

Алгоритм директорного управления квадрокоптером с возможностью облета препятствий

А.В. Парфирьев¹, И.Н. Ищук¹, О.В. Парфирьева¹

¹Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», Старых Большевиков 54а, Воронеж, Россия, 394064

Аннотация. В статье решается задача разработки автономной системы управления полетом, позволяющей беспилотному летательному аппарату коптерного типа, – квадрокоптеру, осуществлять полёт по заданному маршруту с возможностью облета препятствий. Задача решается посредством разработки детальной математической модели квадрокоптера с четырьмя винтами, учитывающей ветровые возмущения, и алгоритма траекторного управления беспилотным летательным аппаратом. В основе математической модели лежит основной закон динамики для поступательного движения и основное уравнение динамики для вращательного движения. Алгоритм траекторного управления, направленный на поддержание требуемых линейных координат квадрокоптера на всей протяженности маршрута, разработан с использованием пропорционально-интегрально-дифференцирующего (ПИД) регулятора. Для поддержания угловых координат используется также ПИД-регулятор. Коэффициенты ПИД-регулятора рассчитываются тангенциальным методом или методом Зиглера-Никольса. Реализация алгоритма траекторного управления выполнена в среде объектно-ориентированного программирования.

1. Введение

Термин «квадрокоптер» связан с наличием у беспилотного летательного аппарата (БПЛА) четырех винтов (пропеллеров), создающих тягу, который широко используется как в гражданской, так и в военной сфере. В связи с низкой автономностью БПЛА с учетом особенностей среды и отсутствием сигнала от спутниковой навигационной системы (СНС) в задачах автоматического облета стационарных и динамических препятствий в основном используют ручной режим с радиопередатчиком. Поэтому задача разработки автономной системы управления, позволяющей удерживать квадрокоптер по спланированному маршруту полета с возможностью облета препятствий и использованием сигналов с инерциальных датчиков является актуальной.

Особый вклад в развитие данной области знаний внесли русские, китайские ученые и ученые других стран: О.Б. Лебедев, Е.А. Гасилов, А.В. Назарова, В.С. Щербаков, И.О. Шаповалов, В.В. Шадрин, П.Е. Подлипный, Н.А. Максимов, А.Н. Козуб, Д.П. Кучеров, N. Bunyamin, O. Montiel, M.A. Garcia, O. Castillo, P. Bhattacharya.

Воздушно пространство, в котором осуществляет полет квадрокоптер, из-за расширения области применения БПЛА становится более сложным. Оно может включать ряд стационарных и квазистационарных объектов, являющихся своего рода препятствием для выполнения задач

траекторного управления квадрокоптером. Также в связи со слабой помехозащищенностью канала передачи спутниковой информации, воздействием различных источников помех, рисунок 1, особенностью траектории полета БПЛА, в этой среде могут пропадать сигналы от СНС.



Рисунок 1. Классификация источников помех.

Подавляющее большинство алгоритмов планирования маршрута и систем автоматического управления, описанных в различных источниках, неплохо проработаны для использования в заранее определенной мало изменяющейся среде. Однако в неоднородной среде с многочисленными и различными по форме объектами известные алгоритмы не обеспечивают достаточной точности. Существующие системы и методы навигации, основанные на применении комплексных навигационных систем, видеонавигации, определении координат БПЛА по пеленгационным измерениям на наблюдаемый объект с известными координатами, не могут обеспечить систему автоматического управления квадрокоптером достаточными данными. Связано это с отсутствием необходимых вычислительных мощностей на борту [1–5].

Таким образом, решение и исследование указанных проблем имеет теоретическую и практическую значимость.

2. Постановка задачи

Большое количество существующих методов облета препятствий имеют ряд недостатков практического применения, связанных с медленной скоростью вычисления, относительно сложной среды функционирования квадрокоптера. Эта проблема приводит к необходимости разработки нового простого алгоритма облета препятствий на основе управления поворотом вектора скорости, имеющего возможность практического применения в режиме времени, близкому к реальному.

Для углового и траекторного управления БПЛА необходимо разработка мультирежимной системы, реализующей алгоритм отслеживания маршрута и облёта препятствий в различных режимах полёта при различных внешних возмущениях. Подобные мультирежимные системы реализуются на основе пропорционально-интегрально-дифференцирующих регуляторов (ПИД-регуляторов) и Backstepping-регуляторов, для робастного управления параметрическими неопределенными объектами по выходу.

