

Современное состояние, проблемы и перспективы развития самолетов, использующих солнечную энергию для полета.

Лисейцев Н.К., Самойловский А.А.

Аннотация

В работе рассмотрены основные особенности и принципы функционирования самолетов, использующих солнечную энергию для полета. Освещены проблемы осуществления длительных полетов. Проведен анализ перспектив развития самолетов, использующих солнечную энергию для полета.

Ключевые слова:

самолет на солнечной энергии; фотоэлектрические преобразователи; длительный полет;

Введение

В 70-х годах XX столетия, благодаря повышению коэффициента полезного действия (КПД) фотоэлектрических преобразователей (ФЭП)¹, в авиации наметилось новое направление – самолеты, использующие солнечную энергию для поддержания и обеспечения полета. Это своеобразный тип летательных аппаратов (ЛА), большинство горизонтальных поверхностей которых покрыто фотоэлементами, преобразующими энергию солнечного излучения в электрический ток. Преобразованная электрическая энергия используется для обеспечения поступательного движения ЛА, работы бортовой аппаратуры и аккумуляирования с последующим использованием ее для ночного полета.

Использование солнечной энергии на ЛА открывает невозможные ранее перспективы осуществления длительных (в течение нескольких месяцев и даже лет) полетов. Солнце является неисчерпаемым источником энергии. Величина его излучения на высотах свыше 15-18км стабильна и прогнозируема. Осуществление полетов в тропопаузе дает практически

¹ Процесс Фотоэлектрического преобразования был открыт в 1954г в лаборатории фирмы «Белл». Первоначальный КПД ФЭП не превышал 4%. [1]

полную независимость от таких атмосферных явлений как облачность, осадки, порывы ветра.

Современное состояние

В настоящее время по рассматриваемой тематике ведутся работы в ряде ведущих авиастроительных компаний и авиационных институтах. К их числу относятся: Boeing с программой Vulture, IAI с разработкой Sun Sailor, Туринский политехнический университет с проектом Heliplat и другие.

Анализируя сферы применения самолетов, использующие солнечную энергию, можно вывести следующие положения, обуславливающие области их применения:

1. Учитывая физиологические особенности человека, преимущество осуществления длительных полетов, более применимо для беспилотных летательных аппаратов.
2. Выгоду от применения рассматриваемых ЛА можно получить только для задач, связанных с длительным пребыванием в воздухе.
3. При нахождении ЛА выше уровня облачности, применение оптических средств разведки будет носить нестабильный характер, привязанный к погодным условиям. Вероятнее всего на самолетах будут использоваться одновременно несколько средств разведки.
4. Выгода от применения рассматриваемых ЛА (в отношении размеров и, соответственно, стоимости ЛА) будет возрастать по мере приближения района предполагаемой эксплуатации ЛА к экватору.

На основе приведенных тезисов можно предположить, что рассматриваемые ЛА получат свое применение в качестве беспилотных летательных аппаратов разведки и ретрансляции связи. На них может быть установлено оборудование радиоэлектронной, тепловизионной и оптико-электронной разведки, а также ретрансляционное оборудование.

Наиболее близко к реализации проекта самолета на солнечной энергии приблизилась английская компания «Кинетик», работающая в области оборонных технологий. Последняя версия разработанного ими самолета «Зефир» (рис. 1) в 2010г. установила мировой рекорд продолжительности беспосадочного полета, который составил 14 суток. [6]



Рис. 1 один из реализованных вариантов самолета «Зефир»

Самолет спроектирован для полета на высоте 18км – выше уровня плотной облачности и трасс авиалиний. Длительный полет может осуществляться в широтах менее 40°. Масса БЛА 50кг. Размах крыла 22м. Масса полезной нагрузки 2,5кг. Конструкция планера способна выдерживать перегрузку $n_y = 5$.

Сложности реализации длительных полетов

Имеется ряд технических проблем, усложняющих реализацию продолжительных полетов. Одна из них – малый КПД цепочки преобразования энергии.

Солнечная радиация (количество падающего на освещаемую поверхность солнечного излучения) – величина, зависящая от географической широты, времени года, времени суток, высоты над уровнем моря. Фактически, это та располагаемая энергия на единицу площади, которая может быть использована летательным аппаратом.

