

МЕХАНИКА

Научная статья

УДК 004.94, 533.65, 681.515

DOI: 10.17072/1993-0550-2025-2-21-35

<https://elibrary.ru/thonoj>



Моделирование робастных алгоритмов управления подъемом и горизонтальной стабилизацией беспилотного трикоптера

Александр Николаевич Власов¹, Александр Юрьевич Ощепков²

^{1,2}Пермский государственный национальный исследовательский университет, г. Пермь, Россия

¹anvlasov99@yandex.ru

²aos57@mail.ru

Аннотация. Рассматривается задача управления подъемом и горизонтальной ориентацией беспилотного трикоптера с тяговыми двигателями, расположенными в одной плоскости, в вершинах правильного треугольника. Построена математическая модель динамики трикоптера с учетом наличия нагрузки с переменной массой и координатой приложения опрокидывающей силы. Представлены алгоритм управления для стабилизации по высоте и ориентации с учетом углов крена и тангажа, основанный на ПИД-регуляторе и алгоритм управления тягой двигателей трикоптера для стабилизации его только по высоте без учета отклонения ориентации, использующий быстрый алгоритм 2-го порядка. Построена компьютерная модель системы управления трикоптером в пакете Simulink. С помощью модели исследована работа быстрого алгоритма для управления взлетом и посадкой летательного аппарата.

Ключевые слова: моделирование процессов управления; робастные алгоритмы; система стабилизации; беспилотные летательные аппараты; трикоптеры

Для цитирования: Власов А. Н., Ощепков А. Ю. Моделирование робастных алгоритмов управления подъемом и горизонтальной стабилизацией беспилотного трикоптера // Вестник Пермского университета. Математика. Механика. Информатика. 2025. Вып. 2(69). С. 21–35. DOI: 10.17072/1993-0550-2025-2-21-35. <https://elibrary.ru/thonoj>

Статья поступила в редакцию 21.02.2025; одобрена после рецензирования 27.05.2025; принята к публикации 09.07.2025.

MECHANICS

Research article

Modeling of Robust Algorithms for Control of Lift and Horizontal Stabilization of an Unmanned Tricopter

Alexander N. Vlasov¹, Alexander Yu. Oshchepkov²

^{1,2}Perm State University, Perm, Russia

¹anvlasov99@yandex.ru

²aos57@mail.ru



Эта работа © 2025 Власов А. Н., Ощепков А. Ю. распространяется по лицензии CC BY 4.0. Чтобы просмотреть копию этой лицензии, посетите <https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>.

Abstract. The problem of control of the lift and horizontal orientation of an unmanned tri-copter with traction motors located in the same plane, at the vertices of a regular triangle, is considered. A mathematical model of the tri-copter dynamics is constructed taking into account the presence of a load with a variable mass and the coordinate of application of the overturning force. A control algorithm for stabilization in height and orientation taking into account the angles of roll and pitch, based on a PID controller, and an algorithm for controlling the tri-copter engine thrust for stabilizing it only in height without taking into account the orientation deviation, using a fast algorithm of the 2nd order are presented. A computer model of the tri-copter control system in the Simulink package is constructed. Using the model, the work of the fast algorithm for controlling the takeoff and landing of the aircraft is studied.

Keywords: *modeling of control processes; robust algorithms; stabilization system; unmanned aerial vehicles; tri-copters*

For citation: Vlasov, A. N. and Oshchepkov, A. Yu. (2025), "Modeling of Robust Algorithms for Control of Lift and Horizontal Stabilization of an Unmanned Tri-copter", *Bulletin of Perm University. Mathematics. Mechanics. Computer Science*, no. 2(69), pp. 21–35. (In Russ.). DOI: 10.17072/1993-0550-2025-2-21-35. <https://elibrary.ru/thonoj>

The article was submitted 21.02.2025; approved after reviewing 27.05.2025; accepted for publication 09.07.2025.

Введение

Мультикоптеры относятся к беспилотным летательным аппаратам (БПЛА) с двигателями роторного типа, обеспечивающими вертикальный взлет и посадку, а также полет по маршруту и управление углами тангажа, крена и рысканья для обеспечения навигационного полетного задания. Обычно используются многороторные БПЛА с тремя двигателями (трикоптеры), четырьмя (квадрокоптеры) и шестью двигателями (гексакоптеры).

Для обеспечения заданного вектора тяги необходимо три управляющих элемента, поэтому квадрокоптеры и гексакоптеры обладают избыточным количеством органов управления по сравнению с числом контролируемых параметров. В работе [1] отмечается, что такая избыточность обеспечивает отказобезопасность системы управления. Однако повышение количества двигателей, пусть и увеличивает подъемные возможности и стабильность полета, вместе с тем оно увеличивает энергопотребление и массу аппарата. Кроме того, мультикоптер с меньшим количеством двигателей обладает большей маневренностью. Таким образом, конструкция трикоптера представляется оптимальной и весьма перспективной, хотя разработка его является еще малоизученной [2].

В данной работе исследуются возможности применения традиционных и новых алгоритмов для наискорейшего управления высотой полета трикоптера с помощью двигателей вертикальной тяги, а также рассматриваются процессы управления углами крена и тангажа при несимметричном изменении массы платформы, например при сбрасывании с нее какого-либо груза. Работоспособные алгоритмы в дальнейшем могут быть реализованы в бортовых системах управления с помощью методов модельно-ориентированного проектирования [3, 4].

1. Постановка задачи

1.1. Математическая модель трикоптера с двигателями вертикальной тяги

Исследование работы алгоритмов управления осуществляется посредством компьютерного моделирования на основе специально разработанной математической модели трикоптера.

Трикоптер будем представлять в виде симметричной плоской платформы, на которой размещены три реверсивных двигателя вертикальной тяги, при этом работа двигателей не вызывает реактивного вращения платформы в плоскости трикоптера. Двигатели находятся в вершинах правильного треугольника со стороной $2a$ в точках 1, 2 и 3 (рис. 1). Массу платформы с двигателями обозначим через M_0 и будем считать, что она равномерно распределена по этим точкам. Начало осей собственной системы координат (ССК) модели выберем в центре треугольника, направление осей X и Y указано на рис. 1.

