

## СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗАЦИИ В НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЯХ И ПРОМЫШЛЕННОСТИ

УДК 681.5

### МЕТОД УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ КВАДРОКОПТЕРА В ЗАДАЧЕ СОПРОВОЖДЕНИЯ ЦЕЛИ\*

К. Ю. Котов, А. А. Нестеров, М. Н. Филиппов, А. П. Ян

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

Рассматривается задача управления траекторным движением квадрокоптера. Приводится обоснование выбора формы требуемых дифференциальных уравнений в предложенном ранее методе сопровождения подвижной цели. Работоспособность системы управления в присутствии шумов измерений и внешних возмущений подтверждается результатами экспериментов с квадрокоптером AR.Drone.

*Ключевые слова:* квадрокоптер AR.Drone, отслеживание траектории цели, структурный синтез систем автоматического управления, вынужденное движение.

DOI: 10.15372/AUT20170401

**Введение.** В последнее десятилетие значительно возрос интерес к управлению компактными беспилотными летательными аппаратами (БПЛА) мультироторных конфигураций, что объясняется простотой и гибкостью конструкции, надёжностью и управляемостью таких аппаратов [1, 2].

Данная работа посвящена траекторному управлению квадросроторным БПЛА (далее квадрокоптером). При перемещении робота в заранее неизвестной или сложной среде осуществляется непрерывное планирование и построение траектории движения [3, 4]. Удобным в этом случае является задание траектории опорными точками и дальнейшее представление траектории в параметрическом виде [5]. Задача синтеза состоит в нахождении управляющего воздействия, которое сводит к нулю рассогласование по положению объекта относительно цели. Нередко синтез осложняется тем, что динамика объекта описывается нелинейными дифференциальными уравнениями.

Известные подходы к решению этой задачи относятся к методам, основанным на использовании линеаризующей обратной связи [6, 7], функций Ляпунова и скользящих режимов [8, 9].

Для управления квадрокоптером применялся разработанный нами и успешно реализованный в ряде приложений метод организации вынужденного движения по желаемой траектории в пространстве состояний объекта [10–12]. В [13] предложен алгоритм управления квадрокоптером-ведомым в составе группы, решающий задачу отслеживания траектории объекта лидера. В данной работе показано, что использование такого подхода в задаче следования за маневрирующей целью в случае наличия шумов измерений приводит к необходимости изменения формы требуемых дифференциальных уравнений по отклонению регулируемой величины рассогласования в положении объекта относительно цели.

Проведённые эксперименты по управлению полётом квадрокоптера в помещении показали работоспособность предложенной системы управления.

\*Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 15-08-03233).

**Описание объекта управления.** Объектом управления является квадрокоптер AR.Drone, разработанный компанией "Parrot" (США) [14] и построенный по классической четырёхвинтовой схеме. Выбор этого устройства в качестве платформы для экспериментов обусловлен приемлемым соотношением цена/технические характеристики, а также полноценной программной поддержкой со стороны производителя и пользователей.

Программное обеспечение системы управления предполагает модульную архитектуру и реализацию функций получения данных и передачи управляющих команд с помощью механизма межпроцессного взаимодействия ROS (Robot Operating System) [15]. Этот механизм создан на базе общего сервера и коммуникации всех модулей через единый интерфейс, основанный на протоколе TCP. Авторами использован пакет программ ROS tum\_ardrone, каждый модуль которого представляет собой независимый процесс и предназначен для решения одной из следующих задач: коммуникации с аппаратом, оценки состояния в расширенном фильтре Калмана и реализации визуального алгоритма локализации и построения карты PTAM [16], а также формирования управляющих команд.

Разработанные авторами блоки расчёта динамической модели и управления написаны на языке Python с применением асинхронной обработки данных на основе ROS Timer и интегрированы в систему ROS.

