

Экз. № _____
УДК 629.7.01
На правах рукописи

Самойловский Артем Александрович

**МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКА БЕСПИЛОТНЫХ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ НА
СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ**

05.07.02 – «Проектирование, конструкция
и производство летательных аппаратов»

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва 2016

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете)»

Научный руководитель: **Лисейцев Николай Константинович** - доктор технических наук, профессор, профессор кафедры 101 «Проектирование самолетов» Московского авиационного института

**Официальные
оппоненты:**

Подобедов Владимир Александрович - доктор технических наук, профессор, ПАО «ОКБ им. А. С. Яковлева», заместитель главного конструктора по аэродинамике

Верещиков Дмитрий Викторович - кандидат технических наук, доцент, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» начальник 72-й кафедры «Авиационных комплексов и конструкции ЛА»

**Ведущая
организация:**

Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского»

Защита состоится "19" октября 2016 г. в 13:00 на заседании диссертационного совета Д 212.125.10 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) по адресу: 125993, Москва, Волоколамское шоссе, дом 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) и на сайте www.mai.ru/events/defence/

Автореферат разослан " ____ " _____ 2016 г.

Ученый секретарь диссертационного совета
Д 212.125.10
кандидат технических наук, доцент

Денискина А. Р.

1. Общая характеристика работы

Интенсивно ведущиеся во всем мире исследования и разработки по созданию летательных аппаратов, использующих энергию солнечного излучения, объясняются стремлением найти альтернативные, более эффективные способы решения ряда народно-хозяйственных и оборонных задач, связанных с мониторингом земной поверхности, ретрансляцией сигналов глобальной связи и др.

Ожидается, что подобные ЛА могут составить достойную конкуренцию существующим средствам решения указанных задач. Создание целого ряда подобных аппаратов подтвердило реализуемость идеи полета летательных аппаратов на солнечной энергии и поставило на повестку дня необходимость комплексных исследований и разработок, направленных на создание этих ЛА, теории и методов их проектирования, совершенствование элементной базы, на которой они реализуются, и оценки перспектив их развития.

В этой связи разработка методики формирования облика подобных летательных аппаратов и оценка уровня достижимых ими характеристик является актуальной задачей.

Цель диссертационной работы - разработка научно-методического обеспечения для решения задач формирования облика ЛА, использующих энергию солнечного излучения, а также оценки их потенциальных возможностей при существующих и перспективных технологиях.

Для достижения поставленной цели в диссертационной работе решены следующие **задачи**:

1. Проанализирован достигнутый уровень характеристик ЛА рассматриваемого типа и методов их проектирования;
2. Проанализирована среда эксплуатации БЛА, выявлены особенности и специфические проблемы их разработки;
3. Разработаны новые и уточнены существующие математические модели:
 - весовые модели агрегатов и составных частей ЛА;
 - энергетическая модель;

- аэродинамическая модель.

4. Разработана методика формирования облика подобных ЛА под заданные характеристики;

5. Проведена оценка достижимых характеристик при существующем уровне развития техники;

Объектом исследования является беспилотный летательный аппарат, с силовой установкой на солнечной энергии.

Предметом исследования является методическое обеспечение, позволяющее определять проектные параметры беспилотных летательных аппаратов с силовой установкой на солнечной энергии и проводить оценку достижимого уровня их характеристик при применении для их разработки существующих и перспективных технологий.

Научная новизна диссертационной работы

1. Разработана основанная на решении уравнений существования ЛА, использующих аэродинамический принцип полета, методика определения основных проектных параметров;

2. Разработаны специфические для данного класса аппаратов уравнения весового, гравитационного и энергетического баланса;

3. Разработаны весовые модели электрической силовой установки, средств аккумулирования энергии, фотоэлектрических преобразователей для БЛА рассматриваемого типа;

4. Впервые определен уровень достижимых характеристик БЛА, использующих энергию солнечного излучения, при существующем уровне техники для различных регионов эксплуатации.

5. Предложен вариант решения актуальной народно-хозяйственной задачи патрулирования южных границ России;

Практическая значимость результатов работы

Практическая ценность диссертационной работы заключается в разработке методического обеспечения, позволяющего на ранних этапах проектирования определить основные проектные параметры БЛА,

использующих энергию солнечного излучения, проводить оценку ЛТХ существующих ЛА, прогнозировать уровень достижимых характеристик при применении перспективных технологий, что может быть использовано для разработки программ исследования по перспективным ЛА.

Применение разработанной методики позволяет более обоснованно планировать НИОКР, направленные на разработку подобных ЛА, а также сократить стоимость и время их предварительного проектирования.

Достоверность полученных результатов подтверждается использованием для решения поставленных задач фундаментальных научно-технических основ формирования облика самолетов, а также верификацией с существующими разработками.

Апробация результатов работы

Результаты диссертационной работы опубликованы в шести печатных работах: в трех научных статьях в журналах из перечня ВАК, в двух сборниках тезисов докладов, в патенте на полезную модель.

Структура и объём работы

Диссертационная работа изложена на 148 машинописных листах и состоит из введения, четырех глав, заключения, списка обозначений и сокращений, списка литературы, приложения. Иллюстративный материал представлен в виде 78 рисунков и 6 таблиц. Список литературы включает 82 наименования.

2. Основное содержание работы

Во **введении** рассматриваются предпосылки создания ЛА на солнечной энергии, возможные области их применения. Акцентируется внимание на отдельных народно-хозяйственных задачах, для решения которых применение рассматриваемого типа ЛА имеет преимущество перед традиционными. Проводится обзор существующих работ, посвященных проблемам проектирования подобных ЛА. Обосновывается актуальность темы, формулируются цели и задачи диссертационной работы.

Первая глава посвящена оценке современного состояния ЛА, использующих энергию солнечного излучения. Кратко приведена история развития самолетов, использующих солнечную энергию. Акцентируется внимание на современных проектах и на уровне достигнутых ими технических характеристик. Проведен анализ перспективных проектов, разрабатываемых как в ведущих самолетостроительных компаниях, так и в технических университетах. Дан краткий обзор существующих работ по проблемам проектирования летательных аппаратов рассматриваемого типа.