Для решения поставленной задачи и проведения комплексного моделирования разработана детальная математическая модель квадрокоптера с учётом гироскопических моментов двигателей и винтов, возмущающего внешнего воздействия и эффекта влияния земли.

Среди возможных подходов к решению задачи разработки видеонавигационной системы в последнее десятилетие популярен алгоритм EKF-SLAM, дающий возможность расчета

координат и скорости БПЛА в неизвестной среде с использованием расширенного фильтра Калмана (ЕКФ) для одномерной локализации и отображения (SLAM). Параметры особых точек, выбираемых в качестве ориентиров, можно получить по видеоряду с помощью детекторов углов Moravec, SUSAN, Harris, FAST, функции нормированной взаимной корреляции, метода оценки параметров модели на основе случайных выборок RANSAC (Random Sample Consensus). Основным недостатком данных методов является большое время вычислений.

Рассматривая квадрокоптер, выполняющий полёт в автономном режиме или при дистанционном пилотировании в условиях неопределенности и неоднородности среды. В этих случаях информация с одного источника не может обеспечить необходимой точности навигации БПЛА. Комплексная навигационная система часто сочетает два или более двух видов навигационных систем и может использовать преимущества обеих систем и генерировать достоверную информацию для автопилота. Такие системы обычно включают инерциальный измерительный модули (ИИМ), СНС, видеонавигационную систему и т.д. Тем не менее, в рассматриваемой задаче с учётом необходимости локализации и облёта препятствий в трехмерной среде присутствуют дополнительные факторы, влияющие на точность и достоверность измеряемой информации, что не позволяет использовать готовые комплексные навигационные системы.

В настоящей работе исследуются возможности применения для решения задачи автономного полета БПЛА по заданному маршруту простейших способов регулирования, построенных на базе ПИД-регуляторов и метода на основе функций Ляпунова [6, 7, 8]. Для такого исследования необходима более подробная математическая модель движения.

3. Уточненная математическая модель квадрокоптера

Разработана детальная математическая модель квадрокоптера с учетом влияния внешнего возмущающего воздействия, эффекта влияния земли и гироскопических моментов двигателей и винтов.

На рисунке 2 представлена схема аэродинамического анализа винта при внешнем возмущающем воздействии и модель квадрокоптера в земной и связанной системе координат.

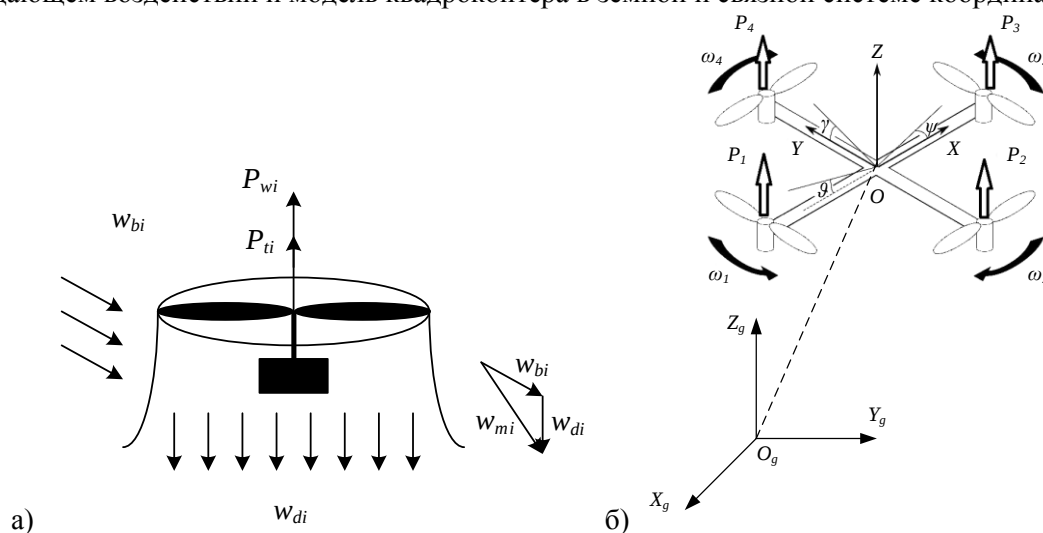


Рисунок 2. Схема аэродинамического анализа винта (а) и модель квадрокоптера в земной и связанной системе координат (б).