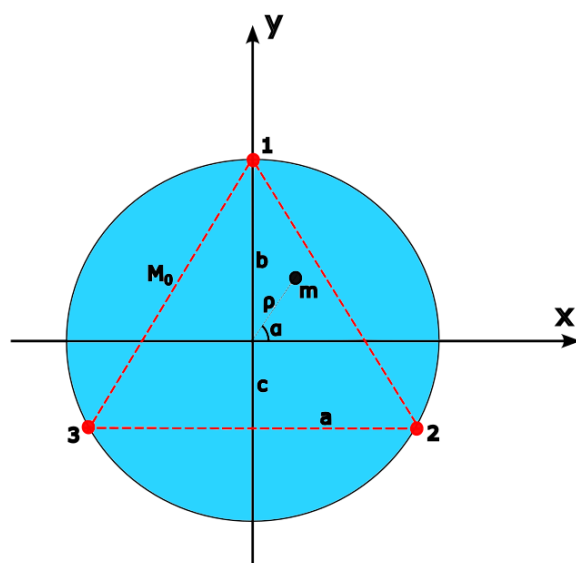


Рис. 1. Геометрическая модель трикоптера, собственная система координат (ССК)

На платформе находится груз массы m в точке с полярными координатами (ρ, α) в ССК, полная масса объекта

$$M = M_0 + m. \quad (1)$$

Задача состоит в том, чтобы поднять трикоптер вдоль вертикальной оси Z системы координат, связанной с землёй, на заданную высоту h и удерживать платформу в горизонтальном положении как при наличии груза, так и при его удалении (сбрасывании). В другой постановке задачи: трикоптер поднимается на заданную высоту без груза, затем груз прикрепляется к указанной точке, платформа должна сохранять горизонтальное положение. Высота подъема предполагается незначительной, поэтому ускорение силы тяжести g вдоль вертикальной оси считается постоянным.

При известных параметрах объекта задача выбора тяговых усилий для обеспечения горизонтального равновесия платформы в вышеописанной простой модели имеет аналитическое решение. Если начало координаты Z выбрать на поверхности земли, а ось направить вертикально вверх, то **при отсутствии груза** ($m = 0$) уравнение верти-

кального движения примет вид (здесь и далее аэродинамическим трением пренебрегаем):

$$M_0 \ddot{z} = -M_0 g + F_1 + F_2 + F_3, \quad z(0) = 0, \quad \dot{z}(0) = 0. \quad (2)$$

Здесь F_1, F_2, F_3 – силы тяги каждого из двигателей. Для обеспечения горизонтального положения платформы достаточно выполнение условия

$$F_1 = F_2 = F_3 = \frac{1}{3} F_T, \quad (3)$$

где F_T – суммарная тяга двигателей для обеспечения необходимого ускорения. В равновесии (по высоте)

$$F_T = M_0 g. \quad (4)$$

При наличии груза ($m \neq 0$) возникает момент сил, приводящий к опрокидыванию платформы. Угол поворота вокруг оси Y обозначим φ (угол крена), угол поворота вокруг оси X – ϑ (угол тангажа) (рис. 2).

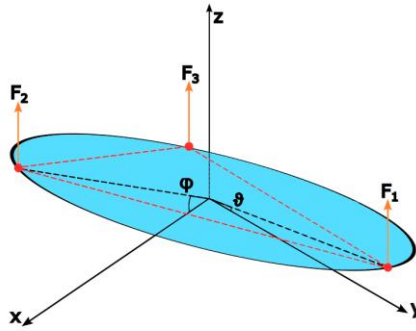


Рис. 2. Углы крена и тангажа. Оси X, Y лежат в горизонтальной плоскости, оси ССК трикоптера направлены по соответствующим пунктирным линиям

Будем считать углы ϑ, φ малыми, так что в линейном приближении по этим углам уравнение вращательного движения в ССК запишется в виде:

$$I_X \ddot{\vartheta} = -c(F_2 + F_3) + bF_1 - mg\rho \sin \alpha; \quad (5)$$

$$I_Y \ddot{\varphi} = a(F_2 - F_3) + mg\rho \cos \alpha,$$

где моменты инерции I_X, I_Y выражаются через геометрические характеристики платформы и координаты груза следующим образом:

$$\begin{aligned} I_X &= \frac{1}{3} M_0 (2c^2 + b^2) + m(\rho \sin \alpha)^2; \\ I_Y &= \frac{1}{3} M_0 (2a^2) + m(\rho \cos \alpha)^2. \end{aligned} \quad (6)$$

Уравнение движения вдоль Z в рассматриваемом случае сохраняет вид (2), где M_0 следует заменить на M в соответствии с (1). Полная сила тяги для сохранения заданной высоты при этом будет равна

$$F_T = (M_0 + m)g, \quad (7)$$

однако ее распределение по двигателям, обеспечивающее горизонтальную ориентацию платформы, будет отличаться от (3).

Запишем требуемые силы тяги для каждого двигателя в виде

$$F_i = \frac{1}{3}F_T + U_i, \quad i=1,2,3. \quad (8)$$

Введем обозначения для матриц-столбцов размерности 3×1 :

$$\bar{F} = \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \end{bmatrix}, \quad \bar{U} = \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \end{bmatrix}, \quad (9)$$

после чего выражение (8) может быть записано в матричной форме

$$\bar{F} = \frac{1}{3}F_T + \bar{U}. \quad (10)$$

Поскольку суммарная тяга двигателей должна соответствовать выражению (7), компоненты матрицы \bar{U} должны удовлетворять условию

$$\sum_{i=1}^3 U_i = 0. \quad (11)$$

Решение уравнений (5) для состояния равновесия при условии (11) приводит к следующим выражениям для компонентов матрицы \bar{U} :

$$\begin{aligned} U_i &= \frac{1}{3}mgu_i, \quad i=1,2,3; \\ u_1 &= \sqrt{3} \frac{\rho}{a} \sin \alpha, \\ u_2 &= -\frac{1}{2} \frac{\rho}{a} (\sqrt{3} \sin \alpha + 3 \cos \alpha), \\ u_3 &= -\frac{1}{2} \frac{\rho}{a} (\sqrt{3} \sin \alpha - 3 \cos \alpha). \end{aligned} \quad (12)$$

