

# АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

---

---

## АВИАЦИОННАЯ ТЕХНИКА

---

---

УДК 629.7.01

### МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, ИСПОЛЬЗУЮЩИХ ДЛЯ ПОЛЁТА ЭНЕРГИЮ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

**Самойловский А.А.\* , Лисейцев Н.К.**

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

*\*e-mail: artem.samoylovskiy@gmail.com*

---

Рассмотрен специфический тип летательных аппаратов — использующих энергию солнечного излучения для поддержания и обеспечения полета. Изложенная методика определения рациональных проектных параметров беспилотных летательных аппаратов такого типа позволяет определить минимальное значение взлетного веса, а также рациональное значение площади крыла и его удлинения в зависимости от массы и энергопотребления целевой нагрузки.

*Ключевые слова:* беспилотный летательный аппарат, самолет на солнечной энергии, фотоэлектрические преобразователи, определение проектных параметров.

---

#### **Введение**

Задача проектирования летательного аппарата (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. При математической формулировке задачи, проектирование есть удовлетворение вышеприведенным тре-

бованиям с учетом накладываемых ограничений как на параметры, так и на характеристики. [1]

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 фотоэлектрических преобразователей (ФЭП), определяющих количество энергии, получаемое летательным аппаратом. Предлагаемая методика определения проектных параметров ЛА рассматриваемого типа базируется на ряде допущений, в значительной мере упрощающих определение основных проектных параметров на ранних этапах проектирования и незначительно влияющих на точность полученных результатов. Перечислим их.

1. ЛА обладает постоянной массой, так как использует для совершения горизонтального полета только электрическую энергию.

2. Площадь несущих поверхностей определяет количество фотоэлементов, используемых на ЛА, и, следовательно, количество энергии, получаемой летательным аппаратом.

3. КПД ФЭП постоянен. В действительности КПД ФЭП зависит от множества факторов. Эти факторы учитываются благодаря тому, что принимается осредненное значение КПД ФЭП для рассматриваемых условий эксплуатации.

Базируясь на вышеприведенных допущениях, методика сводится к определению проектных параметров из условия равенства фактического веса ЛА с заданной геометрией и предельного веса ЛА, полученного из уравнений гравитационного и энергетического баланса.

Изложенная методика позволит определить значение взлетного веса, а также рациональные значения площади крыла и его удлинения при заданной массе и энергопотреблении целевой нагрузки.

### 1. Уравнение энергетического баланса

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 времени года, времени суток, географической широты, вы-

соты над уровнем моря, состояния атмосферы (наличие облачности).

Для получения стабильных характеристик продолжительности полета рассматривается эксплуатационный диапазон высот от 18 до 22 км, где интенсивность солнечного излучения стабильна для определенной географической широты, времени года и времени суток, а уровень ветровых порывов позволяет эксплуатировать данный тип ЛА [2]. В соответствии с моделью определения интенсивности солнечного излучения [3] данный разброс высот будет иметь пренебрежимо малое влияние на значение интенсивности солнечного излучения. Таким образом, вводится допущение о постоянной интенсивности солнечного излучения в рассматриваемом диапазоне высот.

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 статистическое значение солнечной радиации минимально.

На рис. 1 представлено распределение мощности солнечного излучения  $E$ , Вт/м<sup>2</sup>, приходящейся на 1 м<sup>2</sup> горизонтальной поверхности в течение суток. На этапе предварительного проектирования удобнее оперировать не фактическим значением мощности солнечного излучения в момент времени, а средним значением, показывающим величи-

