

Система управления беспилотным летательным аппаратом

© Н.А. Чулин, И.В. Миронова

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

В современном мире квадрокоптеры, одни из простейших беспилотных летательных аппаратов, получили широкое распространение. Для того чтобы четко управлять движением квадрокоптера, необходимо не только понимать процесс его движения, но и знать динамику всей его конструкции. Как правило, закрытость системы управления квадрокоптером приводит к низкой его эффективности, если иметь в виду соотношение выполняемых задач и затраты на эксплуатацию, перенастройку и обслуживание. В работе обоснована возможность построения системы управления с открытым кодом, рассмотрено функционирование основных полетных режимов, изучены некоторые причины возникновения автоколебаний и расходящихся колебаний системы стабилизации положения аппарата. Разработанная математическая модель винтомоторной группы квадрокоптера позволяет анализировать и прогнозировать специфику его системы управления при настройке для решения конкретной задачи.

Ключевые слова: квадрокоптер, система автоматического управления, полетный контроллер, режимы полета, пропорционально-интегрально-дифференциальный регулятор, бесколлекторный двигатель постоянного тока

Введение. Квадрокоптер — беспилотный летательный аппарат с четырьмя несущими винтами, который относится к разряду мультикоптеров. Квадрокоптеры применяют для выполнения всевозможных технических задач, включая такие, как автономный полет по заранее заданному маршруту с учетом различных препятствий [1–3], дистанционное наблюдение за объектом и следование за ним, визуальный контроль местности для последующих прогнозирования и коррекции движения других объектов, перенос небольших грузов [4] и др.

Для выполнения разнообразных задач [5, 6] с учетом изменяющейся среды полета к системе управления квадрокоптером предъявляются достаточно жесткие требования [7–10]: многофункциональность, гибкость перенастройки для решения конкретной задачи, точность отработки текущей задачи. Гибкость перенастройки позволяет быстро приспособлять квадрокоптер к решению текущих задач, комбинировать различные алгоритмы управления, обеспечивать легкость перенастройки и возможность использования аппарата для решения более широкого круга задач.

Современные квадрокоптеры, как правило, имеют закрытую систему управления, разработанную для решения конкретной задачи.

Чтобы перенастроить квадрокоптер для выполнения новой задачи, необходимы определенные затраты, которые не всегда эффективны.

Использование открытой системы управления квадрокоптером [11], моделирование его движения [12–15] в различных полетных режимах, а также моделирование динамики составных частей системы управления позволяют осуществлять быструю, гибкую перенастройку. Эти меры делают квадрокоптер многофункциональным аппаратом, позволяют анализировать и предсказывать его поведение в нестандартных ситуациях и при различных условиях полета без запуска.

Цель настоящей работы — практическое исследование возможности построения открытой системы управления квадрокоптером и ее настройки на примере разработанного аппарата, изучение особенностей настройки системы управления с учетом его специфики.

Основными задачами являются обеспечение легкости перенастройки алгоритмов управления и моделирование частей системы стабилизации квадрокоптера [6].

Схемотехнический состав квадрокоптера, программная реализация алгоритмов управления. Ядром системы управления квадрокоптером является полетный контроллер. В нем по определенному «защитному» алгоритму обрабатываются поступающие от пилота и измеренные сигналы, а затем управляющие сигналы передаются на двигатели. Для практического изучения и отработки алгоритмов управления была разработана конструкция квадрокоптера (рис. 1).

