

Научная статья
УДК 62-5
doi: 10.17223/7783494/2/3

Реконфигурируемые алгоритмы управления в задачах стабилизации безопасного движения БПЛА

Михаил Викторович Окунский¹, Станислав Викторович Шидловский²

^{1,2} *Национальный исследовательский Томский государственный университет, Томск, Россия*

¹ *mvokunsky@gmail.com; ORCID: 0000-0001-7037-4428*

² *shidlovskysv@mail.ru; ORCID: 0000-0002-7541-9637*

Аннотация. Рассматривается структурная модель квадрокоптера как объект управления с различными регуляторами. Показано преимущество регуляторов с перестраиваемой структурой перед классическими регуляторами, построенными на типовых законах управления. При моделировании используются дополнительные координатные и параметрические возмущения на систему и фиксируется реакция регуляторов на данные воздействия.

Ключевые слова: нелинейный закон, ПИД-закон, БПЛА, квадрокоптер, закон управления, скользящий режим

Благодарности: исследование выполнено при поддержке гранта РФФИ 19-29-06078 мк.

Для цитирования: Окунский М.В., Шидловский С.В. Реконфигурируемые алгоритмы управления в задачах стабилизации безопасного движения БПЛА // Технологии безопасности жизнедеятельности. 2023. № 2. С. 34–45. doi: 10.17223/7783494/2/3

Original article
doi: 10.17223/7783494/2/3

Reconfigurable control algorithms for stabilizing safe UAV movement

Mikhail V. Okunsky¹, Stanislav V. Shidlovskiy²

^{1,2} *National Research Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation*

¹ *mvokunsky@gmail.com; ORCID: 0000-0001-7037-4428*

² *shidlovskysv@mail.ru; ORCID: 0000-0002-7541-9637*

Abstract. Unmanned aerial vehicles means a vehicle without a crew on board. Multirotor type aircraft are part of the UAV variety. To date, there are a huge number of implementations of aircraft, in view of the widespread development of technologies and the reduction in the cost of components that make up the UAV. The versatility of UAVs allows them to be used to solve a wide variety of tasks: geodetic surveys, drawing up cadastral plans, monitoring transport infrastructure, energy facilities and pipelines, determining the volume of mine workings and dumps, accounting for the movement of bulk cargo, creating maps and terrain plans, rescue, reconnaissance and military operations, forest fire detection, aerial photography, etc. The absence of a person on board makes it possible to remove restrictions on the use of UAVs in conditions dangerous to the life and health of the crew. Due to the active development of this technology, the use of UAVs in civilian and other tasks is constantly growing, which causes a natural need for the safe operation of UAVs. In particular, safe flight in normal operating modes and in critical operating modes. One of the ways to solve this problem is the use of specialized control algorithms. In this paper, we consider algorithms with a reconfigurable structure that allow you to enter such an operating mode when any disturbances from the outside are not perceived by the system within certain limits. The problem is to choose such a control algorithm where the output value of the plant would coincide with the reference value in some acceptable limits when external coordinate and parametric disturbances change. The relationship between the input and output of the object becomes ambiguous and indefinite, which greatly complicates the solution of the problem. The paper presents the implementation of PID and reconfigurable structure controllers in the MATLAB software package. The features of the quadcopter dynamics and the response of the control system to coordinate and parametric disturbances are taken into account at the stages of modeling. The object of study in this work is the height controller. As a result, graphs of the change in the current height relative to the specified height are given, thereby forming a control error, which is processed by the controller. The graphs show the control signals generated by various controllers. The analysis shows the immunity of controllers with a variable structural to various kinds of external disturbances. Indicators of the quality of management were calculated according to the second integral criterion.

Keywords: reconfigurable system, PID control, UAV, quadcopter, super-twisting mode, sliding mode

Acknowledgments: The study was supported by the Russian Foundation for Basic Research, project No. 19-29-06078 мк.

For citation: Okunsky, M.V. & Shidlovskiy, S.V. (2023) Reconfigurable control algorithms for stabilizing safe UAV movement. *Tekhnologii bezopasnosti zhiznedeятel'nosti – Life Safety / Security Technologies*. 2. pp. 34–45. doi: 10.17223/7783494/2/3 (In Russian).

Введение

Одной из наиболее перспективных и активно развивающихся междисциплинарных областей, находящихся на стыке математических, инженерных и компьютерных наук, является область, связанная с проектированием и разработкой беспилотных транспортных средств различного типа и назначения, в частности – беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Среди последних широкое распространение получили аппараты вертикального взлета и посадки, выполненные по мультироторной схеме. Такие БПЛА представляют собой унифицированные платформы, которые оборудованы необходимыми датчиками, органами управления, бортовыми вычислителями (полетными контроллерами), а также встроенным программным обеспечением, которое используется для автоматизации отдельных режимов полета и маневров (взлет, посадка, осуществление полета в пространстве, изменение угла рыскания и т.д.) [1]. Развитие сферы беспилотных технологий позволяет использовать летательные аппараты в повседневных задачах, что ведет к возникновению потребности в безопасном эксплуатации БПЛА. Зачастую главным требованием безопасного полета является использование таких алгоритмов управления, которые бы обеспечивали стабильный полет как в штатных режимах управления, так и в критических режимах пилотирования аппаратом. К критическим режимам пилотирования относятся такие условия для полета, которые обусловлены наличием порывистого ветра, турбулентных потоков и других внешних возмущающих воздействий, оказывающих негативное влияние на БПЛА в воздухе. Регуляторы, которые построены на базе классических законов управления, испытывают сложности по формированию компенсирующих управляющих воздействий для критических режимов пилотирования аппаратом [2], в связи с чем требуют более точной настройки регулятора или наиболее полной модели объекта управления. Нелинейные законы управления, в свою очередь, позволяют нивелировать недостатки классических законов путем переключения по различным структурам, тем самым достигая меньшего времени по компенсации внешних возмущений [3].

Под беспилотными летательными аппаратами подразумевается аппарат без экипажа на борту. Летательные аппараты мультироторного типа являются частью разновидности БПЛА. На сегодняшний день существует огромное множество реализаций летательных аппаратов ввиду повсеместного развития технологий и удешевления комплектующих, из которых состоят БПЛА [4]. Универсальность БПЛА позволяет применять их для решения самых разно-

образных задач: геодезические изыскания, составление кадастровых планов, мониторинг транспортной инфраструктуры, объектов энергетики и трубопроводов, определение объемов горных выработок и отходов, учет движения сыпучих грузов, создание карт и планов местности, спасательные, разведывательные и военные операции, обнаружение лесных пожаров, аэрофотосъемки и т.п. Отсутствие человека на борту позволяет снять ограничения использования БПЛА в условиях, опасных для жизни и здоровья экипажа [5].

Управление полетом БПЛА, состоящего из базового набора комплектующих, осуществляется в полуавтоматическом режиме по командам оператора с использованием навигации по опорным точкам или в дистанционном режиме с помощью пульта управления. Наряду с этим существенно возрастает роль программного управления БПЛА на базе интеллектуальных автопилотов. Это связано с мировой тенденцией увеличения уровня автономности БПЛА при решении поставленных целевых задач, таких как планирование и автоматическое управление полетом по заданной траектории. Базовое бортовое программное обеспечение обычно допускает возможность интеграции сторонних модулей по открытым протоколам и программным интерфейсам, и эта возможность активно используется исследователями для расширения возможностей полета [6].

Мультикоптером (мультиротором) называется летательный аппарат, построенный по вертолетной схеме с двумя и более несущими винтами [7]. Различаются мультикоптеры по количеству моторов (или по количеству несущих винтов) и по виду реализации схемы расположения моторов. Моторы соединяются с основным корпусом аппарата с помощью лучей и закрепляются на их концах для обеспечения свободного хода пропеллеров беспилотника. Основная часть корпуса называется базой, и на ней располагается вся аппаратура, необходимая для полета. В нее входят: полетный контроллер, регуляторы скорости оборотов моторов, датчики инерциальной навигации, радиоаппаратура и другие дополнительные модули [6]. Принцип удержания аппарата в воздухе и изменения его координат в пространстве основывается на базовых физических свойствах и распространяется на все виды сборок без существенных изменений. Принцип управления мультикоптером не меняется с точки зрения количества моторов, расположенных на базе БПЛА, поэтому для удобства рассмотрим схему квадрокоптера как одну из разновидностей мультироторных БПЛА. У квадрокоптера есть шесть степеней свободы, т.е. он может перемещаться поступательно и вращательно относительно каждой из трех осей [7]. На рис. 1 изображена связанная система координат для определения положения аппарата в пространстве.

