

Научная статья

DOI: <https://doi.org/10.18721/JCSTCS.15304>

УДК 681.5



МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА (КВАДРОКОПТЕРА)

Ю. Чжу¹ ✉

¹ Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого,
Санкт-Петербург, Российская Федерация

✉ 1918149382@qq.com

Аннотация. Проектирование систем управления беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) на основе моделей позволяет устранить неопределенность, неоднозначность, и невычислимость. Кроме того, это эффективный способ гарантировать создание БПЛА с высоким коэффициентом безопасности, соответствующего стандартам летной годности. Это процесс проектирования летательных аппаратов, принятый некоторыми известными международными компаниями. Квадрокоптеры представляют собой небольшие сложные системы, должны внедрить "Системная инженерия на основе моделей" на разработку дронов в компаниях и научных институтах с достаточными ресурсами. Разработка на модели и Экспериментирование моделей в виртуальной среде значительно повышает безопасность системы. В данном исследовании представлена трехмерная модель квадрокоптера (одной из разновидностей БПЛА) в программе SolidWorks. Проведен анализ характеристик и динамики полета квадрокоптера, затем с помощью Matlab создана модель механизма системы и двигателей квадрокоптера. Приведена модель динамики квадрокоптера и смоделировано его движения при выполнении различных задач.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, квадрокоптер, модель динамики, мультител Simscape, аналоговое моделирование в Matlab

Для цитирования: Чжу Ю. Модель системы управления беспилотного летательного аппарата (квадрокоптера) // Computing, Telecommunications and Control. 2022. Т. 15, № 3. С. 49–61. DOI: 10.18721/JCSTCS.15304

Research article

DOI: <https://doi.org/10.18721/JCSTCS.15304>

UDC 681.5



MODEL OF CONTROL SYSTEM FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES (QUADCOPTERS)

Y.Q. Zhu¹ ✉

¹ Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University,
St. Petersburg, Russian Federation

✉ 1918149382@qq.com

Abstract. Designing control systems for unmanned aerial vehicles (UAV) based on models eliminates uncertainty, ambiguity, and non-computability. In addition, it is an effective way to ensure the creation of UAV with a high safety factor that meets airworthiness standards. This is the aircraft design process adopted by some well-known international companies. It may be worthwhile for companies and science institutes with sufficient resources to implement “Model-Based Systems Engineering” for drones or quadcopters as small complex systems. Model-based development greatly enhances the safety of small complex systems. Simulation in virtual environments is beneficial for exploring the development process and gaining experience for UAV development. This study presents a three-dimensional model of a quadcopter (one of the UAV varieties) in the SolidWorks program. An analysis of the characteristics and dynamics of the flight of the quadcopter was carried out, then, using Matlab, a model of the mechanism of the system and quadcopter engines was created. A model of quadcopter dynamics is presented and its movements are simulated when performing various tasks.

Keywords: unmanned aerial vehicle, quadcopter, dynamics model, Simscape Multibody, analog simulation in Matlab

Citation: Zhu Y.Q. Model of control system for unmanned aerial vehicles (quadcopters). Computing, Telecommunications and Control, 2022, Vol. 15, No. 3, Pp. 49–61. DOI: 10.18721/JCSTCS.15304

Введение

На данном этапе развития авиационной техники значительное внимание уделяется созданию различных видов беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Во многих странах начали приниматься законы, правила и стандарты для БПЛА, организуется изучение систем управления воздушным движением для БПЛА. Можно считать с уверенностью, что БПЛА вступили в новую, упорядоченную фазу развития.

Можно предположить, что с развитием 5G, информационных технологий, технологий искусственного интеллекта и дальнейших исследований технологии роя, возможностей для развития будет еще больше. Пользователи БПЛА смогут эффективнее воспринимать мир, добавив на них камеры глубины, LIDAR и другие более профессиональные устройства. БПЛА могут стать платформами для сбора данных на небольшой высоте. Создатели БПЛА пытаются применить к ним такие методы, как обучение с подкреплением, чтобы позволить БПЛА летать более «умно». Начинает широко использоваться технология роя, которая позволяет группам БПЛА работать совместно. Эти концепции позволяют отдельным БПЛА или роям БПЛА выполнять эффективно более сложные задачи в различной обстановке.

Квадрокоптеры занимают особое место среди множества разновидностей БПЛА. Это определяется преимуществами, которые обеспечиваются применением квадрокоптеров для решения таких задач, как скрытая разведка, постановка помех, доставка полезных грузов и прочие, в том числе доставка средств воздействия на противника: относительная дешевизна, высокая живучесть и малозаметность [1, 2].

В настоящее время имеется значительное количество литературных источников, посвященных исследованиям по динамическому моделированию полноразмерных летательных аппаратов разной размерности [3–7, 10–12, 15, 16]. При этом для создания моделей систем управления в основном применяют метод модификации модели, метод структурного анализа, метод идентификации системы и некоторые другие методы, которые используются для получения математической модели движения БПЛА [8].

Квадрокоптер – это летательный аппарат с четырьмя пропеллерами. Пропеллеры разделены на две группы: вращающиеся по часовой стрелке и вращающиеся против часовой стрелки при виде сверху. Пропеллеры осуществляют вращение диагонально в противоположных направлениях, что нейтрализует противовращающий момент.

По сравнению с традиционными вертолетами (с одним пропеллером и одним хвостовым пропеллером), конструкция квадрокоптера имеет уникальные преимущества. В ней не требуется сложная кинематическая схема передач. Устойчивость полета может обеспечиваться путем регулировки скорости вращения четырех пропеллеров. Конструкция симметрична, компактна, обладает хорошей управляемостью и надежностью. Квадрокоптер обладает хорошей помехоустойчивостью, устойчивостью полета и безопасностью, а также имеет низкую стоимость.

