

Электронный научный журнал "Математическое моделирование, компьютерный и натурный эксперимент в естественных науках" <http://mathmod.esrae.ru/>  
URL статьи: [mathmod.esrae.ru/35-129](http://mathmod.esrae.ru/35-129)

Ссылка для цитирования этой статьи:

Махонин А.А., Аль-Духэйдахави М.А.Л., Аль-Карави Р.Д.С. Анализ энергопотребления беспилотного летательного аппарата малых размеров // Математическое моделирование, компьютерный и натурный эксперимент в естественных науках. 2021. № 3

УДК 519.6

DOI: 10.24412/2541-9269-2021-3-01-09

## АНАЛИЗ ЭНЕРГОПОТРЕБЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА МАЛЫХ РАЗМЕРОВ

А.А. Махонин<sup>1</sup>, М.А.Л. Аль-Духэйдахави<sup>2</sup>, Р.Д.С. Аль-Карави<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Саратовский государственный технический университет имени Гагарина Ю.А., Саратов, Россия, amahonin@rambler.ru

<sup>2</sup>Саратовский государственный технический университет имени Гагарина Ю.А., Саратов, Россия, glavniy-han@rambler.ru

<sup>3</sup>Саратовский государственный технический университет имени Гагарина Ю.А., Саратов, Россия glavniy-han@rambler.ru

*Аннотация.* Рассматривается метод расчета энергопотребления беспилотного летательного аппарата малых размеров (БПЛАМР). Метод учитывает коэффициент сопротивления воздуха, массу аппарата и влияние скорости полета. Основные характеристики БПЛАМР предоставлены производителем. Метод разработан как для режима висения, так и для устойчивого полета. Приведена оценка величины полетного времени на основе доступных данных о полетах различных моделей БПЛАМР.

*Ключевые слова:* малый беспилотный летательный аппарат, математическое моделирование, расчет длительности полета, оценка радиуса действия.

## SMALL UNMANNED AERIAL VEHICLE'S FLIGHT DURATION ANALY

А.А. Makhonin<sup>1</sup>, М.А.Л. Al-Duhaidahawi<sup>2</sup>, R.J.S. Al-Karawi<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Yuri Gagarin State Technical University of Saratov, amahonin@rambler.ru

<sup>2</sup>Yuri Gagarin State Technical University of Saratov, glavniy-han@rambler.ru

<sup>3</sup>Yuri Gagarin State Technical University of Saratov, glavniy-han@rambler.ru

*Abstract.* The procedure for determining a small unmanned aerial vehicles energy consumption is described. Drag coefficient, vehicle mass, and flight speed are accounted for. The required data is provided by components' manufacturers. The procedure is valid for both steady-level horizontal flight and hovering mode. The flight time is estimated with respect to available flight data of different unmanned vehicles.

*Keywords:* small unmanned aerial vehicle, mathematical simulation, flight time computation, flight radius assessment.

## Введение

В последние годы широкое распространение получили беспилотные летательные аппараты малых размеров (БПЛАМР) вертолетной схемы [1–3]. Наиболее доступны и популярны аппараты, построенные по схеме с четырьмя несущими винтами; определенное распространение получили также аппараты с шестью несущими винтами. Такие схемы обеспечивают возможность как висения на месте по-вертолетному, так и горизонтального полета [1].

Источником энергии для БПЛАМР обыкновенно является аккумуляторная батарея, что обуславливает ограниченный радиус действия при сравнительно большом времени восполнения заряда. Таким образом, представляется чрезвычайно важным как можно точнее оценить доступное время полета БПЛАМР (радиус действия).

Энергопотребление БПЛАМР напрямую зависит от энергопотребления его движителей (т.е. энергопотребления моторов, эффективности винтов) [4, 5], аэродинамического сопротивления аппарата (его формы, размеров) и массы аппарата и его полезной нагрузки. Обыкновенно для оценки радиуса действия используют соотношение доступного заряда батареи и энергопотребления аппарата в зависимости от скорости полета, подъемной силы и силы сопротивления воздуха [4]; в таких исследованиях зачастую рассматривают БПЛАМР с неподвижным крылом.