Распределение суммарной годовой солнечной радиации на территории РФ представлено на рис. 2 [2]

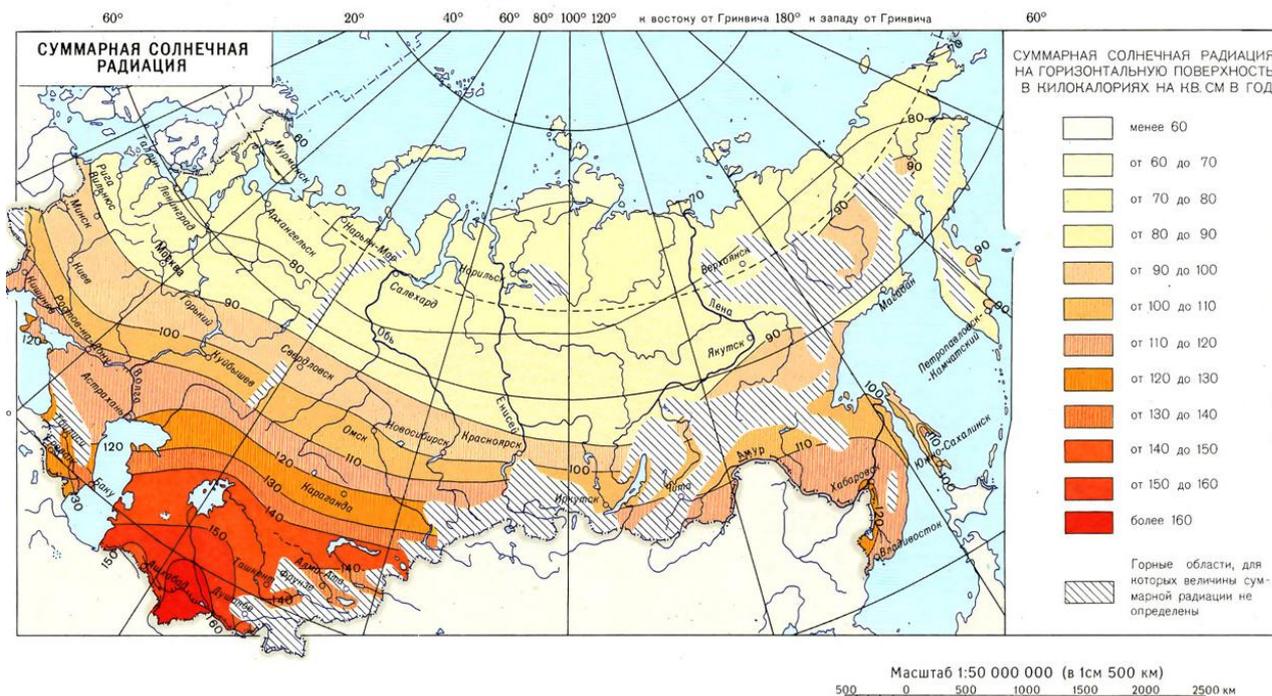


Рис. 2 Распределение солнечной радиации по широтам

В течение дня количество солнечной радиации изменяется в соответствии с графиком на рис. 3

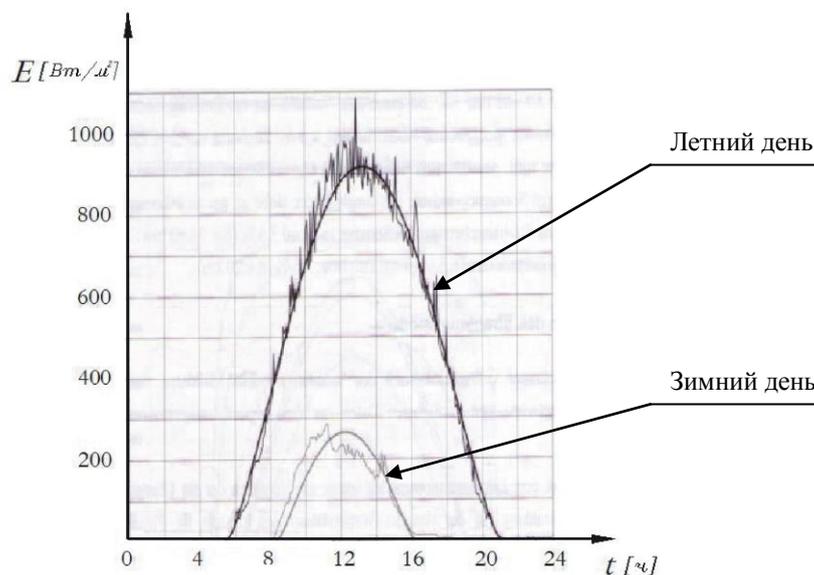


Рис.3 Распределение солнечной радиации по времени суток²

² Измерения приведены для широты 48,08 (город Oberpfaffenhofen, Германия). [3]

Падающее на поверхность ФЭП солнечное излучение преобразуется в электрическую энергию и расходуется на работу электродвигателя, зарядку бортовых аккумуляторов, электрооборудование самолета и другое необходимое оборудование. На рис. 4 показана принципиальная схема силовой установки самолета с использованием солнечной энергии.