В работе авторов Youngblood J.W., Talay T.A., «Solar-powered airplane design for long-endurance, high-altitude flight» (1982г.) приведены соотношения, необходимые для определения основных проектных параметров ЛА: уравнения энергетического и весового баланса, приведена упрощенная весовая модель для оценки массы планера ЛА. Проведена оценка целесообразности применения ФЭП на нижней поверхности крыла для использования отраженного излучения. Учтены ограничения, связанные с полетом в неспокойной атмосфере. Подход к выбору параметров в данной работе основан на балансе коэффициента мощности, что, по мнению автора, работы является весьма затруднительным на начальных этапах проектирования, вследствие зависимости этого параметра от большого количества факторов и сложности в достоверной его оценке.

В работе «A preliminary study of solar powered aircraft and associated power trains», выполненной NASA (1983г.), проведена оценка осуществимости длительных полетов ЛА, использующих энергию солнечного излучения, сформирован перечень критических технологий для реализации проекта. В работе рассмотрены основные аспекты проектирования подобного типа аппаратов: выведены весовые, аэродинамические модели, модель энергетических характеристик Солнца, уравнение энергетического баланса. Изложенные материалы формируют подходы, применимые не только на стадии предварительного проектирования, но и на последующих стадиях работы над проектом, однако недостатком работы на сегодняшний день является потребность в актуализации изложенной информации.

В работе «Некоторые особенности выбора параметров самолетов, использующих нетрадиционные источники энергии» автора Шустова А. В. (1996 г.) приведены соотношения, связывающие основные аэродинамические характеристики самолетов, использующих солнечную или СВЧ энергию, с его энергетическими возможностями. Также в работе приведены исходные положения для определения основных проектных параметров рассматриваемого типа ЛА.

В диссертации Серохвостова С. В. «Оптимизация режимов полета и характеристик аппарата с электрической силовой установкой» (2002г.) сформированы оптимальные законы управления БЛА с электрической силовой установкой и выработаны рекомендации по компоновке и проектированию силовой установки рассматриваемых аппаратов и аппарата как целого.

В работе «High altitude long endurance UAV analysis of alternatives and technology requirements development» авторов Nickol C.L., Guynn M.D., Kohout L. L. и др., проведен анализ альтернативных схем ЛА, а также дирижаблей и аэростатов, использующих энергию солнечного излучения.

Автором настоящей работы предпринята попытка проанализировать и обобщить накопленный опыт по проблеме проектирования ЛА на солнечной энергии, разработать методику и соответствующие математические модели, которые позволят определять основные проектные параметры в широком диапазоне размерностей ЛА и на ее основе, при помощи разработанного алгоритма оценить достижимый уровень их технических характеристик при применении существующих технологий. Это позволит произвести оценку преимуществ или недостатков, сравнить эффективность применения рассматриваемого типа ЛА в той или иной сфере с традиционными решениями.

Вторая глава посвящена анализу факторов среды эксплуатации ЛА. Изложены физические основы преобразования солнечной энергии в поступательное движение ЛА. Описаны структурно-функциональные элементы ЛА. Показаны факторы, влияющие на количество получаемой энергии. Изложены основные проблемы создания эффективного ЛА и приведены

возможные направления их решения. Проведено сравнение основных проектных параметров БЛА на солнечной энергии с традиционными.

Также во второй главе приведена адаптированная для упрощенного инженерного расчета методика определения пространственно-временных и энергетических характеристик Солнца. Продемонстрирована высокая степень ее сходимости с экспериментальными и расчетными данными, приведенными в других работах. Результаты расчета по предложенной методике представлены на рис. 1.

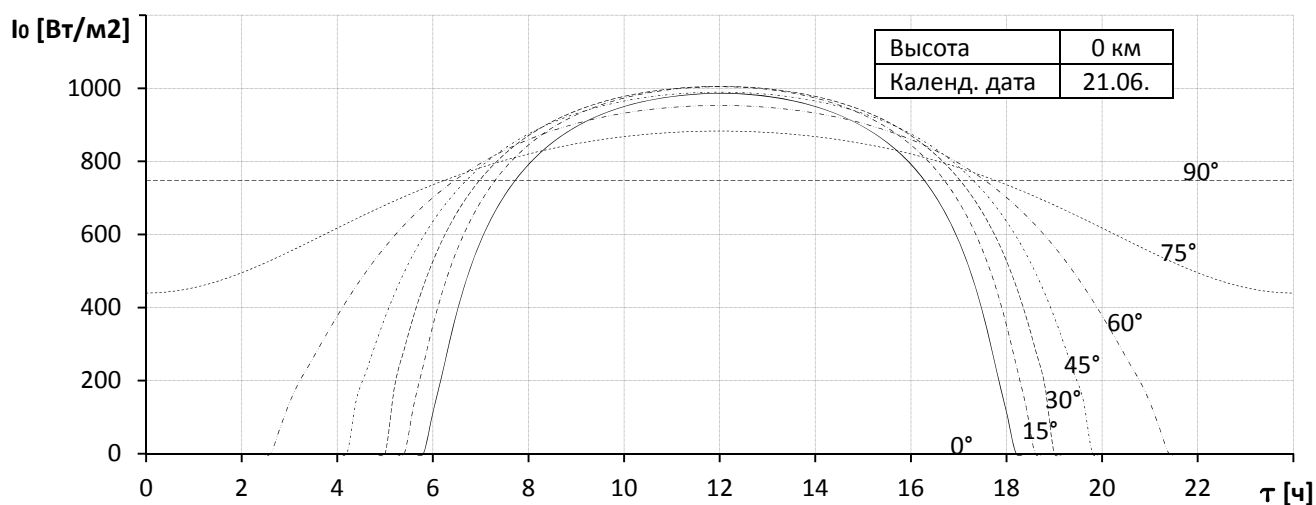


Рис. 1 Расчетные значения суточного распределения прямой солнечной радиации по широтам для дня летнего солнцестояния

В **третьей главе** выведены основные связи между параметрами и характеристиками БЛА с силовой установкой на солнечной энергии. Для рассматриваемого типа БЛА разработаны уравнения весового и энергетического баланса. Разработаны новые весовые модели отдельных агрегатов и систем. Разработано научно-методическое обеспечение для решения задач формирования облика ЛА.

