

УДК 629.7.01

О перспективах длительных полетов над территорией Российской Федерации беспилотных летательных аппаратов на солнечной энергии

Н.К. Лисейцев, А.А. Самойловский

Аннотация

В работе рассмотрены перспективы длительных полетов над территорией РФ БЛА на солнечной энергии. Оценены потребные весовые и геометрические размерности самолетов для достижения необходимых значений грузоподъемности. Определены рациональные значения параметров самолетов.

Ключевые слова: летательный аппарат на солнечной энергии; сверхбольшая продолжительность полета; фотоэлектрические преобразователи.

Введение

Характерной чертой развития авиационной техники на рубеже XX – XXI веков стало стремительное возрастание как объёма, так и сфер применения беспилотных самолетов, обусловленное достижениями в области роботизации техники и в том числе успехами электроники, средств автоматизации систем связи и управления, технологий «искусственного интеллекта».

По выполняемым задачам беспилотный самолет может быть как альтернативой пилотируемому самолету, так и уникальным средством, обеспечивающим решение задач недоступных пилотируемому аналогу. К уникальным относятся, прежде всего, задачи связанные с физиологическими ограничениями на организм человека. К таким ограничениям, в частности, относится большая продолжительность полета, недопустимая по работоспособности экипажа.

Увеличение продолжительности полета беспилотных самолетов всегда остается актуальной задачей, позволяющей уменьшить количество взлетов-посадок, увеличить надежность комплексов, удешевить стоимость летного часа.

Для значительного увеличения продолжительности полета необходимо применять иные, чем углеводородные, источники энергии. Одним из направлений, позволяющим значительно увеличить продолжительность полета является создание самолетов, использующих для полета солнечную энергию.

Использование солнечной энергии на ЛА открывает перспективы осуществления длительных (в течение нескольких месяцев и даже лет) полетов. Солнце является неисчерпаемым источником энергии. Величина его излучения в отсутствии облачности стабильна и прогнозируема. Осуществление полетов в тропопаузе дает практически полную независимость от таких атмосферных явлений как облачность, осадки, порывы ветра.

Возможным направлением применения таких ЛА является:

- применение в качестве альтернативы или дополнения спутникам связи. [3].
- применение в качестве системы длительного мониторинга земной поверхности [14].

Однако эффективность применения ЛА на солнечной энергии в значительной степени зависит от географического положения территории, на которой предполагается его эксплуатация и времени года. В данной работе проведена оценка возможности реализации длительного полета над территорией РФ.

Цель работы

Целью настоящих исследований является определение:

- возможности осуществления длительных полетов в климатических поясах на территории РФ;
- достигаемых значений грузоподъемности;
- необходимых для обеспечения грузоподъемности весовых и геометрических размерностей самолетов;
- рациональных значений параметров самолетов.

Для простоты весового и аэродинамического масштабирования за базовый ЛА принят аппарат, выполненный по классической схеме с прямым крылом (рис. 1), у которого целевая нагрузка размещается в носовой части фюзеляжа.

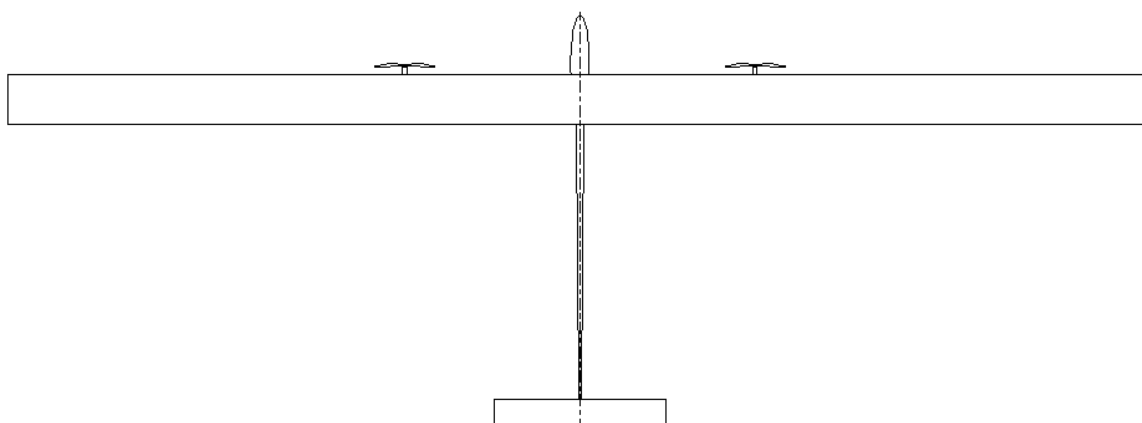


Рис. 1

Принятые допущения

При проведении исследований приняты следующие допущения:

