

22. Лобова Г.Н. Основы подготовки студентов к исследовательской деятельности. – М.: Издательский центр Академии профессионального образования, 2002. – 196 с.

23. Методические материалы по организации труда начинающих исследователей. – Новосибирск: Наука, 1969. – 58 с.

24. О стратегии научных исследований в системе высшей школы // Высшее образование в России. – 2001. – № 3. – С. 41 – 45.

25. Рванова А.С. Локальная аксиоматизация в профильном обучении геометрии: учебно-методическое пособие. – Петропавловск: Изд-во СКГУ им. М. Козыбаева, 2006. – 159 с.

26. Усачева И.В., Ильямов И.И. Методика поиска научной литературы, чтения и составления обзора по теме исследования. – М., 1980. – 36 с.

Физико-математические науки

МНОГОРЕЖИМНЫЙ КОНТРОЛЛЕР СТАБИЛИЗАЦИИ ДЛЯ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ТРАЕКТОРНЫМ ДВИЖЕНИЕМ КВАДРОКОПТЕРА

Гэн Кэ Кэ, Чулин Н.А.

ФГБОУ ВПО «Московский государственный
технический университет им. Н.Э. Баумана»,
Москва, e-mail: jsgengke@126.com

В настоящее время квадрокоптеры используются достаточно широко и разнообразно, но это использование ограничено, в основном, режимами «ручного» дистанционного управления с пульта оператора. Актуальной является задача разработки системы управления, позволяющая осуществлять автономный полёт квадрокоптера по заданному маршруту.

Разные методы контроля были изучены для управления угловым положением и траекторным движением квадрокоптера. Способ управления наиболее часто используемых является PID, LQR, скользящий режим. LQR является способ управления классическая линейная, но не подходит для систем с сильной нелинейностью и сцепные характеристики[1]. Таким образом, эти контроллеры работают только лучше, когда квадрокоптер в зависший состояние. Скользящий режим является еще одним мощным средством управления [2], который является простым и надежным. Но, скользящий режим управления требует постоянного логику переключения, что приводит к болтовня явления. Метод бэкстеппинг на основе функций Ляпунова также используется для контроля quadrotor [3]. Гибридный контроллер на основе бэкстеппинг и нечеткой адаптивной PID была предпринята в ссылке[4]. Метод выбирает регулятор ПИД или бэкстеппинг, в соответствии с условиями полета квадрокоптера. А контроллер управления отслеживанием траектории для квадрокоптера на основе регулятора PD и бэкстеппинг с фильтром был предложен в качестве ссылки [5]. Нелинейный контроллер на основе нейронной сети и вывода обратной связи был изучен в ссылке [6, 7]. Онлайн предотвращения столкновений алгоритм планирования траектории на основе Пифагора годографа (PH) кривая и бэкстеппинг был представлен в ссылке[8]. В работе [9] адаптивной контроллер позиции отслеживания управления предлагается для вертикального взлета и посадки для набора ограниченных внешних возмущений.

В этой статье предлагается алгоритм управления угловым положением, траекторным движением квадрокоптера на основе многорежимного контроллера, составляющий наборов ПИД-регуляторов и бэкстеппинг-регуляторов. Алгоритм автоматически выбирает подходящий набор регулятора в соответствии с условиями полёта (высота, угловое положение, ветровые воздействия, режимы взлёта-посадки, расстояние до заданной траектории).

Математическая модель квадрокоптера

При моделировании полёта квадрокоптера, дальность и продолжительность которого весьма ограничены, можно пренебречь движением Земли, т.е. считать земные системы координат инерциальными. На начальных этапах разработки можно также считать несущую часть аппарата твёрдым телом, а ветер учитывать только как внешнее возмущение.

Сила тяги в связанной системе координат и нормальной земной системе координат:

$$\begin{cases} P_b = [P_x, P_y, P_z]^T = [0, P, 0]^T \\ P = P_1 + P_2 + P_3 + P_4 = \sum_{i=1}^4 c_{Pi} w_i^2 \\ P_g = [P_{xg}, P_{yg}, P_{zg}]^T = R \cdot P_b \end{cases} \quad (1)$$

где P – суммарная тяга; $P_i (i=1,2,3,4)$ – сила тяги i -го винта; c_{Pi} – коэффициент силы тяги; R – матрица перехода; $w_i (i=1,2,3,4)$ – скорость вращения i -го винта.

Сила сопротивления воздуха и сила тяжести:

$$f = [-f_x, -f_y, -f_z]^T; G = [0, mg, 0]^T \quad (2)$$

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

Уравнения динамики движения центра масс в нормальной земной системе координат:

$$\begin{cases} \ddot{x} = [P(-\cos \gamma \cos \psi \sin \vartheta + \sin \gamma \sin \psi) - f_x] / m \\ \ddot{y} = [P(\cos \gamma \cos \vartheta) - f_y - mg] / m \\ \ddot{z} = (P \cos \gamma \sin \psi \sin \vartheta + \sin \gamma \cos \psi - f_z) / m \end{cases} \quad (3)$$

где ψ, ϑ, γ – углы рыскания, тангажа, крена.