Эти преимущества определяют то, что квадрокоптер может широко применяться в гражданской и военной областях. Квадрокоптер может не только реализовать работу как единичный аппарат, но также лучше выполнять задачу совместной работы нескольких аппаратов и стать хорошей испытательной платформой для проверки различных передовых технологий и алгоритмов управления.

Модель квадрокоптера

Согласно теории твердого тела и теореме Ньютона–Эйлера, моделирование динамики квадрокоптера делится на две части: поступательное движение и вращательное. В моделировании учитывается взаимное влияние воздушного потока между роторами, сопротивление воздуха, испытываемое квадрокоптером, эффект гироскопа квадрокоптера и эффект гироскопа тела. Исходя из вышеизложенного, можно получить модели кинематики и динамики твердого тела для всей системы.

С точки зрения моделирования и управления, из-за сложностей аэродинамики необходимо учитывать многие факторы для анализа сил, действующих на квадрокоптер. Квадрокоптеры обладают характеристиками продольной и поперечной нелинейной связи и сильно зависят от метеорологической обстановки. Кроме того, взаимное влияние между пропеллерами, нестрогая симметрия конструкции, ошибки сборки и наладки, сложные аэродинамические параметры и т. д., будут вносить неопределенные факторы в конструкцию и управление квадрокоптерами [9, 17–20].

Для упрощения процесса моделирования приняты следующие допущения:

- общая конструкция квадрокоптера представляет собой абсолютно твердое тело;
- все части квадрокоптера полностью симметричны;
- центр тяжести квадрокоптера находится в геометрическом центре конструкции;
- пропеллеры не деформируются при вращении.

Квадрокоптер рассматривается как система с несколькими твердыми телами – фюзеляжем и пропеллерами. Пропеллер квадрокоптера имеет жесткую конструкцию и не имеет колебательного движения, поэтому колебательный эффект пропеллера не учитывается. Предположим, что каркасная конструкция фюзеляжа квадрокоптера может игнорировать воздействие воздуха на квадрокоптер и необходимо учитывать только влияние воздуха на пропеллеры и влияние пропеллера на квадрокоптер. Теорию элемента лопасти пропеллера используем чтобы провести анализ аэродинамики пропеллеров с привлечением теоремы Эйлера Ньютона для анализа всей системы квадрокоптера.

Модель поступательного движения. Известно, что теорема Ньютона–Эйлера представляет собой общий подход для анализа моделей динамик систем твердого тела. Согласно теории динамики твердого тела, движение квадрокоптера можно разделить на две части: перемещение квадрокоптера относительно наземной инерциальной системы координат и вращение (изменение угла ориентации) относительно системы координат тела.

Примем следующие обозначения. Согласно анализу динамики пропеллера, F_1, F_2, F_3, F_4 – это подъемная сила четырех пропеллеров, пропорциональная квадрату скорости Ω_1 пропеллера, и соотношение между подъемной силой F_i и реакцией момент M_i , создаваемый каждым пропеллером, определится как

$$F_i = k_1 \Omega_i^2 \quad (i = 1, 2, 3, 4)$$

$$M_i = b \Omega_i^2,$$

где Ω_1 – скорость вращения пропеллера; $\lambda = k_1/b$, $k_1 > 0$, $b > 0$ – коэффициент, связанный с такими факторами, как плотность воздуха, радиус пропеллера, сечение пропеллера и форма пропеллера.

С помощью модели взаимосвязи силы и крутящего момента, входной элемент управления распространяется на четыре управляющие переменные. Полная подъемная сила F и моменты M квадрокоптера могут быть определены по следующей зависимости:

$$U = \begin{bmatrix} F \\ M_\delta \\ M_\theta \\ M_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & l & 0 & -l \\ l & 0 & -l & 0 \\ -\lambda & \lambda & -\lambda & \lambda \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_3 \\ F_4 \\ F_2 \\ F_1 \end{bmatrix},$$

где F – равнодействующая подъемной силы F_1, F_2, F_3, F_4 , создаваемой четырьмя пропеллерами; M_δ – результирующий момент, создаваемый группой пропеллеров, создающих угол крена; M_θ – результирующий момент, создаваемый группой пропеллеров, создающих угол тангажа; M_ψ – момент рыскания, создаваемый регулировкой скорости вращения пропеллера, пропорциональный подъемной силе.

Согласно уравнению Ньютона–Эйлера и с учетом сопротивления воздуха, если обозначить за (q_x, q_y, q_z) смещение в инерциальной системе координат, а за f_x, f_y, f_z – составляющие подъемной силы в трех направлениях в инерциальной системе координат, то можно записать:

$$\begin{bmatrix} m\ddot{q}_x \\ m\ddot{q}_y \\ m\ddot{q}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} k_1\dot{q}_x \\ k_1\dot{q}_y \\ k_1\dot{q}_z \end{bmatrix} = (F_1 + F_2 + F_3 + F_4) R_{BE} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} - m \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} k_1\dot{q}_x \\ k_1\dot{q}_y \\ k_1\dot{q}_z \end{bmatrix}.$$

Из представленной зависимости видно, что сопротивление воздуха $k_1\dot{q}_x, k_1\dot{q}_y, k_1\dot{q}_z$ имеет линейную зависимость от скорости $\dot{q}_x, \dot{q}_y, \dot{q}_z$ тела и всегда противоположно направлению скорости. Следовательно, можно получить уравнение поступательного движения квадрокоптера:

$$\begin{cases} \ddot{q}_x = \frac{\sin \psi \sin \delta + \cos \psi \sin \theta \cos \delta}{m} (F_1 + F_2 + F_3 + F_4) - k_1\dot{q}_x \\ \ddot{q}_y = \frac{-\cos \psi \sin \delta + \sin \psi \sin \theta \cos \delta}{m} (F_1 + F_2 + F_3 + F_4) - k_1\dot{q}_y \\ \ddot{q}_z = \frac{\cos \theta \cos \delta}{m} (F_1 + F_2 + F_3 + F_4) - k_1\dot{q}_z - g \end{cases}$$

Модель ориентации. При полете скорость вращения каждого из четырех пропеллеров должна своевременно регулироваться таким образом, чтобы фактическая ориентация четырех пропеллеров была близка к идеальной. ПИД-регулятор в данном случае позволяет достигнуть этой цели. Углы рысканья, тангажа и крена квадрокоптера теоретически независимы друг от друга, поэтому управление ориентацией квадрокоптера можно разделить на три отдельных элемента управления.