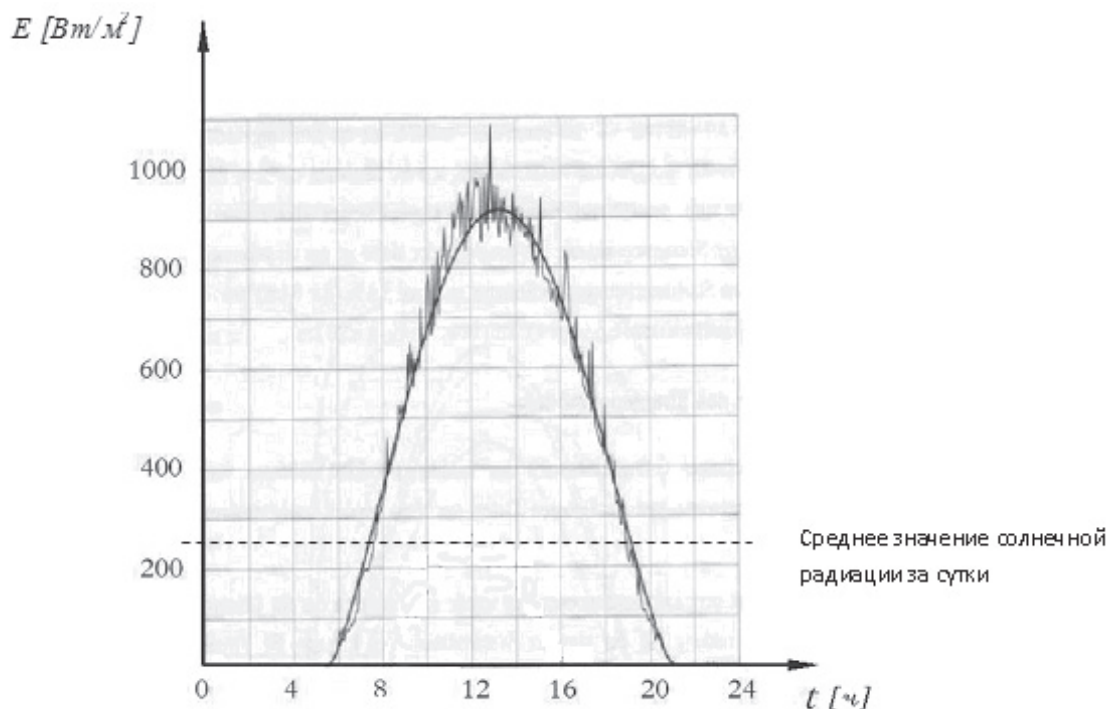


Рис. 1. Распределение мощности солнечного излучения  $E$ , Вт/м<sup>2</sup>, приходящей на 1 м<sup>2</sup> горизонтальной поверхности в течение суток

ну энергии, которой может располагать ЛА. Суммарное количество энергии  $J_{\Sigma}$ , Дж/м<sup>2</sup>, излучаемое солнцем на 1 м<sup>2</sup> в течение суток, можно найти, интегрируя мощность солнечного излучения, приходящуюся на 1 м<sup>2</sup> горизонтальной поверхности  $W$ , Вт/м<sup>2</sup>, по времени:

$$J_{\Sigma} = \int_0^{86400} E dt.$$

Разделив суммарное количество энергии  $J_{\Sigma}$ , Дж/м<sup>2</sup>, излучаемое солнцем на 1 м<sup>2</sup> в течение суток, на промежуток времени, равный 24 ч (86400 с), получим среднее значение мощности солнечного излучения  $E_{\text{ср\_сут}}$ , Вт/м<sup>2</sup>, за сутки

$$E_{\text{ср\_сут}} = \frac{J_{\Sigma}}{86400}.$$

Мощность солнечного излучения  $W_{\text{ср}}$ , Вт, поступающая на горизонтальную поверхность ЛА в течение суток, может быть вычислена по формуле:

$$W_{\text{ср}} = E_{\text{ср\_сут}} \cdot S,$$

где  $E_{\text{ср\_сут}}$  — среднее значение солнечной радиации за сутки, Вт/м<sup>2</sup>;

$S$  — горизонтальная площадь ЛА, покрытая фотоэлектрическими преобразователями, м<sup>2</sup>.

Электрическая мощность  $W_{\text{расп}}$ , Вт, которая в результате преобразования ее фотоэлектрическими преобразователями может быть использована для создания силы тяги для поступательного движения ЛА, а также для обеспечения ЛА энергией в части управления и др., определяется формулой

$$W_{\text{расп}} = E_{\text{ср\_сут}} \cdot S \cdot \eta_{\text{ФЭП}},$$

где  $\eta_{\text{ФЭП}}$  — коэффициент полезного действия фотоэлектрических преобразователей, безразмерная величина. Зависимость коэффициента полезного действия фотоэлектрических преобразователей от различных факторов представлена выше.

Определим потребную электрическую мощность для горизонтального полета ЛА

$$W_{\text{потр}} = X_a \cdot V_{\text{ГП}}. \quad (1)$$

Здесь  $V_{\text{ГП}}$  — скорость горизонтального полета ЛА, м/с:

$$V_{\text{ГП}} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{y_a} \cdot \rho_H \cdot S}}, \quad (2)$$

где  $m$  — масса ЛА, кг;  $g$  — ускорение свободного падения, м/с<sup>2</sup>;  $C_{y_a}$  — коэффициент аэродинамической подъемной силы в скоростной системе координат, безразмерная величина;  $\rho_H$  — плотность воздуха на высоте  $H$ , кг/м<sup>3</sup>;  $S$  — площадь крыла, м<sup>2</sup>;

$X_a$  — сила лобового сопротивления ЛА в скоростной системе координат, Н:

$$X_a = C_{x_a} \cdot \frac{\rho_H \cdot V_{\text{ГП}}^2}{2} \cdot S, \quad (3)$$

где  $C_{x_a}$  — коэффициент лобового сопротивления в скоростной системе координат, безразмерная величина

При подстановке (3) и (2) в (1) получим

$$W_{\text{потр}} = C_{x_a} \frac{\rho_H V_{\text{ГП}}^3}{2} S = C_{x_a} \frac{\rho_H}{2} S \left( \sqrt{\frac{2mg}{C_{y_a} \rho_H S}} \right)^3.$$

