

**Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)»**

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»

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель -
д.т.н., профессор
Лисейцев Николай Константинович

Москва 2016

Оглавление

Список сокращений	4
Список обозначений	5
Введение.....	12
ГЛАВА 1 АНАЛИЗ СОВРЕМЕННОГО СОСТОЯНИЯ И ПЕРСПЕКТИВ РАЗВИТИЯ САМОЛЕТОВ, ИСПОЛЬЗУЮЩИХ СОЛНЕЧНУЮ ЭНЕРГИЮ ДЛЯ ПОДДЕРЖАНИЯ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТА.....	19
1.1 История развития самолетов, использующих солнечную энергию	19
1.2 Современное состояние и перспективные проекты.....	23
1.3 Анализ существующих работ по проблемам проектирования летательных аппаратов, использующих энергию солнечного излучения	30
1.4 Постановка цели и задач работы.....	33
ГЛАВА 2 ФАКТОРЫ СРЕДЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ И ИХ ВЛИЯНИЕ НА ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ НА СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ.....	34
2.1 Факторы среды эксплуатации	34
2.2 Физические основы преобразования солнечной энергии в поступательное движение ЛА.....	42
2.3 Алгоритм расчета пространственно-временных и энергетических характеристик Солнца	46
2.4 Анализ проблем создания эффективного ЛА, использующего энергию солнечного излучения, и возможные пути их решения	59
2.5 Сравнение основных проектных параметров летательных аппаратов с силовой установкой на солнечной энергии с традиционными.....	64
ГЛАВА 3 МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ НА СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ.....	67
3.1 Алгоритм определения основных проектных параметров.....	67
3.2 Техническое задание	69
3.3 Исходные данные для проектирования.....	69
3.4 Выбор схемы летательного аппарата	71
3.5 Определение концептуальных особенностей ЛА.....	73

3.6	Уравнение энергетического баланса	74
3.7	Определение аэродинамических характеристик ЛА	78
3.8	Определение предельного веса ЛА.....	91
3.9	Уравнение баланса масс.....	96
3.10	Ограничения при выборе проектных параметров	108
3.11	Определение взлетного веса ЛА и основных параметров несущих поверхностей	110
ГЛАВА 4 ОЦЕНКА УРОВНЯ ДОСТИЖИМЫХ ХАРАКТЕРИСТИК БЛА С СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ НА СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ. АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ИХ ПРИМЕНЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ АКТУАЛЬНЫХ НАРОДНО-ХОЗЯЙСТВЕННЫХ ЗАДАЧ		
4.1	Оценка уровня достижимых характеристик БЛА с силовой установкой на солнечной энергии.....	114
4.2	Анализ возможности применения БЛА с силовой установкой на солнечной энергии для решения народно-хозяйственных задач	126
Анализ результатов и выводы.....		134
Список литературы		137
Приложение		145

Список сокращений

АДХ	–	аэродинамические характеристики
АК	–	авиационный комплекс
АКБ	–	аккумуляторная батарея
БЛА	–	беспилотный летательный аппарат
БРЭО	–	бортовое радиоэлектронное оборудование
ДЗЗ	–	дистанционное зондирование Земли
ИСЗ	–	искусственный спутник Земли
КА	–	космический аппарат
КПД	–	коэффициент полезного действия
КСС	–	конструктивно-силовая схема
ЛА	–	летательный аппарат
ЛТХ	–	летно-технические характеристики
МСА	–	международная стандартная атмосфера
ПОС	–	противообледенительная система
РДК	–	руководство для конструкторов
РЛС	–	радиолокационная станция
СВЧ	–	сверхвысокие частоты
СУ	–	силовая установка
ТК	–	теоретический контур
ФАП	–	Федеральные авиационные правила
ФЭП	–	фотоэлектрические преобразователи
ПН	–	полезная нагрузка
ЭДС	–	электродвижущая сила
UTC	–	всемирное координированное время (Universal Time Coordinated)

Список обозначений

Электрические, мощностные и массовые характеристики ЛА

$W_{\text{потр}}$	– <i>потребная мощность</i>
$W_{\text{расп}}$	– <i>располагаемая мощность</i>
$W_{\text{нв}}$	– <i>потребная мощность для набора высоты</i>
$W_{\text{пн}}$	– <i>электрическая мощность, потребляемая полезной нагрузкой</i>
$W_{\text{су}}$	– <i>максимальная механическая мощность, развиваемая силовой установкой (электродвигателем с воздушным винтом)</i>
$W_{\text{эд}}$	– <i>механическая мощность, развиваемая электродвигателем</i>
$W_{\text{ЛА}}$	– <i>энергопотребление систем ЛА</i>
$W_{\text{пн}}^{\text{max}}$	– <i>максимально возможное энергопотребление полезной нагрузки</i>
$\eta_{\text{ФЭП}}$	– <i>КПД ФЭП</i>
$\eta_{\text{су}}$	– <i>КПД силовой установки</i>
$\eta_{\text{эд}}$	– <i>КПД электродвигателя</i>
$\eta_{\text{РО}}$	– <i>КПД регулятора оборотов</i>
$\eta_{\text{ВВ}}$	– <i>КПД воздушного винта</i>
$\eta_{\text{ЭС}}$	– <i>КПД электросети</i>
$\eta_{\text{АКБ}}^{\text{разр}}$	– <i>КПД разряда аккумуляторной батареи</i>
$\eta_{\text{АКБ}}^{\text{зар}}$	– <i>КПД заряда аккумуляторной батареи</i>
$\eta_{\text{АКБ}}$	– <i>суммарный КПД аккумуляторных батарей с учетом заряда и разряда</i>
f	– <i>коэффициент безопасности</i>
$C_{\text{АКБ}}$	– <i>емкость АКБ</i>
$C_{\text{уд}}$	– <i>удельная энергоемкость</i>
$U_{\text{ф}}$	– <i>разность потенциалов</i>
$n_{\text{у}}^{\text{э}}$	– <i>эксплуатационная перегрузка</i>
$n_{\text{у}}^{\text{р}}$	– <i>расчетная перегрузка</i>

m	– взлетная масса ЛА
$m_{\text{ПН}}^{\text{max}}$	– максимально возможная масса полезной нагрузки
k_1	– коэффициент, связывающий массу электродвигателя с развиваемой им максимальной мощностью
k_2	– масса одного квадратного метра ФЭП с учетом крепления
$\Delta m_{\text{элемент}}$	– дополнительная масса
$\Delta m_{\text{мех склад}}$	– доп. масса механизма складывания
$\rho_{\text{ПН}}$	– плотность компоновки полезной нагрузки.
$m_{\text{планера}}$	– масса планера
$m_{\text{СУ}}$	– масса силовой установки
$m_{\text{оборуд}}$	– масса оборудования
$m_{\text{АКБ}}$	– масса аккумуляторных батарей
$m_{\text{ФЭП}}$	– масса ФЭП
$m_{\text{ПН}}$	– масса полезной нагрузки (или целевой нагрузки $m_{\text{ЦН}}$)
$\bar{m}_{\text{оборуд}}$	– относительная масса оборудования
$\sigma_{\text{кр}}$	– критические напряжения разрушения поясов
$m_{\text{лонжерон}}$	– масса лонжерона
$m_{\text{ПКК}}$	– масса передней кромки крыла
$m_{\text{ЗКК}}$	– масса задней кромки крыла
$K_{\text{ЗКК}}$	– масса участка передней кромки на единицу длины
$m_{\text{нерв}}$	– масса нервюр
$m_{\text{обш}}$	– масса обшивки
$K_{\text{обш}}$	– масса обшивки на единицу площади
$m_{\text{фюзеляж}}$	– масса фюзеляжа
$m_{\text{оп}}$	– масса хвостового оперения
$m_{\text{пред}}$	– предельная масса
ρ_0	– стартовая удельная нагрузка на крыло

Аэродинамика, атмосфера, траектория полета

ρ_H	– плотность воздуха на высоте H
t^0	– температура
T_0	– температура по абсолютной величине на уровне моря
T	– местная температура по абсолютной величине
P_0	– давление воздуха на уровне моря
P	– местное давление
μ	– динамическая вязкость воздуха
ν	– кинематическая вязкость воздуха
S и β_s	– эмпирические коэффициенты Сатерлэнда.
$C_{y\alpha}$	– коэффициент аэродинамической подъемной силы ЛА в скоростной системе координат
$C_{y\alpha}^{\text{к max}}$	коэффициент аэродинамической подъемной силы, соответствующий максимальному аэродинамическому качеству
$C_{y\alpha}^{\text{крейс}}$	– крейсерское значение коэффициента аэродинамической подъемной силы в скоростной системе координат
$C_{y\alpha}^{\text{к}}$	– коэффициент аэродинамической подъемной силы крыла
$C_{y\alpha}^{\text{ГО}}$	– коэффициент аэродинамической подъемной силы ГО
$C_{z\alpha}^{\text{ВО}}$	– коэффициент аэродинамической боковой силы ВО
X_α	– сила лобового сопротивления ЛА в скоростной системе координат
$C_{x\alpha}$	– коэффициент лобового сопротивления ЛА в скоростной системе координат
$C_{x\alpha}^{\text{ф}}$	– коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа в скоростной системе координат
$C_{x\alpha}^{\text{к}}$	– коэффициент лобового сопротивления крыла в скоростной системе координат
$C_{x\alpha}^{\text{ГО}}$	коэффициент лобового сопротивления ГО в скоростной

	<i>системе координат</i>
$C_{x_a}^{BO}$	<i>коэффициент лобового сопротивления ВО в скоростной системе координат</i>
C_{x_0}	<i>– коэффициент лобового сопротивления летательного аппарата при нулевой подъемной силе</i>
$C_{x_0}^K$	<i>– коэффициент лобового сопротивления крыла при нулевой подъемной силе</i>
$C_{x_0}^{ГО}$	<i>– коэффициент лобового сопротивления ГО при нулевой подъемной силе</i>
$C_{x_0}^{BO}$	<i>– коэффициент лобового сопротивления ВО при нулевой подъемной силе</i>
C_{xf}	<i>– коэффициент поверхностного трения плоской пластинки</i>
ΔC_{xf}	<i>– увеличение коэффициента лобового сопротивления, обусловленное наличием выступающих за ТК частей</i>
$V_{ГП}$	<i>– скорость горизонтального полета</i>
$V_{НВ}$	<i>– скорость набора высоты</i>
H	<i>– высота полета</i>
q	<i>– скоростной напор</i>
W	<i>– эффективная скорость порыва</i>
$\Delta C_{x_{элеМ}}$	<i>– дополнительное сопротивление</i>
Re	<i>– число Рейнольдса</i>
η_t	<i>– коэффициент, учитывающий переход от коэффициента поверхностного трения плоской пластинки к коэффициенту сопротивления</i>
e	<i>– коэффициент Освальда</i>
g	<i>– ускорение свободного падения</i>
θ	<i>– угол наклона траектории</i>

Геометрия планера

$A_{ГО}$	– статический момент горизонтального оперения
$B_{ВО}$	– статический момент вертикального оперения
$S_{кр}$	– площадь крыла
$\bar{S}_{ГО}$	– относительная площадь ГО
$\bar{S}_{ВО}$	– относительная площадь ВО
$S_{ОМ\ цт}$	– площадь омываемой поверхности центрального тела фюзеляжа
$S_{ОМ\ хб}$	– площадь омываемой поверхности хвостовой балки фюзеляжа
$S_{ОМ\ мг}$	– площадь омываемой поверхности мотогондолы
$S_{ОМ\ ф}$	– площадь омываемой поверхности фюзеляжа
$S_{ФЭП}$	– площадь, покрытая ФЭП
$\Delta S_{ФЭП}$	– дополнительная площадь ФЭП
$l_{кр}$	– размах крыла
$l_{цт}$	– длина центрального тела фюзеляжа
$l_{хб}$	– длина хвостовой балки
$l_{ф}$	– полная длина фюзеляжа
\bar{c}	– относительная толщина профиля
λ	– удлинение крыла
$\lambda_{цт}$	– удлинение центрального тела
b_a	– хорда крыла
b_o	– бортовая хорда крыла
b_k	– концевая хорда
η	– сужение крыла
a	– сторона куба, определяющая габариты полезной нагрузки
$d_{ср}$	– средний диаметр хвостовой балки
$d_{мид\ цт}$	– диаметр миделевого сечения центрального тела фюзеляжа
$D_{цт}$	– диаметр центрального тела фюзеляжа

$\delta_{\text{констр}}$	– толщина конструкции фюзеляжа
$\delta_{\text{зазор}}$	– зазоры между полезной нагрузкой и конструкцией фюзеляжа
$F_{\text{ф}}$	– площадь полной поверхности фюзеляжа
χ	– угол стреловидности крыла по линии $1/4$ хорд
η	– сужение крыла
η_c	– поправочный коэффициент, учитывающий толщину профиля
N	– количество поверхностей оперения

Пространственно-временные и энергетические характеристики Солнца

$\theta_{\text{н}}$	– зенитный угол Солнца
$\Delta\theta$	– величина поправки зенитного угла в момент восхода/захода Солнца на атмосферную рефракцию и высоту полета ЛА
$R_{\text{ср}}$	– средний радиус Земли
h_c	– высота плотной облачности
τ	– время суток
S_0	– солнечная постоянная
e	– угол наклона земной оси к плоскости ее орбиты
D	– календарный день
F	– географическая широта района полетов, градус.
π	– 3.14159265 – число π
$t_{\text{н}}$	– продолжительность ночного времени суток
R_z	– 6356.766 км – радиус земного шара (полярный)
E	– эксцентриситет орбиты Земли
P_{10}	– коэффициент
C_2	– коэффициент
φ	– угол широты солнца
K_D	– порядковый номер дня, отсчитанный от первого января
δ	– угол склонения Солнца

ω_0	– часовой угол в момент восхода Солнца
ω	– часовой угол Солнца для заданного момента времени
BMM	– оптическая масса воздуха
$E_{\text{ср_сут}}$	– среднесуточное значение интенсивности солнечного излучения, приходящейся на 1 м^2 горизонтальной поверхности
$F(\theta)$	– степенной показатель функции зенитного угла
I_0	– интенсивность солнечного излучения
I_1	– интенсивность солнечного излучения на горизонтальную поверхность
I_2	– интенсивность солнечного излучения на вертикальную поверхность
I_3	– интенсивность солнечного излучения на поверхность с произвольным углом наклона γ относительно вертикали

Введение

Интенсивно ведущиеся во всем мире исследования и разработки по созданию самолетов, использующих энергию солнечного излучения для поддержания и энергетического обеспечения полета, 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.

Использование солнечной энергии на летательных аппаратах (ЛА) открывает невозможные ранее перспективы осуществления длительных (в течение нескольких месяцев и даже лет) полетов. Солнце является неисчерпаемым источником энергии. Величина его излучения на высотах свыше 15-18 км стабильна и прогнозируема. Осуществление полетов в стратосфере (на высотах 18-20 км) обеспечивает практически полную независимость от таких атмосферных явлений как облачность, осадки, порывы ветра.

Анализ потенциальных сфер применения ЛА на солнечной энергии выявил два наиболее перспективных направления:

1. Альтернатива искусственным спутникам Земли. Преимущества данного технического решения заключаются в отсутствии затрат, связанных с выводом на орбиту, возможности замены или ремонта полезной нагрузки в процессе эксплуатации, более высоких характеристиках полезной нагрузки за счет относительно близкого расстояния до Земли.

2. Летательный аппарат, предназначенный для наблюдения за земной поверхностью. Это направление включает в себя множество задач, таких как контроль протяженных объектов (газо- и нефтепроводов, границ государств), мониторинг лесных массивов с целью предотвращения пожаров, дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) и др. Преимущество данного технического решения заключается в значительном снижении стоимости летного часа вследствие отсутствия затрат на топливо и минимизации затрат на наземное обслуживание по причине сокращения количества взлетов/посадок.

Самолет с силовой установкой на солнечной энергии - это своеобразный тип летательных аппаратов, часть поверхностей которого покрыта фотоэлементами, преобразующими энергию солнечного излучения в электрическую энергию. Преобразованная электрическая энергия используется для обеспечения поступательного движения ЛА, работы бортовой аппаратуры и аккумуляирования с последующим использованием ее для ночного полета.

С точки зрения проектирования летательного аппарата рассматриваемого типа можно выделить ряд особенностей, отличающих его от традиционных:

- ЛА для своего функционирования использует только энергию, получаемую от Солнца;
- величина несущих поверхностей влияет не только на создание подъемной силы, но и на количество получаемой ЛА энергии;
- ЛА оснащен электрической силовой установкой;
- ЛА имеет сверхлегкий тип конструкции.

Эти отличительные особенности диктуют применение нетрадиционного подхода к проблеме проектирования подобного типа летательных аппаратов.

Автор настоящей работы выражает особую благодарность научному руководителю Лисейцеву Николаю Константиновичу и ключевому консультанту Титоренко Владимиру Николаевичу.

Степень разработанности темы

Научные работы по рассматриваемой теме велись задолго до постройки первого ЛА, использующего энергию солнечного излучения.

Одним из первых идею преобразования солнечной энергии в поступательное движение летательного аппарата выдвинул К. Э. Циолковский. Он также предложил и классический путь преобразования солнечной энергии: «Электрический ток можно получать в эфире, ... с помощью солнечной теплоты, при посредстве термоэлектрической батареи. Последнее будет неэкономно, хотя

со временем, может быть, найдутся вещества для термоэлектрической батареи, которые почти всю теплоту Солнца будут превращать в электричество» [63].

Среди многообразия научных трудов выделяется ряд фундаментальных работ, которые вносят значительный вклад в развитие методов проектирования рассматриваемого типа аппаратов. Анализ этих работ изложен в разделе 1.3.

По рассматриваемой теме имеется значительный теоретический и практический задел, однако, в части выбора основных проектных параметров наблюдается недостаток доступного инженеру комплексного подхода к формированию облика ЛА, использующих энергию солнечного излучения, что побудило автора к написанию данной работы.

Цель работы

Разработка научно-методического обеспечения (алгоритма, моделей) для решения задач формирования облика ЛА, оценки их потенциальных возможностей при существующих и перспективных технологиях.

Задачи работы

Для достижения поставленной цели в диссертационной работе необходимо решить следующие задачи:

1. Проанализировать достигнутый уровень характеристик ЛА рассматриваемого типа и методов их проектирования;
2. Проанализировать среду эксплуатации БЛА, выявить особенности и специфические проблемы их разработки;
3. Разработать новые и уточнить существующие математические модели:
 - весовые модели агрегатов и составных частей ЛА;
 - энергетическая модель;
 - аэродинамическая модель.
4. Разработать методику формирования облика подобных ЛА под заданные характеристики;
5. Провести оценку достижимых характеристик при существующем уровне развития техники;

Объект исследования

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

Предмет исследования

Предметом исследования является методическое обеспечение, позволяющее определять проектные параметры беспилотных летательных аппаратов с силовой установкой на солнечной энергии, а также оценивать достижимый уровень их характеристик при применении существующих и перспективных технологий для их разработки.

Методы исследования

- статистическая обработка данных;
- сравнительный анализ;
- построение аналитических моделей с верификацией их по характеристикам существующих ЛА и их составных частей.

Научная новизна

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, ФЭП 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, производить оценку ЛТХ существующих ЛА, прогнозировать уровень достижимых характеристик при применении перспективных технологий, что может быть использовано для разработки программ исследования по перспективным ЛА.

Применение разработанного методического обеспечения позволяет обоснованно планировать, финансировать НИОКР, направленные на разработку подобных ЛА. Оно также может быть использовано при подготовке специалистов по данному направлению.

Внедрение результатов работы

Результаты работы внедрены в филиале ПАО «Компания «Сухой» «ОКБ Сухого» и на кафедре 101 «Проектирование самолетов» МАИ, что подтверждается соответствующими актами о внедрении.

Достоверность полученных результатов

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

Апробация результатов работы

Основные результаты работы докладывались и обсуждались на следующих конференциях:

Международной научно-практической конференции:

13-я Международная конференция «Авиация и космонавтика — 2014», доклад на тему «Основные положения методики определения проектных

параметров беспилотных летательных аппаратов, использующих энергию солнечного излучения для полета».

Всероссийской научно-технической конференции:

IV Всероссийский межотраслевой молодёжный научно-технический форум «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики», доклад на тему «Современное состояние, проблемы и перспективы развития самолетов, использующих солнечную энергию для полета».

Публикации

Результаты исследований, проведённых в процессе выполнения 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.

Личный вклад

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

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.

Во введении рассмотрены предпосылки создания ЛА с силовой установкой на солнечной энергии. Рассматриваются области применения подобных ЛА. Акцентируется внимание на преимуществах ЛА рассматриваемого типа перед традиционными.

В главе 1 кратко приведена история развития самолетов, использующих солнечную энергию. Акцентируется внимание на современных проектах и на уровне достигнутых ими технических характеристик. Приведен краткий обзор перспективных проектов, разрабатываемых как в ведущих самолетостроительных

компаниях, так и в технических университетах. Проведен анализ существующих работ по проблемам проектирования летательных аппаратов рассматриваемого типа. Производится постановка цели и задач работы.

В главе 2 проанализированы факторы 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 летательным аппаратом. Изложены основные проблемы создания эффективного ЛА и приведены возможные направления их решения. Проведено сравнение основных проектных параметров БЛА на солнечной энергии с традиционными.

Также в главе 2 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. Приведено уравнение суточного баланса энергии.

В главе 3 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. Проанализированы налагаемые на область возможных полетов ограничения. Разработана методика формирования облика ЛА.

В главе 4 рассмотрено применение предлагаемой методики для решения практических задач - патрулирования южных границ России и дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) при помощи ЛА, использующего энергию солнечного излучения, как альтернативы традиционным БЛА и искусственным спутникам Земли. Сформирован облик перспективного ЛА для решение актуальной народно-хозяйственной задачи.

В главе 4 также проведена оценка потенциальных возможностей БЛА на солнечной энергии. Определен уровень достижимых характеристик рассматриваемого типа ЛА для различных регионов эксплуатации.

ГЛАВА 1 АНАЛИЗ СОВРЕМЕННОГО СОСТОЯНИЯ И ПЕРСПЕКТИВ РАЗВИТИЯ САМОЛЕТОВ, ИСПОЛЬЗУЮЩИХ СОЛНЕЧНУЮ ЭНЕРГИЮ ДЛЯ ПОДДЕРЖАНИЯ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТА

1.1 История развития самолетов, использующих солнечную энергию

Первым летательным аппаратом с использованием солнечной энергии был дистанционно-пилотируемый самолет американской компании AstroFlight «Sunrise». Созданный под руководством R. J. Boucher по контракту с ARPA (aircraft research projects agency) самолет совершил свой первый полет 4 ноября 1974 году над высохшим озером Camp Irwin в Калифорнии. На его крыльях размахом 9,76м было установлено 4096 солнечных элементов общей мощностью 450 Вт. Масса самолета составляет 12,25 кг. В результате летных испытаний самолет достиг 4-х часовой продолжительности полета. В 1975 году компания AstroFlight построила усовершенствованный самолет «Sunrise II» (рис. 1). Он имел тот же размах крыла, но на нем уже было установлено 4480 солнечных элементов с общей мощностью 600 Вт, масса самолета была снижена до 10,21кг. Оба самолета разбились в процессе испытательных полетов, однако полученные в ходе испытаний результаты положили начало самолетам с использованием солнечной энергии [76].



Рис. 1 Летательный аппарат Sunrise II

Следующим этапом в развитии летательных аппаратов с использованием солнечной энергии был этап создания пилотируемых самолетов. 19 декабря 1978 г. на аэродроме Lasham Airfield, Hampshire (Великобритания) Britons David Williams и Fred To подняли в воздух самолет «Solar One» (рис. 2)



Рис. 2 Летательный аппарат «Solar One»

Изначально самолет задумывалось приводить в движение за счет мускульной силы, но он оказался слишком тяжелым и было принято решение переделать его в самолет с использованием солнечной энергии. Самолет выполнен по классической схеме. Его длина 6,7м, размах крыла 20,7м, площадь крыла $24,2\text{м}^2$, мощность силовой установки 4л.с. Энергоемкость NiCd-й бортовой батареи 25 А·ч. Дальность полета составила 1200м на высоте 24м, достигнута максимальная скорость 77,8 км/ч. Создатели самолета утверждали, что при наличии более эффективных фотоэлектрических преобразователей (ФЭП), в солнечный день аппарат мог бы летать без запасяющей батареи. Однако, стоимость таких ФЭП в то время практически равнялась стоимости самолета. [76]

Идею осуществления полета только за счет ФЭП удалось воплотить в жизнь доктору Paul McCready основателю компании AeroVironment (США). В 1980г. благодаря спонсорству компании Dupont (одной из ведущих компаний по производству ФЭП) и консультации R.J. Boucher создателя «Sunrise I» и «Sunrise II» удалось построить самолет Gossamer Penguin (рис. 3)



Рис. 3 Летательный аппарат «Gossamer Penguin»

Это первый самолет, силовая установка которого работала только за счет энергии солнца и этой энергии было достаточно для поддержания полета. Однако, этот самолет был чрезвычайно хрупок и опасен для полетов на высоте большей чем несколько метров. [78]

Компания Dupont, удовлетворенная результатами проекта, спонсировала Paul MacCready на постройку нового самолета, способного перелететь пролив Ла-Манш с использованием только энергии солнца. В результате этого проекта был построен самолет «Solar Challenger» (рис. 4).



Рис. 4 Летательный аппарат «Solar Challenger»

Длина самолета 8,8м. Размах крыла составлял 14,2м. Вся его поверхность и поверхность стабилизатора покрыты 16128 солнечными элементами,

вырабатывающими суммарную мощность 2500Вт. Вес пустого самолета составлял 90кг. Он мог развивать максимальную скорость 64 км/ч, а максимальная скороподъемность составляла 0,76м/с. 7 июля 1981г. он вылетел из аэродрома Pontoise-Cormeilles недалеко от Парижа и приземлился в Manston близ Лондона, преодолев тем самым расстояние 262км за 5ч 23мин. Полет проходил только за счет солнечной энергии, без использования бортовых аккумуляторов [78].

Почти одновременно с «Solar Challenger» в Германии под руководством Günter Rochelt создавался самолет «Solair I» (рис. 5) Самолет был выполнен по схеме утка с подкосным креплением крыла, размах которого составлял 16м. Покрытый 2499 солнечными элементами суммарной мощностью 1800Вт самолет 21 августа 1983г. смог продержаться в воздухе 5ч 41мин.

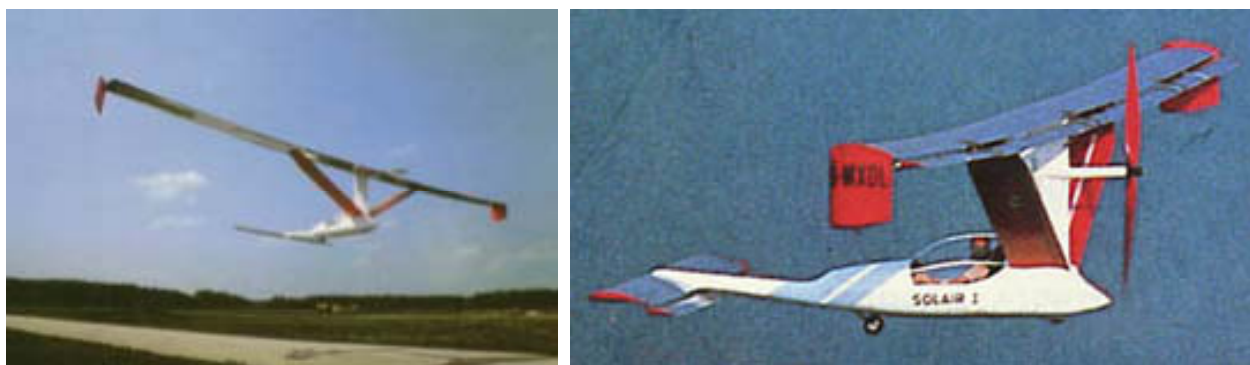


Рис. 5 Летательный аппарат «Solair I»

Еще один интересный проект – самолет «Sunseeker» спроектированный и построенный Эриком Раймондом (США) в 1989г. По своей сути самолет напоминает планер с высоким аэродинамическим качеством. Оснащенный силовой установкой мощностью 2,5 л.с. и бортовыми аккумуляторами самолет в 1990 г., пилотируемый его создателем, за 21 полет пересек Соединенные Штаты Америки. Общее время пребывания в воздухе составило 121 ч. и на это не было потрачено ни одного грамма топлива.

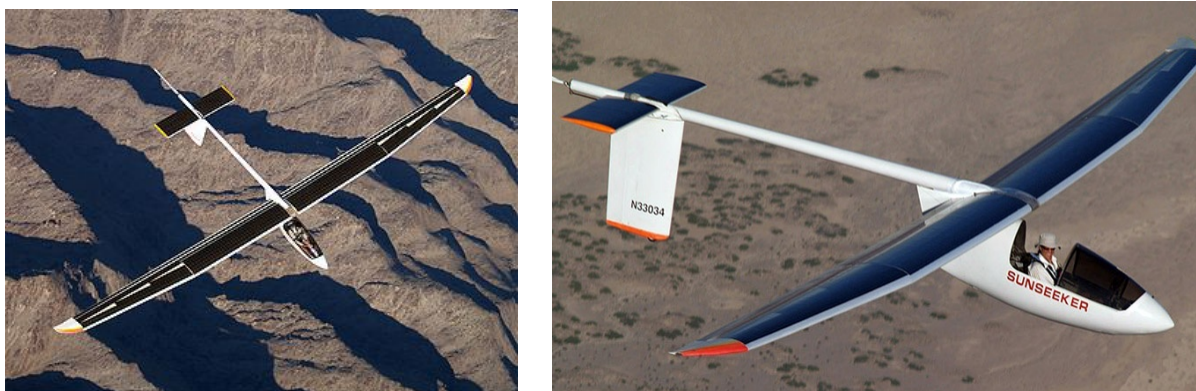


Рис. 6 Летательный аппарат «Sunseeker»

1.2 Современное состояние и перспективные проекты

В 1983г. правительство США, заинтересованное перспективами самолетов с использованием солнечной энергии, инвестировала в компанию AeroVironment для создания секретной военной программы HALSOL (High Altitude Solar) – программы по созданию самолета, способного месяцами барражировать на высотах 15-20км. В этом же году был совершен полет прототипа, но результаты показали, что уровень развития солнечных и запасующих элементов был недостаточен для совершения круглосуточного беспосадочного полета. Программа была закрыта. Однако, в 1994 она была рассекречена и трансформирована в программу ERAST (Environmental Research Aircraft and Sensor Technology) под эгидой NASA – программу по исследованию беспилотных летательных аппаратов с высокой топливной эффективностью, которые могли бы продолжительное время находиться в воздухе в исследовательских целях. Итогом более чем 20-ти летней работы явилась серия аппаратов, установившая ряд мировых рекордов, действующих по сей день. Вершиной развития стал самолет Helios (рис. 7). Выполненный по схеме летающее крыло, размах которого составляет 75,3м, он смог подняться на высоту 29524м. Площадь крыла 184м², взлетный вес – 726кг. [52]



Рис. 7 Летательный аппарат «Helios» слева, справа основатель AeroVironment Paul MacCready демонстрирует конструкцию лонжерона.

Самолет предполагалось использовать в качестве атмосферного спутника или высотной коммуникационной платформы. Находясь на высоте 20км из-за высокого угломестного положения ему достаточно 0,0001 энергии стационарной коммуникационной башни для передачи того же сигнала. К тому же, такая платформа может обеспечить более высокий уровень частот, чем спутники, что в сочетании с меньшим расстоянием до Земли в 1000 раз увеличит скорость передачи данных на ту же площадь. Это приведет к значительному удешевлению связи. Однако, в 2003г. самолет потерпел крушение, попав в турбулентную зону. Огромные габариты самолета – следствие необходимости выдерживания очень низкой нагрузки на крыло (4даН/м^2) для поддержания полета с малыми затратами энергии. Таким недостатком обладают все самолеты с использованием солнечной энергии, поэтому для снижения влияния атмосферных явлений эксплуатационная высота таких аппаратов закладывается выше 20км, где практически отсутствует турбулентность и облачность.

Под те же задачи британская компания Qinetiq, работающая в области оборонных технологий, разрабатывает самолет Zephyr (рис. 8). Последняя версия самолета в 2010г. установила мировой рекорд продолжительности беспосадочного полета, который составил 14 суток.



Рис. 8 Летательный аппарат «Zephyr-8»

Самолет спроектирован для полета на высоте 18км – выше уровня плотной облачности и трасс авиалиний. Длительный полет может осуществляться в широтах менее 40° Масса БЛА составляет 52,5 кг. Размах крыла 22м. Масса полезной нагрузки 2,5кг. Конструкция планера способна выдерживать перегрузку $n_y = 5$. Разработчики планируют довести продолжительность полета до нескольких месяцев. Основные области его применения: длительный мониторинг земной поверхности в гражданских и военных целях, ретрансляция связи, контроль окружающей среды и т.д. Летательный аппарат запускается с рук и только в благоприятных погодных условиях. На вопрос о возможной необходимости запуска в плохих погодных условиях разработчики предлагают ориентироваться на прогноз и запускать самолет заранее до их наступления.

Один из самых амбициозных проектов в области самолетов с использованием солнечной энергии – проект компании Solar Impulse (рис. 9), при поддержке ведущих европейских компаний.



Рис. 9 Летательный аппарат «Solar Impulse»

Это пилотируемый самолет, на котором совершен кругосветный полет исключительно на солнечной энергии. Основная идея проекта - привлечь внимание к использованию солнечной энергии. Коммерческая составляющая также подразумевает использование полученных наработок в создании высотной телекоммуникационной платформы. В 2009г. совершил полет прототип будущего самолета. Его взлетная масса 1600кг при габаритах: размах крыла 63,4м, длина 21,9м, высота 6,4м. Поверхность крыла площадью 200м² покрыта 11628 фотоэлементами с КПД 22,5%, которые в ясный солнечный день вырабатывают 44кВт энергии. Крейсерская скорость 70км/ч. В 2010г. прототип продержался в воздухе 26 часов, что подтверждает возможность беспосадочного полета.

Сводные данные ЛА, использующих энергию солнечного излучения, приведены в приложении 1.

Существует также ряд перспективных проектов. В настоящее время по рассматриваемой тематике ведутся работы в ряде ведущих авиастроительных компаний и авиационных институтов. К их числу относятся: Boeing с программой Vulture, Israel Aerospace Industries (IAI) с разработкой Sun Sailor, Туринский политехнический университет с проектом Heliplat, Google (Titan Aerospace) с проектом Solara 50 и Solara 60 и Facebook с проектом Aquila.

Летательные аппараты Solara 50 и Solara 60

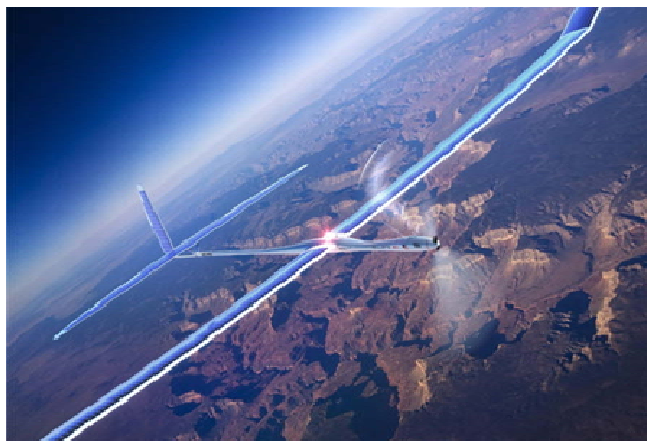


Рис. 10 Летательный аппарат «Solara 50»

Эти БЛА (рис. 10) планируется использовать в качестве атмосферных спутников, работающих на солнечной энергии на высоте 20 км, до пяти лет непрерывно. Ввиду дороговизны спутников и высокой стоимости вывода их на орбиту, данный проект весьма перспективен. Взлетный вес Solara 50 составляет 159 кг при размахе крыла 50 м и длине 15,5 м. Solara 60 является увеличенной версией Solara 50. В обеих версиях ЛА верхние поверхности крыльев и оперений будут покрыты примерно 3000 фотоэлементов. Крейсерская скорость около 104 км/ч.

Проект Vulture



Рис. 11 Один из вариантов БЛА, прорабатываемых в рамках программы Vulture II

Этот самолет (рис. 11) разрабатывается как высотная телекоммуникационная платформа с возможностью непрерывного полета до пяти лет на стратосферных высотах. На верхней поверхности крыла, размахом 400 футов, находятся ФЭП, позволяющие накопить достаточное количество энергии в течение дня для обеспечения ночного полета.

Летательный аппарат Sun Sailor



Рис. 12 Летательный аппарат Sun Sailor

Это малый БЛА весом до 4 кг (рис. 12). Он может нести маленькую камеру для наблюдения за границей и другими объектами. Крыло, покрытое 20 фотоэлементами, вырабатывает до 90 Вт энергии. Первый прототип продержался в воздухе 11 часов на высоте 25 км после чего рухнул на землю из-за проблем с управлением.

Летательный аппарат Heliplat

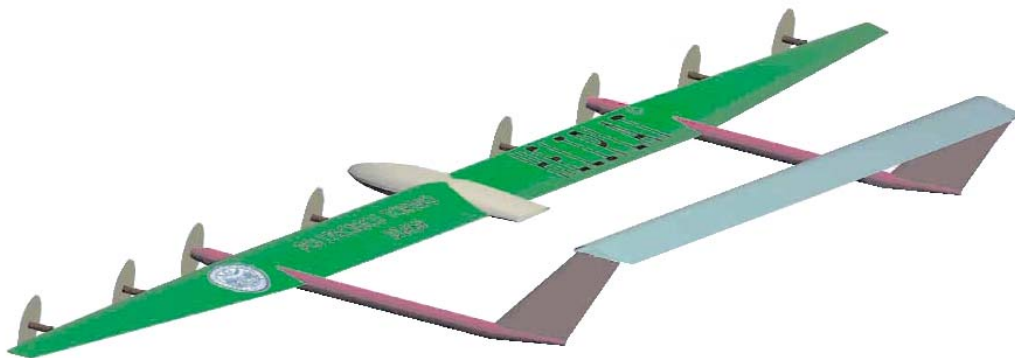


Рис. 13 Летательный аппарат «Heliplat»

Это БЛА, разрабатываемый по программе VESPAА (рис. 13) – сверхдальний автономный самолет на солнечной энергии. Его назначение – стратосферная платформа дистанционного наблюдения за различными объектами, поиска пожаров и контроля госграниц. Малый прототип имеет размах крыла 24 м и длину 7 м, а большой – размах крыла 73 м. Он способен покрыть зону площадью 1000 км².

Летательный аппарат Aquila

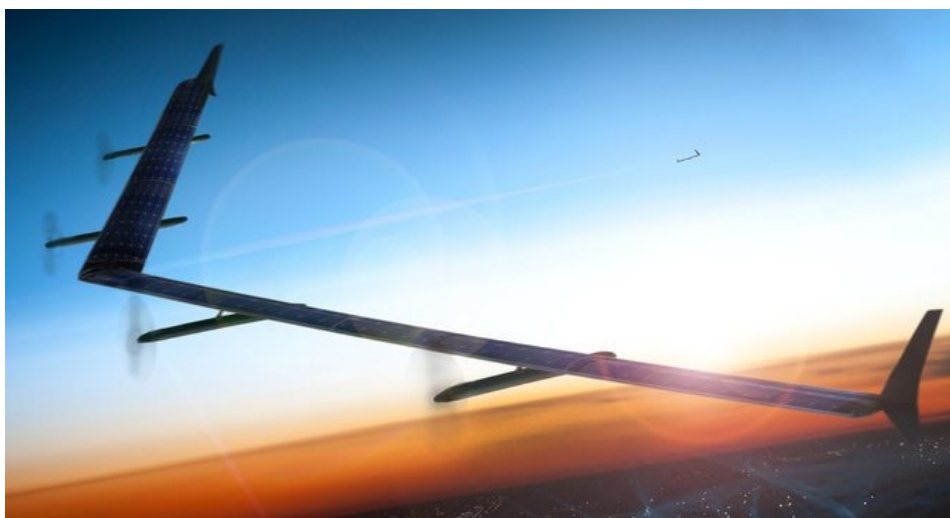


Рис. 14 Летательный аппарат «Aquila»

Этот БЛА (рис. 14) является стратосферной платформой, работающей на солнечной энергии, для обеспечения доступа в интернет отдаленных районов страны. Основная идея проекта заключается в непрерывном полете в течение трех месяцев на высоте от 18 км до 27 км. Самолет выполнен по схеме «летающее крыло» с размахом крыла 42 м, верхняя поверхность которого полностью покрыта ФЭП [56].

1.3 Анализ существующих работ по проблемам проектирования летательных аппаратов, использующих энергию солнечного излучения

С момента постройки первых ЛА, использующих энергию солнечного излучения, возникла проблема определения их рациональных проектных параметров. Вследствие малой эффективности силовой установки ученые и инженеры-конструкторы ищут возможные пути оптимизации геометрической и весовой размерности.

Среди многообразия научных трудов выделяется ряд фундаментальных работ, которые вносят значительный вклад в развитие методов проектирования рассматриваемого типа аппаратов.

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.

В работе «Design of solar powered airplanes for continuous flight» автора Noth A. (2007г.) изложен один из подходов к выбору основных проектных параметров ЛА, использующих энергию солнечного излучения, основанный на методе последовательных приближений. В работе сделан акцент на вывод статистических весовых моделей. Предлагаемые модели достаточно просты для использования, однако не учитывают влияние сужения и эксплуатационной перегрузки, распределения масс в крыле и других конструктивно-технологических и геометрических особенностей проектируемого ЛА.

В работе автора Клименко Н.Н. «Предварительное проектирование псевдокосмических летательных аппаратов: базовые методы и критерии

осуществимости» и работе авторов Брусов В. С., Таргамадзе Р.Ч., Семенов В.В. и др. «Проблемы создания псевдоспутников – высотных атмосферных беспилотных летательных аппаратов на солнечной энергии» (2015г.) выявлены основные проблемы создания аппаратов рассматриваемого типа, развит подход приведенный в работе Noth A. Приведен алгоритм оптимизации проектных параметров ЛА на солнечной энергии по критериям минимально возможной геометрической размерности под заданную задачу и максимальной массы полезной нагрузки при заданной взлетной массе.

Отсутствие доступного инженеру комплексного подхода к формированию облика ЛА, использующих энергию солнечного излучения, побудило автора к написанию данной работы.

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.

1.4 Постановка цели и задач работы

Цель работы

Разработка научно-методического обеспечения (алгоритма, моделей) для решения задач формирования облика ЛА, оценки их потенциальных возможностей при существующих и перспективных технологиях.