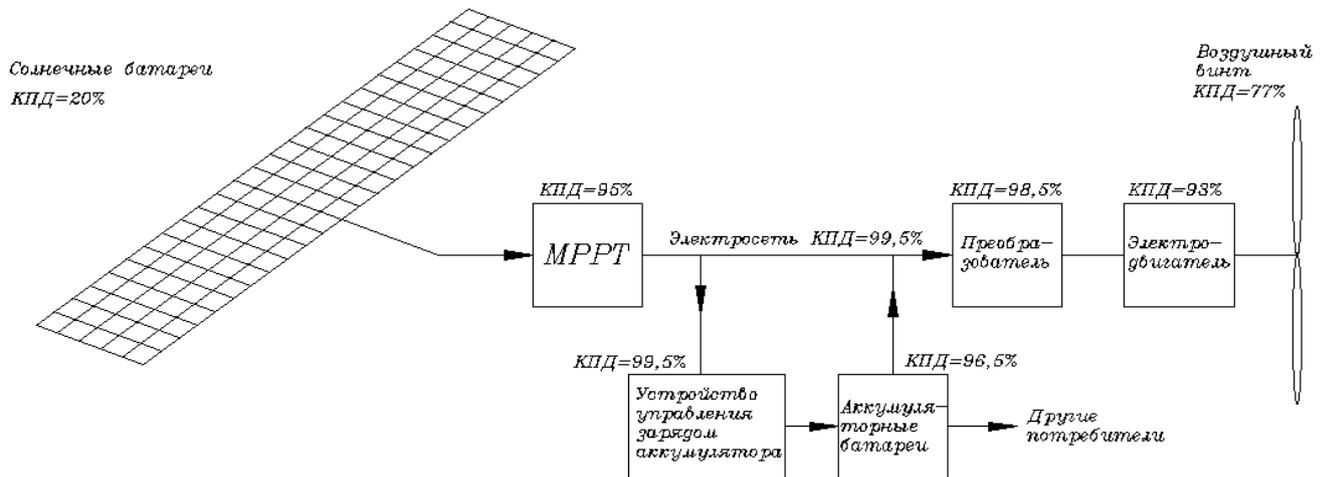


Рис. 4 Принципиальная схема силовой установки самолета, использующего солнечную энергию³

Наибольшие потери в цепочке преобразования происходят в ФЭП. В зависимости от КПД, потери составляют 75-80% у хороших коммерчески доступных ФЭП. Отношение полезной работы силы тяги к работе, затрачиваемой солнечным излучением составляет в лучшем случае 13%. (т. е. КПД всей системы составляет 13%).

Таким образом, при существующем уровне развития техники длительный полет может быть реализован на ЛА с малой потребляемой мощностью (малыми скоростями полета, малой нагрузкой на крыло и высоким аэродинамическим качеством). Данное утверждение может быть подтверждено формулой, выведенной из известных формул подъемной силы, силы сопротивления и потребной мощности для горизонтального полета. Потребная мощность отнесена к площади крыла для удобства соотнесения ее с величиной солнечной радиации, что по сути является располагаемой мощностью, которая имеет ту же размерность.

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

³ На схеме MPPT (*Maximum Power Point Tracker*) – устройство, подбирающее оптимальную нагрузку для солнечных батарей, для получения с них максимальной электрической мощности.

Статистика показывает, относительная масса целевой нагрузки для ЛА, с возможностью обеспечения продолжительного полета в средних широтах, не превышает 5%. При этом, нагрузка на крыло лежит в диапазоне 4 – 6 даН/м².

Предположим, что целевая нагрузка – один пассажир (пилот). Тогда, масса самолета в первом приближении будет равняться 1500кг. При этом необходимая площадь крыла будет равняться приблизительно 250м². При удлинении крыла 25 (большое удлинение необходимо для уменьшения индуктивной составляющей сопротивления) его размах будет составлять 80м. Это соизмеримо с размахом крыла самого большого в мире пассажирского самолета Airbus-380. В связи с этим возникает необходимость применения длинномерных сверх легких конструкций, обладающих достаточной жесткостью для сохранения аэродинамической конфигурации и достаточной прочностью, чтобы противостоять атмосферным явлениям. На рис. 5 изображен самолет Solar Impulse, созданный швейцарской компанией с одноименным названием. Самолет спроектирован для перелета вокруг Земли с использованием исключительно солнечной энергии. Целевая нагрузка – один пассажир – пилот.