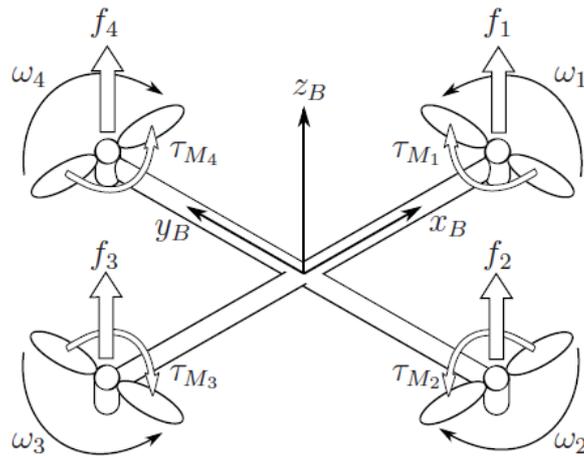


Рис. 1. Подвижная система координат для определения положения квадрокоптера

Fig. 1. Moving coordinate system for determining the position of the quadcopter

Ориентацию летательного аппарата в пространстве задают углы Эйлера: угол тангажа θ , крена φ и рысканья ψ , а положение – координаты x , y , z .

При вращении моторов создается сила, компенсирующая силу тяжести, что позволяет удерживать аппарат в воздухе. Для предотвращения вращательного момента моторы попарно вращаются в противоположные стороны. При изменении скорости вращения пар двигателей происходит смещение квадрокоптера в пространстве. Рассмотрим эти движения более детально [8].

Скорость вращения моторов, при которой летательный аппарат преодолевает силу тяжести и парит в воздухе, обозначим ω_h . Тогда движение квадрокоптера осуществляется за счет изменения скорости вращения винтов следующим образом (см. рис. 1):

– движение по оси z_b (газ) происходит при одновременном увеличении (уменьшении) скорости вращения всех четырех моторов;

– движение по оси x_b (тангаж) осуществляется за счет изменения скоростей вращения первого ω_1 и третьего ω_3 моторов. Если $\omega_3 > \omega_h$ и $\omega_1 < \omega_h$, а $\omega_2 = \omega_4 = \omega_h$, то движение происходит вдоль оси x_b (в положительном направлении), в противном случае, когда $\omega_1 > \omega_h$ и $\omega_3 < \omega_h$ квадрокоптер движется в противоположную сторону.

– движение по оси y_b (крен) осуществляется за счет изменения скоростей вращения второго ω_2 и четвертого ω_4 моторов. Если $\omega_2 > \omega_h$ и $\omega_4 < \omega_h$, а $\omega_1 = \omega_3 = \omega_h$, то движение происходит вдоль оси y_b (в положительном направлении), в противном случае, когда $\omega_2 < \omega_h$ и $\omega_4 > \omega_h$, квадрокоптер движется в противоположную сторону.

– движение вокруг оси z_b (рыскание) осуществляется за счет изменения скоростей вращения моторов, расположенных на одной диагонали. Если $\omega_2 = \omega_4 > \omega_h$ и $\omega_1 = \omega_3 < \omega_h$, то происходит движение вокруг оси z_b по

часовой стрелке, в противном случае, когда $\omega_2 = \omega_4 < \omega_h$ и $\omega_1 = \omega_3 > \omega_h$, квадрокоптер движется против часовой стрелки [9].

Цель работы и современное состояние вопроса

Пропорционально-интегриродифференциальный (ПИД) закон – это самое распространенное решение для задач автоматического управления в различных сферах деятельности. ПИД-закон прост в реализации и обладает широким полем для настройки регулятора. Недостатком данного решения является некоторая задержка во времени при формировании управляющих сигналов. В случае когда управление БПЛА производится в штатном режиме, то данная задержка не существенна для стабильного полета, при этом для критических режимов полета такое время запаздывания может привести к аварии летательного аппарата. В связи с этим при анализе литературы выявилась тенденция по усовершенствованию ПИД-регулятора для применения в беспилотных аппаратах или использование принципиально других законов управления. В [10] рассмотрена возможность синтеза системы управления на базе адаптивных ПИД-регуляторов. Целью данной работы является оптимизация переходного процесса и в результате повышение устойчивости беспилотного летательного аппарата.

Помимо ПИД-регулирования, также набирает популярность использование нейросетевых регуляторов. В статье [11] анализируются вопросы математического моделирования динамики квадрокоптера, по результатам анализа строится нейросетевой регулятор. Плюсом данного регулятора является его возможность адекватно реагировать на аэродинамические эффекты, которые весьма трудно полно описать математически. Однако качество данного типа регуляторов сильно зависит от обучающих данных.

Примененный в [12] метод основывается на линеаризации уравнений обратной связью с применением полиномов Баттерворта. Полученная система позволяет перемещать аппарат в заданную точку и поворачивать его на заданный угол вокруг вертикальной оси.

Стоит отметить обширное использование линейно-квадратичных регуляторов (LQR) в основном для решения задач стабилизации БПЛА. В статье [13] используется Parrot Rolling Spider в качестве объекта управления и представляется его математическое моделирование с последующим управлением высотой полета беспилотника с использованием LQR-регуляторов. Также в статье [14] ставится задача управления положением БПЛА с использованием LQR-контроллеров, и результаты представлены на основе имитационного моделирования в MATLAB. В статье [15] проводится анализ различных законов регулирования, а именно: ПИД-закона, LQR-регулятора и их объединение в замкнутой цепи регулирования.

Помимо линейных законов регулирования, стоит рассмотреть некоторые разновидности нелинейных законов регулирования. Использование нелинейности в управлении позволяет избежать границы неопределенности от возмущающих воздействий и пренебречь точным моделированием системы. Например, в статье [16] используется контроллер, работающий в скользящем режиме (SMC), который показывает улучшенные характеристики по сравнению с пропорционально-дифференциальным регулированием (ПД-регулятор) в сильно ветреных условиях. В работе [17], которая полностью посвящена «скользящему» режиму управления, продемонстрированы способы создания такого режима работы системы, его плюсы и минусы и в том числе условия физической реализуемости такого вида управления. Данная работа является идейным продолжением работ С.В. Емельянова, С.К. Коровина и В.И. Уткина [18], которые впервые предложили использовать такие нелинейные структуры для управления автоматическими системами. В дальнейшем данный вид управления будет являться объектом исследования для построения алгоритмов с переменной структурой. Целью данной работы является построение модели беспилотного аппарата, работающего на базе регулятора с переменной структурой, и сравнение его характеристик относительно регулятора, построенного по классической реализации ПИД.

Материалы и методы исследования

А. Математическое моделирование динамики движения квадрокоптера

Математическая модель определяется с помощью следующих введённых обозначений:

$$s = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}; r = \begin{pmatrix} \varphi \\ \theta \\ \psi \end{pmatrix}; q = \begin{pmatrix} s \\ r \end{pmatrix}, \quad (1)$$

где s – вектор положения центра масс квадрокоптера в неподвижной системе координат с координатами x, y, z ; r – вектор положения центра масс квадрокоптера для оценки значений углов Эйлера (угол тангажа θ , крена φ и рыскания ψ); q – вектор, содержащий в себе конкатенацию векторов s и r .