Связь между угловой ориентацией θ, δ, ψ квадрокоптера и угловой скоростью (p, q, r) в связанной системе координат можно записать как

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \delta & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi \cos \delta & \cos \psi & 0 \\ \sin \delta & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\delta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}.$$

Согласно уравнению Ньютона–Эйлера и с учетом гироскопического эффекта фюзеляжа и пропеллера:

$$\begin{cases} I_x \dot{p} = l(F_4 - F_1) + (I_y - I_z)qr - J_r q(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_4 + \Omega_3) \\ I_y \dot{q} = l(F_2 - F_3) + (I_z - I_x)pr - J_r p(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_4 + \Omega_3) \\ I_z \dot{r} = M_\psi + (I_x - I_y)pq = \lambda(F_1 + F_4 - F_2 - F_3) + (I_x - I_y)pq \end{cases},$$

где l – это расстояние от геометрического центра фюзеляжа до центра любого пропеллера (т. е. точки действия подъемной силы); I_x, I_y, I_z – моменты инерции квадрокоптера относительно оси x_B, y_B, z_B в связанной системе координат; J_r – момент инерции пропеллера; $(I_y - I_z)qr, (I_z - I_x)pr, (I_x - I_y)pq$, – гироскопический эффект фюзеляжа; $-J_r q(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_4 + \Omega_3), -J_r p(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_4 + \Omega_3)$ – эффекты гироскопа пропеллера.

Используя уравнение Ньютона-Эйлера, можно получить уравнение пространственного ориентации квадрокоптера:

$$\begin{cases} \dot{p} = \frac{M_\delta + (I_y - I_z)qr - J_r q(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_4 + \Omega_3)}{I_x} = \\ = \frac{M_\delta + (I_y - I_z)(-\dot{\theta} \sin \psi \cos \delta + \dot{\delta} \cos \psi)(\dot{\theta} \sin \delta + \dot{\psi}) - J_r q(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_4 + \Omega_3)}{I_x} \\ \dot{q} = \frac{M_\theta + (I_z - I_x)pr - J_r p(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_4 + \Omega_3)}{I_y} = \\ = \frac{M_\theta + (I_z - I_x)(\dot{\theta} \sin \delta + \dot{\psi})(\dot{\theta} \cos \psi \cos \delta + \dot{\delta} \sin \psi) - J_r p(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_4 + \Omega_3)}{I_y} \\ \dot{r} = \frac{M_\psi + (I_x - I_y)pq}{I_z} = \\ = \frac{M_\psi + (I_x - I_y)(\dot{\theta} \cos \psi \cos \delta + \dot{\delta} \sin \psi)(-\dot{\theta} \sin \psi \cos \delta + \dot{\delta} \cos \psi)}{I_z} \end{cases}.$$

Модель имеет четыре управляющих входа и 12 переменных состояния, шесть степеней свободы (три перемещения, три положения) и является системой пониженного привода.

Устройства квадрокоптера. Квадрокоптер состоит из фюзеляжа, силовой установки и системы управления. Силовая система является наиболее важным компонентом квадрокоптера, включая двигатель и пропеллеры. От качества системы силовой установки зависят основные характеристики квадрокоптера, такие как грузоподъемность, скорость полета, дальность полета, время зависания, стабильность полета и т. д. [13].

Двигатель квадрокоптера – это устройство, которое непосредственно создает силу и крутящий момент. Основная функция управления двигателем заключается в получении ШИМ-сигналов для управления скоростью двигателя.

Динамическое уравнение электродвигателя можно записать как

$$\left(\frac{J_r}{\eta r^2} + J_m \right) \dot{\omega}_e = -\frac{C_m C_e}{R_a} \omega_e - \frac{n}{\eta r^3} \omega_e^2 + \frac{C_m}{R_a} u_a,$$

где C_e – постоянная электрического потенциала двигателя; ω_e – представляет скорость вращения двигателя; C_m – коэффициент крутящего момента электродвигателя; J_m – момент инерции вращающейся части; J_r – момент инерции винта, n – коэффициент лобового сопротивления, η – коэффициент полезного действия коробки передач с регулируемой скоростью; r – передаточное число.

Согласно этому уравнению, можно получить связь между напряжением в качестве управляющих входных параметров и скоростью в качестве выходов.

В настоящей статье аэродинамика пропеллеров не обсуждается. Очевидно, что правильно подобранные пропеллеры могут обеспечить более эффективную и стабильную работу двигателя.