Задачи работы

Для достижения поставленной цели в диссертационной работе необходимо решить следующие задачи:

1. Проанализировать достигнутый уровень характеристик ЛА рассматриваемого типа и методов их проектирования;
2. Проанализировать среду эксплуатации БЛА, выявить особенности и специфические проблемы их разработки;
3. Разработать новые и уточнить существующие математические модели:
 - весовые модели агрегатов и составных частей ЛА;
 - энергетическая модель;
 - аэродинамическая модель.
4. Разработать методику формирования облика подобных ЛА под заданные характеристики;
5. Провести оценку достижимых характеристик при существующем уровне развития техники.

ГЛАВА 2 ФАКТОРЫ СРЕДЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ И ИХ ВЛИЯНИЕ НА ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ НА СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ

Рассмотрение вопросов проектирования целесообразно начать со среды эксплуатации и физических основ преобразования солнечной энергии в поступательное движение ЛА, их влияния на формирование облика и выбор проектных параметров ЛА, анализа проблем создания ЛА, использующих энергию солнечного излучения.

2.1 Факторы среды эксплуатации

Факторы среды эксплуатации оказывают значительное влияние на формирование технического облика ЛА рассматриваемого типа. Большинство воздействующих факторов регламентируются стандартами. К основным внешним воздействующим факторам относятся:

- изменение параметров плотности, температуры, вязкости воздуха по высоте;
- ветер;
- облачность;
- обледенение;
- космическая радиация.

Рассмотрим каждый из этих факторов более подробно.

2.1.1 Изменение параметров плотности, температуры, давления и вязкости воздуха по высоте

Важной особенностью проектирования рассматриваемого типа аппаратов является различие в состояниях атмосферы на высотах эксплуатации ЛА и высотах, на которых проходят этапы: взлет, набор высоты, снижение и посадка.

Изменение параметров атмосферы по высоте описывается в ГОСТ 4401-81 «Атмосфера стандартная».

Зависимость температуры от высоты полета может быть описана следующим выражением:

$$T = T_0 - 0.0065H, \quad \text{при } H < 11000 \text{ м}$$

$$T = T_0 - 70^\circ \text{ К}, \quad \text{при } 11000 \text{ м} < H < 20000 \text{ м}$$

$$T = T_0 - 0.001H, \quad \text{при } 20000 \text{ м} < H < 30000 \text{ м}$$

Для высот полета 18-20 км характерны низкие температуры (около -57° C , 215° K), которые отрицательно сказываются на работе оборудования и конструкции ЛА. При таких низких температурах значительно снижается энергоемкость аккумуляторных батарей, что требует температурной стабилизации отсеков с аккумуляторами. Низкая температура положительно сказывается только на эффективности ФЭП. График изменения температуры по высоте в соответствии с МСА представлен на рис. 2.1.

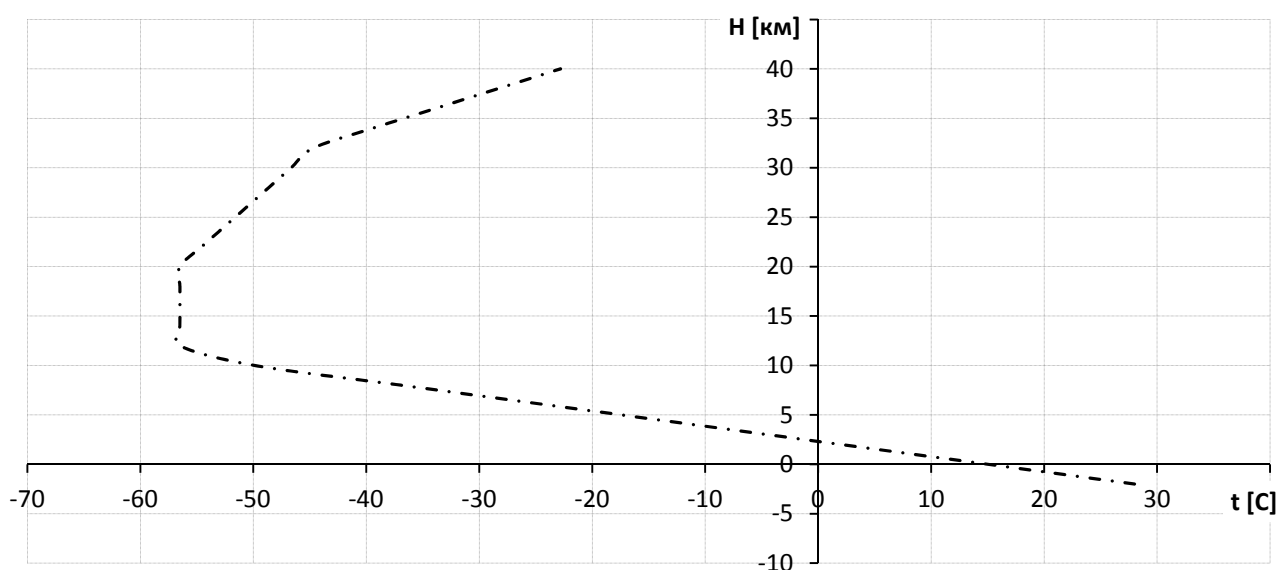


Рис. 2.1 Изменение температуры воздуха по высоте

Изменение давления по высоте, в соответствии с ГОСТ 4408-81, описывается выражением:

$$\lg(p) = \lg(p_0) + 5.25 \lg \{T(H)/T_0\} \quad \text{для высот полета до } 11\,000 \text{ м}$$

$$\lg(p) = \lg(p_0) - 0.015H / T(H) \quad \text{для высот } 11000 \text{ м} < H < 20000 \text{ м}$$

$$\lg(p) = \lg(p_0) - 34 \lg \{T(H)/T_0\} \quad \text{для высот } 20000 \text{ м} < H < 30000 \text{ м}$$

Графическая интерпретация изменения давления воздуха по высоте представлена на рис. 2.2.

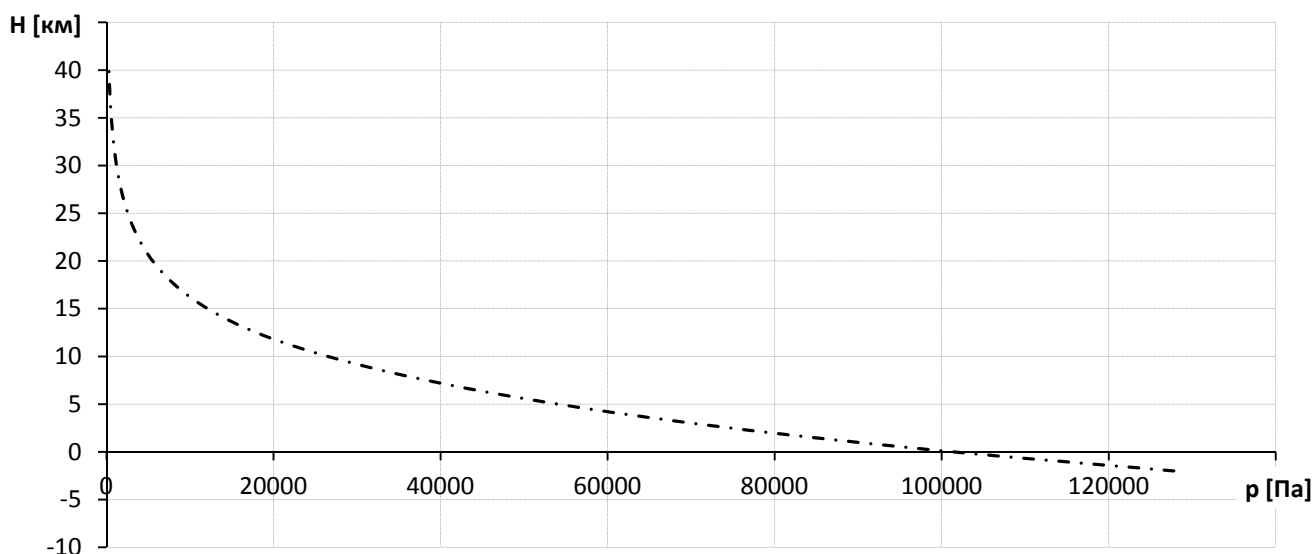


Рис. 2.2 Изменение давления воздуха по высоте

Плотность воздуха ρ связана с температурой t и давлением p уравнением состояния газа $\rho = \frac{p}{RT}$, где R = универсальная газовая постоянная (287.053 Дж* кг⁻¹К⁻¹), и уменьшается по высоте в соответствии с изменением температуры и давления.

На высоте 30 км плотность атмосферы в 67 раз меньше плотности на уровне моря. Вследствие этого, с ростом высоты пропорционально $\sqrt{\rho}$ растет потребная мощность горизонтального полета. Таким образом, для полета на высоте 30 км при прочих равных условиях требуется в 8 раз большая мощность, чем для полета на уровне моря. На графике (рис. 2.3) представлено изменение плотности воздуха по высоте в соответствии с МСА.

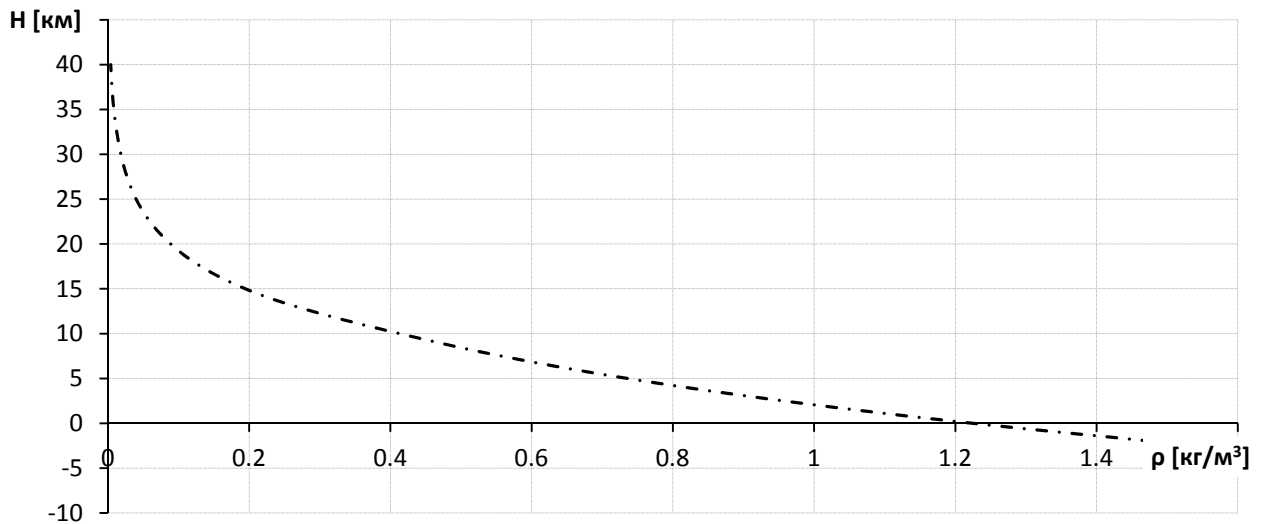


Рис. 2.3 Изменение плотности воздуха по высоте

С увеличением высоты полета изменяется вязкость воздуха, динамическая

$$\mu = \frac{\beta_s \cdot T^{3/2}}{T + S} \text{ (Па} \cdot \text{с)}, \text{ и кинематическая } \nu = \frac{\mu}{\rho} \text{ (м}^2\text{/с)},$$

где β_s и S - эмпирические коэффициенты Сатерлэнда.

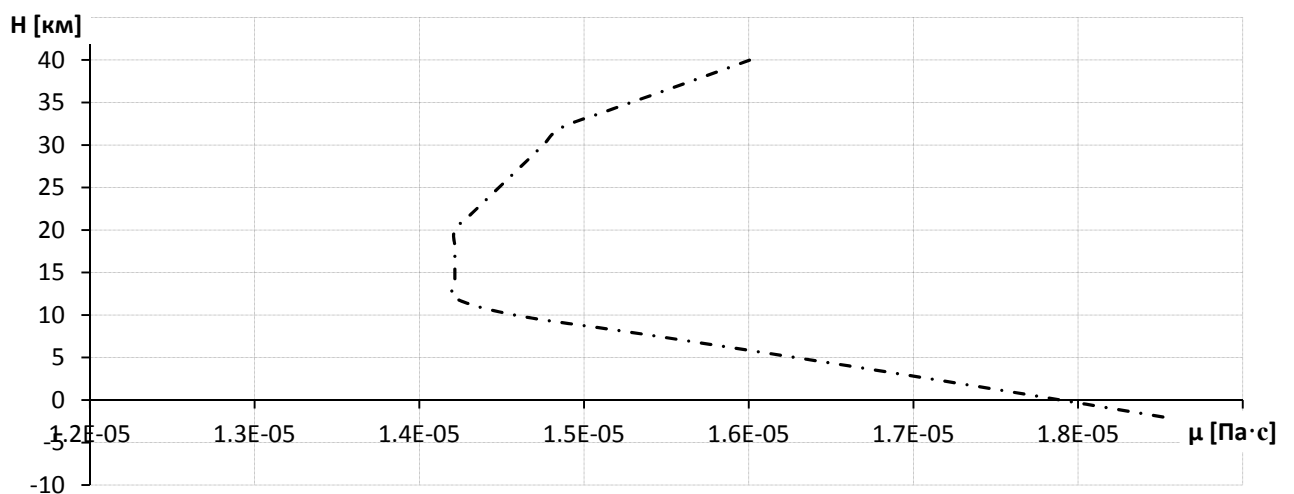


Рис. 2.4 Изменение динамической вязкости воздуха по высоте

Изменение вязкости приводит к многократному изменению числа Рейнольдса

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot b_a}{\mu}. \text{ Величина этого числа, как известно, характеризует соотношение}$$

инерционных и вязких сил и определяет такие параметры, как точку перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный, точку отрыва пограничного слоя

и величины сил трения и давления, что в итоге определяет суммарные аэродинамические силы на ЛА.

Число Re в процессе полета ЛА Helios, например, изменялось от 2 400 000 на уровне моря до 240 000 на высоте 30 000 м.

Такой диапазон чисел Re охватывает зону ламинарного течения в пограничном слое (число Re до 200000), переходной режим (диапазон чисел Re 200000-500000), зону турбулентного обтекания (число Re свыше 500000). Соответственно качественно и количественно изменяются аэродинамические характеристики ЛА.

Важно иметь в виду, что для выбранных регионов и периодов эксплуатации значения вышеперечисленных параметров может отличаться от стандартных, приведенных в ГОСТ. Эти отличия должны быть учтены при проектировании ЛА.

При полете на больших высотах следует учитывать также изменение ускорения свободного падения. Для высот эксплуатации ЛА 30 км ускорение свободного падения уменьшается на 1 % по сравнению с высотой на уровне моря.

Алгоритм расчета характеристик атмосферы и вязкости в функции высоты полета программно реализован в среде «Microsoft Excel». Программная реализация алгоритма позволяет вычислять характеристики атмосферы, ускорение свободного падения а также динамическую и кинематическую вязкость воздуха в интервале высот от -2 до 80 км.

входные параметры программы:

H , км

выходные характеристики программы:

T , К

t , °С

p [Па]

ρ [кг/м³]

a [м/с]

μ [Па·с]

ν [м²/с]

g [м/с²]

На рис. 2.5 показан интерфейс программы вычисления характеристик атмосферы.

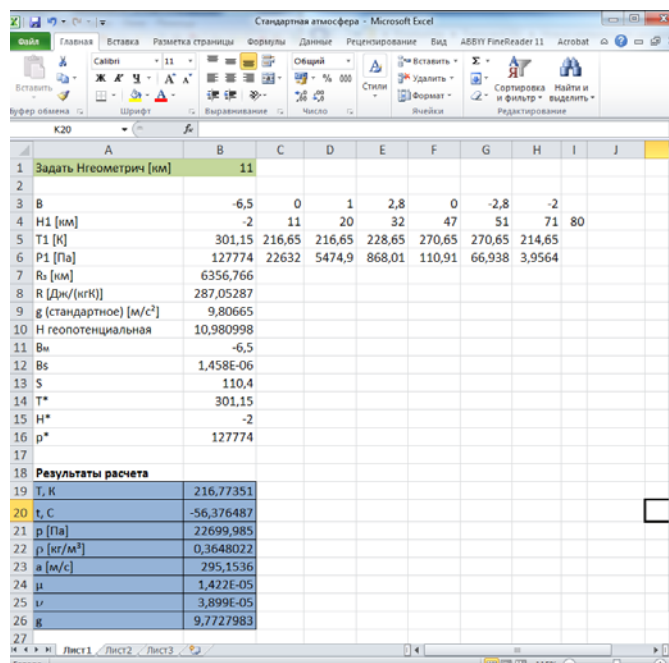


Рис. 2.5 Интерфейс программы вычисления характеристик атмосферы

2.1.2 Ветер

Для ЛА, находящегося в продолжительном полете в течение года, этапы взлета, набора высоты, снижения и посадки составляют всего лишь 0,001 времени пребывания ЛА в полете. Однако, несмотря на малую продолжительность, это наиболее сложные этапы полета, где значения большинства параметров меняются с изменением высоты, а турбулентность атмосферы оказывает наибольшее влияние на выбор параметров конструкции ЛА.

Закономерности вертикального распределения характеристик ветра по широтным поясам и меридиональным разрезам северного полушария описывается в ГОСТ 24728-81 «Ветер. Пространственное и временное распределение характеристик».

На графике (рис. 2.6) приведены значения средней скалярной скорости ветра по фактическим наблюдениям для 8 городов РФ (таблица-1). Значения средней скорости ветра получены на основе алгоритма 4D интерполяции ветровых характеристик ГОСТ 24728-81. Более подробно алгоритмы 4D интерполяции ветровых характеристик и его численная реализация изложены в работе [65].

Таблица 1

№	Город	Географические координаты	
		Широта с.ш., [грд.]	Долгота в.д., [грд.]
1	Севастополь	44.58883	33.5224
2	Оренбург	51.7727	55.0988
3	Чита	52.03171	113.50087
4	Владивосток	43.10562	131.87353
5	Якутск	62.03389	129.73306
6	Мурманск	68.97917	33.09251
7	Калининград	54.70649	20.51095
8	Белгород	50.61074	36.58015
9	Тура	58.3594	59.8175

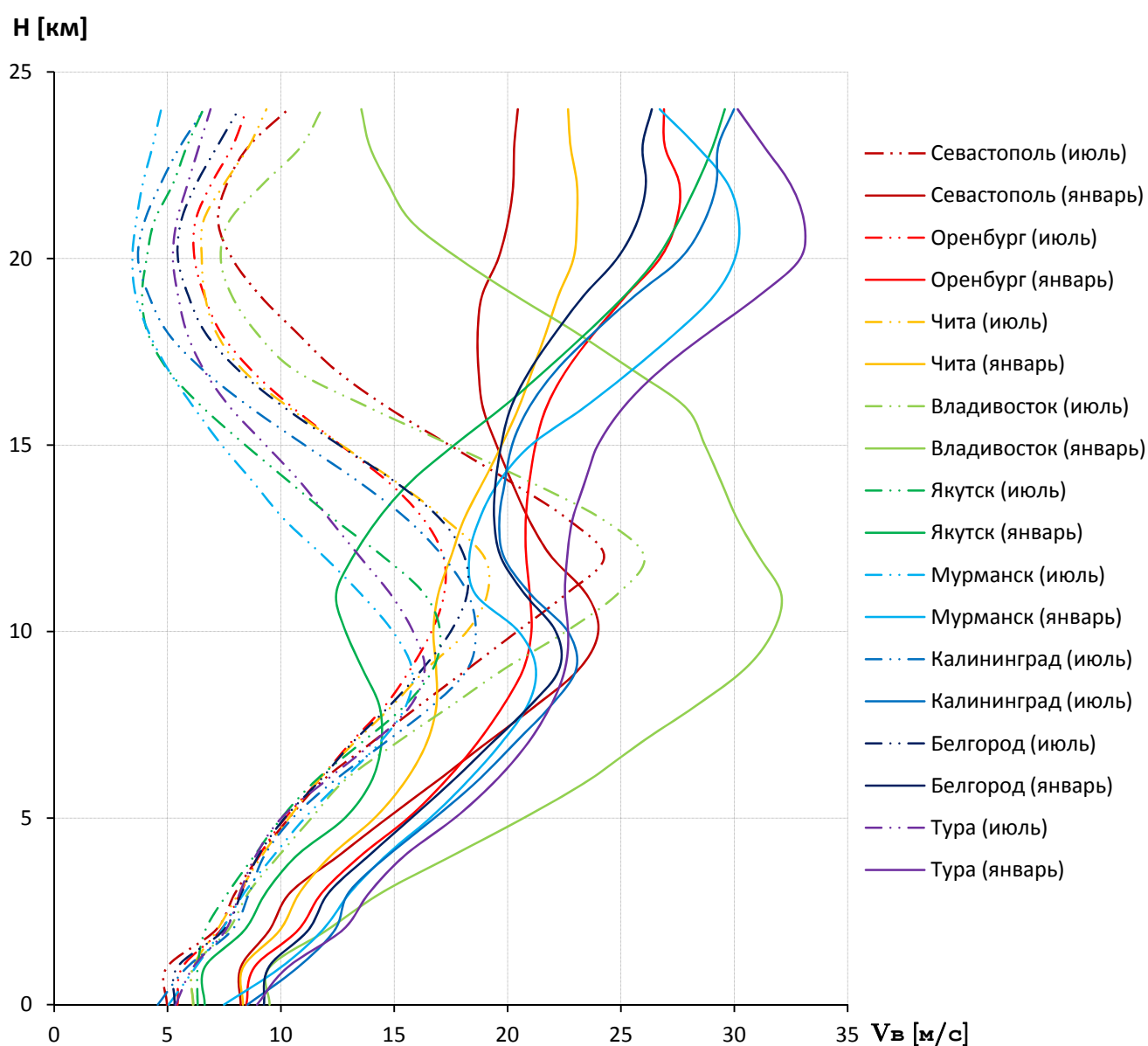


Рис. 2.6 Распределение средней скалярной скорости ветра по высотам

2.1.3 Облачность

Несмотря на то, что полет ЛА проходит выше уровня облаков, их следует учитывать при расчете получаемой энергии, так как в момент восхода и захода Солнца плотная облачность существенно отодвигает горизонт на большие высоты. Таким образом, реальный зенитный угол Солнца, отложенный от местного горизонта, равен:

$$\theta_H = \arcsin \frac{(R_{cp} + h_C)}{(R_{cp} + H)},$$

где R_{cp} - средний радиус Земли

h_C - высота плотной облачности;

H - высота полета ЛА.

2.1.4 Обледенение

Образование слоя льда на поверхности ЛА, обтекаемой воздушным потоком, вызывается наличием в атмосфере воды, находящейся в различном состоянии. Процесс образования льда на поверхностях ЛА сопровождается изменением его аэродинамических и балансирующих характеристик.

Летательный аппарат на этапах набора высоты и снижения может подвергаться обледенению, на этапах крейсерского полета на высоте 18 км обледенения не происходит вследствие отсутствия переохлажденной воды. Наличие противообледенительной системы (ПОС) теплового типа приведет к значительным энергозатратам, в дополнении к этому этап набора высоты и снижения занимает незначительную часть продолжительности полета. Таким образом, целесообразнее осуществлять взлет, набор высоты, снижение и посадку рассматриваемого типа ЛА в атмосферных условиях, при которых не возникают условия обледенения.

2.1.5 Космическая радиация

Воздействие космической радиации может приводить как к деградации характеристик конструкционных материалов планера БЛА и бортовых систем и, как следствие, – к отказам в работе ЛА по истечении некоторого периода эксплуатации, так и к возникновению внезапных отказов в работе бортовой аппаратуры, непосредственно сопровождающих воздействие. В качестве типичного примера, иллюстрирующего первый случай, можно указать постепенное снижение эффективности солнечных батарей КА в результате накопления поглощенной дозы космической радиации, а для иллюстрации второго случая – сбои в микросхемах с высокой степенью интеграции под действием одиночных протонов или тяжелых ионов высокой энергии [12].

2.2 Физические основы преобразования солнечной энергии в поступательное движение ЛА

Для проектирования высокоэффективных ЛА, использующих солнечную энергию, необходимо проанализировать работу ФЭП в различных условиях.

Преобразование энергии в ФЭП основано на фотоэлектрическом эффекте, который возникает в неоднородных полупроводниковых структурах при воздействии на них солнечного излучения [69].

Полупроводниковый фотоэлектрический преобразователь – это устройство, в котором осуществляется прямое преобразование энергии солнечного излучения в электрическую энергию. Принцип работы ФЭП основан на взаимодействии солнечного света с кристаллом полупроводника, в процессе которого фотоны освобождают в кристалле электроны – носители электрического заряда. Специально созданные под действием так называемого *p-n*-перехода области с сильным электрическим полем улавливают освобожденные электроны и разделяют их таким образом, что в цепи нагрузки возникает ток и, соответственно электрическая мощность [74].

В результате между электродами установится разность потенциалов $U_{\text{ф}}$, которая по существу представляет собой фото ЭДС. Если в цепь ФЭП включить внешнюю электрическую нагрузку, то в ней потечет электрический ток. Вольт-амперная характеристика ФЭП для 1 см^2 поверхности представлена на рис. 2.7, из которого очевидно, что для снятия с ФЭП максимальной электрической мощности необходимо обеспечить его работу в достаточно узком диапазоне выходных напряжений [74].

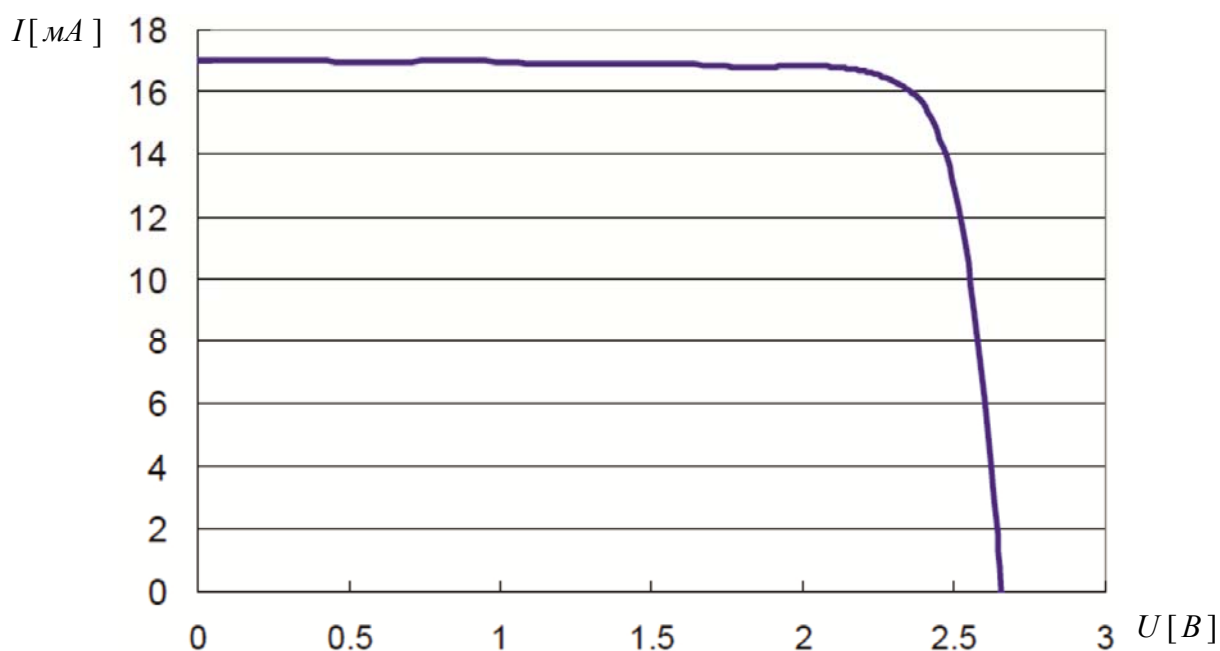


Рис. 2.7 Вольт-амперная характеристика элементарной площадки 1 см^2 ФЭП. Модель ФЭП – Spectrolab трехкаскадная GaInP2/GaAs/Ge (AM0 – 135.3 мВт/см^2 , 28°C)

Как известно, солнечная радиация (количество падающего на освещаемую поверхность солнечного излучения) – величина, зависящая от географической широты, времени года, времени суток и погодных условий.

На карте СССР (рис. 2.8) показано распределение среднегодового количества солнечной радиации, приходящейся на один квадратный метр горизонтальной поверхности (измерения проводились в период с 1991 по 1993г. в течение 24ч. с учетом облачности).

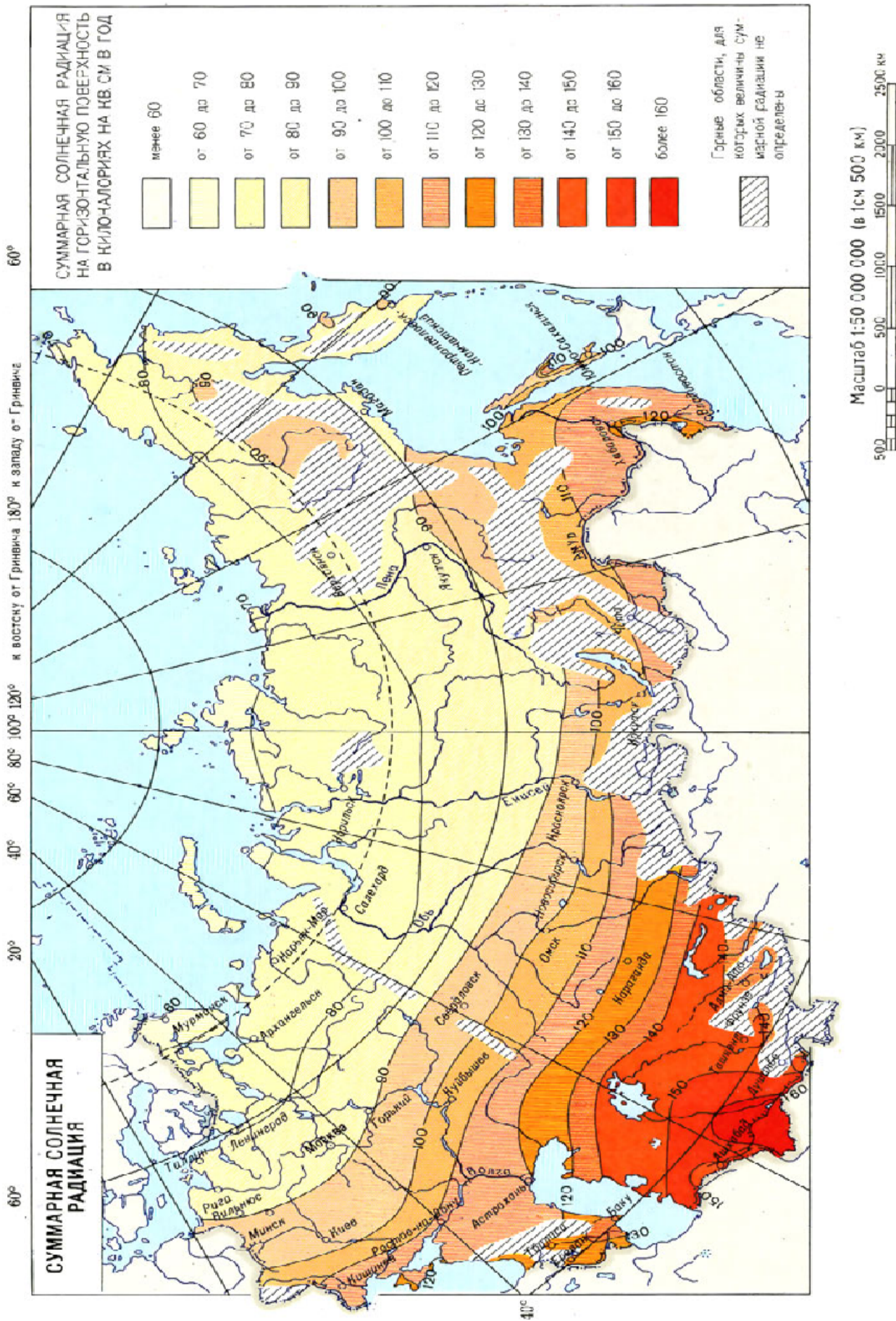


Рис. 2.8 Распределение солнечной радиации [4]

Величина получаемой ЛА электрической энергии зависит от КПД ФЭП. На КПД ФЭП влияет множество факторов. Один из основных – температура ФЭП. На графике (рис. 2.9) представлена зависимость КПД ФЭП от их температуры при разной интенсивности излучения.

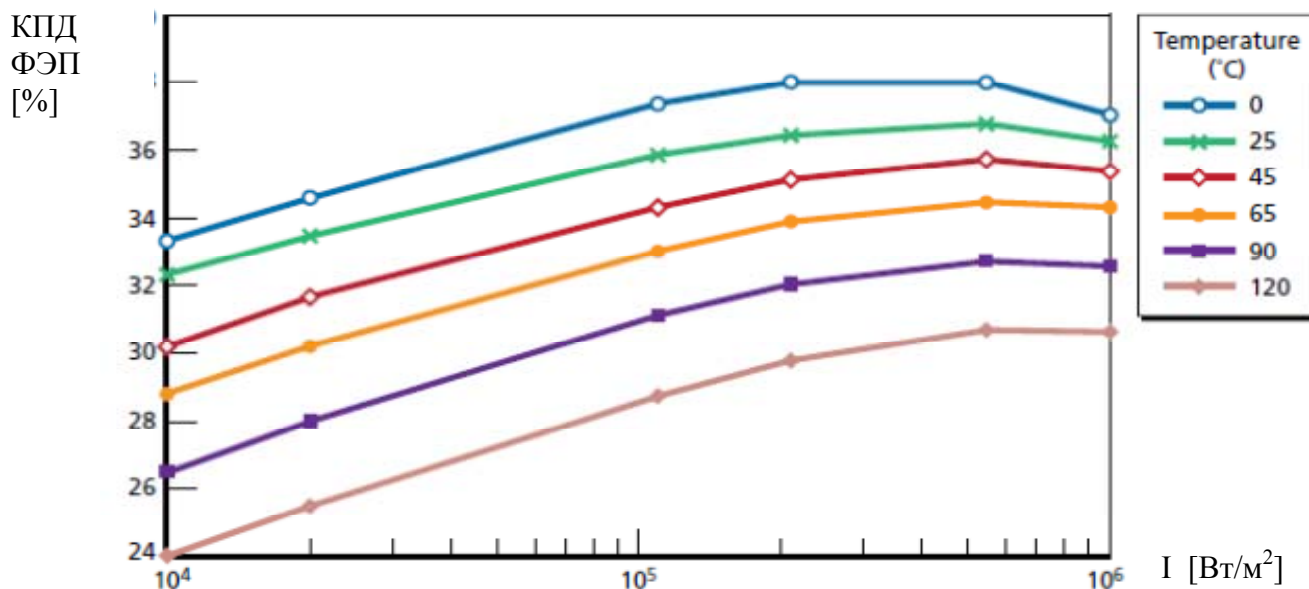


Рис. 2.9 КПД ФЭП в зависимости от их температуры при разной интенсивности солнечного излучения [44]

К числу прочих факторов, также влияющих на эффективность преобразования солнечной энергии, относятся:

- геометрия поверхности ЛА, на которой располагаются ФЭП;
- траектория полета ЛА;
- оптическое покрытие ФЭП.

Полученная фотоэлектрическими преобразователями энергия расходуется на работу электродвигателя, зарядку бортовых аккумуляторов, электрооборудование самолета и другое необходимое оборудование.

На схеме (рис. 2.10) показана принципиальная схема силовой установки самолета с использованием солнечной энергии.

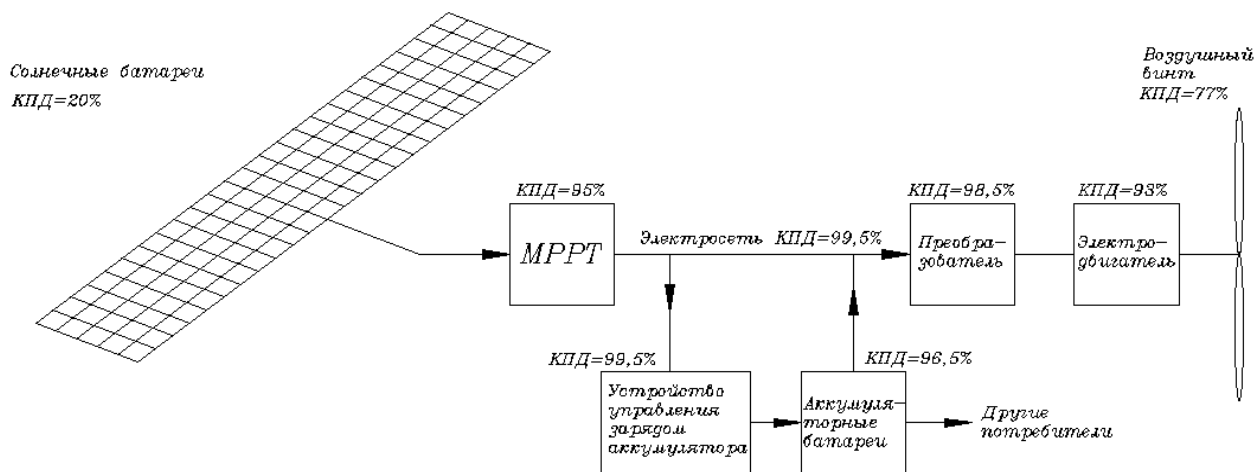


Рис. 2.10 Схема преобразования солнечной энергии¹

2.3 Алгоритм расчета пространственно-временных и энергетических характеристик Солнца

Алгоритм расчета пространственно-временных и энергетических характеристик Солнца является одним из ключевых алгоритмов при формировании облика на этапе предварительного проектирования беспилотных летательных аппаратов, использующих для полета солнечную энергию. Он посвящен определению пространственно-временного положения Солнца и его энергетических характеристик вблизи Земли и на заданной высоте. В алгоритме учтены влияние на интенсивность солнечного излучения времени суток, времени года, широты. Рассматриваемый алгоритм относится лишь к прямому солнечному излучению. В расчете не учитывается рассеянное (нисходящее и восходящее) излучение Солнца. За основу алгоритма взята работа [62].

2.3.1 Алгоритм расчета

Исходными данными для проведения расчетов являются:

D – календарный день;

¹ На схеме MPPT (*Maximum Power Point Tracker*) – устройство, подбирающее оптимальную нагрузку для солнечных батарей, для получения с них максимальной электрической мощности.

H – высота полета, м;

τ – время суток, ч;

F - географическая широта района полетов, градус.

В расчете используются константы:

$\pi = 3.14159265$ – число π ;

$R_z = 6356.766$ – радиус земного шара (полярный), км;

S_0 = солнечная постоянная, (количество солнечной энергии, поступающей в верхние слои атмосферы при среднем расстоянии Земли от Солнца, в работе принято $S_0 = 1353 \text{Вт/м}^2$);

$e = 23.4457889$ - угол наклона земной оси к плоскости ее орбиты (наклон эклиптики), градусы;

$E = 0.01674$ – эксцентриситет орбиты Земли;

$p_0 = 101325$ – давление воздуха на уровне моря, Па;

$P_{10} = 78$ - корректировка на отсчет времени от дня весеннего солнцестояния;

$C_2 = 0.30097704$ – коэффициент.

Расчет проводится в следующем порядке:

1. Вычисление угла широты Солнца, [рад] :

$$\varphi = 2\pi \cdot \frac{K_D - 81}{365.25},$$

где K_D – порядковый номер дня, отсчитанный от первого января

Формула трансформирует календарную дату, отсчитанную от третьего января, в угловое положение Земли на орбите (рис. 2.11).

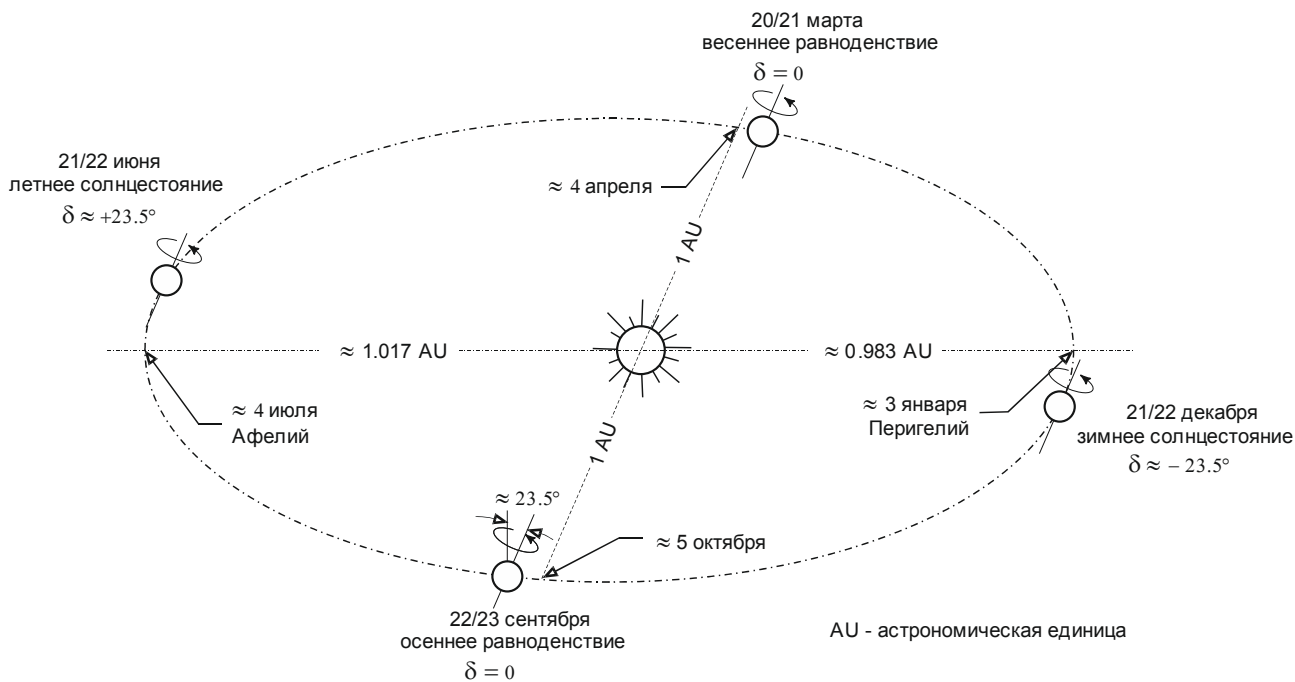


Рис. 2.11 Орбитальное движение Земли вокруг Солнца

2. Вычисление угла склонения Солнца, δ [градус]

$$\delta = e \cdot \sin \varphi$$

Угол склонения солнца находится в пределах от -23.4457889° до $+23.4457889^\circ$. Крайних значений угол склонения солнца достигает в дни летнего и зимнего солнцестояния (рис. 2.12).