- самолет совершает горизонтальный полет без ускорения. Затраты энергии на маневрирование, взлет, набор высоты, снижение и посадку учитываются за счет введения коэффициента прироста потребной мощности для полета (1.1);
- ввиду малой кривизны верхней поверхности профиля крыла, принимается что ФЭП расположены горизонтально;

- все устройства, потребляющие энергию, работают непрерывно с постоянным потреблением энергии.
- не вводятся ограничения по минимально допустимой нагрузке на крыло из условия не превышения перегрузки n_y при полете в неспокойном воздухе

Исходные данные для проведения исследования представлены в таблице 1.

Величина	Значение	Размерность
Диапазон взлетных масс ЛА	80...100	кг
КПД ФЭП	22	%
Высота крейсерского полета	18	км
Время ночного полета (время, когда полностью отсутствует солнечное излучение)	12	ч
Удельная емкость аккумуляторных батарей	300	Вт ч/кг
Крейсерская скорость полета	15	м/с
Относительная масса самолетного оборудования	7	%
Cx_0 для базовой конфигурации	0,02	-

Табл. 1

Распределение среднесуточной солнечной радиации¹ для исследуемых диапазонов широт и месяцев приведено в таблице 2, размерность [Вт/м²]

январь	февраль	март	апрель	май	июнь	июль	август	сентябрь	октябрь	ноябрь	декабрь
Широта 61 (г. Петрозаводск)											
9,5	29,6	89,7	140,4	189,5	232,1	212,0	147,3	78,5	30,9	11,4	3,2
Широта 55,7 (г. Москва)											
22,0	51,5	106,7	154,4	216,9	231,5	223,5	174,9	115,1	55,6	25,8	15,7
Широта 43,6 (г. Сочи)											
49,7	82,1	112,9	161,9	224,6	276,4	278,0	248,7	180,7	128,2	75,3	46,6

Табл. 2

Высота полета 18 км определена из учета того, что на высотах более 10км отсутствует плотная облачность, снижающая величину солнечной радиации, а на высотах 18 км минимальные значения ветровых порывов.

¹ Солнечная радиация (количество падающего на освещаемую поверхность солнечного излучения) – величина, зависящая от географической широты, времени года, времени суток и погодных условий.

Методика исследований

1. Рассматривается массив вариантов геометрических и весовых размерностей:

$$[\lambda_1 \dots \lambda_i] \times [S_1 \dots S_j] \times [G_1 \dots G_k], \text{ где}$$

λ - удлинение крыла рассматривается в диапазоне от 2 до 40

S – площадь крыла, рассматривается в диапазоне от 1 до 200 м²

G – взлетный вес ЛА, рассматривается в диапазоне от 80 до 100кг

2. Соответственно определяется массив возможных обликов ЛА

$$O_{i,j,k} = (\lambda_i, S_j, G_k), \text{ где}$$

3. Для каждого возможного облика $O_{i,j,k}$ рассчитываются:

а) Безразмерный коэффициент подъемной силы в горизонтальном полете

$$C_{y_{\text{ГП}_{j,k}}} = \frac{2G_k}{\rho_H \cdot V^2 \cdot S_j}, \text{ где}$$

ρ_H - плотность воздуха на высоте полета [кг/м³];

V - заданная скорость горизонтального полета [м/с];

б) Безразмерный коэффициент силы лобового сопротивления

$$C_{x_{j,k}} = Cx_0 + ACy^2, \text{ где}$$

Cx_0 - безразмерный коэффициент силы сопротивления при нулевом угле атаки;

$$A = \frac{1}{\pi \lambda_i e} - \text{отвал поляры, где}$$

e - коэффициент Освальда, учитывающий отличие формы в плане реального крыла от эллиптического и степень реализации подсосывающей силы. Ввиду относительно малых габаритов фюзеляжа для рассматриваемого типа самолетов принимается $e=1$.

