

ISSN 1561-8358 (Print)
ISSN 2524-244X (Online)
УДК 629.7.013.1
<https://doi.org/10.29235/1561-8358-2018-63-4-486-500>

Поступила в редакцию 25.04.2018
Received 25.04.2018

В. В. Сухов, Я. С. Козей

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт имени Игоря Сикорского», Киев, Украина

ОСОБЕННОСТИ ВЫБОРА ТРАЕКТОРИИ И ЭТАПОВ ПОЛЕТА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ В УСЛОВИЯХ НЕСПОКОЙНОЙ АТМОСФЕРЫ

Аннотация. При формировании проектных параметров беспилотного летательного аппарата (БПЛА) на солнечной энергии важно учитывать особенности энергообеспечения не только при выполнении горизонтального полета, но и на остальных этапах (взлет, посадка, маневр и т. д.), которые в итоге формируют общую траекторию полета, реализация которой обеспечивает выполнение поставленной перед БПЛА конкретной задачи. Вместе с тем следует рассматривать полет с учетом реальных условий эксплуатации, включающих атмосферные факторы.

Определение особенностей планирования траекторий и этапов полета БПЛА на солнечной энергии при реализации продолжительного полета с учетом энергетики, конструктивных ограничений и реальных условий эксплуатации является целью данной работы.

Определены возможные траектории полета БПЛА на солнечных элементах в соответствии с типовыми задачами его практического применения. Предложена дискретная модель планирования траектории маршрута для БПЛА на солнечных элементах. Описаны принципы реализации этапов взлета и посадки БПЛА на солнечной энергии, определены зависимости между энергозатратами и основными параметрами каждого из этапов. Получены зависимости для определения основных составляющих энергетического баланса БПЛА на солнечной энергии от параметров криволинейного полета. Проведена верификация полученных зависимостей путем сравнения расчетных и экспериментальных (летных) данных для конкретного БПЛА на солнечной энергии, по массе относящемуся к классу мини. Сходимость результатов расчета и эксперимента находится в пределах 15–20 %. Установлены факторы, действующие на летательный аппарат в неспокойной атмосфере, их влияние на эксплуатационные и конструктивные ограничения.

Получена обобщенная аналитическая модель для определения условий реализации продолжительного полета (4–6 ч) БПЛА на солнечной энергии, учитывающие: массовые, аэродинамические, энергетические характеристики; траекторные, атмосферные и эксплуатационные условия.

Результаты исследования могут быть использованы при формировании облика БПЛА на солнечной энергии на этапе его эскизного проектирования.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, солнечная энергия, типовые траектории, атмосферные факторы, алгоритм выбора параметров, продолжительный полет

Для цитирования. Сухов, В. В. Особенности выбора траектории и этапов полета беспилотного летательного аппарата на солнечной энергии в условиях неспокойной атмосферы / В. В. Сухов, Я. С. Козей // Вес. Нац. акад. наук Беларуси. Сер. физ.-техн. наук. – 2018. – Т. 63, № 4. – С. 486–500. <https://doi.org/10.29235/1561-8358-2018-63-4-486-500>

V. V. Sukhov, Ya. S. Kozei

National Technical University of Ukraine “Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute”, Kyiv, Ukraine

FEATURES OF THE CHOICE OF THE TRAJECTORY AND STAGES OF THE FLIGHT OF AN UNMANNED AIRCRAFT ON SOLAR ENERGY IN A RESTLESS ATMOSPHERE

Abstract. When forming the design parameters of an unmanned aerial vehicle (UAV) on solar energy, it is important to consider the peculiarities of energy supply not only when performing horizontal flight, but also at other stages (take-off, landing, maneuver, etc.), which ultimately form a common flight trajectory the implementation of which ensures the implementation of the specific task assigned to the UAV. However, the flight should be considered taking into account the actual operating conditions, including atmospheric factors.

Determining the features of planning the trajectories and stages of flight of a UAV on solar energy during the implementation of a long flight, considering energy, design constraints and actual operating conditions, is the goal of this work.

The possible trajectories of flight of UAVs on solar cells are determined in accordance with the typical tasks of its practical application. A discrete model is proposed for planning a trajectory of a route for a UAV on solar cells. The principles of the implementation of the stages of takeoff and landing of UAVs on solar energy are described, the dependencies between the energy consumption and the main parameters of each stage are determined. The dependences are obtained for determining the main components of the energy balance of UAVs on solar energy on the parameters of curvilinear flight. Verification of the obtained dependences was carried out by comparing the calculated and experimental (flight) data for a particular UAV on solar energy, which is of the mini class by mass. The convergence of the results of calculation and experiment is in the range of 15–20 %. The factors acting on an aircraft in a restless atmosphere, their effect on operational and design constraints are established.

A generalized analytical model was obtained to determine the conditions for the implementation of a long flight (4–6 hours) of a solar-powered UAV, considering: mass, aerodynamic, energy characteristics; trajectory, atmospheric and operational conditions.

The results of the study can be used at forming the shape of a UAV on solar energy at the stage of its preliminary design.

Keywords: unmanned aerial vehicle, solar energy, typical trajectories, atmospheric factors, algorithm for selecting parameters, long flight

For citation. Sukhov V. V., Kozei Ya. S. Features of the choice of the trajectory and stages of the flight of an unmanned aircraft on solar energy in a restless atmosphere. *Vesti Natsyonal'nai akademii navuk Belarusi. Seryya fizika-technichnykh navuk = Proceedings of the National Academy of Sciences of Belarus. Physical-technical series*, 2018, vol. 63, no. 4, pp. 486–500 (in Russian). <https://doi.org/10.29235/1561-8358-2018-63-4-486-500>

Введение. Планирование траектории полета беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в реальных условиях эксплуатации остается актуальной темой для научных исследований [1–6]. Принципы построения траектории движения БПЛА в пространстве описаны в [3–5] и основаны на компоновке сложной пространственной траектории из определенного набора простых траекторий, которые соответствуют типовым маневрам (набору высоты, развороту, прямолинейному движению и т. д.). При выборе траектории полета и этапов ее реализации большое внимание уделяется законам движения летательного аппарата и поиску оптимальной траектории, удовлетворяющей конкретные граничные условия. Поскольку самолет на солнечной энергии (СЭ) имеет определенные эксплуатационные и энергетические ограничения, которые подробно описаны в [7, 8], то этот факт следует учесть при планировании возможных траекторий полета летательного аппарата такого класса.

Обычно с помощью БПЛА при облете определенных территорий может проводиться телевизионная, оптико-электронная, радиоэлектронная разведка, ретрансляция связи и т. д. [9]. С учетом указанных выше ограничений из числа возможных пространственных траекторий для решения перечисленных практических задач были выбраны следующие варианты полета с определенным функциональным назначением: поиск объектов в заданной зоне, облет заданной зоны, облет заданного рубежа, барражирование в зоне (над точкой), поиск объектов на маршруте

Любую траекторию полета БПЛА можно разделить на следующие этапы: набор высоты (взлет), горизонтальный полет, планирование (снижение, посадка), полет по кругу (с креном или без). Следует заметить, что между описанными этапами полета существуют некие переходные процессы, продолжительность которых составляет менее 1 % от времени всего полета, что дает нам право не учитывать их при расчете энергообеспечения. Конечно, возможны более сложные траектории полета и этапы, но реализация их при выполнении типовых практических задач с помощью БПЛА на СЭ маловероятна из-за специфических особенностей их эксплуатации (большие габариты, низкая нагрузка на крыло, низкая скорость и т. д.) [7].

Очевидно, что планирование пространственной траектории БПЛА на СЭ в значительной степени зависит от пространственной ориентации солнечной энергоустановки относительно Солнца. Это связано с особенностями генерации солнечной энергии на этапах, отличающихся от горизонтального полета – базового этапа при расчетах энергетического баланса [10].

При выборе проектных параметров БПЛА на СЭ важно учесть особенности энергообеспечения не только на этапе горизонтального полета, но и на остальных этапах, которые в итоге формируют общую траекторию полета. Вместе с тем следует рассматривать полет БПЛА в реальных условиях эксплуатации, включающих и атмосферные факторы.

Целью работы является определение особенностей планирования траекторий и этапов полета БПЛА на СЭ при реализации продолжительного полета с учетом энергетики, конструктивных ограничений и реальных условий эксплуатации.

