

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ ДЛЯ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В.П. Иванов

Санкт-Петербургский институт информатики и автоматизации РАН
199178, Санкт-Петербург, ВО, 14 линия, д. 39

УДК 681.3

В. П. Иванов. Оценка возможности использования солнечной энергии для полета летательного аппарата // Труды СПИИРАН. Вып. 2, т. 2. — СПб.: Наука, 2005.

Аннотация. На основе анализа мощности, снимаемой с солнечных батарей при различных условиях, и потребной мощности для полета летательного аппарата проводятся оценки возможности использования солнечной энергии для этой цели.

UDC 681.3

V. P. Ivanov. Estimation of opportunity of solar energy using for flight of the flying vehicle // SPIIRAS Proceedings. Issue 2, vol. 2. — SPb.: Nauka, 2005.

Abstract. On the basis of the analysis of capacity of the solar batteries under various conditions, and required capacity for flight of a flying vehicle valuations of a opportunity of use of solar energy for this purpose are carried out.

Появление летающих роботов ставит во главу угла проблему их энергетического обеспечения. Одним из путей ее решения является использование солнечной энергии. Оценим возможность применения солнечных батарей на данном виде техники.

Известно, что интенсивность солнечной энергии Z у земли составляет около 1000 Вт/м^2 для пластинки, поставленной перпендикулярно потоку энергии. В первом приближении будем полагать, что крыло представляет собой плоскую пластину, расположенную горизонтально. Тогда на единицу ее площади падает $Z \cos \varphi$ энергии, где φ — географическая широта.

Если коэффициент полезного действия солнечных элементов равен χ , то выражение для удельной располагаемой мощности N_p примет вид:

$$N_p = \chi Z \cos \varphi. \quad (1)$$

Коэффициент полезного действия серийно выпускаемых пленочных солнечных элементов равен 8%, а твердотельных — 25%. Отметим, что сейчас уже ведутся работы по его повышению до 33–35%.

Значения N_p поверхности земли в зависимости от φ и χ представлены в табл.1.

С высотой N_p увеличивается. Для оценок воспользуемся характеристиками солнечных батарей, установленных на пилотируемом самолете Solar Challenger (3000 Вт/м^2 у поверхности земли и 4690 Вт/м^2 на высоте 6000 м), и примем аналогичный коэффициент μ роста N_p в зависимости от высоты (см. рис. 1).

Таблица 1. Зависимость N_p Вт/м² от географической широты φ и коэффициента полезного действия солнечных элементов χ у поверхности земли

φ , град	χ	
	8%	25%
40	61,2836	191,5111
50	51,4230	160,6969
60	40,0	125,0

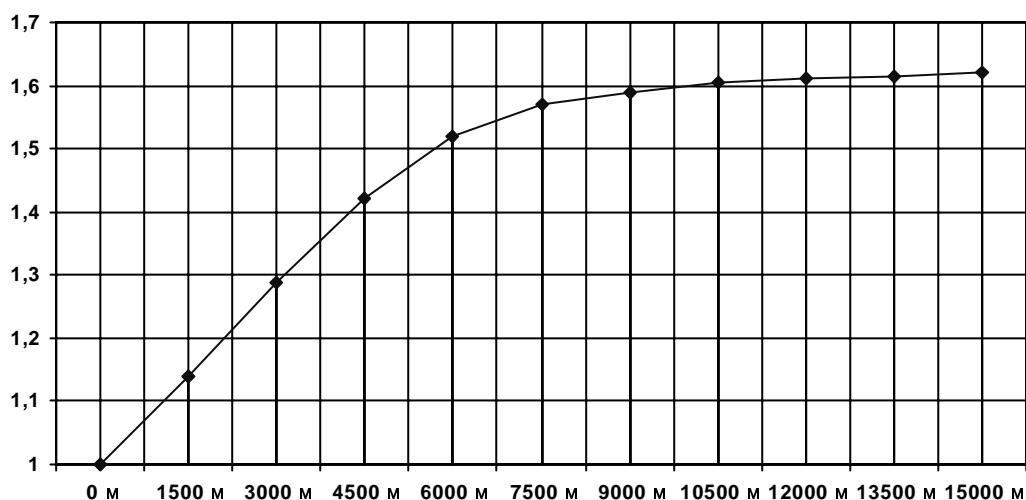


Рис.1. Значения коэффициента μ в зависимости от высоты.