С учетом симметрии аппарата и считая, что центр масс расположен в начале координат связанной системы, уравнения динамики углового движения в связанной системе координат можно записать в виде

$$\begin{cases} \dot{w}_x = w_y w_z (I_y - I_z) / I_x + M_{Rx} / I_x \\ \dot{w}_y = w_x w_z (I_z - I_x) / I_y + M_{Ry} / I_y \\ \dot{w}_z = w_x w_y (I_x - I_y) / I_z + M_{Rz} / I_z \end{cases} \begin{cases} M_{Rx} = M_{qx} + M_{mx} + M_{px} \\ M_{Ry} = M_{qy} \\ M_{Rz} = M_{qz} + M_{mz} + M_{pz} \end{cases} \quad (4)$$

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_{mz} и M_{px}, M_{pz} – гироскопические моменты двигателей и винтов. Если пренебречь инерционностью винтов при изменении угловых скоростей их вращения, то указанные моменты можно выразить следующим образом:

$$\begin{cases} M_{qx} = (P_3 - P_1) \cdot l \\ M_{qy} = M_1 + M_2 + M_3 + M_4 \\ M_{qz} = (P_2 - P_4) \cdot l \\ M_i = m_{Pi} w_i^2 \end{cases} \begin{cases} M_{mx} = I_m w_z (w_1 + w_3 - w_2 - w_4) \\ M_{mz} = I_m w_x (w_2 + w_4 - w_1 - w_3) \\ M_{px} = I_p w_z (w_1 + w_3 - w_2 - w_4) \\ M_{pz} = I_p w_x (w_2 + w_4 - w_1 - w_3) \end{cases} \quad (5)$$

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

Изменения углов Эйлера определяются через проекции угловой скорости кинематическими уравнениями Эйлера:

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = w_x \cos \vartheta - w_y \sin \vartheta \\ \dot{\psi} = (w_x \sin \vartheta + w_y \cos \vartheta) / \cos \gamma \\ \dot{\vartheta} = w_z + \sin \vartheta \cdot \operatorname{tg} \gamma \cdot w_z + \cos \vartheta \cdot \operatorname{tg} \gamma \cdot w_y \end{cases} \quad (6)$$

Многорежимный контроллер

Задачу траекторного управления полётом квадрокоптера можно рассмотреть как последовательность задач перелёта в очередную заданную точку маршрута или движения по заданным участкам типовых траекторий. В этом случае система автоматического управления может быть построена как система с обратной связью, осуществляющая отслеживание заданного маршрута. При этом можно выделить канал управления высотой и канал управления движением в горизонтальной плоскости. Стабилизация и управление в вертикальном направлении обеспечивается изменением суммарной величины тяги. Горизонтальное перемещение аппарата происходит под действием горизонтальной проекции суммарного вектора тяги, отклонённого от вертикали. В рассматриваемом варианте отклонение вектора тяги происходит за счёт изменения углов тангажа и крена при фиксированном положении угла рыскания. Изменение углового положения достигается путем дифференцированного управления скоростями вращения винтов, дающего соответствующие различия их сил тяги и моментов. Подсистему, обеспечивающую необходимые значения угловых параметров и высоты за счёт изменения тяги винтов, можно назвать системой ориентации и стабилизации, а подсистему, осуществляющую отслеживание заданных траекторий – системой траекторного управления.

Структура системы управления показана на рис. 1, где цифрами обозначены: 1 – заданная траектория; 2 – корректирующие устройства (КУ) подсистемы траекторного управления и переключатель устройств; 3 – преобразователь координат; 4 – регуляторы подсистемы ориентации и стабилизации переключатель регуляторов; 5 – распределитель сигналов; 6 – ограничитель напряжения; 7 – модель винтомоторной группы; 8 – модель квадрокоптера; 9 – преобразователь режимов полета; 10 – ограничитель скорость посадки.

Алгоритмы работы подсистем стабилизации и траекторного управления предлагается рассчитывать одним из известных методов, причём предпочтительнее выбирать те, которые при сравнимом качестве являются наиболее простыми. Поэтому для каждой из подсистем произведен расчёт корректирующих устройств в виде ПИД-регуляторов и методом, известным в литературе под названием «бэкстеппинг» (англ. backstepping), после чего путём сравнения результатов выбран наиболее подходящий регулятор для каждой из подсистем.

Чтобы избежать повторов в изложении, расчёт регуляторов для каждой из подсистем показан на примере одного из методов: «бэкстеппинг» – для алгоритма стабилизации углового положения; ПИД-регуляторы – для алгоритма отслеживания траекторий.