Этапы полета беспилотного летательного аппарата на солнечной энергии и их планирование. Набор высоты (взлет). Этот этап всегда сопровождается значительными энергозатратами, поскольку изначально неподвижному телу необходимо передать достаточное количество энергии для достижения необходимой скорости взлета. Условно БпЛА можно разделить на те, что для реализации взлета используют исключительно собственную силовую установку; те, что выполняют взлет с использованием стартового устройства (катапульты, леера, буксира и т. д.), и мини-БпЛА [11, 12], стартующие с рук. Характеристики каждого из рассматриваемых вариантов взлета представлены на рис. 1.

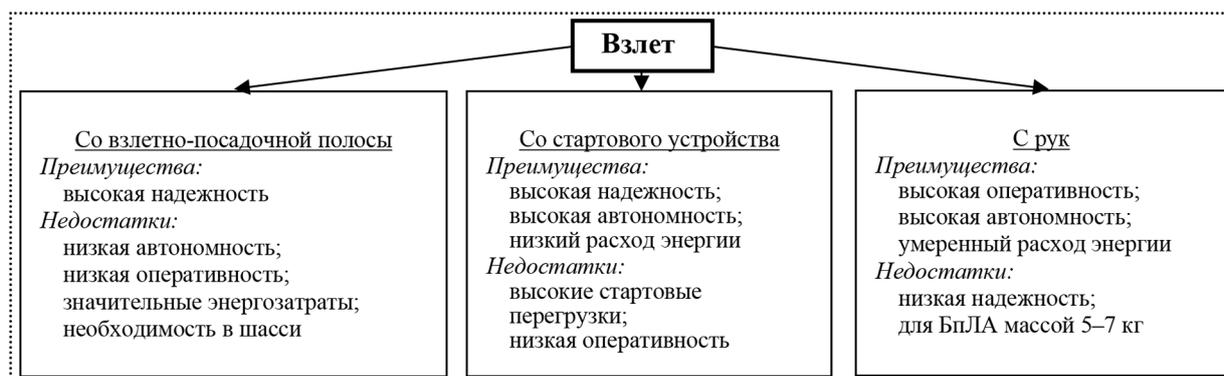


Рис. 1. Основные варианты взлета БпЛА

Fig. 1. The main options for take-off UAV

Взлет с взлетно-посадочной полосы. При взлете с разбегом важно знать его длину. Она напрямую зависит от удельной нагрузки на крыло q (отношение взлетной массы m_0 к площади крыла S), мощности силовой установки, механизации крыла и качества поверхности для разбега. В результате разбега летательный аппарат должен достичь скорости отрыва $V_{отр.}$, которая, согласно [13], может быть определена по следующей формуле:

$$V_{отр.} = 14,4 \sqrt{\frac{m_0/S}{C_{y_{отр.}}}}, \quad (1)$$

где $C_{y_{отр.}}$ – коэффициент подъемной силы при отрыве. Обычно $C_{y_{отр.}} \leq 0,83C_{y_{max}}$.

Длина разбега при этом равна $L_p \leq V_{отр.}^2/2a$ ($a = g(0,95P_0/G - 0,5(f_{тр} + 1/K_{отр.}))$) – среднее ускорение при разбеге, G – масса самолета, $f_{тр}$ – коэффициент трения колес шасси, $K_{отр.}$ – аэродинамическое качество самолета при отрыве).

Взлет со стартового устройства – более практичный вид старта, поскольку не требует специальной площадки. По принципу действия катапульты бывают механические, пневматические, гидравлические и другие. Для безопасного выполнения миссии летательный аппарат после схода с катапультного устройства должен достичь скорости схода $V_{сх} = 1,2 \dots 1,3V_{свал.}$, где $V_{свал.}$ – скорость сваливания, и высоты, которая исключает столкновения с наземными объектами.

Взлет с рук. Данный вид старта характеризуется в основном углом набора высоты, импульсом броска, необходимой мощностью силовой установки, а также аэродинамическими характеристиками БпЛА (условие старта $V_{сх} > V_{свал.}$).

Поскольку для БпЛА на СЭ важно минимизировать энергозатраты, массу и перегрузки [7, 8, 10], то рациональным вариантом для взлета является взлет с рук (для БпЛА класса мини) и взлет со взлетно-посадочной полосы (для других классов).

Если принять, что взлет БпЛА на СЭ – это период от момента покоя до момента достижения определенной высоты (например, высоты горизонтального полета), то можно определить зависимости между энергозатратами и основными параметрами этапа взлета.

Этап характеризуется в основном углом набора высоты θ , скоростью набора $V_{\text{наб}}$, потребной мощностью силовой установки $N_{\text{наб}}$ и аэродинамическими характеристиками самолета. Скорость $V_{\text{наб}}$ и потребная мощность набора $N_{\text{наб}}$ могут быть определены по следующим зависимостям:

$$V_{\text{наб}} = \sqrt{\frac{2G \cos \theta}{\rho S C_y}}, \quad (2)$$

$$N_{\text{наб}} = Q V_{\text{наб}} + G V_{\text{наб}} \sin \theta, \quad (3)$$

где ρ – плотность воздуха, C_y – коэффициент подъемной силы, Q – сила сопротивления, действующая на летательный аппарат.

При заданной высоте набора H энергозатраты $E_{\text{взл}}$ и время набора $t_{\text{наб}}$ соответственно равны:

$$E_{\text{взл}} = N_{\text{наб}} t_{\text{наб}} = \left(H \frac{Q}{\sin \theta} + G \right), \quad (4)$$

$$t_{\text{наб}} = \frac{H}{V_{\text{наб}} \sin \theta}. \quad (5)$$

Качественный характер взаимовлияния параметров описанных зависимостей в обобщенном виде представлен на рис. 2.

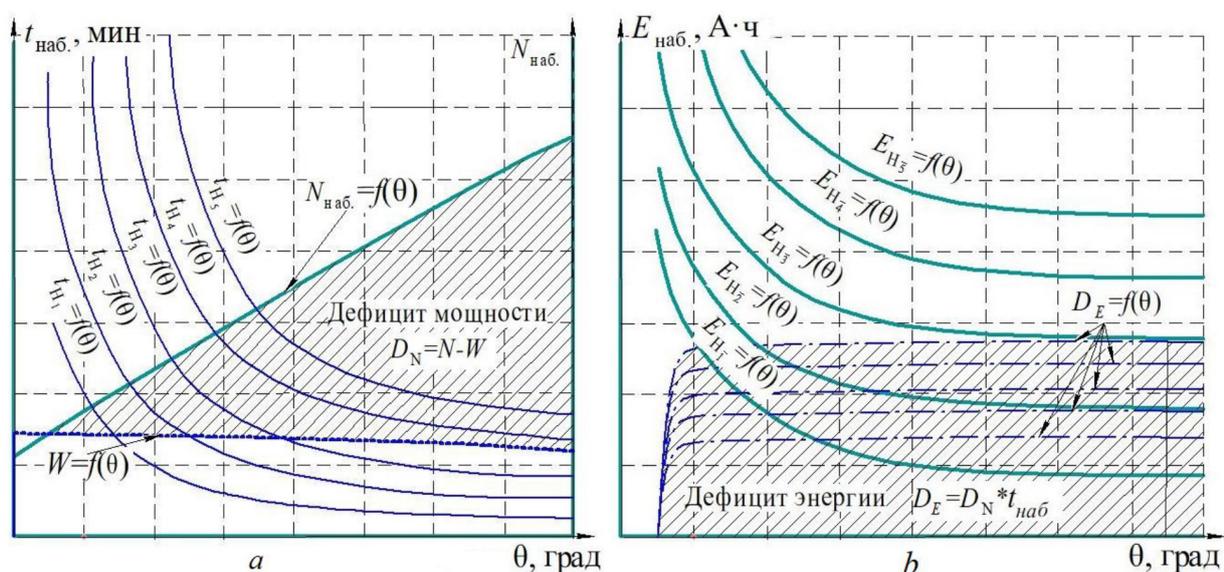


Рис. 2. Характер взаимовлияния основных параметров взлета БПЛА: *a* – зависимость времени необходимого для набора высот H_1 – H_5 и потребной мощности $N_{\text{наб}}$ от угла набора высоты θ (W – текущая мощность солнечных панелей); *b* – зависимость потраченной энергии E_{H_1} – E_{H_5} и ее дефицита D_E от высоты H_1 – H_5 и угла набора θ