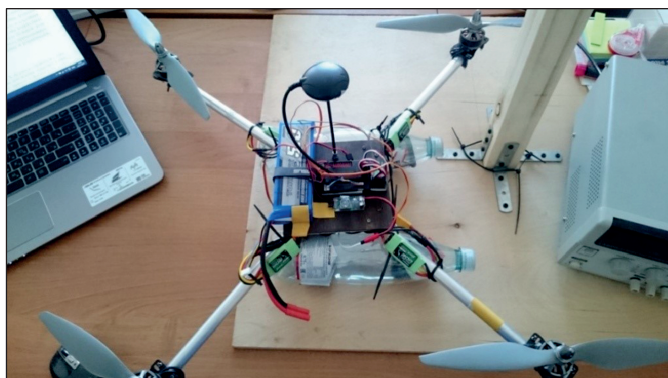


Рис. 1. Внешний вид разработанного квадрокоптера

Для построения открытой системы были рассмотрены два варианта полетных контроллеров, которые поддерживают проект open source, а именно APM 2.6 [11, 16] и Pixhawk; APM 2.6 строится на базе 8-битного микроконтроллера Atmel ATmega 2560 с ядром AVR, Pixhawk — на базе 32-битного ядра ARM Cortex M4 микроконтроллера STM32F427.

Первоначально на разработанном квадрокоптере был установлен полетный контроллер АРМ 2.6. Среда работы с микроконтроллером полетного контроллера АРМ 2.6 — Ardudue — специально создана для взаимодействия с микроконтроллерами Arduino. Эта среда оказалась неудобной при работе с объемным кодом по двум причинам.

Во-первых, в ней отсутствует поиск по переменным и функциям. Коды алгоритмов разнесены по многочисленным файлам, общий объем которых в пересчете на формат А4 составляет более 2000 страниц. Найти описание нужной функции или переменной в таком большом коде проблематично без применения процедуры специального поиска.

Во-вторых, компиляция кода такой большой программы занимает около 5 мин. Выходом компиляции был HEX-файл, который нужно было с помощью программы Mission Planner «зашить» в контроллер. Общее время перекомпиляции занимает почти 30 мин, процедура выполняется за несколько шагов.

Таким образом, программная среда Ardudue и плата на основе микроконтроллера Arduino непригодны для решения поставленных задач.

Микроконтроллер платы Pixhawk превосходит микроконтроллер платы АРМ 2.6 по ряду характеристик, в частности по тактовой частоте (180 МГц против 16 МГц) и распараллеливанию вычислений 16- и 8-разрядных чисел. Для работы с микроконтроллером Pixhawk можно использовать среду Keil uVision, которая предназначена для оперирования длинными кодами, имеет большой функциональный набор инструментов для сложных разработок и возможность встроенного поиска по командам.

На полетном контроллере Pixhawk отрабатывалась возможность настройки для разработанного квадрокоптера открытых кодов из проекта open source АРМ (рис. 2).

Алгоритмы системы управления содержат 16 разнообразных режимов управления полетом квадрокоптера. Самый простой режим — режим стабилизации — является базовым. При взлете и посадке должен быть выбран именно этот режим, поскольку он обеспечивает автоматическую стабилизацию по уровню горизонта, а пилоту вручную нужно управлять только высотой и скоростью изменения высоты. Режим стабилизации удобен для рассмотрения в силу его простоты, он содержит все необходимые для элементарного полета и стабилизации функциональные блоки и связи. Режим стабилизации реализуется на базе контроллера положения (attitude control). Входами в контроллер положения являются отфильтрованные проекции кажущегося ускорения и абсолютной угловой скорости на оси связанной с бесплатформенной инерциальной навигационной системой (БИНС) системы координат, полученные с основных измерительных датчиков (акселерометров, гироскопов), и команды управления, переданные от

пилота (желаемые уставки). Выходом является такая целевая функция управляющих воздействий на двигатели, которая переведет квадрокоптер из текущего измеренного положения в желаемое.