Центр масс связанной системы координат также является центром масс квадрокоптера, тогда [19]

$$V = \begin{pmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{pmatrix}; \omega = \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix}, \quad (2)$$

где V – линейные скорости в заданной системе; ω – угловые скорости в заданной системе. Для перехода из связанной системы в абсолютную необходимо воспользоваться матрицей перехода, выраженной в (3):

$$R = \begin{pmatrix} \cos(\psi)\cos(\theta) & \cos(\psi)\sin(\theta)\sin(\varphi) - \sin(\psi)\cos(\theta) & \cos(\psi)\sin(\theta)\sin(\varphi) + \sin(\psi)\sin(\theta) \\ \sin(\psi)\cos(\theta) & \sin(\psi)\sin(\theta)\sin(\varphi) + \cos(\psi)\cos(\theta) & \sin(\psi)\sin(\theta)\cos(\varphi) + \cos(\psi)\sin(\varphi) \\ -\sin(\theta) & \cos(\theta)\sin(\varphi) & \cos(\theta)\cos(\varphi) \end{pmatrix}. \quad (3)$$

Выражение для преобразования угловых скоростей из абсолютной системы координат в связанную с квадрокоптером представлено в (4):

$$W = \begin{pmatrix} 1 & \sin(\varphi)\operatorname{tg}(\theta) & \cos(\varphi)\operatorname{tg}(\theta) \\ 0 & \cos(\varphi) & -\sin(\varphi) \\ 0 & \frac{\sin(\psi)}{\cos(\theta)} & \frac{\cos(\psi)}{\cos(\theta)} \end{pmatrix}. \quad (4)$$

Следовательно, угловые скорости для связанной с квадрокоптером системы координат в матричном виде – это произведение матрицы преобразования угловых скоростей и вектора угловой скорости в данной системе координат (5):

$$\begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin(\varphi)\operatorname{tg}(\theta) & \cos(\varphi)\operatorname{tg}(\theta) \\ 0 & \cos(\varphi) & -\sin(\varphi) \\ 0 & \frac{\sin(\psi)}{\cos(\theta)} & \frac{\cos(\psi)}{\cos(\theta)} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix}. \quad (5)$$

Допустим, что рассматриваемый квадрокоптер симметричен относительно осей абсциссы и ординаты, тогда тензор инерции будет составлять диагональную матрицу, которая состоит только из главных центральных моментов инерции. Выражение для матрицы тензора:

$$I = \begin{pmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{pmatrix}, \quad (6)$$

Угловая скорость каждого i -го винта порождает подъемную силу, направленную по оси вращения соответствующего мотора (см. рис. 1) f_i . В свою очередь угловая скорость совместно с угловым ускорением порождает крутящие моменты вокруг оси вращения винта τ_{M_i} так что:

$$f_i = k \cdot \omega_i^2; \quad \tau_{M_i} = b\omega_i^2 + I_M \dot{\omega}_i, \quad (7)$$

где k, b – коэффициенты подъемной силы и крутящего момента моторов соответственно; I_M – момент инерции винта и ω_i – угловая скорость i -го винта. Учитывая подъемную силу всех четырех моторов квадрокоптера и выражения (7), получаем выражение для тяги, направленной вдоль оси аппликат в связанной с телом системе координат (см. рис. 1):

$$T = \sum_{i=1}^4 k \cdot \omega_i^2. \quad (8)$$

Таким образом, общий крутящий момент τ состоит из крутящих моментов, направленных по углам Эйлера связанной системы координат:

$$\tau = \begin{pmatrix} \tau_\varphi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} lk \cdot (\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ lk \cdot (\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ \sum_{i=1}^4 \tau_{M_i} \end{pmatrix}, \quad (9)$$

где $\tau_\varphi, \tau_\theta, \tau_\psi$ – крутящие моменты, направленные по углам крена, тангажа и рыскания соответственно; l – расстояние от центра масс квадрокоптера до винта. Исходя из соотношения (9), увеличение угла крена достигается путем увеличения скорости вращения 4-го мотора относительно 2-го мотора. Увеличение угла тангажа достигается путем увеличения скорости вращения 3-го мотора относительно 1-го, и в свою очередь, изменение угла рыскания достигается в результате изменения скоростей вращения моторов, вращающихся сонаправленно относительно пары моторов, вращающихся в противоположную сторону [20].

Для описания динамических свойств рассматриваемого квадрокоптера необходимо воспользоваться уравнениями Ньютона–Эйлера. В этом случае в связанной системе координат с учетом выражений (2), (3), (5), (8) уравнение примет вид

$$m\dot{V} + \omega \times (mV) = R^T G + T, \quad (10)$$

где $\omega \times (mV)$ – компонента для определения центробежной силы; G – гравитационная сила; T – общая сила тяги моторов; $m\dot{V}$ – сила, необходимая для формирования ускорения телу, массой m . В абсолютной системе координат центробежная скорость эквивалентна нулю, в таком случае, исходя из выражения (10), уравнение примет вид

$$m\ddot{s} = G + RT. \quad (11)$$

Для связанной системы координат угловые ускорения инерции, центробежные силы и гироскопические силы связаны следующим соотношением:

$$I\dot{\omega} + \omega \times (I\omega) + \delta = \tau, \quad (12)$$

где $I\dot{\omega}$ – угловые ускорения инерции; $\omega \times (I\omega)$ – центробежные силы; δ – гироскопические силы [21]. Тогда угловые ускорения в абсолютной системе координат – это производные по времени угловых скоростей из связанной системы и согласно выражению (4)

$$\ddot{i} = \frac{d}{dt}(W^{-1}\omega). \quad (13)$$

Б. Система управления движением и стабилизацией квадрокоптера

Систему управления положением квадрокоптера в пространстве на классических законах управления (ПИД) можно представить в виде структурной схемы, представленной на рис. 2.

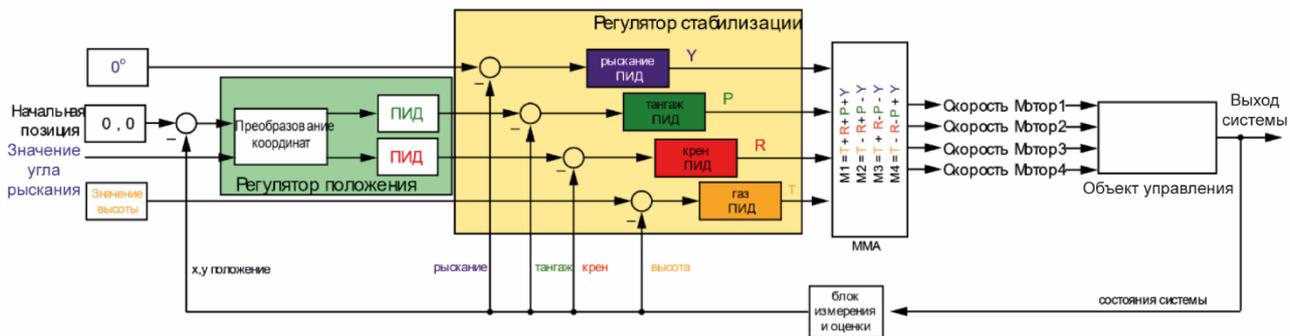


Рис. 2. Структурная схема системы автоматического управления положением квадрокоптера

Fig. 2. Structural diagram of the quadcopter automatic position control system

В представленной структурной схеме приведены два регулятора: первый – регулятор положения, обеспечивающий компенсацию ошибки регулирования относительно заданных и полученных координат x и y ; второй – регулятор стабилизации, обеспечивающий компенсацию ошибки регулирования между заданными и полученными величинами углов Эйлера и значением высоты.

нат x и y ; второй – регулятор стабилизации, обеспечивающий компенсацию ошибки регулирования между заданными и полученными величинами углов Эйлера и значением высоты.

Для формирования управляющего сигнала ПИД-регулятор составляет следующее соотношение [22]:

$$u = k_n \cdot \varepsilon + k_i \cdot \int_0^t \varepsilon \cdot dt + k_d \cdot \frac{d}{dt} \varepsilon, \quad (14)$$

где u – сигнал управления; k_n, k_i, k_d – коэффициенты при пропорциональной, интегральной и дифференциальной составляющих регулятора соответственно; ε – величина ошибки регулирования.