В последнее время появились также статьи, рассматривающие малые аппараты с несколькими движителями, построенные по вертолетной схеме; исследования показывают, что винт большого диаметра обеспечивает большую экономичность (большой радиус действия), в то время как винт малого диаметра обеспечивает лучшую управляемость. Необходимо отметить, что такие методы расчета радиуса действия аппаратов достаточно трудоемки на практике, и потому многие пользователи БПЛАМР отказываются от названных методов [6].

В статье рассматривается метод расчета продолжительности полета малого аппарата, пригодный для оценки поведения такого аппарата при известных характеристиках движителей аппарата, параметрах его батареи, а также полезной нагрузке. Вычисления производятся на основе информации, предоставляемой производителем.

### 1. Предварительный анализ

БПЛАМР вертолетного типа обычно имеют несколько (четыре, реже шесть или восемь) движителей [7]. Под движителем в настоящей статье понимается совокупность электрического мотора и винта (пропеллера), приводимого во вращение соответствующим мотором. Энергия для работы мотора, как правило, поступает от аккумуляторной батареи, смонтированной на борту аппарата.

Расчет радиуса действия состоит из двух основных шагов: во-первых, необходимо найти мощность (расход энергии), потребную для полета аппарата;

во-вторых, нужно вычислить, с какой скоростью будет разряжаться аккумуляторная батарея. Для нахождения мощности следует вначале определить тягу на основе задач, стоящих перед аппаратом, а затем получить у производителя характеристики винта и мотора; полученных данных достаточно для расчета радиуса действия.

Таким образом, можно сформулировать последовательность действий в следующем виде:

- Определить задачи, стоящие перед аппаратом (сформулировать полетное задание); определить конечную массу аппарата (включая полезную нагрузку); найти аэродинамическое сопротивление аппарата.
- На основе полученных данных вычислить потребную тягу.
- Подобрать движитель, способный обеспечить потребную тягу.
- Вычислить потребную для выполнения задания мощность.
- Определить скорость разряда батареи.
- На основе имеющихся данных найти радиус действия аппарата.

## 2. Расчеты

Для управления БПЛАМР вертолетного типа обычно изменяют силу тяги каждого из неподвижно установленных движителей: так, для полета в ту или иную сторону необходимо несколько снизить силу тяги движителей с желаемой стороны и/или повысить силу тяги движителей с противоположной стороны. Для удержания же аппарата на месте в режиме висения необходимо, чтобы каждый движитель производил одинаковую силу тяги [7, 9].

Чтобы вычислить силу тяги, потребную для установившегося горизонтального полета (при наклоне аппарата), необходимо вначале найти полный вес аппарата и его аэродинамическое сопротивление:

$$T = \sqrt{P^2 + A^2}, \quad (1)$$

где  $P$  — вес аппарата;  $A$  — сила сопротивления воздуха.

Полный вес аппарата:

$$P = g \cdot (M + m), \quad (2)$$

где  $P$  — полный вес аппарата;  $g$  — сила тяжести на Земле;  $M$  — масса аппарата в готовом к полету состоянии (с батареями) без полезной нагрузки;  $m$  — масса полезной нагрузки.

Выражение для сил аэродинамического сопротивления имеет следующий вид:

$$A = \frac{\rho \cdot C_{res} \cdot S \cdot V^2}{2}, \quad (3)$$

где  $A$  — сила сопротивления воздуха;  $\rho$  — плотность атмосферного воздуха;  $C_{res}$  — коэффициент аэродинамического сопротивления;  $S$  — площадь поверхности аппарата в направлении движения;  $V$  — скорость полета.

