

УДК 681.5

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ФИЛЬТРА КАЛМАНА В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ТРАЕКТОРНЫМ ДВИЖЕНИЕМ КВАДРОКОПТЕРА

С. А. Белоконь, Ю. Н. Золотухин, К. Ю. Котов, А. С. Мальцев,
А. А. Нестеров, В. Я. Пивкин, М. А. Соболев,
М. Н. Филиппов, А. П. Ян

*Институт автоматки и электрометрии СО РАН,
630090, г. Новосибирск, просп. Академика Коптюга, 1
E-mail: zol@idisys.iae.nsk.su*

Рассматривается задача управления движением квадрокоптера по заданной в неявном виде в пространстве координат траектории. Предложенная ранее система автоматического управления полётом квадрокоптера дополнена соотношениями на основе расширенного фильтра Калмана для оценки вектора состояния объекта и систематической ошибки измерений. Работоспособность системы управления в присутствии шумов измерений и внешних возмущений подтверждается результатами моделирования и экспериментов с квадрокоптером AR.Drone.

Ключевые слова: квадрокоптер AR.Drone, управление траекторным движением, расширенный фильтр Калмана.

Введение. В последнее десятилетие в связи с успехами в области микромеханики и микроэлектроники возрос интерес к управлению компактными беспилотными летательными аппаратами (БПЛА), линейные размеры и масса которых составляют 0,1–0,5 м и 0,1–0,5 кг [1]. Значительная часть публикаций посвящена созданию платформ [2–4], разработке алгоритмов управления [5–8], планирования пути и локализации [9, 10] для мультироторных конфигураций БПЛА, что объясняется простотой и гибкостью конструкции, надёжностью и управляемостью таких аппаратов.

В данной работе рассматривается задача траекторного управления квадроспиральным БПЛА (далее квадрокоптером). Среди подходов к её решению можно выделить методы, основанные на линеаризации исходной модели [6], аппроксимации траектории движения [9], использовании динамической обратной связи [7], бэкстэппинга и скользящих режимов [8].

В предлагаемом исследовании разработанный нами и успешно применённый в ряде приложений [11–13] метод организации вынужденного движения по желаемой траектории в пространстве состояний объекта использовался для управления квадрокоптером. Результаты [13] дополнены соотношениями на основе расширенного фильтра Калмана для оценки вектора состояния объекта.

Несмотря на то что фильтр Калмана является стандартной методикой для решения задач управления и навигации БПЛА [3, 5, 10], зачастую не учитывается тот факт, что на сходимость фильтра может существенно влиять наличие негауссово шума в управляющих воздействиях, систематических ошибок в данных измерений координат аппарата и другие факторы. Ряд перечисленных проблем решается с помощью одновременного оценивания дополнительных переменных состояния, описывающих некоторые параметры модели объекта управления [14], систематические или случайные ошибки измерения [15], временные запаздывания [16] и т. д.



Рис. 1. Общий вид квадрокоптера AR.Drone

В данной работе показана возможность оценивания систематической погрешности в измерениях компонент линейной скорости квадрокоптера с помощью фильтра Калмана. Эксперименты по управлению полётом квадрокоптера в помещении и численное моделирование подтверждают работоспособность системы управления в присутствии шумов измерений и внешних возмущений.

1. Постановка задачи и описание объекта управления. В качестве объекта управления используется квадрокоптер AR.Drone, разработанный компанией "Parrot" (США) [3] и построенный по классической четырёхвинтовой схеме (рис. 1). Основная компьютерная система аппарата — процессор ARM9 с тактовой частотой 468 МГц, оперативная память DDR 128 Мб на шине 200 МГц и операционная система Linux — позволяет вести обработку информации, получаемой от различных датчиков квадрокоптера, и выдавать управляющие команды для поддержания необходимого режима полёта (взлёт, зависание, задание «пилота», посадка). Система навигации AR.Drone состоит из микроконтроллера с тактовой частотой 40 МГц, выполняющего функции сбора и предобработки навигационных данных, и набора датчиков: ультразвукового высотомера, трёхосевого модуля акселерометров, двухосевого гироскопа и одноосевого высокоточного курсового гироскопа. Система технического зрения AR.Drone имеет две видеокamеры: фронтальную с разрешением видеопотока 640×480 пикселей и частотой 15 кадр./с и вертикальную, расположенную в нижней части корпуса, с меньшим разрешением видеопотока, но большей частотой (60 кадр./с). При габаритах $52,5 \times 51,5$ см и массе аппарата около 420 г время полёта составляет ~ 15 мин. Максимальная скорость 5 м/с.

