

УДК 533.65.013.622

doi: 10.18698/0536-1044-2019-5-67-72

Оценка времени полета электрического беспилотного вертолета по минимальному набору параметров

С.З. Сverdlov

Вологодский государственный университет

Estimation of the Time of Flight of an Electric Unmanned Helicopter Based on the Minimum Set of Parameters

S.Z. Sverdlov

Vologda State University

Рассмотрена задача прогноза времени полета электрического беспилотного вертолета (мультикоптера) по минимальному набору известных параметров: полетной массе, диаметру и количеству пропеллеров. Решение такой задачи позволяет определить возможности вертолета, не располагая его полными техническими характеристиками, которые часто оказываются недоступными. Кроме того, приступая к проектированию летательного аппарата, необходимо предварительно оценить его ключевые параметры, необходимые для достижения заданной продолжительности полета. При этом желательно использовать минимальный набор таких параметров. Разработана методика их оценки, основанная на статистике удельной емкости аккумуляторов, применяемых для построения летательных аппаратов рассматриваемого класса, и на анализе энерговооруженности, базирующемся как на теоретических исследованиях, так и на рассмотрении известных аналогов. Полученные в работе формулы очень просто отражают зависимость времени полета от ключевых факторов, влияющих на него. Определение времени полета на основе предложенной методики может быть первым шагом при проектировании мультикоптера.

Ключевые слова: электрический беспилотный вертолет, мультикоптер, время полета, удельная энергоемкость, энерговооруженность, относительный КПД

This article deals with the problem of forecasting the time of flight of an electric unmanned helicopter utilizing the minimum set of known parameters: the diameter and number of rotors and the flight mass. By solving this problem, it is possible to estimate the capabilities of an unmanned helicopter (multicopter), without having its full technical characteristics, which are often unavailable. In addition, when starting to design an aircraft, it is important to assess its key parameters necessary to achieve a given duration of flight, while preferably utilizing the minimum set of such parameters. Assessment methods are developed based on the statistics of the specific capacity of the batteries used for the construction of the aircraft class in question, and the analysis of the specific energy per weight, which is based both on theoretical studies and the consideration of known analogues. The obtained formulas clearly express the dependence of the time of flight on the key factors influencing it. Estimation of the time of flight using the proposed methods, may be the first step in designing a multicopter.

Keywords: unmanned electric helicopter, multicopter, time of flight, specific energy, specific energy per weight, relative efficiency

Иногда необходимо оценить возможности электрического беспилотного вертолета (мультикоптера), не располагая его полными техническими характеристиками. В анонсах новых разработок авторы, даже публикуя фотографии и видео, зачастую скрывают полные технические данные летательного аппарата (ЛА). Кроме того, приступая к его проектированию ЛА, нужно предварительно оценить его ключевые параметры, требуемые для достижения заданной продолжительности полета. При этом желательно использовать минимальный набор таких параметров.

Цель работы — создать методику оценки времени полета ЛА по тому минимальному набору его параметров, который можно получить из предварительных публикаций технических характеристик мультикоптера или анализа фотографий ЛА.

Исследуем возможность оценки времени полета как ключевой характеристики ЛА рассматриваемого типа по минимальному набору известных параметров: полетной массе, диаметру и количеству пропеллеров. Рассмотрим только режим полета (висения), хотя он не всегда является определяющим в общем полетном времени. При минимуме исходных данных дать более детальный прогноз нельзя. Данные о пропеллерах можно определить по фотографии ЛА, а массу — на основании общего вида и габаритных размеров ЛА.

В работе [1] приведена следующая формула для вычисления времени полета многороторного электрического вертолета в режиме висения:

$$T = K_T \eta_{в.о} P, \quad (1)$$

где T — время полета; K_T — коэффициент, не зависящий от параметров вертолета; $\eta_{в.о}$ —

относительный коэффициент полезного действия (КПД) вертолета в режиме висения; P — потенциал вертолета.

