

УДК 629.733

DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-96-109

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛИТЕЛЬНОГО БАРРАЖИРОВАНИЯ ВЫСОТНОГО ДИРИЖАБЛЯ НАД ЗАДАННОЙ ГЕОГРАФИЧЕСКОЙ ТОЧКОЙ

И.Е. КОВАЛЕВ¹, В.И. МАВРИЦКИЙ¹, А.В. РЕДЬКИН¹, И.Н. КАЧАРАВА¹

¹ ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт
имени профессора Н.Е. Жуковского», г. Жуковский, Россия

Решение задачи оптимизации параметров беспилотного высотного дирижабля и его энергосистемы с целью получения максимальной продолжительности барражирования над заданной географической точкой требует эффективного сравнительного анализа применимости солнечной инсоляции в качестве основного источника энергии для силовой установки при различных высотных, широтных, сезонных и ветровых условиях. Наличие большого количества входных параметров при проектировании такого аппарата приводит к выводу о необходимости применения универсальных удельных энергетических характеристик высотного дирижабля и его энергоустановки для упрощения анализа и оценки эффективности технических решений. Основным фактором, определяющим потребляемую мощность силовой установки, является скорость ветрового потока над заданной точкой барражирования. Известно также, что наиболее доступным источником для длительного энергообеспечения является солнечная энергия. В большинстве случаев анализ решений сводится к оценке соотношения воздействия на высотный дирижабль двух природных явлений, солнечной энергии и энергии ветрового потока, для чего и была создана упрощенная модель высотного дирижабля, которая также может быть применена и к самолету на солнечной энергии. В работе в качестве основного показателя выбрано отнесенное к единице массы летательного аппарата значение мощности располагаемой и потребной. Располагаемая мощность определяется для любой географической точки с параметрами широта, высота, сезон (день года). Потребная мощность определяется высотой полета, скоростью и направлением ветра. Сравнивая значения удельных характеристик в пространственно-временных координатах, можно провести эффективный анализ избытка или недостатка располагаемой солнечной энергии для заданной географической зоны барражирования, для различных высот и дней года. Применяя отнесенные к взлетной массе летательного аппарата показатели, мы имеем возможность также выделить и оценить необходимую размерность летательного аппарата для реализации длительного барражирования в заданной точке пространства.

Ключевые слова: высотный дирижабль, энергосистема, солнечная энергия, ветровой поток, удельные характеристики, относительная потребная и располагаемая мощность, пространственно-временные координаты.

ВВЕДЕНИЕ

Техническая задача создания беспилотной аэростатической платформы (высотного дирижабля) в настоящее время является актуальной как реальная низкостоимостная альтернатива геостационарным спутниковым платформам, а также беспилотным носителям специального оборудования самолетного типа. В нашей стране реализация данной идеи может быть особенно эффективной для решения государственных задач по охране границ, обеспечению связи в труднодоступных районах, мониторингу атмосферы, поверхности Земли и прилегающих морей. Воздушное пространство Северного Ледовитого океана может контролироваться в основном авиационными комплексами большого радиуса действия или кораблями, способными преодолевать ледовые поля. В такой ситуации создание платформы, способной нести полезную целевую нагрузку на средних и больших высотах, может стать весьма экономичным и эффективным вариантом решения данных задач [1].

Основной технической целью исследовательской и конструкторской работы является определение возможности и выработка правильной концепции как энергоустановки, так и лета-

тельного аппарата (ЛА) в целом для обеспечения максимальной продолжительности полета над заданной точкой или в заданном районе. В идеале – полет должен продолжаться несколько месяцев и даже лет, аналогично современным спутниковым системам. Наиболее реальным источником энергии, способным обеспечить такой продолжительный полет, является солнечная энергия. Этот источник является возобновляемым в течение всего года на поверхности Земли от Южного полярного круга до Северного. Именно на ее использовании построена энергетика большинства реализуемых проектов высотных платформ [2], включая и самолетные варианты.

Специфика такой системы заключается в зависимости от инсоляционных условий (интенсивности солнечного излучения), зависящих от времени года (дня года), широты района и высоты полета [1]. Критической границей для создания круглогодичной системы энергоснабжения аппарата является широта, близкая к широте полярного круга в период минимальной продолжительности дня (22 декабря). Солнечная энергия в дневное время преобразуется в электрическую посредством батареи солнечных элементов (БСЭ), расположенных на оболочке дирижабля либо на других специальных элементах конструкции, обеспечивает потребности силовой установки (маршевых электродвигателей), бортовых систем и целевой полезной нагрузки, а также запасается в системе аккумуляирования для энергообеспечения аппарата в ночное время [2, 3].

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ

Для оценки соотношения воздействия двух природных явлений, солнечной энергии и энергии ветрового потока, используем упрощенную модель высотного дирижабля (ВД), которая также может быть применена и к самолету на солнечной энергии. Представим себе оболочку дирижабля в виде единой элементарной плоской поверхности, равной ей по площади и создающей эквивалентное аэродинамическое сопротивление с учетом дополнительного сопротивления формы и других элементов конструкции (гондол, оперения и др.).

Одновременно на этой же поверхности могут быть размещены солнечные элементы, соединенные в батареи, которые преобразуют солнечную энергию в электрическую. По соображениям рационального распределения эффективной полезной площади батареи солнечных элементов, практически она не должна превышать 50 % от площади поверхности оболочки. Зона их размещения определяется суточной траекторией движения солнца относительно оболочки аппарата и диапазоном изменения курсового угла θ .

В случае реализации задачи зависания над заданной точкой направление полета ВД будет противоположным направлению ветрового потока, а скорость его полета будет совпадать по величине со скоростью ветра относительно Земли. Основные геометрические параметры, характеризующие положение оболочки (корпуса) ВД относительно Земли и Солнца при фиксированном в течение суток направлении ветра, показаны на рис. 1.

Для любой плоской поверхности при фиксированном в течение суток курсовом угле θ мы можем определить значение поступающей суммарной суточной инсоляционной энергии $E_{сут}$. Данная величина зависит только от широты, высоты и дня года [3]. Реальная поверхность БСЭ расположена на оболочке с двойной кривизной поверхности. В связи с этим определение значения поступающей $E_{сут}$ должно выполняться с учетом соотношения между площадью БСЭ $S_{сэ}$, расположенной на криволинейной поверхности, и площадью проекции $S_{прсэ}$ этой поверхности на эквивалентную поверхность.

Представление высотного дирижабля в виде эквивалентной поверхности близко к истинной физической природе процесса, так как основную долю аэродинамического сопротивления дирижабля составляет сопротивление трения, которое может быть рассчитано как сопро-

тивление плоской пластины заданной площади соответствующей площади оболочки $S_{об}$. Число Рейнольдса Re определяется в зависимости от геометрических параметров оболочки.