Положение квадрокоптера в пространстве характеризуется координатами x, y, z центра масс аппарата в неподвижной декартовой системе координат и тремя углами поворота вокруг осей x_b, y_b, z_b системы координат, жёстко связанной с аппаратом, причём начало координат совпадает с центром масс аппарата. Общепринятыми являются следующие обозначения: ψ — угол рыскания, т. е. угол поворота вокруг оси z_b ($-\infty < \psi < \infty$); ϕ — угол крена, или угол поворота вокруг оси x_b ($-\pi/2 < \phi < \pi/2$); θ — угол тангажа, т. е. угол поворота вокруг оси y_b ($-\pi/2 < \theta < \pi/2$). Упрощённые уравнения динамики, описывающие движение квадрокоптера в указанных координатах, и ориентация осей x_b, y_b, z_b приведены в [17]:

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

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

Здесь m — масса квадрокоптера; g — ускорение свободного падения; I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} — моменты инерции относительно соответствующих осей квадрокоптера; u_1 — u_4 — управляющие силы и моменты. Точки над знаками переменных обозначают производные по времени.

В уравнениях (1), (2) не учитываются силы аэродинамического сопротивления, действующие на винты и корпус аппарата и зависящие от скорости вращения винтов и поступательной скорости движения квадрокоптера. В разд. 4 показано, что для описания движения квадрокоптера AR.Drone учёт силы лобового сопротивления воздуха при горизонтальном перемещении корпуса в уравнениях

$$\begin{cases} m\ddot{x} = (\sin\psi \cdot \sin\phi + \cos\psi \cdot \cos\phi \cdot \sin\theta)u_1 - \frac{1}{2}C_x S \rho \dot{x}|\dot{x}|, \\ m\ddot{y} = (-\cos\psi \cdot \sin\phi + \sin\psi \cdot \cos\phi \cdot \sin\theta)u_1 - \frac{1}{2}C_y S \rho \dot{y}|\dot{y}|, \\ m\ddot{z} = \cos\phi \cdot \cos\theta u_1 - mg \end{cases} \quad (3)$$

обеспечивает более точное согласование экспериментальных результатов и моделирования. Здесь C_x , C_y и S — коэффициенты лобового сопротивления и фронтальная площадь фюзеляжа квадрокоптера; ρ — плотность воздуха [18].

Ставится задача определения управляющих параметров, обеспечивающих устойчивое движение квадрокоптера по выбранной траектории с заданной скоростью.

2. Алгоритм управления. В работе [13] предложена методика нахождения управляющих параметров u_1 — u_4 и углов ориентации аппарата ψ_{ref} , ϕ_{ref} , θ_{ref} , гарантирующих движение квадрокоптера по траектории, определяемой уравнениями

$$l(x, y) = 0; \quad z = z_{\text{ref}}(x, y), \quad (4)$$

со скоростью

$$v = \sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2} = v_{\text{ref}}(x, y). \quad (5)$$

Аппарат AR.Drone обладает собственной многоконтурной системой управления, обеспечивающей движение аппарата в заданной пилотом ориентации ψ_{ref} , ϕ_{ref} , θ_{ref} [3]. Управление силами тяги винтов квадрокоптера производится также собственной системой управления аппарата и недоступно для пользователя. По этой причине мы не можем использовать уравнения (2) для описания изменения ориентации аппарата в пространстве и полученные в работе [13] соотношения для определения управляющих параметров u_1 — u_4 . Будем считать, что процессы изменения углов ориентации представимы в виде независимых уравнений второго порядка:

$$\begin{cases} T_{\psi}^2 \ddot{\psi} + 2d_{\psi} T_{\psi} \dot{\psi} + \psi = \psi_{\text{ref}}, \\ T_{\phi}^2 \ddot{\phi} + 2d_{\phi} T_{\phi} \dot{\phi} + \phi = \phi_{\text{ref}}, \\ T_{\theta}^2 \ddot{\theta} + 2d_{\theta} T_{\theta} \dot{\theta} + \theta = \theta_{\text{ref}}. \end{cases} \quad (6)$$

Величины коэффициентов T и d оценены экспериментально. Отметим, что уравнения (6) не связаны с физической моделью аппарата (2) и отражают лишь влияние управляющего воздействия $\psi_{\text{ref}}, \phi_{\text{ref}}, \theta_{\text{ref}}$ на текущую ориентацию аппарата, т. е. описывают встроенную систему управления. В предположении, что время движения квадрокоптера по траектории намного больше времени установления нужных значений угловых переменных, мы можем использовать (6), пренебрегая (2).

Анализ устойчивости движения центра масс квадрокоптера приведён в работе [13].

3. Фильтр Калмана. Входными данными для алгоритма управления являются зашумлённые реализации координат центра масс квадрокоптера и углов его ориентации в пространстве. Дополнительно требуется наличие оценок первых производных этих переменных.

