

**Федеральное государственное унитарное предприятие
«ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
имени профессора Н.Е. Жуковского»
(ФГУП «ЦАГИ»)**

На правах рукописи



Редькин Андрей Владимирович

**Разработка методики проектирования высотного дирижабля
длительного барражирования, оснащенного гибридной энергоустановкой с
использованием солнечной энергии**

Специальность: 05.07.02 - Проектирование, конструкция и производство
летательных аппаратов

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель –
д.т.н., профессор
Игорь Евгеньевич Ковалев

Жуковский, 2022

Оглавление

Введение.....	4
ГЛАВА 1. АНАЛИТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНЫХ КОНЦЕПТУАЛЬНЫХ ВАРИАНТОВ ВЫСОТНОГО ДИРИЖАБЛЯ ДЛИТЕЛЬНОГО БАРРАЖИРОВАНИЯ	16
1.1 История возникновения и развития технической идеи высотного дирижабля	16
1.2 Анализ отечественных и зарубежных работ посвященных вопросам разработки БЛА длительного барражирования	21
1.3 Анализ результатов исследований NASA в направлении создания БЛА большой продолжительности полета	24
1.4 Классификация известных вариантов системы энергообеспечения для силовой установки высотного дирижабля.....	28
1.5 Предварительный анализ вариантов длительного энергоснабжения	32
1.6 Выбор предпочтительных вариантов энергоснабжения для дальнейшего исследования и формирования облика высотного дирижабля.....	54
Выводы по главе 1	56
ГЛАВА 2. РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА РАСЧЕТА И МЕТОДИКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВЫСОТНОГО ДИРИЖАБЛЯ ОСНАЩЕННОГО ГСУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ.....	57
2.1 Исходные технические требования и постановка задачи для проектирования ВД и его СУ	57
2.2 Построение алгоритма проектирования.....	59
2.3 Определение потребной мощности и энергии для полета ВД.....	62
2.3.1 Универсальная расчетная модель ВД	62
2.3.2 Расчет силы аэродинамического сопротивления и потребной мощности для полета ВД с постоянной скоростью и углом атаки	65
2.3.3 Расчет потребной мощности для крейсерского полета ВД в заданных географических точках в зависимости от ветровых условий.....	67
2.3.3.1 Анализ ветровых данных в заданном районе барражирования	68
2.3.3.2 Определение потребной мощности и энергии для обеспечения длительного барражирования высотного дирижабля	77
2.4 Расчет располагаемой мощности и энергии ГСУ ВД.....	84
2.4.1 Определение располагаемой мощности и расходных характеристик ПД с системой высотного турбонаддува.....	84

2.4.2 Расчет основных характеристик системы энергоснабжения на солнечной энергии	90
2.4.2.1 Решение внешней задачи по расчету поступающей солнечной энергии на поверхность БСЭ	90
2.4.2.2 Решение внутренней задачи расчета основных параметров компонентов энергосистемы ВД на солнечной энергии	94
2.4.2.3 Определение потребной площади БСЭ с учётом формы криволинейной поверхности оболочки дирижабля	97
2.4.2.4 Влияние курсового угла направления полета ВД на результирующее значение среднесуточной инсоляции.....	101
2.4.2.5 Влияние вторичных факторов инсоляции на суммарное значение поступающей энергии на поверхность БСЭ.....	103
2.4.2.6 Расчет располагаемой мощности и энергии ЭССЭ для ВД с заданной взлетной массой.....	104
2.5 Расчет результирующих весовых и летно-технических характеристик ВД и ГСУ при условии баланса энергии и мощности	109
2.5.1 Расчет характеристик ВД и ГСУ для условий отсутствия инсоляции	109
2.5.2 Расчет характеристик ВД и ГСУ при использовании 2 видов энергии ..	112
Выводы по главе 2.....	119
ГЛАВА 3. ПРИМЕНЕНИЕ РАЗРАБОТАННОЙ МЕТОДИКИ ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ РАЦИОНАЛЬНОГО ОБЛИКА ВД	121
3.1 Результаты расчета основных параметров и летно-технических характеристик двух вариантов ВД.....	121
3.2 Основные составляющие процесса формирования облика высотного дирижабля	126
3.3 Конфигурация ГСУ ВД.....	127
3.4 Предварительная оценка надежности ГСУ ВД.....	129
3.5 Основные решения по конструктивно-силовой схеме ВД.....	132
3.6 Определение удельных показателей потребной и располагаемой мощности ВД, оснащенного ЭССЭ	136
Выводы по главе 3.....	139
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	140
Список сокращений.....	144
Список литературы.....	145
ПРИЛОЖЕНИЕ А. Патент № 2506204.....	153
ПРИЛОЖЕНИЕ Б. Патент № 2662593.....	155
ПРИЛОЖЕНИЕ В. Копии актов о внедрении результатов диссертационной работы	156

Введение

Актуальность технической задачи создания беспилотного высотного дирижабля (ВД) заключается в его уникальной способности длительно находиться в заданной географической точке Земли на стратосферных высотах, выполняя роль «атмосферного геостационарного спутника», имеющего невысокую стоимость запуска. Любые космические аппараты пролетая над поверхностью Земли даже на самых низких орбитах не обеспечивают возможности постоянного зависания над заданной географической точкой, а геостационарные спутники имеют слишком большую дистанцию от поверхности Земли (около 36 тыс. км), что не позволяет эффективно использовать целевое радиоретрансляционное и другое специальное оборудование [1, 2].

В нашей стране особое внимание уделяется развитию и освоению арктического региона. В значительной мере это связано с высокой экономической активностью российских компаний по добыче углеводородного топлива и других полезных ископаемых. Большое значение имеет Северный морской путь для доставки полезных ископаемых, в том числе нефти и сжиженного газа, от мест добычи к потребителям в Европейскую часть страны и в страны Западной Европы. В последние годы отмечено значительное увеличение интенсивности прохождения гражданских судов по Северному морскому пути из Западной Европы в порты Китая и Юго-восточной Азии [3].

Актуальной проблемой является развитие средств связи в арктическом регионе. Из-за малой плотности населения, отсутствия наземных дорог, сотовая связь носит локальный характер. В большинстве случаев суда морского флота, буровые платформы, удаленные арктические станции, а также населенные пункты, расположенные по арктическому побережью пользуются достаточно дорогими услугами поставщиков услуг зарубежной спутниковой связи Iridium и Inmarsat [4].

Применение 5-6 ВД, барражирующих в Арктическом регионе на высотах 14-16 км, позволит обеспечить его сотовой связью, интернет-траффиком, а также услугами телерадиовещания по ценам, сопоставимым с уровнем цен современных наземных операторов сотовой связи [1, 5].

В нашей стране реализация данной идеи может быть особенно экономически эффективной для решения оборонных и других государственных задач: предотвращения пожаров и наводнений, мониторинга Земли и атмосферы, аэрофотосъемки. Это определяется большими затратами на осуществление контроля границ и территории России с помощью традиционных средств наземного, воздушного и морского базирования.

Степень разработанности темы. Несмотря на большой объем проведенных в разных странах (США, Япония, Китай, Южная Корея, Россия) научно-исследовательских, опытно-конструкторских, экспериментальных работ, наземных и летных испытаний беспилотных демонстраторов, можно сделать вывод, что на данный момент не создан образец ВД, способный обеспечивать длительное функционирование полезной нагрузки в заданной географической точке на фиксированной высоте. Причина тому – отсутствие решения ряда технических проблем и задач, возникших при разработке ЛА данного класса. Из них наиболее актуальны и критичны задачи:

1) длительного энергоснабжения (или обеспечения топливом) СУ, мощность которой должна обеспечивать скорость, не меньше текущей скорости ветрового потока относительно Земли, полезной нагрузки (бортовая РЛС, оптическое оборудование или ретранслятор связи) во время полета по заданию в зоне барражирования, и всех бортовых систем дирижабля в течение полета;

2) фиксации аппарата на заданной высоте при условии изменения аэростатической подъемной силы (АПС) вследствие колебания атмосферного давления, температуры и нагрева несущего газа от солнечного излучения в дневное время и охлаждения в ночное, а также из-за изменения АПС вследствие постепенной утечки и загрязнения подъемного газа (гелия);

3) обеспечения требуемого диапазона рабочих высот полета от 0 до 15-20 км и соответствующее изменение объема несущего газа в газодержащих баллонах (в 5-10 раз);

4) динамической управляемости аппарата на всех режимах, включая полет на малой скорости при взлете и посадке, а также возможность управления АПС;

5) разработки способа старта и посадки для дирижабля, позволяющего обеспечить сохранность, работоспособность и отсутствие критических деформаций интегрированного в конструкцию спецоборудования (фазированная антенная решетка, антенна ретранслятора), а также батареи солнечных элементов;

б) сохранения приемлемого уровня утечки и загрязнения несущего газа в газодержащих отсеках оболочки в течение расчетной максимальной продолжительности полета.

Очевидно, что решение первой задачи является определяющим в создании такого типа летательного аппарата, так как основная техническая цель при проектировании таких комплексов – максимальная продолжительность полета над заданной точкой или в заданном районе. В идеале можно поставить глобальную цель – полет должен продолжаться несколько месяцев и даже лет, аналогично современным спутниковым системам.

В процессе работы над данной научной темой было изучено значительное количество опубликованных **работ российских [10-14] и зарубежных авторов [11-15]**, посвященных вопросам проектирования БЛА с большой продолжительностью полета, использующих различные варианты СУ и альтернативные источники энергии, в том числе солнечную. Наибольшее количество статей, научных докладов и отчетов по результатам НИР опубликовано в США в период 2000 – 2015 гг. В этот период велись масштабные исследовательские работы по программе создания высотного БЛА большой продолжительности полета HALE (*High Altitude Long Endurance*). В России работы по созданию ВД велись с конца 70-х годов по настоящее время, наибольший всплеск публикаций можно отнести к периодам конец 80-х – начало 90-х, а также с начала 2000 – х по 2015 г. Значительное количество работ в последнее время принадлежит ученым из Китая, что подтверждает их заинтересованность в разработке и создании ВД.

Анализ опубликованных работ показал, что в большинстве из них рассмотрены частные вопросы применения солнечной энергетики и альтернативных видов топлива для обеспечения СУ БЛА, рассмотрены

характеристики элементов солнечной энергосистемы, конструкция СУ, расчет поступающей на поверхность солнечных элементов суммарной суточной энергии, уравнения баланса потребной мощности для полета ЛА. Однако, практически все работы содержат только общие исходные данные и уравнения для предварительной оценки характеристик ВД. Для оценки потребной мощности используются осредненные данные по скорости ветра в заданном районе, а характеристики солнечной энергосистемы рассчитываются для определенных характерных точечных значений. Полная общая методика проектирования, позволяющая выполнить последовательный расчет ВД с различными вариантами СУ, в том числе использующий солнечную энергию, по заданным исходным требованиям – в *открытых публикациях отсутствует.*

Целью данной работы является 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 требовалось решить следующие задачи:

- провести анализ существующих концепций ВД с возможными вариантами энергосистемы, сравнить их характеристик, 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 зависимости 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 работы заключается в следующих решениях:

- энергетический метод расчета продолжительности полета с учетом заданной вероятности неперевышения 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 ассиметричной бортовой компоновки батареи солнечных элементов вследствие определенного по статистике преимущественного направления ветрового потока (западное).

Теоретическая и практическая значимость 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 заданный промежуток времени;
- энергетического вероятностного метода оценки интенсивности воздействия ветровых потоков на ЛА, опирающегося на анализ реальных статистических данных.

На защиту выносятся:

- Алгоритм и 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. Автор выполнил анализ возможности и эффективности использования разных видов топлива, включая жидкий водород криогенного хранения, для энергоустановки БЛА длительного барражирования. Были также рассмотрены и оценены варианты дистанционной передачи энергии от наземной станции на борт ЛА.

Автор принимал личное 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.

Соискатель разработал концептуальную 3D модель ВД для обоснования и проверки реализуемости ряда технических решений и выполнения рациональной компоновки основных агрегатов.

Соответствие паспорту специальности. Диссертационная работа посвящена разработке методики проектирования ВД длительного барражирования и соответствует паспорту специальности 05.07.02 «Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов», а именно пунктам:

1. Разработка методов проектирования и конструирования, математического и программно-алгоритмического обеспечения для выбора оптимальных облика и

параметров, компоновки и конструктивно-силовой схемы, агрегатов и систем ЛА с учетом особенностей технологии изготовления и отработки, механического и теплового нагружения, характеристик наземного комплекса и неопределенности реализации проектных решений.

3. Разработка методов поиска оптимальных конструкторско-технологических решений на ранних стадиях проектирования ЛА.

5. Создание и отработка принципиально новых конструктивных решений выполнения узлов, систем и ЛА в целом. Исследование их характеристик и оценка перспектив применения.

9. Разработка методов, моделей и программного обеспечения для принятия оптимальных решений с целью исследования проектно-конструкторских задач при заданных ограничениях с учетом их компромиссного характера, риска и различимости сравниваемых вариантов изделий (процессов).

Достоверность результатов, полученных в диссертационной работе, 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 работах и проектах по высотным и маловысотным дирижаблям, планируемых к разработке в кооперации со специализирующимися на аэростатической тематике организациями. Акты о внедрении результатов работы - в **ПРИЛОЖЕНИЕ В.**

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

Доклад «Создание высотной платформы для продолжительного барражирования в заданной точке с использованием связки двух летательных аппаратов», на *47-ых Научных чтениях Памяти К.Э. Циолковского, 18-19 сентября 2012 г*

Доклад «Определение оптимального варианта системы энергоснабжения беспилотного ВД для длительного барражирования в северных широтах» на *50-х Научных чтениях Памяти К.Э. Циолковского, 15-18 сентября 2015 г, г. Калуга;*

Доклад «Применение метода потребной и располагаемой мощности для оптимизации параметров силовой установки ВД на солнечной энергии» на *XXVII научно-технической конференции по аэродинамике* (п. Володарского, 21-22 апреля 2016 г.);

Доклад «Оптимизация основных параметров и разработка аэродинамического облика ВД-демонстратора» на *XXVIII научно-технической конференции по аэродинамике* (п. Володарского, 20-21 апреля 2017 г.);

Доклад «Расчетные исследования нестандартных решений для аэродинамической компоновки ВД-демонстратора» на заседании XVII международной школы-семинара «*Модели и методы аэродинамики*», г. Евпатория, июнь 2017 г.

Доклад «Определение рациональной высоты полета и параметров силовой установки высотного дирижабля на солнечной энергии в заданной географической точке методом потребной и располагаемой мощности» на *15-ой Российско-китайской Конференции по Фундаментальным проблемам аэродинамики летательных аппаратов, динамики полета, прочности и безопасности полетов, в рамках мероприятий «МАКС-2017», 18-21 июля 2017 г.*

Доклад «Определение рациональных характеристик и компоновочных решений для инновационных концепций ЛА вертикального взлета и посадки с гибридной силовой установкой» на *XII международной научной конференции по амфибийной и безаэродромной авиации «Гидроавиасалон-2018», 6-7 сентября 2018 г.*

Доклад «Методика оценки возможности применения солнечной энергии для обеспечения длительного барражирования ВД над заданной географической точкой» на *53-х Научных чтениях памяти К.Э. Циолковского, г. Калуга, 18-20 сентября, 2018 г.*

Доклад «Анализ конвертируемых летательных аппаратов с гибридной силовой установкой» (Analysis of a convertible aircraft concept with a hybrid powerplant) на *Международном симпозиуме по применению электрических и гибридных технологий в аэрокосмической отрасли, Германия, г. Кёльн, 2019 г.*

Тезисы сделанных докладов опубликованы в соответствующих сборниках материалов, посвященных результатам проведенных конференций.

Публикации:

По теме диссертационной работы опубликовано 7 печатных работ, из которых 3 работы (статьи) в изданиях РФ из списка ВАК [32, 53, 74], получено 2 патента на изобретение (смотри **ПРИЛОЖЕНИЯ А и Б**).

Структура и объем диссертационной работы.

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

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 главе 1 проведен подробный анализ возможных вариантов концепций БЛА длительного барражирования с различными типами энергоустановок и источников энергии. Выполнена систематизация концептуальных решений, определено 11 основных вариантов для анализа, рассмотрены их технические, эксплуатационные характеристики. Выполнен анализ зарубежных работ по данной тематике, рассмотрены результаты аналогичных исследований за рубежом. В результате

сравнения вариантов выбран наиболее перспективный вариант – для дальнейшего исследования и построения методики проектирования.

В главе 2 подробно описан процесс разработки методики проектирования ВД с ГСУ, её алгоритм и все основные структурные компоненты. В главе 2 показан процесс разработки методики расчета потребной и располагаемой мощности и энергии для ВД при длительном барражировании. Расчет потребной мощности и энергии основан на анализе реального массива данных по направлению и скорости ветра в заданном географическом районе. Построение методики расчета располагаемой мощности выполнено для двух основных компонентов ГСУ: энергосистемы на солнечной энергии (ЭССЭ) и традиционной силовой установки с высотным ПД, использующим химическое топливо. Для ЭССЭ рассмотрено решение внутренней и внешней задачи определения располагаемой энергии, учтено влияния ветра и ракурса положения ВД относительно солнца.

В завершении алгоритма проектирования определены решения весового уравнения ВД при условии баланса потребной и располагаемой энергии за время барражирования с учетом требуемой вероятности выполнения полетного задания для условий отсутствия солнца, когда используется только ПД на химическом топливе. Для случая активной инсоляции с комбинированным использованием двух источников энергии разработан методик определения продолжительности полета ВД с учетом статистики распределения интенсивности ветра, а также способ определения рационального соотношения массы топлива и энергосистемы на солнечной энергии для достижения максимального времени барражирования.

В главе 3 выполнен проектный расчет двух типоразмеров ВД в соответствии с разработанной методикой по исходным требованиям. Приведены результирующие весовые, геометрические и летно-технические характеристики дирижаблей. В случае использования двух источников энергии определено оптимальное соотношение массы топлива для ПД и массы ЭССЭ.

В главе 3 также показан метод определения удельных характеристик энергосистемы ВД, отнесенных к его взлетной массе, полученные удельные характеристики размерного ряда ВД могут быть использованы для оценки

соотношения инсоляционной энергии и энергии ветра в предполагаемом районе эксплуатации ВД, использующего солнечную энергию.

В заключении диссертации подведены основные итоги и результаты выполненной работы, выделены результаты, обладающие научной новизной.

Автор выражает глубокую признательность и благодарность старшим наставникам, оказавшим поддержку и помощь в работе над диссертацией: научному руководителю Ковалеву И.Е., Шустову А.В., Маврицкому В.И., Лазареву В.В., Игнатьеву С.Г., а также коллегам, принимавшим активное участие в исследованиях и решениях технических задач по данной тематике: Семенову А.А., Маслову Л.А., Качараве И.Н., Долгаревой М.С.

ГЛАВА 1. АНАЛИТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНЫХ КОНЦЕПТУАЛЬНЫХ ВАРИАНТОВ ВЫСОТНОГО ДИРИЖАБЛЯ ДЛИТЕЛЬНОГО БАТРАЖИРОВАНИЯ

1.1 История возникновения и развития технической идеи высотного дирижабля

Известно, что за рубежом рядом ведущих оборонных концернов, проводились и проводятся работы в направлении создания ВД начиная с конца 60-х годов в основном с целью ведения разведки на территории противника и вблизи его границ [1, 2, 16]. Первым полноценным высотным дирижаблем, совершившим продолжительный полёт в 1969 г. можно считать аппарат НР II (High Platform) фирмы Raven Industries [16]. В течение почти 50 лет были реализованы программы по исследованию, определению облика и созданию экспериментальных образцов таких аппаратов. Проектирование и эксплуатация таких аппаратов требовала нестандартных высокотехнологических решений по длительному энергообеспечению СУ, конструкции и материалу оболочки, системе управления, которые не удалось полностью реализовать на первых экспериментальных образцах, созданных в 70-е годы.

В начале 2000-х, как результат развития техники и технологии, открылись новые возможности в реализации проектов беспилотного высотного (стратосферного) дирижабля. Были созданы и нашли широкое применение бесколлекторные электродвигатели и контроллеры-преобразователи с использованием магнитов из редкоземельных металлов, обладающие высокой удельной мощностью. Разработаны новые синтетические волокна и пленки с высокой удельной прочностью и газодержащими свойствами, на основе которых создана и освоена в производстве номенклатура многослойных материалов для аэростатических оболочек различного назначения (маловысотные дирижабли, привязные аэростаты, высотные аэростаты) [17]. В последние 10 лет налажен серийный выпуск литий-ионных аккумуляторов с удельной энергоемкостью до 250 Вт·ч/кг, освоено производство тонкопленочных солнечных элементов.

В период развития сотовой связи и сети интернет актуальной стала идея использования аэростатической платформы в качестве «атмосферного спутника», носителя оборудования для ретрансляции связи сотовых операторов, обеспечения интернет-трафика, передачи телевизионных каналов в районах Земли, где затруднена или нецелесообразна установка ретрансляционных вышек [5].

Другим аспектом применения стало военное направление, в связи с отказом от договора по противоракетной обороне, в США стали активно исследоваться и развиваться различные средства дальнего обнаружения баллистических и крылатых ракет, а также других летящих на малой высоте летательных аппаратов. В целях реализации программы созданного в 2002 г. агентства Национальной Противоракетной обороны США и за счет его бюджетных средств корпорация Lockheed Martin разработала перспективный проект высотного дирижабля НАА [18] и построила дирижабль-демонстратор технологий HALE-D (масштабный образец) с объемом оболочки 14000 м^3 , оснащенный солнечными элементами и аккумуляторной батареей, с расчетной высотой полета 18 км, рис. 1-а). Осуществленный в 2011 г. экспериментальный запуск HALE-D закончился аварией, причиной которой была непредвиденная деформация оболочки и электрическое замыкание в зоне расположения солнечных элементов [19].

Кроме НАА в США существует и другой конкурирующий проект – ISIS (Integrated Sensor is Structure), реализуемый агентством DARPA с 2005 г. Смысл данной идеи, реализуемой компанией Northrop Grumman, заключается в создании специальной оболочки высотного дирижабля со встроенной в неё структурой антенны локатора, при этом оболочка должна выполнять функцию корпуса дирижабля и элемента полезной нагрузки одновременно.

Успешным можно охарактеризовать реализацию проекта компании Aerostar International при участии Юго-восточного научно-исследовательского института, которая построила и испытала небольшие высотные дирижабли HiSentinel 20, HiSentinel 50 ($U_{об}=4690 \text{ м}^3$) и HiSentinel 80 ($U_{об}=6830 \text{ м}^3$) [19], финансируемого другим оборонным ведомством США, рис. 1- б).

Весьма серьезным и детально проработанным можно считать японский проект высотного дирижабля HALROP, предназначенного для исследования атмосферы, мониторинга и размещения ретрансляционного оборудования. Для реализации проекта была принята государственная программа с участием ведущих научных организаций и институтов Японии. Был изготовлен и испытан макет оболочки с использованием высокопрочного волокна Vectran [20], [21]. Тем не менее, реальный летный образец или прототип аппарата не были созданы.

Европейский проект высотного дирижабля «StratoBus», реализуемый известной компанией Thales Alenia Space, рис. 1- в), представлен в пресс-релизах на сайте компании [22]. Аппарат имеет оригинальные решения по компоновке батареи солнечных элементов внутри корпуса под прозрачной оболочкой. Планируется создание летающего прототипа в 2021 году.

Наиболее значимые практические результаты по созданию реального летного образца высотного дирижабля на данный момент достигнуты в Китае. В октябре 2015 года совершил успешный экспериментальный полет высотный дирижабль «Yuanmeng» (в переводе с китайского - «Мечта») с объемом оболочки 18000 м³, оснащенный СУ, использующей солнечную энергию, рис. 1- г) [23]. Аппарат был создан группой специалистов Наньянгского космического института и Пекинского университета аэронавтики и аэроавтики. Технические подробности проекта не разглашаются, работы над ним продолжаются.

Известно также, что данной тематикой в Китае занимается ряд других ведущих научных и проектных организаций, предположительно, для решения задач мониторинга и ведения длительной разведки на море в интересах военного ведомства.

Собственные проекты или государственные программы по созданию высотных беспилотных дирижаблей разрабатывались или находятся в стадии разработки в Индии, Южной Корее и Израиле.

а) США, программа HALE - LOCKHEED MARTIN
 Дирижабль-демонстратор – HALE-D Проект HAA



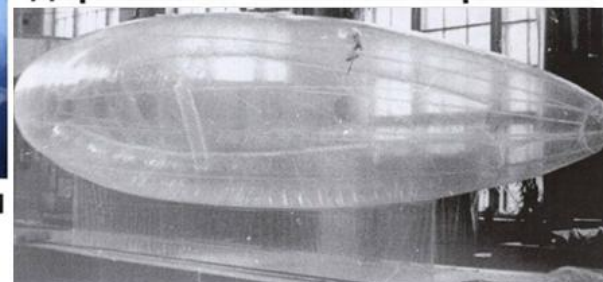
б) США, AEROSTAR INTERNATIONAL
 Демонстратор HiSentinel 50



в) ЕС, THALES ALENIA SPACE проект «STRATOBUS»



д) ДКБА – ЦАГИ
 Макет оболочки высотного
 дирижабля с пневмокаркасом



г) КНР, Пекинский университет аэронавтики и astronautики
 Экспериментальный дирижабль «YUANMENG»



е) ЦАГИ – концептуальная модель



Рис. 1. Проекты и программы по созданию высотных дирижаблей

В России идея создания высотного дирижабля прорабатывалась с конца 1970-х начала 1980-х годов. Воздухоплавательный сектор НИО-10 ЦАГИ принимал непосредственное участие в создании высотных аэростатов в сотрудничестве с Долгопрудненским конструкторским бюро автоматики (ДКБА) [1,2]. Совместно со специалистами ДКБА была разработана концепция аппарата, позволяющая осуществлять его старт с горизонтальным положением оси оболочки. Испытания макета оболочки были выполнены в эллинге ДКБА, рис. 1- д) [1, 2].

С начала 2000-х годов сотрудниками НИО-10 ЦАГИ были возобновлены и продолжены работы по наиболее актуальной и перспективной тематике – высотная беспилотная аэростатическая платформа. Была разработана общая концепция стратосферного дирижабля с системой энергоснабжения на солнечной энергии, рис. 1- е), в которой для аккумуляции электроэнергии предполагалось использовать систему на основе водородного цикла, с применением электрохимического генератора и электролизного устройства, позволяющих преобразовывать энергию реакции водорода и кислорода в электроэнергию и обратно [24].

В 2007-2009 гг была выполнена научно-исследовательская работа по анализу основных критических вопросов реализации проекта беспилотного высотного дирижабля длительного барражирования. Были проработаны вопросы выбора оптимальной энергосистемы, конструктивно-силовой схемы и материалов для оболочки, аэродинамической компоновки аппарата, винтов и двигателей СУ [25]. В период 2013-2017 гг. работа по формированию облика высотного дирижабля была продолжена в рамках научно-исследовательской работы по использованию альтернативных видов топлива и источников энергии.

Кроме упомянутых выше организаций, в России тематикой создания высотных беспилотных дирижаблей занимаются компании ЗАО «Воздухоплавательный центр «Авгурь»», ЗАО «Аэростатика», а также государственные научные и учебные центры ГосНИИАС, МАИ, ТТИ ЮФУ.

1.2 Анализ отечественных и зарубежных работ посвященных вопросам разработки БЛА длительного барражирования

Значительный вклад в теоретические и экспериментальные исследования по применению солнечной энергетики внесли российские ученые и инженеры. В работах [6, 8,] – методика оценки поступающей солнечной энергии при различных исходных условиях: сезон, широта, ориентация поверхности, Приведены расчетные характеристики значения поступающей энергии для характерных дней по сезонам (22 декабря, 22 июня) для вертикальной, горизонтальной и нормально-ориентированной к солнцу поверхности. Рассмотрены и оценены вторичные факторы поступающей солнечной энергии: альbedo (отраженная от поверхности Земли и облаков радиация), рассеянная радиация, восходящая и нисходящая радиация.

В работе [7] подробно рассмотрены варианты дистанционной передачи энергии (солнечная, СВЧ-луч) для дирижабля и самолета, влияние внешних параметров на их летно-технические характеристики, приведены оценочные характеристики и анализ концепций таких ЛА. Показаны принципиальные схемы функционирования таких СУ.

В работе [9] показано влияние угла направления полета (курсового угла) ЛА на количество поступающей солнечной энергии. Рассмотрены принципиальные варианты компоновки БСЭ на поверхности оболочки дирижабля, сделаны оценочные расчеты для «полюсного» и «экваториального» расположения, а также построены важные зависимости значения поступающей инсоляции от положения оси оболочки ВД относительно солнца, определено преимущество «экваториальной» компоновки для северных широт с преимущественно малым углом склонения Солнца относительно горизонта. В работе [10] аналогичные вопросы рассмотрены для высотного самолета.

Работы зарубежных авторов по техническим вопросам создания ВД известны с конца 70-х годов по настоящее время. Как уже было сказано выше, наибольшее количество важных публикаций по концептуальным решениям, отражающим

результаты работ программы HALE (США), можно отнести к периоду 2000 – 2015 гг.

В работе [11] группой авторов из NASA и корпорации Boeing рассмотрены варианты СУ или энергосистем для обеспечения беспилотного ЛА большой продолжительности полета. В результате работы определены конфигурации силовых установок, позволяющие получить наибольшую продолжительность при равной взлетной массе ЛА. Выбор сделан в пользу водородного топлива и твердополимерных топливных элементов (ТПТЭ). Рассмотрена и показана методика расчета расходных и весовых характеристик различных типов СУ.

Важнейшая работа по данной тематике - [12], это отчет NASA 2007 г о результатах исследований по определению рационального облика ЛА и его энергоустановки для выполнения миссий с продолжительностью до 14 дней. В этой работе рассмотрен целый спектр ЛА легче (дирижабли) и тяжелее воздуха (самолеты), всего 16 концепций, оснащенных различными вариантами силовых установок, на предмет возможности реализации 2 вариантов полетных заданий (миссий). В качестве наилучших вариантов в результате расчетных исследований определены самолеты с дизельным двигателем, самолет на жидководородном топливе, а также дирижабль с гибридной силовой установкой (ГСУ), использующей топливные элементы, солнечную энергию и жидкий водород в качестве топлива. В данной работе показаны алгоритмы и основные положения использованных в расчетах методик для определения характеристик исследуемых концепций ЛА и их СУ. Подробный анализ результатов работы [1.2] содержится далее в разделе 1.3 диссертационной работы.

В более раннем отчете NASA [13] подробно рассмотрены теоретические основы расчета ЛА, использующих солнечную энергию. Показан алгоритм определения интегральных значений солнечной энергии в зависимости от ориентации поверхности относительно солнца, дня года и широты положения объекта. Другой отчет NASA [14] за 2003 г показывает всесторонние результаты исследований по технологической возможности создания ВД или НАА (High Altitude Airship). В отчете рассмотрены также и вопросы солнечной энергетики:

оценка ветровых условий в районах эксплуатации ВД, уровень солнечной инсоляции, уравнения баланса потребной мощности. Рассмотрена также конструкция СУ ВД, адаптированная к функционированию на разных высотах.

Наиболее глобальный теоретический сборник работ по современному дирижаблестроению представлен в книге [15], в которой освещены основные научные вопросы проектирования современных дирижаблей, включая аэродинамику, динамику, прочность, весовое проектирование. Рассмотрены основные аспекты проектирования ВД, в том числе и проектирование энергосистемы с использованием солнечных элементов.

В изученных работах подробно освещены следующие вопросы:

- количество поступающей солнечной инсоляции на поверхность БСЭ при различных исходных данных;
- характеристики известных типов СУ с традиционными и альтернативными источниками энергии;
- значение среднестатистической скорости ветра (ветровой профиль) для характерных географических точек и сезонов (зима, лето);
- весовые и энергетические характеристики элементов энергосистемы (фотоэлектрические преобразователи, АКБ, электродвигатели);
- суточный баланс потребной и располагаемой мощностей;
- аэродинамические характеристики корпуса (оболочки) ВД, устойчивость и управляемость аппарата;
- характеристики перспективных материалов для оболочек ВД.

Несмотря на широту освещенных вопросов можно сделать вывод, что большинство работ рассматривают локальные задачи проектирования и проблемы создания ВД, позволяют выполнить лишь предварительный оценочный расчет характеристик аппарата и его компонентов, при этом целостная методика проектирования ВД в изученных источниках отсутствует.

Для расчета потребной энергии и мощности в большинстве работ рассматривается только *суточный баланс энергии*, либо энергобаланс в течение небольшого срока [12]. Также отсутствует методика учета *направления ветра* и его

взаимосвязь с количеством поступающей солнечной энергии на основании статистических данных. В изученных работах отсутствуют расчетные формулы для определения необходимой площади БСЭ, размещенной на *криволинейной поверхности оболочки* (корпусе) ВД в зависимости от его геометрических параметров и внешних инсоляционных условий.

В итоге проведенного анализа, можно сделать вывод об отсутствии в открытых источниках единой *методики проектирования ВД*, использующего солнечную или другой вид энергии, которая позволяла бы на основании исходных требований, включающих *массу полезной нагрузки*, её *энергопотребление* и минимальную *продолжительность* барражирования, выполнить расчет геометрических, весовых параметров аппарата и его СУ.

1.3 Анализ результатов исследований NASA в направлении создания БЛА большой продолжительности полета

















Для выбора рационального решения по энергосистеме важны и интересны **результаты работы [12]**, проведенной специалистами NASA. В ней выполнен глобальный анализ различных вариантов концепций ЛА как легче, так и тяжелее воздуха, способных соответствовать по своим летно-техническим характеристикам выполнению задач по программе HALE. Рассматривались возможные варианты СУ с дизельными, турбовинтовыми двигателями, с ПД на водородном топливе (жидкий водород LH_2), топливными элементами (ТЭ), вариант с использованием солнечной энергии, а также комбинированные варианты. В работах [11, 12] приведены методики расчета и оценки расходных и весовых характеристик СУ.

Матрица возможных вариантов была составлена на основе комбинирования (расчет по комбинаторике) вариантов СУ и вариантов по аэродинамической компоновке ЛА тяжелее (беспилотный самолет) или легче воздуха (беспилотный дирижабль). Отбрасывались технологически несовместимые варианты, а также варианты с низким уровнем УГТ. На 1 этапе исследований было рассмотрено 16 концепций БЛА, из них: пять вариантов ЛА тяжелее воздуха (самолеты классической компоновки) с СУ, использующей расходуемое химическое топливо

(жидкий водород и керосин), пять вариантов самолетов на солнечной энергии с батареями солнечных элементов и системой аккумулирования (нестандартные аэродинамические компоновки), и 6 вариантов беспилотных высотных дирижаблей классической и гибридной формы, оснащенные ПД (либо ТЭ) на расходуемом химическом топливе или СУ на солнечной энергии, а также комбинированные варианты, показанные в таблице 1.10, источник [12].

Расчет концепций выполнялся применительно к выполнению двух полетных заданий (миссий): 1) научная миссия по наблюдению за ураганом, которая предполагает полет в зону развития урагана на расстояние до 5000 км, сброс специальных зондов в течение срока не менее 14 дней на высоте не менее 21 км, возвращение на базу, полезная нагрузка, сбрасываемые датчики 350-850 кг; 2) миссия обеспечения связи в заданном географическом районе, находящимся в 3500 км на высоте не менее 18 км с минимальной продолжительностью 12 дней с полезной нагрузкой в 200 кг.

Таблица 1.10 – Варианты сформированных для исследования концепций

Концепции 1-5 Классическая компоновка, расходуемое топливо	 Концепция 1 ДВС + LH ₂	 Концепция 2 ТВД + LH ₂	 Концепция 3 ТЭ + LH ₂	 Концепция 4 Двигатель Стирлинга+LH ₂	 Концепция 5 Дизель + керосин
Концепции 6, 7 Летящее крыло Солнечная энергия + система аккумулирования	 Концепция 6 Солнечная энергия + система аккумулирования с ТЭ и регенерацией H ₂ O		 Концепция 7 Солнечная энергия + АКБ		
Концепции 8-10 Нестандартные компоновки Солнечная энергия + система аккумулирования	 Концепция 8 Усиленное крыло Солнечная энергия + АКБ	 Концепция 9 Соединенное крыло Солнечная энергия + АКБ	 Концепция 10 Много поверхностей Солнечная энергия + АКБ		
Концепции 11-12 Аэростатический ЛА Расходуемое топливо	 Концепция 11 ДВС + LH ₂		 Концепция 12 ТЭ + LH ₂		
Концепции 13, 14 Аэростатический ЛА Солнечная энергия + система аккумулирования	 Концепция 13 Солнечная энергия + система аккумулирования с ТЭ и регенерацией H ₂ O		 Концепция 14 Солнечная энергия + АКБ		
Концепция 15 Аэростатический ЛА Комбинированная СУ	 Концепция 15 ТЭ+LH ₂ +Солнечная энергия				
Концепция 16 Гибридный ЛА Солнечная энергия + система аккумулирования	 Концепция 16 10% аэродинамическая подъемная сила+Солнечная энергия + ТЭ + LH ₂ + система аккумулирования с ТЭ и регенерацией H ₂ O				

В требованиях была определена желаемая, целевая продолжительность полета для 1 и 2 миссий – 164 и 178 дней соответственно, т.е. около 6 месяцев для обеих миссий.

В результате 1-го этапа проведенных исследований было определено, что ни одна из концепций 1-5 с расходуемым химическим топливом полностью не соответствует минимальному требованию по продолжительности полета для обеих миссий, при этом концепция 1 наиболее близка по продолжительности полета к минимально заданному значению, при взлетной массе в 4630 кг достигается продолжительность полета в 10 дней (для коммуникационной миссии) [12]. Практически, такая же продолжительность, но с чуть большей взлетной массой в 4720 кг получена для концепции 3, однако, она не была выбрана для дальнейшей проработки вследствие большого риска и низкого УГТ. Несмотря, на большие преимущества батареи топливных элементов с протонообменной мембраной (РЕМ), что также подтверждает результаты работы [11], их применение на БЛА ещё не отработано полностью, а применение на стратосферных высотах требует дополнительного компрессирования воздуха для обеспечения подачи кислорода в зону реакции.

Из концепций беспилотных самолетов с применением солнечной энергии (с шестой по десятую) - ни одна не отвечает заданным требованиям вследствие невозможности энергосистемы обеспечить цикл «день-ночь», как для первой задачи (наблюдение за ураганом) при условии вероятности полета с июня по ноябрь на широтах от 10° N до 30° N, так и тем более для второй - полет в любое время года на широтах 25° N до 47°. Концепции 7 и 10 имеют наилучшие показатели по отдаче энергии и, тем не менее, для критических случаев энергоустановки обеспечивают чуть более половины необходимой энергии.

Из концепций ЛА легче воздуха (11-16) наилучшие показатели и перспективы имел вариант 15, энергоустановка которого предполагает использование как солнечной энергии, так и запас топлива с применением жидкого водорода. При этом концепции 11 и 12 также вполне удовлетворяют минимальным требованиям по продолжительности полета для 1 и 2 миссии (12 и 14 дней) и даже

для некоторых случаев сезонных ветровых условий позволяют иметь значительно большую продолжительность.

Однако, для концепции 11 накладывается ограничение, связанное с продолжительностью непрерывного использования ПД без технического обслуживания. Потребуется специальные меры или специальная доработка ПД для такого продолжительного использования, что означает низкий УГТ. Концепция 12 предполагающая применение ТЭ на жидком водороде (LH_2), что теоретически обеспечивает максимальный КПД и наибольшую весовую эффективность энергоустановки с расходуемым топливом. Концепции 12 и 15 близки по полученной продолжительности, но концепция 12 имеет большую взлетную массу и объем оболочки, поэтому данная концепция была выбрана для дальнейших исследований. Концепции 13 и 14, использующие только солнечную энергию, получились со значительно большей взлетной массой и не соответствующие сезонным условиям (скорость ветра) для коммуникационной задачи в случае её начала в зимнее время.

На втором этапе исследований было проанализировано развитие концепций 1, 7 и 15, при этом концепция 1 и 5 были дополнительно рассмотрены в уменьшенном варианте с ограниченной продолжительностью до 4-5 суток. Второй этап выполнялся с целью обоснования экономической эффективности применения двух ЛА малой продолжительности полета вместо одного с большой (8-10 суток). На 2 этапе были более подробно рассчитаны и оптимизированы весовые и летно-технические характеристики, а также ценовые параметры.

В результате работы [12] был сделан вывод о перспективности концепций использующих СУ с расходуемым топливом, а также комбинированных вариантов с использованием солнечной энергии. Для краткосрочных задач могут быть перспективны БЛА тяжелее воздуха (самолеты) с ПД использующие керосин, или в перспективе жидкий водород (LH_2) по мере готовности технологий. Наибольшей перспективой для многомесячного продолжительного полета обладают ЛА легче воздуха – дирижабли и гибридные ЛА с несущим корпусом, также с применением комбинированной СУ. Перспективность таких концепций повысится по мере

развития и улучшения характеристик систем аккумулирования энергии (аккумуляторных батарей), а также преобразователей химической энергии топлива в электрическую – топливных элементов.

1.4 Классификация известных вариантов системы энергообеспечения для силовой установки высотного дирижабля

Известные по технической литературе и в практической реализации на существующих ЛА варианты систем энергообеспечения силовой установки (СУ) можно классифицировать по типу основного источника энергии для преодоления аэродинамического сопротивления при воздействии ветрового потока и удержания ЛА над заданной географической точкой (в заданном районе). На рис. 1.1 показана структурная схема такой классификации.



Рис. 1.1 – Классификация источников энергии для высотного беспилотного ЛА длительного барражирования

Основной первичной характеристикой источника является его положение относительно самого ЛА. Бортовые источники энергии позволяют обеспечить большую независимость и автономность ЛА, но продолжительность его полёта может быть ограничена запасом энергии (топлива).

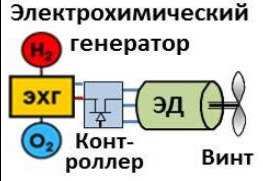

Источник может находиться вне ЛА, а энергия передаваться на его борт с помощью дистанционных способов передачи энергии. В настоящее время исследовано несколько вариантов дистанционной передачи энергии от внешних

источников. Наиболее существенных результатов достигли при передаче энергии на борт с помощью лазерного луча, а также направленных на ЛА радиоволн сверхвысокой частоты (СВЧ). Другим способом является получение энергии из окружающей среды от естественных природных источников (солнце, ветровые потоки). Отдельным вариантом являются привязные системы, в которых механическая энергия для «удержания» ЛА в заданной точке передается к нему с помощью длинного троса.

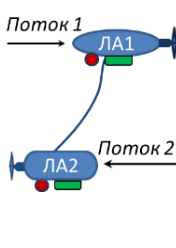
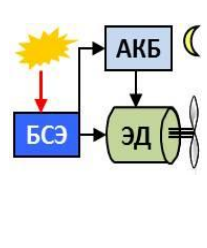



Использование внешнего источника позволяет обеспечить большую продолжительность полета ЛА, так как мощность и энергоёмкость внешнего источника, как правило, не ограничена.

В таблице 1.1 показаны основные характеристики возможных концептуальных вариантов ЛА длительного барражирования с различными типами СУ и источниками энергии. Очевидно, что в реальности существует и большее количество вариантов реализации СУ для ЛА длительного барражирования, имеющих достаточно уникальные и экзотические решения, полностью не подтвержденные расчетами и экспериментально. Большинство из показанных в таблице 1.1 вариантов силовой установки (СУ) реализованы, либо находятся на 6-9 уровнях готовности технологии. Конструкция СУ в целом определяется источником энергии и способами её преобразования в механическую работу при перемещении ЛА в атмосфере. Вариантов преобразования энергии больше, чем источников энергии, поэтому в совокупности мы получаем матрицу возможных схем реализации ЛА, предназначенных для длительного барражирования. Поиск варианта преобразования энергии выполняется по критерию наилучшего КПД и наименьшей массы СУ в целом, что в итоге влияет на обеспечение максимальной продолжительности полета. В данной работе были рассмотрены наиболее известные и целесообразные варианты реализации СУ, характеристики которых уже имеют практическое подтверждение.

Таблица 1.1 – Возможные варианты СУ и систем энергоснабжения для высотных ЛА длительного барражирования

Положение относительно ЛА	Бортовые источники энергии					
	Электрохимическая реакция		Расходуемое топливо (реакция горения)		Внутренняя энергия атома	
Принцип получения	1	2	3	4	5	6
Варианты носителя энергии	Система аккумулярования электроэнергии: аккумуляторная батарея	Газообразное топливо в баллонах или адсорбирующих системах (водород, метан)	Жидкое топливо криогенного хранения (водород, природный газ)	Традиционное жидкое углеводородное топливо (керосин, бензин)	Ядерное топливо	Радиоизотопы
Преобразователи в механич. энергию	Электродвигатели	Поршневые и газотурбинные двигатели внутреннего сгорания, гибридные силовые установки, электрохимические генераторы		Реактор	Термоэлектрический генератор (РИТЭГ)	
КПД преобразователя	90-96%	40-60% (для ЭХГ)	30-45 %	-	-	
Достижимая длительность полета ЛА	3 суток	15 суток	15 суток - месяц	7-10 суток	Более года	
Уровень готовности технологии	8-9	7	7-8	9	6	8
Принципиальная схема	 <p>Электрический привод</p>	 <p>Электрохимический генератор</p>	 <p>Механический привод</p>			

Таблице 1.1 (ПРОДОЛЖЕНИЕ)

Положение относительно ЛА	Внешние источники энергии				
Принцип получения	Естественные источники получения энергии из окружающей среды		Искусственные источники наземного, воздушного или космического базирования		Механическая энергия удержания
Варианты носителя энергии	7	8	9	10	11
	Ветро-генератор на связке 2 ЛА	Ветровая энергия потоков	Солнечная энергия	Световой луч (лазер)	Энергия СВЧ-луча радиоволн сверхвысокой частоты
Преобразователи	Ветро-генератор на связке 2 ЛА	Батарея преобразователей световой энергии (солнечные элементы)		Ректенна	Трос
КПД преобразователя	-	12-30 %		5-10 %	-
Достижимая продолжительность полета ЛА	Более года	Более года (для диапазона широт)	Более года	Более года	Более года
Уровень готовности технологии	2-3	9	6	6	3 (для стратосферы)
Принципиальная схема					

Приведенные в таблице 1.1 характеристики являются ориентировочными, КПД преобразования для СУ с бортовыми источниками энергии указан для электродвигателей и двигателей внутреннего сгорания (ДВС). В продолжение таблицы 1.1 в качестве КПД преобразователя указан показатель для устройств, принимающих энергию извне. Например, - КПД преобразования солнечной энергии в электрическую с помощью батареи солнечных элементов. Условно

можно считать, что для систем, получающих энергию извне, источник энергии может работать неограниченное количество времени, а продолжительность полета ЛА ограничена только ресурсом и необходимостью технического обслуживания самого аппарата и бортовой полезной нагрузки. Для варианта ЛА с СУ на солнечной энергии круглогодичный полет возможен, но ограничен ветровыми условиями и уровнем солнечной инсоляции, и таким образом, может быть реализован только для определенных географических районов Земли на конкретных высотах.