Аппарат AR.Drone обладает собственной многоконтурной системой управления, обеспечивающей движение аппарата с заданной «пилотом» ориентацией  $\psi_{\text{ref}}, \phi_{\text{ref}}, \theta_{\text{ref}}$ . Стабилизация по высоте выполняется посредством подачи команды на изменение вертикальной скорости  $\dot{z}_{\text{ref}}$  [14].

**Постановка задачи и алгоритм управления.** Положение квадрокоптера в пространстве характеризуется координатами  $x, y, z$  центра масс аппарата в неподвижной декартовой системе координат и углами Эйлера  $\psi, \phi, \theta$ , определяющими ориентацию связанной с осями летательного аппарата системы координат по отношению к неподвижной системе координат  $xyz$  [17].

По причине того что управление  $\dot{z}_{\text{ref}}$  по высоте аппарата всегда направлено вдоль оси  $z$ , движение аппарата может быть рассмотрено в виде проекции траектории движения на плоскость  $(x, y)$  [18]. Упрощённые уравнения динамики, описывающие движение квадрокоптера в координатах  $x, y, z$ , имеют следующий вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x} = c_1(\cos \psi \cdot \sin \phi \cdot \cos \theta - \sin \psi \cdot \sin \theta) - c_2 \dot{x}, \\ \ddot{y} = c_1(\sin \psi \cdot \sin \phi \cdot \cos \theta - \cos \psi \cdot \sin \theta) - c_2 \dot{y}, \\ \dot{\phi} = c_3 \phi_{\text{ref}} - c_4 \phi, \\ \dot{\theta} = c_3 \theta_{\text{ref}} - c_4 \theta, \\ \ddot{\psi} = c_5 \dot{\psi}_{\text{ref}} - c_6 \dot{\psi}, \\ \ddot{z} = c_7 \dot{z}_{\text{ref}} - c_8 \dot{z}. \end{array} \right. \quad (1)$$

Здесь  $c_1-c_8$  — постоянные коэффициенты, определённые экспериментально. Точками над знаками переменных обозначаются производные по времени.

В [19] предложена методика отслеживания траектории подвижной цели, применённая к управлению движением мобильных роботов квадроспирального типа. В отличие от этой работы, где использовался метод так называемого чистого преследования цели, предложенный метод можно отнести к методам параллельного сближения, обеспечивающим более благоприятные условия сближения объекта с целью [20].

Поставим перед квадрокоптером задачу сопровождения подвижной цели в плоскости  $(x, y)$ , причём текущее расположение объекта относительно координат  $x_0, y_0$  цели определяется параметрами:  $d$  — расстояние до цели,  $\alpha$  — азимут на цель относительно направ-

ления движения объекта. Требуемое или целевое положение объекта относительно цели соответствует постоянным величинам  $d_{\text{ref}}, \alpha_{\text{ref}}$ .

Зададим параметры рассогласования в положении робота относительно целевого положения двумя величинами:

$$\begin{cases} E_\tau = d \sin(\phi_v + \alpha) - d_{\text{ref}} \sin(\phi_v + \alpha_{\text{ref}}), \\ E_n = d \cos(\phi_v + \alpha) - d_{\text{ref}} \cos(\phi_v + \alpha_{\text{ref}}). \end{cases} \quad (2)$$

Здесь  $\phi_v$  — угол, характеризующий направление движения объекта или ориентацию вектора линейной скорости  $v$  в плоскости  $(x, y)$ .