После соответствующих преобразований получим выражение для определения потребной мощности, необходимой для горизонтального полета ЛА заданной массы  $m$  и с аэродинамическими характеристиками

$\left( \frac{C_{x_a}}{C_{y_a}^{3/2}} \right) \frac{1}{S^{1/2}}$  на высоте, соответствующей

плотности воздуха  $\rho_H$ :

$$W_{\text{потр}} = (mg)^{3/2} \sqrt{\frac{2}{\rho_H}} \left( \frac{C_{x_a}}{C_{y_a}^{3/2}} \right) \frac{1}{S^{1/2}}.$$

Необходимо также учесть, что вышеприведенная потребная мощность — это мощность, развиваемая силовой установкой ЛА. Таким образом, чтобы определить потребную электрическую мощность, которая путем преобразования в механическую энергию вращения электродвигателем воздушного винта перейдет в мощность, необходимую для совершения горизонтального полета ЛА, следует мощность, затрачиваемую на совершение горизонтального полета ЛА, разделить на КПД силовой установки  $\eta_{\text{св}}$ :

$$W_{\text{потр}}^{\text{эл}} = (mg)^{3/2} \sqrt{\frac{2}{\rho_H}} \left( \frac{C_{x_a}}{C_{y_a}^{3/2}} \right) \frac{1}{S^{1/2}} \frac{1}{\eta_{\text{св}}}.$$

КПД силовой установки определяется как произведение КПД ее составляющих. Силовая установка рассматриваемого типа ЛА состоит из электродвигателя с КПД  $\eta = 0,93$ , воздушного винта с КПД  $\eta = 0,77$ , аккумуляторной батареи с КПД  $\eta = 0,96$  и электросети, в которой также существуют потери, КПД  $\eta = 0,995$ . Таким образом, КПД силовой установки  $\eta_{\text{СУ}} = 0,68$ .

В уравнение потребной мощности также должна входить мощность, затрачиваемая различным электрооборудованием на обеспечение полета (навигационным оборудованием, вычислителями, устройствами связи, приводами отклонения органов управления и др.). Так как на начальном этапе проектирования не известна электрическая мощность, затрачиваемая на энергетическое обеспечение полета, зададимся значением 5 % 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 для потребной мощности примет вид

$$W_{\text{потр}}^{\text{эл}} = (mg)^{3/2} \sqrt{\frac{2}{\rho_H}} \left( \frac{C_{x_a}}{C_{y_a}^{3/2}} \right) \frac{1}{S^{1/2}} \frac{1}{\eta_{\text{СУ}}} \cdot 1,05.$$

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

$$W_{\text{потр}}^{\text{эл}} = (mg)^{3/2} \sqrt{\frac{2}{\rho_H}} \left( \frac{C_{x_a}}{C_{y_a}^{3/2}} \right) \frac{1}{S^{1/2}} \frac{1}{\eta_{\text{СУ}}} \cdot 1,05 + W_{\text{ПН}}.$$

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

$$\begin{aligned} & E_{\text{ср\_сут}} S \eta_{\text{ФЭП}} = \\ & = (mg)^{3/2} \sqrt{\frac{2}{\rho_H}} \left( \frac{C_{x_a}}{C_{y_a}^{3/2}} \right) \frac{1}{S^{1/2}} \frac{1}{\eta_{\text{СУ}}} \cdot 1,05 + W_{\text{ПН}}. \end{aligned}$$

Строго говоря, мощность, затрачиваемая на поддержание полета, должна быть меньше или равна мощности, получаемой и преобразованной из

солнечного излучения, поэтому перепишем уравнение энергетического баланса в виде неравенства:

$$\begin{aligned} & E_{\text{ср\_сут}} S \eta_{\text{ФЭП}} \geq \\ & \geq (mg)^{3/2} \sqrt{\frac{2}{\rho_H}} \left( \frac{C_{x_a}}{C_{y_a}^{3/2}} \right) \frac{1}{S^{1/2}} \frac{1}{\eta_{\text{СУ}}} \cdot 1,05 + W_{\text{ПН}}. \end{aligned}$$

Преобразовав это неравенство относительно веса ЛА, получим:

$$mg \leq \left( \frac{E_{\text{ср\_сут}} S^{3/2} \eta_{\text{ФЭП}} - W_{\text{ПН}}}{\sqrt{\frac{2}{\rho_H}} \left( \frac{C_{x_a}}{C_{y_a}^{3/2}} \right) \frac{1}{\eta_{\text{СУ}}} \cdot 1,05} \right)^{2/3}.$$

Физический смысл этого неравенства в том, что оно показывает предельное значение веса ЛА, при котором ЛА еще способен совершать горизонтальный полет на заданной высоте.

## 2. Уравнение весового баланса

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 веса ЛА и его компонентов используются специфические модели.