в) Потребная мощность для горизонтального полета:

$$N_{\text{П}_{i,j,k}} = G^{3/2} \sqrt{\frac{2}{\rho_H}} \cdot \left(\frac{Cx}{Cy^{3/2}} \right) \cdot \frac{1}{S^{1/2}}$$

получается из известных формул:

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{Cy \cdot \rho \cdot S}} \quad (1)$$

$$X = Cx \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \quad (2)$$

$$N = X \cdot V \quad (3)$$

путем подстановки (1) и (2) в (3).

г) Располагаемая мощность силовой установки:

$$N_{PC_j} = E \cdot S \cdot \eta_{сист}, \text{ где}$$

E - среднесуточная солнечная радиация

$\eta_{сист} = 0,13$ - КПД всей цепи преобразования энергии от ФЭП до тяги воздушного винта, определяется произведением КПД каждого звена цепи преобразования

д) Вес пустого ЛА:

$$G_{\Pi} = G_{констр} + G_{СУ} + G_{оборуд} + G_{ак_бат} + G_{ФЭП}, \text{ где}$$

$G_{констр} = 0,044S^{1,55} \cdot \lambda^{1,3}$ - вес конструкции [Н]. Данная эмпирической формула основана на обобщении большого статистического материала[10].

$G_{СУ} = 0,005 \cdot N_{\Pi}$ - вес силовой установки, включающей электродвигатель, регулятор оборотов, редуктор и воздушный винт. Данная эмпирической формула также выведена на основе статистики [10].

$$G_{ак_бат} = \frac{N_n \cdot t_n}{C_{уд} \cdot \eta_{бат}} \cdot g - \text{ вес аккумуляторных батарей, где}$$

t_n - время ночного полета [ч]

$C_{уд}$ - удельная емкость аккумуляторных батарей [Вт ч/кг] (данные производителя)

$\eta_{бат}$ - КПД аккумуляторных батарей (данные производителя)

$G_{ФЭП} = 0,48S \cdot g$ - вес ФЭП, вычисляется на основе массы квадратного метра $0,48\text{кг/м}^2$ (данные производителя)

По результатам расчетов строятся зависимости от площади крыла и удлинения следующих величин:

- веса пустого ЛА с ограничением в виде заданного максимального взлетного веса (рис.2). Варианты ЛА, у которых $G_{\Pi} \geq G$ являются несуществующими;
- потребной и располагаемой мощностей (рис.3):
- располагаемого веса целевой нагрузки $G_{цн} = G - G_{\Pi}$. На графике данной зависимости также наносится ограничение по располагаемой мощности (рис.4).

В качестве критерия выбора рационального варианта облика $(G, S, \lambda) = f(\text{широта, время года})$ самолета принимается: $\max G_{цн}$