1.5 Предварительный анализ вариантов длительного энергоснабжения

Проведём анализ показанных в таблице 1.1 **одиннадцати вариантов** систем длительного энергоснабжения и СУ, классифицированных по носителю энергии, применительно к высотному БЛА с целью обоснования выбора дальнейшего направления исследования.

Вариант 1 представляет собой чисто электрическую СУ, имеющую в качестве источника электроэнергии аккумуляторную батарею (АКБ). Электрическая СУ имеет большое количество преимуществ: экологичность, простоту и приемистость управления электродвигателем, высокую эксплуатационную технологичность, надежность, большой ресурс, отсутствие большого количества трущихся частей, отсутствие влияния высотного фактора.

В настоящий момент такая схема СУ (1 вариант по таблице № 1) широко применяется для беспилотных ЛА малой продолжительности полета (до 1 часа) и взлетной массой до 25 кг, а также для легких пилотируемых самолетов спортивного назначения [26]. Пример такой реализации на самолете Extra 330LE показан на рис. 1.2-а), по данным [26]. Схема электрической СУ рис. 1.2-б), показанной на рис. 1.2-в), может включать любое количество, как источников питания (АКБ), так и электродвигателей для привода воздушных винтов.

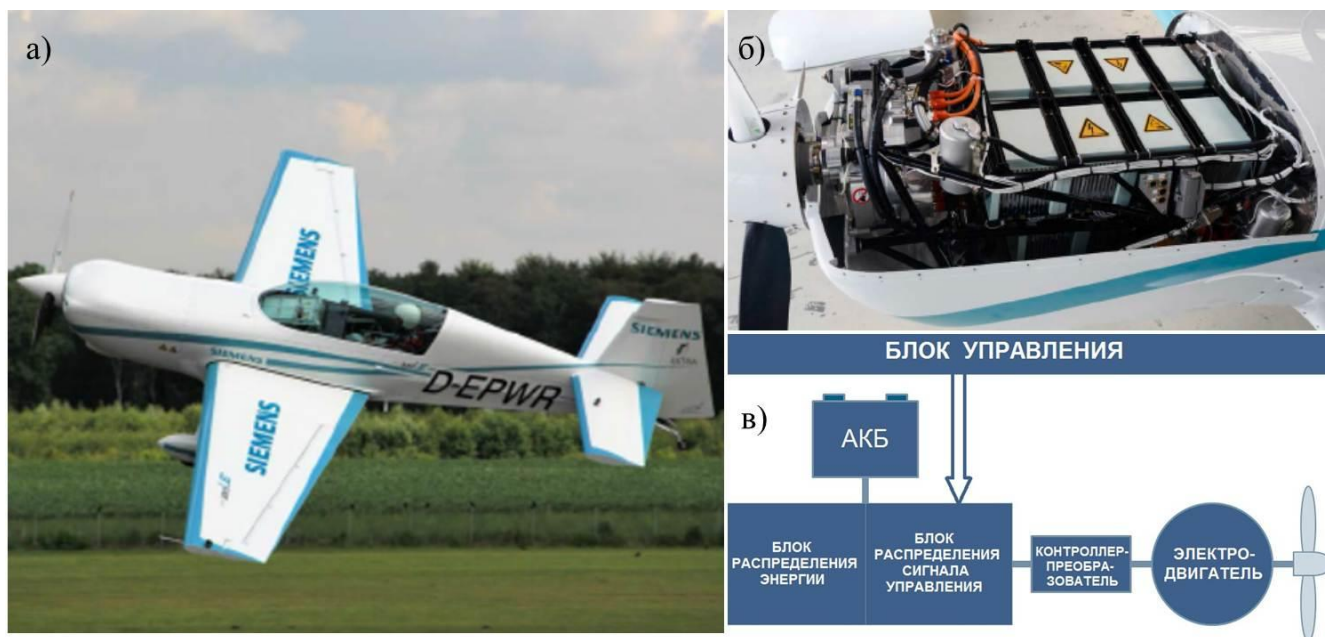


Рис.1.2. - Электрическая силовая установка самолета Extra 330LE:

- а) самолет Extra 330LE в полете; б) общий вид электрической СУ (капот снят);
в) принципиальная схема.

Рассмотрим ключевые компоненты такой системы.

В качестве источника электроэнергии используется аккумуляторная батарея (АКБ). Существует достаточно большое количество типов аккумуляторов, применяемых в различных технических изделиях, включая авиационную технику, основные из них следующие: свинцово-кислотные, никель-металлогидридные, литий-ионные, литий-полимерные, литий-серные аккумуляторы и АКБ.

Из перечисленных выше, в настоящее время наибольшее распространение в качестве источника питания для электрической силовой установки получили **литий-полимерные** аккумуляторы и АКБ на их основе, так как именно они на данный момент обладают наилучшими характеристиками по энергоёмкости. Аккумуляторы, выпускаемые для БЛА южнокорейской корпорацией Kokam, имеют удельную энергоёмкость до 250 Вт·ч/кг. Для серийной продукции бытового применения этот показатель находится на уровне 160-185 Вт·ч/кг, смотри [27]. В среднесрочной перспективе возможно достижение удельной энергоёмкости литий-полимерных аккумуляторов уровня в 400 Вт·ч/кг, но это является практическим пределом для данного типа электрохимического источника энергии.

Наиболее перспективным вариантом являются литий-серные АКБ, теоретическая удельная энергоёмкость для которых составляет 2500 Вт·ч/кг. Однако, реальные образцы в настоящее время находятся на уровне 300 Вт·ч/кг, а к 2030 году возможно создание литий-серных аккумуляторов с удельной энергоёмкостью 1000 Вт·ч/кг. Несмотря на хорошие удельные параметры в настоящее время массового производства таких химических источников тока не существует. Это связано с нерешенностью проблемы быстрого снижения емкости в процессе циклирования и высокой скорости саморазряда.

Кроме АКБ, к электрохимическим источникам питания относятся топливные элементы (ТЭ) или электрохимические генераторы (ЭХГ). Однако, получение электрического тока в ЭХГ происходит в результате реакции водорода и кислорода, запас которых должен находиться на борту ЛА [24]. Поэтому такие энергоустановки отнесены ко 2-му варианту энергоустановки, использующей в качестве источника энергии химическое топливо, таблица 1.1.

Прогрессивными темпами происходит совершенствование электродвигателей и контроллеров-преобразователей для электрических СУ авиационного применения. Наиболее совершенными на данный момент являются электродвигатели экспериментального подразделения eAircraft компании Siemens AG мощностью от 35 до 260 кВт с очень высокими удельными характеристиками [26]. На рис. 1.3 показан электродвигатель SP 260D-A с контроллером.

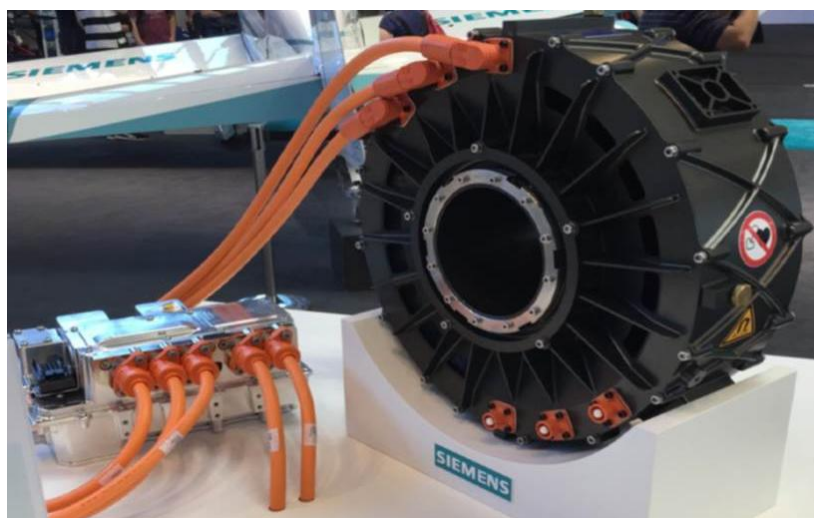


Рис. 1.3. Электродвигатель Siemens SP 260D-A

Основные характеристики наиболее совершенных электродвигателей, генераторов и контроллеров показаны в таблице 1.2.

Таблица 1.2 – Характеристики электродвигателей, генераторов и контроллеров-преобразователей для авиационного применения

Производитель	Название, обозначение	Мощность	Крут. момент	Обороты	Рабоч. напряжение	КПД	Габариты	Масса	Удельн. масса	Тип охлаждения
		Продолжительно								
		кВт	Н·м	об/мин						
Siemens	ЭД SP260D-A	260	1000	2500	580	95	Ø418 x 300	44	0,17	Жидкостн.
Siemens	ЭД SP200	204	1500	1300	450-850	95	-	49	0,245	Жидкостн.
MAGicAll	ЭД MAGiDRIVE	240	1000	3000	-	95,5	Ø467x 193	49,5	0,2	Воздушн.
Plettenberg	ЭД Nova 150	100	250	4000	400	95	Ø340x 105	11,5	0,12	Жидкостн.
Honeywell	генератор	1000	-	19000	600	98	Ø356x 610	127	0,13	Жидкостн.
Plettenberg	контроллер MST 400-400	120	-	-	-	-	-	2,9	0,024	Жидкостн.
Emsiso	контроллер H300	120	-	-	400	-	230x245 x126	7,7	0,064	Жидкостн.
Siemens	контроллер SD 130-A	130	-	-	-	-	-	9,8	0,077	Жидкостн.

Кроме традиционных бесколлекторных электродвигателей в настоящее время получили развитие электродвигатели с использованием сверхпроводниковых (СП) технологий, или сверхпроводниковые электродвигатели (СПЭД). Основа данной технологии – применение высокотемпературной сверхпроводимости при температуре жидкого азота. Масса и габариты обмоток катушек якоря или статора СП электродвигателя имеют значительно меньшую массу и габариты по сравнению с традиционными медными, в связи с чем удельная масса электрических машин, использующих эффект сверхпроводимости в ближайшей перспективе может составить до 12-15 кВт/кг, что в 2-3 раза больше современного уровня бесколлекторных двигателей (5-6 кВт/кг) [26].

СУ с электрическим приводом имеет ряд существенных преимуществ: простота конструкции, надежность, высокая приемистость управления, большой ресурс электродвигателей, малый шум, высокая экологичность (отсутствие

выбросов), независимость мощности от высоты полета, простота в обслуживании и эксплуатации. Если ЭД подобран или специально спроектирован для конкретного ЛА и воздушный винт соответствует заданным режимам полета, то можно отказаться от использования механического редуктора. Расчеты и экспериментальные работы показали, что безредукторный привод возможен даже для несущего винта вертолета посредством низкооборотного ЭД. Отказ от механической передачи и редукторов также повышает надежность и ресурс ЛА.

Вариант электрической СУ практически идеален для дирижабля, однако, относительно малая удельная энергоёмкость АКБ не позволяет обеспечить большую продолжительность полета, поэтому он может быть использован только для краткосрочных полетных заданий. Целесообразным будет применение такого варианта СУ в качестве основного для масштабного дирижабля-демонстратора, цель создания которого – выполнение испытательных краткосрочных полетов для демонстрации и отработки новых технических решений.

Ниже приведено уравнение для расчета массы электрической СУ $m_{эсу}$ с учетом основных её компонентов:

$$m_{эсу} = (m_{эд} + m_{кп} + m_{прперт} + m_{ред} + m_{охл} + m_{винт}) \cdot n_{ВМГ} + m_{АКБ} + m_{СУПР} + m_{\Sigma каб}, \quad (1.1)$$

где $m_{эд}$ – суммарная масса электродвигателей;

$m_{кп}$ – масса контроллеров-преобразователей для ЭД;

$m_{прперт}$ – суммарная масса проводов переменного тока;

$m_{ред}$ – масса редукторов (в некоторых случаях учитывается в массе двигателей);

$m_{охл}$ – масса системы охлаждения ЭД;

$m_{винт}$ – масса воздушного винта (для винтов изменяемого шага включая систему управления шагом винта);

$n_{ВМГ}$ – количество винтомоторных групп (ВМГ), при этом возможна конструкция СУ, когда два и более ЭД приводят во вращение один воздушный винт, что должно учитываться в уравнении (1) количественным коэффициентом;

$m_{АКБ}$ – масса АКБ, которая также может быть дублирована, либо для каждой ВМГ может соответствовать своя АКБ;

$m_{\text{СУПР}}$ – масса системы управления СУ в целом;

$m_{\Sigma\text{каб}}$ – суммарная масса проводов питания постоянного тока, подводящих энергию к контроллерам-преобразователям всех ЭД силовой установки, при наличии нескольких винтомоторных групп силовой установки, длина проводов к каждой из них может быть различной.

Расчет массы входящих в уравнение (1.1) элементов выполняется по известной удельной массе наиболее близкого по характеристикам аналога.

Подбор и расчет массы основных кабелей, подводящих электроэнергию к контроллерам-преобразователям и ЭД, выполняется по рабочему напряжению и току для двигателей заданной мощности.

Однако, аккумуляторные батареи (АКБ) основной применяемый источник электроэнергии по своим удельным характеристикам, даже применительно к лучшим образцам литий-ионных аккумуляторов (удельная энергоёмкость ~ 256 Втч/кг), уступает обычному авиационному бензину (применительно к ПД) примерно в 50 раз [26, 27, 28]. Если учитывать соотношение КПД двигателей (90% для электродвигателя и 35% для ПД на бензине), то данное соотношение уменьшится до ~16 [26]. С учетом ближайшей перспективы улучшения удельной энергоёмкости аккумуляторов до 400 Втч/кг в ближайшие 5-10 лет это соотношение может уменьшиться до ~10. Для получения возможно сопоставимых массовых характеристик традиционной и электрической силовых установок необходимо улучшить весовые характеристики аккумуляторов примерно на порядок, что является очень отдаленной перспективой.

Таким образом, в настоящее время получить значительную продолжительность полета ЛА, используя чисто электрическую СУ невозможно. Такая СУ может быть полезна и эффективна при проведении кратковременных испытательных и демонстрационных полетах продолжительностью не более суток и благоприятных ветровых условиях.

Варианты 2-4 предполагают использование расходуемого химического топлива – керосин, бензин, природный газ, водород (жидкий и газообразный), которое может быть преобразовано в результате реакции окисления (горения) в

механическую энергию в ДВС, либо посредством электрохимической реакции непосредственно в электрическую с применением топливных элементов (электрохимических генераторов (ЭХГ)). В зависимости от удельной энергоёмкости применяемого химического топлива и способов его хранения можно получить продолжительность полета для беспилотного ВД в диапазоне 7-12 дней, что подтверждается результатами работ [11-12].

Наилучшие результаты дает применение жидкого водорода в качестве топлива вследствие его максимальной весовой энергоэффективности, однако, требует применения криогенной технологии хранения и мощной теплоизоляции топливных баков. Наилучший КПД и прямое преобразование химического топлива в электроэнергию обеспечивают топливные элементы. Как следует из работы [11] твердооксидные топливные элементы (ТОТЭ) дают самую большую эффективность 49 – 58%, топливные элементы с протонообменной мембраной – 41-49%. Однако, их применение на высотах 12-20 км для обеспечения электрохимической реакции кислородом потребует дополнительного компрессирования воздуха из атмосферы и необходимость в турбоагнетателях (аналогичных используемым для высотных ПД), что естественно приведёт к снижению их результирующего КПД. Данная задача для твердополимерных топливных элементов (ТПТЭ), которые в основном применяются на беспилотных ЛА, пока полностью не решена.

Поэтому из упомянутых вариантов 2-4 наиболее реальным и реализуемым является **4 вариант традиционной СУ с поршневым бензиновым или дизельным двигателем и системой высотного турбонаддува**, который и будет в дальнейшем подробно рассмотрен.

Высотные варианты поршневых двигателей с турбонаддувом начали разрабатываться с начала 30-х годов прошлого века, когда многие страны начали работы над созданием высотных военных самолетов: бомбардировщиков, разведчиков, истребителей. Крейсерская высота полета самолетов бомбардировочной авиации и высотных истребителей времен второй мировой войны находилась в пределах 10-12 км. Ярким представителем данного класса

самолетов являлся стратегический бомбардировщик США Convair B-36, оснащенный 6 звездообразными поршневыми двигателями Pratt & Whitney R-4360 Wasp Major мощностью по 3000 л.с. (до 3500 л.с. в последних модификациях), оснащенный турбонагнетателями, что позволяло самолету со взлетным весом 190 т достигать практического потолка в 13 км.

В послевоенное время с началом эпохи реактивной авиации появились самолеты разведчики, оснащенные турбореактивными двигателями, высота полета которых превышала 20 км. Наиболее известный из них американский U-2 имел практический потолок в 21 км. Большой расход топлива турбореактивного двигателя не имел решающего значения, так как дальность полета была достаточной для совершения разведывательных полетов над территорией противника, как правило, СССР и Китая.

Интерес к высотным самолетам с поршневым двигателем, оснащенный турбонагнетателем, вновь возник в начале 80-х годов в период начала развития беспилотной авиации в связи с возникшей необходимостью создания так называемого «атмосферного спутника», ЛА способного длительно находиться на стратосферных высотах для обеспечения ретрансляции радиосигнала, мониторинга атмосферы или ведения разведки.

Скорость полета для такого применения не имеет решающего значения, важнее экономичность двигателя и малая потребляемая мощность, которые в совокупности могут обеспечить большую продолжительность. Было разработано и построено небольшое количество экспериментальных ЛА различного взлетного веса для полета в стратосфере, с силовой установкой, оснащенной высотными ПД. Их характеристики [28, 29] и фотографии общего вида показаны в таблице 1.3.

Таблица 1.3 – Основные характеристики высотных ЛА с поршневыми двигателями и системой турбонаддува

Название проекта	Boeing Condor	GROB Strato 2C	Aurora Perseus B	Boeing Phantom Eye
Первый полет	1988	1995	1998	2011
Общий вид				
Взлетная масса, кг	9525	13350	990 (1180)*	4516
Масса полезной нагрузки, кг	1100	2 исследователя+обор.	118	200
Масса топлива, кг	5440	-	112 (280)*	850**
Силовая установка	Continental TSOL-300-2	Continental TSOL-555	Rotax 914	FORD 2,3 на LH ₂
Количество, мощность двигателей на h ₀ /h _{кр} , л.с.	2x350/2x175	/2x400	/105	/2x150
Площадь крыла, м ²	-	145	18	72,4
Размах крыла, м	61	56,5	21,5	46
Продолжительность полета, ч	80	-	24	96
Крейсерская скорость полета, км/ч	370	520	96	280
Высота полета крейсерская, м	20,43	18,52	18,9	20
Крейсерское качество	40	32	-	30

*С дополнительными подвесными топливными баками

** Жидкий водород

В конце 1990-х годов в США была запущена программа по созданию летательных аппаратов большой продолжительности полета на стратосферных высотах – high altitude long endurance (HALE), основными требованиями которой было обеспечение продолжительности полета свыше 14 дней на высоте более 20 км. Одним из результатов такой программы было создание компанией Boeing беспилотного самолета Phantom Eye с двумя поршневыми двигателями, оснащенными высотными турбонагнетателями на водородном топливе [30]. Его основные характеристики также приведены в таблице 1.3.

Для экспериментальных аппаратов создавались двигатели с турбонаддувом в единичных экземплярах на базе обычных серийных образцов (Rotax, Continental), устанавливаемых на самолеты с расчетной высотой полета до 5 км. Основные характеристики этих двигателей согласно [28] приведены в таблице 1.4.

Вес дополнительных компонентов, необходимых для обеспечения высотности ПД, показан в таблице 1.5 в сравнении с базовой комплектацией на примере двигателя Rotax 914 [28].

Таблица 1.4 - Основные характеристики поршневых двигателей, оснащенных системой высотного турбонаддува

ЛА применения	Компания	Исходный двигатель	Количество ступеней нагнетателя, изготовитель	Мощность на высоте в наземных испытаниях	Мощность на высоте на летных испытаниях
Condor	Boeing	6 цилиндров Continental 350 CID	2 ступени Teledine Continental	-	182 л.с. На 20,42 км Фев. 1989 г
Strato 2C	Grob/IABG/ DLR	6 cylinder Continental 550 cid	2 ступени IABG/PW/ Garret	308 л.с. На 25 км апр. 1995 г	400 л.с. На 23,8 км апр. 1995 г
Raptor D2	Scaled Composites/ TMS	4 cylinder ROTAX 74 cid	2 ступени TMS	47 л.с. На 21,3 км май. 1996 г	-
Perseus	Aurora Flight	4 cylinder ROTAX 74 cid	3 ступени Garret	73 л.с. На 18 км май. 1994 г	- 6000 м
ERAST Alliance I	Thermo Mechanical Systems (TMS)	4 cylinder ROTAX 74 cid	3 ступени TMS	85 л.с. На 26 км Нояб. 1997 г	-

Как следует из таблицы 1.5 удельный вес высотного ПД с 3-х ступенчатым турбонагнетателем составил 3,1 кг/л.с., что в ~ 2,5 раза больше, чем для базового варианта двигателя стандартной высотности. Такой значительное увеличение массы СУ существенно для ЛА, но для ЛА большой продолжительности полета, у которого топливо составляет до 40 % от взлетной массы более важным фактором является экономичность двигателя.

Таблица 1.5 – Сравнение весовых сводок высотного поршневого двигателя с 3-х ступенчатым турбонагнетателем и базового маловысотного вариантов

	Rotax 914	ROTAX с 3-х ступенчатым турбонагнетателем
Расчетная мощность на высоте	80 л.с. на 3,7 км	80 л.с. на 25,9 км
Базовая комплектация: ПД, система зажигания, топливная система, входное и выхлопное устройства	66 кг	83,5 кг
Турбонагнетатели	Одноступенчатый турбонагнетатель – 6,8 кг	3 ступени: низкого давления – 27,2 кг, среднего давления -13,6 кг, высокого давления – 5 кг
Воздуховоды и теплоизоляция	1,8 кг	32,7 кг
Система охлаждения	1,8 кг	Для ступени низкого давления - 2х3,2 кг, среднего давления – 2х4,4 кг, высокого давления – 2х2,6 кг
Система охлаждения масла	2,3 кг (сухой вес)	3 кг (сухой вес)
Радиатор охлаждения двигателя	3,2 кг	5,9 кг
Редуктор	1 передача (входит в базовый комплект)	2 скорости - 25 кг
Система смазки маслом	6,8 кг (сухой вес)	11,3 (сухой вес)
Жидкость охлаждающая	2,3 кг	10 кг
Масло	1,8	8,2
Общий вес	92,8 кг	245,8

В ранее упомянутой работе [11] выполнен расчет удельной массы и расходов топлива различных вариантов ДВС и СУ с применением ТЭ. Результирующие данные удельных характеристик ПД на основании данной работы приведены в таблице 1.6.

Таблица 1.6 – Основные характеристики высотных ДВС и СУ на основе ТЭ

Тип высотной СУ	Удельный вес СУ, кг/кВт	Вид топлива	Энергоём-ность топлива Втч/кг	Расчетная высота, км	Расход топлива,	
					г/кВт·ч	г/л.с.·ч
Дизель	3,8	керосин	11600	21	182,5	136
ПД (Rotax 912)	4,5	жидкий водород	33000	21	80	60
ТВД	2,35	жидкий водород	33000	21	116	86,5
ТЭ (Протонно-обменный)+ ЭД	6,1	жидкий водород	33000	21	57	42,5
Двигатель Стирлинга	6,2	жидкий водород	33000	21	101,6	76

Указанные в таблице 1.6 расчетные данные, были приняты за основу для расчета основных характеристик исследуемых концепций по программе HALE. Необходимо отметить, что данные результаты по расходу топлива являются весьма оптимистичными, и не были подтверждены практическими результатами. Реально действующих высотных СУ на базе ТЭ и двигателя Стирлинга с применением жидкого водорода на данный момент не создано. Единственным масштабным проектом являлся экспериментальный БЛА Phantom Eye компании Boeing, оснащенный автомобильными двигателями, работающими на жидком водороде (LH_2). Однако, полученная в результате испытаний продолжительность полета 4 суток не соответствовала ожидаемым результатам.

Вполне реальным решением для СУ дирижабля является высотная модификация дизеля REDA03 немецкой компании RED Aircraft GmbH [31], который был использован для проекта российского высотного БЛА. Общий вид RED A03 200 Series показан на рис. 1.4 [31]. Основные характеристики двигателя приведены в таблице 1.7 [31, 32].

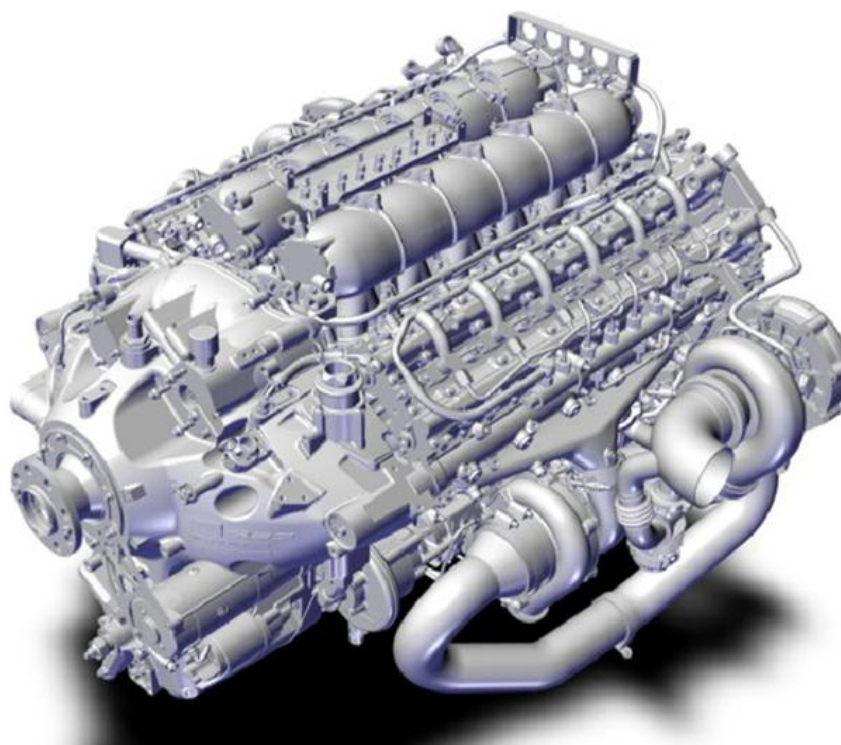


Рис. 1.4. - Высотный вариант дизельного поршневого двигателя RED A03 200 Series компании RED AIRCRAFT

Таблица 1.7 – Основные характеристики двигателя **RED A03**

Наименование	Величина	Единица
Рабочий объём	6134	см ³
Мощность максимальная взлетная	500	л.с.
Мощность продолжительная максим.	460	л.с.
Частота вращения максим.	3750	об/мин
Крейсерский режим	3100	об/мин
Расход топлива на h=0	215	г/кВт/час
Сухой вес	363	кг
Габариты	840x650x800	мм
Температура выхлопных газов	870	°С
Степень сжатия	16,5÷1	

Кроме того, двигатель RED A03 с одноступенчатым турбоагрегатом установлен на перспективный пассажирский 6-ти местный самолет **Celera-500L**, использующий эффект ламинаризации потока на фюзеляже и крыле, отличается высокой дальностью и экономичностью, рис. 1.5. В настоящий момент разрабатывается версия самолета Celera-1000L, на который будет использована высотная модификация двигателя RED A03-201, оснащенного двухступенчатым турбоагрегатом. Она обеспечит возможность полета на высотах 13-15 км, что позволит достигнуть максимальный эффект ламинаризации и заявленные экологические характеристики аппарата.

Рис. 1.5 – Административный самолет **Celera-500L** компании Otto Aviation

Высотные характеристики двигателя RED A03-201 разных модификаций приведены на рисунке 1.6 [31]. Можно отметить, что приведенные характеристики высотной модификации двигателя RED A03 на 20-30% уступают расчетным характеристикам, приведенным в работе [12]. Тем не менее, именно данный двигатель (RED A03 200 Series) в настоящий момент является *реально доступным выпускаемым образцом* с экспериментально подтвержденными высотными характеристиками (мощность, расход топлива), на которые мы можем опираться в дальнейших исследованиях.

RED A03 – базовый вариант

Конфигурация системы турбоагнетания оптимизирована для полётов на высоте порядка 5000 м (FL 150) для достижения наилучшего баланса эффективности с расходом топлива и снижения операционных расходов. Взлётная мощность - 500 л.с./368 кВт.

RED A03-004 – с увеличенной высотностью

Конфигурация оптимизирована для полётов на высоте порядка 8000 м (FL 250). Взлётная мощность - 500 л.с./368 кВт.

RED A03-005 – с увеличенной взлётной мощностью

Конфигурация с увеличенной взлётной мощностью (550 л.с./405 кВт). Оптимизирована для полётов на высоте порядка 8000 м (FL 250)

RED A03-201 - высотная конфигурация

Высотная конфигурация. Дополнительная ступень турбоагнетания низкого давления улучшает высотные характеристики двигателя и обеспечивает работу до высоты порядка 15 000 м (FL 500).

RED A03-102 – для учебно-тренировочных самолетов

Конфигурация для учебно-тренировочных самолетов. Позволяет осуществлять "перевернутый" полёт, полёты с высокими перегрузками и обеспечивает самолёт соответствующими пилотажными возможностями.

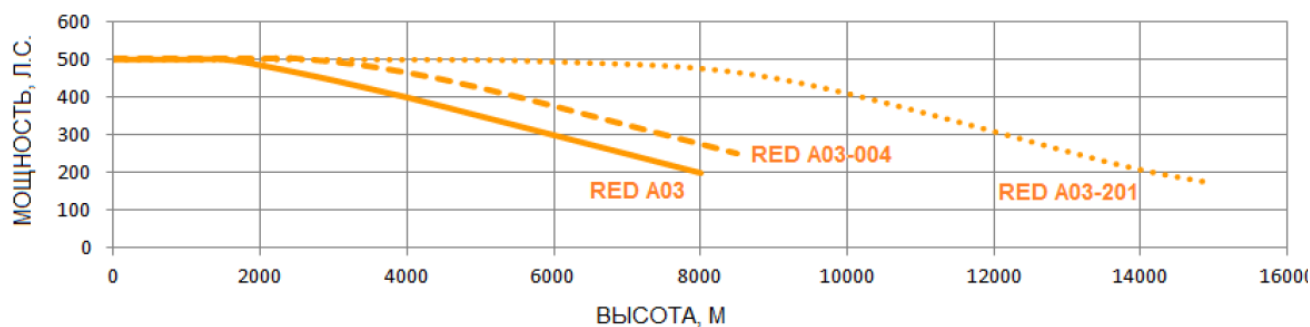


Рис. 1.6 – Высотные характеристики модификаций двигателя RED A03

Уточненный расчет достижимых расходных характеристик двигателя RED A03 в зависимости от высоты приведен далее в главе 2.

В настоящий момент, вследствие сложной международной обстановки и режима иностранных санкций, актуальны и востребованы российские разработки в данной области. Наиболее реальной альтернативой высотному варианту 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 АПД-500, основные характеристики которого приведены в таблице 1.8 по работе [32]. В случае установки второй ступени наддува (в текущей компоновке двигатель оснащен приводным нагнетателем) в виде турбокомпрессора, возможно увеличение высотности двигателя до 12-15 км.

Таблица 1.8 – Основные характеристики двигателя АПД-500

Рабочий объём	4400	см ³
Кол-во цилиндров	8	
Мощность максимальная	500	л.с.
Мощность продолжительная	450	л.с.
Частота вращения максим.	5500	об/мин
Расход топлива на h=0	270	г/кВт/час
Сухой вес	330	кг
Габариты	800x630x780	мм
Степень сжатия	10,5÷1	

Различные комбинации 1 варианта с вариантами 2-4 известны как гибридные силовые установки (ГСУ), которые также могут быть применены для высотного беспилотного дирижабля. Последовательное преобразование энергии сгорания топлива сначала в механическую в турбовинтовом двигателе (ТВД), а затем в электрическую с помощью генератора, которую затем используют в качестве основного источника питания для электродвигателя, называют турбоэлектрической СУ. На схеме рисунка 1.7 показаны возможные цепочки преобразования энергии и, следовательно, возможные принципиальные схемы ГСУ. Турбоэлектрическая СУ содержит все 4 фазы преобразования и, поэтому наименьший КПД. Суммарный КПД СУ определяется как произведение КПД для всех фаз цепочки (ориентировочные значения показаны на стрелках).

Топливные элементы позволяют объединить в себе I и II фазы преобразования и повысить суммарный КПД по сравнению с турбоэлектрической схемой СУ. Линейный генератор фактически выполняет ту же функцию, но представляет собой поршневой двигатель и генератор в виде единого элемента.

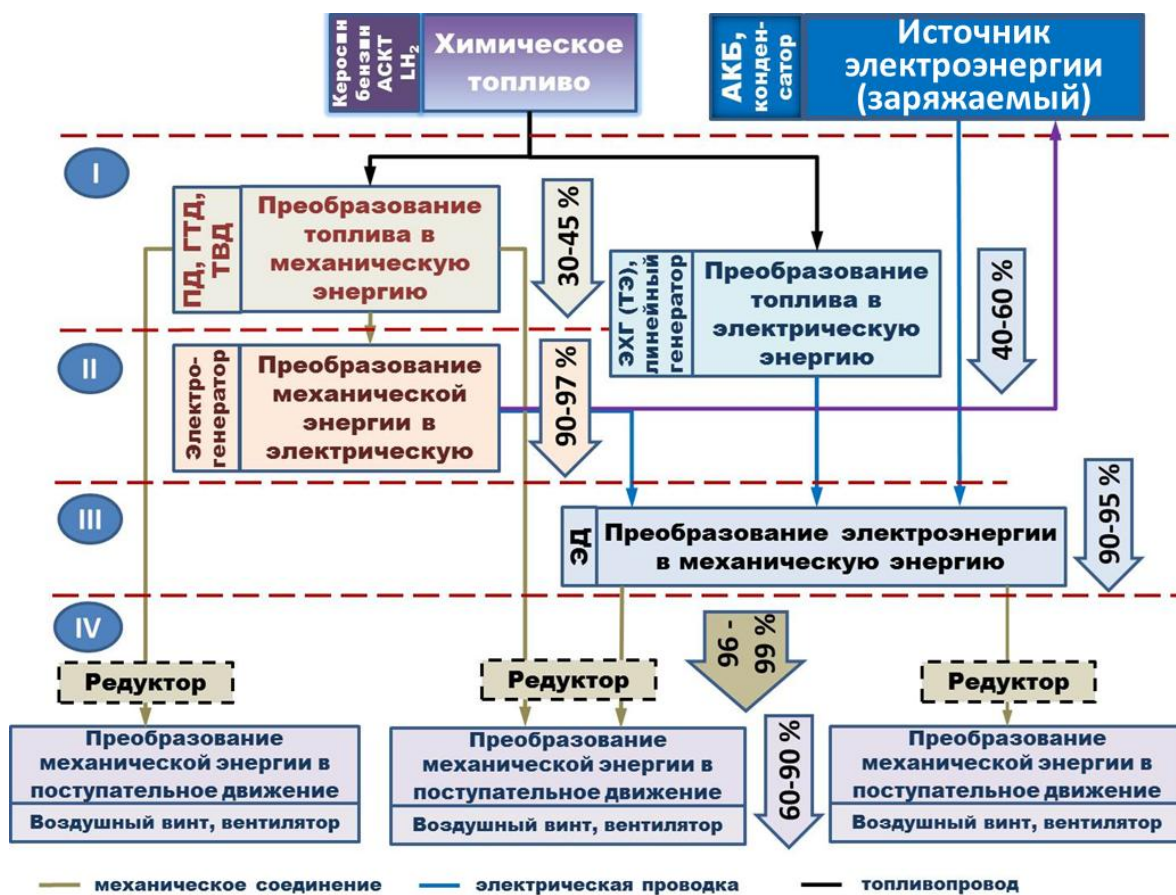


Рис. 1.7. Блок-схема преобразования энергии в гибридных силовых установках

Как известно, энергия атома или ядерная энергия на данный момент является наиболее мощным источником для обеспечения СУ кораблей и подводных лодок, не требующий длительное время дополнительной загрузки топлива. **Варианты 5 и 6** в таблице 1.1 относятся именно к использованию такого вида топлива.

Более 50-ти лет назад ведущие мировые державы проводили эксперименты по применению ядерной СУ для ЛА. Ядерный реактор включался как тепловой источник в камере сгорания воздушно-реактивного двигателя. Проведенные эксперименты подтвердили реализуемость концепций, но эксперименты были прекращены по принятому соглашению, а также вследствие сложности в обеспечении биологической защиты для экипажей ЛА.

Тем не менее, в настоящее время продолжается работа над проектами с СУ, использующими ядерную энергию, в основном для БЛА, имеющих военное назначение. Существуют проекты компактных ядерных реакторов, которые могут быть установлены и на ВД.

Кроме того, на космических ЛА (спутниках) в качестве бортового источника энергии неоднократно и успешно испытан радиоизотопный термоэлектрический генератор (РИТЭГ). Он преобразует энергию полония - ^{210}Po с помощью динамического преобразователя на основе двигателя Стирлинга в электрическую, либо с помощью термоэлектрической батареи [33]. Привод воздушного винта осуществляется с помощью электрической СУ. РИТЭГ является более компактным по сравнению с обычным ядерным реактором, его установка возможна на ЛА весом до 5 т, он имеет меньшие потребности в массе и габаритам биологической защиты. Дирижабль, оснащенный РИТЭГ, может иметь практически неограниченную по запасу топлива продолжительность полета.

Тем не менее, применение РИТЭГ для атмосферных ЛА также предполагает значительную опасность в случае аварии. Его использование ограничено международными соглашениями. Он может быть опасен для обслуживающего персонала БЛА, и его эксплуатация потребует принятия специальных мер по защите и использованию дополнительного оборудования.

Вследствие указанных выше причин существует большая вероятность того, что разработанный проект высотного дирижабля длительного барражирования, оснащенный РИТЭГ, не будет утвержден к реализации даже несмотря на все его преимущества, поэтому в дальнейшем **варианты 5 и 6**, а также другие возможные варианты СУ с использованием ядерной энергии, радиоизотопов или холодного синтеза рассматривать не будем.

В варианте 7 по таблице 1.1 предполагается использовать внешний природный источник энергии – ветер, или ветровой поток. Идея заключается в использовании разности в скорости ветра в стратосфере на разных высотах [34]. Исследования вертикальных профилей ветра в большом диапазоне широт показало наличие градиента скорости практически на любых широтах в течение всех сезонов в диапазоне высот 12-20 км. Расположив летательный аппарат (ЛА) так, чтобы он имел физическую связь между двумя противоположными потоками или потоками, имеющими значительную разницу в скорости, мы получим возможность использовать энергию движущихся сред для удержания аппарата в заданной точке

и (или) для его перемещения с небольшой скоростью. Этот способ перемещения аналогичен принципу перемещения парусного корабля, использующего энергию ветра для передвижения по поверхности воды.

Для того, чтобы предполагаемый ЛА имел контакт с двумя воздушными потоками, необходимо, чтобы он имел соответствующие размеры, перекрывающие размеры тропопаузы. Возможным вариантом исполнения такого ЛА может быть связка двух аппаратов, возможно, различных типов, посредством кабель-троса. Известны примеры практического использования таких связок, такие как связки «буксировщик – планер», «самолёт – управляемый буксируемый модуль» с оборудованием специального назначения, а также привязные аэростаты или вертикальная цепочка привязных аэростатов. Предполагается два возможных способа реализации такой идеи.

Первый способ является самым простым и логичным для условий летней велопаузы [35]. При наличии двух ветровых потоков на разных высотах, имеющих противоположное направление относительно фиксированной точки на земной поверхности, два ЛА могут быть расположены в этих потоках и соединены кабель-тросом. Сила сопротивления каждого ЛА будет уравновешена, при этом получим возможную при данных скоростях воздушных потоков полезную подъёмную силу для обоих ЛА. Возможная конструктивная реализация такого способа показана на рис. 1.8-а).

Второй способ ориентирован на более распространённые атмосферные условия, когда ветровые потоки на разных высотах имеют одинаковое (преимущественно западное направление), но имеют значительную разность по скорости [34]. В данной ситуации для фиксации системы относительно заданной точки на земной поверхности оба ЛА должны двигаться против направления ветровых потоков. Для осуществления энергообмена между связанными ЛА (рис. 1.8-б)) может быть использован кабель-трос. На ЛА1, расположенном на большей высоте, может быть установлен ветрогенератор, который будет вырабатывать электроэнергию и передавать её на нижний ЛА2 через кабель-трос. На нижнем ЛА2 расположим силовую установку с электроприводом, сила тяги которой будет

компенсировать суммарное аэродинамическое сопротивление всех элементов связки двух ЛА.

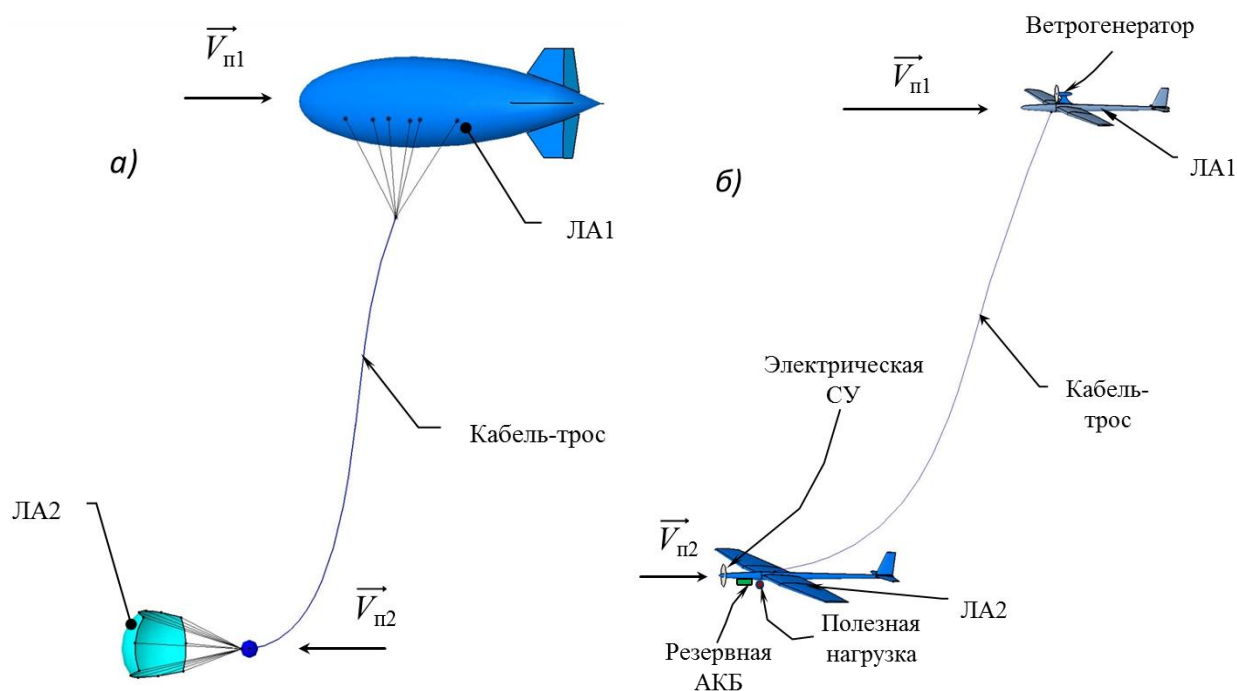


Рисунок 1.8 – Связка двух ЛА: а) Привязной аэростат и управляемая парашютная система; б) Планер с ветрогенератором и самолет с электрической СУ

Выполненные расчеты расположения кабель троса и основных весовых характеристик связки двух ЛА подтвердили возможность реализации такой системы [34]. Длина кабель-троса для получения необходимой разницы в скорости ветрового потока может составлять 2-5 км. Необходимо отметить, что реализация данной идеи потребует проведения дополнительных расчетных работ. Очевидно, использование такой системы будет иметь серьезные ограничения по сезонам и географическому положению, определяющим интенсивность градиента ветра. Наиболее интересна такая система для проведения научных исследований и систематического мониторинга атмосферы.

На данное решение получен патент на изобретение РФ № 2506204 от 10 февраля 2014 г [83] (смотри **ПРИЛОЖЕНИЕ А** к диссертационной работе).

Аналогичная идея прорабатывается и в университете Embry-Riddle Aeronautical University (США) [36].

Далее рассмотрены варианты 8-10 энергообеспечения ЛА длительного барражирования от внешних источников энергии, общий принцип действия которых и основные конструктивные элементы показаны на рис. 1.9.



Рис. 1.9- Принципиальная схема работы систем дистанционной передачи энергии

Наиболее известным, применяемым и доступным внешним источником энергии в настоящее время является солнечная энергия. На её использовании основан 8-й вариант системы энергоснабжения по таблице 1.1. Системы на солнечной энергии могут использоваться для продолжительных и круглогодичных полётов. Данный вариант рассматривается как основной в большинстве существующих проектов высотных дирижаблей и самолетов [37].

В дневное время, энергия, вырабатываемая солнечными элементами, расходуется на собственное энергообеспечение аппарата и на аккумуляцию энергии для полёта в ночное время суток. В качестве системы аккумуляции могут быть использованы аккумуляторные батареи различных типов или система аккумуляции на основе водородно-кислородного накопителя с электрохимическим генератором и электролизёром. Существуют также интересные проекты и патенты систем прямого преобразования солнечной энергии в механическую, но реального воплощения таких проектов не отмечено.

Одним из преимуществ применения солнечной энергии для высотных ЛА является практически полное отсутствие какой-либо облачности на высотах свыше 14 км, снижающей интенсивность солнечной радиации. Поэтому на стратосферных высотах может быть выполнен достаточно точный расчет попадающей на заданную поверхность за светлое время суток солнечной инсоляции [6, 7, 8]. Методика расчета поступающей солнечной инсоляции на поверхность БСЭ подробно изложена в следующей главе настоящей работы.

