

УДК 681.53

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КВАДРОКОПТЕРА НА ОСНОВЕ КАСКАДНЫХ ФИЛЬТРОВ КАЛМАНА

© Ф. П. Герасимов¹, Ю. Н. Золотухин¹, К. Ю. Котов^{1, 2},
А. С. Мальцев¹, А. П. Ян¹

¹Институт автоматизации и электрометрии СО РАН,
630090, г. Новосибирск, просп. Академика Коптюга, 1

²ЦКП «СКИФ», Институт катализа им. Г. К. Борескова СО РАН,
630559, р. п. Кольцово Новосибирской обл., Никольский просп., 1
E-mail: kotov@idisys.iae.nsk.su

Для решения задачи оценки ориентации и местоположения летательного аппарата предложена система на основе последовательно соединённых фильтров Калмана: линейного фильтра Калмана в контуре стабилизации ориентации и расширенного фильтра Калмана в подсистеме удержания заданного местоположения. Эффективность разработанной системы управления подтверждена экспериментальными результатами по управлению полётом квадрокоптера в помещении.

Ключевые слова: автоматическая система управления полётом, каскадные фильтры Калмана.

DOI: 10.15372/AUT20220403

Введение. При создании систем управления движением летательных аппаратов (ЛА), манипуляторов, автономных мобильных роботов, систем позиционирования человека возникает необходимость решения задачи оценки вектора состояния объекта, содержащего пространственные координаты и скорости движения. Описанные в литературе [1–7] системы определения ориентации, местоположения и скорости включают в себя инерциальные измерительные модули (ИИМ) и алгоритмы обработки и комплексирования данных.

В настоящее время повсеместно используются ИИМ, состоящие из комплексов микромеханических датчиков — акселерометров, гиросенсоров и магнетометров. Навигационные системы с ИИМ дополняются датчиками других типов — приёмниками спутниковых сигналов, оптическими и ультразвуковыми датчиками.

Алгоритмы оценивания ориентации в ряде случаев строятся на основе простых наблюдателей состояния — комплементарных фильтров. В работе [1] предложен алгоритм на основе нелинейного комплементарного фильтра с использованием данных инерциальных сенсоров и магнетометра. В [2] рассматривается адаптивный комплементарный фильтр на базе кватернионов. В [3] описан алгоритм на основе метода градиентного спуска, в [4] как альтернатива разработан расширенный комплементарный фильтр, не требующий использования процедур минимизации.

Оценка местоположения ЛА требует комплексирования данных об ориентации и положении объекта. Для решения этой задачи применяются методы оптимальной линейной фильтрации. Линейный фильтр Калмана предложен для оценки координат нелинейной системы в виде двойного маятника [5]. Метод градиентного спуска для оценки измеряемого кватерниона ориентации и линейный фильтр Калмана используются для оценки ориентации квадрокоптера в [6]. В [7] предложен алгоритм комплексирования данных ИИМ и датчика оптического потока с помощью расширенного фильтра Калмана в системе управления мультироторным ЛА.

При построении системы оценки координат на основе фильтра Калмана, как правило, используется кинематическая или упрощённая динамическая (с постоянными ускорениями) модель движения аппарата. Зачастую не рассматриваются входы модели, соответствующие реальным управляющим воздействиям, подаваемым на объект.

Цель данной работы — создание системы оценки ориентации и положения ЛА на основе последовательно соединённых или каскадных фильтров Калмана [8]. Предложено использовать линейный фильтр Калмана для быстрого контура стабилизации ориентации и расширенный фильтр Калмана для подсистемы удержания заданного местоположения. Эффективность разработанной системы управления подтверждена экспериментальными результатами по управлению полётом квадрокоптера в помещении.

Постановка задачи. Пространственное положение квадрокоптера описывается координатами центра масс аппарата x, y, z в инерциальной системе отсчёта и углами поворота вокруг осей x_b, y_b, z_b системы отсчёта, жёстко связанной с аппаратом и имеющей начало в точке центра масс квадрокоптера. Приняты следующие обозначения: ϕ — угол поворота вокруг оси x_b (крен), θ — угол поворота вокруг оси y_b (тангаж), ψ — угол поворота вокруг оси z_b (рыскание). Упрощённая математическая модель, характеризующая движение квадрокоптера в указанных координатах, задаётся уравнениями [9]

$$\begin{cases} m\ddot{x} = (\sin \psi \cdot \sin \phi + \cos \psi \cdot \cos \phi \cdot \sin \theta)u_1; \\ m\ddot{y} = (-\cos \psi \cdot \sin \phi + \sin \psi \cdot \cos \phi \cdot \sin \theta)u_1; \\ m\ddot{z} = \cos \phi \cdot \cos \theta \dot{u}_1 - mg, \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} I_{xx}\ddot{\phi} = u_2 - (I_{zz} - I_{yy})\dot{\theta}\dot{\psi}; \\ I_{yy}\ddot{\theta} = u_3 - (I_{xx} - I_{zz})\dot{\phi}\dot{\psi}; \\ I_{zz}\ddot{\psi} = u_4, \end{cases} \quad (2)$$

где m — масса квадрокоптера; g — ускорение свободного падения; I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} — моменты инерции относительно главных осей квадрокоптера; u_1 — сила тяги вдоль оси z_b ; u_2, u_3, u_4 — вращающие моменты. Точками над переменными обозначены производные по времени.