Дальнейшая реализация управления на основе требуемых дифференциальных уравнений изменения величин  $E_\tau, E_n$  во времени, записанных в виде

$$\begin{cases} \dot{E}_\tau + k_e E_\tau = 0, \\ \dot{E}_n + k_e E_n = 0, \end{cases} \quad (3)$$

приводит к необходимости измерения первой и второй производных задания по координатам  $x_0, y_0$  или вычисления первых производных  $\dot{E}_\tau, \dot{E}_n$ . Использование численных методов оказывается неприемлемо в случае наличия шумов в доступных к измерению параметрах положения объекта относительно цели. На рис. 1 приведены результаты моделирования

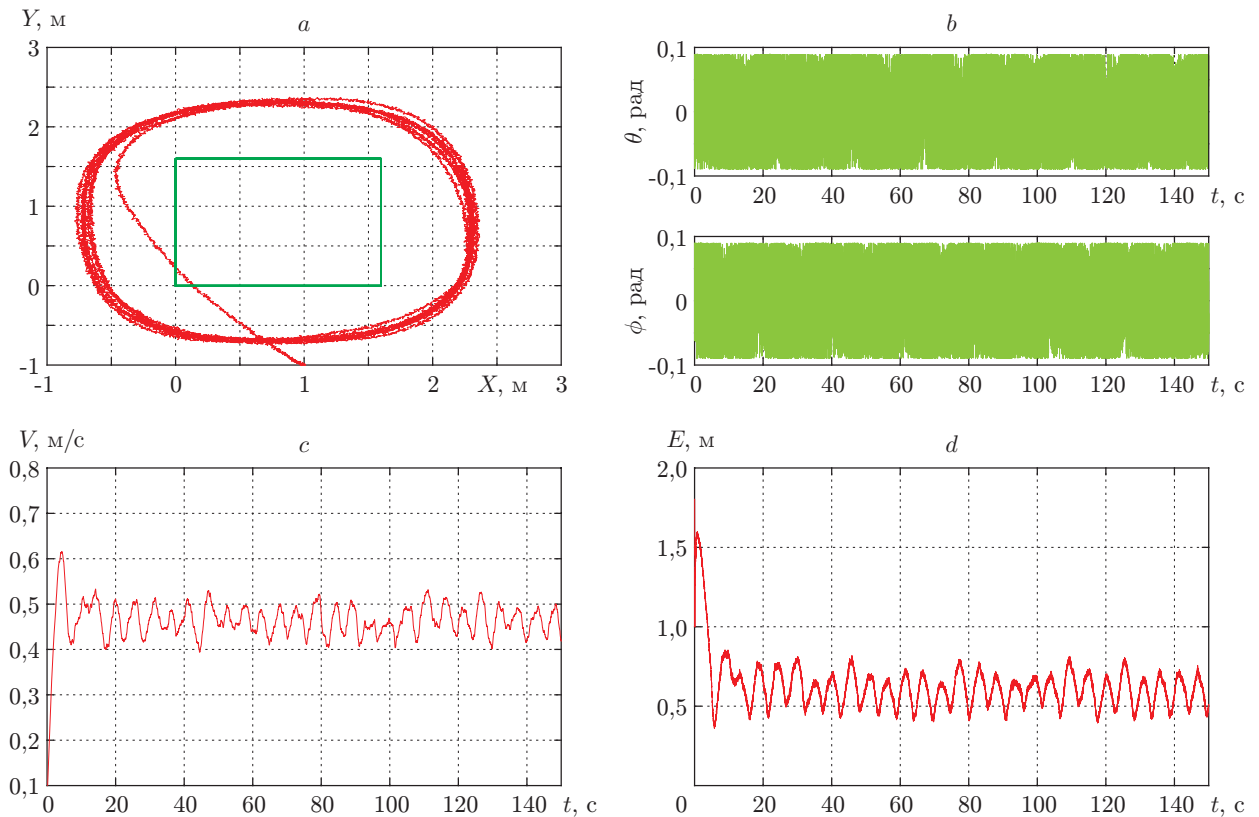


Рис. 1. Сопровождение квадрокоптером маневрирующей цели с использованием алгоритма [14]: *a* — траектория движения цели и квадрокоптера в плоскости  $(x, y)$ ; *b* — задания и текущие значения углов ориентации аппарата; *c* — модуль линейной скорости; *d* — модуль отклонения аппарата от целевого положения

работы алгоритма из [13] в присутствии аддитивных гауссовых шумов в измерениях координат  $x, y, z$  и углов ориентации  $\psi, \phi, \theta$  с СКО  $\sigma_{xyz} = 0,01$  м и  $\sigma_{\psi\phi\theta} = 0,005$  рад соответственно. Наличие шумов в заданиях  $\phi_{\text{ref}}, \theta_{\text{ref}}$  приводит к уменьшению точности выдерживания траектории цели.

