

# РАЗРАБОТКА НЕЛИНЕЙНОЙ РОБАСТНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ БПЛА С ОБРАТНОЙ СВЯЗЬЮ

## DEVELOPMENT OF A NONLINEAR ROBUST UAV CONTROL SYSTEM WITH FEEDBACK

*Titov D.  
Ryzhkova E.*

*Summary:* UAVs are actively used in research, terrain monitoring and remote sensing of the earth. The electromechanical design of most UAVs is a low activity mechanical system. It has fewer control inputs than degrees of freedom. The developed design of UAV structures implies a focus on reducing the weight of the structure, which leads to difficulties in the field of control tasks. Unmanned aerial vehicles are focused on the use of classical control links, the article proposes to replace the classical model of the UAV control system with a robust one under conditions of multiple uncertainty. The principles of operation of the UAV control system are considered. A non-linear model of quadcopter dynamics was created based on the use of indirect methods, it made it possible to reduce errors in the calculations of the control system based on classical methods, using the difference between the expected and actual output of the installation. By retaining the original model parameters, we were able to obtain the required level of tracking error. The proposed nonlinear robust feedback control system shows the inexpediency of using adaptive control methods. The control is based on the theory of LQR-synthesis of a robust controller, which ensures the robust stability of a quadcopter based on the proposed inertialess controller.

*Keywords:* remote monitoring, UAV, robust approach to UAV control, nonlinear robust feedback control system, LQR-synthesis controller.

*Титов Дмитрий Николаевич*

*к.т.н., доцент, Сибирский государственный  
университет геосистем и технологий  
titov200708@mail.ru*

*Рыжкова Елена Владимировна*

*Ассистент, Сибирский государственный университет  
геосистем и технологий  
alena.tarasova.2014@mail.ru*

*Аннотация.* БПЛА имеют активное применение в проведении исследований, мониторинга местности и дистанционном зондировании земли. Электромеханическая конструкция большинства БПЛА представляют собой механическую систему с низкой активностью. Она имеет меньше управляющих входов, чем степеней свободы. Разрабатываемый дизайн конструкций БПЛА предполагает ориентир на снижение веса конструкции, что приводит к возникновению сложностей в области задач управления. Беспилотные летательные аппараты ориентированы на применение классических звеньев управления, в статье предлагается заменить классическую модель системы управления БПЛА на робастную в условиях множественной неопределенности. Рассмотрены принципы работы системы управления БПЛА. Создана нелинейная модель динамики квадрокоптера на основе применения косвенных методов, она позволила снизить ошибки в расчетах системы управления на основе классических методов, используя разницы между ожидаемым и фактическим выходом установки. Сохранив первоначальные параметры модели, удалось получить требуемый уровень ошибки отслеживания. Предложенная нелинейная робастная система управления с обратной связью, показывает нецелесообразность применения адаптивных методов управления. Контроль основан на теории LQR-синтеза робастного регулятора, что обеспечивает робастную устойчивость квадрокоптера на основе предложенного безынерционного регулятора.

*Ключевые слова:* дистанционный мониторинг, БПЛА, робастный подход в управлении БПЛА, нелинейная робастная система управления с обратной связью, LQR-синтез регулятор.

### Актуальность работы

Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) получили широкое распространение при выполнении определенных задач в различных секторах геодезии и геологоразведки, горнодобывающей промышленности, в городском хозяйстве, дорожной полиции, картографии, кинематографии и пр., где возникает трудность выполнения работ человеком или другими техническими средствами [1].

Конструкция беспилотных летательных аппаратов преимущественно состоит из механических систем. Она имеет меньшее число управляющих входов, чем степени ее свободы, так же в связи с периодическим изменением дизайна БПЛА, направленным на снижение веса конструкции, это все приводит к усложнению процесса

регулирования в области управления. Методы, разработанные для полноприводных роботов, невозможно применить в устройстве управления БПЛА, так как данные методы линеаризуемы и имеют неголономные ограничения. Для обеспечения автономного полета БПЛА, в большинстве случаев, используют методы современной теории нелинейного управления [2, 3].

