них, а также труд по основам проектирования дирижаблей «Fundamentals of Aircraft and Airship Design» авторов Grant E. Caricher, Leland M. Nicolai. Практически все

работы содержат описания методов, подходов и уравнений для предварительной оценки характеристик ВД, однако, общая методика проектирования, позволяющая выполнить последовательный расчет ВД с различными вариантами СУ, в том числе использующий солнечную энергию, – в открытых публикациях отсутствует.

Рассмотрено 11 возможных вариантов энергоснабжения высотных БЛА длительного барражирования (таблица 1). Первые 6 вариантов включают в себя бортовые расходуемые источники энергии. В качестве носителя энергии может быть использована аккумуляторная батарея, газообразное и жидкое топливо, а также атомный источник энергии. Концептуальные решения с внешними источниками энергии используют принцип получения энергии из внешней окружающей среды (энергия ветра и солнца), а также от внешних искусственных источников посредством лазерного, СВЧ луча и кабель троса, позволяющего удерживать аппарат и передавать к нему энергию. Большинство перспективных вариантов имеют низкий УГТ. Варианты 9 и 10 имеют привязку к наземной базе.

На основании анализа характеристик выполнена экспертная оценка 11 концептуальных вариантов, результаты которой показаны в таблице 1 (“+” означает 1 балл, “–” даёт 0 баллов, “±” – 0,5 балла).

Таблица 1 – Результаты экспертной оценки вариантов СУ для БЛА

Концептуальный вариант по типу носителя энергии	1. Аккумуляторная батарея	2. Газообразное топливо (баллоны)	3. Жидкое топливо (криоген, H ₂ , прир. газ)	4. Углеводородное жидкое топливо	5. Ядерное топливо	6. Радиоизотопы	7. Ветровая энергия потоков в атмосфере	8. Солнечная энергия	9. Световой луч (лазер)	10. Энергия луча сверх-высокой частоты (СВЧ)	11. Привязная тросовая система
Уровень УГТ	+	±	±	+	±	±	-	+	±	-	-
Большая продолжительность	-	-	±	±	+	+	+	+	±	+	+
Неограниченность зоны полета	+	+	+	+	+	+	±	±	-	-	-
Экологическая безопасность	+	+	+	±	-	-	±	+	+	-	±
Надежность	+	±	-	+	±	±	-	+	-	±	+
Удельные весовые характеристики	-	-	+	±	±	±	±	±	+	±	-
Итого:	4	3	4	4,5	3,5	3,5	2,5	4,5	3	2	2,5

В результате анализа и экспертной оценки для дальнейшего исследования и формирования расчетной методики выбраны: вариант 4 (высотный ПД + топливо) в комбинации с вариантом 8 (солнечная энергия). Целесообразность выбора подтверждается анализом результатов отечественных и зарубежных работ.

Во второй главе подробно описан процесс разработки методики проектирования ВД с ГСУ, её алгоритм и все основные структурные компоненты. Рабочая схема формирования методики проектирования ВД показана на рис. 1.



Рис. 1 – Рабочая схема формирования методики проектирования высотного дирижабля

Процесс проектирования начинается с требований, определяющих исходный набор параметров, необходимых для дальнейшего формирования методики. Схема завершается решением весового уравнения и расчетом основных ЛТХ при условии соблюдения баланса энергии и мощности. Дальнейшая логика построения процесса проектирования, показанного на схеме рис. 1, направлена на получение уравнений для расчета $N_{расп}, N_{потр}, E_{распГСУ}, E_{потр}$.

Исходные технические требования и параметры для формирования методики проектирования ВД заданы для двух характерных типоразмеров, показаны в таблице 1 и ориентированы на максимальный и минимальный уровень ЛТХ.

Вариант 1 предполагает длительное барражирование в заданной зоне, решение задач контроля воздушного пространства, создания коммуникационных сетей, обеспечения мобильной связи и интернет трафика, его эксплуатация,

техническое обслуживание и ремонт требуют наличие эллинга (ангара). Второй вариант ВД ориентирован на выполнение более кратковременных и оперативных задач: обеспечение специальной радиосвязи, сопровождение кораблей, мониторинг атмосферы и Земли, наблюдение за зонами стихийного бедствия. Концепция 2 предполагает минимизацию размерности аппарата и стоимости его запуска.

Таблица 1 - Основные технические требования к 2 вариантам реализации ВД

Основные требования	Типоразмеры проектов ВД	
	1 вариант (максимальный)	2 вариант (минимальный)
Высота барражирования, км не менее	15	14
Целевая (желаемая продолжительность)	45	15
Продолжительность барражирования в заданном районе, не менее, суток	10	5
Широтность района барражирования, гр.	60°-80°	60°-80°
Долгота района барражирования, град.	30°-180°	30°-180° (+10°)
Дальность перелета от пункта управления в зону барражирования, км	1000	500
Вероятность выполнения задачи беспилотным комплексом	0,95	0,95
Масса полезной нагрузки (специального оборудования), кг	1800	800
Мощность, потребляемая полезной нагрузкой, кВт	15	8
Необходимость в эллинге для сборки и эксплуатации	да	только для испытаний

В основе построения алгоритма расчета проектных параметров лежит метод оценки баланса **потребной и располагаемой мощности и энергии** для ВД.

Располагаемая мощность энергоустановки ВД для удержания его над заданной географической точкой должна быть больше или равна **потребной** мощности $N_{\text{потр}}$, включающей в себя мощность маршевых двигателей для полета со скоростью, большей или равной скорости ветра, а также мощность, необходимую для энергоснабжения бортовых систем аппарата и функционирования полезной нагрузки. Условие достаточности располагаемой мощности $N_{\text{расп}}$ в каждый момент времени на протяжении всего полета является необходимым для успешного выполнения полетного задания

$$N_{\text{расп}} \geq N_{\text{потр}} \quad (1)$$

Условием энергообеспечения полета длительностью $t_{\text{п}}$ будет равенство $E_{\text{потр}}$ за заданный промежуток времени и располагаемой энергии $E_{\text{распГСУ}}$, которую сможет выработать ГСУ в тот же самый промежуток $t_{\text{п}}$ с аналогичным временем старта t_0 и завершения полета t_x

$$E_{\text{распГСУ}} = E_{\text{потр}}. \quad (2)$$

Для решения задачи определения **потребной мощности** принята модель дирижабля классической формы и его основные геометрические параметры, показанные на рис. 2: длина дирижабля (оболочки, корпуса) $L_{\text{об}}$, диаметр оболочки (корпуса) в миделевом сечении $D_{\text{об}}$, отношение $L_{\text{об}}/D_{\text{об}} = \lambda$ – удлинение оболочки, $S_{\text{об}}$ – площадь поверхности оболочки, $S_{\text{сэ}}$ – площадь поверхности солнечных элементов, $S_{\text{оп}}$ – площадь оперения, $U_{\text{об}}$ – объем оболочки (корпуса).