Измерение производных задания обусловлено выбранной формой требуемых дифференциальных уравнений. Однако если взять их, например, в виде

$$\begin{cases} \dot{y} - d_{\text{ref}} \cos(\phi_v + \alpha_{\text{ref}}) \dot{\phi}_v + k_e E_\tau = 0, \\ \dot{x} + d_{\text{ref}} \sin(\phi_v + \alpha_{\text{ref}}) \dot{\phi}_v + k_e E_n = 0, \end{cases} \quad (4)$$

то измерения производных  $\dot{x}_0, \dot{y}_0$  не потребуется, но качество переходных процессов регулируемых величин будет зависеть от формы заданий.

От вычисления производной  $\dot{\phi}_v$  в выражении (4) можно избавиться, если использовать предположение, что система координат, в которой отсчитываются отклонения  $E_{\tau i}, E_{n i}$ , является связанной, т. е. мы можем положить  $\phi_v = 0$  в уравнениях (2).

Для мультироторного аппарата, продольная ось которого не связана с направлением его движения, условие  $\phi_v = 0$  в (2) выполняется посредством поворота связанной системы координат на угол  $\phi_v$ . Требуемые дифференциальные уравнения примут вид

$$\begin{cases} \dot{x} \cos(\phi_v) - \dot{y} \sin(\phi_v) + k_e E_\tau = 0, \\ \dot{x} \sin(\phi_v) + \dot{y} \cos(\phi_v) + k_e E_n = 0. \end{cases} \quad (5)$$

Аналогично [13] введём квадратичную функцию

$$S = 0,5(S_1^2 + S_2^2). \quad (6)$$

Здесь  $S_1, S_2$  — левые части верхнего и нижнего уравнений в (5) соответственно. Потребуем выполнения условий

$$S_1 = 0; \quad S_2 = 0, \quad (7)$$

что гарантирует экспоненциальный выход квадрокоптера в целевое положение с постоянной времени  $1/k_e$ . Выбрав управляющие параметры из условия

$$\dot{S} \leq 0, \quad (8)$$

обеспечим вынужденное движение системы в окрестности траектории (7).

Знак равенства в (8) допустим только при  $S = 0$ , что соответствует выполнению (7). В случае  $S \neq 0$  условие  $\dot{S} < 0$  вынуждает систему двигаться в окрестности траектории, заданной уравнениями (7).

Вычислим

$$\dot{S} = S_1 \dot{S}_1 + S_2 \dot{S}_2. \quad (9)$$

С учётом (2), (9) запишем выражение

$$\begin{aligned} \dot{S} = & S_1(\ddot{x} \sin(\phi_v) + \dot{x} \cos(\phi_v) \dot{\phi}_v + \ddot{y} \cos(\phi_v) - \dot{y} \sin(\phi_v) \dot{\phi}_v) + \\ & + S_2(\ddot{x} \cos(\phi_v) - \dot{x} \sin(\phi_v) \dot{\phi}_v - \ddot{y} \sin(\phi_v) - \dot{y} \cos(\phi_v) \dot{\phi}_v) \dots \end{aligned} \quad (10)$$

Здесь многоточием обозначены члены, не содержащие переменных  $\ddot{x}, \ddot{y}$ . Принимая во внимание выражение (8) и соотношение  $\phi_v = \arctan(\dot{x}/\dot{y})$ , определим требуемые значения

