

Продолжительность полета, потенциал и относительный КПД электрического мультикоптера

С.З. СВЕРДЛОВ,

канд. техн. наук

(ВоГУ, Вологда)

с3с@mail.ru

Для оценки продолжительности полета предложено использовать величину потенциала и вертолетное число. Приводятся данные об энерговооруженности и относительном КПД ряда моделей мультикоптеров.

Электрический вертолет, продолжительность полета, потенциал электрического вертолета, вертолетное число, относительный КПД

При проектировании электрического беспилотного многороторного вертолета (мультикоптера) ставится задача выбора конфигурации аппарата, обеспечивающей заданную или максимальную продолжительность полета для заданной полезной нагрузки. При проектировании должны учитываться режимы полета при выполнении полетного задания. Упрощенно эффективность конфигурации может быть оценена по продолжительности полета в режиме висения, из-за того что энергетические затраты на вертикальный подъем выше, чем затраты на спуск, и в связи с тем, что при горизонтальном полете, когда воздушные винты работают в режиме кривой обдувки, энергозатраты ниже, чем в режиме висения [1, 2]. Опыт подтверждает, что при выполнении несложной полетной миссии (подъем на заданную высоту с небольшим удалением от места старта по горизонтали, фотосъемка в режиме висения на высоте, возврат к месту старта) продолжительность полета не слишком существенно отличается как от времени висения, измеренного экспериментально [3], так и от расчетного времени висения.

Продолжительность полета в режиме висения

В работе [4] приведена формула, позволяющая вычислить продолжительность полета электрического вертолета в режиме висения:

$$T = \frac{w\zeta QD}{g^{3/2}} \sqrt{\frac{\rho n}{M_0}} \frac{m}{(1+m)^{3/2}}, \quad (1)$$

где T – время полета в режиме висения; w – удельная энергоемкость аккумуляторной батареи (АКБ) (отношение запаса энергии батареи к ее массе); ζ – коэффициент использования мощности (коэффициент потерь), учитывающий потери в электрическом приводе, затраты на питание бортового оборудования и потери, обусловленные аэродинамическим сопротивлением частей вертолета, обдуваемых потоком воздуха от пропеллеров; Q – коэффициент энергетической эффективности пропеллера; D – диаметр пропеллера; n – число пропеллеров; ρ – плотность воздуха; g – ускорение свободного падения; M_0 – масса летательного аппарата (ЛА) без АКБ; m – относительная масса АКБ: $m = M_{\text{АКБ}}/M_0$, где $M_{\text{АКБ}}$ – масса аккумуляторной батареи.

Из теории идеального пропеллера следует [2, 5], что коэффициент энергетической эффективности

$$Q = \frac{\alpha^{3/2}}{\beta} \quad (2)$$

(где α и β – безразмерные коэффициенты тяги и мощности) идеального пропеллера

$$Q_{\text{ид}} = \sqrt{\frac{\pi}{2}} \approx 1,253, \quad (3)$$

а коэффициент эффективности реального пропеллера, работающего на месте

$$Q = Q_{\text{ид}} \eta_o = \sqrt{\frac{\pi}{2}} \eta_o, \quad (4)$$

где $\eta_o < 1$ – относительный КПД пропеллера, работающего на месте.

Учитывая формулу (4), а также то, что $M_0 = M_{\text{АКБ}}/(1 + m)$ и что запас энергии батареи $W = wM_{\text{АКБ}}$, преобразуем формулу (1):

$$T = \sqrt{\frac{\pi \rho}{2g^3}} \zeta \eta_0 \frac{WD}{M} \sqrt{\frac{n}{M}}. \quad (5)$$

Входящие в правую часть формулы (5) величины сгруппированы так, что вначале под знаком квадратного корня находятся те из них, на значения которых конструктор ЛА не может влиять.

Далее следует произведение $\zeta \eta_0$, которое характеризует энергетическую эффективность многороторного вертолета и может быть названо его относительным кпд, который обозначим $\eta_{\text{во}}$:

$$\eta_{\text{во}} = \zeta \eta_0. \quad (6)$$

Далее в формуле (5) следуют величины, выбор которых и составляет задачу конструктора ЛА. Запас энергии АКБ пропорционально влияет на продолжительность полета. Время полета пропорционально диаметру пропеллеров, квадратному корню из их количества и обратно пропорционально массе аппарата в степени 3/2.