Уравнения (1) и (2) представим в компактном виде:

$$\dot{q} = f(q(t), u(t)), \quad (3)$$

где

$$q = [x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \phi, \theta, \psi, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T \quad (4)$$

— вектор состояния системы; $f(q, u)$ — вектор-функция, определяемая моделью объекта; u — вектор управляющих воздействий.

Силы и моменты сил, действующие на квадрокоптер, показаны на рис. 1. Рама аппарата имеет длину диагонали $2l_0$ м и повёрнута на угол $\gamma = \pi/4$ рад относительно оси z_b связанной системы координат. Каждый ротор создаёт аэродинамическую силу тяги F_i , направленную вверх, и момент M_i , направленный в сторону, противоположную вращению винта i . Полная тяга задаётся соотношением

$$u_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4. \quad (5)$$

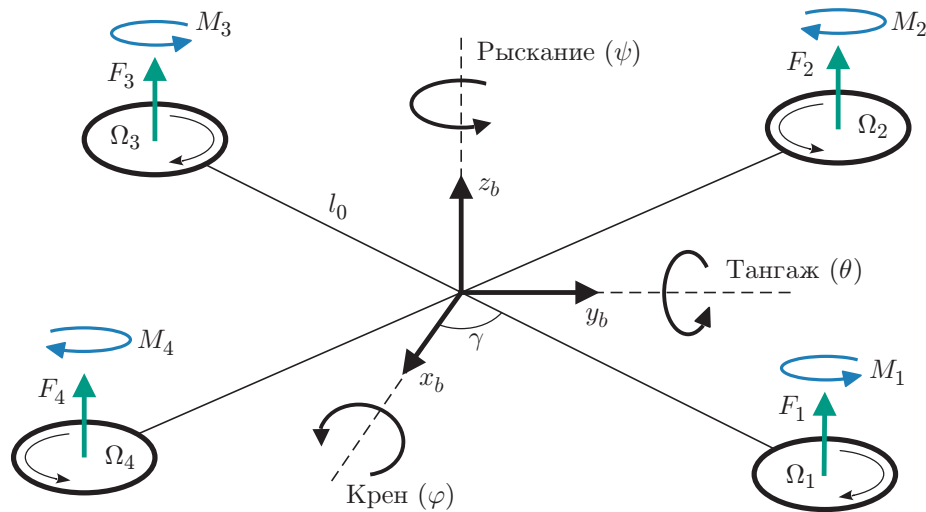


Рис. 1. Системы координат, силы и моменты, действующие на квадрокоптер

В собственной системе координат квадрокоптера крутящие моменты по крену и тангажу вычисляются по правилу правой руки. Моменты сил по осям x_b и y_b равны соответственно

$$u_2 = l(F_1 + F_2 - F_3 - F_4), \quad (6)$$

$$u_3 = l(-F_1 + F_2 + F_3 - F_4), \quad (7)$$

где $l = l_0 \sin \gamma$.

Для оси z_b тяга моторов не создаёт момента силы. Однако вращение пропеллеров генерирует аэродинамический момент, направленный против вращения лопастей каждого из четырёх винтов:

$$u_4 = M_1 - M_2 + M_3 - M_4.$$

Переход от сил, создаваемых каждым ротором, к тяге и моментам полной системы записывается в матричном виде:

$$\begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ l & l & -l & -l \\ l & -l & -l & l \\ \lambda & -\lambda & \lambda & -\lambda \end{pmatrix} \begin{pmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{pmatrix} = M \begin{pmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{pmatrix},$$

где λ — коэффициент пропорциональности между аэродинамическими моментами по оси z_b и тягами винтов. Таким образом, силы тяги, которые управляющее воздействие создаёт на каждом двигателе, вычисляются как

$$\begin{pmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{pmatrix} = M^{-1} \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{pmatrix}.$$

Задачей управления считаем траекторное управление движением аппарата, а именно вывод центра масс аппарата в целевое положение с координатами x_{ref} , y_{ref} , z_{ref} и дальнейшее следование за ним. В работах [10, 11] приводится методика синтеза управляющих воздействий $u_1 - u_4$, обеспечивающих сведение к нулю рассогласования между текущими и целевыми координатами.

Реализация алгоритмов управления предполагает наличие оценок координат центра масс ЛА и углов его ориентации в пространстве в каждый момент времени, а также первых производных этих величин.

Задачей данной работы является создание системы оценивания указанных переменных состояния аппарата с использованием математической модели движения и алгоритмов управления движением.

Алгоритмы и архитектура системы оценки ориентации и положения. Модель движения (1), (2) предписывает естественное разделение задачи оценки координат аппарата на два уровня.

В первую очередь необходимо оценить углы ориентации аппарата по зашумлённым данным ИИМ.