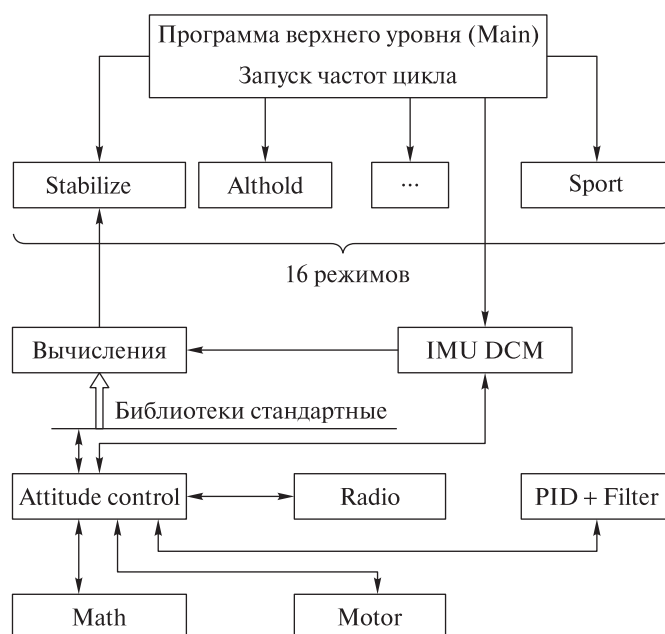


Рис. 2. Структура кодов алгоритмов проекта open source APM

Библиотеки в данном коде можно подразделить на несколько уровней: универсальные библиотеки нижнего уровня, которые могут применяться для всех режимов (это библиотеки математических преобразований углов, кватернионов, алгоритмов работы с передатчиком и двигателями и т. д.), и узкоспециализированные библиотеки (в частности, библиотека контроллера стабилизации положения), которые опираются на ряд библиотек низшего уровня. В качестве регулятора используется пропорционально-интегрально-дифференциальный (ПИД) регулятор с фильтрацией выходных значений.

После включения питания квадрокоптера начинается запуск «защитой» программы, идут чтение настроек и проверка полетного режима. Если полетный режим не установлен, происходит переключение на режим чтения сигналов, получаемых по каналу установки режима. Пилот с пульта управления может задавать нужный режим. После выбора режима полета, если выбран режим стабилизации, этот режим запускается. Тогда же проверяется «постановка на охрану» двигателей, чтобы предотвратить их случайный запуск. Затем флаг посадки обнуляется, что обеспечивает возможность последующего функционирования. С пульта управления пилота поступают сигналы — желаемые управляющие воздействия, эти сигналы пересчитываются в углы Эйлера и ква-

тернионы для последующих вычислений в контроллере положения. В это же время происходит опрос датчиков — получение значений абсолютных угловых скоростей и кажущихся ускорений.

Для фильтрации «сырых» данных используется фильтр Калмана. Необходимость фильтрации обусловлена тем, что акселерометры чувствительны к незначительным колебаниям и характеризуются высокочастотными шумами, а гироскопам присущ низкочастотный дрейф. При экспериментальной проверке датчиков было выяснено, что микроэлектромеханические гироскопы, установленные в полетном контроллере, имеют собственный уход порядка 20 град/ч.

Измеренные «сырые» данные, поступившие с акселерометров, накапливаются и усредняются на определенном интервале. Частота съема информации с датчиков 400 Гц, а система стабилизации положения функционирует на частоте 100...50 Гц. В контроллере положения на основе полученных данных о движении квадрокоптера и желаемых уставок вычисляются и подаются на двигатели такие целевые управляющие воздействия, которые переведут квадрокоптер из текущего измеренного состояния в желаемое.

Целевая функция управления включает в себя расчет угловых скоростей вращения квадрокоптера и соответствующих управляющих воздействий на двигатели, которые переведут систему в иное желаемое положение без дестабилизации системы и возникновения расходящихся колебаний.

При проведении экспериментов открытый код «зашивали» в полетный контроллер Pixhawk и осуществляли настройку с учетом специфики конкретного квадрокоптера. Была проведена подстройка коэффициентов ПИД-регулятора и снижена чувствительность к скорости отработки команд. Производились пробные запуски квадрокоптера. В результате выявлено, что аппарат способен стабилизироваться в воздухе и обрабатывать управляющие сигналы, поступающие от пилота.

Возникновение колебаний в системе управления. При экспериментальной отработке режима стабилизации возникали расходящиеся колебания по углам тангажа и крена. После взлета квадрокоптера вокруг двух осей связанной системы координат, лежащих в плоскости горизонта, наблюдались увеличивающиеся по амплитуде расходящиеся колебания.