В формуле (1):

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

$$P = \frac{WD}{M} \sqrt{\frac{n}{M}}, \quad (3)$$

где ρ — плотность воздуха для нормальной атмосферы у поверхности земли; g — ускорение свободного падения; W — запас энергии аккумуляторной батареи (АКБ); D и n — диаметр и количество пропеллеров; M — полетная масса вертолета.

Исходя из данных, приведенных в работе [1], относительный КПД мультикоптера может составлять 40...50%. В выражении (3) неизвестным остается только значение W . Запас энергии АКБ пропорционален ее массе $M_{АКБ}$ и удельной энергоемкости w (количеству запасенной энергии на единицу массы), которая определяется технологией изготовления аккумуляторов, т. е.

$$W = wM_{АКБ}. \quad (4)$$

В табл. 1 приведены параметры (включая удельную энергоемкость и ее среднее значение) нескольких моделей литий-полимерных АКБ, используемых при построении электрических мультикоптеров.

Как показано в работах [2, 3], максимальная продолжительность полета достигается, когда относительная масса аккумулятора $m = M_{АКБ} / (M - M_{АКБ}) = 2$, т. е. когда масса АКБ в 2 раза превышает массу ЛА без АКБ. Аналогичный результат получен для ЛА самолетного типа

Таблица 1

Параметры литий-полимерных АКБ

Модель АКБ	Емкость, А·ч	Напряжение, В	Индекс токоотдачи	Масса, кг	Удельная энергоемкость, кДж/кг
MaxAmps LiPo 5450 4S 14.8v	5,45	14,8	120	0,47	622
MaxAmps LiPo 12000XL 6S 22.2v	12,00	22,2	100	1,65	581
Multistar High Capacity 4S 6600mAh	6,60	14,8	10	0,54	655
Multistar High Capacity 6S 20000mAh	20,00	22,2	10	2,41	665
MultiStar High Capacity 6S 12000mAh	12,00	22,2	10	1,53	629
ZIPPY Flightmax 5000mAh 4S1P 20C	5,00	14,8	20	0,46	579
Revolectrix 5200mAh 4S Lipo 40C	5,20	14,8	40	0,51	543
DJI Phantom 3 Intelligent Flight Battery	4,48	15,2	–	0,37	672
DJI Inspire 1 Intelligent Flight Battery (optional)	5,70	22,8	–	0,67	698
Среднее значение	–	–	–	–	627

в публикациях [4, 5]. Достичь в реальной конструкции $m = 2$ сложно, так как с увеличением массы батареи, а значит, и общей массы, необходимо повышать мощность моторов, прочность и жесткость несущей конструкции, что в свою очередь вызывает рост массы. Учет этих обстоятельств в статье [6] приводит к оптимальным значениям $m = 1,5...1,8$.

В работах [3, 6] проведено исследование дифференциального и интегрального критериев, по результатам которого рекомендовано выбирать относительную массу АКБ в диапазоне $0,36 \leq m \leq 0,9$. У реальных ЛА, в частности, у моделей Inspire 1 и Phantom 3 компании DJI $m = 0,24...0,40$.

С учетом формулы (4) и того, что $M_{\text{АКБ}} = M(m/m+1)$, запишем следующие выражения:

- для потенциала

$$P = \frac{mwD}{m+1} \sqrt{\frac{n}{M}}; \tag{5}$$

- для времени полета

$$T = K_T \frac{\eta_{\text{в.о}}mwD}{m+1} \sqrt{\frac{n}{M}}. \tag{6}$$

В правой части формулы (6) оцениваемыми величинами являются относительный КПД $\eta_{\text{в.о}}$, относительная масса АКБ m и удельная энергоемкость аккумулятора w . Коэффициент K_T вычисляется по формуле (2). Полетная масса M , диаметр D и число n пропеллеров считаются известными (определяются по имеющимся данным). Сравнивая выражения (3) и (5), получаем так называемый коэффициент энерговооруженности

$$K_{\text{э}} = \frac{mw}{m+1},$$

представляющий собой отношение запаса энергии АКБ к полетной массе ЛА, которая характеризует энерговооруженность ЛА.