Соотношения (1) и (6) с управляющими параметрами $\psi_{\text{ref}}, \phi_{\text{ref}}, \theta_{\text{ref}}$ могут быть использованы для оценки переменных состояния объекта управления с помощью рекурсивного фильтра Калмана [19]. Исходную модель объекта управления (1), (6) представим в виде

$$\begin{cases} X^{k+1} = f(X^k, U^k) + W^k, \\ Z^k = h(X^k) + V^k, \end{cases} \quad (7)$$

где W^k — нормальный случайный процесс с нулевым средним и ковариационной матрицей Q_k , описывающий погрешности моделирования; V^k — белый гауссовский шум измерений с нулевым средним и ковариационной матрицей R_k , описывающий шум датчиков; Z^k — выход датчиков измерения компонент вектора состояния X^k объекта; k — шаг дискретизации по времени. С учётом соотношений (1), (6) вектор состояния имеет вид

$$X^k = [x^k, y^k, z^k, \dot{x}^k, \dot{y}^k, \dot{z}^k, \psi^k, \phi^k, \theta^k, \dot{\psi}^k, \dot{\phi}^k, \dot{\theta}^k]^T. \quad (8)$$

Уравнения (7) являются нелинейными, поэтому применим расширенный фильтр Калмана, где модель линеаризуется в некоторой окрестности рабочей точки (\hat{X}^k, U^k) с помощью разложения в ряд Тейлора [20]:

$$\begin{cases} X^{k+1} \approx f(\hat{X}^k, U^k) + F_k[X^k - \hat{X}^k] + W^k, \\ Z^k \approx h(\hat{X}^k) + H_k[X^k - \hat{X}^k] + V^k. \end{cases} \quad (9)$$

Здесь

$$F_k = \left. \frac{\partial f}{\partial X} \right|_{X = \hat{X}^k}; \quad H_k = \left. \frac{\partial h}{\partial X} \right|_{X = \hat{X}^k}. \quad (10)$$

Выражения экстраполяции и коррекции расширенного фильтра Калмана имеют следующий вид:

$$\hat{X}^k = f(\hat{X}^{k-1}, U^{k-1}). \quad (11)$$

$$P_k = F_k P_{k-1} F_k^T + Q_k. \quad (12)$$

$$K_k = \frac{P_k H_k^T}{H_k P_k H_k^T + R_k}. \quad (13)$$

$$\hat{X}^k = \hat{X}^k + K_k(Z^k - h(\hat{X}^k)). \quad (14)$$

$$P_k = (I - K_k H_k) P_k. \quad (15)$$

Отметим, что в реальной ситуации измеряемые компоненты вектора состояния могут поступать на вход фильтра Калмана с систематической или случайной ошибкой. Рассмотрим случай систематической погрешности измерений. Полагая, что погрешность Δ^k является стационарной величиной, запишем соответствующее уравнение динамики в виде

$$\Delta^{k+1} = \Delta^k. \quad (16)$$

Вектор состояния X^k и якобиан F_k переопределяются следующим образом:

$$X^k = [x^k, y^k, z^k, \dot{x}^k, \dot{y}^k, \dot{z}^k, \psi^k, \phi^k, \theta^k, \dot{\psi}^k, \dot{\phi}^k, \dot{\theta}^k, \Delta^k]^T, \quad (17)$$

$$F_k = \begin{bmatrix} \partial f / \partial X & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix}. \quad (18)$$

Якобиан H_k определяется зависимостью функции $h(\cdot)$ от ошибки Δ^k .

4. Экспериментальные результаты. Для исследования вопросов устойчивости и качества управления в предложенной системе проведён ряд экспериментов по управлению полётом квадрокоптера в помещении по траекториям различного вида. Выполнено сравнение полученных данных с результатами численного моделирования объекта и системы управления.

4.1. *Доступные данные измерений.* В качестве измеряемых компонент вектора X^k использовались координаты x^k, y^k центра масс, компоненты линейной скорости \dot{x}^k, \dot{y}^k , вычисленные с помощью фильтрации сигналов x^k, y^k , и углы ориентации ψ^k, ϕ^k, θ^k аппарата. При этом полагаем, что получаемые измерения компонент линейной скорости определяются с систематической погрешностью Δ^k :

$$Z^k = [x^k, y^k, z_{\text{ref}}, \Delta^k \dot{x}^k, \Delta^k \dot{y}^k, 0, \psi^k, \phi^k, \theta^k]^T. \quad (19)$$

Полёт выполнялся на заданной высоте z_{ref} , поэтому в уравнениях (1) суммарная тяга двигателей u_1 принималась постоянной, соответствующей высоте z_{ref} и массе аппарата m . Курсовой угол ψ находился как

$$\psi^k = \psi_{\text{сам}}^k + \psi_{\text{imu}}^k. \quad (20)$$

Здесь $\psi_{\text{сам}}^k, \psi_{\text{imu}}^k$ — абсолютное и относительное значения курсового угла.

Абсолютные значения положения центра масс аппарата и угла рыскания $\psi_{\text{сам}}^k$ определялись с помощью внешней видеосистемы [21]. В данном эксперименте использовалась одна видеочкамера, что позволило упростить процедуры калибровки и настройки.