На рисунке 2: i – порядковый номер винта; w_{bi} – вектор возмущающего воздействия в связанной системе координат; w_{di} – вектор индуцированной скорости; w_{mi} – результирующий вектор индуцированной скорости; P_{ti} – сила тяги пропеллера; P_{wi} – сила тяги с учетом возмущающего воздействия; γ – угол крена; θ – угол тангажа; ψ – угол рыскания.

Сила тяги и индуцированная скорость винта могут быть сформулированы следующим образом:

$$\begin{aligned} P_{ti} &= c_{pi} \frac{\omega_i^2}{2} \rho S_{pi}; \\ w_{di} &= \sqrt{\frac{P_{ti}}{2\rho S_i}}, \end{aligned} \quad (1)$$

где c_{pi} – коэффициент силы тяги; ρ – плотность воздуха; S_i – площадь диска, формируемого винтом при вращении; S_{pi} – проекция площади винта. Результирующая индуцированная скорость винта равна:

$$w_{mi} = w_{di} + w_{bi}. \quad (2)$$

Сила тяги i -го винта при действии ветрового возмущения рассчитывается по формуле [9, 10]:

$$P_{w_i} = P_{ti} + P_{wi} = 2\rho S_i w_{di} w_{mi}. \quad (3)$$

При полете в приземном слое эффект влияния земли очевиден, – на диск вращения винта действует дополнительная сила тяги. Отношение силы тяги без учета эффекта влияния земли и дополнительной силы тяги, учитывающей экраный эффект представлено выражением [11]:

$$\frac{P_{gi}}{P_{ti}} = \frac{1}{1 - \left(\frac{r_i}{4h}\right)^2 \left(1 + \left(\frac{V}{w_{di}}\right)^2\right)}. \quad (4)$$

где h – высота полета; r_i – половина длины i -го пропеллера; V – скорость полета в земной нормальной системе координат.

Для расчета результирующей силы тяги квадрокоптера, воспользуемся выражением:

$$P_w = [0, 0, P_1 + P_2 + P_3 + P_4]; P_i = P_{ti} + P_{wi} + P_{gi}. \quad (5)$$

Сила сопротивления воздуха может быть рассчитана с использованием формулы динамического давления [12]:

$$\begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = 0.5\rho \begin{bmatrix} S_x \\ S_y \\ S_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_x^2 & 0 & 0 \\ 0 & w_y^2 & 0 \\ 0 & 0 & w_z^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_x \\ C_y \\ C_z \end{bmatrix}. \quad (6)$$

где $[S_x, S_y, S_z]^T$ – площадь БПЛА, подвергающаяся воздействию ветра; $[w_x, w_y, w_z]^T$ – скорость ветровых возмущений; $[C_x, C_y, C_z]^T$ – коэффициент сопротивления.

Для упрощения процесса расчета площади воздействия и коэффициента сопротивления физическая модель квадрокоптера представляется совокупностью простых геометрических объемных фигур смоделированных в системе параметрического моделирования. Площадь квадрокоптера S , рассчитывают с использованием следующего выражения:

$$\begin{bmatrix} S_x \\ S_y \\ S_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 4P_s \pi r^2 \sin \eta + S_0 \\ 4P_s \pi r^2 \cos \eta + S_0 \\ 4P_s \pi r^2 \sin \eta + S_0 \end{bmatrix}. \quad (7)$$

где P_s – коэффициент проницаемости вращающегося винта; η – угол наклона; S_0 – площадь рамы квадрокоптера, подвергающаяся воздействию ветровых возмущений.

Для вычисления коэффициентов сопротивления воздуха пользуются графиком зависимости коэффициента сопротивления воздуха от числа Рейнольдса.

Для расчета силы сопротивления воздуха и силы тяжести пользуются выражением:

$$P_f = [-f_x, -f_y, -f_z]^T; G = [0, 0, -mg]^T, \quad (8)$$

где m – масса аппарата; g – ускорение силы тяжести.

Сила тяги в земной нормальной системе координат:

$$P = [P_x, P_y, P_z]^T = \mathbf{R}P_w + P_g + P_f, \quad (9)$$

где $\mathbf{R}$ – матрица переходов; ψ, ϑ, γ – углы рыскания, тангажа и крена соответственно.