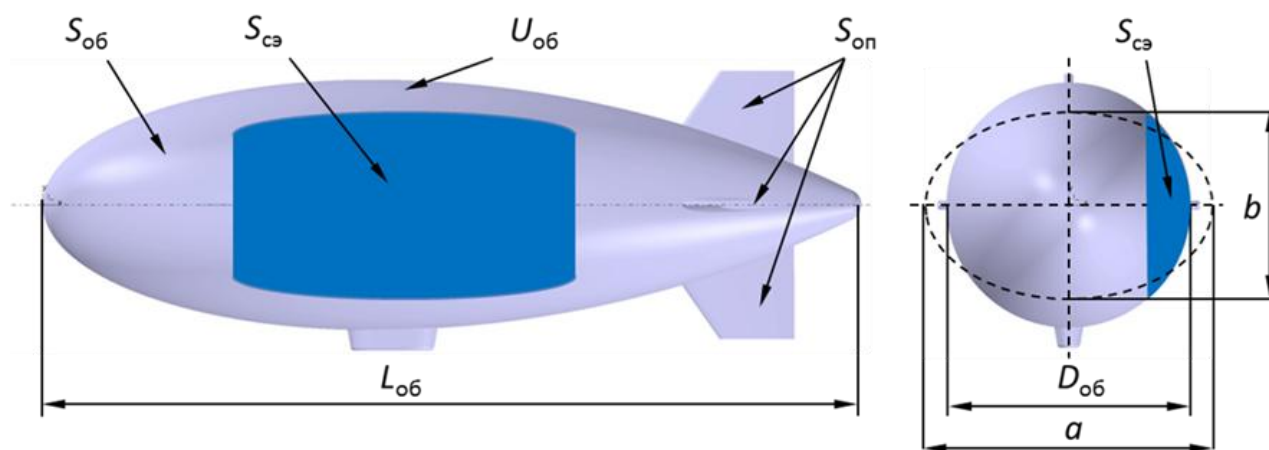


Рис. 2 – Основные геометрические параметры высотного дирижабля

Уравнения, связывающие геометрические параметры для осесимметричной формы:

$$U_{\text{об}} = \psi \cdot \frac{\pi \cdot D_{\text{об}}^2}{4} \cdot L_D = \frac{\pi \cdot (L_D)^3}{4 \cdot \lambda^2}, \quad (3)$$

$$S_{\text{об}} = K_{\text{ф}} \cdot U_{\text{об}}^{\frac{2}{3}}, \quad (4)$$

где $\psi = \frac{U_{\text{об}}}{U_{\text{ц}}}$ – коэффициент полноты объема формы, где $U_{\text{ц}}$ – объем описывающего цилиндра, $K_{\text{ф}}$ – коэффициент поверхности оболочки, ψ , $K_{\text{ф}}$ – характеристики конкретного выбранного обвода и формы.

Для равномерного прямолинейного движения ВД с постоянной скоростью $V_{\text{кр}}$, примем допущение, что вектор силы тяги параллелен вектору скорости, запишем упрощенную систему уравнений:

$$\begin{cases} \Phi + Y = G_{\text{ВД}} \\ T = X \\ \sum M_n = 0 \end{cases}, \quad (5)$$

где X – сила сопротивления дирижабля: $X = C_{\text{х}\alpha} \cdot \frac{\rho h \cdot v_{\text{кр}}^2}{2} \cdot U_{\text{об}}^{2/3}$; (6)

Φ – аэростатическая подъёмная сила (АПС): $\Phi = K_{\text{вып}} \cdot g \cdot f_{\text{нг}h} \cdot U_{\text{об}}$; (7)

где $f_{\text{нг}h} = \rho_h - \rho_{\text{нг}h}$ – удельная подъемная сила несущего газа на высоте h , где ρ_h – плотность воздуха на высоте h , $\rho_{\text{нг}h}$ – плотность гелия на высоте h ; $K_{\text{вып}} = \frac{U_{\text{нг}}}{U_{\text{об}}}$ – коэффициент выполнения оболочки на высоте h , где $U_{\text{нг}}$ – объем газонаполненной части оболочки (корпуса) дирижабля.

Y, X – проекции аэродинамической силы; $G_{\text{ВД}} = m_{\text{ВД}} \cdot g$ – вес ВД, $m_{\text{ВД}}$ – масса ВД, g – ускорение свободного падения, $\sum M_n$ – момент всех сил относительно центра тяжести.

Для определения коэффициента сопротивления $C_{\text{х}0}$ при $\alpha = 0$ и $C_{\text{у}\alpha} = 0$ существует эмпирическое выражение, показавшее хорошую сходимость для реальных дирижаблей

$$C_{\text{х}0\text{об}} = K_{\Phi} \cdot C_f \cdot \left[1 + 1,5 \cdot \left(\frac{1}{\lambda}\right)^2 + 7 \cdot \left(\frac{1}{\lambda}\right)^3 \right], \quad (8)$$

где C_f – коэффициент трения плоской пластины площадью 1 м^2 , который может быть определен по формуле $C_f = 0,0307 \cdot Re^{-\frac{1}{7}}$ в зависимости от числа Рейнольдса $Re = \frac{\rho h \cdot V_{\text{кр}} \cdot L_D}{\mu}$, где μ – динамическая вязкость воздуха.

Потребная электрическая мощность $N_{\text{потр}}$ определяется по выражению

$$N_{\text{потр}} = \frac{v_{\text{кр}} \cdot T}{\eta_{\text{в}} \cdot \eta_{\text{ред}} \cdot \eta_{\text{эл}} \cdot \eta_{\text{эд}}}, \quad (9)$$

где $\eta_{\text{в}}$ – КПД воздушного винта, $\eta_{\text{ред}}$ – КПД редуктора, $\eta_{\text{эл}}$ – коэффициент учитывающий электрические потери в системе, $\eta_{\text{эд}}$ – КПД бесколлекторного электродвигателя, включая преобразователь (контроллер).