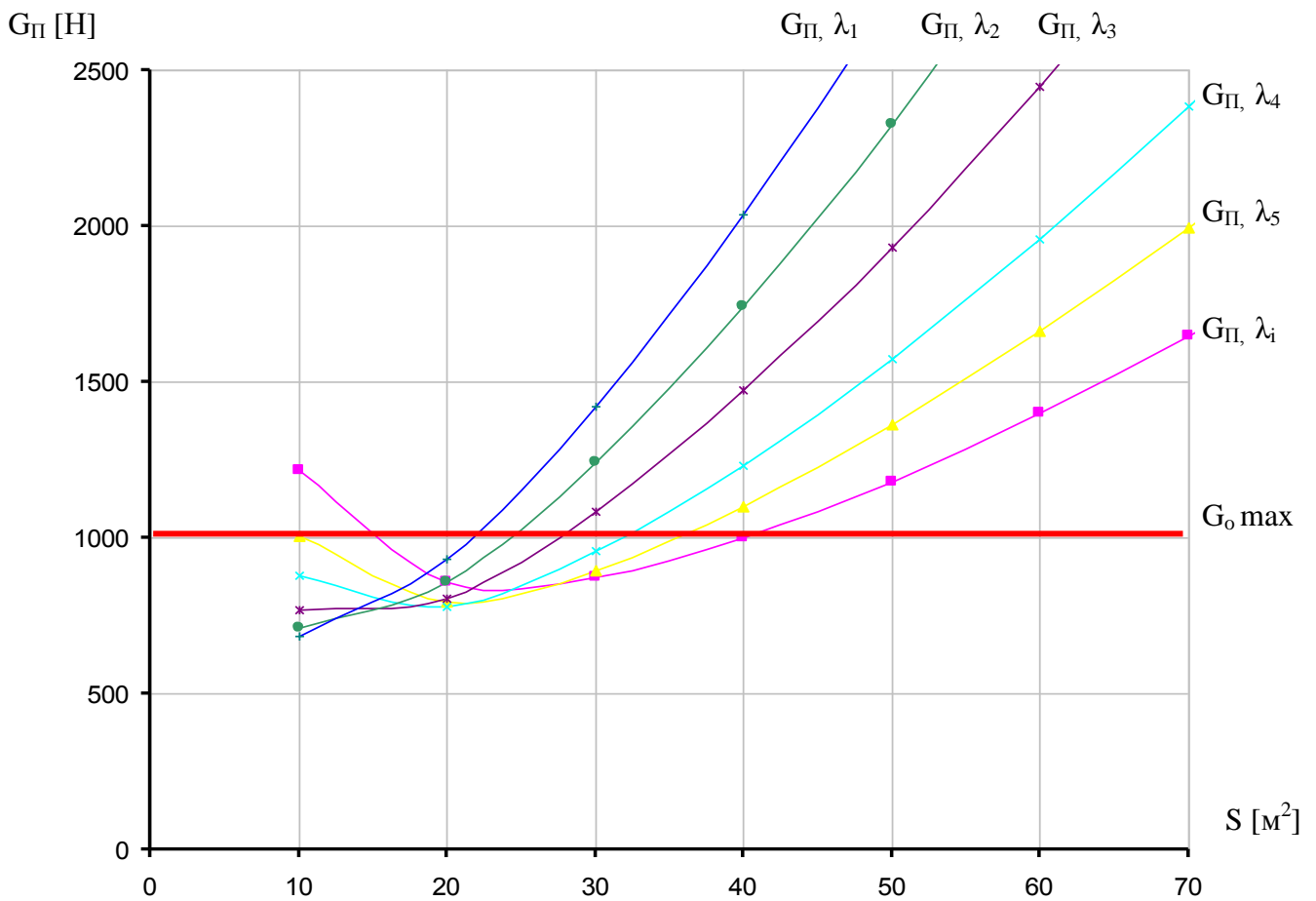


Рис. 2 Характер зависимости веса пустого ЛА от площади крыла для разных значений λ