Задача проектирования ЛА, использующего энергию солнечного излучения, как и любого ЛА, реализующего аэродинамический принцип полета, сводится к определению проектных параметров, которые характеризуют любой проектируемый самолет как летательный аппарат тяжелее воздуха, способный летать в определенном диапазоне высот и скоростей, совершать маневры, взлетать и садиться на аэродромы заданного

класса. Основные из этих соотношений: уравнение весового баланса, уравнение гравитационного баланса, уравнение энергетического баланса и уравнение устойчивости и балансировки ЛА.

Вместе с тем, проектирование таких ЛА имеет ряд особенностей, связанных с типом силовой установки. Крыло подобных аппаратов служит не только для создания подъемной силы, чем определяется его площадь, но и для размещения на его поверхности ФЭП, определяющих количество энергии, получаемое летательным аппаратом. Вследствие этих особенностей вышеупомянутые уравнения в традиционном виде не применимы для решения задачи проектирования рассматриваемого типа ЛА и требуют изменения. На рис. 2 представлена структурная схема алгоритма формирования облика БЛА.

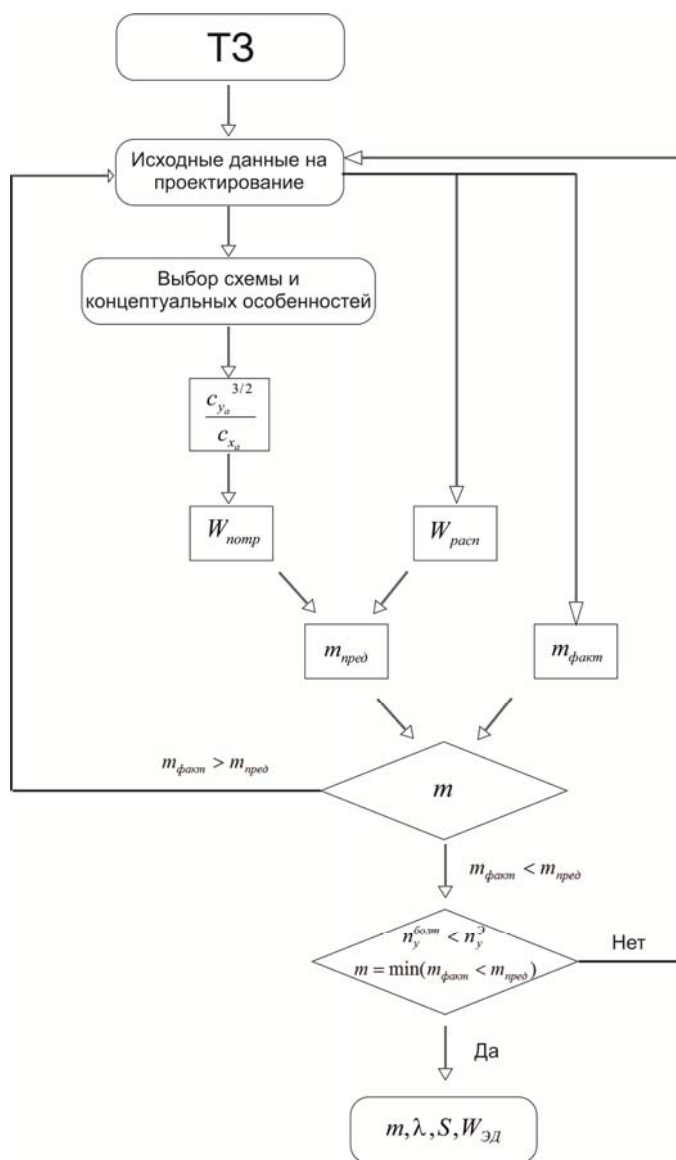


Рис. 2 Структурная схема алгоритма формирования облика БЛА

Техническое задание

В ТЗ на проектирование рассматриваемого типа ЛА должны быть сформулированы следующие основные требования:

1. F - широта района полетов;
2. D - календарный день эксплуатации (или календарный период);
3. $m_{пн}$ - масса полезной нагрузки;
4. $W_{пн}$ - энергопотребление полезной нагрузки (циклограмма работы полезной нагрузки);
5. H - высота полета (или диапазон высот).

Выбор схемы летательного аппарата

Выбор схемы ЛА из всех остальных этапов проектирования в наименьшей степени поддается формализации. Существует широкая номенклатура вариантов схем ЛА. В данной работе не проводится анализ выбора наиболее целесообразной схемы для рассматриваемого типа ЛА. Комплексному рассмотрению данного вопроса может быть посвящена отдельная работа. По статистике наиболее предпочтительной аэродинамической схемой для рассматриваемого типа ЛА является классическая аэродинамическая схема.