Используя выражения (3) - (9), запишем расчетное уравнение для $N_{\text{потр}}$

$$N_{\text{потр}} = 0,0307 \frac{K_{\text{доп}} \cdot K_{\Phi} \cdot \rho h^{\frac{6}{7}} \cdot v_{\text{кр}}^{\frac{20}{7}}}{2 \cdot \eta_{\text{в}} \cdot \eta_{\text{ред}} \cdot \eta_{\text{эл}} \cdot \eta_{\text{эд}}} \left(\frac{m_{\text{ВД}}}{K_{\text{вып}} \cdot f_{\text{нг}h}} \right)^{\frac{13}{21}} \left(\frac{1}{\mu} \cdot \sqrt[3]{\frac{4 \cdot \lambda^2}{\psi \cdot \pi}} \right)^{-\frac{1}{7}} \left[1 + 1,5 \cdot \left(\frac{1}{\lambda}\right)^2 + 7 \cdot \left(\frac{1}{\lambda}\right)^3 \right]. \quad (10)$$

В полученном расчетном выражении (10) исключены абсолютные геометрические параметры – объем, длина и диаметр оболочки, основными переменными являются масса дирижабля $m_{\text{ВД}}$ и крейсерская скорость $V_{\text{кр}}$.

В главе 2 выполнен анализ влияния ветровых условий на определение потребной мощности для крейсерского полета ВД в заданных географических

точках. Анализ выполнялся на основании массива значений проекций вектора скорости ветра за период 2015 – 2020 г в географическом районе ограниченном 60° - 80° с.ш. и 30° - 180° , получены в виде табличных данных при помощи международного интернет-портала метеоданных ERA5 - Land «Коперник», размещенного по адресу: <https://cds.climate.copernicus.eu>.

Исследование распределения скорости ветра по высоте в данном географическом районе, позволило определить закономерную зону минимума ветра в диапазоне высот 14-16 км. В дальнейшем расчеты потребной мощности выполнялись для барометрического уровня 125 hPa (высота полета $h_{п}=14,8$ км). С целью изучения закономерностей распределения энергии ветра были исследованы более подробные (с интервалом через 4 часа) ветровые данные для 5 зимних сезонов с 2015 по 2020 г., по уравнению (10) определены значения мощности для полета ВД фиксированной взлетной массы, на рис. 3 показаны результаты расчета $N_{потр}$ в виде графиков для ВД с $m_0 = 10$ т в течение одного зимнего сезона при $h_{п}=14,8$ км.

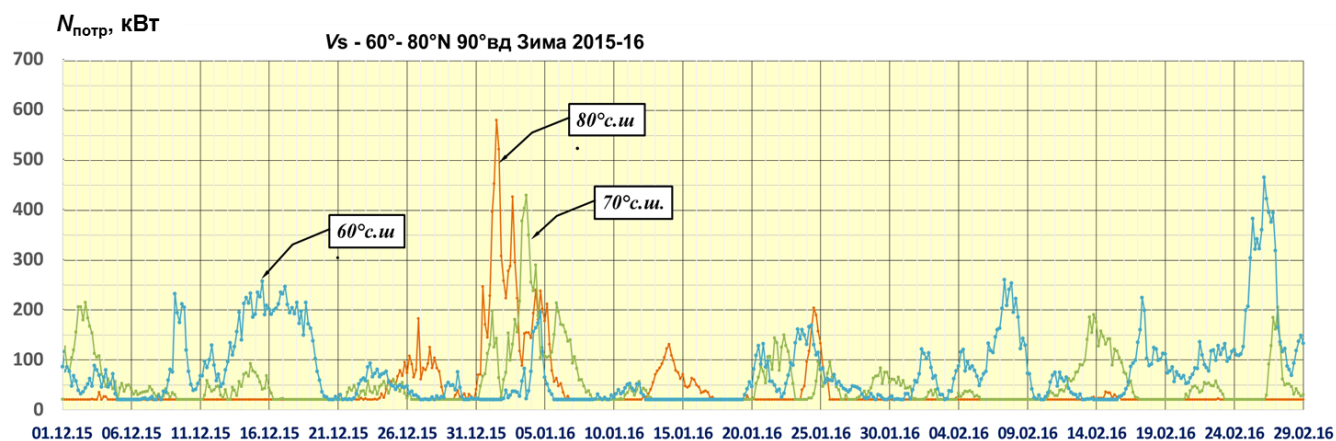


Рис. 3 – Потребная мощность барражирования ВД $m_0=10$ т (60° - 80° с.ш. и 90° в.д.)

Идея применения ГСУ для ВД заключается в возможности *использования запаса топлива при отсутствии или нехватки инсоляции*, что позволит уменьшить потребную мощность и массу ЭССЭ, которая будет рассчитана на полет при среднестатистическом значении скорости ветра.

В главе 2 выполнено определение зависимостей для расчета располагаемой мощности и основных параметров составных частей ГСУ: ПД с системой высотного турбонаддува, использующего химическое топливо, и энергосистемы на солнечной энергии (ЭССЭ) с круглосуточным циклом действия.

В работе определены расходные характеристики и значения располагаемой мощности бензинового ROTAX-914 и дизельного RED A-03 поршневых двигателей, оснащенных системой турбонаддува, в зависимости от высоты полета.

Значение удельного расхода топлива дизельного ПД $C_e = 0,247$ кг/л.с./ч или $0,331$ кг/кВт/ч на $h=15$ км, подтвержденный экспериментальными данными,

используется в дальнейшем для определения располагаемой энергии запаса топлива $E_T = m_T / C_e$, где m_T – бортовой запас топлива ВД.

Реальной альтернативой высотному варианту зарубежного дизеля RED A03 может быть адаптация бензинового отечественного автомобильного двигателя, разработанного в рамках проекта «ЕМП», для авиационного применения. ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» выполнил НИР, в результате которой разработан проект двигателя-демонстратора АД-500, имеющего максимальную мощность в 500 л.с., удельный расход 270 г/кВт/час на $h=0$. В случае установки второй ступени наддува (в текущей компоновке двигатель оснащен приводным нагнетателем) в виде турбокомпрессора, возможно увеличение высотности двигателя до 12-15 км.

Определение зависимостей для расчета основных характеристик системы энергоснабжения на солнечной энергии (ЭССЭ) разделено на внешнюю и внутреннюю задачу. Внешняя задача расчета поступающей солнечной энергии решена посредством создания в системе 3D моделирования масштабной модели Земли, Солнца и дирижабля (рис. 4).