Fig. 2. The main dependencies during take-off: *a* – the dependence of the time required for a set of heights of H_1 – H_5 and the required power at the same time on the angle of the climb θ (W – current power of solar panels); *b* – the dependence of the energy E_{H_1} – E_{H_5} expended and its deficit D_E in the height of H_1 – H_5 on the height of the climb θ

Исходя из данных, приведенных на рис. 2, следует, что с увеличением угла набора высоты фактическая мощность $W(\theta)$, генерируемая солнечной энергоустановкой, уменьшается. Причиной этого является уменьшение площади плановой проекции солнечных элементов на горизонтальную плоскость. К тому же величина необходимой мощности $N_{\text{наб}}$ стремительно растет с увеличением угла атаки. В результате формируется значительный дефицит мощности $D_N = N - W$

(разница между необходимой мощностью и мощностью, сгенерированной солнечной энергоустановкой). Процесс определения параметров взлета усложняется тем, что при окончательном выборе угла θ необходимо ввести коррекцию в сторону увеличения на возможное наличие в зоне взлета деревьев, линий электропередач и т. д. Таким образом, выбор энергетических параметров на этапе взлета сводится к определению угла набора θ , величины необходимой мощности $N_{\text{наб}}$ и дефицита энергии D_E .

Пример реализации такого алгоритма выполнен для экспериментального (летного) образца БПЛА на СЭ (рис. 3), исходные данные которого приведены в табл. 1, а результаты расчета представлены соответственно на рис. 4 и в табл. 2.



Рис. 3. Экспериментальный образец БПЛА на СЭ

Fig. 3. Experimental model of UAV on solar energy

Таблица 1. Исходные параметры экспериментального (летного) образца БПЛА на СЭ

Table 1. The initial parameters of the experimental (flight) sample of UAV on solar energy

Параметр	Значение
Потребная мощность для выполнения горизонтального полета $N_{\text{г.п}}$, Вт	90
Мощность солнечной установки при горизонтальном полете $W_{\text{г.п}}$, Вт	110
Площадь крыла S , м ²	0,91
Взлетная масса летательного аппарата m_0 , кг	4,4
Коэффициент подъемной силы при горизонтальном полете C_y	0,25

Анализируя опыт проведения полетов экспериментального (летного) образца БПЛА на СЭ, нами установлено, что рациональным углом взлета, гарантирующим безопасность, является угол в пределах 15° (см. рис. 4). Поскольку на начальном этапе расчета большинство параметров неизвестны, именно угол атаки становится переменной, от которой мы можем отталкиваться при определении значений недостающих параметров. Имея зависимости $N_{\text{наб}} = f(\theta)$, $W = f(\theta)$ и значение угла набора высоты θ (рис. 4, *a*), легко определить значения необходимой мощности $N_{\text{наб}}$, мощности энергоустановки W и фактический дефицит мощности D_N . Используя кривые $E_{\text{наб}} = f(\theta)$ и $D_E = f(\theta)$ с рис. 4, *b*, можно сформировать величину дефицита энергии D_E , который накопится за время достижения определенной высоты. По результатам анализа данных (см. рис. 4) нами были определены рациональные параметры для этапа взлета экспериментального (летного) образца БПЛА на СЭ, которые будут использованы при настройке автопилота.

Из вышеприведенных данных следует, что самолет на солнечной энергии для выполнения этапа взлета и набора рабочей высоты должен иметь дополнительный источник питания (аккумулятор), чтобы компенсировать дефицит энергии. Использовать для этой цели избыток солнечных элементов нерационально, поскольку на этапе горизонтального полета (основной этап) некое количество СЭ будет не задействовано. К примеру, экспериментальному (летному) образцу БПЛА на СЭ для взлета нужно приблизительно в 3 раза больше необходимой мощности, чем для

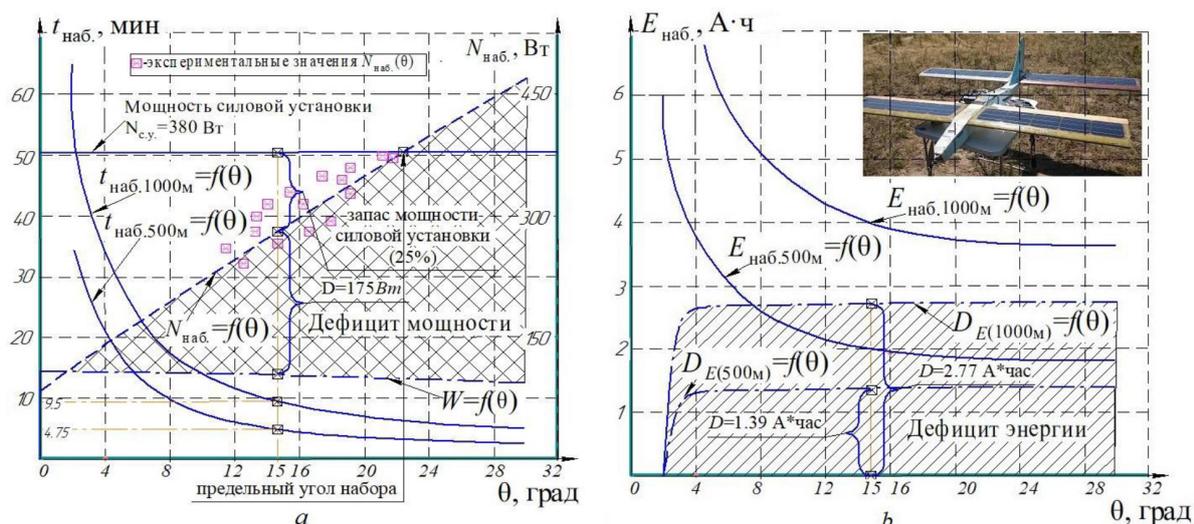


Рис. 4. Зависимость энергетических параметров экспериментального (летного) образца БПЛА на СЭ от угла набора высоты: *a* – зависимость времени, необходимого для набора высот 500, 1000 м, и потребной мощности при этом от угла набора высоты (*W* – текущая мощность солнечных панелей); *b* – зависимость потраченной энергии $E_{наб}$ и ее дефицита D_E при наборе высоты 500, 1000 м от угла набора высоты

Fig. 4. The main dependencies during take-off for an existing aircraft on solar energy: *a* – the dependence of the time required for a set of heights of 500, 1000 m and the required power at the same time on the angle of the climb (*W* – current power of solar panels); *b* – the dependence of the energy E_{set} expended and its deficit D_E in the height of 500, 1000 m on the height of the climb

горизонтального полета. Чтобы обеспечить такую мощность, необходимо разместить 1,5 м² солнечных элементов, это в разы увеличит размах, вес, удлинение крыла, что не является рациональным. В опытном образце был использован для компенсации энергии аккумулятор емкостью 2,2–4,0 А·ч.

Также следует заложить запас мощности силовой установки. В нашем случае он составил около 25 %, что позволило увеличить предельный угол набора высоты, тем самым повысить эксплуатационные возможности летательного аппарата.

Для большинства БПЛА время взлета и набор высоты составляет < 5 % от общего времени полета. Если время достижения рабочей высоты не нормировано, то допускается снижение дефицита энергии путем уменьшения угла набора высоты и увеличения мощности СЭ. В таком случае период взлета и набора рабочей высоты может составлять до 20 % от общего времени полета, что ухудшит эксплуатационную эффективность самолета.

Таблица 2. Рекомендуемые параметры этапа взлета экспериментального (летного) БПЛА на СЭ
Table 2. Recommended parameters for the takeoff phase of an experimental (flight) UAV on solar energy

Параметры летного эксперимента	Значение
Стартовая скорость, скорость схода из стартового устройства $V_{отр}$, м/с	8–10
Мощность при наборе высоты $N_{наб}$, Вт	261
Дефицит мощность при наборе высоты, Вт	177
Угол набора θ , град	15
Время для достижения высоты 500/1000 м, мин	4,75/9,50
Энергия сгенерирована СЭ за период достижения высоты 500/1000 м, А·ч	0,69/1,38
Дефицит энергии при достижении высоты 500/1000 м, А·ч	1,39/2,77

Горизонтальный полет является наиболее прогнозируемым этапом полета. Подробно особенности энергообеспечения БПЛА на СЭ были описаны нами в предыдущих публикациях [7, 10].