Характеристики квадрокоптера. Выбор пропеллера оптимальной конфигурации является одним из способов улучшить летные характеристики квадрокоптера. При этом системы силовых установок должны подходить друг другу, иначе все четыре пропеллера не будут работать синхронно. Для решения задач исследования в качестве объекта управления и моделирования был выбран коммерчески доступный квадрокоптер [22] в конструкции которого используются стандартные компоненты оборудования. Этот квадрокоптер далее и будем использовать для создания модели. Характеристики аккумуляторов и двигателей, пропеллеров, и других устройств выбранного квадрокоптера, составляющие объекта управления и моделирования показаны на рис. 1. Харак-

Detail Information		
Hovering Performance :	Max. Throttle Performance :	Integral Performance :
Hovering Time : 6.17 min.	Flight Time : 2.4 min.	Normal Operation : 5.3 min.
Throttle Percentage : 63.5 %	Total Lift : 26.6 N	Total Weight : 1.5 kg
ESC Current : 3.59 A	ESC Current : 9.6 A	Remaining Load : 0.66 kg
Motor Speed : 5506.3 rpm	Motor Speed : 7408.7 rpm	Max. Takeoff Altitude : 3.17 km
Motor Power : 28.6 W	Motor Power : 69.5 W	Max. Tilt Angle : 46.1 °
Battery Voltage : 11.9 V	Battery Voltage : 11.5 V	Max. Forward Speed : 13.6 m/s
Battery Current : 14.9 A	Battery Current : 38.4 A	Max. Flight Range : 3.14 km
Power Efficiency : 63.3 %	Power Efficiency : 59.8 %	Wind Resistance : 5 Degree

Рис. 1. Характеристики квадрокоптера
Fig. 1. Characteristics of the quadcopter

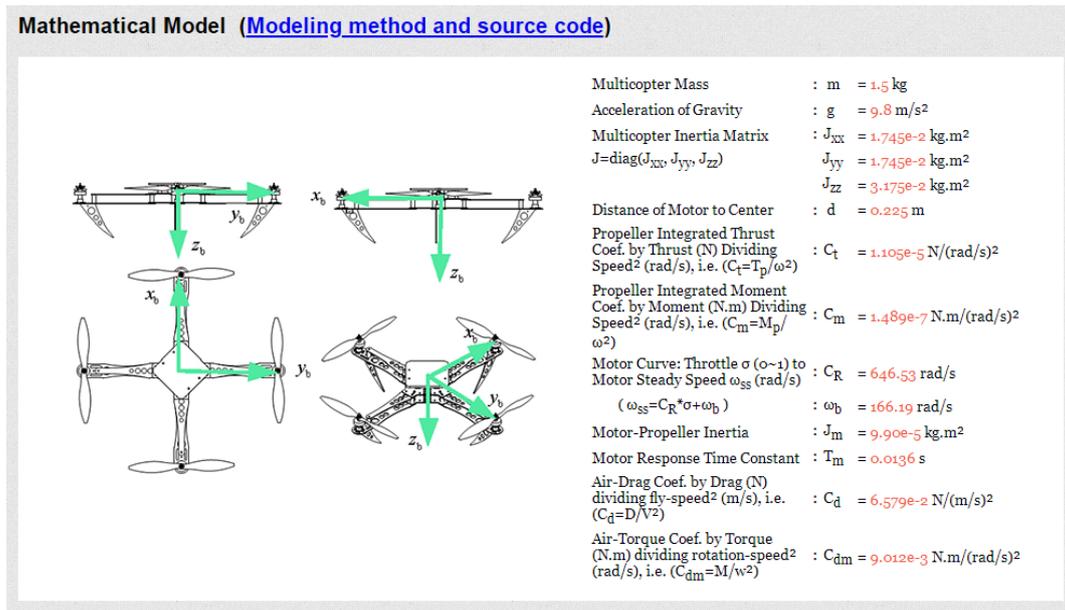


Рис. 2. Характеристики математической модели квадрокоптера
 Fig. 2. Characteristics of the mathematical model of the quadcopter

Характеристики математической модели на выбранном оборудовании на открытой платформе [21, 22] показаны на рис. 2.

Модель квадрокоптера в Matlab

Трёхмерная модель квадрокоптера в программе Matlab. Модель объекта управления составим на основе использования открытых исходных ресурсов. Физическую модель квадрокоптера сформулируем в программе SolidWorks. Для этого необходимо импортировать модель в Matlab и сделать аналоговое моделирование. В результате непосредственного импортирования модель получается очень беспорядочной, в ней отсутствуют эффективные соединения и витые соедине-

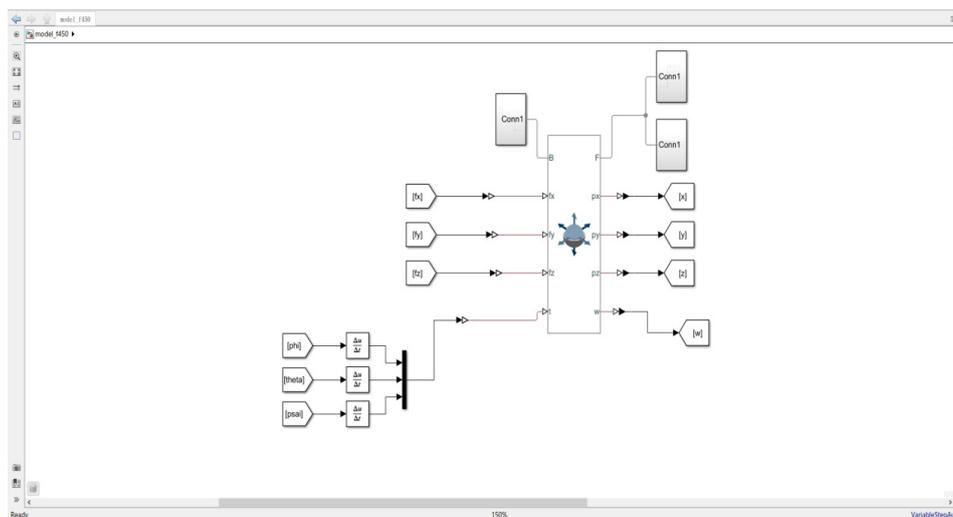


Рис. 3. Схема физического соединения блоков квадрокоптера в программе Matlab
 Fig. 3. Diagram of the physical connection of the quadcopter blocks in the Matlab program

