

УДК 681.5.015:629.7.05

В. Г. ДЖУЛГАКОВ, И. В. ЖЕЖЕРА, С. Н. ФИРСОВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина***МАЛОГАБАРИТНЫЕ АВТОНОМНЫЕ БЕСПИЛОТНЫЕ КОМПЛЕКСЫ
КАФЕДРЫ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ**

В статье представлены результаты разработок кафедры систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Показаны предпосылки к созданию того или иного малогабаритного летательного аппарата, особенности его аэродинамической компоновки, формирования устойчивого к появлению нештатных ситуаций бортового оборудования и результаты серий лабораторных и летных испытаний. В некоторых случаях проведено сравнение созданного образца аппарата с близкими мировыми аналогами. Представлено описание программного обеспечения верхнего и нижнего уровня, реализующего разработанное алгоритмическое обеспечение.

Ключевые слова: *малогабаритный летательный аппарат, система стабилизации, система управления, навигация, акселерометр, датчик угловой скорости, интегрирование уравнений.*

Введение

Беспилотные малогабаритные летательные аппараты (МЛА), появившиеся в середине 30-х годов прошлого столетия, обладают рядом неоспоримых преимуществ по сравнению с пилотируемыми объектами: относительно низкая стоимость всего жизненного цикла, малые габариты и вес, более высокая эффективность решения современных задач мониторинга, возможность дистанционного и автоматического управления полетом. В гражданской сфере МЛА применяются для осуществления контроля лесных массивов, вулканов во время извержения, движения транспорта, состояния дорог и ряда других задач мониторинга [1]. Перспективным считается применение МЛА с соответствующим наземным комплексом для экологического мониторинга потенциально опасных объектов с целью предупреждения возможных техногенных катастроф.

Многие страны огромное внимание уделяют МЛА вертикального взлета и посадки [2]. Разработка подобных МЛА представляет собой сложную задачу, решение которой сопровождается рядом трудностей, связанных с обеспечением устойчивости в режиме взлета и посадки и в условиях малых скоростей полета. При этом необходимым условием использования таких МЛА является обеспечение создания требуемой подъемной силы, которая даже в неблагоприятных условиях работы должна обеспечить вертикальную тягу, равную, по меньшей мере, полетному весу МЛА, и дополнительную мощность, необходимую для создания управляющих сил и моментов. Так, распределение мощности на создание вертикальной тяги и управляющих моментов на

различных стадиях переходного режима полета требует согласования между вкладом двигателей на создание подъемной силы и на создание управляющих сил и моментов.

При движении в режиме взлета и посадки у МЛА данного класса легко теряется устойчивость из-за малого демпфирования, что подтвердили испытания ряда объектов подобного класса, изготовленных на кафедре систем управления летательными аппаратами (СУЛА) [3 – 5]. Однако взаимодействие аппарата с окружающим воздухом при возмущенном движении на режимах висения приводит к появлению других сил и моментов для различных классов аппаратов. К ним могут относиться: изменения величин моментов от поперечной силы двигателя; реактивные моменты, возникающие из-за изменения частоты вращения роторов двигателей и закрутки воздушных потоков; изменение внешних аэродинамических моментов из-за влияния подъемных выхлопных струй и струй от повернутых сопел подъемно-маршевых двигателей.

Для создания МЛА данного типа разработчики кафедры СУЛА применяют различные схемы, характерные как для аппаратов вертикального взлета, так и для вертолетов.

Как объект проектирования МЛА представляет собой сложную техническую систему с развитой иерархической структурой, большим числом элементов и внутренних связей. Поэтому приоритетной задачей проектирования МЛА является разработка схемы, структуры и конструкции будущего аппарата и составляющих его элементов, которая должна обеспечить при определенных ограничениях наиболее эффективное выполнение поставленных целей.

Решение этой задачи требует четкого определения целей проектирования и установления критериев оценки результатов проектирования [6].