1.2. Задача управления трикоптером

Система управления с обратными связями «не знает» параметров объекта управления. Ее задача состоит в том, чтобы обеспечить требуемую суммарную силу тяги и распределить ее по двигателям в автоматическом режиме. Для этого на трикоптер уста-

наливаются три датчика: датчик высоты, измеряющий координату z , датчик угла крена φ и датчик угла тангажа ϑ . Три независимых блока управления вырабатывают сигналы управления $U(z), U(\varphi), U(\vartheta)$ в соответствии с заложенными в них алгоритмами. Цели управления на всем протяжении полета:

$$z \rightarrow h, \varphi \rightarrow 0, \vartheta \rightarrow 0. \quad (13)$$

Сигналы управления передаются в блок расчета управляющих воздействий, который определяет суммарную тягу двигателей и компоненты матрицы \bar{U} по формулам, полученным с учетом симметрии объекта и условия (11):

$$\begin{aligned} F_T &= U(z), \quad U_1 = U(\vartheta), \\ U_2 &= U(\varphi) - \frac{1}{2}U(\vartheta), \\ U_3 &= -U(\varphi) - \frac{1}{2}U(\vartheta). \end{aligned} \quad (14)$$

Блок-схема системы управления приведена на рис. 3. Математическая модель объекта управления в схеме описывается уравнениями движения (2) и (5) с учетом выражений (6).

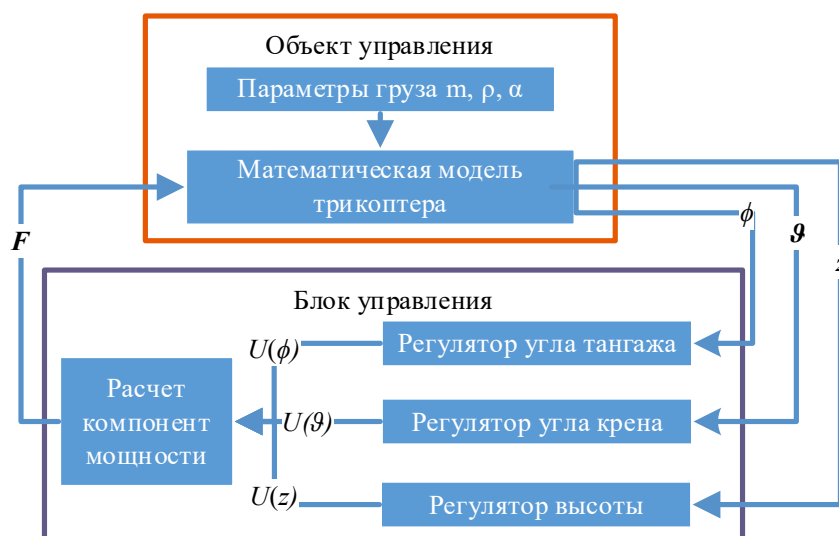


Рис. 3. Блок-схема системы управления высотой трикоптера h и углами крена ϑ и тангажа φ

2. Моделирование работы системы управления подъемом

2.1. Дискретная модель системы

Рассмотрим моделирование задачи подъема и стабилизации высоты при отсутствии груза и его результаты. Для синтеза регуляторов проведена дискретизация уравнения (2) для тела массы M по схеме Эйлера [7] с шагом дискретизации Δt . Дискретная система, эквивалентная непрерывной, имеет вид:

$$\begin{aligned} X_1[k+1] &= X_1[k] + \Delta t \cdot X_2[k], \\ X_2[k+1] &= X_2[k] - \Delta t \cdot g + \frac{\Delta t}{M} F_T[k]. \end{aligned} \quad (15)$$

Здесь введены обозначения

$$\begin{aligned} X_1 &= z - h, \quad X_2 = \dot{z}; \quad X_1(0) = -h, \quad X_2(0) = 0. \\ X(k \cdot \Delta t) &\equiv X[k], \quad k = 0, 1, 2, \dots \end{aligned} \quad (16)$$

Цель управления:

$$X_1[k] = 0, \quad X_2[k] = 0, \quad k > k_*. \quad (17)$$

2.2. S-модель системы управления

Блок-схема, изображенная на рис. 3, и модель системы, рассчитывающая динамику трикоптера и влияние нагрузки, реализована в пакете имитационного моделирования MATLAB+Simulink (рис. 4).