Однако величины W , D , n , M не могут при проектировании меняться независимо. Так, увеличение диаметра пропеллеров приведет к росту массы аппарата как за счет того, что становятся тяжелей сами пропеллеры, так и потому, что при возрастании размера пропеллеров увеличатся размеры рамы. Увеличение запаса энергии батареи наращиванием ее массы приведет к росту общей массы аппарата. В то же время увеличение запаса энергии за счет роста удельной энергоемкости аккумуляторов (использования более совершенных технологий АКБ) приводит к пропорциональному приросту продолжительности полета.

Потенциал электрического вертолета

Величина

$$P = \frac{WD}{M} \sqrt{\frac{n}{M}} \quad (7)$$

определяет потенциальные возможности электрического многороторного вертолета. Продолжительность полета в режиме висения пропорциональна P . Назовем P потенциалом электрического вертолета. Продолжительность полета зависит от коэффициента полезного действия $\eta_{\text{во}}$, но в отличие от кпд, который вычислить заранее затруднительно, потенциал определяется четырьмя параметрами, которыми может оперировать проектировщик. Потенциал легко вычисляется для уже существующих конфигураций мультикоптеров, давая тем самым материал для сопоставлений проектируемого аппарата с имеющимися аналогами.

Решая задачу проектирования ЛА с заданной продолжительностью полета, можно оценить необходимый потенциал. Для этого нужно задаться значением относительного кпд, который может быть принят по результатам анализа существующих аналогов.

Величина P при проектировании мультикоптера используется и потому, что формула (7) составляет основу простейшей вычислительной модели, позволяющей варьировать параметры ЛА при проектировании без использования сложного программного обеспечения. Выбор отражается на продолжительности полета, что может быть важно, например, для авиамоделистов.

Обозначив

$$K_T = \sqrt{\frac{\pi \rho}{2g^3}}, \quad (8)$$

запишем формулу продолжительности полета электрического вертолета в режиме висения, используя введенные понятия потенциала и относительного кпд:

$$T = K_T \eta_{\text{во}} P. \quad (9)$$

Можно заметить, что входящее в правую часть формулы (7) выражение $D\sqrt{\frac{n}{M}}$ обратно пропорционально квадратному корню из удельной нагрузки на ометаемую несущими винтами площадь, а W/M – запас энергии, приходящийся на единицу полетной массы ЛА (энерговооруженность). Потенциал пропорционален отношению энерговооруженности к квадратному корню из удельной нагрузки на площадь.

Такие величины (нагрузка на диск и нагрузка на мощность) и подобные зависимости традиционно используются при оценке и проектировании вертолетов [1, 2].

Вертолетное число

При использовании формул (7) – (9) предполагается, что все входящие в них величины заданы в системе единиц СИ. Однако в практике постройки многороторных вертолетов чаще используются другие размерности для параметров ЛА. Так, диаметр пропеллеров обычно задают в дюймах. Энергия АКБ определяется ее напряжением и емкостью, которая маркируется, как правило, в миллиампер-часах. Хотя современные вычислительные средства позволяют без труда выполнить перевод при расчетах внесистемных единиц в систему СИ, имеет смысл также использовать критерий, пропорциональный потенциалу P , но вычисленный с использованием тех единиц, которые чаще применяются на практике.

Номинальный запас энергии АКБ определяется ее емкостью (будем задавать в миллиампер-часах и обозначать C), номинальным напряжением одного аккумулятора (U_1 , для литий-полимерных аккумуляторов $U_1 = 3,7 \div 3,8$ В) и числом последовательно соединенных в АКБ аккумуляторов (S). Массу, заданную в граммах, обозначим G (мультикоптеры наиболее распространенного класса имеют массу, не превышающую нескольких килограммов), а диаметр пропеллеров D – в дюймах. С учетом этих соглашений величина, пропорциональная потенциалу, будет выражена следующим образом:

$$H = \frac{CSU_1D}{G} \sqrt{\frac{n}{G}}. \quad (10)$$

Будем называть H вертолетным (электровертолетным) числом (от helicopter – вертолет). Множитель K_H , преобразующий значение H в выраженный в системе единиц СИ потенциал P , равен

$$K_H = \frac{3,6 \cdot 0,0254}{0,001^{3/2}} = 2891,6, \quad (11)$$

где 3,6 – коэффициент перевода миллиампер-часов в кулоны (А·с); 0,0254 – коэффициент перевода дюймов в метры; 0,001 – граммов в килограммы;