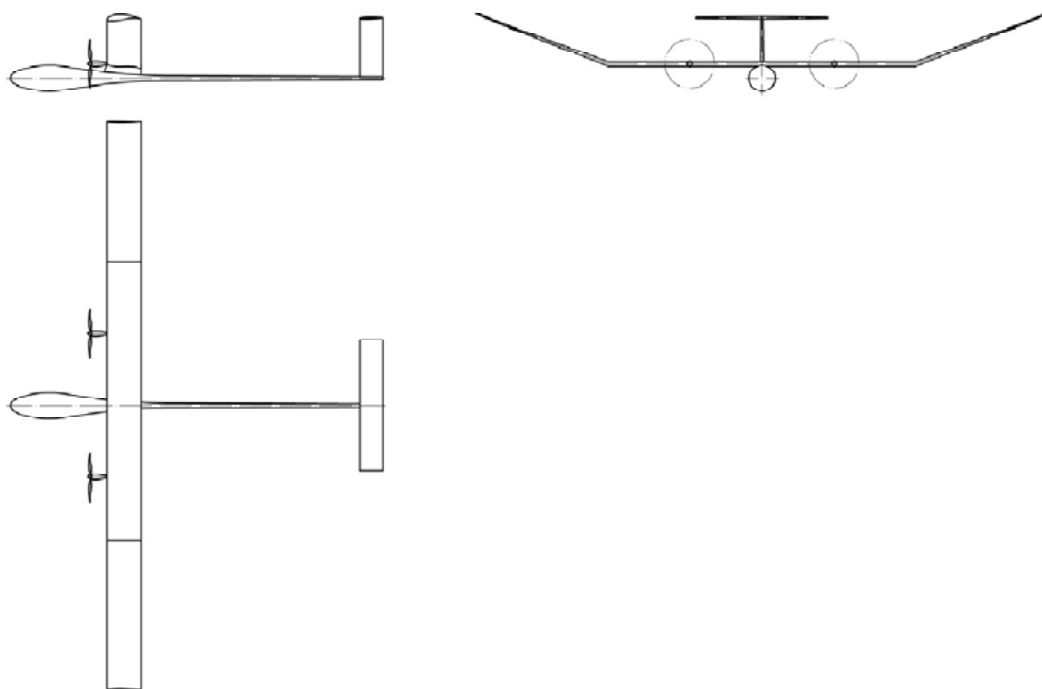


Рис. 3 Принятая аэродинамическая схема ЛА

Определение аэродинамических характеристик ЛА

Величина коэффициента аэродинамической подъемной силы крыла C_{y_a} в первом приближении для крыла большого удлинения может быть принята равной значению коэффициента аэродинамической подъемной силы для выбранного профиля, соответствующее $c_{y_a}^{K \max}$. При более детальной проработке следует уделить особое внимание проектированию профиля. Для рассматриваемого типа ЛА необходим профиль крыла, реализующий максимально возможные значения коэффициента мощности $\frac{C_y^{3/2}}{C_x}$ при заданном числе Re.

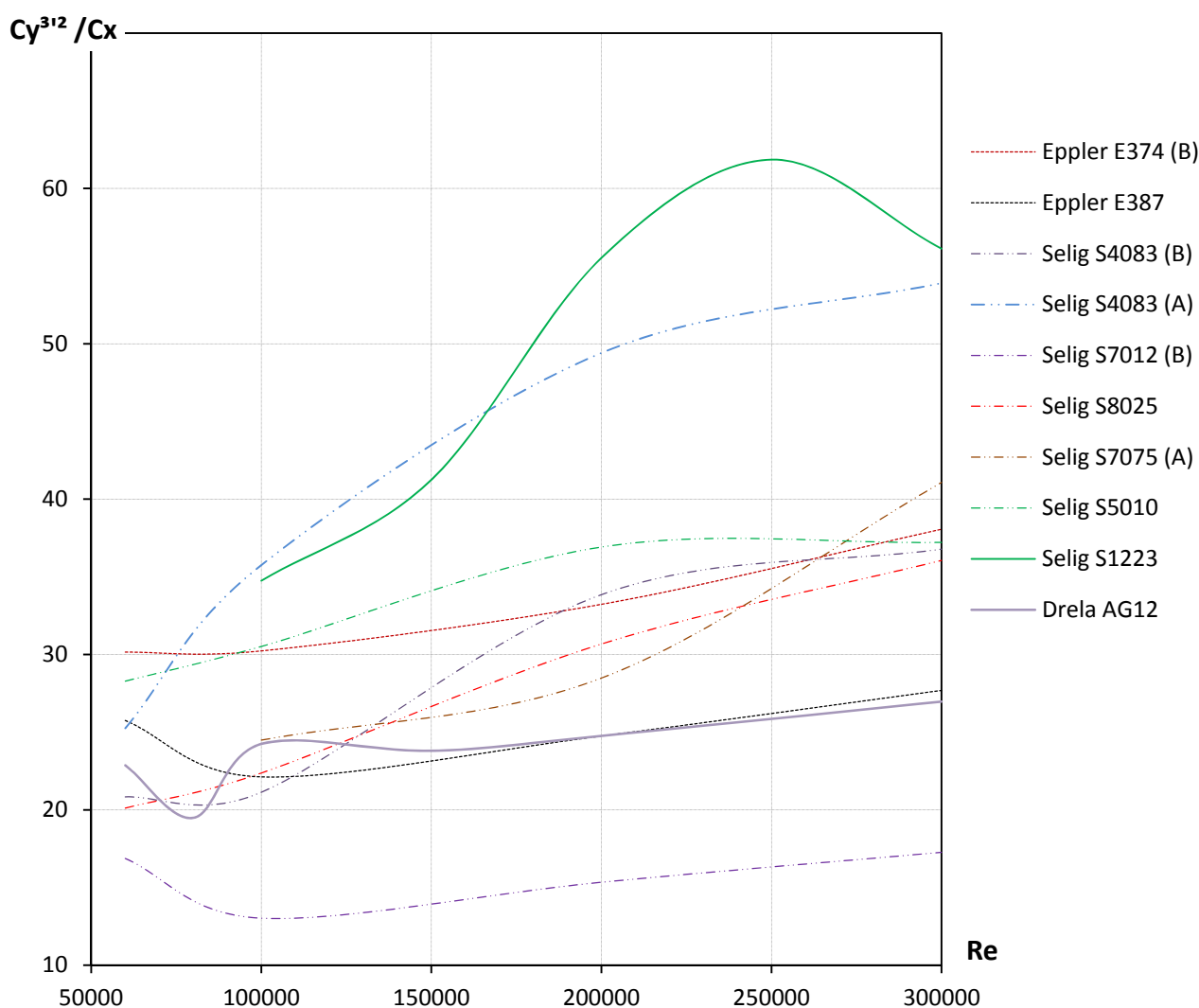


Рис. 4 Зависимость коэффициента мощности от числа Re для разных аэродинамических профилей

Коэффициент аэродинамического сопротивления ЛА определяется как сумма коэффициентов сопротивления всех его составных частей:

$$C_{x_a} = \sum_{i=1}^n C_{x_{ai}},$$

где $C_{x_{ai}}$ - коэффициент аэродинамического сопротивления i -ой составной части ЛА.

Определение располагаемой электрической мощности ЛА

Единственным источником энергии для рассматриваемого типа ЛА является энергия солнечного излучения. Следовательно, характеристики ЛА напрямую зависят от величины солнечного излучения, которое в свою очередь зависит от географической широты, времени года, времени суток, высоты над уровнем моря, состояния атмосферы (наличие облачности).

На этапе предварительного проектирования удобнее оперировать не фактическим значением интенсивности солнечного излучения в момент времени, а средним значением $E_{cp_сут}$, показывающим величину энергии, которой может располагать ЛА.