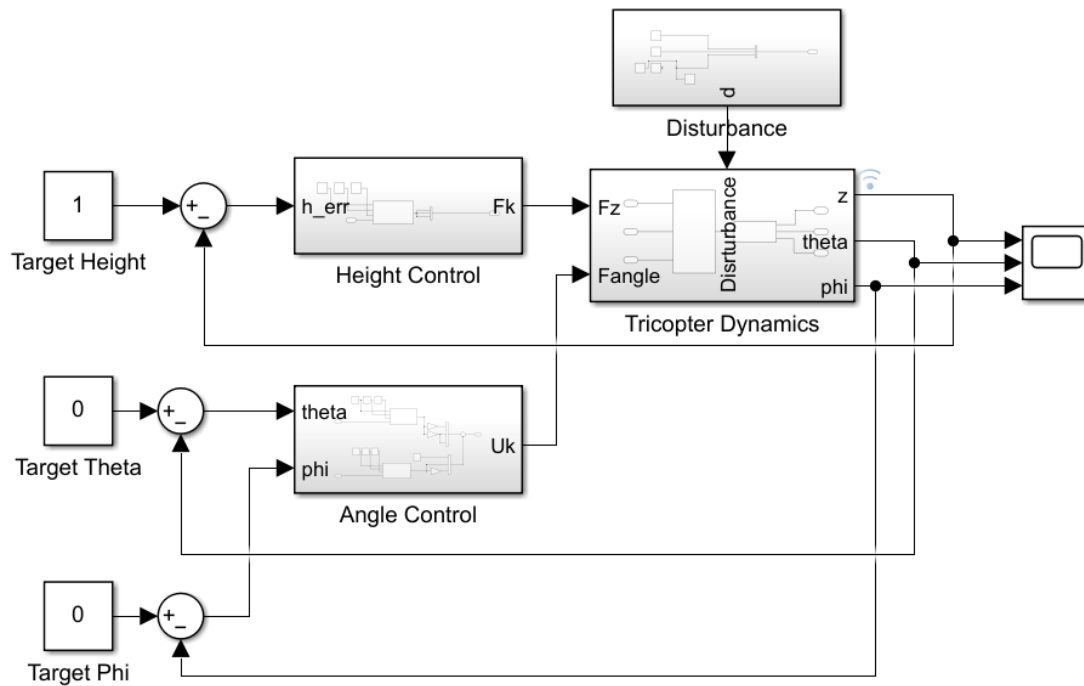


Рис. 4. S-модель, реализующая процесс управления высотой трикоптера h и углами крена ϑ и тангажа φ

Блоки Height Control и Angle Control отвечают за управление высотой и углами крена и тангажа соответственно. Также в них происходит распределение компонент мощности по двигателям. Блок Tricopter Dynamics включает в себя модель динамики трикоптера (уравнения движения 5, 7 и вычисление моментов инерции по уравнениям 6). Блок Disturbance отвечает за моделирование параметров нагрузки, меняющихся во времени.

2.3. Моделирование управления подъемом трикоптера с использованием ПИД-регулятора

ПИД-регуляторы – алгоритм, наиболее часто используемый в системах управления БПЛА из-за его простоты в реализации и настройке. Для моделирования был использован дискретный ПИД-регулятор [5], коэффициенты которого были подобраны с помощью программного пакета Response Optimizer. Дискретный ПИД-закон описывается выражением

$$F_T[k] = K_p X_1[k] + K_I \sum_{j=0}^k X_1[j] + K_D (X_1[k] - X_1[k-1]) \quad (18)$$

На рисунке 5 представлены результаты моделирования подъема трикоптера без дополнительной нагрузки с использованием ПИД-регуляторов.

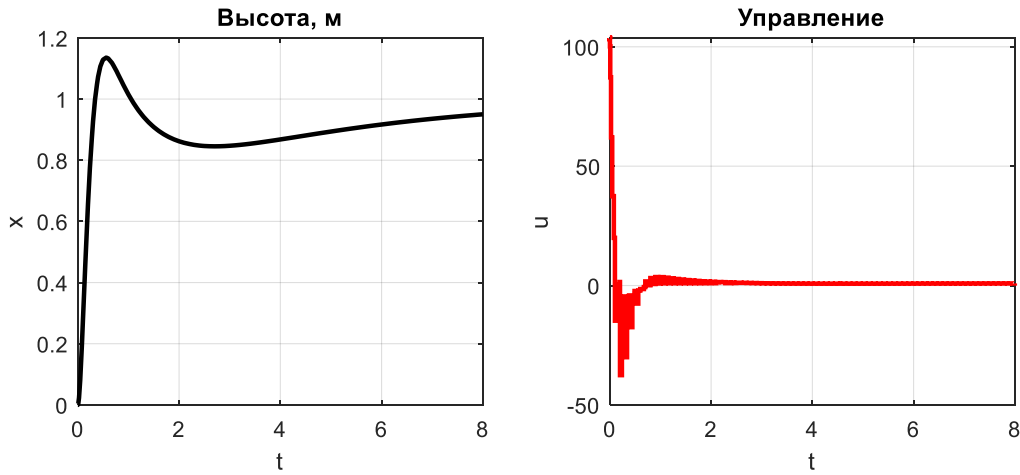


Рис. 5. Работа ПИД-регулятора

2.4. Моделирование управления подъемом трикоптера с использованием быстрого алгоритма

ПИД-регулятор, хоть и является стандартным законом управления для БПЛА, требует подстройки трех коэффициентов, что не всегда тривиально и требует применения специальных методик. В этом разделе рассмотрен алгоритм из класса быстрых алгоритмов [8], имеющий меньшее количество параметров и позволяющий в теории достичь цели управления за меньшее время. Этот алгоритм решает задачу терминального управления, которой, по сути, и является задача вывода трикоптера на заданную высоту [6].

Цель (17) для системы управления (15) с начальными условиями (16) может быть достигнута с помощью быстрого алгоритма для дискретных систем второго порядка [6]:

$$\begin{aligned} F_T[0] &= Mg; \\ F_T[k] &= Mg - \frac{1}{2} \left(1 - (-1)^k \right) \frac{M}{\Delta t^2} X_1[k] - \frac{M}{\Delta t} X_2[k], \\ k &= 1, 2, \dots \end{aligned} \quad (19)$$

Здесь учтена специфика задачи, заключающаяся в том, что воздействие $F_T[0] = Mg$ обеспечивается не работой двигателей, а реакцией стартовой опоры летательного аппарата, управление начинается с шага $k = 1$.

Управляющие воздействия, рассчитанные по формуле (19), и подставляемые последовательно в дискретную систему уравнений (15), принимают значения

$$\begin{aligned} F_T[1] &= Mg \cdot \left(1 + \frac{h}{g} \cdot \frac{1}{\Delta t^2}\right), F_T[2] = 0, F_T[3] = M \cdot \frac{h}{\Delta t^2}, \\ F_T[4] &= Mg + Mg \left(1 - \frac{h}{g} \cdot \frac{1}{\Delta t^2}\right), \\ F_T[k] &= Mg, X_1[k] = 0, X_2[k] = 0, k \geq 5. \end{aligned} \quad (20)$$

Как видим, быстрый алгоритм для дискретной системы достигает цели управления после 4-го шага, т.е. $k_* = 4$.