Значения вращающихся моментов, реализующих монотонные и устойчивые процессы установления необходимых значений углов ϕ_{ref} , θ_{ref} , ψ_{ref} , приведены в работе [11]:

$$\begin{cases} u_2 = I_{xx}[-(\alpha_\phi + k_\phi)\dot{\phi} - \alpha_\phi k_\phi(\phi - \phi_{ref})]; \\ u_3 = I_{yy}[-(\alpha_\theta + k_\theta)\dot{\theta} - \alpha_\theta k_\theta(\theta - \theta_{ref})]; \\ u_4 = I_{zz}[-(\alpha_\psi + k_\psi)\dot{\psi} - \alpha_\psi k_\psi(\psi - \psi_{ref})], \end{cases} \quad (8)$$

где α , k — постоянные параметры, определяющие вид и длительность переходного процесса по регулируемым величинам.

На следующем этапе необходимо оценить координаты местоположения аппарата и линейные скорости движения по данным внешней системы определения координат и углам ориентации аппарата. Необходимые значения углов ϕ_{ref} , θ_{ref} , обеспечивающих устойчивые процессы выхода квадрокоптера в целевое положение x_{ref} , y_{ref} , z_{ref} , имеют следующий вид:

$$\begin{cases} \phi_{ref} = \arctan(H_{xx}/H_{zz}); \\ \theta_{ref} = \arctan(-H_{yy}/\sqrt{H_{xx}^2 + H_{zz}^2}), \end{cases} \quad (9)$$

где

$$\begin{cases} H_{xx} = -(\alpha_x + k_x)\dot{x} - \alpha_x k_x(x - x_{ref}); \\ H_{yy} = -(\alpha_y + k_y)\dot{y} - \alpha_y k_y(y - y_{ref}); \\ H_{zz} = -(\alpha_z + k_z)\dot{z} - \alpha_z k_z(z - z_{ref}) + g. \end{cases} \quad (10)$$

Для управления квадрокоптером достаточно управления любыми двумя углами, поэтому полагаем $\psi_{ref} = 0$. Сила тяги задаётся как

$$u_1 = m\sqrt{H_{xx}^2 + H_{yy}^2 + H_{zz}^2}. \quad (11)$$

Оценка ориентации. Основным источником шумов в получаемых отсчётах линейных ускорений и угловых скоростей от ИИМ являются вибрации, вызванные работой тяговых двигателей. Для устранения шумовой составляющей применяются фильтры нижних

частот, например Баттерворта, или простейшие фильтры с передаточной функцией апериодического звена первого порядка:

$$\frac{y^f}{y} = \frac{1}{\tau p + 1}, \quad (12)$$

где τ — параметр, определяющий частоту среза фильтра, y и y^f — исходный сигнал и сигнал на выходе фильтра, p — оператор дифференцирования.

Для учёта фазового сдвига и амплитудных искажений, вносимых фильтром, дополним модель (2) сигналами угловых скоростей по осям x, y, z и углами ориентации (вычисленными с помощью линейных ускорений) на входе и выходе фильтра (12).

Например, для оси x_b имеем

$$\begin{cases} \dot{w}_x = u_2 / I_{xx}; \\ \dot{w}_x^f + k_f w_x^f = k_f w_x; \\ \dot{\phi} = w_x; \\ \dot{\phi}^f + k_f \phi^f = k_f \phi, \end{cases} \quad (13)$$

где $k_f = 1/\tau$ — коэффициент фильтра.

В уравнениях (13) не учитывается компонента перекрёстной связи между осями y и z , возникающая при повороте аппарата по углу рыскания. Для упрощения получаемых соотношений полагаем, что управление осуществляется независимым изменением углов крена и тангажа.

Для угловых скоростей w_y, w_z и углов θ, ψ уравнения (13) имеют аналогичный вид. Управляющие воздействия $u_2 - u_4$ определяются соотношениями (8).

Помимо шумов в системе неизбежно возникают транспортные запаздывания ввиду конечной скорости работы каналов передачи данных, различных частот работы модулей и дискретизации измеряемых непрерывных величин. Общее время запаздывания в дискретной системе связано с периодом квантования Δt соотношением

$$T = N \Delta t. \quad (14)$$

Одним из способов компенсации транспортного запаздывания T является применение аналитического экстраполятора, который позволяет оценить вектор состояния q для текущего момента времени t , используя математическую модель объекта управления [12]. Оценка выражается как

$$\hat{q}^k = q_d^k + \sum_{i=k}^{k+N} f(q_m^i, u^{i-N}) \Delta t, \quad (15)$$

где \hat{q}^k — оценка вектора состояния системы в дискретный момент времени $k\Delta t$; q_d^k — измерение вектора состояния в текущий момент времени; q_m^i — состояние модели (4), инициализированное значением $q_m^k = q_d^k$. Для использования экстраполятора требуется хранить N последних значений управления u^i , поступивших на объект.

Компенсация запаздывания с помощью экстраполятора приводит к усилению шумов по причине того, что к исходному вектору прибавляется интеграл по N отсчётам, который приводит к накоплению ошибки. Для устранения отклонений и выбросов относительно вектора состояния предложено применить линейный фильтр Калмана.