Задача создания конструкции МЛА включает в себя определение типа создаваемой модели и материалов конструкции. Выбор аэродинамической схемы основывается на удовлетворении требований по аэродинамике, способу создания подъемной силы, маневренности, а также надежности и возможности применения МЛА как в населенных пунктах на открытых пространствах, так и в закрытых помещениях, а также их нечувствительность к столкновениям с вертикальными и горизонтальными препятствиями. Такими свойствами обладает дискообразное летающее изделие (ДОЛИ) с защищенным несущим винтом, в котором для создания подъемной силы и эффективных управляющих моментов применяются разнообразные, мало изученные аэродинамические эффекты.

МЛА «Колибри»

Одной из первых кафедральных разработок МЛА был проект «Колибри» с серией опытных образцов [7 – 8]. МЛА построен по гибридной схеме (летающее крыло с V-образным хвостовым оперением). Размах крыла МЛА «Колибри» составляет 320 мм, удлинение 1,72, длина – 300 мм. Вес МЛА «Колибри-1» в снаряженном состоянии составляет 102 г. Полезная нагрузка – до 10 г. Крейсерская скорость МЛА «Колибри-1» составляет 15 м/с (54 км/ч). Время полета 8 – 10 мин. Выбор аэродинамической схемы производился из соображений максимально эффективного использования возможных площадей. Поэтому на тот момент было определено построение МЛА по схеме летающее крыло с крылом малого удлинения, что определило, как для большинства аппаратов кафедры, ее статическую неустойчивость.

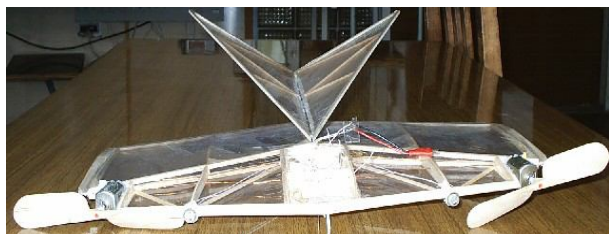


Рис. 1. МЛА «Колибри-1»

Следующим этапом исследований был выбор оптимальной аэродинамической схемы МЛА, которая учитывает замечания предыдущего планера (рис. 2). Использование управления несимметричным изменением тяги позволяет значительно

уменьшить массу МЛА, так как не требует использования дополнительных сервоприводов, но при этом возникает дополнительная задача – стабилизация аппарата по крену. А это требует повышенной статической устойчивости планера. Летные испытания экспериментального образца показали перспективность применения управления несимметричным изменением тяги двигателей на МЛА. Однако, для полноценного решения задачи, требовалось проведение дальнейшей оптимизации планера и системы управления.



Рис. 2. МЛА «Колибри М1»

Параллельным направлением работы явилась разработка классической схемы управления с помощью рулевых поверхностей. Результатом стала разработка МЛА «Колибри-2» (рис. 3). Микроминиатюрный аппарат «Колибри 2» – это МЛА, построенный по схеме «тандем» с тянущим винтом.

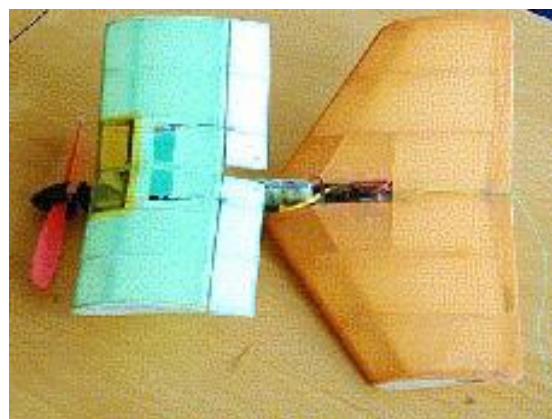


Рис. 3. МЛА «Колибри-2»

На МЛА «Колибри-2» была установлена цифровая СУ. Для управления электродвигателями используется широтно-импульсная модуляция управляющего сигнала. Продолжением работ является МЛА «Колибри-2М» (рис. 4). Данная схема учитывает недостатки, выявленные при летных испытаниях МЛА «Колибри-2».