Считается, что на объект управления действуют координатное f и параметрическое a возмущения. Координатное возмущение есть неизвестная величина со стороны нагрузки на объект управления, которая проявляется в виде неконтролируемых произвольных изменений технологических параметров и по характеру изменения во времени может быть импульсной и медленно меняющейся. Параметрическое возмущение есть неизвестная величина из некоторого ограниченного множества, в результате действия которой происходит медленное изменение параметров объекта управления.

Ставится задача выбора такого управления u , при котором выходное значение y объекта управления совпадало бы с задающим значением или их разница была в допустимых пределах при изменении внешних возмущающих воздействий f и a . Под влиянием внешних возмущений, информации о которых часто недостаточно, взаимосвязь между входом и выходом объекта становится неоднозначной и неопределенной, что очень затрудняет решение задачи.

Для подобного класса объектов с неточно известной моделью в условиях действия неконтролируемых возмущений типовые регуляторы (П, И, ПИ, ПИД) оказываются неэффективными. Поэтому решение подобных задач предлагается искать в классе систем с переменной структурой. В этих системах может использоваться логический закон управления, заданный с помощью разрывных функций координат системы. В ряде случаев необходимо изменение самого логического закона регулирования, что требует перестройки структуры системы, т.е. изменения не только комбинационных связей, но и функциональных [23].

Таким образом, постановка рассматриваемой задачи управления заключается в стабилизации регулируемой величины при неполной информации об объекте управления и обеспечении свойства инвариант-

ности к внешним возмущающим воздействиям путем перестройки внутренней структуры регулятора.

В общем случае закон управления для систем с перестраиваемой структурой выглядит следующим образом [24]:

$$u = \Psi \cdot h - v, \quad (15)$$

где h – информация об ошибке регулирования; Ψ – логический закон, принимающий определенное значение в зависимости от типа объекта управления и его текущего состояния; v – дополнительная информация о сигнале ошибки.

В случае когда дополнительная информация об ошибке регулирования отсутствует, т.е. $v = 0$, и $h = \varepsilon$, то закон управления формируется следующим образом:

$$u = \Psi \cdot \varepsilon; \quad \Psi = \begin{cases} \alpha, & \text{при } \varepsilon \cdot s > 0, \\ \beta, & \text{при } \varepsilon \cdot s < 0, \end{cases} \quad (16)$$

где α, β – постоянные коэффициенты различных структур; s – уравнение прямой переключения между двумя структурами, выражаемое в следующем виде:

$$s = \dot{\varepsilon} + c \cdot \varepsilon, \quad (17)$$

где c – постоянный коэффициент, при $\alpha > \beta, c > 0$; s – прямая, вдоль которой происходит переключение от одной структуры к другой.

В случае, когда дополнительная информация $v \neq 0$, то закон управления принимает следующий вид [17]:

$$\begin{cases} u = \Psi \cdot |s|^{0.5} - v \\ \dot{v} = -k_2 \cdot \text{sign}(s) \end{cases}; \quad \Psi = \begin{cases} k_1, & \text{при } s > 0 \\ -k_1, & \text{при } s < 0 \end{cases}, \quad (18)$$

где k_1, k_2 – постоянные коэффициенты.

Рассмотрим следующие задачи:

1. На систему действует координатное возмущение, вызванное изменением положения квадрокоптера в пространстве.

2. На систему действуют координатное и параметрическое возмущения, вызванные изменением положения квадрокоптера в пространстве и изменением массы модели.

В качестве среды моделирования используется программный пакет MATLAB. На рис. 3 изображена 3D-сцена, используемая для симуляции полета квадрокоптера.

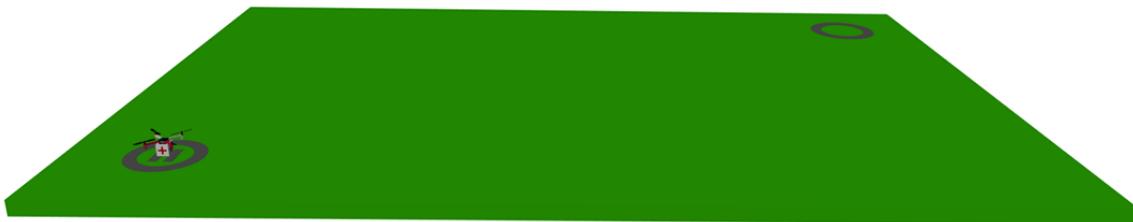


Рис. 3. 3D-сцена для симуляции полета БПЛА

Fig. 3. 3D-scene for UAV flight simulation

Моделирование проводится в два этапа, как показано на рис. 4. На первом этапе квадрокоптер набирает установленную высоту (рис. 4, *a*), пролетает через промежуточную точку (рис. 4, *b*) и снижается к точке сброса груза (рис. 4, *c*). В точке (*c*) осуществляется сброс груза, расположенного на борту квадрокоптера. Результатом данного моделирования является создание необходимых координатных возмущений для дальнейшего анализа.

На втором этапе моделирования квадрокоптер начинает движение из начальной позиции (*a*), долетает до промежуточной точки (*b*) и, находясь в воздухе, сбрасывает груз. Масса груза в заданных условиях относится к общим параметрам модели, следовательно, осуществляется параметрическое возмущение и реакция системы управления на нее. Далее квадрокоптер долетает до метки сброса груза (*c*), снижает высоту, и моделирование прекращается.

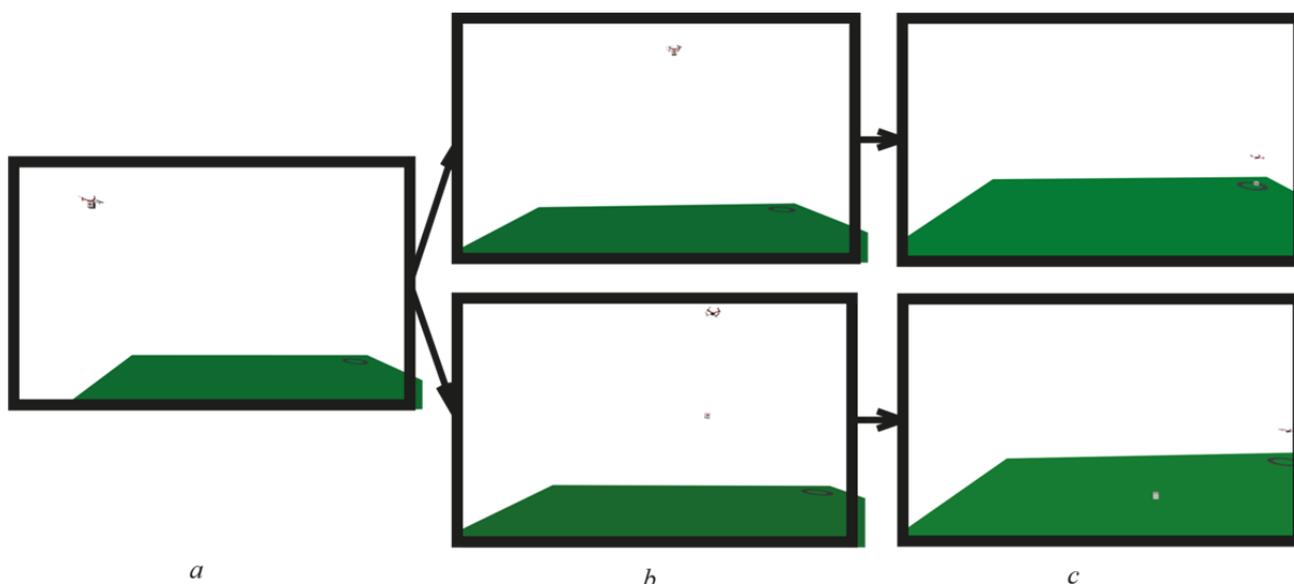


Рис. 4. Этапы моделирования для создания необходимых возмущений

Fig. 4. Simulation steps to create the necessary disturbances

Результаты моделирования

Объектом исследования и анализа работы различных законов управления является регулятор высоты. В дальнейшем все моделирование проводится относительно изменений высоты объекта относительно заданной и регулятора, который формирует необходимое управляющее воздействие для компен-

сации координатных и параметрических возмущений. Согласно выражению (14) на рис. 5 изображена блок-схема работы ПИД-регулятора для стабилизации высоты относительно заданных значений.

