

Научная статья
УДК 629.7.012
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187577>
EDN: <https://www.elibrary.ru/AANEAB>



Параметрический анализ облика беспилотного летательного аппарата на солнечной энергии для проектирования с учетом энергетического и массового баланса

Лэй Чэнь^{1✉}, Дмитрий Юрьевич Стрелец²

^{1, 2} Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Российская Федерация

¹ lechen@mai.education ORCID: 0009-0003-6993-8419

² dimstrelets@rambler.ru ORCID: 0000-0003-4554-0513

Аннотация. Разработана новая математическая модель массы конструкции беспилотного летательного аппарата на солнечной энергии (БПЛАСЭ). На основе математической модели интенсивности солнечного излучения изучено взаимное влияние параметров общего проектирования такого БПЛА с помощью метода численного моделирования с учетом баланса массы и энергетического баланса, включая размах крыла, удлинение крыла, нагрузку на крыло, общую массу и потребляемую мощность. Результаты исследования позволили разработать практические рекомендации для проектирования энергетически устойчивых БПЛАСЭ, особенно для длительных миссий.

Ключевые слова: БПЛА на солнечной энергии, удельная нагрузка на крыло, параметры облика крыла, массово-энергетический баланс

Для цитирования: Чэнь Л., Стрелец Д.Ю. Параметрический анализ облика беспилотного летательного аппарата на солнечной энергии для проектирования с учетом энергетического и массового баланса // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 1. С. 58-66. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187577>

Original article

Configuration Parametric Analysis for the Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle Design Considering Energy and Mass Balance

Lei Chen^{1✉}, Dmitry Yu. Strelets²

^{1, 2} Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

¹ lechen@mai.education ORCID: 0009-0003-6993-8419

² dimstrelets@rambler.ru ORCID: 0000-0003-4554-0513

Abstract

The solar-powered unmanned aerial vehicles (SPUAVs) are being considered in recent years as a promising research trend due to their potential for extremely long endurance enabled by the renewable solar energy. Theoretically, the solar-powered SPUAVs are capable of continuous day-and-night flight. This advantageous feature makes such aircraft

a prospective candidate for effectively replacing satellites and other conventional high-altitude long-endurance (HALE) UAVs with conventional power plant in missions such as meteorological forecasting and the Earth surface surveillance. The exterior of such UAVs directly determines their flight performance. The configuration parameters effect on the aircraft design characteristics may be evaluated quantitatively by selecting the key configuration parameters and conducting numerical analysis.

This study addresses the energy and mass balance problem in the overall design of the solar-powered UAVs and proposes a new mathematical model for the structural weight estimation. Based on a solar irradiance distribution model, numerical simulations are systematically applied to analyze the coupling effects among major design parameters, including wingspan, aspect ratio, wing loading, total mass and required power. The research integrates both day-night energy balance and structural weight constraints to derive feasible boundaries for the wing loading. Furthermore, it reveals the trends of parameter variations impact on the UAV overall performance. The obtained results indicate that the wing loading of the solar-powered UAV is significantly lower than that of the conventional aircraft, and its design envelope is jointly determined by the upper boundary of the full-day energy balance and the lower boundary of the night energy balance. With the fixed aspect ratio, the wingspan increasing enhances the system surplus power, but it leads to the total mass increase as well. The models and techniques developed in this study provide a theoretical basis for the energy system configuration and overall parameter optimization of the long-endurance solar-powered UAV, offering important practical guidance for the efficient design and energy sustainability of the large-scale solar SPUAVs.

Keywords: solar-powered UAV, wing loading, general parameters of wing, mass-energy balance

For citation: Chen L., Strelets D.Yu. Configuration Parametric Analysis for the Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle Design Considering Energy and Mass Balance. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(1):58-66. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187577>

List of Figures

- Fig. 1. Mean daily solar radiation intensity throughout the year, W
 Fig. 2. Variation of solar radiation intensity on four characteristic dates
 Fig. 3. Statistical analysis of the solar-powered UAV structural mass
 Fig. 4. Dependence of the solar-powered UAV structural mass on the wingspan and aspect ratio:
 a – logarithmic form; b – original form
 Fig. 5. Wing loading boundaries based on daily energy balance
 Fig. 6. Wing loading boundaries based on the night energy balance
 Fig. 7. Feasible region considering the wing loading
 Fig. 8. Wing aspect ratio and wingspan effect on the total mass of a solar-powered UAV
 Fig. 9. Available and required power dependence on the wingspan and aspect ratio
 Fig. 10. Residual power dependence on the wingspan and aspect ratio

List of Tables

Table. Structural weight model coefficients

Введение

С момента их первого успешного испытательного полета в 1974 году беспилотные летательные аппараты на солнечной энергии (БПЛАСЭ) постоянно находятся в поле зрения специалистов авиационной промышленности [1]. Большие высотные солнечные БПЛА сверхдлительного полета, способные выполнять задачи во многих областях, таких как ретрансляция связи, наблюдение за поверхностью Земли и ранний прогноз, рассматриваются как альтернатива околоземным спутникам. Использование солнечной энергии может значительно увеличить продолжительность полета БПЛА [2].