Вариант 9 имеет привязанность к внешнему источнику энергии, но по принципу передачи энергии близок к варианту 8. **Способ передачи энергии с помощью лазерного луча** имеет преимущество в значительно большей интенсивности и плотности светового потока по сравнению с солнечным излучением [38]. Тем не менее, в качестве принимающего устройства используются такие же фотоэлектрические преобразователи (солнечные элементы). В экспериментах американской компании Laser Motive по передаче энергии на борт БЛА плотность луча составляла до 15000 Вт/м², дальность передачи до 5 км [39]. Очевидно, что мощность лазерного луча и плотность передаваемой энергии может быть значительно больше, но это может быть опасно уже для самого БЛА. Существуют проекты передачи энергии на борт БЛА, находящегося на стратосферной высоте. Потребная площадь фотоэлектрических преобразователей на борту БЛА с лазерной подзарядкой значительно меньше, чем для БЛА на солнечной энергии [40].

Существенным недостатком и ограничением применения передачи энергии по лазерному лучу является зависимость от чистоты атмосферы и погодных условий. Для беспилотного ВД такой вариант энергоснабжения неактуален вследствие большой зависимости от источника энергоснабжения - лазерной установки, размещенной на земле.

Другой вариант 10 дистанционного обеспечения энергией менее зависим от погодных условий, так как основан на использовании радиоволн сверхвысоких частот (СВЧ) в диапазоне от 2,45 до 5,8 ГГц [41]. Они почти не поглощаются атмосферой, не отражаются ионосферой и вдобавок эффективно

преобразуются в электричество. Выполняет это преобразование так называемая ректенна — от английских слов *rectifying antenna* (выпрямляющая антенна). На поверхности БЛА создается площадка, покрытая ректеннами. Они принимают радиосигнал определенной частоты и преобразуют его в электричество. Однако, мощность, принимаемая каждой ректенной ограничена.

Проведенные практические эксперименты показали возможность достижения плотности принимаемой энергии СВЧ луча до 1000 Вт/м^2 , при этом КПД преобразования составляет около 75 %. Для генерации такого СВЧ-луча требуется наземная станция с большим количеством антенн направленного действия [42]. В процессе полета БЛА луч должен быть все время направлен на него, при этом количество полезной энергии поступающей на его борт не превышает 5% от затрачиваемой для генерации самого луча, остальная часть энергии рассеивается в пространстве.

Существенным недостатком **варианта 10** является малая поверхностная плотность поступающей энергии, близкая по значению солнечной инсоляции, что требует значительной площади ректенны на борту ЛА.

Сравнительные характеристики дистанционных способов передачи энергии на борт БЛА приведены в таблице 1.9.

Таблица 1.9 – Характеристики способов энергоснабжения БЛА от внешних источников

Способ передачи	Плотность энергии, Вт/м ²	Носитель	Дальность передачи, км	Размеры луча, м
SHARP проект БЛА	500	СВЧ луч 2,45 ГГц	21	$D_{\text{л}} = 30$
Laser Motive экспериментальный БЛА	15000	Световая волна 750-900 нм	5	$D_{\text{л}} = 0,203$
Солнечное излучение	1367	Световые волны	-	-

Вариант 11 представляет собой высотный привязной аэростат и интересен также простотой конструкции и отсутствием необходимости использования дополнительной энергоустановки. Расчеты показали реализуемость такой концепции при наличии удерживающего кабель-троса с уникальными прочностными характеристиками – разрывной длиной 60-80 км.

1.6 Выбор предпочтительных вариантов энергоснабжения для дальнейшего исследования и формирования облика высотного дирижабля

Возвращаясь к исследуемым концептуальным вариантам энергоснабжения в соответствии с таблицей 1.1 можем сделать *комплексную оценку возможностям их применения* для продолжительного полета БЛА в стратосфере.

Варианты 9-11 ориентированы на стационарное применение ЛА в стратосфере, так как в этих вариантах он привязан к находящейся на земле базе, обеспечивающей его энергоснабжение, отклонение может составлять не более 10-20 км. Эффективность данных способов необходимо исследовать в каждом конкретном случае целевого применения.

Вариант 7 не привязан к наземной базе, но имеет ограничение по географической зоне применения и сезонам, влияющим на состояние ветрового профиля атмосферы. Размещение связки двух ЛА в атмосфере может влиять на безопасность полетов и может быть выполнено в строго оговоренных зонах. Данная концепция является перспективным вариантом, так как энергетика системы имеет неограниченный ресурс, но не гарантирует возможность её зависания в любой заданной географической точке Земли. Для определения и подтверждения зоны её действия требуются дополнительные исследования.

Варианты 5 и 6 являются практически идеальными для энергообеспечения полета большой продолжительности, в котором ограничения будут иметь место не по запасу топлива, а по ресурсу и состоянию бортового оборудования. Однако, как уже было сказано выше, практическая реализация этих вариантов на данный момент проблематична вследствие их радиационной небезопасности в случае аварии ЛА, а также по имеющимся ограничениям в международных соглашениях.

В таблице 1.10 приведены результаты экспертной оценки 11 концептуальных вариантов (в соответствии с таблицей 1.1) по результатам выполненного анализа. В итоговом результате: “+” означает 1 балл, “-“ даёт 0 баллов, “±” – 0,5 балла.

Таблица 1.10 – Результаты экспертной оценки вариантов СУ для БЛА

Концептуальный вариант по типу носителя энергии	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
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 аналитического исследования концептуальных решений БЛА и его СУ и системе энергоснабжения для дальнейших методических исследований в соответствии с таблицей 1.1 выбраны: вариант **4 (высотный ПД + топливо)** в комбинации с вариантом **8 (солнечная энергия)**. Рациональность выбора также подтверждается анализом результатов работ [11, 12].

Выводы по главе 1

1. Предложена классификация доступных источников энергоснабжения для длительного барражирования ВД. Основным признаком разделения: бортовые и внешние источники энергии. В классификации определено 11 основных доступных вариантов конфигурации СУ ВД по типу основного носителя энергии.

2. Рассмотрены основные характеристики всех 11 вариантов энергоснабжения ВД, проведен анализ их достоинств и недостатков.

3. Проведен анализ отечественных и зарубежных работ по основным вопросам проектирования ВД, БЛА и перспективных вариантов СУ для обеспечения максимальной продолжительности полета.

4. В результате проведенного анализа для дальнейшего исследования выбраны варианты энергоснабжения: 1) ПД с использованием традиционного химического топлива; 2) система энергоснабжения с использованием солнечной энергии. Выбрана стратегия их комбинированного использования в составе ГСУ.

ГЛАВА 2. РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА РАСЧЕТА И МЕТОДИКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВЫСОТНОГО ДИРИЖАБЛЯ ОСНАЩЕННОГО ГСУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ

2.1 Исходные технические требования и постановка задачи для проектирования ВД и его СУ

В последние 20 лет рядом организаций в России выполнены несколько этапов НИР по формированию облика ВД для выполнения важных государственных задач: охрана воздушных и морских границ, обеспечение мобильной связи, создание телекоммуникационных сетей, мониторинг Земли и атмосферы.

В предварительных исследовательских работах по формированию облика в период 2003-2007 гг рассматривался аппарат на солнечной энергии с возможностью круглогодичного барражирования. Однако, для территории нашей страны, большая часть которой находится на 45° - 65° северной широты, характерно неравномерное распределение солнечной инсоляции по сезонам. Значительные территории РФ находятся за Полярным кругом, где в течение 3 зимних месяцев уровень солнечной энергии незначителен. При этом именно слабо освоенные территории Крайнего Севера и Арктической зоны (70° - 90° с.ш.) наиболее важны и интересны для применения высотных дирижаблей в качестве стационарных атмосферных спутников. В процессе исследований выяснилось, что продолжительный полет (до года) в широтной зоне 60° - 80° возможен только с использованием атомной энергии. Тем не менее, для выполнения локальных задач вполне приемлема и меньшая продолжительность барражирования, при условии, что стоимость ЛА и его запуска будут значительно меньше, и он не будет представлять угрозу для экологии.

В таблице 2.1 приведены 2 варианта технических требований к разрабатываемому ВД, которые можно определить, как максимальный и минимальный уровень заданных ЛТХ. Они сформулированы на основании ранее разработанных требований к отечественным проектам стратосферной платформы и анализа требований к зарубежным аналогам.

Таблица 2.1 - Основные технические требования к 2 вариантам реализации ВД

Основные требования	Варианты реализации	
	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. с.ш.	60°-80°	60°-80°
Долгота района барражирования, град. в.д.	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

Основное назначение **концепции 1** – длительное барражирование в заданной зоне, решение оборонных задач: дальнейшее обнаружение целей, охрана границ, создание коммуникационных сетей, мобильная связь. Предполагается, что окончательная сборка и наполнение несущим газом, а также текущая эксплуатация аппарата может осуществляться только с применением эллинга (ангара) с соответствующими дирижаблю размерами. Дирижабль осуществляет старт и посадку с выполненной оболочкой и закреплённым необходимым оборудованием. Несущий газ после посадки не выпускается, проходит очистку и подполнение по мере необходимости.

Второй вариант высотного дирижабля ориентирован на выполнение более кратковременных и оперативных задач: ведение разведки, обеспечение специальной радиосвязи, сопровождение флота, мониторинг атмосферы и Земли,

наблюдение за зонами стихийного бедствия. Концепция 2 предполагает минимизацию размерности аппарата и стоимости его запуска. Предполагается возможность мобильного старта аппарата без использования капитальных построек (ангара, эллинга), аналогично старту высотных аэростатов, а также одноразового использования несущего газа (возможно водорода) с выпуском его при посадке из оболочки.

2.2 Построение алгоритма проектирования

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:

$$N_{\text{расп}} \geq N_{\text{потр}}. \quad (2.1)$$

Вследствие значительных колебаний модуля скорости ветра v_T даже в течение суток, опираться на константные средние значения при выполнении расчетов $N_{\text{потр}}$ нецелесообразно. Поэтому методика определения продолжительности полета $t_{\text{п}}$ построена на расчете потребной интегральной энергии $E_{\text{потр}}$ для заданного промежутка времени, характеризуемого также временем старта (день года, отсчитываемый с 1 января) t_0 , и завершения полета t_x .

Следовательно, 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 :

$$E_{\text{распГСУ}} = E_{\text{потр}}. \quad (2.2)$$

Дальнейшая логика построения алгоритма проектирования, показанного на схеме рис. 2.1, направлена на получение уравнений для расчета $N_{\text{расп}}$, $N_{\text{потр}}$, $E_{\text{распГСУ}}$, $E_{\text{потр}}$. Исходной для построения расчета является выбранная на основании предварительного анализа конфигурация ВД и его СУ. В дальнейшем мы определяем расчетные зависимости уже для выбранной конфигурации.

В нашем случае задача построения методики расчета $N_{\text{расп}}$ и энергии $E_{\text{распГСУ}}$ для ГСУ в целом подразделяется на расчет характеристик высотного ПД и энергосистемы на солнечной энергии. Потребная мощность $N_{\text{потр}}$ и энергия $E_{\text{потр}}$ определяются для принятой расчетной модели ВД, включающей в себя набор варьируемых геометрических и весовых параметров, на основании статистических данных по модулю v_r и направлению ветра θ . В свою очередь направление ветра θ также учитывается при расчете поступающей солнечной энергии.

Результирующий расчет весового баланса аппарата и ГСУ в целом, расчет летно-технических характеристик (ЛТХ) при выполнении условий (2.1), (2.2) завершают процесс проектирования, показанный на рис. 2.1.

Последующие разделы настоящей главы 2 диссертации посвящены построению основных расчетных блоков проектирования ВД.



Рис. 2.1 – Рабочая схема формирования методики проектирования высотного дирижабля

2.3 Определение потребной мощности и энергии для полета ВД

2.3.1 Универсальная расчетная модель ВД

Потребная мощность определяется из условия «зависания» ЛА в заданной географической точке при условии, что скорость и направление полёта ВД соответствуют направлению и скорости ветра. Для выполнения предусмотренных данной работой концептуальных исследований примем упрощенную универсальную модель высотного дирижабля, в которой в широком диапазоне могут варьироваться геометрические, весовые параметры, компоновочные решения и конфигурация силовой установки.

Рассмотрим основные технические и геометрические параметры ВД и его элементов, которые являются исходными для определения силы **аэродинамического сопротивления** X и, соответственно, потребной мощности $N_{\text{потр}}$ для полета ВД.

Для решения задачи определения потребной мощности принята исходная модель дирижабля классической удобообтекаемой формы с осесимметричной оболочкой, показанная на рис. 2.2. Основные определяющие геометрические параметры, показанные на рис. 2.2: длина 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).

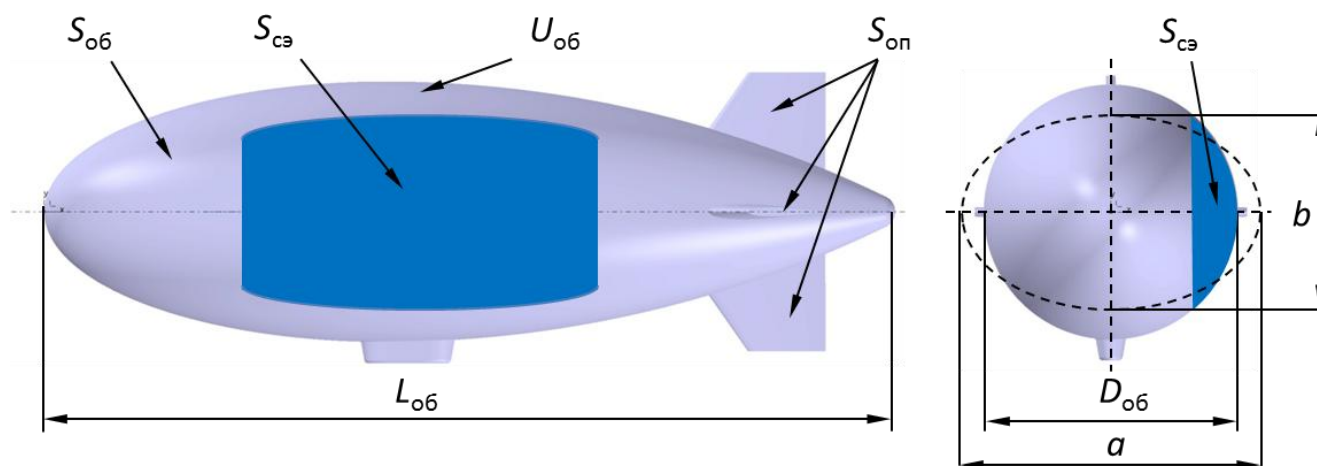


Рис. 2.2 – Основные геометрические параметры высотного дирижабля

Оболочка дирижабля в поперечном сечении может иметь форму эллипса с различным значением ширины a и высоты b , или так называемую «многодолечную» форму, образованную несколькими пересекающимися окружностями. Такие формы «сплюсненной» оболочки характеризуются большими значениями аэродинамической подъёмной силы при полете с углом атаки по сравнению с осесимметричными оболочками. Ниже рассмотрим расчет для стандартной осесимметричной оболочки, при этом будем полагать, что в случае рассмотрения оболочек другой формы, могут быть использованы соответствующие форме геометрические соотношения для определения линейных размеров, площади и объема.

Объем осесимметричной оболочки может быть определен относительно цилиндра, диаметр которого равен $D_{об}$, а длина L_D :

$$U_{об} = \psi \cdot \frac{\pi \cdot D_{об}^2}{4} \cdot L_{об}, \quad (2.3)$$

где ψ – является показателем полноты объёма формы оболочки, который является характеристикой конкретно выбранной формы [43], обычно находится в диапазоне 0,6...0,75.

Площадь оболочки определяется как:

$$S_{об} = K_{ф} \cdot U_{об}^{\frac{2}{3}}, \quad (2.4)$$

где $K_{ф}$ – коэффициент формы поверхности, постоянный для конкретно выбранной формы оболочки (корпуса) дирижабля. Более точно объем может быть определен с помощью интегрирования, когда обводы оболочки заданы уравнением, как это описано в [43].

Определим весовые характеристики дирижабля как летательного аппарата легче воздуха. Весовое уравнение для основных компонентов высотного дирижабля выглядит так:

$$G_0 = G_{кон} + G_{эс} + G_{пн}, \quad (2.5)$$

где G_0 – взлетный вес ВД; $G_{кон}$ – вес конструкции дирижабля, включающий веса: оболочки (корпуса), оперения с рулями, жестких каркасных элементов, гондолы, систем (управления, воздушно-газовой, аэронавигационной и др.), для

дирижабля полужесткой конструктивно-силовой схемы с достаточно большой точностью определяется статистическим уравнением по работе [15], подтвержденным фактическими значениями:

$$G_{\text{кон}} = 3,53 \cdot G_0^{0,809}; \quad (2.6)$$

$G_{\text{эс}}$ – вес энергосистемы, включающей все элементы и системы силовой установки, а также другие системы для длительного энергообеспечения ЛА; $G_{\text{нн}}$ – вес полезной нагрузки.

Уравнение (2.5) может быть записано аналогично для масс компонентов:

$$m_0 = m_{\text{кон}} + m_{\text{эс}} + m_{\text{нн}}, \quad (2.7)$$

где m_0 – взлетная масса ВД, $m_{\text{кон}}$ – масса конструкции, $m_{\text{эс}}$ – масса энергосистемы, $m_{\text{нн}}$ – масса полезной нагрузки.

Наполненная газом оболочка ВД создает аэростатическую подъемную силу (АПС) Φ [44], которая вместе с аэродинамической силой корпуса Y в случае движения ВД без ускорения соответствуют его весу в данный момент времени - $G_{\text{ВД}}$:

$$\Phi + Y = G_{\text{ВД}} = m_{\text{ВД}} \cdot g, \quad (2.8)$$

АПС Φ :

$$\Phi = g \cdot f_{\text{neh}} \cdot U_{\text{об}} K_{\text{вып}}, \quad (2.9)$$

где f_{neh} – удельная подъемная сила гелия на высоте h , g – ускорение свободного падения,

$$f_{\text{neh}} = \rho_h - \rho_{\text{neh}},$$

где ρ_h – плотность воздуха на высоте h , ρ_{neh} – плотность гелия на высоте h ;

$K_{\text{вып}}$ – коэффициент выполнения оболочки, представляющий собой отношение полного объема воздухоизмещения $U_{\text{об}}$ дирижабля к полезному объему, наполненному несущим газом;

Y – аэродинамическая подъемная сила, возникающая при полете с углом атаки α :

$$Y = C_{y\alpha} \cdot \frac{\rho_h \cdot v_{\text{кр}}^2}{2} \cdot U_{\text{об}}^{2/3}, \quad (2.10)$$

где $C_{y\alpha}$ – коэффициент аэродинамической подъемной силы оперенного корпуса дирижабля, $v_{кр}$ – крейсерская скорость дирижабля относительно окружающего воздуха.

Аэродинамическая сила сопротивления ВД X [45] определяется как:

$$X = C_{x\alpha} \cdot \frac{\rho h \cdot v_{кр}^2}{2} \cdot U_{об}^{2/3}, \quad (2.11)$$

где $C_{x\alpha}$ – суммарный коэффициент аэродинамической силы сопротивления ВД.

2.3.2 Расчет силы аэродинамического сопротивления и потребной мощности для полета ВД с постоянной скоростью и углом атаки

Коэффициенты аэродинамических сил $C_{x\alpha}$, $C_{y\alpha}$ – определяются экспериментальными и расчетными методами. В случае полета с $\alpha = 0^\circ$ для ВД с осесимметричной оболочкой $C_{y\alpha} \sim 0$, а $\Phi = G_{ВД}$. Значение силы **аэродинамического сопротивления оболочки (корпуса) X** при $\alpha = 0^\circ$ в значительной степени определяется сопротивлением трения поверхности материала, которое в свою очередь зависит от числа Рейнольдса Re . Сопротивление давления, зависящее от формы, является постоянным компонентом, не зависящим от Re . Для оценки суммарного коэффициента сопротивления корпуса (оболочки) C_{x0} для угла атаки $\alpha=0^\circ$ существует эмпирическая формула, показавшая достоверные результаты при сравнительных расчетах для реальных дирижаблей, указанная в работах [15] и [45]:

$$C_{x0} = \frac{S_{об}}{U_{об}^{2/3}} \cdot \left[C_f + 1,5 \cdot C_f \cdot \left(\frac{D}{L}\right)^2 + 7 \cdot C_f \cdot \left(\frac{D}{L}\right)^3 \right] \quad (2.12),$$

$$\text{или, если } K_\Phi = \frac{S_{об}}{U_{об}^{2/3}} \text{ и } \frac{D_{об}}{L_{об}} = \frac{1}{\lambda} :$$

$$C_{x0} = K_\Phi \cdot C_f \cdot \left[1 + 1,5 \cdot \left(\frac{1}{\lambda}\right)^2 + 7 \cdot \left(\frac{1}{\lambda}\right)^3 \right],$$

C_f – коэффициент трения плоской пластины площадью 1 м^2 , который может быть определен по формуле в зависимости от числа Рейнольдса Re [45]:

$$C_f = 0,0307 \cdot Re^{-1/7} \quad (2.13)$$

Число Рейнольдса для дирижабля:

$$Re = \frac{\rho h \cdot v_{кр} \cdot L_{об}}{\mu}, \quad (2.14)$$

где μ - динамическая вязкость воздуха.

Длина L_D , может быть выражена через $U_{об}$, в случае $\Phi = G_{вд}$ используя уравнения (2.8, 2.9) и введя показатель полноты объема оболочки ψ , получим:

$$L_{об} = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot \lambda^2 \cdot U_{об}}{\psi \cdot \pi}} = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot \lambda^2 \cdot m_{вд}}{\psi \cdot \pi \cdot K_{вып} \cdot f_{neh}}} \quad (2.15).$$

В скобках выражения (2.12) первый компонент эквивалентен силе сопротивления трения, второй характеризует увеличение трения из-за возрастания скорости воздушного потока при обтекании формы, а третий – сопротивление, возникающее при отрыве потока [45].

Полное сопротивление дирижабля складывается из сопротивления оболочки (корпуса), оперения, гондол, винтомоторных групп, причальных и других вспомогательных устройств, а также их интерференции (взаимодействия). Существует методика определения сопротивления каждого из компонентов. При отсутствии реальной конструкции выполнить такой расчет невозможно. В работе [36] дополнительное сопротивление, создаваемое хвостовым оперением оценивается в 17% от сопротивления оболочки (корпуса) $X_{об}$. Сопротивление других элементов аппарата суммарно оценим в 20% от $X_{об}$ в среднем, согласно статистике по [15]. Суммарно вклад дополнительных элементов оценим с помощью коэффициента $K_{доп}$. Получим из (2.8) и (2.9) для полного $X_{вд}$:

$$X_{вд} = K_{доп} \cdot C_f \cdot \left[1 + 1,5 \cdot \left(\frac{1}{\lambda}\right)^2 + 7 \cdot \left(\frac{1}{\lambda}\right)^3 \right] \cdot S_{об} \cdot \frac{\rho h \cdot v_{кр}^2}{2} \quad (2.16).$$

Подставляя в (2.13) выражение (2.2) для $S_{об}$, C_f из (2.10), число Re (2.11), длину L_D из (2.15) получим выражение, содержащие только относительные параметры и константы:

$$X_{вд} = K_{доп} \cdot 0,0307 \cdot \left(\frac{\rho h \cdot v_{кр}}{\mu} \cdot \sqrt[3]{\frac{4 \cdot \lambda^2 \cdot U_{об}}{\psi \cdot \pi}} \right)^{-\frac{1}{7}} \cdot \left[1 + 1,5 \cdot \left(\frac{1}{\lambda}\right)^2 + 7 \cdot \left(\frac{1}{\lambda}\right)^3 \right] \cdot K_{\Phi} \cdot U_{об}^{2/3} \cdot \frac{\rho h \cdot v_{кр}^2}{2}, \quad (2.17)$$

Используя уравнения (2.8) и (2.9) при $\alpha=0^\circ$ выразим $U_{об}$ через $m_{ВД}$, получим:

$$X_{ВД} = K_{доп} \cdot \frac{0,0307 \cdot K_{\phi} \cdot \rho h^{\frac{6}{7}} \cdot v_{кр}^{\frac{13}{7}}}{2} \left(\frac{m_{ВД}}{K_{вып} \cdot f_{heh}} \right)^{\frac{13}{21}} \left(\frac{1}{\mu} \cdot \sqrt[3]{\frac{4 \cdot \lambda^2}{\psi \cdot \pi}} \right)^{-\frac{1}{7}} \left[1 + 1,5 \cdot \left(\frac{1}{\lambda} \right)^{\frac{3}{2}} + 7 \cdot \left(\frac{1}{\lambda} \right)^3 \right] \quad (2.18)$$

Уравнение (2.18) позволяет выполнить предварительный расчет потребной тяги для заданной массы ВД $m_{ВД}$ на расчетной высоте барражирования h . Потребная мощность на валу винта маршевого двигателя определяется по выражению:

$$N_{потр} = \frac{v_{кр} \cdot X_{ВД}}{\eta_v \cdot \eta_{ред} \cdot \eta_{эп} \cdot \eta_{эд}},$$

подставляя (2.18) получим:

$$N_{потр} = 0,0307 \cdot \frac{K_{доп} \cdot K_{\phi} \cdot \rho h^{\frac{6}{7}} \cdot v_{кр}^{\frac{20}{7}}}{2 \cdot \eta_v \cdot \eta_{ред} \cdot \eta_{эп} \cdot \eta_{эд}} \left(\frac{m_{ВД}}{K_{вып} \cdot f_{нгh}} \right)^{\frac{13}{21}} \left(\frac{1}{\mu} \cdot \sqrt[3]{\frac{4 \cdot \lambda^2}{\psi \cdot \pi}} \right)^{-\frac{1}{7}} \left[1 + 1,5 \left(\frac{1}{\lambda} \right)^{\frac{3}{2}} + 7 \left(\frac{1}{\lambda} \right)^3 \right] \quad (2.19)$$

где η_v - КПД воздушного винта, $\eta_{ред}$ - КПД редуктора, $\eta_{эп}$ - коэффициент учитывающий потери в силовых кабелях, проводах и соединениях между БСЭ, АКБ и маршевыми ЭД, $\eta_{эд}$ - КПД безколлекторного электродвигателя включая преобразователь (контроллер).

Для выполнения расчетов потребной мощности и энергии по (2.18), (2.19) вследствие использования затяжеления для ВД не более 10% АПС принимается, что $m_{ВД} = m_0$.

2.3.3 Расчет потребной мощности для крейсерского полета ВД в заданных географических точках в зависимости от ветровых условий

Основным параметром для определения потребной мощности двигателей при барражировании дирижабля над заданной географической точкой является модуль скорости ветрового потока относительно поверхности Земли. Определение направления вектора скорости ветра необходимо для расчета располагаемой солнечной энергии, так как от него зависит курсовой угол направления полета.

2.3.3.1 Анализ ветровых данных в заданном районе барражирования

В настоящее время результаты радиозондирования атмосферы на метеостанциях, зондирования с помощью спутников, БЛА и различных технических средств, результаты анализа её состояния стали доступными посредством специальных интернет ресурсов.

Одним из таких глобальных информационных ресурсов стал интернет-портал ERA5-Land [46]. Проект ERA5 «Коперник» является международным, в настоящее время позволяет получать данные о состоянии атмосферы в любой точке Земли начиная с 1979 г по настоящее время. Дальнейшая цель – обработать и проанализировать данные об атмосфере начиная с 1950 г. Общая схема обработки данных в проекте ERA5-Land показана на рис. 2.3.

Для получения полной картины и заполнения «сетки» данных по пространственным и временным координатам был использован метод реанализа данных зондирования с применением климатической модели ECMWF (European Centre Medium Range Weather Forecast).

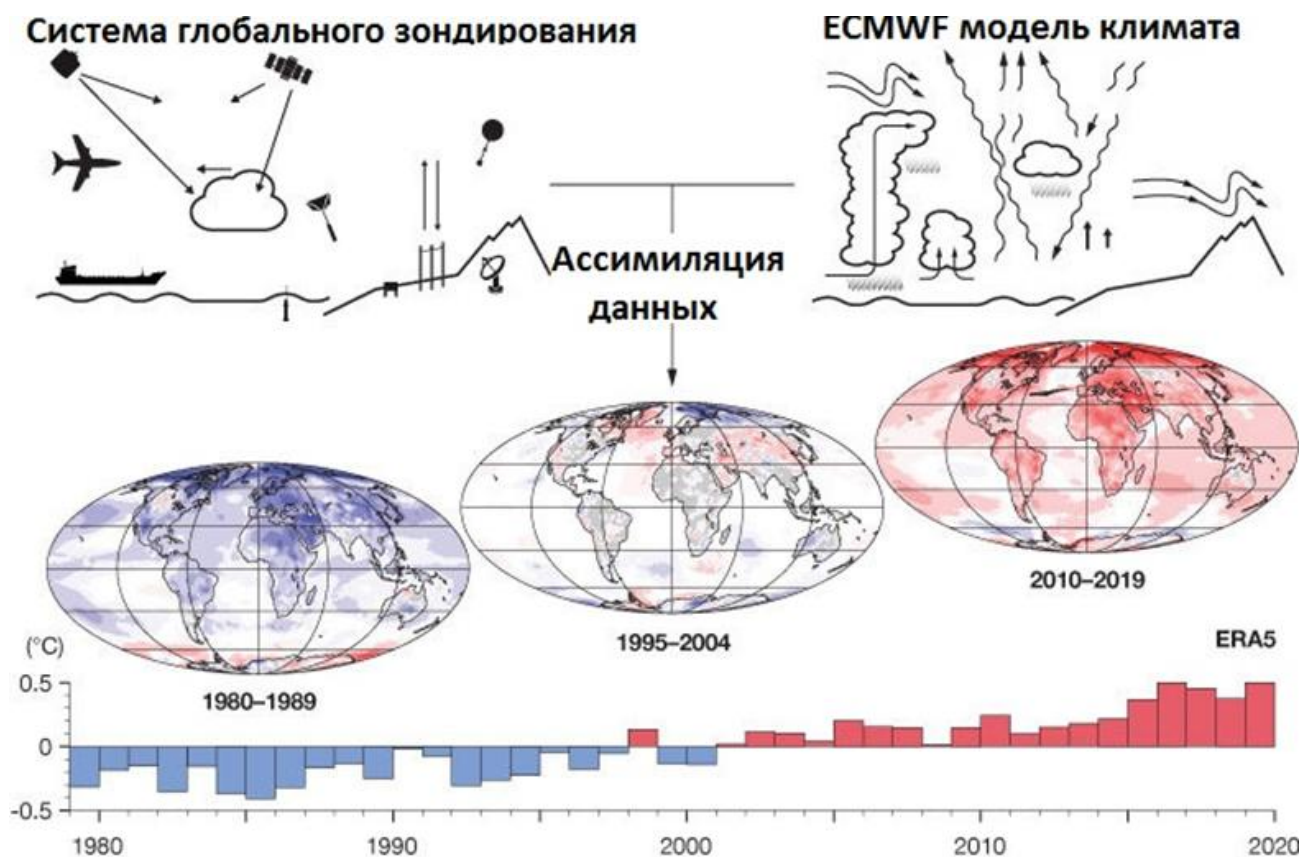


Рис. 2.3 – Схема построения передачи данных проекта ERA5 «Коперник»

Чтобы изучить изменение климата и текущие экстремальные погодные условия, необходимо иметь результаты наблюдения за Землёй и атмосферой, длящиеся как можно дольше во времени. Однако, наблюдения всегда происходили неравномерно, и они сопровождались ошибками. Даже в эпоху спутников одни только наблюдения не могут дать полной и точной картины состояния атмосферы по всему земному шару в данный момент времени. Повторный анализ позволяет заполнить пробелы в записях наблюдений, и он делает это согласованным во времени способом, таким образом, сводя к минимуму любые ошибки измерений.

Реанализ представляет собой (рис. 2.3) объединение данных наблюдений (зондирований) атмосферы с прошлыми краткосрочными прогнозами погоды, объединенными с современными моделями прогнозирования погоды. В настоящий момент сетка данных глобально завершена и согласована во времени, её можно условно назвать "картой без пробелов" [46].

Сайт ERA5-Land имеет удобный интерфейс для формирования и получения необходимого банка данных. На рис. 2.4 показаны основные необходимые опции для формирования выбора файла выгрузки данных: горизонтальная (параллель) и вертикальная (меридиан) проекции вектора скорости ветра (U-component of Wind, V-component of Wind), высота по уровню давления (pressure level), годы (начиная с 1950), месяцы года, дни месяца и время с интервалом в 1 час.

<input type="checkbox"/> Specific cloud ice water content	<input type="checkbox"/> Specific cloud liquid water content
<input type="checkbox"/> Specific humidity	<input type="checkbox"/> Specific rain water content
<input type="checkbox"/> Specific snow water content	<input type="checkbox"/> Temperature
<input checked="" type="checkbox"/> U-component of wind	<input checked="" type="checkbox"/> V-component of wind
<input type="checkbox"/> Vertical velocity	<input type="checkbox"/> Vorticity (relative)
Select all Clear all	

Pressure level

<input type="checkbox"/> 1 hPa	<input type="checkbox"/> 2 hPa	<input type="checkbox"/> 3 hPa	<input type="checkbox"/> 5 hPa
<input type="checkbox"/> 7 hPa	<input type="checkbox"/> 10 hPa	<input type="checkbox"/> 20 hPa	<input type="checkbox"/> 30 hPa
<input type="checkbox"/> 50 hPa	<input checked="" type="checkbox"/> 70 hPa	<input type="checkbox"/> 100 hPa	<input type="checkbox"/> 125 hPa
<input type="checkbox"/> 150 hPa	<input type="checkbox"/> 175 hPa	<input type="checkbox"/> 200 hPa	<input type="checkbox"/> 225 hPa
<input type="checkbox"/> 250 hPa	<input type="checkbox"/> 300 hPa	<input type="checkbox"/> 350 hPa	<input type="checkbox"/> 400 hPa
<input type="checkbox"/> 450 hPa	<input type="checkbox"/> 500 hPa	<input type="checkbox"/> 550 hPa	<input type="checkbox"/> 600 hPa
<input type="checkbox"/> 650 hPa	<input type="checkbox"/> 700 hPa	<input type="checkbox"/> 750 hPa	<input type="checkbox"/> 775 hPa
<input type="checkbox"/> 800 hPa	<input type="checkbox"/> 825 hPa	<input type="checkbox"/> 850 hPa	<input type="checkbox"/> 875 hPa
<input type="checkbox"/> 900 hPa	<input type="checkbox"/> 925 hPa	<input type="checkbox"/> 950 hPa	<input type="checkbox"/> 975 hPa
<input type="checkbox"/> 1000 hPa			
Select all Clear all			

Year

<input type="checkbox"/> 1979	<input type="checkbox"/> 1980	<input type="checkbox"/> 1981	<input type="checkbox"/> 1982	<input type="checkbox"/> 1983	<input type="checkbox"/> 1984
<input type="checkbox"/> 1985	<input type="checkbox"/> 1986	<input type="checkbox"/> 1987	<input type="checkbox"/> 1988	<input type="checkbox"/> 1989	<input type="checkbox"/> 1990
<input type="checkbox"/> 1991	<input type="checkbox"/> 1992	<input type="checkbox"/> 1993	<input type="checkbox"/> 1994	<input type="checkbox"/> 1995	<input type="checkbox"/> 1996
<input type="checkbox"/> 1997	<input type="checkbox"/> 1998	<input type="checkbox"/> 1999	<input type="checkbox"/> 2000	<input type="checkbox"/> 2001	<input type="checkbox"/> 2002
<input type="checkbox"/> 2003	<input type="checkbox"/> 2004	<input type="checkbox"/> 2005	<input type="checkbox"/> 2006	<input type="checkbox"/> 2007	<input type="checkbox"/> 2008
<input type="checkbox"/> 2009	<input type="checkbox"/> 2010	<input type="checkbox"/> 2011	<input type="checkbox"/> 2012	<input checked="" type="checkbox"/> 2013	<input type="checkbox"/> 2014
<input type="checkbox"/> 2015	<input type="checkbox"/> 2016	<input type="checkbox"/> 2017	<input type="checkbox"/> 2018	<input type="checkbox"/> 2019	
Select all Clear all					

Month

<input checked="" type="checkbox"/> January	<input checked="" type="checkbox"/> February	<input checked="" type="checkbox"/> March	<input checked="" type="checkbox"/> April	<input checked="" type="checkbox"/> May	<input checked="" type="checkbox"/> June
<input checked="" type="checkbox"/> July	<input checked="" type="checkbox"/> August	<input checked="" type="checkbox"/> September	<input checked="" type="checkbox"/> October	<input checked="" type="checkbox"/> November	<input checked="" type="checkbox"/> December
Clear all					

Day

<input checked="" type="checkbox"/> 01	<input checked="" type="checkbox"/> 02	<input checked="" type="checkbox"/> 03	<input checked="" type="checkbox"/> 04	<input checked="" type="checkbox"/> 05	<input checked="" type="checkbox"/> 06
<input checked="" type="checkbox"/> 07	<input checked="" type="checkbox"/> 08	<input checked="" type="checkbox"/> 09	<input checked="" type="checkbox"/> 10	<input checked="" type="checkbox"/> 11	<input checked="" type="checkbox"/> 12
<input checked="" type="checkbox"/> 13	<input checked="" type="checkbox"/> 14	<input checked="" type="checkbox"/> 15	<input checked="" type="checkbox"/> 16	<input checked="" type="checkbox"/> 17	<input checked="" type="checkbox"/> 18
<input checked="" type="checkbox"/> 19	<input checked="" type="checkbox"/> 20	<input checked="" type="checkbox"/> 21	<input checked="" type="checkbox"/> 22	<input checked="" type="checkbox"/> 23	<input checked="" type="checkbox"/> 24
<input checked="" type="checkbox"/> 25	<input checked="" type="checkbox"/> 26	<input checked="" type="checkbox"/> 27	<input checked="" type="checkbox"/> 28	<input checked="" type="checkbox"/> 29	<input checked="" type="checkbox"/> 30
<input checked="" type="checkbox"/> 31					
Clear all					

Time

<input type="checkbox"/> 00:00	<input type="checkbox"/> 01:00	<input type="checkbox"/> 02:00	<input type="checkbox"/> 03:00	<input type="checkbox"/> 04:00	<input type="checkbox"/> 05:00
<input checked="" type="checkbox"/> 06:00	<input type="checkbox"/> 07:00	<input type="checkbox"/> 08:00	<input type="checkbox"/> 09:00	<input type="checkbox"/> 10:00	<input type="checkbox"/> 11:00
<input type="checkbox"/> 12:00	<input type="checkbox"/> 13:00	<input type="checkbox"/> 14:00	<input type="checkbox"/> 15:00	<input type="checkbox"/> 16:00	<input type="checkbox"/> 17:00
<input checked="" type="checkbox"/> 18:00	<input type="checkbox"/> 19:00	<input type="checkbox"/> 20:00	<input type="checkbox"/> 21:00	<input type="checkbox"/> 22:00	<input type="checkbox"/> 23:00
Select all Clear all					

Format

GRIB NetCDF (experimental)

[Clear all](#)

[Show API request](#)[Show Toolbox request](#)

Submission currently disabled

Рис. 2.4 - Интерфейс сайта ERA5 для выбора исследуемых параметров

Формат выгружаемых файлов удобный для обработки – NetCDF. Кроме того, имеется возможность выбора интересующей нас географической области по широте и долготе, для ограничения объема выгружаемых данных, рис. 2.5.

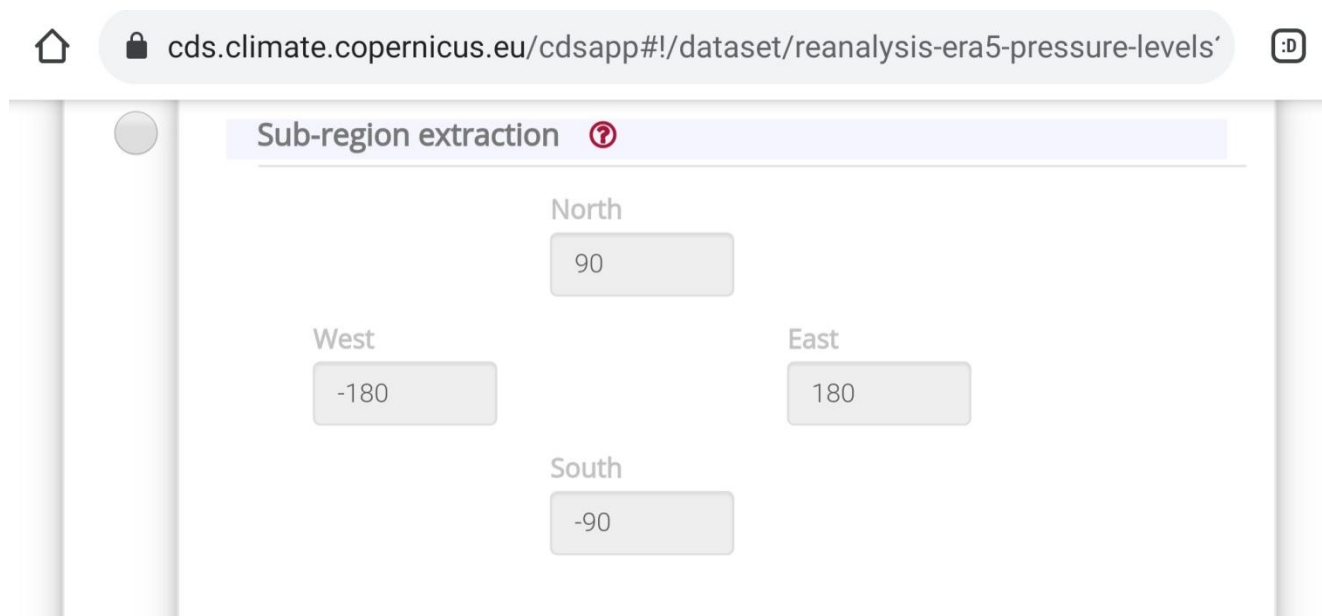


Рис. 2.5 - Выбор географической области для выгрузки данных состояния атмосферы

Полученный файл выгрузки в дальнейшем обрабатывается с помощью специальной программы **Panoply**, загружаемой с сайта NASA, и может быть представлен в привычном табличном виде, доступен для копирования данных в файл Excel для анализа и построения графиков.

Используемые ранее данные метеостанций, полученные с помощью запускаемых 2 раза в сутки аэростатических зондов с датчиками и передающей радиоаппаратурой (радиозондирование) позволяли получить только точечную картину происходящих в атмосфере процессов. Разработанные на основании метеоданных стандарты с ветровыми данными, например, ГОСТ 24728-81, или более новая редакция - ГОСТ 53460-2009, содержат осреднённые для сезонов или конкретных месяцев (январь, июль) значения скорости ветра и его направление по статистическим данным метеонаблюдений. Такие данные позволяют сделать предварительные расчеты потребной мощности для барражирования дирижабля, но они не отражают реальной динамики изменения скорости и направления ветра по сезонам в течение года, а также характер и продолжительность значительных усилений ветрового потока. Использование данных сайта ERA5 позволяет получить точную картину пульсаций ветрового потока.

Охарактеризуем расчётную задачу. В заданной географической области (диапазон долготы, широты, высоты, таблица 2.1) мы располагаем данными о ветровых условиях в течение значительного промежутка времени (с 1950 г по настоящее время). Техническое задание на ЛА для длительного барражирования предполагает равновероятную необходимость нахождения над любой точкой заданной территории. Варьируемой величиной является высота барражирования, с ростом высоты полета увеличивается радиогоризонт и дальность действия размещенного на борту целевого оборудования [47]. Желаемая высота, заявляемая потенциальными заказчиками должна быть в диапазоне 18-20 км. Другим фактором, влияющим на выбор высоты полета, является рост геометрических размеров дирижабля вследствие уменьшения плотности воздуха при сохранении равной взлетной массы. Зависимость геометрических размеров аппарата и радиус действия радиоаппаратуры от высоты полета показана на рис. 2.6.

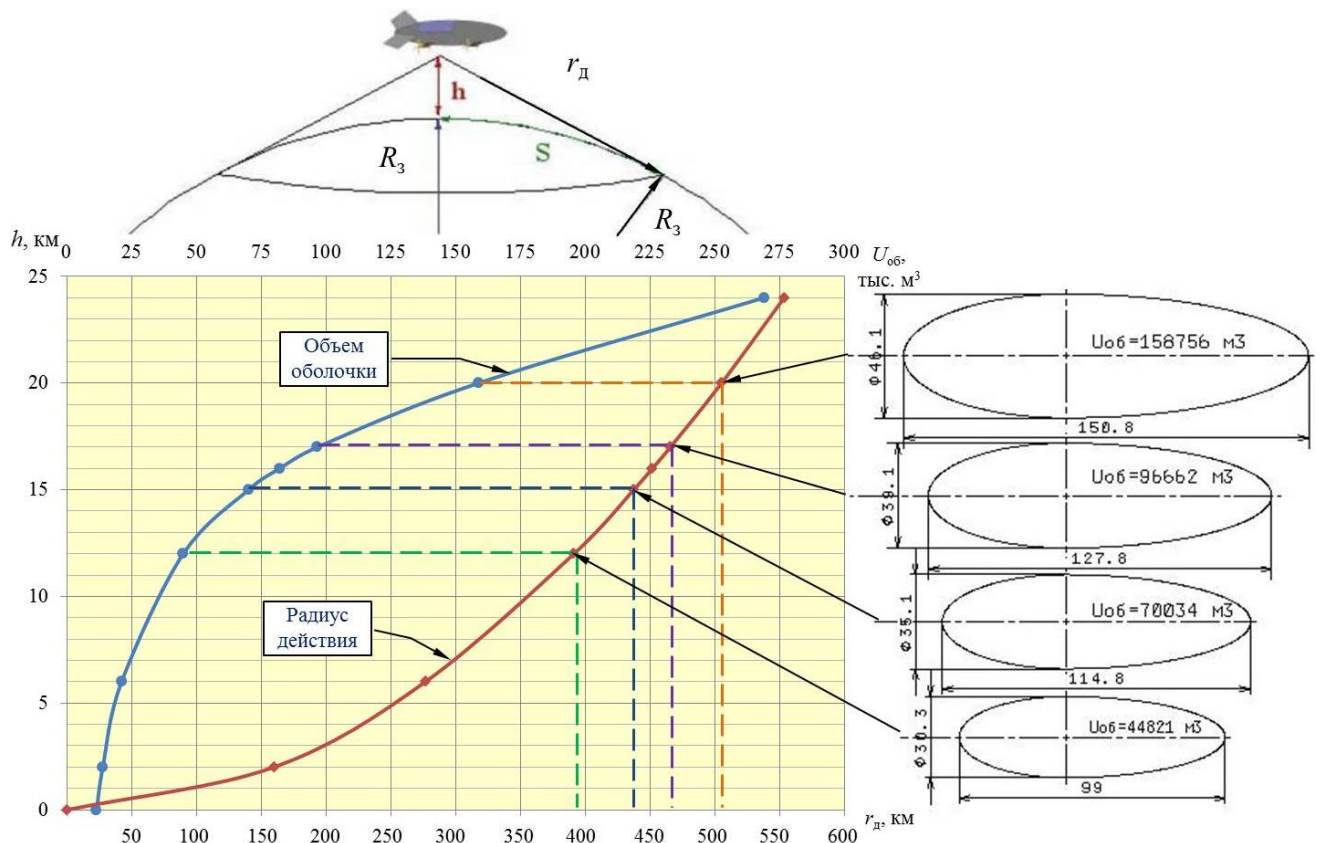


Рис. 2.6 - Радиус действия аппаратуры и расчетный объем оболочки дирижабля в зависимости от высоты барражирования при $m_0 = 10855$ кг и выполнении 95%

Как следует из рис. 2.6, при увеличении расчетной высоты полета с 15 км до 20 км радиус действия (радиогоризонт) увеличивается с 437 км до 505 км (на 15,6 %), а потребный объем оболочки в 2,3 раза, линейные размеры на 31 %. Значение $m_0 = 10855$ кг ориентировочно соответствует проектной взлетной массе демонстратора НАА компании Lockheed Martin (рис. 1.1, Глава 1).