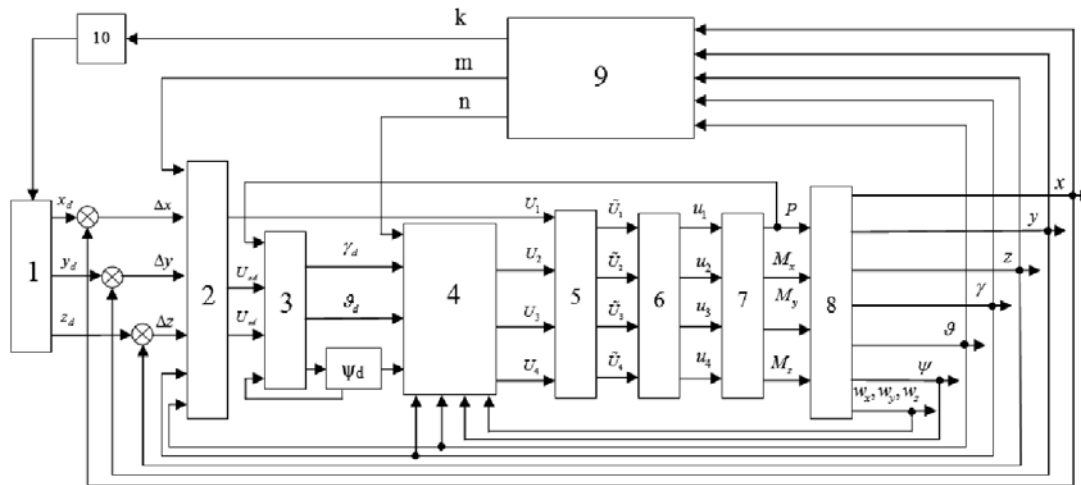


Рис. 1. Схема системы управления квадрокоптера

Преобразователи режимов полета

Известно, что чем меньше угол тангажа и крена, тем устойчиво летает квадрокоптер. В реальном случае, существуют влияния эффекта земли и ветра. Эти факторы могут привести к потере устойчивости полета квадрокоптера и отклонению от заданной траектории, даже столкновению. Алгоритм многорежимного управления, реализуемый на микроконтроллере, содержит набор ПИД-регуляторов и бэкстепинг-регуляторов может эффективно решить эти проблемы. Контроллер выбирает подходящий набор регулятора с разных коэффициентов, в соответствии с состояниями полета квадрокоптера. Выбираем угол тангажа, угол крена, высота полета, и расстояние между квадрокоптером и заданной траектории для входа переключателя многорежимного контроллера. Если квадрокоптер в режиме взлета или посадки, то есть высота полета меньше определенного порога: $z < z_T, d > d_T$ или $z < z_T, d \leq d_T$ (d – горизонтальное расстояние от целевой точки; d_T – порог посадки), эффект земли очевиден, необходимо выбираем регулятор с меньшим перерегулированием для избегания столкновения с землей и уменьшения дрожания квадрокоптера. Если квадрокоптер летает в среде с меньшим слабым ветром или слабым ветром, то есть угла

тангажа и крена меньше порога угла устойчивости: $|\vartheta| < \vartheta_T$ и $|\gamma| < \gamma_T$ необходимо выбираем регулятор с гладкой кривой для повышения устойчивости полета квадрокоптера. Если квадрокоптер летает в среде с умеренным ветром или расстояние между квадрокоптером и заданной траектории больше порога сближения, то есть угла тангажа, крена больше порога угла устойчивости: $|\vartheta| > \vartheta_T$, $|\gamma| > \gamma_T$ или $l > l_T$ необходимо выбираем регулятор с коротким времени регулирования для повышения скорости корректирования своеотношения полета квадрокоптера. Если квадрокоптер летает в среде с скверной погодой или появляется отказ оборудования в процессе выполнения задачи полета, то есть угла тангажа или крена больше порога угла безопасности: $|\vartheta| > \vartheta_{\max}$ или $|\gamma| > \gamma_{\max}$, то необходимо прервать задачу и возвращается к базе.

Множество режимов полета:

$$Q = \{q_1, q_2, q_3, q_4, q_5, q_6\},$$

где q_1 – взлет; q_2 – посадка; q_3 – полета в среде с меньшим слабым ветром или слабым ветром со скоростью меньше 5.4 m/s ; q_4 – полетав среде с умеренным ветром со скоростью меньше $5.4 \text{ m/s} - 7.9 \text{ m/s}$; q_5 – режим быстрой регулировки отклонения; q_6 – режим защита.

Множество дискретных событий:

$$\Sigma = \left\{ w_{12}, w_{13}, w_{14}, w_{15}, w_{16}, w_{21}, w_{23}, w_{24}, w_{25}, w_{26}, w_{31}, w_{32}, \dots \right\}$$

где w_{mn} – дискретное событие переключения из режима m в режим n .