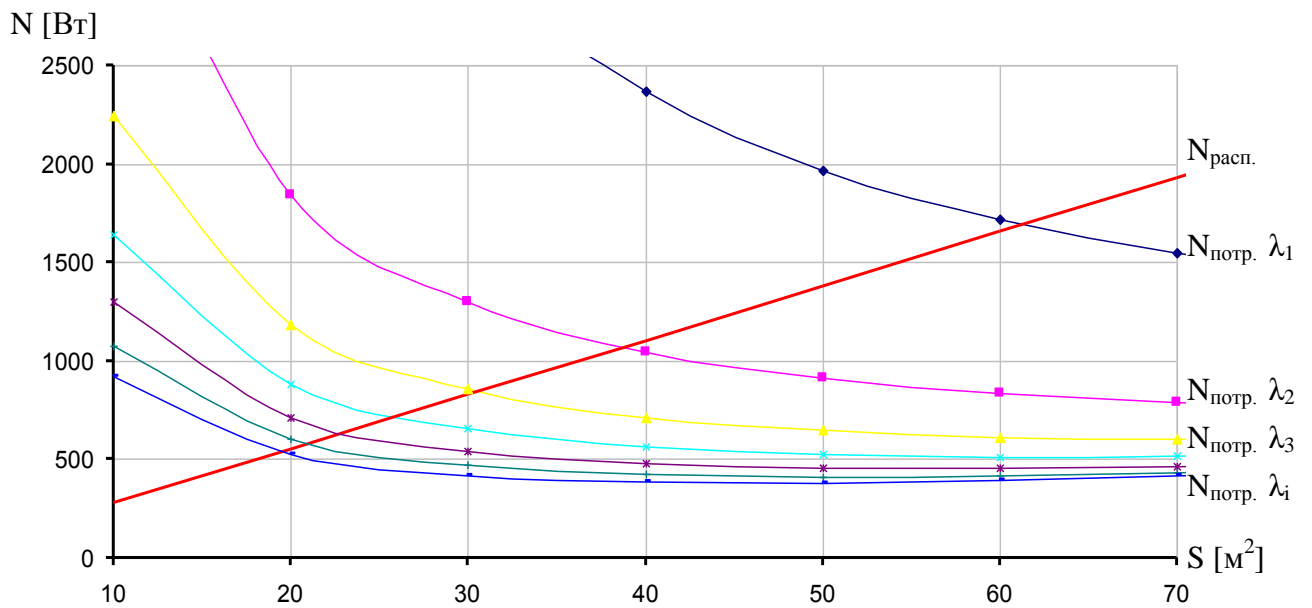


Рис. 3 Характер зависимости потребной и располагаемой мощности ЛА от площади крыла для разных значений λ