В работе [47] рассмотрен характерный ветровой профиль по среднемесячной скорости ветра для января на о. Тикси ($71^{\circ}35'$ с.ш. $125^{\circ}55'$ в.д.) и района 70° с.ш. 80° в.д., который показал расчетный минимум по скорости ветра и в потребляемой энергии для полета на высотах 13-16 км. Для высот свыше 17 км для северных широт (60° - 80°) характерно значительное усиление скорости ветра и потребной мощности, что принципиально отличается от характерного профиля ветра для южных широт РФ (40° - 50° с.ш.), рис. 2.7.

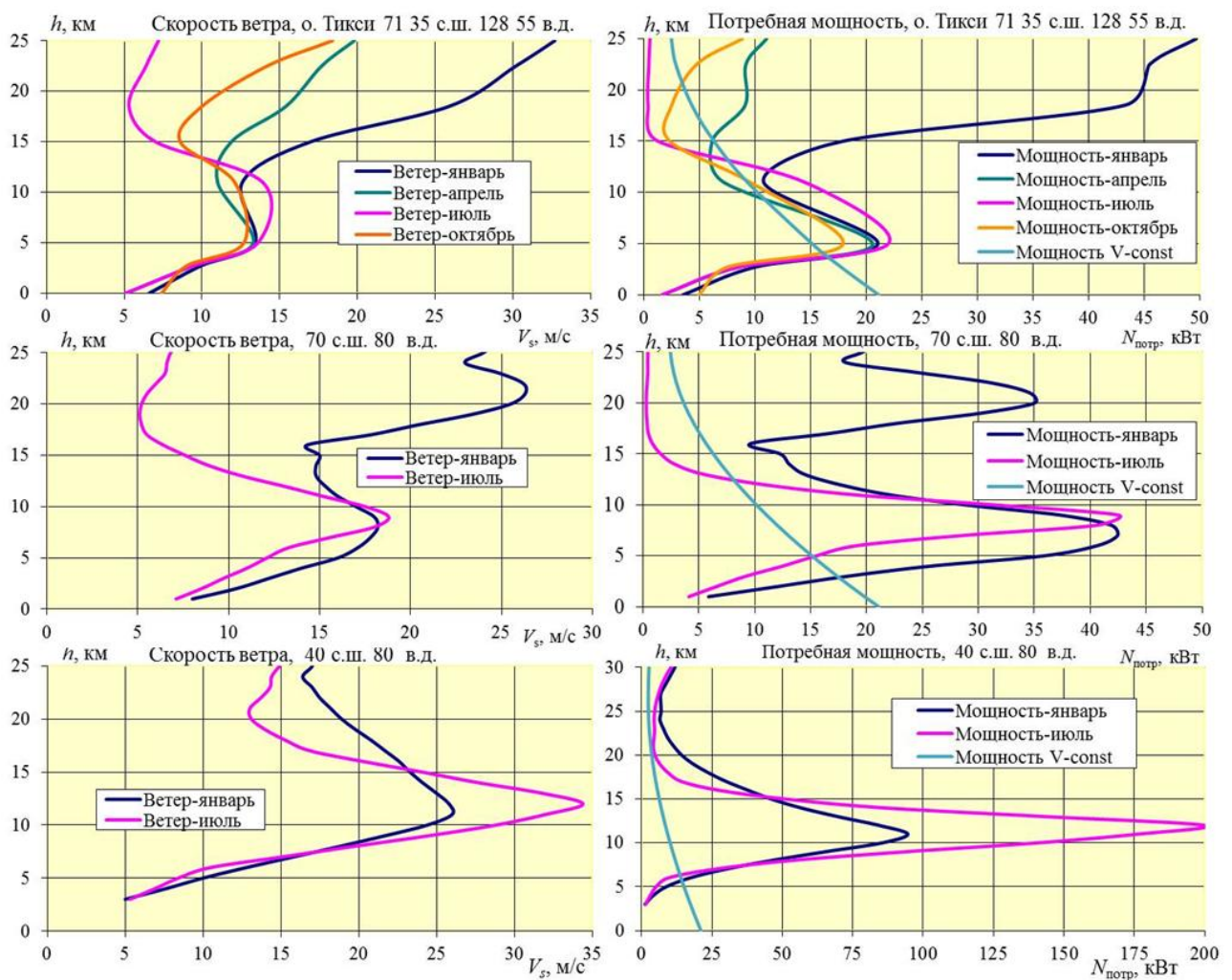


Рис. 2.7 - Скорость ветра и потребная мощность для дирижабля с $m_0 = 10855$ кг для характерных географических районов РФ

Таким образом, задачу определения потребных мощностей для конкретных ветровых условий переведем в область «плоской» задачи с фиксированной высотой $h \sim 15$ км для упрощения и уменьшения объема обработанных данных. В дальнейшем, после решения «плоской» задачи, мы можем рассмотреть профиль ветра по высоте в зонах пиковых значений.

Для формирования файла выгрузки данных был выбран барометрический уровень 125 hPa (рис. 2.4), соответствующий высоте $h=14800$ м по стандартной атмосфере ГОСТ 4401-81. Выбран временной промежуток с 2015 г по 2020 г с ежедневными значениями в 6 ч и 18 ч, широта $60^\circ - 80^\circ$ с.ш., долгота $30^\circ - 180^\circ$ в.д. На рис. 2.8 показано отображение полученных данных в программе **Panoply**.

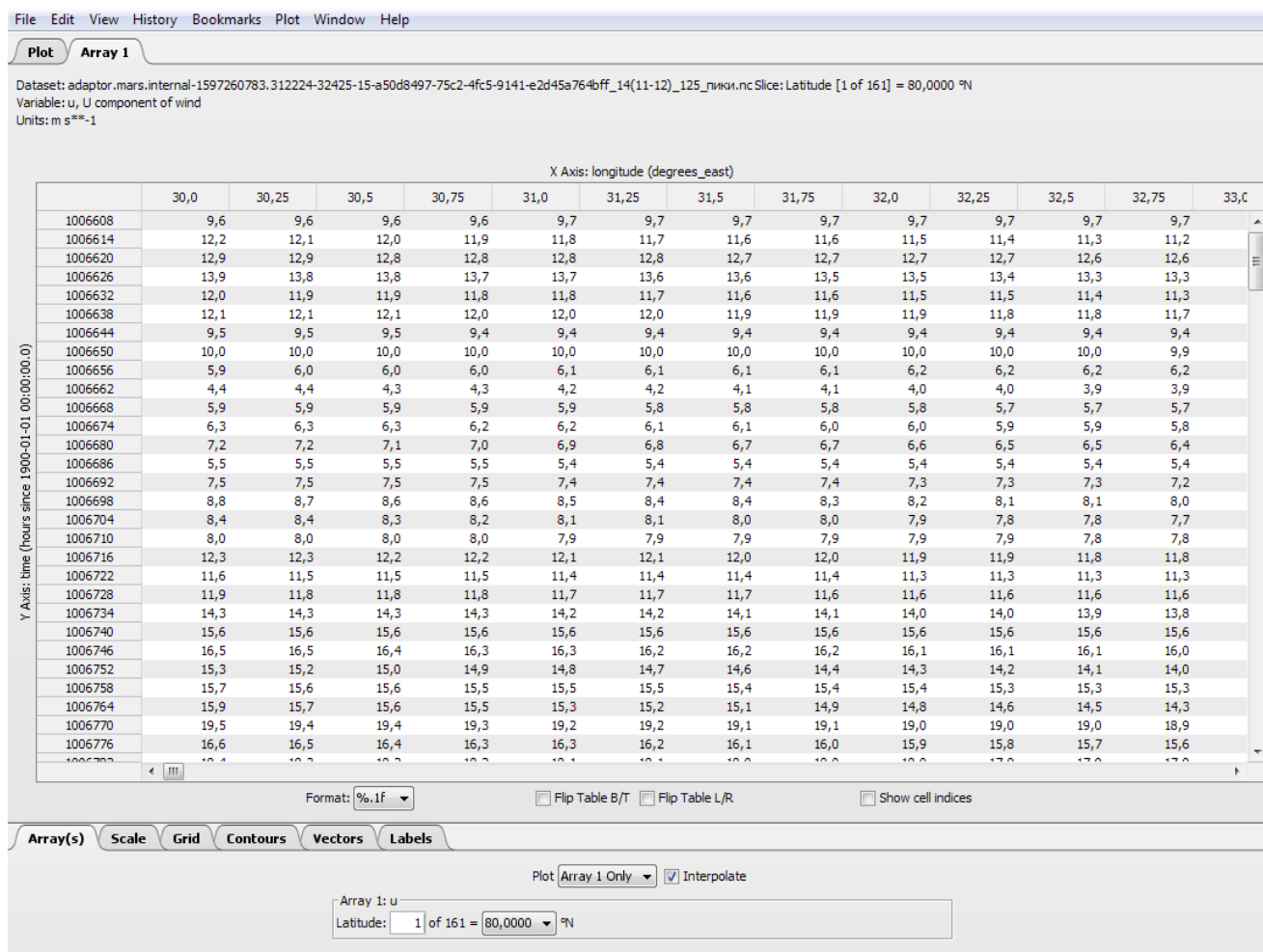


Рис. 2.8 – Отображение метеоданных в программе **Panoply**

Шаг сетки данных составляет $0,25^\circ$ по широте и по долготе. Отсчет времени отображается в часах с 0 часов 1 января 1900 года. Как следует из рис. 2.8,

изменения значений u -компонента по широте, несущественны на промежутке до 5° , по времени скорость ветра существенно меняется ($> \pm 1$ м/с) на протяжении 6 ч. Табличные данные U , V – компонентов скорости ветра доступны для копирования в Excel, где посредством геометрических соотношений определяется суммарный вектор скорости V_r и угол его направления θ по часовой стрелке относительно направления на север (западный стандарт в отличие от стандарта РФ показывает направление – куда дует ветер). Построены графики значений V_r (дискретные значения скорости, соединенные отрезками) для широт 60° - 80° с.ш. с шагом в 5° и долгот с шагом 30° , фрагменты результатов приведены на рис. 2.9.

Анализ табличных данных и графиков для барометрического уровня 125 hPa в период 2015-2020 гг позволяет выявить общие закономерности изменений скорости и направления ветровых потоков. Сделаны следующие выводы:

1) Усиления ветра и наибольшие пиковые значения ($V_r > 40$ м/с) приходятся на зимний период, иногда в некоторые сезоны пики смещаются на ноябрь или март месяц. В течение остальных месяцев кратковременные усиления ветра не превышают 35 м/с.

2) Наибольшее значение модуля скорости ветра $V_r = 59,5$ м/с определено для 16.03.2015 г на 75° с.ш. 30° в.д. Другие пиковые значения не превышали 50 м/с.

3) Продолжительность значительных усилений ветра ($V_s > 40$ м/с) составляет не более 2-3 дней. Такое событие, как правило, происходит один раз в течение зимнего сезона.

4) В другие периоды времени наблюдается волнообразное снижение V_r до 5-10 м/с и постепенное увеличение до 25-30 м/с.

Для выполнения расчетов необходимо определить типовой расчетный случай ветровой нагрузки, по которому и будет определена минимальная продолжительность полета высотного дирижабля. Для этой цели были получены более подробные по временной координате (с интервалом через 4 часа) ветровые данные для 5 зимних сезонов с 2015 по 2016 г.

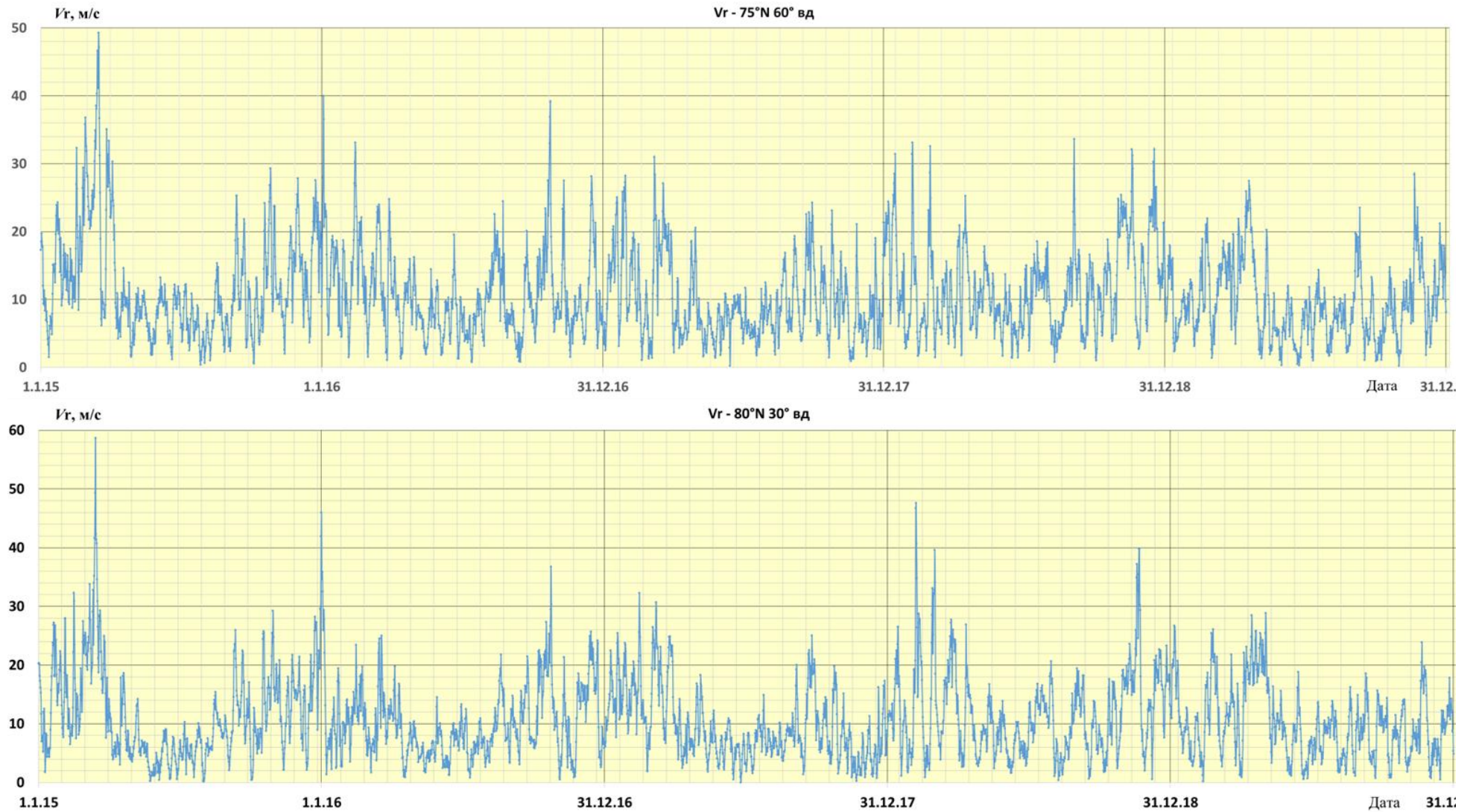


Рис. 2.9 Значение модуля вектора скорости ветра для барометрического уровня 125 *hPa* для географических точек 80°с.ш. 30° в.д. и 75°с.ш. 60° в.д.

2.3.3.2 Определение потребной мощности и энергии для обеспечения длительного барражирования высотного дирижабля

В данной работе применен энергетический метод оценки ветровых условий, заключающийся в расчете потребной мощности, необходимой для удержания высотного дирижабля или другого ЛА над заданной точкой Земли, и интегральных значений энергии за заданный промежуток времени, которые позволяют с высокой степенью точности оценить достижимую продолжительность полета и сделать анализ ветровых условий.

Методы оценки мощности и энергии воздушного потока подробно описаны в работе [48], широко используются для расчета производительности ветроэнергетических установок. Данная задача заключается в определении характеристик ветрового потока при наличии известной для заданного района статистике по интенсивности ветра. Статистика, как правило, представляет собой набор точечных дискретных значений скорости ветра с определенным интервалом времени Δt . Проведенные исследования показывают, что изменения скорости ветра в течение суток и больших промежутках времени не поддаются точному описанию математическими функциями, которые могли бы быть универсально применены для заданных временных и пространственных координат. Для конкретных заданных точек возможно только определение функции относительной повторяемости скорости ветра. Располагая обработанной статистикой за большой промежуток времени (годы и десятилетия) мы можем лишь с определенной вероятностью предполагать возможную интенсивность ветрового потока.

Расчёт значения текущей потребной мощности $N_{\text{потр}}$ выполнялся по формулам (2.18) и (2.19), принятые в расчетах значения констант приведены в таблице 2.2.

Таблица 2.2 – Расчетные значения констант для элементов электрической СУ

Коэффициент	$\eta_{\text{в}}$	$\eta_{\text{ред}}$	$\eta_{\text{эп}}$	$\eta_{\text{эд}}$	$\eta_{\text{в}} \cdot \eta_{\text{ред}} \cdot \eta_{\text{эп}} \cdot \eta_{\text{эд}}$
Значение	0,75	0,97	0,95	0,94	0,65

Необходимое для компенсации воздействия ветрового потока на дирижабль энергии в течении заданного промежутка времени $t_n - t_0$ определяется как интеграл от функции зависимости потребной мощности $N_{\text{потр}}$ от времени:

$$E_{t_0 t_n} = \int_{t_0}^{t_n} N_{\text{потр}}(t) dt \quad (2.20)$$

Значения мощности, также как и составляющие скорости ветра U , V , модуль V_r , полученные в виде таблиц из файла формата NetCDF с помощью программы Raportly имеют дискретные значения с равным заданным шагом по времени Δt . Энергия за заданный промежуток времени может быть определена численными методами, например, методом прямоугольников или методом трапеций. В нашем случае для метода прямоугольников это будет сумма произведений всех значений мощности $N_{\text{потр}}$ на шаг по времени Δt :

$$E_{t_0 t_n} = \sum_{i=0}^n \Delta t (N_{\text{потр}1} + N_{\text{потр}2} + \dots + N_{\text{потр}n}). \quad (2.21)$$

Для правила трапеций это будет произведение Δt на среднее арифметическое между двумя значениями $N_{\text{потр}}$ (последующим и предыдущим):

$$E_{t_0 t_n} = \sum_{i=0}^n \Delta t \left(\frac{N_{\text{потр}1} + N_{\text{потр}2}}{2} + \frac{N_{\text{потр}2} + N_{\text{потр}3}}{2} + \dots + \frac{N_{\text{потр}n-1} + N_{\text{потр}n}}{2} \right). \quad (2.22)$$

В работе [48] рассмотрены методы повышения точности расчета интегральных значений мощности и энергии по времени для известных дискретных значений ветра с использованием численных методов (трапеция), методом преобразования в монотонную функцию или методом аппроксимации с помощью полинома. Однако, при количестве точек $n > 100$, а в нашем случае при расчете потребной энергии за один сезон $n > 700$, разница в результатах расчета по методу прямоугольников (2.21) и трапеций (2.22) максимально составила не более чем 0,37% по всей исследуемой области. Таким образом, при значительном промежутке времени и кол-ве точек для определения интегрального значения энергии численные методы прямоугольника и трапеции позволяют получить результат вполне приемлемый по точности значения, учитывая значительно большее влияние вероятности на реальное текущее значение модуля ветра.

Для анализа данных по изменению скорости ветра, а также для формирования расчетной модели ветровой нагрузки был применен энергетический

и вероятностный метод оценки ветровых данных. Важность энергетической оценки заключается в том, что зависимость потребной мощности пропорциональна V_r^3 , в связи с чем, ВД особенно чувствителен даже к кратковременным пульсациям скорости ветра. Основные позиции подхода заключались в следующем:

1) Разбить сезонные условия на два периода: а) зимний сезон – 4 месяца (3 зимних месяца + ноябрь) с более высокой ветровой нагрузкой; б) весенне-летне-осенний 8 месяцев, с благоприятными условиями.

2) Определить значения потребной мощности для полета ВД в условиях 4 месяцев зимних сезонов, как наиболее сложные.

3) Сделать расчет потребной энергии для обеспечения полета заданной продолжительности (5 и 10 дней) для всех точек имеющегося массива данных, при условии, что отрезок времени полета будет находиться в пределах выбранного периода времени.

4) Выполнить статистический анализ массива (выборки) данных по определению граничного значения потребной энергии, превышение которой будет соответствовать заданной вероятности выполнения полетного задания.

При расчете потребной мощности принималось минимальное значение скорости ВД $V_{\min} = 14$ м/с, необходимое для обеспечения его управляемости. Был выполнен расчет потребной мощности за 5 зимних сезонов (период по 4 месяца, ноябрь-февраль) для ВД с $m_0 = 10000$ кг классической формы для барометрического уровня 125 hPa ($h = 14800$ м), фрагмент результатов расчета в виде графиков для географических точек $60^\circ, 70^\circ, 80^\circ$ с.ш. и $30^\circ, 90^\circ$ в.д. показан на рис. 2.10.

Затем на основании полученных значений мощности был выполнен расчет потребной энергии для обеспечения барражирования продолжительностью в 10 и 5 суток при условии, что расчетное значение энергии не будет превышено с вероятностью в 95% и 99%.

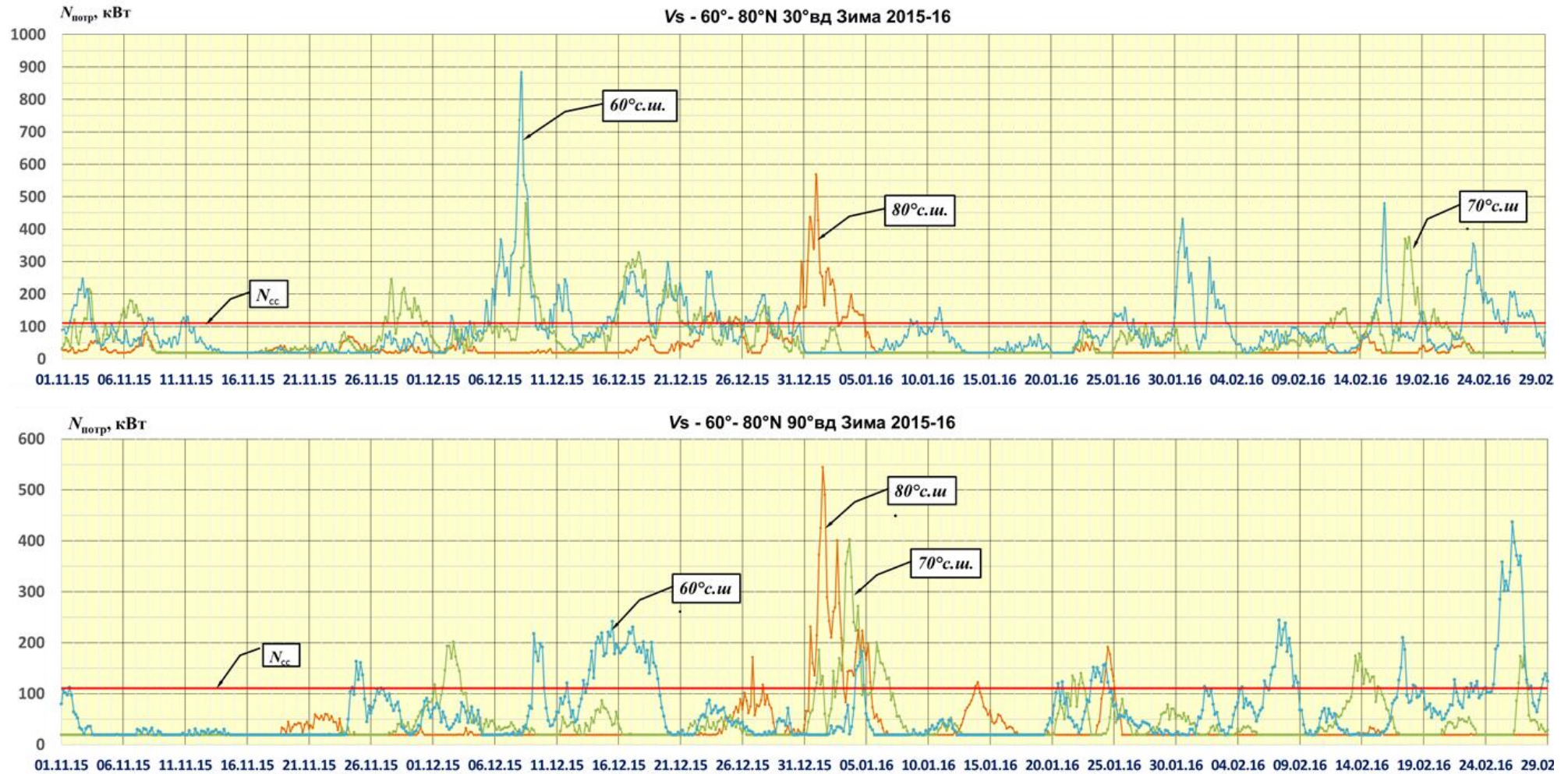


Рис. 2.10 – Потребная мощность для барражирования при барометрическом уровне 125 hPa ($h = 14800$ м) ВД $m_0 = 10000$ кг классической формы в географических точках 60°, 70°, 80° с.ш. и 30°, 90° в.д.

Принципиальная схема расчета показана на рис. 2.11, результаты в таблице 2.3. Массив данных рассчитан с учетом возможности старта в любой точке рассматриваемой сетки географического района 60° - 80° с.ш. и 30° - 180° в.д. с интервалом в 4 часа начиная с 0 ч 1 ноября до момента старта и с завершением полета не позднее 28 (29) февраля.

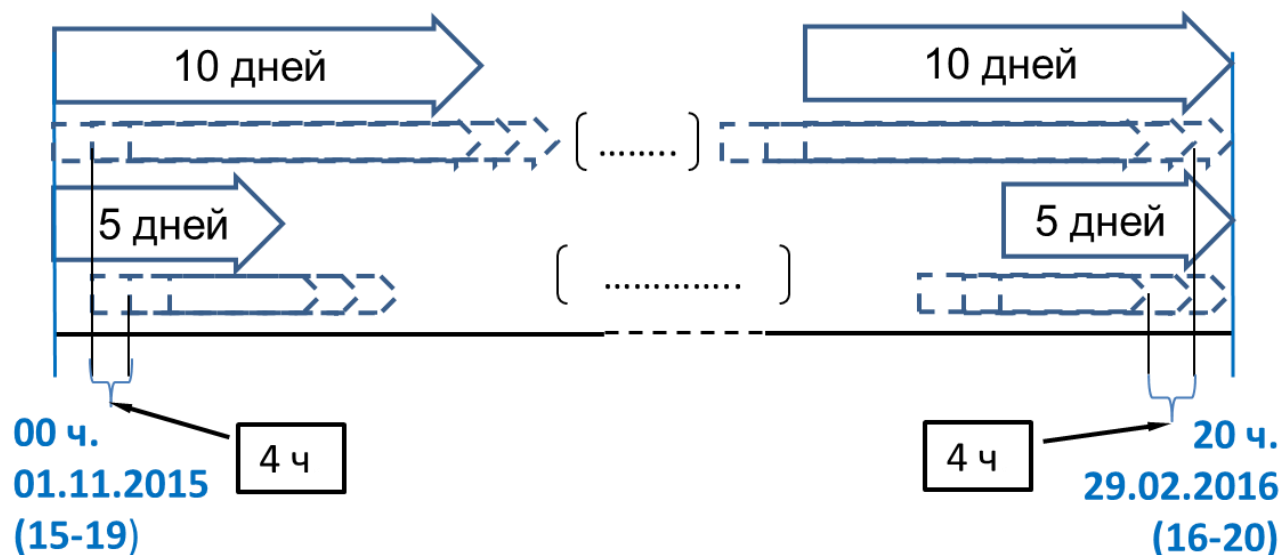


Рис. 2.11 – Схема расчета массива суммарных значений потребной энергии для барражирования ВД в течении 5 и 10 дней с ноября по февраль месяцы

На рис. 2.10 красной горизонтальной линией обозначено значение среднесуточной мощности N_{cc} для 95% вероятности потребной энергии для барражирования ВД с $m_0 = 10$ т в течении 5 дней.

Таблица 2.3. – Результаты расчета вероятностных значений потребной энергии для барражирования ВД с $m_0 = 10$ т

Продолжительность	10 суток		5 суток	
	Вероятность не превышения, %	95	99	95
Количество значений в выборке данных	514135		536610	
Непревышаемое значение потребной энергии, кВтч	24626	37915	13313	22650
Среднесуточное значение потребной мощности, кВт	102,7	158	110,9	188,8
Средняя скорость по потребной энергии, м/с	25,4	29	24,7	27,3

Очевидно, что полученные значения имеют зависимость от размерности (масштаба) аппарата, который определяется уравнением (2.19).

На рис. 2.12 приведены графики аппроксимирующих функций, построенных по определенным точечным значениям потребной энергии, ограниченной условием 95% - ой вероятности, для продолжительности полета в 10 и 5 дней и варьируемой взлетной массы ВД 5-40 т.

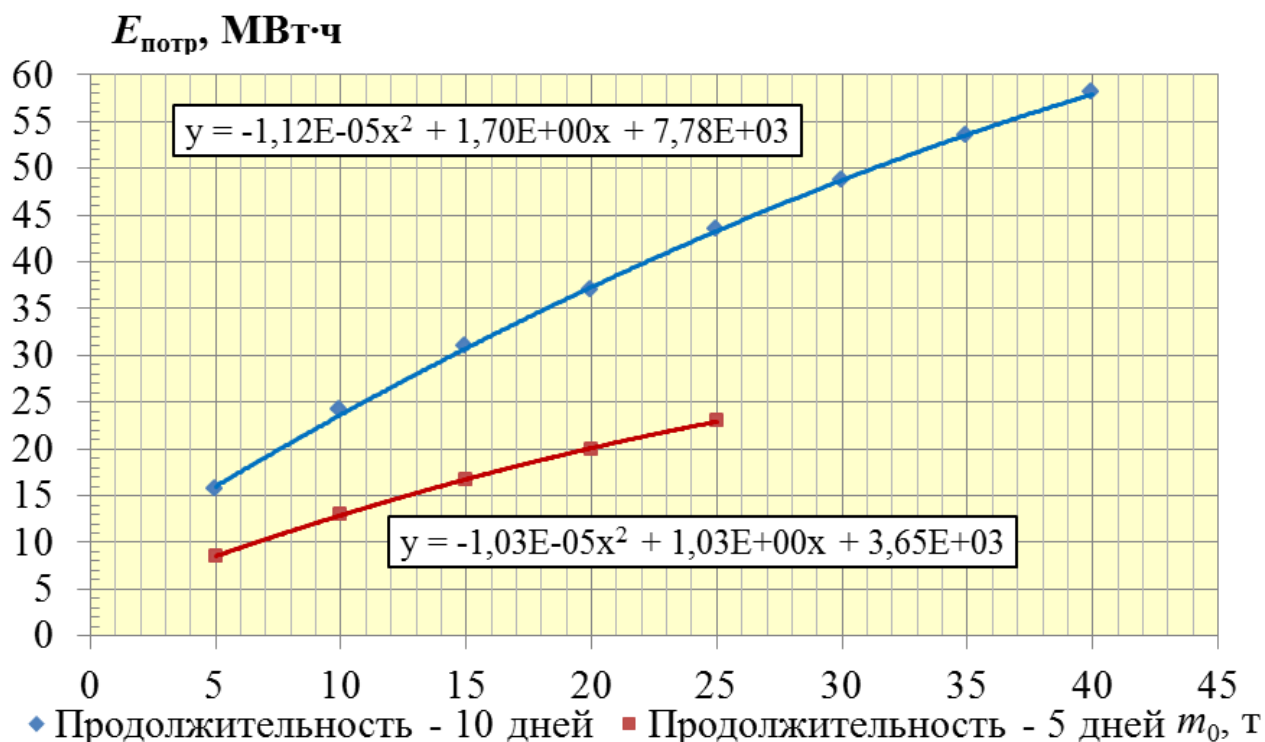


Рис. 2.12 - Зависимость потребной энергии для барражирования ВД в течение 10 и 5 дней с вероятностью непревышения данных значений в 95%.

Полученные соотношения в дальнейшем были использованы для определения расчетной взлетной массы ВД.

Кроме того, для сравнительного анализа отличия ветровых условий каждого сезона рассчитаны суммарные значения потребной энергии для барражирования ВД с $m_0 = 10$ т. за 4 месяца зимнего сезона (включая ноябрь), результаты приведены на объемных графиках рис. 2.13.

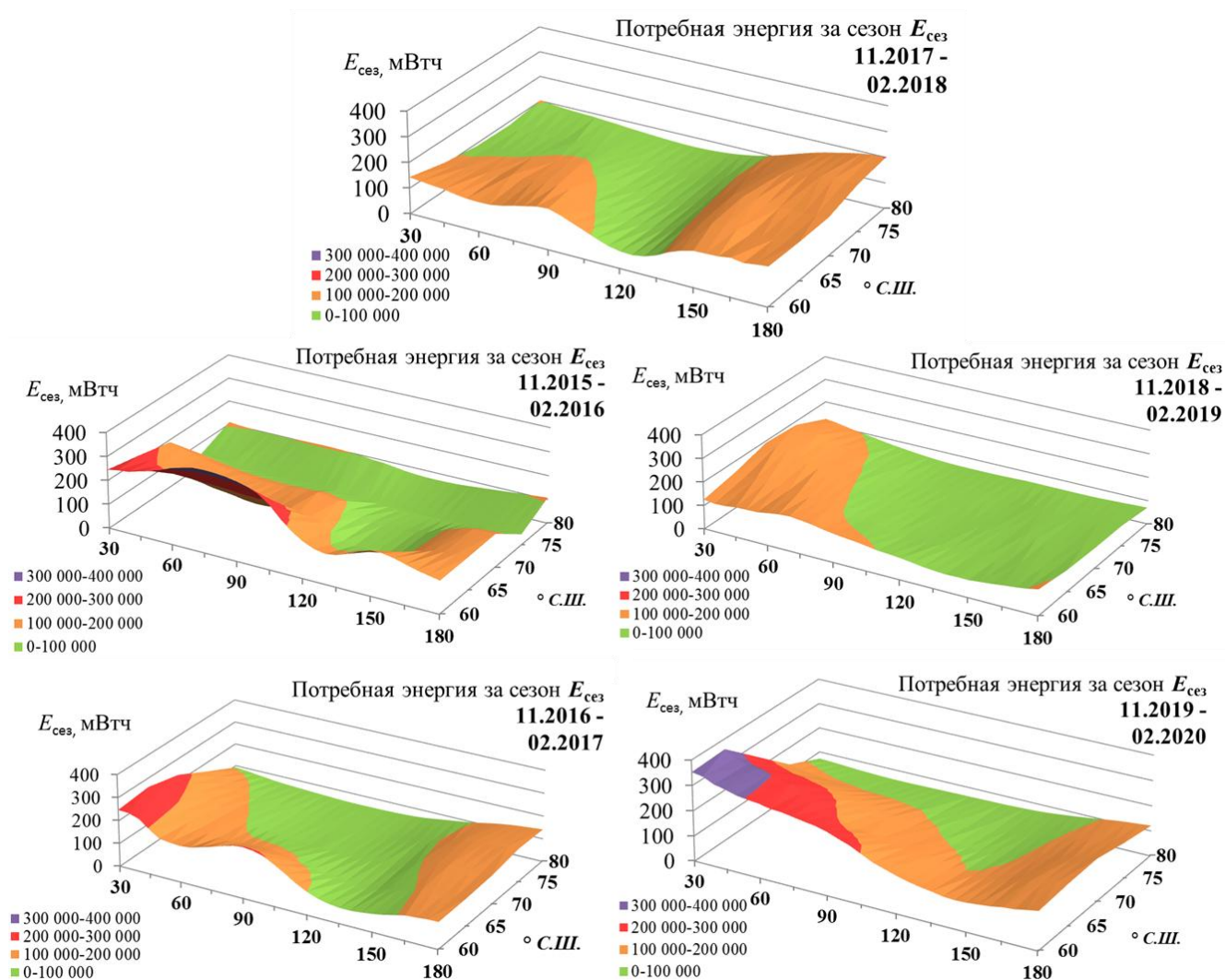


Рис. 2.13 - Распределение потребной энергии для барражирования ВД с $m_0 = 10$ т за 4 месяца (ноябрь-февраль) для барометрического уровня 125 hPa ($h = 14800$ м) в арктической зоне (широта $60^\circ - 80^\circ$ с.ш., долгота $30^\circ - 180^\circ$ в.д.)

Приведенные графики рис. 2.13 показывают значительную неравномерность распределения энергии ветра по годам. Тем не менее, можно выделить определённые закономерности:

- при перемещении к более северным широтам энергия ветра снижается;
- максимальные значения и пиковые усиления ветра характерны для западной части данного географического района ($30^\circ - 90^\circ$ в.д.) южнее 70 с.ш.;
- наиболее стабильное значение потребной энергии (<100 мВт) и интенсивности ветра можно отметить для северной (>65 с.ш.) средней части ($90^\circ - 150^\circ$ в.д.) данного географического района.

В связи с уменьшением плотности атмосферного воздуха ρ_H по высоте H полета мощность ПД будет падать пропорционально уменьшению плотности воздуха. На высоте $h = 10$ км мощность ПД уменьшается в $\rho_{h=0}/\rho_h = 3$ раза, а на высоте $h = 20$ км – примерно в 14 раз [51]. Для сохранения мощности на высоте современные авиационные ПД снабжаются компрессорами, в большей части центробежного типа, с помощью которых осуществляется наддув двигателя и сохраняется постоянное давление на впуске до определенной расчетной высоты.

Привод компрессора может осуществляться, как самим двигателем (приводной нагнетатель), так и турбиной, работающей на выхлопных газах ПД (рис. 2.14, [29, 51]). Смысл такого привода заключается в том, чтобы использовать «бесплатную» энергию выхлопных газов ПД для привода нагнетателя, чтобы обеспечить его высотность. Однако, энергии выхлопных газов для привода нагнетателя достаточно только до определенной высоты, выше которой уже требуется дополнительная мощность.

Кроме того, чтобы сохранить постоянную плотность воздуха, поступающего в цилиндр ПД, с увеличением высоты полета необходимо не только увеличивать его давление в $\rho_{h=0}/\rho_h$ раз, но и охлаждать его в специальном теплообменнике до температуры $T_6 = T_{H=0} = 288$ К, поскольку в процессе сжатия в компрессоре температура воздуха возрастает. С данной целью система турбонагнетания выполняется двух или трехступенчатой (рис. 2.14), после каждой ступени сжатия воздух охлаждается, таким образом, эффективность сжатия на последующей ступени увеличивается.

Проведем оценку **мощности турбины, привода компрессора и потребной дополнительной мощности** ПД для полёта на высотах 15-20 км. Потребная удельная мощность (на 1 кг воздуха в секунду) компрессора определяется его степенью сжатия и КПД η_K^* [51]:

$$L_K = \varkappa / (\varkappa - 1) R T_h \frac{\pi_K^{\frac{\varkappa-1}{\varkappa}} - 1}{\eta_K}, \quad (2.23)$$

где \varkappa – показатель адиабаты для воздуха, R – универсальная газовая постоянная для воздуха.

Степень сжатия компрессора – π_k будет соответствовать соотношению плотности воздуха на высоте h и h_0 .

По рекомендациям ЦИАМ было принято КПД компрессора - $\eta_k^* = 0,6$. Результаты расчета зависимости $L_k = f(H)$ приведены на рис.2.15.

Располагаемая мощность турбины определяется температурой газа на входе T_T^* , степенью расширения π_T^* и КПД турбины η_T^* , определяться по формуле для адиабатического процесса расширения [52]:

$$L_T = \alpha_T / (\alpha_T - 1) R_T T_T^* \left(1 - \frac{1}{\pi_k^{\frac{\alpha_T - 1}{\alpha_T}}} \right) \eta_T^*, \quad (2.24)$$

где α_T – показатель адиабаты для выхлопных газов, R_T - универсальная газовая постоянная для выхлопных газов.

Для предварительного расчета по рекомендациям ЦИАМ было принято $T_T^* = 900$ К, $\pi_T^* = 3$, $\eta_T^* = 0,7$. При данных параметрах располагаемая удельная мощность турбины, отнесённая к расходу воздуха через двигатель равна $L_T = 238$ л.с/кг. Данная величина L_T не зависит от высоты полета, поскольку режим работы ПД в связи с турбонаддувом остается постоянным. Сравнение потребных и располагаемых удельных мощностей показывает (рис. 2.15), что турбонаддув позволит сохранить мощность ПД постоянной до высоты $H_{прд} \approx 11,5$ км.

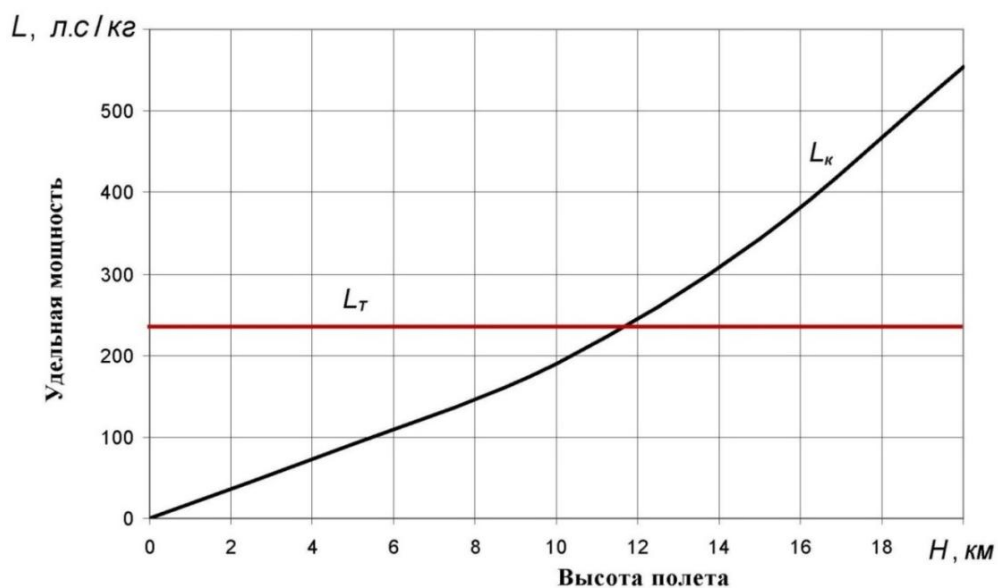


Рис. 2.15 – Сравнение потребной удельной мощности для сжатия воздуха и располагаемой на турбокомпрессоре в зависимости от h полета

Для получения мощности ПД $N_{\epsilon 0}$ на высоте полета $H_{max} > H_{пр0}$ необходимо снабдить ПД приводным нагнетателем.

Потребная мощность приводного нагнетателя $\Delta N_{\epsilon 0}$ определяется разностью удельных мощностей компрессора и турбины ($L_K - L_T$), рабочим объемом цилиндров ПД V_u и числом оборотов двигателя [51, 52]. Результаты расчетов в виде зависимости относительной мощности приводного вентилятора (мощности приводного вентилятора, отнесенной к мощности ПД) при $H=0$ от максимальной расчетной высоты полета H_{max} приведены на рис. 2.16.

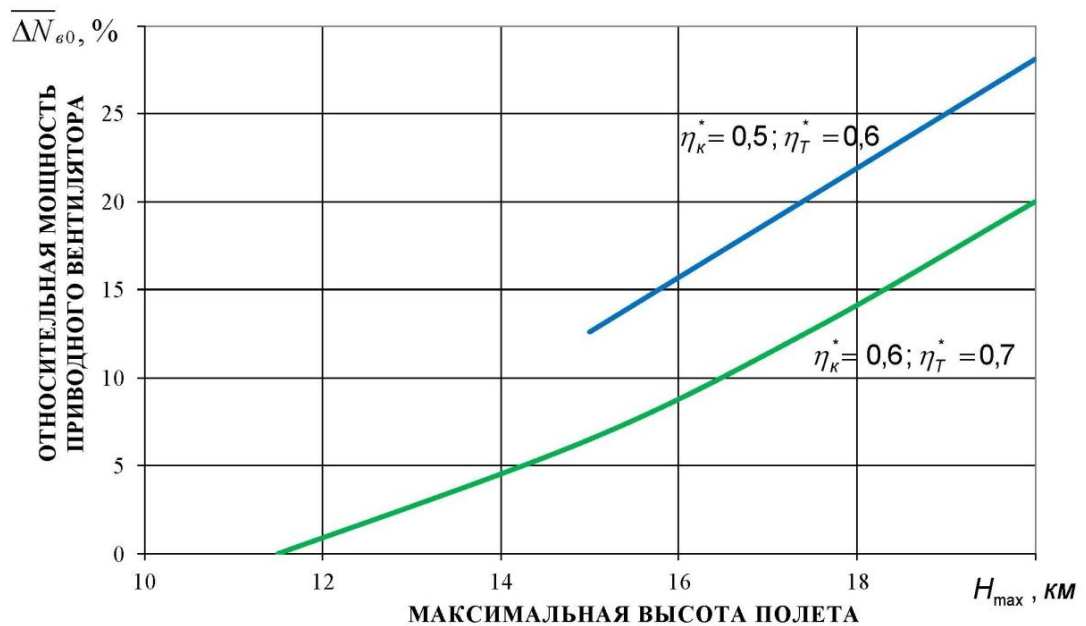


Рис. 2.16 - Зависимость относительной мощности приводного вентилятора от максимальной расчетной высоты полета H_{max}

Видно, что при принятых выше КПД компрессора и турбины относительная мощность приводного вентилятора при $H_{max} = 15$ км составляет примерно 6,5%, а при $H_{max} = 20$ км – 20%. Это значит, что на указанные величины необходимо увеличивать потребляемую мощность ПД при $H=0$:

$$N'_{\epsilon 0} = N_{\epsilon 0} + \Delta N_{\epsilon 0}. \quad (2.25)$$

Следует отметить, что на больших высотах полета ($H > 10$ км) КПД элементов турбокомпрессора заметно ухудшается из-за уменьшения чисел Рейнольдса [51]. При КПД компрессора $\eta_k^* = 0,5$ заметно возрастает температура воздуха за компрессором (рис. 2.17).