Схема перехода режимов показана на рис. 2.

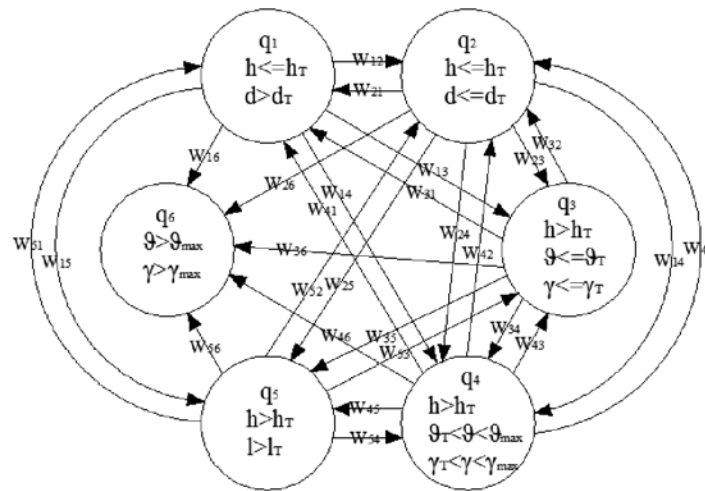


Рис. 2. Диаграмма преобразования режима

Алгоритмы стабилизации углового положения

Входами подсистемы ориентации и стабилизации углового положения являются задаваемые подсистемой траекторного управления сигналы $\gamma_d, \psi_d, \theta_d$, а выходами – параметры углового движения объекта. Управляющий алгоритм этой подсистемы должен формировать управляющие сигналы U_2, U_3, U_4 , обеспечивающие создание необходимых моментов M_{Rx}, M_{Ry}, M_{Rz} , при условии, что суммарная тяга винтов будет соответствовать необходимой для вертикального движения. Если пренебречь динамикой и ограничениями двигателей, гироскопическими моментами и аэродинамическими моментами несущей части аппарата, то сигналы U_2, U_3, U_4 должны быть с точностью до коэффициента равными моментам M_{Rx}, M_{Ry}, M_{Rz} . Поэтому моделью объекта для алгоритма стабилизации являются уравнения (5) при $M_{Rx} = U_2, M_{Ry} = U_3, M_{Rz} = U_4$.

Суть метода «бэкстеппинг» состоит в представлении сложной системы в виде цепочки вложенных подсистем, для каждой из которых формируются вспомогательные управляющие сигналы и составляются зависящие от этих сигналов функции Ляпунова. Выполнение критериев устойчивости по Ляпунову при последовательном выборе этих сигналов для каждой подсистемы обеспечивает устойчивость системы в целом. Процедура имеет характер пошагового обхода интеграторов обратными связями, откуда – название «integrator backstepping», или кратко – бэкстеппинг (англ. backstepping). В определённых частных случаях процедура становится регулярной и достаточно простой. Для углового движения летательного аппарата такой случай возможен при малых углах тан-

гажа и крена, когда производные углов γ, ψ, θ можно считать равными соответствующим угловым скоростям. Тогда уравнения углового движения (5) можно приближённо представить в виде трёх подсистем

$$\begin{cases} S_1 = \begin{cases} \dot{\gamma} = w_x \\ \dot{w}_x = w_y w_z (I_y - I_z) / I_x + M_{Rx} / I_x \end{cases} \\ S_2 = \begin{cases} \dot{\psi} = w_y \\ \dot{w}_y = w_x w_z (I_z - I_x) / I_y + M_{Ry} / I_y \end{cases} \\ S_3 = \begin{cases} \dot{\theta} = w_z \\ \dot{w}_z = w_x w_y (I_x - I_y) / I_z + M_{Rz} / I_z \end{cases} \end{cases} \quad (7)$$

Следуя приведённому в алгоритму, введём для подсистемы S_1 вспомогательный управляющий сигнал $z_1 = \gamma_d - \gamma$ и соответствующую функцию Ляпунова $V_1(z_1) = z_1^2 / 2$, производная которой $\dot{V}_1(z_1) = z_1 \dot{z}_1 = z_1 (\dot{\gamma}_d - \dot{\gamma})$. Второй вспомогательный управляющий сигнал сформируем в виде $z_2 = w_x - \dot{\gamma}_d - k_1 z_1$ с соответствующей функцией Ляпунова $V_2(z_1, z_2) = (z_1^2 + z_2^2) / 2$, производная которой $\dot{V}_2(z_1, z_2) = z_1 (\dot{\gamma}_d - \dot{w}_x) + z_2 (\dot{w}_x - \ddot{\gamma}_d - k_1 \dot{z}_1)$. Принимая для системы стабилизации $\dot{\gamma}_d = \ddot{\gamma}_d = 0$, получаем

$$\dot{V}_2(z_1, z_2) = z_2 \dot{w}_x + (k_1^2 - 1) z_1 z_2 - k_1 z_1^2 + k_2 z_2^2.$$