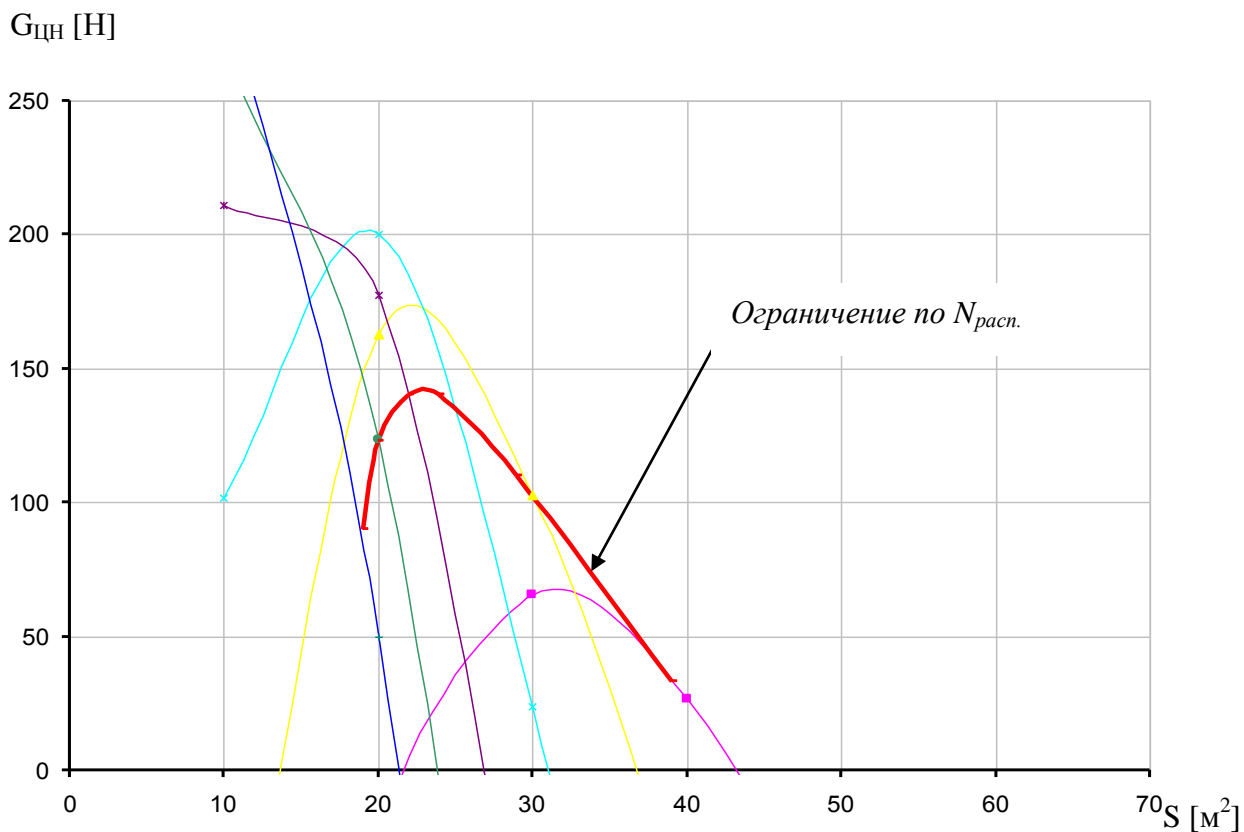


Рис. 4 Характер зависимости веса целевой нагрузки от площади крыла для разных значений λ

Результаты исследования

Ниже на рисунках 5,6,7 приведены зависимости: веса целевой нагрузки и взлетного веса с указанием оптимальных значений S и λ для рассматриваемых широт и времен года.

1. Широта 61° (г. Петрозаводск)

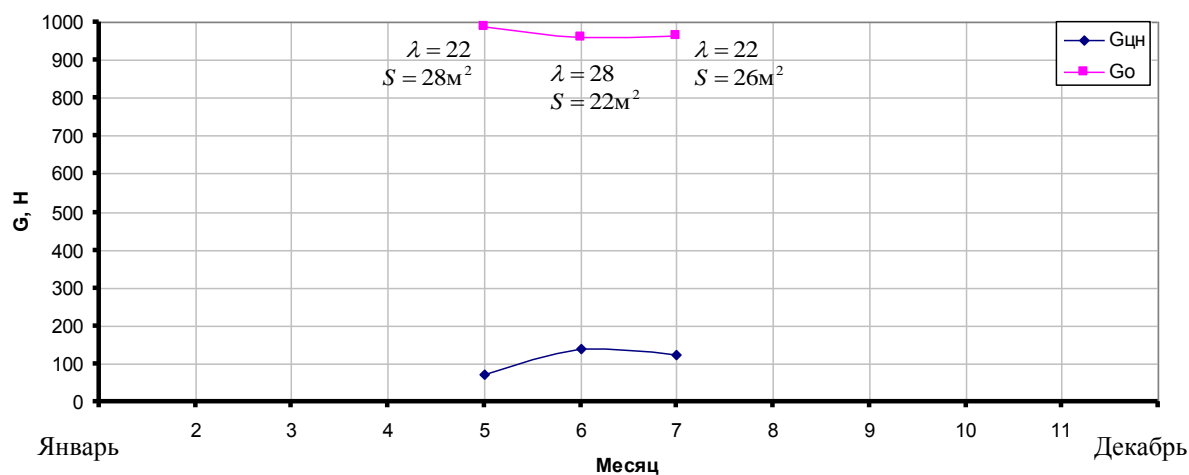


Рис. 5 Зависимость возможного взлетного веса и веса целевой нагрузки от времени года с указанием оптимальных значений S и λ

Как видно из рисунка 5, на данной широте возможно осуществление беспосадочного полета ЛА на солнечной энергии в течение месяцев: май, июнь, июль.

2. Широта 55,7 (г. Москва)