Согласно выражению (16) на рис. 6 изображена блок-схема для создания регулятора с перестраиваемой структурой, причем коэффициенты двух переключаемых структур равны 2 и -2 соответственно.

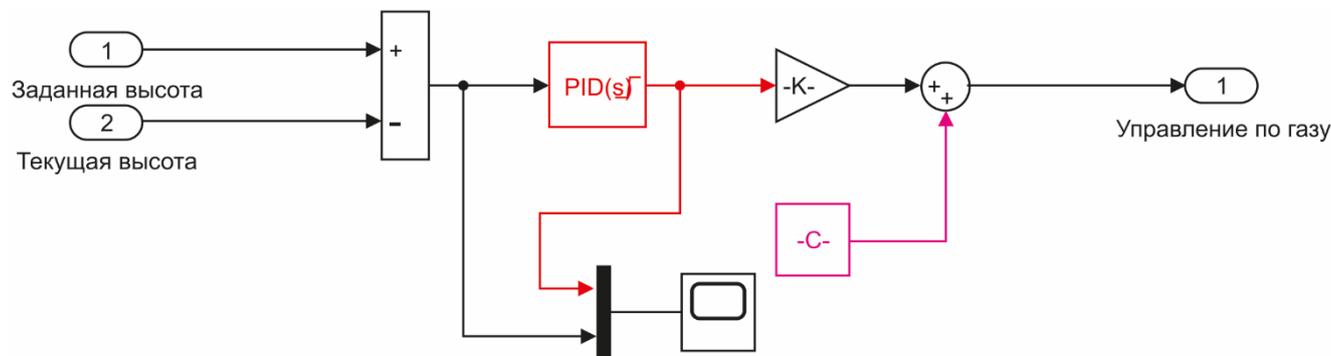


Рис. 5. Блок-схема регулятора высоты с ПИД-законом регулирования

Fig. 5. Block diagram of height controller with PID control

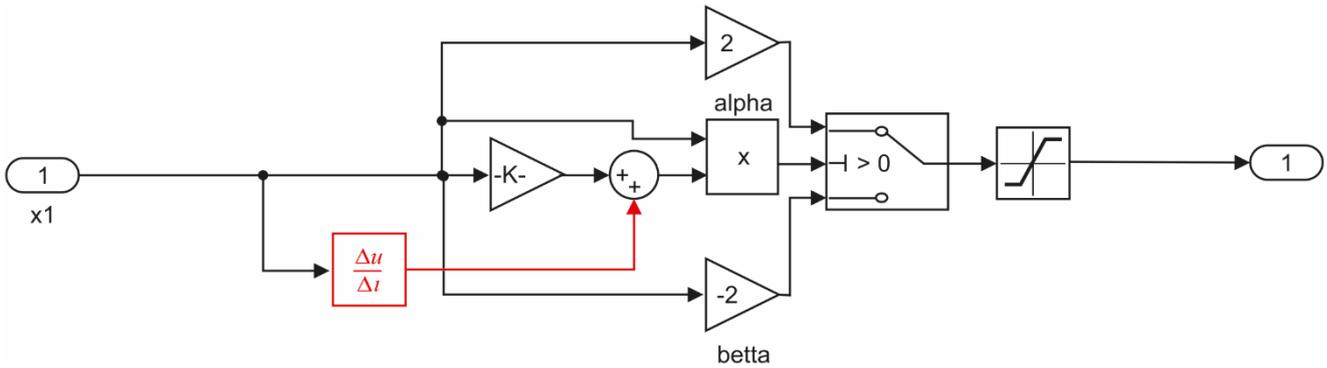


Рис. 6. Блок-схема регулятора высоты с перестраиваемой структурой

Fig. 6. Block diagram of height controller with a reconfigurable structure

На рис. 7 изображена блок-схема регулятора с перестраиваемой структурой с дополнительной информацией об ошибке регулирования согласно выражению (18).

В результате моделирования системы и координатных возмущений на рис. 8 изображены текущие значения высот квадрокоптера (сплошная линия) и заданное значение высоты при моделировании (пунктирная линия).

На рис. 8, *a-c* представлены различия работы системы относительно рассматриваемых регуляторов: регулятор высоты, построенный на ПИД-законе (рис. 8, *a*), регулятор высоты, построенный на законе с перестраиваемыми структурами (рис. 8, *b*), регулятор высоты, построенный на законе с перестраиваемыми структурами с использованием дополнительной информации об ошибке регулирования (рис. 8, *c*).

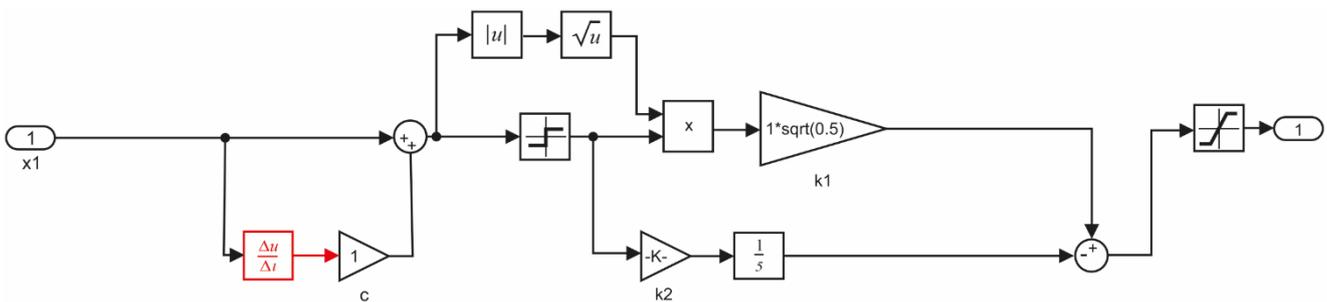


Рис. 7. Блок-схема регулятора высоты с перестраиваемой структурой при наличии дополнительной информации об ошибке регулирования

Fig. 7. Block diagram of height controller with a reconfigurable structure if there is additional information about the control error

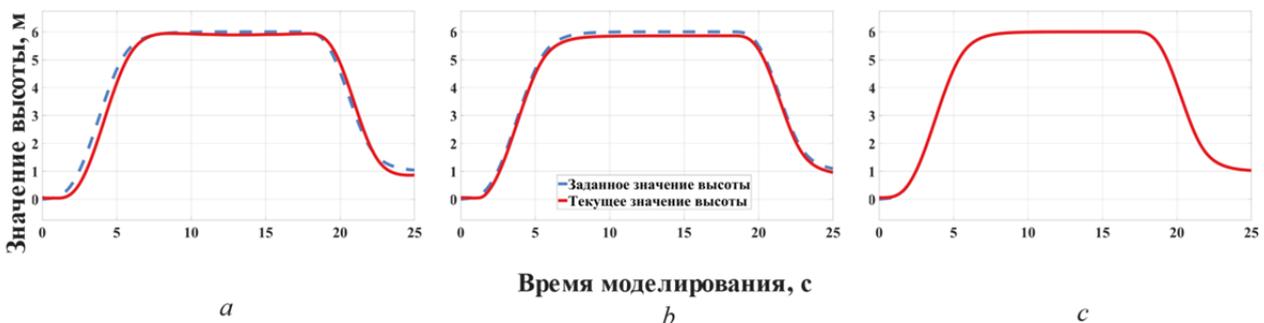


Рис. 8. Значения текущей высоты и заданной высоты квадрокоптера при координатных возмущениях с различными регуляторами; *a* – регулятор ПИД; *b* – регулятор с перестраиваемой структурой; *c* – регулятор с перестраиваемой структурой с дополнительной информацией об ошибке регулирования

Fig. 8. The values of the current height and the specified height of the quadcopter with coordinate disturbances with different controllers; *a* – PID; *b* – controller with reconfigurable structure; *c* – controller with a reconfigurable structure with additional information about the control error

На графиках, представленных на рис. 8, отмечается заметное запаздывание работы ПИД-регулятора (см. рис. 8, *a*) при изменении высоты квадрокоптера. Использование регулятора с перестраиваемой структурой (см. рис. 8, *b*) позволяет значительно сократить время запаздывания, но при этом возникает статическая ошибка в промежуток времени от 7 до 20 с. В свою очередь, обеспечение дополнительной информацией перестраиваемого регулятора (см. рис. 8, *c*), позволяет свести к нулю время запаздывания и статическую ошибку, что выражается в полном соответствии значений высоты квадрокоптера относительно заданных значений высот, указанных на этапе моделирования.