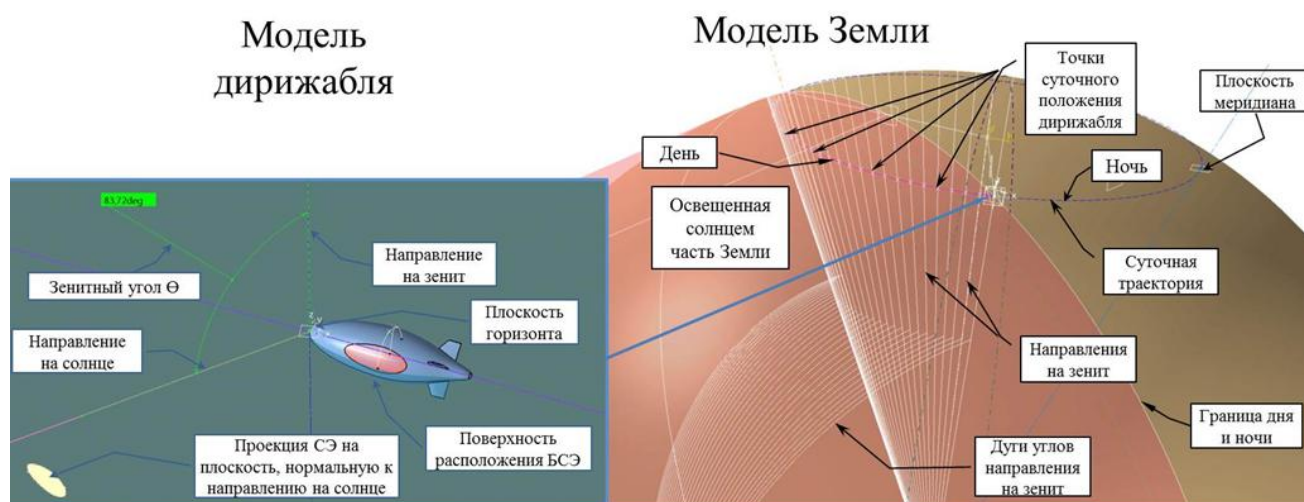


Рис. 4 - 3D модель расчета поступающей на поверхность БСЭ солнечной энергии

Модель позволяет определять суммарные значения приходящей на поверхность БСЭ, закрепленной на оболочке ВД, суточной солнечной энергии $J_{сут\text{э}}$ (Вт·ч) в пространственных и временных координатах (высота, широта полета, день года), а также удельную суточную инсоляцию $j_{сут\text{эп}}$ (Вт·ч/м²), поступающую на плоскую поверхность $S = 1 \text{ м}^2$ с учетом прозрачности верхних слоев атмосферы.

Внутренняя задача определения масс составляющих компонентов энергосистемы выполняется на основании соблюдения условия баланса энергии в течение суточного цикла, показанного на рис. 5.

$$E_{сут\text{э}} = E_{дн\text{потр}} + E_{з\text{аракк}}, \quad (11)$$

где $E_{сутсэ}$ - суточная энергия, вырабатываемая БСЭ, $E_{днпотр}$ - энергия расходуемая напрямую на постоянных потребителей $E_{днпотр}$ (под отрезком АВ); энергия расходуемая на заряд аккумуляторной батареи (АКБ) $E_{заракк}$.

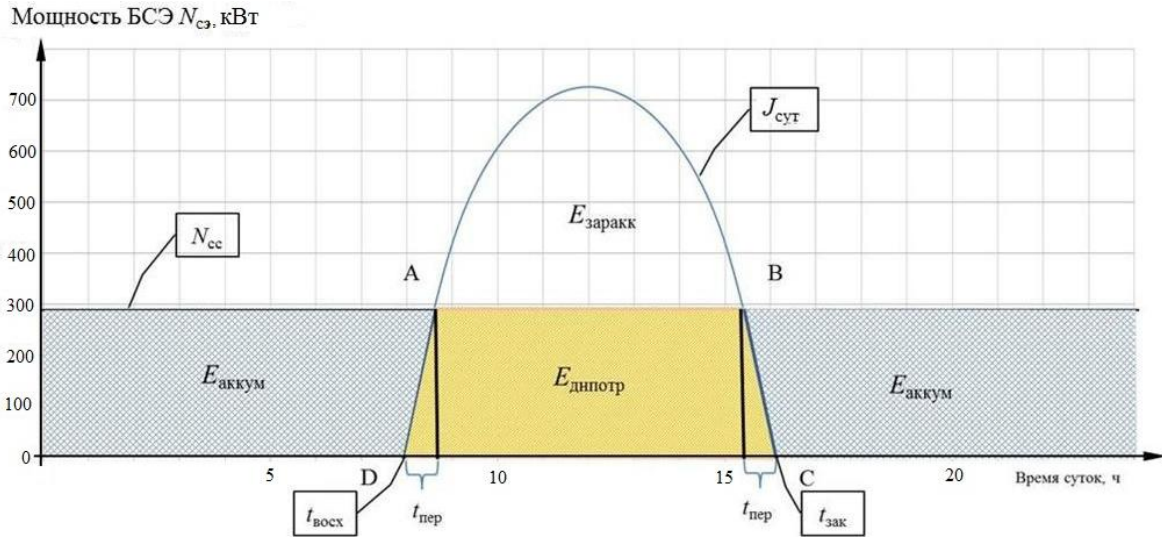


Рис. 5 - Суточный цикл работы энергосистемы на солнечных элементах

Расчетная задача для данной части алгоритма заключается в следующем: при заданном значении поступающей удельной суточной инсоляции $j_{сут}$ ($\text{Вт}\cdot\text{ч}/\text{м}^2$) и известной относительной массе энергосистемы $\bar{m}_{эс}$ необходимо получить соотношение масс БСЭ $m_{бсэ}$ и АКБ $m_{акб}$. С учетом КПД цикла аккумулярования $\eta_{акк}$ при реализации заряда-разряда АКБ, используя соотношение (11), выражения для поступающей солнечной энергии $E_{сутсэ}$, энергии АКБ $E_{акк} = E_{заракк} \cdot \eta_{акк}$, получены уравнения для определения необходимой площади БСЭ и полезной солнечной энергии $\sum E_{пол}$, вырабатываемой ЭССЭ за сутки:

$$S_{сэ} = \frac{m_{эс}}{\frac{j_{сутсэ} \cdot \eta_{сэ} \cdot k_{уст}}{\left(\frac{1}{\eta_{акк}} + K_{цикл}\right) \cdot \gamma_{акк}} + \gamma_{сэ} \cdot k_{ком}}, \quad (12)$$

$$\sum E_{пол} = \frac{m_{эс} \cdot (1 + K_{цикл})}{\frac{k_{уст}}{\gamma_{акк}} + \frac{\gamma_{сэ} \cdot k_{ком}}{j_{сутсэ} \cdot \eta_{сэ}} \cdot \left(\frac{1}{\eta_{акк}} + K_{цикл}\right)}, \quad (13)$$

где $\gamma_{акк}$ - удельный вес системы аккумулярования по отношению к запасенной энергии, $k_{уст}$ - коэффициент, учитывающий дополнительный вес соединительных элементов и корпуса АКБ, $\gamma_{сэ}$ - удельный вес м^2 солнечных элементов; $k_{ком}$ - коэффициент, учитывающий дополнительный вес соединительных элементов; $j_{сутсэ}$ - удельная суточная инсоляция, приходящаяся на м^2 криволинейной поверхности БСЭ; $K_{цикл} = \frac{t_{дн} - t_{пер}}{24 - t_{дн} + t_{пер}}$ - коэффициент суточного цикла; $t_{пер}$ - время перехода между ночным и дневным режимами; $t_{дн} = t_{зак} - t_{восх}$ - продолжительность дня (рис. 5).