Как и у традиционных ЛА, вес ЛА, использующих энергию солнечного излучения, складывается из веса планера, системы управления и бортового оборудования, силовой установки, аккумуляторных батарей, фотоэлектрических преобразователей, полезной нагрузки:

$$\begin{aligned} mg = & m_{\text{планера}} g + m_{\text{СУ}} g + m_{\text{оборуд}} g + \\ & + m_{\text{ак\_бат}} g + m_{\text{ФЭП}} g + m_{\text{ПН}} g, \end{aligned}$$

где  $m_{\text{планера}} g$  — вес планера ЛА, кг;

$m_{\text{СУ}} g$  — вес силовой установки, включающей электродвигатель (или двигатели) и воздушный винт;

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

$m_{\text{ак\_бат}} g$  — вес устройств, аккумулирующих энергию;

$m_{\text{ФЭП}}g$  — вес фотоэлектрических преобразователей;

$m_{\text{ПН}}g$  — вес полезной нагрузки.

### Вес планера

Вес планера  $m_{\text{планера}}g$  включает вес крыла с органами управления, фюзеляжа, оперения и взлетно-посадочных устройств. В работе [5] на основе анализа статистических данных уже существующих ЛА, использующих энергию солнечного излучения, выведена весовая модель, позволяющая определить вес планера, зная удлинение и площадь крыла:

$$m_{\text{планера}}g = 0,044S^{1,55}\lambda^{1,3}, \quad (4)$$

где  $S$  — площадь крыла, м<sup>2</sup>;

$\lambda$  — удлинение крыла, безразмерная величина.

Формула (4) достаточно точно описывает вес планера ЛА рассматриваемого типа в широком диапазоне величин: площади крыла и удлинения.

Из анализа графического отображения решений уравнения (рис. 2) видно, что с ростом удлинения крыла при одинаковой площади, вес планера растет интенсивнее.

### Вес силовой установки

Вес силовой установки включает в себя вес электродвигателя и воздушного винта. Вес редуктора не входит в расчет, так как в случаях, когда требуется понизить или повысить частоту вращения электродвигателя с целью приведения режима ра-

боты воздушного винта к оптимальному, современные производители предлагают изменение намотки электродвигателя для получения нужных параметров на выходном валу без применения редуктора.

Анализируя вес современного электродвигателя в зависимости от максимальной развиваемой им мощности, можно заметить, что эта зависимость близка к линейной (рис. 3) и существует коэффициент, связывающий вес электродвигателя с развиваемой им максимальной мощностью:

$$m_{\text{СУ}}g = k_1 \cdot W_{\text{СУ}},$$

где  $k_1$  — коэффициент, связывающий вес электродвигателя с развиваемой им максимальной мощностью. Для современных двигателей этот коэффициент равен 0,005;

$W_{\text{СУ}}$  — максимальная мощность, развиваемая электродвигателем.

Вследствие того что на начальном этапе проектирования неизвестно, какая необходима максимальная мощность электродвигателя, так как неизвестен фактический вес, используем для расчетов предельный вес БЛА. В этом случае силовая установка получается несколько переразмеренной, но расчет с большей точностью можно будет произвести после определения взлетного веса первого приближения.

Определяющим в выборе потребной максимальной мощности двигателя будет режим набора высоты. Набор высоты может осуществляться с раз-

