

ЛОБАТЫЙ А.А., ПЭНХАО ГУ

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ МУЛЬТИРОТОРНОГО ТИПА

Белорусский национальный технический университет
г. Минск, Республика Беларусь

Рассматривается задача определения особенностей и постановки задачи математического моделирования летательных аппаратов (ЛА) мультироторного типа. Рассматриваются отличия их математических моделей от классических математических моделей ЛА самолетного и одновинтового вертолетного типа. Проводится анализ и обоснование действующих на мультироторный ЛА сил и моментов, с учетом особенностей рассмотрения соответствующих систем координат, необходимых для исследования пространственного движения ЛА. Сформулирована задача управления траекторным движением ЛА с учетом вращения его конструкции вокруг центра масс. На основе рассмотрения конструктивной схемы одного из наиболее распространенных четырехвинтового ЛА (квадрокоптера) обоснована схема создания управляющих сил и моментов, действующих на ЛА, под действием которых изменяется траектория движения ЛА в пространстве. Приведены основные математические зависимости, характеризующие кинематику движения ЛА мультироторного типа. На основе проведенного анализа обоснована и приведена обобщенная структурная схема процесса управления таким ЛА. Для проверки работоспособности и адекватности математической модели проведено исследование перемещения квадрокоптера в вертикальной плоскости между заданными точками пространства в соответствии с законом форсированного управления, обеспечивающим перемещение ЛА в пространстве с максимальным быстродействием. Проведенное компьютерное моделирование полученных аналитически математических зависимостей показало, что данный подход применим для построения математических моделей движения ЛА мультироторного типа различной конструктивной компоновки.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, квадрокоптер, математическая модель, винт, управляющая сила.

Введение

Летательные аппараты (ЛА) относятся к сложным техническим устройствам, производство, эксплуатация и исследование которых требует создания математических моделей, позволяющих решать задачи анализа и синтеза их подсистем и элементов без проведения натурных испытаний, которые требуют привлечения значительных материальных средств, а иногда и риска для людей. Значение математического моделирования ЛА существенно возросло в связи с широким распространением беспилотных летательных аппаратов (БЛА), у которых на борту отсутствует человек-оператор (пилот), что дает возможность широкого применения достижений науки и техники в конструкции и системах управления БЛА [1, 2].

Вопросы математического моделирования движения ЛА достаточно изучены и исследованы за десятилетия существования данных задач. В основе построения математических моделей полёта ЛА лежат законы кинематики и динамики движения твердого тела атмосфере. Однако, интенсивное развитие современных технологий позволяет конструкторам и инженерам создавать ЛА, которые соединяют в себе такие свойства ЛА, которые ранее считались принципиально противоречивыми и несовместимыми между собой. Это касается в первую очередь достижений в области создания двигателей для ЛА,

построенных на новых физических принципах, а также – автоматических систем управления аэродинамическими силами, создаваемыми различными частями конструкции ЛА, комбинированием различных по природе сил и моментов, действующих на ЛА.

Управление траекторным движением ЛА

В трехмерном пространстве при моделировании движения ЛА необходимо рассматривать несколько систем координат, которые вводятся для того, чтобы решить следующие задачи:

- зафиксировать некоторое начало отсчета, по отношению к которому определяются линейные и угловые координаты ЛА;
- представить наиболее удачным образом составляющие какой-либо внешней силы, момента или элемента движения;
- определить положение некоторых фиксированных направлений, связанных с движущимся телом (ЛА).

В качестве системы координат, в которой определяется положение центра масс ЛА и ориентация его осей, принимается стартовая система координат $(OX_g Y_g Z_g)$, начало которой находится в точке старта ЛА, вертикальная ось Z_g направлена нормально к поверхности Земли, ось X_g составляет с осями X_g и Y_g правую систему координат. Направление оси X_g задается и остается неизменным. Эта система

координат жестко связана с Землей и вводится для определения элементов движения ЛА относительно Земли.