В отличие от традиционных летательных аппаратов, энергетический баланс играет ключевую роль при проектировании БПЛАСЭ. Иными

словами, именно энергетические характеристики определяют летные возможности летательного аппарата [3–7]. Первую методологию общего проектирования солнечных БПЛА предложил Янгблад [8], чей подход заключался в исследовании требуемого значения аэродинамического коэффициента $C_y^{1,5}/C_x$. Впоследствии Нот обобщил: проектирование таких летательных аппаратов должно основываться одновременно на уравнениях баланса массы и энергии. В своей работе Нот также провел статистический анализ легких БПЛА и с помощью регрессионного метода предложил новую модель массы конструкции и модель зависимости нагрузки на крыло от взлетной массы [1]. Однако данные, использованные Нотом, были собраны почти двадцать лет назад.

Ранджендран в работах [9, 10] исследовал влияние географических координат (широты и долготы) на характеристики БПЛАСЭ и, основываясь на тенденциях развития соответствующих технологий, спрогнозировал развитие БПЛАСЭ на ближайшие 20 лет. Согласно его выводам, хотя аэродинамика и конструкция планера остаются важными факторами, потенциал для их совершенствования ограничен. Ключевым фактором, который будет определять характеристики будущих солнечных летательных аппаратов, станет повышение эффективности и плотности энергии солнечных элементов и аккумуляторных батарей.

Методики, представленные в работах [11–16], в целом схожи: все они основаны на итерационном процессе проектирования, учитывающем баланс энергии и массы.

В данной статье с помощью регрессионного анализа и статистических данных разработана новая модель массы конструкции БПЛАСЭ. На основе модели солнечной интенсивности проведен параметрический анализ и обсуждены ключевые параметры общего проектирования такого БПЛА, определены соответствующие характеристики, отвечающие предъявляемым требованиям. Результаты служат основой для проектирования энергетической системы и комплексной разработки солнечных БПЛА.

Модель интенсивности солнечной энергии

Большая часть энергопотребления БПЛАСЭ обеспечивается за счет солнечной энергии, поэтому моделирование мощности солнечного излучения является обязательным этапом. В процессе проектирования таких аппаратов обычно используются методы приближенного моделирования. Интенсивность солнечной радиации на единицу площади поверхности Земли [13, 4]:

$$P_{\text{солн}} = S_i \tau \sin \theta, \quad (1)$$

где S_i – интенсивность падающего солнечного излучения, значение которой определяется расстоянием между Землей и Солнцем в данный день.

После определения конкретного дня в году данная интенсивность может быть выражена как

$$r = \frac{r_m (1 - \varepsilon^2)}{1 + \cos \alpha_B}; \quad (2)$$

$$\alpha_B = \frac{2\pi(n-4)}{365}; \quad (3)$$

$$S_i = \frac{S_{i\alpha} r_m^2}{r^2}, \quad (4)$$

где r_m – среднее расстояние между Землей и Солнцем, составляющее $1,496 \cdot 10^8$ км; ε – эксцентриситет орбиты Земли, обычно принимаемый равным $\varepsilon = 0,017$; $S_{i\alpha} = 1352$ Вт/м²; α_B – угловое положение Земли на орбите.

В формуле (1) τ представляет собой коэффициент ослабления солнечной радиации в атмосфере, который может быть оценен по следующему выражению:

$$r(H, \theta) = \frac{e^{-0,65AM(H, \theta)} + e^{-0,095AM(H, \theta)}}{2}, \quad (5)$$

где AM – коэффициент воздушной массы; $AM0$ соответствует условиям верхних слоев атмосферы, а $AM1,5$ – условиям на уровне моря.

Коэффициент ослабления солнечной радиации обычно может приниматься постоянным, например равным 0,85.

В формуле (1) θ обозначает солнечную высоту (угол места Солнца):

$$\theta = 90 - \cos^{-1} [\sin \phi \sin \delta + \cos \phi \cos \delta \cos \omega(t)], \quad (6)$$

где ϕ – широта; δ – угол склонения Солнца; $\omega(t)$ – часовой угол.

На основе этого можно получить распределение мощности солнечного излучения по широтам в течение года, а также ее суточные изменения для конкретной местности (рис. 1 и 2).

Модель массы конструкции БПЛАСЭ

Масса конструкции БПЛАСЭ часто выражается в форме $Q = a\lambda^{\alpha}l^{\beta}$, т. е. в виде функции Кобба–Дугласа, λ и l – удлинение и размах крыла соответственно.

Для повышения способности модели аппроксимировать нелинейные зависимости ее преобразуют в логарифмическую форму с последующим добавлением квадратичных членов:

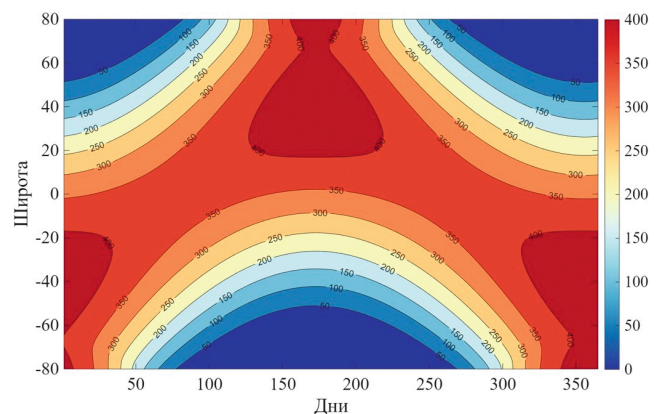


Рис. 1. Среднесуточная интенсивность солнечного излучения в течение года, Вт

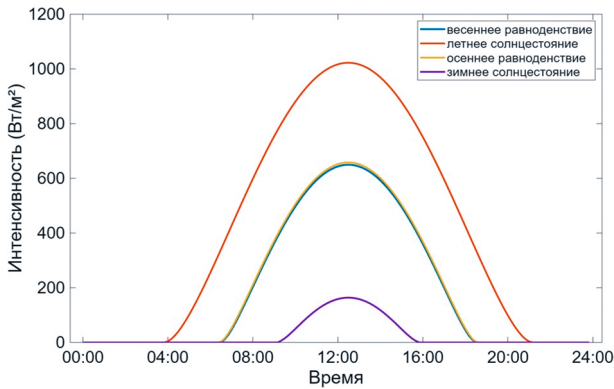


Рис. 2. Изменение интенсивности солнечного излучения в четырех характерных датах

$$\ln Q = b_1 + b_2 (\ln \lambda)^2 + b_3 (\ln l)^2 + b_4 (\ln \lambda)(\ln l) + b_5 \ln \lambda + b_6 \ln l, \quad (7)$$

где $b_1 = \ln a$; $b_5 = \alpha$; $b_6 = \beta$.

Преобразовав приведенное выше выражение обратно в исходную форму, получим:

$$Q = e^{b_1} \lambda^{b_5} l^{b_6} \cdot \exp \left[b_2 (\ln \lambda)^2 + b_3 (\ln l)^2 + b_4 (\ln \lambda)(\ln l) \right]. \quad (8)$$

Данное выражение, называемое транслогарифмической функцией стоимости, используется в экономике для аппроксимации сложных функциональных зависимостей. После сбора и статистической обработки данных по БПЛАСЭ за последние примерно 20 лет [13–18] (рис. 3) методом регрессионного анализа получено шесть коэффициентов для уравнения (8) (см. таблицу). Модели массы конструкции в логарифмической и исходной формах представлены на рис. 4.

Коэффициенты модели массы конструкции

| b_1 | b_2 | b_3 | b_4 | b_5 | b_6 |
|----------|---------|--------|--------|--------|--------|
| -0,10209 | -1,3195 | 1,2814 | 2,3378 | 1,0783 | 1,1063 |

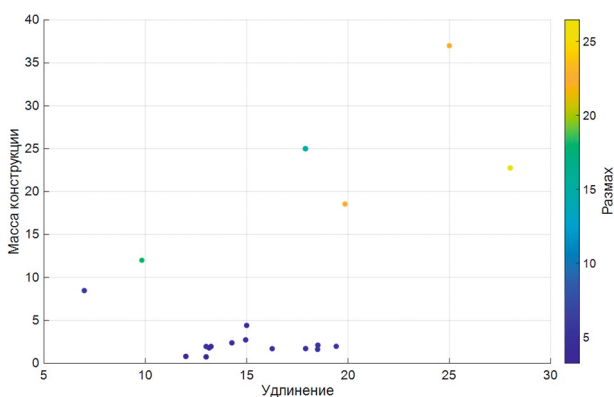


Рис. 3. Статистический анализ массы конструкции БПЛАСЭ

Методика определения области допустимых значений удельной нагрузки на крыло с учетом массово-энергетического баланса

Методика данного исследования основана на общей теории проектирования с учетом баланса энергии и массы. Для БПЛАСЭ горизонтальный полет является основным режимом. В данной статье рассматриваются только этот режим и соответствующие ему три соотношения:

$$G = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_y; \quad (9)$$

$$T = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_x; \quad (10)$$

$$P_{г.п} = Tv. \quad (11)$$

Из приведенных выше трех уравнений может быть выражена мощность, потребляемая в режиме горизонтального полета:

$$P_{г.п} = \frac{C_x}{C_y^{1.5}} \sqrt{G^3} \sqrt{\frac{2}{\rho}}. \quad (12)$$

Энергетические потребности БПЛАСЭ можно разделить на две категории. В дневное время

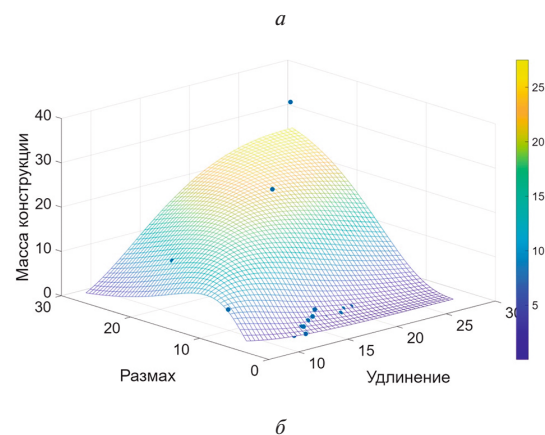
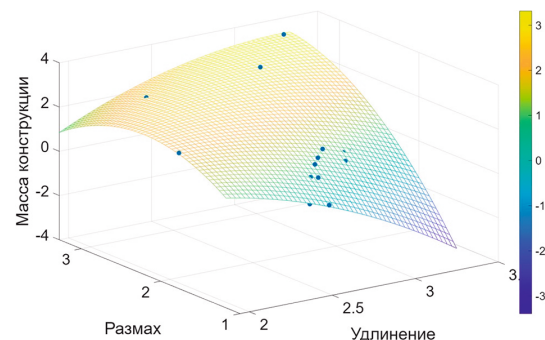


Рис. 4. Зависимость массы конструкции БПЛАСЭ от размаха и удлинения крыла: а – в логарифмической форме; б – в исходной форме

электроэнергия, преобразуемая фотоэлектрическими элементами из солнечного излучения, должна быть не меньше суммы энергопотребления для полета днем и энергии для зарядки аккумуляторных батарей в световой период [19, 20]. В данной статье это называется балансом энергии в течение суток (полным суточным балансом). В ночное время энергия, запасенная в аккумуляторных батареях, должна быть не меньше энергопотребления, необходимого для ночного полета. В данной статье это называется ночным энергетическим балансом.