Рис. 5 Самолет Solar Impulse в сравнении с пассажирским лайнером Airbus 380

Следствием больших размеров и малой массы ЛА рассматриваемого типа является подверженность влиянию ветра на этапах набора высоты и снижения. Имея большое значение удлинения и малую нагрузку на крыло p_0 , в соответствии с формулой

$$n_{уболт} = 1 \pm 0.5 \frac{c_y^\alpha W \rho V}{P_0},$$

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

Проблема малой располагаемой самолетом энергии ставит перед учеными и инженерами задачу поиска оптимальных проектных параметров самолета.

Перспективы развития самолетов с использованием солнечной энергии

Благодаря техническому прогрессу во всех отраслях промышленности, появилась возможность осуществления продолжительных (многодневных) пилотируемых и беспилотных полетов. Важно, что те научно-технические направления, состояние которых будет определять эффективность «солнечных» самолетов (в том виде, в котором они существуют сегодня), продолжают стремительно развиваться. К этим направлениям относятся:

1. Фотоэлектрические преобразователи
2. Аккумуляторные батареи
3. Композиционные материалы и конструкции на их основе
4. Аэродинамика малых чисел Re

Для понимания перспектив развития самолетов с использованием солнечной энергии рассмотрим статистику развития приведенных выше направлений.

Определяющим направлением здесь является развитие ФЭП, поскольку наибольшие потери в цепи преобразования солнечной энергии в силу тяги происходят на этапе преобразования солнечной энергии в электрическую ($\approx 78\%$). На графике (рис.6) представлены тенденции развития ФЭП на основе различных структур и полупроводников. [7]

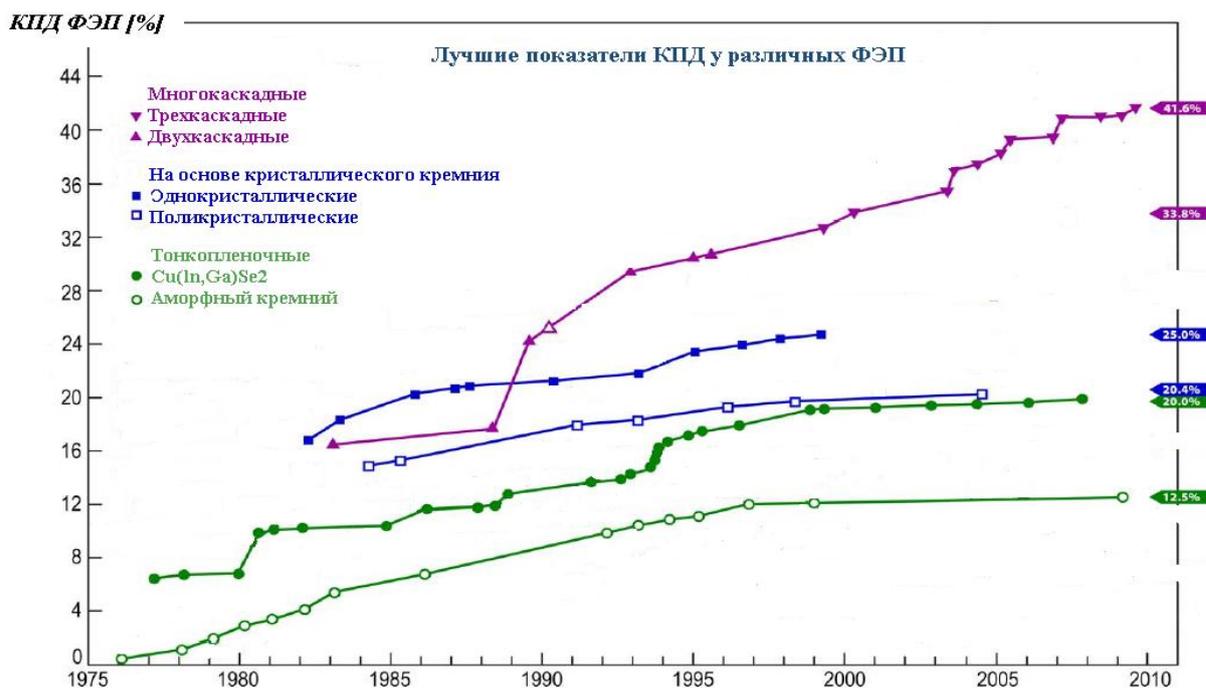


Рис. 6 Хронология развития некоторых видов ФЭП

В 2010г. компанией Boeing-Spectrolab были получены ФЭП с КПД преобразования солнечного света в электричество – 41,6 %. По прогнозам компании КПД ФЭП не достиг своего теоретического предела и будет продолжать расти. Получение большей мощности с той же площади, благодаря росту КПД ФЭП определит положительные тенденции в решении вышеприведенных проблем.