Имеет смысл переписать выражение для силы тяги в полном виде:

$$T = \sqrt{g^2 \cdot (M + m)^2 + \frac{\rho^2 \cdot C_{res}^2 \cdot S^2 \cdot V^4}{4}}, \quad (4)$$

Потребная мощность двигателя для воздушного аппарата, осуществляющего горизонтальный полет, вычисляется по следующей формуле:

$$N = T \cdot V_{ind} + A \cdot V, \quad (5)$$

где  $N$  — потребляемая мощность;  $V_{ind}$  — индуктивная скорость.

Выражение для индуктивной скорости  $V_{ind}$  имеет следующий вид:

$$V_{ind} = \frac{T}{2 \cdot n \cdot \pi \cdot r^2 \cdot \rho \cdot \sqrt{V^2 \cdot \cos^2 \alpha + (V \cdot \sin \alpha + V_{ind}^2)^2}}, \quad (6)$$

где  $n$  — количество винтов;  $r$  — радиус винта;  $\alpha$  — угол наклона аппарата. При известных угле наклона и скорости полета можно найти индуктивную скорость с помощью итеративного процесса [7, 9–12].

Необходимо также учесть, что коэффициент полезного действия каждого элемента конструкции меньше 100%. Обычно производители компонентов указывают примерное значение КПД для своих изделий в зависимости от значения силы тяги.

### 3. Анализ характеристик аккумуляторной батареи

Формула для расчета мощности, выдаваемой аккумуляторной батареей, имеет следующий вид:

$$N_{bat} = I \cdot U, \quad (7)$$

где  $N_{bat}$  — мощность, производимая батареей;  $I$  — сила тока;  $U$  — напряжение.

Доступный заряд батареи зависит от скорости ее разряда:

$$C = \frac{C_{nom}^K}{I^{K-1} \cdot t_0^{K-1}}, \quad (8)$$

где  $C$  — доступный заряд батареи;  $C_{nom}$  — номинальная емкость батареи;  $t_0$  — заявленное производителем время разряда;  $K$  — коэффициент, зависящий от температуры окружающей среды и типа (конструкции) аккумуляторной батареи.

Емкость литиевой аккумуляторной батареи линейно падает при постоянной скорости разряда; таким образом, формула, описывающая напряжение такой батареи, имеет следующий вид:

$$U_{bat} = U_{init} - \frac{U_{init} - U_{nom}}{\varphi \cdot C_0} \cdot (C_0 - C_{bat}), \quad (9)$$

где  $U_{bat}$  — текущее напряжение, выдаваемое батареей;  $U_{init}$  — начальное (заявленное производителем) напряжение батареи;  $U_{nom}$  — номинальное напряжение батареи;  $\varphi$  — коэффициент номинальной емкости при линейном процессе разряда;  $C_{bat}$  — текущая емкость батареи.

### 4. Алгоритм расчета радиуса действия

Для расчета радиуса действия при установившемся горизонтальном полете необходимо применить итеративный метод вычислений [13–15], поскольку доступная емкость батареи, ее напряжение и сила тока зависят от оставшегося заряда батареи. Метод состоит из следующих шагов:

- Выбрать малый промежуток времени  $\Delta t$ , который будет единичной величиной времени при осуществлении расчетов.

- Составить итеративную формулу для расчетов на основе выражения для расчета текущего напряжения батареи:

$$U_{n+1} = U_{init} = \frac{U_{init} - U_{nom}}{\phi \cdot C_0} \cdot (C_0 - C_n) \cdot \quad (10)$$

- Необходимо, чтобы мощность, производимая батареей, была равна мощности, потребной для полета. Таким образом, выражение для силы тока имеет следующий вид:

$$I_{n+1} = \frac{N}{U_{n+1}} \cdot \quad (11)$$

- Выражение для доступной емкости батареи получает следующий вид:

$$C_{n+1} = I_{n+1}^{1-K} \cdot t_0^{1-K} \cdot C_0^K - \sum_{j=1}^{n+1} I_j + \Delta t \cdot \quad (12)$$

- Необходимо производить вычисления до тех пор, пока доступная емкость батареи не примет следующее значение:

$$C_{n+1} \approx C_0 \cdot (1 - \phi) \cdot \quad (13)$$

О датчиках, используемых в БПЛАМР вертолетного типа достаточно подробно рассказано в работах [16–25].