Относительное изменение курсового угла ψ_{imu}^k вычислялось бортовой навигационной системой аппарата посредством интегрирования выходного сигнала курсового гироскопа. Такой способ нахождения угла приводит к постоянному накоплению систематической ошибки. На рис. 2, а приведены результаты эксперимента, в котором аппарат располагался

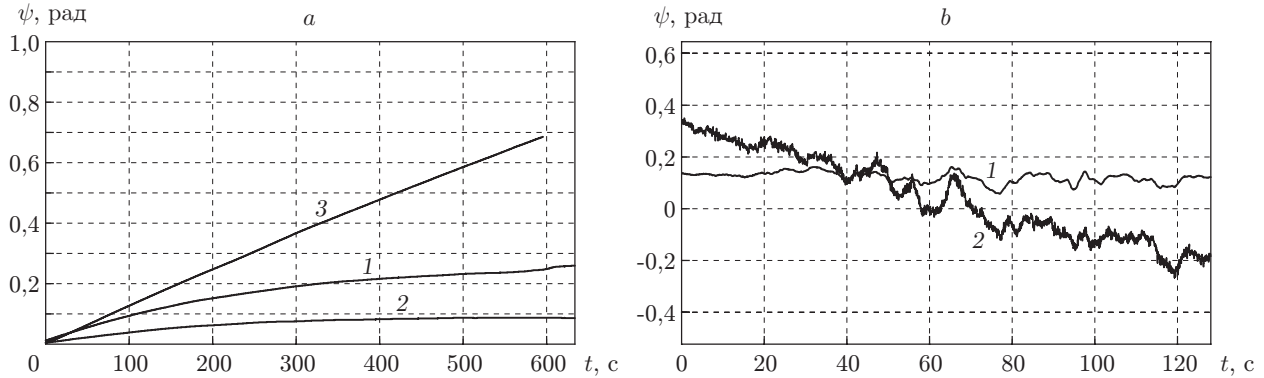


Рис. 2. Изменение курсового угла ψ : *a* — стационарный режим (кривые 1–3 — данные бортовой навигационной системы); *b* — взлёт и зависание на заданной высоте без подачи внешних управляющих команд (кривая 1 — данные бортовой навигационной системы, 2 — данные внешней видеосистемы)

на горизонтальной поверхности без выполнения полёта. Накопление ошибки в определении курсового угла составило от 0,1 до 0,7 рад за время около 600 с.

Также проведён эксперимент, в котором квадрокоптер выполнял команду взлёта и зависания на заданной высоте без подачи внешних управляющих команд на изменение углов. В данном случае встроенная система управления AR.Drone обеспечивает стабилизацию угла рыскания ψ по сигналу от гироскопа. Реальный угол рыскания аппарата оценивался с помощью внешней видеосистемы. Темп накопления ошибки в этом случае составил 0,5 рад за время около 120 с и в 3,5 раза превысил скорость нарастания ошибки в стационарном режиме (рис. 2, *b*). Моделирование замкнутой системы (1), (6) с учётом данной оценки систематической погрешности в определении курсового угла показало, что процессы в системе становятся неустойчивыми после момента времени 200–250 с.

Управление курсовым углом ψ^k квадрокоптера AR.Drone осуществляется изменением угловой скорости $\dot{\psi}^k$. Для установления требуемого курса ψ_{ref}^k применялся регулятор вида

$$\dot{\psi}_{\text{ref}}^k = k_1(\psi^k - \psi_{\text{ref}}^k) + k_2 \sum_{i=1}^k (\psi^i - \psi_{\text{ref}}^i). \quad (21)$$

Здесь величины коэффициентов k_1 , k_2 задаются исходя из того, что время установления требуемого курса должно быть соизмеримо с темпом процессов изменения углов ϕ^k и θ^k .

Стабилизация по высоте выполнялась также посредством изменения вертикальной скорости \dot{z}_{ref}^k , значение которой определялось в регуляторе вида (21).

4.2. *Идентификация параметров модели.* Углы ориентации ϕ^k и θ^k аппарата вычисляются бортовой навигационной системой как результат комплексирования данных акселерометров и гироскопов [3]. Для оценки времени реакции квадрокоптера на управляющие воздействия ϕ_{ref}^k , θ_{ref}^k проведена серия запусков, где аппарату необходимо было отработать постоянное задание на угол ориентации, при этом фиксировалось текущее изменение измеряемых компонент вектора X^k . Из графиков видно, что процессы изменения углов ориентации завершаются за время около 1 с. Задание коэффициентов T и d в уравнениях (6) с учётом времени переходного процесса обеспечивает удовлетворительное согласование модели (1), (6) с движением квадрокоптера (рис. 3, *a* и 4, *a*). Следует отметить наличие существенного запаздывания при отработке задания на угол, причём величина данного запаздывания непостоянна и по экспериментальной оценке меняется от 0,05 до 0,15 с. На