Проведем анализ влияния КПД ФЭП на размерность БЛА «Зефир» в существующей аэродинамической компоновке. Введем ряд допущений:

1. При масштабировании ЛА пренебрегаем изменением $\Delta C_x = f(Re)$;
2. Расчет проводится для среднесуточной солнечной радиации $E_{cp} = 150 \text{ Вт} \cdot \text{ч} / \text{м}^2$, что соответствует примерно маю месяцу на широте 40° ;
3. Аэродинамическое качество $K = 30$ и коэффициент подъемной силы $C_y = 0,65$ не изменялись в процессе варьирования параметра КПД ФЭП.

Полученный прирост энергии может быть использован на уменьшение весовой и геометрической размерности ЛА, увеличение массы целевой нагрузки или ее энергопотребления, расширение области возможных полетов, смещение областей эксплуатации ЛА в более северные районы.

Рассмотрим влияние увеличения КПД ФЭП на изменение геометрической размерности. Из графика (рис. 7) видно, что при увеличении КПД ФЭП с 20% до 41,6%, есть возможность увеличить нагрузку на крыло с 2 до 3,5 даН/м². Это, в свою очередь, скажется

на уменьшении площади крыла (рис. 8) с 22 до 15 м², при этом ЛА будет решать те же задачи, что и исходный самолет.

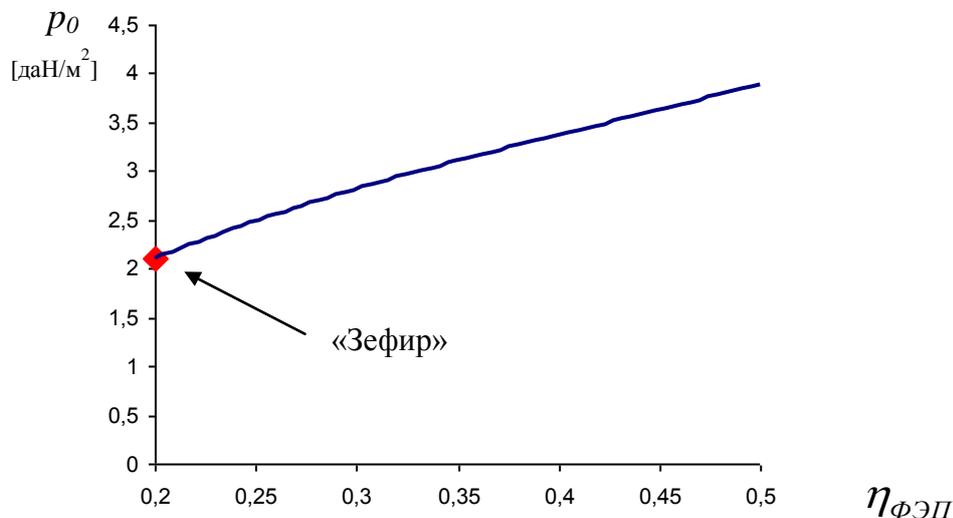


Рис. 7 График зависимости потребной нагрузки на крыло при различных КПД ФЭП

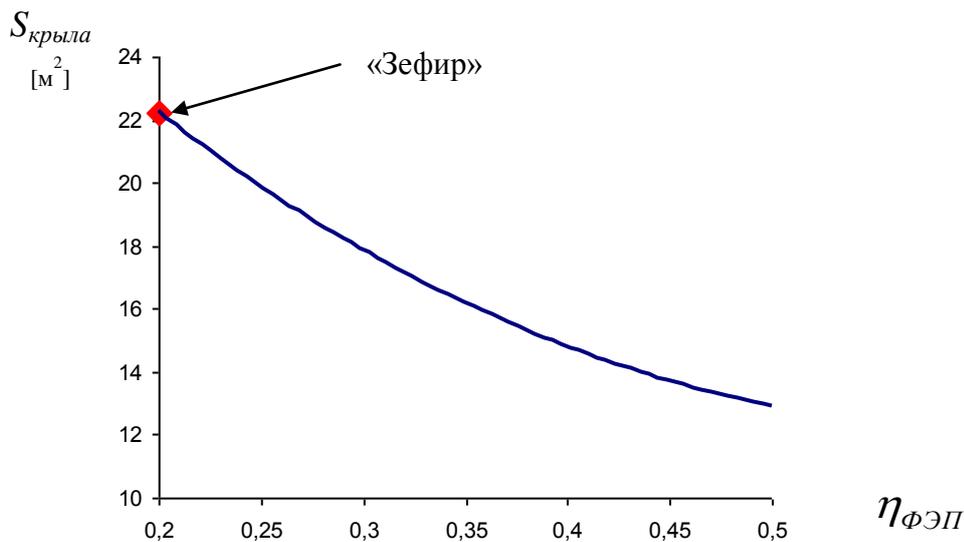


Рис. 8 График зависимости потребной площади крыла при различных КПД ФЭП

Избыточная энергия может быть направлена на расширение области возможных полетов, в частности, на увеличение высоты или скорости крейсерского полета самолета «Зефир» при сохранении размерности.