Анализ графика показывает, что в реально используемом диапазоне высот возможно увеличение съема энергии с одного квадратного метра площади солнечных элементов до 63%.

Значения N_p , рассчитанные для высоты 6000 м, представлены в таблице 2.

Таблица 2. Зависимость N_p Вт/м² от географической широты φ и коэффициента полезного действия солнечных элементов χ на высоте 6000 м.

φ , град	χ	
	8%	25%
40	95,8067	299,3957
50	80,3913	251,2228
60	62,5333	195,4167

Для того, чтобы оценить возможность использования солнечных элементов в качестве бортовых источников энергии для полета летательных аппаратов (ЛА) в атмосфере, рассмотрим уравнения прямолинейного установившегося горизонтального полета, когда сила тяги равна силе лобового сопротивления, а подъемная сила — силе веса, т.е.:

Зависимость потребной мощности от Р и К у земли

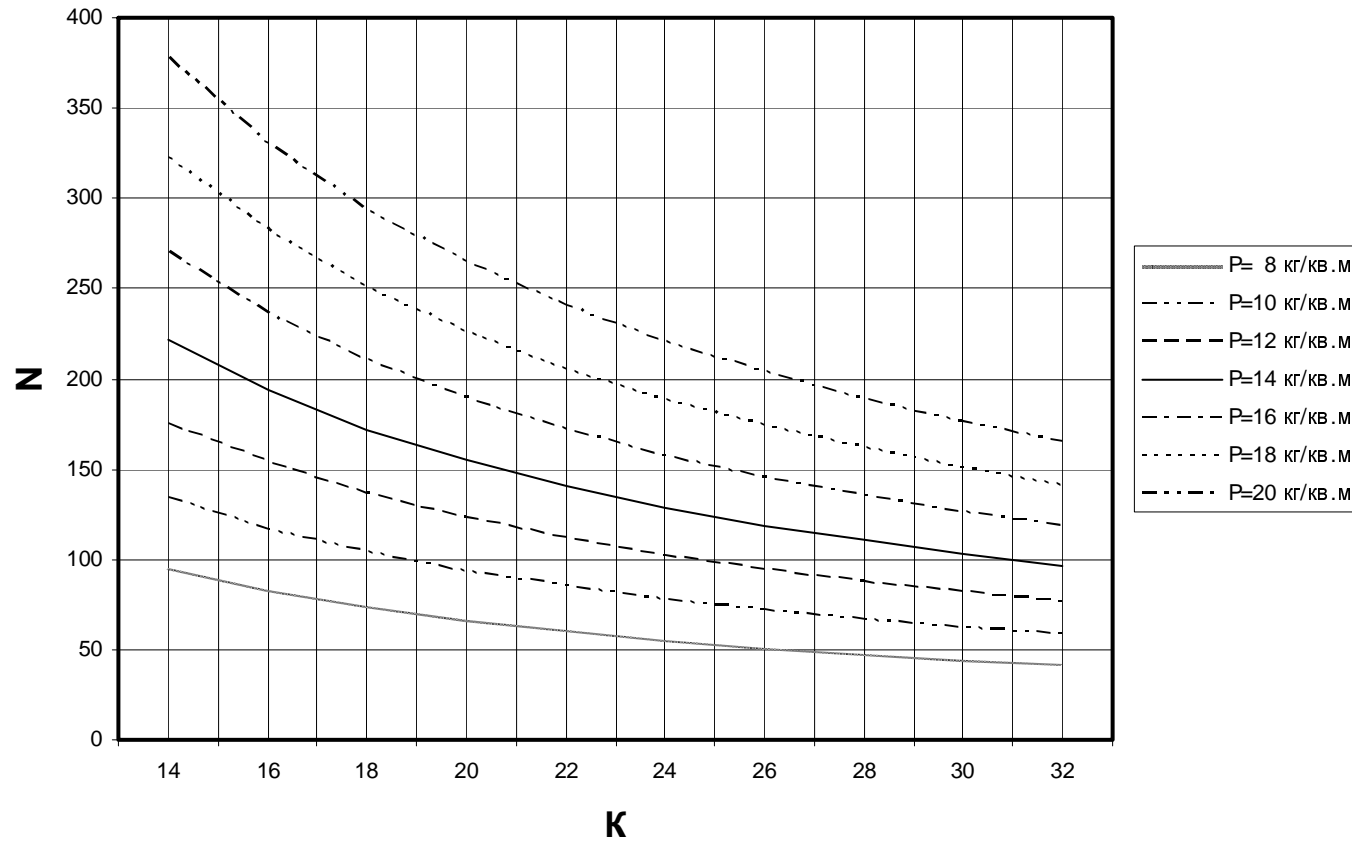


Рис. 2.