С конструкцией ЛА ориентирована связанная (строительная) система координат ($OX_c Y_c Z_c$), положение которой относительно стартовой определяется углами курса ψ , тангажа ν , крена γ . Направление оси X_c привязано, как правило, к продольной оси симметрии ЛА. Оси Y_c и Z_c составляют с осью X_c прямоугольную правую систему координат. Для моделирования движения летательных аппаратов определенной формы и назначения могут вводиться в рассмотрение дополнительно другие системы координат [3], среди которых наиболее распространены следующие:

- скоростная (аэродинамическая) ($OX_v Y_v Z_v$), у которой ось X_v совпадает с вектором скорости ЛА;
- траекторная ($OX_m Y_m Z_m$), у которой продольная ось X_m направлена по вектору скорости ЛА относительно Земли;
- относительная (лучевая) ($OX_u Y_u Z_u$), у которой продольная ось X_u направлена на заданную подвижную точку пространства (цель).

Переход от одной системы координат к другой осуществляется с помощью матриц преобразования (матриц направляющих косинусов). Элементы этих матриц могут определяться различными способами, среди которых основными являются [4]:

- тригонометрический на основе углов Эйлера (Эйлера-Крылова);
- решение матричного дифференциального уравнения Пуассона;
- кватернионный метод, основанный на решении дифференциальных уравнений для параметров Родрига-Гамильтона.

Каждый из этих методов вычисления направляющих косинусов обладает своими достоинствами и недостатками.

Составление математической модели полета ЛА можно разбить на несколько этапов. На первом этапе рассматривается движение ЛА как материальной точки, на которую действуют в пространстве три силы: \vec{G} – вектор силы гравитации, \vec{R} – вектор аэродинамической силы, \vec{P} – вектор силы тяги двигателя. На последующих этапах рассматривается моделирование поступательного и вращательного движения ЛА сложной аэродинамической формы с добавлением математических моделей элементов ЛА, включая математическую модель системы управления.

Гравитационная сила \vec{G} представляет собой потенциал силы тяготения Земли. Её величина зависит от высоты полета ЛА и географического положения ЛА, так как в общем случае форма Земли несколько отличается от шара (сферы). При полете ЛА на большие расстояния следует учитывать кривизну Земли и её вращение.

Взаимодействие поверхности ЛА с набегающим потоком воздуха вызывает аэродинамические силы (подъемную, боковую, сопротивления), равнодействующая которых \vec{R} приложена в точке ЛА, которая называется центром давления [3], в общем случае не совпадающим с центром масс ЛА.

Равнодействующая сил, создаваемых двигателями ЛА (реактивными или винтовыми) представляет собой вектор тяги \vec{P} , о котором следует сказать отдельно.

Управление траекторным движением ЛА производится за счет изменения по величине и по направлению сил \vec{R} и \vec{P} . Если не рассматривать такие специфические ЛА одноразового применения, как ракеты, снаряды и некоторые другие, то подавляющее большинство ЛА, в том числе и беспилотных (БЛА), можно разделить в зависимости от конструкции и особенностей создания управляющей силы на три группы.

К первой группе следует отнести ЛА самолетной конструктивной схемы, у которых основная составляющая вектора управляющей силы создается путем взаимодействия набегающего потока воздуха с несущей аэродинамической поверхностью ЛА. Такая конструктивная схема является широко распространенной и изученной, так как исторически представляется основной для пилотируемых ЛА. Управление ЛА данной конструкции осуществляется путем изменения вектора \vec{R} . Изменение вектора \vec{P} здесь отсутствует или играет вспомогательную роль [5].

Во вторую группу ЛА (БЛА) можно отнести ЛА одновинтовой вертолетной схемы. Такие ЛА оснащены несущим и хвостовым рулевым винтами. В отличие от ЛА самолетной схемы, у которой необходимым условием появления силы \vec{R} является поступательное движение ЛА, у ЛА вертолетной схемы вращающийся несущий винт создает подъемную силу не только при поступательном движении ЛА за счет \vec{R} , но и при неподвижном положении в воздухе в режиме висения за счет силы \vec{P} , которая уравновешивает или превышает гравитационную силу \vec{G} [6].