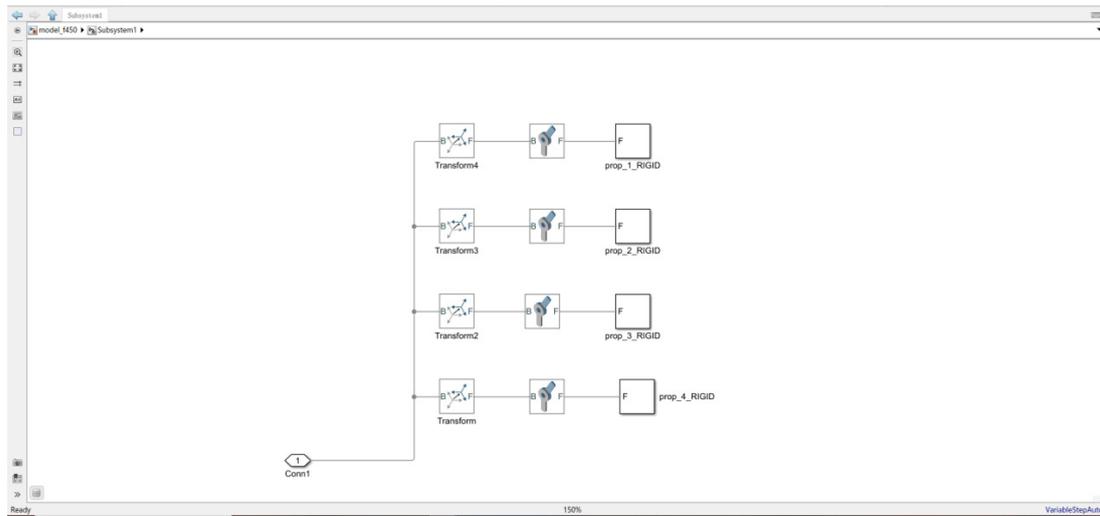


Рис. 4. Схема физического соединения пропеллеров квадрокоптера в программе Matlab
Fig. 4. Diagram of the physical connection of the quadcopter propellers in the Matlab program

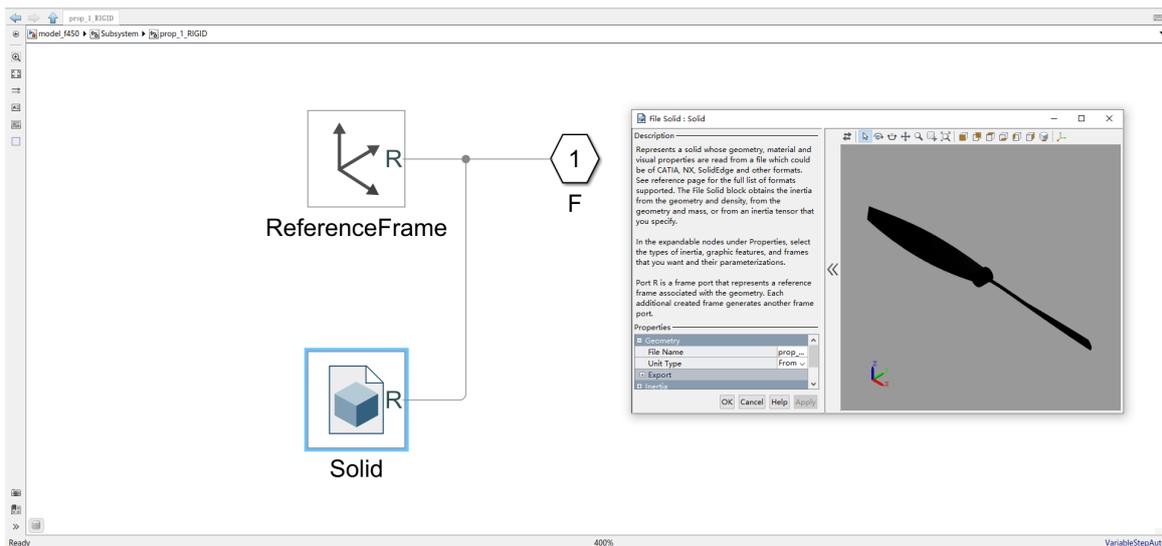


Рис. 5. Трехмерная физическая модель пропеллера квадрокоптера в программе Matlab
Fig. 5. Three-dimensional physical model of the quadcopter propeller in the Matlab program

ния. Необходимо изменить архитектуру модели для её упрощения и перестраивания. Схема связи конструкции квадрокоптера, согласования пропеллеров, трехмерная модель пропеллера квадрокоптера в программе Matlab показаны на рис. 3–5.

Установим связанную систему координат, в которой ось Z направлена вниз (к земле). В этой системе координат построим модель квадрокоптера в Mechanics Explorer (рис. 6).

Анализ структуры контроллера. Модель и структура управления квадрокоптера показаны на рис. 7.

Структура модели состоит из четырех модулей: модель динамики привода, модель динамики пропеллера, модель взаимосвязи сил и моментов, модель динамики. Предложенная структура модели с четырьмя блоками будет соответствовать схеме контроллера, представленной на рис. 8.