Чтобы подсистема была устойчива, то есть, чтобы $\dot{V}_2(z_1, z_2) \leq 0$, причём $\dot{V}_2(z_1, z_2) = 0$ только когда $z = z_2 = 0$, примем

$$\dot{V}_2(z_1, z_2) = -k_1 z_1^2 - k_2 z_2^2, k_1 > 0, k_2 > 0. \quad (8)$$

Тогда управляющий сигнал будет иметь вид:

$$U_2 = -I_x \left[w_y w_z (I_y - I_x) / I_x + (k_1 k_2 - 1) \gamma_d + (k_1 k_2 + 1) \gamma + (k_1 + k_2) w_x \right]. \quad (9)$$

Функция Ляпунова

$$V_3(z_1) = V_2(z_1, z_2) = [z_1^2 + (w_x - \dot{\gamma}_d - k_1 z_1)^2] / 2 \geq 0,$$

а её производная $\dot{V}_3(z_1) = \dot{V}_2(z_1, z_2) = -k_1 z_1^2 - k_2 (w_x - \dot{\gamma}_d - k_1 z_1)^2 \leq 0$, то есть замкнутая подсистема – устойчива.

Аналогичным образом можно получить другие управляющие сигналы:

$$\begin{aligned} U_3 &= -I_y \left[w_x w_z (I_x - I_y) / I_y + (k_3 k_4 - 1) \psi_d + (k_3 k_4 + 1) \psi + (k_3 + k_4) w_y \right] \\ U_4 &= -I_z \left[w_x w_y (I_y - I_x) / I_z + (k_5 k_6 - 1) \vartheta_d + (k_5 k_6 + 1) \vartheta + (k_5 + k_6) w_z \right] \end{aligned} \quad (10)$$

Алгоритмы траекторного управления

Проекция горизонтальной силы без учёта сопротивления несущей части аппарата согласно уравнениям динамики имеют вид:

$$U_x = P(-\cos \gamma \cos \psi \sin \vartheta + \sin \gamma \sin \psi); U_z = P(\cos \gamma \sin \psi \sin \vartheta + \sin \gamma \cos \psi), \quad (11)$$

откуда можно определить углы крена и тангажа, при которых создаются требуемые воздействия при известной суммарной тяге P :

$$\gamma_d = \arcsin[(U_{zd} \cos \psi_d + U_{xd} \sin \psi_d) / P]; \vartheta_d = \arccos[(U_{zd} \sin \psi_d - U_{xd} \cos \psi_d) / P]. \quad (12)$$

Необходимо обратить внимание, что такой подход к траекторному управлению предъявляет очень высокие требования к быстродействию и точности подсистемы ориентации и стабилизации, что вызывает необходимость в более глубоком исследовании, выходящем за рамки настоящей статьи. Здесь будем считать результат удовлетворительным, если он подтверждается моделированием.

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

$$\begin{cases} U_{xd} = K_{px}(x_d - x) + K_{ix} \int (x_d - x) dt + K_{dx}(\dot{x}_d - \dot{x}) \\ U_{yd} = K_{py}(y_d - y) / \cos \gamma \cos \vartheta + K_{iy} \int (y_d - y) dt + K_{dy}(\dot{y}_d - \dot{y}) + mg \\ U_{zd} = K_{pz}(z_d - z) + K_{iz} \int (z_d - z) dt + K_{dz}(\dot{z}_d - \dot{z}) \end{cases} \quad (13)$$

Результаты моделирования

Работоспособность алгоритма проверялась моделированием реакций на ступенчатые воздействия и полёта по заданным траекториям. Схема моделирования в среде Matlab Simulink показана на рис. 3.