Одновременно данная эквивалентная поверхность, ориентированная относительно Солнца в соответствии с курсовым углом θ , определяемым по направлению ветрового потока, является носителем солнечных элементов, воспринимающих солнечную энергию, которая посредством энергоустановки преобразует ее в поступательную энергию движения дирижабля.

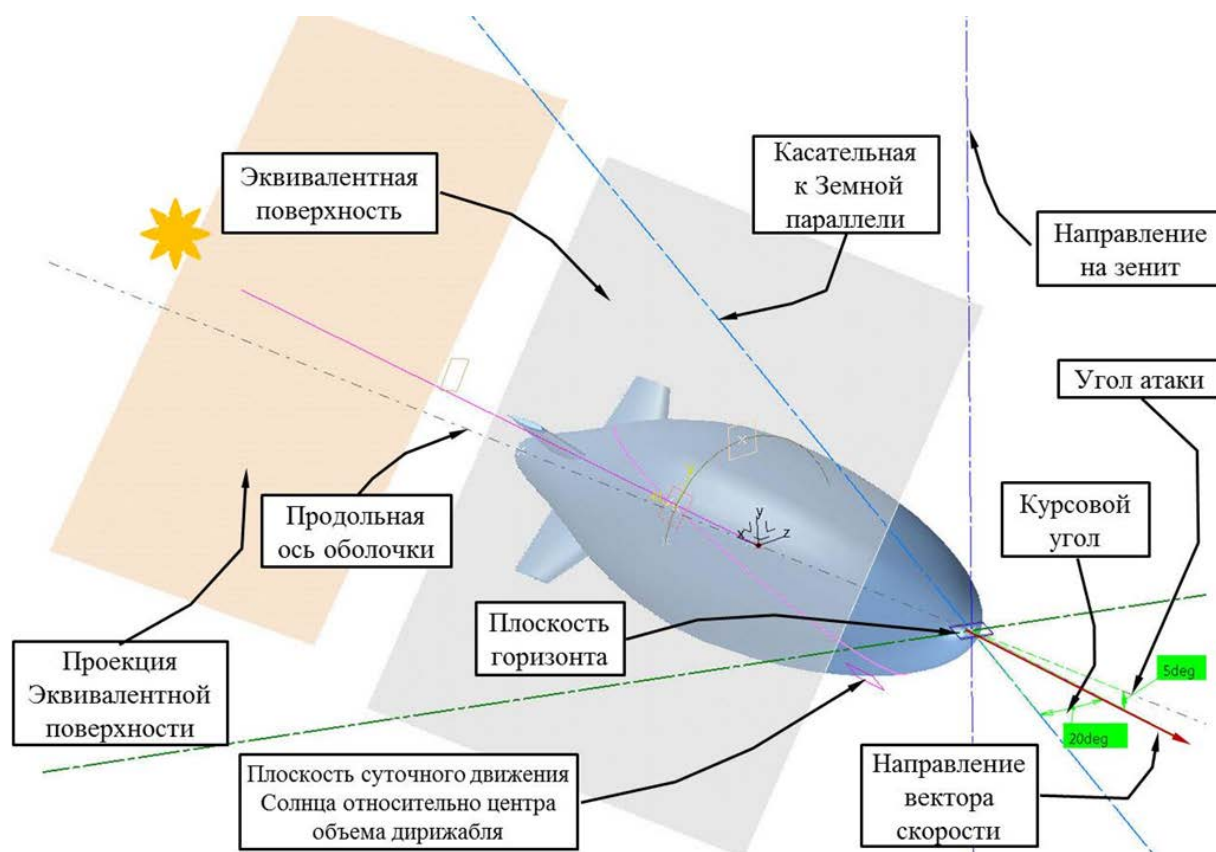


Рис. 1. Положение в пространстве оболочки ВД, эквивалентной поверхности и ее проекции на нормаль к направлению на Солнце в случае, когда угол атаки $\alpha \neq 0$ и курсовой угол $\theta \neq 0$

Fig. 1. The position in the space of the envelope high altitude airship envelope, equivalent surface and its projection on the normal to the direction of the Sun in the case where the angle of attack $\alpha \neq 0$ and the course angle $\theta \neq 0$

Соотношение мощности или энергии, потребляемой и поступающей на эквивалентную поверхность, является показателем баланса эффекта воздействия на дирижабль двух природных факторов (солнечной энергии и энергии ветрового потока), определяющих реализуемость длительного барражирования над заданной географической точкой (широта, долгота, высота) в конкретный день года. Дополнительным важнейшим параметром исследования будет являться собственно размерность эквивалентной поверхности или площадь оболочки $S_{об}$, приводимая к прямой зависимости от взлетной массы аппарата $m_{взл}$. Теперь рассмотрим подробнее алгоритм расчета относительных значений потребной и располагаемой мощности для обобщенной модели высотного дирижабля.

Потребная мощность, необходимая для преодоления аэродинамического сопротивления ВД, в значительной степени определяется сопротивлением трения поверхности материала, которое в свою очередь зависит от числа Рейнольдса Re . Сопротивление давления, зависящее от формы корпуса, является постоянным компонентом, не зависящим от Re . Для оценки

суммарного коэффициента сопротивления корпуса (оболочки) $C_{xоб}$ для угла атаки $\alpha = 0^\circ$ существует эмпирическая формула, показавшая достоверные результаты при сравнительных расчетах для реальных дирижаблей, указанная в работах [4] и [5]:

$$C_{xоб} = \frac{S_{об}}{U_{об}^{2/3}} \cdot \left[C_f + 1,5 \cdot C_f \cdot \left(\frac{D}{L}\right)^{\frac{3}{2}} + 7 \cdot C_f \cdot \left(\frac{D}{L}\right)^3 \right],$$

или примем коэффициент формы $K_\phi = \frac{S_{об}}{U_{об}^2}$ и $\frac{D}{L} = \frac{1}{\lambda}$:

$$C_{xоб} = K_\phi \cdot C_f \cdot \left[1 + 1,5 \cdot \left(\frac{1}{\lambda}\right)^{\frac{3}{2}} + 7 \cdot \left(\frac{1}{\lambda}\right)^3 \right], \quad (1)$$

где D , L – соответственно диаметр и длина оболочки (корпуса) дирижабля, а отношение $\lambda = \frac{L}{D}$ является удлинением оболочки [4, 5]; C_f – коэффициент трения плоской пластины площадью 1 м^2 , который может быть определен по формуле в зависимости от числа Рейнольдса Re [5, 6]:

$$C_f = 0,0307 \cdot Re^{-\frac{1}{7}}, \quad (2)$$

где число Рейнольдса для дирижабля

$$Re = \frac{\rho_h \cdot v \cdot L}{\mu}, \quad (3)$$

где μ – динамическая вязкость воздуха.

В скобках выражения (1) первый компонент эквивалентен силе сопротивления трения, второй характеризует увеличение трения из-за возрастания скорости воздушного потока при обтекании формы, а третий – сопротивление, возникающее при отрыве потока [4].