Для оси x оцениваемый вектор состояния будет иметь вид

$$\hat{q}_x^k = [w_x^k, w_x^{fk}, \phi^k, \phi^{fk}]^\top. \quad (16)$$

Фильтрация Калмана включает этапы предсказания

$$\hat{q}_x^{k+1} = F^k \hat{q}_x^k + B^k u^k \quad (17)$$

и этапы коррекции:

$$P^{k+1} = F^k P^k (F^k)^T + Q^k, \quad (18)$$

$$K^k = P^k / (P^k + R^k), \quad (19)$$

$$\hat{q}_x^{k+1} = \hat{q}_x^k + K^k [z_x^k - H \hat{q}_x^k], \quad (20)$$

где F^k — матрица модели движения (13); B^k — матрица функции управления; H^k — матрица модели измерения; P^k , R^k и Q^k — ковариационные матрицы состояния, шума измерений и ошибки модели соответственно.

Оценка координат. Помимо углов ориентации и угловых скоростей входными данными для алгоритма управления (8)–(11) являются зашумлённые реализации координат центра масс ЛА, полученные от внешней системы определения координат. Дополнительно требуется наличие оценок первых производных этих переменных. Соотношения (1), (2) могут быть использованы для оценки переменных состояния объекта в расширенном фильтре Калмана.

Аналогично нижнему уровню транспортные временные задержки, связанные с передачей сигналов, устраняются аналитическим экстраполятором (15).

Ввиду нелинейности модели (3) для сглаживания экстраполированного вектора состояния предложено применить расширенный фильтр Калмана, в котором полная математическая модель ЛА линеаризуется в окрестности рабочей точки (\hat{q}_{ekf}^k, u^k) с использованием разложения в ряд Тейлора:

$$\hat{q}_{ekf}^{k+1} \approx f(\hat{q}_{ekf}^k, u^k) + F^k [\hat{q}^k - \hat{q}_{ekf}^k] + \omega(k), \quad (21)$$

$$F^k = \left. \frac{\partial f(q^k, u^k)}{\partial q^k} \right|_{q^k = \hat{q}_{ekf}^k}, \quad (22)$$

где q — полный вектор состояния (4), $\omega(k)$ — случайный процесс, описывающий погрешности моделирования. Этап предсказания расширенного фильтра Калмана отличается от линейного случая (17) и записывается как

$$\hat{q}_{ekf}^{k+1} = f(\hat{q}_{ekf}^k, u^k). \quad (23)$$

Этап коррекции аналогичен линейному фильтру Калмана и рассчитывается по формулам (18)–(20).

На вход расширенного фильтра Калмана поступают оценки угловых скоростей и углы ориентации, полученные в линейном фильтре Калмана на этапе оценки ориентации. Результирующий вектор измерения имеет вид

$$z^k = [x^k, y^k, z^k, \phi^k, \theta^k, \psi^k, w_x^k, w_y^k, w_z^k]^\top. \quad (24)$$

Рассчитанное на первом этапе управление подаётся на расширенный фильтр Калмана и в программный модуль моторов, где с учётом матрицы перехода и силовой характеристики моторов генерируется широтно-импульсный модулированный сигнал, определяющий скорость вращения роторов, подключенных к электронным регуляторам (ЭР) хода (рис. 2).