В отдельную перспективную интенсивно развивающуюся группу ЛА следует отнести ЛА (БЛА) мультироторного типа. Данный тип ЛА имеет несколько двигателей (как правило – винтовых), управление которыми позволяет изменять вектор \vec{P} по величине и направлению. Управление вектором \vec{R} здесь, как правило, не используется, а влияние вектора \vec{R} сказывается на движении ЛА только в виде силы аэродинамического сопротивления.

Могут существовать и другие комбинированные схемы ЛА, например – конвертопланы, у которых на разных режимах полета последовательно преобладают в качестве управляющей силы вектор \vec{P} или \vec{R} .

Моделирование движения ЛА мультироторного типа

При составлении математической модели движения ЛА необходимо учитывать его аэродинамическую и конструктивную компоновку. Рассмотрим наиболее распространенную четырехвинтовую схему ЛА мультироторного типа (квадрокоптер) [7, 8], схема которого представлена на рис. 1.

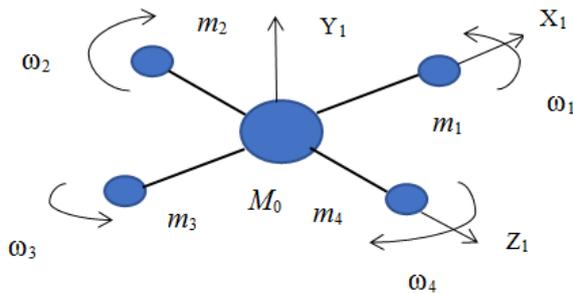


Рисунок 1. Конструктивная схема квадрокоптера

Пусть квадрокоптер имеет четыре винта, расположенные симметрично относительно центра масс конструкции ЛА. Оси связанной (строительной) системы координат, исходя из принципа наглядности, изобразим в виде, представленном на рисунке, привязав к осям симметрии ЛА. Ось Y_1 направлена перпендикулярно осям X_1 и Z_1 вверх. На рис. 1 M_0, m_1, \dots, m_4 – массы соответствующих конструктивных частей ЛА, $\omega_1, \dots, \omega_4$ – угловые скорости вращения винтов ЛА.

Угловое положение ЛА относительно инерциальной (стартовой) системы координат задается соответственно углами курса ψ , тангажа ϑ и крена γ . Матрица перехода от связанной к стартовой системе координат (матрица направляющих косинусов) R_c^1 вычисляется одним из приведенных выше способов. Поступательное движение центра масс ЛА описывается векторными уравнениями в стартовой системе координат:

$$\dot{S}(t) = V(t), \quad S(t_0) = S_0; \quad (1)$$

$$\dot{V}(t) = a(t), \quad V(t_0) = V_0, \quad (2)$$

где $\dot{S}(t) = [x(t), y(t), z(t)]^T$ – вектор пути (траектория) ЛА, $V(t) = [v_x(t), v_y(t), v_z(t)]^T$ – вектор скорости ЛА, $a(t) = [a_x(t), a_y(t), a_z(t)]^T$ – вектор ускорения центра масс ЛА. Вектор $a(t)$ определяется через измеренные ускорения ЛА в связанной системе координат $a_1(t)$ (показания акселерометров) $a(t) = R_c^1 a_1(t)$.

Управляющая движением ЛА равнодействующая сила \vec{P} , приложенная в центре масс, и изменяющаяся траекторию полета, создается вращением винтов ЛА мультироторного типа. На рис. 2 представлена схема создания управляющей силы ЛА в вертикальной плоскости.