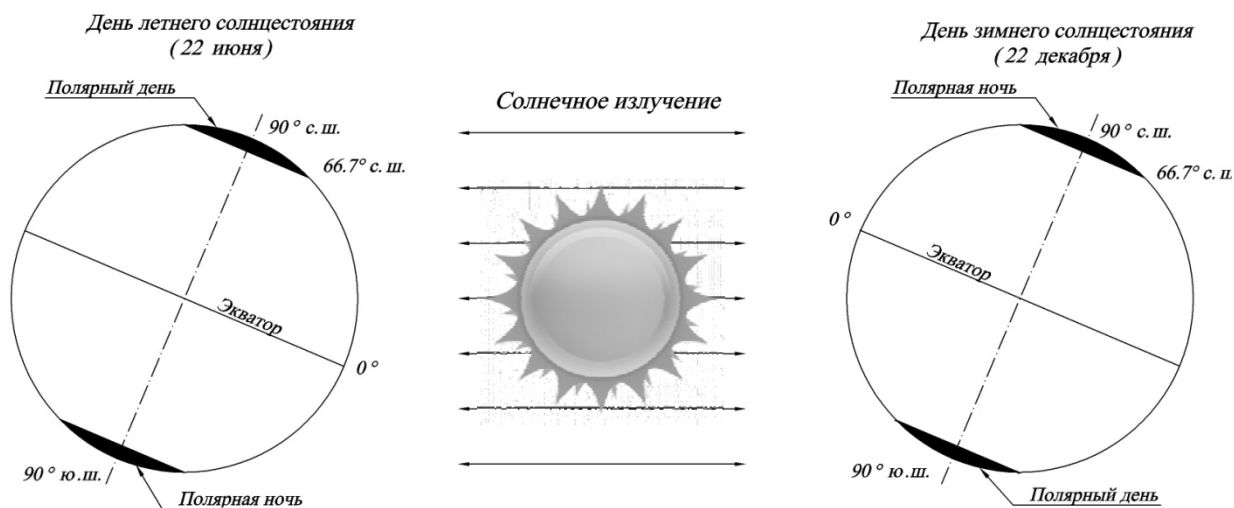


Рис. 2.12 Крайние положения угла склонения солнца

3. Вычисление отношения среднего расстояния Земли от Солнца к радиусу вектору земной орбиты

$$R = \frac{1 - E^2}{1 + E \cdot \cos(P10 + \frac{\varphi}{\pi/180})}$$

4. Вычисление часового угла ω_0 в момент восхода Солнца с учетом поправок на атмосферную рефракцию и высоту полета ЛА, [рад.]:

$$\omega_0 = \arccos(\cos(\frac{\pi}{2} + \Delta\theta) - \tan(F) \cdot \tan(\delta))$$

$\omega_0 = 0$, соответствует случаю полярной ночи;

$\omega_0 = \pi$, соответствует случаю полярного дня.

Часовой угол Солнца ω для заданного момента времени, [рад.]

$$\omega = \pi - \frac{\pi}{12} \cdot \tau,$$

где τ - момент времени, час.

5. Вычисление зенитного угла θ , [градус] (рис. 2.13)

$$\theta = \arccos(\sin F \cdot \sin \delta + \cos F \cdot \cos \delta \cdot \cos \omega),$$

где F – географическая широта района полетов, градус

6. Вычисление величины поправки зенитного угла - $\Delta\theta$ в момент восхода/захода Солнца с учетом поправок на атмосферную рефракцию в момент восхода или захода Солнца и высоту полета ЛА, [рад.]:

$$\Delta\theta = 0.57 \cdot \frac{\pi}{180} + \arccos\left(\frac{R_z}{R_z + H}\right),$$

7. Вычисление оптической массы воздуха $BMM[15]$:

$$BMM = \left(\sqrt{1229 + 376996 \cdot \cos^2\theta} - 614 \cdot \cos\theta\right) \cdot \frac{p}{p_0},$$

где p – давление воздуха на высоте H , Па;

p_0 - давление воздуха на высоте $H=0$, Па.

Для диапазона высот полета ЛА $-2.0 \leq H \leq 28$ км оптическая масса воздуха для зенитных углов солнца $\theta > 90^\circ$ вычисляется как [15]:

$$BMM(\theta) = C3 * 10^{F(\theta)} \cdot \frac{p}{p_0},$$

где $C3=0,931$ – коэффициент;

$F(\theta)$ - степенной показатель, являющийся функцией зенитного угла,

Для диапазона зенитных углов $90^\circ < \theta \leq 93$ степенной показатель $F(\theta)$ определяется по следующей формуле:

$$F(\theta) = 0.0448 \cdot \theta^2 - 7.8991 \cdot \theta + 349.63$$

Для диапазона зенитных углов $94^\circ < \theta \leq 96$ степенной показатель $F(\theta)$ определяется по следующей формуле:

$$F(\theta) = -0.025 \cdot \theta^2 + 5.341 \cdot \theta - 278.33$$

В диапазоне зенитных углов $93^\circ < \theta \leq 94$ степенной показатель $F(\theta)$ определяется линейной интерполяцией.

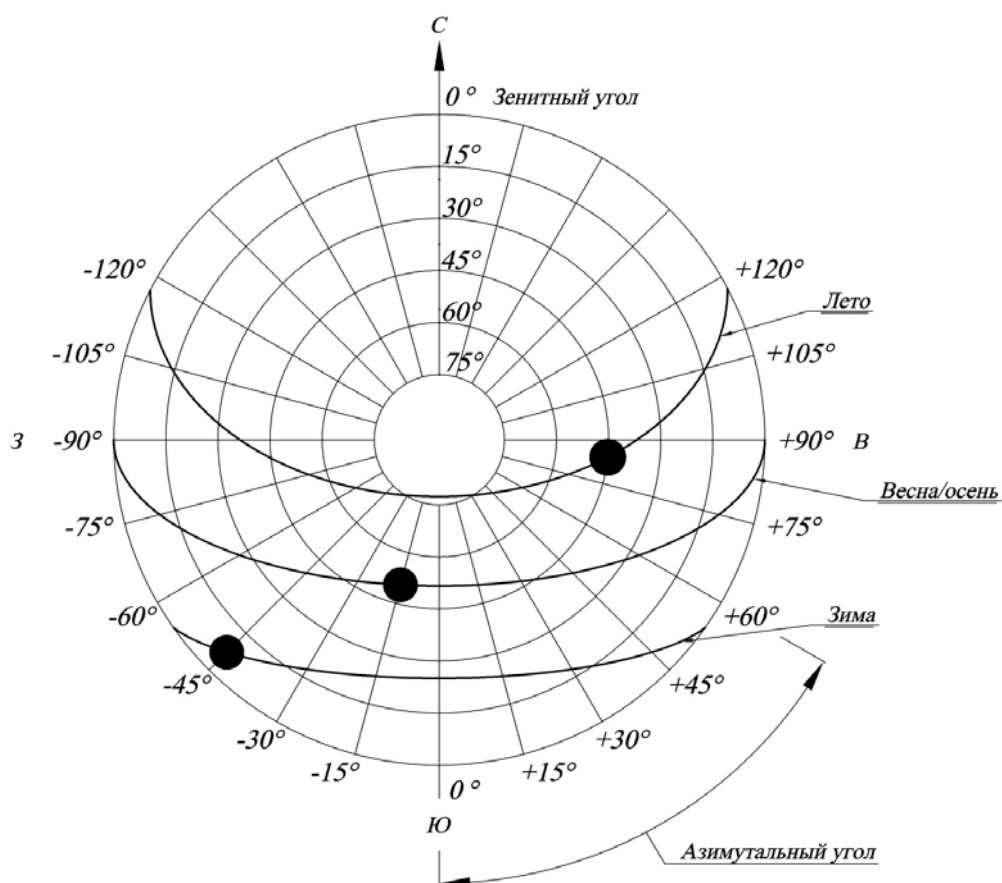


Рис. 2.13 Зенитный и азимутальный (часовой) углы

8. Вычисление интенсивности солнечного излучения – I_0 [Вт/м²]

$$I_0 = \frac{S_0}{(1 + C_2 \cdot \text{ВММ}) \cdot R^2},$$

где $S_0 = 1353$ Вт/м² - солнечная постоянная.

9. Вычисление интенсивности солнечного излучения на горизонтальную поверхность:

$$I_1 = I_0 \cdot \cos\theta$$

10. Вычисление интенсивности солнечного излучения на вертикальную поверхность:

$$I_2 = I_0 \cdot \sin\theta$$

11. Вычисление интенсивности солнечного излучения на поверхность с произвольным углом наклона γ относительно вертикали [8]:

$$I_3 = I_1 \cdot \sin\gamma + I_2 \cdot \cos\gamma$$

12. Время восхода и захода Солнца могут быть определены по формулам:

$$\tau_{sr} = 12 \cdot \left(1 - \frac{\omega_0}{\pi}\right),$$

$$\tau_{ss} = 24 - \tau_{sr}$$

где τ_{sr} - время восхода Солнца

τ_{ss} - время захода Солнца

Алгоритм вычисления пространственно-временных и энергетических характеристик Солнца, программно реализован в среде «Microsoft Excel». Программная реализация алгоритма позволяет вычислять характеристики Солнца: зенитный и азимутальный углы Солнца, время восхода и захода Солнца, величину приходящей солнечной энергии для входных параметров:

- время, которое является в свою очередь интегральной характеристикой зависящей от года, месяца, дня месяца, времени суток;
- географическая широта района полета;
- высота полета.

На рис. 2.14 показан интерфейс программы вычисления пространственно-временных характеристик Солнца.

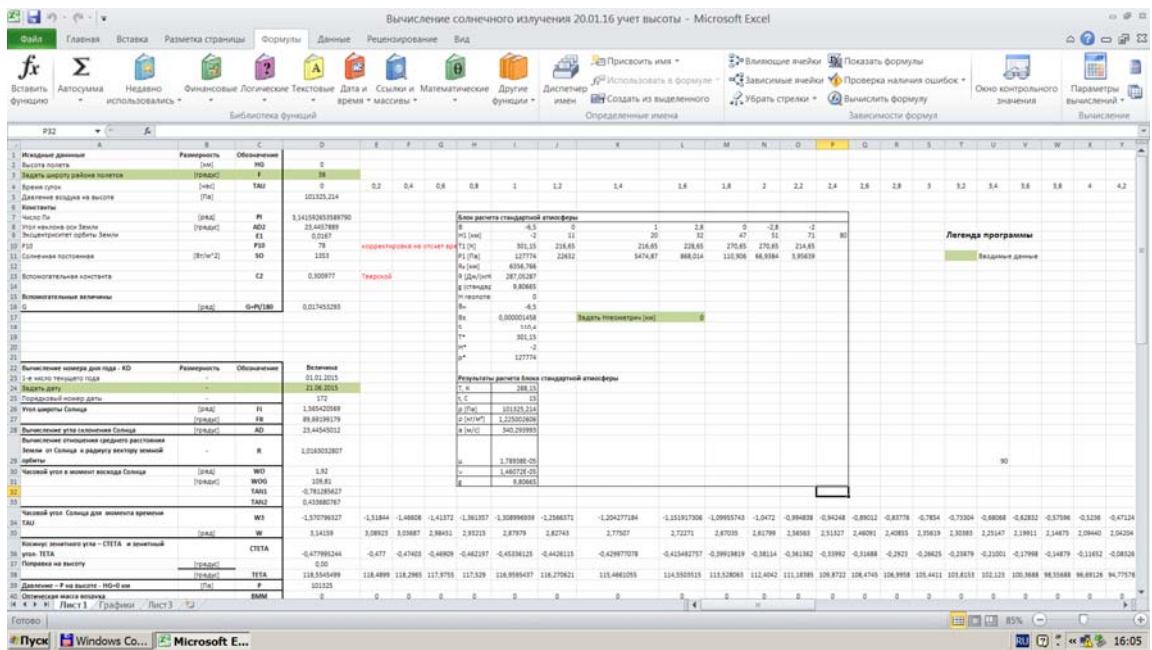


Рис.2.14 Интерфейс программы вычисления пространственно-временных и энергетических характеристик Солнца.

На рис. 2.15 показан пример вывода численных и графических характеристик, полученных с помощью программы вычисления пространственно-временных и энергетических характеристик Солнца.

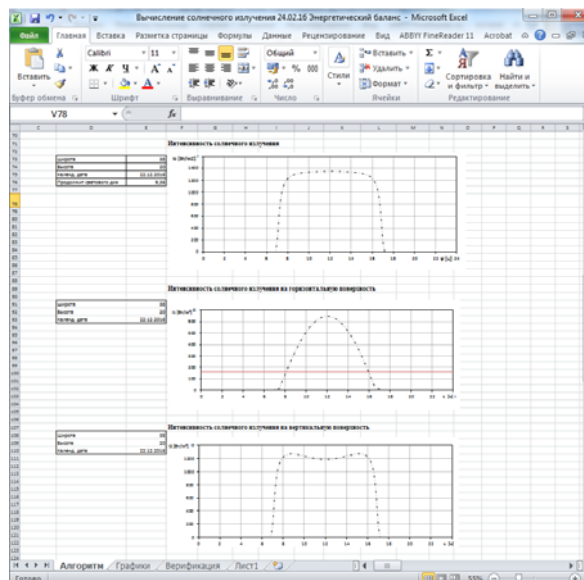


Рис. 2.15 Пример вывода численных и графических характеристик, полученных с помощью программы вычисления пространственно-временных и энергетических характеристик Солнца.

2.3.2 Верификация алгоритма

Корректность вычисляемых значений верифицирована с проведенными замераами и вычисленными значениями в других работах.

В работе [36] представлено суточное распределение значений прямой солнечной радиации, полученных в результате замеров. Замеры проводились в дни летнего и зимнего солнцестояния на широте 48,08 – город Оберпфаффенхофен, Германия (высота над уровнем моря 640 м). Результаты замеров представлены на графике (рис. 2.16).

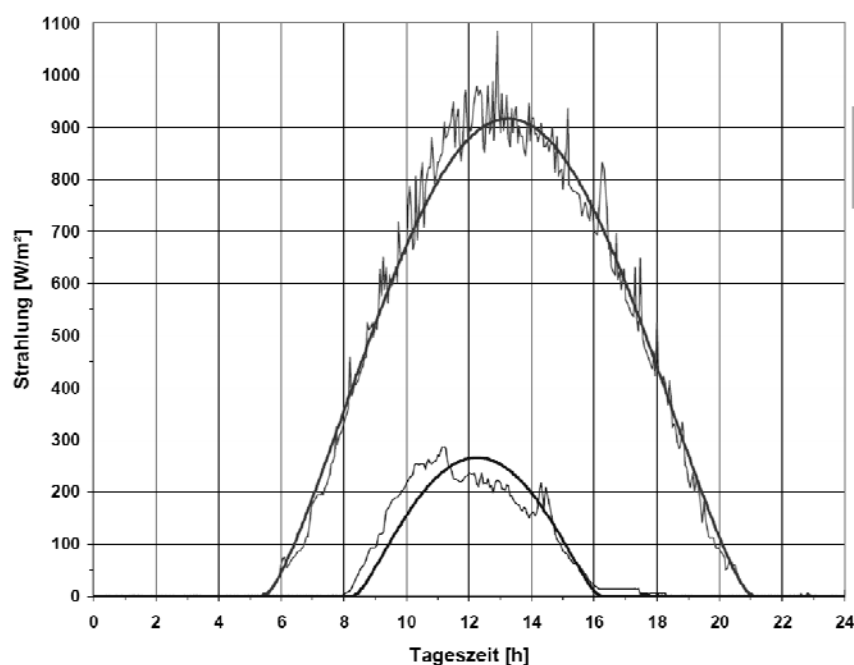


Рис. 2.16 Замеренные на горизонтальной поверхности значения (и их аппроксимация) прямой солнечной радиации в районе с географической широтой $\varphi = 48,08^\circ$ с.ш., $H = 640$ м, в календарные дни: 21.06 и 21.12 [36].

На графике (рис. 2.17) представлено сравнение расчетных и замеренных значений прямой солнечной радиации на горизонтальной поверхности. Из графика видно приемлемую степень сходимости результатов. Смещение кривых обусловлено смещением истинного времени относительно универсального времени по Гринвичу UTC (Universal Time Coordinated).

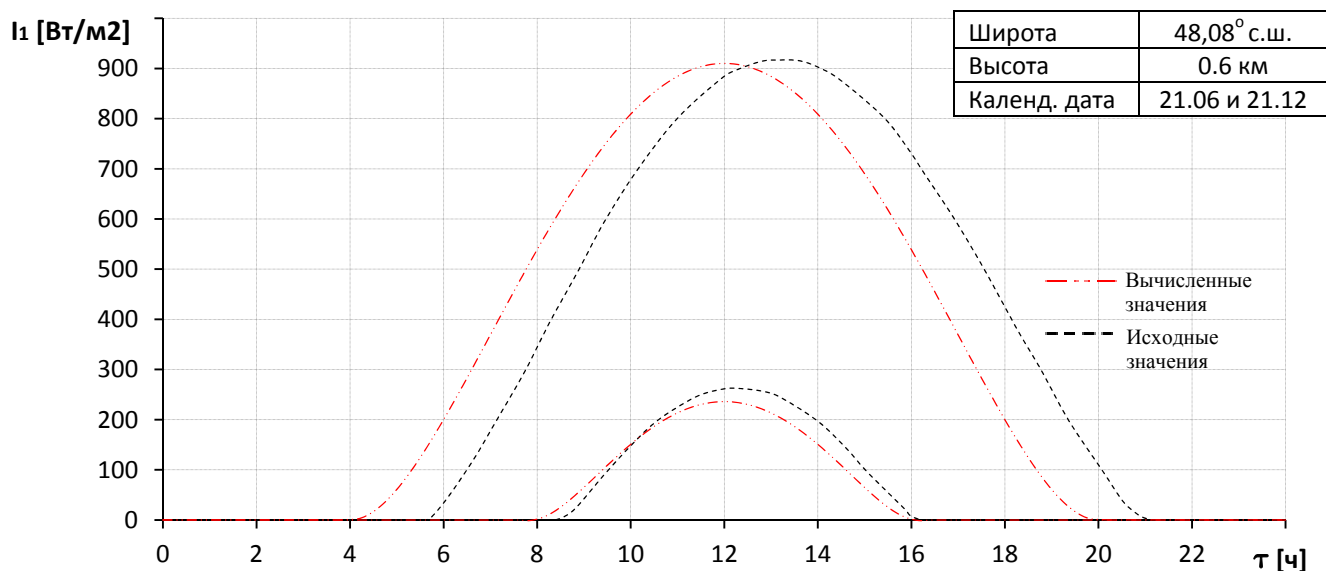


Рис. 2.17 Верификация расчетных и замеренных значений прямой солнечной радиации

В работе [36] также представлены расчетные значения прямой солнечной радиации на горизонтальной поверхности. Верификация по расчетным значениям представлена на графике (рис. 2.18).

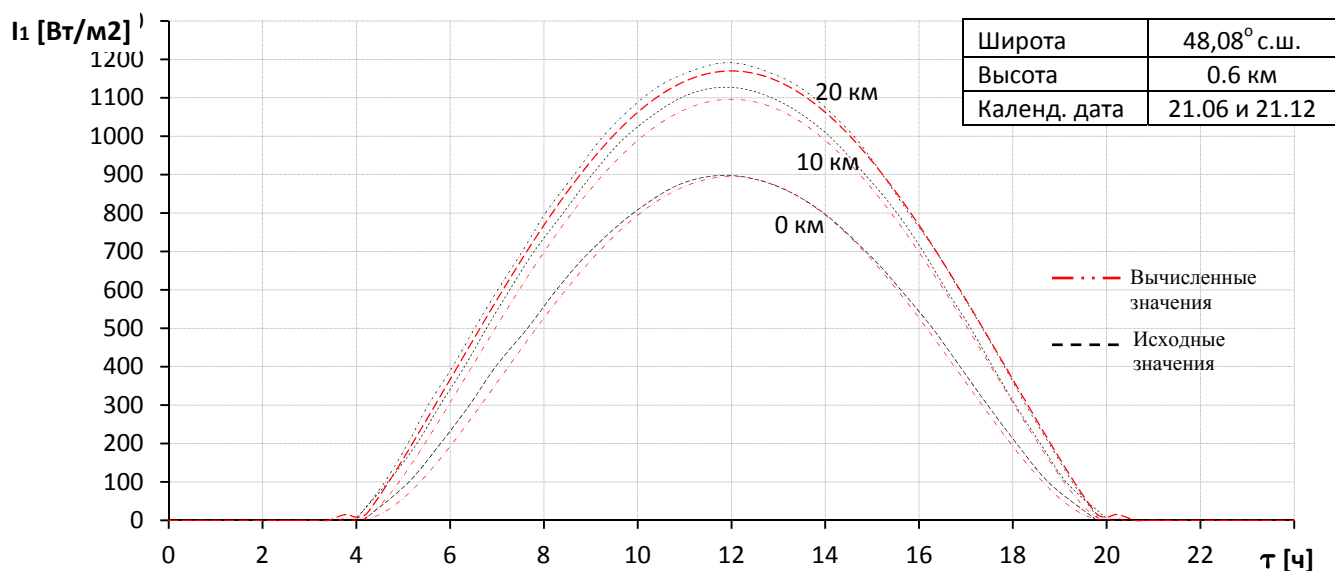


Рис. 2.18 Верификация расчетных значений прямой солнечной радиации

В работе [39] представлено распределение прямой солнечной радиации по высотам. Верификация по расчетным значениям представлена на графике (рис. 2.19). Результат сравнения показывает высокую сходимость значений.

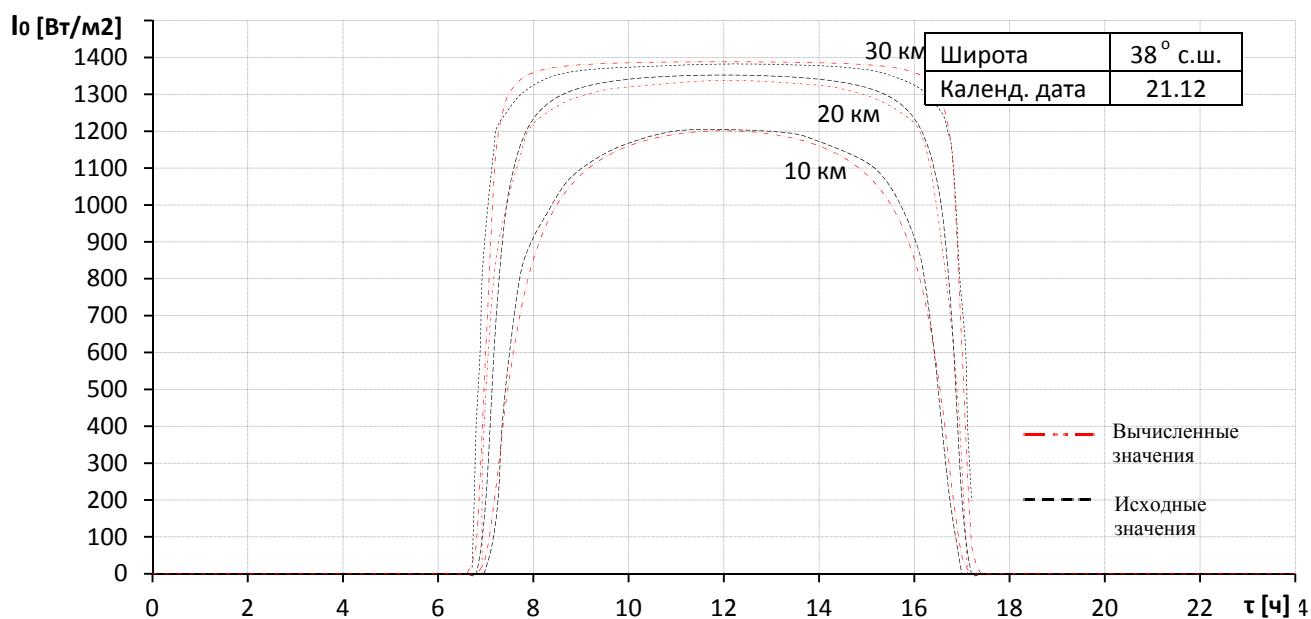


Рис. 2.19 Верификация расчетных значений прямой солнечной радиации

2.3.3 Суточное распределение прямой солнечной радиации для характерных календарных дней и регионов эксплуатации

Вследствие того, что Солнце является единственным источником энергии рассматриваемого типа аппаратов, необходимо провести количественную оценку располагаемой энергии по возможным широтам эксплуатации, календарным дням, времени суток, высотам полета, ориентации ФЭП.

На графике (рис. 2.20) представлены расчетные значения суточного распределения прямой солнечной радиации по широтам, для высоты $H=0$ км и календарного дня 21.06. Из графика видно, что в день летнего солнцестояния на полюсе имеется гораздо больше количество солнечной энергии, чем на экваторе, несмотря на то, что в полдень максимальное значение прямой солнечной радиации на экваторе превышает эти же значения на полюсе.

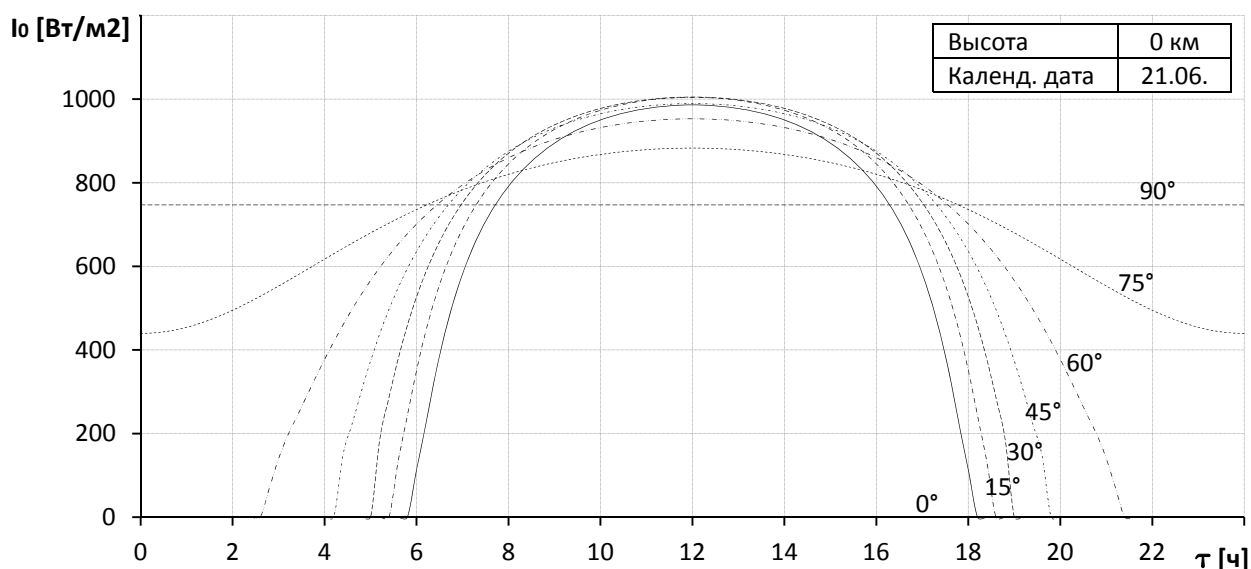


Рис. 2.20 Расчетные значения суточного распределения прямой солнечной радиации по широтам для дня летнего солнцестояния

Важным фактором является пространственная ориентация ФЭП. Расчеты показывают, что на горизонтально расположенных ФЭП попадает меньшее количество энергии в сравнении с наклонными положениями (рис. 2.21). Особенно это характерно для зимнего времени года, когда зенитные углы Солнца малы.

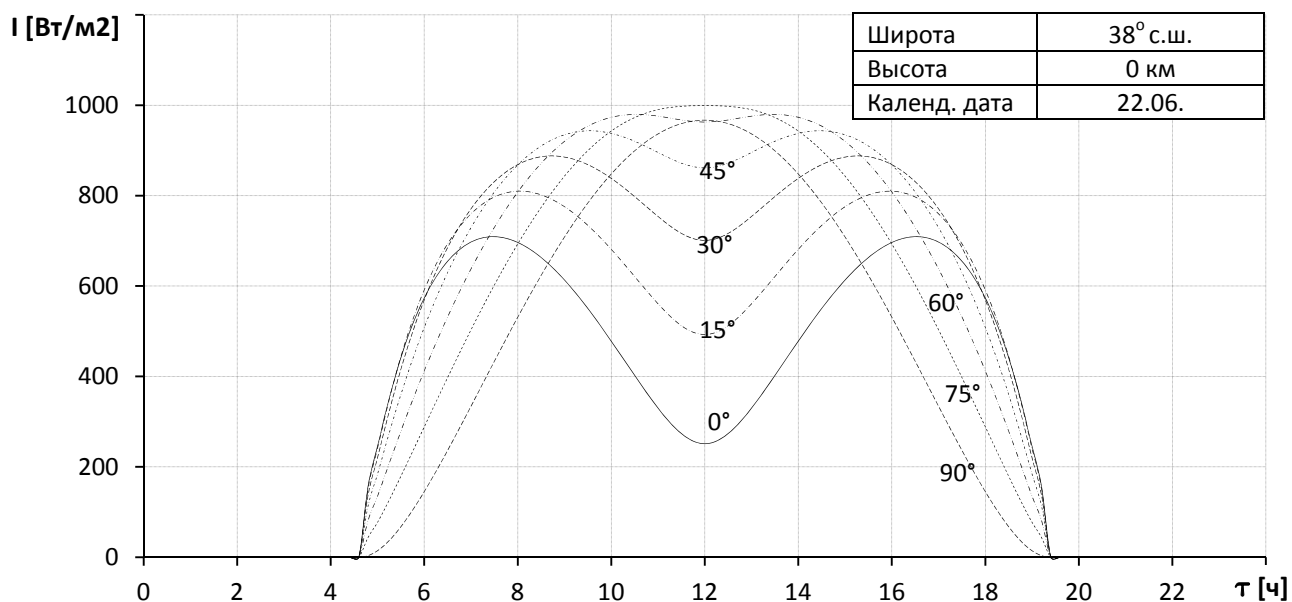


Рис. 2.21 Суточное распределение прямой солнечной радиации для различных углов наклона ФЭП от вертикали, высота полета $H=0$, календарный день 22.06.

Таким образом, несмотря на то, что крыло является наиболее предпочтительным конструктивным элементом для размещения ФЭП, целесообразно рассмотреть возможность установки на ЛА наклонных ФЭП для обеспечения более эффективной их работы.

Увеличение высоты полета ЛА способствует повышению количества получаемой энергии вследствие уменьшения оптической массы воздуха. Помимо этого, рост высоты приводит к более раннему восходу и более позднему закату Солнца. На графике (рис. 2.22) представлены расчетные значения суточного распределения прямой солнечной радиации по высотам.

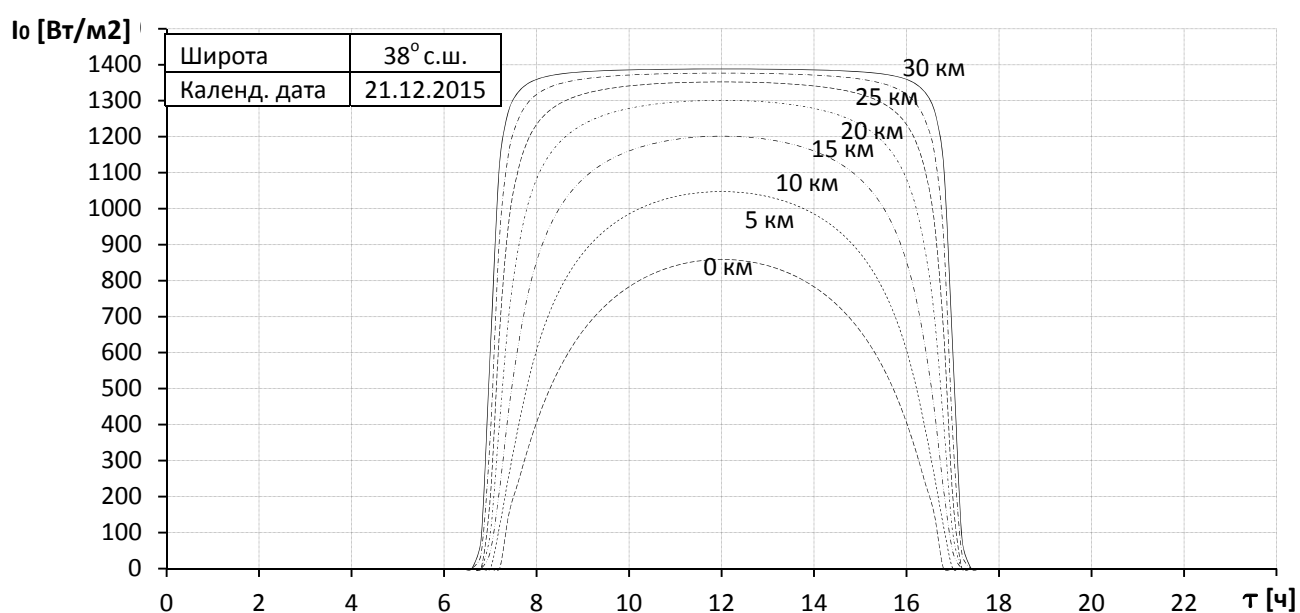


Рис. 2.22 Расчетные значения суточного распределения прямой солнечной радиации в районе с географической широтой $\varphi = 38^\circ$ с.ш., для нескольких высот полета 21.12.

2.3.4 Суточный баланс энергии

Поступающая на поверхность ФЭП энергия солнечного излучения преобразуется в электрическую энергию. Дальнейшее движение электрического тока определяется электрической схемой изделия.

Наиболее распространенный вариант электрической схемы подразумевает наличие электронного управляющего устройства, которое в зависимости от времени суток, направляет электроэнергию либо на электродвигатель, либо на зарядку устройств аккумулятирования энергии. В этом случае суточный баланс энергии определяется следующей схемой (рис. 2.23).

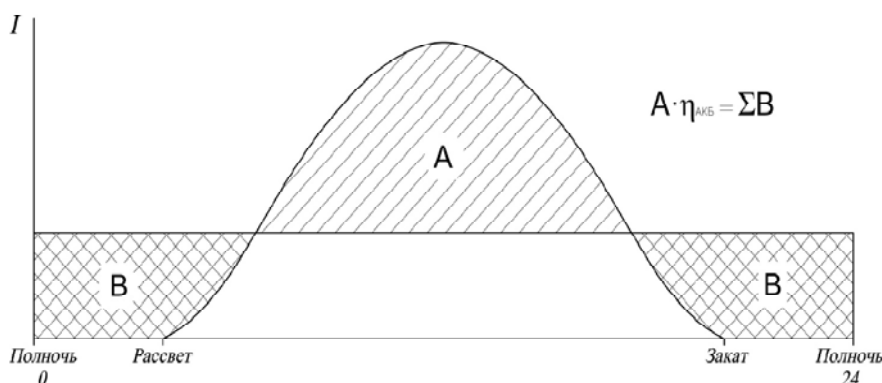


Рис. 2.23 Схема суточного баланса энергии

Формула, приведенная на рис. 2.23, есть математическая интерпретация суточного баланса энергии.

Значение I , показанное на рис. 2.23 горизонтальной линией, есть условное значение прямой солнечной радиации, которой располагает ЛА в течение суток.

2.3.5 Анализ результатов и выводы

Приведенный алгоритм позволяет с приемлемой точностью (погрешность составляет не более 5%) определять пространственно-временные и энергетические характеристики Солнца. Разработанная программная реализация алгоритма позволяет быстро и с достаточной достоверностью получить расчетный результат. Данный алгоритм является одним из ключевых при формировании облика рассматриваемого типа ЛА.

2.4 Анализ проблем создания эффективного ЛА, использующего энергию солнечного излучения, и возможные пути их решения

Анализ существующих ЛА, использующих энергию солнечного излучения, и их составных частей выявил ряд проблемных особенностей, присущих рассматриваемому типу ЛА. К их числу относятся:

1. Малый КПД системы преобразования солнечной энергии

Основная проблема реализации длительного полета ЛА – малый КПД всей системы преобразования солнечной энергии. На диаграмме (рис. 2.24) представлены значения КПД составных частей ЛА с силовой установкой на солнечной энергии. Из диаграммы видно, что наибольшие потери энергии происходят в ФЭП.

Проведенный анализ статистического материала показывает, что в среднем самолет с площадью крыла 1 м^2 , при интенсивности солнечного излучения 1000 Вт/м^2 , с учетом КПД всех составляющих, преобразует эту мощность в силу тяги с потерями около $87\%^2$. Располагаемая мощность составит 130 Вт/м^2 .

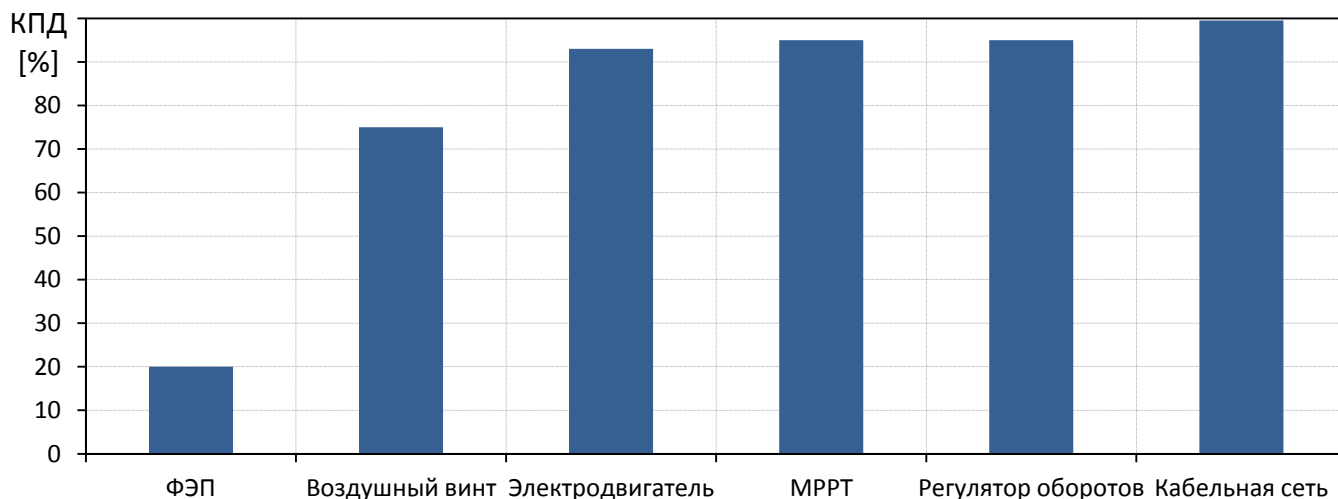


Рис. 2.24 КПД составных частей ЛА

Таким образом, с учетом КПД всех составляющих только $\approx 13\%$ поступающей на ЛА солнечной энергии может быть использовано для создания

² Номинальные значения коэффициента полезного действия, указанные производителями в ТТХ солнечных элементов, соответствуют своим фактическим значениям только при стандартных условиях освещенности (равным 1000 Вт/м^2).

тяги двигателем. Однако, помимо создания силы тяги часть энергии необходима для функционирования самого ЛА, полезной нагрузки и запасание энергии для полета в ночное время.

В связи с этим, преимущества от использования ФЭП можно получить только на ЛА с малой потребной мощностью (малыми скоростями полета, малой нагрузкой на крыло и высоким аэродинамическим качеством). Данное утверждение может быть подтверждено известной формулой для определения потребной мощности горизонтального полета [13]. Потребная мощность отнесена к площади крыла для удобства соотнесения ее с солнечной радиацией, по сути, с располагаемой мощностью, которая имеет ту же размерность.

$$\frac{W_{\text{номр}}}{S} = P_0^{3/2} \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot \frac{1}{K \cdot \sqrt{C_y}}$$

Проведенный анализ статистического материала показывает, что при современном уровне развития техники, относительная масса полезной нагрузки для ЛА, с возможностью обеспечения беспосадочного полета в средних широтах, не превышает 5%. При этом, нагрузка на крыло лежит в диапазоне 20 – 100 Н/м².

Если принять, что целевая нагрузка – один пассажир (пилот), то масса самолета в первом приближении будет равняться 1500 кг. При этом потребная площадь крыла будет равняться приблизительно 200-250 м². В связи с этим встает вопрос о необходимости применения длинномерных сверхлегких конструкций, обладающих достаточной жесткостью для сохранения аэродинамической конфигурации и достаточной прочностью, чтобы противостоять атмосферным явлениям.

2. Подверженность влиянию атмосферных явлений

Самолеты с вышеприведенными характеристиками крайне подвержены влиянию ветровых порывов. Имея большое удлинение и малую нагрузку на крыло, в соответствии с формулой [21]:

$$n_{y_{\text{max}}}^{\text{Э}} = 1 \pm 0.5k \frac{c_y^{\alpha} W \rho V}{P_0},$$

даже при небольших значениях вертикального порыва W достигаются большие значения вертикальной перегрузки n_y . Этот факт ограничивает эксплуатационные возможности самолетов с силовой установкой на солнечной энергии.

Возможные пути решения

Относительно большие размеры ЛА при малой массе полезной нагрузки заставляют конструкторов рассматривать альтернативные пути достижения результата. Существующие варианты решений могут быть классифицированы следующим образом:

1. Получение большего количества энергии от дополнительно размещаемых на ЛА панелей ФЭП. Такая схема самолета предусматривает наличие перпендикулярно ориентированных к направлению солнечных лучей поверхностей, более эффективно преобразующих энергию, излучаемую Солнцем. Некоторые варианты исполнения такого решения представлены на рис. 2.25.