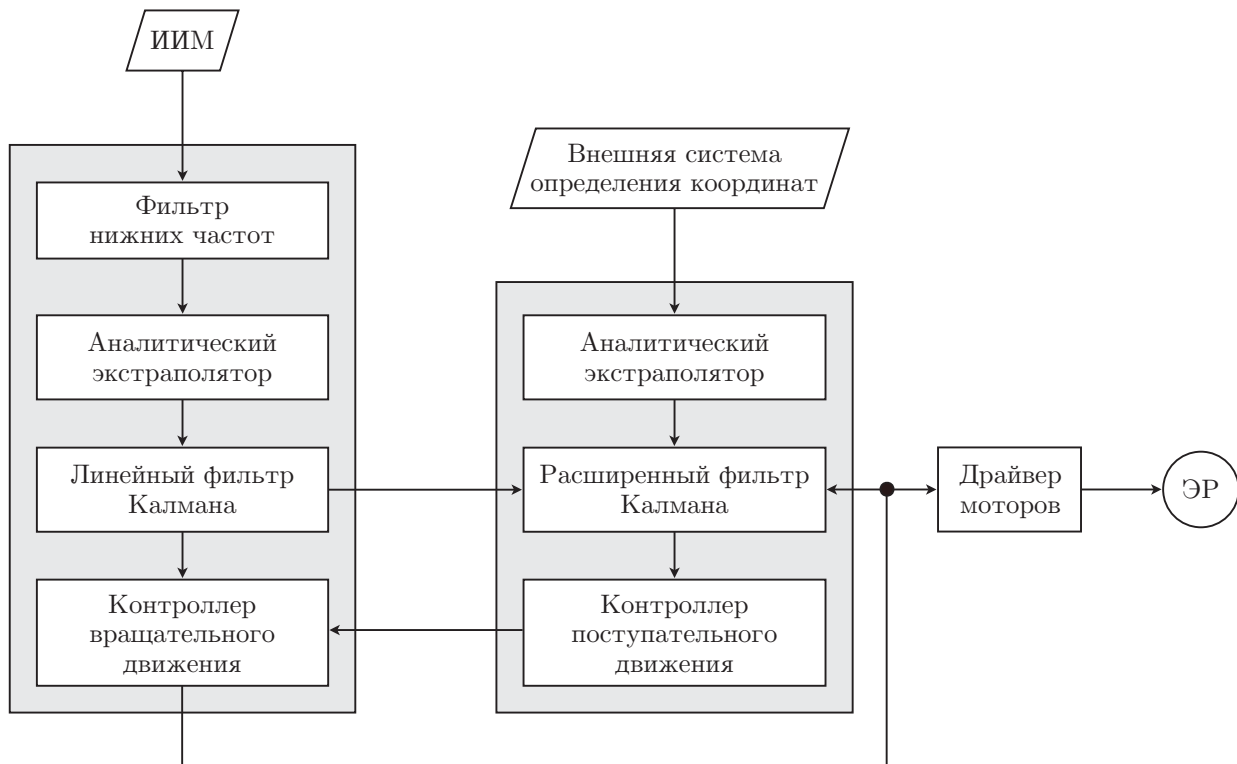


Рис. 2. Система управления квадрокоптером

Описание программной и аппаратной частей системы управления. Расчёт управляющих воздействий и текущих координат аппарата, комплексирование и фильтрация данных сенсоров, формирование управляющих сигналов на двигатели выполняются на одноплатном микрокомпьютере Raspberry Pi 3B с 4-ядерным процессором Cortex-A53 (ARM v8) 1,2 ГГц и оперативной памятью 1 Гб. В качестве операционной системы используется Ubuntu 20.04 LTS.

Программное обеспечение созданной системы управления имеет модульную архитектуру и построено на механизме межпроцессного взаимодействия ROS (Robot Operation System) [13].

В данной работе используются пакеты программ ROS, предназначенные для решения задач получения данных ИИМ, распознавания AR-маркеров, сохранения данных (рис. 3). Разработанные модули управления и оценки состояния в линейном и расширенном фильтрах Калмана написаны на языке C++/Python с применением асинхронной обработки на основе ROS Timer и интегрированы в систему ROS. Взлёт и посадка аппарата осуществляются в ручном режиме по командам оператора, обработка которых выполняется в модуле console. Абсолютные координаты центра масс аппарата при полётах в помещении определяются с помощью внешней видекамеры и системы локализации на основе визуальных AR-маркеров в модулях camera, ar_track_alvar и vision_pose.

Разработанная система управления имеет двухуровневую структуру.

Оценка углового положения и установление заданной ориентации аппарата выполняются в модуле attitude_controller с использованием данных интегрированного инерциального модуля InvenSense MPU-9250.

Оценка положения аппарата и установление заданных координат аппарата выполняются в модуле position_controller с использованием данных от модуля нижнего уровня и данных внешней видеосистемы определения координат.