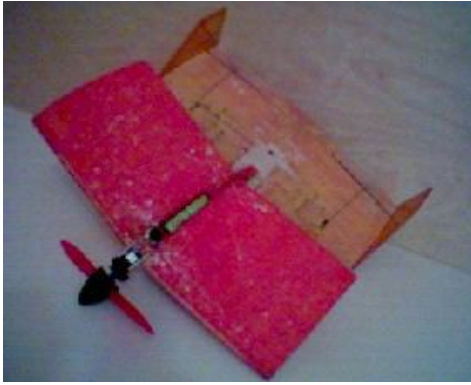


Рис. 4. МЛА «Колibri-2М»

СУ МЛА «Колibri-2» была опробована в условиях реального полета (рис. 5). В процессе испытаний применялись различные типы управляющих алгоритмов, проводился их анализ, уточнялась математическая модель объекта.



Рис. 5. МЛА «Колibri-2» в полете.

Проект «Колibri» стал толчком для кафедры в направлении исследования МЛА различных вариантов. На сегодня работы по этому направлению приостановлены, а акценты научного исследования сместились в область управления летательными аппаратами вертикального взлета и посадки.

МЛА дискообразное летающее изделие

Анализ тенденций развития рынка МЛА показывает, что крупные авиационные компании мира активно занимаются созданием и внедрением МЛА, которые обладают свойствами вертолетной аэродинамической схемы. Эти МЛА позволяют осуществлять полет в пространстве и зависание над определенной точкой поверхности на длительный интервал времени. Использование подобных МЛА должно быть возможным как на открытом пространстве, так и в закрытых помещениях. Последнее условие ограничивает возможность использования типовой вертолетной схемы из-за опасности возникновения ава-

рийной ситуации при столкновении несущего винта МЛА с различными препятствиями при выполнении мониторингового задания. Эти и другие обстоятельства определили появление нового направления на кафедре – создания маневренных МЛА с защищенным несущим винтом, к которым относится дискообразное летающее изделие (ДОЛИ), а также поиск принципов и способов автоматического управления подобными МЛА [9 – 11].

В ДОЛИ для создания подъемной силы и эффективных управляющих аэродинамических моментов используют как известные аэродинамические эффекты, так и мало изученные, в частности эффект Коанда. Сочетание этих эффектов в изделии, с одной стороны, упрощает его конструкцию и позволяет повысить маневренность, а с другой – порождает необходимость решения ряда новых задач в обеспечении управления, таких, как стабилизация изделия относительно центра масс. Кроме указанных сложностей, имеет место необходимость моделирования и разработки методов парирования аварийных ситуаций системы угловой стабилизации ДОЛИ в режиме реального времени путем обеспечения работоспособности в условиях неопределенности функционирования объекта автоматической стабилизации (ОАС). В состав ОАС входят: блок датчиков угловой скорости (ДУС), цифровые интеграторы сигналов, исполнительная система с блоками малогабаритных сервоприводов (СП) по каждому каналу стабилизации и непосредственно сам ДОЛИ, не имеющий аналогов, изученных в полном объеме. Малогабаритные СП и ДУС имеют нестабильные функциональные характеристики. Поэтому обеспечение блоков, в состав которых входят ДУС и СП, свойствами функциональной устойчивости, позволило получать качественную информацию при проведении летных испытаний для решения задач идентификации параметров ОАС и непосредственно аэродинамических характеристик ДОЛИ. Это, в свою очередь, позволило осуществлять известными методами синтез алгоритмов угловой стабилизации ДОЛИ.

При использовании двигателя и несущего воздушного винта для создания воздушного потока он, после прохождения зазора между импеллером и корпусом ДОЛИ, изгибается по изогнутой аэродинамической поверхности и отрывается только в нижней части профиля (рис. 6). Для прилипания струи необходимо обеспечить соответствующую форму изогнутой аэродинамической поверхности ДОЛИ. Как уже отмечалось, явление эффекта Коанда мало изучено, поэтому в рамках выполнения диссертационного исследования кривизна аэродинамической поверхности, обеспечивающая прилипание воздушного потока, была определена эксперимен-

тальным путем. При этом необходимо было обеспечить заданную подъемную силу применением двигателя с определенными характеристиками по мощности и частоте вращения выходного вала.