Баланс энергии в течение суток:

$$E_{\text{солн}} \geq E_{\text{получ}} \geq E_{\text{треб}} = P_{\text{треб}} (T_{\text{день}} + T_{\text{ночь}}). \quad (13)$$

Далее это выражение может быть представлено в развернутой форме:

$$\eta_{\text{с.п}} \eta_{\text{mprt}} S_{\text{с.п}} \bar{I}_{\text{солн}} (T_{\text{день}} + T_{\text{ночь}}) \geq \left(\frac{C_x \sqrt{G^3} \sqrt{2}}{C_y^{1.5} \sqrt{S} \sqrt{\rho}} + \frac{P_{\text{ц.н}} + P_{\text{оборуд}}}{\eta_{\text{мотор}} \eta_{\text{винт}} + \eta_{\text{транс}}} \right) \cdot (T_{\text{день}} + T_{\text{ночь}}), \quad (14)$$

где $\eta_{\text{с.п}}$ – КПД солнечных панелей; η_{mprt} – КПД контроллера слежения за точкой максимальной мощности (Maximum Power Point Tracker, МРРТ); $\eta_{\text{мотор}}$ – КПД электромотора; $\eta_{\text{винт}}$ – КПД воздушного винта; $P_{\text{оборуд}}$ – энергопотребление оборудования и авионики; $P_{\text{ц.н}}$ – энергопотребление целевой нагрузки; $\eta_{\text{транс}}$ – КПД трансформаторов. Под $\bar{I}_{\text{солн}}$ понимается среднесуточная интенсивность солнечной радиации, т. е. полная энергия, усредненная за 24-часовой период. Считается, что $S_{\text{с.п}} = S \eta_{\text{с.п}}$, $\eta_{\text{уст}}$ – коэффициент установки солнечной панелей на крыле. Подставляя уравнение (12) в выражение (14), получаем:

$$\eta_{\text{с.п}} \eta_{\text{mprt}} \eta_{\text{уст}} \bar{I}_{\text{солн}} \geq \frac{C_x \left(\frac{G}{S}\right)^{1.5} \sqrt{2}}{C_y^{1.5} \sqrt{\rho}} + \frac{P_{\text{ц.н}} + P_{\text{оборуд}}}{S \eta_{\text{транс}}}. \quad (15)$$

Для ночного энергетического баланса:

$$E_{\text{получ}} \geq E_{\text{треб}} = P_{\text{треб}} T_{\text{ночь}}. \quad (16)$$

Обозначив массу аккумуляторных батарей как $m_{\text{бат}}$, а их плотность энергии как $k_{\text{бат}}$, приведенное выше выражение можно представить в виде:

$$m_{\text{бат}} k_{\text{бат}} \geq \left(\frac{P_{\text{гп}}}{\eta_{\text{мотор}} \eta_{\text{винт}}} + \frac{P_{\text{ц.н}} + P_{\text{оборуд}}}{S \eta_{\text{транс}}} \right) T_{\text{ночь}}. \quad (17)$$

Согласно литературным данным [1, 15, 17, 19], суммарная масса силовой установки (СУ) крупногабаритных БПЛАСЭ составляет лишь 5–10% от общей массы.

Отметим, что соотношение для ночного энергетического баланса включает массу аккумуляторных батарей. Тогда общая масса солнечного летательного аппарата может быть выражена как

$$m_{\text{общ}} = m_{\text{констр}} + m_{\text{бат}} + m_{\text{с.п}} + m_{\text{СУ}} + m_{\text{оборуд}} + m_{\text{ц.н}}, \quad (18)$$

где $m_{\text{констр}}$ – масса конструкции, равна Q в выражении (8). Поскольку массой оборудования МРРТ и двигательной установки можно пренебречь, в последующем анализе она не учитывается. После подстановки соответствующих соотношений в уравнение (17) и повторного введения выражения для мощности, потребляемой в режиме горизонтального полета, получаем:

$$\frac{G}{S} \geq \frac{m_{\text{констр}}}{S} + k_{\text{с.п}} \eta_{\text{уст}} g + \frac{(m_{\text{оборуд}} + m_{\text{ц.п}}) g}{S} + \left[\frac{C_x \left(\frac{G}{S}\right)^{1.5} \sqrt{2}}{C_y^{1.5} \sqrt{\rho}} + \frac{P_{\text{ц.н}} + P_{\text{оборуд}}}{S \eta_{\text{транс}}} \right] \frac{T_{\text{ночь}}}{k_{\text{бат}}} g, \quad (19)$$

где $k_{\text{с.п}}$ – массовая плотность солнечных панелей. $m_{\text{констр}}$ – масса конструкции.

После подстановки соотношений между площадью, удлинением и размахом крыла в уравнения (15) и (19) получаем границу допустимой нагрузки на крыло, выраженную через параметры удлинения и размаха крыла с учетом баланса энергии и массы (20).