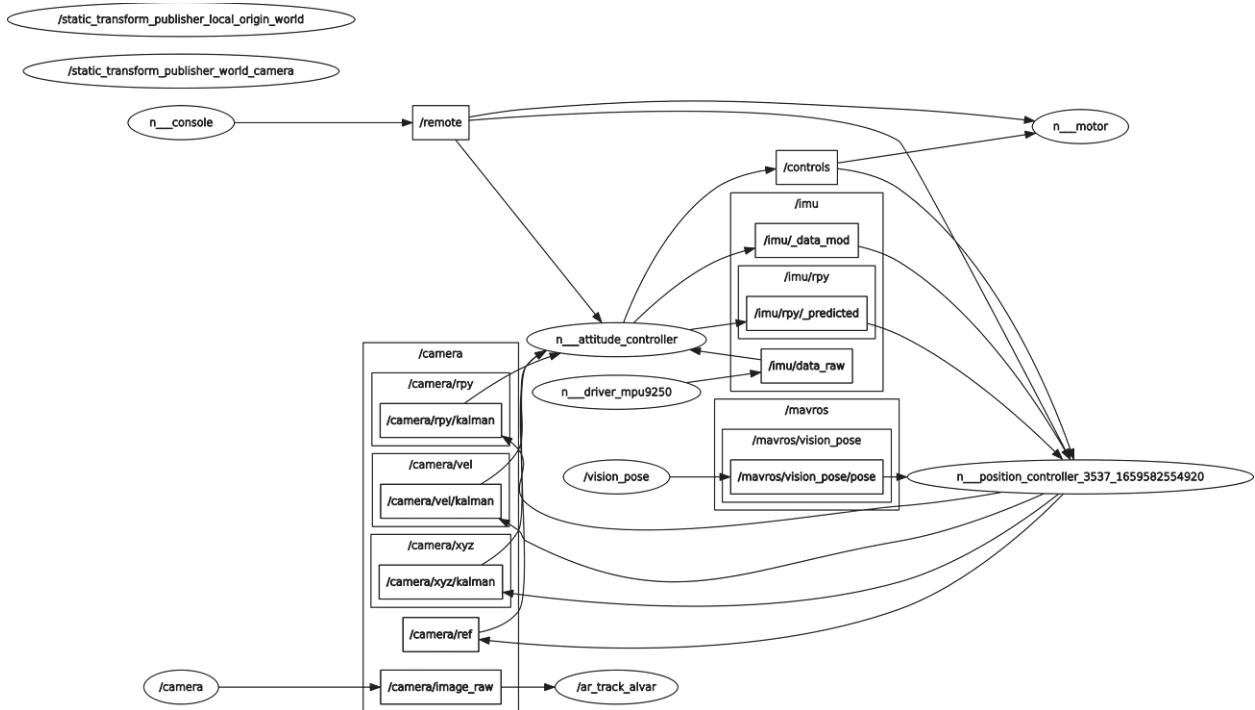


Рис. 3. Структурная схема программной части системы управления в среде ROS

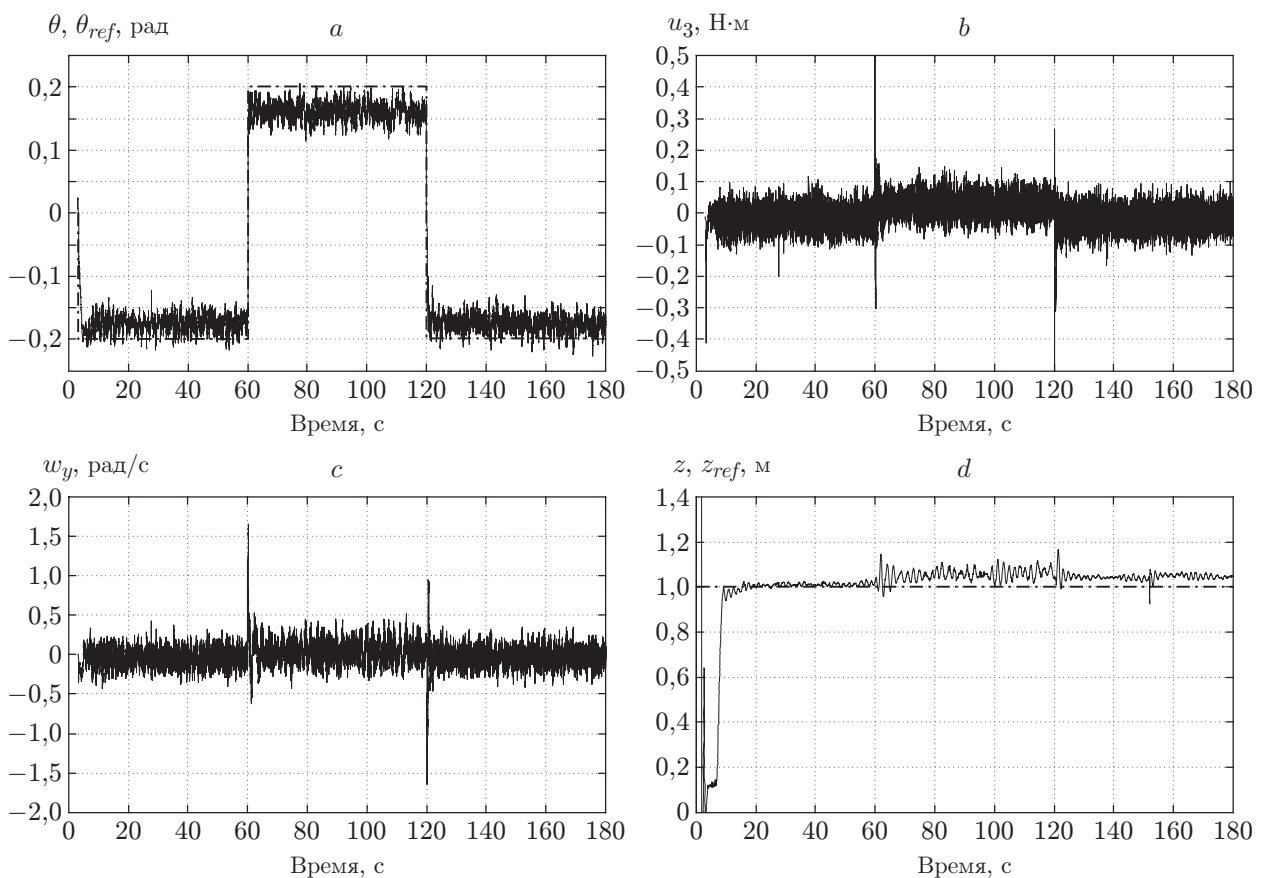


Рис. 4. Изменение угла тангажа аппарата в режиме стабилизации: *a* — оценка θ и требуемое значение угла тангажа θ_{ref} ; *b* — управляющий момент u_3 ; *c* — оценка угловой скорости w_y ; *d* — текущая высота z (штрихпунктирные линии — θ_{ref} , z_{ref})