Разработанный действующий макетный образец ДОЛИ представляет собой физически подобную модель, предназначенную для изучения особенностей управления таким классом МЛА. Создание действующего макета определяется отсутствием математического описания динамики поведения подобных типов ЛА и его систем, что также опреде-

ляет необходимость и важность задач оценивания параметров системы управления ДОЛИ, необходимых для решения задач, связанных с синтезом параметров регулятора. Созданный макетный образец ДОЛИ имеет симметричную конструкцию в продольной и поперечной плоскости, что позволяет формировать симметричные законы стабилизации углового положения корпуса. Для определения углов тангажа, курса и крена введена определенным образом система координат, связанная с корпусом ДОЛИ, ориентация которой представлена на рис. 7.

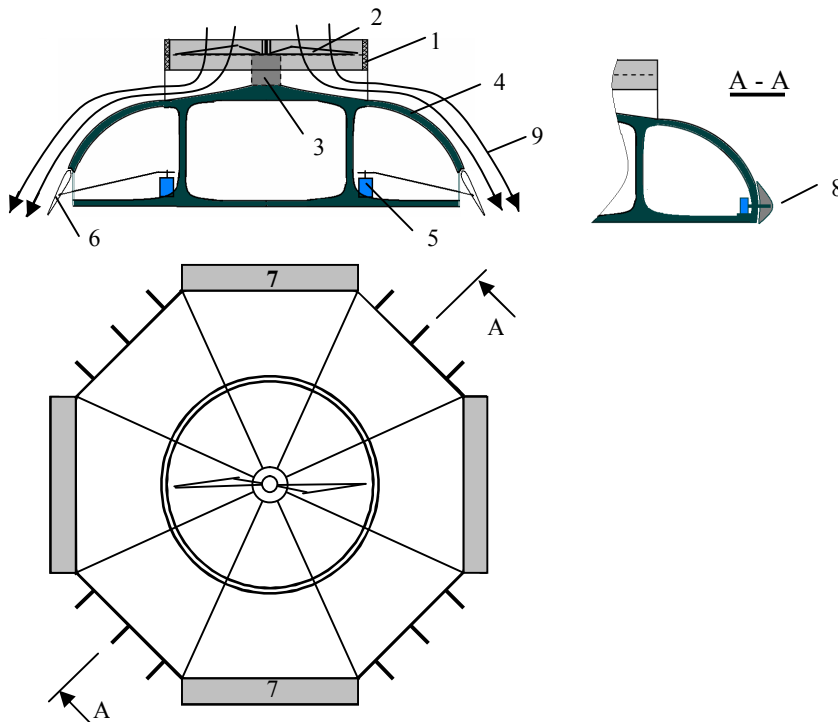


Рис. 6. Конструкция макетного образца ДОЛИ: 1 – зазор защиты; 2 – винт; 3 – двигатель; 4 – изогнутая поверхность; 5 – электрический привод; 6 – руль управления по тангажу; 7 – руль управления по крену; 8 – руль управления по курсу; 9 – активный поток воздуха