### 5. Сопоставление вычислений с доступными полетными данными

В открытом доступе имеются полетные данные различных БПЛАМР. В частности, в удобном для анализа формате приведены данные для аппарата с шестью движителями и литий-ионным полимерным аккумулятором. Некоторые значения получены с помощью расчетов на основе имеющихся данных. Так, форма и конфигурация летательного аппарата напрямую влияют на коэффициент аэродинамического сопротивления, от которого зависят величина аэродинамического сопротивления и потребная мощность. Поскольку расчет коэффициента аэродинамического сопротивления является нетривиальной задачей, следует вначале определить его примерное значение на основе доступных данных для различных летательных аппаратов, а затем путем перебора найти уточненное значение на основе полетных данных.

Основные параметры аппарата имеют следующие значения:

- Масса аппарата без полезной нагрузки и аккумуляторов — 10 кг;
- Коэффициент аэродинамического сопротивления — 0,96;
- Радиус пропеллера — 559 мм;
- Емкость одного аккумулятора — 16000 мА·ч;
- Масса одного аккумулятора — 2 кг;
- Номинальное напряжение аккумулятора — 22,2 В;
- Максимальное напряжение аккумуляторов — 50 В;
- Коэффициент номинальной емкости аккумулятора при линейном процессе разряда — 0,7;
- Время разряда аккумулятора — 720 с;
- Коэффициент типа аккумулятора — 1,05;
- Площадь поперечного сечения аппарата — 0,83 м<sup>2</sup>.



В режиме висения форма и размеры летательного аппарата не влияют на потребляемую мощность; в режиме установившегося горизонтального полета основной вклад в величину потребляемой мощности вносят мощность, необходимая для преодоления аэродинамического сопротивления, и индуктивная мощность. С ростом скорости полета индуктивная скорость падает, т.е. индуктивная мощность снижается. Следует отметить, что сила аэродинамического сопротивления пропорциональна квадрату скорости полета; при этом мощность, необходимая для преодоления аэродинамического сопротивления, пропорциональна кубу скорости полета. Таким образом, при равномерном увеличении скорости полета потребляемая мощность вначале снижается благодаря уменьшению индуктивной мощности, а затем возрастает из-за резкого увеличения аэродинамического сопротивления.

При отсутствии полезной нагрузки на борту аппарата максимальное полетное время составляет 1332 секунды; если масса полезной нагрузки практически равна полетной массе, время полета уменьшается до 560 секунд. Кроме того, с ростом доли полезной нагрузки уменьшается оптимальная скорость полета.

Описываемый беспилотный аппарат произвел несколько полетов с различным количеством аккумуляторов и различными установившимися скоростями. Полеты производились при хороших погодных условиях. Следует отметить, что расхождение между расчетными данными и реальными измерениями может быть вызвано наличием ветра на протяжении маршрута, что невозможно проконтролировать.

Полетная масса, кг	14	14	14	18	18	18	22	22
Количество аккумуляторов, шт	2	2	2	4	4	4	6	6
Суммарная емкость аккумуляторов на борту, мА·ч	16000	16000	16000	32000	32000	32000	48000	48000
Скорость полета, м/с (режим полета)	висение	1,4	12	висение	1,4	12	висение	1,4
Расчетное полетное время, с	1334	1410	1422	1873	1955	1948	2095	2169
Измеренное полетное время, с	1329	1386	1348	1904	1922	1949	2169	2260
Отклонение расчетных данных от измеренных, %	0,38	1,73	5,49	1,63	1,72	0,05	3,41	4,03

### Заключение

Максимальная разница между расчетным полетным временем и измеренным составила 5,49%, а среднее отклонение составило 2,3%; таким образом, описываемый метод расчета радиуса действия является удовлетворительным. Практическая применимость метода обусловлена тем, что необходимые для расчетов данные доступны от производителей оборудования. Недостатком метода является необходимость применения итеративного процесса.