ускорений центра масс квадрокоптера по осям  $x, y$ :

$$\begin{cases} \ddot{x} = c_x S_1 (\sin(\phi_v) - (\dot{x}\dot{y} \cos(\phi_v) - \dot{y}^2 \sin(\phi_v))/v^2) + \\ \quad + c_x S_2 (\cos(\phi_v) + (\dot{x}\dot{y} \sin(\phi_v) + \dot{y}^2 \sin(\phi_v))/v^2), \\ \ddot{y} = c_y S_1 (\cos(\phi_v) - (\dot{x}\dot{y} \sin(\phi_v) - \dot{x}^2 \cos(\phi_v))/v^2) + \\ \quad + c_y S_2 (-\sin(\phi_v) + (\dot{x}\dot{y} \cos(\phi_v) - \dot{x}^2 \sin(\phi_v))/v^2), \end{cases} \quad (11)$$

где  $c_x > 0, c_y > 0$  — постоянные коэффициенты. Отметим, что при использовании предположения о равномерном характере движения объекта, когда  $\ddot{x} = 0, \ddot{y} = 0$  и, следовательно,  $\dot{\phi}_v = 0$  в (10), уравнения (11) значительно упрощаются:

$$\begin{cases} \ddot{x} = c_x S_1 \sin(\phi_v) + c_x S_2 \cos(\phi_v), \\ \ddot{y} = c_y S_1 \cos(\phi_v) - c_y S_2 \sin(\phi_v). \end{cases} \quad (12)$$

Приравнивая значения производных в уравнениях (1) и (11), (12), можно вычислить необходимые значения углов ориентации аппарата  $\psi_{\text{ref}}, \phi_{\text{ref}}, \theta_{\text{ref}}$  [21]. Получаемая при этом система уравнений не является независимой. Для её решения при управлении, например, углами тангажа и крена угол рыскания  $\psi_{\text{ref}}$  выбирается произвольным образом и не связан с курсом движения. Моделирование системы управления (11) приведено на рис. 2.