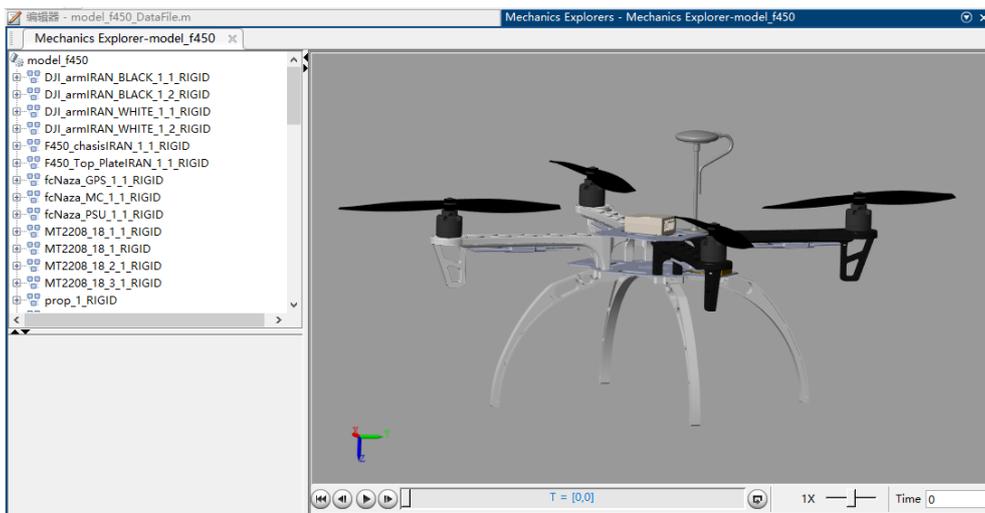


Рис. 6. Трехмерная физическая модель квадрокоптера в программе Matlab
 Fig. 6. Three-dimensional physical model of the quadcopter in the program Matlab

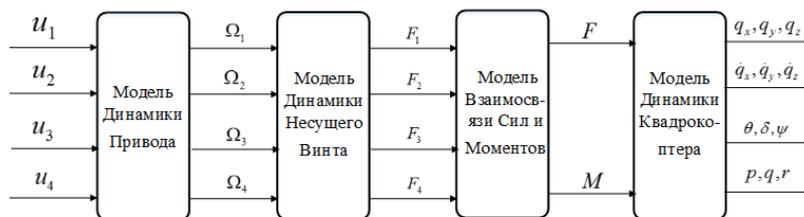


Рис. 7. Структура модели динамики и схема контролера квадрокоптера
 Fig. 7. Dynamics model structure and quadcopter controller diagram

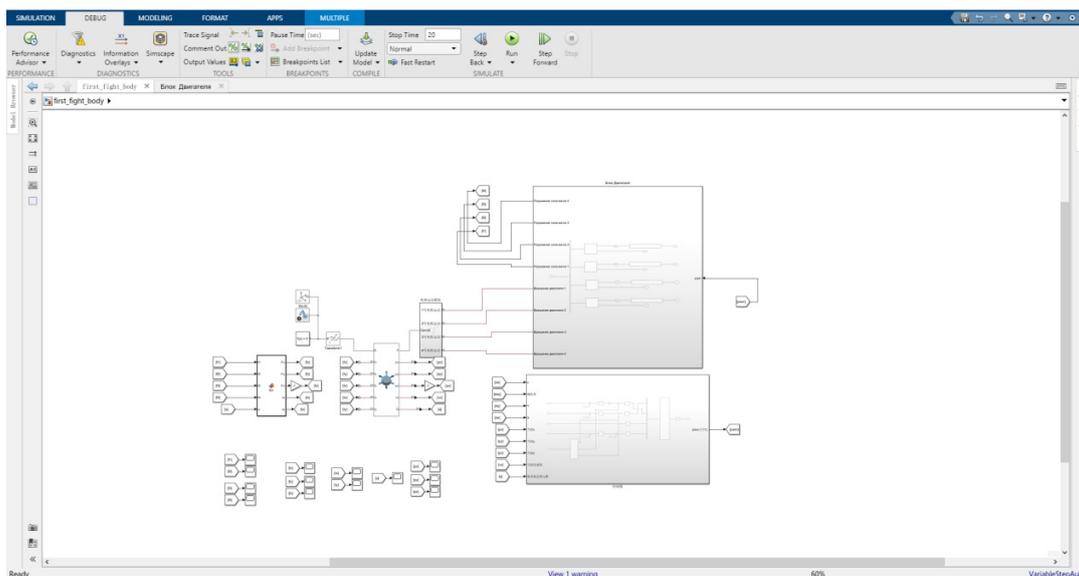


Рис. 8. Схема контролера на четыре блока
 Fig. 8. Controller diagram for four blocks

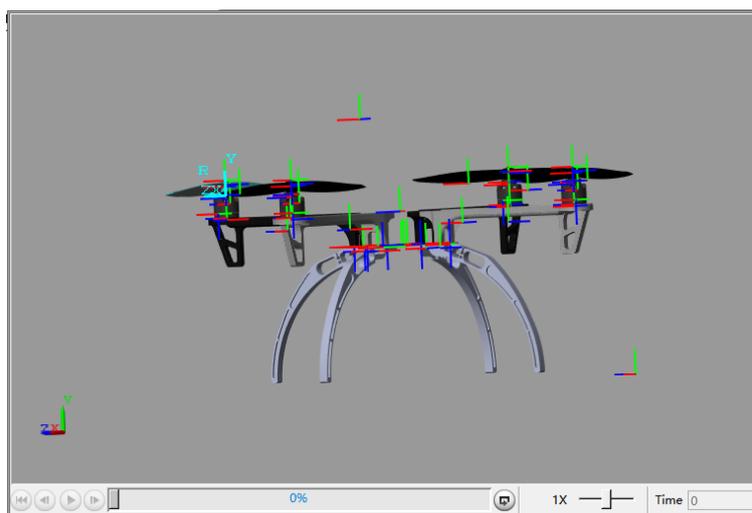


Рис. 9. Квадрокоптер под системой координат
Fig. 9. Quadrocopter under the coordinate system