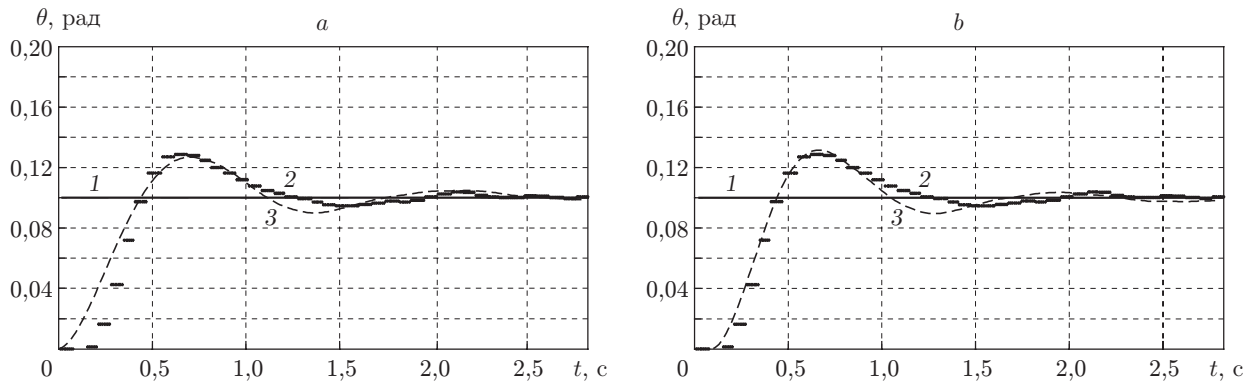


Рис. 3. Изменение угла тангажа θ при подаче задания $\theta_{\text{ref}} = 0,1$ рад; полученные параметры модели (6): a — $T_\theta = 0,22$ с, $d_\theta = 0,35$, $t_0 = 0$ с; b — $T_\theta = 0,17$ с, $d_\theta = 0,35$, $t_0 = 0,1$ с. Кривые 1 — задание θ_{ref} , 2 — показания инерциальной системы, 3 — результаты моделирования

рис. 3, b и 4, b для оценки этого запаздывания расчёт модели выполнен начиная с момента времени $t_0 = 0,1$ с.

4.3. *Траекторное управление.* После определения параметров модели (6) проведены эксперименты по траекторному управлению квадрокоптером AR.Drone. Движение выполнялось на постоянных высоте и скорости по траектории вида

$$f(x, y) = (x - x_0)^{2n} + (y - y_0)^{2n} - r^{2n} = 0 \quad (22)$$

при $x_0 = 1,7$ м, $y_0 = 1,5$ м, $r = 1,3$ м и $n = 1, 2$. Параметры управления имеют значения $k_l = \alpha_l = 0,8$, $\alpha_v = 1,8$, $v_{\text{ref}} = 0,4$ м/с. Для сравнения на рис. 5 и 6 также приведены результаты численного моделирования замкнутой системы управления объектом (1), (6) при соответствующих параметрах T и d с учётом силы лобового сопротивления воздуха. Подача управляющих команд и расчёт модели (7) выполнялись с шагом дискретизации 0,01 с. Данные об ориентации аппарата, вычисленные его навигационной системой, а также координаты центра масс аппарата поступали с интервалами около 0,1 с. При $n = 1$ и $n = 2$ траектория движения аппарата имеет вид окружности (рис. 5, a) и квадрата (рис. 6, a). Отклонение при движении квадрокоптера вдоль заданной траектории составило около 0,2 м (рис. 5, b и 6, b).

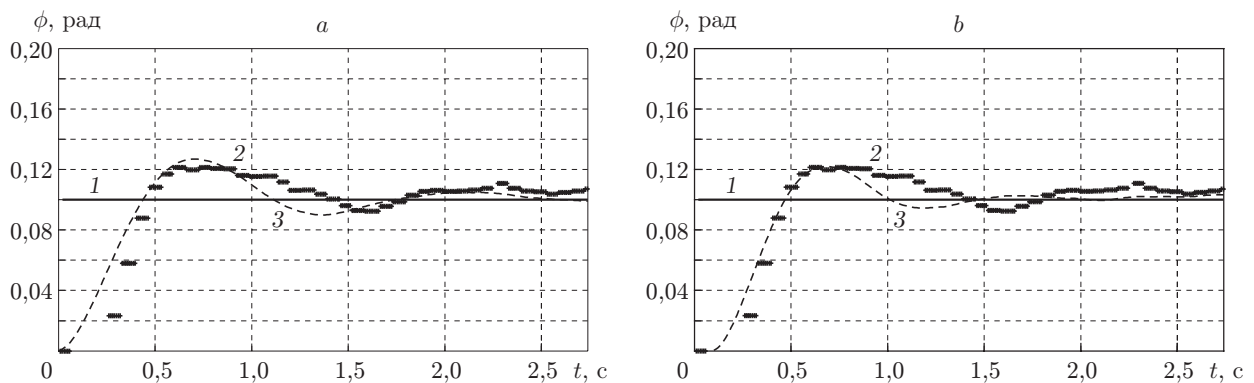


Рис. 4. Изменение угла крена ϕ при подаче задания $\phi_{\text{ref}} = 0,1$ рад; полученные параметры модели (6): a — $T_\phi = 0,22$ с, $d_\phi = 0,4$, $t_0 = 0$ с; b — $T_\phi = 0,17$ с, $d_\phi = 0,4$, $t_0 = 0,1$ с. Обозначения кривых соответствуют рис. 3