Площадь внешней поверхности ЛА, покрываемая фотоэлектрическими преобразователями, выражается через площадь крыла. Т.е. $S_{ФЭП} = k \cdot S_{кр}$. Электрическая мощность $W_{расч}$, Вт, которая в результате преобразования ее фотоэлектрическими преобразователями может быть использована для создания силы тяги для поступательного движения ЛА, а также обеспечения ЛА энергией в части управления и прочих потребителей, определяется следующей формулой:

$$W_{расч} = E_{cp_сут} \cdot S_{ФЭП} \cdot \eta_{ФЭП},$$

где $\eta_{ФЭП}$ - коэффициент полезного действия фотоэлектрических преобразователей, безразмерная величина.

Определение потребной электрической мощности

Потребная мощность для горизонтального полета ЛА может быть определена по следующей формуле:

$$W_{\text{номп}} = (mg)^{3/2} \sqrt{\frac{2}{\rho_H}} \cdot \left(\frac{c_{x_a}}{c_{y_a}^{3/2}} \right) \cdot \frac{1}{S_{\text{кр}}^{1/2}}.$$

Необходимо также учесть, что вышеприведенная потребная мощность это величина, развиваемая силовой установкой ЛА. Таким образом, чтобы определить величину потребной электрической мощности, которая путем преобразования в механическую энергию вращения электродвигателем воздушного винта перейдет в мощность необходимую для совершения горизонтального полета ЛА, необходимо мощность, затрачиваемую на совершение горизонтального полета ЛА разделить на КПД силовой установки $\eta_{\text{СУ}}$.

$$W_{\text{номп}} = (mg)^{3/2} \sqrt{\frac{2}{\rho_H}} \cdot \left(\frac{c_{x_a}}{c_{y_a}^{3/2}} \right) \cdot \frac{1}{S_{\text{кр}}^{1/2}} \cdot \frac{1}{\eta_{\text{СУ}}}.$$

КПД силовой установки определяется как произведение КПД ее составляющих. Силовая установка рассматриваемого типа ЛА состоит из электродвигателя, регулятора оборотов, воздушного винта и электросети.

$$\eta_{\text{СУ}} = \eta_{\text{РО}} \cdot \eta_{\text{ЭД}} \cdot \eta_{\text{ВВ}} \cdot \eta_{\text{ЭС}}$$

В уравнение потребной мощности также должна входить мощность, затрачиваемая различным электрооборудованием на обеспечение полета (как то: навигационное оборудование, вычислители, устройства связи, привод отклонения переставного стабилизатора и др.). Часть перечисленных устройств, таких как, например, привод отклонения переставного стабилизатора, зависит от изменения размерности ЛА, а часть, например навигационное оборудование, не зависит от массы ЛА. Так как на начальном этапе проектирования не известна электрическая мощность, затрачиваемая на энергетическое обеспечение полета, зададимся, что она составляет 5 процентов от мощности, затрачиваемой на создание силы тяги для поступательного движения. На

последующих этапах проектирования, когда будет определен поблочный состав оборудования, это значение будет уточнено. Таким образом, выражение потребной мощности примет вид:

$$W_{номп} = (mg)^{3/2} \sqrt{\frac{2}{\rho_H}} \cdot \left(\frac{c_{x_a}}{c_{y_a}^{3/2}} \right) \cdot \frac{1}{S_{кр}^{1/2}} \cdot \frac{1}{\eta_{св}} \cdot 1.05.$$

Электрическая мощность, потребляемая полезной нагрузкой, может составлять значительную часть от общего энергопотребления. Эта величина должна быть задана в исходных данных на проектирование. Тем самым выражение для определения потребной мощности примет следующий вид:

$$W_{номп} = (mg)^{3/2} \sqrt{\frac{2}{\rho_H}} \cdot \left(\frac{c_{x_a}}{c_{y_a}^{3/2}} \right) \cdot \frac{1}{S_{кр}^{1/2}} \cdot \frac{1}{\eta_{св}} \cdot 1.05 + W_{ПН},$$

где $W_{ПН}$ - электрическая мощность, потребляемая полезной нагрузкой, Вт

Определение предельного веса ЛА

Приравнивая потребную мощность необходимую для горизонтального полета ЛА и располагаемую электрическую мощность ЛА, получим уравнение энергетического баланса:

$$E_{ср-сум} \cdot S_{ФЭП} \cdot \eta_{ФЭП} = (mg)^{3/2} \sqrt{\frac{2}{\rho_H}} \cdot \left(\frac{c_{x_a}}{c_{y_a}^{3/2}} \right) \cdot \frac{1}{S_{кр}^{1/2}} \cdot \frac{1}{\eta_{св}} \cdot 1.05 + W_{ПН}.$$

Мощность, затрачиваемая на поддержание полета, должна быть меньше или равна мощности, получаемой и преобразованной из солнечного излучения, поэтому, уравнение энергетического баланса следует представить в виде неравенства.

Преобразовав это неравенство относительно веса ЛА и учитывая соотношение площади крыла и площади покрытия ФЭП, получим:

$$mg \leq \left(\frac{E_{cp_сут} \cdot S^{3/2} \cdot \eta_{ФЭП} - W_{ПН} \cdot S^{1/2}}{\sqrt{\frac{2}{\rho_H}} \cdot \left(\frac{c_{x_a}}{c_{y_a}^{3/2}} \right) \cdot \frac{1}{\eta_{СУ}} \cdot 1.05} \right)^{2/3} .$$

Физический смысл этого неравенства заключается в том, что оно показывает предельное значение веса ЛА, при котором ЛА еще способен совершать горизонтальный полет в течение суток на заданной высоте при заданных в правой части неравенства значениях среднесуточной солнечной радиации, КПД ФЭП, энергопотреблении полезной нагрузки, коэффициента мощности, КПД СУ. Каждый из этих параметров имеет разную степень влияния на предельный вес ЛА, поэтому рассмотрение влияния каждого из параметров, является важной задачей при проектировании высокоэффективного ЛА.

