

Электронный научный журнал "Математическое моделирование, компьютерный и натурный эксперимент в естественных науках" <http://mathmod.esrae.ru/>

URL статьи: mathmod.esrae.ru/34-127

Ссылка для цитирования этой статьи:

Махонин А.А., Глазков В.П., Аль-Духэйдахави М.А.Л., Аль-Карави Р.Д.С. Оптимизация полета малого беспилотного летательного аппарата в статическом режиме // Математическое моделирование, компьютерный и натурный эксперимент в естественных науках. 2021. № 2

УДК 519.6

DOI: 10.24412/2541-9269-2021-2-16-22

ОПТИМИЗАЦИЯ ПОЛЕТА МАЛОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В СТАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ

А.А. Махонин¹, В.П. Глазков², М.А.Л. Аль-Духэйдахави³,
Р.Д.С. Аль-Карави⁴

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

²Саратовский государственный технический университет имени Гагарина Ю.А., Саратов, Россия glazkovvp@gmail.com

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

⁴Саратовский государственный технический университет имени Гагарина Ю.А., Саратов, Россия, glavniy-han@rambler.ru

Аннотация. Рассматривается задача статической оптимизации энергопотребления малым беспилотным летательным аппаратом. Для оптимизации траектории полета аппарата применяется программа уточненного вычисления конечных координат аппарата при вводе заданных начальных параметров для ЭВМ, написанная на языке программирования «Си».

Ключевые слова: малый беспилотный летательный аппарат, математическое моделирование, оптимизация энергопотребления, оптимизация траектории, автоматизация.

OPTIMIZATION OF SMALL UNMANNED AERIAL VEHICLE STATIC FLIGHT

A.A. Makhonin¹, V.P. Glazkov², M.A.L. Al-Duhaidahawi³, R.J.S. Al-Karawi⁴

¹Yuri Gagarin State Technical University of Saratov, amahonin@rambler.ru

²Yuri Gagarin State Technical University of Saratov, glazkovvp@gmail.com

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

⁴Yuri Gagarin State Technical University of Saratov, glavniy-han@rambler.ru

Abstract. The static optimization method for a small aerial vehicle's energy consumption is proposed. The method relies on a computer program to provide higher-precision trajectory calculation. The program is written in C programming language.

Keywords: small unmanned aerial vehicle, mathematical modelling, energy consumption optimization, trajectory optimization, automatization.

Введение

В последние годы беспилотные летательные аппараты типа «квадрокоптер» приобрели значительную популярность как для научно-исследовательских работ, так и для развлекательно-прикладных целей [1, 2]. Одним из существенных ограничений, налагаемых на такие аппараты, является ограничение по запасу энергии на борту, что обуславливает недостаточную дальность полета (радиус действия). Доступные в настоящее время технологии создания электрических аккумуляторов не позволяют существенно увеличить их емкость; установка двигателей внутреннего сгорания или батарей, использующих технологии топливных элементов, значительно повышает стоимость малых летательных аппаратов. Таким образом, на данном этапе научно-технического прогресса для увеличения радиуса действия аппаратов необходимо либо снизить потребление электроэнергии компонентами аппарата, либо оптимизировать алгоритм и маршрут полета аппарата.

Для того, чтобы произвести оптимизацию маршрута полета, необходимо иметь ясное и четкое представление о том, как малый беспилотный аппарат отреагирует на очередную управляющую команду. Выполненные исследования [3, 4] в недостаточной степени рассматривают вопрос оптимизации траектории полета. В данной статье рассматривается методика оптимизации полета квадрокоптера, основанная на вычислениях перемещения аппарата в результате подачи различных управляющих команд, реализованная в виде программы для ЭВМ на языке программирования «Си», что позволяет снизить энергопотребление за счет возможности дальнейшей оптимизации траектории полета. О других приложениях беспилотных летательных аппаратов вертолетного типа рассказано в работах [9] и [12–15].

1 Цели работы

Методика состоит в том, чтобы на основе подаваемых на вход управляющих команд, а также изначально заложенных в программный код данных о различных параметрах малого летательного аппарата (масса, тяга винтов и т.п.), находить получаемое перемещение малого летательного аппарата и конечное место его пребывания, т.е. задача является частным случаем прямой задачи кинематики. Данные, полученные в результате работы программы, позволят с высокой точностью предсказать перемещение аппарата в результате выполнения полученных управляющих команд, что дает возможность заранее рассчитать планируемый маршрут в смысле его

энергозатратности; таким образом, пользователь сможет, просчитав несколько траекторий, выбрать из них наименее энергозатратную, что обеспечит желаемую оптимизацию энергопотребления. Предполагается в дальнейшем автоматизировать расчет и последующее уточнение траектории, т.е. пользователю будет необходимо лишь ввести координаты желаемого положения летательного аппарата; расчет и нахождение наименее энергозатратного пути (последовательности управляющих команд) будут производиться автоматически.