Поведение непрерывной системы приближается к ее дискретному аналогу при малых шагах дискретизации. Однако в рассматриваемом нами случае этот шаг не может быть сделан сколь угодно малым. Если двигатели могут обеспечить максимальную суммарную тягу

$$F_T^{\max} = K \cdot Mg, \quad K > 1, \quad (21)$$

то из выражения для $F_T[1]$ в (20) следует ограничение на минимальное значение шага дискретизации:

$$\Delta t > \sqrt{\frac{h}{g} \cdot \frac{1}{K-1}}, \quad K > 1. \quad (22)$$

С другой стороны, увеличение шага дискретизации ведет к отклонению поведения непрерывной системы от ее дискретного аналога, вследствие чего увеличивается количество шагов, необходимых для достижения цели, и снижается качество работы системы управления [8]. Таким образом, возникает задача определения области робастности дискретного алгоритма (19) применительно к непрерывному объекту (2). Задача решается с помощью моделирования системы управления в Simulink.

В S-модели дискретизация осуществляется с помощью блока Zero-Order Hold.

Рассмотрим работу быстрого алгоритма при разных значениях шага дискретизации. При $\Delta t = 0,1$ (рис. 6) трикоптер быстро выходит на заданную высоту, однако условие (22) при этом не выполняется. При увеличении Δt (рис 7, 8) время выхода на уставку увеличивается, а максимальное значение управляющего воздействия уменьшается. В реальной системе кроме условия (22) необходимо также учитывать инерционность двигателей, которые не могут мгновенно изменять тягу. Очевидно, что с увеличением шага дискретизации влияние инерционности на качество управления уменьшается.

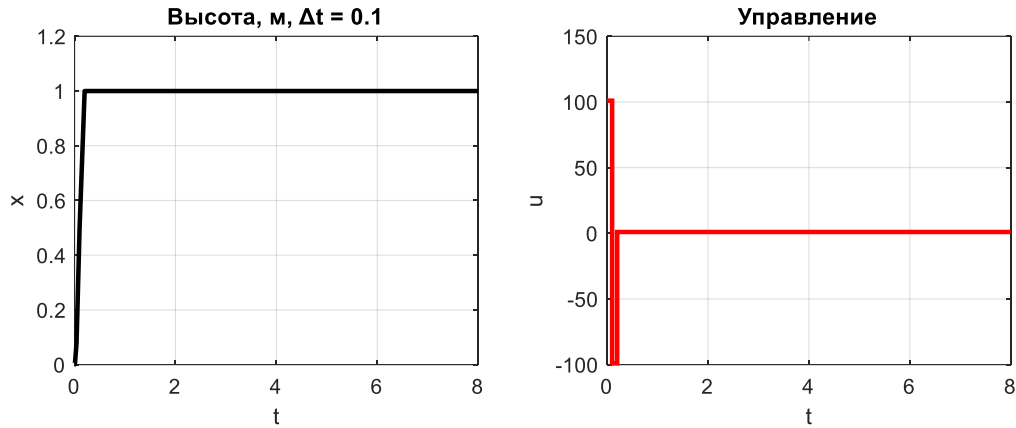


Рис. 6. Работа быстрого алгоритма при $\Delta t = 0,1$

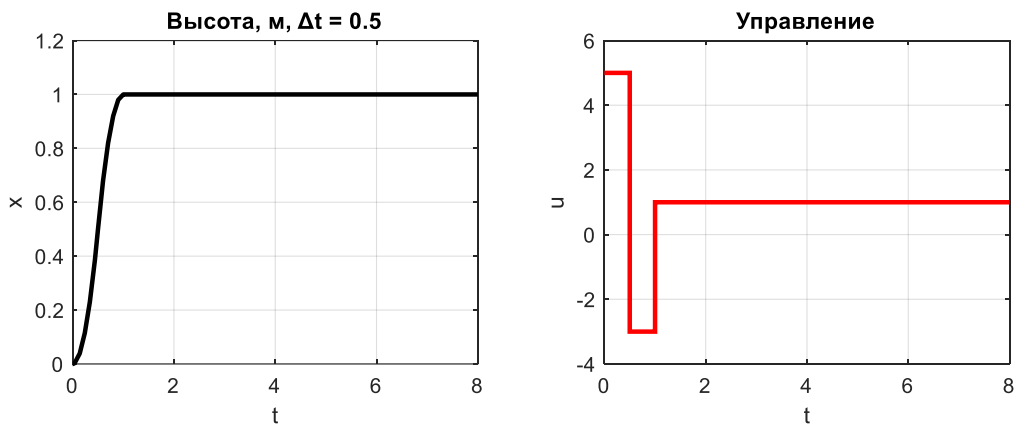


Рис. 7. Работа быстрого алгоритма при $\Delta t = 0,5$

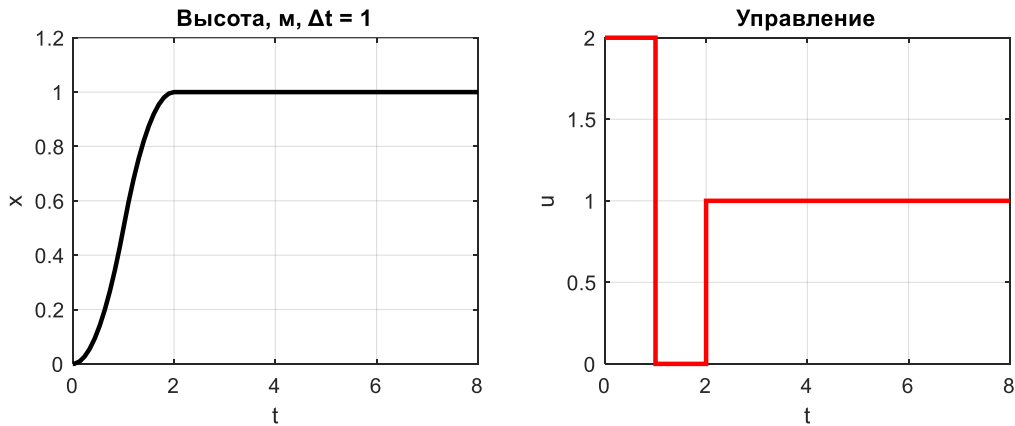


Рис. 8. Работа быстрого алгоритма при $\Delta t = 1$

При моделировании работы системы с учетом (22) и разными шагами дискретизации получены следующие результаты. Максимальная тяга двигателей (22) взята равной $4Mg$.