Было установлено, что для осуществления длительного полета самолета на солнечной энергии в режиме горизонтального полета должно выполняться следующее условие:

$$\frac{W\eta_c - W_c}{S} \geq \frac{C_x}{SC_y^{3/2}} \sqrt{\frac{2\lambda g^3}{\rho} \frac{m_0^{3/2}}{l}}, \quad (6)$$

где W – мощность солнечной энергоустановки, η_c – коэффициент полезного действия электрической системы, W_c – необходимая мощность для питания БПЛА, C_x – коэффициент лобового сопротивления, λ – удлинение крыла, l – размах крыла.

Стоит заметить, что профицит генерируемой энергии при выполнении горизонтального полета можно не только накапливать в аккумуляторе, но и превращать ее в потенциальную энергию тела путем постепенного набора высоты. При дефиците энергии летательный аппарат будет снижаться до определенной высоты, обычно при отсутствии условия жесткого соблюдения высоты полета. Например, при выполнении горизонтального полета некий аппарат на СЭ имеет профицит энергии. Это позволяет повысить мощность и получить вертикальную составляющую скорости при постоянной горизонтальной скорости и тем самым увеличить длительность полета.

Планирование (снижение и посадка). В настоящее время существует несколько вариантов посадки (рис. 5), которые продиктованы эксплуатационными характеристиками и особенностями эксплуатации БПЛА. Условно можно выделить следующие схемы посадки: на взлетно-посадочную полосу (по-самолетному), на площадку (по-вертолетному), на парашюте, в улавливающее устройство и на корпус. Как правило, затраты энергии на выполнение данного этапа не превышают энергозатрат на выполнение горизонтального полета, а в большинстве случаев являются незначительными и составляют не более 5 % от общего потребления. Энергия расходуется исключительно на питание систем, а полет реализуется за счет снижения и, соответственно, расхода накопившейся потенциальной энергии летательного аппарата.

Недостатком посадки на взлетно-посадочную полосу является низкая автономность осуществления посадки, обусловленная зависимостью от наземной инфраструктуры, что существенно ограничивает оперативность использования БПЛА.



Рис. 5. Основные варианты посадки БПЛА

Fig. 5. The main options for landing UAV

Недостатком парашютного способа является низкая точность посадки (от десятков до сотен метров), что требует дополнительных затрат времени на поиск БПЛА. Кроме того, для реализации этого способа может потребоваться площадка больших размеров, свободная от объектов. Затраты времени на поиск БПЛА на значительной территории обуславливают низкую оперативность повторного применения, снижается степень автономности. Общая масса парашютной и амортизационной системы может достигать 20–25 % от взлетной массы. Это значительно ограничивает массу целевой нагрузки.

При посадке в улавливающее устройство требуется высокая точность определения координат и предусматривается наличие системы заведения БПЛА в захватывающее устройство. Главное преимущество схемы посадки в захватывающее устройство заключается в минимизации посадочного места на небольшом открытом участке местности.

Вариант посадки на корпус потребует от летательного аппарата достаточной прочности, низкой вертикальной скорости (до 5–7 м/с), отсутствия выступающих конструктивных элементов, которые могут повредиться при контакте с землей. При реализации БПЛА на СЭ для обеспечения необходимой энергии требуется значительная площадь под размещение солнечных элементов. Нагрузка на крыло такого аппарата ниже по сравнению с БПЛА без СЭ.

Для выбора посадки необходимо учесть преимущества и недостатки (см. рис. 5), а также их влияние на эффективность использования конкретного летательного аппарата. Для посадки следует выбирать: для класса мини (5–7 кг) – посадку на парашюте; для аппаратов с низкими посадочными скоростями и низкой нагрузкой на крыло – посадку на корпус; для средних и тяжелых БПЛА – посадку на взлетно-посадочную полосу.

Полет по кругу (с креном или без). Полет самолета по криволинейной траектории в горизонтальной плоскости называется виражом. Виращ является одним из самых простых и распространенных видов криволинейного полета и используется для разворота самолета. Если при выполнении виража скольжение отсутствует и при этом скорость виража V_B , высота полета и угол крена γ не меняются, то виращ называют правильным (индекс – п.в). При выполнении правильного виража на самолет действуют сила тяжести G , подъемная сила Y , сила тяги двигателя P и сила лобового сопротивления Q . Учитывая, что сила тяги совпадает с направлением скорости полета, уравнение, описывающее данный случай полета, имеет вид [13]

$$P = Q, G = Y \cos \gamma, \frac{m_0 V_B^2}{r} = Y \sin \gamma. \tag{7}$$

Для выполнения правильного виража необходимо затратить определенную мощность $N_{п.в}$, а при расчете энергозатрат W_B необходимо знать радиус r_B , время t_B и скорость V_B . Все перечисленные величины могут быть определены из следующей совокупности уравнений:

$$\left\{ \begin{aligned} N_{п.в} &= P_{п.в} V_B = c_x S \rho \frac{V_B^3}{2}; \\ W_B &= N_{п.в} \cdot t_B = 2 \varphi \rho g S m_0^2 \frac{1}{K C_y \sin \gamma}; \\ r_B &= \frac{m_0 V_B^2}{Y \sin \gamma}; \\ t_B &= \frac{\varphi r_B}{V_B}; \\ V_B &= \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_y \cos \gamma}}. \end{aligned} \right. \tag{8}$$

Анализируя полученные зависимости (8), можно выделить группы параметров, влияющих на энергозатраты при выполнении маневра: параметры, связанные с характеристиками летательного аппарата (площадь крыла S , взлетная масса m_0 , аэродинамическое качество K , коэффициент

подъемной силы C_y); параметры, связанные с выполнением маневра (угол поворота φ , угол крена γ) и условно постоянные параметры (плотность воздуха ρ , ускорение свободного падения g).

Графическая интерпретация взаимовлияния параметров уравнений (8) в обобщенном виде представлена на рис. 6. Для упрощения математической модели результаты исследования представлены для случая, когда Солнце находится в зените. По сравнению с горизонтальным полетом при крене меняется не только величина энергозатрат, но и величина сгенерированной энергии. Естественно, что при оценке изменения величины сгенерированной энергии важно понимать положение солнечных элементов, размещенных на крыле, относительно Солнца.

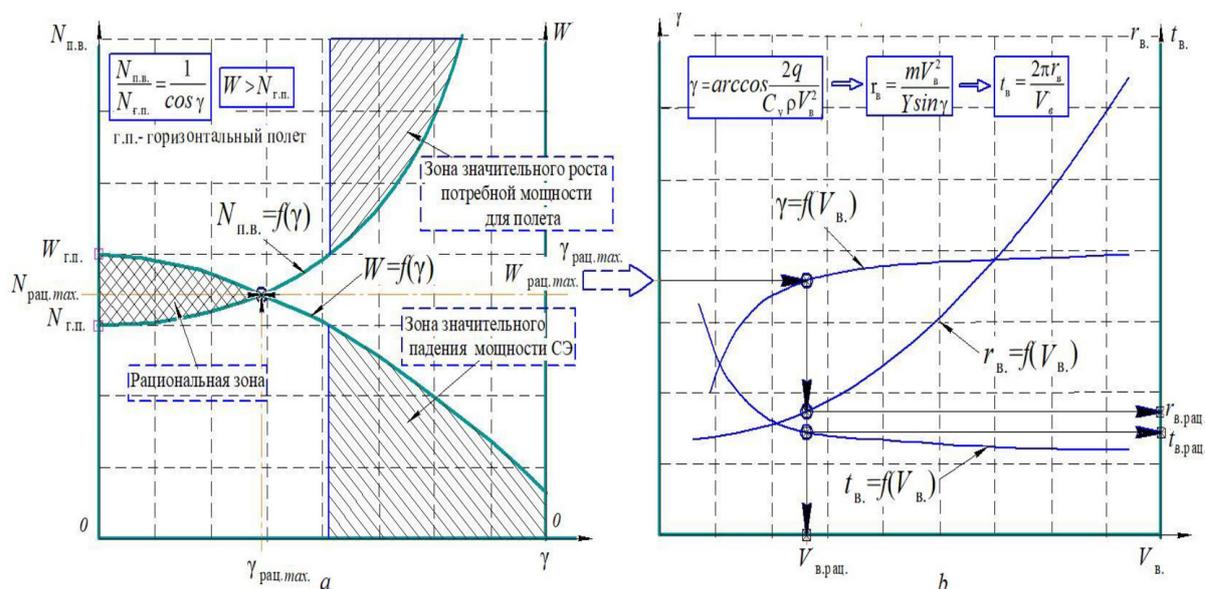


Рис. 6. Характер взаимовлияния основных энергетических и кинематических характеристик БПЛА на СЭ от параметров виража: a – зависимость мощности солнечных элементов W и потребляемой мощности для выполнения виража $N_{п.в.}$ от угла крена γ ; b – зависимость угла крена γ , радиуса r_b и времени t_b от скорости виража V_b