Описываемая методика диктует наличие следующих шагов в алгоритме работы программы:

- начальные данные: масса малого летательного аппарата, тяга винтов, аэродинамическое сопротивление и т.п. (указанные параметры определяются компонентами аппарата, поэтому их можно считать сравнительно постоянными и неизменными);
- алгоритм работы: набор функций, процедур и прочих элементов программного кода, обеспечивающих обработку данных;
- входные данные: начальные координаты и набор управляющих команд (последовательность действий);
- выходные данные: конечные координаты.

Методика реализована в виде программы для ЭВМ, написанной на языке программирования «Си».

2 Описание математического аппарата

Для описания систем, перемещающихся в пространстве и одновременно вращающихся вокруг собственной оси, следует применять связку из двух систем координат: неподвижной (связанной с Землей) и подвижной. В работе неподвижная система координат обозначается как $OXYZ$, подвижная — как $O'X'Y'Z'$. В этом случае для перехода от неподвижной системы координат к подвижной применяется матрица преобразований C :

$$C = \begin{pmatrix} \cos \theta \cdot \cos \psi & \cos \theta \cdot \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \varphi \cdot \sin \theta \cdot \cos \psi - \cos \varphi \cdot \sin \psi & \sin \varphi \cdot \sin \theta \cdot \sin \psi + \cos \varphi \cdot \cos \psi & \sin \varphi \cdot \cos \theta \\ \cos \varphi \cdot \sin \theta \cdot \cos \psi + \sin \varphi \cdot \sin \psi & \sin \varphi \cdot \sin \theta \cdot \sin \psi - \sin \varphi \cdot \cos \psi & \cos \varphi \cdot \cos \theta \end{pmatrix} \quad (1)$$

Для перехода от подвижной системы координат $O'X'Y'Z'$ к неподвижной $OXYZ$ применяется транспонированная матрица C^T . В этом случае угол φ отвечает за поворот аппарата вокруг оси $O'X'$, угол θ соответствует повороту вокруг оси $O'Y'$, угол ψ — $O'Z'$.

Чтобы составить уравнение движения аппарата, необходимо учесть все силы, действующие на него: силу тяжести, силу тяги винтов, сопротивление воздуха. Помимо перечисленных сил «первого порядка» на аппарат действуют также и менее значительные силы «второго порядка». Имеет смысл привести общий вид уравнения, описывающего названные силы, воздействующие на аппарат:

$$\vec{F}_{final} = \vec{F}_{weight} + \vec{F}_{thrust} + \vec{F}_{resistance} + \vec{F}_{extra}, \quad (2)$$

где \vec{F}_{final} — результирующая сила; \vec{F}_{weight} — сила тяжести; \vec{F}_{thrust} — сила тяги винтов; $\vec{F}_{resistance}$ — сила сопротивления воздуха; \vec{F}_{extra} — различные дополнительные силы, влияние которых пренебрежимо мало в данном случае.

Выражение для силы тяжести имеет следующий вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \mathbf{F}_{weight} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ F_{weightZ} \end{pmatrix}, \\ F_{weightZ} = m \cdot g \end{array} \right. , \quad (3)$$

где $F_{weightZ}$ — компонент силы тяжести по оси $O'Z'$; m — масса аппарата; g — ускорение свободного падения.

Выражение для силы тяги винтов имеет следующий вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \mathbf{F}_{thrust} = \begin{pmatrix} F_{thrustX} \\ F_{thrustY} \\ F_{thrustZ} \end{pmatrix} = \mathbf{C}^T \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ F_{thrustZ'} \end{pmatrix}, \\ F_{thrustZ'} = K_1 \cdot R_1^2 \cdot f_1^2 + K_2 \cdot R_2^2 \cdot f_2^2 + K_3 \cdot R_3^2 \cdot f_3^2 + K_4 \cdot R_4^2 \cdot f_4^2 \end{array} \right. , \quad (4)$$

где K — коэффициент тяги винта; R — радиус винта; f — частота вращения винта. Считается, что каждый из четырех винтов идентичен трем другим по своим физическим параметрам; варьируется лишь частота вращения и лишь при необходимости изменить направление движения — при зависании на месте и вертикальном перемещении (спуске или подъеме) все четыре винта имеют также и одинаковую частоту вращения.

Тяга каждого винта определяется его физическими параметрами, а также параметрами соответствующего мотора, поэтому имеет смысл отбросить громоздкое полное выражение для тяги всех винтов и перейти к упрощенной форме:

$$F_{thrustZ'} = F_{thrust1} + F_{thrust2} + F_{thrust3} + F_{thrust4} = \sum_{i=1}^4 F_{thrust} , \quad (5)$$

где $F_{thrust1..4}$ — сила тяги каждого из винтов, определяемая параметрами винта и мотора.

Для расчета аэродинамического сопротивления необходимо вначале ввести величину скорости, с которой аппарат движется относительно воздушной среды (либо, напротив, скорость движения воздушного потока относительно аппарата) [6]. Вклад в указанную величину вносят как перемещение аппарата в пространстве, так и движение воздушных масс (ветер).