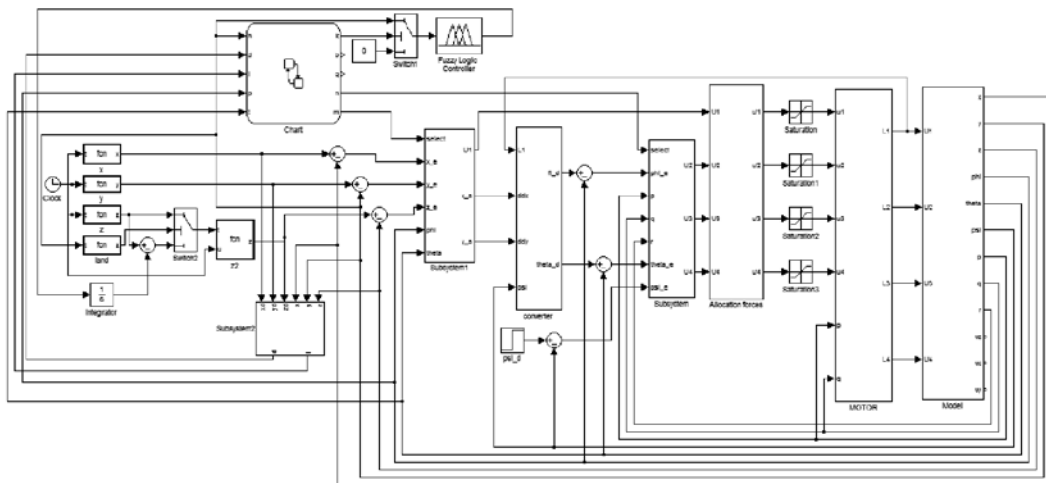


Рис. 3. Схема моделирования системы управления

На рис. 4 показывается реакции на ступенчатое воздействие трех видов регуляторов (здесь только рассмотрим каналы x и γ): ПИД1 и БЭК1 – прочные ПИД и бэкстеппинг регуляторы; ПИД2 и БЭК2 – ПИД и бэкстеппинг

регуляторы с гладкой кривой и меньше перерегулированием; ПИД3 и БЭК3 – ПИД и бэкстеппинг регуляторы с коротком время реакции.

В таблице показаны соответствия режимов полета квадрокоптера и выборов регуляторов.

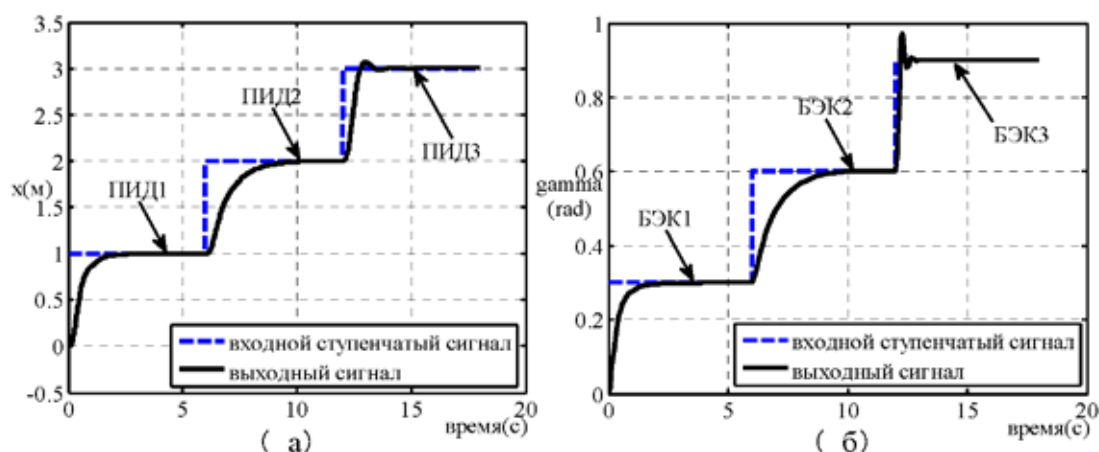


Рис. 4. Реакции на ступенчатое воздействие:
а – пид-регулятор; б – бэкстеппинг-регулятор

Соответствия режимов полета и регуляторов

Режимы полета	q_1	q_2	q_3	q_4	q_5	q_6
Пид-регуляторов	ПИД1	ПИД1	ПИД2	ПИД1	ПИД3	ПИД3
Бэкстеппинг регуляторов	БЭК1	<БЭК1	БЭК2	БЭК1	БЭК3	БЭК3