На графике рис. 9 изображено увеличение высоты крейсерского полета в зависимости от увеличивающегося КПД ФЭП.

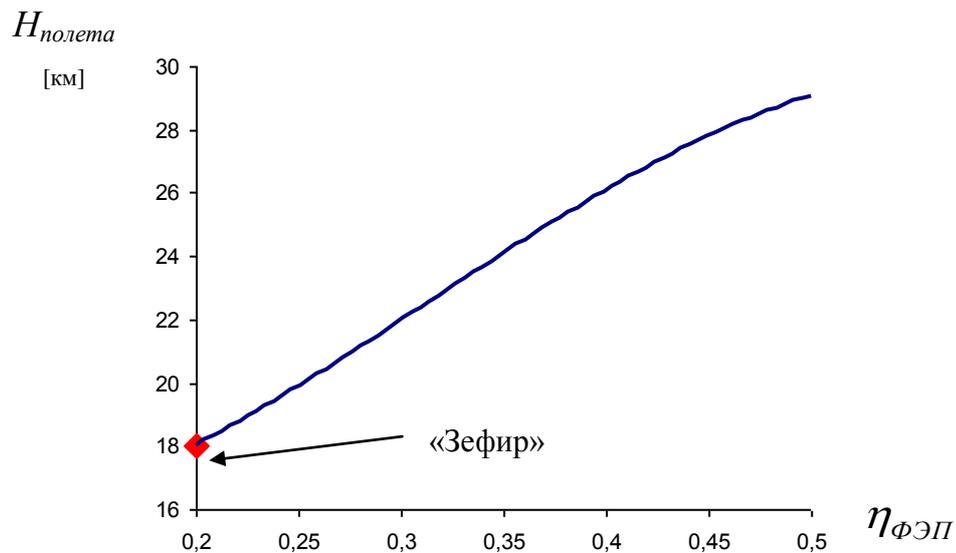


Рис. 9 График зависимости высоты крейсерского полета при различных КПД ФЭП

Параметры самолета будут существенно меняться от широты, в которой предполагается его эксплуатация. Это связано с располагаемой солнечной энергией в рассматриваемом районе (рис. 2). На графике (рис. 10) изображены области существования (в координатах удлинения крыла и удельной нагрузки на крыло) самолетов, способных совершать многодневный полет в течение июня в широтах трех городов.

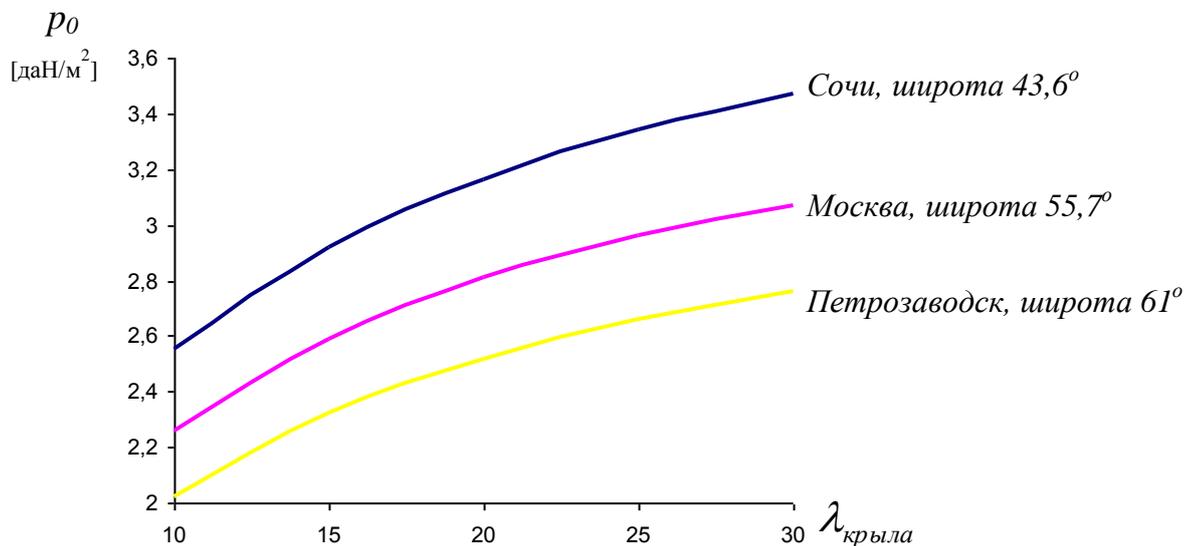


Рис. 10 График зависимости потребных нагрузки на крыло и удлинения крыла в зависимости от широты

Статистика относительных масс самолетов с использованием солнечной энергии показывает, что 25% составляет масса аккумуляторных батарей, запасенная энергия которых используется для ночного полета (рис.11).