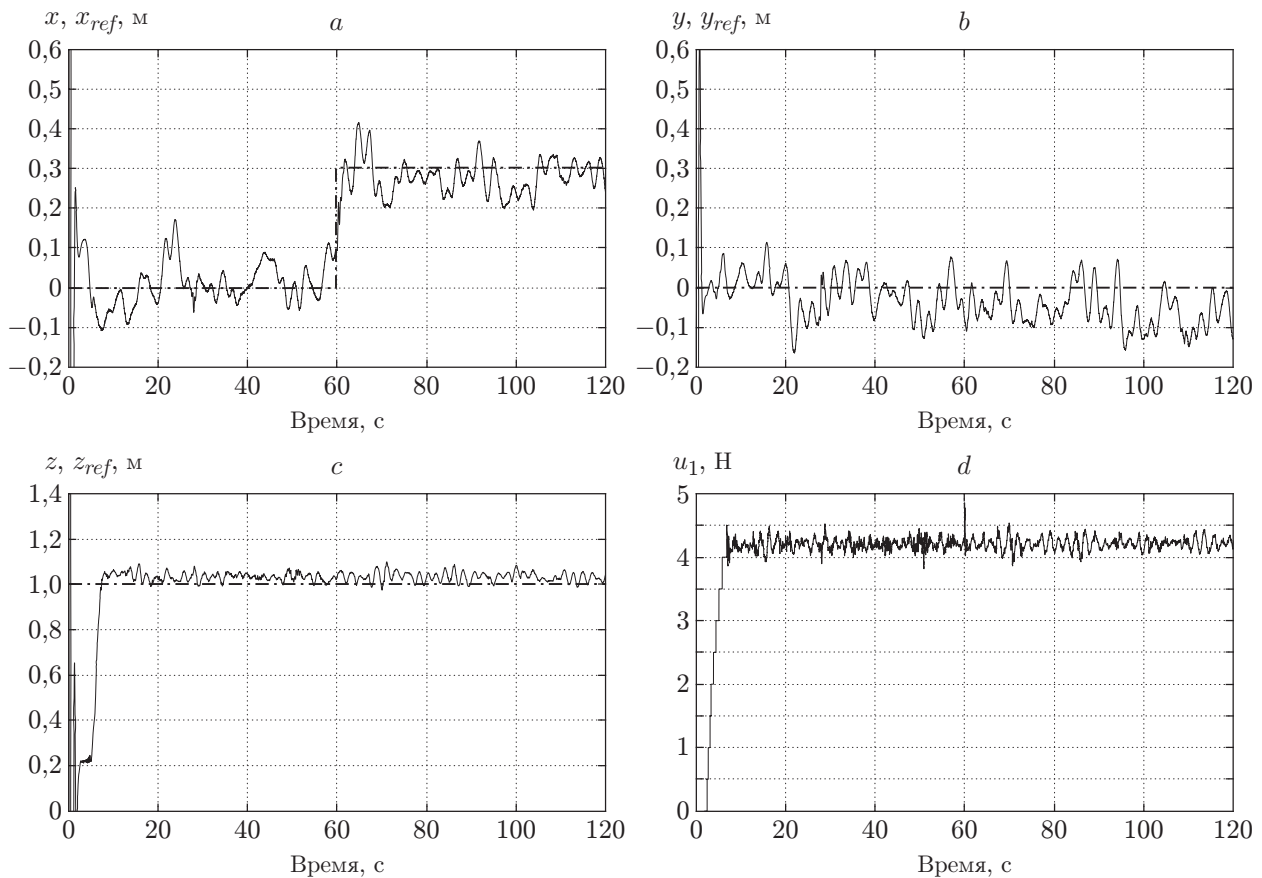


Рис. 5. Изменение координат аппарата в режиме удержания местоположения:
 а — координаты x и x_{ref} ; б — координаты y и y_{ref} ; в — координаты z и z_{ref} ;
 д — сила тяги u_1 (штрихпунктирные линии — $x_{ref}, y_{ref}, z_{ref}$)

В программном модуле motor реализована линейная зависимость ширины сигнала широтно-импульсной модуляции от силы тяги F_i i -го двигателя. Данная зависимость оценена экспериментально с использованием тензометрических весов и на рабочем участке силы тяги с достаточной точностью представляется линейной зависимостью.

Экспериментальные результаты. Для оценки эффективности предложенной системы управления в лабораторных условиях собран прототип квадрокоптера на основе X-образной рамы с диагональю 250 мм. Аппарат имеет следующие масс-инерционные характеристики: $m = 0,4$ кг, $J_x = 7,5 \cdot 10^{-3}$ кг \cdot м², $J_y = 7,5 \cdot 10^{-3}$ кг \cdot м², $J_z = 14,2 \cdot 10^{-3}$ кг \cdot м².

Подача управляющих сигналов на двигатели программным модулем motor_driver выполнялась с частотой 400 Гц. Частота выполнения модулей attitude_controller и position_controller установлена 200 и 100 Гц соответственно. Данные об ориентации аппарата, вычисленные его навигационной системой, а также координаты центра масс аппарата от внешней видеосистемы поступали с частотой 270 и 20 Гц соответственно.

Стендовые проверки включали в себя серию полётов в режиме стабилизации или удержания заданных углов и полёты в режиме удержания заданных координат x_{ref}, y_{ref} . Удержание высоты z_{ref} выполнялось во всех режимах.