$$P = K_H H. \quad (12)$$

Для нормальных условий (температура 15 °С, давление 760 мм. рт. ст., ускорение свободного падения 9,81 м/с²) коэффициент K_T равен

$$K_T = \sqrt{\frac{\pi 1,225}{2 \cdot 9,81^3}} = 0,0451, \quad (13)$$

время полета (с):

$$T = K_T K_H \eta_{\text{во}} H. \quad (14)$$

Поскольку при использовании формулы (14) всегда требуется произведение коэффициентов K_T и K_H , разумно перемножить их однажды. Время полета мультикоптера обычно оценивают в минутах, поэтому для расчета используем коэффициент (вычислен для нормальных условий)

$$K_{THM} = \frac{K_T K_H}{60} = 2,18. \quad (15)$$

Соответственно время полета будет выражено формулой

$$T_{\text{минут}} = K_{THM} \eta_{\text{во}} H. \quad (16)$$

Следует отметить, что коэффициент K_T (а значит, и K_{THM}), в отличие от K_H , не является константой и может изменяться в связи с изменением плотности воздуха, которая, в свою очередь, зависит от температуры и атмосферного давления.

Идеальный вертолет

Будем называть идеальным гипотетический вертолет, оснащенный идеальными пропеллерами и силовой установкой, преобразующей без потерь запас энергии (электрической батареи или топлива) в механическую энергию, затрачиваемую на вращение воздушного винта [2, 5].

Относительный КПД идеального пропеллера $\eta_{\text{ид}} = 1$. Относительный КПД идеального вертолета также равен единице.

В соответствии с формулами (9) и (16) время полета в режиме висения идеального вертолета

$$T^{\text{ид}} = K_T P; \quad (17)$$

$$T_{\text{минут}}^{\text{ид}} = K_{\text{THM}} H. \quad (18)$$

Введенные величины потенциала P и вертолетного числа H характеризуют с точностью до множителя время полета идеального вертолета.

Относительный КПД электрического вертолета

Определенный в соответствии с формулой (6) относительный КПД вертолета $\eta_{\text{во}}$ – это отношение затрат энергии идеального вертолета к затратам энергии реального вертолета такого же потенциала при висении. Из формул (7) – (9), (16), (17) следует, что относительный КПД вертолета

$$\eta_{\text{во}} = \frac{T}{T^{\text{ид}}} = \frac{T_{\text{минут}}}{T_{\text{минут}}^{\text{ид}}} = \frac{T_{\text{минут}}}{K_{\text{THM}} H} = \frac{T}{K_T P} = \frac{T}{\sqrt{\frac{\pi \rho}{2g^3} \frac{WD}{M} \sqrt{\frac{n}{M}}}}. \quad (19)$$

Формула (19) позволяет оценить эффективность существующих конфигураций мультикоптеров по результатам измерения фактического времени их полета в режиме висения и вычисленному по параметрам конфигурации потенциалу (вертолетному числу).

В табл. 1 приведены значения относительного КПД ряда моделей электрических многороторных вертолетов.

Таблица 1

Вертолетное число и относительный КПД

Характеристика	Квадрокоптер	DJI Inspire 1 (стандартная батарея)	DJI Inspire 1 (опциональная батарея)	DJI Phantom 2	DJI Phantom 3
Диаметр пропеллеров, дюйм	12	13	13	9,4	9,4
Количество пропеллеров	4	4	4	4	4
Полетная масса, г	2700	2935	3035	1000	1280
Емкость батареи, мА·ч	5200	4500	5700	5200	4480
Количество последовательно соединенных аккумуляторов	4	6	6	3	4
Напряжение одного аккумулятора, В	3,7	3,7	3,8	3,7	3,8
Энерговооруженность, кДж/кг	103	123	154	192	208
Нагрузка на ометаемую площадь, Н/м ²	90,7	84,0	86,9	54,8	70,1
Вертолетное число	13,2	16,3	19,7	34,3	27,2
Время полета идеального вертолета, мин	28,7	35,6	42,9	74,8	59,3
Фактическое время полета, мин	12	18	22	25	23
Относительный КПД, %	41,8	50,5	49,9	33,4	37,7

Значения относительного КПД для квадрокоптеров компании DJI рассчитаны по данным производителя. Продолжительность полета ЛА [3] измерена экспериментально.

Ориентируясь на данные табл. 1, для использования в предварительных расчетах мультикоптеров можно принимать значение относительного КПД в диапазоне 40...50 %.