Матрица перехода $\mathbf{R}$ представлена следующим выражением:

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \cos \vartheta \cos \psi & \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma - \sin \psi \sin \gamma & \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma + \sin \psi \sin \gamma \\ \sin \psi \cos \vartheta & \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma + \cos \psi \cos \gamma & \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma - \cos \psi \sin \gamma \\ -\sin \vartheta & \cos \vartheta \sin \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma \end{bmatrix}, \quad (10)$$

Уравнение динамики движения центра масс квадрокоптера в нормальной земной системе координат представлено следующими выражениями:

$$\sigma = P_{\sigma} / m, \quad \sigma \in [x, y, z]. \quad (11)$$

Уравнения динамики углового движения аппарата в связанной системе координат с учетом симметрии и положения его центра масс в начале связанной системы координат:

$$\begin{cases} \dot{w}_x = w_y w_z \frac{(I_y - I_z)}{I_x} + \frac{M_{Rx}}{I_x}; \\ \dot{w}_y = w_x w_z \frac{(I_z - I_x)}{I_y} + \frac{M_{Ry}}{I_y}; \\ \dot{w}_z = w_x w_y \frac{(I_x - I_y)}{I_z} + \frac{M_{Rz}}{I_z}, \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} M_{Rx} = M_{qx} + M_{mx} + M_{px} + M_{wx} + M_{gx} \\ M_{Ry} = M_{qy} + M_{my} + M_{py} + M_{wy} + M_{gy} \\ M_{Rz} = M_{qz} + M_{wz} + M_{gz} \end{cases} \quad (12)$$

где w_x, w_y, w_z – проекции вектора угловой скорости аппарата на связанную систему координат; M_{Rx}, M_{Ry}, M_{Rz} – проекции результирующего момента; I_x, I_y, I_z – осевые моменты инерции аппарата; M_{qx}, M_{qy}, M_{qz} – моменты, создаваемые винтами; M_{mx}, M_{my} и M_{px}, M_{py} – гироскопические моменты двигателей и винтов; M_{wx}, M_{wy}, M_{wz} – моменты, создаваемые воздействием ветра; M_{gx}, M_{gy}, M_{gz} – моменты, создаваемые силами тяги эффекта влияния земли. Если пренебречь инерционностью винтов при изменении угловых скоростей их вращения, то указанные моменты можно выразить следующим образом

$$\begin{cases} M_{px} + M_{wx} + M_{gx} = (P_4 - P_2) \cdot l; \\ M_{qy} + M_{wy} + M_{gy} = (P_3 - P_1) \cdot l; \\ M_{pz} + M_{wz} + M_{gz} = M_1 + M_2 + M_3 + M_4; \\ M_i = m_{Pi} w_i^2, \end{cases} \quad (13)$$

$$\begin{cases} M_{mx} = I_m w_y (w_2 + w_4 - w_1 - w_3); \\ M_{my} = I_m w_x (w_1 + w_3 - w_2 - w_4), \end{cases} \quad (14)$$

$$\begin{cases} M_{px} = I_p w_y (w_2 + w_4 - w_1 - w_3); \\ M_{py} = I_p w_x (w_1 + w_3 - w_2 - w_4), \end{cases} \quad (15)$$

где l – расстояние от центра масс до оси винта, I_m и I_p – моменты инерции ротора и винта соответственно; m_{Pi} – коэффициент момента.

Углы γ, ϑ, ψ определяются через проекции угловой скорости кинематическими уравнениями Эйлера:

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = \omega_x + (\omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma) \operatorname{tg} \vartheta; \\ \dot{\vartheta} = \omega_y \cos \gamma + \omega_z \sin \gamma; \\ \dot{\psi} = (\omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma) / \cos \vartheta. \end{cases} \quad (16)$$

Задачу траекторного управления полетом аппарата нужно рассматривать как совокупность задач перемещения в очередную определенную точку маршрута или движения по заданным участкам элементарных траекторий. В такой постановке автоматическая система управления должна быть построена как система с отрицательной обратной связью, осуществляющая отслеживание заданного маршрута. В связи с этим выделяют два канала: канал управления

высотой и канал управления перемещением в горизонтальной плоскости. Стабилизация и управление по первому каналу обеспечивается изменением суммарной тяги, по второму каналу – суммарного вектора тяги, отклоненного от вертикали (горизонтальной проекции) путем изменения углов тангажа и крена при фиксированном положении угла рыскания. Изменение угловых параметров аппарата достигается путем согласованного управления скоростями вращения двигателей, дающего соответствующие различия сил тяги пропеллеров и моментов. Подсистема, обеспечивающую заданные значения угловых параметров и высоты путем изменения тяги пропеллеров, называется подсистема стабилизации, а подсистема, осуществляющая отслеживание перемещения – подсистема траекторного управления [13].