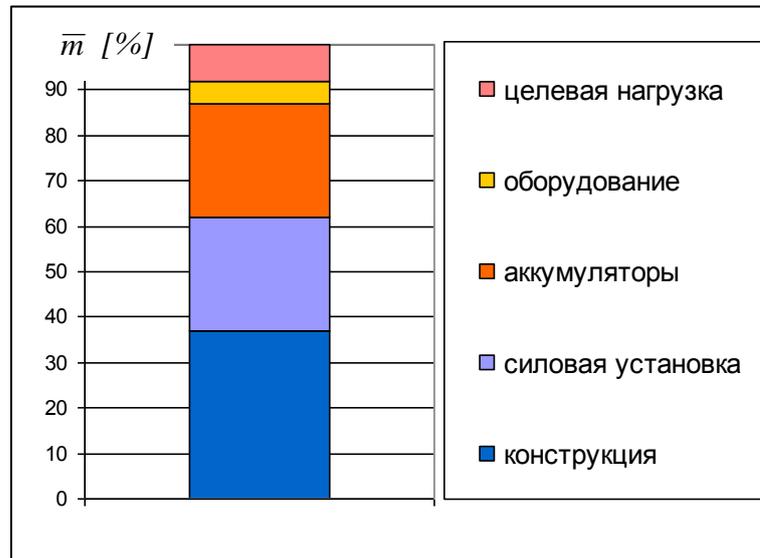


Рис. 11 Статистика относительных масс

Основной показатель эффективности аккумулятора (в контексте ЛА) - удельная емкость. Удельная емкость есть отношение запасенной мощности в аккумуляторе к его массе. На сегодняшний день лучшие показатели достигнуты в литий-серных батареях (LiS), у которых эта величина составляет $\approx 350 \text{Вт}\cdot\text{ч}/\text{кг}$. Для сравнения, у автомобильных свинцовых аккумуляторов удельная емкость составляет $\approx 30 \text{Вт}\cdot\text{ч}/\text{кг}$. Теоретическая удельная емкость для литий-серных аккумуляторов достигает $2600 \text{Вт}\cdot\text{ч}/\text{кг}$, что откроет перспективы для ЛА с использованием солнечной энергии.

На графике (рис. 12) изображено увеличение относительной массы целевой нагрузки в зависимости от удельной емкости аккумуляторных батарей.

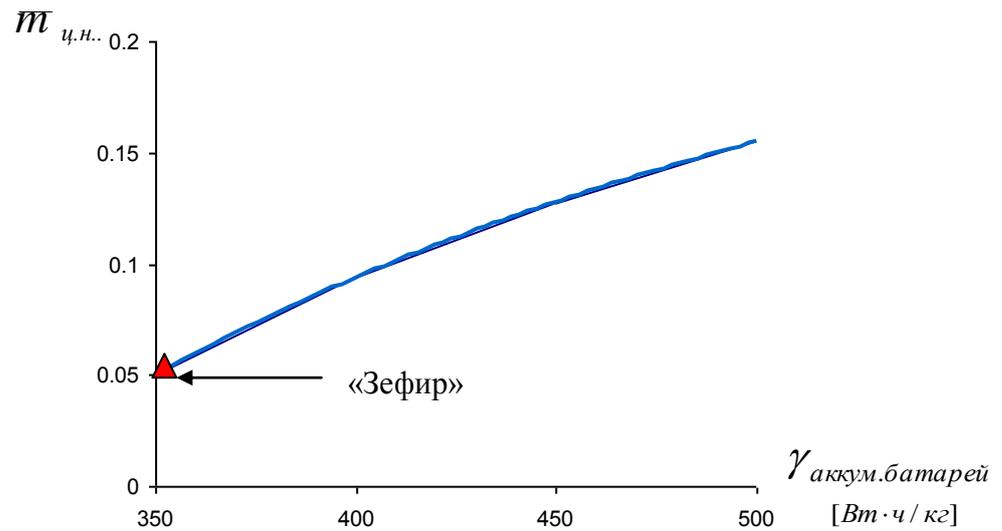


Рис. 12 Влияние удельной емкости аккумуляторов на относительную массы целевой нагрузки

Создание легких длинномерных конструкций, удовлетворяющих требованиям прочности и жесткости, является также одним из определяющих направлений.