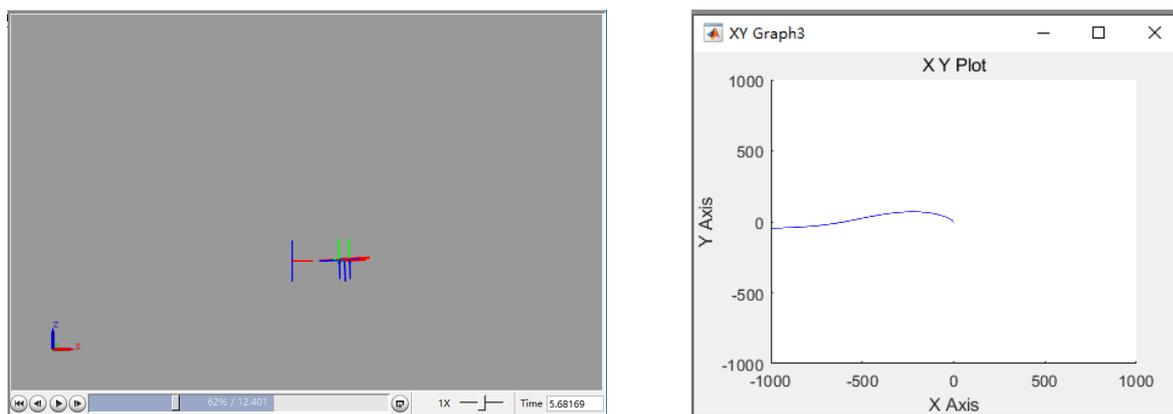


Рис. 10. Горизонтальный полёт квадрокоптера и траектория горизонтального полета
Fig. 10. Horizontal flight of the quadrocopter and the trajectory of horizontal flight

Смоделированный в виртуальной среде запуск трехмерной модели квадрокоптера показан на рис. 9.

Для упрощения модели уберем второстепенные факторы. Запускаем программу. Моделирование полета в симулированной среде с реальной характеристикой, результат и траектория горизонтального полета показаны на рис. 10.

Заключение

Результаты проведенного моделирования в значительной степени отражают физические характеристики модели БПЛА и позволяют проверить динамику модели БПЛА и её достоверность. Все основные режимы движения БПЛА (зависание, ровный полет, подъем, спуск) можно реализовать с помощью созданной модели. Таким образом показано, что применённый нами метод анализа может использоваться для установления модели динамики системы управления БПЛА через метод Ньютона-Эйлера, включая динамику твердого тела, модель пропеллера и сервокрыла. Через принятие допущений и упрощений динамических уравнений для БПЛА могут быть определены углы поворота сервопривода, а также моменты тангажа, крена и рыскания последовательно.

Получена линейная модель движения БПЛА, описываемая физическими параметрами системы, которая определяет модель ориентации БПЛА с неизвестными параметрами. Система ориентации аппарата является ключом к конструкции системы управления БПЛА. Если конструкция эффективная, то навигационная часть БПЛА может быть упрощена, и простой ПИД-регулятор может выполнить полетную задачу.

Дальнейшей работой по теме данной статьи может быть продолжение развития системы контроллера полета, что означает модификацию и расширение функций системы Autopilot (система контроллера полета) для конкретных целей и потребностей в соответствующих условиях (поддержка новых планеров и конструкций БПЛА, полученных с помощью моделирования), использование в качестве платформы для модификации алгоритмов полета и добавления новых режимов полета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Aviation Week & Space Technology, Oct. 25, 2004, Pp. 90-94.
2. **Растопчин В.В.** Беспилотные авиационные системы // URL: www.avia.ru, 2005.
3. **Mettler V.** Identification modeling and characteristics of miniature rotorcraft. American: Kluwer Academic Publishers, 2003.
4. **John C. Moms, Mkhie, Nieowstadt, Pascaie Bendotti.** Identification and control of a model helicopter in hover. [C]. Proceedings of the American Control Conference, (S0743-161.9), Vol. 2. no. 29, A 994, Pp. 238–1242.
5. **Hyunchul Shim D., et al.** Control system design for rotorcraft-based unmanned aerial vehicles using time-domain system identification // Proc. of the 2000 IEEE Internat. Conf. on Control Applications. 2000. Vol. 3(23): S08-813.
6. **Hashimoto S., et al.** System identification experiments on a large-scale unmanned helicopter for autonomous flight // Proc. of the 2000 IEEE Internat. Conf. on Control Applications (S1085-1992).2000. Vol. 12. no. 2. Pp. 850–854.
7. Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий. Под ред. М.Н. Красильщикова и Г.Г. Себрякова. М.: ФИЗМАТ-ЛИТ, 2003.
8. **Kim S.K., Tilbury D.M.** Mathematical modeling and experimental identification of a model helicopter // J. of Robotic Systems. (80741-2223). Vol. 21. no. 3. Pp. 95–116.
9. **Beard R.W., McLain T.W.** Small unmanned aircraft: Theory and practice // IEEE Electron Device Letters. 2012. Vol. 2 (5). Pp. 103–105.
10. **Hehn M., D'Andrea R.** A flying inverted pendulum // 2011 IEEE Internat. Conf. on Robotics and Automation. May 9-13, 2011. Shanghai, China.
11. **Quan Q.** Decryption of multirotor development // Robot Ind. 2015. no. 2. Pp. 72–83. (in Chinese)
12. **Hrishikeshavan V., Black J., Chopra I.** Design and performance of a quad-shrouded rotor micro air vehicle // J. Aircr. 2014. no. 51. Pp. 779–791.
13. RC airplane propellers // Available: <http://www.rc-airplanes-simplified.com/rc-airplane-propellers.html>. (Accessed: 29 Jan 2016).
14. **Lim H., Park J., Lee D., et al.** Build your own quadrotor: Open-source projects on unmanned aerial vehicles // IEEE Robot Autom Mag. 2012. no. 19. Pp. 33–45.
15. **Beckman B.C.** Vehicle noise control and communication // US patent 20,160,083,073. 2016
16. **Driessens S., Pounds P.** The triangular quadrotor: A more efficient quadrotor configuration // IEEE Trans Robot. 2015. Vol. 31 (6). Pp. 1517–1526.
17. **Grune L., Pannek J.** Nonlinear model predictive control: Theory and algorithms. London: Springer-Verlag, 2017.