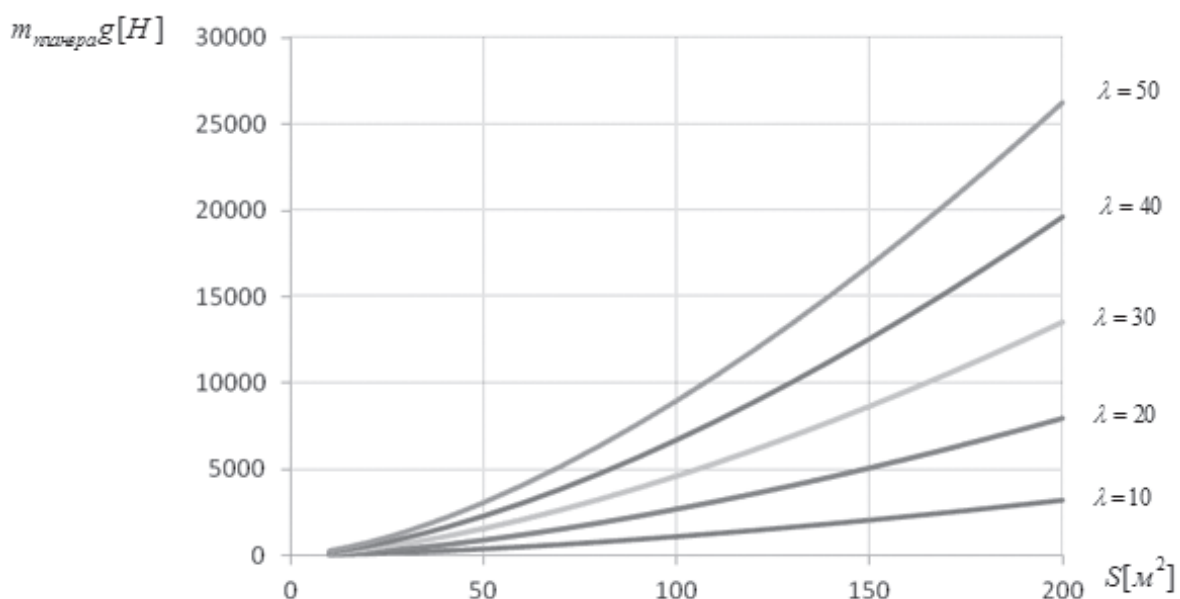


Рис. 2. Зависимость веса планера от площади и удлинения крыла

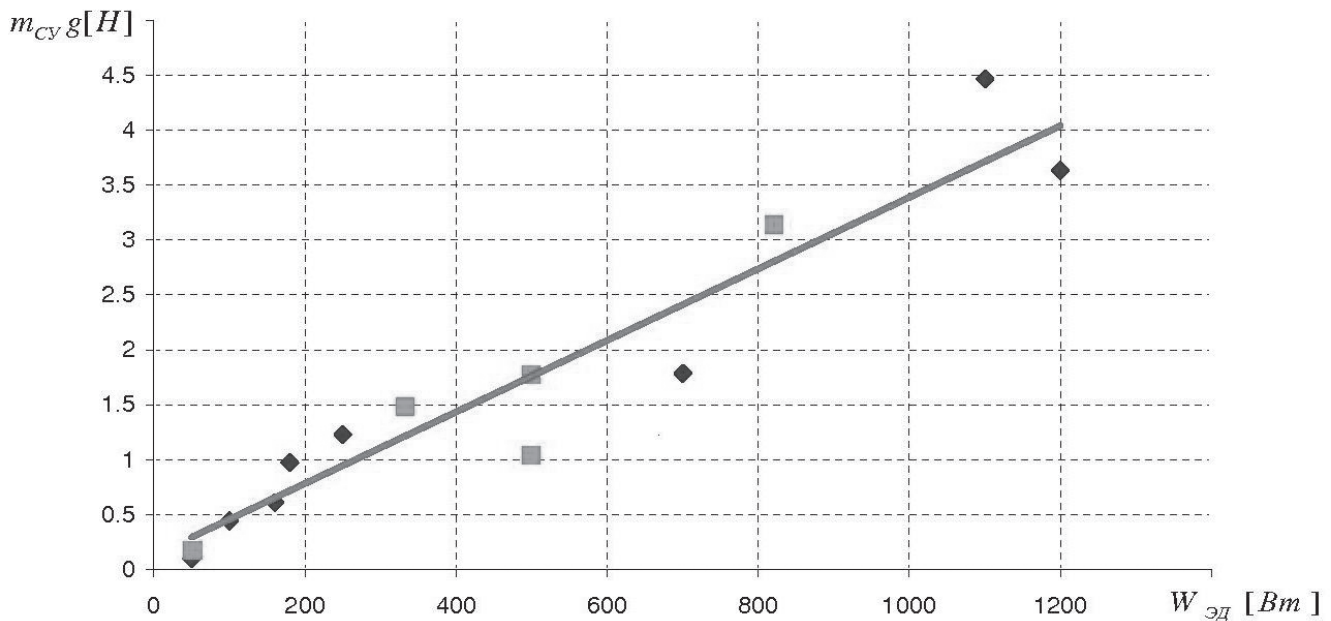


Рис. 3. Зависимость веса электродвигателя от развиваемой им максимальной мощности (данные производителя электродвигателей «GRAUPNER» Германия)

ными градиентами. В случае с углом наклона траектории 5° силовая установка потребляет меньше энергии, чем на траектории с углом наклона 15°, однако ЛА преодолевает больший путь до достижения высоты 18 км. Выбор оптимальной траектории полета ЛА, использующего энергию солнечного излучения, подробно рассмотрен в работе [7].

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

$$W_{ГП} = \frac{mgV}{K},$$

где  $mg$  — вес ЛА, Н;

$V$  — скорость горизонтального полета, м/с;

$K$  — аэродинамическое качество, безразмерная величина.

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

$$W_{НВ} = \left( \frac{mgV}{K} + mg \sin \theta \right) V.$$

Потребная мощность электродвигателя при этом

$$W_{эд} = \frac{\left( \frac{mgV}{K} + mg \sin \theta \right)}{\eta_{ВВ}},$$

где  $\eta_{ВВ}$  — КПД воздушного винта на рассматриваемом высотном-скоростном режиме.

### Вес 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 емкость  $C_{уд}$ , Дж/кг. Эта величина показывает, какую энергию может запастись в себе аккумулирующее устройство массой 1 кг.

Очевидно, что вес аккумуляторной батареи будет зависеть от количества запасаемой энергии, необходимой для ночного полета, следовательно, необходимо знать, какую электрическую мощность потребляет электродвигатель ЛА для обеспечения горизонтального полета и какова продолжительность ночного времени суток.