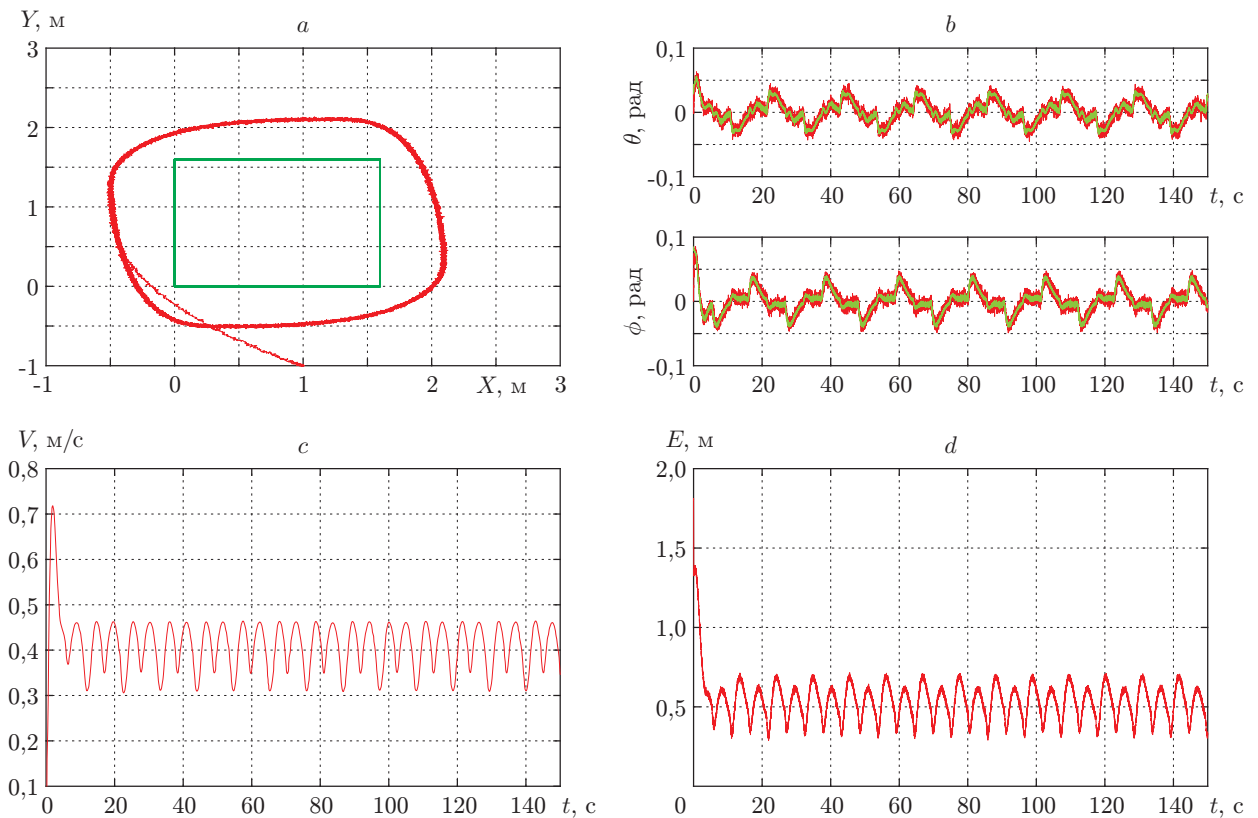


Рис. 2. Сопровождение квадрокоптером маневрирующей цели с использованием алгоритма (11) и модели (1) (пояснения  $a-d$  даны в подписи к рис. 1)

Процессы изменения углов ориентации  $\phi_{\text{ref}}$ ,  $\theta_{\text{ref}}$  и  $\psi_{\text{ref}}$  в пакете программ `tum_ardrone` представлены в виде независимых уравнений первого и второго порядков соответственно [18]. Оцениваемый в расширенном фильтре Калмана вектор состояния имеет вид

$$X^k = [x^k, y^k, z^k, \dot{x}^k, \dot{y}^k, \dot{z}^k, \phi^k, \theta^k, \psi^k, \dot{\psi}^k]^T, \quad (13)$$

где  $k$  — шаг дискретизации по времени.

**Экспериментальные результаты.** Для исследования вопросов устойчивости и качества управления в предложенной системе проведён ряд экспериментов по управлению полётом квадрокоптера AR.Drone в помещении по траекториям различного вида.

Входными данными для фильтра Калмана в пакете программ `tum_ardrone` являются получаемые от модуля RTAM координаты  $x, y$  центра масс, а также определяемые бортовой навигационной системой компоненты линейной скорости в связанной системе координат, высота над поверхностью и углы ориентации  $\psi^k, \phi^k, \theta^k$  аппарата.

Абсолютная погрешность определения координат  $x, y$  в модуле RTAM зависит от точности вычисления масштабирующего коэффициента и составляет около 5 см при нахождении видимых объектов на расстоянии 2–10 м от видеокамеры [18]. Перед каждым полётом аппарата выполнялась оценка абсолютного отклонения координат от истинного значения посредством перемещения квадрокоптера вручную на заданное расстояние. Отклонение не превысило 0,1 м.

Для проверки предложенного подхода к траекторному управлению были проведены эксперименты по перемещению квадрокоптера из начального положения с выходом на замкнутую траекторию движения (рис. 3).