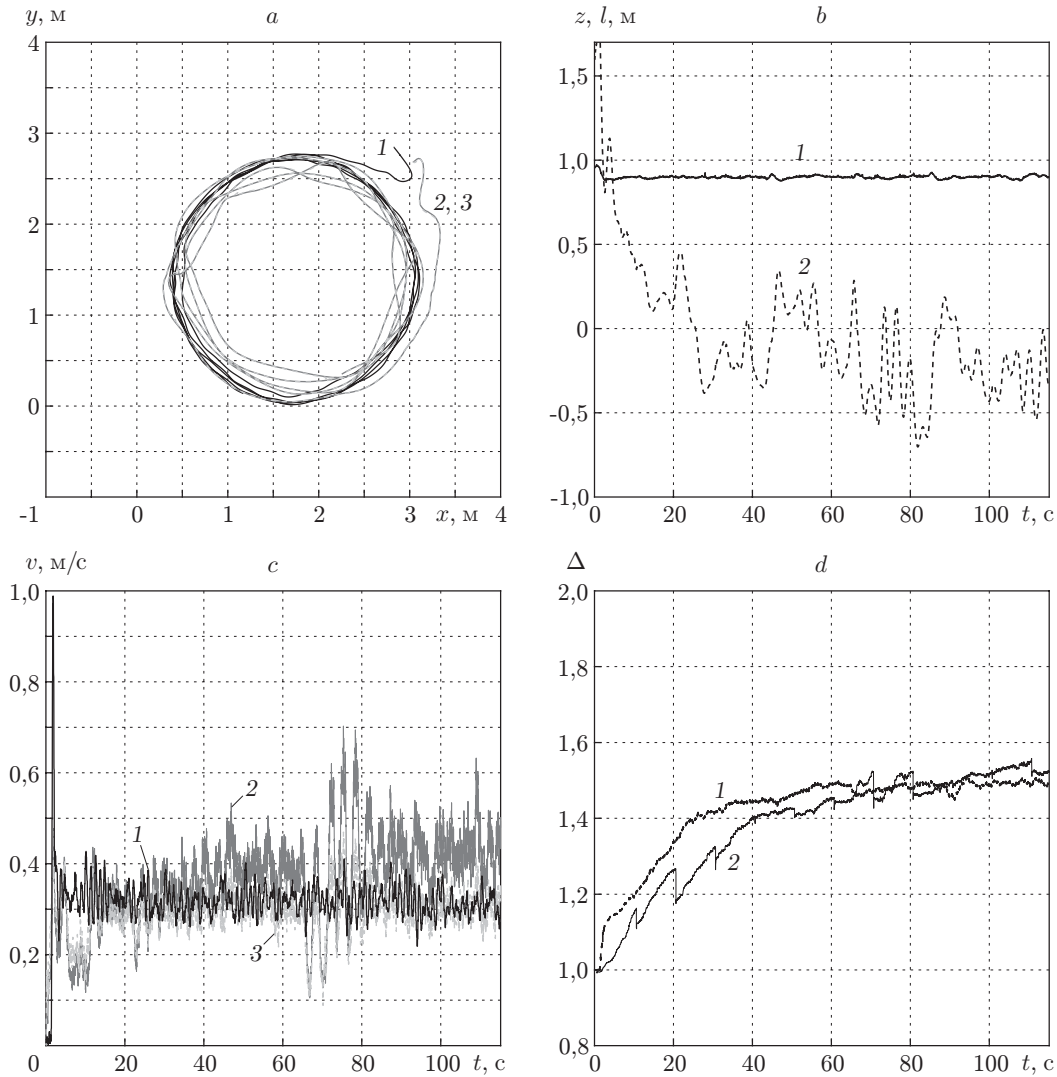


Рис. 5. Движение квадрокоптера вдоль траектории (22) при $x_0 = 1,7$, $y_0 = 1,5$, $r = 1,3$, $n = 1$: *a* — координаты центра масс x, y (кривая 1 — результаты моделирования, 2 — данные внешней видеосистемы, 3 — оценка фильтра Калмана); *b* — текущая высота z (кривая 1) над поверхностью и отклонение $l(x, y)$ (кривая 2) от заданной траектории; *c* — текущая линейная скорость v (кривая 1 — результаты моделирования, 2 — данные внешней видеосистемы, 3 — оценка фильтра Калмана); *d* — параметр Δ (кривая 1 — результаты моделирования, 2 — оценка фильтра Калмана)

Разница между достигнутой скоростью (около 0,3 м/с) и желаемой ($v_{\text{ref}} = 0,4$ м/с) объясняется присутствием силы лобового сопротивления воздуха, учёт которой в численном моделировании обеспечивает хорошее согласование с результатами эксперимента (кривые 1 и 3 на рис. 5, *c* и 6, *c*). На рисунках отчётливо видна разница между измеряемой (полученной после фильтрации сигналов x^k, y^k) и оцениваемой в фильтре Калмана линейными скоростями (кривые 2 и 3). Разница определяется параметром Δ^k , изменение которого показано на рис. 5, *d* и 6, *d* (кривые 2). Превышение в данном случае измеряемой скорости над её оценкой в фильтре Калмана объясняется особенностями используемой видеосистемы получения абсолютных координат. Применение одной видеокамеры для получения координаты объекта приводит к систематическим оптическим искажениям изображения