Зависимость потребной мощности от Р и К для высоты 6000 м

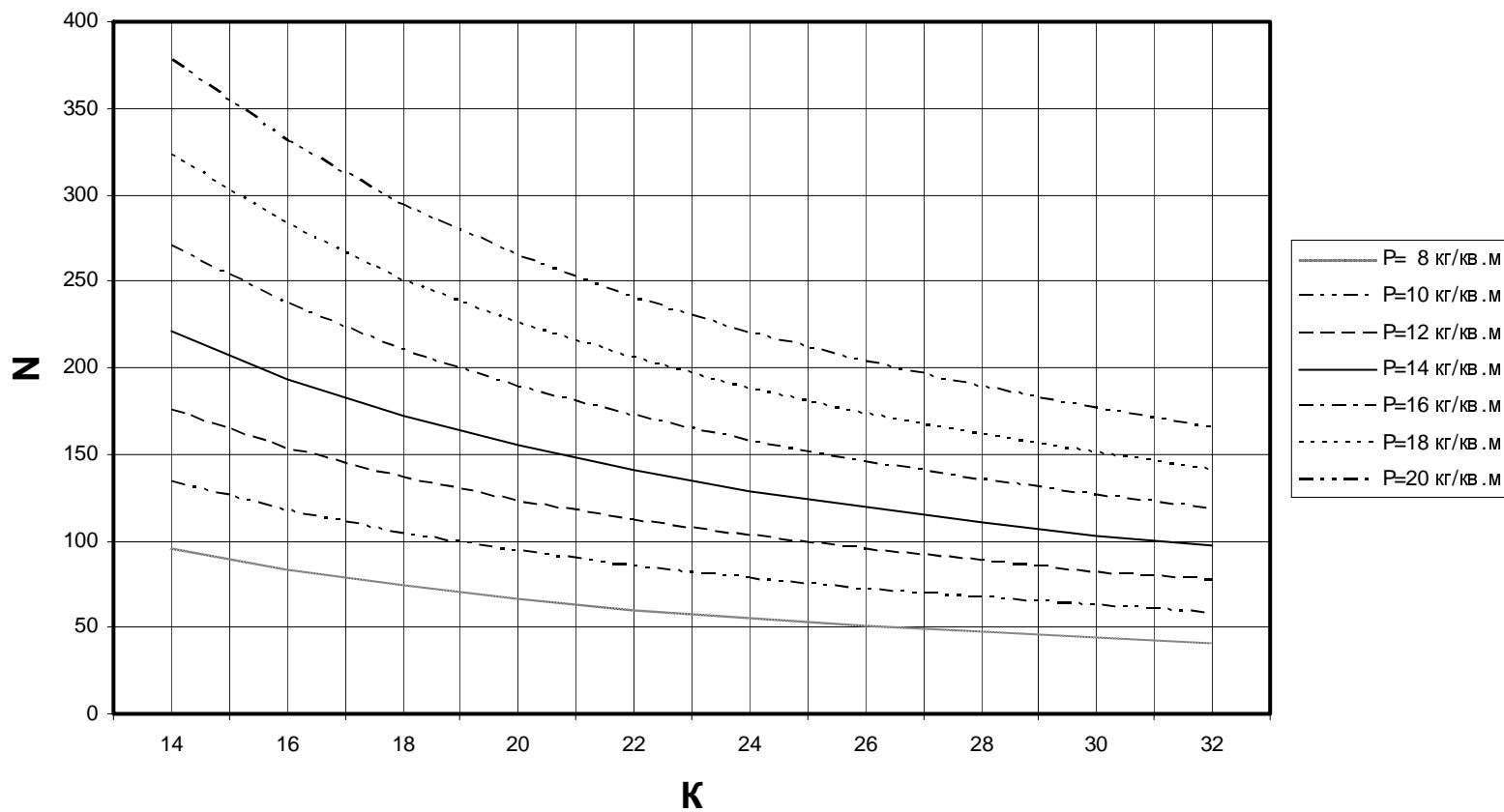


Рис 3.

$$C_x \frac{\rho V^2}{2} S = R, \quad (2)$$

$$C_y \frac{\rho V^2}{2} S = G.$$

где C_x — коэффициент лобового сопротивления;

C_y — коэффициент подъемной силы;

ρ — массовая плотность воздуха;

V — скорость полета;

S — площадь крыла;

R — сила тяги;

G — сила веса.

Домножим первое уравнение на V . Так как текущая мощность N равна $N = VR$, то, представляя N как $N = \eta N_{du}$, где η — коэффициент полезного действия винтомоторной установки, N_{du} — мощность двигательной установки, преобразуем систему уравнений (2) к виду:

$$C_x \frac{\rho V^3}{2} S = \eta N_{du}, \quad (3)$$

$$C_y \frac{\rho V^2}{2} S = G.$$

Поделим первое уравнение на второе и преобразуем полученное выражение с учетом того, что $C_y/C_x = K$ (K — аэродинамическое качество):

$$\frac{V}{K} = \frac{\eta N_{du}}{G}. \quad (4)$$

Выразим скорость V и подставим во второе уравнение системы (3).

С учетом того, что, $G/S = P$ и $N_{du}/S = C$, где P — удельная нагрузка на крыло, \tilde{N} — удельная мощность, получим выражение для удельной мощности \tilde{N} , потребной для установившегося горизонтального полета:

$$C = \frac{1}{\eta} \sqrt{\frac{2}{C_y \rho}} \frac{P \sqrt{P}}{K}. \quad (5)$$

Значения \tilde{N} в зависимости от P и K у земли представлены на рис.2, а для высоты 6000 м — на рис.3.

Как следует из анализа результатов вычислений, пленочные солнечные элементы возможно использовать на ЛА с аэродинамическим качеством не ни-