При малых значениях Δt (рис. 9) учет ограничения приводит к частым переключениям между максимальной и минимальной тягой, что ухудшает качество управления и является физически сложно реализуемым. При увеличении Δt (рис 10, 11) качество управления улучшается, однако время выхода на уставку остается равным времени выхода при Δt , при котором максимальная тяга не превышает ограничение.

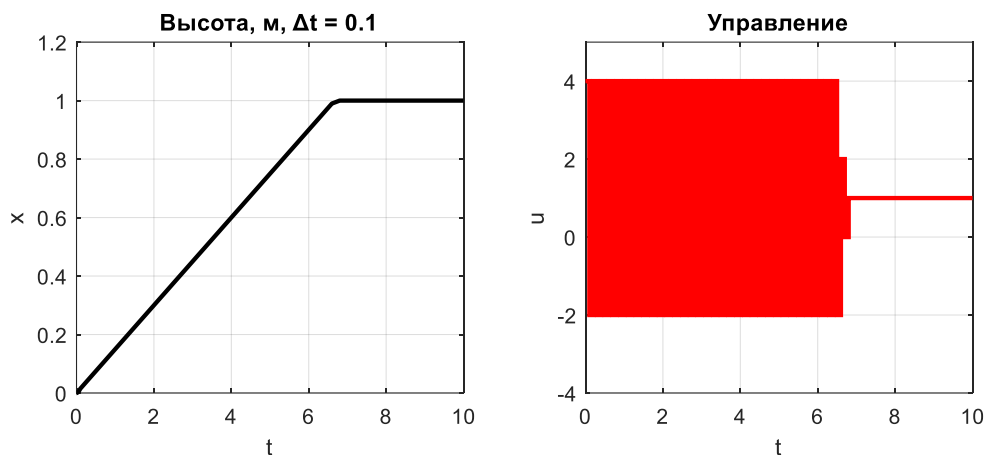


Рис. 9. Работа быстрого алгоритма с ограничением тяги при $\Delta t = 0,1$

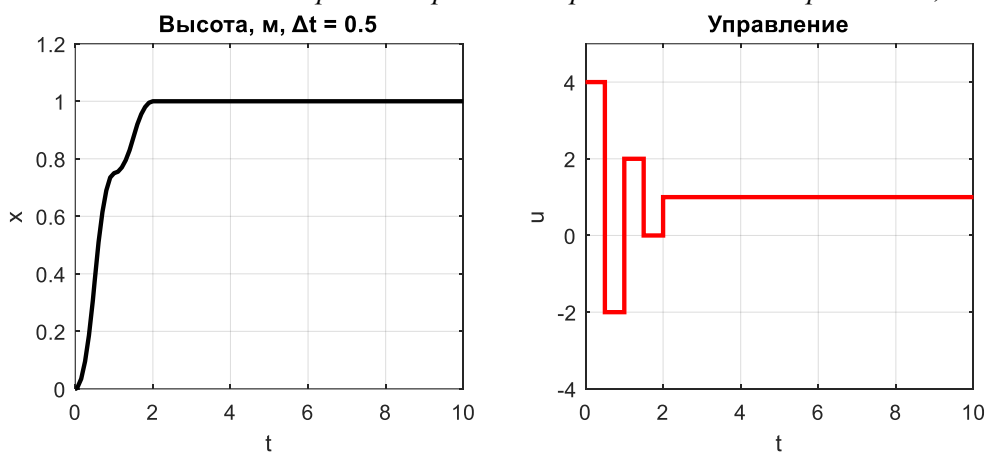


Рис. 10. Работа быстрого алгоритма с ограничением тяги при $\Delta t = 0,5$

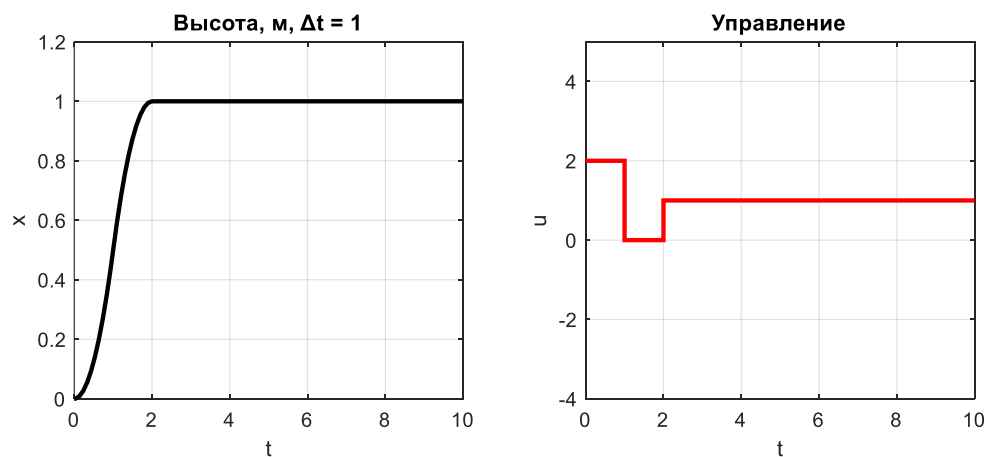


Рис. 11. Работа быстрого алгоритма с ограничением тяги при $\Delta t = 1$

3. Стабилизация высоты и положения трикоптера при нагрузке

В реальных условиях БПЛА поднимают в воздух полезный груз, параметры которого могут изменяться: аппарат может поднимать или сбрасывать его, груз может менять положение, например, при раскачивании. Для исследования поведения системы управления в подобных сценариях были рассмотрены три случая: груз с фиксирован-

ными параметрами, расположенный со смещением относительно центра масс трикоптера, груз, меняющий положение, и груз, меняющий массу.