На рис. 9 изображены графики управляющих воздействий, сформированных ПИД-регулятором и предлагаемыми регуляторами с перестраиваемой структурой. Сплошной линией обозначается результат сформированных управляющих воздействий регулятором на объект управления, пунктирной линией обозначается ошибка регулирования. На рис. 9, *a* отмечается заметное отставание управляющих воздействий ПИД-регулятором и невозможность сведения ошибки регулирования к нулю при координатных возмущениях, приведенных на этапах моделирования. В свою очередь, регулятор с перестраиваемой структурой (рис. 9, *b*) сокращает время набора высоты в соответствии с заданными значениями, но при этом заметна значительная статическая ошибка (разность между достигнутой и заданной высотами). Обращая внимание на результат управления, можно сделать вывод, что в момент времени $t = 1,7$ с регулятор входит в режим переключения между двумя

структурами, тем самым становясь устойчивым к различного рода возмущениям, но при этом выработка такого сигнала может негативно сказаться на исполнительных механизмах системы. На рис. 9, *c* продемонстрирована работа перестраиваемого регулятора с логическим законом, построенным на выражении (18). Из графиков видно, что высота объекта соответствует заданной на протяжении всего времени моделирования, при этом при формировании управляющего возмущения амплитуда переключений заметно сокращается и ошибка регулирования сводится к нулю.

На рис. 10 изображены графики вырабатываемых управляющих сигналов при параметрическом возмущающем воздействии на систему. В качестве такого воздействия выступает сброс груза в промежуточной точке полета в момент времени $t = 14,2$ с. Заметные изменения высоты отсутствуют, поэтому на рис. 10, *a-c* изображены сформированные управляющие воздействия соответствующим регулятором.

На рис. 11, *a, b* изображено изменение управляющего воздействия в момент времени параметрического возмущения в увеличенном масштабе. Из характера графиков видно, что система с регулятором с переменной структурой становится невосприимчивой к подобным возмущениям и ошибка регулирования не изменяется, в то время как ПИД-регулятор с некоторым запаздыванием реагирует на подобное возмущение.

В качестве сравнения и оценки качества работы регуляторов был выбран второй интегральный критерий. Значения данного критерия при различных типах регуляторов представлены в таблице.

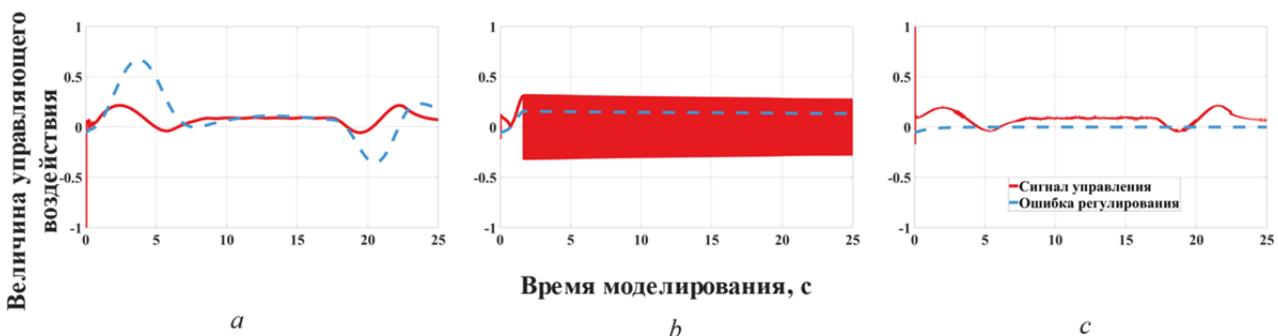


Рис. 9. Значения управляющих воздействий, сформированных регулятором при координатных возмущениях (сплошная линия), и ошибка регулирования (пунктирная линия); *a* – регулятор ПИД; *b* – регулятор с перестраиваемой структурой; *c* – регулятор с перестраиваемой структурой с дополнительной информацией об ошибке регулирования

Fig. 9. Values of control effects generated by the controller under coordinate disturbances (solid line); *a* – PID; *b* – controller with reconfigurable structure, *c* – controller with a reconfigurable structure with additional information about the control error

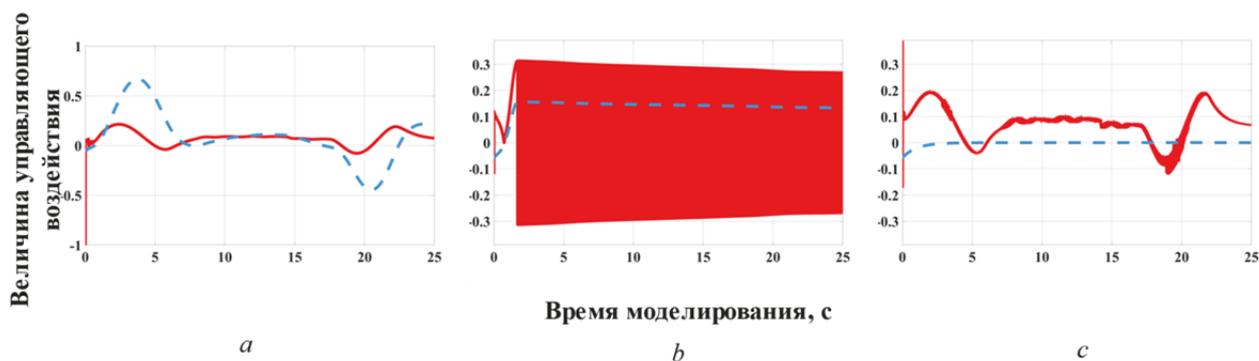


Рис. 10. Значения управляющих воздействий, сформированных регулятором при параметрических возмущениях (сплошная линия), и ошибка регулирования (пунктирная линия); *a* – регулятор ПИД; *b* – регулятор с перестраиваемой структурой; *c* – регулятор с перестраиваемой структурой с дополнительной информацией об ошибке регулирования

Fig. 10. Values of control effects generated by the controller under parametric disturbances (solid line) and control error (dashed line): *a* – PID; *b* – controller with reconfigurable structure; *c* – controller with a reconfigurable structure with additional information about the control error