Уравнение баланса масс

Как и у традиционных ЛА, масса ЛА с силовой установкой на солнечной энергии складывается из массы планера, системы управления и бортового оборудования, силовой установки, аккумуляторных батарей, фотоэлектрических преобразователей, полезной нагрузки:

$$m = m_{планера} + m_{СУ} + m_{оборуд} + m_{ак_бат} + m_{ФЭП} + m_{ПН} ,$$

где $m_{планера}$ - масса планера ЛА, кг;

$m_{СУ}$ - масса силовой установки, включающая электродвигатель (или двигатели) и воздушный винт;

$m_{оборуд}$ - масса оборудования необходимого для обеспечения функционирования ЛА (навигация, управление, связь);

$m_{ак}$ - масса устройств, аккумулирующих энергию;

$m_{ФЭП}$ - масса фотоэлектрических преобразователей;

$m_{ПН}$ - масса полезной нагрузки.

Рассмотрим каждую из составных частей в отдельности:

Весовая модель планера является наиболее сложной. Она включает в себя весовую модель крыла, фюзеляжа, оперения и взлетно-посадочных устройств (при наличии) и во многом зависит от выбранной конструктивно-силовой схемы для рассматриваемого агрегата. Помимо этого масса многих агрегатов зависит от массы ЛА. В этом случае в качестве взлетной массы может выступать предельная масса ЛА.

Масса силовой установки включает в себя массу электродвигателей, регуляторов оборотов и воздушных винтов. При определении массы силовой установки масса редуктора не включается в расчет, т.к. в случаях, когда требуется понизить или повысить обороты электродвигателя с целью приведения режима работы воздушного винта к оптимальным на заданном высотном-скоростном режиме, современные производители предлагают изменение намотки электродвигателя для получения нужных параметров на выходном валу без применения редуктора.

Масса силовой установки определяется развиваемой механической мощностью и имеет практически линейную зависимость от нее:

$$m_{\text{ЭД}} = k_1 \cdot W_{\text{ЭД}}$$

Потребная механическая мощность силовой установки определяется рядом условий:

- a. обеспечение набора высоты с заданным градиентом;
- b. обеспечение разбега с заданной длины ВПП;
- c. обеспечение заданной скорости полета на высоте;
- d. полет с одним отказавшим двигателем;
- e. крейсерский экономичный полет.

В качестве расчетной механической мощности силовой установки принимается наибольшее из этих условий.

Масса аккумуляторных батарей $m_{\text{АКБ}}$ включает в себя массу всех элементов аккумуляторной батареи, в которых аккумулируется энергия в течение светового дня, для использования ее в период ночного полета.

Очевидно, что масса аккумуляторной батареи будет зависеть от количества запасаемой энергии. Количество запасаемой энергии определяется рядом условий:

а. обеспечение полета в ночное время суток на заданной высоте и с заданной скоростью с учетом работы аппаратуры полезной нагрузки;

б. обеспечение набора высоты и выхода на крейсерский участок полета.

В качестве расчетной емкости аккумуляторной батареи принимается наибольшее значение из рассмотренных условий.

Для выполнения требований условия «а» необходимо определить электрическую мощность потребляемую электродвигателем ЛА для обеспечения горизонтального полета.

Т.к. потребная мощность для обеспечения горизонтального полета ЛА зависит от фактического веса ЛА, который является искомой величиной, используем для расчетов предельный вес ЛА.

Таким образом, количество энергии (работа) $A_{АКБ}$, Дж, затрачиваемое аккумуляторной батареей за время ночного полета:

$$A_{АКБ} = \frac{mgV_{ГП} \cdot t_n}{\eta_{СУ} \eta_{АКБ}^{разр}}$$

где t_n - время ночного полета, с.

$\eta_{СУ}$ - КПД силовой установки определяется как произведение КПД ее составляющих.

$\eta_{АКБ}^{разр}$ - КПД разряда аккумуляторной батареи.

Зная количество энергии необходимое для полета в темное время суток и удельную энергоемкость выбранного типа аккумуляторных батарей, можно определить их массу:

$$m_{АКБ} = \frac{A_{АКБ}}{C_{уд}} = \frac{mgV_{ГП} \cdot t_n}{C_{уд} \cdot \eta_{СУ} \eta_{АКБ}^{разр}}$$

При работе полезной нагрузки в ночное время суток в формулу также включается энергопотребление полезной нагрузки:

$$m_{АКБ} = \frac{1}{C_{y\delta}} \left(\frac{\frac{mgV}{K}}{\eta_{CV}\eta_{АКБ}^{разр}} + \frac{W_{ПН}}{\eta_{АКБ}^{разр}} \right) \cdot t_n$$

Для выполнения требований условия «в» необходимо определить электрическую мощность потребляемую электродвигателем ЛА для обеспечения набора высоты:

$$W_{CV}^{эл} = \frac{mg \left(\frac{\cos \theta}{K} + \sin \theta \right) V_{HB}}{\eta_{CV} \eta_{АКБ}^{разр}}$$

Масса аккумуляторных батарей определяется по формуле:

$$m_{АКБ} = \frac{A_{АКБ}}{C_{y\delta}} = \frac{1}{C_{y\delta}} \cdot \left(\frac{mg \left(\frac{\cos \theta}{K} + \sin \theta \right) V_{HB}}{\eta_{CV} \eta_{АКБ}^{разр}} \right) \cdot t_{HB},$$

где t_{HB} - время, затрачиваемое на набор высоты, определяется по формуле:

$$t_{HB} = \frac{H}{V_{HB} \cdot \sin \theta}$$

При компоновке аккумуляторных батарей целесообразно размещать их, как наиболее тяжелые элементы, в крыле, тем самым снизить максимальное значение изгибающего момента в плоскости симметрии ЛА.

Масса фотоэлектрических преобразователей $m_{ФЭП}$ определяется как суммарная масса всех ячеек ФЭП, которые покрывают внешние элементы ЛА. Массу ФЭП, покрывающих внешнюю поверхность ЛА, с высокой точностью можно определить через массу одного квадратного метра рассматриваемого типа ФЭП с учетом их крепления:

$$m_{ФЭП} = k_2 S,$$

где k_2 - масса одного квадратного метра ФЭП с учетом крепления их к элементам планера самолета, кг/м²

Определение взлетного веса ЛА и основных параметров несущих поверхностей

Приравняв друг к другу уравнения для определения предельного и фактического взлетного веса ЛА, можно получить область существования летательных аппаратов в координатах mg , S . Там, где фактическое значение mg ниже предельного, ЛА будет выполнять требования технического задания (рис. 3).