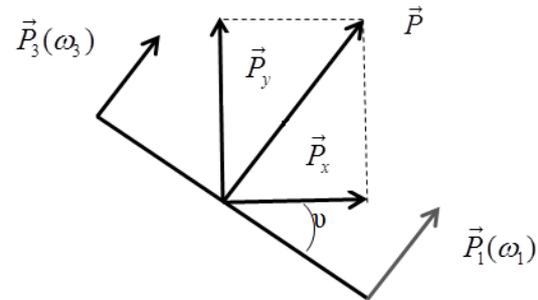


Рисунок 2. Схема создания управляющей силы

На рис. 2 обозначено: $\vec{P}_1(\omega_1)$ и $\vec{P}_3(\omega_3)$ – силы тяги, создаваемые соответствующими винтами, имеющими скорости вращения ω_1 и ω_3 (рис. 1), \vec{P}_x и \vec{P}_y – проекции силы \vec{P} на оси инерциальной (стартовой) системы координат. Под действием сил $P_x = P \cdot \sin \vartheta$ и $P_y = P \cdot \cos \vartheta$ ЛА перемещается горизонтально и вертикально. При этом в состоянии, когда ЛА не перемещается в вертикальном направлении (состоянии висения) сила P_y равна по величине гравитационной силе G . Следовательно, в этом случае $P_y = mg$, где m – масса ЛА, g – гравитационное ускорение на высоте полета ЛА.

В состоянии неподвижного висения:

$$P_y = \sum_{i=1}^n P_i = k \sum_{i=1}^n \omega_i = mg, \quad (3)$$

n – количество винтов ЛА, k – коэффициент пропорциональности, который может быть определен экспериментально. Для ЛА с четырьмя винтами (квадрокоптера) в соответствии с формулой (3)

$$k = \frac{mg}{4\omega_n}, \quad (4)$$

где ω_n – номинальная скорость вращения винтов ЛА, при которой обеспечивается режим висения.

Поворот ЛА на угол ν (рис. 2) осуществляется за счет разности сил P_1 и P_3 (скоростей ω_1 и ω_3), что создает момент вращения, зависящий также от расстояния между винтами. Вращательное движение ЛА вокруг соответствующей оси связанной системы координат описывается уравнением для углового ускорения. Для каждой из трех i -х осей вращения справедливо известно уравнение механики:

$$\varepsilon_i = \frac{M_i}{J_i}. \quad (5)$$

В формуле (5) ε_i – угловое ускорение, M_i – момент силы, J_i – момент инерции ЛА относительно соответствующей оси. Для тел сложной формы моменты инерции относительно соответствующих осей могут быть определены экспериментально, а для однородных тел простой формы известны.

Например, для шара радиусом r и массой $m J = 0.4mr^2$, тонкая труба или кольцо радиусом r имеет $J = mr^2$, и так далее. В некоторых случаях форма ЛА может считаться состоящей из простых элементов, что облегчает задачу математического моделирования вращательного движения ЛА.

Для перемещения ЛА по заданной (требуемой) траектории $\vec{S}_T(t)$ необходимо синтезировать закон

управления ЛА в виде векторного ускорения центра масс ЛА $\vec{a}_T(t)$ [9]. Изменением величин скоростей вращения винтов ЛА достигается соответствующее значение вектора тяги $\vec{P}(t)$, формирующего фактическую траекторию движения ЛА $\vec{S}_\Phi(t)$. Обобщенная структурная схема процесса управления траекторией движения ЛА представлена на рис. 3.

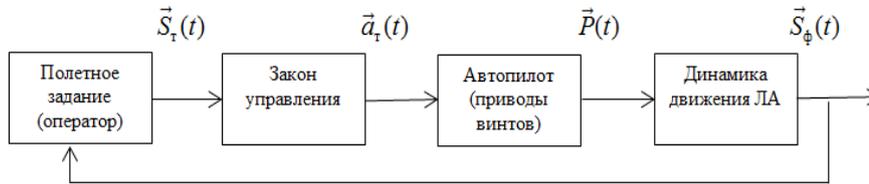


Рисунок 3. Обобщенная структурная схема процесса управления

В качестве примера рассмотрим перемещение квадрокоптера (БЛА) массой 0.7 кг в вертикальной плоскости на постоянной высоте ($g = 9.81 \text{ кг}\cdot\text{м}/\text{с}^2$) на расстояние 200 м при номинальной скорости вращения винтов $\omega_{\text{н}} = 340 \text{ рад}/\text{с}$. Динамические характеристики вращательного движения БЛА считаем соответствующими характеристикам колебательного звена с постоянной времени $T_{\text{в}} = 0.3$ и коэффициентом затухания $\zeta = 0.7$. Аэродинамическим сопротивлением для наглядности пренебрежем, считая силу \vec{R} .