Используя уравнение для определения аэростатической подъемной силы Φ [7]

$$\Phi = g \cdot f_{neh} \cdot U_{об} K_{вып},$$

где $\Phi = g \cdot m_{взл}$ – в случае, если масса ВД уравновешена аэростатической подъемной силой; g – ускорение свободного падения; $K_{вып}$ – коэффициент выполнения оболочки; f_{neh} – удельная подъемная сила гелия на высоте h ;

выражая объем оболочки $U_{об}$ через объем цилиндра, в который вписана форма оболочки, с учетом показателя полноты объема оболочки (корпуса) ψ , являющегося характеристикой конкретно выбранной формы [6], выразим длину L , как характерный размер для определения числа Re , через $U_{об}$ и $m_{взл}$:

$$L = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot \lambda^2 \cdot U_{об}}{\psi \cdot \pi}} = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot \lambda^2 \cdot m_{взл}}{\psi \cdot \pi \cdot K_{вып} \cdot f_{neh}}}. \quad (4)$$

Дополнительное сопротивление, создаваемое хвостовым оперением, и сопротивление других элементов аппарата (гондола, расчалки, мотогондолы), согласно [5, 6], в среднем сум-

марно оценим в 37 % от сопротивления оболочки (корпуса) $X_{об}$, учтем это, подставив коэффициент 1,37 в формулу (1). В результате подстановки (2), (3), (4) в (1) получим уравнение для полного значения аэродинамического сопротивления ВД $X_{вд}$:

$$X_{вд} = 0,042 \cdot \frac{K_{\phi} \cdot \rho h^{\frac{6}{7}} \cdot v_{кр}^{\frac{13}{7}}}{2} \cdot \left(\frac{m_{взл}}{K_{вып} \cdot f_{neh}} \right)^{\frac{13}{21}} \cdot \left(\frac{1}{\mu} \cdot \sqrt[3]{\frac{4 \cdot \lambda^2}{\psi \cdot \pi}} \right)^{-\frac{1}{7}} \cdot \left[1 + 1,5 \cdot \left(\frac{1}{\lambda} \right)^{\frac{3}{2}} + 7 \cdot \left(\frac{1}{\lambda} \right)^3 \right]. \quad (5)$$

Мощность для силовой установки или энергосистемы (в случае использования солнечной энергии) $N_{потр\text{эс}}$, определенная в [4, 5] при скорости $v_{кр}$:

$$N_{потр\text{эс}} = \frac{v_{кр} \cdot X_{вд}}{\eta_{в} \cdot \eta_{ред} \cdot \eta_{\text{элп}} \cdot \eta_{\text{эд}}}, \quad (6)$$

где $\eta_{в}$ – КПД воздушного винта, $\eta_{ред}$ – КПД редуктора, $\eta_{\text{элп}}$ – коэффициент, учитывающий потери в силовых кабелях, проводах и соединениях между БСЭ, аккумуляторной батареей (АКБ) и маршевыми ЭД, $\eta_{\text{эд}}$ – КПД электродвигателя, включая преобразователь (контроллер). Использованные при расчетах значения коэффициентов приведены в табл. 1 аналогично [3].

Таблица 1
Table 1

Расчетные значения КПД для элементов электрической силовой установки
Estimated efficiency values for the elements of an electric power plant

Коэффициент	$\eta_{в}$	$\eta_{ред}$	$\eta_{\text{элп}}$	$\eta_{\text{эд}}$	$\eta_{в} \cdot \eta_{ред} \cdot \eta_{\text{элп}} \cdot \eta_{\text{эд}}$
Значение	0,75	0,97	0,95	0,94	0,65

В результате из (5) и (6) потребная мощность $N_{потр\text{эс}}$, отнесенная к взлетной массе ВД:

$$\frac{N_{потр\text{эс}}}{m_{взл}} = \frac{0,042 \cdot K_{\phi} \cdot \rho h^{\frac{6}{7}} \cdot v_{кр}^{\frac{20}{7}} \cdot m_{взл}^{-\frac{8}{21}}}{2 \cdot \eta_{в} \cdot \eta_{ред} \cdot \eta_{\text{элп}} \cdot \eta_{\text{эд}} \cdot (K_{вып} \cdot f_{neh})^{\frac{13}{21}}} \cdot \left(\frac{1}{\mu} \cdot \sqrt[3]{\frac{4 \cdot \lambda^2}{\psi \cdot \pi}} \right)^{-\frac{1}{7}} \cdot \left[1 + 1,5 \cdot \left(\frac{1}{\lambda} \right)^{\frac{3}{2}} + 7 \cdot \left(\frac{1}{\lambda} \right)^3 \right]. \quad (7)$$

Располагаемая мощность системы энергообеспечения с использованием солнечной энергии зависит от внешнего фактора – поступающей на единицу поверхности оболочки ВД солнечной инсоляции, а также от внутреннего фактора – удельных весовых характеристик всей системы и КПД собственно солнечных элементов [3]. Принципиальная схема системы энергообеспечения выглядит так, как показано на рис. 2.

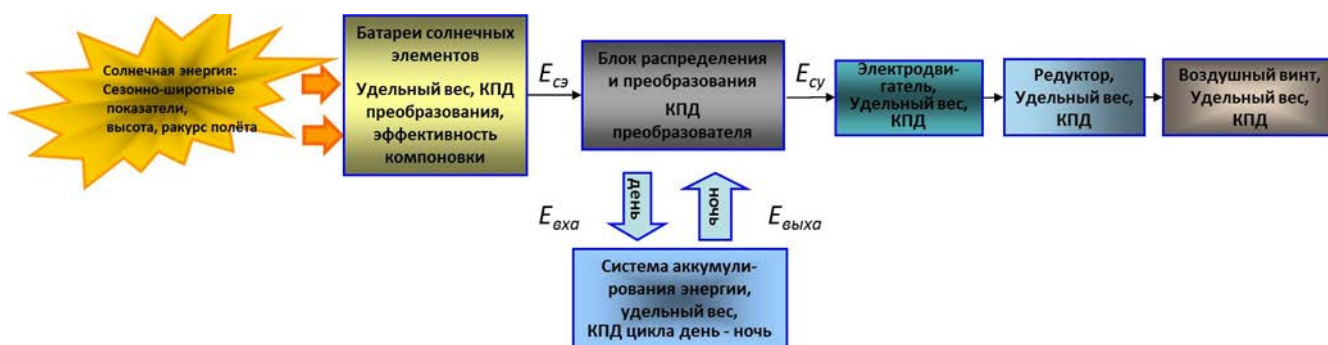


Рис. 2. Принципиальная схема, основные компоненты и параметры энергосистемы на солнечной энергии
Fig. 2. Structure diagram, main components and parameters of solar power system

Массы БСЭ и системы аккумулирования являются определяющими для всей системы. Алгоритм их расчета подробно описан в [3]. Задача расчета – определить соотношение между массами этих элементов так, чтобы количество вырабатываемой днем солнечными элементами энергии точно соответствовало сумме дневной потребляемой энергии и энергии, необходимой для заряда АКБ. Именно при таком условии будет обеспечена равномерная среднесуточная мощность N_{cc} . Пример типового суточного цикла распределения энергии, построенный по результатам расчета поступающей на поверхность БСЭ инсоляции, показан на рис. 3.