На рисунке 12 представлены результаты моделирования подъема трикоптера с использованием ПИД-регуляторов. Параметры нагрузки постоянны:

$$m = 0,1 \text{ кг}; \alpha = 22,5^\circ; \rho = 0,1 \text{ м}$$

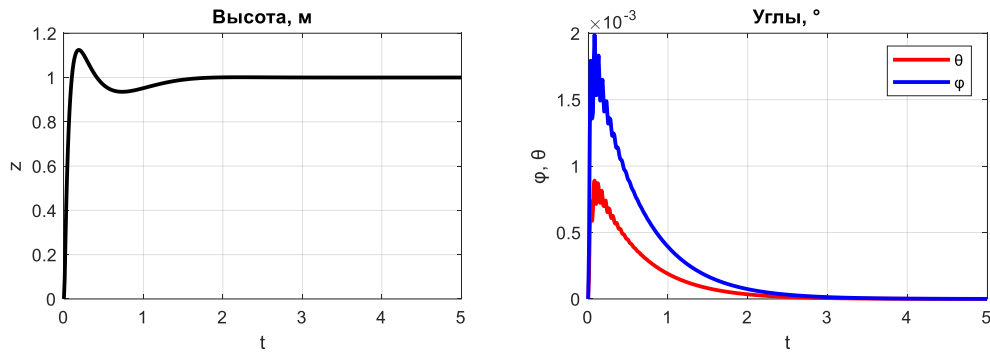


Рис. 12. Результаты моделирования подъема при постоянной асимметричной нагрузке

На рисунке 13 представлены результаты моделирования подъема при нагрузке, меняющей положение. Параметры нагрузки:

$$m = 0,1 \text{ кг}; \alpha = 22,5^\circ; \rho = \begin{cases} 0,1 \text{ м}, & t < 2 \\ 0,2 \text{ м}, & t \geq 2 \end{cases}$$

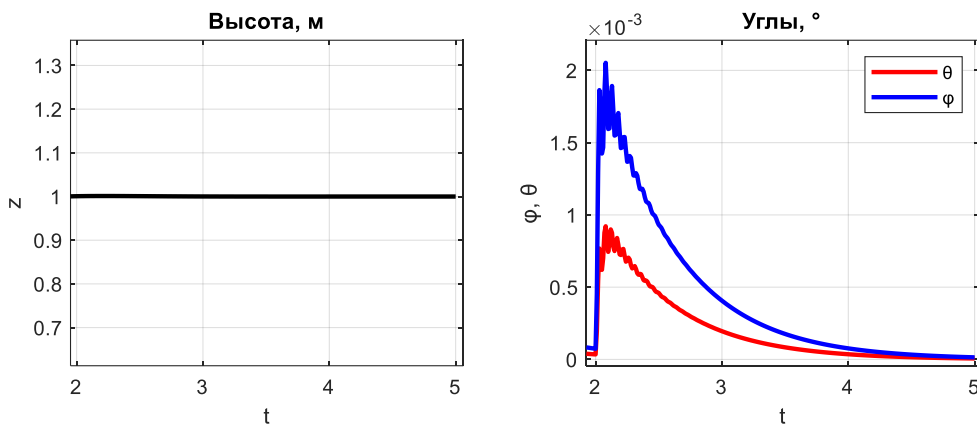


Рис. 13. Результаты моделирования подъема при изменяющемся положении нагрузки

На рисунке 14 представлены результаты моделирования подъема при изменении массы, имитирующем сброс нагрузки. Параметры нагрузки:

$$\rho = 0,1 \text{ м}; \alpha = 22,5^\circ; m = \begin{cases} 0,2 \text{ кг}, & t < 2 \\ 0 \text{ кг}, & t \geq 2 \end{cases}$$

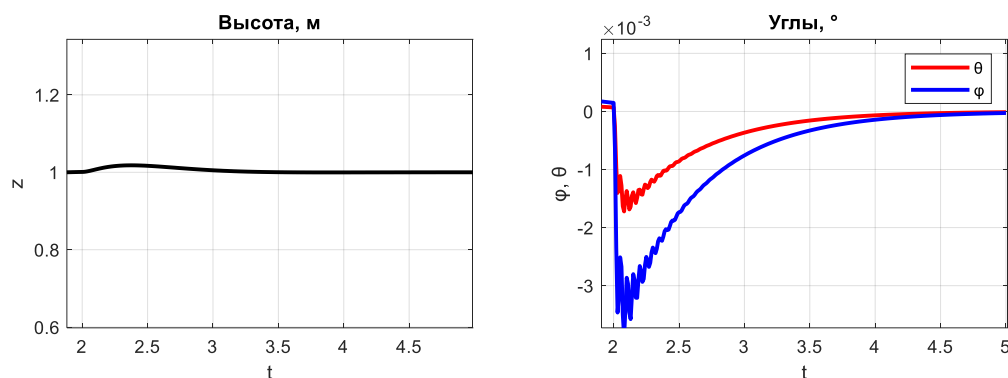


Рис. 14. Результаты моделирования при изменяющейся массе нагрузки

Заключение

Рассмотрена задача управления подъемом и горизонтальной стабилизации беспилотного трикоптера с центрально-симметричным расположением двигателей. В математической модели трикоптера учтено наличие нагрузки с параметрами, меняющимися со временем.

Представлен алгоритм управления подъемом и горизонтальной стабилизацией, основанный на дискретном ПИД-регуляторе. Разработан алгоритм управления подъемом, основанный на быстром алгоритме 2-го порядка. Представлена S-модель управления, построенная в пакете MATLAB/Simulink, и результаты моделирования алгоритмов управления.

Для быстрого алгоритма исследовано поведение системы при разных шагах дискретизации. Определено, что алгоритм является наиболее работоспособным при учете физического ограничения на максимальную тягу при выборе шага дискретизации и продемонстрирована работа алгоритма при разных его значениях, как без учета ограничения тяги, так и с учетом. Для большей робастности системы можно рекомендовать переключаться на другой алгоритм управления, например ПИД, после выхода на уставку.