Первой причиной возникновения автоколебаний и расходящихся колебаний можно считать смещение центра масс квадрокоптера относительно центра симметрии; при этом не учитываются возникающие вследствие данного смещения центробежные моменты инерции, моменты от силы тяжести, отсутствие настройки датчиков под конкретные характеристики квадрокоптера. Неидентичность установки датчиков БИНС при различных перекомпоновках приводит к колебаниям (рис. 3).

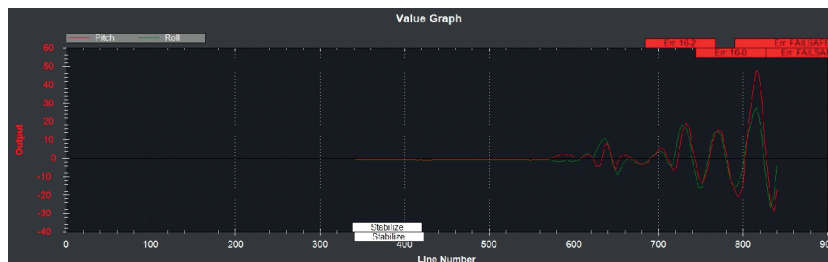


Рис. 3. Колебания по углам крена и тангажа, возникшие вследствие смещения центра масс

Для того чтобы избежать возникновения таких колебаний, при каждой перенастройке квадрокоптера необходимо воспроизводить первоначальную настройку. В ходе настройки образуется взаимосвязь между осями чувствительности акселерометров и системой координат, связанной со строительными осями квадрокоптера и расположением векторов тяги двигателей. Пересчет ведется посредством вычисления проекций вектора ускорения свободного падения на оси связанной системы координат БИНС квадрокоптера для шести положений по осям связанной строительной системы координат. Подстройка, в частности увеличение, пропорционального и интегрального коэффициентов в ПИД-регуляторе способствует уменьшению амплитуды колебаний, но не позволяет полностью решить возникшую проблему.

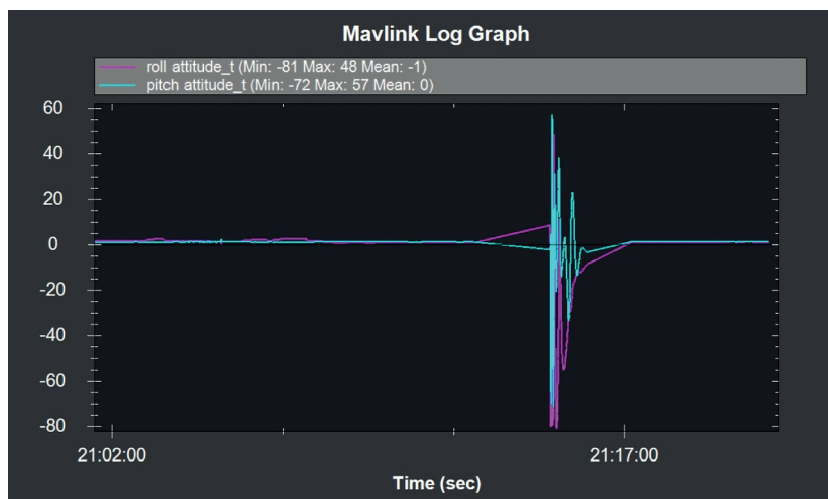


Рис. 4. Колебания по углам крена и тангажа, возникшие при особом движении вектора тяги

Второй причиной появления автоколебаний и расходящихся колебаний системы стабилизации квадрокоптера стало неортогональное плоскости рамы расположение вектора тяги одного из двигателей

и постоянное вращение этого вектора по конусу. Следствием такого движения является невозможность системы стабилизации с нужной скоростью отрабатывать постоянно изменяющийся в пространстве суммарный вектор тяги квадрокоптера и компенсировать результирующий вращающий момент (эффект положительной обратной связи). Чем больше вырабатываемый корректирующий момент, необходимый для стабилизации, тем больше колебания по осям связанной с квадрокоптером системы координат (рис. 4). Итогом такого процесса является полная потеря стабилизации.