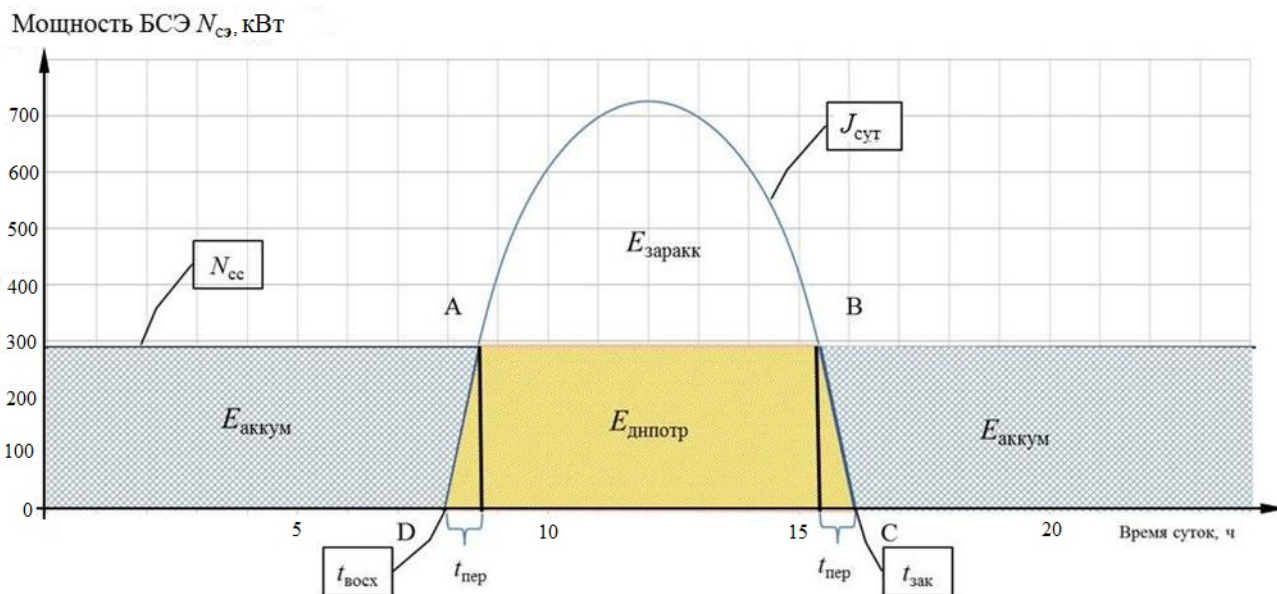


Рис. 3. Суточный цикл работы энергосистемы на солнечных элементах
Fig. 3. The daily cycle of the power system operation by solar cells

На основании геометрической интерпретации рис. 3 определяется баланс поступающей энергии $E_{сутсэ}$, которая уходит на питание постоянных потребителей $E_{днпотр}$ (под отрезком АВ) днем и на заряд системы аккумулирования (АКБ) $E_{заракк}$:

$$E_{сутсэ} = E_{днпотр} + E_{заракк}. \quad (8)$$

При этом в процессе заряда-разряда АКБ часть энергии переходит в тепловую энергию, являясь потерями, определяемыми КПД цикла аккумулирования $\eta_{акк}$:

$$E_{акк} = E_{заракк} \cdot \eta_{акк}. \quad (9)$$

Соотношение между $E_{днпотр}$ и $E_{акк}$ определяется с помощью геометрической пропорции заштрихованных трапеций (рис. 3), сторонами которых являются продолжительности дня $t_{дн}$, ночи $t_{ноч}$ с учетом времени перехода $t_{пер}$:

$$\frac{E_{акк}}{E_{днпотр}} = \frac{24 - t_{дн} + t_{пер}}{t_{дн} - t_{пер}}. \quad (10)$$

Привязка к весовым параметрам для БСЭ определяется выражениями:

$$E_{сутсэ} = S_{сэ} \cdot j_{сутсэ} \cdot \eta_{сэ} \quad (11)$$

и

$$m_{бсэ} = S_{сэ} \cdot \gamma_{сэ} \cdot K_{ком}, \quad (12)$$

где $\gamma_{сэ}$ – удельный вес квадратного метра солнечных элементов; $K_{ком}$ – коэффициент, учитывающий увеличение веса за счет дополнительных элементов; $m_{бсэ}$ – масса БСЭ; $j_{сутсэ}$ – удельная суммарная суточная инсоляция, приходящаяся на квадратный метр БСЭ.

Для массы системы аккумуляирования $m_{акк}$:

$$m_{акк} = \frac{E_{акк}}{\gamma_{акк}} \cdot K_{уст}, \quad (13)$$

где $\gamma_{акк}$ – удельный вес системы аккумуляирования по отношению к запасенной энергии, $K_{уст}$ – коэффициент, учитывающий дополнительный вес установочных и соединительных элементов аккумуляторов.

Суммарная полезная солнечная энергия $\sum E_{пол}$ и среднесуточная мощность системы $N_{сс}$ связаны уравнениями:

$$\sum E_{пол} = E_{акк} + E_{днпотр} = N_{сс} \cdot 24. \quad (14)$$

Используя уравнения (8), (9), (10), (11), (12), (13), (14), получаем расчетное выражение для $S_{сэ}$ и $\sum E_{пол}$:

$$S_{сэ} = \frac{G_{эс}}{\frac{j_{сутсэ} \cdot \eta_{сэ} \cdot K_{уст}}{\left(\frac{1}{\eta_{акк}} + K_{цикл}\right) \cdot \gamma_{акк}} + \gamma_{сэ} \cdot K_{ком}}, \quad (15)$$

$$\sum E_{пол} = \frac{m_{эс} \cdot (1 + K_{цикл})}{\frac{K_{уст}}{\gamma_{акк}} + \frac{\gamma_{сэ} \cdot K_{ком}}{j_{сутсэ} \cdot \eta_{сэ}} \cdot \left(\frac{1}{\eta_{акк}} + K_{цикл}\right)}, \quad (16)$$