С целью возможности расчета потребной площади БСЭ $S_{сэ}$ располагаемой энергии ЭССЭ $\sum E_{пол}$ исходя из заранее известных значений суточной инсоляции

$j_{\text{сутэп}}$ ($\text{Вт}\cdot\text{ч}/\text{м}^2$), приходящей на плоскую пластину, было получено уравнение для определения площади проекции $S_{\text{прсэ}}$ для БСЭ, закрепленной на оболочке ВД осесимметричной формы, вдоль всей длины выделенного сектора с углом раствора φ

$$\frac{S_{\text{пр}} \cdot j_{\text{сутэп}} \cdot \eta_{\text{сэ}} \cdot K_{\text{куст}}}{\left(\frac{1}{\eta_{\text{акк}}} + K_{\text{цикл}}\right) \cdot \gamma_{\text{акк}}} + a \sin \left(\frac{\pi \cdot S_{\text{пр}}}{K_{\phi}} \cdot \left(\frac{K_{\text{вып}} \cdot f_{\text{heh}}}{m_0} \right)^{\frac{2}{3}} \right) \cdot \left(\frac{m_0}{K_{\text{вып}} \cdot f_{\text{heh}}} \right)^{\frac{2}{3}} \cdot \frac{K_{\phi} \cdot \gamma_{\text{сэ}} \cdot k_{\text{ком}}}{\pi} = \overline{m_{\text{эс}}} \cdot m_0 \quad (14)$$

В уравнении (14) исключены «криволинейные» параметры, его решение позволяет определить $S_{\text{сэ}}$, $\sum E_{\text{пол}}$, $m_{\text{акк}}$, $m_{\text{бсэ}}$, среднесуточную мощность $N_{\text{сэ}} = \sum E_{\text{пол}} / 24$.

Разработанная методика учитывает также влияние курсового угла, зависящего от направления ветра, вторичные факторы инсоляции - альbedo, рассеянную, восходящую и нисходящую радиацию. Для решения уравнения (14) в работе используется суммарное значение удельной суточной поступающей радиации $\sum j_{\text{сутэп}}$

$$\sum j_{\text{сутэп}} = j_{\text{сутэп}} \cdot K_{\text{нв}} + j_{\text{сутальб}} \quad (15)$$

где $j_{\text{сутальб}} = J_0 \cdot K_{\text{альб}} \cdot (t_{\text{дн}} - t_{\text{пер}})$, $K_{\text{альб}}$ – статистический коэффициент, учитывающий влияние альbedo и других вторичных факторов инсоляции, $K_{\text{нв}}$ – среднестатистический коэффициент, учитывающий отклонение курса θ от 90° в случае бортовой ассиметричной компоновки БСЭ на поверхности оболочки ВД.

В заключительных разделах главы 2 изложена разработанная методика расчета результирующих весовых и летно-технических характеристик ВД и ГСУ при условии баланса энергии и мощности.

Уравнение для основных составляющих взлетной массы ВД m_0 запишется следующим образом

$$m_0 = m_{\text{кон}} + m_{\text{эс}} + m_{\text{пн}}, \quad (16)$$

где $m_{\text{кон}}$ – масса конструкции дирижабля (без СУ), которая может быть определена по статистическим уравнениям для дирижабля полумягкой конструкции $m_{\text{кон}} = 3,53 \cdot m_0^{0,809}$, $m_{\text{эс}}$ – масса энергосистемы (силовой установки) в целом, $m_{\text{пн}}$ – масса полезной нагрузки.

В случае применения ГСУ, использующей два источника энергии

$$m_{\text{эс}} = m_{\text{эсэ}} + m_{\text{т}} + m_{\text{ГСУ доп}}, \quad (17)$$

где $m_{\text{ГСУ доп}}$ – масса дополнительных элементов ГСУ, включая ПД с высотным турбонаддувом, генераторы и электродвигатели. Масса $m_{\text{ГСУ доп}}$ определяется в соответствии с максимальной потребной крейсерской мощностью $N_{\text{потрmax}}$, соответствующей заданной максимальной скорости ветра.

Потребный запас топлива $m_{\text{т}}$ определяется с учетом дистанции подлета к зоне барражирования, энергопотребления полезной нагрузки и бортовых систем

дирижабля. Масса топлива $m_{\text{бар}}$ обеспечит непосредственно требуемое время барражирования t_6 ВД.

На первом этапе определяется необходимый запас топлива для барражирования ВД *без использования инсоляции в случае её отсутствия*, т.е. $m_{\text{эссэ}} = 0$. Используя полученные статистические данные для 5 зимних сезонов был выполнен расчет значений потребной $E_{\text{потр}}$ для ВД, которое не будет превышено с вероятностью в 95% и 99% для продолжительности барражирования в 5 и 10 суток при варьируемой взлетной массе $m_0 = 5 \dots 40$ т, по результатам расчета построены графики и аппроксимирующие уравнения $E_{\text{потр}} = f(m_0)$. Используя полученные зависимости в **главе 3** определены решения весового уравнения (16) для 1 и 2 варианта исходных технических требований, которые приведены ниже в результирующей таблице 2.

Полученные значения m_0 *при отсутствии инсоляции* в дальнейшем фиксируются и используются для расчетов продолжительности t_6 в условиях использования двух источников энергии.

Следующим **этапом решения проектной задачи** является определение рационального соотношения между $E_{\text{эссэ}}$ и $E_{\text{т}}$, также $m_{\text{эссэ}}$ и $m_{\text{т}}$ для достижения *максимальной продолжительности полета* ВД. При решении данной задачи необходимо выделить ту часть энергии, которая должна быть покрыта за счет топлива для ПД вследствие нехватки солнечной энергии в течение суточного цикла. Было применено преобразование полученных значений потребной суточной энергии $E_{\text{потрсут}}$ (включая полезную нагрузку и бортовые системы) в монотонную функцию, что показано на рис. 6.