Fig. 6. The main dependencies when performing the correct puncture: a – dependence of panel power W and power to perform a bend $N_{p.v.}$ on the angle of the roll γ ; b – dependence of the angle of the roll γ , radius r_b and time t_b on the speed of the turn V_b

Поскольку энергетические зависимости являются ключевыми для реализации полета, характер изменения мощности солнечной энергоустановки W и потребляемой мощности для выполнения правильного виража $N_{п.в.}$ является определяющим при выборе параметров виража. Имея зависимость мощности СЭ и потребляемой мощности для выполнения виража от угла крена, можно выделить зону рациональных параметров (индекс – рац.) для вышеуказанных величин (см. рис. 6, a). Точка пересечения кривых (точка А) определяет максимально возможные рациональные значения для мощности панелей, потребляемой мощности для выполнения виража и угла крена. Получив рациональный угол крена при вираже и построив зависимости угла крена, радиуса, времени от скорости виража, можно графическим способом определить остальные рациональные характеристики ($r_{в.рац.}$, $t_{в.рац.}$ и $V_{в.рац.}$) (см. рис. 6, b).

Для примера проведем определения рациональных характеристик виража для экспериментального (летного) БПЛА на СЭ (см. рис. 3). Входные величины для расчета приведены в табл. 1. По результатам расчета были получены зависимости (рис. 7) и конкретные характеристики правильного виража для данного случая (табл. 3). Характеристики энергопотребления экспериментального БПЛА на СЭ, полученные в результате серии полетов, приведены на рис. 8.

Из приведенных данных следует, что для выполнения правильного виража необходимо затратить мощность, превышающую мощность СЭ (см. рис. 7). Таким образом, при выполнении разворота или поворота во избежание потери высоты нужно также использовать аккумулятор.

Полет в неспокойной приемной атмосфере. Полет в турбулентной атмосфере (болтанка) определяет колебательный характер траектории и угловые колебания БПЛА относительно центра масс. При попадании БПЛА с нисходящего потока в восходящий возможно резкое подбрасывания

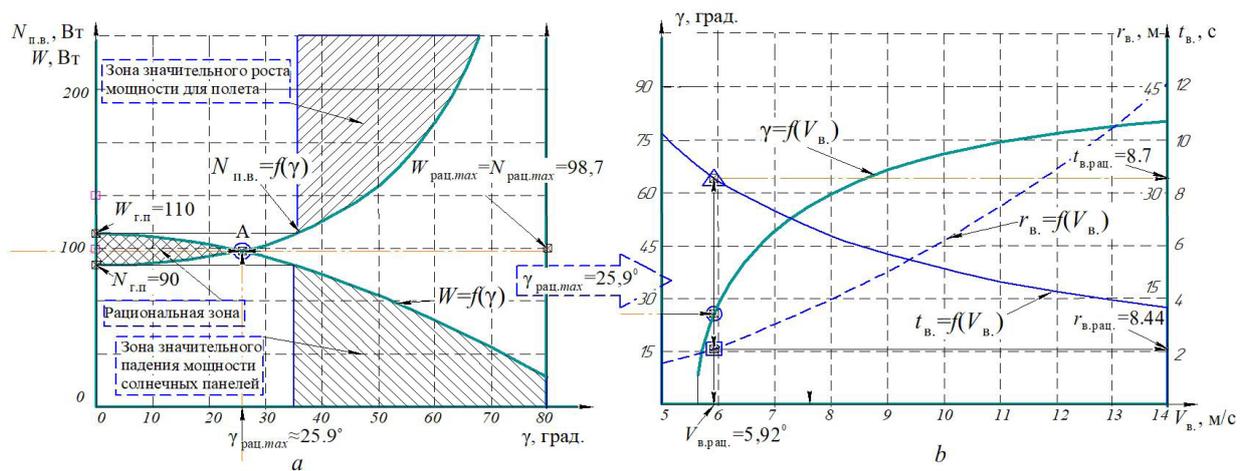


Рис. 7. Изменение энергетических и кинематических параметров экспериментального (летного) БПЛА на СЭ при выполнении правильного виража: *a* – зависимость мощности панелей W и потребной мощности для выполнения виража $N_{п.в.}$ от угла крена γ ; *b* – зависимость угла крена γ , радиуса r_b и времени t_b от скорости виража V_b

Fig. 7. The main dependencies when performing the correct puncture for existing (flight) UAV on solar energy: *a* – dependence of panel power W and power to perform a bend on the angle $N_{п.в.}$ of the roll γ ; *b* – dependence of the angle of the roll γ , radius r_i and time t_i on the speed of the turn V_i

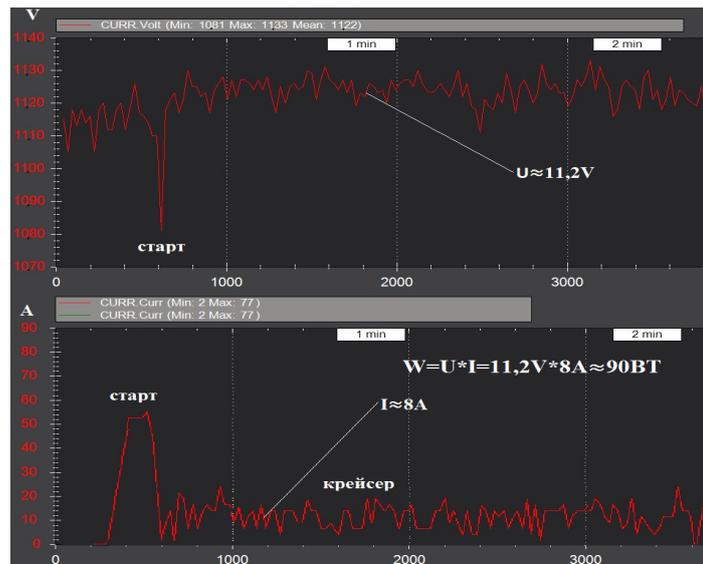


Рис. 8. Энергопотребление существующего БПЛА на СЭ во время полета
 Fig. 8. The power consumption of the existing UAV on solar energy during flight

Таблица 3. Рекомендуемые параметры этапа выполнения правильного виража для экспериментального (летного) образца БПЛА на СЭ
 Table 3. Recommended parameters for performing the correct turn for an experimental (flight) sample of a UAV on solar energy

Характеристика	Значение
Мощность для выполнения виража $N_{п.в.}$, Вт	98,7
Угол крена при выполнении виража $\gamma, ^\circ$	$\leq 25,9$
Скорость выполнения виража V_b , м/с	5,92
Радиус виража r_b , м	8,44
Время виража t_b , с	8,7
Энергозатраты при выполнении правильного виража на 360° , Вт·с	858,7

самолета вверх. Это приводит к резкому увеличению нагрузок, действующих на конструкцию, и в определенных случаях привести к разрушению БПЛА. При полете самолета в режиме болтанки отдельные элементы конструкции воспринимают знакопеременные нагрузки и при этом деформируются. В результате в материале конструкции появляются изменения – в элементах конструкции возникают микротрещины, которые растут от полета к полету и в итоге могут привести к так называемому усталостному разрушению конструкции. К тому же существует реальная угроза разрушения СЭ и частичного либо полного выхода из строя солнечной энергоустановки. В этом случае требования по условиям эксплуатации СЭ становятся определяющими, так как по своей кристаллической природе они плохо реагируют на деформации.

В беспокойном воздухе на БПЛА действуют порывы ветра различного направления [14]. Порыв ветра может изменить углы атаки, скольжения и скорость набегающего потока, в результате чего изменятся величины аэродинамических сил и их моментов, которые в свою очередь вызывают нарушение равновесия самолета и изменение величины перегрузки. Вертикальные воздушные потоки – восходящие и нисходящие – имеют наибольшее значение с точки зрения безопасности полета.