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{G}{S} &\leq \left[\left(\eta_{\text{с.п}} \eta_{\text{mprt}} \eta_{\text{уст}} \bar{I}_{\text{солн}} - \frac{P_{\text{ц.н}} + P_{\text{оборуд}}}{l^2 \eta_{\text{транс}}} \right) \eta_{\text{мотор}} \eta_{\text{винт}} \frac{C_y^{1.5}}{C_x} \sqrt{\frac{\rho}{2}} \right]^{\frac{2}{3}}; \\ \frac{G}{S} &\geq \frac{Q}{l^2} + k_{\text{с.п}} \eta_{\text{уст}} + \frac{m_{\text{оборуд}} + m_{\text{ц.н}}}{l^2} + \left(\frac{C_x \left(\frac{G}{S}\right)^{1.5} \sqrt{2}}{\eta_{\text{мотор}} \eta_{\text{винт}} \sqrt{\rho}} + \frac{P_{\text{ц.н}} + P_{\text{оборуд}}}{l^2 \eta_{\text{транс}}} \right) \frac{T_{\text{ночь}}}{k_{\text{бат}}} g. \end{aligned} \right. \quad (20)$$

При обработке второго неравенств применен метод замены переменной:

$$z = \left(\frac{G}{S} \right)^{0,5} \quad (21)$$

Исходная задача, таким образом, сводится к нахождению корней кубического уравнения.

Результаты численного анализа и обсуждение

В данной работе для численного моделирования использовались следующие исходные данные:

$$\begin{aligned} C_{у\text{ профиля}} &= 0,7747; P_{\text{оборуд}} = 3 \text{ Вт}; \\ C_{x\text{ профиля}} &= 0,0105; P_{\text{ц.н}} = 3 \text{ Вт}; \\ \text{фактор Освальда } e &= 0,8; m_{\text{оборуд}} = 3 \text{ кг}; \\ C_{x\text{ вред_сопротив}} &= 0,008; m_{\text{ц.н}} = 5 \text{ кг}; \\ \eta_{\text{мпрт}} &= 0,97; k_{\text{сп}} = 0,255 \text{ кг/м}^2; \\ \eta_{\text{уст}} &= 0,8; k_{\text{бат}} = 450 \text{ Вт} \cdot \text{ч/кг}; \\ \eta_{\text{с.п}} &= 0,3775; \eta_{\text{винт}} = 0,8; \\ \eta_{\text{мотор}} &= 0,98; \eta_{\text{транс}} = 0,99. \end{aligned}$$

В качестве профиля крыла выбран аэродинамический профиль SD7032, который обладает высокими аэродинамическими характеристиками на малых скоростях. Время и место полета заданы как день летнего солнцестояния 2026 года в Москве (северная широта $55,75^\circ$, восточная долгота $37,62^\circ$) на высоте 8 км.

Границы допустимой удельной нагрузки на крыло, полученные из условий полного суточного и ночного энергетического балансов, представлены на рис. 5 и 6. В данной работе для непосредственного нахождения корней кубического уравнения использовалась функция “root” в среде Matlab; в результате получены два положительных и один отрицательный корень. Из свойств кубического уравнения следует, что проектная область допустимых значений нагрузки на крыло, определяемая ночным энергетическим балансом, находится между двумя положительными корнями. Верхняя граница удельной нагрузки на крыло, полученная из условия ночного баланса, заметно выше результата, полученного из условия полного суточного баланса. Таким образом, границы нагрузки на крыло могут быть определены соответственно верхней границей полного суточного баланса и нижней границей ночного энергетического баланса.

На рис. 7 представлена область доступных решений по удельной нагрузке на крыло. Результаты показывают, что нагрузка на крыло БПЛАСЭ значительно ниже, чем у других БПЛА сопоставимых размеров. Нижняя граница, определяемая условием ночного энергетического баланса, составляет даже менее 10 Н/м^2 . При фиксированном удлинении крыла увеличение его размаха приводит к существенному расширению области допустимых решений.