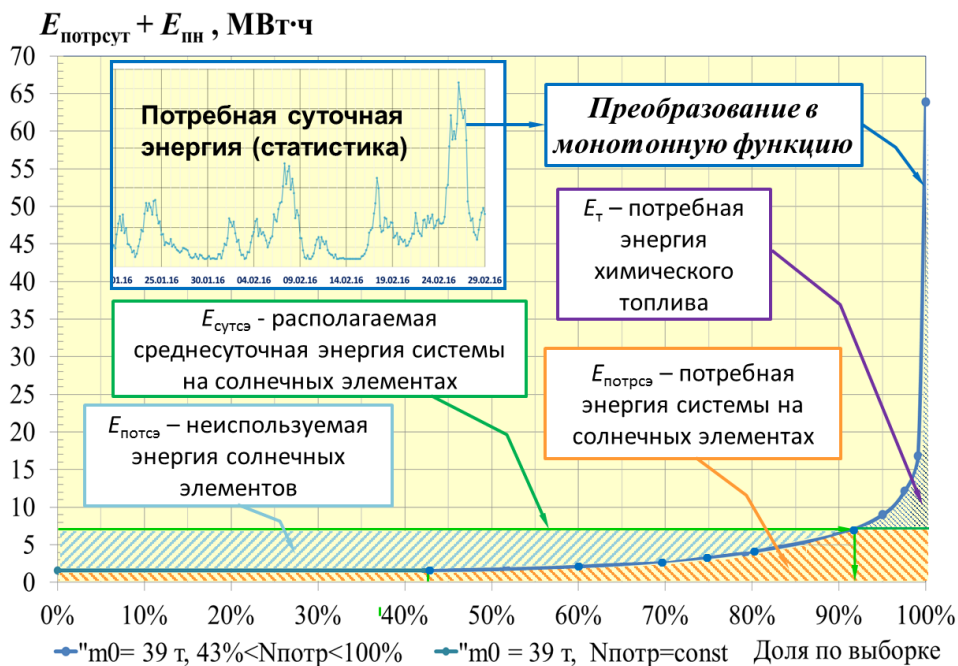


Рис. 6 – Области распределения соотношения потребной и располагаемой энергии

Примем, что распределение $E_{\text{потрсут}}$ будет проецироваться на любой промежуток времени года $t_{\text{п}} = 100\%$, соответствующий времени барражирования. Уровень $E_{\text{сутсэ}}$ задает границу потребной энергии $E_{\text{потрсэ}}$, компенсируемой полезной солнечной энергией $E_{\text{полсэ}} = E_{\text{потрсэ}}$ и энергией топлива $E_{\text{т}}$. Значения $E_{\text{полсэ}}$ и $E_{\text{т}}$ также определяются интегрированием по аппроксимирующим уравнениям, при этом получим основное условие для нахождения решения

$$E_{\text{потр}} = E_{\text{полсэ}} + E_{\text{т}}. \quad (18)$$

Область между $E_{\text{сутсэ}}$ (горизонтальная зеленая прямая) и графиком $E_{\text{потрсут}}$ (синяя кривая) будет соответствовать значению неиспользуемой (потерянной) энергии $E_{\text{потсэ}}$. Для упрощения расчетов введен коэффициент использования солнечной энергии $K_{\text{испсэ}}$, являющийся отношением $E_{\text{полсэ}}$ к общему количеству располагаемой $E_{\text{эссэ}}$ за время $t_{\text{п}}$

$$K_{\text{испсэ}} = E_{\text{полсэ}} / E_{\text{эссэ}}. \quad (19)$$

Значение располагаемой энергии $E_{\text{эссэ}}$ за время полета определяется как интегральное значение по функции удельной мощности $\gamma_{\text{эссэ}} = \frac{N_{\text{сс}}}{m_{\text{эссэ}}} = f(t)$, полученной в результате расчета данных по выражениям (14), (15), ограниченное датами старта t_0 и завершения полёта t_x ВД, умноженная на массу ЭССЭ $m_{\text{эссэ}}$

$$E_{\text{эссэ}} = m_{\text{эссэ}} \int_{t_0}^{t_x} f(t) dt. \quad (20)$$

Предполагая возможность варьирования соотношения $m_{\text{эссэ}}/m_{\text{т}}$ при постоянной массе энергосистемы в целом $m_{\text{эс}}$ можно найти значение времени барражирования t_6 , удовлетворяющее уравнениям (19), (20) при условии баланса энергии (18), либо продолжительности t_6 . В результате получаем множество решений, или зависимость t_6 от соотношения $m_{\text{эссэ}}/m_{\text{т}}$, далее находится оптимальное значение $m_{\text{эссэ}}$ и $m_{\text{т}}$ для максимума продолжительности, как показано на рис. 7.

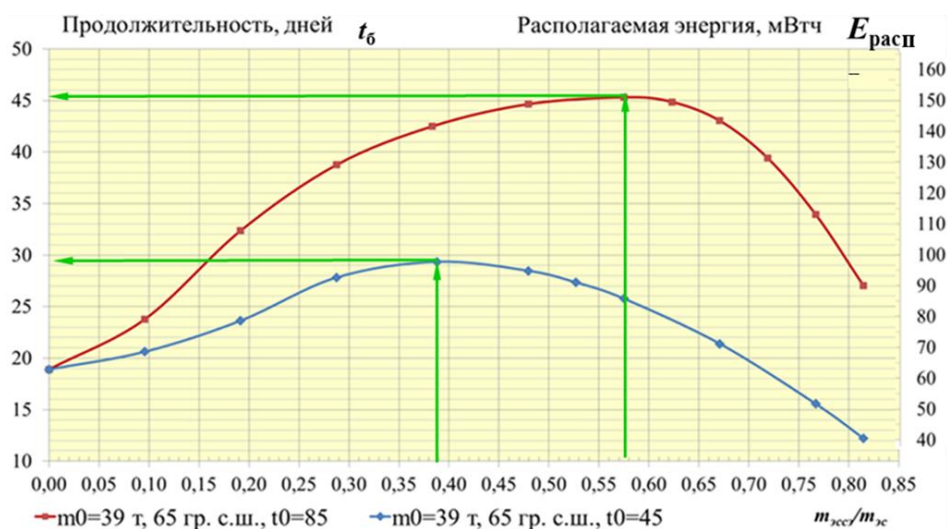


Рис. 7 – Зависимость t_6 и $E_{\text{расп}}$ от соотношения $m_{\text{эссэ}}/m_{\text{эс}}$ для 65° с.ш.

В главе 3 выполнен проектный расчет вариантов ВД в соответствии с разработанной методикой по требованиям таблицы 1, результирующие значения приведены в таблице 2.