Качество переходных процессов оценивалось при ступенчатом изменении регулируемой величины.

Устанавливались следующие параметры алгоритма управления: $k_\theta = \alpha_\theta = 16$; $k_\psi = \alpha_\psi = 16$; $k_\phi = \alpha_\phi = 16$ и $k_x = \alpha_x = 4$; $k_y = \alpha_y = 4$; $k_z = \alpha_z = 4$.

В режиме стабилизации по углам θ , ψ (заданный курсовой угол $\phi_{ref} = 0$ во всех случаях) полученные переходные характеристики при данных параметрах имеют монотонный характер без перерегулирования (рис. 4). Время установления заданных углов тангажа и крена θ_{ref} , ψ_{ref} после переключения в моменты времени $t = 60$ с и $t = 120$ с не превышает 0,2 с.

На рис. 5 представлены результаты удержания заданных координат x_{ref} , y_{ref} . В момент времени $t = 60$ с происходит переключение координаты x_{ref} . Время переходного процесса по координате x определяется расстоянием до целевого местоположения и составляет несколько секунд. Среднеквадратичное отклонение координаты от заданного значения составило 0,5 м.

Заключение. В данной работе предложена архитектура системы оценки ориентации и местоположения мультироторного аппарата в задаче управления траекторным движением. Создан программно-аппаратный комплекс системы автоматического управления полётом. Экспериментально подтверждена эффективность предложенной системы управления. Достигнутая точность позиционирования квадрокоптера относительно желаемой траектории при полётах в помещении составила 0,05 м.

Финансирование. Работа выполнена при поддержке Министерства науки и высшего образования РФ (государственная регистрация № 121042900050-6).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Euston M., Coote P., Mahony R. et al.** A complementary filter for attitude estimation of a fixed-wing UAV // Proc. of the IEEE/RSJ Int. Conference on Intelligent Robots and Systems. Nice, France, Sept. 22–26, 2008. P. 340–345.
2. **Calusdian J., Yun X., Bachmann E.** Adaptive-gain complementary filter of inertial and magnetic data for orientation estimation // Proc. of the IEEE Int. Conference on Robotics and Automation. Shanghai, China, May 9–13, 2011. P. 1916–1922.
3. **Madgwick S. O. H., Harrison A. J. L., Vaidyanathan R.** Estimation of IMU and MARG orientation using a gradient descent algorithm // Proc. of the IEEE Int. Conference on Rehabilitation Robotics. Zurich, Switzerland, 29 June – 01 July, 2011. P. 1–7.
4. **Madgwick S. O. H., Wilson S., Turk R. et al.** An extended complementary filter for full-body MARG orientation estimation // IEEE/ASME Trans. Mechatronics. 2020. **25**, N 4. P. 2054–2064.
5. **Deibe A., Nacimiento J. A. A., Cardenal J., Pena F. L.** A Kalman filter for nonlinear attitude estimation using time variable matrices and quaternions // Sensors. 2020. **20**, N 23. 6731. DOI: 10.3390/s20236731.
6. **Li W., Zheng Zh., Ping S.** Quaternion-based Kalman filter for ahrs using an adaptive-step gradient descent algorithm // Int. Journ. Adv. Robot. Syst. 2015. **12**, N 9. P. 1–12.
7. **Driessen S. P. H., Janssen N. H. J., Wang L. et al.** Experimentally validated extended Kalman filter for UAV state estimation using low-cost sensors // IFAC-PapersOnLine. 2018. **51**, N 15. P. 43–48. DOI: 10.1016/j.ifacol.2018.09.088.
8. **Bevly D. M., Parkinson B.** Cascaded Kalman filters for accurate estimation of multiple biases, dead-reckoning navigation, and full state feedback control of ground vehicles // IEEE Trans. Control Syst. Technol. 2007. **15**, N 2. P. 199–208.
9. **Beard R. W.** Quadrotor dynamics and control // Brigham Young University. 2008. **19**, N 3. P. 46–56.
10. **Котов К. Ю., Мальцев А. С., Нестеров А. А., Ян А. П.** Алгоритмы и архитектура системы управления траекторным движением мультироторного летательного аппарата // Автометрия. 2020. **56**, N 3. С. 20–28. DOI: 10.15372/AUT20200303.

11. **Dimova A. S., Kotov K. Yu., Maltsev A. S.** Trajectory control of a quadrotor carrying a cable-suspended load // Proc. of the 24th Int. Conference on System Theory, Control and Computing (ICSTCC 2020). Sinaia, Romania, Oct. 8–10, 2020. P. 501–505. DOI: 10.1109/ICSTCC50638.2020.9259794.
12. **Золотухин Ю. Н., Котов К. Ю., Мальцев А. С. и др.** Коррекция транспортного запаздывания в системе управления мобильным роботом // Автометрия. 2011. **47**, № 2. С. 46–57.
13. **Pyo Y. S., Cho H. C., Jung R. W., Lim T. H.** ROS Robot Programming (English). ROBOTIS, Dec. 2017. P. 487.

Поступила в редакцию 27.06.2022

После доработки 29.06.2022

Принята к публикации 11.07.2022