Таблица 2

Варианты прогноза коэффициентов энерговооруженности

Вариант прогноза	$\eta_{\text{в.о}}$	m	w	$K_{\text{э}}$	$K_{\text{э.э}}$
			кДж/кг		
Средний	0,450	0,40	650	186	84
Максимальный	0,500	0,89	700	330	165
Минимальный	0,400	0,30	550	127	51
DJI Phantom 3	0,377	0,40	672	192	72
DJI Inspire 1	0,499	0,28	698	153	76

Можно использовать также коэффициент эффективной энерговооруженности, учитывающий относительный КПД:

$$K_{\text{э.э}} = \eta_{\text{в.о}}K_{\text{э}} = \frac{\eta_{\text{в.о}}mw}{m+1}. \tag{7}$$

Размерность коэффициентов энерговооруженности совпадает с размерностью удельной энергоемкости w (Дж/кг). В табл. 2 приведены некоторые варианты прогноза $K_{\text{э}}$ и $K_{\text{э.э}}$.

Значения относительного КПД взяты из работы [1] с учетом характеристик пропеллеров, исследованных в публикациях [7, 8]. В максимальном варианте прогноза использовано значение относительной массы АКБ, соответствующее интегральному критерию [3]. Автору неизвестны реальные ЛА, в которых реализовано такое значение относительной массы АКБ, поэтому максимальную оценку, по-видимому, следует воспринимать как теоретический предел (при использовании современных литий-полимерных аккумуляторов).

Если не рассматривать максимальную оценку, значения коэффициента $K_{\text{э.э}}$ имеют не очень большой разброс (51...84), что позволяет делать вполне качественные прогнозы, используя формулу

$$T = K_T \eta_{\text{в.о}}K_{\text{э}}D \sqrt{\frac{n}{M}} = K_T K_{\text{э.э}}D \sqrt{\frac{n}{M}}. \tag{8}$$

Чтобы прогнозы были достовернее, можно накапливать статистику по ЛА, все необходимые характеристики которых, включая фактическое время полета, известны. При этом для каждого ЛА определяется коэффициент $K_{\text{э.э}}$. Вычисления можно выполнить по формуле (7) или выразить $K_{\text{э.э}}$ из выражения (8) следующим образом:

$$K_{\text{э.э}} = \frac{T}{K_T D} \sqrt{\frac{M}{n}}.$$

Второй вариант предпочтительнее, так как не требует сведений об АКБ и относительном КПД.

Таблица 3

Параметры квадрокоптеров

Модель ЛА	n	D , дюйм (мм)	M , кг	p , Н/м ²	T , мин
Квадрокоптер автора	4	12,0 (30,48)	2,700	90,7	12
DJI Phantom 3	4	9,4 (23,88)	1,280	70,1	23
DJI Inspire 1	4	13,0 (33,02)	3,035	86,9	18

Кроме того, что коэффициент $K_{э,э}$ можно использовать при прогнозах, он комплексно характеризует техническое совершенство ЛА, для которого вычислен. Входящий в формулу (7) относительный КПД характеризует энергетическую эффективность вертолета, удельная энергоёмкость — совершенство технологии аккумуляторов, относительная масса АКБ — эффективность компоновки ЛА.

Значение, входящее в правую часть формулы (8) выражения $D\sqrt{n/M}$, обратно пропорционально квадратному корню из удельной нагрузки на ометаемую пропеллерами площадь:

$$D\sqrt{\frac{n}{M}} = 2\sqrt{\frac{g}{\pi p}}, \quad (9)$$

где p — удельная нагрузка (давление, Н/м²) на ометаемую пропеллерами площадь, $p = 4Mg/n\pi D^2$.