где $m_{эс}$ – масса энергосистемы на солнечной энергии:

$$m_{эс} = m_{бсэ} + m_{акк}.$$

Используя статистическую формулу для массы конструкции $\bar{m}_{кон}$ дирижаблей мягкой конструкции согласно [5]:

$$m_{кон} = 3,53 \cdot m_{взл}^{0,809}$$

и принимая массу полезной нагрузки $m_{пн} = 0$, получим выражение для массы энергосистемы через взлетную массу:

$$m_{эс} = m_{взл} - 3,53 \cdot m_{взл}^{0,809} \quad (17)$$

и, используя (16), получим для $\frac{N_{сс}}{m_{взл}}$:

$$\frac{N_{cc}}{m_{взл}} = \frac{1}{24} \cdot \frac{(1 + K_{цикл}) \cdot (1 - 3,53 \cdot m_{взл}^{-0,191})}{\frac{K_{уст}}{\gamma_{акк}} + \frac{\gamma_{сэ} \cdot K_{ком}}{j_{сутсэ} \cdot \eta_{сэ}} \cdot \left(\frac{1}{\eta_{акк}} + K_{цикл}\right)} \quad (18)$$

Полученная формула (18) позволяет выполнить расчет, но при наличии известного значения поступающей среднесуточной инсоляции $j_{сутсэ}$ на единицу площади БСЭ ($Вт \cdot ч / м^2 \cdot сут$). Точный расчет $j_{сутсэ}$ может быть выполнен для каждого конкретного случая (широта, высота, день года), а также для заданной геометрии оболочки дирижабля, расположения и площади БСЭ $S_{сэ}$ с помощью разработанной автором в САПР 3D-модели Земли и ВД (рис. 4), [3].

Однако в таком случае мы не получим уравнения для $\frac{N_{cc}}{m_{взл}}$ в общем виде. Эффективной площадью, воспринимающей солнечную инсоляцию, будет являться проекция поверхности БСЭ на нормальную к направлению на солнце плоскость в данный момент времени. Мы же имеем фиксированные расчетные значения среднесуточной инсоляции только для плоских пластин, зафиксированных в течение суток под заданным углом относительно солнца.

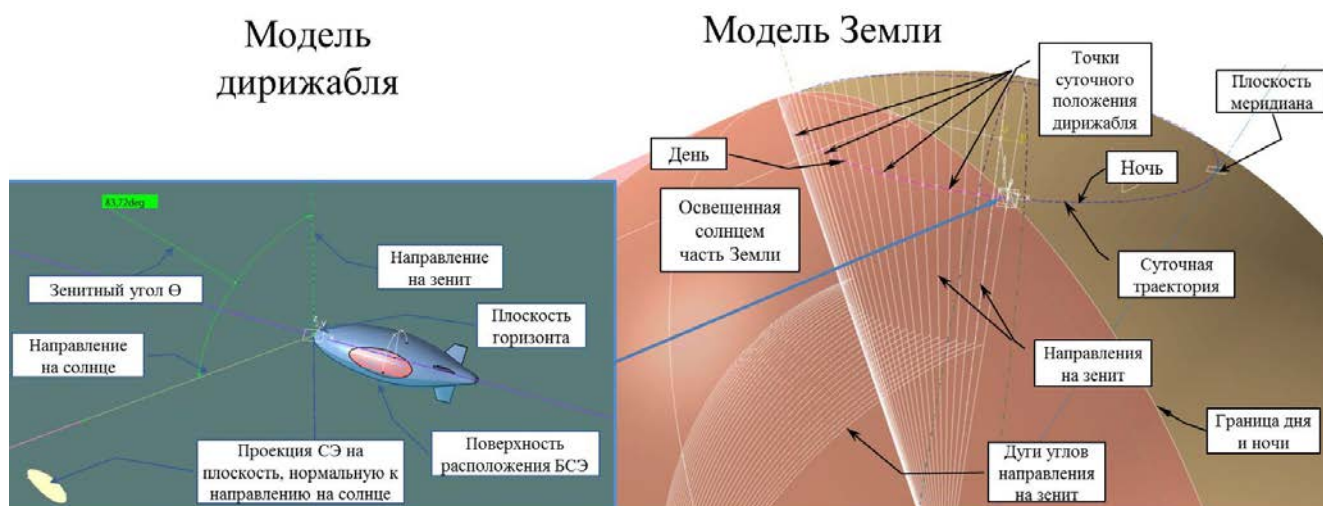


Рис. 4. 3D-модель Земли и дирижабля для расчета поступающей солнечной энергии на поверхность БСЭ
Fig. 4. 3D model of the Earth and airship to estimate the incoming solar energy on the surface of the solar cells battery

Поэтому «краеугольным» камнем данного исследования является задача о нахождении соотношения между площадью БСЭ $S_{сэ}$ и площадью ее проекции $S_{прсэ}$. При этом зависимость должна выражаться через фиксированные параметры и основной параметр $m_{взл}$. Задача носит геометрический характер, основные параметры и условия для ее решения показаны на рис. 5.

Угол φ назовем углом раствора сектора, на котором расположены солнечные элементы. В случае если БСЭ расположены по всей длине оболочки ($X_1 = 0, X_2 = L$), то методом интегрирования, согласно [8], мы получим достаточно простые уравнения:

$$\frac{S_{сэ}}{S_{прсэ}} = \frac{\varphi}{\sin \varphi} \quad (19)$$

и

$$\frac{S_{сэ}}{S_{об}} = \frac{\varphi}{\pi} \quad (20)$$

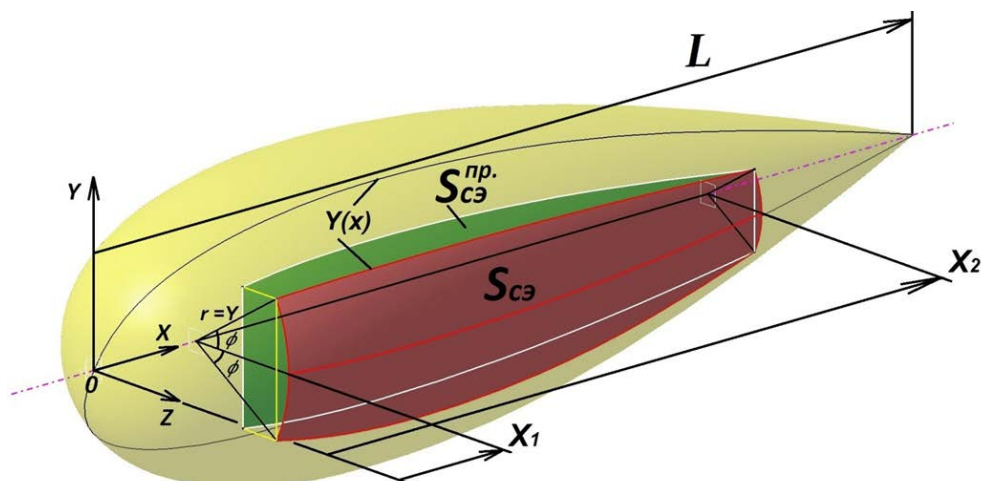


Рис. 5. Геометрические параметры для определения зависимости площади проекции и полной площади БСЭ
Fig. 5. Geometric parameters for determining the dependence of the projection area and the total area of the solar cells battery

Отметим, что случаи неполного сектора ($X_1 \neq 0, X_2 \neq L$), а также других более сложных форм были также рассмотрены авторами и решены с помощью определенных интегралов, но являются частными случаями, которые могут быть описаны в отдельной работе. Определение такой формы является отдельной оптимизационной задачей.