При попадании БПЛА в восходящий поток (V_{1y}) существуют две опасности: получение перегрузки, большей максимально допустимой, и разрушения БПЛА в воздухе; выход БПЛА на срывные углы атаки и сваливание. В случае попадания в восходящий поток угол атаки α увеличивается на $\Delta\alpha_{1y}$ (рис. 9, *b*), что провоцирует резкое повышение подъемной силы. Вследствие значительных размеров и малой массы БПЛА подвергается значительному влиянию порывов на вертикальную перегрузку $n_{y.бол}$, которое определяется по формуле

$$n_{y.бол} = 1 \pm \frac{C_y^\alpha V_{1y} \rho V}{q} \leq [n_y] \tag{9}$$

где C_y^α – значение коэффициента подъемной при заданном угле атаки, V_{1y} – скорость порыва.

Зависимость эксплуатационных перегрузок от величины порыва для экспериментального (летного) образца БПЛА приведена на рис. 9, *a*. Зависимости высоты полета, скорости полета, перегрузок реального образца БПЛА на СЭ от времени на финишном этапе полета (снижение, посадка)

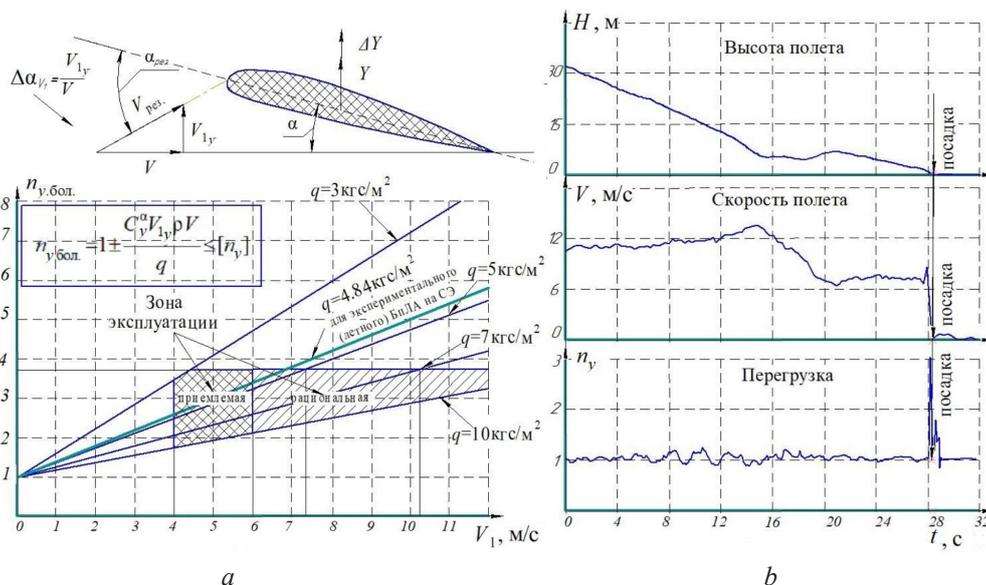


Рис. 9. Показатели движения БПЛА в беспокойной атмосфере: *a* – зависимость перегрузки от скорости порыва для различных значений нагрузки на крыло и изменение угла атаки при вертикальном порыве; *b* – зависимости высоты полета, скорости полета, перегрузок реального образца БПЛА на СЭ от времени на финишном этапе полета (снижение, посадка)

Fig. 9. Movement of UAV in turbulent atmosphere: *a* – dependence of the overload on the speed of the impulse for various values of the load on the wing and the change in the angle of attack in the vertical rush; *b* – dependence of flight altitude, flight speed, overloads of the real sample of the UAV on solar energy from time to time at the final flight stage (reduction, landing)

перегрузок от времени на финишном этапе полета (снижение, посадка) (рис. 9, b) получены путем расшифровки log-файлов автопилота APM 2.6.

При большом удлинении (20–30 единиц) и малой нагрузке на крыло (5–7 кг/м²) даже при небольших вертикальных порывах $V_1 = 5–7$ м/с (см. рис. 9, a) возникает значительная вертикальная перегрузка (3–4 единицы), что ставит ограничения на возможность эксплуатации самолетов на солнечной энергии [7].

Планирование продолжительности полета БпЛА на СЭ. Для реализации продолжительных полетов (4–6 ч) следует обеспечить ряд условий. К ним в первую очередь следует отнести аэродинамическое совершенство летательного аппарата и его энергоэффективность. Очевидно, что основным критерием выполнения полета выступает время T . Поскольку любой полет можно разделить на этапы, то задача реализации длительного полета формируется условием обеспечения суммарного энергетического баланса на протяжении выполнения соответствующих этапов.

Этап набора высоты (взлет) является особо энергозатратным. Большинство (60–80 %) энергии на его выполнение должен давать бортовой аккумулятор.

Этап горизонтального полета является основным режимом работы самолета, во время которого сгенерированная энергия солнечных панелей должна обеспечить питание самолет в целом. Возможно наличие дефицита или профицита, но его величина должна быть незначительной (до 10 %). При этом следует учесть наличие в системе аккумулятора соответствующей емкости

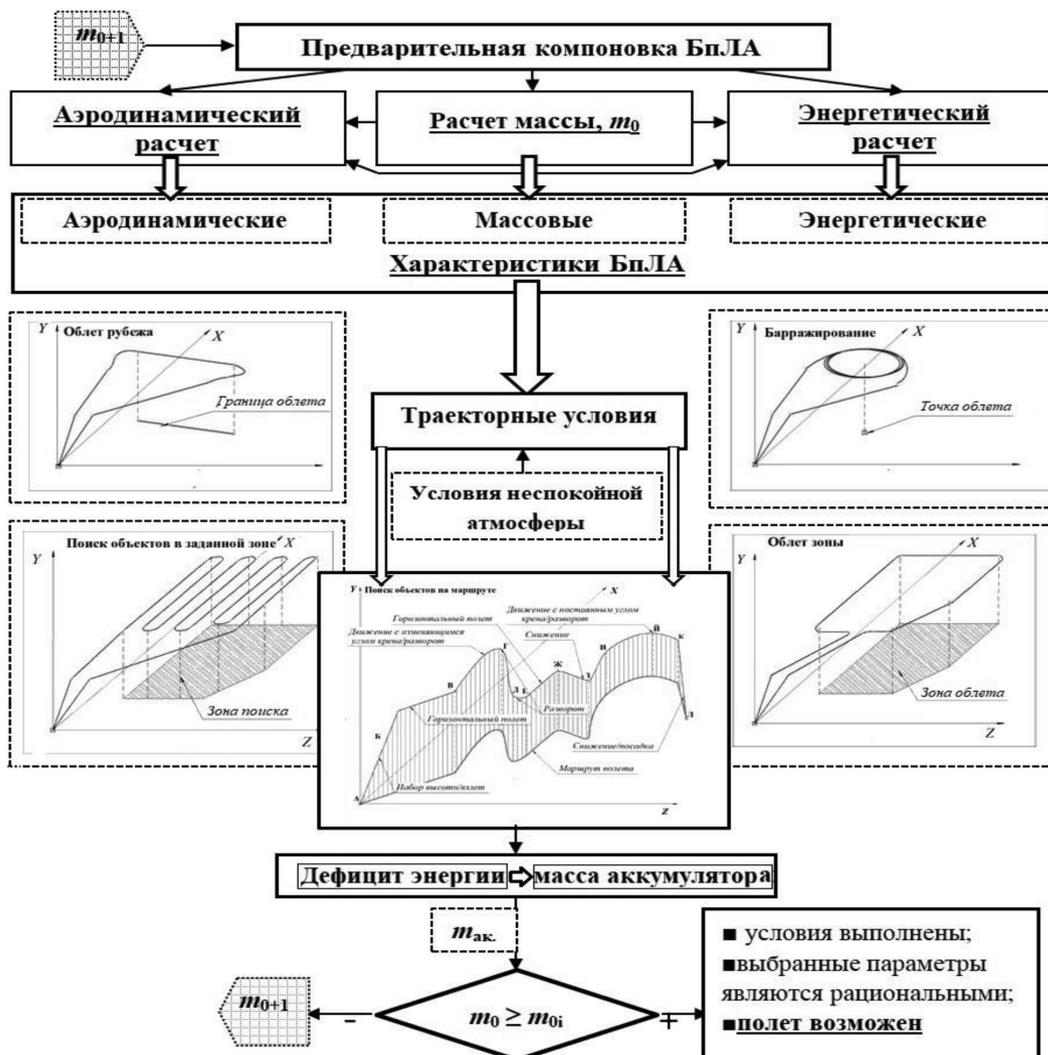


Рис. 10. Алгоритм определения условий реализации полета БпЛА на СЭ

Fig. 10. Algorithm for determining the conditions for the implementation of the UAV on solar energy