же 30-32 единиц при значении удельной нагрузки на крыло около 8 кг/кв.м. Отметим, что пилотируемый ЛА Solar Challenger (1976–1983 гг.) имел нагрузку на крыло 5,82–6,72 кг/кв.м (масса 135-156 кг, площадь крыла 23,2 кв.м) при значении аэродинамического качества, равного 12,5.

Покрытие фюзеляжа и оперения пленочными солнечными элементами может увеличить производство электроэнергии на борту на 40–50%, тем не менее, на взлет и полет в пасмурную погоду этого не достаточно.

Кроме того, малая удельная нагрузка на крыло не позволит эксплуатировать ЛА при сильном ветре.

Практика полета существующих ЛА показывает, что приемлемой удельной нагрузкой на крыло является 10–14 кг/кв.м при аэродинамическом качестве 20–25 единиц. При использовании этих данных для установившегося горизонтального полета необходимо снимать с одного квадратного метра несущей поверхности 100–150 Вт энергии на широте 60 градусов.

Таким образом применение пленочных солнечных элементов возможно только в комбинации с твердотельными.

При $P=10$ кг/кв.м и $K=25$, а также с учетом покрытия солнечными элементами поверхностей фюзеляжа и оперения, становится возможным установившийся горизонтальный полет и в пасмурную погоду, когда производство электроэнергии солнечными элементами уменьшается примерно в два и более раз.

Отметим, что даже частичное использование солнечной энергии позволяет сократить расход энергии бортовых химических элементов, улучшить некоторые характеристики летательного аппарата.