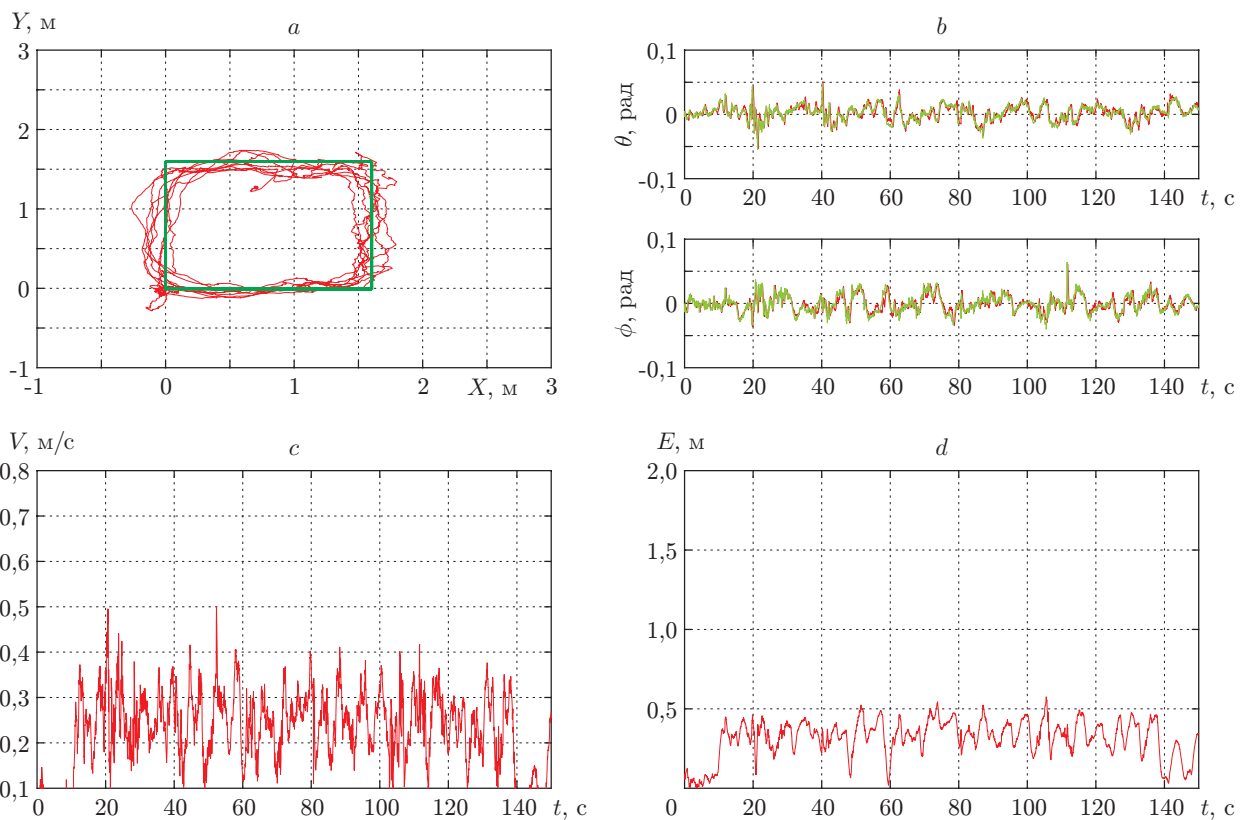


Рис. 3. Сопровождение квадрокоптером AR.Drone маневрирующей цели с использованием алгоритма (11) (пояснения  $a$ — $d$  даны в подписи к рис. 1)

Параметры управления имеют значения  $k_e = c_x = c_y = 1,0$ ,  $v_0 = 0,3$  м/с. Перемещение цели осуществлялось по кусочно-линейным траекториям. Подача управляющих команд выполнялась с шагом дискретизации 0,01 с. Данные об ориентации аппарата, вычисленные его навигационной системой, а также координаты центра масс поступали с интервалами около 0,1 с.

Перед началом движения аппарат обрабатывал команду на удержание неподвижного целевого положения в течение 10 с. В этом случае среднеквадратичное отклонение не превысило 0,1 м, что согласуется с результатами работы [18]. При движении квадрокоптера вдоль заданной траектории отклонение составило около 0,3 м (рис. 3, *c, d*).