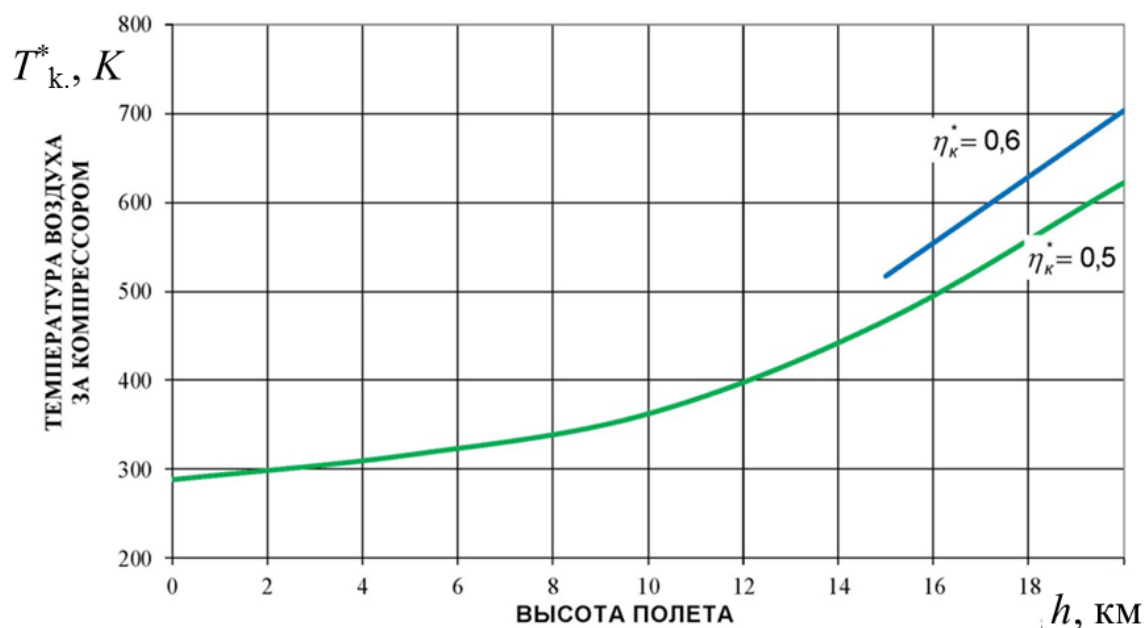


Рис. 2.17 – Зависимость температуры воздуха за компрессором от высоты H

Проведены также расчеты по определению потребной мощности приводного вентилятора при КПД компрессора $\eta_k^* = 0,5$ и КПД турбины $\eta_T^* = 0,6$. Данная величина также зависит от конкретных характеристик двигателя – его удельной литровой мощности, которая определяет расход воздуха через двигатель. Известно, что в диапазоне взлетных мощностей $N_{\text{взл}} = 50 \dots 300$ л.с., литровая мощность находится в пределах $N_{\text{уд.л.}} \approx 40 \dots 110$ л.с./л. Такой значительный разброс данных объясняется различным назначением авиационных дизелей. Более высокая удельная литровая мощность соответствует большей степени тепловой нагрузки на детали двигателя, вероятно, отрицательно сказывается на его ресурсе. Для установки на ВД такой двигатель более выгоден, т.к. требует меньшего расхода воздуха при заданной мощности, соответственно с ростом высоты полета более 11.5 км рост $\Delta N_{\text{взл}}$ будет менее ощутим.

Был выполнен расчет располагаемой мощности и расхода топлива в соответствии с изложенной выше методикой, уравнений (2.23), (2.24), (2.25) для высот 10-20 км для дизельного авиационного двигателя RED-A03 (500 л.с.) [31] и двигателя Rotax - 914 F, снабженных турбонагнетателями [28]. Расход воздуха был определен в соответствии с рабочим объемом двигателя и расчетной частотой вращения вала двигателя на крейсерском режиме, соответствующего $\sim 80\%$ от максимальной мощности. Результаты расчета приведены на графиках рис. 2.18.

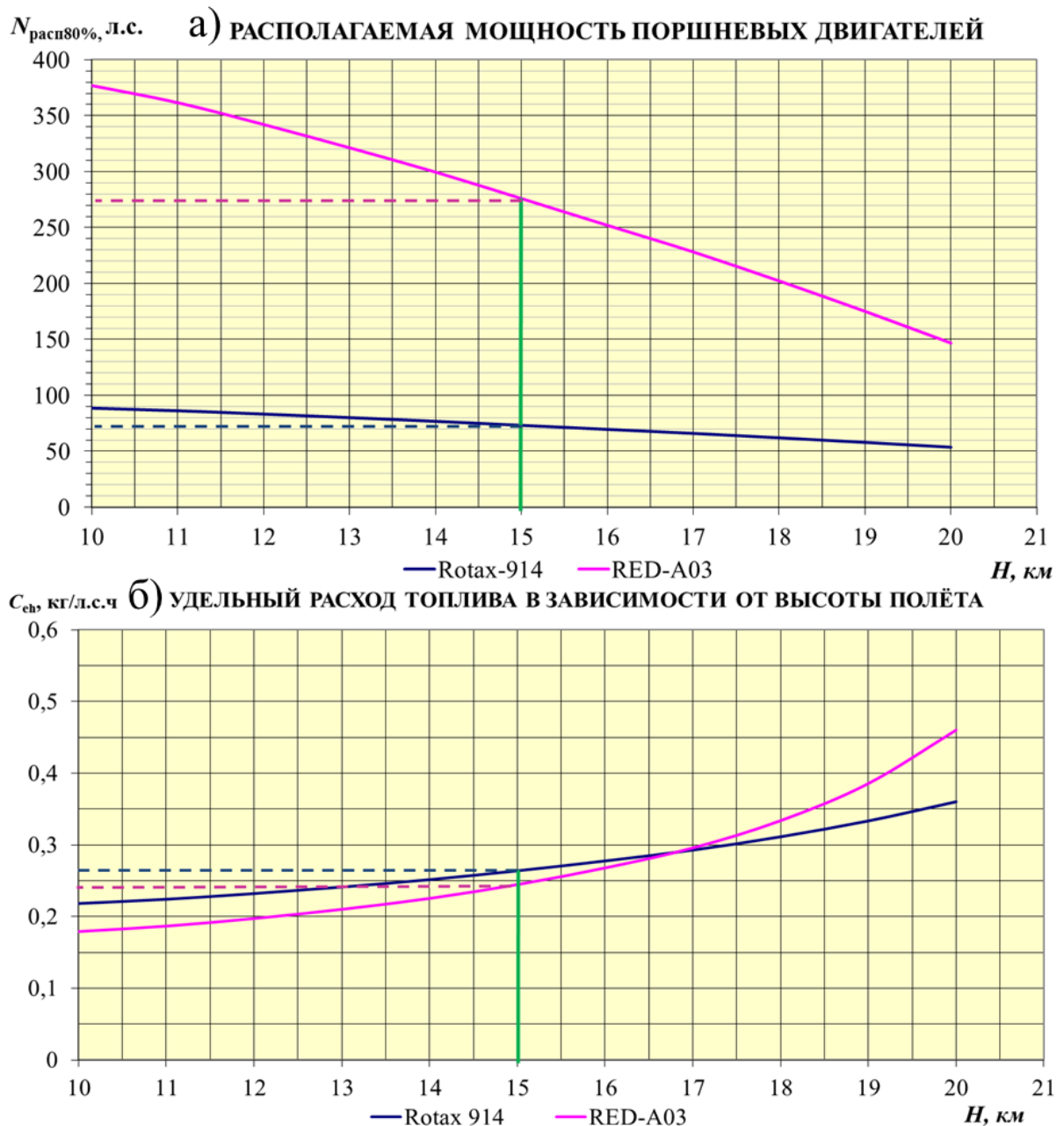


Рис. 2.18 – Расчетные высотные характеристики ПД с турбонаддувом:

а) располагаемая мощность $N_{расп}$; б) удельный расход топлива C_e

Как следует из графиков рис. 2.18-а), расчетные значения для двигателя RED-A03 на высоте $h=15$ при КПД компрессора $\eta_K^*=0,5$ и КПД турбины $\eta_T^*=0,6$ располагаемой мощности $N_{расп}$ в 1,5 раза превышают заявленные для RED A03-201 (рис. 1.6) значения. Полученный расчетный расход топлива $C_e = 245$ г/л.с./ч или $0,331$ кг/кВт/ч на $h=15$ км, график рис. 2.18-б), подтверждаемый экспериментальными данными [32], принят в дальнейшем для определения располагаемой энергии запаса топлива $E_T = m_T/C_e$. В перспективе для RED A03 может быть использован трехступенчатый турбонагнетатель, который позволит

повысить КПД компрессора до $\eta_k^* = 0,6$, увеличить располагаемую мощность и экономичность до уровня $C_e \sim 220$ г/л.с.ч.

Однако, в современных экономических условиях наилучшую перспективу будет иметь отечественный бензиновый двигатель на базе демонстратора АПД-500 (таблица 1.7, [32]), адаптированный для высотного применения, находящийся в этом же классе мощности. Расчет для высотного варианта ПД Rotax 914 F показывает несколько худшие характеристики по удельному расходу топлива $C_e \sim 264$ г/л.с.ч (бензин АИ-95) для $H=15$ км по сравнению с дизельным двигателем. Это вполне закономерно и объясняется меньшей степенью сжатия ПД с искровым зажиганием $9 \div 1$ по сравнению с дизелем ($16,5 \div 1$), но дизель при этом требует большего расхода воздуха для турбоагнетателя с ростом высоты. Поэтому, как следует из графиков рис. 2.18-б), на высотах 16-17 км дизельный ПД и двигатель с искровым зажиганием будут иметь эквивалентные расходные характеристики.

Таким образом, для ВД большой размерности ($m_0=30 - 40$ т) может быть использован высотный вариант бензинового ПД на базе АПД-500 [32], для аппарата малой размерности ($m_0 < 15$ т) - Rotax 914, оснащенный трехступенчатым турбоагнетателем, или его отечественный аналог.

Для расчета **суммарной массы СУ с ПД** используется уравнение:

$$m_{СУПД} = m_{дв} + m_{возд} + m_{винт} + m_{тс} + m_{систдв} \quad (2.26)$$

Где $m_{дв}$ – масса собственно двигателей, $m_{возд}$ – масса внешних элементов конструкции (мотогондолы, капоты, воздухозаборник, выхлопной патрубков), $m_{винт}$ – масса винтов с системой управления шагом; $m_{тс}$ – масса топливной системы; $m_{систдв}$ – масса вспомогательных систем.

2.4.2 Расчет основных характеристик системы энергоснабжения на солнечной энергии

2.4.2.1 Решение внешней задачи по расчету поступающей солнечной энергии на поверхность БСЭ

Принципиальная схема системы энергоснабжения на солнечной энергии (ЭССЭ) показана на рис. 1.9. В дневное время поступающая солнечная энергия, а также энергия её вторичных компонентов (отраженное от Земли излучение -

альbedo, восходящая и нисходящая радиация, рассеянная радиация и др.) посредством БСЭ преобразуются в электроэнергию, обеспечивая необходимую мощность для маршевых электродвигателей, полезной нагрузки, системы управления, а также для аккумуляции электроэнергии в накопителях с целью продолжения функционирования ВД в ночное время. В качестве приоритетной системы накопления электроэнергии-АКБ, собранная из литий-ионных элементов.

Задачу расчета энергосистемы можно условно разделить на внешнюю и внутреннюю относительно самого дирижабля [47]. Внешняя задача заключается в определении на высоте h и при заданном направлении полета и дне года (или промежутке времени) количества поступающей солнечной энергии на поверхность БСЭ, закрепленных на оболочке (корпусе) ВД. Внутренняя задача предполагает расчет геометрических, весовых, мощностных параметров энергосистемы ВД, которые будут соответствовать внешним инсоляционным и ветровым условиям, а также обеспечат выполнение полетного задания.

Для решения внешней задачи в системе автоматизированного проектирования была создана 3D модель Земли (М 1÷10000), освещенной солнцем, и движущегося в заданной точке ВД с размещенными на нем солнечными элементами [47, 53], рис. 2.19.

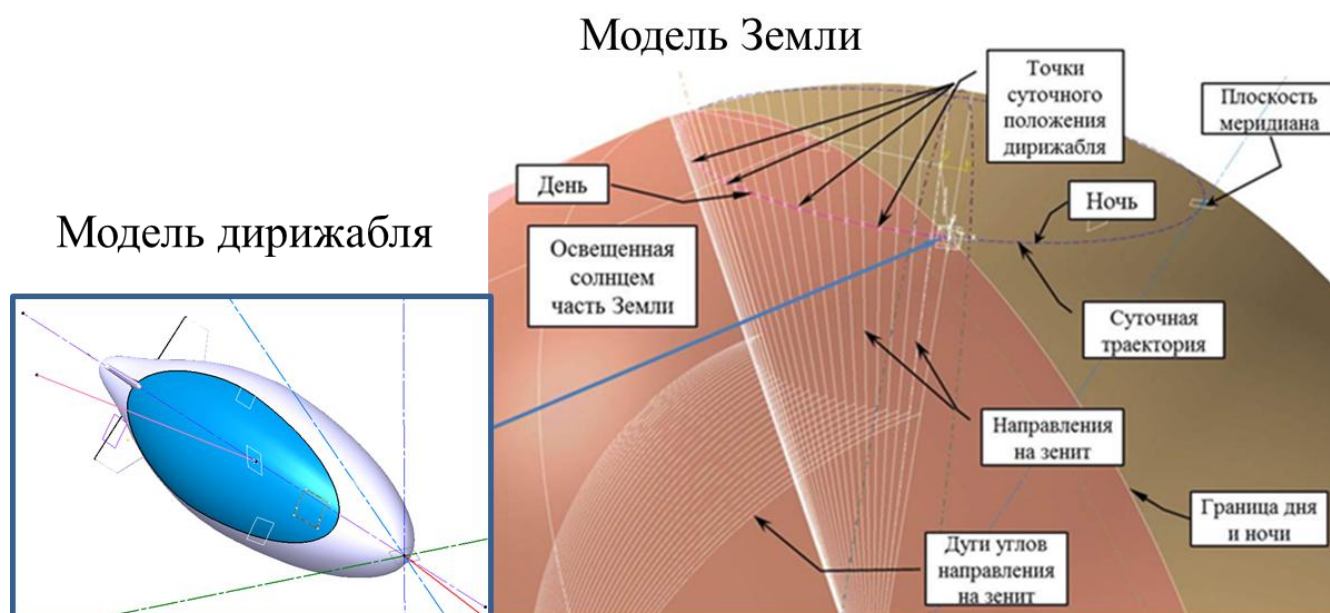


Рис. 2.19. - 3D модель Земли и дирижабля для расчета поступающей солнечной энергии на поверхность БСЭ

Модель позволяет определять суммарные значения приходящей на поверхность солнечных элементов суточной солнечной энергии $J_{\text{сутсэ}}$ (Вт·ч) в пространственных и временных координатах (высота, широта полета, день года). Основные задаваемые исходные параметры для расчета: объем оболочки дирижабля $U_{\text{об}}$, форма оболочки (длина, диаметр, удлинение, профиль), площадь поверхности БСЭ $S_{\text{сэ}}$, угол положения поверхности БСЭ на оболочке, положение дирижабля относительно параллели Земли, день года, высота, широта полета.

На рис. 2.20 показаны основные угловые параметры, характеризующие положение высотного дирижабля и БСЭ в пространстве относительно Земли и Солнца [53].

The diagram illustrates a 3D model of a dirigible (blue) with solar panels (yellow) in space. A sun icon is shown in the upper left. The dirigible is tilted relative to a horizontal plane (green dashed line). Key parameters are labeled with arrows pointing to specific parts of the model:

- Зенитный угол θ** : The angle between the vertical axis and the surface of the solar panel.
- Направление на зенит**: The vertical axis pointing upwards.
- Касательная к Земной параллели**: A horizontal dashed line tangent to the Earth's surface.
- Поверхность БСЭ**: The surface of the solar panel.
- Направление на солнце**: The direction vector pointing towards the sun.
- Проекция БСЭ на нормаль к солнцу**: The projection of the solar panel surface onto the normal vector to the sun's direction.
- Элементарная поверхность 1 м^2** : A small red square on the solar panel surface.
- Продольная ось оболочки**: The longitudinal axis of the dirigible's hull.
- Плоскость горизонта**: The horizontal plane.
- Курсовой угол**: The angle between the longitudinal axis and the horizontal plane.
- Угол атаки**: The angle between the velocity vector and the chord of the dirigible.
- Направление вектора скорости**: The direction of the velocity vector.
- 5.175deg** and **15deg**: Specific angle values are highlighted in green boxes.

Рис. 2.20 – 3D модель положения высотного дирижабля в пространстве

С помощью 3D модели также могут быть определены значения суточной солнечной энергии, поступающей на единичную плоскую поверхность $S = 1 \text{ м}^2$, расположенную под заданным фиксированным углом относительно горизонтальной и вертикальной плоскости, или удельная суточная инсоляция $j_{\text{сут}}$ (Вт·ч/м²), который определяется с учетом курсового угла направления полета и

угла атаки α . Направление полета при барражировании над заданной географической точкой прямо противоположно направлению ветрового потока в текущий момент времени, которое определяются из статистических данных для заданного момента времени и географической точки.

Суточное количество энергии, поступающее на поверхность БСЭ, соответствует проекции поверхности, занимаемой БСЭ на плоскость, нормальную к направлению на солнце [53, 54]. Инструмент геометрических измерений системы 3D моделирования позволяет получить точные значения площади проекции БСЭ $S_{\text{прсэ}}$ и зенитного угла θ для любой точки суточного положения дирижабля. Значение текущей мощности инсоляции $Q_{\text{инс}}$ на поверхность СЭ определится как:

$$Q_{\text{инс}} = S_{\text{прсэ}} \cdot J_n, \quad (2.27)$$

где J_n – интенсивность солнечного излучения на заданной высоте на плоскость, нормальную к направлению на солнце.

Величина J_n определяется уменьшением интенсивности солнечного излучения при прохождении атмосферы. С увеличением высоты полета и уменьшением зенитного угла $J_n \rightarrow J_0$. Существует ряд методик определения J_n , в большинстве теорий [6, 53] зависимость описывается следующим образом:

$$J_n = J_0 \cdot f(m(\theta)) / P^2, \quad (2.28)$$

где $m(\theta)$ – оптическая масса атмосферы,

P - отношение среднего расстояния от Земли до Солнца к расстоянию в данный момент:

$$P = \frac{1 + \varepsilon \cdot \cos \varphi_0}{1 + \varepsilon^2}, \quad (2.29)$$

где $\varepsilon = 0,0167$ – эксцентриситет орбиты Земли;

$\varphi_0 = 78^\circ + \lambda$, где λ – долгота Солнца, отсчитывается от точки зимнего солнцестояния.

Для расчета функции $f(m(\theta))$ можно использовать формулу, проверенную при расчетах количества солнечной энергии для беспилотных самолетов из [55]:

$$f(m(\theta)) = 0,5 \cdot (e^{-0,65 \cdot m(\theta)} + e^{-0,095 \cdot m(\theta)}), \quad (2.30)$$

где $m(\theta)$ оптическая масса атмосферы определится в зависимости от зенитного угла по формуле источника [56]:

$$m(\theta) = m_0(\theta) \cdot \Delta\rho,$$

где $m_0(\theta)$ – оптическая масса на высоте $h=0$,

$$m_0(\theta) = 637,1 \cdot (\sqrt{\cos^2 \theta + 0,031417} - \cos \theta), \quad (2.31)$$

$\Delta\rho$ - коррекция оптической массы с уменьшением плотности воздуха на высоте.

В соответствии с данной методикой и формулами (2.27-2.31) получаем текущие значения поступающей солнечной энергии с учетом прозрачности атмосферы.

2.4.2.2 Решение внутренней задачи расчета основных параметров компонентов энергосистемы ВД на солнечной энергии

На рис. 2.21 показан пример суточного цикла работы энергосистемы беспилотного ВД с постоянным потреблением мощности N_{cc} и баланса вырабатываемой и потребляемой энергий [47, 53, 58]. Интегральное значение энергии $E_{сутинс}$ (площадь под графиком, рис. 2.21) получим методом трапеций, разбив световой день на n промежутков времени Δt , получим для каждого промежутка:

$$E_{\Delta t} = \Delta t \cdot Q_{инс}$$

Если количество поступающей солнечной энергии достаточно для круглосуточного функционирования дирижабля в соответствии с полетным заданием, то суточный цикл энергоснабжения считается замкнутым. Общее количество вырабатываемой суточной энергии $E_{сутсэ}$ (кВт·ч) с учетом КПД солнечных элементов $\eta_{сэ}$ равняется площади фигуры под графиком (синяя кривая). Работа БСЭ начинается в точке D в момент восхода $t_{восх}$ и заканчивается в точке С в соответствии со временем заката $t_{зак}$. В промежуток времени $t_{пер}$ между точками D и A, а также B и C электроэнергия поступает как от СЭ, так и от системы аккумулирования. Сделаем допущение, что кривая суточного изменения инсоляции на участках перехода DA и BC будет аппроксимирована прямыми отрезками. По заштрихованным площадям на рис. 2.21 определяется соотношение объемов энергии при реализации цикла.

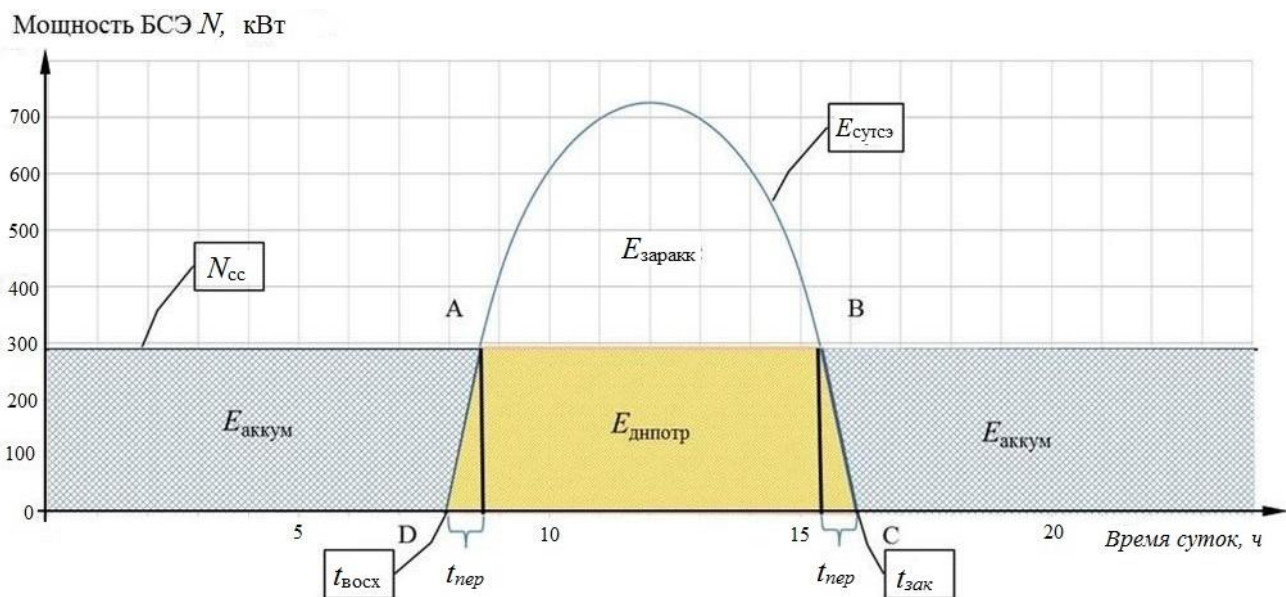


Рис. 2.21 - Суточный цикл работы ЭССЭ

Конкретизируем внутреннюю задачу – при заданном значении поступающей удельной суточной инсоляции $j_{сут}$ ($\text{Вт}\cdot\text{ч}/\text{м}^2$) и известной относительной массе энергосистемы необходимо получить **соотношение масс БСЭ $m_{бсэ}$ и АКБ $m_{акб}$** . Задача расчета – определить соотношение между массами этих элементов так, чтобы количество вырабатываемой днем солнечными элементами энергии точно соответствовало сумме дневной потребляемой энергии и энергии, необходимой для заряда АКБ [47, 53]. Именно при таком условии будет обеспечена равномерная среднесуточная мощность $N_{сс}$.

Соотношение между $E_{заракк}$ и емкостью аккумулирующей системы $E_{акк}$ с учетом потерь на заряд-разряд, определяемых КПД цикла аккумулирования $\eta_{акк}$:

$$E_{акк} = E_{заракк} \cdot \eta_{акк} \quad (2.32).$$

Суточная энергия $E_{сутсэ}$ делится на две основные составляющие: энергия расходуемая напрямую на постоянных потребителей $E_{днпотр}$ (под отрезком АВ); энергия расходуемая на заряд системы аккумулирования $E_{заракк}$. Получим:

$$E_{сутсэ} = E_{днпотр} + E_{заракк}. \quad (2.33)$$

Соотношение между $E_{днпотр}$ и $E_{акк}$ определяется с помощью геометрической пропорции заштрихованных трапеций рис.2.21, сторонами которых являются продолжительности дня $t_{дн}$, ночи $t_{ноч}$ с учетом времени перехода между ночным и дневным режимами $t_{пер}$:

$$\frac{E_{\text{акк}}}{E_{\text{днпотр}}} = \frac{24 - t_{\text{дн}} + t_{\text{пер}}}{t_{\text{дн}} - t_{\text{пер}}} = \frac{1}{K_{\text{цикл}}} \quad (2.34),$$

где $K_{\text{цикл}} = \frac{t_{\text{дн}} - t_{\text{пер}}}{24 - t_{\text{дн}} + t_{\text{пер}}}$ – коэффициент суточного цикла. Время перехода $t_{\text{пер}}$

может быть определено расчетными методами для различной продолжительности дня, широтных условий также с использованием 3D модели Земли и ВД.

Привязка к весовым параметрам для БСЭ определяется выражениями:

$$E_{\text{сутсэ}} = J_{\text{сутсэ}} \cdot \eta_{\text{сэ}} = S_{\text{сэ}} \cdot j_{\text{сутсэ}} \cdot \eta_{\text{сэ}}, \quad (2.35)$$

$$\text{и } m_{\text{бсэ}} = S_{\text{сэ}} \cdot \gamma_{\text{сэ}} \cdot K_{\text{ком}}, \quad (2.36)$$

где $\gamma_{\text{сэ}}$ – удельный вес м^2 солнечных элементов; $K_{\text{ком}}$ – коэффициент, учитывающий увеличение веса за счет дополнительных элементов, $j_{\text{сутсэ}}$ – среднее значение суточной энергии, падающее на поверхность БСЭ.

Для массы системы аккумулирования $m_{\text{акк}}$:

$$m_{\text{акк}} = \frac{E_{\text{акк}}}{\gamma_{\text{акк}}} \cdot K_{\text{уст}}, \quad (2.37)$$

где $\gamma_{\text{акк}}$ – удельный вес системы аккумулирования по отношению к запасенной энергии, $K_{\text{уст}}$ – коэффициент, учитывающий дополнительный вес установочных и соединительных элементов аккумуляторов.

Суммарная полезная солнечная энергия $\sum E_{\text{пол}}$ и среднесуточная мощность системы $N_{\text{сс}}$ связаны уравнениями:

$$\sum E_{\text{пол}} = E_{\text{акк}} + E_{\text{днпотр}} = N_{\text{сс}} \cdot 24. \quad (2.38)$$

Используя (2.26 - 2.32) получаем расчетное выражение для $S_{\text{сэ}}$ и $\sum E_{\text{пол}}$:

$$S_{\text{сэ}} = \frac{m_{\text{эс}}}{\frac{j_{\text{сутсэ}} \cdot \eta_{\text{сэ}} \cdot K_{\text{уст}}}{\left(\frac{1}{\eta_{\text{акк}}} + K_{\text{цикл}}\right) \cdot \gamma_{\text{акк}}} + \gamma_{\text{сэ}} \cdot K_{\text{ком}}}, \quad (2.39)$$

$$\sum E_{\text{пол}} = \frac{m_{\text{эс}} \cdot (1 + K_{\text{цикл}})}{\frac{K_{\text{уст}}}{\gamma_{\text{акк}}} + \gamma_{\text{сэ}} \cdot K_{\text{ком}} \cdot \left(\frac{1}{\eta_{\text{акк}}} + K_{\text{цикл}}\right)}, \quad (2.40)$$

где $m_{\text{эс}}$ масса энергосистемы на солнечной энергии:

$$m_{\text{эс}} = m_{\text{бсэ}} + m_{\text{акк}}.$$

Для выполнения расчетов $S_{\text{сэ}}$, $\sum E_{\text{пол}}$, $m_{\text{акк}}$, $m_{\text{бсэ}}$ по выражениям (2.39) и (2.40), кроме постоянных $\gamma_{\text{акк}}$, $K_{\text{уст}}$, $\gamma_{\text{акк}}$, $K_{\text{цикл}}$, необходимо определение $j_{\text{сутсэ}}$, отнесенной к площади расположенной на криволинейной поверхности оболочки ВД БСЭ [53].

2.4.2.3 Определение потребной площади БСЭ с учётом формы криволинейной поверхности оболочки дирижабля

Однако, определение величины $j_{сутсэ}$ возможно только для конкретных вариантов реализации ВД и его геометрических параметров. Известной и легко определяемой величиной является $j_{сут}$, отнесенная к плоской поверхности с постоянным в течение суток пространственным положением, определенным для курсового угла полета в соответствии с текущим направлением ветра.

Поэтому, важной задачей является установление взаимосвязи между площадями $S_{бсэ}$ и её проекцией $S_{прсэ}$ на плоскость, нормальную к направлению на Солнце. Задача носит геометрический характер [53], основные параметры и условия для её решения показаны на рис. 2.22.

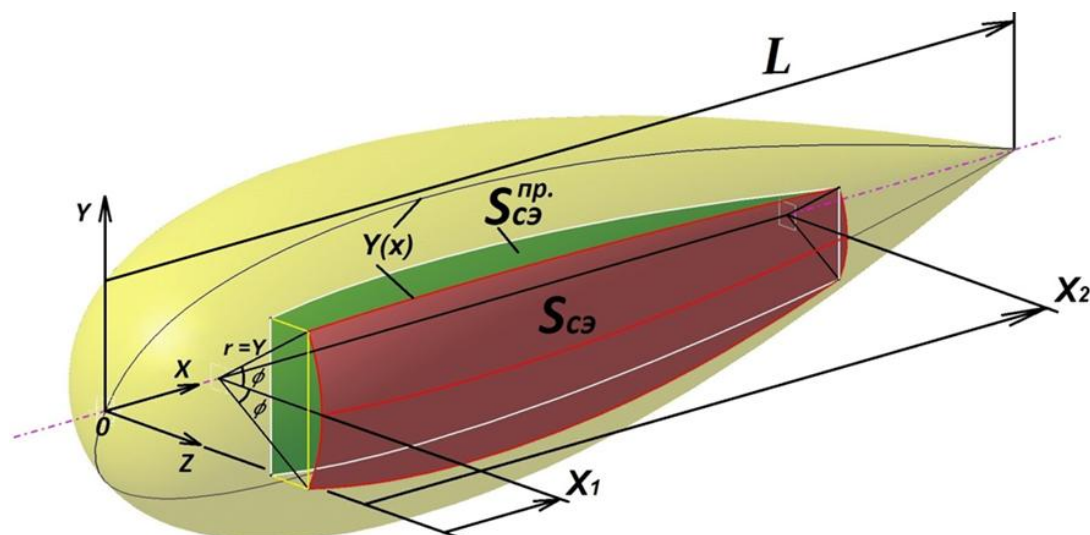


Рис. 2.22 - Геометрические параметры для определения зависимости площади проекции и полной площади БСЭ

Угол ϕ назовём углом раствора сектора, на котором расположены солнечные элементы. Плоскость XY , на которую проецируется поверхность БСЭ, проходит через ось симметрии оболочки, и перпендикулярна плоскости симметрии поверхности БСЭ. Уравнение площади локальной поверхности, занятой БСЭ (закрашено красным на рис. 2.22):

$$S_{бсэ} = \int_{X_1}^{X_2} 2\phi \cdot r \cdot dx = 2\phi \cdot \int_{X_1}^{X_2} Y(x) dx \quad . (2.41)$$

Площадь проекции поверхности солнечного элемента в направлении оси (Z):

$$S_{CЭ}^{np.} = 2 \cdot \int_{X_1}^{X_2} r \cdot \sin(\phi) dx = 2 \cdot \sin(\phi) \cdot \int_{X_1}^{X_2} Y(x) dx \quad (2.42)$$

Разделив (2.41) на (2.42) получим соотношение, независящее от пределов интегрирования X_1, X_2 , а также от уравнения обводообразующей кривой:

$$(x): \frac{S_{CЭ}}{S_{CЭ}^{np.}} = \frac{2\phi \cdot \int_{X_1}^{X_2} Y(x) dx}{2 \cdot \sin(\phi) \cdot \int_{X_1}^{X_2} Y(x) dx} \quad \text{или,} \quad \frac{S_{CЭ}}{S_{ПРСЭ}} = \frac{\phi}{\sin \phi}. \quad (2.43)$$

Найдем отношение площади солнечных элементов (СЭ) ко всей площади поверхности дирижабля, для чего необходимо найти площадь омываемой поверхности оболочки дирижабля $S_{об}$:

$$S_{об} = \int_0^L 2\pi \cdot r \cdot dx = 2\pi \cdot \int_0^L Y(x) dx \quad (2.44)$$

Тогда:

$$\frac{S_{CЭ}}{S_{об}} = \frac{2\phi \cdot \int_{X_1}^{X_2} Y(x) dx}{2\pi \cdot \int_0^L Y(x) dx} = \left(\frac{\phi}{\pi}\right) \cdot \frac{\int_{X_1}^{X_2} Y(x) dx}{\int_0^L Y(x) dx}. \quad (2.45)$$

В случае если БСЭ расположены по всей длине оболочки ($X_1=0, X_2=L$), то методом интегрирования согласно [57] мы получим уравнение:

$$\frac{S_{CЭ}}{S_{об}} = \frac{\phi}{\pi}. \quad (2.46)$$

Для получения конкретных зависимостей отношения (рис. 2.22) необходимо задать уравнение обводообразующей кривой $Y(x)$. В случае с образующей по методу Парсеваля [43], выраженной параметрическими уравнениями:

$$\begin{cases} X = L \cdot (0,3 \cdot t + 0,1 \cdot t^2) \\ Y = \frac{D}{2} \cdot \sqrt{2t - t^2} \end{cases},$$

Получено решение:

$$\frac{S_{CЭ}}{S_{об}} = \left(\frac{\phi}{\pi}\right) \cdot \frac{4}{\pi} \cdot \left[-\frac{(2t - t^2)^{3/2}}{15} + \frac{(2t - t^2)}{4} \cdot (t - 1) + \frac{\arcsin(t - 1)}{4} \right] \Bigg|_{t_1}^{t_2}, \quad \text{или}$$

$$\frac{S_{СЭ}}{S_{Об}} = \frac{\varphi}{\pi} \cdot K,$$

$$\text{где } K = \frac{4}{\pi} \cdot \left[-\frac{(2t-t^2)^{3/2}}{15} + \frac{(2t-t^2)}{4} \cdot (t-1) + \frac{\arcsin(t-1)}{4} \right] \Bigg|_{t_1}^{t_2}. \quad (2.47)$$

В предварительных расчетах можем использовать выражение (2.46), если БСЭ будет расположена по большей части образующей ($X1 \rightarrow 0$, $X2 \rightarrow L$).

Исходным определяющим фактором для угла φ является отношение площади БСЭ $S_{СЭ}$ к полной площади оболочки дирижабля $S_{Об}$, определенное выше:

$$\varphi = \frac{S_{СЭ}}{S_{Об}} \cdot \pi \text{ (в радианах), или, если выразить из уравнения (2.4) } S_{Об}:$$

$$\varphi = \frac{S_{СЭ} \cdot \pi}{K_{\phi}} \cdot \left(\frac{K_{ВЫП} \cdot f_{heh}}{m_0} \right)^{2/3}.$$

Получим уравнение соотношения $S_{пр}/S_{Об}$, подставив в (2.43):

$$S_{прСЭ} = \frac{\sin\left(\frac{S_{СЭ} \cdot \pi}{K_{\phi}} \cdot \left(\frac{K_{ВЫП} \cdot f_{heh}}{m_0}\right)^{2/3}\right)}{\frac{\pi}{K_{\phi}} \cdot \left(\frac{K_{ВЫП} \cdot f_{heh}}{m_0}\right)^{2/3}}, \text{ выразим } S_{СЭ}: \\ S_{СЭ} = a \sin\left(\frac{\pi \cdot S_{пр}}{K_{\phi}} \cdot \left(\frac{K_{ВЫП} \cdot f_{heh}}{m_0}\right)^{2/3}\right) \cdot \frac{K_{\phi}}{\pi} \cdot \left(\frac{m_0}{K_{ВЫП} \cdot f_{heh}}\right)^{2/3} \quad (2.48)$$

Уравнение (2.37) отражает взаимосвязь между площадью БСЭ $S_{СЭ}$ и площадью проекции $S_{прСЭ}$ в зависимости от основных летно-технических и геометрических характеристик дирижабля: взлетной массы, высоты полета, коэффициента формы, степени выполнения оболочки на расчетной высоте полета.

Запишем соотношение для поступающей суточной энергию для БСЭ и её проекции на плоскость, проходящую через ось симметрии оболочки и перпендикулярную к нормали криволинейной поверхности БСЭ (рис. 2.22):

$$E_{сутСЭ} = S_{СЭ} \cdot j_{сутСЭ} \cdot \eta_{СЭ} = j_{сутЭп} \cdot S_{прСЭ} \cdot \eta_{СЭ},$$

$$\text{откуда: } j_{сутСЭ} = \frac{S_{прСЭ}}{S_{СЭ}} j_{сутЭп}.$$

Используя уравнение (2.39) для $S_{СЭ}$, подставляя в него вместо $S_{СЭ}$ выражение (2.48), заменяя $S_{СЭ} \cdot j_{сутСЭ}$ на $j_{сутЭп} \cdot S_{прСЭ}$ получим уравнение, в котором исключены «криволинейные» параметры $S_{СЭ}$ и $j_{сутСЭ}$:

$$\frac{S_{\text{пр}} \cdot j_{\text{сутэп}} \cdot \eta_{\text{сэ}} \cdot K_{\text{уст}}}{\left(\frac{1}{\eta_{\text{акк}}} + K_{\text{цикл}}\right) \cdot \gamma_{\text{акк}}} + a \sin \left(\frac{\pi \cdot S_{\text{пр}}}{K_{\phi}} \cdot \left(\frac{K_{\text{вып}} \cdot f_{\text{heh}}}{m_{\text{взл}}} \right)^{\frac{2}{3}} \right) \cdot \left(\frac{m_0}{K_{\text{вып}} \cdot f_{\text{heh}}} \right)^{\frac{2}{3}} \cdot \frac{K_{\phi} \cdot \gamma_{\text{сэ}} \cdot k_{\text{ком}}}{\pi} = m_{\text{эс}}. \quad (2.49)$$

Выразив в (2.49) $m_{\text{эс}}$ через относительную величину $\bar{m}_{\text{эс}} = \frac{m_{\text{эс}}}{m_{\text{взл}}}$, получим:

$$\frac{S_{\text{пр}} \cdot j_{\text{сутэп}} \cdot \eta_{\text{сэ}} \cdot K_{\text{уст}}}{\left(\frac{1}{\eta_{\text{акк}}} + K_{\text{цикл}}\right) \cdot \gamma_{\text{акк}}} + a \sin \left(\frac{\pi \cdot S_{\text{пр}}}{K_{\phi}} \cdot \left(\frac{K_{\text{вып}} \cdot f_{\text{heh}}}{m_0} \right)^{\frac{2}{3}} \right) \cdot \left(\frac{m_0}{K_{\text{вып}} \cdot f_{\text{heh}}} \right)^{\frac{2}{3}} \cdot \frac{K_{\phi} \cdot \gamma_{\text{сэ}} \cdot k_{\text{ком}}}{\pi} = \bar{m}_{\text{эс}} \cdot m_0. \quad (2.50)$$

При заданном отношении $\bar{m}_{\text{эс}}$, $m_{\text{взл}}$, $j_{\text{сутэп}}$, а также других констант, решая уравнение (2.50) получим $S_{\text{прсэ}}$, а также параметры энергосистемы: $S_{\text{сэ}}$, $\sum E_{\text{пол}}$, $m_{\text{акк}}$, $m_{\text{бсэ}}$.

Для выполнения расчетов параметров энергосистемы с использованием уравнений (2.49) и (2.50) необходимы значения суточной удельной $j_{\text{сутэп}}$ для плоской пластины, ориентированной перпендикулярно плоскости суточного движения Солнца и касательной к параллели Земли в данной географической точке. На рис. 2.24 приведены полученные с помощью 3D модели значения $j_{\text{сутэп}}$ для 60°, 65°, 70° с.ш. в виде точечных значений, аппроксимированных функцией.

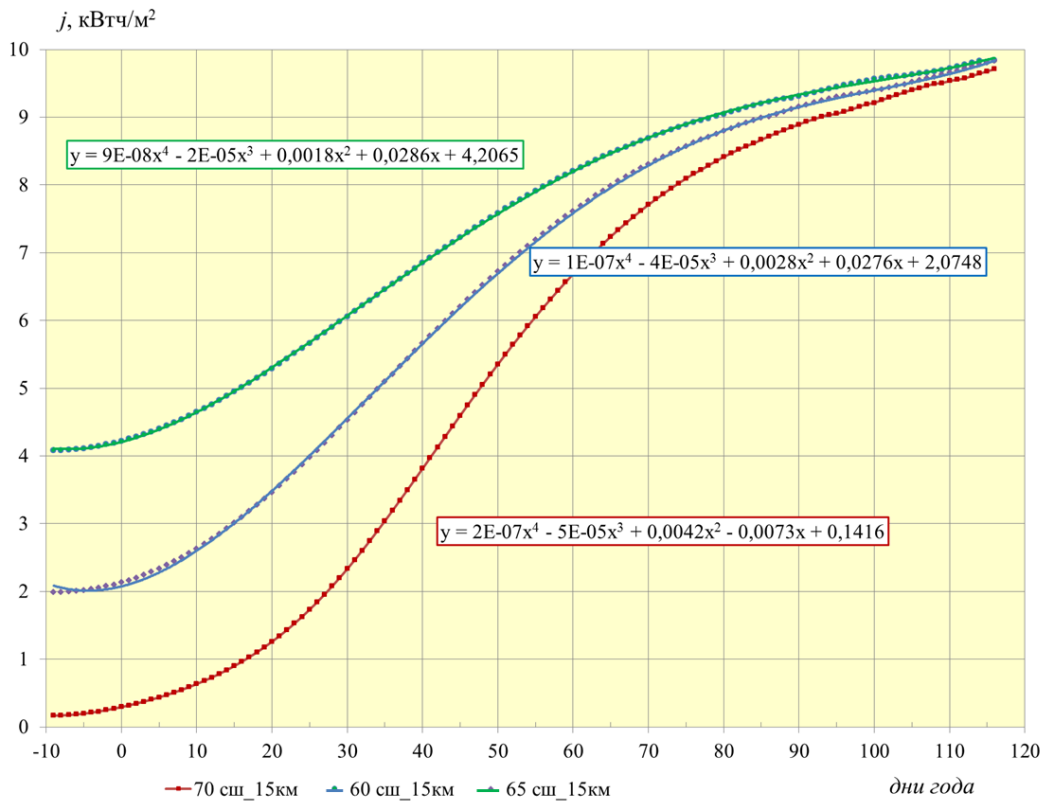


Рис. 2.24 – Графики среднесуточной инсоляции $j_{\text{сутэп}}$ для 60°, 65°, 70° с.ш.

Очевидно, что значения $j_{\text{сутэп}}$ резко различаются для зимнего сезона по сравнению с осенью и весной, графики показывают достаточно резкий рост инсоляции достигающей в конце марта величины в $\sim 90\%$ от среднегодового

максимума. На широтах севернее 70 с.ш. в зимний сезон инсоляция близка к 0, её можно использовать в сезонных границах с марта по октябрь.

2.4.2.4 Влияние курсового угла направления полета ВД на результирующее значение среднесуточной инсоляции

Важнейшим фактором при расчете среднесуточной инсоляции является направление ветра, так как направление полета ВД будет противоположно ему, и угол курса будет определять положение БСЭ относительно солнца в течение светового дня. Таким образом, значение удельной инсоляции для расчета БСЭ мы должны определять для плоской пластины ориентированной по курсу полета ВД.

Исследования значений направления ветра по имеющемуся массиву данных, полученных посредством [46] показали, что преимущественным направлением в течение зимнего сезона является западное, т.е. движение ветрового потока происходит с запада на восток. Такое обстоятельство показывает бессмысленность установки БСЭ на обеих сторонах оболочки ВД «на всякий случай». Дальнейшие исследования показали, что для выборки значений модуля скорости ветра $v_r > 10$ м/с в течение последних 5 лет для зимних сезонов в 87% случаев направление ветра θ находится в диапазоне от 0° до 180° , а в 53% случаев в диапазоне от 45° до 135° .

Аналогичную картину показывает ГОСТ 24728-81 «Ветер. Пространственное и временное распределение характеристик». Для января месяца и 140° в.д. среднее статистическое значение для широт 60° - 80° находится в диапазоне 221° - 227° (направления ветра для стандарта РФ – **откуда дует**), для 80° в.д. соответственно, в диапазоне 272° – 283° .

Отсюда следует, что рационально расположить БСЭ на той стороне оболочки (корпуса) ВД, которая большую часть времени обращена к солнцу, т.е. в южном направлении. Даже если это направление меняется в пределах от 0° до 90° , БСЭ вырабатывает энергию по мере движения Солнца в течение дня, но в меньшем количестве. **Концепция ассиметричной компоновки БСЭ** будет в дальнейшем использована как **основа** для расчетов значений $j_{\text{сут}}$.