Математическое моделирование. Для моделирования системы управления используется обычная система уравнений управляемого движения летательного аппарата [2, 10, 17–19]. Однако система управления, настроенная для конкретного квадрокоптера и решения определенных задач, должна моделироваться с учетом специфики аппарата.

Одной из основных специфических составных частей квадрокоптера является его исполнительный орган — винтомоторная группа [20]. Моделирование именно этой части аппарата представляется наиболее целесообразным, поскольку прогноз движения в первую очередь будет зависеть от динамики и особенностей управления винтомоторной группой, являющейся особой независимой системой.

Теоретически входное напряжение и тягу можно связать следующими соотношениями:

$$\omega = \frac{KV}{60} \cdot 2\pi U; \quad (1)$$

$$F = \frac{CS(\omega r)^2}{2} \rho; \quad (2)$$

$$F = \frac{CSU^2 \cdot 4\pi^2 KV^2 r^2}{3600 \cdot 2} \rho. \quad (3)$$

Здесь ω — угловая скорость вращения двигателя, рад/с; KV — число оборотов двигателя на 1 В; U — входное напряжение, В; F — тяга двигателя, Н; C — коэффициент сопротивлений; S — ометаемая пропеллером площадь, м²; r — эффективный радиус винта, м; ρ — плотность воздуха, кг/м³.

В приближенных расчетах были приняты следующие допущения: в рабочем диапазоне угловая скорость линейно зависит от управляющего напряжения (без учета динамики); плотностью воздуха можно пренебречь.

Тяга была рассчитана теоретически и измерена экспериментально (см. таблицу).

Сила тока, А	Тяга, Н		Результаты моделирования тяги, Н
	теоретически рассчитанная	практически измеренная	
0,5	0,60	0,48	0,51
1,0	2,42	1,36	1,41
2,0	9,71	2,44	2,78
3,0	21,80	3,43	3,85
4,0	38,80	4,40	4,93
5,0	60,70	5,33	5,89
6,0	87,40	6,16	6,90

Моделирование винтовой группы проводили в среде MATLAB Simulink. Входом являлось управляющее напряжение U , поступающее на двигатель, выходом — значение тяги F (рис. 5).

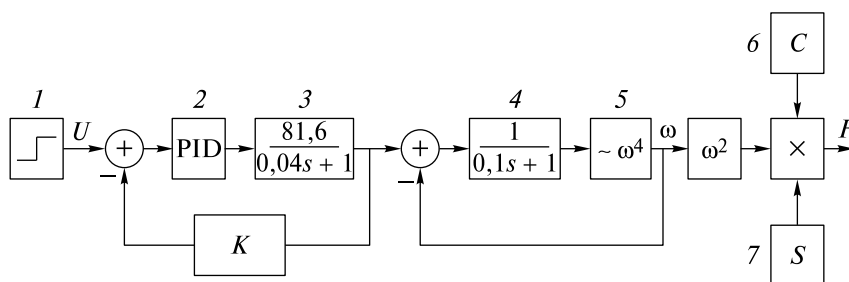


Рис. 5. Структурная схема винтомоторной группы

Блок 1 моделирует единичное ступенчатое воздействие входного напряжения. Переходной процесс при единичном ступенчатом воздействии представлен на рис. 6. В блоке 2 (см. рис. 5) реализуется ПИД-регулятор.



Рис. 6. Переходной процесс по тяге

При моделировании винтомоторную группу аппроксимировали двумя апериодическими звеньями. Электромагнитная постоянная времени первого звена (блок 3) получена измерением индуктивности обмоток двигателя, механическая постоянная времени второго звена (блок 4) приближенно оценена по результатам испытаний. В модели учитывались нежесткость пропеллеров, сопротивление вращению, индуктивные вихри, экранный и другие эффекты, приводящие к нелинейной зависимости тяги от входного напряжения (K — блок коэффициентов). Все эти искажения аппроксимируются уравнением 4-го порядка (блоки 5, 6). В блоке 7 учтена ометаемая пропеллером площадь.