С учетом соотношений (2) и (9) формулу (8) можно записать как

$$\begin{aligned} T &= K_{Tp} \eta_{в.о} \frac{K_{э}}{\sqrt{p}} = K_{Tp} \frac{K_{э,э}}{\sqrt{p}} = \\ &= \frac{\sqrt{2p}}{g} \eta_{в.о} \frac{K_{э}}{\sqrt{p}} = \frac{\sqrt{2p}}{g} \frac{K_{э,э}}{\sqrt{p}}, \end{aligned} \quad (10)$$

где

$$K_{Tp} = 2K_T \sqrt{\frac{g}{\pi}} = \frac{\sqrt{2p}}{g}.$$

Формула (10) очень просто отражает зависимость времени полета от ключевых факторов, влияющих на него. Время полета прямо пропорционально эффективной энерговооруженности и обратно пропорционально квадратному корню из давления на ометаемую площадь. Подобные зависимости давно известны и опубликованы (например, в работах [9, 10]). Здесь они лишь конкретизированы для случая электрического многороторного вертолета в связи с рассматриваемой задачей. Оценка времени полета в соответствии с формулой (10), основанная на прогнозе $K_{э,э}$, может быть первым шагом при проектировании мультикоптера.

В табл. 3 приведены параметры (включая давление на ометаемую площадь) некоторых моделей квадрокоптеров.

Выводы

1. Получена методика и приведены формулы, отражающие зависимость времени полета от ключевых факторов, влияющих на него. При этом для использования формул достаточно знать лишь массу ЛА, число и диаметр пропеллеров.

2. Приведены возможные диапазоны других входящих в формулы параметров.

3. Оценка времени полета, основанная на предложенной методике, может применяться для приближенного определения времени полета летательных аппаратов, детальные сведения о которых недоступны, а также может быть первым шагом при проектировании мультикоптера.

Литература

- [1] Свердлов С.З. Продолжительность полета, потенциал и относительный КПД электрического мультикоптера. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2017, № 2, с. 3–7.
- [2] Neitzke K.-P. Rotary Wing Micro Air Vehicle Endurance. *Proceedings of the International Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition IMAV*, 2013, 17–20 September, Toulouse, France, 2013, pp. 16–25.
- [3] Свердлов С.З. Продолжительность полета электрического беспилотного вертолета. *Вестник Вологодского государственного университета*, 2015, № 1(5), с. 1–16.
- [4] Traub L.W. Range and Endurance Estimates for Battery-Powered Aircraft. *Journal of Aircraft*, 2011, vol. 48(2), pp. 703–707, doi: 10.2514/1.C031027

- [5] Traub L.W. Optimal Battery Weight Fraction for Maximum Aircraft Range and Endurance. *Journal of Aircraft*, 2016, vol. 53(4), pp. 1176-1178 doi: 10.2514/1.C033416
- [6] Свердлов С.З. Выбор оптимального аккумулятора для многороторного беспилотного вертолета (мультикоптера). *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, № 5(65), doi: 10.18698/2308-6033-2017-5-1616
- [7] Brandt J.B., Selig M.S. Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers. *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper 2011-1255*, Orlando, FL, January 2011, pp. 1-18. URL: https://www.researchgate.net/publication/267785394_Propeller_Performance_Data_at_Low_Reynolds_Numbers (дата обращения 10 сентября 2018), doi: 10.2514/6.2011-1255
- [8] Brandt J.B., Deters R.W., Ananda G.K., Selig M.S. *UIUC Propeller Database, University of Illinois at Urbana-Champaign*. URL: <http://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html> (accessed 15 December 2018).
- [9] Камов Н.И. *Винтовые летательные аппараты*. Москва, Оборонгиз, 1948. 207 с.
- [10] Джонсон У. *Теория вертолета*. Москва, Мир, 1983. 502 с.