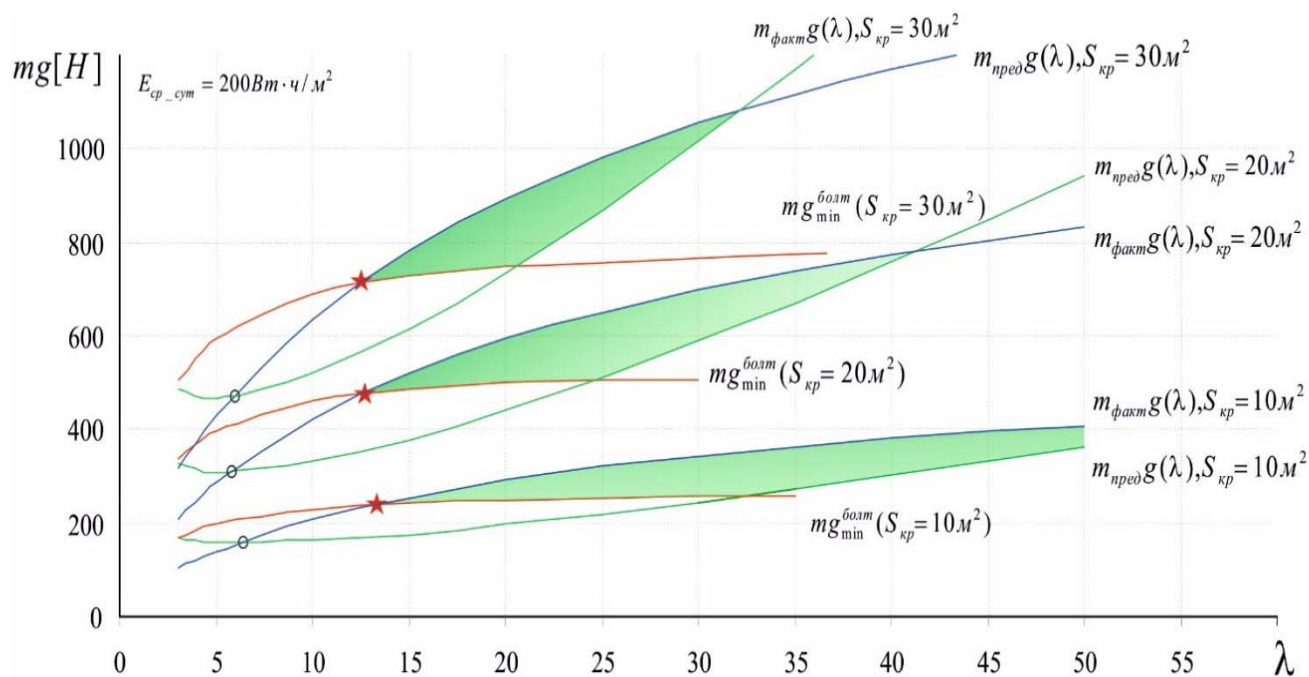


Рис. 3 Зависимость предельного и фактического веса ЛА от площади и удлинения крыла. Ограничение по перегрузке.

Первая точка пересечения фактического и предельного веса даст нам ЛА минимального веса с минимально возможным удлинением крыла при заданном значении площади крыла S . При изменении значения площади крыла эта точка будет менять свое положение, соответствуя уже другим значениям веса ЛА и площади крыла. Таким образом, можно также определить оптимальное удлинение крыла под заданные технические требования. Учитывая ограничения, налагаемые на S и λ условиями полета в неспокойной атмосфере, можно окончательно определить площадь, удлинение крыла и взлетный вес под заданные технические требования.

Четвертая глава посвящена демонстрации примера проектирования БЛА, использующего энергию солнечного излучения, а также сравнению характеристик БЛА рассматриваемого типа с характеристиками традиционных БЛА при решении актуальных народно-хозяйственных задач.

Рассмотрено применение БЛА на солнечной энергии для решения задач дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Традиционно, задача ДЗЗ решается в основном искусственными спутниками Земли (ИСЗ). Однако, решение подобной задачи БЛА, использующим энергию солнечного излучения, может иметь ряд преимуществ. В работе авторов Брусов В. С., Таргамдзе Р.Ч., Семенов В.В. и др. приводятся следующие преимущества:

1. БЛА, при аналогичной с орбитальными областями покрытия, могут изменять траекторию полета, покрывая зоны наибольшего интереса.

2. В силу сравнительно малой скорости полета БЛА практически висит над областью наблюдения, аналогично спутнику на геостационарной орбите. При этом, из-за меньшего расстояния до Земли достижимы более высокие характеристики разрешения целевой аппаратуры при ее меньшей массе и стоимости.

3. Осуществляя взлет и посадку с аэродромных полос, БЛА может выводиться из эксплуатации в случае острой необходимости для обслуживания (модернизации или ремонта), что невозможно в случае применения ИСЗ.

Для решения задач ДЗЗ рассмотрен вариант применения аэрофотоаппарата на ЛА для создания цифровых карт местности. В соответствии с концепцией развития российской космической системы ДЗЗ до 2025 на орбиту предполагается вывести спутники, оснащенные камерами для получения панхроматических снимков с разрешением на местности не хуже 1 м. Аналогичное разрешение с высоты 18 км можно получить аппаратурой массой до 25кг с энергопотреблением до 250В.

На основе вышеприведенной информации сформулируем основные исходные данные для проектирования ЛА альтернативного ИСЗ:

1. Масса целевой нагрузки – 25 кг;
2. Энергопотребление целевой нагрузки (постоянное) – 250 Вт;

3. Продолжительность полета – круглогодичная, ограничена межремонтным ресурсом

4. H - высота полета – 18 000 м;

5. Широтные пределы эксплуатации – от $77^{\circ}43'$ северной широты (крайняя северная материковая точка РФ - мыс Челюскина на полуострове Таймыр) до $41^{\circ}11'$ с. ш. (крайняя южная точка границы РФ находится к юго-западу от горы Базардюзю на границе Дагестана с Азербайджаном).