Экспериментально по измерению тяги было установлено, что полученная математическая модель адекватна для основного диапазона режимов работы квадрокоптера. Погрешности по сравнению с реальной моделью составили не более 14 %.

Заключение. По результатам исследования выявлено, что полетный контроллер Pixhawk пригоден для быстрой компиляции и «перепрошивки» объемных кодов алгоритмов управления. Экспериментально доказана возможность настройки открытых кодов системы управления для конкретного полетного контроллера и конкретного квадрокоптера.

Получена математическая модель винтомоторной группы, которая пригодна для моделирования процессов динамики в реальных аппаратах и анализа специфики управления ими.

Рассмотрены основные причины, приводящие к колебаниям в системе управления квадрокоптером.

Полученные положительные результаты дают основания для более широкой и разнообразной настройки открытой системы управления квадрокоптером любой конструкции. Открытость упрощает построение системы управления для автономного полета по заданному маршруту благодаря возможности изменения объемного кода алгоритмов управления, разработке и быстрой отладке новых алгоритмов, пониманию и наглядной визуализации причинно-следственных связей между вносимыми в алгоритмы изменениями и движением квадрокоптера.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Гэн К., Чулин Н.А. Алгоритм навигации беспилотного летательного аппарата на основе улучшенного алгоритма одновременной локализации и картографирования с адаптивным локальным диапазоном наблюдения. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2017, № 3, с. 76–94. DOI: 10.18698/0236-3933-2017-3-76-94
- [2] Гэн К., Чулин Н.А. Алгоритмы стабилизации для автоматического управления траекторным движением квадрокоптера. *Наука и образование*, 2015, № 5. DOI: 10.7463/0515.0771076

- [3] Гэн К., Чулин Н.А. Планирование маршрута на основе облачно-точечной карты и улучшенного муравьиного алгоритма. *Известия Тульского государственного университета. Технические науки*, 2016, № 6, с. 80–88. URL: <https://elibrary.ru/item.asp?id=26281163> (дата обращения 21.11.2017).
- [4] Козловский В.Б., Паршенцев С.А., Ефимов В.В. *Вертолет с грузом на внешней подвеске*. Москва, Машиностроение, 2008, 304 с.
- [5] *Voliro*. URL: <https://www.voliro.ethz.ch/> (дата обращения 07.05.2018).
- [6] Schollig A., Augugliaro F., Lupashin S., D'Andrea R. Synchronizing the Motion of a Quadcopter to Music. *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 2010, pp. 3355–3360. URL: https://www.ethz.ch/content/dam/ethz/special-interest/mavt/dynamic-systems-n-control/idsc-dam/Research_DAndrea/FMA/Schoellig_ICRA2010.pdf (дата обращения 07.09.2017).
- [7] Миронова И.В. Система управления квадрокоптером. *Научно-технический семинар молодых специалистов, ученых и студентов, посвященный памяти Главного конструктора, академика АН СССР В.И. Кузнецова, 26 апреля 2017 г. Сб. науч. статей*. Москва, 2017, с. 75–82.
- [8] Жильцов А.И., Жуков К.С., Рылеев Д.А., Черничкин А.А., Чулин Н.А., Юдин А.Е. Технология разработки системы управления полетом для беспилотного летательного аппарата с помощью геометрического метода. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 2 (14). DOI: 10.18698/2308-6033-2013-2-522
- [9] Beard R.W. *Quadrotor. Dynamics and Control*. Brigham Young University, 2008, 47 p. URL: <http://rwbclasses.groups.et.byu.net/lib/exe/fetch.php?media=quadrotor:beardsquadrotornotes.pdf> (дата обращения 25.10.2017).
- [10] Канатников А.Н., Крищенко А.П., Ткачев С.Б. Допустимые пространственные траектории беспилотного летательного аппарата в вертикальной плоскости. *Наука и образование*, 2012, № 3. DOI: 10.18698/1812-3368-2016-3-70-81
- [11] *Copter Home*. URL: <http://ardupilot.org/copter/index.html> (дата обращения 20.11.2017).
- [12] Гурьянов А.Е. Моделирование управления квадрокоптером. *Инженерный вестник*, 2014, № 8. URL: <http://engbul.bmstu.ru/doc/723331.html> (дата обращения 01.10.2017).
- [13] Шляйхер М. *Техника автоматического регулирования для практиков*. Москва, JUMO GmbH, 2006, 124 с.
- [14] Luukkonen T. *Modelling and Control of Quadcopter*. School of Science, Espoo, 2011, 26 p. URL: http://sal.aalto.fi/publications/pdf-files/eluu11_public.pdf (дата обращения 16.11.2017).
- [15] *Develop BLDC motor control algorithms using simulation*. URL: <https://www.mathworks.com/discovery/bldc-motor-control.html> (дата обращения 15.10.2017).
- [16] *APM 2.6*. URL: <http://ardupilot.org/copter/docs/common-mp25-and-26-overview.html> (дата обращения 18.11.2017).
- [17] Santos O., Romero H., Salazar S., Lozano R. Real-time Stabilization of a Quadrotor UAV: Nonlinear Optimal and Suboptimal Control. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2013, vol. 70, iss. 1–4, pp. 79–91. DOI: 10.1007/s10846-012-9711-8
- [18] Белинская Ю.С. Реализация типовых маневров четырехвинтового вертолета. *Молодежный научно-технический вестник. МГТУ им. Н.Э. Баумана*,