Для коррекции реальных значений располагаемой солнечной энергии в соответствии с направлением полета были определены значения удельной

инсоляции для положения плоской пластины, отклонённой относительно исходного «идеального положения», направленного на юг, в диапазоне углов курса от 0° до 110° . На рис. 2.25 показаны результирующие графики расчетов, выполненных для 60° с.ш. с 22 декабря по 15 апреля.

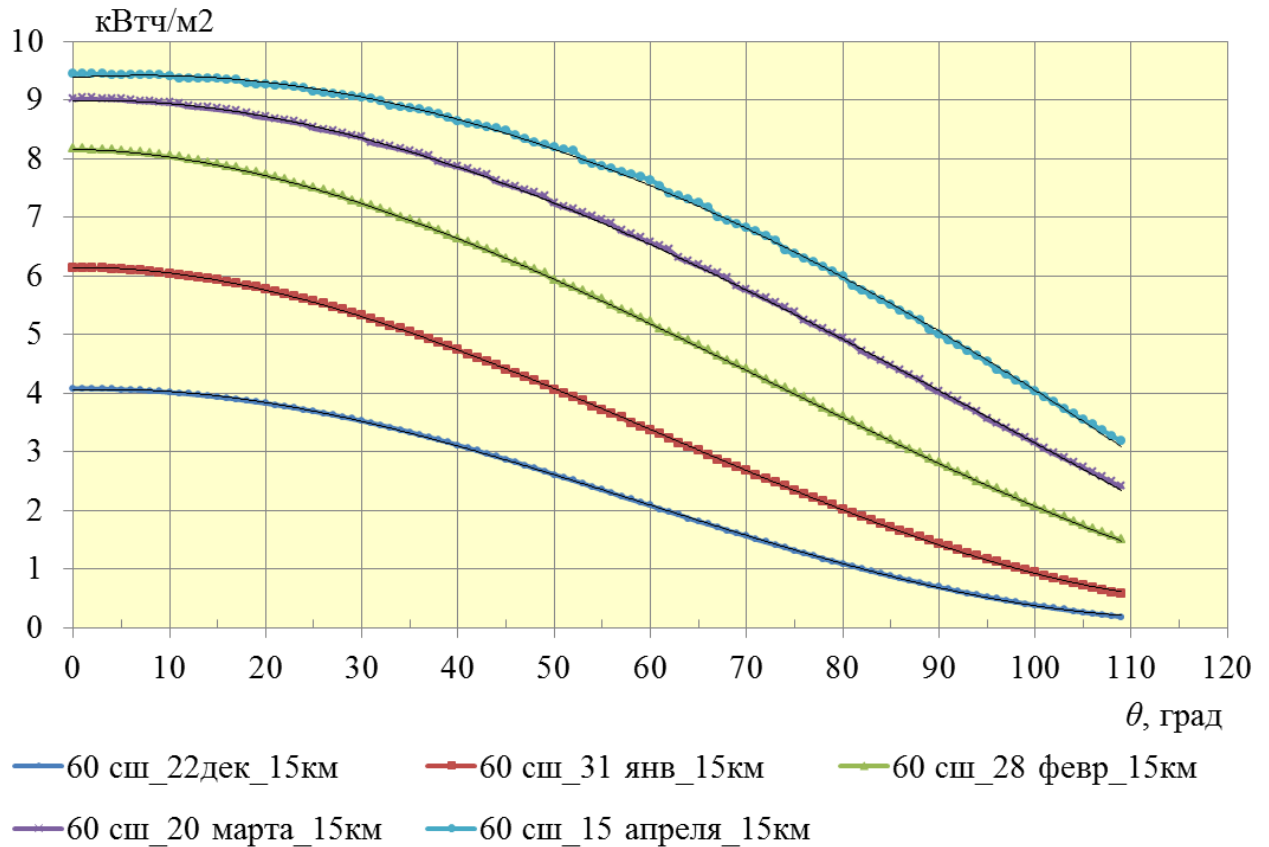


Рис. 2.25 - Зависимость удельного значения поступающей солнечной радиации на плоскую пластину от курсового угла θ относительно прямой, касательной к параллели Земли и перпендикулярной плоскости движения Солнца на 60° с.ш.

Очевидно, что при курсовом угле близком к 90° количество поступающей энергии за сутки сокращается примерно в 2 раза начиная с конца февраля и в течение весенне-летнего сезонов. Для зимнего сезона с низким уровнем инсоляции это влияние ещё более существенно, значение $j_{\text{сут}} \rightarrow 0$ при $\theta \rightarrow 90^\circ$.

Несмотря на то, что преимущественное направление ветрового потока является западным (с запада на восток), необходимо учитывать влияние текущего направления ветра на суммарное среднесуточное значение инсоляции. Оценить это возможно только статистическими методами, определив для каждой географической точки отклонение $j_{\text{сут}}$ от максимального рассчитанного значения

(графики рис. 2.25) в зависимости от текущего курсового угла θ . Данные оценки были выполнены, результаты получены в виде среднесуточных значений инсоляции с учетом θ в течение зимних и весенних месяцев. Полученные значения оценивались статистически с точки зрения вероятности возникновения самых невыгодных условий инсоляции и минимальной доступной солнечной энергии.

На основании графиков рис. 2.25 получены аппроксимирующие уравнения зависимости поступающей инсоляции от направления полета ВД - $j_{\text{сут}} = F(\theta)$ для разных широт в диапазоне 60° - 70° с.ш. С помощью полученных степенных уравнений для массива ветровых данных (5 зимних сезонов 2015-2020) определены значения $j_{\text{сут}}$ с учетом направления ветра, затем для каждой широты в указанном диапазоне, рассчитаны среднестатистические поправочные коэффициенты $K_{\text{нв}}$, учитывающие отклонение θ от 90° :

$$K_{\text{нв}} = j_{\text{сут}\theta} / j_{\text{сут}0}, \quad (2.51)$$

где $j_{\text{сут}\theta}$ – удельная суточная инсоляция при реальном направлении ветра $\theta \neq 90^\circ$, $j_{\text{сут}0}$ - удельная суточная инсоляция при «идеальном» положении ВД $\theta = 90^\circ$.

В дальнейшем среднестатистические значения $K_{\text{нв}}$, определенные для разных широт, рассчитываются при расчете суммарной поступающей на поверхность БСЭ инсоляции.

2.4.2.5 Влияние вторичных факторов инсоляции на суммарное значение поступающей энергии на поверхность БСЭ

Как известно, кроме прямого солнечного излучения на элементарную поверхность может поступать энергия, излучаемая другими физическими объектами, например, поверхностью Земли, облаками, атмосферой. Эти объекты отражают солнечную энергию, являясь вторичными источниками излучения. Источники вторичного излучения: альbedo Земли, восходящая, нисходящая и рассеянная радиации, могут вносить весьма значительный вклад в результирующее значение поступающей энергии, подробно рассмотрены в ряде источников [6, 8, 9, 12]. Особенно весомым фактором является альbedo Земли, которое определяется состоянием её поверхности. Лучше всего отражает солнечное излучение снег и лед, поэтому согласно [6, 9, 13, 14] уровень отраженной радиации достигает 70 % от

прямого солнечного излучения, поэтому этот фактор существенно проявляется в арктической зоне, где северный ледовитый океан покрыт слоем льда практически в течение всех сезонов.

Использование альbedo Земли в арктической зоне имеет смысл также и потому, что поверхность БСЭ, расположенная на боковой стороне оболочки ВД, будет иметь положение (близкое к вертикальному), выгодное для его эффективного восприятия. В результате анализа [8,13,14] для дальнейших расчетов с учетом геометрической ориентации БСЭ принято минимальное значение суммарной отраженной радиации $j_{\text{сультальб}}$ (альbedo, рассеянная) в 30% от J_0 значения прямого солнечного излучения.

Суммарное значение удельной суточной поступающей радиации $\sum j_{\text{сутэп}}$ будет определяться по уравнению:

$$\sum j_{\text{сутэп}} = j_{\text{сутэп}} K_{\text{нв}} + j_{\text{сультальб}} \quad (2.52)$$

где $j_{\text{сультальб}} = J_0 \cdot K_{\text{альб}} \cdot (t_{\text{дн}} - t_{\text{пер}})$, $K_{\text{альб}}$ – статистический коэффициент.

2.4.2.6 Расчет располагаемой мощности и энергии ЭССЭ для ВД с заданной взлетной массой

Задаваемые в расчетном алгоритме параметры определяют диапазон периода года (дни), высоту полета, широту, площадь БСЭ, массу энергосистемы и ее элементов, взлетную массу и объем оболочки дирижабля. Входящим изменяемым параметром являются дни года, отсчитываемые с 1 января, год считается невысокосным. Расчет выполняется при заданной постоянной площади БСЭ, оптимальной для 22 декабря (356-й день). В другие дни, отличные от 22 декабря, появляется избыток дневной энергии, т.к. продолжительность дня увеличивается, увеличивается количество произведенной БСЭ энергии, для которой уже недостаточно емкости АКБ, рассчитанной на условия минимальной инсоляции. Эта избыточная энергия не учтена при расчете среднесуточной располагаемой мощности $N_{\text{сс}}$, но она будет учитываться в дальнейшем при расчете располагаемой среднесуточной энергии.

Для выполнения расчетов энергосистемы приняты константные значения коэффициентов и удельных параметров, приведенные в таблице 2.4.

Таблица 2.4 – Значения удельных параметров элементов энергосистемы

Коэффициент	$\eta_{\text{цакб}}$	$\eta_{\text{сэ}}$	$K_{\text{ком}}$	$K_{\text{уст}}$	$\gamma_{\text{акк}}$, Втч/кг	$\gamma_{\text{сэ}}$, кг/м ²
Значение	0,8	0,22	1,15	1,15	256	0,8

Пример результатов расчета ЭССЭ с установочной массой $\sum m_{\text{эссэ}}=10000$ кг для ВД с $m_0=25600$ кг приведен в таблице 2.5.

Таблица 2.5 – Результат расчет параметров энергосистемы на солнечной энергии

$h_{\text{п}}$	U	m_0	$S_{\text{отнсэ}}$	$S_{\text{об}}$	$S_{\text{сэ}}$	$m_{\text{бсэ}}$	$m_{\text{акб}}$	$\sum m_{\text{эссэ}}$	$E_{\text{акк}}$
км	м ³	кг		м ²	м ²	кг	кг	кг	Вт·ч
15	165199	25 605	0,241	17 562	4 239	3 900	6 100	10 000	1 025 886

На рисунке 2.23 приведены графики зависимости параметров энергосистемы: среднесуточной мощности $N_{\text{сс}}$, удельной суточной энергии $j_{\text{сут}}$ (учтена только прямая инсоляция без альбедо), а также избыточной дневной энергии $E_{\text{изб}}$ от дня года для периода с октября по март.

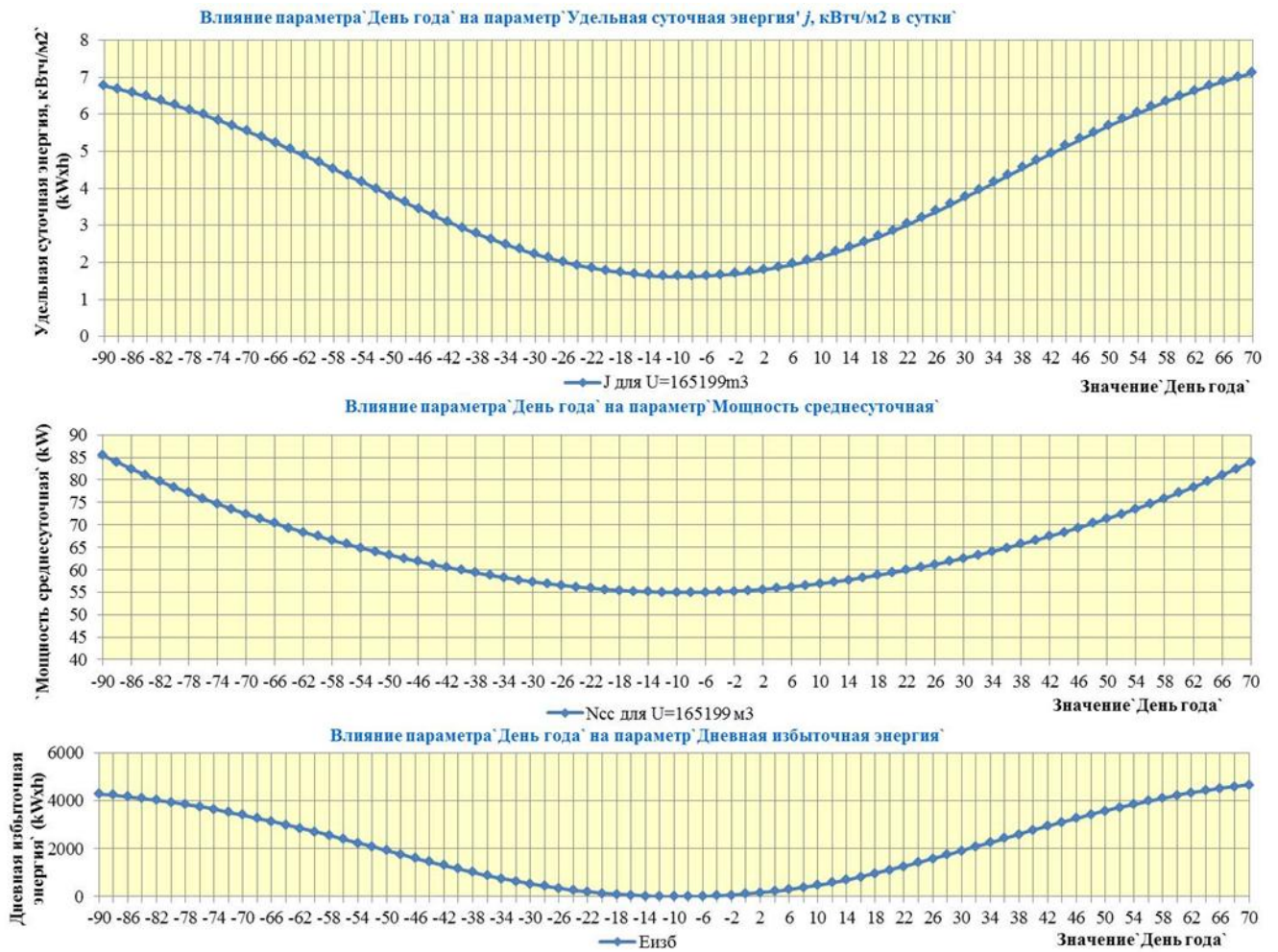


Рис. 2.23 – Результаты расчета параметров энергосистемы ВД $m_0=25605$ кг на $h_{п}=15$ км и 65° с.ш. в зависимости от дня года

Расчетный период охватывал сезон с наименьшей солнечной инсоляцией и максимальными значениями скорости ветра. График рис. 2.23 симметричен относительно 22 декабря (-9 по оси X) – дня зимнего солнцестояния.

Для удобства выполнения расчетных задач была введена и применена удельная характеристика ЭССЭ, мощность, создаваемая 1 кг энергосистемы – $\gamma_{эссэ} = \frac{N_{сс}}{m_{эссэ}}$ Вт/кг. С большой степенью точности можно принять, что для фиксированных удельных параметров (таблица 2.4) составляющих компонентов ЭССЭ значение $\gamma_{эссэ}$ ЗАВИСИТ ОТ:

- суммарной поступающей радиации $\sum j_{сутэп}$, уравнение (2.52);
- относительной массы самой системы $\bar{m}_{эссэ}$, уравнение (2.50).

В соответствии с уравнением (2.52) $\sum j_{\text{сут}}^{\text{гп}}$ будет зависеть от дня года для заданной широты барражирования. Выполнен оценочный расчет $\gamma_{\text{эссэ}}$ для трех значений широты: 60° с.ш., 65° с.ш. и 70° с.ш. при двух значениях $\bar{m}_{\text{эссэ}}$ – 0,37 и 0,1, результаты показаны на графиках рис. 2.24.

Характер аппроксимирующих графиков рис. 2.24 показывает, что значительный рост $\gamma_{\text{эссэ}}$ происходит в конце февраля и начале марта при значительном увеличении продолжительности дня при равных значениях удельной поступающей суточной инсоляции значительно уменьшается потребная масса АКБ, а суммарная мощность ЭССЭ увеличивается. Для широт 75° - 80° с.ш. такой же скачок происходит чуть позже по времени – ближе к дню весеннего равноденствия. Построенные графики симметричны относительно даты зимнего солнцестояния 22 декабря. В осеннее время происходит симметрично-обратный процесс снижения $\gamma_{\text{эссэ}}$ в случае старта ВД в сентябре – ноябре месяцев.

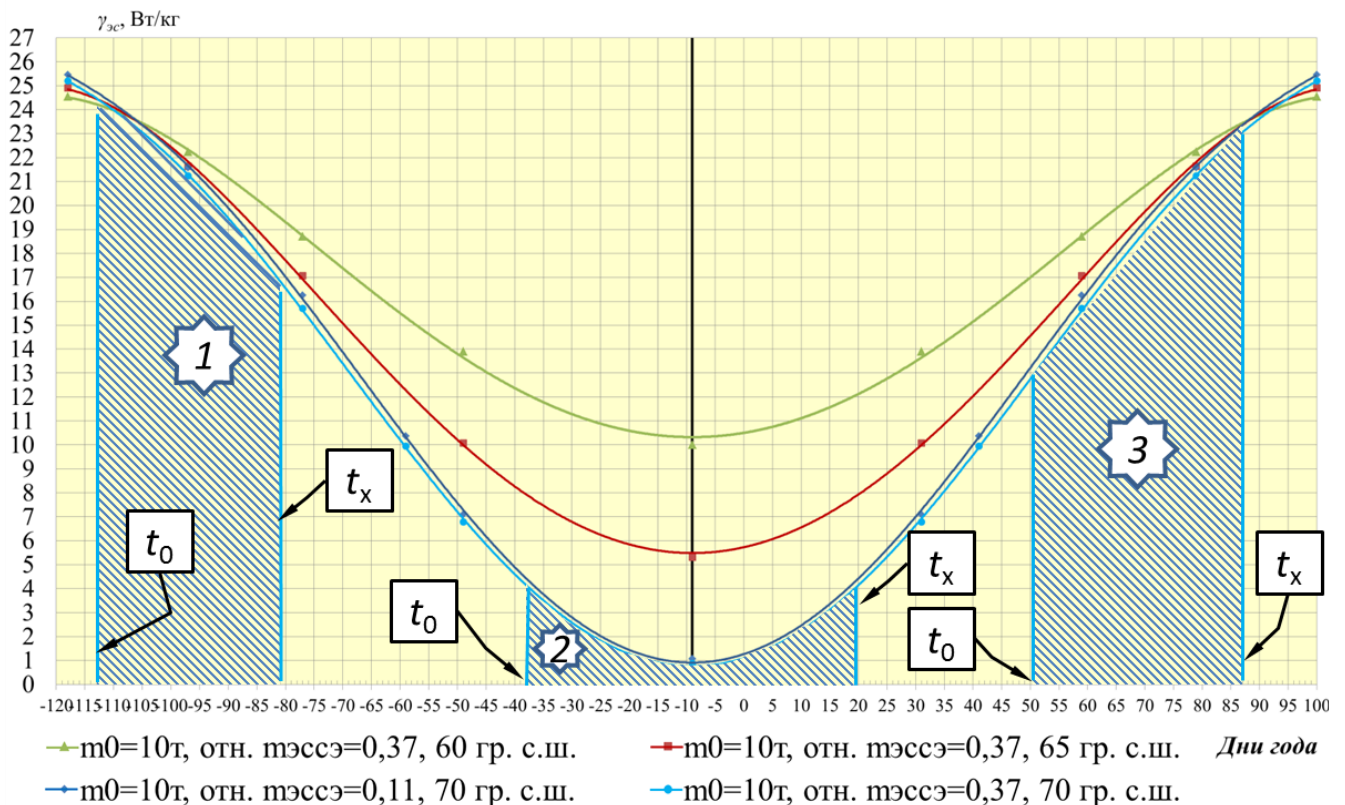


Рис. 2.24 – Зависимость $\gamma_{\text{эссэ}}$ от сезона (дня года) для широт 60°, 65°, 70° с.ш.

На рис. 2.24 показаны три принципиальных варианта старта: 1) в осеннее время с уменьшением инсоляции в течение полета; 2) переходный, со снижением и последующим увеличением $\gamma_{\text{эссэ}}$, 3) с увеличением солнечной энергии.

Как показывают аппроксимирующие кривые рис 2.24 для $\gamma_{\text{эссэ}}$ при равных уровнях поступающей энергии различия значений для $\bar{m}_{\text{эссэ}} = 0,37$ и $\bar{m}_{\text{эссэ}} = 0,1$ на 70° с.ш. незначительны (1-2%). Это объясняется тем, что относительная масса системы $\bar{m}_{\text{эссэ}}$, в соответствии с уравнением (2.50) влияет на соотношение $\frac{S_{\text{прсэ}}}{S_{\text{сэ}}}$ в том случае, если $S_{\text{сэ}}$ будет составлять более 30% от площади оболочки ВД $S_{\text{об}}$. Дальнейшие расчетные исследования показали, что для заданных исходных данных и днях года при $\bar{m}_{\text{эссэ}} < 0,25$ можно принять, что зависимость $\gamma_{\text{эссэ}} = f(\bar{m}_{\text{эссэ}}) \sim \text{const}$.

Получив аппроксимирующие уравнения зависимостей $\gamma_{\text{эссэ}} = f(t)$ при $\bar{m}_{\text{эссэ}} = \text{const}$ мы можем определить интегральные значения для $E_{\text{расп}}$ за время полета (заштрихованные области):

$$E_{\text{эссэ}} = m_{\text{эссэ}} \int_{t_0}^{t_x} f(t) dt. \quad (2.53)$$

В дальнейшем по (2.53) выполняется окончательный расчет весовых и энергетических параметров ВД и ГСУ при условии энергетического баланса потребной и располагаемой энергии.

2.5 Расчет результирующих весовых и летно-технических характеристик ВД и ГСУ при условии баланса энергии и мощности

2.5.1 Расчет характеристик ВД и ГСУ для условий отсутствия инсоляции

Результаты расчета весовых характеристик ВД в соответствии с уравнениями (2.5, 2.7) для реализации исходных требований (таблица 2.1) должны удовлетворять условиям (2.1) и (2.2). Как уже говорилось ранее, применение ЭССЭ для заданных широт $60^\circ - 80^\circ$ ограничено в период зимнего сезона. На рис. 2.25 показаны графики, иллюстрирующие уровни значений прямой инсоляции на элементарную плоскую пластину, сориентированную на полуденное положение солнца, перпендикулярно плоскости его суточного движения.

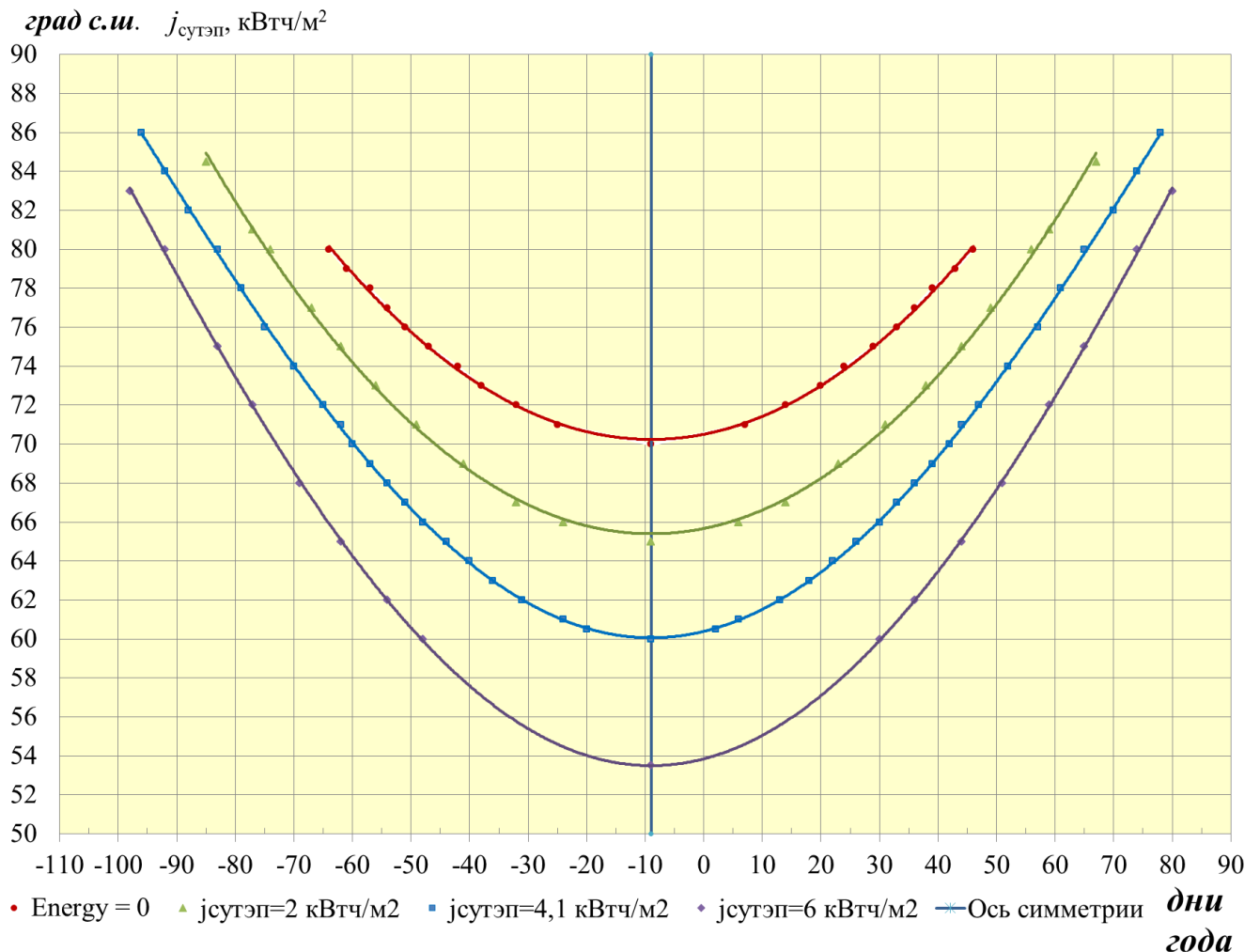


Рис. 2.25 - Энергетические уровни удельной суммарной среднесуточной инсоляции для арктической зоны ($60^\circ - 80^\circ$ с.ш.)

Построенные аппроксимирующие кривые рис. 2.24 и рис. 2.25 наглядно показывают, что приемлемый уровень инсоляции при её сезонном минимуме 22 декабря начинается с 65° с.ш. и расширяется к югу. Для более северных широт эффективная зона наступает в сезонных границах для 70° с.ш. с середины февраля ($4,1 \text{ кВтч/м}^2$) до конца октября, а для 75° с.ш. – с начала марта до начала октября.

Применение ЭССЭ в широтно-сезонных координатах выше зеленого графика ($4,1 \text{ кВтч/м}^2$) будет *малоэффективным*. Поэтому необходимо обеспечить минимально заданную продолжительность полета для проектируемого аппарата с помощью СУ, использующей только высотный ПД с запасом топлива. На рис. 3.2 показан стандартный профиль полета БЛА [12], ориентированный на выполнение полетного задания в удаленной от базовой точки зоне барражирования.

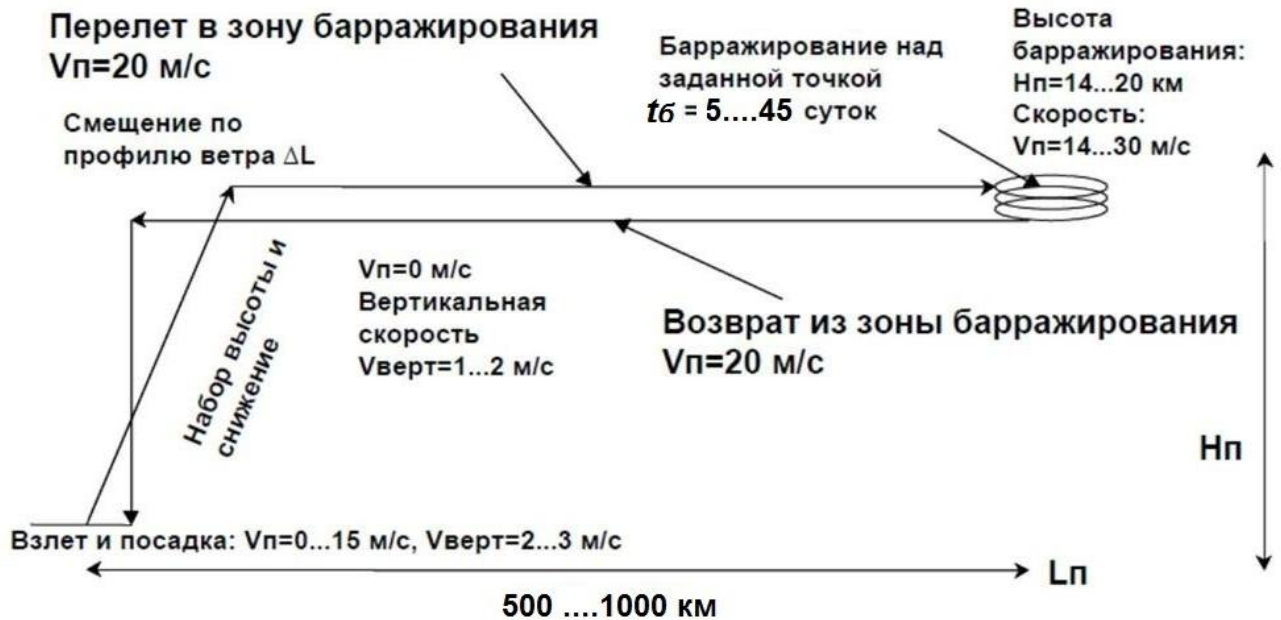


Рис. 2.25 – Стандартный профиль полета ВД для барражирования в заданной зоне

Поэтому определяющим условием расчета взлетной массы ВД m_0 с ГСУ будет **соответствие требованию минимальной продолжительности полета**, заданного в таблице 2.1. Для ВД классической формы учитывается возможность дополнительной загрузки топливом Δm_T в 10% от m_0 за счет дополнительной аэродинамической подъемной силы $Y = \Delta m_T \cdot g$. Такая дополнительная загрузка Δm_T называется **затяжелением дирижабля** эффективно использовалась на американских патрульных дирижаблях типа «блимп» во время второй мировой войны [15, 59-61].

Затяжеление может быть выражено в виде коэффициента увеличения взлетной массы K_3 относительно значения Φ - АПС при нормальных атмосферных условиях:

$$K_3 = \frac{\Phi + \Delta m_T \cdot g}{\Phi} = 1 + \frac{\Delta m_T \cdot g}{\Phi}, \quad (2.54)$$

$$\text{или } g \cdot m_0 = K_3 \cdot \Phi \quad (2.55).$$

Таким образом, внесём уточнение в уравнение (2.7) используя (2.55):

$$m_0 = \frac{K_3 \Phi}{g} = m_{\text{кон}} + m_{\text{эс}} + m_{\text{ин}}. \quad (2.56).$$

В уравнении (2.56) масса конструкции $m_{\text{кон}}$ определяется по формуле (2.6), показавшей хорошую сходимость для расчета взлетной массы дирижаблей полумягкой конструкции классической формы, при $Y=0$, $\Delta m=0$ и $G_0 = \Phi$, следовательно $m_{\text{кон}} = 3,53 \cdot \Phi^{0,809}/g$.

Однако, вследствие применения высотных ПД с системой турбонаддува, а также элементов ГСУ (ЭД, генераторы, блоки управления) увеличивающих суммарную массу СУ ВД, было принято, что в расчетную величину $m_{\text{кон}}$, входит только стандартная часть элементов СУ – ПД (без системы турбонаддува), винты, топливная и система управления, определяемых по уравнению (2.26). Другие элементы ГСУ - ЭД, генераторы, блоки управления, а также элементы системы высотного турбонаддува учитываются дополнительно, их масса $m_{\text{ГСУ доп}}$ определяется с помощью (1.1) и по статистическим данным таблиц 1.4, 1.5. Масса энергосистемы $m_{\text{эс}}$ в случае применения только топлива и ПД (отсутствие инсоляции) будет включать массу топлива m_T , потребного для обеспечения заданной продолжительности барражирования при выполнении полета по профилю рис. 2.25 и условия уравнений (2.2, 2.1), а также электропитания полезной нагрузки и бортовых систем. Таким образом:

$$m_{\text{эс}} = m_{\text{ГСУ доп}} + m_T \quad (2.57)$$

Уравнение (2.56) может быть представлено так:

$$\frac{K_3 \Phi}{g} = 3,53 \Phi^{0,809} + m_{\text{ГСУ доп}} + m_T + m_{\text{ин}}. \quad (2.58)$$

Потребная масса топлива m_T будет включать в себя следующие компоненты:

$$m_T = m_{\text{Тбар}} + m_{\text{Тпр}} + m_{\text{Тпн}} + m_{\text{Тбис}}, \quad (2.59)$$

где $m_{\text{бар}} = E_{\text{потр}} \cdot C_e$ – масса топлива, необходимого для барражирования в заданной точке в течение времени t_6 , расчет потребной энергии $E_{\text{потр}}$ для барражирования продолжительностью t_6 выполняется на основании статистических данных в соответствии со схемой 2.11 и аппроксимирующих уравнений (рис. 2.12, для $t_6 = 5$ и 10 суток) с целью обеспечения соответствия требованию вероятности выполнения полетного задания (таблица 2.1). Расчетный C_e используется для ПД RED A03 в соответствии с таблицей 1.8;

$m_{\text{тпр}} = L_{\text{п}} / V_{\text{пр}} \cdot C_e \cdot N_{\text{потр}}$ – масса топлива для перелета на расстояние $L_{\text{п}}$ к району барражирования со скоростью $V_{\text{пр}}$, где $N_{\text{потр}}$ рассчитывается по (2.19), расход топлива при наборе высоты и снижении ВД для предварительных расчетов не учитывается, так как он будет выполняться за счет избытка/недостатка АПС;

$m_{\text{тпн}} = N_{\text{пн}} \cdot t_6 \cdot C_e$ – масса топлива необходимого для энергоснабжения полезной нагрузки мощностью $N_{\text{пн}}$,

$m_{\text{тбсис}} = N_{\text{бсис}} \cdot t_{\text{п}} \cdot C_e$ – масса топлива необходимого для энергоснабжения бортовых систем ВД (система управления, воздушно-газовая) мощностью $N_{\text{бсис}}$ в течение всего времени полета $t_{\text{п}}$.

В результате решения уравнения 2.58 для требуемой продолжительности барражирования t_6 получим значения взлетной массы m_0 .

2.5.2 Расчет характеристик ВД и ГСУ при использовании двух видов энергии

Полученное значение m_0 примем определяющим для дальнейших расчетов. Применение ЭССЭ будем рассматривать опциональным, устанавливаемые компоненты по массе будут замещать часть массы топлива $m_{\text{т}}$ для ПД. Очевидно, что с увеличением длительности барражирования t_6 количество поступающей солнечной энергии посредством ЭССЭ $E_{\text{полсэ}}$ увеличивается, при этом кол-во химической энергии топлива $E_{\text{т}}$ ограничено его массой $m_{\text{т}}$ и уменьшается по мере его выработки. Отсюда можно сделать простой вывод, что при превышении определенного значения t_6 установка ЭССЭ будет обеспечивать большее количество энергии, чем ПД с запасом топлива $m_{\text{т}}$. Суммарное количество

располагаемой энергии $\sum E_{\text{расп}}$ для малого промежутка времени, когда можно считать $\gamma_{\text{эссэ}} - \text{const}$, определим по уравнениям:

$$\begin{cases} \sum E_{\text{расп}} = \gamma_{\text{эссэ}} m_{\text{эссэ}} t_{\text{п}} + \frac{m_{\text{т}}}{C_e} \\ m_{\text{эс}} = m_{\text{эссэ}} + m_{\text{т}} + m_{\text{ГСУдоп}} \end{cases} \quad (2.60)$$

Необходимо отметить, что в системе уравнений (2.60) учтена располагаемая мощность на валу ПД, КПД движителя и преобразования электроэнергии учтены в расчете $N_{\text{потр}}$ (2.19).

Длительность полета $t_{\text{п}}$, после которой ЭССЭ будет более энергоэффективна при равных $m_{\text{эссэ}} = m_{\text{т}}$, чем топливо для ПД:

$$t_{\text{п}} = \frac{1}{C_e \cdot \gamma_{\text{эссэ}}} \quad (2.61)$$

График по зависимости (2.61) $t_{\text{п}} = f(\gamma_{\text{эссэ}})$ для $C_e = 0,331$ кг/кВтч - на рис. 2.26.

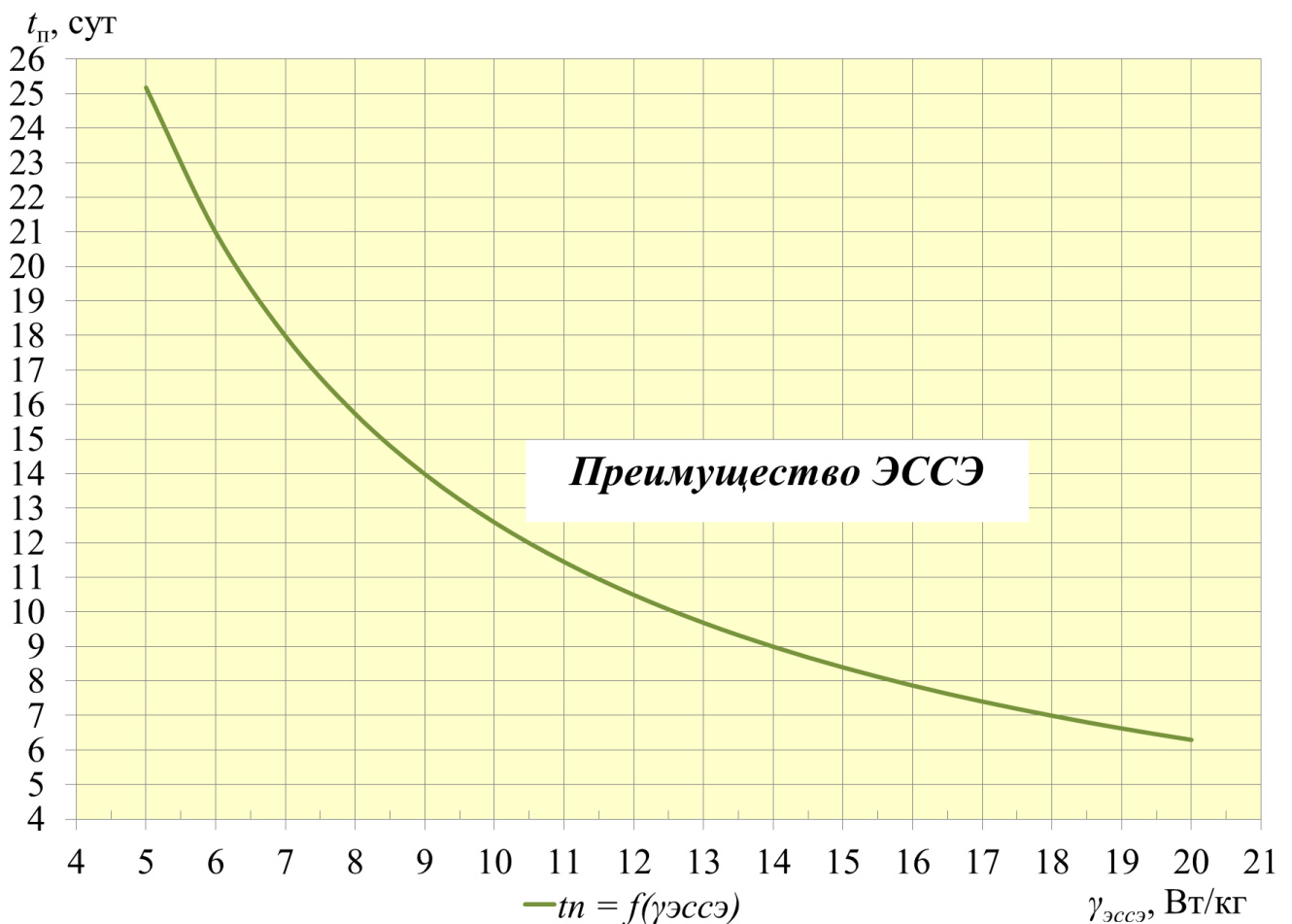


Рис. 2.26 – График зависимости $t_{\text{п}} = f(\gamma_{\text{эссэ}})$

Таким образом, как следует из рис. 2.26 ЭССЭ будет более эффективной, чем ПД с традиционным топливом при сочетании значений $t_{п}$ и $\gamma_{эссэ}$ в области над графиком. Как следует из рисунка 2.24, значение $\gamma_{эссэ} \geq 12$ может быть достигнуто в начале марта (середина сентября) для широт $60^\circ - 65^\circ$ гр. с.ш., и для продолжительности $t_{п} > 10$ суток ЭССЭ обеспечит большее количество энергии. В таком случае, применение ПД с топливом будет необходимо для соблюдения условия 2.1, когда мощности ЭССЭ будет недостаточно. Применение ПД с топливом будет вынужденной мерой, для определения потребной доли m_t требуется определить соотношение потребной энергии $E_{потрсэ}$, которая может быть обеспечена за счет ЭССЭ, и другой части E_t , которая должна быть обеспечена топливом для ПД, где $E_{потрсэ} + E_t = E_{потр}$.

Расчет соотношения $E_t/E_{потрсэ}$ может быть выполнен на основе имеющейся статистики по $E_{потр}$. Оценка баланса мощности и энергии рассматривались в пределах суточного цикла. Был выполнен расчет потребной суточной энергии $E_{потрсут}$ для исследуемого промежутка времени (зимние месяцы + ноябрь, 2015 - 2020 гг) при $m_0=10000$ кг, установлено минимальное значение $E_{потр}$, определенное для скорости $V_{\min} = 14$ м/с, для всех других значений скорости ветра $V_t < V_{\min}$ принимается скорость ВД при барражировании $V = V_{\min}$ для обеспечения управляемого полета. Полученные значения $E_{потрсут}$ были распределены в порядке возрастания значений, т.е. функция распределения была преобразована в монотонную функцию, как это описано в [48] применительно к анализу скорости ветра. Значения $E_{потрсут}$ были разбиты на диапазоны значений, для каждого диапазона была определена доля относительного общего количества значений (выборки данных). Например, начальный участок, представляющий собой прямую с минимальным значением $E_{потрсут}$ ($V \leq 14$ м/с), составил 42 % от всей выборки. На рис. 2.27-а) показан результат преобразования данных $E_{потрсут}$ для ВД с $m_0=10000$ кг в монотонную функцию, где аргументом выступают доли выборки данных в %. На рис. 2.27-б) показан график обратной зависимости, которая будет эквивалентна вероятности распределения P потребной энергии $E_{потрсут}$.

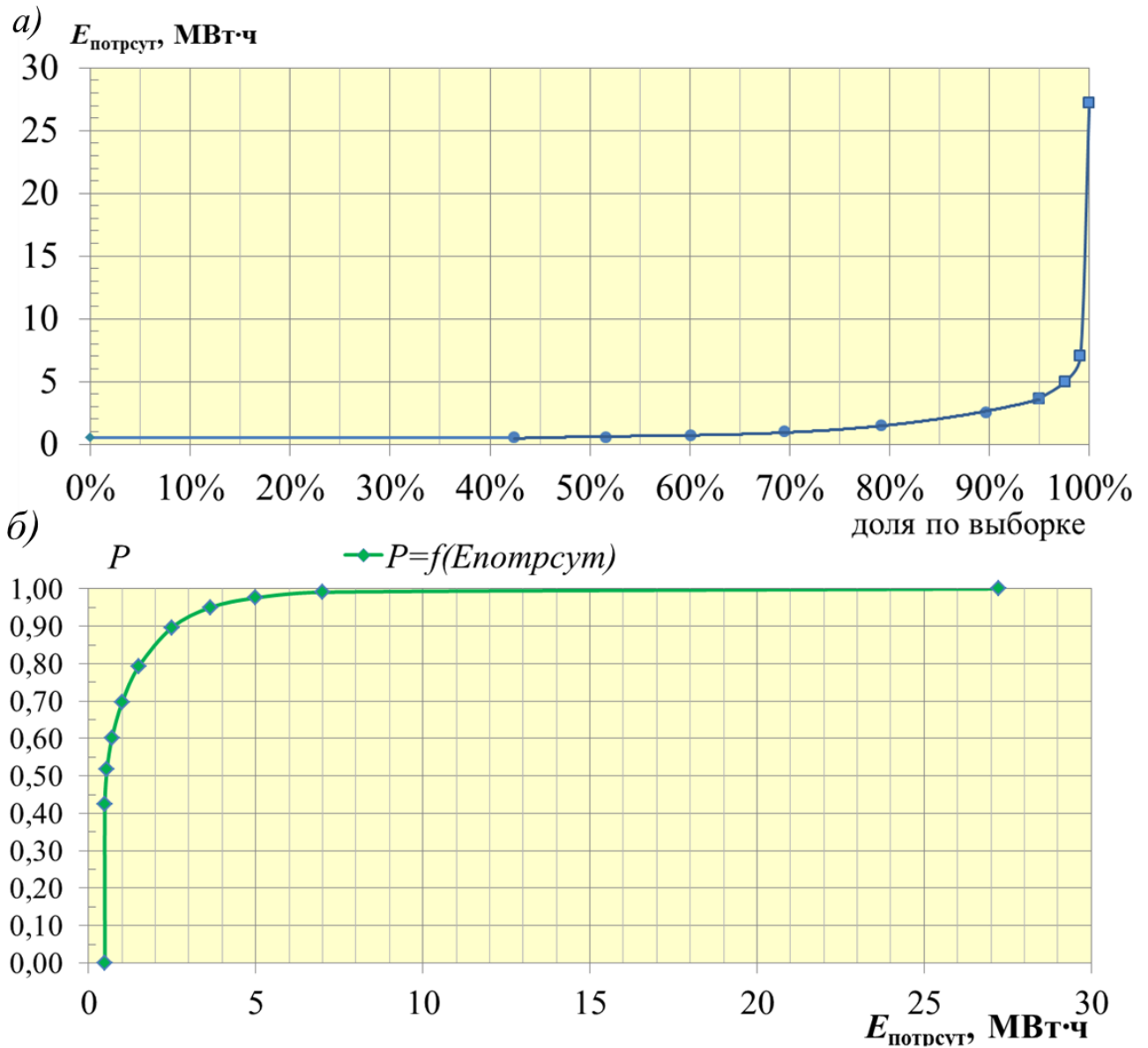


Рис. 2.27 – Статистические зависимости: а) $E_{\text{потрсут}}$ от доли не превышения значения по выборке; б) вероятность $P = f(E_{\text{потрсут}})$.