Таким образом, в ближайшее время размерность самолета может быть уменьшена благодаря появлению ФЭП с более высоким КПД. При этом относительная масса целевой нагрузки может быть увеличена за счет внедрения аккумуляторных батарей с увеличенной удельной емкостью. Изменение геометрической размерности самолета при увеличении КПД ФЭП с 22% до 46% представлено на рис. 13.

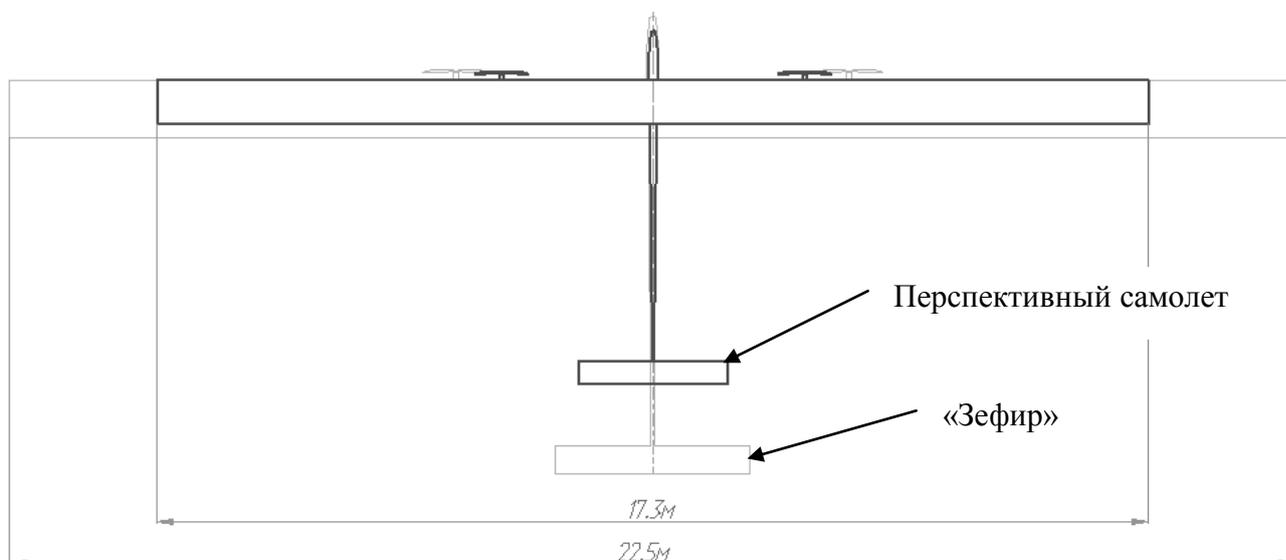


Рис. 13 Изменение размерности самолета

Если темпы развития рассматриваемых технологий сохранятся, то, возможно, через несколько лет мы увидим, как самолеты, использующие солнечную энергию, осуществляют полеты, решая актуальные задачи.

Библиографический список

1. John Perlin «From Space to Earth - The Story of Solar Electricity» 1999г.
2. Географический атлас для учителей средней школы. Четвёртое издание. — М.: Главное управление геодезии и картографии при совете министров СССР. Ответственный редактор атласа Л.Н. Колосова. 1982.
3. Keidel, B., "Auslegung und Simulation von hochfliegenden, dauerhaft stationierbaren Solardrohnen," PhD Dissertation, Technischen Universität München, 2000. (Кейдел, Б., "Проектирование и моделирование высотных солнечных БЛА, с неограниченной продолжительностью полета, кандидатская диссертация, Мюнхенский технический университет, 2000.)
4. J. W. Youngblood and T. A. Talay. «Solar-powered airplane design for long-endurance, high-altitude flight» AIAA-82-0811, Washington, DC, May 1982.
5. A. Noth, «Design of solar powered airplanes for continuous flight», Ph.D. dissertation, ETH, Switzerland, 2008.
6. <http://www.qinetiq.com>
7. <http://www.spectrolab.com>

Сведения об авторах

Лисейцев Николай Константинович, профессор Московского авиационного института (национального исследовательского университета), д.т.н., тел.: +7(916)494-97-29;
e-mail: avia101@mail.ru

Самойловский Артем Александрович, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета), тел.: +7(906)6342581;
e-mail: artem.samoylovskiy@gmail.com