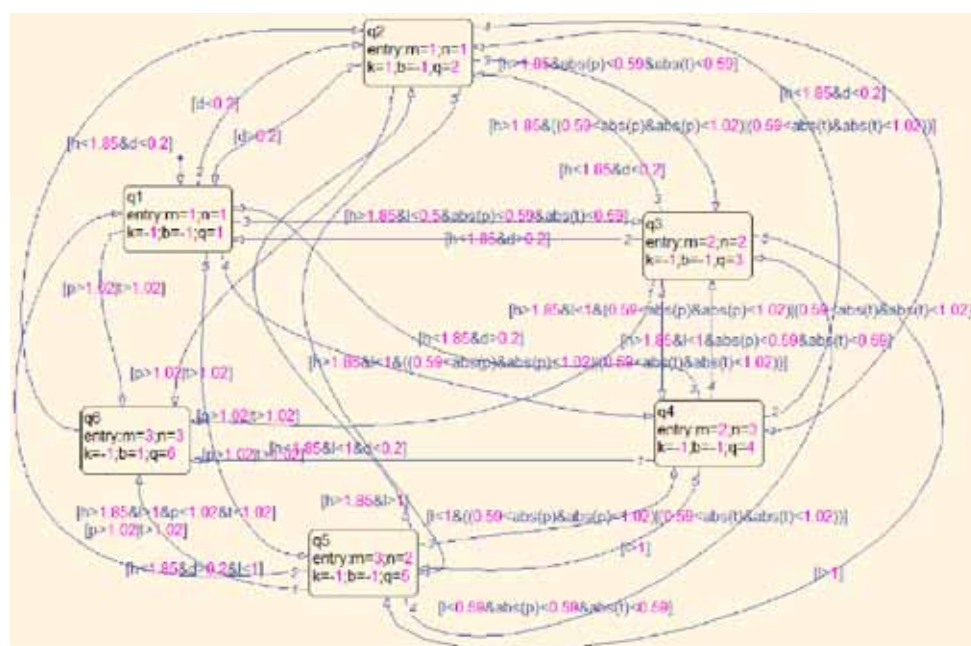


Рис. 5. Преобразование режимов полета

Рис. 5. показывает преобразование режимов полета квадрокоптера и условия преобразований в модули состояние потока (stateflow) Matlab.

На рис. 6 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 (5,10,15) по горизонтальному кругу радиусом 5 м; EF – равномерное прямолинейное движение; FG – равномерное движение вокруг точки (-5,10,10)

по горизонтальному кругу радиусом 10 м.; GH – посадка. Результаты в целом удовлетворительны, хотя видны возможности улучшения: устранение перерегулирования по высоте и ускорение процессов.

На рис. 7 показаны сравнения изменений угловых положений (γ, θ) многорежимного контроллера и стандартного контроллера, созданного из прочных регуляторов. В соответствии с результатами квадрокоптер летит более устойчиво под управлением многорежимного контроллера.

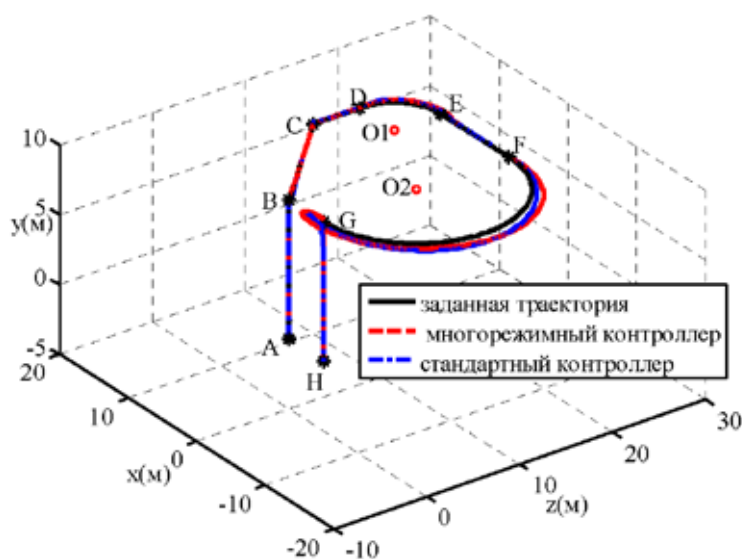


Рис. 6. Отслеживание траектории

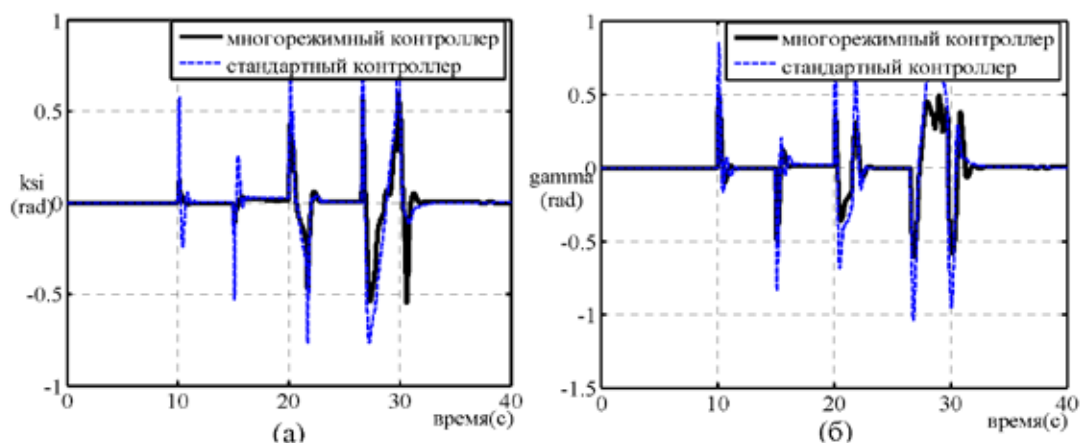


Рис. 7. Изменения углового положения:
а – θ ; б – γ

Выводы

Разработана математическая модель квадрокоптера как объекта управления. Представлена разработка алгоритма управления, который позволяет стабилизировать высоту, угловое положение и координаты полета квадрокоптера и отслеживать заданную траекторию. Разработка многорежимного контроллера, позволяющего работать квадрокоптер в разных режимах. Результаты моделирования показывают работоспособность алгоритма и возможность его реализации.