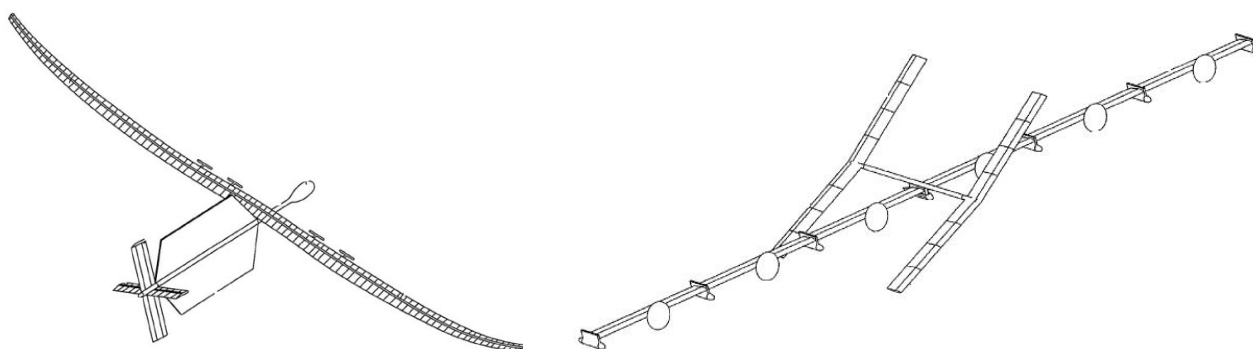


Рис. 2.25 Варианты исполнения ЛА с ориентирующимися площадками [46], [47]

Применение дополнительной панели с ФЭП накладывает ряд ограничений на траекторию полета летательного аппарата по причине выдерживания прямого угла падения солнечных лучей на нее. В противном случае рассматриваемое решение ухудшит летно-технические характеристики (ЛТХ). Ухудшение ЛТХ обусловлено наличием дополнительного тела в потоке, увеличивающего массу ЛА и его сопротивление. Помимо этого дополнительная панель с ФЭП обладает значительной парусностью, что при наличии бокового ветра приведет к

необходимости ЛА лететь со скольжением, сопротивляясь уходу с заданной траектории. На это будет затрачиваться дополнительная энергия.

2. Применение топливных элементов.

Проблема малой удельной емкости аккумуляторных батарей и, как следствие, значительной их массы приводит к необходимости рассматривать альтернативные устройства аккумулирования энергии. Одним из таких перспективных решений могут быть топливные элементы. Они вырабатывают электроэнергию и тепло вследствие происходящей электрохимической реакции, используя электролит, катод и анод. Анод и катод разделяются электролитом, проводящим протоны (рис. 2.26). После того как водород поступит на анод, а кислород - на катод, начинается химическая реакция, в результате которой генерируются электрический ток, тепло и вода.

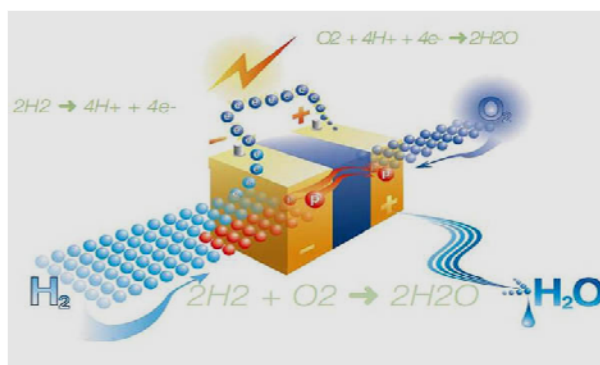
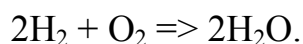


Рис. 2.26 Принцип работы водородного топливного элемента

Принцип действия наглядно отражается химической реакцией:



Получаемая электрическая энергия используется для работы двигателя и оборудования. КПД топливных элементов достигает 70%. Водород и кислород, как правило, запасаются в емкостях ЛА, но теоретически можно получать кислород из окружающей среды. Топливные элементы совместно с ФЭП были применены на самолете Helios. На рис. 2.27 изображен центральный пилон самолета с емкостями для кислорода, водорода и частями системы топливных элементов [57]. По показателю удельной емкости топливные элементы

превосходят любые аккумуляторы ($>400\text{Вт}\cdot\text{ч}/\text{кг}$). Главный недостаток – невозможность возобновления в полете запасов водорода и кислорода для такого типа ЛА, однако в последнее время в разработке находятся регенеративные топливные элементы с возможностью реализации прямого и обратного цикла.

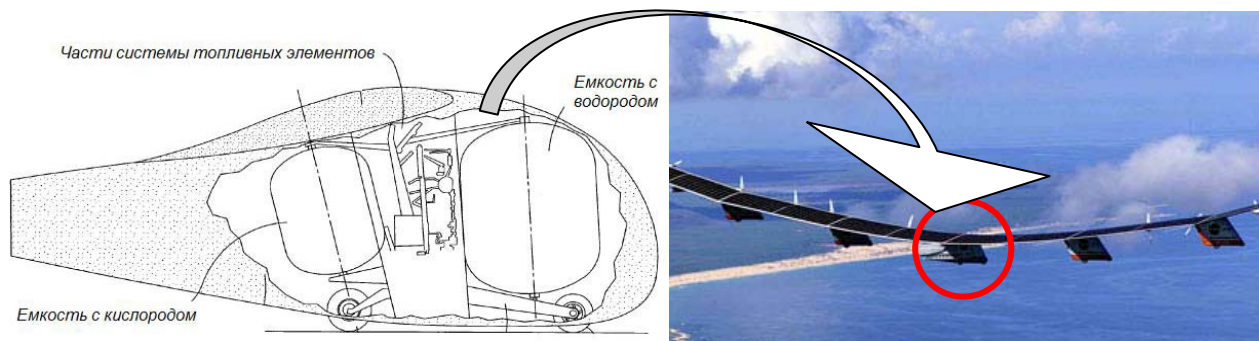


Рис. 2.27 Применение топливных элементов на ЛА

3. Сбор статического электричества

Малое количество получаемой от Солнца энергии потенциально может быть увеличено за счет сбора летательным аппаратом статического электричества. В атмосфере Земли находится огромное количество заряженных частиц (пылинки, кусочки льда и т.д.). Самолет с использованием солнечной энергии, имея большие площади омываемой поверхности, может собирать заряд с этих частиц, накапливать его и использовать для обеспечения полета. Однако при текущем уровне техники устройства приведения параметров электрического тока к нужным значениям весят слишком много, чтобы получить выигрыш от использования этой технологии.

4. Микроволновая и лазерная передача энергии

Дополнительную энергию для функционирования ЛА и его полезной нагрузки можно также получать с Земли. Технология передачи энергии на ЛА подразумевает наличие наземной следящей станции, генерирующей высокочастотную электромагнитную волну.

Высотный ЛА получает СВЧ энергию от приемной антенны, размещенной на его поверхности. СВЧ энергия фокусируется на поверхности аппарата наземным излучающим комплексом, преобразующим электрическую энергию в энергию СВЧ излучения и направляющим его с помощью специальной антенной системы на аппарат [61].

СВЧ энергии преобразуется в энергию постоянного тока с помощью антенны специального типа – ректенны [61] (рис. 2.28).

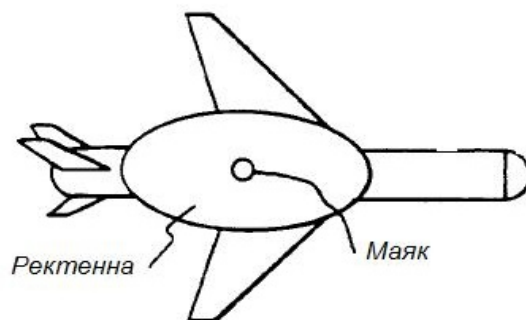


Рис. 2.28 Возможный внешний вид ЛА с устройствами приема энергии

Применение системы передачи энергии на расстояние позволяет значительно расширить высотно-скоростной диапазон эксплуатации ЛА, использующего энергию солнечного излучения, в то же время ограничивает его перемещение, вследствие необходимости нахождения в зоне источника излучения.

2.5 Сравнение основных проектных параметров летательных аппаратов с силовой установкой на солнечной энергии с традиционными

В связи с вышеприведенной проблемой малой располагаемой энергии ЛА рассматриваемого типа, конструкторы вынуждены проводить поиск решений по снижению потребной мощности. Один из путей – снижение скорости полета. На графике рис. 2.29 представлены максимальная скорость и высота полета существующих БЛА, использующих энергию солнечного излучения, в сравнении с традиционными. Цветом на графике показаны диапазоны взлетных масс БЛА. Синим цветом отмечены точки для БЛА весовой размерности 100 – 400 кг. Красным – 800 – 1500 кг и зеленым - БЛА весовой размерности в окрестности 4500 - 5500 кг. Из графика видно, что для достижения энергетического баланса БЛА на солнечной энергии необходимо летать с меньшими скоростями, значительно уменьшив для этого нагрузку на крыло.

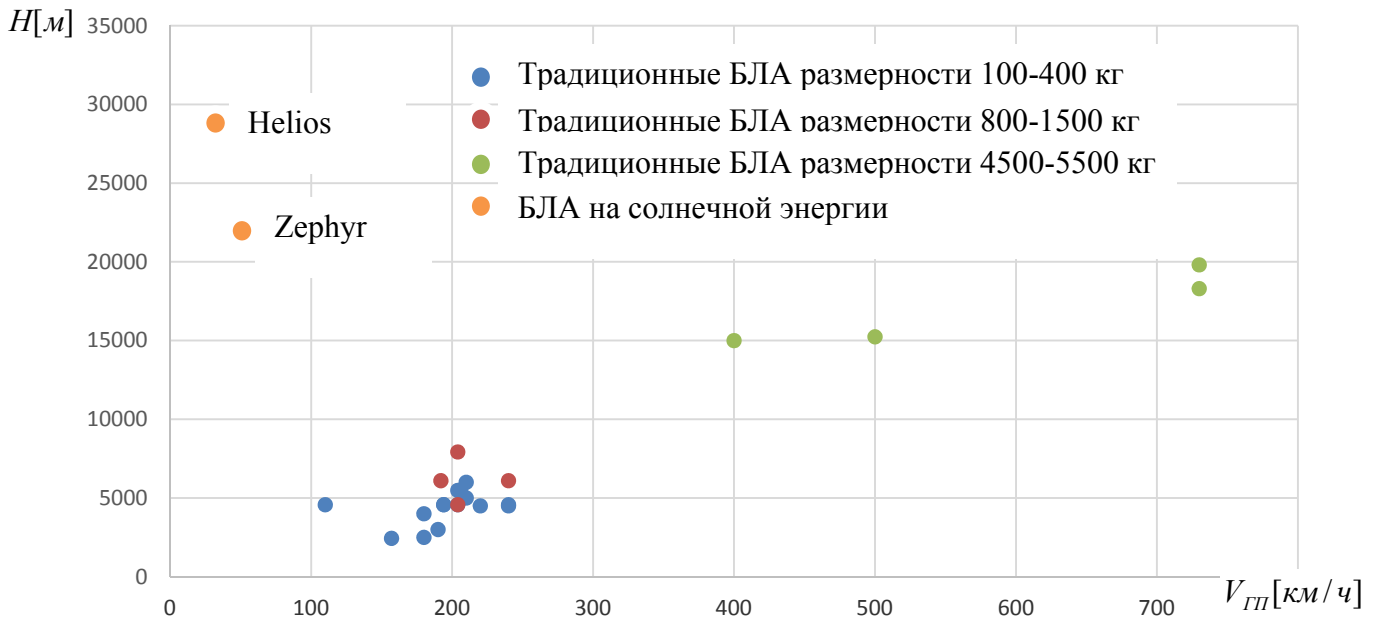


Рис. 2.29 Максимальная скорость и высота полета для различных БЛА

В действительности, как видно из графика зависимости стартовой удельной нагрузки на крыло от максимального взлетного веса рис. 2.30, несмотря на значительный взлетный вес БЛА Helios имеет очень маленькую нагрузку на крыло (5 даН/м^2). Помимо БЛА Helios и Zephyr, на графике рис. 2.30 представлены БЛА традиционного типа. Из графика видно, что стартовая удельная нагрузка на крыло традиционных БЛА в несколько раз выше чем у БЛА с силовой установкой на солнечной энергии.

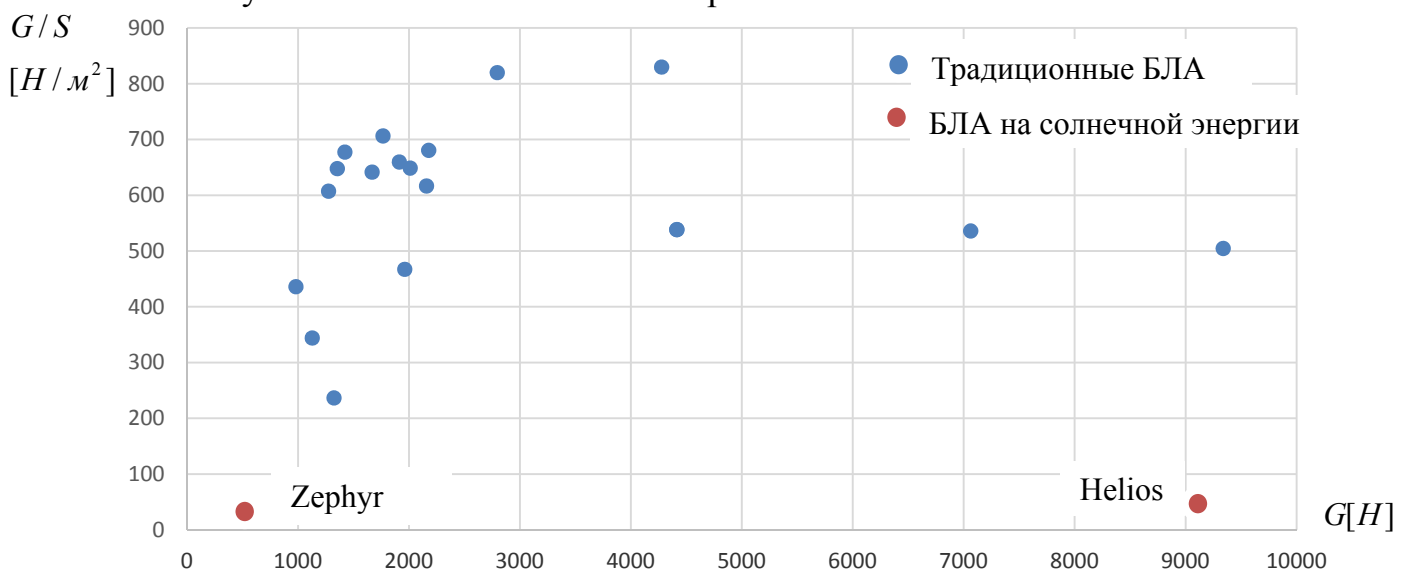


Рис. 2.30 Стартовая удельная нагрузка на крыло в зависимости от взлетного веса для различных БЛА

Несмотря на технические сложности, связанные с реализацией таких малых нагрузок на крыло, БЛА на солнечной энергии имеют неоспоримое преимущество перед традиционными БЛА, связанное со значительно большей, а в южных регионах ограниченной лишь ресурсом систем продолжительностью полета. Для наглядности сравнения на графике рис. 2.31 представлена максимальная высота и продолжительность полета БЛА с силовой установкой на солнечной энергии в сравнении с традиционными. Обозначение цветовой гаммой аналогично рис. 2.29.

Преимущества от применения рассматриваемых ЛА можно получить только для задач, связанных с длительным пребыванием в воздухе. В остальных случаях ЛА, использующий энергию солнечного излучения, для решения аналогичной задачи будет обладать большей геометрической размерностью в сравнении с традиционным, что приведет к дополнительным техническим, эксплуатационным и экономическим недостаткам.

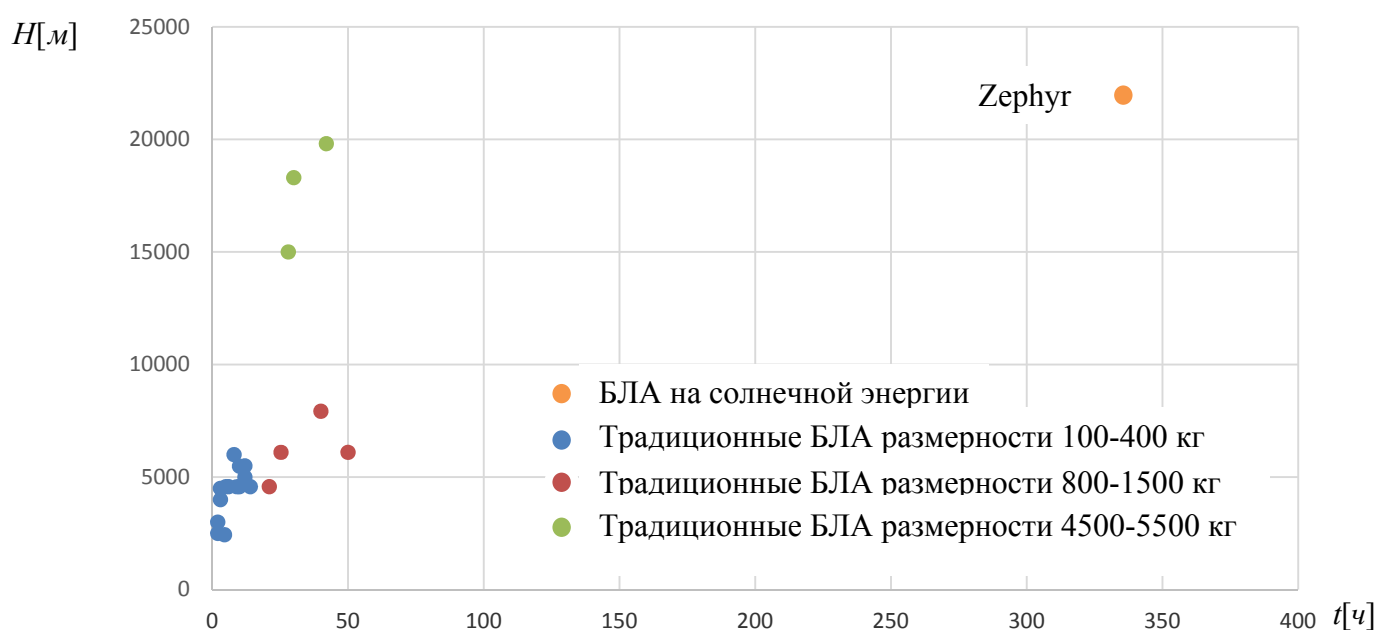


Рис. 2.31 Максимальная продолжительность и высота полета для различных БЛА

Таким образом, можно утверждать, что БЛА на солнечной энергии требует специфического подхода к формированию его технического облика и, в особенности, к определению его основных проектных параметров.

ГЛАВА 3 МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ НА СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ

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. Условие физической реализуемости самолета есть удовлетворение вышеприведенным требованиям с учетом накладываемых ограничений как на параметры, так и на характеристики [5].

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.

3.1 Алгоритм определения основных проектных параметров

В данном разделе описывается предлагаемый пошаговый алгоритм определения основных проектных параметров ЛА рассматриваемого типа от формирования ТЗ до определения непосредственно основных проектных параметров будущего самолета. Структурная схема алгоритма изображена на рис. 3.1.

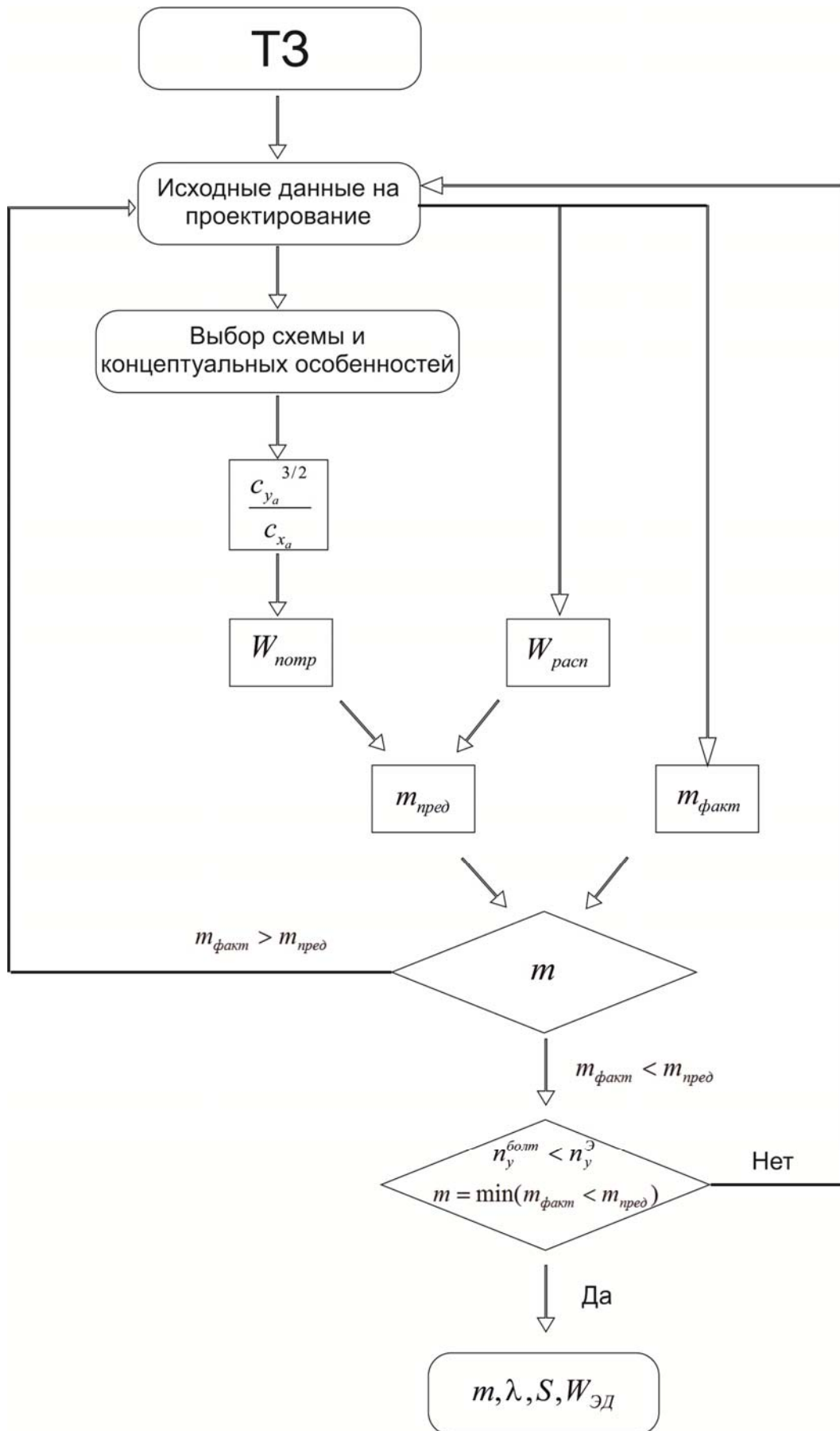


Рис. 3.1 Структурная схема алгоритма формирования облика БЛА

3.2 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).

Требование к региону эксплуатации (широта F) формулируется не только из соображения устойчивости элементов планера самолета и его систем к воздействию окружающей среды (например, наличие избыточного содержания солей в атмосфере), как это принято для традиционных ЛА, а, в первую очередь, из условия обеспечения энергией на разных широтах. К примеру, ЛА, спроектированный для круглогодичного беспосадочного полета в экваториальных широтах, не сможет аналогичным образом эксплуатироваться в районе полюсов.

Период года, в котором должна обеспечиваться беспосадочная эксплуатация (наиболее критичный с точки зрения величины интенсивности солнечного излучения календарный день D). Это требование связано с различным количеством энергии, излучаемой солнцем в разные периоды года. Например, ЛА, спроектированный для круглогодичной беспосадочной эксплуатации, будет иметь значительно большую размерность, чем ЛА, спроектированный для беспосадочного полета только в летние месяцы.

3.3 Исходные данные для проектирования

Помимо вышеперечисленных требований, оговариваемых ТЗ, для формирования технического облика конструктору необходимо задаться исходными данными на проектирование. Часть этих переменных может

варьироваться в ходе определения основных проектных параметров с целью удовлетворения требований ТЗ. В ИД на проектирование задается:

$E_{cp_сут}$ - среднесуточное значение интенсивности солнечного излучения;

V - скорость полета;

H - высота полета (расчетная, из условия выполнения ТЗ);

$\eta_{ФЭП}$ - КПД ФЭП;

$\eta_{СУ}$ - КПД СУ или КПД составляющих СУ $\eta_{РО} \cdot \eta_{ЭД} \cdot \eta_{ВВ} \cdot \eta_{ЭС}$;

$\eta_{АКБ}$ - КПД заряда/разряда АКБ;

$n_{y_max}^2$ - максимальная эксплуатационная перегрузка;

$S_{кр}$ - диапазон варьирования площади крыла;

λ - диапазон варьирования удлинений крыла;

$\bar{S}_{ГО}$ - относительная площадь ГО;

$\bar{S}_{ВО}$ - относительная площадь ВО;

$\bar{c}_{кр}$ - относительная толщина профиля крыла;

$\bar{c}_{оп}$ - относительная толщина профиля оперения;

$\lambda_{цт}$ - удлинение центрального тела фюзеляжа;

$\lambda_{ГО}$ - удлинение ГО;

$\lambda_{ВО}$ - удлинение ВО;

$A_{ГО}$ - статический момент ГО;

$B_{ВО}$ - статический момент ВО;

$c_{y_a}^{K \max}$ - коэффициент подъемной силы, соответствующий максимальному аэродинамическому качеству для профиля крыла;

p_0 - стартовая удельная нагрузка на крыло;

k_2 - масса одного квадратного метра ФЭП;

$k_{обш}$ - масса обшивки на единицу площади;

C_{y0} - удельная энергоемкость АКБ;

3.4 Выбор схемы летательного аппарата

Выбор схемы ЛА из всех остальных этапов проектирования в наименьшей степени поддается формализации [6]. Существует широкая номенклатура вариантов схем ЛА. Анализ существующих схем ЛА подробно рассмотрен в работах [5], [18], [25] и др.

Как показывает статистика, наиболее предпочтительной аэродинамической схемой для рассматриваемого типа ЛА является классическая аэродинамическая схема. В данной работе не проводится анализ выбора наиболее целесообразной схемы для рассматриваемого типа ЛА. Комплексному рассмотрению данного вопроса может быть посвящена отдельная работа. Для дальнейшего рассмотрения автором работы принята классическая аэродинамическая схема с прямым крылом большого удлинения и Т-образным хвостовым оперением (рис. 3.2).

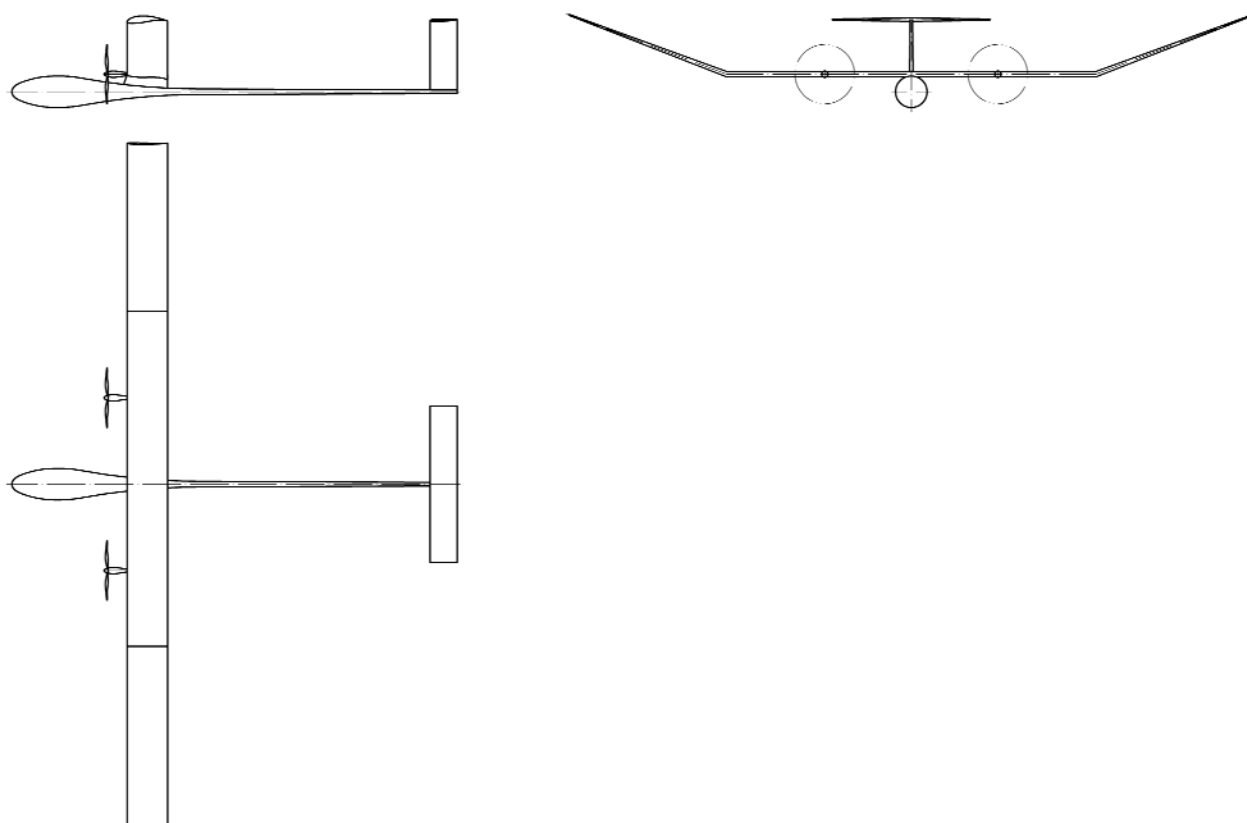


Рис. 3.2 Аэродинамическая компоновка ЛА и расположение двигателей

Помимо классической аэродинамической схемы предлагаемая методика может учитывать и другие схемы. Рассмотрим некоторые из них, применяемые для ЛА с силовой установкой на солнечной энергии.

1. Схемы ЛА, имеющие дополнительные элементы конструкции с размещаемыми на них ФЭП. Эти элементы могут быть как статичны, так и подвижны, ориентируясь таким образом, чтобы ЛА, с учетом траектории его полета, получал наибольшее количество энергии.

С точки зрения методики проектирования или оценки ЛТХ подобных схем учет этих элементов производится путем введения в расчет дополнительной массы $\Delta m_{\text{элемент}}$, дополнительного сопротивления $\Delta c_{x \text{ элемент}}$ и дополнительной площади ФЭП $\Delta S_{\text{ФЭП}}$. Крайне важным моментом является оценка влияния дополнительно вводимых элементов на устойчивость и управляемость ЛА, особенно при наличии бокового ветра.

2. Схемы ЛА с обеспечением возможности складывания несущих поверхностей, с целью более энергетически выгодной ориентации ФЭП и снижения нагрузки на крыло на этапе набора высоты с целью минимизации перегрузки в неспокойной атмосфере. В данной схеме необходимо учитывать дополнительный прирост массы от наличия механизмов складывания крыла $\Delta m_{\text{мех_склад}}$, а также роста нагрузки на крыло в сложенном положении, что приводит к росту потребной мощности для горизонтального полета. Компенсирует ли эти факторы дополнительная энергия, получаемая от более эффективного использования ФЭП, необходимо оценивать в каждом рассматриваемом случае отдельно.

3. ЛА с интегральной аэродинамической компоновкой, позволяющей разместить большее количество ФЭП на поверхности ЛА и минимизирующей количество дополнительных элементов, находящихся в потоке, не создающих подъемную силу, а только аэродинамическое сопротивление. Данная схема не однозначна с точки зрения получаемого результата: с одной стороны, большая по сравнению с классической аэродинамической компоновкой площадь омываемой

(смачиваемой) поверхности является причиной роста сопротивления трения. С другой стороны, стремление к интегральности приводит к отсутствию так называемых «паразитных» поверхностей, создающих только аэродинамическое сопротивление, таких как фюзеляж. Стремление к интегральности также приводит к увеличению хорд крыла, что сказывается на росте числа Re и, как следствие, уменьшении коэффициента сопротивления трения. Таким образом, применение интегральных схем требует отдельного детального рассмотрения.

3.5 Определение концептуальных особенностей ЛА

Перед описанием основных соотношений, связывающих параметры и характеристики ЛА, следует определить его общую концепцию: количество и расположение двигателей, систему управления, наличие или отсутствие взлетно-посадочных устройств и др.

Как было изложено выше, для ЛА принята классическая аэродинамическая схема. Предполагается, что конструкция планера ЛА выполнена из углеродных композиционных материалов. С целью минимизации взлетной массы ЛА не оснащен взлетно-посадочными устройствами и может совершать взлет со специальной тележки. Посадка осуществляется по схеме, аналогичной схеме посадки спортивных планеров. Воздушный винт при этом складывается от набегающего потока.

Концепция системы управления рассматриваемого типа аппаратов строится на отсутствии органов управления и, соответственно, механизмов управления, вследствие их ограниченного ресурса. Следуя этой концепции, БЛА достаточно иметь разнесенные по оси z двигатели. В канале тангажа ЛА может управляться степенью дросселирования двигателей либо иметь переставной стабилизатор с возможностью установки в несколько различных положений, соответствующих этапам взлет, набор высоты, крейсерский полет, снижение и посадка. В путевом канале ЛА может управляться разностью тяг двигателей. Управление в канале крена отсутствует, стабилизация осуществляется за счет отклоненных концевых

частей крыла, образующих положительный угол V . Роль воздушных тормозов на посадке может выполняться реверсом винтов.

3.6 Уравнение энергетического баланса

3.6.1 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).

Как было рассмотрено выше, для получения стабильных характеристик продолжительности полета рассматривается эксплуатационный диапазон высот от 18 км до 20 км, где интенсивность солнечного излучения стабильна для определенной географической широты, времени года и времени суток, а уровень ветровых порывов позволяет эксплуатировать данный тип ЛА.

В исходных данных на проектирование ЛА обязательно должен быть указан календарный период его эксплуатации. Если необходимо, чтобы ЛА выполнял задачи в течение всего года, то определяющим в формировании размерности ЛА будет тот календарный день, когда значение солнечной радиации минимально.

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

Площадь внешней поверхности ЛА, покрываемая фотоэлектрическими преобразователями, выражается через площадь крыла. Т.е. $S_{ФЭП} = k \cdot S_{кр}$. В случае если площадь, покрываемая ФЭП, больше площади крыла $k > 1$, иначе - $k < 1$.

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:

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

где $\eta_{ФЭП}$ - коэффициент полезного действия фотоэлектрических преобразователей, безразмерная величина. Зависимость коэффициента полезного действия фотоэлектрических преобразователей от различных факторов представлена в главе 2.

3.6.2 Определение потребной электрической мощности

Потребная мощность для горизонтального полета ЛА может быть выражена из следующих формул:

$$V_{ГП} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{y_a} \cdot \rho_H \cdot S_{кр}}} , \quad (3.1)$$

где $V_{ГП}$ - скорость горизонтального полета ЛА, м/с;

m - масса ЛА, кг;

g - ускорение свободного падения, м/с²;

c_{y_a} - коэффициент аэродинамической подъемной силы в скоростной системе координат, безразмерная величина;

ρ_H - плотность воздуха на высоте, кг/м³;

$S_{кр}$ - площадь крыла, м²,

$$X_a = c_{x_a} \cdot \frac{\rho_H \cdot V_{ГП}^2}{2} \cdot S_{кр} , \quad (3.2)$$

где X_a - сила лобового сопротивления ЛА в скоростной системе координат, Н;

c_{x_a} - коэффициент лобового сопротивления в скоростной системе координат, безразмерная величина.

$$W_{потр} = X_a \cdot V_{ГП} , \quad (3.3)$$

где $W_{потр}$ - потребная мощность, необходимая для горизонтального полета ЛА, Вт

При подстановке (3.2) в (3.3) и замене в получившемся выражении $V_{\Gamma\Pi}$ на (3.1) получим:

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

После проведения соответствующих преобразований получим выражение для определения необходимой для совершения горизонтального полета ЛА заданной массы m и аэродинамической конфигурации $\left(\frac{C_{x_a}}{C_{y_a}^{3/2}} \right) \cdot \frac{1}{S_{\text{кр}}^{1/2}}$ на высоте соответствующей плотности воздуха ρ_H мощности:

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

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.

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

Значения КПД составных частей силовой установки определяются индивидуально в каждом рассматриваемом проекте. При подстановке в уравнение КПД следует учитывать режим работы каждой составной части.

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:

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

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:

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

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

Величина $\frac{c_{x_a}}{c_{y_a}^{3/2}}$ является неизвестной. Для ее определения необходимо провести расчет аэродинамических характеристик ЛА.

3.7 Определение аэродинамических характеристик ЛА

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 сопротивления i -ой составной части ЛА.

В наиболее общем виде к этим составным частям ЛА относятся: фюзеляж или несколько фюзеляжей, крыло, хвостовое оперение, обтекатели выступающих агрегатов и дополнительные панели с ФЭП (при наличии). Рассмотрим определение коэффициента аэродинамического сопротивления каждого элемента в отдельности.

Исходными данными для определения аэродинамических характеристик ЛА являются:

Масса полезной нагрузки [кг]	(для определения объема ф-жа и его омываемой)
Площадь крыла [м ²]	var*
Удлинение крыла	var*
Относительная толщина профиля крыла	
Относительная толщина профиля оперения	
Удлинение центрального тела	
Удлинение ВО	
Удлинение ГО	
Статический момент ГО	
Статический момент ВО	
Площадь ГО относительная	
Высота полета [км]	
Плотность воздуха на высоте [кг/м ³]	
Скорость полета [м/с]	
Динамическая вязкость воздуха [Па·с]	
Коэффициент подъемной силы C_y	

*Символом var отмечены параметры варьируемые в процессе расчета

Фюзеляж

В принятой аэродинамической компоновке обособленный фюзеляж в горизонтальном полете создает только силу аэродинамического сопротивления. Для определения коэффициента сопротивления фюзеляж рассматриваемого типа ЛА можно разбить на две составные части, плавно сопряженные радиусом R : центральное тело, где размещается целевая нагрузка, оборудование, необходимое для функционирования ЛА и хвостовая балка, назначение которой обеспечить заданный вынос хвостового оперения для обеспечения устойчивости и управляемости ЛА (рис. 4.5). Геометрические характеристики центрального тела зависят от размещаемой в нем полезной нагрузки, а хвостовой балки – от заданного статического момента оперения $A_{ГО}$, $B_{ВО}$ и относительных площадей оперения $\bar{S}_{ГО}$, $\bar{S}_{ВО}$. Обеспечение центровки в заданном диапазоне прорабатывается на последующих этапах проектирования.

Для проведения параметрического анализа необходимо связать массу полезной нагрузки с геометрическими размерами фюзеляжа. Одним из упрощенных подходов может быть пересчет массы полезной нагрузки в ее объем через заданное значение плотности. Анализ существующих целевых нагрузок показывает, что плотность их компоновки составляет примерно 350 кг/м^3 . Приняв в первом приближении форму полезной нагрузки в виде куба, можно определить диаметр центрального тела фюзеляжа (рис. 3.3).

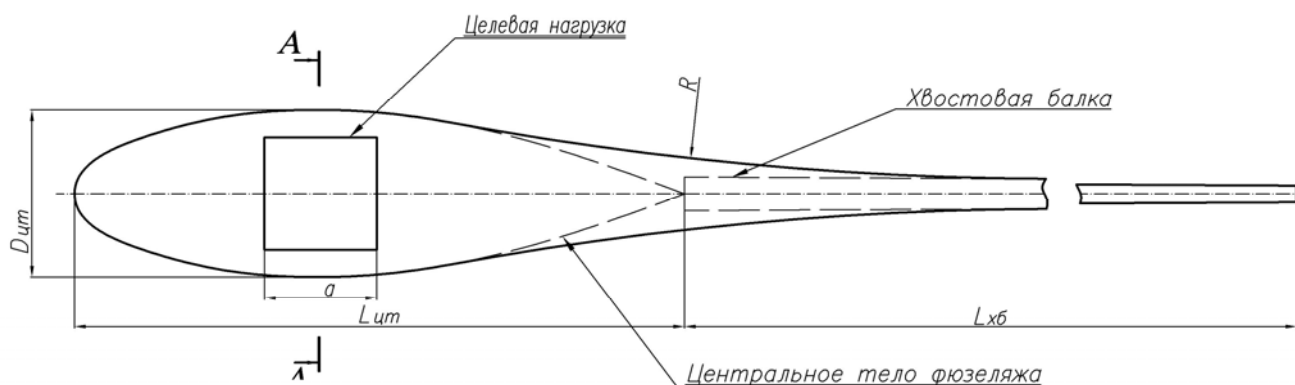


Рис. 3.3(1) Основные геометрические параметры фюзеляжа

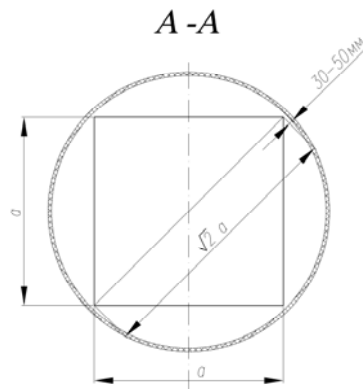


Рис. 3.3(2) Основные геометрические параметры фюзеляжа

Сторона куба a , определяющая габариты полезной нагрузки вычисляется по формуле:

$$a = \sqrt[3]{\frac{m_{\text{ПН}}}{\rho_{\text{цн}}}},$$

где $\rho_{\text{ПН}}$ - плотность компоновки полезной нагрузки.

Диаметр центрального тела фюзеляжа, необходимый для вычисления миделевого сечения, определяется как сумма диагонали поперечного сечения куба, зазоров до конструкции и толщины самой конструкции:

$$D_{\text{цт}} = \sqrt{2} \cdot a + \delta_{\text{констр}} + \delta_{\text{зазор}} = d_{\text{мид_цт}},$$

где $\delta_{\text{констр}}$ - толщина конструкции фюзеляжа;

$\delta_{\text{зазор}}$ - зазоры между полезной нагрузкой и конструкцией фюзеляжа.

Для упрощения расчетов фюзеляж принят осесимметричным телом вращения.

Длина центрального тела фюзеляжа определяется через его удлинение:

$$l_{\text{цт}} = \lambda_{\text{цт}} \cdot d_{\text{мид_цт}}$$

где $d_{\text{мид_цт}}$ - диаметр миделевого сечения центрального тела фюзеляжа;

$\lambda_{\text{цт}}$ - удлинение центрального тела фюзеляжа.

Площадь омываемой поверхности центрального тела фюзеляжа определяется по формуле:

$$S_{\text{ом_цт}} = 0.7 \cdot d_{\text{мид_цт}} \cdot l_{\text{цт}} \cdot \pi$$

Площадь омываемой поверхности хвостовой балки фюзеляжа определяется по формуле:

$$S_{ом_хб} = l_{хб} \cdot d_{ср} \cdot \pi ,$$

где $l_{хб}$ - длина хвостовой балки

$d_{ср}$ - средний диаметр хвостовой балки, может быть связан с $d_{мид_цт}$ соотношением $d_{ср} = 0.15d_{мид_цт}$.