**Заключение.** Показана необходимость изменения формы требуемых дифференциальных уравнений в предложенном ранее методе сопровождения подвижной цели, приведены расчётные соотношения для управляющих воздействий. Представлены результаты экспериментов с разработанной системой управления траекторным движением. Достигнутая погрешность позиционирования квадрокоптера относительно желаемой траектории при полётах в помещении составила 0,1–0,2 м.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **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, August, 2011. AIAA 2011-6406.
2. **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.
3. **Brock O., Khatib O.** Real-time replanning in high-dimensional configuration spaces using sets of homotopic paths // Proc. of the Intern. Conf. on Robotics and Automation (ICRA). IEEE, 2000. P. 550–555.
4. **Stentz A.** The focussed  $d^*$  algorithm for real-time replanning // Proc. of the Intern. Joint Conf. on Artificial Intelligence. August, 1995. Vol. 2. P. 1652–1659.
5. **Thrun S., Montemerlo M., Dahlkamp H. et al.** Winning the DARPA Grand Challenge // Journ. Field Robotics. 2006. **23**, N 9. P. 661–692.
6. **Egerstedt M., Hu X., Stotsky A.** Control of mobile platforms using a virtual vehicle approach // IEEE Trans. Automat. Contr. 2001. **46**, N 11. P. 1777–1782.
7. **Белинская Ю. С., Четвериков В. Н.** Управление четырёхвинтовым вертолётном // Наука и образование. 2012. № 5. С. 157–171.
8. **Bouabdallah S., Siegwart R.** Backstepping and slidingmode 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. **Уткин В. И.** Скользящие режимы в задачах оптимизации и управления. М.: Наука, 1981. Т. 3. 386 с.
10. **Золотухин Ю. Н., Нестеров А. А.** Управление перевернутым маятником с учётом диссипации энергии // Автометрия. 2010. **46**, № 5. С. 3–10.
11. **Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Котов К. Ю. и др.** Использование фильтра Калмана в системе управления траекторным движением квадрокоптера // Автометрия. 2013. **49**, № 6. С. 14–24.
12. **Золотухин Ю. Н., Котов К. Ю., Мальцев А. С. и др.** Робастное управление подвижными объектами в группе лидер—ведомые с использованием метода структурного синтеза // Автометрия. 2015. **51**, № 5. С. 82–91.

13. **Котов К. Ю., Мальцев А. С., Нестеров А. А. и др.** Децентрализованное управление квадрокоптерами в составе группы лидер—ведомые // *Автометрия*. 2017. **53**, № 1. С. 26–31.
14. **Bristeau P.-J., Callou F., Vissiere D., Petit N.** The navigation and control technology inside the AR.Drone micro UAV // *Proc. of the IFAC Volumes*. Milano, Italy: Elsevier, 2011. P. 1477–1484.
15. **Quigley M., Conley K., Gerkey B. P. et al.** ROS: an opensource robot operating system // *ICRA Workshop on Open Source Software*. 2009. Vol. 3. P. 5.
16. **Klein G., Murray D.** Parallel tracking and mapping for small AR workspaces // *Proc. of the 6th IEEE and ACM Intern. Symp. on Mixed and Augmented Reality (ISMAR'07)*. Nara, Japan, 2007. P. 1–10.
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. **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 Robot Systems (IROS)*. Vilamoura, Algarve, Portugal, Oct. 11, 2012. P. 43–48.
19. **Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Котов К. Ю. и др.** Управление полётом квадрокоптера при параметрическом задании траектории движения // *Тр. XII Всеросс. совещания по проблемам управления*. М.: Изд-во ИПУ РАН, 2014. С. 3384–3390.
20. **Справочник** по радиоэлектронике /Под ред. А. А. Куликовского. М.: Энергия, 1970. Т. 3. 814 с.
21. **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.

*Поступила в редакцию 28 апреля 2017 г.*

---