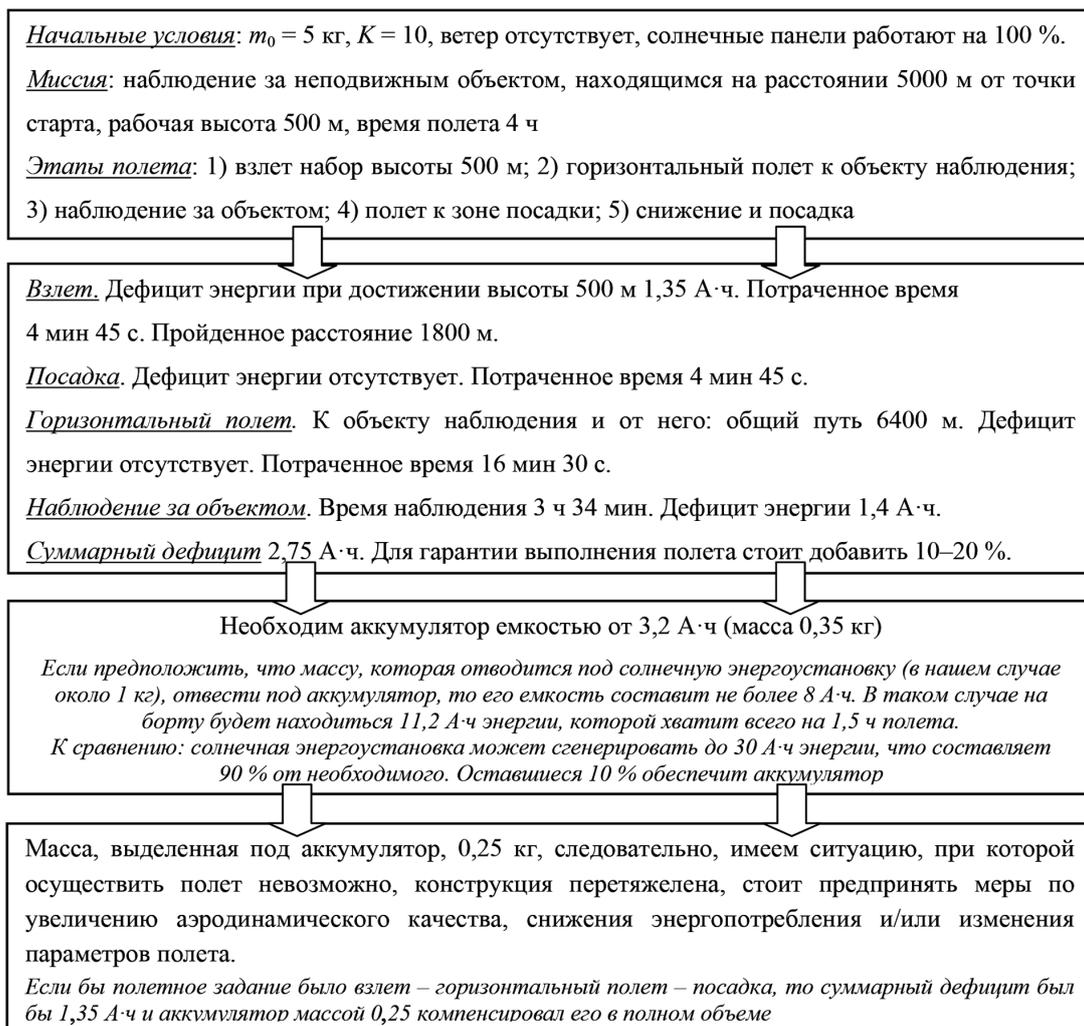


Рис. 11. Пример формирования плана полета БпЛА на СЭ

Fig. 11. Example of flight planning UAV on solar energy

для компенсации дефицита или накопления энергии. На виражах также существует дефицит энергии, который должен быть учтен.

При планировании траектории полета БпЛА (рис. 10) необходимо оценить возможный дефицит энергии на выполнение продолжительного полета. Как следствие, масса аккумулятора $m_{ак}$, который будет компенсировать дефицит, становится определяющей при оценке возможности реализации конкретного полета. Пример определения условий реализации продолжительного полета показан на рис. 11.

Если масса аккумулятора превышает отведенную массу, получаем превышение взлетной массы (из расчета массы в первом приближении). В таком случае следует выполнить меры по уменьшению массы аккумулятора (дефицита энергии) путем повышения аэродинамического качества, уменьшения энергопотребления, упрощения траектории и др.

Заключение. С учетом конструктивных и эксплуатационных ограничений определены возможные траектории полета БпЛА на СЭ для решения конкретных практических задач. Предложена дискретная модель планирования траектории маршрута.

Описаны принципы реализации этапа взлета и посадки БпЛА на СЭ. Определены зависимости между энергозатратами и основными параметрами взлета (угол набора высоты, время набора высоты 500, 1000 м). Для рационального выполнения этапа взлета и набора рабочей высоты самолет должен иметь дополнительный источник питания (аккумулятор) с целью компенсации

дефицита энергии. Если время достижения рабочей высоты не нормировано, то возможно уменьшить дефицит энергии путем уменьшения угла набора высоты и увеличением мощности СЭ. В таком случае период взлета и набора рабочей высоты может составлять до 20 % от общего времени полета, что снижает эксплуатационную эффективность самолета. Для посадки следует выбрать: посадку на парашюте для БПЛА класса мини (5–7 кг); посадку на корпус для аппаратов с низкими посадочными скоростями (< 7 м/с) и низкой нагрузкой на крыло (< 10 кг/м²); посадку на взлетно-посадочную полосу для средних и тяжелых БПЛА.

Получены зависимости для определения основных параметров ($W, N_{п.в}$) энергетического баланса БПЛА на СЭ от параметров выража (γ, r_B, t_B, V_B). Проведена верификация полученных зависимостей на основе сравнения расчетных и экспериментальных данных для экспериментального (летного) образца БПЛА на СЭ. Сходимость результатов расчета и эксперимента находится в пределах 15–20 %.

Установлены факторы, действующие на летательный аппарат в неспокойной, приземной атмосфере и их влияние на эксплуатационные, а также конструктивные ограничения.

Определены рекомендуемые параметры для этапов полета экспериментального (летного) образца БПЛА на СЭ, которые используются при настройке автопилота.

Разработан обобщенный алгоритм определения условий реализации продолжительного полета БПЛА на СЭ, в котором учитываются массовые, аэродинамические, энергетические характеристики; траекторные, атмосферные эксплуатационные условия. Подтверждено, что реализовать продолжительный полет (4–6 ч) БПЛА на СЭ возможно.