Длина хвостовой балки может быть вычислена через статический момент горизонтального оперения:

$$l_{хб} = \frac{A_{zo} \cdot b_a}{\bar{S}_{zo}}$$

Коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа определяется по формуле [16]:

$$c_{x_a}^{\phi} = c_{x_f} \eta_c \frac{F_{\phi}}{S_{кр}} + \Delta c_{x_{\phi}} ,$$

где c_{x_f} - коэффициент поверхностного трения плоской пластинки при числе Рейнольдса фюзеляжа (рис. 3.5);

η_c - коэффициент, учитывающий переход от коэффициента поверхностного трения плоской пластинки к коэффициенту сопротивления фюзеляжа (рис. 3.4);

F_{ϕ} - площадь полной поверхности фюзеляжа;

$\Delta c_{x_{\phi}}$ - увеличение коэффициента лобового сопротивления фюзеляжа, обусловленное наличием выступающих за теоретический контур антенн, воздухозаборников охлаждения и прочих элементов.

Число Рейнольдса фюзеляжа:

$$Re = \frac{\rho_H V l_{\phi}}{\mu} ,$$

где $l_{\phi} = l_{цт} + l_{хб}$,

μ - динамическая вязкость воздуха [Па·с]

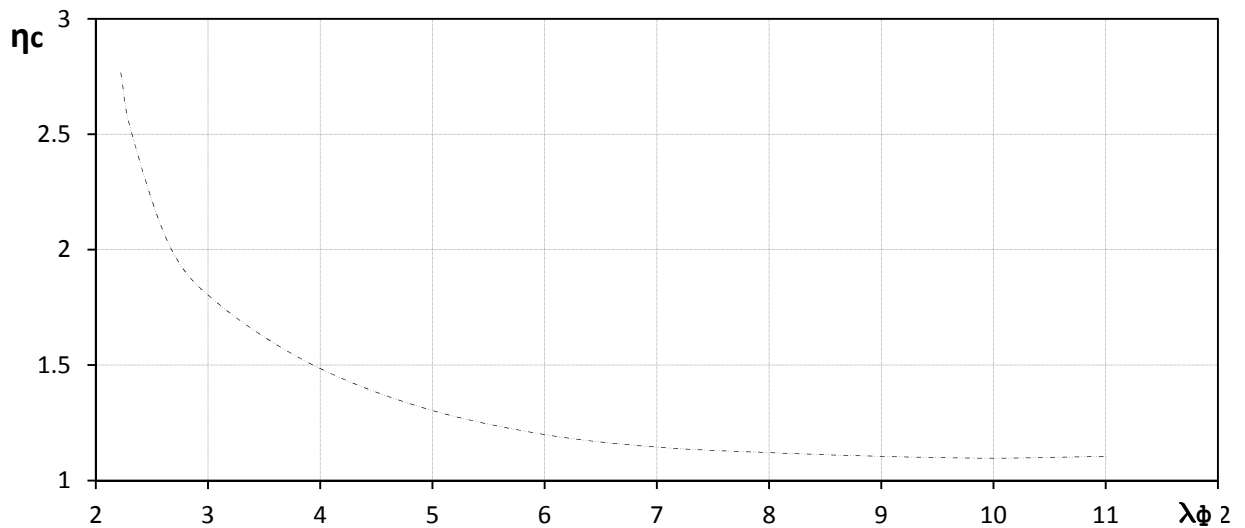


Рис. 3.4 Влияние удлинения фюзеляжа на коэффициент отличия сопротивления фюзеляжа от коэффициента поверхностного трения плоской пластинки [16]

Крыло

Лобовое сопротивление крыла $C_{x_a}^k$ может быть вычислено по известной формуле:

$$C_{x_a}^k = C_{x_0} + \frac{C_{y_a}^2}{\pi \lambda e},$$

где λ - удлинение крыла, безразмерная величина;

C_{x_0} - коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе, безразмерная величина;

e - коэффициент Освальда, учитывающий отличие формы в плане реального крыла от эллиптического и степень реализации подсосывающей силы.

Он может быть определен по формуле [39]:

$$e = 1 - (0.0016 + 0.00996 \cdot (\eta - 0.25)^2) \cdot (\lambda - 2.5)$$

Коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе крыла при малых числах M образуется преимущественно за счет трения, которое мало зависит от угла атаки и может быть вычислено по формуле [10]:

$$C_{x_0} = 2C_f \eta_c,$$

где C_f - коэффициент трения плоской пластины

η_c - поправочный коэффициент, учитывающий толщину профиля, вычисляется по следующей формуле [13]:

$$\eta_c = 1 + 2.7\bar{c} + 100\bar{c}^4$$

Коэффициент трения плоской пластины – величина, зависящая от числа Рейнольдса, а также от относительной координаты точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный (рис. 3.5).

Число Re – безразмерный параметр, характеризующий соотношение инерционных и вязких сил воздушного потока, определяется по формуле:

$$Re = \frac{\rho_H V b}{\mu},$$

где b - характерный линейный размер объекта, м,

μ - динамическая вязкость воздуха.

Зависимость относительной координаты точки перехода ламинарного потока в турбулентный от других параметров представлена в работе [10].

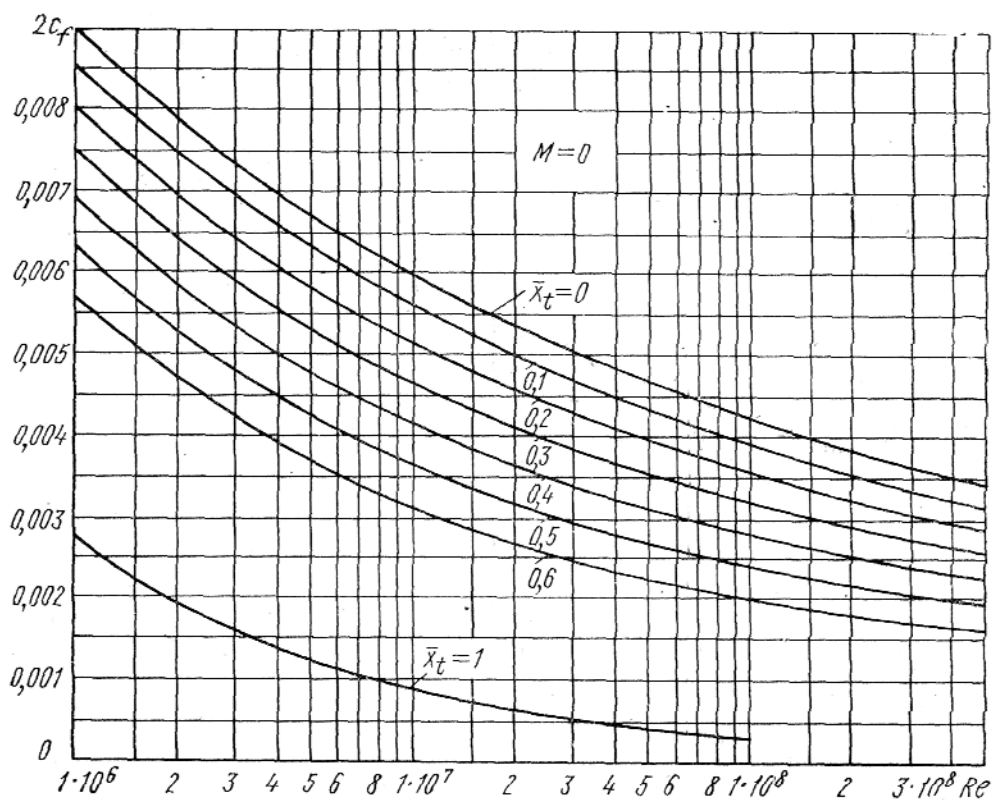


Рис. 3.5 Зависимость удвоенного коэффициента трения плоской пластинки от числа Re и точки перехода для несжимаемого потока [10].

Зависимость удвоенного коэффициента трения плоской пластинки от числа Re для полностью турбулентного обтекания может быть аппроксимирована следующей формулой:

$$2C_f = -1 \cdot 10^{-26} Re^3 + 3 \cdot 10^{-18} Re^2 - 2 \cdot 10^{-10} Re + 0.0092$$

График, приведенный на рис. 3.6, подтверждает приемлемую сходимость значений с исходным графиком рис. 3.5.

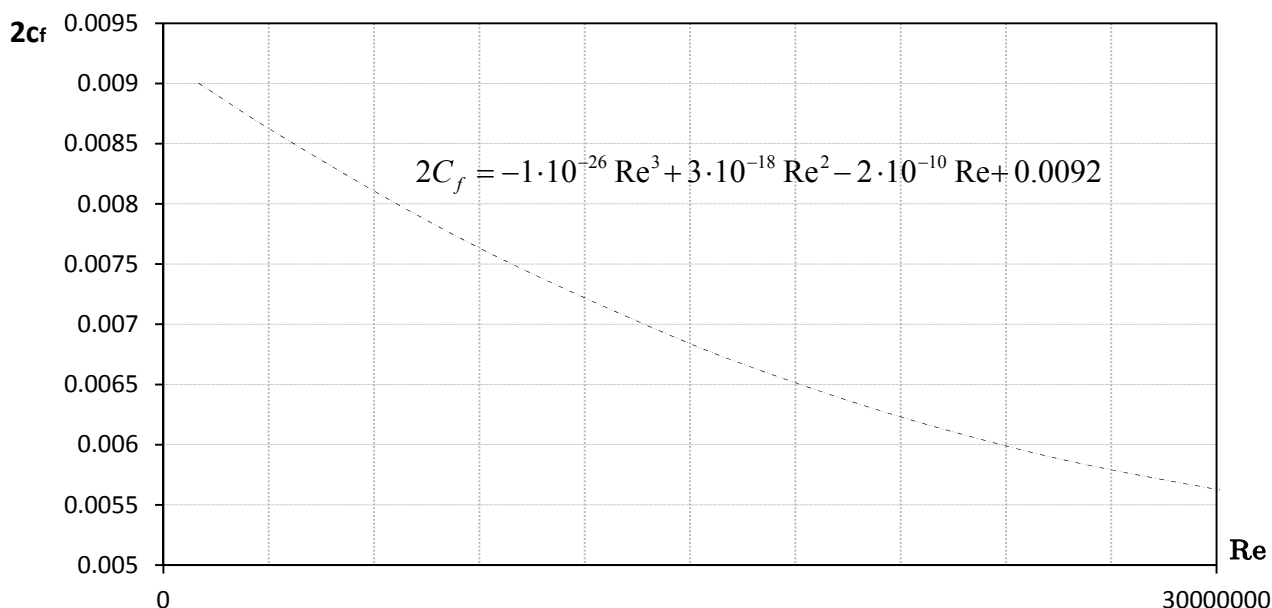


Рис. 3.6 Зависимость удвоенного коэффициента трения плоской пластинки от числа Re для полностью турбулентного потока

Применение винглетов на концах крыла снижает его индуктивное сопротивление. Уменьшение сопротивления может быть выражено через прирост эффективного удлинения [39]:

$$\lambda^C_{\text{винглетами}} = \lambda \cdot \left(1 + 1.9 \frac{h_{\text{винглета}}}{l_{\text{кр}}}\right)$$

Величина коэффициента аэродинамической подъемной силы крыла C_{y_a} также является неизвестной. В первом приближении для крыла большого удлинения это значение можно принять равным значению коэффициента аэродинамической подъемной силы для выбранного профиля. 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. На рис. 3.7 изображен график зависимости коэффициента мощности от числа Re для разных аэродинамических профилей.

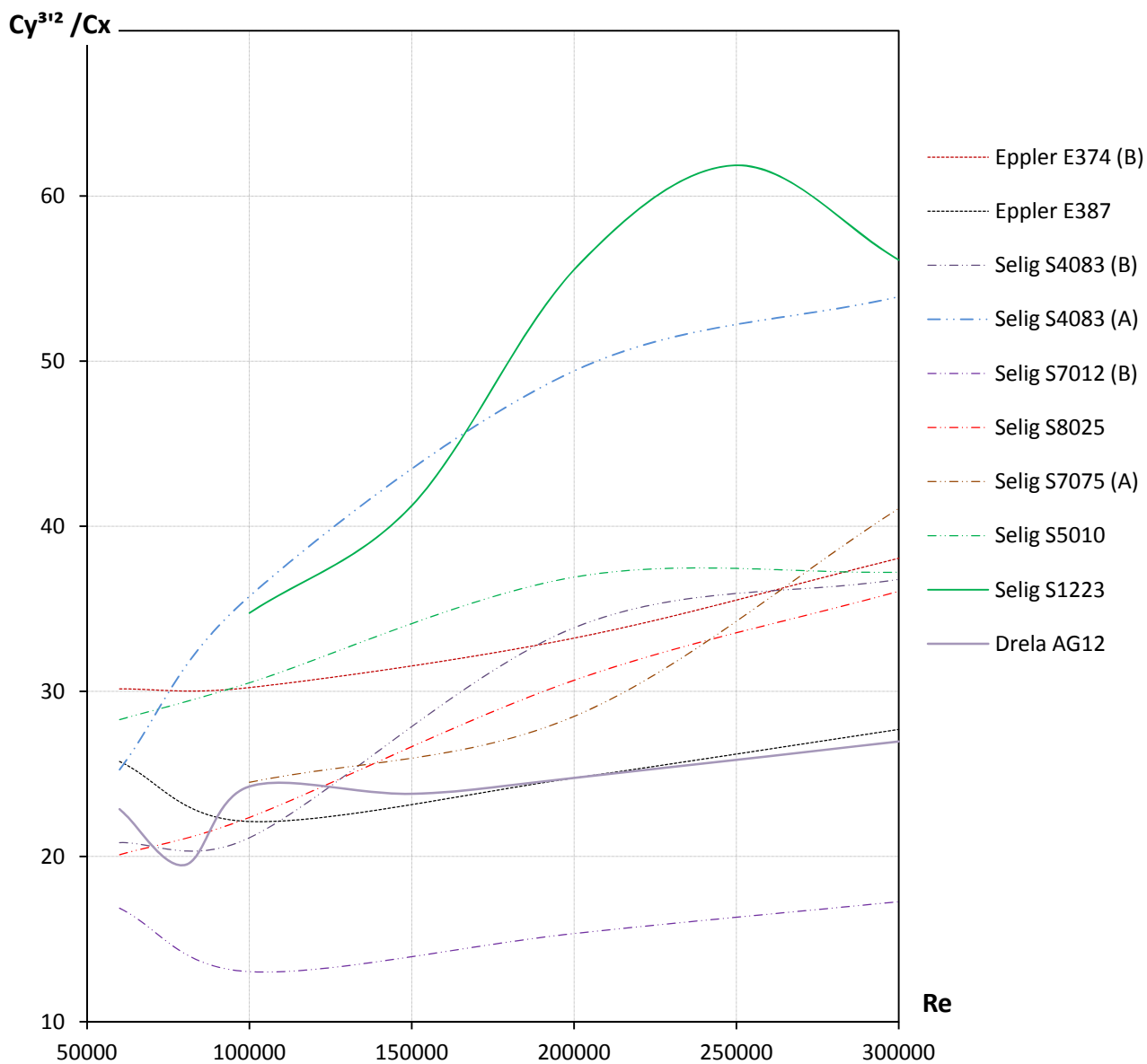


Рис. 3.7 Зависимость коэффициента мощности от числа Re для разных аэродинамических профилей

Одним из вариантов аэродинамического профиля по вышеприведенному критерию может быть профиль Selig 1223. Характеристики профиля представлены на рис. 3.8.

При выборе профиля необходимо также учитывать его моментные характеристики. Чрезмерно большой момент, возникающий при работе профиля на требуемых режимах, неизбежно приведет к потерям аэродинамического качества для ЛА в целом вследствие потерь на балансировку.

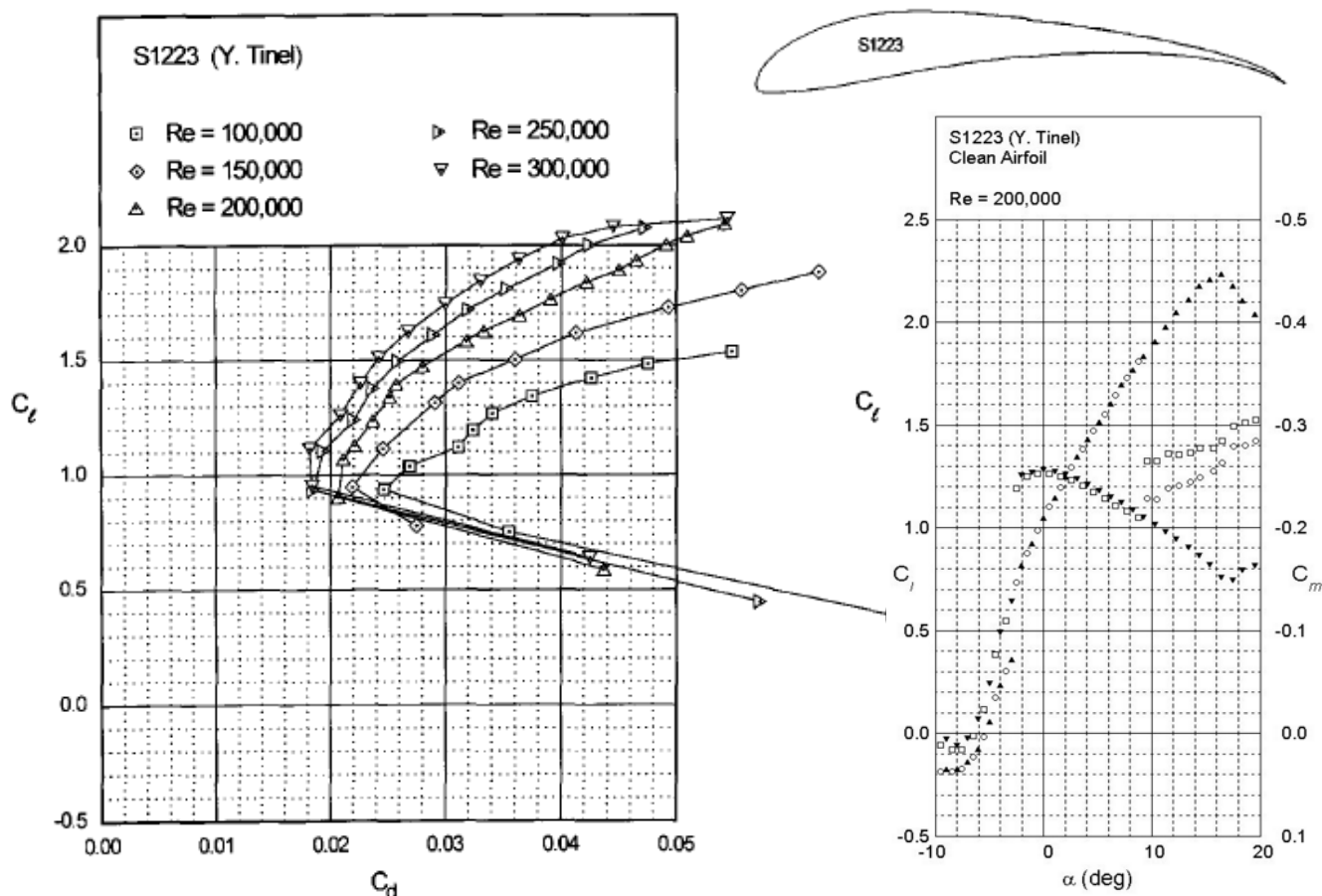


Рис. 3.8 Аэродинамические характеристики профиля Selig 1223

Хвостовое оперение

Коэффициент аэродинамического сопротивления вертикального оперения определяется аналогично крылу:

$$c_{x_a}^{60} = c_{x_0}^{60} + \frac{c_{z_a}^{60^2}}{\pi \lambda_{60} e},$$

где $c_{z_a}^{60}$ - коэффициент боковой силы,

$c_{x_0}^{60}$ - коэффициент лобового сопротивления вертикального оперения при нулевой боковой силе.

В случае прямолинейного горизонтального полета без скольжения и при отсутствии бокового ветра из уравнения исключается индуктивная составляющая сопротивления и оно принимает вид:

$$c_{x_a}^{60} = c_{x_0}^{60},$$

$$\text{где } c_{x_0}^{60} = 2C_f \eta_c \cdot \frac{S_{60}}{S_{кр}}$$

Коэффициент трения плоской пластинки C_f берется при этом для числа Re оперения.

Коэффициент аэродинамического сопротивления горизонтального оперения также определяется аналогично крылу:

$$c_{x_a}^{20} = c_{x_0}^{20} + \frac{c_{y_a}^{20^2}}{\pi \lambda_{20} e},$$

где $c_{y_a}^{20}$ - коэффициент подъемной силы ГО,

$c_{x_0}^{20}$ - коэффициент лобового сопротивления ГО при нулевой подъемной силе.

В случае принятой концепции нулевой степени продольной статической устойчивости ЛА, индуктивным сопротивлением ГО можно пренебречь:

$$c_{x_a}^{20} = c_{x_0}^{20},$$

$$\text{где } c_{x_0}^{20} = 2C_f \eta_c \cdot \frac{S_{20}}{S_{кр}}$$

Коэффициент трения плоской пластинки C_f берется при этом для числа Re ГО.

Аэродинамический профиль оперения выбирается из условия минимального лобового сопротивления при удовлетворении требованиям балансировки и управления ЛА.

Гондолы двигателей

Коэффициент лобового сопротивления гондолы двигателя определяется аналогично центральному телу фюзеляжа. Максимальный диаметр гондолы определяется диаметром двигателя (рис. 3.9). Диаметр двигателя, в свою очередь, зависит от нескольких параметров, в том числе от развиваемой им мощности.

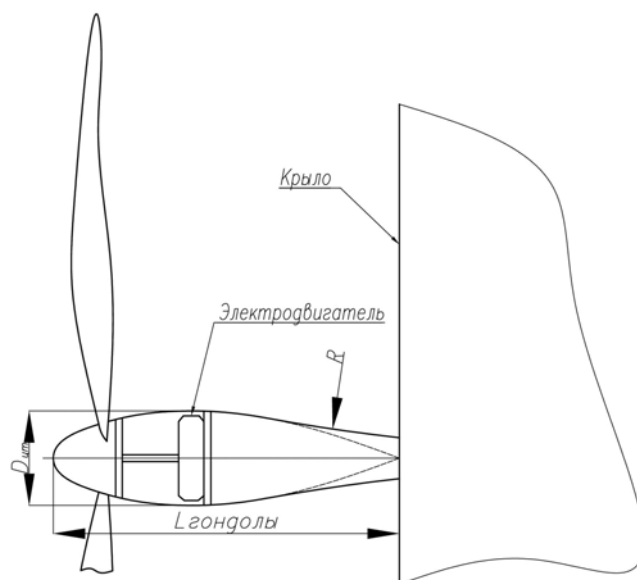


Рис. 3.9 Вариант компоновки электродвигателя в гондоле двигателя

Анализ зависимости диаметра двигателя от развиваемой им максимальной продолжительной мощности показывает значительный разброс значений. Однако, можно выделить ряд наиболее энергоэффективных электродвигателей (синие маркеры на рис. 3.10). Эта категория двигателей имеет больший диаметр, но при этом в совокупности с воздушным винтом обладает более высокими значениями эффективности.

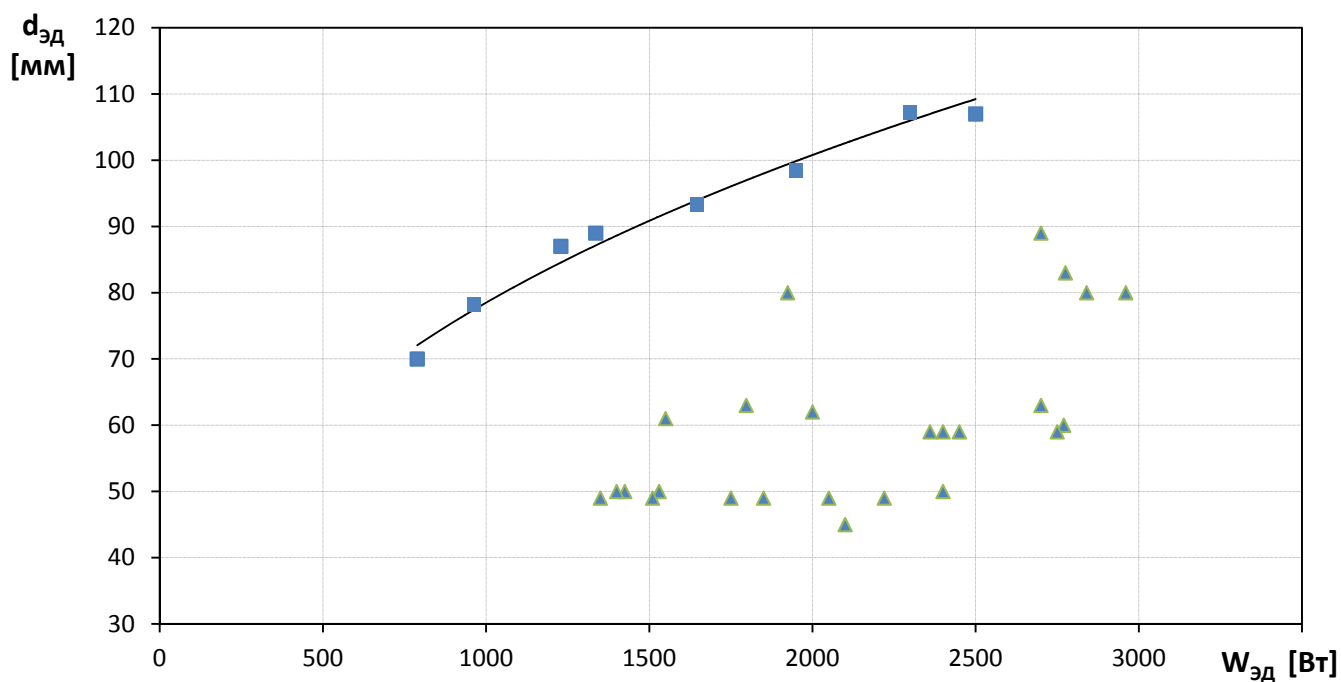


Рис. 3.10 Зависимость диаметра электродвигателя от развиваемой им максимальной продолжительной мощности

На основе анализа статистических данных зависимость диаметра электродвигателя от развиваемой им максимальной продолжительной мощности можно описать следующей формулой:

$$d_{ЭД} = 6.5W_{ЭД}^{0.36},$$

где $d_{ЭД}$ - диаметр электродвигателя;

$W_{ЭД}$ - максимальная продолжительная мощность.

Зная диаметр электродвигателя, можно определить диаметр мотогондолы, ее омываемую поверхность и аэродинамическое сопротивление.

Определение коэффициента мощности

Определив коэффициент аэродинамического сопротивления всего ЛА как сумму аэродинамических сопротивлений его составных частей, можно вычислить

коэффициент мощности (планерное качество) $\frac{C_y^{3/2}}{C_x}$ в зависимости от площади и

удлинения крыла (рис. 3.11), который будет использоваться при расчете предельного веса.

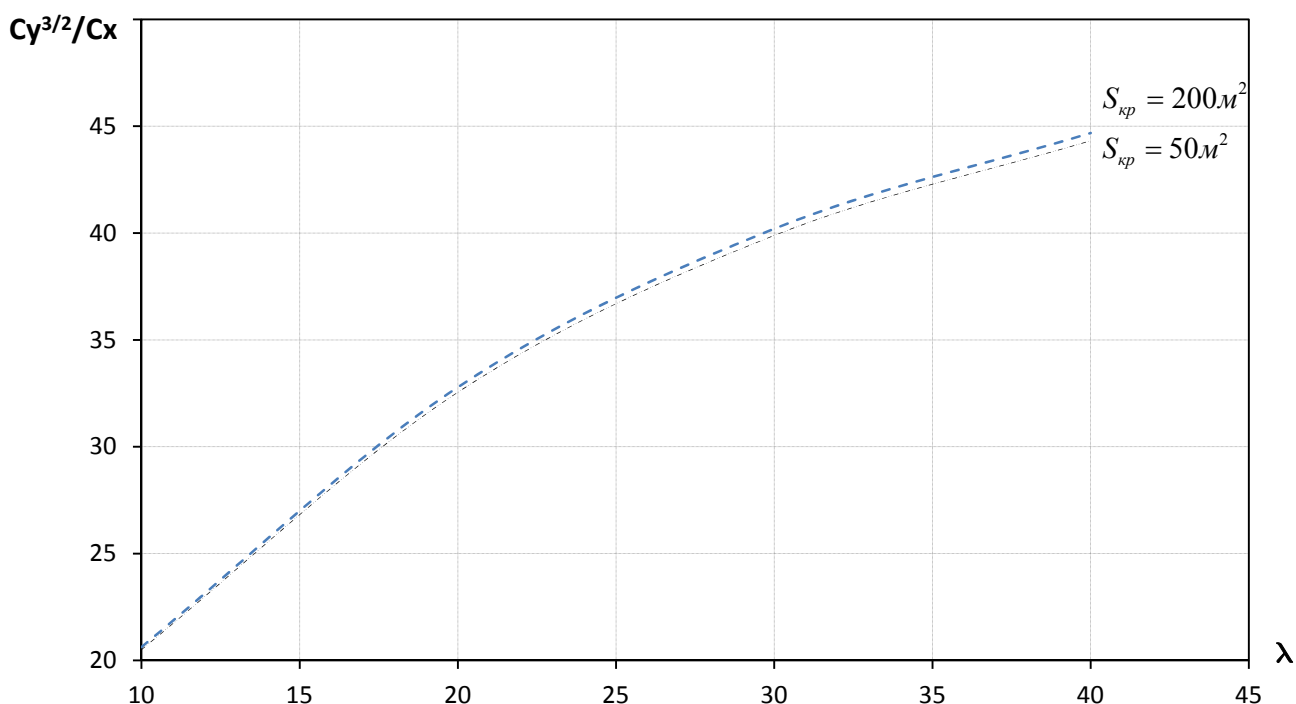


Рис. 3.11 Коэффициент мощности ЛА в зависимости от удлинения крыла для фиксированной площади крыла

Алгоритм аэродинамического расчета программно реализован в среде «Microsoft Excel». Программная реализация алгоритма позволяет вычислять аэродинамические характеристики ЛА по заданным геометрическим параметрам.

Входные параметры расчета приведены в начале раздела 3.7.

Результатом расчета являются коэффициент аэродинамического сопротивления ЛА и коэффициент мощности для рассматриваемой геометрической конфигурации.

На рис. 3.12 показан интерфейс программы вычисления аэродинамических характеристик ЛА с силовой установкой на солнечной энергии.

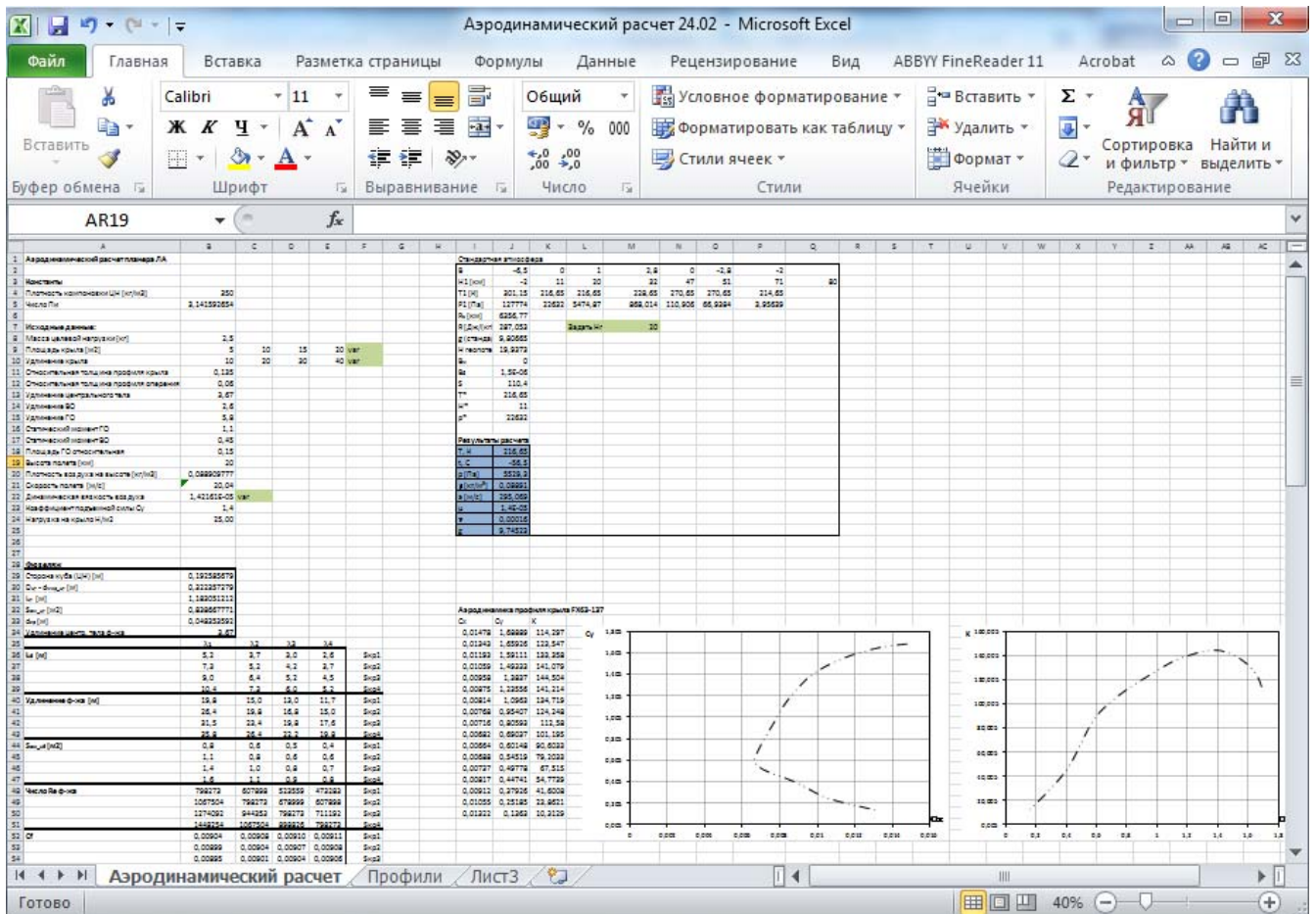


Рис. 3.12 Интерфейс программы вычисления аэродинамических характеристик ЛА с силовой установкой на солнечной энергии

3.8 Определение предельного веса ЛА

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

$$E_{cp_cym} \cdot S_{фЭП} \cdot \eta_{фЭП} = (mg)^{3/2} \sqrt{\frac{2}{\rho_H}} \cdot \left(\frac{c_{x_a}}{c_{y_a}^{3/2}} \right) \cdot \frac{1}{S_{кр}^{1/2}} \cdot \frac{1}{\eta_{cy}} \cdot 1.05 + W_{ПН}.$$

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

$$E_{cp_cym} \cdot S \cdot \eta_{фЭП} \geq (mg)^{3/2} \sqrt{\frac{2}{\rho_H}} \cdot \left(\frac{c_{x_a}}{c_{y_a}^{3/2}} \right) \cdot \frac{1}{S_{кр}^{1/2}} \cdot \frac{1}{\eta_{cy}} \cdot 1.05 + W_{ПН}.$$

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

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

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 интенсивности солнечного излучения, 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.

Также следует отметить, что в дальнейший расчет идут только те значения предельного веса (mg), при которых полученная нагрузка на крыло позволяет реализовать выбранное значение c_{y_a} при заданной скорости полета на заданной высоте. Добиться реализации выбранного значения коэффициента подъемной силы можно при помощи варьирования скорость полета.

Качественная зависимость предельного взлетного веса от площади и удлинения крыла представлена на трехмерном графике (рис. 3.13). Диапазон варьируемых значений площади крыла: $S = 1 \div 200$, диапазон варьирования удлинений крыла: $\lambda = 10 \div 40$.

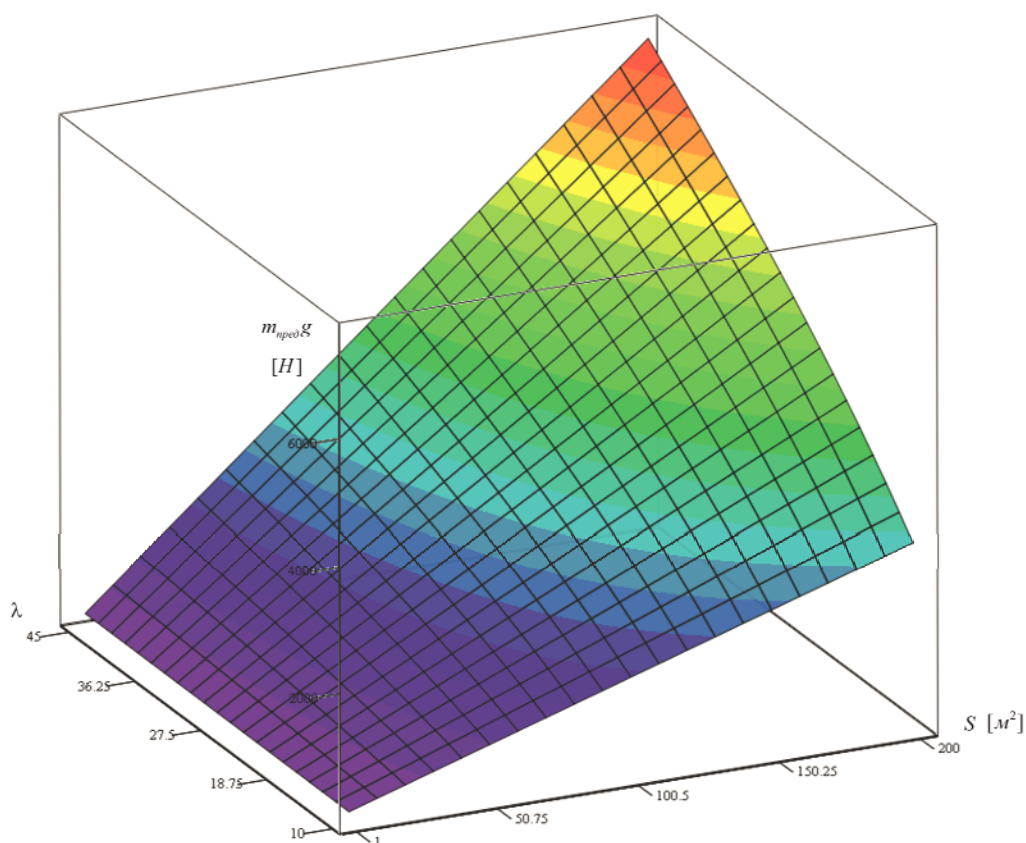


Рис. 3.13 Зависимость предельного веса от площади и удлинения крыла

4.8.1 Влияние отдельных параметров на предельный вес ЛА

Рассмотрим степень влияние отдельных параметров, входящих в неравенство, на значение предельного веса ЛА.

С увеличением среднесуточного значения интенсивности солнечного излучения $E_{cp_сут}$, т.е. с переходом от северных широт эксплуатации к южным, предельный вес ЛА растет, т.к. растет количество энергии, поступающей на ЛА (рис. 3.15). Для ЛА с площадью крыла 100 м^2 увеличение среднесуточного значения интенсивности солнечного излучения на 10 Вт/м^2 позволит повысить предельный вес ЛА на $100 - 150 \text{ Н}$.

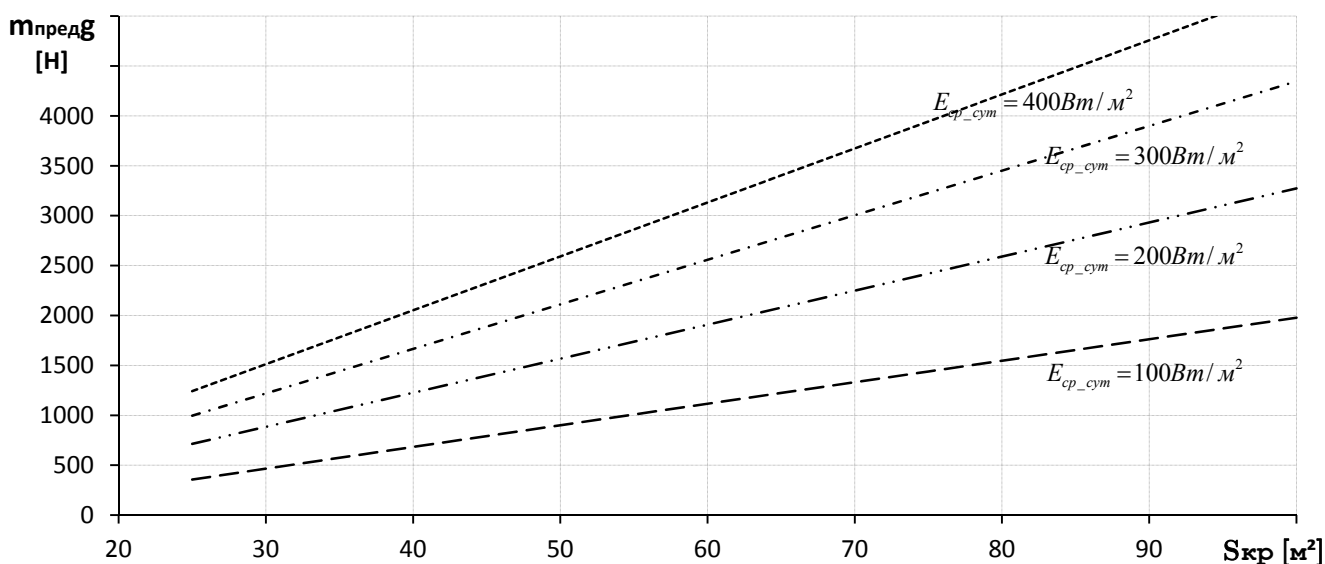


Рис. 3.15 Зависимость предельного веса ЛА от площади крыла при различной среднесуточной интенсивности солнечного излучения

Увеличение КПД ФЭП также увеличивает предельный вес ЛА, т.к. при постоянном среднем значении солнечной радиации за сутки, количество энергии, преобразуемой ФЭП, растет за счет большей их эффективности (рис. 3.16). Для ЛА с площадью крыла $100m^2$ прирост на один процент КПД ФЭП позволит увеличить предельный вес на 100 - 150Н.