- 2013, № 4. URL: <http://ainsnt.ru/doc/551872.html> (дата обращения 11.10.2017).
- [19] Белинская Ю.С., Четвериков В.Н. Управление четырехвинтовым вертолетом. *Наука и образование*, 2012, № 5. DOI: 10.7463/0512.0397373
- [20] *T-Motor MN3110 780KV*. URL: <http://store-en.tmotor.com/goods.php?id=336> (дата обращения 20.11.2017).

Статья поступила в редакцию 26.12.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Чулин Н.А., Миронова И.В. Система управления беспилотным летательным аппаратом. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 9. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-9-1802>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLII Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, 23–26 января 2018 г.

Чулин Николай Александрович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: nchulin@yandex.ru

Миронова Ирина Владимировна — аспирантка кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: ququ-@list.ru

Unmanned aerial vehicle flight control

© N.A. Chulin, I.V. Mironova

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

Being among the simplest unmanned aerial vehicles, quadcopters have gained widespread use nowadays. In order to control the quadcopter's flight precisely, it is necessary not only to understand the process of its movement but also know the dynamics of its construction. Most commonly, the closedness of the vehicle guidance system results in low efficiency by the ratio between the tasks performed and the expenditures for maintenance, reconfiguration and operation. For this reason the work justifies the possibility of constructing an open source system, considers the functioning of the primary flight modes and investigates some causes for the emergence of self-oscillations and diverging oscillations of the vehicle position hold system. The developed mathematical model of the aircraft power plant allows analyzing and forecasting the specific features of the vehicle guidance system when setting it up for a particular task.

Keywords: quadcopter, automatic control system, flight controller, flight modes, PID control, motor