Рассматривая динамическую модель системы транспортного летательного средства, представленного твердым телом в пространстве, находящимся под воздействием силы тяги и крутящего момента, она обладает шестью степенями свободы и лишь четырьмя управляющими входами. При построении динамической модели БПЛА необходимо учитывать гироскопические эффекты, возникающие из-за легкой конструкции летательного аппарата [4]. При построении динамической модели,

образовавшиеся гироскопические эффекты, вызванные работой воздушных винтов, считаются неизвестной величиной, поскольку на этапе проектирования модели управления движением пренебрегаются скорости ротора. Принимаем, что центр масс и начало тела зафиксированы на теле и являются конгруэнтными, в связи с данной постановкой, появляется возможность преодолеть связь между вращательными и поступательными движениями, следовательно, происходит децентрализация динамической модели, позволяющей использовать метод каскадного управления. Пренебрежение эффектом земли позволяет предположить, что конструкция БПЛА является симметричной, следовательно, появляется тензор момента инерции только с диагональными членами инерции. Все выше перечисленное позволяет принять аэродинамические эффекты как неопределенности на этапе проектирования модели управления БПЛА.

На этапе проектирования системы управления роботизированной системой с элементами робастности необходимо описать входные и выходные сигналы модели системы управления БПЛА. В дальнейшем рассматриваемая система управления будет конкретизирована на примере модели квадрокоптера.

На рис. 1 представлена общая схема входных заданных сигналов управления — 1, текущих сигналов от датчиков о состоянии системы — 2, и управляющих воздействий на двигатели — 3. Входными данными системы являются координаты конечной точки  $x_t$ ,  $y_t$  и  $z_t$ , также угол ориентации  $\psi_t$  показанные на рисунке 1 под цифрой 1, текущие координаты точки отсчета квадрокоптера  $x$ ,  $y$  и  $z$ , углы крена  $\phi$ , тангажа  $\theta$  и рыскания  $\psi$ , показаны на рисунке ниже под цифрой 2. Квадрокоптер управляется за счет изменения тяги каждого двигателя. Следовательно, выходами системы управления будут являться тяги  $T_1$ ,  $T_2$ ,  $T_3$  и  $T_4$ , представленные на рисунке 1 под цифрой 3 [5].

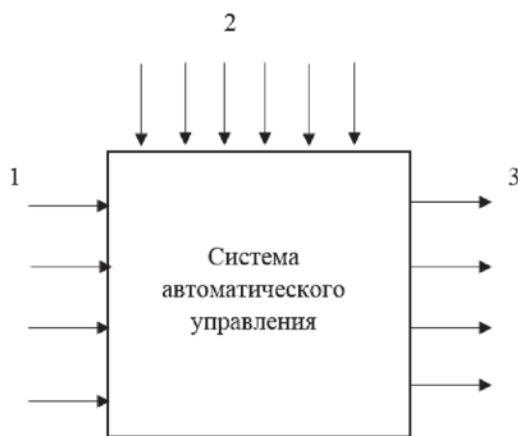


Рис. 1. Обобщенная модель системы управления квадрокоптером

Траекторное управление полетом квадрокоптера можно рассмотреть как ряд задач:

- перелет в очередную заданную точку маршрута.
- движения по заданным участкам типовых траекторий.

Решение этих задач автоматического управления полетом может быть построено, как система с обратной связью, осуществляющая отслеживание заданного маршрута. При этом выделяется канал управления высотой и канал управления движением в горизонтальной плоскости.

Суммарная величина тяги определяет режимы стабилизации и управления в вертикальном направлении. Отклонённая от вертикали, горизонтальная проекция суммарного вектора тяги, обеспечивает горизонтальное перемещение аппарата.