4. Алгоритм директорного управления

Алгоритмы работы подсистем стабилизации и траекторного управления предлагается рассчитывать с использованием ПИД-регуляторов [6, 7, 8].

Проекция горизонтальной силы имеют вид:

$$\begin{cases} U_x = \sum_{i=1}^4 P_i (\cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma + \sin \psi \sin \gamma) - f_x; \\ U_y = \sum_{i=1}^4 P_i (\sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma - \cos \psi \sin \gamma) - f_y. \end{cases} \quad (17)$$

Для определения углов крена и тангажа, при которых создаются заданные воздействия при известной суммарной тяге, воспользуемся выражениями:

$$\begin{cases} \gamma_d = \arcsin \frac{(U_{xd} + f_x) \sin \psi - (U_{yd} + f_y) \cos \psi}{\sum_{i=1}^4 P_i}; \\ \vartheta_d = \arcsin \frac{(U_{xd} + f_x) \cos \psi + (U_{yd} + f_y) \sin \psi}{\sum_{i=1}^4 P_i}. \end{cases} \quad (18)$$

Управляющие воздействия U_{xd} и U_{yd} , а также $U_{zd} = U_1$ можно рассчитать, рассматривая подсистему траекторного управления как систему регулирования по отклонению координат центра масс, в частности – как выходные сигналы ПИД-регулятора по отклонениям координат центра масс, от требуемых:

$$\begin{cases} U_{xd} = K_{px} (x_d - x) + K_{ix} \int (x_d - x) dt + K_{dx} \frac{\partial x}{\partial t}; \\ U_{yd} = K_{py} (y_d - y) + K_{iy} \int (y_d - y) dt + K_{dy} \frac{\partial y}{\partial t}; \\ U_{zd} = K_{pz} (z_d - z) m / \cos \vartheta \cos \gamma + K_{iz} \int (z_d - z) dt + K_{dz} \frac{\partial z}{\partial t} + f_z + mg. \end{cases}$$

5. Результаты моделирования

Для проверки работоспособности алгоритма было проведено моделирование полета аппарата, представленного материальной точкой в пространстве по заданным траекториям. На рисунке 3 показаны результаты моделирования при отслеживании траектории состоящей из участков: АВ – взлет; ВС – равномерное прямолинейное движение; CD – равномерное ускоренное прямолинейное движение; DE – равномерное движение вокруг точки (10, 30, 20) по горизонтальному кругу радиусом 10 м; EF – равномерное прямолинейное движение; FG – равномерное движение вокруг точки (-10, 20, 20) по горизонтальному кругу радиусом 20 м.; GH – посадка.

В результате расчета коэффициентов ПИД-регулятора с использованием метода Зиглера-Никольса, были получены следующие значения, представленные в таблице 1.

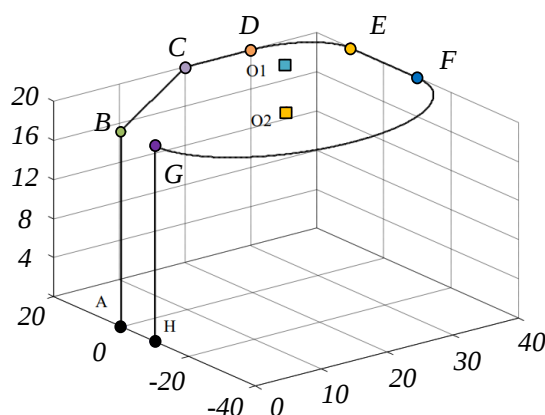


Рисунок 3. Моделирование полета аппарата по заданной траектории.

Таблица 1. Коэффициенты ПИД-регулятора.

	Пропорциональный	Интегральный	Дифференциальный
x	8,12	0,013	7,7
y	5	0,01	4,9
z	24,3	9,5	28,5
γ	2,7	5,4	10,2
ϑ	5,2	10,12	10,12
ψ	5,4	0,17	21,4

6. Заключение

Таким образом, построена детальная математическая модель квадрокоптера с учетом влияния ветровых возмущений, эффекта влияния земли и гироскопических моментов винтомоторных групп. Разработаны подсистемы стабилизации и траекторного управления полетом аппарата на основе ПИД-регулятора.