Оценка концепции применения БЛА на солнечной энергии для решения задач ДЗЗ подтвердила ее реализуемость. В результате расчетов, выполненных по предлагаемой методике, определены следующие основные проектные параметры и характеристики проектируемого БЛА:

Таблица 1 Основные проектные параметры и характеристики проектируемого БЛА

Максимальная взлетная масса [кг]	215
Продолжительность полета с ПН до $41^{\circ}11'$ с.ш.	Круглогодичная, ограничена ресурсом систем
Крейсерская скорость на высоте барражирования [м/с]	16,5
Размах крыла [м]	51.5
Удлинение крыла	29
Площадь крыла [м ²]	88
Крейсерское аэродинамическое качество	23.7
Площадь, покрытая ФЭП [м ²]	102
Удельная нагрузка на крыло [Н/м ²]	24.5
Максимальная мощность двигателя [Вт]	6475
Энерговооруженность [кВт/даН]	0.03
Максимальная эксплуатационная перегрузка	3
Целевая нагрузка:	
- Аэрофотоаппарат, масса [кг]/энергопотребление [Вт]	25/250

Также в четвертой главе рассмотрена возможность осуществления длительных полетов рассматриваемого типа БЛА в различных климатических поясах Земли. Определены достигаемые значения грузоподъемности, а также соответствующие этим значениям весовые и геометрические размерности ЛА.

Рассматривается несколько ключевых регионов от Северного полюса до Экватора с соответствующими им осредненными по месяцам значениями интенсивности солнечного излучения.

Расчетным путем показано:

1. Севернее широты 55.7° (г. Москва) беспосадочный полет в течение всего года невозможен даже при значительной геометрической размерности ЛА. При современном уровне техники располагаемой энергии недостаточно для реализации полета в зимний период года в этом регионе.

2. На широте 43.6° (г. Сочи) для ЛА с площадью крыла 200 м^2 значения грузоподъемности достигают 48 кг. При этом взлетная масса ЛА не должна превышать 490 кг. Масса целевой нагрузки может быть разменяна на дополнительную энергии на борту ЛА для работы целевой нагрузки. В данном случае максимальная масса целевой нагрузки соответствует 450 Вт свободной электрической энергии на борту ЛА.

3. На широте 30° (г. Каир) для ЛА с площадью крыла 200 м^2 значения грузоподъемности достигают 158 кг. При этом взлетная масса не должна превышать 725 кг. Данное значение максимальной массы целевой нагрузки может быть представлено в виде дополнительной располагаемой энергии на борту ЛА (например, для работы целевой нагрузки), мощность которой составляет 1500 Вт при площади крыла 200 м^2 .

Основные результаты работы

Основным результатом работы является разработанная методика определения основных проектных параметров ЛА с силовой установкой на солнечной энергии. Основанная на совместном решении трансформированных уравнений весового и энергетического баланса, методика позволяет определять значения взлетного веса, площади и удлинения крыла, максимальной мощности силовой установки рассматриваемого типа ЛА при заданной массе и энергопотреблении полезной нагрузки.

Проанализирована среда эксплуатации. Проведена оценка влияния факторов среды эксплуатации на формирование облика летательных аппаратов рассматриваемого типа. Выявлены специфические проблемы создания

подобного типа аппаратов. Кратко приведена история их развития, с акцентом на эволюцию технических характеристик.

Адаптированный для инженерных расчетов алгоритм определения пространственно-временных и энергетических характеристик Солнца позволил сформировать основу исходных данных в части располагаемой энергии.

Разработанные новые и уточненные существующие математические модели позволили учесть специфику летательных аппаратов с силовой установкой на солнечной энергии. Уточнена весовая модель агрегатов планера, разработаны весовые модели силовой установки, устройств аккумулирования энергии, фотоэлектрических преобразователей. Разработана энергетическая модель летательного аппарата. Сформирована аэродинамическая модель применительно к рассматриваемой аэродинамической схеме летательного аппарата. Для всех алгоритмов и моделей проведена верификация и выполнена программная реализация.

В результате расчетов, проведенных по предложенной методике, показан уровень достижимых характеристик БЛА, рассматриваемого типа при применении существующих технологий.

Проведена попытка решения актуальных народно-хозяйственных задач – патрулирование южных границ России и дистанционное зондирование Земли при помощи рассматриваемого типа ЛА. Проведено техническое сравнение результатов проектирования с существующим решением. Показано, что при современном уровне техники для решения отдельных задач может быть использован БЛА, использующий энергию солнечного излучения. При этом будет получен положительный экономический эффект, связанный с отсутствием затрат на топливо, а также с минимизацией затрат на обслуживание ЛА в связи с сокращением числа взлетов и посадок.

Все вышеизложенное позволяет сделать вывод о целесообразности проведения комплексных исследований и разработок по рассматриваемой тематике, а также необходимости подготовки кадров по данному направлению.

Список публикаций по теме диссертации

1. Лисейцев Н. К., Самойловский А. А. Современное состояние, проблемы и перспективы развития самолетов, использующих солнечную энергию для полета. Сборник тезисов докладов IV всероссийского межотраслевого молодёжного научно-технического форума «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики» - 2012 года.. – М.: МАИ. -2012. с. 37-39.
2. Самойловский А. А., Лисейцев Н. К. Основные положения методики определения проектных параметров беспилотных летательных аппаратов, использующих энергию солнечного излучения для полета. Тезисы докладов 13й международной конференции «Авиация и космонавтика — 2014» – М.: МАИ. -2014. с. 74-75.
3. Солошенко В. Н., Самойловский А. А. Беспилотный летательный аппарат. Патент на полезную модель № 111096.
4. Лисейцев Н. К., Самойловский А. А. Современное состояние, проблемы и перспективы развития самолетов, использующих солнечную энергию для полета. Электронный журнал «Труды МАИ», №55, 2012.
5. Самойловский А. А., Лисейцев Н. К. О перспективах длительных полетов над территорией РФ БЛА на солнечной энергии. Электронный журнал «Труды МАИ», №64, 2013.
6. Самойловский А. А., Лисейцев Н. К. Методика определения основных проектных параметров беспилотных летательных аппаратов, использующих для полета энергию солнечного излучения. Вестник МАИ. 2015. т. 22, №3, с. 7-16.