При фиксированном положении угла рыскания, отклонение вектора тяги происходит за счёт изменения углов тангажа и крена. Дифференцированное управление скоростью вращения винтов позволяет плавно изменять угловое положение, которое дает различия силе тяги и моменту. За управление ориентацией и стабилизацией в пространстве выступает подсистема, обеспечивающая необходимые значения угловых параметров и высоты за счёт изменения тяги винтов, за траекторное управление отвечает подсистема, отслеживающая заданную траекторию движения.

На рис. 2 представлена структурная схема системы управления. Опишем элементы системы управления квадрокоптером.

Блок 1 — задает траекторию полета квадрокоптера в координатах  $x_d(t)$ ,  $y_d(t)$   $z_d(t)$ .

Блок 2 — формирует корректирующие значения на основе результатов, полученных с блока 8.

Блок 3 — преобразователь управляющих воздействий из координат в угловые отклонения с учетом данных тяги двигателей из модуля 7.

Блок 4 — регулятор подсистемы ориентации и стабилизации полета квадрокоптера, вырабатывает управляющие сигналы для работы двигателей основываясь на задающих сигналах и сигналах управляющего воздействия.

Блок 5 — распределитель сигналов.

Блок 6 — ограничитель напряжения на величину входного управляющего сигнала для контроллеров управления двигателями квадрокоптера.

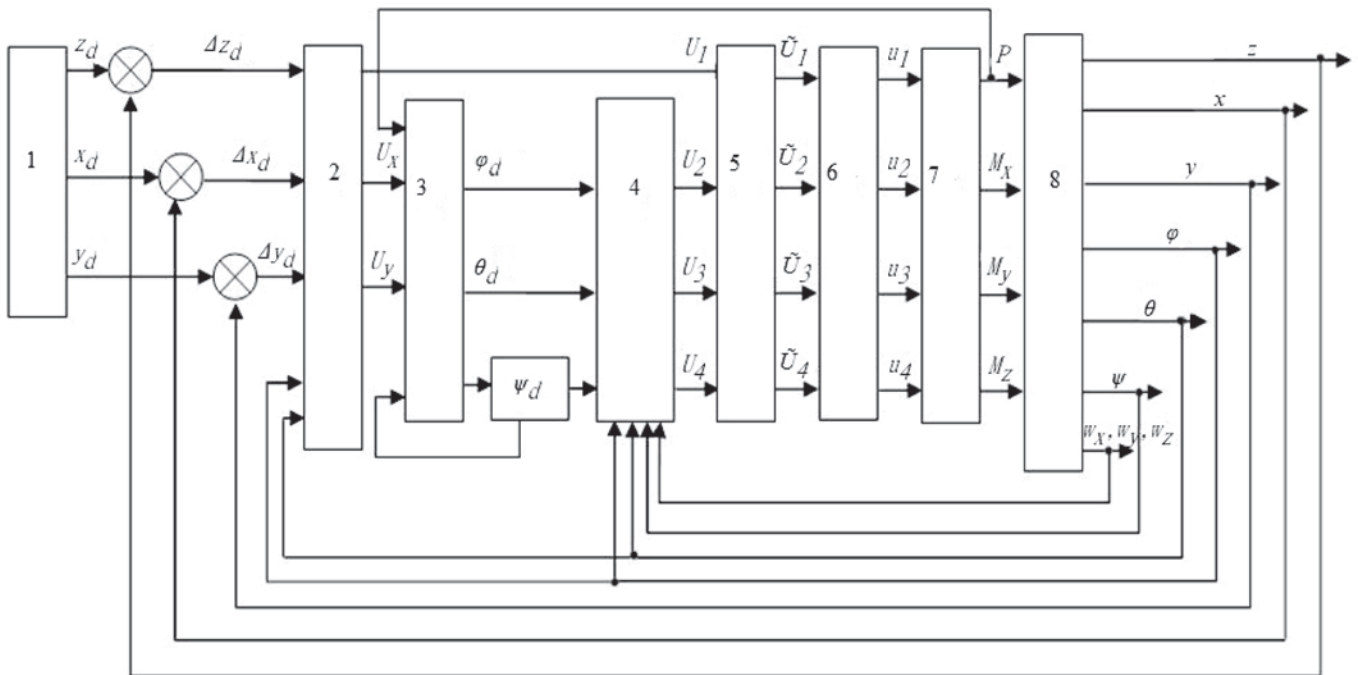


Рис. 2. Система управления квадрокоптером

Блок 7 — модель винтомоторной группы.