Закон форсированного управления БЛА сформируем на основе метода предложенного в работе [10]. В выражениях (1)-(2) $S(t)$ – расстояние, пройденное БЛА, $V(t)$ – скорость БЛА, $a(t)$ – управляющее ускорение. Необходимо определить управляющее ускорение $a(t)$ при условии, что заданы максимально допустимые значения скорости V_{max} и ускорения a_{max} БЛА. В соответствии с [10] выражение для ускорения $a(t)$ имеет вид:

$$a(t) = a_{\text{max}} \text{sign}(\tau - t), \tag{6}$$

где τ – момент переключения релейного управления, t – текущее время.

Если считать, что время полёта БЛА на соответствующих участках траектории S_1, S_2, S_3 будет соответственно T_1, T_2, T_3 , то моменты переключения релейного управления принимают значения $\tau_1 = T_1$, $\tau_2 = T_1 + T_2$, $\tau_3 = T_1 + T_2 + T_3$. В соответствии с законами кинематики равнопеременного движения при $S_0 = 0$ и $V_0 = 0$:

$$S_1 = \frac{a_y T_1^2}{2}, \quad S_2 = V_{\text{max}} T_2, \quad S_3 = V_{\text{max}} T_3 - \frac{a_T T_3^2}{2}, \tag{7}$$

где a_y – максимальное значение ускорения БЛА, a_T – максимальное значение торможения БЛА. Следовательно, с учетом того, что $S = S_1 + S_2 + S_3$ и $V_{\text{max}} = a_{\text{max}} t$ на основании формул (7) получаются значения временных интервалов ускоренного и замедленного движения ЛА:

$$T_1 = \frac{V_{\text{max}}}{a_y}, \quad T_2 = \frac{2Sa_y a_T - V_{\text{max}}^2 (a_y + a_T)}{2V_{\text{max}} a_y a_T}, \quad T_3 = \frac{V_{\text{max}}}{a_T}. \tag{8}$$

На рисунке 4 представлены результаты математического моделирования движения БЛА, полученные в среде *Mathcad*.

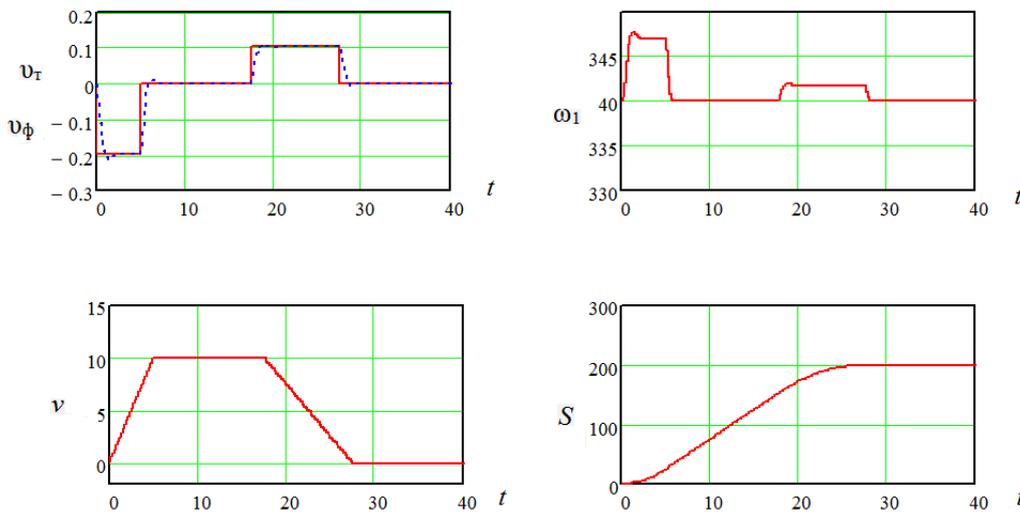


Рисунок 4. Результаты моделирования

На рис. 4 обозначено: $v_r(t)$ и $v_\phi(t)$ – требуемый и фактический (изображено пунктиром) угол тангажа БЛА, ω_1 – угловая скорость вращения винта 1 после разворота БЛА на угол v_ϕ в соответствии с рис. 2. $v(t)$ – график изменения скорости движения БЛА, $S(t)$ – график изменения пройденного пути.