Выражая площадь поверхности оболочки $S_{об}$ через взлетную массу $m_{взл}$, коэффициент формы поверхности K_{ϕ} , как это сделано ранее для уравнений (1), (4), получим для φ

$$\varphi = \frac{S_{сэ} \cdot \pi}{K_{\phi}} \cdot \left(\frac{K_{вып} \cdot f_{heh}}{m_{взл}} \right)^{2/3}. \quad (21)$$

Подставляя (20) в (18) и выражая $S_{сэ}$, получим

$$S_{сэ} = a \sin \left(\frac{\pi \cdot S_{пр}}{K_{\phi}} \cdot \left(\frac{K_{вып} \cdot f_{heh}}{m_{взл}} \right)^{2/3} \right) \cdot \frac{K_{\phi}}{\pi} \cdot \left(\frac{m_{взл}}{K_{вып} \cdot f_{heh}} \right)^{2/3}. \quad (22).$$

Уравнение (22) отражает взаимосвязь между площадью БСЭ $S_{сэ}$ и площадью проекции $S_{прсэ}$ в зависимости от основных летно-технических и геометрических характеристик дирижабля: взлетной массы, высоты полета, коэффициента формы, степени выполнения оболочки на расчетной высоте полета h . Однако данное уравнение не позволяет определить значения массовых характеристик всех элементов системы. Используя уравнение (17) для компонентов взлетной массы аппарата, а также уравнение соотношения $j_{сутэп}$ и $j_{сутсэ}$

$$j_{сутсэ} = \frac{S_{прсэ}}{S_{сэ}} j_{сутэп}, \quad (23)$$

получим уравнение, в котором исключены «криволинейные» параметры $j_{сутсэ}$, $S_{сэ}$:

$$\frac{S_{прсэ} \cdot j_{сутэп} \cdot \eta_{сэ} \cdot K_{уст}}{\left(\frac{1}{\eta_{акк}} + K_{цикл} \right) \cdot \gamma_{акк}} + a \sin \left(\frac{\pi \cdot S_{прсэ}}{K_{\phi}} \cdot \left(\frac{K_{вып} \cdot f_{heh}}{m_{взл}} \right)^{2/3} \right) \cdot \left(\frac{m_{взл}}{K_{вып} \cdot f_{heh}} \right)^{2/3} \cdot \frac{K_{\phi} \cdot \gamma_{сэ} \cdot k_{ком}}{\pi} - m_{взл} + 3,53 \cdot m_{взл}^{0,809} = 0. \quad (24)$$

Значения $j_{сутэп}$ ($Вт \cdot ч / м^2$), $t_{дн}$, $t_{пер}$ могут быть определены для плоской пластины при заданном направлении движения ВД, сориентированной перпендикулярно плоскости движения

солнца относительно оболочки аппарата, с помощью разработанной автором в САПР 3D-модели Земли и ВД (рис. 4). Уравнение (24) может быть решено математическими либо численными методами в программе Excel с помощью функционала «подбор параметра», в результате чего получаем значение $S_{прсэ}$, затем, используя (23), – значения $j_{сутсэ}$, $S_{сэ}$. Остальные параметры и, собственно, величину соотношения $\frac{N_{сс}}{m_{взл}}$ можно определить, используя (18).

Для проведения предварительных расчетных исследований вариантов ВД были использованы на основании данных [2, 5, 9] следующие значения коэффициентов и удельных характеристик системы, приведенные в табл. 2.

Таблица 2
Table 2

Расчетные значения КПД и удельные характеристики элементов системы энергоснабжения ВД на солнечной энергии
Estimated values of efficiency and specific characteristics of the power supply systems elements in airship on solar energy

Коэффициент	$\gamma_{акк}$	$\gamma_{сэ}$	$\eta_{акк}$	$\eta_{сэ}$	$K_{ком}$	$K_{уст}$
Единицы изм.	Вт·ч/кг	кг/м ²	–	–	–	–
Значение	256	0,8	0,8	0,22	1,15	1,15

Значения $K_{уст}$, $\gamma_{акк}$ и $\eta_{акк}$ приняты по наилучшим показателям для серийных образцов литий-ионных аккумуляторов корпорации Kokam¹.

Общая последовательность нахождения основных параметров при решении задачи нахождения удельной располагаемой энергии может быть записана следующим образом:

$$\gamma_{акк}, \gamma_{сэ}, \eta_{акк}, K_{ком}, K_{уст}, k_{вып}, k_f, f_{hel}, m_{взл}, K_{цикл}, j_{сутэп} \rightarrow S_{прсэ} \rightarrow j_{сутсэ}, S_{сэ} \rightarrow \frac{N_{сс}}{m_{взл}}$$

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

Расчетные исследования и анализ эффективности применения солнечной энергии для длительного энергоснабжения высотного дирижабля был выполнен для шести характерных точек территории РФ и близлежащих стран: 40° с. ш. 80° в. д.; 50° с. ш. 80° в. д.; 60° с. ш. 80° в. д.; 40° с. ш. 140° в. д.; 50° с. ш. 140° в. д.; 60° с. ш. 140° в. д. получены, ориентируясь на характерные сезонные состояния атмосферы, как описано в [10], для расчетов использованы ветровые данные (v_{sa} и θ) согласно стандарту² в зимнем (январь) и летнем (июль) сезонах, характеристики воздуха ρ_h , μ для стандартной атмосферы^{3с} на высотах h .

Был рассмотрен размерный ряд высотных дирижаблей с $m_{взл} = 3000, 10000, 30000$ и 100000 кг, расчет выполнялся для трех значений высоты барражирования $h_{п} = 15, 17$ и 20 км.

Результаты исследований были получены в виде расчетных таблиц с параметрами и в виде диаграмм со значениями удельных располагаемой и потребной мощностей в Вт/кг. Пример результатов расчета в виде диаграмм для 60° с. ш. 80° в. д., высот полета $h_{п} = 15, 17, 20$ км, зимнего сезона (январь) показан на рис. 6, а, летнего сезона на рис. 6, б. Левые столбцы соответствуют удельной потребной мощности, правые – располагаемой.

¹ Технические характеристики литий-ионных полимерных аккумуляторов [Электронный ресурс] // Корпорация Kokam ltd. Режим доступа: <http://kokam.com/cell/> (дата обращения: 16.04.2018)

² ГОСТ 24728-81. Ветер. Пространственное и временное распределение характеристик: государственный стандарт СССР. М.: Изд-во стандартов, 1981.

³ ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры: межгосударственный стандарт. М.: Изд-во стандартов, 1981.

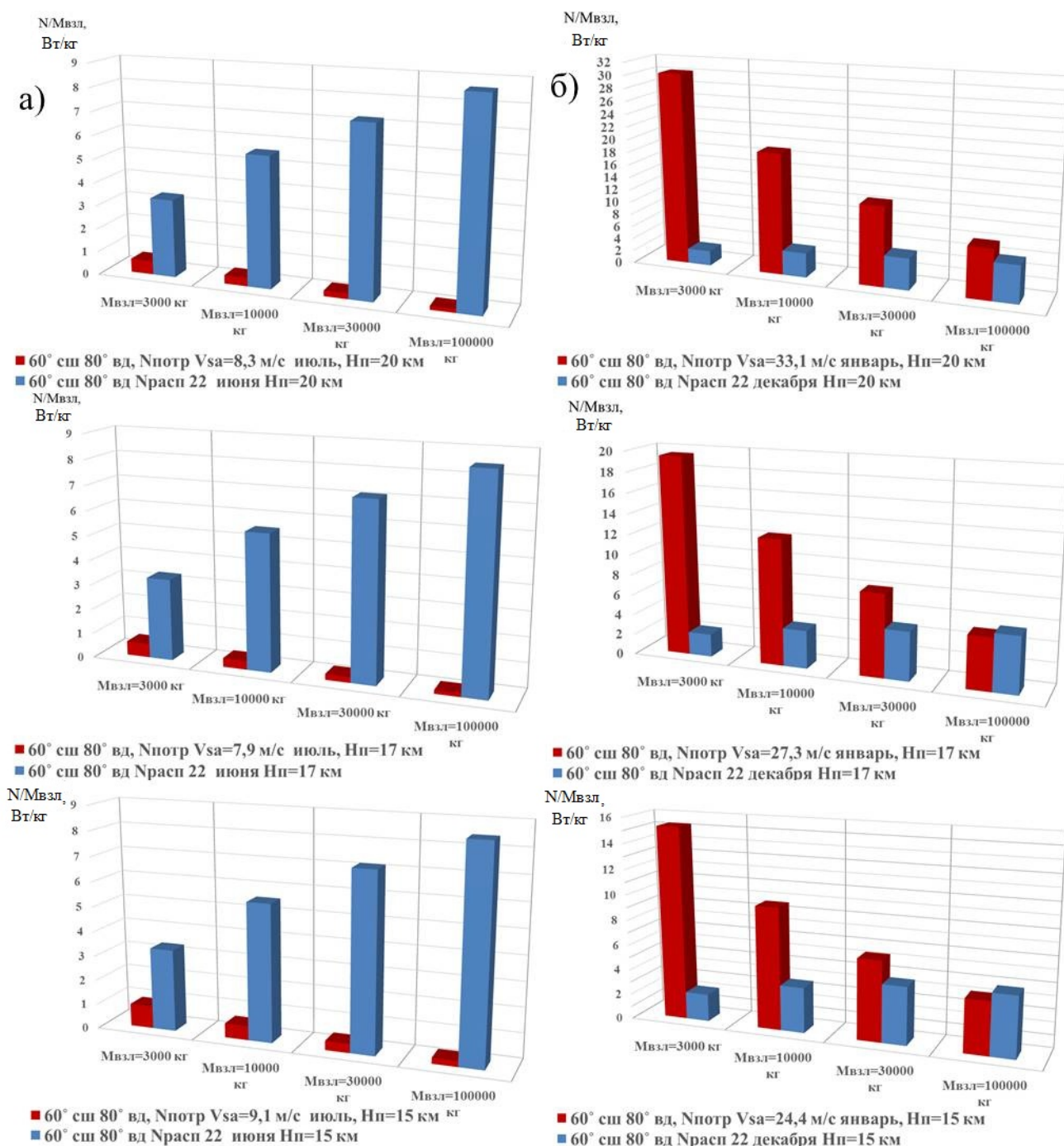


Рис. 6. Диаграммы удельной потребной и располагаемой мощностей энергоустановки ВД на 60° с. ш. 80° в. д. для сезонов: *а* – летнего (июль) и *б* – зимнего (январь)

Fig. 6. Diagrams of specific power consumption and available capacity of high altitude airships power plant at 60° N. lat. 80° V. D. for seasons: *a* – summer (July) and *b* – winter (January)

С использованием данной методики может быть рассчитан любой массив данных для ВД с охватом всей территории Земного шара. Заданная сетка ветровых данных и их точность будет определяющим фактором при выполнении расчетных исследований по возможности реализации длительного барражирования беспилотного ВД.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выполненные в соответствии с разработанной методикой расчеты для шести характерных географических точек РФ и близлежащих государств с использованием разработанной методики позволяют сделать вывод о возможности и достаточной эффективности применения солнечной энергии в качестве основного источника для ВД длительного барражирования в диапазоне широт $40\text{--}60^\circ$ при расчетной взлетной массе аппарата ≥ 30 тонн. Дирижабли меньшей размерности могут быть использованы в течение летнего сезона (возможно, с марта по октябрь), либо на них можно использовать ДВС с химическим топливом при ограниченной продолжительности полета.

Определена рациональная высота барражирования. Для барражирования на широтах $60\text{--}70^\circ$ с. ш. она находится в диапазоне 15–17 км, для более южных широт высота минимума потребной удельной мощности возрастает до 18–20 км.

Разработанная методика может быть использована для расчета и оптимизации параметров конкретного ВД с определенной зоной барражирования под заданную полезную нагрузку, величина которой $m_{\text{пн}}$ суммируется и учитывается в весовом уравнении (17). Равенство потребной и располагаемой мощности (красный и синий столбик диаграмм) будет соответствовать решению уравнения весового проектирования высотного дирижабля для заданной географической точки и высоты. Также может быть оптимизирована траектория полета ВД в условиях изменения направления и скорости ветра.