Блок 8 — модель квадрокоптера.

Сигналы  $\varphi_d$ ,  $\theta_d$ ,  $\psi_d$  задаются подсистемой траекторного управления совместно с сигналами, поступившими с входов регулятора ориентации и стабилизации углового положения, и должны сформировать управляющие сигналы воздействия  $U_2$ ,  $U_3$ ,  $U_4$ , которые обеспечат создание требуемых моментов  $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$ .

Для обеспечения вертикального движения суммарная тяга винтов должна соответствовать требуемой тяге. Если пренебречь динамикой и ограничениями двигателей, гироскопическими моментами и аэродинамическими моментами несущей части аппарата, то сигналы  $U_2$ ,  $U_3$ ,  $U_4$  должны быть равнозначны моментам  $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$ .

Рассматривая подсистему траекторного управления как систему регулирования, можно получить управляющие воздействия  $U_{xd}$  и  $U_{yd}$ , а также  $U_{zd} = U_1$  для канала управления высотой, как выходные сигналы для регулятора [6].

При проектировании системы управления квадрокоптером могут быть использованы различные типы регуляторов и методы расчета. Пропорциональный регулятор (ПД) используется для стабилизации объекта управления [7]. К его достоинствам можно отнести рассмотренный в литературе способ расчета ПД регулятора, имеющий существенный недостаток, в отличие от Пропорционально-интегрально-дифференцирующе-

го регулятора (ПИД) — наблюдается возможность появления статистической ошибки. ПД Регулятор системы управления включает в себя пропорциональную и дифференциальную составляющие, коэффициенты которых также, как и в случае с ПИД регулятором необходимо правильно подобрать для корректной работы [8, 9].

За основу расчетов регуляторов предлагаем использовать метод «Backstepping» [10]. Суть метода «backstepping» состоит в представлении сложной системы в виде вложенных небольших подсистем, для которых сформированы управляющие сигналы и составлены, зависящие от этих сигналов функции Ляпунова. Устойчивость системы в целом, обеспечивается последовательным выбором сигналов для каждой подсистемы, что позволит выполнить критерии устойчивости по Ляпунову. Процедура имеет характер пошагового обхода интеграторов обратными связями, откуда пошло название «backstepping». Рассмотренный подход является достаточно простым в расчетах, что позволяет его эффективно применить в некоторых случаях.

В данной статье рассмотрена задача обеспечения робастной устойчивости системы. Для ее решения применим метод LQR-синтеза. Данный подход гарантирует обеспечение робастной устойчивости и возможность разработки безынерционного регулятора. Для применения метода требуется знание точной модели объекта управления и обратные связи по всему вектору состояния. LQR регулятор используется для синтеза управления квадрокоптером для полета по заданной траектории. Чтобы обеспечить полную измеримость вектора

состояния регулятора будем использовать его совместно с наблюдателем.

Для управления квадрокоптером определим ряд регуляторов, которые будут использоваться в нашей системе управления (рисунок 2). На следующем этапе проектирования необходимо рассчитать и проверить на работоспособность следующие регуляторы (рисунок 3):

- 1 — регулятор поддержания и набора нужной высоты  $x_p, y_p, z_p$ ;
- 2, 3 — регулятор высоты полета  $\xi, \eta, z_p$ ;
- 4 — регулятор рыскания  $\psi_r$ ;
- 5 — регулятор горизонтальных перемещений  $q$ .