REFERENCES

- [1] Gen K., Chulin N.A. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Priborostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Instrument Engineering*, 2017, no. 3, pp. 76–94. DOI: 10.18698/0236-3933-2017-3-76-94
- [2] Gen K., Chulin N.A. *Nauka i obrazovanie — Science and Education*, 2015, no. 5. DOI: 10.7463/0515.0771076
- [3] Gen K., Chulin N.A. *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskie nauki — Proceedings of the TSU*, 2016, no. 6, pp. 80–88. Available at: <https://elibrary.ru/item.asp?id=26281163> (accessed November 21, 2017).
- [4] Kozlovskiy V.B., Parshentsev S.A., Efimov V.V. *Vertolet s gruzom na vneshney podveske* [Helicopter with suspended load]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2008, 304 p.
- [5] *Voliro*. Available at: <https://www.voliro.ethz.ch/> (accessed May 7, 2018).
- [6] Schollig A., Augugliaro F., Lupashin S., D'Andrea R. Synchronizing the Motion of a Quadrocopter to Music. *2010 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 2010, pp. 3355–3360. Available at: https://www.ethz.ch/content/dam/ethz/special-interest/mavt/dynamic-systems-n-control/idsc-dam/Research_DAndrea/FMA/Schoellig_ICRA2010.pdf (accessed September 7, 2017).
- [7] Mironova I.V. Sistema upravleniya kvadrokopterom [Quadcopter control system]. *Nauchno-tekhnicheskiy seminar molodykh spetsialistov, uchenykh i studentov, posvyashchenny pamyati Glavnogo konstruktora, akademika AN SSSR V.I. Kuznetsova, 26 aprelya 2017 goda. Sb. nauch. statey* [Scientific and technical colloquium of young professionals, scientists and students dedicated to the memory of the Chief Designer, academician of the Academy of Sciences of the Union of Soviet Socialist Republics V.I. Kuznetsov, April 26, 2017. Collection of scientific articles], 2017, pp. 75–82.
- [8] Zhiltsov A.I., Zhukov K.S., Ryleev D.A., Chernichkin A.A., Chulin N.A., Yudin A.E. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2013, iss. 2 (14). DOI: 10.18698/2308-6033-2013-2-522

- [9] Beard R.W. *Quadrotor Dynamics and Control*. Brigham Young University, 2008, 47 p. Available at: <http://rwbclasses.groups.et.byu.net/lib/exe/fetch.php?media=quadrotor:beardsquadrotornotes.pdf> (accessed October 25, 2017).
- [10] Kanatnikov A.N., Krishchenko A.P., Tkachev S.B. *Nauka i obrazovanie — Science and Education*, 2012, no. 3. DOI: 10.18698/1812-3368-2016-3-70-81
- [11] *Copter Home*. Available at: <http://ardupilot.org/copter/index.html> (accessed November 20, 2017).
- [12] Guryanov A.E. *Inzhenernyy vestnik — Engineering Bulletin*, 2014, no. 8. Available at: <http://engbul.bmstu.ru/doc/723331.html> (accessed October 1, 2017).
- [13] Shlyaykher M. *Tekhnika avtomaticheskogo regulirovaniya dlya praktikov* [Automatic control engineering for practitioners]. Moscow, JUMO GmbH Publ., 2006, 124 p.
- [14] Luukkonen T. Modelling and Control of Quadcopter. *School of Science, Espoo*, 2011, 26 p. Available at: http://sal.aalto.fi/publications/pdf-files/eluu11_public.pdf (accessed November 16, 2017).
- [15] *Develop BLDC motor control algorithms using simulation*. Available at: <https://www.mathworks.com/discovery/bldc-motor-control.html> (accessed October 15, 2017).
- [16] *APM 2.6*. Available at: <http://ardupilot.org/copter/docs/common-apm25-and-26-overview.html> (accessed November 18, 2017).
- [17] Santos O., Romero H., Salazar S., Lozano R. Real-time Stabilization of a Quadrotor UAV: Nonlinear Optimal and Suboptimal Control. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2013, vol. 70, no. 1-4, pp. 79–91. DOI: 10.1007/s10846-012-9711-8
- [18] Belinskaya Yu.S. *Molodezhnyy nauchno-tekhnicheskiy vestnik — Youth Scientific and Technical Bulletin of BMSTU*, 2013, no. 4. Available at: <http://ainsnt.ru/doc/551872.html> (accessed October 11, 2017).
- [19] Belinskaya Yu.S., Chetverikov V.N. *Nauka i obrazovanie — Science and Education*, 2012, no. 5. DOI: 10.7463/0512.0397373
- [20] *T-Motor MN3110 780KV*. Available at: <http://store-en.tmotor.com/goods.php?id=336> (accessed November 20, 2017).

Chulin N.A., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Automatic Control Systems, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: nchulin@yandex.ru

Mironova I.V., 6-year student, Department of Automatic Control Systems, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: ququ-@list.ru