Данная методика также может быть адаптирована и использована для проведения расчетных исследований по самолету на солнечной энергии.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Маврицкий В.И., Редькин А.В. Перспективы и возможности создания высотных аэростатических платформ – носителей телекоммуникационного и другого целевого оборудования // Труды ЦАГИ. 2009. Вып. 2682. С. 3–9.
2. Stavros P. Androulakakis. Status and Plans of High Altitude Airship (HAA) Program. AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology (LTA) Conference 25–28 March 2013, Daytona Beach, Florida.
3. Редькин А.В. Оптимизация параметров комбинированной системы энергоснабжения беспилотного высотного дирижабля для длительного барражирования в северных широтах // Техника воздушного флота. 2015. № 3–4(720–721). С. 58–65.
4. Грумондз В.Т., Семенчиков Н.В., Яковлевский О.В. Аэромеханика дирижабля. М.: Наука, 2017. 424 с.
5. Grant E.C., Leland M.N. Fundamentals of Aircraft and Airship Design. AIAA education series. 2013.
6. Фомина Н.Н. Атлас форм корпусов дирижаблей // Труды ЦАГИ. 1935. Вып. 238.
7. Семенов В.А. Механика свободного аэростата. М.: ВВИА им. проф. Жуковского, 1959.
8. Фитенгольц Г.М. Основы математического анализа. М.: Наука, 1968.
9. Schmidt D.K., Stevens J., Roney J. Near-space station-keeping performance of a large high-altitude notional airship: preprints. Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Keystone, CO: Amer. Inst. Of Aeronautics and Astronautics, 2006.
10. Бугаева И.В. Велопауза и режим летней стратосферной циркуляции. Л.: Гидрометиздат, 1969. 98 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Ковалев Игорь Евгеньевич, доктор технических наук, профессор, заместитель генерального директора ФГУП «ЦАГИ» – начальник комплекса управления научными проектами, igor.kovalev@tsagi.ru.

Маврицкий Владимир Иванович, кандидат технических наук, главный научный сотрудник научно-исследовательского отделения № 10 ФГУП «ЦАГИ», mavritsky@tsagi.ru.

Редькин Андрей Владимирович, аспирант, ведущий инженер научно-исследовательского отделения № 10 ФГУП «ЦАГИ», redy68@rambler.ru.

Качарова Ираклий Нугзарович, начальник сектора научно-исследовательского отделения № 11 ФГУП «ЦАГИ», Iraklykacharava@rambler.ru.

METHODOLOGY OF ESTIMATING THE POSSIBLE APPLICATION OF SOLAR ENERGY TO PROVIDE CONTINUOUS AIR STANDING PATROL OF HIGH ALTITUDE AIRSHIP OVER THE GIVEN GEOGRAPHICAL POINT

Igor E. Kovalev¹, Vladimir I. Mavritsky¹, Andrey V. Redkin¹, Irakly N. Kacharava¹

¹Central Aerohydrodynamic Institute named after prof. N.E. Zhukovsky
Zhukovsky, Russia

ABSTRACT

The task solution of optimizing the parameters for an unmanned high-altitude airship and its power system in order to obtain the maximum of air standing patrol duration over a given geographic point requires an effective comparative analysis of the applicability of solar insolation as the main energy source for a power plant under various altitude, latitudinal, seasonal and wind conditions. The availability of a large number of input parameters for designing such a vehicle leads to the conclusion that it is necessary to use the universal specific energy characteristics of a high-altitude airship and its power plant to simplify the analysis and evaluation of technical solutions effectiveness. The main factor determining the power consumption of the power plant is wind flow speed in a given air standing patrol area. It is also known that solar energy is the most affordable source for long-term energy supply. In most cases, the analysis of solutions is reduced to assessing the ratio between the impact of two natural phenomena, solar energy and wind energy, on the high-altitude airship, for this purpose a simplified model of an airship was designed, which can also be applied to a solar energy airplane. In this work, the value of the available and required power per unit of the aircraft mass is selected as the main performance criteria. The available power is determined for any geographical point with the parameters of latitude, altitude and season (day of the year). The required power is determined by the flight altitude, speed and wind direction. Comparing the values of specific characteristics in space-time coordinates, it is possible to perform an effective analysis of the excess or shortage of available solar energy at a given geographical air standing patrol zone, for different altitudes and days of the year. Using the parameters related to aircraft take-off mass, we are also able to define the required dimensionality of the aircraft to carry out continuous aircraft air standing patrol at a given space point.

Key words: high-altitude airship, power system, solar energy, wind flow, specific characteristics, relative required and available power, space-time coordinates.

REFERENCES

1. Mavritsky, V.I., Redkin, A.V. (2009). *Perspektivy i vozmozhnosti sozdaniya vysotnyh aehrostaticheskikh platform – nositelej telekommunikacionnogo i drugogo celevogo oborudovaniya* [The Prospects and Possibilities of Creating High Altitude Airship Platforms – Carriers of Telecommunications and Other Target Equipment]. *Trudy TsAGI* [Proceedings of TsAGI], no. 2682, pp. 3–9. (in Russian)

2. **Stavros, P.A.** (2013). *Status and Plans of High Altitude Airship (HAA) Program*. AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology Conference 25–28 March 2013, Daytona Beach, Florida.
3. **Redkin, A.V.** (2015). Parametres optimisation of the combined power system for a high altitude long endurance unmanned airship in northern latitudes. *Tekhnika vozdušnogo flota* [Technics of air fleet], no. 720–721(3–4), pp. 58–65.
4. **Grumondz, V.T., Semenchikov, N.V. and Yakovlevsky, O.V.** (2017). *Aeromechanika dirizhablya* [Aeromechanics of airship]. Moscow: Nauka.
5. **Grant, E.C. and Leland, M.N.** (2013). *Fundamentals of Aircraft and Airship Design*. AIAA education series.
6. **Fomina, N.N.** (1935). *Atlas form korpusov dirizhablej* [Atlas of Airship Body Shapes]. *Trudy TsAGI* [Proceedings of TsAGI], no. 238. (in Russian)
7. **Semenov, V.A.** (1959). *Mekhanika svobodnogo aehrostatata* [Mechanics of Free Aerostat]. Moscow: Zhukovsky Air Force Academy.
8. **Fitengolts, G.M.** (1968). *Osnovy matematicheskogo analiza* [Fundamentals of Mathematical Analysis, Moscow]. Moscow: Nauka.
9. **Schmidt, D.K., Stevens, J. and Roney, J.** (2006). *Near-space station-keeping performance of a large high-altitude notional airship*. Preprints. Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Keystone, CO: Amer. Inst. Of Aeronautics and Astronautics.
10. **Bugaeva, I.V.** (1969). *Velopauza i rezhim letnej stratosfernoj cirkulyacii* [Wind pause and summer stratospheric circulation regime]. Leningrad: Gidrometizdat, 98 p.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Igor E. Kovalev, Doctor of Technical Sciences, Professor, Deputy of General Director of FSUE “TsAGI”, Head of Project Management Complex, kovalev@tsagi.ru.

Vladimir I. Mavritsky, Candidate of Technical Sciences, Chief Research Engineer, Research Department 10, FSUE “TsAGI”, mavritsky@tsagi.ru.

Andrey V. Redkin, Postgraduate, Senior Engineer, Research Department 10, FSUE “TsAGI”, redy68@rambler.ru.

Irakly N. Kacharava, Head of Sector, Research Department 11, FSUE “TsAGI”, Iraklykacharava@rambler.ru.

Поступила в редакцию 27.04.2018
Принята в печать 17.07.2018

Received 27.04.2018
Accepted for publication 17.07.2018