Интересно отметить, что увеличение полетного времени не пропорционально увеличению количества (емкости) аккумуляторов, т.е.

установка дополнительных аккумуляторов не является достаточно эффективным способом увеличения радиуса действия аппарата.

### Библиографический список

1. Корнилов, В. А. Система управления мультикоптером / В.А. Корнилов, Д.С. Молодяков, Ю.А. Синявская // Труды МАИ, 2012. – Вып. 62. – С. 1–8.
2. Unmanned Aerial Vehicles / M.P. Stewart, S.T. Martin, R.V. Ermakov et al. – NY: Nova Science Publishers, Inc., 2021. – 237 p.
3. Aspects of Designing a Fail-Safe Flight and Navigation System for Unmanned Aerial Vehicles / A.A. Seranova, R.V. Ermakov, E.N. Skripal' et al. // Proc. of the 26th St. Petersburg Int. Conf. on Integrated Navigation Systems. – St. Petersburg: CSRI Elektropribor, 2018. – P. 110-114.
4. Веселов, Г.Е. Синергетический подход к управлению беспилотным летательным аппаратом / Г.Е. Веселов, А.А. Скляр, С.А. Скляр // Известия Южного федерального университета. Технические науки. – Таганрог: ТТИ ЮФУ, 2013. – № 5. – С. 65-70.
5. Helicopter Flying Handbook, FAA-H-8083-21A (PDF). U.S. Dept. of Transportation, FAA, Flight Standards Service. 2012. – 48 p.
6. ГОСТ 20058-80 Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. – М.: Издательство стандартов, 1981. – 54 с.
7. Набиев, Р.Н. Обзор этапов развития, конструкций и проблем проектирования БПЛА типа мультикоптер / Р.Н. Набиев, А.А. Абдуллаев // Современная наука: актуальные проблемы теории и практики, 2017. – № 3-4. – С. 16-21.
8. Optimization of Energy Consumption for Quadrotor UAV / F. Yacef, N. Rizoug, O. Bouhali, M. Hamerlain // Int. Micro Air Vehicle Conf. and Flight Competition. – Laval, France: ESTACA, 2017. – P. 215–222.
9. The Stanford Testbed of Autonomous Rotorcraft for Multi Agent Control (STARMAC) / G.M. Hoffmann, D.G. Rajnarayan, S.L. Waslander et al. // Proc. of the 23rd Digital Avionics System Conf. – Salt Lake City, USA: IEEE, 2004. – P. 12.E.4-1—12.E.4-10.
10. Driessens, S. Towards a More Efficient Quadrotor Configuration / S. Driessens, P.E.I. Pounds // IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems (IROS). – Tokyo, Japan: IEEE, 2013. – P. 1386-1392.
11. McCarthy, J.M. Introduction to Theoretical Kinematics The mathematics of movement/ J.M. McCarthy // Cambridge: MIT Press, 1990. – 249 p.
12. Hurt, H.H., Jr. Aerodynamics for Naval Aviators / H.H. Hurt Jr. – U.S. Navy: NAVAIR 00-80T-80, 1965. – 416 p.
13. Kuzmenko, Y.K. Algorithm of the System of Laser Automatic Landing of Unmanned Aerial Vehicles / Y.K. Kuzmenko, D.U. Livshits, A.A. L'vov // Proc. of the 2018 IEEE Russia Section Young Researchers in Electrical and