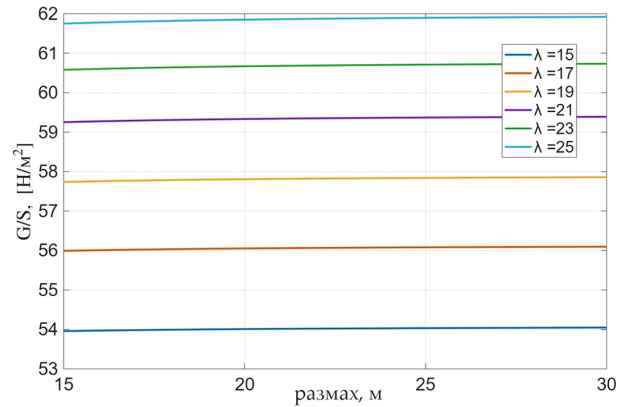


Рис. 5. Границы удельной нагрузки на крыло по энергетическому балансу за день

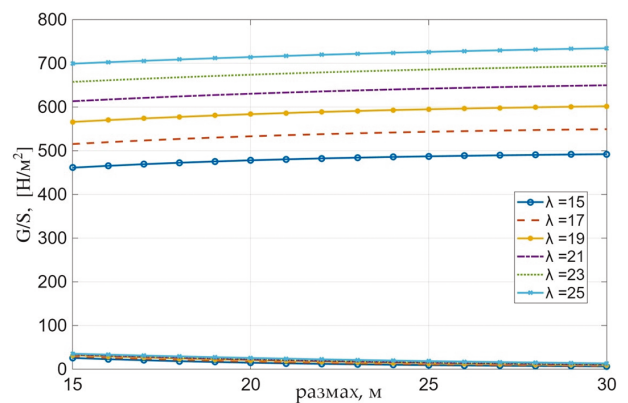


Рис. 6. Границы удельной нагрузки на крыло по энергетическому балансу за ночь

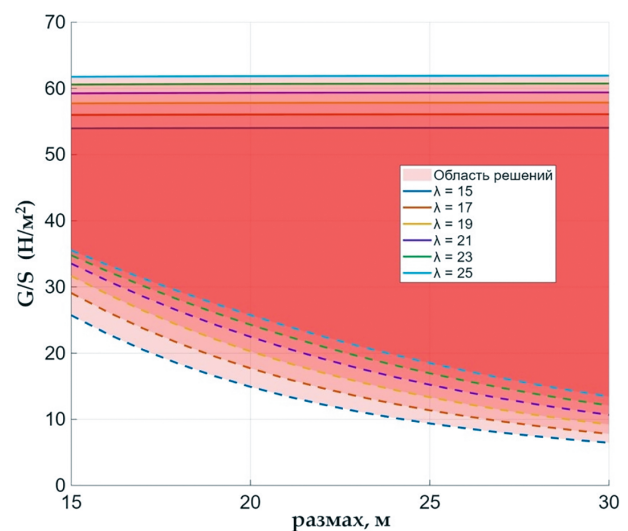


Рис. 7. Область решений по удельной нагрузке на крыло

После определения границы допустимой нагрузки на крыло в качестве фактической нагрузки для анализа потребной мощности и общей массы летательного аппарата выбирается 85% от максимально допустимого значения. На рис. 8 показана зависимость общей массы БПЛАСЭ от удлинения и размаха крыла. С увеличением размаха крыла общая масса БПЛА возрастает; при фиксированном размахе большему удлинению крыла соответствует меньшая общая масса. Аналогичная тенденция наблюдается и при анализе потребной мощности летательного аппарата (рис. 9): с увеличением размаха мощность увеличивается, а при постоянном размахе большему удлинению соответствует меньшая потребная мощность. Дальнейший анализ доступной мощности показывает, что при фиксированном удлинении крыла остаточная мощность также возрастает с увеличением размаха (рис. 10). Это свидетельствует о том, что для дальнейшего расширения эксплуатационных возможностей летательного аппарата требуется проектирование более крупногабаритных БПЛАСЭ.

Выводы

В статье рассматривается баланс энергии и массы БПЛАСЭ. Посредством численного анализа установлены взаимосвязи между размахом крыла, его удлинением, общей массой и нагрузкой на крыло. На основе новой модели массы конструкции, после определения границ удельной нагрузки на крыло, дополнительно исследованы закономерности изменения общей массы летательного аппарата и потребной мощности.

Результаты показывают, что удельная нагрузка на крыло БПЛАСЭ существенно ниже, чем у традиционных летательных аппаратов (до 70 Н/м^2), при этом необходимо совместно учитывать дневной и ночной энергетический баланс, что ограничивает область допустимых решений. Кроме того, увеличение размаха и удлинения крыла позволяет эффективно повышать доступную мощность от солнечной энергии, а также остаточную мощность, что формирует теоретическую основу для проектирования крупногабаритных БПЛА в будущем.

Список источников

1. *Noth A.* Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight. PhD thesis. Swiss Federal Institute of Technology (ETH), Zürich, 2008.
2. *Кириллов А.В., Деста А.Б.* Анализ эффективности применения различных типов силовых установок на беспилотных летательных аппаратах // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов эксплуатации: Сборник трудов XIV Всероссийской научно-практической конференции студентов и