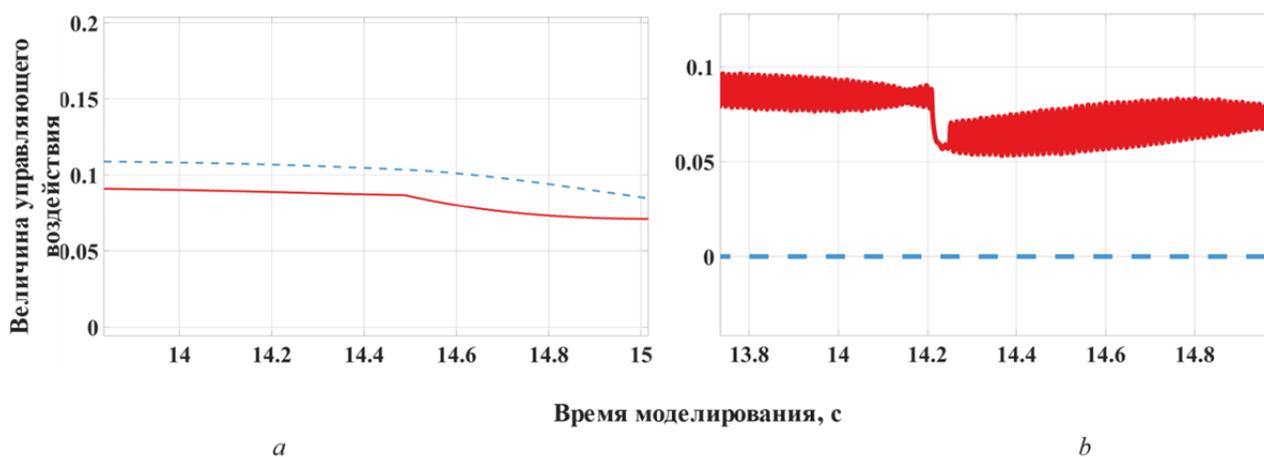


Рис. 11. Значения управляющих воздействий, сформированных регулятором при параметрических возмущениях (сплошная линия), и ошибка регулирования (пунктирная линия): *a* – регулятор ПИД в момент времени $t = 14,2$ с; *b* – регулятор с перестраиваемой структурой с дополнительной информацией об ошибке регулирования в момент времени $t = 14,2$ с

Fig. 11. Values of control effects generated by the controller under parametric disturbances (solid line) and control error (dashed line): *a* – PID at the moment $t = 14.2$ s; *b* – controller with a reconfigurable structure with additional information about the control error at the moment $t = 14.2$ s

Значения второго интегрального критерия качества рассматриваемых регуляторов

Тип регулятора	Значение I_2	
	при количественном возмущении	при параметрическом возмущении
ПИД	4,498	4,637
С переменной структурой	3,528	3,526
С переменной структурой с дополнительной информацией	0,058	0,059

Заключение

В результате работы показаны преимущества регуляторов с перестраиваемой структурой перед регуляторами, построенными по типичным законам управления. В таблице представлены расчеты второго интегрального критерия для ПИД-регулятора и регуляторов, основанных на перестраиваемой структуре.

По данным таблицы видно, что при разных внешних возмущающих воздействиях регуляторы с переменной структурой стабилизируют систему быстрее относительно классического ПИД-регулятора (значения I_2 меньше значений I_2 для ПИД-регулятора). Также в отличие от ПИД-регулятора системы с перестраиваемой структурой становятся невосприимчивыми со стороны внешних парамет-

рических возмущающих воздействий (I_2 при количественном возмущении практически равны I_2 при параметрическом воздействии), что позволяет использовать систему не только в штатном режиме, но и в критических режимах управления квадрокоптером.

Список источников

1. Кузнецов Е.О. Коптеры: новые конструкции и возможности // Синергия наук. 2017. № 18. С. 935–942.
2. Белоглазов Д.А., Коберси Е.Ю. Анализ особенностей практического использования регуляторов систем автоматического управления квадрокоптерами // Инженерный вестник Дона. 2015. № 3 (37). С. 22.
3. Яковлев К.С., Макаров Д.А., Баскин Е.С. Метод автоматического планирования траектории беспилотного летательного аппарата в условиях ограничений на динамику // Искусственный интеллект и принятие решений. 2014. № 4. С. 3–17.
4. Павловский В.Е., Яцун С.Ф., Емельянова О.В., Савицкий А.В. Моделирование и исследование процессов управления квадрокоптером // Робототехника и техническая кибернетика. 2014. № 4 (5). С. 49–57.
5. Херас И.Х.Г. Развитие беспилотных летательных аппаратов // Качество в производственных и социально-экономических системах : сборник научных трудов 7-й Международной научно-технической конференции. Курск, 2019. С. 162–164.
6. Иноземцев Д.П. Беспилотные летательные аппараты: Теория и практика // Автоматизированные технологии изысканий и проектирования. 2013. № 2. С. 50–54.
7. Manal S. Esmail, Mohamed H. Merzban, Ashraf A.M. Khalaf, Hesham F.A. Hamed, Aziza I. Hussein. Attitude and Altitude Nonlinear Control Regulation of a Quadcopter Using Quaternion Representation // IEEE Access. 2022. V. 10. P. 5884–5894.
8. Senthil Kumar S., Vijayanandh R., Mano S. Mathematical modelling and attitude control of quadcopter based on classical controller // International Journal of Vehicle Structures and Systems. 2018. V. 10, № 5. P. 318–323. DOI: 10.4273/ijvss.10.5.02
9. Cowling I.D., Whidborne J.F., Cooke A.K. Optimal trajectory planning and LQR control for a quadrotor UAV // UKACC Int. Conf. Control (ICC2006). 2006.
10. Юшкин Д.А., Евдокимов С.А. Разработка адаптивного нечеткого ПИД-регулятора системы автоматического управления и стабилизации мультироторного БПЛА типа квадрокоптер // Актуальные проблемы современной техники, науки и образования. 2015. Т. 2, № 1. С. 194–198.
11. Miladi N., Ladhari T., Said S., M'sahli F. Tracking Control of Quadcopter Using Explicit Nonlinear Model Predictive Control // 15th International Multi-Conference on Systems, Signals & Devices (SSD). 2018. DOI: 10.1109/SSD.2018.8570415
12. Guilherme V.R., Manuel G.O., Francisco R.R. Robust Nonlinear Control for Path Tracking of a Quad-Rotor Helicopter. 2015 V. 17. I. 1. P. 142–156. DOI: 10.1002/asjc.823
13. Ashis C.K., Rahul Sharma K. Dynamic Modeling and Altitude Control of Parrot Rolling Spider using LQR // 2nd International Conference on Intelligent Computing, Instrumentation and Control Technologies (ICICT). 2019. DOI: 10.1109/ICICT46008.2019.8993150
14. Kuantama E., Tarca I., Tarca R. Feedback Linearization LQR Control for Quadcopter Position Tracking // 5th International Conference on Control, Decision and Information Technologies (CoDIT). 2018. DOI: 10.1109/CoDIT.2018.839491
15. Argentim L., Rezende W., Santos P., Aguiar R. PID, LQR and LQR-PID on a quadcopter platform // 2013 International Conference on Informatics, Electronics and Vision (ICIEV). 2013. DOI: 10.1109/ICIEV.2013.6572698
16. Jing Y., Mirza A., Sipahi R., Martinez-Lorenzo J. Sliding Mode Controller with Disturbance Observer for Quadcopters; Experiments with Dynamic Disturbances and in Turbulent Indoor Space // Drones. 2023. V. 7. P. 1–41. DOI: 10.3390/drones7050328
17. Shtessel Y., Edwards C., Fridman L., Levant A. Sliding mode control and observation. 2014. P. 1–356. DOI: 10.1007/978-0-8176-4893-0
18. Емельянов С.В., Коровин С.К. Новые типы обратной связи: Управление при неопределённости. М. : Наука; Физматлит, 1997. С. 1–352.
19. Chater E.A., Housny H., Fadil H.E. Robust Sliding Mode Control for Quadrotor UAV // IEEE 2nd International Conference on Electronics, Control, Optimization and Computer Science (ICECOCS). 2020. P. 1–6. DOI: 10.1109/ICECOCS50124.2020.9314584
20. Гурьянов А.Е. Моделирование управления квадрокоптером // Инженерный вестник. 2014. № 8. С. 1–4.
21. Luukkonen T. Modelling and control of quadcopter // Independent research project in applied mathematics. 2011. P. 1–26.
22. Финаев В.И., Шаповалов И.О., Мельниченко А.С. Моделирование полета квадрокоптера при применении ПИД-регулятора // Известия ЮФУ. 2015. № 2 (163). С. 40–49.
23. Емельянов С.В. Системы автоматического управления с переменной структурой. М. : Наука, 1967. С. 1–336.
24. Шидловский С.В. Автоматическое управление. Реконфигурируемые системы : учеб. пособие. Томск : Изд-во Том. ун-та. 2010. С. 1–168.