Для выполнения дальнейших расчетов по определению соотношения $E_{\text{т}}/E_{\text{потрсэ}}$ примем следующие принципиальные положения:

- Полученное по имеющейся выборке статистических ветровых данных распределение потребной энергии $E_{\text{потрсут}}$ будет проецироваться на любой промежуток времени года $t_{\text{п}}$, в течение которого будет происходить полет ВД;
- Значения потребной энергии $E_{\text{потрсут}}$ в полученной выборке могут быть кратно увеличены в зависимости от t_0 , т.е. размерности ВД, при этом характер распределения $E_{\text{потрсут}}$ не изменится.

Выполним анализ полученного распределения по рис. 2.27-а). На рис. 2.28 использован аналогичный график распределения $E_{\text{потрсут}}$ ($m_0 = 10000$ кг). Используя расчетную методику, описанную в разделе 2.3.3, определим для заданного промежутка времени полета $t_{\text{п}} = t_x - t_0$ и фиксированного соотношения $m_{\text{эссэ}}/m_{\text{т}}$ интегральную $E_{\text{эссэ}}$, а затем среднесуточную располагаемую энергию $E_{\text{сутсэ}} = E_{\text{эссэ}}/t_{\text{п}}$, полученный результат обозначен на рис. 2.28 зеленой горизонтальной линией. Используя среднее интегральное значение $E_{\text{сутсэ}}$ в расчетах принимаем допущение о равной вероятности совпадения минимумов и максимумов располагаемой и потребной энергии. Используя ранее принятое положение о соответствии 100% полному времени полёта $t_{\text{п}}$, получим, что область ограниченная значением $E_{\text{сутсэ}}$ (прямоугольник под зеленой линией) будет соответствовать располагаемой энергии ЭССЭ $E_{\text{эссэ}}$ за промежуток времени $t_{\text{п}}$, определенный с помощью (2.53).

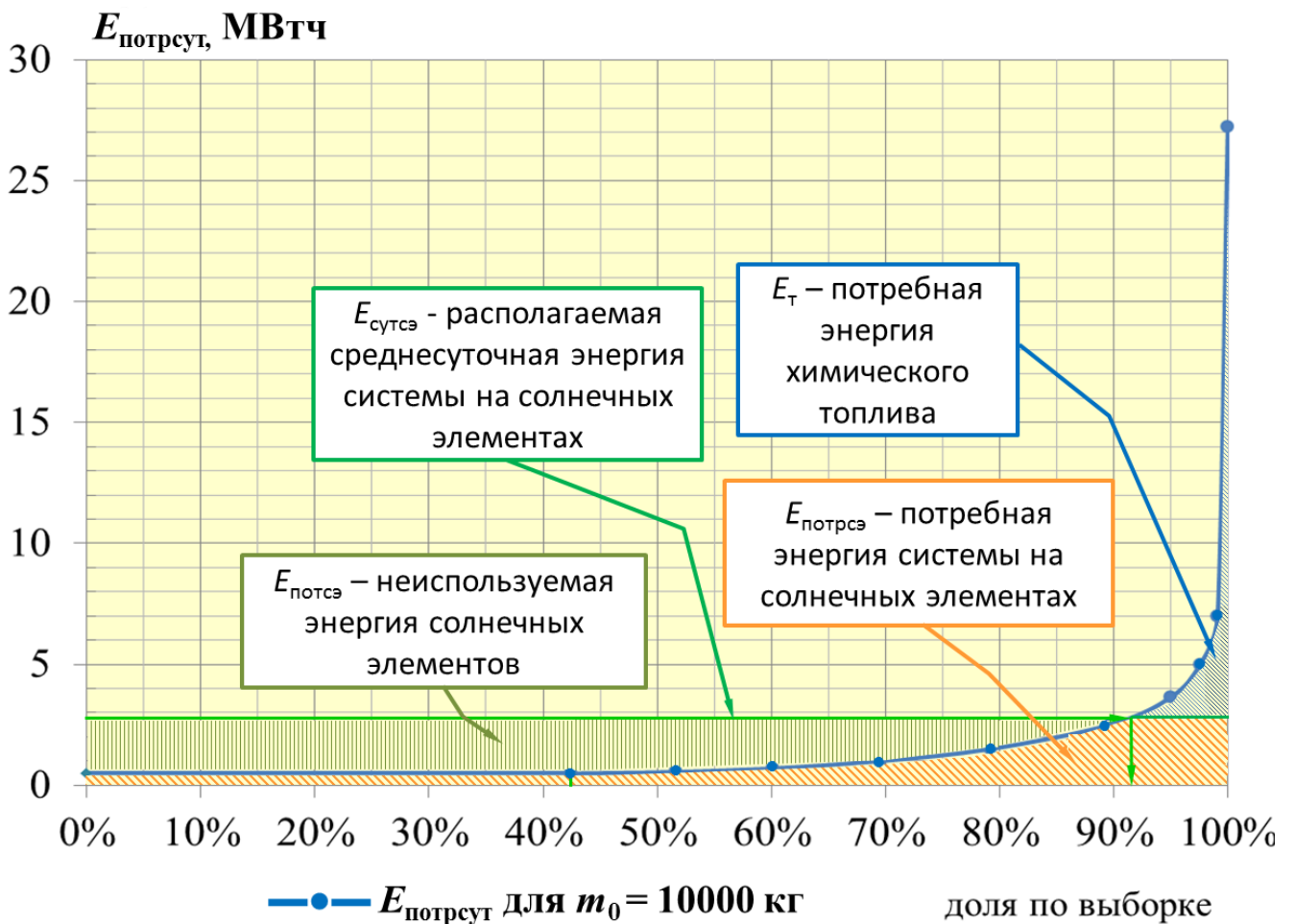


Рис. 2.28 – Области распределения соотношения потребной энергии для двух компонентов системы энергоснабжения

Как следует из рис. 2.28, если принять $t_{\text{п}} = 100\%$, то вся площадь фигуры под графиком будет соответствовать потребной $E_{\text{потр}}$, которая может быть определена посредством *интегрирования аппроксимирующих уравнений по точкам распределения* $E_{\text{потрсут}}$. 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 $E_{\text{полсэ}} + E_{\text{т}} = E_{\text{потр}}$.

Область между $E_{\text{сутсэ}}$ (горизонтальная зеленая прямая) и графиком $E_{\text{потрсут}}$ (синяя кривая) будет соответствовать значению неиспользуемой (потерянной) энергии $E_{\text{потсэ}}$, когда располагаемая энергия ЭССЭ будет превышать потребную, и она не может быть аккумулирована. Введём важный для расчетов коэффициент использования солнечной энергии $K_{\text{испсэ}}$, определяющий представляющий собой отношение $E_{\text{полсэ}}$ к общему количеству располагаемой $E_{\text{эссэ}}$ за промежутки времени $t_{\text{п}}$ ЭССЭ:

$$K_{\text{испсэ}} = E_{\text{полсэ}} / E_{\text{эссэ}}. \quad (2.62)$$

Другим важным показателем, характеризующим условия обеспечения полученного профиля распределения потребной энергии $E_{\text{потр}}$ (рис. 2.28) за время барражирования $t_{\text{б}}$ будет коэффициент $K_{\text{эссэ}}$ отношения полезной солнечной энергии $E_{\text{полсэ}}$ к общему значению потребной энергии $E_{\text{потр}}$:

$$K_{\text{эссэ}} = E_{\text{полсэ}} / E_{\text{потр}}. \quad (2.63)$$

Коэффициенты $K_{\text{испсэ}}$ и $K_{\text{эссэ}}$ могут быть определены в графическом виде или в виде аппроксимирующего уравнения в зависимости от величины $E_{\text{сутсэ}}$ для конкретного распределения $E_{\text{потрсут}}$ и взлетной массы аппарата m_0 .

Задавая время старта t_0 (дня года, смотри рис. 4) или продолжительность барражирования $t_{\text{б}}$, используя зависимости для $K_{\text{испсэ}} = f(E_{\text{сутсэ}})$, уравнения (2.53), (2.60) находим соответственно, либо $t_{\text{б}}$, либо t_0 , - решения для энергетического баланса:

$$E_{\text{потр}} = E_{\text{полсэ}} + E_{\text{т}}. \quad (2.64)$$

Также в результате решения (2.64) вычисляются значения $E_{\text{полсэ}}, E_{\text{т}}, E_{\text{сутсэ}}, E_{\text{эссэ}}$. Методика определения решения изложена в работе [32].

Если мы будем увеличивать значение $m_{\text{эссэ}}$ и $E_{\text{сутсэ}}$, одновременно уменьшая запас $m_{\text{т}}$ и энергию $E_{\text{т}}$, то при $m_{\text{эссэ}} \rightarrow m_{\text{эс}}$ $K_{\text{испсэ}}$ будет снижаться (рис. 2.28), поэтому можно полагать, что при каждом соотношении параметров ВД будет существовать оптимальное $m_{\text{эссэ}}$ и $m_{\text{т}}$, которое обеспечит максимальную продолжительность барражирования. Такое соотношение и будет определено для заданных требований (таблица 1.1).

Подводя итоги Главы 2, отразим алгоритм завершающей фазы расчета параметров ВД и ГСУ.

- 1) Определяются m_0 и $m_{\text{эс}}$ для $m_{\text{эс}} = m_{\text{т}}$ (отсутствие инсоляции) для $E_{\text{потр}}$ и минимальной t_6 ;
- 2) Для фиксированных m_0 и $m_{\text{эс}}$ задаем соотношение масс топлива $m_{\text{т}}$ и ЭССЭ $m_{\text{эссэ}}$, требуемую продолжительность при наличии инсоляции - t_6 ;
- 3) Определяется зависимость $\gamma_{\text{эссэ}} = f(t)$ для заданных $m_0, m_{\text{эссэ}}/m_{\text{т}}$, широты полета и сезона, определяется располагаемая интегральная $E_{\text{эссэ}}$;
- 4) Для полученной m_0 строится монотонная зависимость по статистическим данным для $E_{\text{потр}}$ (аналогично - рис. 2.28);
- 5) Рассчитывается зависимость значений коэффициентов $K_{\text{испсэ}}$ и $K_{\text{эссэ}}$ от $E_{\text{сутсэ}}$, определяется аппроксимирующее уравнение.
- 6) При условии баланса $E_{\text{потр}} = E_{\text{полсэ}} + E_{\text{т}}$ с использованием коэффициентов $K_{\text{испсэ}}$ или $K_{\text{эссэ}}$ находится решение для t_0 , – возможного дня старта, когда $E_{\text{эссэ}}$ будет достаточно для обеспечения заданной продолжительности t_6 , либо значение времени барражирования t_6 при фиксированном дне старта t_0 . В каждом случае выполняется поиск оптимального соотношения $m_{\text{эссэ}}/m_{\text{т}}$ для обеспечения максимальной продолжительности t_6 , либо наиболее раннего дня старта t_0 .

Выводы по главе 2

1. В главе 2 определены технические требования для двух перспективных вариантов реализации концепции ВД с минимальной продолжительностью в 10 и 5 суток.
2. Для поиска рациональных решений, выбора конфигурации ГСУ выбран метод баланса потребной и располагаемой энергии, мощности.
3. Принята упрощенная модель ВД, задан расчетный набор геометрических параметров и аэродинамических характеристик.
4. Получено расчетное уравнение для определения потребной мощности СУ при полете ВД с $\alpha=0$.
5. Выполнен анализ ветровых данных в заданном для барражирования ВД географическом районе за 2015-2020 гг. Для анализа и оценки силы ветра применен энергетический метод.
6. Получены расчетные уравнения для определения расходных и мощностных характеристик ПД, оснащенного системой высотного турбонаддува.
7. Разработана и апробирована методика расчета СУ на солнечной энергии. Получены уравнения для расчета основных геометрических и весовых параметров компонентов энергоустановки (АКБ, БСЭ).
8. Выполнен анализ влияния сезонных и широтных факторов на энергетическую эффективность СУ на солнечной энергии, установленную на ВД. Установлены расчетные зависимости для определения доступной энергии по дням года.
9. Установлено влияние направления ветра и угла курса полета ВД на уровень доступной среднесуточной инсоляции. На основании анализа и определения преимущественного направления ветра в заданной географической зоне принята концепция асимметричного (одностороннего) расположения БСЭ на оболочке ВД.

10. Для расчета требуемой минимальной продолжительности полета ВД с использованием топлива и ПД разработан метод статистической оценки потребной энергии при заданной вероятности превышения.

11. Разработан метод расчета продолжительности полета ВД при комбинированном использовании солнечной энергии и химической энергии топлива, позволяющий определить оптимальное весовое соотношение между компонентами ГСУ для достижения максимального времени барражирования.

12. Разработан алгоритм расчета основных параметров ВД и его ГСУ, в том числе с использованием солнечной энергии, на основе имеющегося массива статистических метеоданных в заданном районе барражирования.

ГЛАВА 3. ПРИМЕНЕНИЕ РАЗРАБОТАННОЙ МЕТОДИКИ ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ РАЦИОНАЛЬНОГО ОБЛИКА ВД

3.1 Результаты расчета основных параметров и летно-технических характеристик двух вариантов ВД

В соответствии с исходными требованиями таблицы 2.1 с применением разработанной и описанной в главе 2 методики был выполнен расчет основных параметров для 2 вариантов ВД.

Расчет взлетной массы при соответствии потребной и располагаемой энергии на 10 и 5 суток полета выполнен для вероятности неперевышения данных значений в 95 %. С учетом данного условия получены решения весового уравнения (2.56) для 1 и 2 варианта технических требований. Определенные геометрические и летно-технические характеристики (ЛТХ) вариантов ВД показаны в таблице 3.1.

Значения m_0 были зафиксированы для условий отсутствия солнечной радиации, масса энергосистемы на солнечной энергии (ЭССЭ) $m_{эссэ}$ в дальнейшем определялась в качестве опциональной, замещающей массу топлива. Очевидно, что при большой продолжительности полета (более 4-8 суток) установка ЭССЭ более выгодна, так как ежедневно возобновляет и пополняет запас энергии.

В главе 2 определены и рассчитаны границы эффективной применимости солнечной энергии, которые начинаются с 70° с.ш. (и южнее) в сезонный период с конца февраля по октябрь. Для широт $70^\circ - 80^\circ$ с.ш. этот диапазон немного уменьшается (середина марта - конец сентября). Элементы энергосистемы на солнечной энергии могут устанавливаться при запуске ВД опционально, в зависимости от дня года старта и широты точки старта, что определяется спецификой полетного задания.

Таблица 3.1 – Геометрические и ЛТХ перспективных вариантов ВД

Варианты концепции		Максимальный		Минимальный	
Параметр	Един.	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 АПС	кг	43 103		16 162	
Масса конструкции (без ГСУ)	кг	16658		7303	
Масса ГСУ с ДВС (без топлива)	кг	3776		1971	
Масса полезной нагрузки	кг	1800		800	
Масса топлива максимальная	кг	20868		6087	
Масса энергосистемы на солнечной энергии	кг	11000*		3400*	
Мощность ГСУ максимальная	кВт	950		517	
Энергопотребление полезной нагрузки	кВт	15		8	
Энергопотребление систем управления и ВГС	кВт	5		2	
Продолжительность полета, только с ДВС и топливо (вероятность - 95%, ноябрь-февраль)	сут	10		5	
Вероятность непревышения	%	95	99	95	99
Значение потребной энергии	кВт	57197	94187	16560	30660
Средняя скорость (по потребной энергии)	м/с	25,25	29,35	26	31,3
Среднеэнергетическая продолжительность (ДВС)	сут	24		13	
Продолжительность полета март-октябрь, ГСУ с использованием топлива и солнечной энергии	сут	45		15	
Оперативная высота барражирования	км	14-16			
Максимальная крейсерская скорость	м/с	40			

*Устанавливается опционально, частично замещая массу топлива

Ниже приведены результаты расчета продолжительности барражирования при установке ГСУ с комбинированным использованием солнечной энергии и энергии топлива для ВД с $m_0=39$ т. В соответствии с изложенной в разделе 2.5.2 последовательностью расчета определены расчетные параметры ЭССЭ - $S_{прсэ}$, $S_{сэ}$, $E_{сутсэ}$, $m_{акк}$, $m_{бсэ}$ и зависимость $\gamma_{эссэ} = f(t)$ для заданных m_0 , $\bar{m}_{эссэ}=0,11$, 0,22, 0,43, широт полета 65°, 70°, 75° гр. с.ш. и дней года от 1 сентября (-118) до 10 апреля (100). На рис. 3.1 показаны зависимости $\gamma_{эссэ} = f(t)$ для $\bar{m}_{эссэ}=0,11$ в виде полиномиальных аппроксимирующих кривых 6-й степени.

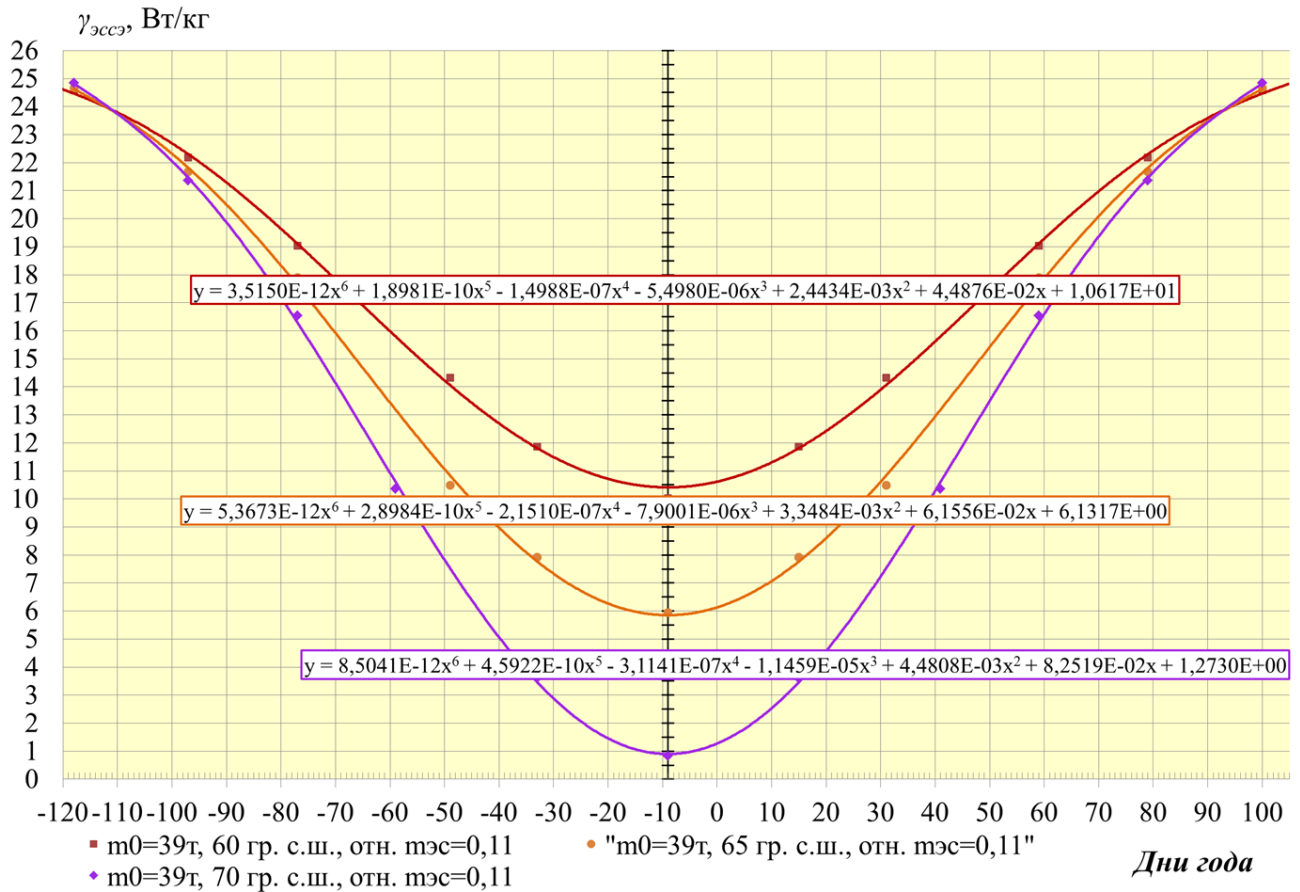


Рис. 3.1 - Удельные характеристики ЭССЭ $\gamma_{\text{эссэ}} = f(t)$

Аналогично были получены параметры и $\gamma_{\text{эссэ}} = f(t)$ для $\bar{m}_{\text{эссэ}} = 0,22$ и $0,43$, разница значений $\gamma_{\text{эссэ}}$ не превысила $0,1$. В разработанной методике предусмотрен алгоритм, учитывающий влияние $\bar{m}_{\text{эссэ}}$ на $\gamma_{\text{эссэ}} = f(t)$. В нашем случае при значениях $\bar{m}_{\text{эссэ}} < 0,3$ это влияние не существенно, можно использовать $\gamma_{\text{эссэ}} = f(t)$ при $\bar{m}_{\text{эссэ}} = 0,11$. Интегрируя степенные уравнения, полученные по аппроксимирующим кривым графиков рис. 3.1, получаем значения располагаемой энергии, используя уравнения (2.53).

Для ВД с $m_0 = 39,2$ т построен график (показан на рис. 3.2-а) распределения потребной энергии включая энергопотребление полезной нагрузки $E_{\text{пн}}$ для исследованного диапазона метеоданных 2015-2020 гг. за зимние месяцы и ноябрь.

Полученный график аппроксимирован кривыми, позволяющими делать расчет интегральных значений энергии. С помощью графика рис. 3.2-а численными методами определены зависимости для коэффициентов $K_{\text{испэ}}$ и $K_{\text{эссэ}}$ от значения суточной потребной энергии $E_{\text{потрсут}} + E_{\text{пн}}$, показанные на рис. 3.2-б.

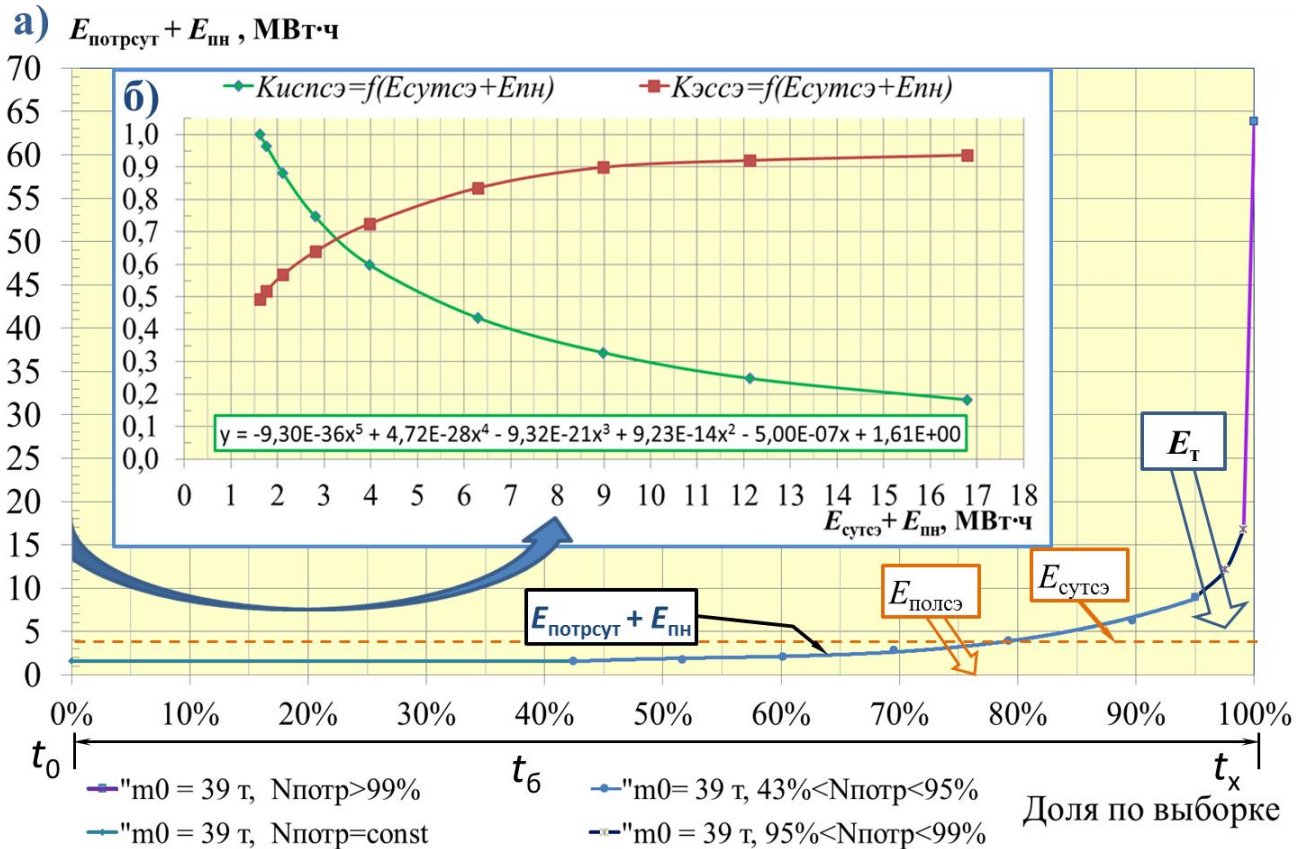


Рис. 3.2 – Результаты расчета для ВД с $m_0 = 39,2$:

а) распределение $E_{\text{потрсуг}}$; б) коэффициенты $K_{\text{испсэ}}$ и $K_{\text{эссэ}}$

Пунктирной линией на графике рис. 3.2-а) показан уровень искомого для каждого расчетного случая значения $E_{\text{сутсэ}}$. Полученные в соответствии с изложенной в разделе 2.5.2 и работе [32] методикой значения продолжительности барражирования $t_б$, даты старта, а также $E_{\text{полсэ}}$, $E_т$, $E_{\text{сутсэ}}$, $E_{\text{эссэ}}$ при различных фиксированных $m_{\text{эссэ}}/m_{\text{эс}}$, показаны в таблице 4 для ВД с $m_0 = 39,2$ т для инсоляционных условий 60° , 65° и 70° с.ш.

В верхней части таблицы показаны результаты для $t_б$ при старте с увеличением инсоляции в конце зимнего сезона или весной (рис. 2.24, вариант 3), аналогичные результаты можно получить и для осеннего старта с уменьшением инсоляции (рис. 2.24, вариант 1). Отдельно показаны результаты по продолжительности барражирования для наихудшего случая, когда старт и завершение полета происходят симметрично относительно 22 декабря (рис. 2.24, вариант 2).

Таблица 3.2 – Расчетные характеристики потребной энергии и продолжительности полета ВД с применением ГСУ

Широта	Продолжительность t_6	Дата старта, t_0	Суммарная потребная энергия $E_{\text{пот}}$	Энергия топлива E_T	Солнечная энергия $E_{\text{полсэ}}$	Суточная энергия $E_{\text{сутсэ}}$	$m_{\text{эссэ}}$	$m_{\text{эссэ}}/m_{\text{эс}}$	$K_{\text{испсэ}}$
	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

Значения t_6 в таблице 3.2 соответствуют максимальным, полученным при варьировании соотношения $m_{\text{эссэ}}$ и m_T . Поиск оптимального значения выполнен для разных положений ВД (широт) и даты старта. На рис. 3.3 показана аппроксимирующая кривая для значений продолжительности t_6 и суммарной располагаемой энергии в зависимости от соотношения $m_{\text{эссэ}}/m_{\text{эс}}$ на 65° с.ш.

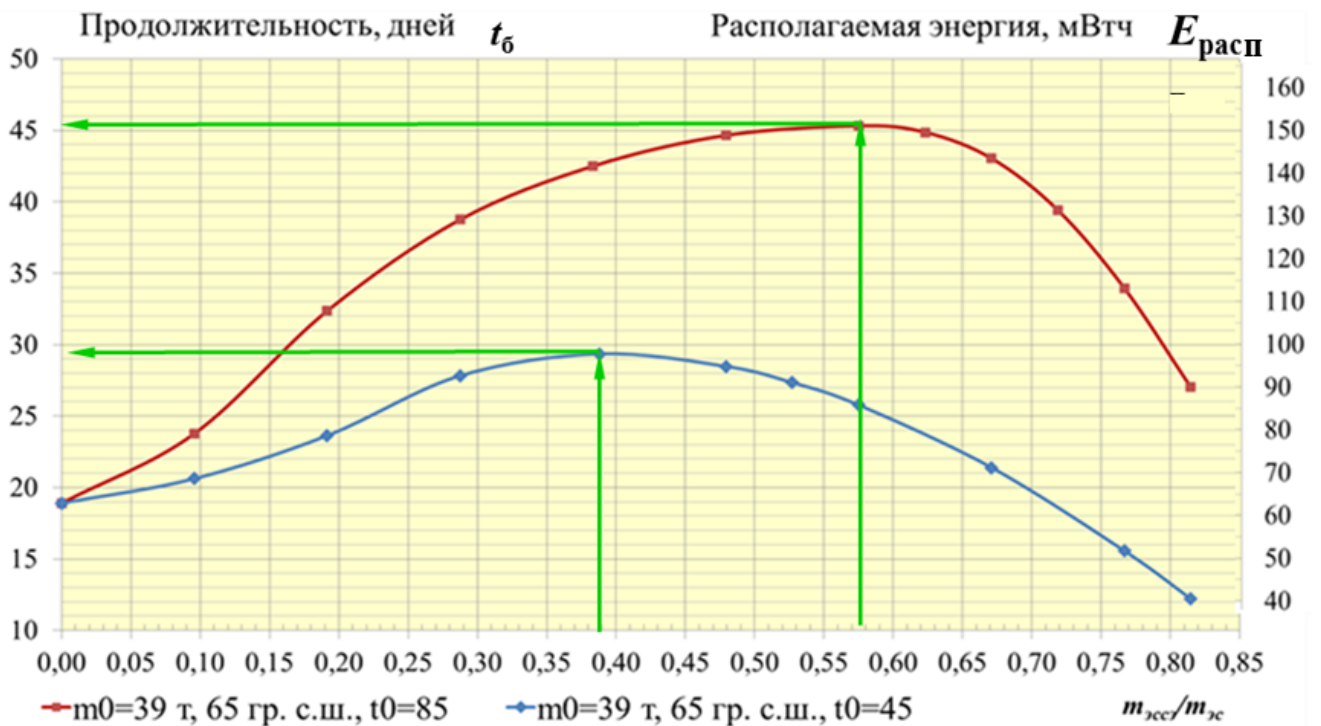


Рис. 3.3 – Зависимость t_6 и $E_{\text{расп}}$ от соотношения $m_{\text{эссэ}}/m_{\text{эс}}$ для 65° с.ш.

Как следует из таблицы 3.2 и графика рис. 3.3 оптимальные значения $m_{\text{ЭССЭ}}/m_{\text{Э}}$ для 60° с.ш. находятся в диапазоне 0,4...0,6. Аналогичные результаты расчета параметров для ВД с $m_0=10$ т и его энергоустановки приведены в [32].

Результаты таблицы 3.2 показывают, что ЭССЭ позволяет увеличить продолжительность барражирования ВД до 30 дней при старте аппарата на широтах 60-65 гр. с.ш. в конце января (середине ноября). Требуемую желательную продолжительность барражирования в 45 суток для широт 60 - 70 гр. с.ш. можно достигнуть, используя ЭССЭ, если ВД начнет полет с 10 по 16 февраля или позднее, но до начала сентября месяца.

3.2 Основные составляющие процесса формирования облика высотного дирижабля

Как и для любого ЛА применительно к ВД на предварительных стадиях проектирования актуален процесс формирования облика [62-64]. В работе [65] дано определение облика ЛА: «Облик ЛА - комплексная характеристика, объединяющая в себе несколько характерных и определяющих признаков для ЛА, как для технического объекта». Для ЛА такими общими признаками являются:

- аэродинамическая схема;
- конструктивно-силовая схема (КСС);
- тип и конструкция силовой установки;
- основные решения по бортовым системам;
- общие компоновочные решения;
- геометрические и весовые характеристики;
- тип полезной нагрузки, отражающий целевое назначение ЛА
- другие признаки характерные для данного типа ЛА.

Схема процесса формирования облика для ВД, включающая ключевые компоненты, показана на рис. 3.4.

Формирование облика ВД происходит в процессе проработки решений по силовой установке, конструктивно-силовой схеме и аэродинамической компоновке [66]. Все решения являются взаимосвязанными. Для высотного дирижабля важным

является вопрос способа старта и эксплуатации, который будет влиять на выбор КСС.

Некоторые решения по данным вопросам зависят от требований, обусловленных функционированием полезной нагрузки. Для определения общего концептуального решения по носителю или нескольким вариантам носителя (высотного дирижабля) необходимо смоделировать общую картину функционирования комплекса носителя и полезной нагрузки [67].



Рис. 3.4 – Схема процесса формирования облика ВД

Разработанные методики расчета параметров ГСУ и ВД определяют исходные решения по компоновке элементов ГСУ и размещению ВМГ.

3.3 Конфигурация ГСУ ВД

Основная идея гибридной или комбинированной силовой установки заключается в возможности применения нескольких видов энергии. Как уже было описано в главе 1, на разных режимах полёта могут быть использованы:

- солнечная энергия (в дневное время), посредством БСЭ преобразуемая в электрическую, и через распределительные блоки и контроллеры-преобразователи поступающая к маршевым ЭД и бортовым потребителям;
- электрическая энергия АКБ, заряжаемых от БСЭ при наличии избыточной энергии инсоляции, либо от генераторов, вращаемых ПД;
- механическая энергия ПД, использующих традиционное химическое топливо (керосин, бензин).

Принципиальная схема реализации такой концепции ГСУ показана на рис. 3.5.

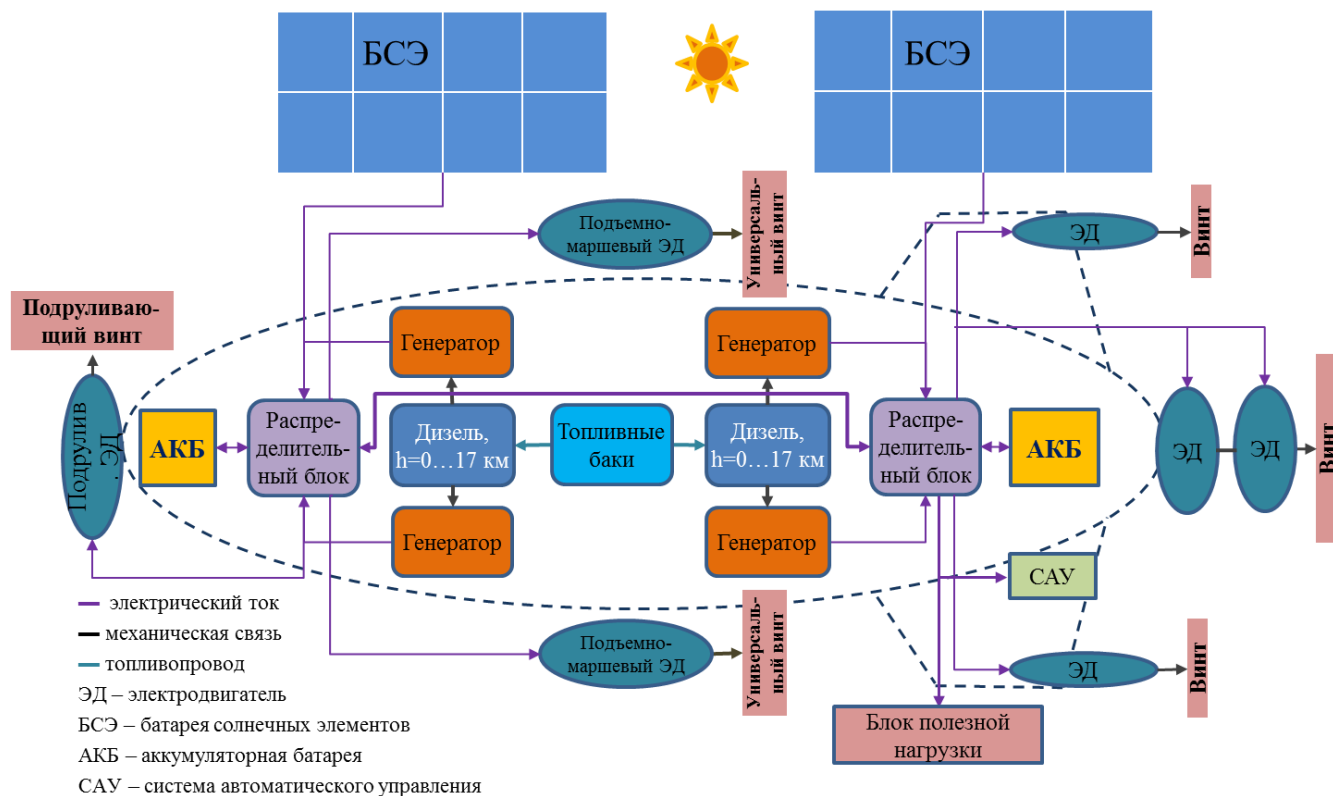


Рис. 3.5 - Принципиальная схема ГСУ ВД

Количество маршевых ВМГ может варьироваться в зависимости от выбранной аэродинамической компоновки [43, 68] и конструктивно-силовой схемы. Расположенная в хвостовой части дирижабля ВМГ с приводом от ЭД позволяет установить воздушный винт большого диаметра, обеспечивающий высокий КПД для работы ГСУ на крейсерском режиме полета [69]. Подъемно-маршевые ЭД должны поворачиваться на 90° вокруг горизонтальной оси для обеспечения вертикального взлета ВД с затяжением, а также могут быть использованы для маневрирования при посадке с выполненной оболочкой.

Оценки весовых, энергетических характеристик, а также схемных решений ГСУ, включающих в себя ДВС, генераторы, электродвигатели, АКБ для привода маршевых и подъемных винтов ВМГ выполнялись автором применительно к самолетам для местных воздушных линий и региональных самолетов [70], а также для перспективных вертикально взлетающих ЛА [71]. Данные наработки были использованы при формировании расчетного модуля весовых, расходных и летно-технических характеристик ГСУ ВД.

В качестве основного ДВС может быть использован дизельный ПД, оснащенный высотным турбонагнетателем, например, двигатель RED-A03, описанный выше [31, 32] или адаптированный для авиационного применения отечественный автомобильный двигатель [32]. ВД малой размерности может быть оснащен бензиновым ПД класса Rotax-914, который ранее уже применялся для экспериментальных высотных БЛА или его отечественный аналог.

С целью подтверждения возможности осуществления длительного барражирования с применением высотного ПД был выполнен анализ надежности межремонтного ресурса элементов ГСУ и системы в целом.

3.4 Предварительная оценка надежности ГСУ ВД

Исходя из требований обеспечения надежности ГСУ количество основных ПД должно быть не меньше двух на случай отказа одного на крейсерском режиме.

Другим важным фактором, влияющим на продолжительность полета ВД, оснащенного ПД является наработка двигателей между плановым ТО, включающим в себя как минимум замену масла и фильтров. Для обычных ПД, не имеющих специальных систем по доливу или смены масла в полете, наработка между плановыми ТО составляет 250-300 ч. Данный фактор ограничивает продолжительность полета ВД, оснащенного ПД. Однако, при наличии двух двигателей имеется возможность временного отключения одного из них, если мощности одного достаточно, с целью экономии ресурса и выработки двигателя.

Случай остановки и полного отказа одного из ПД в ГСУ не является критичным, хотя отказ двигателя является определяющим при расчете вероятности

завершения полетного задания. В работе [72] показаны результаты расчета вероятности успешного выполнения задания для БЛА с разными типами ДВС (ТРД и ПД) при значениях наработки на отказ - MEAN TIME BETWEEN MISSION ABOARD (MTBMA) в диапазоне от 100 до 500 часов, рис. 3.6.

В случае установки двух и более ПД с турбонагнетателем на ВД СУ установку можно считать резервированной системой. Вероятность отказа $\sum P$ будет определяться как для параллельно-дублируемых элементов, когда отказ одного из n элементов не приводит к отказу всей совокупности элементов, вероятность безотказной работы определяется по формуле из [73]:

$$\sum P = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - P(A_i)). \quad (3.1)$$

Связь между вероятностью безотказной работы $P(t)$ и частотой отказов $\lambda(t)$ определяется выражением для экспоненциального распределения вероятности безотказной работы:

$$P(t) = e^{-\int_0^t \lambda dt} = e^{-\lambda t}, \quad (3.2)$$

где t – время работы системы.

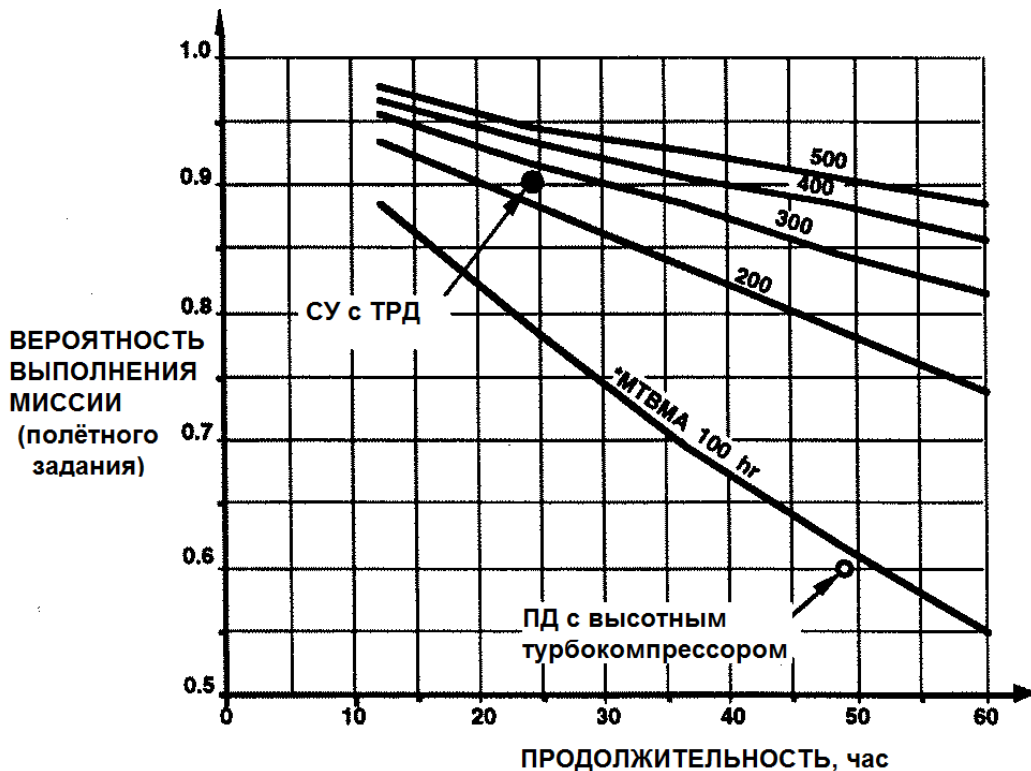


Рис. 3.6 - Вероятность выполнения полетного задания в зависимости от надежности СУ

Пользуясь методом структурных схем [74], который рассматривает ЛА, как техническую структуру, состоящую из элементов, обладающих собственными характеристиками надежности и соединенных параллельно и последовательно, построим упрощенную структурную схему надежности ГСУ. В случае комплектации ГСУ двумя ДВС и системой энергоснабжения на солнечной энергии она будет выглядеть, как показано на рис. 3.7.

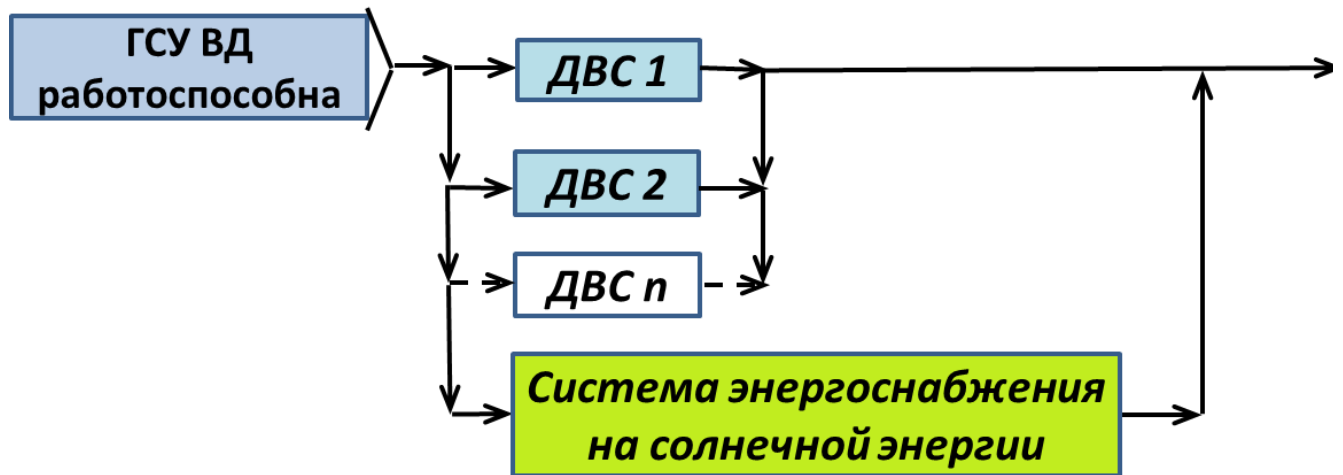


Рис. 3.7 – Структурная схема надежности ГСУ ВД

Как следует из схемы рис. 3.7 при наличии инсоляции система энергоснабжения на солнечной энергии «дублирует» ДВС на случай его отказа, тем самым повышая общий уровень надежности системы.

Также, можно отметить, что возможная неполная загрузка ДВС (отключение одного из двух), выполненная в соответствии с известной ветровой нагрузкой, позволяет уменьшить время t наработки на отказ для каждого двигателя, тем самым улучшая суммарный показатель по надежности и ресурсу.

Предварительный анализ надежности ГСУ, выполненный по аналогии с оценкой надежности многовинтового вертикально взлетающего ЛА [71] показал, что данная конфигурация системы при имеющихся показателях надежности, полученных из открытых источников [75, 76], позволит обеспечить требуемую вероятность выполнения полетного задания.

3.5 Основные решения по конструктивно-силовой схеме ВД

Конструктивно-силовая схема дирижабля в значительной мере определяется заданными функциональным состоянием оболочки (корпуса) ВД при реализации стандартного профиля полета ВД (рис. 2.25). Возможные функциональные варианты реализации конструкции оболочки [77, 78] показаны на рис. 3.8. Данные варианты образуются по признакам конструктивной реализации:

- 1) Состояние оболочки на старте и при посадке: выполненное (как для традиционного дирижабля) или невыполненное;
- 2) Способ компенсации дневного перегрева: использование сверхдавления или традиционный способ изменения объема баллонета.