Необходимо отметить, что данные результаты моделирования (рис. 4) носят иллюстративный характер, показывая качественное изменение параметров движения центра масс БЛА без учета силы аэродинамического сопротивления, характеристик системы управления и других важных факторов, оказывающих влияние на формирование траектории полета ЛА (БЛА).

Заключение

Математическая модель ЛА мультироторного типа в основе своей представляет собой как и для ЛА других конструктивных схем совокупность кинематических и динамических уравнений

движения твердого тела. Особенностью мультироторных ЛА является существенное преобладание силы тяги двигателей ЛА в создании управляющей силы, изменяющей вектор скорости ЛА, по сравнению с влиянием аэродинамических сил, которые здесь не имеют существенного значения. Следовательно, для математического моделирования ЛА необходимо иметь адекватные математические модели двигателей ЛА. Влияние же на движение ЛА набегающего потока воздуха, как правило, сводится к учету в модели ЛА аэродинамического сопротивления, которое зависит от конкретной конструктивной компоновки ЛА. Всё выше сказанное относится в первую очередь к беспилотным ЛА (БЛА), так как в отличие от пилотируемых ЛА, имеющих ограничения в применении, связанные с физическими возможностями пилота, в БЛА таких ограничений нет, а достижения в области интеллектуальных технологий позволяют иметь на борту БЛА автопилоты, реализующие значительную часть функций человека – пилота.

ЛИТЕРАТУРА

1. Беспилотные летательные аппараты. Основы устройства и функционирования / под ред. И.С. Голубева, И.К. Туркина. – М.: МАИ, 2010. – 654 с.
2. **Беспилотные летательные аппараты** [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://geoportal.by/index/bespilotnye_letatelnye_apparaty/0-434/.
3. **Дмитриевский, А.А.** Внешняя баллистика / А.А. Дмитриевский, Л.Н. Лысенко. – М.: Машиностроение, 2005. – 608 с.
4. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов / под ред. М.Н. Красильщикова, Г.Г. Серебрякова. – М.: Физматлит, 2009. – 556 с.
5. **Красовский, А.А.** Системы автоматического управления летательных аппаратов / А. А. Красовский, Ю.А. Вавилов, А.И. Сучков. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1986. – 477 с.
6. **Моисеев, В.С.** Прикладная теория управления беспилотными летательными аппаратами / В.С. Моисеев. – Казань: ГБУ РЦМКО, 2013. – 768 с.
7. **Гурьянов, А.Е.** Моделирование управления квадрокоптером / А.Е. Гурьянов // Инженерный вестник. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2014. – С. 522-534.
8. **Калягин, М.Ю.** Моделирование системы управления полетом квадрокоптера в среде Simulink и Simscape Multibody / М.Ю. Калягин, Д.А. Волошин, А.С. Мазаев // Труды МАИ. Выпуск № 112. Режим доступа: <http://trudymai.ru>
9. **Лобатый, А.А.** Аналитический синтез управляющего ускорения беспилотного летательного аппарата / А.А. Лобатый, А.Ю. Бумай, С.С. Прохорович // Наука и техника. – 2021. – Том 20, № 4. – С. 338-344. DOI: 10.21122/2227-1031-2021-20-4-338-344
10. **Ким, Т.Ю.** Форсированное управление движением мобильного робота / Т.Ю. Ким, Г.А. Прокопович, А.А. Лобатый // Информатика. – 2022. – Том 19, № 3 – С. 86-100.

REFERENCES

1. Unmanned aerial vehicles. Fundamentals of device and functioning / ed. I.S. Golubeva, I.K. Turkina. – M.: MAI, 2010. – 654 p.
2. **Unmanned aerial vehicles** [Electronic resource]. – Access: http://geoportal.by/index/bespilotnye_letatelnye_apparaty/0-434/.
3. **Dmitrievsky, A.A.** External ballistics / A.A. Dmitrievsky, L.N. Lysenko. – M.: Mashinostroenie, 2005. – 608 p.
4. Modern information technologies in the tasks of navigation and guidance of unmanned maneuverable aircraft / ed. M.N. Krasilshchikova, G.G. Serebryakova. – M.: Fizmatlit, 2009. – 556 p.
5. **Krasovsky, A.A.** Systems of automatic control of aircraft / A. A. Krasovsky A. A., Yu. A. Vavilov, A. I. Suchkov. – M.: VVIA im. NOT. Zhukovsky, 1986. – 477 p.
6. **Moiseev, V.S.** Applied control theory for unmanned aerial vehicles / V.S. Moiseev. Kazan: GBU RTSMKO, 2013, 768 p.