References

- [1] Sverdlov S.Z. Flight duration, potential and relative efficiency of an electric multicopter. *Russian Aeronautics*, 2017, vol. 60, no. 2, pp. 163-168, doi: 10.3103/S1068799817020015
- [2] Neitzke K.-P. Rotary Wing Micro Air Vehicle Endurance. *Proceedings of the International Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition IMAV*, 2013, 17-20 September, Toulouse, France, 2013, pp. 16-25.
- [3] Sverdlov S.Z. The duration of the flight of an electric unmanned helicopter. *Vestnik Vologodskogo gosudarstvennogo universiteta*, 2015, vol. 1(5), pp. 1-16 (in Russ.).
- [4] Traub L.W. Range and Endurance Estimates for Battery-Powered Aircraft. *Journal of Aircraft*, 2011, vol. 48(2), pp. 703-707, doi: 10.2514/1.C031027
- [5] Traub L.W. Optimal Battery Weight Fraction for Maximum Aircraft Range and Endurance. *Journal of Aircraft*, 2016, vol. 53(4), pp. 1176-1178 doi: 10.2514/1.C033416
- [6] Sverdlov S.Z. Selecting the optimum battery for a multi-rotor unmanned electric helicopter (multicopter). *Engineering Journal: Science and Innovation*, 2017, no. 5(65) (in Russ.), doi: 10.18698/2308-6033-2017-5-1616
- [7] Brandt J.B., Selig M.S. Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers. *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper 2011-1255*, Orlando, FL, January 2011, pp. 1-18. Available at: https://www.researchgate.net/publication/267785394_Propeller_Performance_Data_at_Low_Reynolds_Numbers (accessed 10 September 2018), doi: 10.2514/6.2011-1255
- [8] Brandt J.B., Deters R.W., Ananda G.K., Selig M.S. *UIUC Propeller Database, University of Illinois at Urbana-Champaign*. Available at: <http://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html> (accessed 15 December 2018).
- [9] Камов Н.И. *Vintovyye letatel'nyye apparaty* [Propeller aircraft] . Moscow, Oborongiz publ., 1948. 207 p.
- [10] Johnson W. *Helicopter Theory*. Dover Publications, 1994. 1120 p. (Russ. ed.: Dzhonson U. *Teoriya vertoleta*. Moscow, Mir publ., 1983. 502 p.).

Статья поступила в редакцию 06.02.2019

Информация об авторе

СВЕРДЛОВ Сергей Залманович — кандидат технических наук, доцент кафедры прикладной математики. Вологодский государственный университет (160600, Вологда, Российская Федерация, ул. С. Орлова, д. 6, e-mail: c3c@uni-vologda.ac.ru).

Information about the author

SVERDLOV Sergey Zalmanovitch — Candidate of Science (Eng.), Assistant Professor, Department of Applied Mathematics. Vologda State University (160600, Vologda, Russian Federation, S. Orlova St., Bldg. 6, e-mail: c3c@uni-vologda.ac.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Свердлов С.З. Оценка времени полета электрического беспилотного вертолета по минимальному набору параметров. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 5, с. 67–72, doi: 10.18698/0536-1044-2019-67-72

Please cite this article in English as:

Sverdlov S.Z. Estimation of the Time of Flight of an Electric Unmanned Helicopter Based on the Minimum Set of Parameters. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2019, no. 5, pp. 67–72, doi: 10.18698/0536-1044-2019-67-72



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
вышло в свет 2 издание учебного пособия

Л.П. Мухамедова

«Основы проектирования транспортных космических систем»

Изложены основы проектирования транспортных космических систем с жидкостными ракетными двигателями, предназначенных для доставки полезных грузов на целевые орбиты и траектории назначения, и их составляющих: ракет-носителей и разгонных блоков. Рассмотрено формирование граничных условий решения задач баллистического проектирования. Предложены инженерные методики выбора основных проектных параметров и определения энергомассовых и геометрических характеристик проектируемого изделия в составе ракетного комплекса. Приведены численные примеры решения задач баллистического проектирования транспортных космических систем.

Для студентов старших курсов машиностроительных вузов, а также для специалистов, занимающихся разработкой ракетно-космических систем.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.

Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;

press@bmstu.ru; www.baumanpress.ru