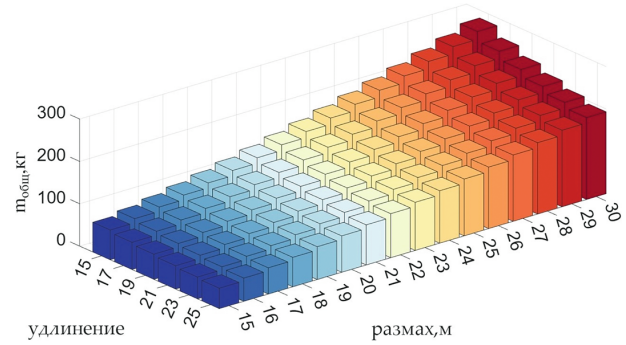


Рис. 8. Влияние удлинения и размаха крыла на общую массу БПЛАСЭ

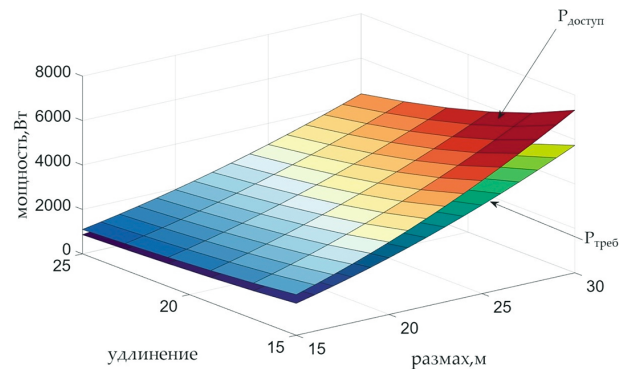


Рис. 9. Зависимость доступной и требуемой мощности от размаха и удлинения

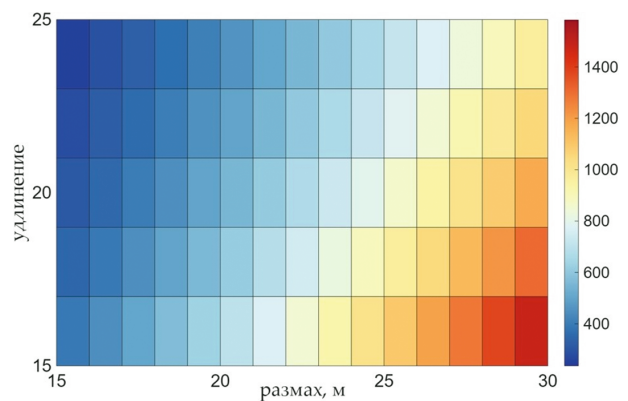


Рис. 10. Зависимость остаточной мощности от размаха и удлинения

- аспирантов (09 декабря – 10 февраля 2021; Иркутск). Иркутск: Изд-во Иркутского филиала МГТУ ГА, 2022. Т. 1. С. 145-150.
3. *Лисейцев Н.К., Самойловский А.А.* Современное состояние, проблемы и перспективы развития самолетов, использующих солнечную энергию для полета // Труды МАИ. 2012. № 55. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=30018>
4. *Самойловский А.А.* Методика формирования облика беспилотных летательных аппаратов с силовой уста-

- новкой на солнечной энергии: Дисс. ... канд. техн. наук. М., 2016. 147 с.
5. Назаренко П.А., Сатарова В.И., Макарова Л.В. Модель БПЛА на солнечной энергии // Известия ТулГУ. Технические науки. 2021. № 10. С. 44–51. DOI: 10.24412/2071-6168-2021-10-44-51
 6. Асадов Х.Г., Абдуллаева С.Н., Асланова А.Б. Оптимизация функционирования беспилотных летательных аппаратов, снабженных солнечными панелями, в режимах подъема и спуска // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2020. № 63. С. 80–86 DOI: 10.15593/2224-9982/2020.63.09
 7. Асланова А.Б. Вопросы оптимизации исследования солнечных батарей для энергопитания БПЛА // Горное оборудование и электромеханика. 2022. № 6(164). С. 62–67. DOI: 10.26730/1816-4528-2022-6-62-67
 8. Youngblood J.W., Talay T.A. Solar-powered airplane design for long-endurance, high-altitude flight. Report AIAA paper No. 82-0811. NASA Langley Research Center Hampton, VA, USA, 1982.
 9. Rajendran P., Smith H. Future Trend Analysis on the Design and Performance of Solar-Powered Electric Unmanned Aerial Vehicles // Advanced Materials Research. 2015. Vol. 1125, pp. 635–640. DOI: 10.4028/www.scientific.net/AMR.1125.635
 10. Rajendran P., Smith H. Implications of longitude and latitude on the size of solar-powered UAV // Energy Conversion and Management. 2015. Vol. 98, pp. 107–114. DOI: 10.1016/j.enconman.2015.03.110
 11. Sineglazov V., Karabetsky D. Energy system design of solar aircraft // IEEE 2nd International Conference Actual Problems of Unmanned Air Vehicles Developments (APUAVD; 15–17 October 2013; Kiev, Ukraine). pp. 9–11. DOI: 10.1109/APUAVD.2013.6705267
 12. Wang H., Song B., Zuo L. Effect of High-Altitude Airship's Attitude on Performance of its Energy System // Journal of Aircraft. 2007. Vol. 44. No. 6, pp. 2077–2080. DOI: 10.2514/1.31505
 13. Gao X.Z., Hou Z.X., Zheng G., et al. Parameters determination for concept design of solar-powered, high-altitude long-endurance UAV // *The Aeronautical Journal*. 2013. Vol. 85. No. 4, pp. 293–303. DOI: 10.1108/AEAT-Jan-2012-0011
 14. Rizzo E., Frediani A. A model for solar powered aircraft preliminary design // *The Aeronautical Journal*. 2008. Vol. 112. No. 1128, pp. 57–78. DOI: 10.1017/S000192400002001
 15. Montgomery S., Mourtos N.J. Design of a 5 Kilogram Solar-Powered Unmanned Airplane for Perpetual Solar Endurance Flight // 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (14–17 July 2013; San Jose, CA). DOI: 10.2514/6.2013-3875
 16. Самойловский А.А., Луцейцев Н.К. Методика определения основных проектных параметров беспилотных летательных аппаратов, использующих для полета энергию солнечного излучения // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 3. С. 7–16.
 17. Bakar A., Ke L., Liu H., et al. Design of Low Altitude Long Endurance Solar-Powered UAV Using Genetic Algorithm // *Aerospace*. 2021. Vol. 8. No. 8: 228. DOI: 10.3390/aerospace8080228
 18. Zhu X., Guo Z., Fan R., et al. How High Can Solar-Powered Airplanes Fly // *Journal of Aircraft*. 2014. Vol. 51. No. 5, pp. 1–6. DOI: 10.2514/1.C032333
 19. Ma D., Zhang L., Yang M., et al. Review of key technologies of ultra-long-endurance solar powered unmanned aerial vehicle // *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*. 2020. Vol. 41. No. 3: 623418 DOI: 10.7527/S1000-6893.2019.23418
 20. Zhao S., Yang Y., Zhou L., et al. Nonlinear Static Aeroelastic Analysis and Optimization for High-Altitude Solar-Powered UAV With Large Aspect Ratio // *IEEE Access*. 2023. Vol. 11. No. 99, pp. 36970–36979. DOI: 10.1109/ACCESS.2023.3235482