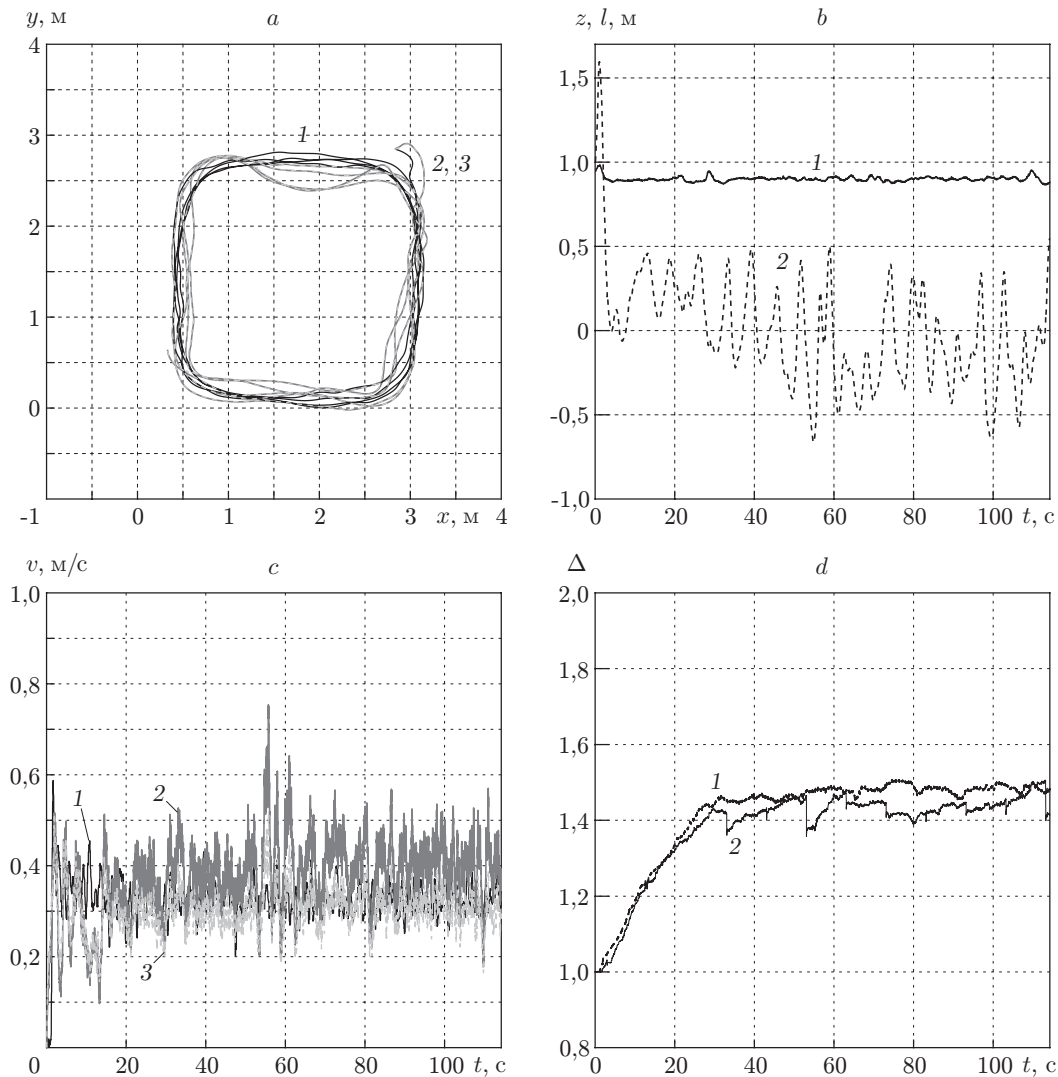


Рис. 6. Движение квадрокоптера вдоль траектории (22) при $x_0 = 1,7$, $y_0 = 1,5$, $r = 1,3$, $n = 2$ (пояснения к a – d соответствуют рис. 5)

маркера объекта и, соответственно, к систематическим погрешностям при вычислении скорости объекта (погрешностью в определении координат можно пренебречь). Для сравнения на рис. 5, d и 6, d (кривые 1) приведены результаты численного моделирования оценки систематической погрешности в измерении линейной скорости объекта при задании в модели ошибки $\Delta^k = 1,4$.