Так как потребная мощность для обеспечения горизонтального полета ЛА не известна, поскольку не известен вес ЛА, можно использовать для расчета веса аккумуляторных батарей располагаемую мощность, как максимально возможную для рассматриваемой геометрии. На последующих стадиях расчета вес аккумуляторных батарей будет уточняться.

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

$$A_{ак} = \frac{W_{расп} \cdot t_{н}}{\eta_{бат}}$$

где  $t_{н}$  — время ночного полета, с;

$\eta_{бат}$  — КПД отдачи электроэнергии аккумуляторных батарей, безразмерная величина.

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

$$m_{ак}g = \frac{A_{ак}}{C_{уд}} \cdot g = \frac{W_{расп} \cdot t_{н}}{C_{уд} \cdot \eta_{бат}} \cdot g.$$

### Вес фотоэлектрических преобразователей

Вес фотоэлектрических преобразователей  $m_{ФЭП}$  определяется как суммарный вес всех ФЭП, которые покрывают внешние элементы ЛА. Вес ФЭП, покрывающих внешнюю поверхность ЛА, с высокой точностью можно определить через вес одного квадратного метра рассматриваемого типа ФЭП:

$$m_{ФЭП}g = k_2 Sg,$$

где  $k_2$  — вес одного квадратного метра ФЭП, Н/м<sup>2</sup>.

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

### 3. Определение взлетного веса ЛА и основных параметров несущих поверхностей

Имеем два уравнения для определения взлетного веса ЛА, одно из которых для определения предельного взлетного веса:

$$m_{пред}g = \left( \frac{E_{ср\_сут} S^{3/2} \eta_{ФЭП} - W_{ПН}}{\sqrt{\frac{2}{\rho_H}} \left( \frac{C_{x_a}}{C_{y^{3/2}_a}} \right) \frac{1}{\eta_{сy}} \cdot 1,05}} \right)^{2/3},$$

а второе — для определения фактического взлетного веса:

$$mg = m_{планера}g + m_{сy}g + m_{оборуд}g + m_{ак\_бат}g + m_{ФЭП}g + m_{ПН}g.$$

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.

Первая точка пересечения фактического и предельного веса (рис. 4) 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 при заданных технических требованиях.

Алгоритм выбора основных проектных параметров ЛА представлен на рис. 5.