References

1. Noth A. *Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight*. PhD thesis. Swiss Federal Institute of Technology (ETH), Zürich; 2008.
2. Kirillov AV, Desta AB. Analysis of the effectiveness of the use of various types of power plants on unmanned aerial vehicles. *Materialy XIV Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii studentov i aspirantov "Aktual'nye problemy razvitiya aviatsionnoi tekhniki i metodov ehkspluatatsii"* (December 09 – February 10, 2021; Irkutsk). Irkutsk: Irkutskii filial MGTU GA; 2022. Vol. 1. p. 145–150. (In Russ.).
3. Liseitsev NK, Samoilovskii AA. State-of-the-art, problems and development perspective of the aircraft, using solar energy to flight. *Trudy MAI*. 2012(55). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=30018>
4. Samoilovskii AA. *A technique for shaping the appearance of unmanned aerial vehicles with a solar-powered propulsion system*. PhD Thesis. Moscow: MAI; 2016. 147 p.
5. Nazarenko PA, Satarova VI, Makarova LV. Solar Powered Uavmodel. *Izvestiya TuLGu. Tekhnicheskie nauki*. 2021(10):44–51. (In Russ.). DOI: 10.24412/2071-6168-2021-10-44-51
6. Asadov HH, Abdullayeva SN, Aslanova AB. Research of effectiveness of functioning of uav equipped with solar batteries in ascending and descending trajectories. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2020(63):80–86. (In Russ.). DOI: 10.15593/2224-9982/2020.63.09
7. Aslanova AB. Issues of optimizing the use of solar panels for UAV power supply. *Mining Machines and Automatics*. 2022(6):62–67. (In Russ.). DOI: 10.26730/1816-4528-2022-6-62-67

8. Youngblood JW, Talay TA. *Solar-powered airplane design for long-endurance, high-altitude flight*. Report AIAA Paper No. 82-0811. NASA Langley Research Center Hampton, VA, USA; 1982.
9. Rajendran P, Smith H. Future Trend Analysis on the Design and Performance of Solar-Powered Electric Unmanned Aerial Vehicles. *Advanced Materials Research*. 2015;1125:635-640. DOI: 10.4028/www.scientific.net/AMR.1125.635
10. Rajendran P, Smith H. Implications of longitude and latitude on the size of solar-powered UAV. *Energy Conversion and Management*. 2015;98:107-114. DOI: 10.1016/j.enconman.2015.03.110
11. Sineglazov V, Karabetsky D. Energy system design of solar aircraft. *IEEE 2nd International Conference Actual Problems of Unmanned Air Vehicles Developments (APUAVD; October 15-17, 2013; Kiev, Ukraine)*. p. 9-11. DOI: 10.1109/APUAVD.2013.6705267
12. Wang H, Song B, Zuo L. Effect of High-Altitude Airship's Attitude on Performance of its Energy System. *Journal of Aircraft*. 2007;44(6):2077-2080. DOI: 10.2514/1.31505
13. Gao XZ, Hou ZX, Zheng G, et al. Parameters determination for concept design of solar-powered, high-altitude long-endurance UAV. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2013;85(4):293-303. DOI: 10.1108/AEAT-Jan-2012-0011
14. Rizzo E, Frediani A. A model for solar powered aircraft preliminary design. *The Aeronautical Journal*. 2008;112(1128):57-78. DOI: 10.1017/S0001924000002001
15. Montgomery S, Mourtos NJ. Design of a 5 Kilogram Solar-Powered Unmanned Airplane for Perpetual Solar Endurance Flight. *49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (July 14-17, 2013; San Jose, CA)*. DOI: 10.2514/6.2013-3875
16. Samoilovskii AA, Liseitsev NK. Methodology of design parameters characterization of solar-powered unmanned aerial vehicles. *Aerospace MAI Journal*. 2015;22(3):7-16. (In Russ.).
17. Bakar A, Ke L, Liu H, et al. Design of Low Altitude Long Endurance Solar-Powered UAV Using Genetic Algorithm. *Aerospace*. 2021;8(8):228. DOI: 10.3390/aerospace8080228
18. Zhu X, Guo Z, Fan R, et al. How High Can Solar-Powered Airplanes Fly. *Journal of Aircraft*. 2014;51(5):1-6. DOI: 10.2514/1.C032333
19. Ma D, Zhang L, Yang M, et al. Review of key technologies of ultra-long-endurance solar powered unmanned aerial vehicle. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*. 2020;41(3):623418 DOI: 10.7527/S1000-6893.2019.23418
20. Zhao S, Yang Y, Zhou L, et al. Nonlinear Static Aeroelastic Analysis and Optimization for High-Altitude Solar-Powered UAV With Large Aspect Ratio. *IEEE Access*. 2023;11(99):36970-36979. DOI: 10.1109/ACCESS.2023.3235482

Статья поступила в редакцию / Received 24.02.2026
Одобрена после рецензирования / Revised 12.03.2026
Принята к публикации / Accepted 12.03.2026