Таблица 2 – Геометрические и ЛТХ перспективных вариантов ВД

Варианты концепции		1-Максим.	2-Миним.		
Параметр	Ед.	Значение			
Объем оболочки	м ³	253 288	94 973		
Максимальный диаметр	м	49,37	35,6		
Длина	м	197,5	142,4		
Взлетная масса нормальная	кг	39 184	14 693		
Взлетная масса с затяжением 10% от	кг	43 103	16 162		
Масса конструкции (без ГСУ)	кг	16658	7303		
Масса ГСУ с ПД (без топлива)	кг	3776	1971		
Масса полезной нагрузки	кг	1800	800		
Масса топлива или энергосистемы	кг	20868	6087		
Мощность ГСУ максимальная	кВт	950	517		
Продолжительность полета, только с ПД	сут	10	5		
Вероятность неперевышения	%	95	99	95	99
Средняя скорость (по потребной энергии)	м/с	25,25	29,35	26	31,3
Оперативная высота барражирования	км	14-16			
Максимальная крейсерская скорость	м/с	40			

*Устанавливается опционально, частично замещая массу топлива

Полученные значения максимальной продолжительности и весовые характеристики элементов энергосистемы в случае использования для ВД с $m_0 = 39,2$ т двух видов энергии показаны в таблице 3.

Таблица 3 – Расчетные характеристики потребной энергии и продолжительности полета ВД $m_0 = 39,2$ т применением 2 источников энергии

Ши-рота	Продол-жительность, t_6	Дата старта t_0	Потребная энергия $E_{пот}$	Энергия топлива E_T	Солнечная энергия $E_{полсэ}$	Су-точная $E_{сутсэ}$	$m_{эсэ}$	$m_{эсэ}/m_0$	$K_{ислэ}$	
	дней	Дата*	МВтч	МВтч	МВтч	кВтч	т			
60	30	11	98,4	36,9	61,5	2 048	8,2	0,39	0,78	
65		27								
70		35								
60	45	50	147,6	25,3	122,3	2 717	12	0,58	0,45	
65		55								
70		57								
Симметричный профиль относительно 22 декабря										
60	26	-22	84,6	39	45,6	1 766	7,5	0,36	0,93	

* Дата старта – число начиная с 1 января

В главе 3 описан процесс формирования облика ВД. Облик дирижабля сформирован как интегральное решение по конструктивно-силовой схеме, обеспечивающее большой диапазон изменения объема несущего газа во внутренней оболочке, позволяющее закрепить на боковых силовых элементах и внешней оболочке батарею солнечных элементов и модули специальной полезной нагрузки (антенны), рис. 8. Данная компоновка обеспечивает хорошую аэродинамическую форму на всех этапах полета и рациональное расположение винтомоторных групп с электродвигателями.

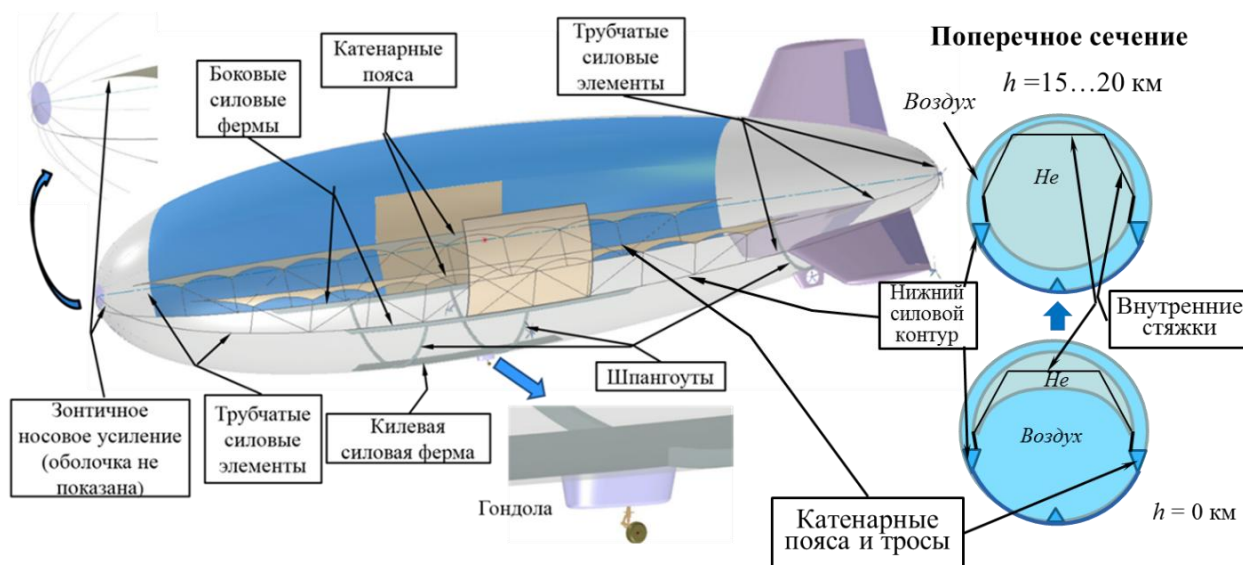


Рис. 8 – Конструктивно-силовая схема ВД

На разработанную конструкцию ВД получен патент РФ № 2662593, её функциональные свойства подтверждают реализуемость создания такого ЛА.

В главе 3 представлено обоснование конфигурации и принципиальная схема ГСУ, использующей несколько источников энергии.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате выполнения диссертационной работы разработана методика проектирования высотного дирижабля, оснащенного гибридной силовой установкой, способной опционально использовать солнечную энергию и химическое топливо. Методика позволяет определять основные весовые, геометрические и летно-технические параметры высотного дирижабля для заданного района барражирования, а также рациональное соотношение масс основных компонентов гибридной силовой установки.

В процессе разработки методики исследованы и решены следующие задачи:

- Проведен комплексный анализ возможных вариантов ВД с разными типами СУ и носителей энергии, осуществлен выбор в пользу приоритетного варианта – ВД с ГСУ, использующей солнечную энергию и энергию химического топлива.

- Разработан общий алгоритм расчета проектных параметров, основанный на уравнениях баланса потребной и располагаемой мощности и энергии за время полета.

- Получены расчетные уравнения и разработаны методы расчета потребной мощности и энергии для заданного времени полета на основании статистических метеорологических данных с учетом требований по вероятности.

- Разработаны методы расчета располагаемой мощности и энергии системы на солнечной инсоляции для заданного времени полета (сезона и дней года).

- Разработан метод расчета рационального соотношения масс энергосистемы ВД, использующей возобновляемый и невозобновляемый источники по соотношению интегральных значений полезной энергии на графике монотонной функции распределения потребной для полета ВД суточной энергии.