- Electronic Engineering Conf. St. Petersburg, Russia: IEEE, 2018. – P. 924-929.
14. Анализ отказобезопасности пилотажно-навигационного комплекса беспилотного летательного аппарата / Р.В. Ермаков, А.А. Львов, А.А. Серанова, и др. // Надежность и качество: Сб. тр. Междунар. симп.: в 2 т. – Пенза: Пензенский государственный университет, 2019. – Т. 1. – С. 286-290.
  15. Ахо, А. Построение и анализ вычислительных алгоритмов / А. Ахо, Дж. Хопкрофт, Дж. Ульман // М.: Мир, 1979. – 536 с.
  16. Исследование источников погрешностей навигационной системы малого беспилотного летательного аппарата / Р.В. Ермаков, Ю.А. Ульянина, А.А. Серанова и др. // Проблемы управления, обработки и передачи информации: сб. тр. VI Междунар. науч. конф. – Саратов: ООО СОП "Лоди", 2019. – С. 112-120.
  17. Методы и результаты испытаний инерциальных датчиков, предназначенных для эксплуатации на летательных аппаратах вертолётного типа / Р.В. Ермаков, А.Н. Попов, Е.Н. Скрипаль и др. // XXIV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам: сб. материалов. – СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. – С. 244-248.
  18. Test Methods and Results of the MEMS Inertia Sensors / E.N. Scripal, R.V. Ermakov, D.E. Gutcevitch et al. // Proc. of the 2018 IEEE Russia Section Young Researchers in Electrical and Electronic Engineering Conf. St. Petersburg, Russia: IEEE, 2018. – P. 1000-1003.
  19. Львов, А.А. Повышение точности емкостных датчиков давления для авиакосмической техники / С.А. Кузин, П.А. Львов, А.А. Львов, М.С. Светлов // Известия ЮФУ. Технические науки, 2017. – № 3. – С. 29-42.
  20. Результаты испытаний микромеханических инерциальных датчиков при комбинированном воздействии / А.В. Абакумов, Д.Е. Гуцевич, Р.В. Ермаков и др. // Проблемы управления, обработки и передачи информации: сб. тр. V Междунар. юбилейн. науч. конф. – Саратов: ООО СОП «Лоди», 2017. – С. 506-511.
  21. Ермаков Р.В., Львов А.А., Серанова А.А., Кондратов Д.В. Результаты численного моделирования алгоритма оптимального оценивания угловой скорости поворотного стенда по показаниям датчиков различной физической природы // Математическое моделирование, компьютерный и натурный эксперимент в естественных науках. – 2019. – № 3; URL: [mathmod.esrae.ru/26-99](http://mathmod.esrae.ru/26-99) (дата обращения: 27.10.2020).
  22. Ермаков Р.В., Львов А.А., Новиков А.Р., Лившиц Д.Ю. Использование нейронной сети для построения алгоритма стабилизации беспилотного летательного аппарата вертолётного типа // Математическое моделирование, компьютерный и натурный эксперимент в естественных



- науках. – 2020. – № 4; URL: mathmod.esrae.ru/32-120 (дата обращения: 10.01.2021)
23. M.P. Stewart, S.T. Martin, R.V. Ermakov, D.Yu. Livshits, A.A. L'vov, A.A. Seranova, E. Baranwal. Unmanned Aerial Vehicles. – NY: Nova Science Publishers, Inc., 2021. – 237 p.
24. Ermakov R.V., Nikiforov A.A., Balaban O.M., L'vov A.A., Seranova A.A., Svetlov M.S. A method for determining the frequency of a helicopter main rotor // Системный синтез и прикладная синергетика: сб. тр. X Всероссийской научной конференции. – Ростов-на-Дону ; Таганрог : Издательство Южного федерального университета, 2021. – С. 237-241.
25. A.A. Seranova, R.V. Ermakov, E.N. Skripal', K.D. Chekhovskaya, D.E. Gutsevich, A.A. L'vov, I.K. Kuzmenko, A.V. Abakumov, D. Yu. Livshits / Aspects of Designing a Fail-Safe Flight and Navigation System for Unmanned Aerial Vehicles // Proceedings of the 26th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. – St. Petersburg: CSRI Elektropribor, 2018. – P. 110-114. DOI: 10.23919/ICINS.2019.8769411