18. **Dai X., Quan Q., Ren J., Cai K.-Y.** An analytical design optimization method for electric propulsion systems of multicopter UAVs with desired hovering endurance // *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*. 2019. Vol. 24. no. 1. Pp. 228–239.
19. **Shi D., Dai X., Zhang X., Quan Q.** A practical performance evaluation method for electric multicopters // *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*. 2017. Vol. 22. no. 3. Pp. 1337–1348.
20. **Dai X., Ke C., Quan Q., Cai K.-Y.** Simulation credibility assessment methodology with FPGA-based hardware-in-the-loop platform // *IEEE Transactions on Industrial Electronics*. 2021. Vol. 68. no. 4. Pp. 3282–3291.
21. **Dai X., Ke C., Quan Q., Cai K.-Y.** RFLySim: Automatic test platform for UAV autopilot systems with FPGA-based hardware-in-the-loop simulations // *Aerospace Science and Technology*. 2021. Vol. 114. P. 106727.
22. Flight Evaluation // Available: <https://www.flyeval.com/>

REFERENCES

1. *Aviation Week & Space Technology*, October 25, 2004, Pp. 90–94.
2. **Rastopchin B.B.** *Bespilotnyye aviatsionnyye sistemy*. Available: www.avia.ru, 2005 (rus)
3. **Mettler B.** *Identification modeling and characteristics of miniature rotorcraft*. American: Kluwer Academic Publishers, 2003.
4. **John C Moms, Mkhie, Nieowstadt, Pascaie Bendotti.** Identification and Control of a Model Helicopter in Hover. [C]. Proceedings of the American Control Conference, (S0743-161.9), Vol. 2, no. 29, A 994, pp. 238–1242.
5. **Hyunchul Shim D., et al.** Control system design for rotorcraft-based unmanned aerial vehicles using time-domain system identification. *Proceedings of the 2000 IEEE International Conference on Control Applications*, 2000, Vol. 3(23): S08–813.
6. **Hashimoto S., et al.** System identification experiments on a large-scale unmanned helicopter for autonomous flight. *Proceedings of the 2000 IEEE International Conference on Control Applications (S1085-1992)*, 2000, Vol. 12, no. 2, Pp. 850-854.
7. Upravleniye i navedeniye bespilotnykh manevrennykh letatelnykh apparatov na osnove sovremennykh informatsionnykh tekhnologiy. Eds. M.N. Krasilytsikov, G.G. Sebryakov. Moscow: FIZMATLIT Publ., 2003. (rus)
8. **Kim S.K., Tilbury D.M.** Mathematical modeling and experimental identification of a model helicopter. *Journal of Robotic Systems*, (80741-2223), Vol. 21, no. 3, Pp. 95–116.
9. **Beard R.W., McLain T.W.** Small unmanned aircraft: Theory and practice. *IEEE Electron Device Letters*, 2012, Vol. 2 (5), Pp. 103–105.
10. **Hehn M., D’Andrea R.** A flying inverted pendulum. *2011 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, May 9-13, 2011, Shanghai, China.
11. **Quan Q.** Decryption of multicopter development. *Robot Ind.*, 2015, no. 2, Pp. 72–83. (in Chinese)
12. **Hrishikeshavan V., Black J., Chopra I.** Design and performance of a quad-shrouded rotor micro air vehicle. *J. Aircr.*, 2014, no. 51, Pp. 779–791.
13. RC airplane propellers. Available: <http://www.rc-airplanes-simplified.com/rc-airplane-propellers.html>. (Accessed: 29 Jan 2016).
14. **Lim H., Park J., Lee D., et al.** Build your own quadrotor: Open-source projects on unmanned aerial vehicles. *IEEE Robot Autom Mag*, 2012, no. 19, Pp. 33-45.
15. **Beckman B.C.** *Vehicle noise control and communication*. US patent 20,160,083,073. 2016.
16. **Driessens S., Pounds P.** The triangular quadrotor: A more efficient quadrotor configuration. *IEEE Trans Robot*, 2015, Vol. 31 (6), Pp. 1517–1526.
17. **Grune L., Pannek J.** *Nonlinear model predictive control: Theory and algorithms*. London: Springer-Verlag, 2017.

18. **Dai X., Quan Q., Ren J., Cai K.-Y.** An analytical design optimization method for electric propulsion systems of multicopter UAVs with desired hovering endurance. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2019, Vol. 24, no. 1, Pp. 228–239.
19. **Shi D., Dai X., Zhang X., Quan Q.** A practical performance evaluation method for electric multicopters. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2017, Vol. 22, no. 3, Pp. 1337–1348.
20. **Dai X., Ke C., Quan Q., Cai K.-Y.** Simulation credibility assessment methodology with FPGA-based hardware-in-the-loop platform. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2021, Vol. 68, no. 4, Pp. 3282–3291.
21. **Dai X., Ke C., Quan Q., Cai K.-Y.** RFLySim: Automatic test platform for UAV autopilot systems with FPGA-based hardware-in-the-loop simulations. *Aerospace Science and Technology*, 2021, Vol. 114, P. 106727.
22. Flight Evaluation. Available: <https://www.flyeval.com/>

INFORMATION ABOUT AUTHOR / СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Чжу Юйцин
Zhu Yuqing
 E-mail: 1918149382@qq.com

Поступила: 03.06.2022; Одобрена: 23.11.2022; Принята: 04.12.2022.
Submitted: 03.06.2022; Approved: 23.11.2022; Accepted: 04.12.2022.