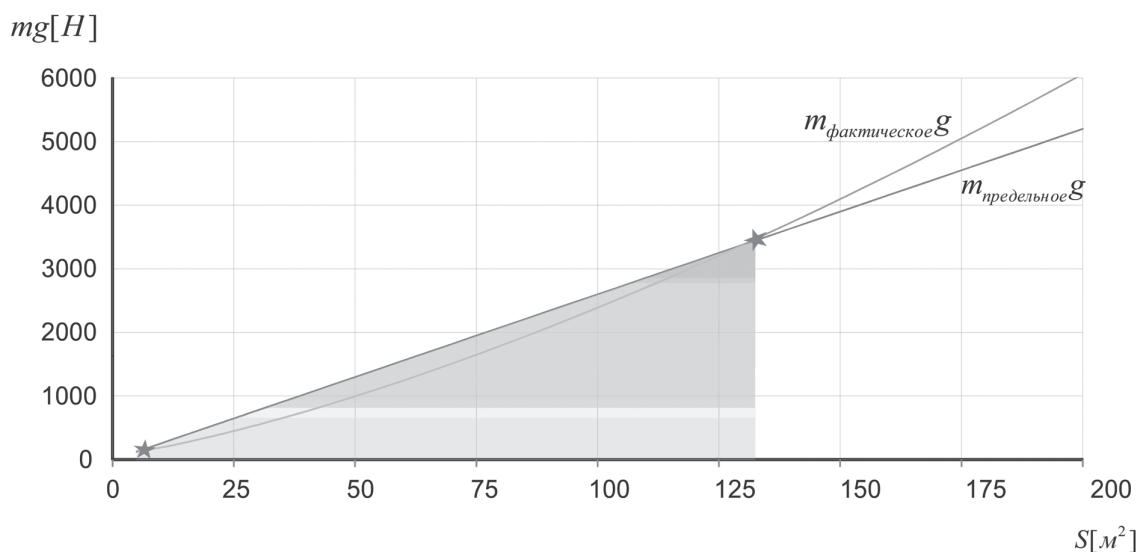


Рис. 4. Зависимость веса планера от площади и удлинения крыла

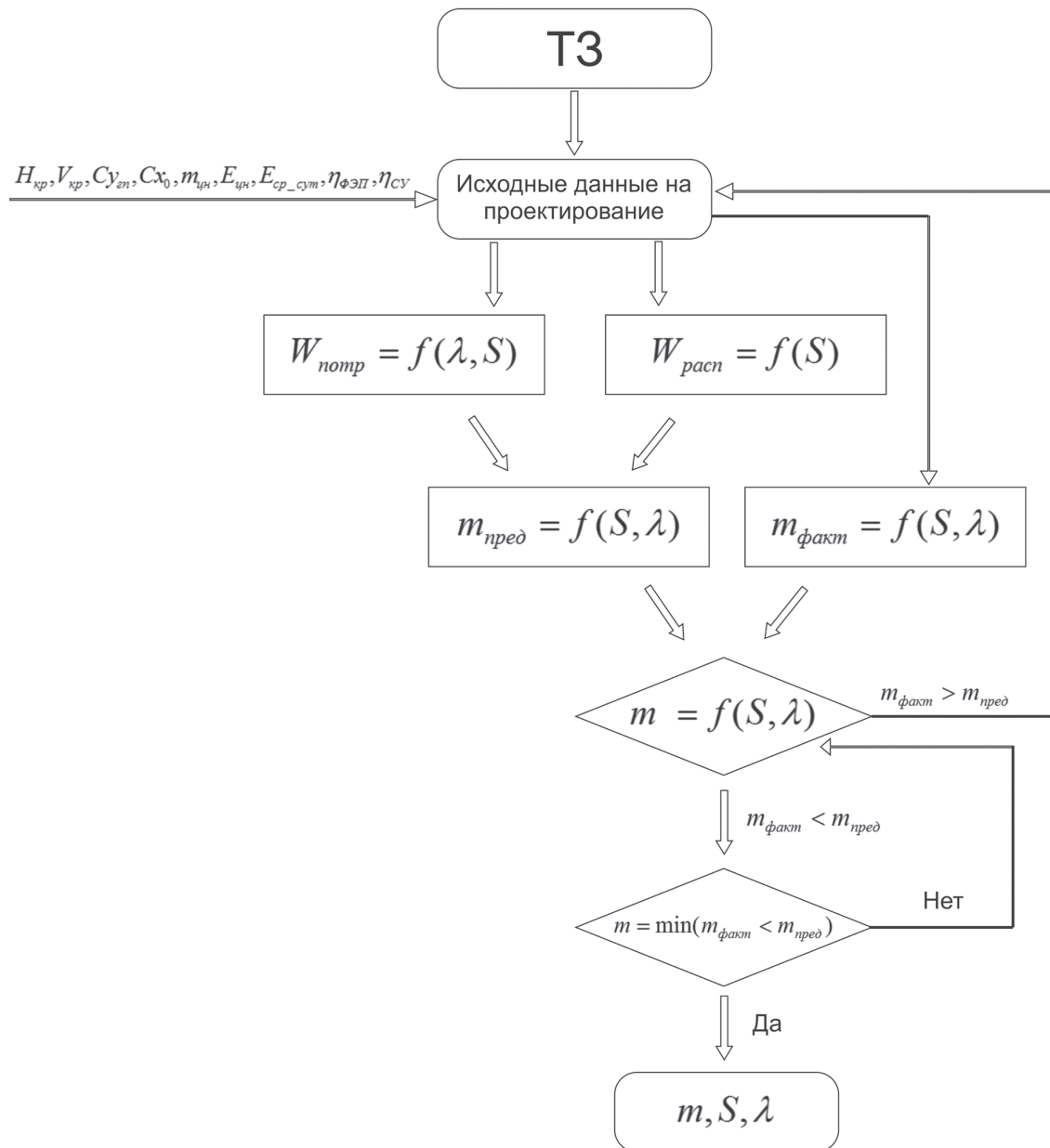


Рис. 5. Алгоритм определения основных проектных параметров ЛА, использующего энергию солнечного излучения

**Выводы**

Предложена основанная на совместном решении уравнений гравитационного и энергетического баланса летательных аппаратов, использующих аэродинамический принцип полета, методика определения их основных проектных параметров — взлетного веса, площади и удлинения крыла в зависимости от массы и энергопотребления целевой нагрузки.

Методика позволяет на основе ограниченной информации определять характеристики летательного аппарата при современном уровне техники, а также делать технический прогноз характеристик

ЛА при применении перспективных технологий. Она может использоваться на ранних стадиях проектирования летательных аппаратов рассматриваемого типа.

**Библиографический список**

1. Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. Проектирование самолетов. — М.: Машиностроение, 1983. — 613 с.
2. Барбанов Г.В., Гальцев А.П., Титоренко В.Н., Шустов А.В. Летательные аппараты, использующие солнечную энергию или СВЧ энергию // Техника воздушного флота. 1991. №1. С. 22-29.