Рис. 3.8 - Варианты схемы функционирования оболочки высотного дирижабля

Использование сверхдавления на высоте барражирования позволит уменьшить расчетный объем воздухоизмещения оболочки [79, 80], что дает преимущество для 4-го варианта. Тем не менее, для старта выполненного аппарата (варианты 2, 4), объем баллонетов на $h=0$ должен составлять 85-90 % от полного воздухоизмещения оболочки [20, 21, 77]

При разработке конструктивных решений были учтены условия размещения конструктивных элементов полезной нагрузки. Объем оболочки (корпуса), схема её функционирования, её геометрические параметры являются определяющими для конструктивно-силовой схемы аппарата. Для реализации ВД большей размерности важным является возможность сохранения неизменной формы оболочки на всех этапах полета, а также возможность размещения элементов ГСУ и БСЭ и равномерной передачи АПС на конструктивные элементы [82]. Разработана оригинальная конструктивно-силовая схема ВД с двумя оболочками, основные элементы которой показаны на рис. 3.9.

Для разработанной компоновки необходимо отметить следующие концептуальные решения, касающиеся размещения элементов энергосистемы на солнечной энергии:

1) БСЭ имеет ассиметричную компоновку, т.е. располагается только на одной стороне оболочки (корпуса) ВД вследствие преимущественного направления его полета в режиме барражирования с востока на запад, определяемого характерным для широт $60^\circ \dots 80^\circ$ западным направлением ветра, изменяющегося в диапазоне $\pm 30^\circ$.

2) Расположение плоскости максимальной площади проекции поверхности БСЭ должно быть близко к вертикальному положению ($0^\circ \dots 20^\circ$), так как обеспечивает максимальную эффективность в зимний период при минимальной инсоляции и зенитном угле $\Theta \sim 90^\circ$.

3) БСЭ располагается вдоль катенарных поясов внутренней оболочки, что позволяет частично перераспределить на них весовые нагрузки от БСЭ.

4) АКБ предполагается размещать на противоположном борту ВД с целью уравнивания асимметрии расположения БСЭ.

На разработанную конструкцию получен патент РФ № 2662593 [84] (см. ПРИЛОЖЕНИЕ Б к диссертационной работе).

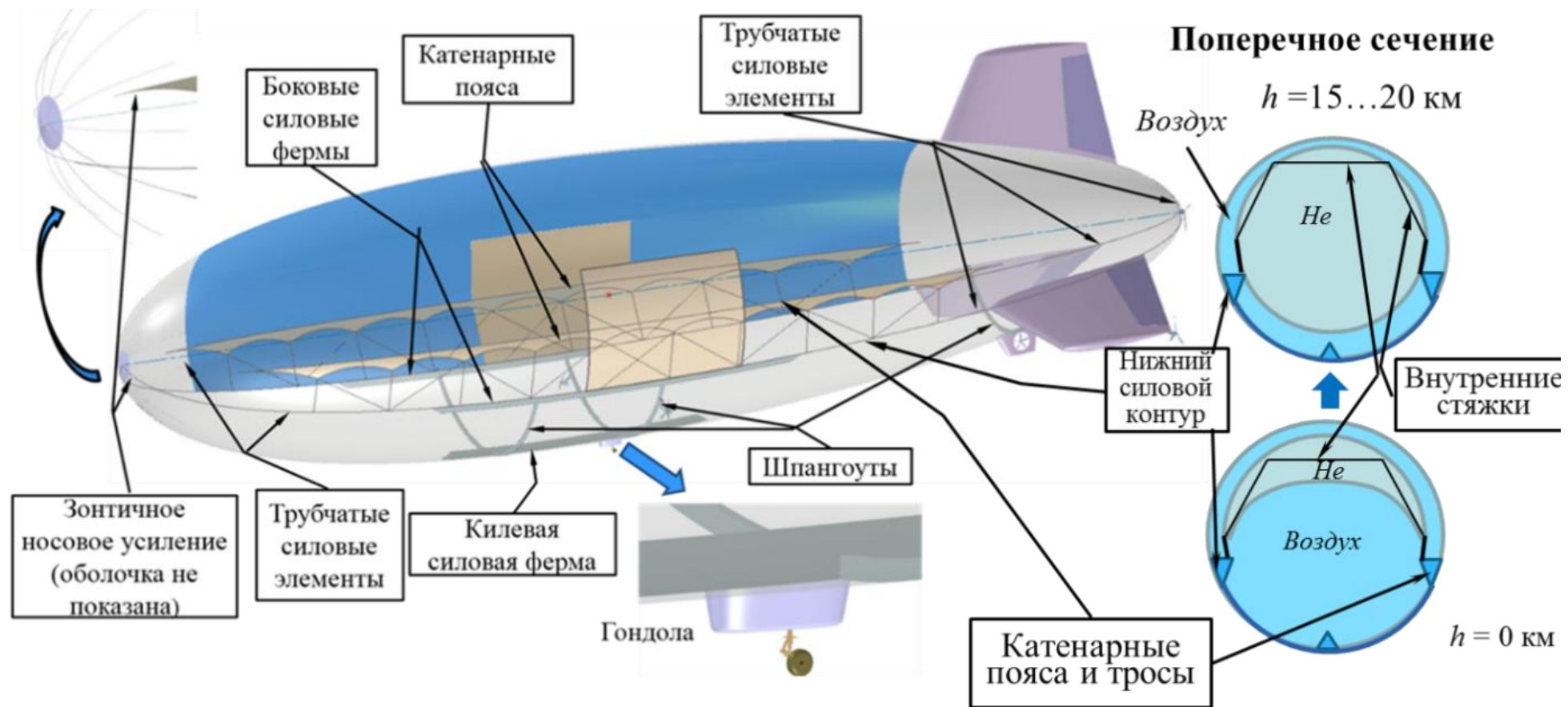


Рис. 3.9 – Конструктивно силовая схема ВД

Для второго минимального варианта реализации ВД с целью обеспечения возможности мобильного старта предложена несколько другая компоновка и конструктивно-силовая схема, его общий вид показан на рис. 3.10.

Для данного варианта предусмотрена возможность раскладывания жестких элементов конструкции, закрепленных на сложенной оболочке. После раскладывания жестких элементов происходит наполнение внешней оболочки теплым воздухом, при этом оболочку ВД, закрепленную на мобильной платформе разворачивают по направлению ветра. После наполнения воздухом выполняется газонаполнение несущим газом внутренней оболочки.

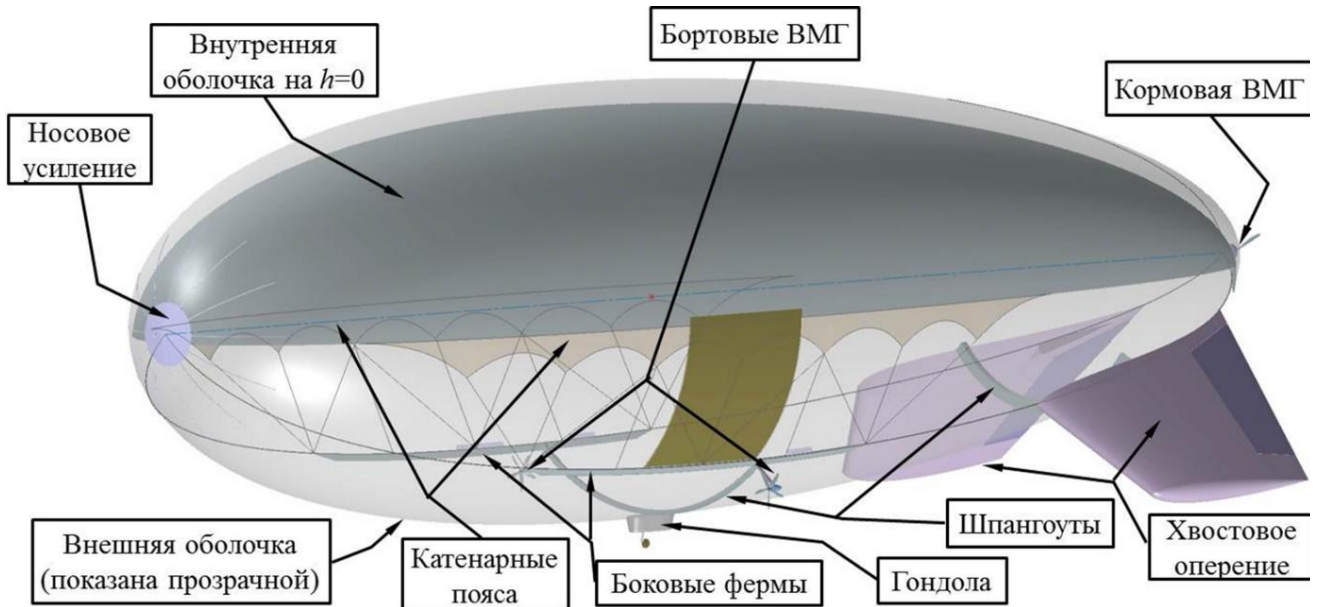


Рис. 3.10 - Конструктивно-силовая схема и компоновка ВД для варианта 2 минимальной размерности

Газонаполненный ВД закрепляется на мобильной причальной мачте и готовится к старту. Посадка аппарата может быть выполнена не в точке старта с выпуском несущего газа и последующим подбором материальной части. В случае применения более дешевого водорода в качестве несущего газа такой способ посадки может быть более целесообразен и экономически оправдан, чем эксплуатация с использованием эллинга (ангара), который требует значительных капитальных вложений.

3.6 Определение удельных показателей потребной и располагаемой мощности ВД, оснащенного ЭССЭ

В соответствии с описанной в Главе 2 методикой расчета располагаемой солнечной энергии СУ и потребной мощности в зависимости от ветровых условий разработан метод оценки *эффективности использования солнечной энергии по соотношению удельных характеристик* энергии в зависимости от сочетания природно-климатических факторов (ветер - инсоляция) применительно к ВД [53]. Удельные характеристики были отнесены к взлетной массе дирижабля m_0 , как к универсальному, не зависящему от высоты полета параметру. Удельные характеристики определялись для «пустого» аппарата с $m_{пн}=0$, энергопотреблением $N_{пн}=0$. Расчетные уравнения (2.19) и (2.38), (2.40) были отнесены к m_0 , принимая $m_{ВД}=m_0$, в результате получены выражения для относительных показателей $\frac{N_{сс}}{m_0}$ и $\frac{N_{потр}}{m_0}$:

$$\frac{N_{потр}}{m_0} = \frac{0,0307 \cdot K_{доп} \cdot K_{ф} \cdot \rho h^{\frac{6}{7}} \cdot v_{кр}^{\frac{20}{7}} \cdot m_0^{-\frac{8}{21}}}{2 \cdot \eta_{в} \cdot \eta_{ред} \cdot \eta_{эп} \cdot \eta_{эд} (K_{вып} \cdot f_{НГh})^{\frac{13}{21}}} \left(\frac{1}{\mu} \cdot \sqrt[3]{\frac{4 \cdot \lambda^2}{\psi \cdot \pi}} \right)^{-\frac{1}{7}} \left[1 + 1,5 \left(\frac{1}{\lambda} \right)^{\frac{3}{2}} + 7 \left(\frac{1}{\lambda} \right)^3 \right], \quad (3.3)$$

$$\frac{N_{сс}}{m_0} = \frac{1}{24 \cdot m_0} \cdot \frac{(m_0 - 3,53 \cdot m_0^{0,809}) \cdot (1 + K_{цикл})}{\frac{K_{уст}}{\gamma_{акк}} + \frac{\gamma_{сэ} \cdot K_{ком}}{j_{сутсэ} \cdot \eta_{сэ}} \cdot \left(\frac{1}{\eta_{акк}} + K_{цикл} \right)} = \frac{1}{24} \cdot \frac{(1 + K_{цикл}) \cdot (1 - 3,53 \cdot m_0^{-0,191})}{\frac{K_{уст}}{\gamma_{акк}} + \frac{\gamma_{сэ} \cdot K_{ком}}{j_{сутсэ} \cdot \eta_{сэ}} \cdot \left(\frac{1}{\eta_{акк}} + K_{цикл} \right)} \quad (3.4).$$

Как следует из уравнений (3.3) и (3.4) большая часть исходных параметров являются константными значениями, характеризующими систему или, собственно дирижабль. Переменными являются $j_{сутсэ}$, $V_{кр}$, m_0 . Удельная суточная инсоляция $j_{сутсэ}$ определяется решением уравнения 2.44, которое позволит использовать $j_{сутэп}$, определённые для плоской пластины, расположенной с учетом направления ветра. Скорость дирижабля $V_{кр}$ соответствует модулю скорости ветра V_r . Значение взлетной массы m_0 для относительных показателей $\frac{N_{сс}}{m_0}$ и $\frac{N_{потр}}{m_0}$ по сути является фактором величины аппарата (размерности).

Выполнены расчетные исследования по определению удельных характеристик эффективности использования солнечной энергии для нескольких

характерных географических точек с использованием среднестатистических данных по скорости и направлению ветра в соответствии с ГОСТ 24728-81. Для оценки масштабного фактора был принят размерный ряд высотных дирижаблей с $m_0=3000, 10000, 30000$ и 100000 кг, расчет выполнялся для трех значений высоты барражирования $h_{\text{п}} = 15, 17$ и 20 км [53]. Ниже на рис. 3.11 приведены примеры результатов расчета $\frac{N_{\text{сс}}}{m_0}$ и $\frac{N_{\text{потр}}}{m_0}$ для географической точки 60° с.ш. 80° в.д. при ветровых и инсоляционных условиях июля и января месяцев.

Диаграммы показывают соотношение потребной и располагаемой мощности для ВД разной размерности, что позволяет определить в какой весовой категории ЛА возможно достижение необходимой для полета мощности в заданном географическом районе и сезоне года.

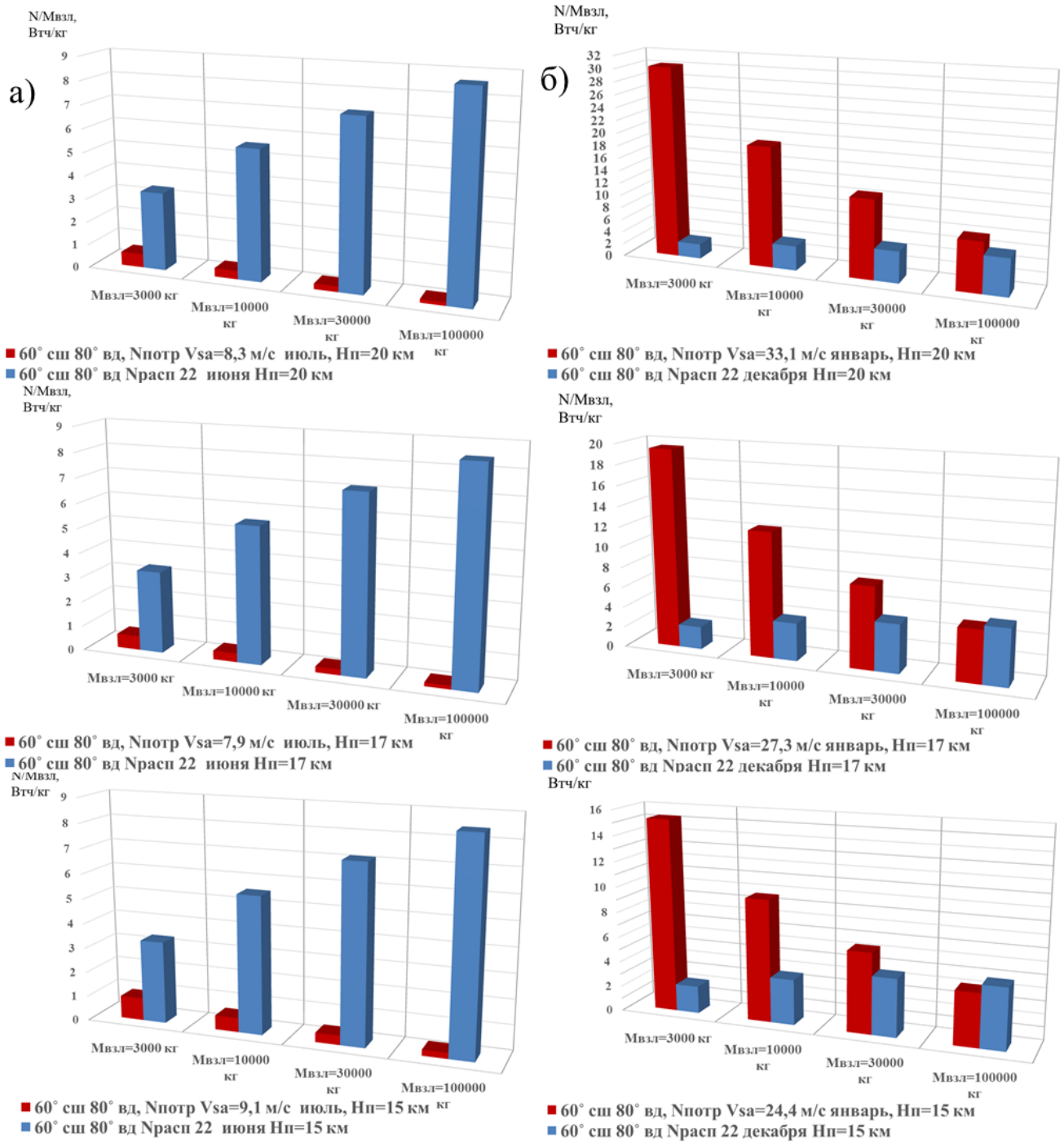


Рис. 3.11 - Диаграммы удельной потребной и располагаемой мощностей энергоустановки ВД на 60° с.ш. 80 в.д. для сезонов: а) зимнего (январь) и б) летнего (июль)

Выводы по главе 3

1. Выполнен расчет потребной взлетной массы двух вариантов ВД. Для наихудшего случая отсутствия или малого уровня инсоляции (ноябрь-февраль) для полета продолжительностью не менее 10 суток с вероятностью 95% и полезной нагрузкой 1800 кг необходим ВД нормальной взлетной массой 39,2 т, для барражирования в течение 5 суток с полезной нагрузкой 800 кг – ВД взлетной массой 14,6 т.

2. 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 месяцы (включительно).

3. Разработан облик перспективного ВД для длительных полетов (несколько месяцев) в арктической зоне РФ. Оригинальная конструкция двойной оболочки позволяет передать аэростатическую подъемную силу через внешние, расположенные с боковых сторон внутренней оболочки, катенарные пояса, обеспечивая большой диапазон высот при старте и посадке с выполненной оболочкой.

4. Сформирована общая конфигурация ГСУ. Выполнен сравнительный анализ схемы надежности ГСУ, и показателей межремонтного ресурса для такой конфигурации. Сделан вывод о возможности выполнения исходных требований.

5. Разработаны методика и расчетные формулы для определения удельной потребной мощности ВД и удельной располагаемой мощности его энергоустановки, отнесенные к единице взлетной массы аппарата, которые при этом учитывают и собственно величину взлетной массы (класс размерности ЛА). Данная методика может быть использована для оценки эффективности применения солнечной энергии по соотношению удельных характеристик в зависимости от сочетания природно-климатических факторов: ветровых условий, инсоляции, в заданных географических районах барражирования аппарата.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

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

В процессе разработки методики были исследованы и решены следующие технические задачи:

1) На основании проведенного комплексного анализа возможных вариантов ВД с разными типами СУ и носителей энергии осуществлен выбор в пользу приоритетного варианта – ГСУ, использующей солнечную энергию и энергию химического топлива.

2) Разработан алгоритм расчета проектных параметров ВД, основанный на уравнениях баланса потребной и располагаемой мощности и энергии за требуемое время полета.

3) Получено выражение для расчета потребной мощности СУ ВД в зависимости от массы, скорости и высоты полета аппарата при заданных относительных геометрических параметрах (форма, удлинение).

4) Создана методика расчета потребной энергии (энергетический метод) за заданный промежуток времени барражирования для расчетной модели ВД на основании статистики по ветровым данным в географическом районе и сезоне эксплуатации аппарата.

5) Разработана методика расчета системы энергоснабжения на солнечной энергии. Внешняя задача расчета поступающей на поверхность БСЭ солнечной энергии решена посредством системы 3D моделирования. Решение внутренней задачи определения рационального соотношения параметров компонентов ЭССЭ получено на основании условия баланса энергии в течение суточного цикла.

6) Получено соотношение для расчета необходимой площади БСЭ в зависимости от формы криволинейной поверхности оболочки ВД, на которой размещается БСЭ.

7) Исследовано влияние направления ветрового потока на суммарное значение поступающей инсоляции, определены статистические зависимости, позволяющие учесть отклонение ветра от оптимального направления.

8) Показано определение зависимости и выполнен расчет расхода топлива и мощности поршневого двигателя, оснащенного системой высотного турбонаддува, в зависимости от высоты полета.

9) Получены итоговые уравнения расчета взлетной массы ВД по принципу соответствия потребных и располагаемых мощностей и энергии.

10) Для случая отсутствия инсоляции (полярная ночь) разработан метод расчета значения потребной энергии по критерию не превышения в 95% (99%, либо другого значения вероятности) случаев для известного массива статистических данных.

11) Для случая наличия достаточного уровня инсоляции разработан метод определения продолжительности полета ВД при комбинированном использовании солнечной энергии и химической энергии топлива, позволяющий получить оптимальное весовое соотношение между компонентами ГСУ для достижения максимального времени барражирования.

С целью апробации разработанной методики для решения реальной задачи проектирования двух вариантов ВД выполнено следующее:

- проведен анализ массива реальных ветровых данных для заданного географического района (арктическая область) за 5 лет (2015-2020 гг) и барометрического уровня высоты 125 hPa, на основании анализа ветровых данных по критерию не превышения в 95% случаев определено значение потребной энергии для полета ВД в фиксированной географической точке для минимальной продолжительности барражирования в 10 и 5 дней;

- выполнен расчет потребной взлетной массы двух вариантов ВД в соответствии с исходными требованиями, в случае отсутствия или малого уровня

инсоляции (ноябрь-февраль) для полета продолжительностью не менее 10 суток с вероятностью 95% и полезной нагрузкой 1800 кг необходим ВД нормальной взлетной массой 39,2 т, для барражирования в течение 5 суток с полезной нагрузкой 800 кг – ВД взлетной массой 14,6 т.;

- для ВД с $m_0 = 39,2$ т, оснащенного ГСУ, использующего солнечную энергию и химическое топливо с ПД, определено, что он 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, определены оптимальные соотношения массы топлива и массы ЭССЭ, при которых достигается максимальная продолжительность полета;

- сформирован рациональный облик ВД и его ГСУ, а также основные конструктивные решения для максимального и минимального вариантов реализации аппарата.

Разработаны предложения по рациональному облику гибридной силовой установки ВД для полетов с использованием солнечной энергии. Предусмотрена опциональность использования солнечной энергии и химического топлива в зависимости от широты и сезона эксплуатации аппарата. Определено рациональное соотношение масс элементов энергосистемы при использовании двух источников энергии при разных сезонных (день года) и широтных условиях.

Разработан метод оценки эффективности применения солнечной энергии по соотношению удельных характеристик в зависимости от сочетания природно-климатических факторов, ветровых условий и инсоляции. Метод позволяет наглядно оценить возможности применения солнечной энергии для барражирования ЛА при варьировании географического положения и сезонно-климатических условий.

С помощью разработанной методики проектирования и на основании результатов выполнения проектной задачи – апробации методики, можно сделать обладающие новизной научные выводы:

1) Применение только ЭССЭ в качестве энергосистемы при современном технологическом уровне характеристик её компонентов (АКБ и БСЭ) не позволяет реализовать проект ВД для всесезонной эксплуатации и ветровых нагрузках высоткой интенсивности в пределах рациональной размерности аппарата ($U_{об} < 300$ тыс.м³), так как обеспечит не более 70 % от возможной по статистике потребной суточной энергии, что приведет к преждевременному завершению миссии.

2) Применение комбинированного использования возобновляемой солнечной энергии и расходуемого запаса топлива в ГСУ для ВД позволяет компенсировать более редкие по статистике периоды увеличения интенсивности ветра с помощью невозобновляемого источника – запаса топлива.

3) При равной взлетной массе ВД и массе энергосистемы, применение комбинированного использования возобновляемого и невозобновляемого источника энергии позволит увеличить продолжительность барражирования в 1,5 – 2 раза по сравнению с вариантом, использующим только топливо для зимнего сезона на широтах 60° - 70° с.ш.

4) Полученная методика и расчетные исследования с её применением подтвердили главное положение: *применение комбинированного использования возобновляемого и невозобновляемого источников энергии для гибридной силовой установки высотного дирижабля позволяет адаптировать его энергосистему к реальному распределению ветровой нагрузки и обеспечить возможность длительного функционирования аппарата на северных широтах.*

В итоге можно сделать вывод, что цель работы достигнута и поставленные задачи выполнены, - разработана проектная методика, которая может быть эффективно применена для проектирования перспективных ВД, а также БЛА самолетного типа и их ГСУ, использующих солнечную энергию.

Список сокращений

АКБ	–	аккумуляторная батарея
БСЭ	–	батарея солнечных элементов
БЛА	–	беспилотный летательный аппарат
ВД	–	высотный дирижабль
ГСУ	–	гибридная силовая установка
ДВС	–	двигатель внутреннего сгорания
КПД	–	коэффициент полезного действия
ЛА	–	летательный аппарат
ЛТХ	–	лётно-технические характеристики
ПД	–	поршневой двигатель
СУ	–	силовая установка
СЭ	–	солнечные элементы
ЭССЭ	–	система энергоснабжения на солнечной энергии
ЭД	–	электродвигатель
ЭСУ	–	электрическая силовая установка

Список литературы

1. Зябин В.К., Ильиных В.Н. Технические и экономические вопросы предоставления телекоммуникационных услуг на основе использования высотных аэростатических платформ. Труды ЦАГИ, вып. № 2682, 2009 г, с. 53-58.
2. Tozer Tim, Grace David. High-altitude platforms for wireless communications. Electronics & communication engineering journal, June 2001.
3. Мануков С.С. Судовой трафик Северного морского пути достиг рекордного уровня. Информационный интернет ресурс: <https://expert.ru/2020/10/9/severnyij>
4. Информационный сайт компании ФГУП «Морсвязьспутник»: www.marsat.ru/carrent-rates
5. Редькин А.В., Маврицкий В.И. Перспективы и возможности создания высотных аэростатических платформ – носителей телекоммуникационного и другого целевого оборудования. Труды ЦАГИ, вып. № 2682, 2009 г, с. 3-9
6. Гальцев А.П., Ермоленко Н.И., Титоренко В.Н., Шустов А.В., Метод расчета распределения интенсивности солнечного излучения для летательных аппаратов, использующих солнечную энергию. “Техника воздушного флота”, № 6-7, 1987.
7. Барабанов Г.В., Гальцев А.П., Титоренко В.Н., Шустов А.В. Летательные аппараты, использующие солнечную или СВЧ энергию. Техника воздушного флота, 1991, №1(489), с. 22-29.
8. Ивченко Б.А., Черников С.П. К вопросу размещения солнечных батарей на стратосферном дирижабле. Труды ЦАГИ, вып. № 2682, 2009 г, с. 30-38
9. Титоренко В.Н. Особенности компоновки высотного дирижабля с силовой установкой на солнечной энергии. Труды ЦАГИ, вып. № 2682, 2009 г, с. 21-29.
10. Титоренко В.Н. Анализ компоновки солнечных батарей на крыле самолета. Труды ЦАГИ, Выпуск №2657, Москва 2002г

11. Shailesh Atreya, Marianne Mata, Russ Jones (Boeing Company), Lisa Kohout (NASA). Power System Comparisons for a High Altitude Long Endurance (HALE) Remotely Operated Aircraft (ROA). AIAA 2005-7401
12. Craig L. Nickol, Mark D. Guynn, Lisa L. Kohout, Thomas A. Ozoroski. High Altitude Long Endurance UAV Analysis of Alternatives and Technology Requirements Development. NASA/TP-2007-214861.
13. David W. Hall, Charles D. Fortenbach, E.V. Dimiceli, R. W. Parks. A Preliminary Study of Solar Powered Aircraft and Associated Power Trains. NASA/CR-3699 – 1983 r
14. Anthony Colozza. Initial Feasibility Assessment of a High Altitude Long Endurance Airship. Analex Corporation, Glenn Research Center, NASA/CR—2003-212724.
15. Grant E. Caricher, Leland M. Nicolai. Fundamentals of Aircraft and Airship Design. AIAA education series, 2013 – 962 p.
16. James D, Kenneth C. Airship Survivability in atmospheric turbulence. AIAA 1981-1323.
17. Honglian Zhai, Anthony Euler. Material challenges for Lighter-Than-Air systems in high altitude application. TCOM corp., AIAA 2005-7488.
18. Mr. Michael Lee, Mr. Steve Smith, Dr. Stavros Androulakakis. The High Altitude Lighter Than Air Airship Efforts at the US Army Space and Missile Defense Command/Army Forces Strategic Command. 18th AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology Conference, 4 - 7 May 2009, Seattle, Washington AIAA 2009-2852
19. Stavros P. Androulakakis. Status and Plans of High Altitude Airship (HAA) Program. AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology (LTA) Conference 25-28 March 2013, Daytona Beach, Florida
20. Masa Aki Sano. Airship Shaped ballon test flight to the stratosphere. AIAA 2003-6798.
21. Masa Aki Sano. Stratospheric LTA platform with variable flight altitude control. AIAA 2005-7391.

22. Пресс-релиз компании Thales Alenia Space по проекту StratoBus www.thalesgroup.com/en/worldwide/space/press-release/thales-alenia-space-and-thales-sign-concept-study-contract-french
23. Пресс релиз Национального космического агентства Китая <http://www.cnsa.gov.cn/english/n6465652/n6465653/c6480024/content.html>
24. Щербаков А.Н., Челябин В.Ф., Глухих И.Н., Макаров А.Е. Энергоустановка высотной аэростатической платформы на основе ЭХГ и электролизера. Труды ЦАГИ, вып. № 2682, 2009 г, с. 10-20
25. Остроухов С.П. Воздушный винт для стратодиржабля: возможности и проблемы. Труды ЦАГИ, вып. № 2682, 2009 г, с. 48-52
26. Dr. Frank Anton. Hybrid-electric propulsion systems for aircraft. Electric & hybrid aerospace technology symposium, Cologne, Germany, 7-8 November, 2018, https://www.bbaa.de/fileadmin/user_upload/02-preis/02-02-preistraeger/newsletter-2019/02-2019-09/02_Siemens_Anton.pdf
27. Информационный ресурс компании www.kokam.com.
28. David J. Bents, James L. Harp, Paul C. Schmitz. Propulsion System for Very High Altitude Subsonic Unmanned Aircraft. NASA/TM-1998-206636. Отчет NASA 1998 г.
29. Jeziorski, Andrzej. Strato 2C takes flight but funds stay low. Flight international. 12-18 April 1995.
30. Пресс-релиз компании Boeing www.boeing.com/defense/phantom-eye/
31. Пресс-релиз компании Red Aircraft <https://red-aircraft.com/product/>
32. Редькин А.В., Ковалев И.Е., Костюченков А.Н. Определение рационального облика высотного дирижабля и его энергоустановки для длительного барражирования в северных и арктических районах РФ. Общероссийский научно-технический журнал «Полет», издатель ООО «Машиностроение - Полёт», № 10, 2021 г, с. 28-37.
33. David S. Wolford, Donald L. Chubb. Theoretical Performance of a Radioisotope Thermophotovoltaic (RTPV) Power System. AIAA 2009-4655.

34. В. И. Маврицкий, А. В. Редькин. Выбор параметров и обработка концептуальных решений для реализации проекта создания высотной платформы для продолжительного барражирования с использованием связки двух летательных аппаратов. Труды ЦАГИ. Выпуск 2747, 2015 г.
35. Бугаёва И. В. Велопауза и режим летней стратосферной циркуляции. Гидрометеоиздат. 1969 г.
36. Graham Warwick. Sky-High Ideas. Aviation week & space technology. July 6-19, 2015.
37. André Noth. History of Solar flight. Autonomous Systems Lab, Swiss Federal Institute of Technology Zürich, July 2008.
38. Militsky F. Laser Powered HALE Aircraft Concept. ESTEC, 17 January 1996, pp. 44-45.
39. Пресс-релиз сайта компании Laser Motive www://lasermotive.com/
40. Thomas J. Nugent, Dr. Jordin T. Kare, Laser Motive. Laser power beaming for defense and security applications. Unmanned Systems Technology XIII, 2011.
41. Brown, W. C. Rectenna Technology Program. 1987-NASA CR179558, Raytheon comp.
42. Anuradha Tomar & Sunil Gupta. Wireless power Transmission: Applications and Components. International Journal of Engineering Research & Technology, 5, July – 2012.
43. Фомина Н.Н. Атлас форм корпусов дирижаблей. Труды ЦАГИ, выпуск 238, 1935 – 74 с.
44. Семенов В.А. Механика свободного аэростата. Издание ВВИА им. проф. Жуковского, 1959 г.
45. Грумондз В.Т., Семенчиков Н.В., Яковлевский О.В. Аэромеханика дирижабля. Москва, Наука, 2017 – 424 с.
46. Международный информационный портал климатических данных по состоянию земной атмосферы <https://cds.climate.copernicus.eu/>
47. 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.

48. Игнатъев С.Г. Новые методы оценки энергии ветра и оптимизации параметров ветроэнергетических установок. Издательство «Шанс», Москва, 2016 г – 632 с.

49. Каталог авиационных изделий и систем: В 10 т. Т. 2: Двигатели. Винты. Элементы трансмиссий. – М.: ООО ИД «Аэросфера», 2007 – 328 с.

50. Двигатели 1944-2000г: авиационные, ракетные, морские, промышленные. Справочник ОАО «Авиадвигатель». 2001 г – 386 с.

51. Масленников М.М., Рапипорт М.С. Авиационные поршневые двигатели. Из-во оборонной промышленности. Москва 1951 г. – 847 с.

52. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. Из-во «Наука», Москва, 1969 г – 824 с.

53. Ковалев И.Е., Маврицкий В.И., Редькин А.В., 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 г, с. 96-109.

54. Радиационные характеристики атмосферы и земной поверхности. Под ред. Кондратьева К. Я. Гидрометеиздат. Ленинград. 1969 г.

55. Yrving F.G., Morgan D. The feasibility of an aircraft propelled by solar energy. AIAA – 74-1042.

56. Хоменко И.М., Сафонов В.А., Хоменко А.М. Новая формула расчета значений атмосферных масс для анализа эффективности работы гелиоприемных устройств. Севастопольский университет ядерной энергии и промышленности. Сборник научных трудов. 2012 г.

57. Фитенгольц Г.М. Основы математического анализа. М.: Наука, 1968.

58. Шустов А. В. Некоторые особенности выбора параметров самолетов, использующих нетрадиционные источники энергии. Ученые записки ЦАГИ. Том XXVII, № 1-2, 1996, с. 124 – 131.

59. Арие М.Я. Дирижабли. – Киев: Наукова думка, 1986. – 264 с.

60. Обухович В.А., Кульбака С.П. Дирижабли на войне. – Москва: АСТ, 2000 г –496 с.
61. Развитие дирижаблестроения в США во время второй мировой войны и в период 1945-1955 гг. – Бюро научной информации ЦАГИ, 1956. – 39 с.
62. Егер С.М. Проектирование самолетов. Москва: Машиностроение, 1983 г. – 616 с.
63. Ajoy Kumar Kundu. Aircraft design. Cambridge Aerospace Series. Cambridge University Press. 2010.
64. Вахминцев А.М. Постройка воздушных судов. – М.; Л.: ОНТИ НКТП СССР, 1935. – Ч.1.247 с.
65. Припадчев А.Д. Межуева Л.В. Султанов Н.З. Концептуальные основы проектирования облика летательного аппарата. Журнал Фундаментальные исследования. – 2013. – № 6 (часть 3) – с. 561-564
66. Кирилин А.Н., Ивченко Б.А. Расчет основных проектных параметров дирижаблей мягкого типа. – М.: Русское воздухоплавательное общество, 2000 г. – 54 с.
67. Пшихопов В.Х., Медведев М.Ю., Федоренко Р.В. и др. Управление воздухоплавательными комплексами: теория и технология проектирования. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010. – 394 с.
68. Засолов Р.А. Аэродинамические характеристики моделей дирижаблей. – М.: Труды ЦАГИ, выпуск 2268, 1985. – 22 с.
69. В.С. Горбовской, А.В. Кажан, А.В. Редькин, А.С. Дроздов. Расчетные исследования нестандартных решений для аэродинамической компоновки высотного дирижабля-демонстратора. Сборник тезисов докладов XVII международной школы-семинара «Модели и методы аэродинамики», г. Евпатория, июнь 2017 г.
70. 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.
71. Редькин А.В., Ковалев И.Е., Ялоза Ю.А. Оценка надежности конвертируемого летательного аппарата с гибридной силовой установкой и

многовинтовой несущей системой. Научный Вестник МГТУ ГА. Том 23, № 05, 2020 г, с. 76-96.

72. Tsach S., Yaniv A., Avni H., Penn D. High altitude long endurance (HALE) UAV for intelligence missions. ICAS-96-4.2.1.

73. Волков Л.И., Шушкевич А.М. Надежность летательных аппаратов. М, Высшая школа, 1975 г.

74. Мрыкин С. В., Вильчек М. И., Нападов К.А. Метод структурных схем и оценка надёжности системы самолёта (этап проектирования). Лаб. Практикум. Изд-во Самарского гос. аэрокосм. ун-та, 2012 г.

75. Коллектив авторов под руководством Прыткова С.Ф. Надежность электрорадиоизделий. Справочник. 2002 г.

76. Nonelectronic Parts Reliability Data (NPRD-2016). Quanterion solutions incorporated, 2016 г.

77. Катанский В.В. Проектирование балонно-такелажных конструкций и оборудования оболочек воздушных судов. – М., Л.: ОНТИ НКТП СССР Главная редакция авиационной литературы, 1936. – 291 с.

78. Берджес И.П. Проектирование воздушных судов. – М.; Л.: Оборонгиз, 1938. – 277 с.

79. M. S. Smith, E. L. Rainwater. Optimum designs for superpressure balloons. Raven Industries Inc., Advances in Space Research 33 (10), December 2004.

80. Болдырева А.А. Суточные температурные колебания высоты полета стратосферной платформы и методы их компенсации. - Системный анализ, управление и обработка информации: сб. тр. III Междунар. науч. семинара, п. Дивноморское, 27 сент. - 2 окт. / ДГТУ. – Ростов н/Д, 2012, с. 170 – 176 с.

81. Лебедев. Н.В. Дирижабли. Нежесткие, полужесткие, жесткие системы. Книга 1. Государственное авиационное и автотракторное из-во. Москва-Ленинград, 1933. – 263 с.

82. Бенфельд С.С. Техническая эксплуатация воздушных кораблей. – М.: РИО аэрофлота, 1936. – 277 с.

83. Способ размещения высотной платформы и высотная платформа. Пат. № 2506204, РФ МПК В64С 37/02, F03D 9/00, В64D 5/00, В64D 41/00, Маврицкий В.И., Редькин А.В.; заявитель и патентообладатель Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского». - № 2012140234, заявл. 20.09.2012 г; опубл. 10.02.2014, Бюл. № 4 - 11 с: ил.

84. Высотный дирижабль. Пат. № 2662593, РФ МПК В64С 37/02, F03D 9/00, В64D 5/00, В64D 41/00, Маврицкий В.И., Редькин А.В.; заявитель и патентообладатель: Российская Федерация, от имени которой выступает Министерство промышленности и торговли, Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского». - № 2017129291, заявл. 17.08.2017 г; опубл. 26.07.2018, Бюл. № 21 - 10 с: ил.

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



ПАТЕНТ

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2506204

СПОСОБ РАЗМЕЩЕНИЯ ВЫСОТНОЙ ПЛАТФОРМЫ И
ВЫСОТНАЯ ПЛАТФОРМА

Патентообладатель(ли): *Федеральное государственное унитарное предприятие "Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского" (ФГУП "ЦАГИ") (RU)*

Автор(ы): *см. на обороте*

Заявка № 2012140234

Приоритет изобретения 20 сентября 2012 г.

Зарегистрировано в Государственном реестре изобретений Российской Федерации 10 февраля 2014 г.

Срок действия патента истекает 20 сентября 2032 г.

Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

Б.П. Симонов



Автор(ы): *Маврицкий Владимир Иванович (RU), Редькин
Андрей Владимирович (RU)*

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



ПАТЕНТ

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2662593

Высотный дирижабль

Патентообладатели: *Российская Федерация, от имени которой выступает Министерство промышленности и торговли Российской Федерации (Минпромторг России) (RU), Федеральное государственное унитарное предприятие "Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского" (ФГУП "ЦАГИ") (RU)*

Авторы: *Маврицкий Владимир Иванович (RU), Редькин Андрей Владимирович (RU)*

Заявка № 2017129291

Приоритет изобретения 17 августа 2017 г.

Дата государственной регистрации в

Государственном реестре изобретений

Российской Федерации 26 июля 2018 г.

Срок действия исключительного права

на изобретение истекает 17 августа 2037 г.

Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

 Г.П. Ивлиев



ПРИЛОЖЕНИЕ В.**Копии актов о внедрении результатов диссертационной работы****УТВЕРЖДАЮ**Первый заместитель
генерального директора
ФГУП «ЦАГИ»

д.ф.м.н., профессор РАН

А.Л. Медведский



М.П.

« 14 »

мая

2021 г.

АКТвнедрения результатов диссертационной работы А.В. Редькина
в НИО-10 НИК УНП/ЦКИТ ФГУП «ЦАГИ»

Внедрение результатов диссертационной работы А.В. Редькина осуществляется в НИО-10 ФГУП «ЦАГИ» с 2008 г., а с 2020 г. и по настоящее время в ЦКИТ ФГУП «ЦАГИ».

В 2008 – 2009 гг ФГУП «ЦАГИ» выполнял научно-исследовательскую работу по определению возможностей создания беспилотного стратосферного дирижабля длительного барражирования для решения информационных задач.

В процессе выполнения работ Редькин А.В. предложил использовать для барражирования в арктических районах РФ в период отсутствия инсоляции силовую установку с поршневым двигателем, оснащенный системой высотного турбонаддува. Была определена концепция поочередной замены высотных дирижаблей по мере расхода топлива одним аппаратом из группы другим дозаправленным на наземной базе.

В рамках НИР «Альтернатива», выполненной по государственному контракту ФГУП «ЦАГИ», Редькин А.В. предложил и реализовал для выполнения расчетных исследовательских задач методику определения поступающей солнечной энергии посредством 3D моделирования системы объектов. Методика использована для определения эффективности применения солнечной энергии с целью энергообеспечения беспилотных летательных аппаратов длительного барражирования.

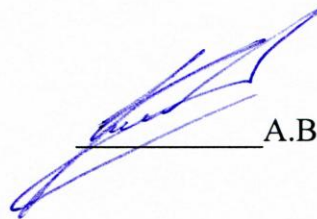
Комплексная методика по расчету характеристик высотного дирижабля, оснащенного силовой установкой на солнечной энергии, использована для определения рационального соотношения масс устанавливаемых компонентов системы – батареи солнечных элементов и аккумуляторной батареи с учётом формы корпуса дирижабля. Разработанная Редькиным А.В. методика также

применена для определения рационального расположения солнечных элементов на поверхности оболочки (корпуса) дирижабля.

Методика расчета удельных характеристик высотного дирижабля на солнечной энергии автора диссертационной работы применена для оценки эффективности использования солнечной инсоляции для беспилотного летательного аппарата длительного барражирования на территории РФ. Построенные диаграммы соотношения потребной и располагаемой удельной мощности позволили наглядно оценить возможности применения солнечной энергии для удержания ЛА в заданной точке при варьировании географического положения и сезонно-климатических условий.

На разработанную Редькиным А.В. конструкцию высотного дирижабля с силовой установкой на солнечной энергии получен патент на изобретение № 2662593 «Высотный дирижабль» с приоритетом от 17.08.2017 г., который является одним из результатов выполнения этапа НИР «Альтернатива». Разработанная конструкция предложена в качестве основного концептуального решения для реализации дирижабля-демонстратора технологий.

И.о. начальника ЦКИТ



А.В. Кажан

Заместитель начальника центра -
Руководитель программ
реализации научных проектов
развития АОН и ВТ



А.И. Дунаевский



БЭДФОРД ГРУПП

УТВЕРЖДАЮ
Генеральный директор
ООО «БЭДФОРД ГРУПП»



В.В. Ворошилов

«20» апреля 2021 г.

АКТ

внедрения результатов диссертационной работы А.В. Редькина
в ООО «БЭДФОРД ГРУПП» (Москва)

Компания «БЭДФОРД ГРУПП» является активным участником рынка перевозок различных грузов с применением авиационного, автомобильного, морского, речного и железнодорожного видов транспорта, как по территории России, так и в зарубежные страны. Одним из перспективных направлений деятельности Компании является реализация использования аэростатических транспортных средств (дирижаблей) для решения транспортных и мониторинговых задач в удаленных регионах РФ - Якутии, Сибири, Дальнем Востоке и Арктике.

Выступая в качестве интегратора и модератора Проекта, Компания «БЭДФОРД ГРУПП» разработала ряд предложений и проектов по применению транспортных дирижаблей в Республике Якутия (Саха). Создана предварительная кооперация для реализации проекта, включающая ФГУП «ЦАГИ» и ряда организаций, имеющих компетенцию в области проектирования, изготовления и эксплуатации воздухоплавательной техники. В настоящий момент подготовлены предложения по финансированию стартовой части проекта Фондом перспективных исследований (ФПИ) России.

Редькин А.В. в процессе формирования кооперации выступает в качестве научно-технического консультанта проекта от ФГУП «ЦАГИ» по вопросам

Страница 1 из 2



разработки и практического применения перспективной воздухоплавательной техники.

Методика, созданная Редькиным А.В. в рамках его диссертационной работы (проектирование дирижаблей длительного барражирования и его энергоустановки), была использована для расчета характеристик двух типоразмеров перспективных дирижаблей, ориентированных на предварительные требования заказчика.

В результате применения собственной методики Редькин А.В. выполнил расчеты летно-технических характеристик, геометрических и весовых параметров дирижаблей, подготовил «Материалы по проекту высотного дирижабля длительного барражирования» и «Материалы по проекту мало/средневысотного транспортного дирижабля», которые направлены для формирования пакета предложений для ФПИ России.

Главный координатор Проекта,
Исполнительный директор
ООО «БЭДФОРД ГРУПП»



С.В. Жуковец