В качестве апробации методики спроектированы два варианта ВД и его ГСУ.

Для полета без применения СЭ продолжительностью 10 суток с вероятностью 95% и полезной нагрузкой 1800 кг необходим ВД взлетной массой 39,2 т, для барражирования в течение 5 суток с нагрузкой 800 кг – ВД взлетной массой 14,6 т.

ВД с $m_0 = 39,2$ т, оснащенный ГСУ, использующий солнечную энергию и химическое топливо с ПД, способен выполнять барражирование в течение не менее 45 суток над заданной точкой на $h=15$ км на широтах $60^\circ - 70^\circ$ с.ш. с начала марта по сентябрь месяцы и, на широтах $75^\circ - 80^\circ$ с.ш. с конца марта по октябрь.

Получены следующие уникальные научные результаты:

- Применение энергосистемы только на солнечной энергии для широт 60 - 80 с.ш. в РФ является *эксплуатационно непригодным* для ВД, так как обеспечит не более 70 % от возможной по статистике потребной суточной энергии, что приведет к преждевременному завершению миссии аппарата.

- Применение комбинированного использования возобновляемого и невозобновляемого источников энергии *позволяет компенсировать более редкие по статистике периоды увеличения интенсивности ветра* в течение зимнего сезона, а также увеличивает продолжительность барражирования в 1,5 – 2 раза по сравнению с вариантом, использующим только топливо.

Разработанная методика может быть использована для расчета основных параметров высотного дирижабля длительного барражирования, а также других типов ЛА (самолет), использующих солнечную энергию и гибридную силовую установку.

СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ АВТОРОМ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в рецензируемых научных изданиях

1. Редькин А.В., Ковалев И.Е., Маврицкий В.И., Качарава И.Н. Методика оценки возможности применения солнечной энергии для обеспечения длительного барражирования высотного дирижабля над заданной географической точкой// Научный Вестник МГТУ ГА Том 21, № 04, 2018, с.96-109.
2. Редькин А.В., Ялоза Ю.А., Ковалев И.Е. Оценка надежности конвертируемого летательного аппарата с гибридной силовой установкой и многовинтовой несущей системой// Научный Вестник МГТУ ГА Том 23, № 05, 2020, с 76-96.
3. Редькин А.В., Ковалев И.Е., Костюченков А.Н. Рациональный облик высотного дирижабля и его энергоустановки для длительного барражирования в северных и арктических районах нашей страны// Общероссийский научно-технический журнал «Полет», издатель ООО «Машиностроение - Полёт», № 10, 2021 г, с 28-37.

Другие публикации

4. Редькин А.В., Маврицкий В.И. Перспективы и возможности создания высотных аэростатических платформ – носителей телекоммуникационного и другого целевого оборудования// Труды ЦАГИ, вып. № 2682, сборник статей "Проблемные вопросы создания высотных аэростатических платформ", 2009 г, с.3-9.
5. Редькин А.В., Маврицкий В.И. Выбор параметров и отработка концептуальных решений для реализации проекта создания высотной платформы для продолжительного барражирования с использованием связи двух ЛА// Труды ЦАГИ, вып. № 2747, 2015 г.
6. Редькин А.В. Оптимизация параметров комбинированной системы энергоснабжения беспилотного высотного дирижабля для длительного барражирования в северных широтах//Техника Воздушного Флота, вып. 3-4 (№ 720-721), 2015 г, с. 58 - 65.
7. А.И. Дунаевский, А.В. Редькин. Перспективы применения гибридных и электрических силовых установок на самолетах малой авиации// Труды ЦАГИ. Выпуск 2749, 2015, с. 57-63.

Материалы конференций

8. В.И. Маврицкий, А.В. Редькин. Создание высотной платформы для продолжительного барражирования в заданной точке с использованием связи двух летательных аппаратов// Материалы XLVII Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга, 2012 г, с. 250-253.

9. А.В. Редькин. Определение оптимального варианта системы энергоснабжения беспилотного высотного дирижабля для длительного барражирования в северных широтах// Материалы 50-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга: 2015 г, с. 203-204.

10. М.С. Долгарева, А.В. Редькин, А.В. Шустов. Применение метода потребной и располагаемой мощности для оптимизации параметров силовой установки высотного дирижабля на солнечной энергии// Материалы XXVII научно-технической конференции по аэродинамике, ЦАГИ, 2016 г, с. 101.

11. В.С. Горбовской, А.В. Кажан, А.В. Редькин. Оптимизация основных параметров и разработка аэродинамического облика высотного дирижабля-демонстратора// Материалы XXVIII научно-технической конференции по аэродинамике, ЦАГИ, 2017 г, с. 101.

12. В.С. Горбовской, А.В. Кажан, А.В. Редькин, А.С. Дроздов. Расчетные исследования нестандартных решений для аэродинамической компоновки высотного дирижабля-демонстратора// Материалы Семнадцатой международной школы-семинара «Модели и методы аэродинамики», ЦАГИ, 2017 г, с. 52-53.

13. А.В. Редькин, М.С. Долгарева, А.В. Шустов. Определение рациональной высоты полета и параметров силовой установки высотного дирижабля на солнечной энергии в заданной географической точке методом потребной и располагаемой мощности// Материалы 15-ой Российско-китайской Конференции по Фундаментальным проблемам аэродинамики ЛА, динамики полета, прочности и безопасности полетов, ЦАГИ, 2017 г.

14. Определение рациональных характеристик и компоновочных решений для инновационных концепций ЛА вертикального взлета и посадки с гибридной силовой установкой// Сборник докладов XII международной научной конференции по амфибийной и безаэродромной авиации «Гидроавиасалон-2018», Москва, ЦАГИ, 2018 г, с. 209-215.

15. В.И. Маврицкий, А.В. Редькин. Методика оценки эффективности применения солнечной энергии для энергообеспечения силовой установки высотного дирижабля// Материалы 53-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга: 2018 г, с. 224-225.

Патенты

1. Патент № 2506204 Российская Федерация, МПК В64С 37/02, F03D 9/00, В64D 5/00, В64D 41/00. Способ размещения высотной платформы и высотная платформа: № 2012140234, заявл. 20.09.2012 г; опубл. 10.02.2014, приоритет от 20.09.2012/ В.И. Маврицкий, А.В. Редькин. Бюл. № 4 - 11 с: ил.

2. Патент № 2662593 Российская Федерация, МПК В64С 37/02, F03D 9/00, В64D 5/00, 41/00. Высотный дирижабль: № 2017129291, заявл. 17.08.2017 г; опубл. 26.07.2018, приоритет от 17.08.2017/ В.И. Маврицкий, А.В. Редькин, Бюл. №21-10 с: ил.