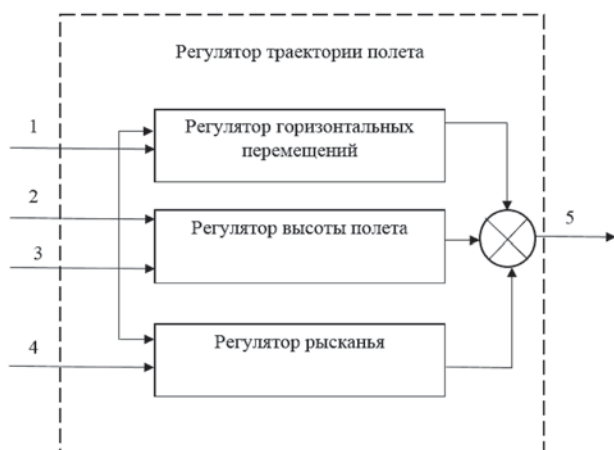


Рис. 3. Структурная схема регулятора траектории полета квадрокоптера

Предлагаемая структура системы управления квадрокоптером будет осуществляться через LQR регулятор для стабилизации вращательных движений и закона управления, основанный на робастном подходе.

В настоящее время разработаны робастные системы управления, которые синтезируют различные подходы и типы регуляторов. В статье рассмотрен регулятор на основе технологии синтеза робастных систем управления — LQR синтеза.

Данный подход обеспечивает робастную устойчивость и дает возможность для разработки безынерционного регулятора. Разработанный (рассмотренный) LQR-регулятор, удовлетворяющий критерию робастности, ориентирован на управление неопределенной нелинейной динамической моделью квадрокоптера.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Карпик А.П., Лисицкий Д.В., Байков К.С., Осипов А.Г., Савиных В.Н. Геопространственный дискурс опережающего и прорывного мышления // Вестник СГУГиТ. — 2017. — Т. 22, № 4. — с. 53.
2. F. Gadewadikar, J. and Lewis, K. Subbarao, and B. Chen. Structured H1 command and control-loop design for unmanned helicopters // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. —2010. — Vol. 31, No. 4. — P. 1708–1713.
3. Prasenjit Mukherjee. Robust and Adaptive Control Methods for Small Aerial Vehicles. —Waterloo, Ontario, Canada, 2012.
4. Homann G.M., Huang H., Waslander S.L., Tomlin C.J. Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment. In AIAA guidance, navigation, and control conference 2007, volume 4, 2007.
5. Song L.J., Xi C., Zheng Y.G., Bo S.L. Hovering control of unmanned small size helicopter based on adaptive inverse control theory // International Conference on Digital Manufacturing and Automation (ICDMA). — December 2010. — Vol. 1. — p. 805–811.
6. Sandino L.A., Bejar M., Kondak K., Ollero A. On the use of tethered configurations for augmenting hovering stability in small-size autonomous helicopter // 21 International Conference on Intelligent and Robotic Systems, pp. 1–17, August 2012.
7. Ping Z.W., Chao D.Y., Zhou Y.D. Small unmanned helicopter longitudinal control PID parameter optimization based on genetic algorithm // 3rd International Conference on Advanced Computer Theory and Engineering (ICACTE). — August 2010. — Vol. 6. — P. V6–142–V6–145.
8. Ahmed B., Pota H. Flight control of a rotary wing UAV using adaptive backstepping // IEEE International Conference on Control and Automation (ICCA). — December, 2009. — P. 1780–1785.
9. Wang G., Zhu J., H. Xia. Model identification and control of a small-scale unmanned helicopter // 6th International Conference on Computer Science Education (ICCSE). — August, 2011. — P. 933–937.
10. Omar H. New fuzzy-based anti-swing controller for helicopter slung-load References 108 system near hover // IEEE International Symposium on Computational Intelligence in Robotics and Automation (CIRA). — December, 2009. — P. 474–479.

© Титов Дмитрий Николаевич (titov200708@mail.ru); Рыжкова Елена Владимировна (alena.tarasova.2014@mail.ru).

Журнал «Современная наука: актуальные проблемы теории и практики»