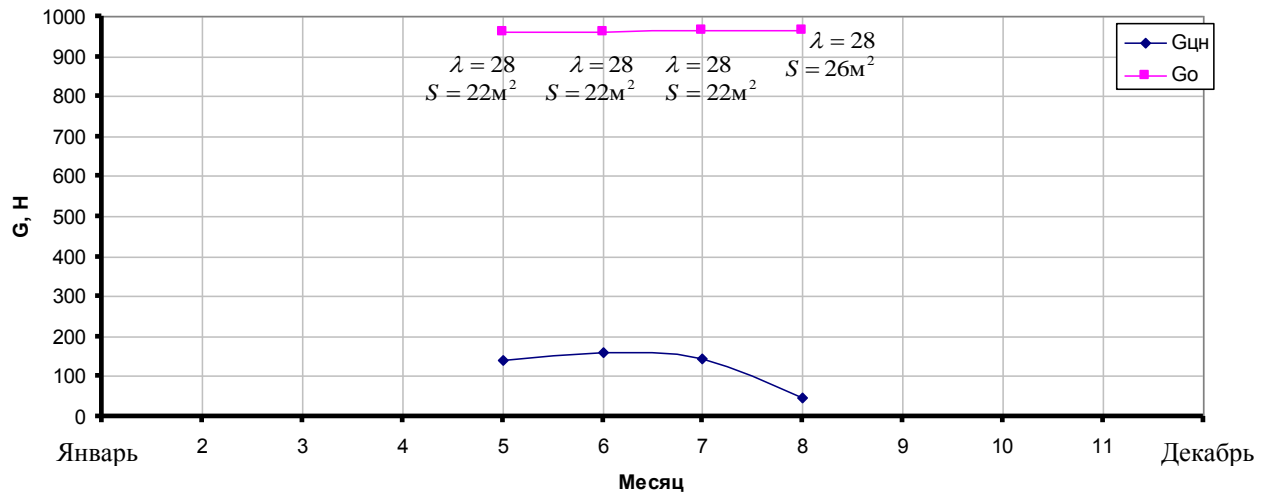


Рис. 6 Зависимость возможного взлетного веса и веса целевой нагрузки от времени года с указанием оптимальных значений S и λ

Как видно из рисунка 6, на данной широте возможно использование ЛА на солнечной энергии в течение месяцев: май, июнь, июль, август.

3. Широта 43,6 (г. Сочи)

На данной широте возможно использование ЛА на солнечной энергии в течение месяцев: апрель, май, июнь, июль, август, сентябрь.

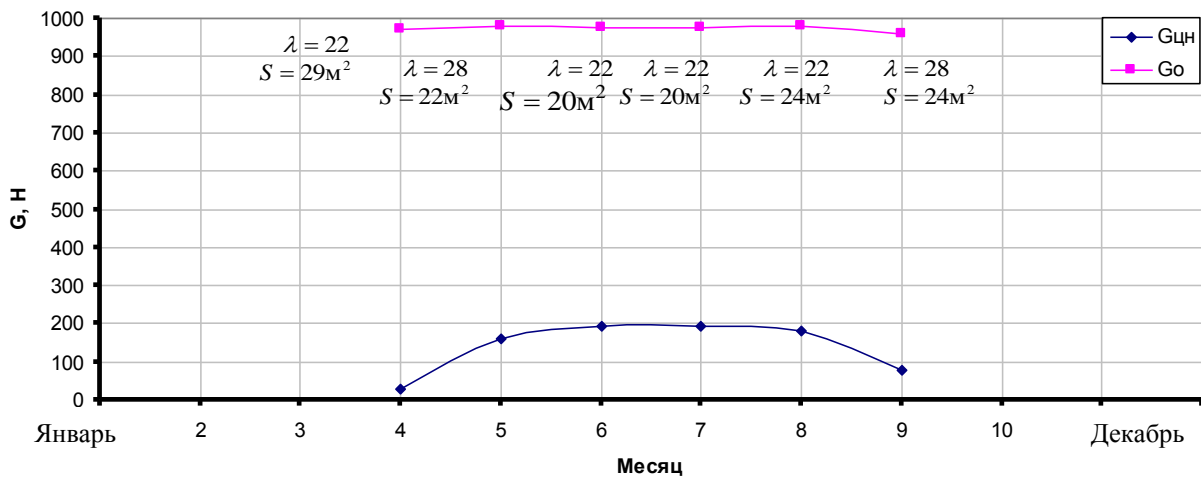


Рис. 7 Зависимость возможного взлетного веса и веса целевой нагрузки от времени года с указанием оптимальных значений S и λ

Выводы

Проведенные параметрические исследования беспилотного самолета, использующего для полета солнечную энергию, посвященные возможности создания БЛА такого класса для применения в России показывают следующее.