3. Kreider J.S., Kreith F. Solar heating and cooling: engineering, practical design, and economics. Washington: Hemisphere publishing company, 1977, 342 p.
4. Iving F. G., Morgan D. The feasibility of an aircraft propelled by solar energy, Cambridge, Massachusetts, 1974, AIAA № 74-1042, 1974, pp. 1-9.
5. Noth A. Design of solar powered airplanes for continuous flight, for the degree of doctor of technical sciences. ETH Zurich, 2008, 196 p.
6. Bernhard Keidel, Auslegung und Simulation von hochfliegenden, dauerhaft stationierbaren Solardrohnen, PhD Thesis, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München, 2000, 25 p.
7. Klesh A.T., Kabamba P.T. Solar-powered aircraft: energy-optimal path planning and perpetual endurance. // Journal of guidance, control and dynamics, 2009, №32, p. 1320-1329.
8. Stinton D. The design of the airplane, second edition, Blackwell science, Oxford, UK, 2001, 704 p.
9. Tozer T. C., Grace D., Thompson J., Broadband communications from a high-altitude platform: the European HeliNet programme, Electronics and communication engineering journal, № 13, 2001, pp. 138-144.
10. Департамент энергетики США. URL: <http://www1.eere.energy.gov> (дата обращения 16.07.2014)
11. QinetiQ (официальный сайт разработчика самолета Zephyr). URL: <http://www.qinetiq.com/Pages/default.aspx> (дата обращения 15.05.2014)
12. SolarImpulse. URL: <http://www.solarimpulse.com> (дата обращения 16.05.2014)
13. Агентство по перспективным оборонным разработкам США. URL: <http://www.darpa.mil> (дата обращения 07.09.2014).

## METHODOLOGY OF DESIGN PARAMETERS CHARACTERIZATION OF SOLAR-POWERED UNMANNED AERIAL VEHICLES

**Samoilovskii A.A.\* , Liseitsev N.K.**

*Moscow Aviation Institute (National Research University),  
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia  
\* e-mail: artem.samoylovskiy@gmail.com*

### Abstract

The goal of the work is creation of the methodology of the solar-powered UAVs design parameters characterization.

The task of the solar-powered flight vehicle designing as well as any flight vehicle implementing aerodynamic flight principle comes to fulfillment of fundamental equations, that describe any projected plane as heavier than air flight vehicle with ability to fly in a certain altitude envelope and velocity range, make evolutions, take off and land at established class airfield.

Design problem of a solar-powered flying vehicle as well as any other flying vehicle, realizing aerodynamic flight principle is reduced to design parameters characterization, which define any designed aircraft as a heavier-than-air flying vehicle able to fly in a predetermined flight altitude envelope and speed range, maneuver, take off and land at airfields of a certain class. The main of these relationships are as follows: mass balance equation; gravitation balance equation; power balance equation, as well as stability and balancing

equation of an aircraft. In mathematical formulation of the problem, the design means meeting the above-mentioned requirements, considering the imposed constraints on either parameters, or characteristics. Solar-powered UAV design has some peculiarities due to the specific type of power plant.

The suggested methodology defines weight and geometry of solar-powered UAV depending on payload weight and power consumption. The methodology based on comparatively limited weight, obtained in consequence of gravitation and energy balance equation, and real weight, obtained from mass balance equation.

For more precise weight calculation, we create new weight models of aircraft elements. The aircraft parameters restrictions are included in the methodology due to atmosphere turbulence.

The methodology can be helpful as well in forecasting of solar-powered aircraft development if we take into account advanced technologies.

**Keywords:** unmanned aerial vehicle, solar-powered airplane, solar cell, design parameters characterization.

## References

1. Eger S.M., Mishin V.F., Liseitsev N.K. *Proektirovanie samoletov* (Aircraft design), Moscow, Mashinostroenie, 1983, 613 p.
2. Barabanov G.V., Gal'tsev A.P., Titorenko V.N., Shustov A.V. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 1991, no. 1, pp. 22-29.
3. Kreider J.S., Kreith F. *Solar heating and cooling: engineering, practical design, and economics*, Hemisphere publishing company, 1977, 342 p.
4. Iving F. G., Morgan D. *The feasibility of an aircraft propelled by solar energy*, Cambridge, Massachusetts, AIAA № 74-1042, 1974, pp. 1-9.
5. Noth A. *Design of solar powered airplanes for continuous flight*, Doctor's thesis, ETH Zurich, 2008, 196 p.
6. Keidel B. *Interpretation and modeling of high-altitude flight trajectory of solar powered airplane*, Doctor's thesis, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München, 2000, 25 p.
7. Klesh A.T., Kabamba P.T. Solar-powered aircraft: energy-optimal path planning and perpetual endurance. *Journal of guidance, control and dynamics*, 2009, vol. 32, pp.1320-1329.
8. Stinton D. *The design of the airplane, second edition*, Blackwell science, Oxford, UK, 2001, 704 p.
9. Tozer T.C., Grace D., Thompson J. *Broadband communications from a high-altitude platform: the European HeliNet programme*, Electronics and communication engineering journal, no. 13, 2001, pp. 138-144.
10. *Office of Energy Efficiency & Renewable Energy*, available at: <http://www1.eere.energy.gov>, 2014.
11. *Qinetiq company*, available at: <http://www.qinetiq.com>, 2014.
12. *Solar Impulse company*, available at: <http://www.solarimpulse.com>, 2014.
13. *Defense Advanced Research Projects Agency*, available at: <http://www.darpa.mil>, 2014.