Список использованных источников

1. Планирование траектории беспилотного летательного аппарата в сложных условиях при наличии угроз / М. А. Андреев [и др.] // Изв. Рос. акад. наук. Теория и системы управления. – 2012. – № 2. – С. 166–176.
2. Канатников, А. Н. Допустимые пространственные траектории беспилотного летательного аппарата в вертикальной плоскости [Электронный ресурс] / А. Н. Канатников, А. П. Крищенко, С. Б. Ткачев // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2012. – № 3. – Режим доступа: <https://cyberleninka.ru/article/n/dopustimye-prostranstvennye-traektorii-bespilotnogo-letatel'nogo-apparata-v-vertikalnoy-ploskosti>. – Дата доступа: 21.09.2017.
3. Карцев, Н. В. Планирование траектории полета БПЛА / Н. В. Карцев, О. С. Салыкова // Образование и наука в современных условиях: материалы VI Междунар. науч.-практ. конф. (Чебоксары, 26 февр. 2016 г.) [Электронный ресурс] / редкол.: О. Н. Широков [и др.]. – Чебоксары: ЦНС «Интерактив плюс», 2016. – № 1 (6). – С. 266–268. – Режим доступа: <https://interactive-plus.ru/e-publications/e-publication-207.pdf> – Дата доступа: 15.09.2017.
4. Тань Лиго. Решение задачи планирования полета малогабаритного беспилотного летательного аппарата в условиях городской среды / Тань Лиго, А. В. Фомичев, Ян Лю // Автоматизация. Современные технологии. – 2015. – № 7. – С. 19–24.
5. Differential Geometric Path Planning of Multiple UAVs / M. Shanmugavel [et al.] // J. Dyn. Sys., Meas., Control. – 2007. – Vol. 129, Iss. 5. – P. 620–632. <https://doi.org/10.1115/1.2767657>
6. Велищанский, М. А. Движение летательного аппарата в вертикальной плоскости при наличии ограничений на состояния / М. А. Велищанский // Вестн. МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Естеств. науки. – 2016. – № 3. – С. 70–81. <https://doi.org/10.18698/1812-3368-2016-3-70-81>
7. Сухов, В. В. Сучасний стан та перспективи розвитку літаків на сонячній енергії в Україні / В. В. Сухов, А. В. Іващук, Я. С. Козей // Вісн. НТУУ КПІ. Сер. Машинобудування. – 2016. – Т. 2, №. 77. – С. 5–14. <https://doi.org/10.20535/2305-9001.2016.77.71470>
8. North, A. Design of solar powered airplanes for continuous flight [Electronic resource] / A. North. – Zürich, 2008. – 196 p. – Mode of access: http://www.sky-sailor.ethz.ch/docs/Conceptual_Design_of_Solar_Powered_Airplanes_for_continuous_flight.pdf – Date of access: 03.11.2016.
9. Сальник, Ю. П. Сучасний стан оснащення Збройних сил України безпілотними авіаційними комплексами / Ю. П. Сальник, І. В. Матала, В. А. Онищенко // Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил. – 2011. – Вип. 2 (28). – С. 46–51.
10. Sukhov, V. Analysis of mass and energy balance of the unmanned aerial vehicles on solar energy / V. Sukhov, Y. Kozei // Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. – 2017. – Vol. 3, № 9 (87). – P. 10–18. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2017.101974>
11. Гребеников, А. Г. Общие виды и характеристики беспилотных летательных аппаратов: справ. пособие / А. Г. Гребеников, А. К. Мялица, В. В. Парфенюк. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьковский авиационный институт», 2008. – 377 с.
12. Харченко, О. В. Класифікація та тенденції створення безпілотних літальних апаратів військового призначення / О. В. Харченко, В. В. Кулешин, Ю. В. Коцуренко // Наука і оборона. – 2005. – № 1 – С. 47–54.
13. Сілков, В. І. Бойове маневрування літальних апаратів / В. І. Сілков. – Київ: НАОУ, 2004. – 318 с.
14. Доброленский, Ю. П. Динамика полета в неспокойной атмосфере. – М.: Машиностроение, 1969. – 256 с.

References

1. Andreyev M. A., Miller A. B., Miller B. M., Stepanyan K. V. Path planning for unmanned aerial vehicle under complicated conditions and hazards. *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2012, vol. 51, iss. 2, pp. 328–338. <https://doi.org/10.1134/S1064230712010030>
2. Kanatnikov A. N., Krishchenko A. P., Tkachev S. B. The permissible spatial trajectories of an unmanned aerial vehicle in the vertical plane. *Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie MGTU im. N.E. Baumana* [Science and Education: a Scientific Publication. N. E. Bauman MSTU], 2012, no. 3. Available at: <https://cyberleninka.ru/article/n/dopustimye-prostranstvennyetraektorii-bespilotnogo-letatel'nogo-apparata-v-vertikalnoy-ploskosti> (Accessed 21 September 2017) (in Russian).
3. Kartsev, N. V. Planning the flight path of a UAV. *Obrazovaniye i nauka v sovremennykh usloviyakh: materialy VI Mezhdunar. nauch.-prakt. konf.* [Education and Science in Modern Conditions: Materials VI Intern. Scientific-Practical. Conf.] Cheboksary: Center for Scientific Cooperation “Interaktiv plus”, 2016, pp. 266–268. Available at: <https://interactive-plus.ru/e-publications/e-publication-207.pdf> (Accessed 15 September 2017) (in Russian).
4. Tan’ Ligo, Fomichev A. V., Yan Lyu. Solution of the problem of planning the flight of a small unmanned aerial vehicle in an urban environment. *Avtomatizatsiya. Sovremennye tekhnologii = Automation. Modern Technologies*, 2015, no. 7, pp. 19–24 (in Russian).
5. Shanmugavel M., Tsourdos A., White B. A., Żbikowski R. Differential Geometric Path Planning of Multiple UAVs. *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 2007, vol. 129, iss. 5, pp. 620–632. <https://doi.org/10.1115/1.2767657>
6. Velishchansky M. A. Aircraft movement in a vertical plane with state constraints. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Natural Sciences*, 2016, no. 3 (66), pp. 70–81 (in Russian). <https://doi.org/10.18698/1812-3368-2016-3-70-81>
7. Sukhov V. V., Ivashchuk A. V., Kozei Ya. S. Current state and prospects for the development of solar powered aircraft in Ukraine. *Visnik NTUU KPI. Seriya Mashinobuduvannya = Journal of Mechanical Engineering NTUU “Kyiv Polytechnic Institute”*, 2016, vol. 2, no. 77, pp. 5–14 (in Ukrainian). <https://doi.org/10.20535/2305-9001.2016.77.71470>
8. North A. *Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight: diss. eth. no. 18010*. Zürich, 2008. Available at: <http://www.sky-sailor.ethz.ch> (Accessed 3 November 2016).
9. Salnik Yu. P., Matala I. V., Onyschenko V. A. Current state of unmanned aerial complexes of the Ukrainian Armed Forces. *Zbirnik naukovikh prats’ Kharkivs’kogo universitetu Povitryanikh Sil = Scientific Works of Kharkiv National Air Force University*, 2011, iss. 2 (28), pp. 46–51 (in Ukrainian).
10. Sukhov V., Kozei Y. Analysis of mass and energy balance of the unmanned aerial vehicles on solar energy. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 2017, vol. 3, no. 9 (87), pp. 10–18. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2017.101974>
11. Grebenikov A. G., Myalitsa A. K., Parfenyuk V. V. *General Views and Characteristics of Unmanned Aerial Vehicles*. Khar’kov, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, 2008. 377 p. (in Russian).
12. Kharchenko O. V., Kuleshin V. V., Kotsurenko Yu. V. Classification and trends in development of pilotless flying vehicles of military purpose. *Nauka i oborona = Science and Defense*, 2005, no. 1, pp. 47–54 (in Ukrainian).
13. Silkov V. I. *Combat Maneuvering of Aircraft*. Kіiv, Natsional’na akademiya oboroni Ukraїni Publ., 2004. 318 p. (in Ukrainian).
14. Dobrolensky Yu. P. *The Dynamics of Flight in a Troubled Atmosphere*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1969. 256 p. (in Russian).

Информация об авторах

Сухов Виталий Викторович – доктор технических наук, профессор, кафедра авиа- и ракетостроения, Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт имени Игоря Сикорского» (пр. Победы, 37, 03056, Киев, Украина). E-mail: sukhovkpi@gmail.com. <http://orcid.org/0000-0002-4151-605X>

Козей Ярослав Сергеевич – аспирант, кафедра авиа- и ракетостроения, Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт имени Игоря Сикорского» (пр. Победы, 37, 03056, Киев, Украина). E-mail: kozeiyaroslav@gmail.com. <http://orcid.org/0000-0002-6174-3364>

Information about the authors

Vitaliy V. Suchow – D. Sc. (Engineering), Professor, Department of the Aviation and Space Systems, National Technical University of Ukraine “Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute” (37, Peremogy Ave., 03056, Kyiv, Ukraine). E-mail: sukhovkpi@gmail.com. <http://orcid.org/0000-0002-4151-605X>

Yaroslav S. Kozei – Postgraduate Student, Department of the Aviation and Space Systems, National Technical University of Ukraine “Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute” (37, Peremogy Ave., 03056, Kyiv, Ukraine). E-mail: kozeiyaroslav@gmail.com. <http://orcid.org/0000-0002-6174-3364>