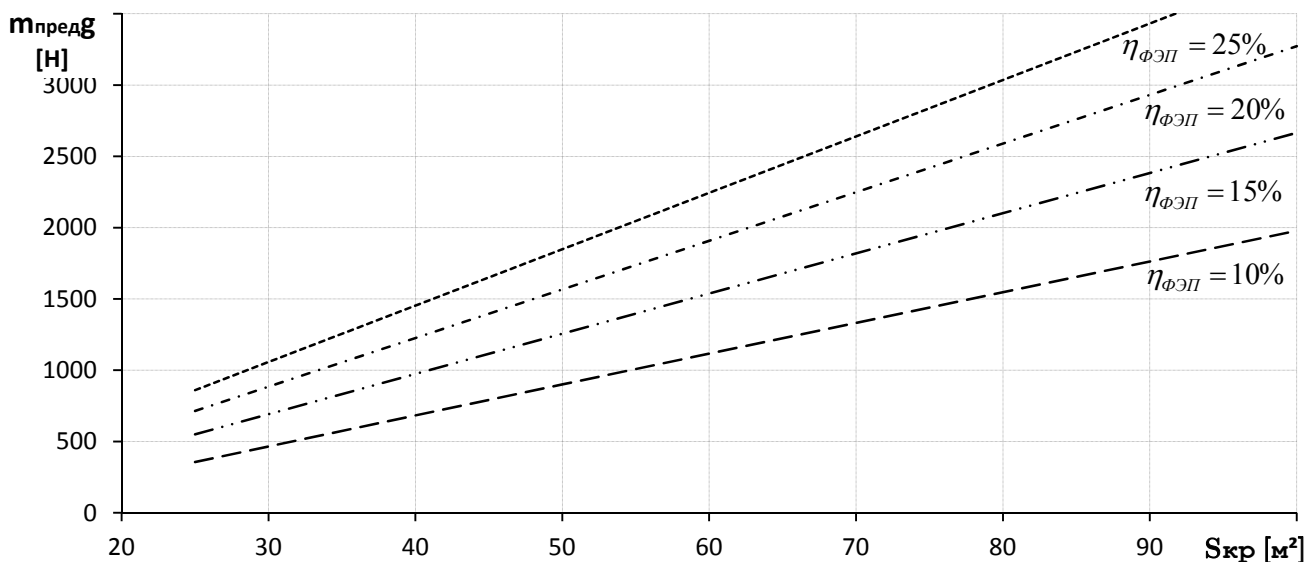


Рис. 3.16 Зависимость предельного веса ЛА от площади крыла при различном КПД ФЭП

С ростом высоты эксплуатации растет потребность ЛА в энергии. Одновременно с этим растет и количество располагаемой энергии вследствие уменьшения оптической массы воздуха. Расчеты показывают, что с ростом высоты падение плотности воздуха имеет большее влияние, чем прирост интенсивности солнечного излучения. Предельный вес ЛА с ростом высоты уменьшается (рис. 3.17).

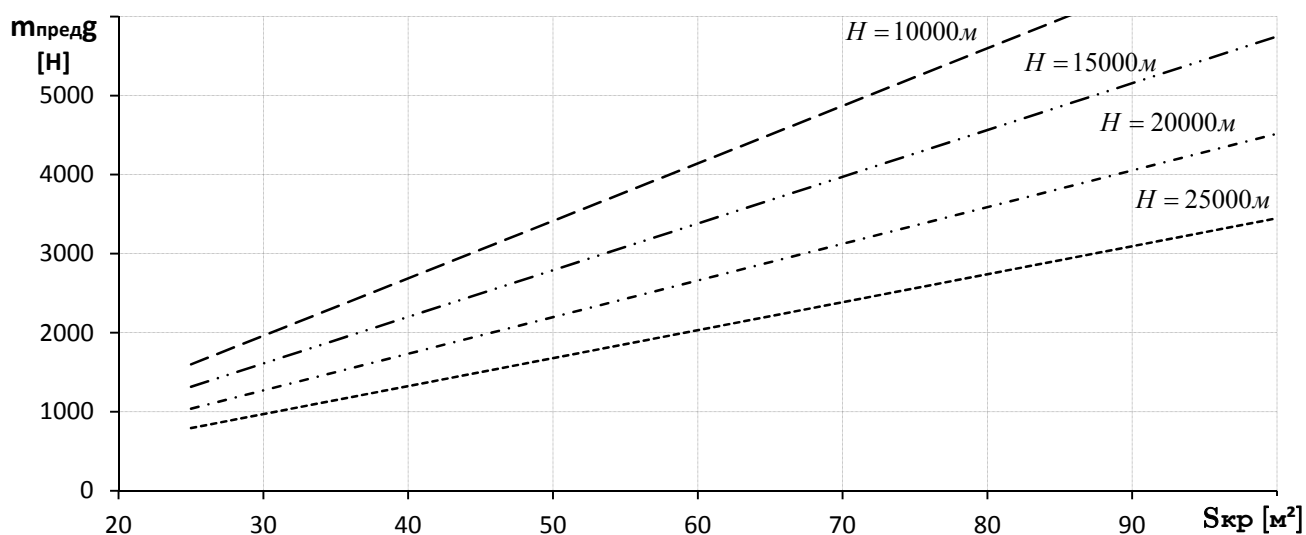


Рис. 3.17 Зависимость предельного веса ЛА от $S_{кр}$ при различной высоте полета

Увеличение совершенства аэродинамической компоновки, т.е. увеличение коэффициента мощности $\frac{C_y^{3/2}_a}{C_{x_a}}$ увеличивает предельный вес ЛА (рис. 3.18). Из графика видно, что для ЛА с площадью крыла 100 м^2 прирост коэффициента мощности на единицу увеличивает предельный вес на 100-130 Н.

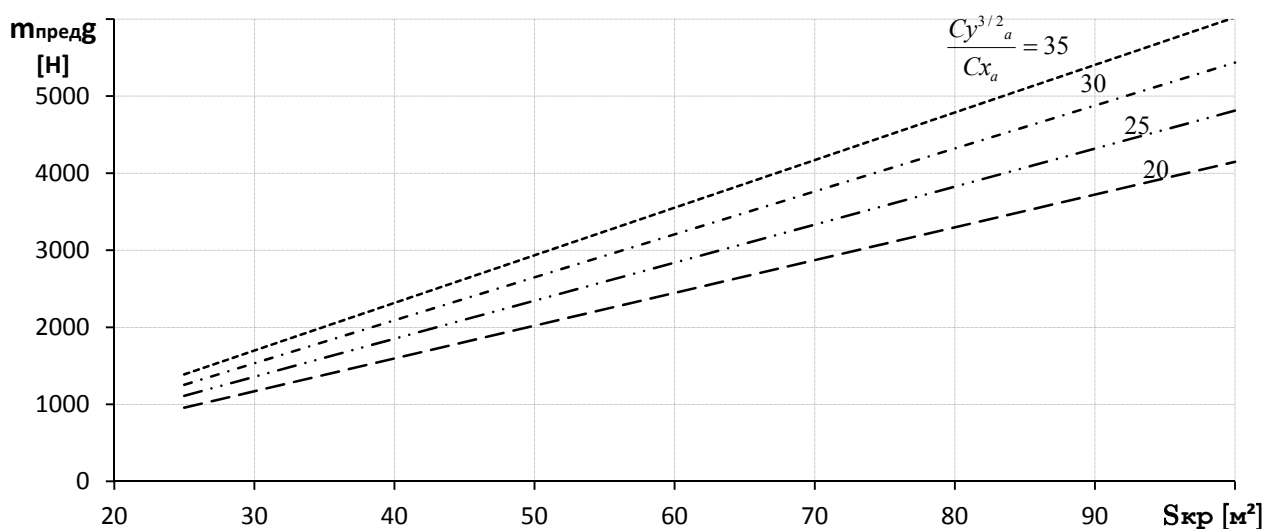


Рис. 3.18 Зависимость предельного веса ЛА от $S_{кр}$ при различной степени совершенства аэродинамической компоновки

3.9 Уравнение баланса масс

Вследствие особенностей ЛА, использующих энергию солнечного излучения, связанных с типом конструктивно-силовых схем, с силовой установкой, а также с отсутствием на борту пилота, в расчете массы ЛА и его составных частей используются специфические модели.

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:

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

где $m_{\text{планера}}$ - масса планера ЛА;

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

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

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

$m_{\text{ФЭП}}$ - масса фотоэлектрических преобразователей;

$m_{\text{ПН}}$ - масса полезной нагрузки.

Рассмотрим определение составляющих массы ЛА:

Масса планера ЛА

Модель массы планера является наиболее сложной. Она включает в себя модель массы 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 крыла

Перед формированием весовой модели крыла следует оговорить его общую концепцию. Конструктивно-силовая схема крыла – лонжеронная. Нервюры крепятся непосредственно к лонжерону замкнутого сечения. С целью сохранения геометрии профиля по размаху, участок передней кромки до 30% хорды покрыт жесткой обшивкой, в остальной части – обшивкой из майлара. Основные силовые факторы: изгибающий момент, крутящий момент и перерезывающая сила – воспринимаются лонжероном. Нервюры через обшивку воспринимают локальную воздушную нагрузку и передают ее на лонжерон. Типовое сечение крыла приведено на рис. 3.19.

Таким образом, масса крыла складывается из массы лонжерона, нервюр, передней и задней кромки, обшивки и ФЭП, а также технологической массы (крепёж, дополнительные фитинги, кронштейны и прочее).

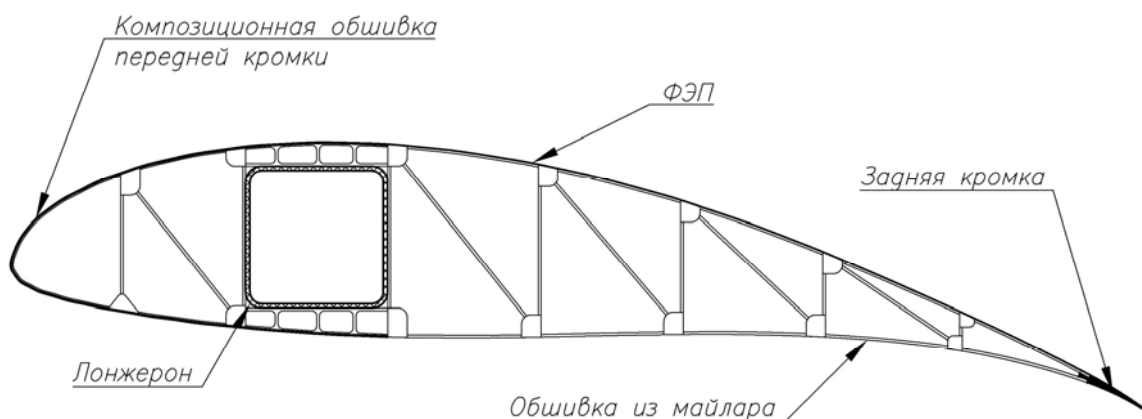


Рис. 3.19 Типовое сечение крыла

Исходные данные для расчета массы планера:

Удлинение крыла	-	var*
Площадь крыла	[м]	var*
Расчетная перегрузка	-	
Взлетная масса (предельная)	[кг]	
Масса 1 м ЗК крыла	[кг/м]	
Масса 1 м ² обшивки (майлар)	[кг/м ²]	
Относительная толщина профиля	-	
Скорость полета	[м/с]	
Плотность воздуха на высоте	[кг/м ³]	
Статический момент оперения	-	

*Символом var отмечены параметры, варьируемые в процессе расчета

Масса лонжерона крыла

Масса лонжерона крыла пропорциональна нормальным напряжениям, возникающим в поясах лонжерона от действия изгибающего момента. Разрушение лонжерона происходит, как правило, от потери устойчивости несущей конструкции, т.к. критические напряжения разрушения поясов $\sigma_{кр}$ превышают σ_B . Учесть критические напряжения на начальных этапах проекта достаточно сложно, вследствие отсутствия реальной проработки конструкции. В этой связи необходима весовая модель, учитывающая основные факторы от которых зависит масса лонжерона.

По предварительной верификации весовых моделей в вышеприведенных работах, наиболее достоверной является модель, приведенная в работе [39].

$$m_{лонж} = 0.06814 \cdot (0.011 \lambda)^{0.9} \cdot (1 + 0.008 \cdot \lambda) \cdot \frac{m_{пред}}{0.45} \cdot \left(\frac{n_y^p}{3}\right)^{0.2 \cdot n_y^p}$$

Масса передней кромки крыла

К передней кромке крыла относится часть жесткой обшивки, покрывающая носовую часть крыла, необходимая для сохранения теоретического контура профиля. Масса передней кромки крыла определяется по формуле:

$$m_{нкк} = 0.161 \cdot \left(\frac{33.6}{\lambda}\right)^{0.5} \cdot S$$

Масса задней кромки крыла

Задняя кромка крыла служит для обрамления контура крыла, а также для связи между собой нервюр. Масса задней кромки крыла определяется по формуле:

$$m_{зкк} = k_{зкк} \cdot l ,$$

где l - размах крыла;

$k_{зкк}$ - масса участка передней кромки на единицу длины.

Масса обшивки

С целью минимизации массы ЛА, на рассматриваемом типе аппаратов применяют в основном обшивку из майлара. Масса обшивки определяется по формуле:

$$m_{обш} = k_{обш} \cdot (2S + 0.5\bar{c}l),$$

где $k_{обш}$ - масса обшивки на единицу площади;

\bar{c} - относительная толщина профиля

Масса нервюр

Масса нервюр определяется по следующей формуле:

$$m_{нерв} = 0.926 S^{0.6} \cdot (1 + \bar{c})^{0.6}$$

Данная формула корректна только для крыла без сужения. Для крыла с сужением масса нервюр вычисляется по следующей формуле:

$$m_{нерв} = 0.833 S^{0.6} \cdot (1 + \bar{c})^{0.6}$$

Масса крыла вычисляется по формуле:

$$m_{кр} = m_{лонж} + m_{пкк} + m_{зкк} + m_{обш} + m_{нерв}$$

Масса фюзеляжа

Фюзеляж рассматриваемого типа ЛА может быть выполнен по конструктивно-силовой схеме типа монокок. Масса фюзеляжа для данного типа конструктивно-силовой схемы определяется по формуле:

$$m_{ф-жа} = \frac{0.0049 \cdot m_{пред} \cdot n_y^{p0.8}}{S} \cdot (q \cdot S)^{0.9}$$

Масса оперения

Конструкция горизонтального и вертикального оперения идентичны, поэтому масса хвостового оперения в целом определяется количеством - N поверхностей:

$$m_{on} = 1.8N \cdot \left(\frac{m_{пред} \cdot n_y^p}{105} \right)^{0,87} \cdot A_{го}^{0,72},$$

где N - количество поверхностей оперения;

$A_{го}$ - статический момент горизонтального оперения

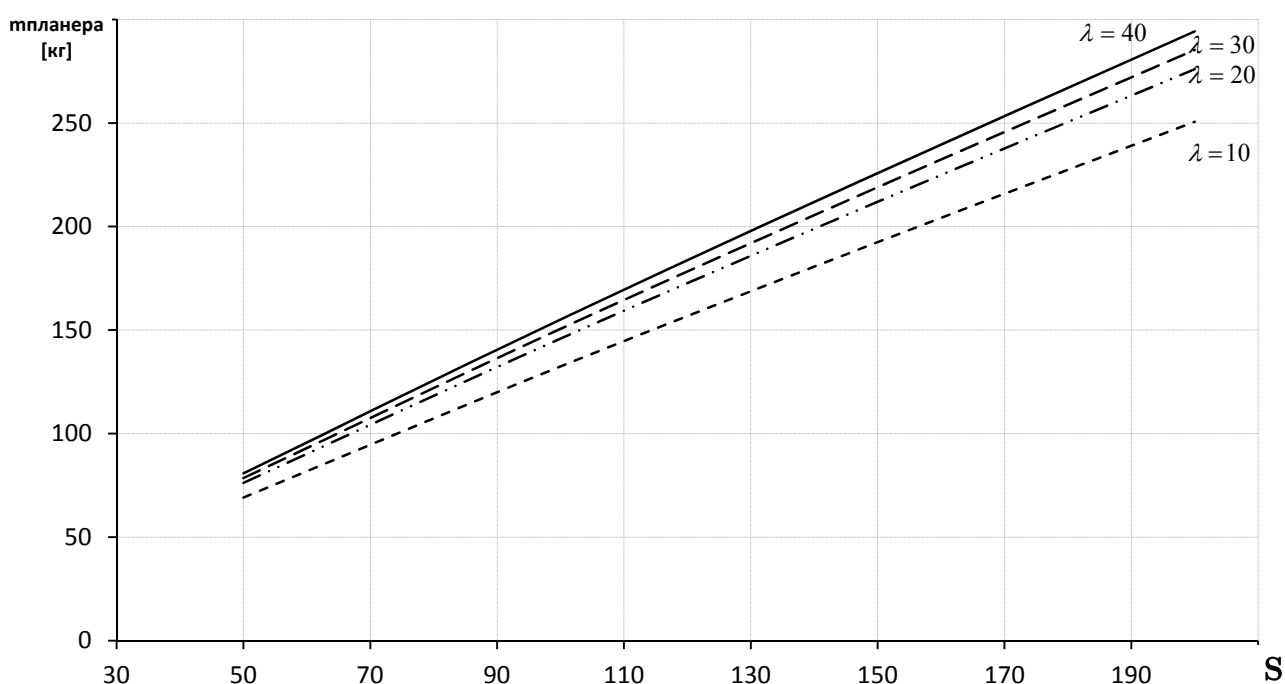


Рис. 3.20 Зависимость массы планера от площади и удлинения крыла

Масса силовой установки

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. 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. Далее рассматриваются только условия: «а» и «с».

Условие «е» рассматривается на более поздних этапах проектирования, когда известны точные характеристики двигателя. Условие «d» не рассматривается, вследствие невозможности осуществления полета с одним отказавшим двигателем при предлагаемой концепции системы управления. Условие «b» требует отдельного рассмотрения для каждой проектируемой размерности ЛА. В случае относительно малых размерностей может быть выбран запуск с рук как у БЛА «Zephyr». В случае относительно больших размерностей взлет ЛА может осуществляться с ВПП, например, со специальной вспомогательной тележки с электроприводом, которая остается на ВПП.

Анализируя массу современной электрической силовой установки в зависимости от максимальной развиваемой мощности, можно заметить, что эта зависимость близка к линейной (рис. 3.21) и существует коэффициент, связывающий массу СУ с развиваемой максимальной мощностью:

$$m_{CV} = k_1 \cdot W_{CV} ,$$

где k_1 - коэффициент, связывающий массу электрической силовой установки с максимальной мощностью. Для современных СУ этот коэффициент равен 0,0005 кг/Вт.

W_{CV} - максимальная мощность, развиваемая силовой установкой

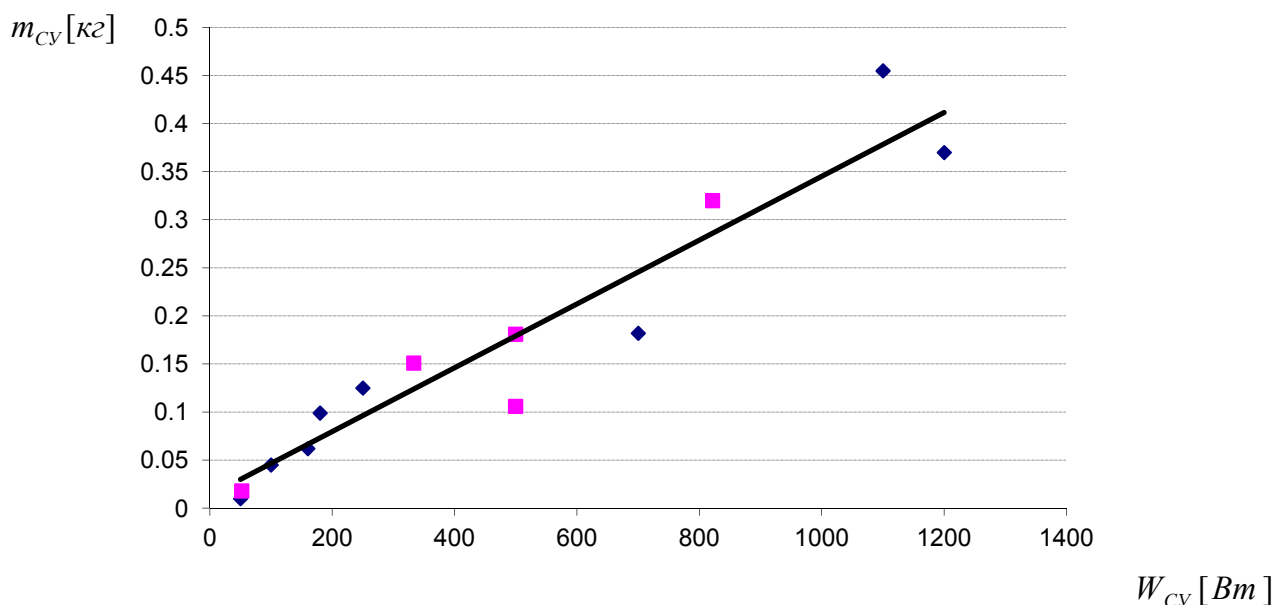


Рис. 3.21 Зависимость массы СУ от развиваемой максимальной мощности.

Вследствие того, что на начальном этапе проектирования неизвестна необходимая максимальная мощность СУ, т.к. неизвестна фактическая масса ЛА, используем для расчетов предельную массу ЛА.

На рис. 3.22 приведен график распределения мощности электрической СУ по оборотам.

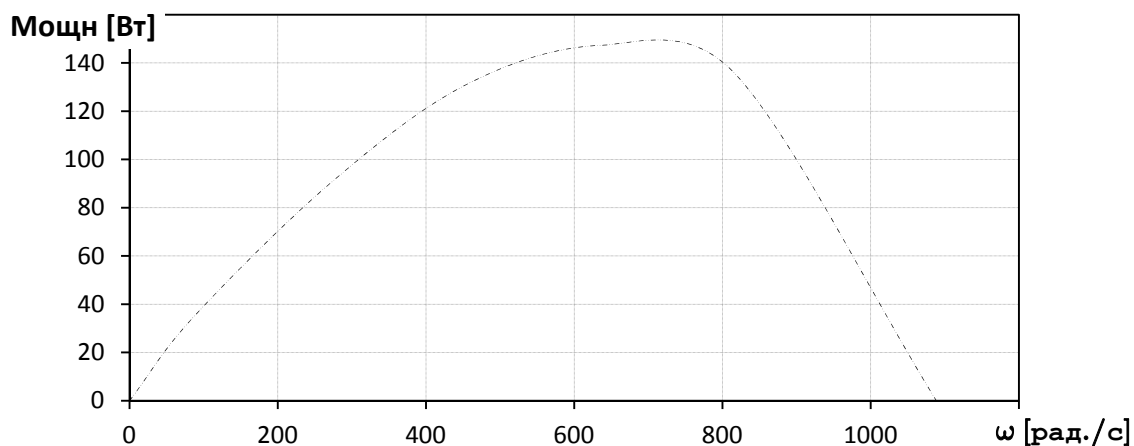


Рис. 3.22 Зависимость мощности электрической СУ от оборотов

Определяющим в выборе потребной максимальной мощности СУ является режим набора высоты. Набор высоты может осуществляться с разными

градиентами. Рассмотрим траектории набора с углами $\theta = 5^\circ$, $\theta = 10^\circ$, $\theta = 15^\circ$ рис. 3.23. В случае с углом наклона траектории 5° силовая установка потребляет меньше мощности, чем на траектории с углом наклона 15° , однако ЛА преодолевает больший путь до достижения высоты 18км. Выбор оптимальной траектории полета ЛА, использующего энергию солнечного излучения, подробно рассмотрен в работе [79].

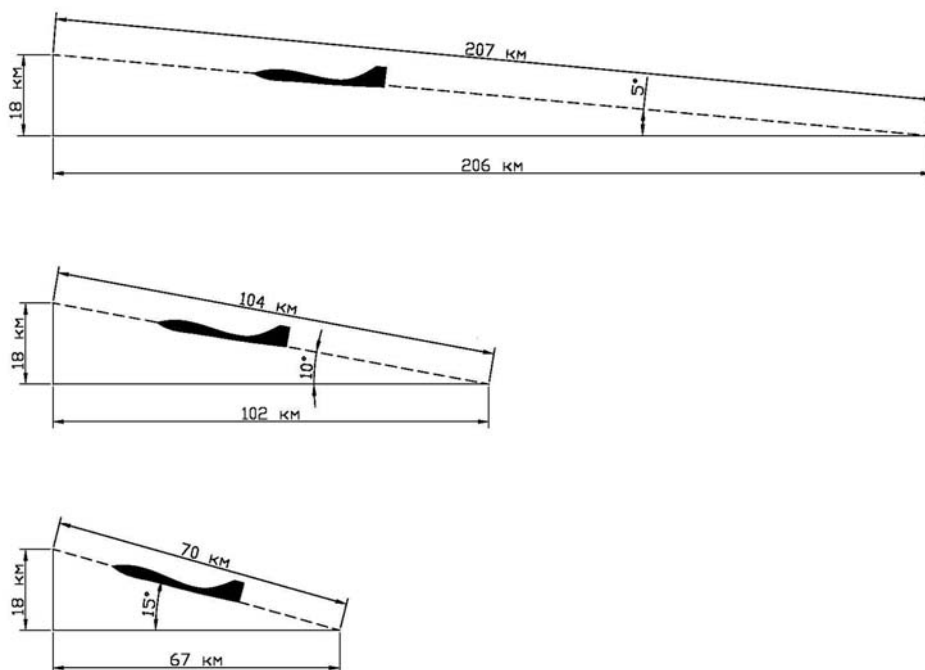


Рис. 3.23 Расстояния, преодолеваемые ЛА в процессе набора высоты с разными градиентами

Потребная для горизонтального полета мощность $W_{ГП}$ определяется по формуле:

$$W_{ГП} = \frac{mgV_{ГП}}{K},$$

где mg - вес ЛА, Н

$V_{ГП}$ - скорость горизонтального полета, м/с

K - аэродинамическое качество, безразмерная величина

Потребная мощность для режима набора высоты $W_{НВ}$ определяется по формуле:

$$W_{НВ} = mg \left(\frac{\cos \theta}{K} + \sin \theta \right) V_{НВ},$$

где $V_{НВ}$ - скорость набора высоты, м/с

Потребная мощность электрической СУ при этом:

$$W_{CY} = \frac{mg \left(\frac{\cos \theta}{K} + \sin \theta \right) V_{HB}}{\eta_{BB}},$$

где η_{BB} - КПД воздушного винта на рассматриваемом высотном-скоростном режиме.

Таким образом, масса силовой установки определяется формулой:

$$m_{CY} = k_1 \cdot W_{эд} = k_1 \frac{mg \left(\frac{\cos \theta}{K} + \sin \theta \right) V_{HB}}{\eta_{BB}}$$

Масса оборудования и управления

Масса оборудования и управления включает в себя массу электронных компонентов, отвечающих за систему управления и функционирования ЛА, исполнительных механизмов, обеспечивающих непосредственное отклонение органов управления (при наличии), датчиков системы измерения высотных-скоростных параметров, электрических кабелей.

Из вышеперечисленных составляющих веса оборудования и управления часть их зависит от изменения размерности ЛА, а часть остается постоянной. Очевидно, что вес исполнительных механизмов будет расти пропорционально росту размерности ЛА вследствие пропорционального роста шарнирных моментов органов управления. Та же тенденция наблюдается у веса электрических кабелей. Рост размерности ЛА приведет к увеличению длины связей и увеличению поперечных сечений электрических кабелей. Сами же электрические блоки, отвечающие за систему управления, и датчики определения высотных-скоростных параметров не изменяют своего веса при росте размерности ЛА.

Проведенный анализ показывает, что для предварительной оценки на начальных этапах проектирования можно принять $m_{\text{оборуд}} \approx (0.03..0.05)m$, если неизвестна масса фактического оборудования.

Масса устройств, аккумулирующих энергию

К устройствам, аккумулирующим энергию, относятся аккумуляторные батареи на основе различных химических элементов, топливные элементы, суперконденсаторы (ионисторы) и прочие устройства со способностью накопления, хранения и отдачи электрической энергии.

Главной характеристикой такого устройства с точки зрения его массы является удельная энергоемкость $C_{\text{уд}}$, Дж/кг. Эта величина показывает, какое количество энергии может запастись в себе аккумулирующее устройство массой 1 кг.

Несмотря на относительно малую удельную энергоемкость, аккумуляторные батареи способны содержать в себе энергию, достаточную для длительного полета ЛА, использующего энергию солнечного излучения. Рассмотрим структуру массы устройств аккумулирования энергии на примере наиболее перспективных аккумуляторных батарей на основе лития и серы LiS.

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:

- a. обеспечение полета в ночное время суток на заданной высоте и с заданной скоростью с учетом работы полезной нагрузки;
- b. 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, потребная емкость аккумуляторной батареи, Дж:

$$C_{АКБ} = \frac{\frac{mgV_{ГП}}{K} \cdot t_n}{\eta_{СУ} \eta_{АКБ}^{разр}},$$

где t_n - время ночного полета, с.

$\eta_{СУ}$ - КПД силовой установки определяется как произведение КПД ее составляющих. Силовая установка рассматриваемого типа ЛА состоит из электродвигателя, регулятора оборотов, воздушного винта и электросети;

$\eta_{АКБ}^{разр}$ - 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:

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

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

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

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

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

Масса аккумуляторных батарей определяется по формуле:

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

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

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

Коэффициент k_2 , так же как и КПД ФЭП, меняется в зависимости от типа ФЭП.

Зависимость фактического взлетного веса от площади и удлинения крыла

Качественная зависимость фактического взлетного веса от площади и удлинения крыла представлена на трехмерном графике (рис. 3.24). Диапазон варьируемых значений площади крыла: $S = 1 \div 200$, диапазон варьирования удлинений крыла: $\lambda = 10 \div 40$.

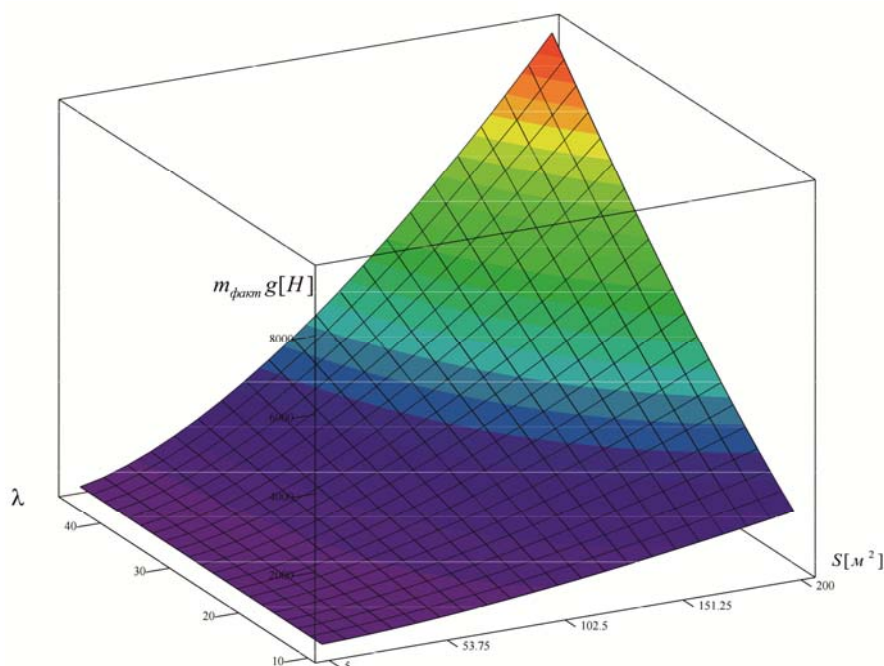


Рис. 3.24 Зависимость фактического веса от площади и удлинения крыла

3.10 Ограничения при выборе проектных параметров

Существует ряд ограничений, накладываемых на высоту, скорость полета, маневрирование ЛА и другие. Основным ограничением при выборе проектных параметров для рассматриваемого типа аппаратов является ограничение по предельно-допустимой перегрузке в неспокойной атмосфере.

В соответствии с ФАП, значение максимальной эксплуатационной перегрузки (по направлению связанной оси ОУ) в центре тяжести самолета определяется по следующей формуле:

$$n_{y_max}^{\mathcal{E}} = n_{y_ГП}^{\mathcal{E}} + \Delta n_y^{\mathcal{E}},$$

где $n_{y_ГП}^{\ominus}$ - нормальная перегрузка горизонтального полета (разрешается приближенно принимать $n_{y_ГП}^{\ominus}=1$, а Δn_y^{\ominus} находится по формуле[21]:

$$\Delta n_y^{\ominus} = 0.5 C_{y_a}^{\alpha} \frac{\rho_H V W}{mg / S}, \quad (4.1)$$

где ρ_H - плотность воздуха на высоте

W - эффективная скорость порыва определяется по формуле [21]:

$$W = (12 \div 15) \frac{V_{\max}}{V},$$

где V - текущая скорость ЛА

V_{\max} - максимальная скорость ЛА

Формула 4.1 существует в предположении воздействия на самолет резко ограниченного порыва. Фактически скорость порыв возрастает постепенно. Вследствие этого перегрузка самолета получается меньше, чем в случае действия резко ограниченного порыва, имеющего такую же максимальную скорость W . Максимальная эксплуатационная перегрузка при воздействии на самолет плавно нарастающего порыва [21]:

$$\Delta n_y^{\ominus} = 0.5 C_{y_a}^{\alpha} \frac{\rho_H V W}{mg / S} \cdot k$$

Коэффициент k всегда меньше единицы. Для порыва, скорость которого на участке h меняется по линейному закону до скорости W и далее остается постоянной, коэффициент

$$k = \frac{1 - e^{-\chi}}{\chi},$$

$$\chi = \frac{C_{y_a}^{\alpha} \cdot \rho_H \cdot g \cdot h}{2 p_0},$$

где h принимается равным 30м,

p_0 - удельная нагрузка на крыло

$C_{y_a}^{\alpha}$ - производная коэффициента подъемной силы по углу атаки, определяется по следующей формуле [7]:

$$C_{y_a}^\alpha = \frac{C_{y_{a_np}}^\alpha}{1 + C_{y_{a_np}}^\alpha / \pi \lambda}$$

Таким образом, формула для определения максимальной эксплуатационной перегрузки примет вид:

$$n_{y_max}^\vartheta = 1 \pm 0.5k \frac{c_y^\alpha W \rho V}{p_0}$$

Полученные оптимальные значения массы ЛА, площади и удлинения крыла следует проверить на соответствие заложенной в ТЗ и получаемой при полете в неспокойной атмосфере эксплуатационной перегрузке.

Изложенные выше условия и ограничения положены в основу разработанного алгоритма определения проектных параметров.

3.11 Определение взлетного веса ЛА и основных параметров несущих поверхностей

Для определения основных проектных параметров ЛА, использующего энергию солнечного излучения, необходимо сформировать типовой профиль полета. Типовой профиль полета для рассматриваемого типа ЛА состоит из 7 основных этапов: 1 – разбег и отрыв, 2 – набор высоты, 3 – выход на целевую позицию, 4 – крейсерский полет, 5 – уход с целевой позиции, 6 – снижение, 7 – посадка (рис. 3.25).

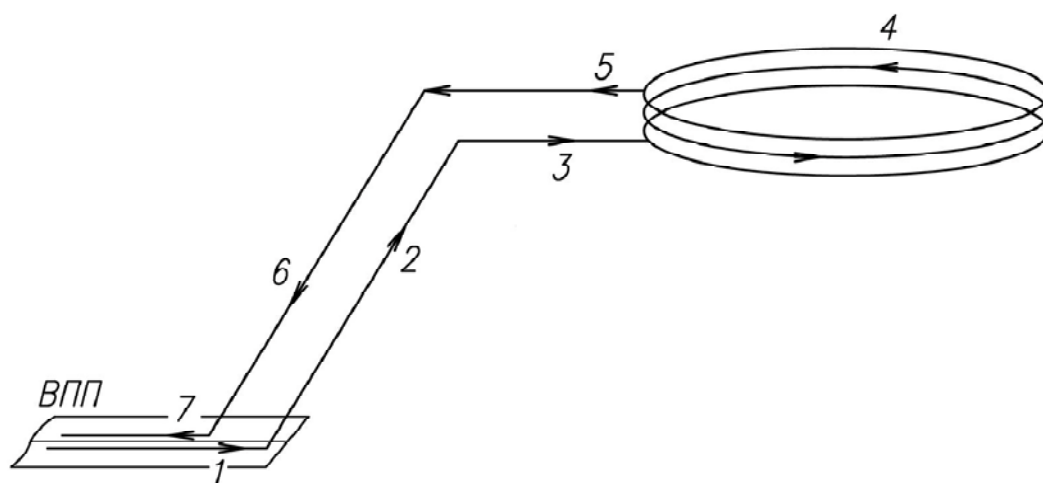


Рис. 3.25 Типовой профиль полета

Каждый из определяемых параметров должен удовлетворять требованиям всех этапов полета ЛА.

Для определения взлетного веса ЛА имеем два уравнения. Одно из них - это уравнение для определения предельного взлетного веса, полученное из уравнения энергетического баланса:

$$m_{пред} g = \left(\frac{E_{ср_сум} \cdot S^{3/2} \cdot \eta_{ФЭП} - W_{ПН} \cdot S^{1/2}}{\sqrt{\frac{2}{\rho_H}} \cdot \left(\frac{Cx_a}{Cy^{3/2}_a} \right) \cdot \frac{1}{\eta_{СУ}} \cdot 1.05} \right)^{2/3}$$

Второе уравнение для определения фактического взлетного веса ЛА как сумма весов его составляющих (уравнение весового баланса):

$$mg = m_{планера} g + m_{СУ} g + m_{оборуд} g + m_{ак_бат} g + m_{ФЭП} g + m_{ПН} g$$

Приравняв их друг к другу, можно получить область существования летательных аппаратов в координатах mg , S . Там, где фактическое значение mg ниже предельного, ЛА будет выполнять требования технического задания.

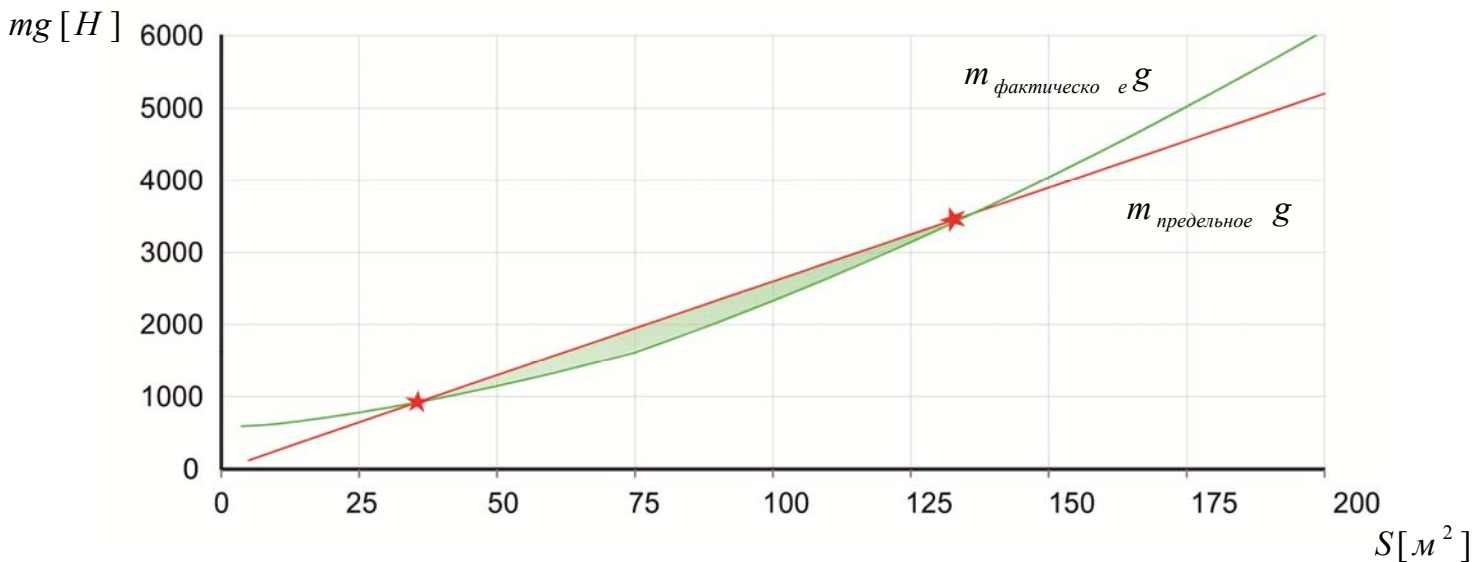


Рис. 3.26 Зависимость фактического и предельного веса ЛА от площади крыла

Первая точка пересечения фактического и предельного веса (рис. 3.26) даст нам ЛА минимального веса и минимальной площади крыла. При изменении

значения удлинения 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. Заштрихованная часть графика показывает область возможных вариантов ЛА. Разница в значении предельного и фактического веса показывает максимальное значение возимой полезной нагрузки.

Результат проектирования можно отображать в виде зависимости предельного и фактического веса ЛА от удлинения крыла для различных значений площадей (рис. 3.27)

Анализируя зависимость фактического веса ЛА от удлинения, можно заметить, что рост веса имеет умеренную интенсивность с ростом удлинения, что связано, в первую очередь, с тем, что рост удлинения приводит к уменьшению аэродинамического сопротивления и, как следствие, к уменьшению потребной для полета мощности, что, в свою очередь, сказывается на снижении веса аккумуляторных батарей. Т.е. с ростом удлинения растет вес планера, а вес устройств аккумуляции энергии уменьшается.

На этом графике также можно нанести ограничение по минимальному весу ЛА заданной площади из условия полета в неспокойной атмосфере. Таким образом, три кривые (фактического взлетного веса, предельного взлетного веса и ограничение минимально возможного взлетного веса из условия полета в неспокойной атмосфере) определяют область существования ЛА.

Нижний график (рис. 3.27) показывает максимальный вес полезной нагрузки в зависимости от площади и удлинения крыла. Максимальные значения веса полезной нагрузки – разность между предельным и фактическим взлетным весом.