Заключение. В данной работе представлены результаты экспериментов и численного моделирования предложенной ранее системы управления квадрокоптером, предназначенной для реализации движения по желаемой траектории. Для оценки переменных состояния объекта используются соотношения на основе расширенного фильтра Калмана. Показаны возможность оценивания систематической погрешности в измерениях компонент линейной скорости квадрокоптера с помощью фильтра Калмана и работоспособность предложенной системы управления при существенной кривизне желаемой траектории, наличии шумов измерений, а также временных запаздываний в канале управления, достигающих 0,15 с. Погрешность позиционирования квадрокоптера относительно желаемой траектории при полётах в помещении составила 0,1–0,2 м. Результаты численного моделирования замкну-

той системы управления согласуются с данными эксперимента.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Pines D. J., Bohorquez F.** Challenges facing future micro-air-vehicle development // Journ. of Aircraft. 2006. **43**, N 2. P. 290–305.
2. **Bouabdallah S., Murrieri P., Siegwart R.** Design and control of an indoor micro quadrotor // Proc. of the IEEE Intern. Conf. on Robotics and Automation (ICRA). New Orleans, USA: IEEE, 2004. P. 4393–4398.
3. **Bristeau P.-J., Callou F., Vissiere D., Petit N.** The navigation and control technology inside the AR.Drone micro UAV // 18th IFAC World Congress. Milano, Italy, 2011. P. 1477–1484.
4. **Cutler M., Kemal Ure N., Michini B., How J. P.** Comparison of fixed and variable pitch actuators for agile quadrotors // Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference (GNC). Portland, USA, 2011. AIAA-2011-6406.
5. **Hoffmann G. M., Huang H., Wasland S. L., Tomlin E.-C. J.** Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment // Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Hilton Head, USA, 2007.
6. **Lotfi B., Azgal A.** Trajectory generation and tracking of a mini-rotorcraft // Proc. of the IEEE Intern. Conf. on Robotics and Automation (ICRA). Barcelona, Spain: IEEE, 2005. P. 2618–2623.
7. **Белинская Ю. С., Четвериков В. Н.** Управление четырёхвинтовым вертолётom // Наука и образование. 2012. № 5. С. 157–171.
8. **Bouabdallah S., Siegwart R.** Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor // Proc. of the IEEE Intern. Conf. on Robotics and Automation (ICRA). Barcelona, Spain: IEEE, 2005. P. 2247–2252.
9. **Mellinger D., Kumar V.** Minimum snap trajectory generation and control for quadrotors // Proc. of the IEEE Intern. Conf. on Robotics and Automation (ICRA). Shanghai, China: IEEE, 2011. P. 2520–2525.
10. **Engel J., Sturm J., Cremers D.** Accurate figure flying with a quadrocopter using onboard visual and inertial sensing // Proc. of the Workshop on Visual Control of Mobile Robots (ViCoMoR) at the IEEE/RJS Intern. Conf. on Intelligent Robots and Systems (IROS). Vilamoura, Algarve, Portugal, Oct. 11, 2012. P. 43–48.
11. **Золотухин Ю. Н., Нестеров А. А.** Управление перевернутым маятником с учётом диссипации энергии // Автометрия. 2010. **46**, № 5. С. 3–10.
12. **Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Нестеров А. А., Филиппов М. Н.** Управление квадрокоптером на основе организации движения по желаемой траектории в пространстве состояний // Тр. XIII Междунар. конф. «Проблемы управления и моделирования в сложных системах». Самара: Самарский научный центр РАН, 2011. С. 217–222.
13. **Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Мальцев А. С. и др.** Управление параметрами полёта квадрокоптера при движении по заданной траектории // Автометрия. 2012. **48**, № 5. С. 32–41.
14. **Martinelli A., Siegwart R.** Estimating the odometry error of a mobile robot during navigation // European Conference on Mobile Robots (ECMR). Warsaw, Poland, Sept. 4–6, 2003. Vol. 1.
15. **Choi W.-S., Kang J.-G., Oh S.-Y.** Measurement noise estimator assisted extended Kalman filter for slam problem // Proc. of the 2009 IEEE/RSJ Intern. Conf. on Intelligent Robots and Systems (IROS). St. Louis, USA: IEEE Press, 2009. P. 2077–2082.

16. **Guo L., Cardullo F. M., Houck J. A. et al.** New predictive filters for compensating the transport delay on a flight simulator // Proc. of the AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Providence, USA, August 16–19, 2004. P. 910–922.
17. **Kim J., Kang M.-S., Park S.** Accurate modeling and robust hovering control for a quad-rotor VTOL aircraft // Journ. Intell. Robotics Syst. 2010. **57**, N 1–4. P. 9–26.
18. **Bouabdallah S.** Design and control of quadrotors with application to autonomous flying: Ph.D. thesis. STI, Lausanne: EPFL, 2007.
19. **Kalman R. E.** A new approach to linear filtering and prediction problems // Trans. ASME — Journ. Basic Eng. 1960. N 82 (Ser. D). P. 35–45.
20. **Welch G., Bishop G.** An introduction to the Kalman filter: Tech. Rep. Chapel Hill, USA, 1995. 16 p.
21. **Золотухин Ю. Н., Котов К. Ю., Мальцев А. С. и др.** Управление траекторным движением группы мобильных роботов: моделирование и эксперимент // Матер. X Междунар. конф. «Актуальные проблемы электронного приборостроения (АПЭП-2010)». Новосибирск, Россия, 2010. С. 101–106.

Поступила в редакцию 24 июня 2013 г.