Входами подсистемы стабилизации являются сигналы, задаваемые подсистемой траекторного управления, а выходами – параметры углового движения объекта.

Алгоритм управления этой подсистемы должен генерировать сигналы, обеспечивающие создание необходимых моментов M_{Rx} , M_{Ry} , M_{Rz} при условии, что суммарная тяга винтов будет создавать необходимое перемещение по вертикали. Если не учитывать динамику и ограничения двигателей, гироскопические моменты и аэродинамические моменты несущей части квадрокоптера, то управляющие сигналы должны совпадать с моментами M_{Rx} , M_{Ry} , M_{Rz} .

7. Благодарности

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 18-08-00053 А).

8. Литература

- [1] Albers, A. Semi-autonomous flying robot for physical interaction with environment / A. Albers, S. Trautmann, T. Howard // IEEE Conference Robotics Automation and Mechatronics (RAM), 2010. – P. 441-446.
- [2] Bento, M.D.F. Unmanned aerial vehicles // Inside GNSS. – 2008. – Vol. 3(1). – P. 54-61.
- [3] Clapper, J. Unmanned systems roadmap / J. Clapper, J. Young, J. Cartwright // Office of the Secretary of Defense, 2007. – P. 2007-2032.
- [4] Неусыпин, К.А. Методы коррекции навигационных систем беспилотных летательных аппаратов / К.А. Неусыпин, А.В. Пролетарский, Ч. Ким // Автоматизация и современные технологии. – 2013. – № 2. – С. 30-34.
- [5] Микрин, Е.А. Бортовые комплексы управления космических аппаратов – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2014. – 246 с.

- [6] Голубев, А.Е. Отслеживание программного изменения угла атаки для продольной динамики ракеты класса «воздух-воздух» с помощью метода обхода интегратора // Наука и образование. – 2013. – С. 401-414.
- [7] Bouabdallah, S. Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor / S. Bouabdallah, R. Siegwart // Robotics and Automation. Proceedings of the IEEE International Conference, 2005. – P. 2247-2252.
- [8] Krstić, M. Nonlinear and adaptive control design / M. Krstić, I. Kanellakopoulos, P.V. Kokotović – N.Y.: John Wiley & Sons, 1995. – 563 p.
- [9] McCormick, B.W. Aerodynamics of V/STOL flight // Courier Corporation, 1967. – 322 p.
- [10] Munoz, L.E. Robust nonlinear real-time control strategy to stabilize a PVTOL aircraft in crosswind / L.E. Munoz, O. Santos, P. Castillo // Intelligent Robots and Systems (IROS) IEEE/RSJ International Conference, 2010. – P. 1606-1611.
- [11] Bangura, M. Nonlinear dynamic modeling for high performance control of a quadrotor / M. Bangura, R. Mahony // Australasian conference on robotics and automation, 2012. – P. 1-10.
- [12] Moyano, C.J. Quadrotor UAV for wind profile characterization // Universidad Carlos III de Madrid. Departamento de Informtica, 2013. – 86 p.
- [13] Чулин, Н.А. Планирование маршрута на основе облачно-точечной карты и улучшенного муравьиного алгоритма / Н.А. Чулин, К.К. Гэн // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2016. – № 6. – С. 80-88.

Quadcopter directorial control algorithm with the possibility of flying around obstacles

A.V. Parfiriev¹, I.N. Ishchuk¹, O.V. Parfirieva¹

¹Military Training and Scientific Center of the Air Force “Air Force Academy named after Professor N. Ye. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin”, Old Bolsheviks 54a, Voronezh, Russia, 394064

Abstract. The article solves the problem of developing an autonomous flight control system that allows an unmanned aerial vehicle of a copter type, a quadcopter, to fly along a given route with the possibility of flying around obstacles. The problem is solved by developing a detailed mathematical model of a quadcopter with four propellers, taking into account the influence of the working environment and the algorithm for trajectory control of an unmanned aerial vehicle. The mathematical model is based on the basic law of dynamics for translational motion and the basic equation of dynamics for rotational motion. The trajectory control algorithm aimed at maintaining the required linear coordinates of the quadcopter over the entire length of the route was developed using a proportional-integral-differentiating (PID) controller. A PID controller is also used to maintain angular coordinates. The coefficients of the PID controller are calculated by the tangential method or the Ziegler-Nichols method. The trajectory control algorithm is implemented in an object-oriented programming environment. The mathematical model is based on the basic law of dynamics for translational motion and the basic equation of dynamics for rotational motion.