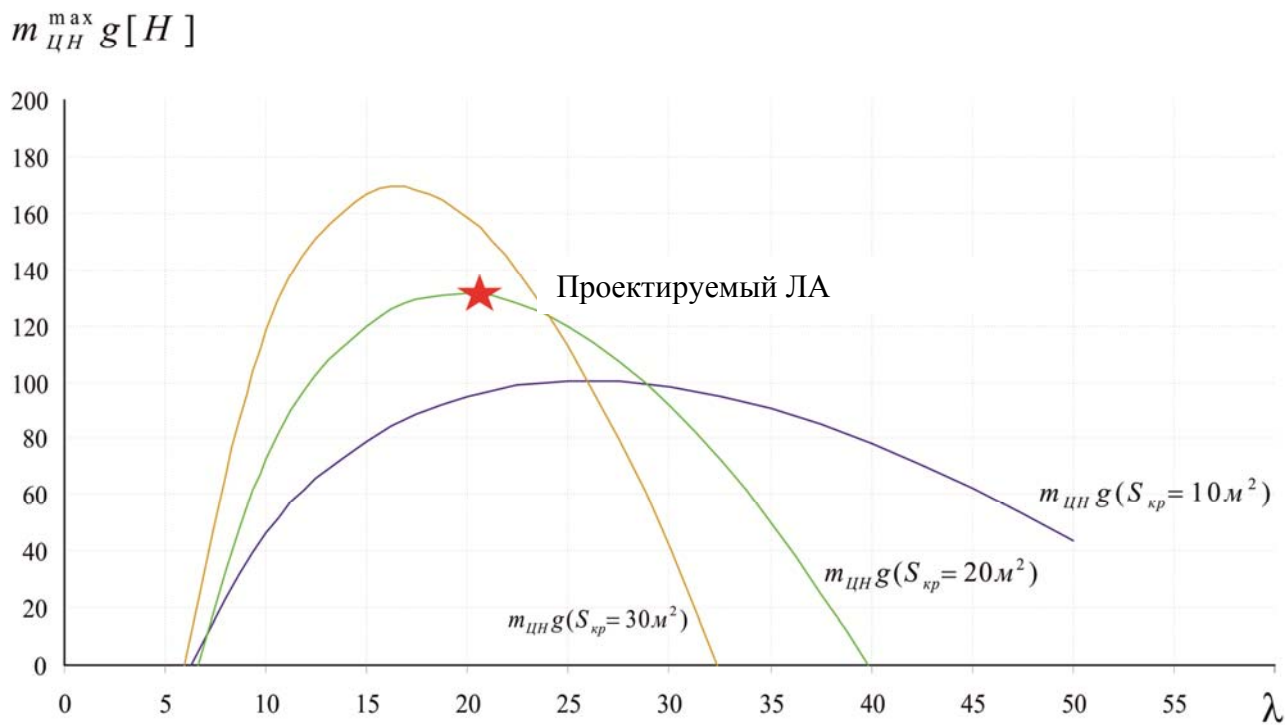
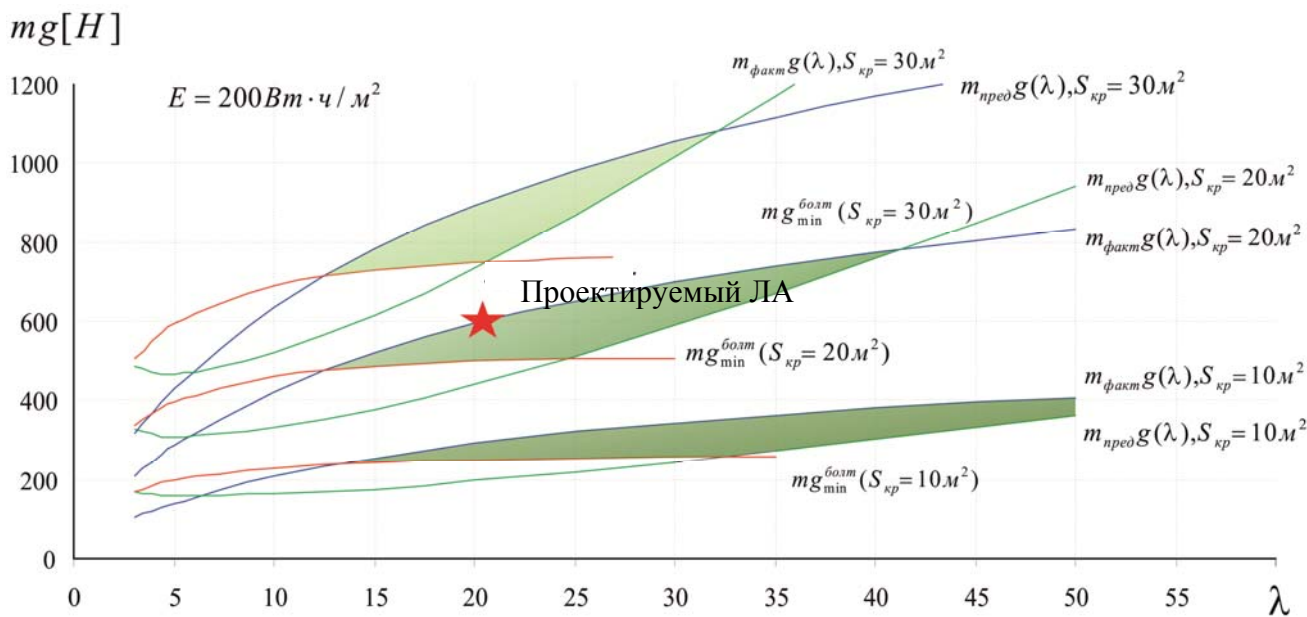


Рис. 3.27 Фактический и предельный вес ЛА от площади крыла (верхний график), максимальный вес полезной нагрузки в зависимости от площади и удлинения крыла (нижний график)

ГЛАВА 4 ОЦЕНКА УРОВНЯ ДОСТИЖИМЫХ ХАРАКТЕРИСТИК БЛА С СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ НА СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ. АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ИХ ПРИМЕНЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ АКТУАЛЬНЫХ НАРОДНО-ХОЗЯЙСТВЕННЫХ ЗАДАЧ

4.1 Оценка уровня достижимых характеристик БЛА с силовой установкой на солнечной энергии

Целью настоящего раздела является определение возможности осуществления длительных полетов рассматриваемого типа БЛА в различных климатических поясах, оценка достигаемых значений грузоподъемности, а также соответствующих этим значениям весовых и геометрических размерностей.

4.1.1 Исходные данные для проведения расчета

Рассмотрение достижимого уровня характеристик БЛА, использующего энергию солнечного излучения, необходимо начать с формирования исходных данных. Вследствие того, что из всех исходных данных наибольшее влияние на размерность и, как следствие, характеристики БЛА оказывают пространственно-временные координаты района функционирования ЛА, имеет смысл рассмотреть номенклатуру БЛА, спроектированных для полета в разных широтах.

Выделим несколько ключевых регионов от северного полюса до экватора с соответствующими им осредненными по месяцам значениями интенсивности солнечного излучения (таблица 4.1, 4.2).

Для простоты весового и аэродинамического масштабирования за базовый ЛА примем аппарат, выполненный по классической аэродинамической схеме с прямым крылом и Т-образным оперением (рис. 3.2), у которого целевая нагрузка размещается в фюзеляже.

Таблица 4.1 Распределение среднесуточной интенсивности солнечного излучения для исследуемых диапазонов широт и календарных дат, [Вт/м²]

январь (15.01)	февраль (15.02)	март (15.03)	апрель (15.04)	май (15.05)	июнь (15.06)	июль (15.07)	август (15.08)	сентябрь (15.09)	октябрь (15.10)	ноябрь (15.11)	декабрь (22.12)
Широта 64,5° (г. Архангельск)											
8	50	137	265	376	435	406	304	180	77	17	1
Широта 55,7° (г. Москва)											
50	106	193	305	393	436	415	339	231	130	64	37
Широта 43,6° (г. Сочи)											
124	182	263	352	412	440	425	374	290	207	138	111
Широта 30° (г. Каир)											
215	265	327	385	420	430	425	396	343	280	224	199
Широта -33,9° (г. Сидней)											
188	241	310	377	420	437	427	391	332	262	201	172

Таблица 4.2 Продолжительность темного времени суток, [ч]

январь (15.01)	февраль (15.02)	март (15.03)	апрель (15.04)	май (15.05)	июнь (15.06)	июль (15.07)	август (15.08)	сентябрь (15.09)	октябрь (15.10)	ноябрь (15.11)	декабрь (22.12)
Широта 64,5° (г. Архангельск),											
19,31	15,98	12,70	9,21	5,86	3,36	4,63	7,95	11,45	14,84	18,29	20,71
Широта 55,7° (г. Москва)											
16,65	14,72	12,49	10,07	7,97	6,77	7,32	9,24	11,62	13,96	16,11	17,26
Широта 43,6° (г. Сочи)											
14,91	13,74	12,32	10,75	9,45	8,77	9,08	10,23	11,75	13,27	14,59	15,25
Широта 30° (г. Каир)											
13,73	13,05	12,19	11,25	10,47	10,08	10,26	10,93	11,85	12,76	13,55	13,93
Широта -33,9° (г. Сидней)											
14,03	13,22	12,23	11,12	10,22	9,75	9,96	10,76	11,82	12,89	13,81	14,26

При данной постановке цели значение массы полезной нагрузки и ее энергопотребления будет являться не входными проектными параметрами, а выходными характеристиками, получаемыми в результате расчета.

Определим перечень варьируемых и не варьируемых параметров для проведения расчета.

Параметры, не варьируемые в процессе расчета

$H = 18$ км- высота полета;

$\rho_{пн} = 350$ кг/м³ - плотность компоновки целевой нагрузки;

$\bar{c}_{кр} = 0.12$ - относительная толщина профиля крыла;

$\bar{c}_{оп} = 0.06$ - относительная толщина профиля оперения;

$\lambda_{цт} = 5$ - удлинение центрального тела фюзеляжа;

$\lambda_{ГО} = 6$ - удлинение ГО;

$\lambda_{ВО} = 3$ - удлинение ВО;

$A_{ГО} = 1.1$ – статический момент ГО;

$B_{ВО} = 0.045$ – статический момент ВО;

$\bar{S}_{ГО} = 0.15$ – относительная площадь ГО;

$C_{Уа}^{крейс} = 1.4$ – коэффициент аэродинамической подъемной силы в скоростной системе координат;

$C_{уд} = 350$ Вт ч/кг – удельная энергоемкость устройств, аккумулирующих энергию.

Этот показатель в значительной степени влияет на массу ЛА, а следовательно и на его ЛТХ, поэтому важно применять на рассматриваемом типе ЛА аккумуляторные батареи с наибольшей удельной энергоемкостью. В настоящее время аккумуляторные батареи, приведенной выше удельной энергоемкости, являются коммерчески доступными и имеют наилучшие характеристики [49];

$\eta_{ФЭП}^{cp} = 0.24$ – осредненный в течение суток КПД ФЭП. При формировании технического облика ЛА, следует особое внимание уделить выбору ФЭП, т.к. именно значение КПД определяет, какая часть энергии, излучаемая Солнцем, будет преобразована в электрическую энергию и может быть использована для

поступательного движения ЛА и работы его целевого оборудования. В настоящее время ФЭП с осредненным в течение дня КПД равным 24 % являются коммерчески доступными;

$\eta_{ВВ}^{крейс} = 0.8$ – КПД воздушного винта на крейсерском режиме полета. Это значение, как и нижеприведенные значения КПД, задаются в паспортной характеристике изделия и задача конструктора обеспечить такие режимы работы БЛА, чтобы реализовать максимальные значения КПД каждого элемента;

$\eta_{ЭД}^{крейс} = 0.9$ – КПД электродвигателя на крейсерском режиме полета;

$\eta_{РО}^{крейс} = 0.95$ – КПД регулятора оборотов на крейсерском режиме полета;

$\eta_{АКБ}^{ср} = 0.91$ – осредненный КПД АКБ;

$\eta_{Сеть}^{ср} = 0.98$ – осредненный КПД кабельной сети;

$f = 1.3$ - коэффициент безопасности.

Параметры, варьируемые в процессе расчета

E - среднесуточная интенсивность солнечного излучения, Вт/м²;

$W_{ЛА}$ - энергопотребление систем ЛА;

V - скорость полета, м/с;

$t_{НП}$ - продолжительность ночного времени суток для рассматриваемого региона;

$n_{у_max}^э$ - максимальная эксплуатационная перегрузка.

Получаемые характеристики

геометрические размеры ЛА;

m – взлетная масса ЛА, кг;

W_{CV} - потребная мощность силовой установки, Вт;

$C_{АКБ}$ – потребная емкость аккумуляторной батареи, Вт·ч;

$m_{ПН}^{max}$ – максимально возможная масса полезной нагрузки, кг;

$W_{ПН}^{max}$ - максимально возможное энергопотребление полезной нагрузки, Вт;

Вследствие широкого диапазона значений среднесуточной интенсивности солнечного излучения, а также возможности установления приоритетов в пользу массы полезной нагрузки либо ее энергопотребления, определение достижимого уровня характеристик ЛА, использующих энергию солнечного излучения, целесообразно разбить на два этапа:

1. Рассмотрение возможности круглогодичной эксплуатации ЛА в различных регионах и определить максимальные значения грузоподъемности и энергопотребления полезной нагрузки.
2. Рассмотрение возможности сезонной эксплуатации и определение максимальных значений грузоподъемности и энергопотребления полезной нагрузки.

4.1.2 Определение возможности круглогодичной эксплуатации БЛА

Возможность круглогодичной эксплуатации БЛА в заданном регионе определяется тем днем в году, в котором уровень среднесуточной интенсивности солнечного излучения наименьший.

Как известно, наиболее критичными днями в году являются дни зимнего солнцестояния 21.12.-22.12. В эти календарные даты уровень среднесуточной интенсивности солнечного излучения наименьший.

На основе вышеприведенного алгоритма определим возможность круглогодичной эксплуатации БЛА в заданном регионе.

Широта 64.5° (г. Архангельск)

Широта г. Архангельск характеризуется крайне малым значением среднесуточной интенсивности солнечного излучения 1 Вт/м^2 и продолжительной ночью более 20 ч в зимний период.

Проведенные расчеты показывают, что круглогодичная эксплуатация ЛА на широте города Архангельск невозможна при современном уровне техники.

Отсутствие пересечения кривых предельного и фактического веса – следствие заниженного значения предельного веса ЛА по причине малой располагаемой энергии и завышенного значения фактического веса ЛА

вследствие необходимости обеспечения 21-часового ночного полета на аккумуляторной батарее.

Расчеты проводились в широком диапазоне значений площади крыла от 10 до 200 м². Результаты расчетов показывают, что даже при значительной геометрической размерности беспосадочный полет в течение всего года в рассматриваемой широте невозможен.

Широта 55.7° (г. Москва)

На широте г. Москвы значения среднесуточной солнечной радиации в зимний период более чем в 30 раз выше, чем на широте г. Архангельск, а продолжительность ночи несколько короче. Однако, расчеты показывают, что на широте г. Москвы энергии, излучаемой солнцем в зимний период также не достаточно для обеспечения беспосадочного полета.

Широта 43.6° (г. Сочи)

На широте г. Сочи значения среднесуточной интенсивности солнечного излучения в зимний период в 3 раза выше, чем на широте г. Москвы и более чем в 100 раз выше, чем на широте г. Архангельск и достигают 111 Вт/м². Это позволяет рассматриваемому типу аппаратов реализовать круглогодичный беспосадочный полет в данном регионе.

На графиках рис. 4.1 и 4.2 представлены значения предельного и фактического веса, максимальной массы ЦН и максимальной располагаемой энергии от площади и удлинения крыла. Из графиков видно, что для ЛА с площадью крыла 200 м² значения грузоподъемности достигают 48 кг. При этом взлетная масса ЛА 490 кг, а оптимальное удлинение 27.

Данное значение максимальной массы полезной нагрузки может быть представлено в виде дополнительной располагаемой энергии на борту ЛА для работы полезной нагрузки. На графиках рис. 4.1 и 4.2 представлена также доступная энергия на борту ЛА для работы полезной нагрузки. Из графиков видно, что значение максимальной располагаемой энергии достигает 450 Вт при площади крыла 200 м².

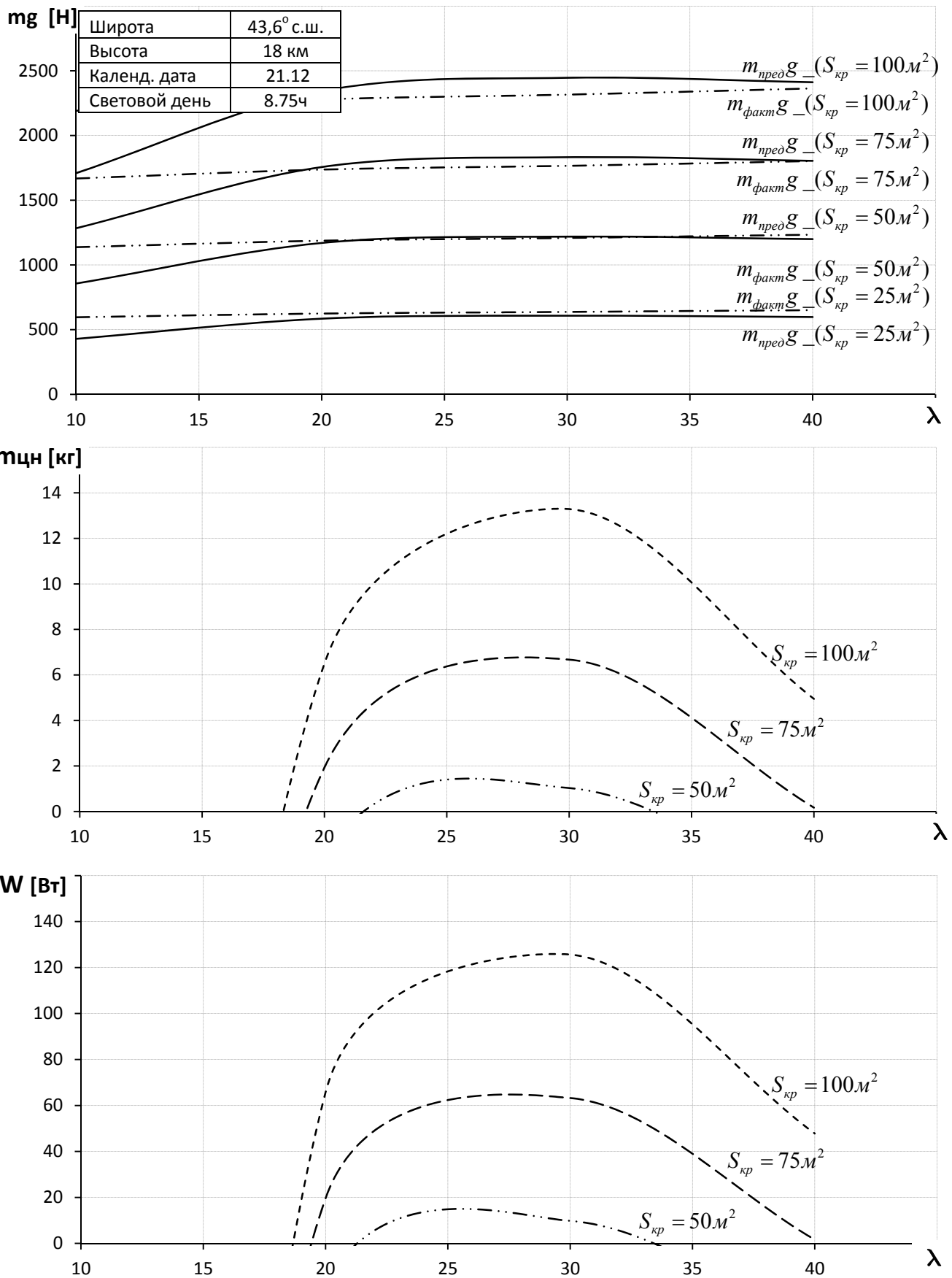


Рис. 4.1 Предельный и фактический вес ЛА, максимальная масса ЦН и максимальная располагаемая электроэнергия в зависимости от площади и удлинения крыла

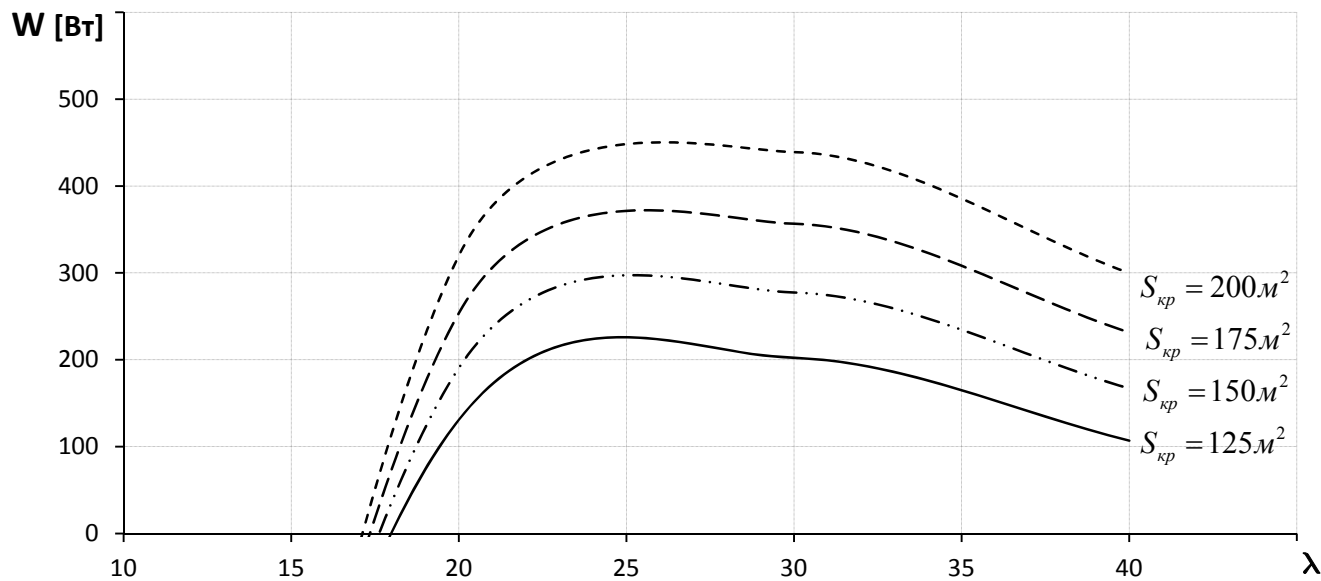
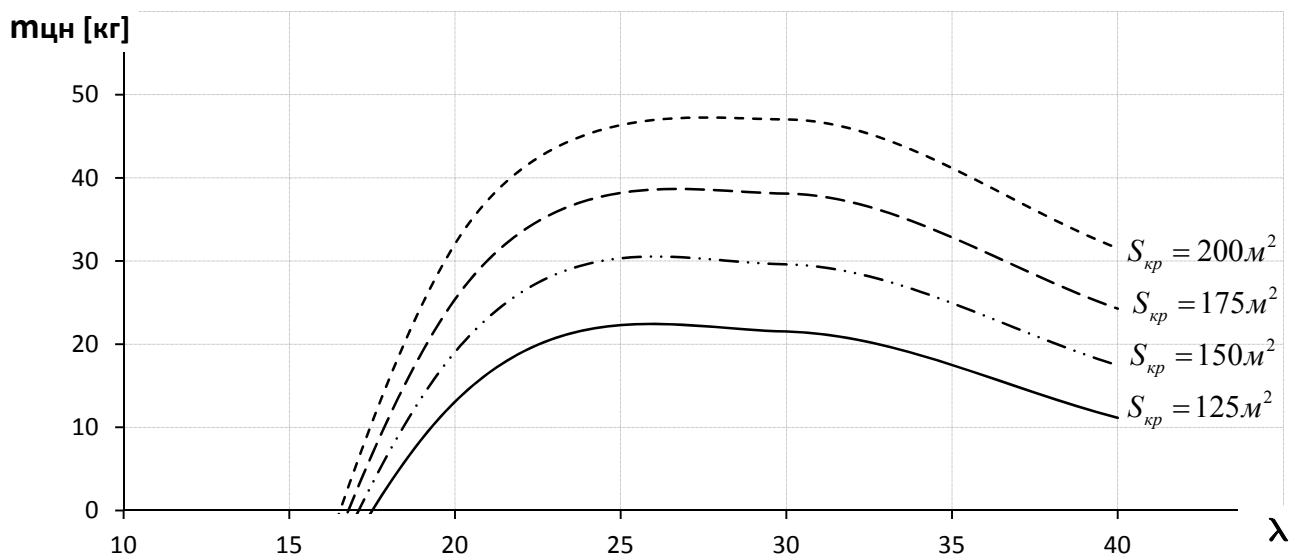
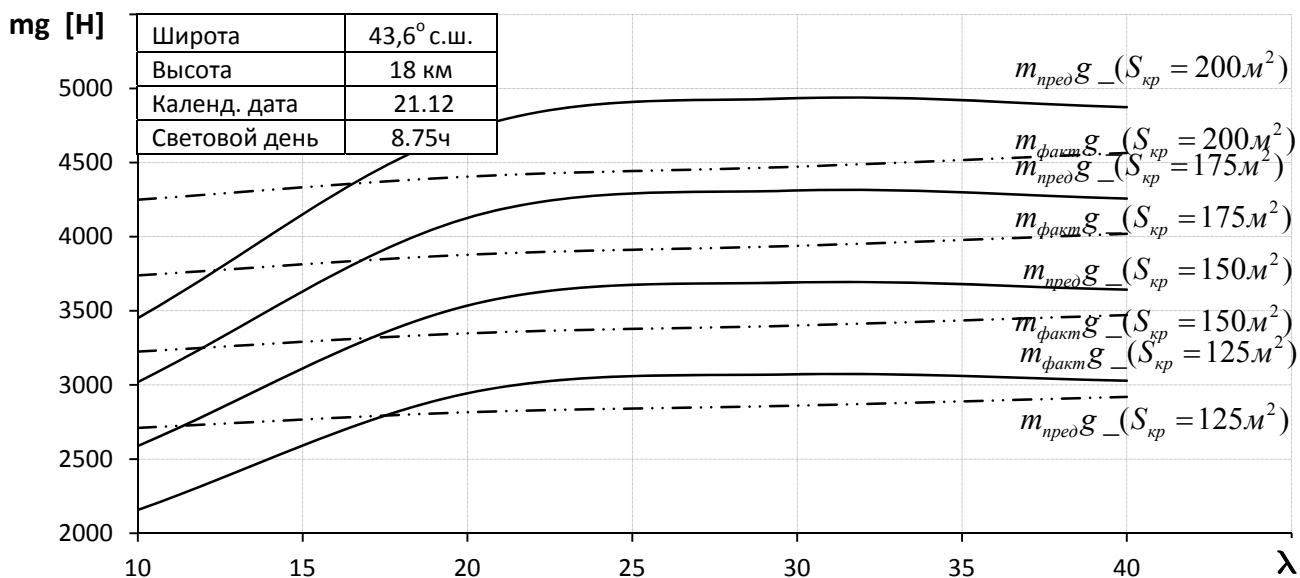


Рис. 4.2 Предельный и фактический вес ЛА, максимальная масса ЦН и максимальная располагаемая электроэнергия в зависимости от площади и удлинения крыла

Широта 30° (г. Каир)

На широте г. Каир значения среднесуточной интенсивности солнечного излучения в зимний период почти в 6 раз выше, чем на широте г. Москвы и в 200 раз выше, чем на широте г. Архангельск и достигают 199 Вт/м^2 . Это позволяет рассматриваемому типу аппаратов не только реализовать круглогодичный беспосадочный полет в данном регионе, но и нести существенную полезную нагрузку.

На графиках рис. 4.3 и 4.4 представлены значения максимального веса ЦН от площади и удлинения крыла. Из графиков видно, что для ЛА с площадью крыла 200 м^2 значения грузоподъемности достигают 158 кг. При этом взлетная масса ЛА 725 кг.

Данное значение максимальной массы полезной нагрузки может быть представлено в виде дополнительной располагаемой энергии на борту ЛА для работы полезной нагрузки. На графиках рис. 4.3 и 4.4 представлена также доступная энергия на борту ЛА для работы полезной нагрузки. Из графиков видно, что значение максимальной располагаемой энергии достигает 1500 Вт при площади крыла 200 м^2 .

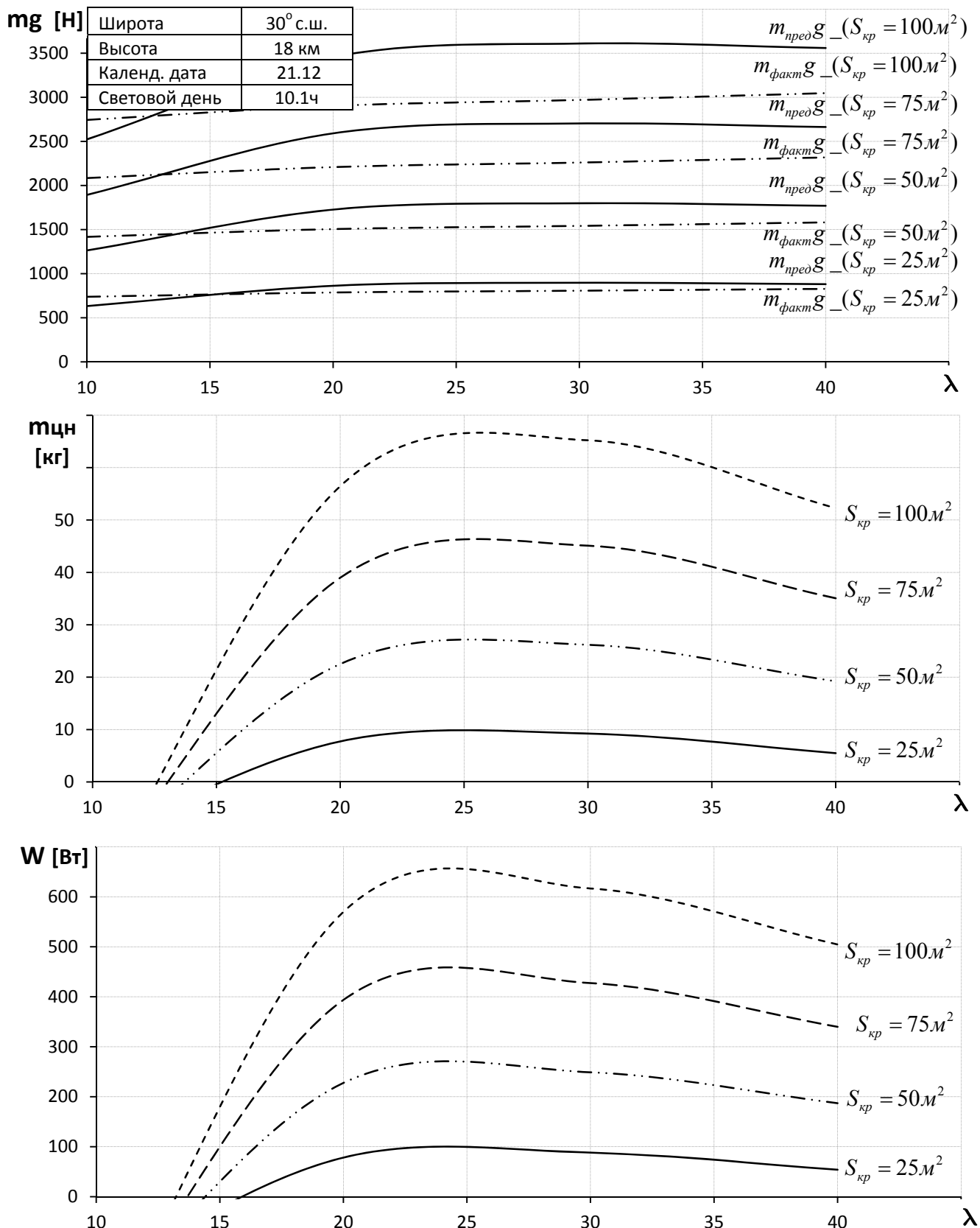


Рис. 4.3 Предельный и фактический вес ЛА, максимальная масса ЦН и максимальная располагаемая электроэнергия в зависимости от площади и удлинения крыла

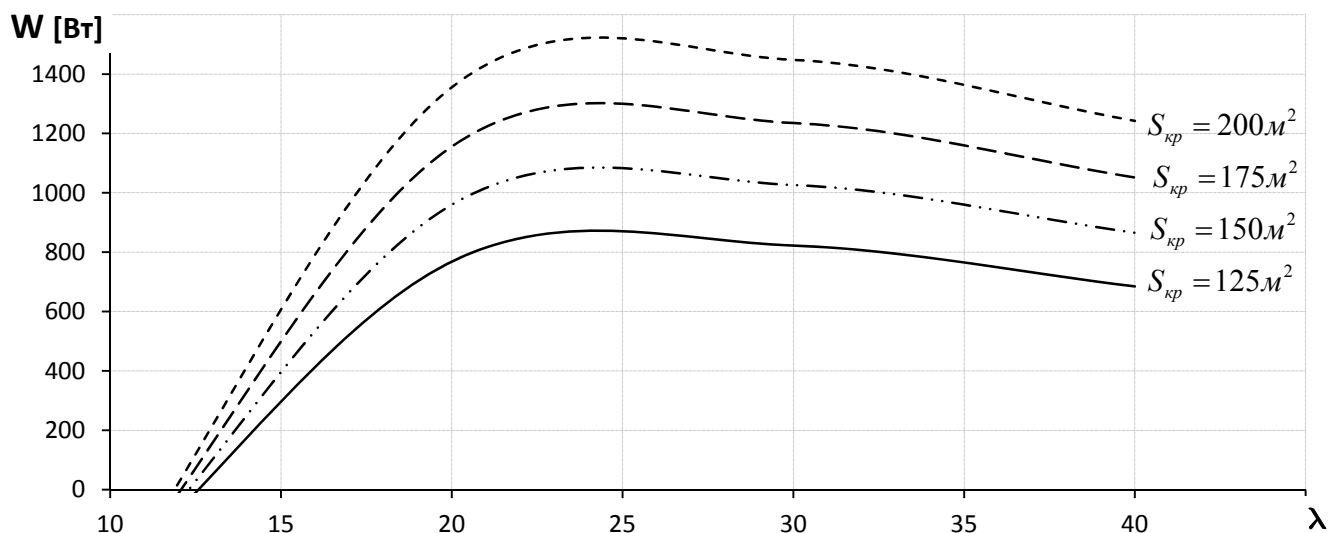
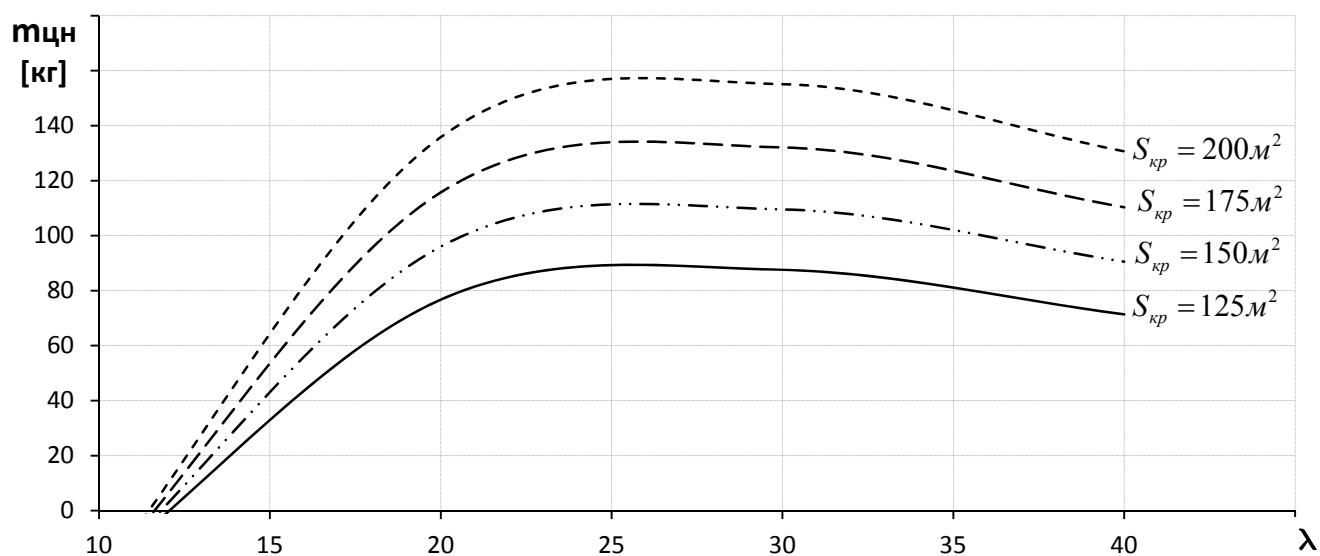
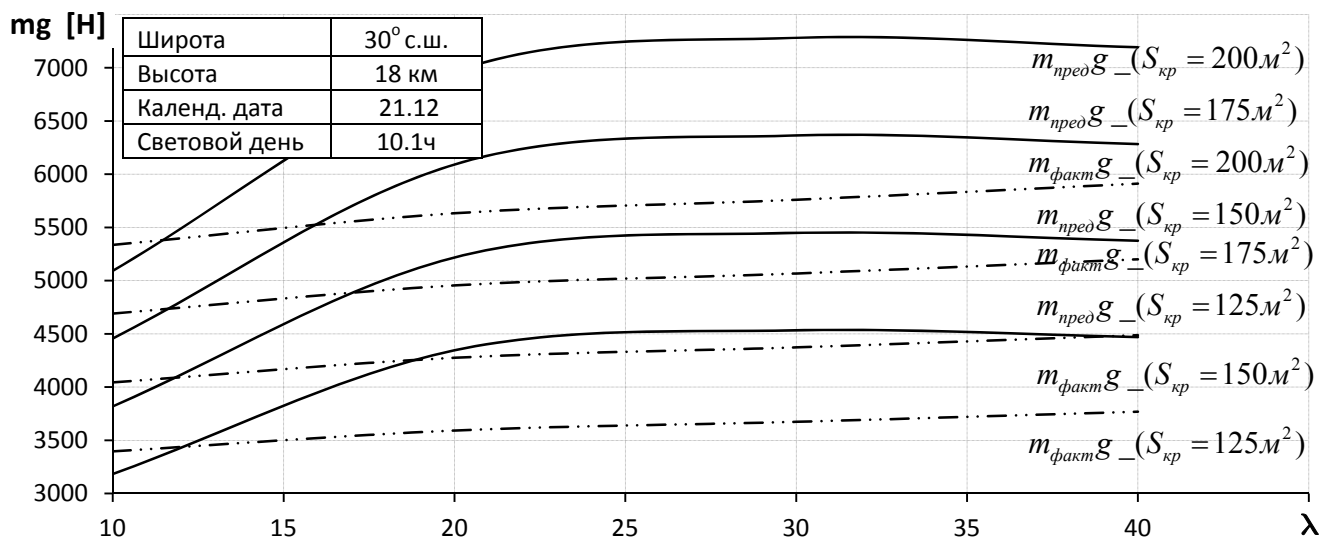


Рис. 4.4 Предельный и фактический вес ЛА, максимальная масса ЦН и максимальная располагаемая электроэнергия в зависимости от площади и удлинения крыла

4.1.3 Определение возможности сезонной эксплуатации БЛА

Отличие в проектировании рассматриваемого типа БЛА для сезонной эксплуатации заключается лишь в выборе наименьших значений среднесуточной интенсивности солнечного излучения для предполагаемого периода эксплуатации. Очевидно, что БЛА, спроектированный для полета только в летние месяцы будет при прочих равных условиях значительно меньшей геометрической и весовой размерности, чем БЛА, спроектированный для круглогодичной эксплуатации. Применение БЛА, спроектированного для сезонной эксплуатации, может быть востребовано в случае, когда нет жесткого требования находиться в заданном регионе в любое время года. Такой подход может подойти для БЛА, предназначенных для создания цифровых карт местности, таких как Яндекс карты или карты Google, когда БЛА может вести съемку в северных широтах в летние месяцы, а ближе к осени перебазироваться в южные широты. Стоимость съемки с такого БЛА будет значительно дешевле, чем со спутника, а получаемое разрешение снимков выше.

Автор данной работы не видит целесообразности в приведении графиков зависимостей массы полезной нагрузки и располагаемой электрической энергии для каждого отдельного периода года и широты, при необходимости это возможно сделать при помощи описанной методики.

На основе вышеприведенных графиков и таблицы 4.1, 4.2 можно также сказать, что, например, БЛА, спроектированный для круглогодичного беспосадочного полета на широте г. Каир, сможет эксплуатироваться в г. Сочи только с марта по октябрь, в г. Москва и г. Архангельск только с апреля по август.

4.2 Анализ возможности применения БЛА с силовой установкой на солнечной энергии для решения народно-хозяйственных задач

Целью настоящего раздела является демонстрация примера проектирования БЛА, использующего энергию солнечного излучения, а также сравнение характеристик БЛА рассматриваемого типа с характеристиками традиционных БЛА при решении актуальных народно-хозяйственных задач.

4.2.1 Патрулирование южных границ РФ

Рассмотрим традиционный БЛА для решения задачи патрулирования границ «MQ-1 Predator» производства General Atomics Aeronautical Systems, США. БЛА оснащен многодиапазонной оптико-локационной станцией и радиолокатором синтезированной апертуры. Перечисленные средства наблюдения позволяют летательному аппарату обнаруживать объекты на Земле, воде и в воздухе в любых погодных условиях. MQ-1 Predator активно применяется США для патрулирования протяженных границ. В таблице 4.3 приведены технические характеристики БЛА и его полезной нагрузки.

Таблица 4.3

Максимальная взлетная масса [кг]	1020
Масса полезной нагрузки max [кг]	340
Продолжительность полета с ПН [ч]	24
Практический потолок [м]	7620
Макс/крейс скорость [км/ч]	217/147
Длина [м]	8.23
Размах крыла [м]	14.8
Площадь крыла [м ²]	11.5
Стартовая удельная нагрузка на крыло [даН/м ²]	88.7
Стартовая энерговооруженность [кВт/даН]	0.083
Целевая нагрузка:	
Оптико-электронный комплекс масса [кг]/энергопотребление [Вт]	40/1000
Радиолокатор синтезированной апертуры масса [кг] / энергопотребление [Вт]	53/3500
Силовая установка	1 × Rotax 914F turbocharged, 115 hp

Суммарное энергопотребление полезной нагрузки составляет 4500 Вт. Не учитывая циклограмму работы полезной нагрузки и предполагая, что существует потребность непрерывной эксплуатации обоих средств наблюдение получим необходимость обеспечения указанной выше мощности в течение всего полета. В широтах южной границы РФ, значения среднесуточной солнечной радиации достигают $60 \text{ Вт}\cdot\text{ч}/\text{м}^2$ в наиболее критичный зимний период.

Таким образом, при КПД ФЭП равном 20% располагаемая мощность с одного квадратного метра поверхности БЛА будет равняться:

$$W_{расч} = E_{ср_сут} \cdot \eta_{ФЭП} = 60 \times 0.2 = 12 \text{ Вт} / \text{м}^2$$

Для обеспечения работы только целевого оборудования в светлое время суток потребуется 375 м^2 ФЭП. Следовательно, летательный аппарат для эффективного решения задач разведки и наблюдения должен будет обладать геометрическими размерами соизмеримыми с пассажирским дальнемагистральным лайнером, что является неприемлемым.

Таким образом, исходя из рассмотрения только энергопотребления целевых нагрузок, очевидно, что задача мониторинга границ при помощи БЛА на солнечной энергии с уровнем эффективности MQ-1 Predator является нереализуемой при сегодняшнем уровне техники.