Если обозначить скорость аппарата (центра масс аппарата) относительно воздушной среды как V' , то выражение для данной скорости имеет следующий вид:

$$\begin{pmatrix} V'_{X'} \\ V'_{Y'} \\ V'_{Z'} \end{pmatrix} = \mathbf{C} \cdot \begin{pmatrix} V'_X \\ V'_Y \\ V'_Z \end{pmatrix} = \mathbf{C} \cdot \begin{pmatrix} V_X - U_X \\ V_Y - U_Y \\ V_Z - U_Z \end{pmatrix} , \quad (6)$$

где V' — скорость центра массы аппарата относительно воздушной массы; V — скорость аппарата относительно неподвижной системы координат (Земли); U — скорость движения воздуха (скорость ветра) в неподвижной системе координат (относительно Земли).

На основе полученных соотношений можно записать выражение для сил сопротивления воздуха:

$$\mathbf{F}_{res} = \begin{pmatrix} F_{resX} \\ F_{resY} \\ F_{resZ} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} D_{hor} \cdot V'_X \cdot |V'_X| \\ D_{hor} \cdot V'_Y \cdot |V'_Y| \\ D_{vert} \cdot V'_Z \cdot |V'_Z| \end{pmatrix}, \quad (7)$$

где D_{hor} — коэффициент силы сопротивления воздуха в горизонтальной плоскости; D_{vert} — коэффициент силы сопротивления воздуха в вертикальном направлении. Значения коэффициентов D определяются опытным путем. Следует отметить, что для учета направления действия силы сопротивления воздуха необходимо вместо квадрата значения скорости взять произведение значения скорости с соответствующим знаком на модуль значения скорости; в противном случае будут утрачены сведения о направлении приложения силы.

Имея выражения для силы тяжести, силы тяги винта и силы сопротивления воздуха, можно записать общее уравнение движения аппарата:

$$m \cdot \begin{pmatrix} a_X \\ a_Y \\ a_Z \end{pmatrix} = \mathbf{C} \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ F_{thrustZ'} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ F_{weightZ} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} F_{resX} \\ F_{resY} \\ F_{resZ} \end{pmatrix}, \quad (8)$$

где m — масса аппарата; a — ускорение (первая производная скорости) аппарата.

Имеет смысл переписать выражение в полном виде:

$$m \cdot \begin{pmatrix} a_X \\ a_Y \\ a_Z \end{pmatrix} = \left(\mathbf{C}^T \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \sum_{i=1}^4 F_{thrust} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ m \cdot g \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} D_{hor} \cdot V'_X \cdot |V'_X| \\ D_{hor} \cdot V'_Y \cdot |V'_Y| \\ D_{vert} \cdot V'_Z \cdot |V'_Z| \end{pmatrix} \right). \quad (9)$$

После вывода соотношений (1)–(9) был составлен алгоритм, на основе которого составляется программа для ЭВМ. Алгоритм состоит из следующих шагов:

- ввести начальные данные: масса аппарата, тяга винтов, аэродинамическое сопротивление, начальные координаты, конечные координаты;
- подставить введённые данные в соотношения (1)–(9);
- произвести решение выражений (1)–(9);
- вывести конечные данные — последовательность управляющих команд.

3 Анализ работы программы

Статическая оптимизация энергопотребления достигается за счет уточнения конечных координат аппарата, что позволяет сократить проходимую дистанцию, а значит, и затраты электроэнергии на вращение винтов. Следует отметить, что описанная программа обеспечивает снижение энергозатрат (расхода топлива) для любого летательного аппарата вертолетной схемы, приводимого в движение винтами, вне зависимости от типа источников энергии на борту.

Заключение

В статье рассмотрены следующие пункты:

- анализ и планирование методики расчета статической оптимизации полета МБПЛА;
- предварительное планирование составления программы;
- вывод математических выражений для дальнейшего встраивания в программу;
- планирование алгоритма программы;
- написание программного кода для ЭВМ на языке «Си»;
- анализ функционирования программы.

Программа работоспособна; таким образом, задачу, поставленную в начале данной статьи, можно считать выполненной.

Следует отметить, что задача по оптимизации энергопотребления решена путем уточнения вычислений, а не замены компонентов аппарата.

Библиографический список

1. 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.
2. Корнилов, В. А. Система управления мультикоптером / В.А. Корнилов, Д.С. Молодяков, Ю.А. Синявская // Труды МАИ, 2012. – Вып. 62. – С. 1–8.
3. 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.
4. Hwang, M. Practical Endurance Estimation for Minimizing Energy Consumption of Multirotor Unmanned Aerial Vehicles / M. Hwang, H. Cha, S.Y. Jung // Energies, 2018. – Vol. 11. – Iss. 9. – P. 2221-2231.
5. 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.
6. Hurt, H.H., Jr. Aerodynamics for Naval Aviators / H.H. Hurt Jr. – U.S. Navy: NAVAIR 00-80T-80, 1965. – 416 p.

7. 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.
8. 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.
9. 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. // сб. тр. XXIV Ст.-Петерб. междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. – СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. – С. 244-248.
10. 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.
11. 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.
12. 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.
13. 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.
14. 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.
15. Unmanned Aerial Vehicles / M.P. Stewart, S.T. Martin, R.V. Ermakov et al. – NY: Nova Science Publishers, Inc., 2021. – 237 p.