Относительный КПД пропеллеров мультикоптеров

При постройке электрических многороторных вертолетов [6] используются почти исключительно воздушные винты (пропеллеры) фиксированной геометрии. Это позволяет рассчитывать, что оптимизированная форма пропеллера обеспечит высокий относительный КПД. Использование таких винтов существенно упрощает конструкцию ЛА, управление которым происходит исключительно за счет регулирования оборотов электромоторов, выполняемого полетным контроллером (автопилотом).

Представляют интерес данные о коэффициенте эффективности и относительном КПД пропеллеров, применяемых в мультикоптерах. В табл. 2 приведены результаты обработки данных по пропеллерам, выпускаемым компанией «Landing Products Inc.» (США) под торговой маркой APC [7]. Серия пропелле-

ров APC MR предназначена для мультироторных ЛА. Данные, представленные «Landing Products Inc.», получены вычислительными методами на основе вихревой теории. Они хорошо согласуются с экспериментальными результатами [8, 9].

Таблица 2

Эффективность пропеллеров APC при работе на месте

Пропеллер	Диаметр, дюйм	Шаг, дюйм	Коэффициент			Относительный кпд (η_o)
			тяги (α)	мощности (β)	эффективности (Q)	
8x45MR	8	4,5	0,1215	0,05068	0,835	0,667
9x45MR	9	4,5	0,1181	0,04801	0,845	0,674
10x45MR	10	4,5	0,1143	0,04624	0,835	0,666
10x55MR	10	5,5	0,1226	0,05874	0,731	0,583
11x45MR	11	4,5	0,1060	0,04046	0,853	0,681
12x45MR	12	4,5	0,1011	0,03669	0,876	0,699
12x55MR	12	5,5	0,1117	0,04855	0,769	0,613
13x55MR	13	5,5	0,1005	0,04180	0,762	0,608
14x55MR	14	5,5	0,0985	0,03812	0,811	0,647
16x55MR	16	5,5	0,0917	0,03186	0,871	0,695
18x55MR	18	5,5	0,0860	0,02752	0,917	0,732
Среднее значение	-	-	0,1065	0,04261	0,828	0,661

Коэффициенты тяги и мощности вычислялись методом наименьших квадратов для режима работы пропеллера на месте при диапазоне оборотов от минимальных до предельных, рекомендованных производителем для данной модели пропеллера.

Полученные значения относительного кпд пропеллеров согласуются с приводимыми в литературе значениями 0,65–0,75 для хорошо спроектированных винтов [5]. Разброс значений относительного кпд для разных моделей пропеллеров невелик. Среднее значение относительного кпд 66 % может быть использовано в предварительных проектных расчетах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Миль М.Л. и др. Вертолеты. Расчет и проектирование. Аэродинамика. М.: Машиностроение, 1966. Т. 1. 455 с.
2. Джонсон У. Теория вертолета. М.: Мир, 1983. Т. 1. 502 с.
3. Свердлов С. Квадрокоптер [Электронный ресурс]. URL: <http://forum.rcdesign.ru/blogs/174358/blog18011.html> (дата обращения: 17.11.2015).
4. Свердлов С.З. Продолжительность полета электрического беспилотного вертолета // Вестник ВоГУ. 2015. № 1 (5). С. 11–16.
5. Обуховский А.Д. Аэродинамика воздушного винта. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2009. 80 с.
6. Моисеев В.С. и др. Беспилотные авиационные комплексы. I. Структура и организация функционирования // Изв. вузов. Авиационная техника. 2006. № 2. С. 3–7.
7. APC Propeller Performance Data [Electronical resource]. URL: <http://www.apcprop.com/Articles.asp?ID=270> (дата обращения: 17.11.2015).
8. Brandt J.B., Selig M.S. Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers // Proc. of the 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Jan. 4–7, 2011, Orlando, FL. AIAA 2011-1255. P. 1–18.
9. UIUC Propeller Data Site [Electronical resource]. URL: <http://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html> (дата обращения: 17.11.2015).

Поступила в редакцию 16.12.15

Flight Duration, Potential and Relative Efficiency of an Electric Multicopter

S.Z. SVERDLOV

In this paper, it is proposed the flight duration to be assessed by the potential value and the helicopter number. The data on the available power and the relative efficiency for a number of multicopter models are provided.

Electric helicopter, flight duration, potential of the electric helicopter, helicopter number, relative efficiency