7. Guryanov, A.E. Modeling of quadrocopter control / A.E. Guryanov // Engineering Bulletin. – M.: MSTU im. N.E. Bauman, 2014. – Pp. 522-534.

8. Kalyagin, M.Yu. Modeling the flight control system of a quadrocopter in the environment of Simulink and Simscape Multibody / M.Yu. Kalyagin, D.A. Voloshin, A.S. Mazaev // Proceedings of the MAI. Issue No. 112 <http://trudymai.ru>

9. Lobaty, A.A. Analytical synthesis of the control acceleration of an unmanned aerial vehicle / A.A. Lobaty, A.Yu. Bumai, S.S. Prokhorovich // Science and technology, 2021. – Vol. 20, no. 4. – Pp. 338-344. DOI: 10.21122/2227-1031-2021-20-4-338-344

10. Kim, T.Yu. Forced motion control of a mobile robot / T.Yu. Kim, G.A. Prokopovich, A.A. Lobaty // Informatics, 2022. – Vol. 19, no. 3. – Pp. 86-100.

LOBATY A.A., GU PENGHAO

MATHEMATICAL MODELING OF MOVEMENT OF MULTI-ROTOR TYPE AIRCRAFT

*Belarusian National Technical University
Minsk, Republic of Belarus*

The problem of determining the features and setting the problem of mathematical modeling of multirotor aircraft (LA) is considered. Differences of their mathematical models from the classical mathematical models of aircraft and single-rotor helicopter type aircraft are considered. The analysis and substantiation of the forces and moments acting on a multirotor aircraft are carried out, taking into account the peculiarities of considering the corresponding coordinate systems necessary for studying the spatial motion of the aircraft. The problem of controlling the trajectory motion of an aircraft is formulated taking into account the rotation of its structure around the center of mass. Based on the consideration of the structural diagram of one of the most common four-rotor aircraft (quadcopter), a scheme for creating control forces and moments acting on the aircraft, under the influence of which the aircraft's trajectory in space changes, is substantiated. The main mathematical dependences characterizing the kinematics of the motion of a multi-rotor aircraft are given. On the basis of the analysis carried out, a generalized block diagram of the control process for such an aircraft is substantiated and presented. To test the performance and adequacy of the mathematical model, a study was made of the movement of a quadrocopter in a vertical plane between given points in space in accordance with the law of forced control, which ensures the movement of an aircraft in space with maximum speed. The computer simulation of the obtained analytically mathematical dependences showed that this approach is applicable to the construction of mathematical models of the motion of multirotor type aircraft of various design layouts.

Keywords: *unmanned aerial vehicle, quadrocopter, mathematical model, propeller, control force.*



Лобатый Александр Александрович, доктор технических наук, профессор. Проводит исследования в области анализа и синтеза систем управления, в том числе - беспилотными летательными аппаратами. Автор и соавтор множества статей в научных журналах и конференциях, автор ряда книг и учебных пособий.

Lobaty A.A., Doctor of Science, Professor. Conducts research in the areas of analysis and synthesis of control systems including unmanned aerial vehicles. He is the author and co-author of many articles in scientific journals, conferences and books.

E-mail: lobaty@bntu.by



Гу Пэнхао, аспирант кафедры «Робототехнические системы» Белорусского национального технического университета. Проводит исследования в области анализа и синтеза систем управления применительно к беспилотным летательным аппаратам.

Gu Penghao, post-graduate student of the Department of Robotic Systems, Belarusian National Technical University. Conducts research in the field of analysis and synthesis of stochastic control systems in relation to unmanned aerial vehicles.

E-mail: rts@bntu.by