References

1. Kuznechenkov, E.O. (2017) Koptery: novye konstrukcii i vozmozhnosti [Copters: new designs and features]. *Sinergija Nauk*. 18. pp. 935–942.
2. Beloglazov, D.A., Kobersi, I.S., Kosenko, E.Ju. & etc. (2015) Analiz osobennostej prakticheskogo ispolzovaniya reguljatorov sistem avtomaticheskogo upravlenija kvadrokopterami [Analysis of the features of the practical use of controllers for automatic control systems of quadcopters]. *Inzhenernyj vestnik Dona*. 3(37). p. 22.
3. Yakovlev, K.S., Makarov, D.A. & Baskin, E.S. (2014) Metod avtomaticheskogo planirovaniya traektorii bespilotnogo letatel'nogo apparata v uslovijah ogranichenij na dinamiku poleta [Method for automatic planning of the trajectory of an unmanned aerial vehicle under conditions of restrictions on flight dynamics]. *Iskusstvennyj intellekt i prinjatje reshenij*. 4. pp. 3–17.
4. Pavlovskij, V.E., Jacun, S.F., Emelyanova, O.V. & Savickij, A.V. (2014) Modelirovanie i issledovanie processov upravlenija kvadrokopterom [Modeling and research of quadcopter control processes]. *Robototehnika i tehničeskaja kibernetika*. 4(5). pp. 49–57.
5. Heras, I.H.G. (2019) Razvitie bespilotnyh letatelnyh apparatov [Development of Unmanned Aerial Vehicles]. In: *Kachestvo v proizvodstvennyh i socialno-jekonomičeskijh sistemah: sbornik nauchnyh trudov 7-j Mezhdunarodnoj nauchno-tehničeskoj konferencii, Kursk, 19 aprelya 2019 goda*. Kursk : Jugo-Zapadnyj gosudarstvennyj universitet. pp. 162–164.

6. Inozemcev, D.P. (2013) *Bespilotnye letatelnye apparaty: Teorija i praktika* [Unmanned Aerial Vehicles: Theory and Practice]. Avtomatizirovannye tehnologii izyskanij i proektirovanija. 2. pp. 50–54.
7. Manal S. Esmail, Mohamed H. Merzban, Ashraf A. M. Khalaf, Hesham F. A. Hamed, Aziza I. Hussein (2022) Attitude and Altitude Nonlinear Control Regulation of a Quadcopter Using Quaternion Representation. *IEEE Access*. 10. pp. 5884–5894.
8. Senthil Kumar, S., Vijayanandh, R. & Mano, S. (2018) Mathematical modelling and attitude control of quadcopter based on classical controller. *International Journal of Vehicle Structures and Systems*. 10(5). pp. 318–323. DOI: 10.4273/ijvss.10.5.02
9. Cowling, I.D., Whidborne, J.F. & Cooke, A.K. (2006) Optimal trajectory planning and LQR. In: *Proceedings of UKACC International Conference Control 2006 (ICC2006), September 2006*. Glasgow, UK.
10. Yushkin, D.A. & Evdokimov, S.A. (2015) Razrabotka adaptivnogo nechetkogo PID-reguljatora sistemy avtomaticheskogo upravlenija i stabilizacii multirotnogo BPLA tipa kvadrokopter [Development of an adaptive fuzzy PID controller for an automatic control and stabilization system for a multicopter quadcopter UAV]. *Aktualnye problemy sovremennoj tehniki, nauki i obrazovanija*. 2 (1). pp. 194–198.
11. Miladi, N., Ladhari, T., Said, S.H. & M'sahli, F. (2018) Tracking Control of Quadcopter Using Explicit Nonlinear Model Predictive Control. In: *15th International Multi-Conference on Systems, Signals & Devices (SSD)*. DOI: 10.1109/SSD.2018.8570415
12. Guilherme, V.R., Manuel, G.O. & Francisco R.R. (2015) Robust Nonlinear Control for Path Tracking of a Quad-Rotor Helicopter. *Asian Journal of Control*. 17(1). pp. 142–156.
13. Ashis, C.K. & Rahul Sharma, K. (2019) Dynamic Modeling and Altitude Control of Parrot Rolling Spider using LQR. In: *2nd International Conference on Intelligent Computing, Instrumentation and Control Technologies (ICICT)*. DOI: 10.1109/ICICT46008.2019.8993150
14. Kuantama, E., Tarca, I. & Tarca, R. (2018) Feedback Linearization LQR Control for Quadcopter Position Tracking. In: *5th International Conference on Control, Decision and Information Technologies (CoDIT)*. DOI: 10.1109/CoDIT.2018.839491
15. Argentim, L.M., Rezende, W.C., Santos, P.E. & Aguiar, R.A. (2013) PID, LQR and LQR-PID on a quadcopter platform. In: *2013 International Conference on Informatics, Electronics and Vision (ICIEV)*. DOI: 10.1109/ICIEV.2013.6572698
16. Jing, Y., Mirza, A., Sipahi, R. & Martinez-Lorenzo, J. (2023) Sliding Mode Controller with Disturbance Observer for Quadcopters; Experiments with Dynamic Disturbances and in Turbulent Indoor Space. *Drones*. 7. Art. 328. DOI: 10.3390/drones7050328
17. Shtessel, Y., Edwards, C., Fridman, L., & Levant, A. (2014) *Sliding Mode Control and Observation*. *Sliding mode control and observation*. New York : Birkhäuser New York. DOI: 10.1007/978-0-8176-4893-0
18. Emelyanov, S.V. & Korovin, S.K. (1997) *Novye tipy obratnoj svjazi: Upravlenie pri neopredeljonnosti* [New types of feedback: Control under uncertainty]. Moscow : Nauka. Fizmatlit.
19. Chater, E.A., Housny, H. & Fadil, H.E. (2020) Robust Sliding Mode Control for Quadrotor UAV. In: *2020 IEEE 2nd International Conference on Electronics, Control, Optimization and Computer Science (ICECOCS), Kenitra, Morocco, 2020*. pp. 1–6. DOI: 10.1109/ICECOCS50124.2020.9314584
20. Guryanov, A.E. (2014) Modelirovanie upravlenija kvadrokoptom [Quadcopter control simulation]. *Inzhenernyj vestnik*. 8. p. 4.
21. Luukkonen, T. (2011) *Modelling and control of quadcopter*.
22. Finaev, V.I., Shapovalov, I.O. & Melnichenko, A.S. (2014) Modelirovanie poleta kvadrokoptera pri primenenii PID-regulirovanija [Modeling the flight of a quadcopter using PID control]. In: *Materialy Vserossijskoj nauchnoj konferencii. Part 1. Taganrog*.
23. Emelyanov, S.V. (1967) *Sistemy avtomaticheskogo upravlenija s peremennoj strukturoj* [Automatic control systems with variable structure]. Moscow : Nauka.
24. Shidlovsky, S.V. (2010) *Avtomaticheskoe upravlenie. Perestraivaemye struktury* [Automatic Control. Reconfigurable Structures] : a study guide. Tomsk : Izdatelstvo Tomskogo universiteta.

Информация об авторах:

Окунский Михаил Викторович – аспирант, ассистент кафедры информационного обеспечения инновационной деятельности Национального исследовательского Томского государственного университета (Томск, Россия). E-mail: mvokunsky@gmail.com

Шидловский Станислав Викторович – доктор технических наук, декан факультета инновационных технологий Национального исследовательского Томского государственного университета (Томск, Россия). E-mail: shidlovskysv@mail.ru

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Information about the authors:

Okunsky Mikhail V., postgraduate student, teaching assistant, National Research Tomsk State University (Tomsk, Russian Federation). E-mail: mvokunsky@gmail.com

Shidlovsky Stanislav V., Dr.Sc. (Engineering), Dean of the Faculty of Innovation Technologies, National Research Tomsk State University (Tomsk, Russian Federation). E-mail: shidlovskysv@mail.ru

The authors declare no conflicts of interests.

Статья поступила в редакцию 5.06.2023; одобрена после рецензирования 26.06.2023; принята к публикации 12.07.2023

The article was submitted 5.06.2023; approved after reviewing 26.06.2023; accepted for publication 12.07.2023