Дальнейшим направлением исследований может стать изучение робастности быстрого алгоритма для случаев, когда параметры системы не определены точно. Также возможно учитывать при моделировании большее количество физических свойств трикоптера, таких, как инерционность тяговых двигателей, нелинейности при больших отклонениях по горизонтали и т. д.

Список литературы

1. *Формирование структуры и разработка алгоритмов системы автоматического управления БЛА конвертопланного типа* / Аполлонов Д. В., Артамонов М. А., Бибикина К. И., Ермаков М. В., Петрова А. А., Шибаев В. М. // XIV Всероссийское совещание по проблемам управления "ВСПУ 2024". Россия, Москва, ИПУ РАН 17-20 июня 2024 г. Электронный препринт. С. 1494–1497.
2. *Алгоритмы управления полётом беспилотных летательных аппаратов типа трикоптера с поворотными винтами* / Нгуен З. Х., Путов В. В., Шелудько В. Н. // XIV Всероссийское совещание по проблемам управления "ВСПУ 2024". Россия, Москва, ИПУ РАН 17-20 июня 2024 г. Электронный препринт. С. 1498–1502.
3. *Ощепков А. Ю.* Компьютерное моделирование робастных и адаптивных алгоритмов в технологии модельно-ориентированного проектирования / Ощепков А. Ю., Власов А. Н. // Вестник Пермского университета. Математика. Механика.

Информатика. 2024. № 64. С. 43–52. DOI: 10.17072/1993-0550-2024-1-43-52
EDN: PLYDTM

4. Деменков Н. П. Модельно-ориентированное проектирование систем управления / Деменков Н. П. // Промышленные АСУ и контроллеры. 2008. № 10. С. 66–69. EDN: KAXWLN
5. Дорф Р. Современные системы управления. / Дорф Р., Бишоп Р. М.: Лаборатория Базовых Знаний, 2002. С. 779–780.
6. Мирошник И. В. Теория автоматического управления. Линейные системы / Мирошник И.В. СПб.: Питер, 2005. 336 с. ISBN: 5-469-00350-7 EDN: QMOQGZ
7. Андриевский Б. Р. Избранные главы теории автоматического управления с примерами на языке MATLAB / Б. Р. Андриевский, А. Л. Фрадков. СПб.: Наука, 1999. 467 с.
8. Ощепков А. Ю. Универсальные быстрые алгоритмы управления для объектов с инерцией / Ощепков А. Ю., Исаков К. А. // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2009. № 3. С. 10–16. EDN: KPZDNX

References

1. Apollonov, D. V., Artamonov, M. A., Bibikova, K. I., Ermakov, M. V., Petrova A. A. and Shibaev V. M. (2024), "Formation of the structure and development of algorithms for the automatic control system of a convertiplane UAV", *XIV Vserossijskoe soveshchanie po problemam upravleniya* [XIV All-Russian Conference on Management Problems], *XIV Vserossijskoe soveshchanie po problemam upravleniya* [XIV All-Russian Conference on Management Problems], Moscow, Russia, 17-20 June 2024, pp. 1494-1497.
2. Nguen, Z. H., Putov, V. V. and Shelud'ko, V. N. (2024), "Flight control algorithms for unmanned aerial vehicles of the tricopter type with rotary propellers", *XIV Vserossijskoe soveshchanie po problemam upravleniya* [XIV All-Russian Conference on Management Problems], *XIV Vserossijskoe soveshchanie po problemam upravleniya* [XIV All-Russian Conference on Management Problems], Moscow, Russia, 17-20 June 2024, pp. 1498-1502.
3. Oshchepkov, A. Yu. and Vlasov, A. N. (2024), "Computer modeling of robust and adaptive algorithms in model-based design technology", *Vestnik Permskogo universiteta. Matematika. Mekhanika. Informatika*. vol 64, pp. 43-52.
4. Demenkov, N. P. (2008), "Model-Based Design of Control Systems", *Promyshlennye ASU i kontrollery*, vol. 10, pp. 66–69.
5. Dorf, R. and Bishop, R. (2002), *Sovremennye sistemy upravleniya* [Modern Control Systems], Translated by Kopylov B. I., Laboratoriya Bazovyh Znaniy, Moscow, Russia, pp 779-780.
6. Miroshnik, I. V. (2005), *Teoriya avtomaticheskogo upravleniya. Linejnye sistemy* [Automatic Control Systems. Linear Systems], Saint-Petersburg, Piter, Russia, p. 336.
7. Andrievskij, B. R and Fradkov, A. L. (1999), *Izbrannye glavy teorii avtomaticheskogo upravleniya s primerami na yazyke MATLAB* [Selected Chapters of Automatic Control Theory with examples in MATLAB language]. Saint-Petersburg, Nauka, Russia, p. 467.
8. Oshchepkov, A. Yu. and Isakov, K. A. (2009), "Universal Fast Control Algorithms for Objects with Inertia", *Pribory i sistemy. Upravlenie, kontrol', diagnostika*, vol. 3, pp. 10-16.

Информация об авторах:

А. Ю. Ощепков – кандидат физико-математических наук, доцент, профессор кафедры радиоэлектроники и защиты информации Пермского государственного национального исследовательского университета (614068, Россия, г. Пермь, ул. Букирева, 15), член международного общества по физике и управлению (International Physics And Control Society – IPACS), AuthorID 175649;

А. Н. Власов – аспирант физического факультета Пермского государственного национального исследовательского университета (614068, Россия, г. Пермь, ул. Букирева, 15).

Information about the authors:

A. Yu. Oshchepkov – Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Associate Professor, Professor of the Department of Radio Electronics and Information Security, Perm State University (15 Bukireva St., Perm, 614068, Russia), member of IPACS, AuthorID 175649.

A. N. Vlasov – postgraduate student of the Department of Radio Electronics and Information Security, Perm State University (15 Bukireva St., Perm, 614068, Russia).