1. При современном уровне характеристик ФЭП применение БЛА в режиме многодневного беспосадочного полета во всех климатических поясах РФ ограничивается временем года:

- в северных широтах (61^0 Петрозаводск) применение возможно в течение 25% времени года (май – июль);
- в широтах ($55,7^0$ Москва) применение возможно в течение 30% времени года (май – август);
- в южных широтах ($43,6^0$ Сочи) применение возможно в течение 50% времени года (апрель – сентябрь);

2. При современном уровне характеристик ФЭП возможно создание беспилотных самолетов, использующих для многодневного полета солнечную энергию, обладающих характеристиками из нижеприведенных диапазонов:

- Взлетный вес ~ 100 кг
- Вес целевой нагрузки 15...20 кг
- Площадь крыла 22...28 м²
- Удлинение крыла 22...28

Конкретные оптимальные значения ТТХ различны для различных климатических условий.

Библиографический список

- 1 R. J. Boucher, *History Of Solar Flight*, AIAA Paper 84-1429, June 1984
- 2 P. V. MacCready at all, *Sun-Powered Aircraft Designs*, Journal of Aircraft, Vol. 20 No. 6, June 1983. pp. 487-493
- 3 Г.В. Барабанов, А.П. Гальцев, В.Н. Титоренко, А.В. Шустов. Летательные аппараты, использующие солнечную энергию или СВЧ энергию // ТВФ — 1991 — №1.— С. 22.
- 4 В.В. Кузьмин, И. В. Кротов. Дельтапланы. / М. 1989г.
- 5 A. Noth, R. Siegwart and W. Engel, *Autonomous Solar UAV for Sustainable Flight in: Advances in Unmanned Aerial Vehicles, State of the Art and the Road to Autonomy*, edited by Kimon P. Valavanis, Springer Verlag, 2007.

- 6 Bernhard Keidel, Auslegung und Simulation von hochfliegenden, dauerhaft stationierbaren Solardrohnen, PhD Thesis, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München, 2000.
- 7 D. Stinton, The Design of the Aeroplane, Second edition, Blackwell Science, Oxford, UK, 2001.
- 8 T. C. Tozer, D. Grace, J. Thompson, and P. Baynham, UAVs and HAPs - Potential Convergence for Military Communications, IEE Colloquium on "Military Satellite Communications", 6th June 2000.
- 9 Flight International, 30 June 1979
- 10 A. Noth: Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight. PhD Thesis, Autonomous Systems Lab, ETH Zürich, Switzerland, 2008.
- 11 History of Electric Flight
<http://www.iroquois.free-online.co.uk/hist.htm>
- 12 History of Solar
http://www1.eere.energy.gov/solar/pdfs/solar_timeline.pdf
- 13 The World Air Sports Federation
<http://www.fai.org>
- 14 NASA, Solar Powered Fact Sheet. "*Solar-Power Research and Dryden*"
<http://trc.dfrc.nasa.gov/Newsroom/FactSheets/PDF/FS-054-DFRC.pdf>
- 15 Qinetiq's Zephyr UAV achieves flight record
http://www.qinetiq.com/home/newsroom/news_releases_homepage/2007/3rd_quarter/qinetiq_s_zephyr_uav.html
- 16 Human-and solar-powered aircraft discovered new frontiers, The Dryden X-Press, Wednesday, May 8, 2002
http://www.dfrc.nasa.gov/Newsroom/X-Press/stories/050802/res_history.txt.html
- 17 Pathfinder and the Development of Solar Rechargeable Aircraft
http://www.llnl.gov/etr/pdfs/07_94.1.pdf
- 18 Solar-Impulse Website
<http://www.solar-impulse.com>
- 19 Vulture Project Website
<http://www.darpa.mil/ucar/programs/vulture.htm>
- 20 Solar powered UAV history
<http://www.tfot.info/articles/51/solar-uav-to-set-a-new-world-record.html>

Сведения об авторах

Лисейцев Николай Константинович, профессор Московского авиационного института (национального исследовательского университета), д.т.н.
МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;
тел.: +7(916)494-97-29; e-mail: avia101@mail.ru

Самойловский Артем Александрович, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета).
МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;
тел.: +79066342581; e-mail: artem.samoylovskiy@gmail.com