Список литературы

1. Santos O., Romero H., Salazar S., et al. Real-time stabilization of a quadrotor uav: Nonlinear optimal and suboptimal control[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2013, 70(1-4): 79-91.
2. Li T., Zhang Y., Gordon B.W. Passive and active nonlinear fault-tolerant control of a quadrotor unmanned aerial vehicle based on the sliding mode control technique[J]. Proceedings of

the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering, 2013, 227(1): 12-23.

3. Zemaiche Meguenni K., Tahar M., Benhadria M. Integral backstepping controller for an autonomous helicopter[J]. Int Rev Aerosp Eng (IREASE), 2010, 3(5): 257-267.

4. Gao Q., Yue F., Hu D. Research of stability augmentation hybrid controller for quadrotor UAV[C]//Control and Decision Conference (2014 CCDC), The 26th Chinese. IEEE, 2014: 5224-5229.

5. Gong X., Bai Y., Peng C., et al. Trajectory tracking control of a quad-rotor UAV based on command filtered backstepping[C]//Intelligent Control and Information Processing (ICICIP), 2012 Third International Conference on. IEEE, 2012: 179-184.

6. Dierks T., Jagannathan S. Output feedback control of a quadrotor UAV using neural networks[J]. Neural Networks, IEEE Transactions on, 2010, 21(1): 50-66.

7. Xian B., Diao C., Zhao B., et al. Nonlinear robust output feedback tracking control of a quadrotor UAV using quaternion representation[J]. Nonlinear Dynamics, 2015, 79(4): 2735-2752.

8. Yi Z., Xiuxia Y., Hewei Z., et al. Tracking control for UAV trajectory[C] // Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC), 2014 IEEE Chinese. IEEE, 2014: 1889-1894.

9. Roberts A., Tayebi A. Adaptive position tracking of VTOL UAVs[J]. Robotics, IEEE Transactions on, 2011, 27(1): 129-142.

**«Проблемы международной интеграции национальных образовательных стандартов»,
Франция (Париж), 20–27 декабря 2015 г.**

Педагогические науки**ОРГАНИЗАЦИЯ ДОСУГА ТРУДНЫХ ПОДРОСТКОВ**

Гарифуллина З.Ф.

*Стерлитамакский филиал Башкирского
государственного университета, Стерлитамак,
e-mail: sabekiya_rb@mail.ru*

Российские подростки, равно как и их зарубежные сверстники, имеют «шанс» обрести ярлык «трудновоспитуемые» в силу одинаковой причины – отсутствие целенаправленно осуществляемой деятельности по организации досуга детей: личное пространство ребенок стремится заполнить самостоятельно – просмотром интернет-ресурсов и телевизионных передач развлекательного характера, фильмами боевиков, детских «мыльных опер», компьютерными играми и т.п. Тем не менее, современные средства воспитания детей в большинстве своем стимулируют психологические механизмы агрессивности, индивидуализма, праздности и гедонизма: «Интересно, какой выбор сделал бы современный ребенок, во всех компьютерных играх отождествляющий себя с тем, кто сильнее, агрессивнее, безжалостнее?» [1]. Ребенок, в силу возраста, с недостаточно развитыми морально-психологическими, волевыми качествами, предоставленный самому себе, укореняется в своем нежелании трудиться, принуждая себя к исполнению норм и обязанностей, считая груз ответственности перед своей судьбой и обществом неоправданно тяжелым и, соответственно, излишним.

Таким образом, необходимо приучать ребенка к существованию в общественной системе связей и отношений, предполагающей ограничение некоторой степени свободы человека для достижения индивидуальных и коллективных целей развития. Расширение системы детских организаций и общественных объединений, базирующихся на общенациональной идее, послужит фактором снижения остроты проблемы трудных подростков, если досуг их будет организован на социально-нравственных началах.

Список литературы

1. Аскарлова Г.Б., Сабекия Р.Б. Роль искусства в формировании духовности личности // Современные проблемы науки и образования. – 2014. – № 6; URL: <http://www.science-education.ru/120-16968> (дата обращения: 20.01.2015).

**ТОЛЕРАНТНОСТЬ КАК КЛЮЧЕВАЯ
ОБЩЕКУЛЬТУРНАЯ КОМПЕТЕНЦИЯ
БУДУЩИХ ИНЖЕНЕРОВ
В ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ СТАНДАРТАХ
РОССИИ И ЗАРУБЕЖНЫХ СТРАН**

Муртазина Э.И.

*Казанский национальный исследовательский
технологический университет, Казань,
e-mail: elina_mur@list.ru*

Идеи мультикультурализма и толерантности находят отражение в стандартах высшего образования во всех странах. Согласно Вашингтонскому соглашению, (стандарт инженерного образования в университетах и колледжах стран-участниц – Австралии, Великобритании,