4.2.2 Дистанционное зондирование Земли

Дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) – получение информации о поверхности Земли и объектах на ней, атмосфере, океане, верхнем слое земной коры бесконтактными методами, при которых регистрирующий прибор удален от объекта исследований на значительное расстояние. Общей физической основой дистанционного зондирования является функциональная зависимость между зарегистрированными параметрами собственного или отраженного излучения объекта и его биогеофизическими характеристиками и пространственным положением. Суть метода заключается в интерпретации результатов измерения

электромагнитного излучения, которое отражается либо излучается объектом и регистрируется в некоторой удаленной от него точке пространства [67].

Традиционно, задача ДЗЗ решается в основном ИСЗ. Однако, решение подобной задачи БЛА, использующим энергию солнечного излучения, может иметь ряд преимуществ:

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 полезной аппаратуры при ее меньшей массе и стоимости.

1. 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 [68].

К ДЗЗ могут быть отнесены следующие задачи:

- фотосъемка;
- сканерная съемка;
- радиолокационная съемка;
- тепловая съемка.

Рассмотрим вариант применения аэрофотоаппарата для создания геодезически привязанных 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/пикс. Аналогичное разрешение с высоты 18 км можно получить аппаратурой массой до 25кг с энергопотреблением до 250Вт [54].

Сформулируем краткие исходные данные для проектирования:

1. Масса полезной нагрузки – 25 кг;
2. Энергопотребление полезной 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) [4].
6. $\eta_{ФЭП}$ - КПД ФЭП – 20 %;
7. $\eta_{СУ}$ - КПД СУ – 72 %;
8. $n_{y_max}^2$ - максимальная эксплуатационная перегрузка - 3
9. f - коэффициент безопасности – 1.3

Как будет показано в главе 6, круглогодичная эксплуатация ЛА в широтах севернее 55° с.ш. невозможна при современном уровне техники, вследствие недостаточности энергии для поддержания полета.

Однако, имеет смысл рассмотреть сезонную эксплуатацию БЛА в целях ДЗЗ. Предположим, что БЛА должен эксплуатироваться круглогодично в южных широтах, с возможностью переброски его в летние месяцы для работы в северных широтах, например, для оперативного контроля лесных массивов с целью предотвращения пожаров.

Пожароопасный сезон длится в разных регионах разное количество дней, но в среднем он продолжается с апреля по сентябрь. Зададимся этим периодом эксплуатации в северных широтах. Исходя из выбранного региона и определенной периодичности эксплуатации следует минимально возможное значение среднесуточной интенсивности солнечного излучения $E_{cp_сут} = 120 \text{Вт/м}^2$.

Следуя алгоритму, приведенному в главе 3, определим зависимость предельного и фактического взлетного веса от площади и удлинения крыла.

На рисунке 4.5 изображены зависимости предельного и фактического взлетного веса от площади и удлинения крыла для вышеприведенных исходных

данных. Удлинение крыла варьировалось от 10 до 40. Площадь крыла варьировалась от 25 до 100 м².

В результате поиска совместного решения и выбора из возможных вариантов по критерию mg_{\min} получаем минимальное значение веса, а также соответствующее ему значение площади и удлинения крыла (рис. 4.5).

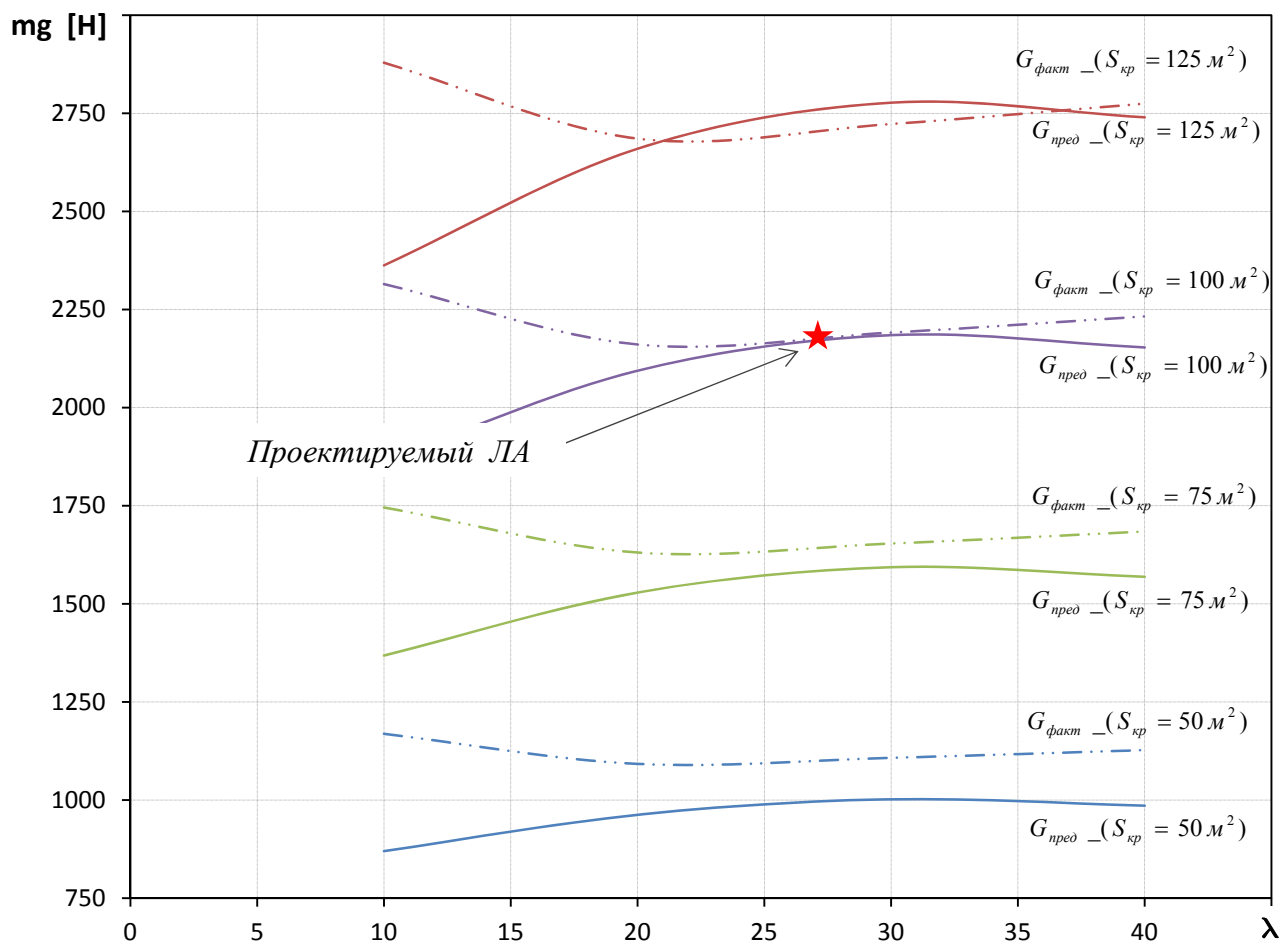


Рис. 4.5 Зависимости предельного и фактического взлетного веса от площади и удлинения крыла

Один из вариантов уменьшения геометрической размерности – увеличение площади покрытия фотоэлектрическими преобразователями. Для этого могут быть использованы горизонтальное и вертикальное оперение и отдельные поверхности фюзеляжа.

Увеличим площадь покрытия фотоэлектрическими преобразователями на 15% за счет использования свободной поверхности горизонтального и

вертикального оперения и уточним значение площади и удлинения крыла (рис. 4.6).

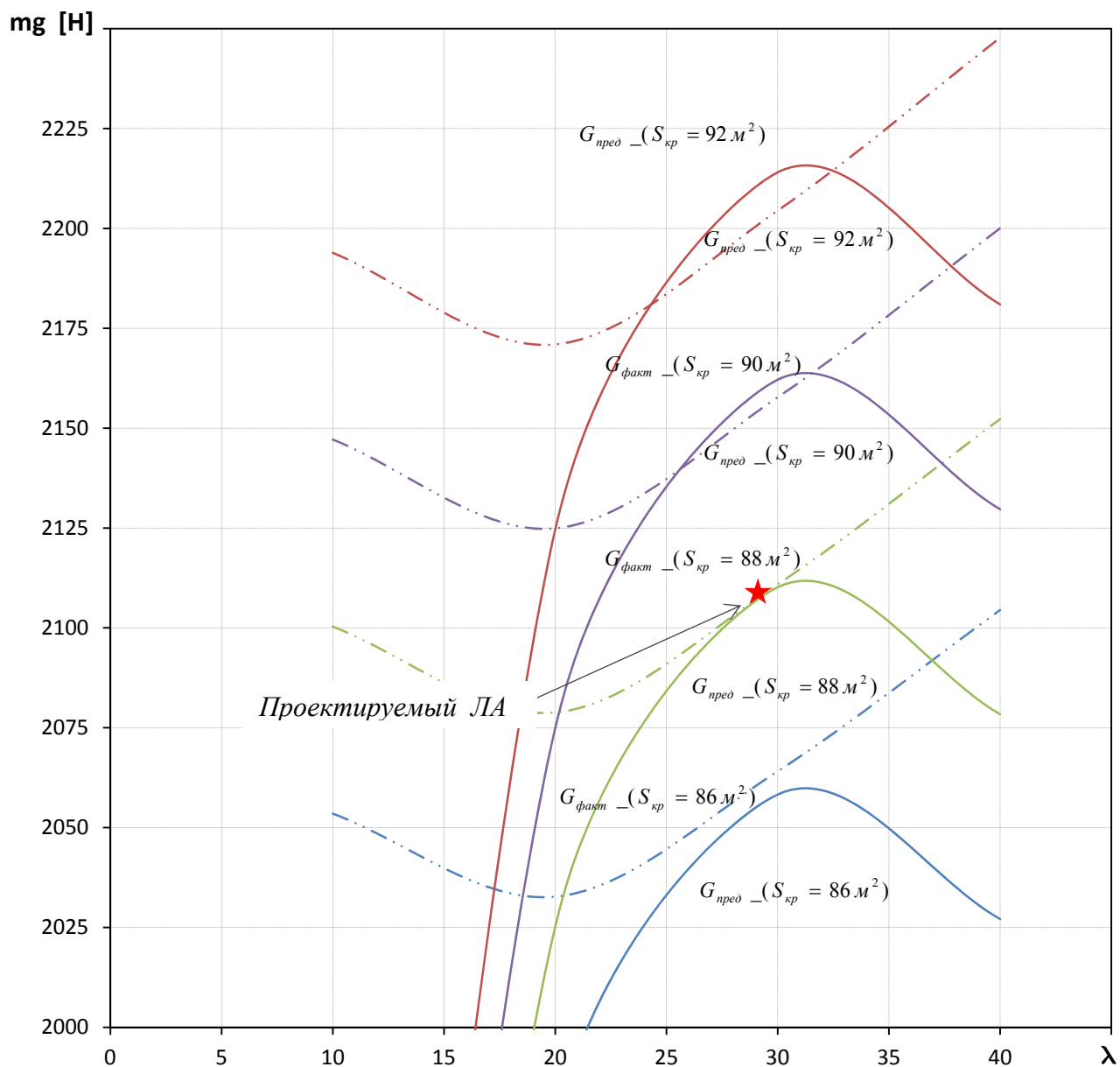


Рис. 4.6 Уточненные зависимости предельного и фактического взлетного веса от площади и удлинения крыла

В результате определены следующие основные проектные параметры и характеристики проектируемого БЛА (рис. 4.7, табл. 4.4).

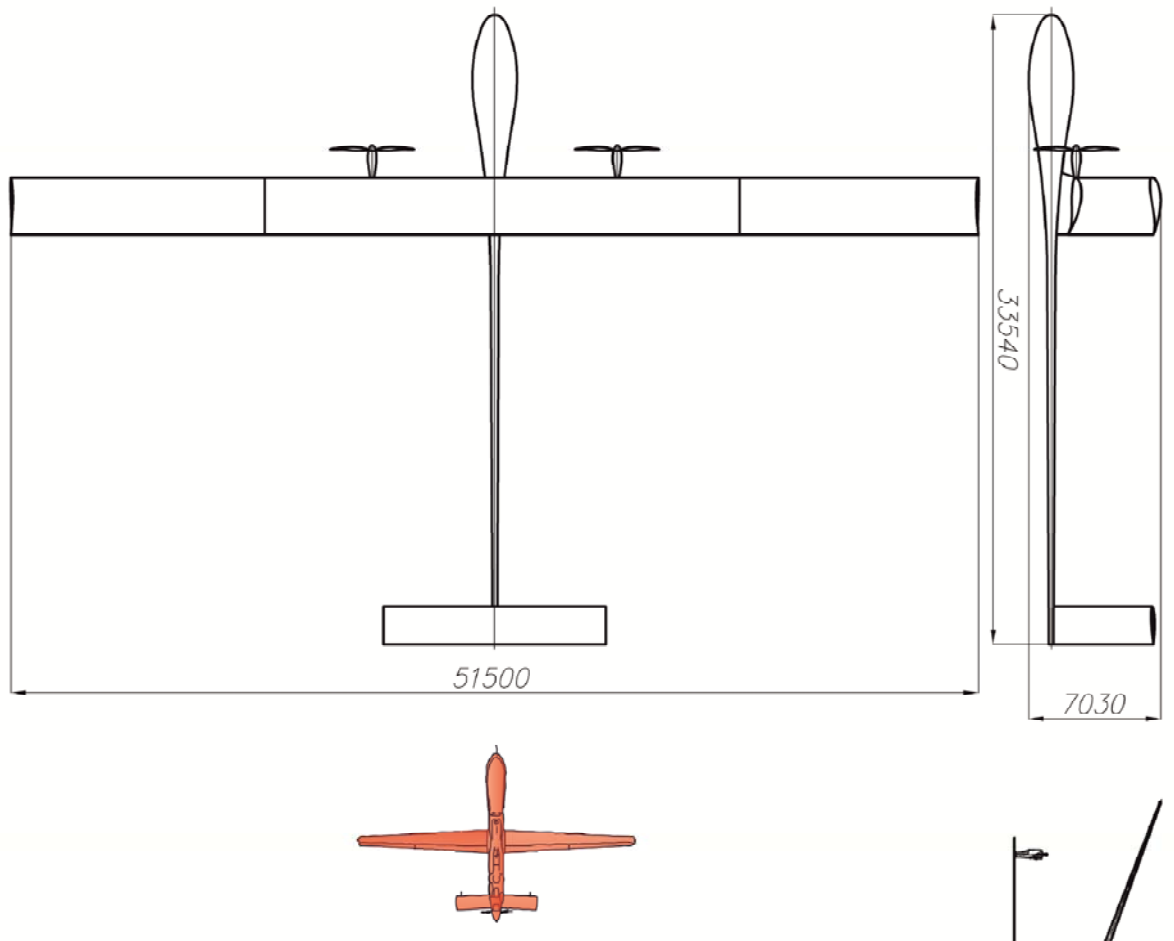


Таблица 4.4

Максимальная взлетная масса [кг]	215
Продолжительность полета с ПН до 30° 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/длН]	0,03
Максимальная эксплуатационная перегрузка	3
Целевая нагрузка:	
Аэрофотоаппарат, масса [кг]/энергопотребление [Вт]	25/250

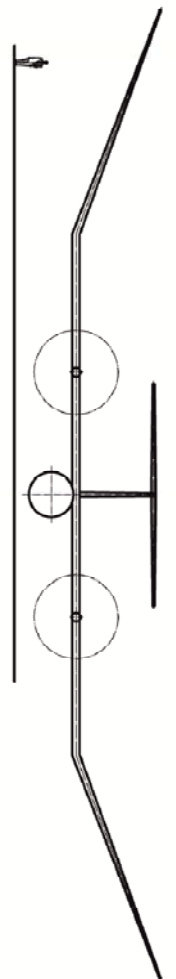


Рис. 4.7 Общий вид проектируемого самолета

На рисунке 4.7 представлен общий вид проектируемого самолета. Для наглядности отображения геометрической размерности слева от фронтальной проекции самолета размещен человек ростом 1.8 м, а справа от плановой проекции изображен БЛА «MQ-1 Predator».

Проектируемый летательный аппарат при современном уровне техники может выполнять беспосадочные полеты в течение всего года на широтах до 30° с. ш., выполняя фотографирование Земной поверхности. При необходимости в весенние, осенние и летние месяцы аппарат может выполнять беспосадочные полеты и в более северных широтах. Важно, чтобы среднесуточное значение солнечной радиации не опускалось ниже 120 Вт/м².

Конструкция планера БЛА может быть выполнена из углеродных композиционных материалов. С целью минимизации взлетной массы БЛА не оснащен взлетно-посадочными устройствами и может совершать взлет со специальной тележки. Посадка же осуществляется на корпус ЛА, контактируя с поверхностью ВПП специально усиленными от истирания местами. Воздушный винт при этом, складывается от набегающего потока.

Концепция системы управления рассматриваемого типа аппаратов строится на минимизации механизмов управления, вследствие их ограниченного ресурса. Следуя этой концепции, БЛА не имеет управляемых поверхностей. В канале тангажа и курса, он может управляться степенью дросселирования двигателя. В канале крена управление отсутствует, стабилизация в этом канале обеспечивается V-образным отклонением концевых частей крыла. Судя по фотографиям, размещенным на официальном сайте, именно по такой концепции построен БЛА Zephyr 8.

Анализ результатов и выводы

В работе рассмотрен специфический тип ЛА, использующих для полета энергию солнечного излучения. Проведен анализ существующего научно-технического задела по рассматриваемой тематике, результатом которого стало определение достигнутого уровня характеристик летательных аппаратов с силовой установкой на солнечной энергии.

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.

Проведенный анализ специфических проблем аппаратов рассматриваемого типа выявил причину столь больших потребных геометрических размеров. Предложены варианты уменьшения геометрической размерности летательных аппаратов.

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 аккумуляции энергии, фотоэлектрических преобразователей. Разработана энергетическая модель летательного аппарата. Сформирована аэродинамическая модель применительно к рассматриваемой аэродинамической схеме летательного аппарата. Для всех алгоритмов и моделей выполнена программная реализация.

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 потребной мощности силовой установки рассматриваемого типа ЛА при заданной массе и энергопотреблении полезной нагрузки. Также алгоритм позволяет сформировать геометрию летательного аппарата, определить потребную емкость устройств аккумулирования энергии, учесть эксплуатационные ограничения, связанные с полетом в неспокойной атмосфере.

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

В частности показано, что при современном уровне техники круглогодичный беспосадочный полет в любой точке Земли не реализуем. В северных широтах в зимний период Солнце излучает недостаточно энергии для возможности обеспечения полета рассматриваемого типа ЛА.

В средних широтах круглогодичный беспосадочный полет может быть реализован, однако максимально возможные значения массы полезной нагрузки и располагаемой энергии чрезвычайно малы при весьма значительной геометрической размерности ЛА.

В южных широтах, вследствие относительно больших значений среднесуточной интенсивности солнечного излучения, рассматриваемый тип ЛА не только может реализовать круглогодичный беспосадочный полет, но и нести существенную полезную нагрузку и располагать значительной энергией для ее работы. Для аппарата с площадью крыла 200 м^2 , спроектированного для полета на широте г. Каир, максимально возможная масса полезной нагрузки составляет 158 кг или 1500 Вт располагаемой энергии, что вполне приемлемо для работы оптико-электронного комплекса ведения мониторинга территории.

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 беспилотный летательный аппарат с силовой установкой на солнечной энергии. 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 литературы

1. Афанасьев П. П., Веркин Ю. В., Голубев И. С. и др. Основы устройства, проектирования, конструирования и производства летательных аппаратов (дистанционно-пилотируемые летательные аппараты). М.: МАИ, 2006.
2. Афанасьев П. П., Голубев И. С., Новиков В.Н. и др. Беспилотные летательные аппараты. Под ред. д.т.н., проф. Голубева И.С. и д.т.н., проф. Туркина И.К., М.: МАИ, 2008.
3. Гуляев В.В., Демченко О.Ф., Долженков Н.Н. и др. Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата. Под ред. д.т.н., проф. Подобедова В.А. М.: Машиностроение, 2005.
4. Давыдова М. И., Раковская Э. М., Тушинский Г. К. Физическая география СССР. Т. 1. М.: Просвещение, 1989.
5. Егер С. М., Мишин В. Ф., Лисейцев Н. К. и др. Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1983.
6. Егер С.М., Лисейцев Н.К., Самойлович О.С. Основы автоматизированного проектирования самолетов. М. Машиностроение, 1986.
7. Колесников Г. А., Марков В. К., Михайлюк А. А. и др. Аэродинамика летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1993. 185с.
8. Кондратьев К.Я. Лучистая энергия Солнца, Ленинград, Гидрметеиздат, 1954.
9. Куприков М.Ю. Структурно-параметрический синтез геометрического облика самолета при «жестких» ограничениях. М.: МАИ, 2003.
10. Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. Издание второе, переработанное и дополненное. Под ред. д.т.н., проф. А. А. Лебедева. М.: Машиностроение 1973. с. 205
11. Нелюбов А. И., Новад А.А. Динамика полета боевых ЛА. ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1992. с 56 – 60.

12. Новиков Л.С. Радиационные воздействия на материалы космических аппаратов. МГУ им. Ломоносова, М.: Университетская книга, 2010.
13. Остославский И. В. Аэродинамика самолета. М.: Гособоронгиз, 1957
14. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. М.: Оборонгиз. 1963.
15. Тверской П. Н. Курс метеорологии. Ленинград, Гидрометеиздат, 1953.
16. Шайдаков В. И. Методическое пособие к курсовой работе «Аэродинамический расчет вертолета» Часть 1. М.: МАИ 2007.
17. Тенишев Р. Х., Строганов Б. А., Савин В. С. и др. Противообледенительные системы летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1967.
18. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов. Перевод с англ. М.: Машиностроение, 1983.
19. Хриган А. Х. «Физика атмосферы». Т.1,2. Ленинград, Гидрометеиздат, 1978.
20. Энциклопедия Машиностроение. Том 4-21, книга 2 «Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов». Под ред. В.Г. Дмитриева. М. Машиностроение, 2004.
21. Зайцев В.Н., Рудаков В.Л. Конструкция и прочность самолетов. Киев.: Вища школа, 1978
22. Irving F. G., Morgan D. The feasibility of an aircraft propelled by solar energy, Cambridge, Massachusetts, 1974.
23. John Perlin. From Space to Earth - The Story of Solar Electricity. 1999г.
24. Kreider, J. S., Kreith F. Solar heating and cooling: engineering, practical design, and economics. Hemisphere publishing company, 1977.
25. Reg A. Unmanned aircraft systems. UAVs design, development and deployment, John Wiley & Sons Ltd, 2010.

26. Stinton D., The design of the airplane, second edition, Blackwell science, Oxford, UK, 2001.
27. Selig M. S. and other. Summary of Low-Speed Airfoil Data Department of Aeronautical and Astronautical Engineering University of Illinois, 1995
28. ГОСТ 20058 – 80 Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. – М.: Издательство стандартов, 1981.
29. ГОСТ 22833 – 77 Характеристики самолета геометрические. Термины, определения и буквенные обозначения.
30. ГОСТ 4401 – 81 Атмосфера стандартная.
31. ГОСТ 24728-81 Ветер. Пространственное и временное распределение характеристик.
32. Серохвостов С. В. Оптимизация режимов полета и характеристик аппарата с электрической силовой установкой: диссертация на соискание ученой степени канд. тех. наук: 05.07.02./ Серохвостов Сергей Владимирович. – М.: 2002.
33. Стрелец Д.Ю. «Метод определения основных геометрических параметров самолета на начальном этапе проектирования». Автореферат диссертации. МАИ 1998.
34. Annabel Rapinett, Zephyr: a high altitude long endurance unmanned air vehicle, department of physics university of surrey, degree of Master in Physics, 2009.
35. B. Keidel. Auslegung und Simulation von Hochfliegenden, Dauerhaft Stationierbaren Solardrohnen. PhD thesis, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München, 2000.
36. Keidel Dissertation «Vollständiger Abdruck der von der Fakultät für Maschinenwesen der Technischen Universität München zur Erlangung des akademischen Grades eines Doktor Ingenieurs (Dr.-Ing.)» 2000.
37. Noth A., Design of solar powered airplanes for continuous flight, for the degree of doctor of technical sciences, ETH Zurich, 2008, p. 37-66.

38. Лисейцев Н. К., Самойловский А. А. Отчет о работе «Исследование возможности создания БЛА, использующих нетрадиционные виды энергии» Москва, 2014.
39. David W. Hall., Charles D. Fortenbach., Emanuel V. Dimiceli., Robert W. Parks. A preliminary study of solar powered aircraft and associated power trains. NASA CR 3699, 1983.
40. David W. Hall., Stan A. Hall. Structural sizing of asolar powered aircraft. Lockheed missiles and space company, Ink. California. NASA CR 172313, 1984.
41. Nickol C.L., Guynn M.D., Kohout L. L., Ozoroski T. A., High altitude long endurance UAV analysis of alternatives and technology requirements development, Langley Research Center Hampton, Virginia № 23681-2199, 2007, p. 19-35
42. Phillips W. H., Some design considerations for solar-powered aircraft, technical paper № 1675, 1980, p. 14-23.
43. Thomas E. Noll. Investigation of the Helios Prototype Aircraft Mishap. Report of NASA Langley Research Center. 2004.
44. Mason R. Feasibility of laser power transmission to a high-altitude unmanned aerial vehicle. Technical report. RAND corporation. 2011, p. 26
45. Солошенко В.Н., Самойловский А.А. Беспилотный летательный аппарат RU 111 096: Московский авиационный институт, 2011
46. Gerald D. Miller. Solar powered aerial vehicles US 7,762,495 B2: The Boeing Company, 2010.
47. Minelli R.J., Haase S., Kutyn S. Solar-powered aircraft with rotating flight surfaces US 20090292407 A1: Orbital sciences corporation, 2008.
48. MacCready P.B., Bart D. Hibbs, R. F. Curtin, Kyle D. Swanson, Paul Belik Liquid hydrogen stratospheric aircraft US 6550717 B2: Aerovironment, Inc., 2000.

49. Официальный сайт разработчика литий – серных аккумуляторных батарей – [Электронный ресурс] Режим доступа: <http://www.sionpower.com> (дата обращения 14.03.2013).
50. Официальный сайт разработчика самолета Zephyr [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.qinetiq.com> (дата обращения 27.07.2014).
51. Официальный сайт разработчика ФЭП [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.sunpower.com> (дата обращения 21.10.2013).
52. Официальный сайт разработчика самолета Sunseeker [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.solar-flight.com> (дата обращения 17.05.2012).
53. Официальный сайт Федерального космического агентства [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.roscosmos.ru/> (дата обращения 17.05.2015).
54. Официальный сайт уральского оптико-механического завода [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.uomz.ru/> (дата обращения 19.05.2015).
55. Официальный сайт Airbus Defence and Space [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://airbusdefenceandspace.com> (дата обращения 10.07.2015).
56. Официальный сайт газеты The Guardian [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.theguardian.com> (дата обращения 11.09.2015).
57. Официальный сайт журнала Aerospace-technology [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.aerospace-technology.com> (дата обращения 11.09.2015).
58. Официальный сайт National Center for Photovoltaics [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.nrel.gov/about/> (дата обращения 12.09.2015).
59. Официальный сайт Concentrating photovoltaic consortium [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://cpvconsortium.org> (дата обращения 12.09.2015).

60. Официальный сайт Мультидисциплинарной национальной лаборатории США [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.sandia.gov> (дата обращения 12.09.2015).
61. Барабанов Г.В., Гальцев А.П., Титоренко В.Н., Шустов А.В. Летательные аппараты, использующие солнечную энергию или СВЧ энергию. Техника воздушного флота, №1, 1991, с. 22.
62. 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 ", N 6-7, 1987.
63. Редькин А.В., Титоренко В.Н. К вопросу выбора облика высотного дирижабля с силовой установкой на солнечной энергии. Тезисы докладов конференции «Научные чтения памяти К.Э. Циолковского». г. Калуга, 2004.
64. Титоренко В.Н. К вопросу выбора проектных параметров самолета с силовой установкой на солнечной энергии. Тезисы докладов конференции «Научные чтения памяти К.Э. Циолковского». г. Калуга, 2000.
65. Титоренко В.Н. Нестационарная численная модель окружающей среды в приложении концептуально-обликовых исследований высотных летательных аппаратов большой продолжительности полёта. Труды ЦАГИ Выпуск 2747, 2015.
66. Брусов В. С., Таргамадзе Р. Ч., Семенов В. В. и др. Проблемы создания псевдоспутников – высотных атмосферных беспилотных летательных аппаратов на солнечной энергии. Вестник НПО имени С. А. Лавочкина № 1, 2015, с. 71 – 79.
67. Воробьева А. А. Дистанционное зондирование Земли. Учебно-методическое пособие Санкт-Петербургского национального исследовательского университета информационных технологий, механики и оптики. 2012, с. 9.

68. Клименко Н.Н. Предварительное проектирование псевдокосмических летательных аппаратов: базовые методы и критерии осуществимости. Вестник НПО имени С. А. Лавочкина № 1, 2015, с. 55 – 65.
69. Колтун М. М. гл. ред. Прохоров А. М. Большая советская энциклопедия, 3-е изд. М.: Советская энциклопедия, 1969—1978.
70. Лисейцев Н. К., Самойловский А. А. Современное состояние, проблемы и перспективы развития самолетов, использующих солнечную энергию для полета. Труды МАИ, выпуск № 55, 2012
71. Погосян М.А., Лисейцев Н.К., Рябов В.А. Развитие научных основ проектирования самолетов и задачи подготовки кадров. // Вестник МАИ №2, т.12, 2005.
72. Самойловский А. А., Лисейцев Н. К. О перспективах длительных полетов над территорией Российской Федерации беспилотных летательных аппаратов на солнечной энергии. Труды МАИ, выпуск № 64, 2013.
73. Самойловский А. А., Лисейцев Н. К. Методика определения основных проектных параметров беспилотных летательных аппаратов, использующих для полёта энергию солнечного излучения. Вестник Московского авиационного института, выпуск №3, 2015.
74. Худяков С. А. Космические энергоустановки. М.: Знание. № 7, 1984
75. Шустов А. В. Некоторые особенности выбора параметров самолетов, использующих нетрадиционные источники энергии. Ученые записки ЦАГИ. Том XXVII, № 1-2, 1996, с 124 – 131.
76. Boucher R. J. History Of Solar Flight. AIAA Paper 84-1429, June 1984
77. Boucher R. J. Project Sunrise - A Flight Demonstration of Astro Flight Model 7404 Solar Powered Remotely Piloted Vehicle. In Proc. of the 15th Joint Propulsion Conference, AIAA-79-1264, Las Vegas, Nevada, June 18-20 1979.

78. Cowley, Martyn. Wings in the Sun: the evolution of Solar Challenger. *Flight International* (Jun. 13, 1981): 1865- 1868;
79. Jaw-Kuen Shiau, Der-Ming Ma, and Chih-Wei Chiu, *Optimal Sizing and Cruise Speed Determination for a Solar-Powered Airplane*, Mingshin University of Science and Technology, Hsinchu 30401, Taiwan, Republic of China, 2010.
80. Chen-Xi Zuab, Hong Li. Thermodynamic analysis on energy densities of batteries. *Energy & Environmental Science*. Выпуск № 8, 2011.
81. MacCready P. B., Lissaman P. B. S., Morgan W. R., and Burke J. D. Sun-Powered Aircraft Designs. *Journal of Aircraft*, VOL. 20 NO. 6, p. 487–493, June 1983.
82. Youngblood J.W., Talay T.A., *Solar-powered airplane design for long-endurance, high-altitude flight*, AIAA-82-0811, NASA Langley research center, 1982, p. 1-9.

Приложение

Таблица 1. Сводные данные ЛА, использующих энергию солнечного излучения.

№	Название	Год создания	Конструктор	Размах [м]	Хорда [м]	Длина [м]	Площадь [м ²]	Удлинение [-]	Масса пустого [кг]	Взлетная масса [кг]
1	Sunrise	1974	R.J. Boucher from Astro Flight, USA	9.75	0.86	4.38	8.36	11.40	12.25	
2	Sunrise II	1975	R.J. Boucher from Astro Flight, USA	9.75	0.86	4.38	8.36	11.40	10.21	
3	Solaris	1976	Fred Militky, Germany	2.06	0.20		0.41	10.30	0.61	
4	Ra	1977	Prof. Dr. V. Kupciks	1.37	0.12	0.84	0.16	11.90	0.19	
5	Utopie	1977	Dr. Roland Stuck, France	2.53	0.20	1.32	0.51	12.60	0.97	
6	Solar-Student	1978	Prof. Dr. V. Kupciks	1.96	0.22	1.04	0.43	8.91	0.93	
7	Solar One	1978	David Williams and Fred To	20.72	1.17	6.70	24.15	17.80	104.32	
8	Solar-X4	1979	H. Schenk	2.50	0.17	1.13	0.42	14.80	0.85	
9	Solar Silberfuchs	1979	Günter Rochelt	4.00	0.25	1.52	1.00	16.00	2.10	
10	Solar Riser*	1979	Larry Mauro	9.14	1.04	2.44	9.52	8.80	55.80	124.70
11	Solar-HB79	1980	Helmut Bruss	2.80	0.24	1.45	0.67	11.70	1.51	
12	Solair I*	1980	Günter Rochelt	16.00	1.38	5.40	22.00	14.00	120.00	200.00
13	Gossamer Penguin*	1980	Dr. Paul B. MacCready from Aerovironment	21.64	2.63		57.00	8.20	30.84	67.70
14	Solar-HB80	1981	Helmut Bruss	2.84	0.23	1.48	0.65	12.50	1.72	
15	Solar Challenger*	1981	Dr. Paul B. MacCready from Aerovironment	14.80	1.48	9.22	21.83	9.00	99.79	153.00
16	Solus Solar	1984	Helmut Bruss, F.W. Biesterfeld	3.20	0.29	0.88	0.93	11.00	2.20	
17	Poly	1986	Helmut Bruss	3.24	0.29	0.88	0.97	10.80	2.48	
18	Combi	1987	Peter Hartwig	2.96	0.26	0.85	0.77	11.40	2.29	
19	Solariane	1987	Franz Weissgerber, Ernst Schöberl	3.08	0.28	1.72	0.85	11.20	1.80	
20	Helios (model)	1989	Erich Töpfer	2.14	0.18		0.39	11.80	1.40	
21	Bloch	1989	Edwin Bloch	2.90	0.24		0.70	12.00	1.25	
22	Grosholz	1989	Rainer Grosholz	3.07	0.19		0.60	15.80	1.85	
23	Combi 2	1989	Helmut Bruss	2.95	0.28	1.54	0.77	11.30	1.70	

№	Название	Год создания	Конструктор	Размах [м]	Хорда [м]	Длина [м]	Площадь [м ²]	Удлинение [-]	Масса пустого [кг]	Взлетная масса [кг]
24	Ikaros	1989	Franz Weissgerber	2.50	0.23		0.58	10.80	1.80	
25	Bleher	1989	Wolfgang Bleher	2.00	0.24		0.49	8.18	1.37	
26	Romarino	1989	Urs Schaller	2.00	0.20		0.40	10.00	1.80	
27	Sol-e-moi	1989	Alfred Hitzler	3.00	0.17		0.50	18.00	2.10	
28	Wolf	1989	Josef Wolf	3.00	0.21		0.63	14.30	1.60	
29	WS-Solar	1989	Wener Schleidt	2.50	0.22		0.55	11.30	1.55	
30	Ariane Ultra	1989	Franz Weissgerber	1.98	0.21	1.14	0.41	11.00	3.02	
31	Solar Voyager	1990	Volker Klein	3.20	0.25		0.79	13.00	1.30	
32	Mardini	1990	Hans-Jakob Sommerauer	2.40	0.25		0.60	9.60	2.50	
33	Sollisolar	1990	Edwin Bloch	2.98	0.23		0.69	12.90	1.23	
34	PB 26-FL	1990	Marco Buholzer	2.60	0.22		0.58	11.80	2.30	
35	Solarbaby	1990	Werner Dettweiler	1.70	0.16		0.28	10.40	1.25	
36	Bleher	1990	Wolfgang Bleher	2.00	0.22		0.44	9.03	1.55	
37	Uccello	1990	Josef Kapfer	2.70	0.23		0.63	11.50	1.90	
38	Sole Florentino	1990	Franz Weissgerber	2.50	0.17		0.43	14.60	1.20	
39	Soli	1990	Ernst Schöberl	2.08	0.18		0.38	11.50	1.50	
40	Playboy	1990	Thomas Bley	2.40	0.19		0.45	12.80	1.35	
41	WS12 (then WS16)	1990	Dr. Wolfgang Schaeper	2.50	0.16	1.10	0.41	15.20	0.84	
42	Solar Flyer	1990	Peter Hartwig	2.64	0.23	1.48	0.61	11.50	1.60	
43	Blue Chip	1990	Hans W. Müller	2.20	0.23	1.25	0.50	9.66	0.75	
44	Solarmax	1990	Erich Töpfer	3.48	0.30	1.59	1.04	11.60	2.54	
45	Sollisolar 89-2	1990	Edwin Bloch	2.98	0.23	1.34	0.68	13.10	1.24	
46	Phönix	1990	Jens Stattler	2.62	0.21	1.29	0.56	12.20	1.18	
47	Sunseeker	1990	Eric Raymond							
48	Solar UHU	1991	Graupner (Ref. 4274)	2.30	0.23	1.20	0.53	10.00	1.45	
49	Blue-Wing	1991	Norbert Ladenburger, Germany	2.34	0.18	1.05	0.42	13.00	0.75	
50	Solar Schilti 1	1991	Jean-Pierre Schiltknecht	1.74	0.19	1.16	0.34	9.00	0.70	
51	Solar Schilti 2	1991	Jean-Pierre Schiltknecht	1.99	0.18	1.05	0.36	11.10	0.82	
52	Silizi Solar	1991	Horst Groner	2.25	0.21	1.30	0.47	10.70	1.08	

№	Название	Год создания	Конструктор	Размах [м]	Хорда [м]	Длина [м]	Площадь [м ²]	Удлинение [-]	Масса пустого [кг]	Взлетная масса [кг]
53	Solix	1991	Ernst Schöberl	2.37	0.20	1.30	0.48	11.70	1.05	
54	Solar mini challenger	1992	Astro Flight	1.55	0.18	0.28	8.50	0.94		
55	Rival-8 Solaris	1992	Palo Lishak, Slovakia	1.96	0.22	1.13	0.43	8.90	0.66	
56	Pathfinder	1994	AeroVironment, NASA	29.50	2.40	3.60	70.80	12.30	207.00	252.00
57	MikroSol	1995	Sieghard Dienlin	1.13					0.19	
58	Solair II*	1996	Günter Rochelt	20.00	0.86	6.12	17.00	23.50	140.00	230.00
59	Icaré II*	1996	UNI Stuttgart, Rudolf Voit-Nitschmann	25.00	1.03	7.70	25.70	24.30	270.00	360.00
60	Lo 120 Solar	1996	Hugo Post	15.46	1.03		16.00	14.90		
61	Solarflugzeug*	1996	Uwe Heinemann	18.00	1.50		27.00	12.00	190.00	280.00
62	O sole mio*)	1996	Dr. Antonio Bubbico	20.00	1.23		24.50	16.30	130.00	220.00
63	Solar Solitude	1996	Dave Beck	2.70	0.20		0.55	13.30	2.00	
64	NanoSol	1996	Sieghard Dienlin	1.11					0.16	
65	Centurion	1997	AeroVironment, NASA	61.80	2.40	3.60	148.32	25.80	533.00	862.00
66	Trosollmuffel	1997	Bernd Bossmann	2.50	0.25		0.62	10.10	1.14	
67	Global Flyer	1997	Helmut Bruss	2.50	0.23	1.20	0.57	11.00	1.04	
68	Pathfinder Plus	1998	AeroVironment, NASA	36.30	2.40	3.60	87.12	15.10	247.50	315.00
69	Solar Excel	1998	Wolfgang Schaeper	2.10	0.16	1.02	0.35	12.80	0.72	
70	Solitaire	1998	DLR Institute of Flight Systems	5.20						
71	PicoSol	1998	Sieghard Dienlin	0.99					0.13	
72	LFMA	1998	Louis Fourdan, Michel Astier, France	1.90	0.25	1.15	0.47	7.75	1.20	
73	Helios	1999	AeroVironment, NASA	75.30	2.48	3.60	186.60	30.40	600.00	930.00
74	Sunrazor (Sunriser)	2000	Patrick Berry	2.70	0.30		0.81	9.06	1.10	
75	Goldcap 2	2001	Helmut Bruss							
76	Solarus	2001	Jonas Romblad	2.30	0.19		0.44	12.00	0.48	
77	FlyG	2002	Royal Institute of Technology, KTH	6.00	0.60	2.70	3.60	10.00	10.00	
78	Solar Pleaser	2003	Unknown	1.04	0.15	1.01	0.15	7.00	0.25	
79	No Name	2003	Matt Keennon	0.14	0.02	0.12	0.00	9.30	0.00	
80	Solar Splinter	2003	Paul Breed	4.27	0.35	2.13	1.50	12.20	4.50	
81	Sol-Mite	2004	Ralph Bradley	0.81	0.12		0.10	6.50	0.13	

№	Название	Год создания	Конструктор	Размах [м]	Хорда [м]	Длина [м]	Площадь [м ²]	Удлинение [-]	Масса пустого [кг]	Взлетная масса [кг]
82	Sky-Sailor	2005	André Noth, Walter Engel, Roland Siegwart,	3.20	0.24	1.82	0.78	13.20	2.50	
83	Zephyr 6	2005	QinetiQ	18.00	1.55		27.90	11.60	30.00	
84	Solong	2005	Alan Cocconi from AcPropulsion	4.75	0.32		1.50	15.00	12.60	
85	NanSun	2006	Troy Tegender	3.20	0.40	2.60	1.28	8.00	4.10	
86	Howie Mark	2006	Louis Dube, Joshua Alves, Corey Ohnstad	2.43	0.20		0.49	12.20	0.45	
87	SunSailor	2006	Technion IIT, Haifa, Israel	4.20	0.32	2.20	1.35	13.10	3.60	
88	Aphelion	2006	Carl Engel and Adam Woodworth from MIT	3.13	0.22		0.70	14.00		
89	Solar MAV	2007	Brian Daniels	0.14	0.04	0.15	0.01	3.40		
90	SolFly	2007	Helmut Schweig	0.07					<0,001	
91	Micro-Mite	2007	Ralph Bradley	0.20	0.05		0.01	4.00	0.01	
92	Solar Impulse HB-SIA	2009	Bertrand Piccard	63.4	≈3.15	21.85	200	20.1	-	1600
93	Zephyr 7	2010	-	22.5					50.5	53
94	Solar Impulse HB-SIB	2014	Bertrand Piccard	71.9		22.4			-	2300

За основу взята таблица из [37]