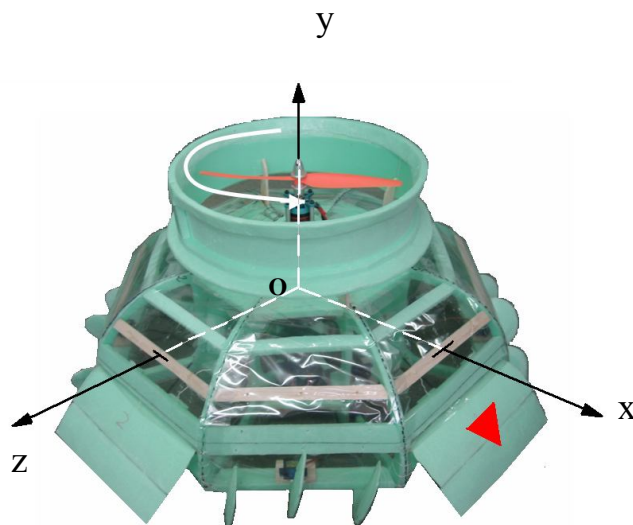


Рис. 7. Общий вид ДОЛИ

Особенность ДОЛИ заключается не только в способности осуществлять вертикальный взлет и посадку на любую горизонтальную поверхность и выполнять маневры, характерные для МЛА самолетных схем, но также в том, что такая аэродинамическая схема является статически неустойчивой, что в свою очередь накладывает дополнительные трудности для исследования ее аэродинамических характеристик. Статическая неустойчивость ДОЛИ объясняется тем, что ее центр масс находится выше центра давления по оси вращения вала двигателя. Статическая неустойчивость МЛА с одной стороны улучшает характеристики маневренности, с другой – определяет необходимость обеспечения предварительной стабилизации ДОЛИ для исследования ее аэродинамических характеристик.

Управление движением ДОЛИ в вертикальной плоскости обеспечивается изменением величины вектора подъемной силы с помощью регулятора хода двигателя либо одновременным изменением нейтрального положения рулей управления тангажом и креном в допустимом диапазоне.

Для разворота ДОЛИ вокруг нормальной оси применены рули управления канала рыскания, которые, как уже отмечалось, парируют реактивный момент корпуса ДОЛИ и позволяют создавать управляющие моменты в канале курса. Таким образом, предложенная компоновка аэродинамических поверхностей и средств управления тягой, позволила построить четырехканальную систему стабилизации ДОЛИ. Также полученные характеристики показали, что при различных значениях нейтрального положения указанных рулей управления величина подъемной силы различна при неизменном значении других параметров. Значит, высоту ДОЛИ можно изменять путем одновременного изменения нейтрального положения рулей управления по тангажу и крену в допустимых пределах.

Таким образом, система стабилизации ДОЛИ представляет собой сложную систему управления статически неустойчивым объектом. Характерной особенностью этой системы являются наличие в ее составе большого количества разнородных элементов, входящих в состав отдельных устройств либо подсистем, например: блок датчиков, блок сервопривод, блок вычислителя, органы управления и т.д. Каждая из перечисленных подсистем предназначена для выполнения определенных функциональных задач с целью обеспечения выполнения задачи, поставленной перед изделием [12-13].

В процессе синтеза системы угловой стабилизации ДОЛИ необходимо проводить ряд экспериментальных исследований с целью определения аэродинамических характеристик объекта стабилизации, параметров контуров стабилизации и допус-

тимых условий эксплуатации. При этом проверка работоспособности всегда предшествует точной количественной оценке выходных характеристик. Такая оценка считается удовлетворительной, если стыковка элементов осуществлена правильно и значения выходных и входных параметров взаимодействующих элементов согласованы, а обмен информацией между ними происходит без каких-либо видимых или скрытых механических, электрических и других видов нарушений и не приводит к выходу из строя различных контактов, реле или иных элементов в цепи взаимодействия или в самой системе (рис. 8).

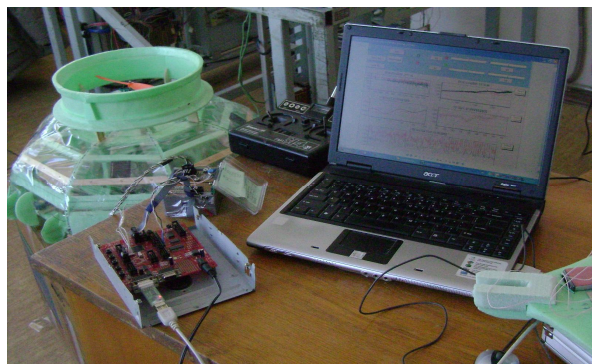


Рис. 8. Установка для исследования СУ ДОЛИ

При испытаниях системы угловой стабилизации ДОЛИ, наряду с натурными экспериментами, применялись имитаторы и математическое моделирование. Разумное сочетание этих методов испытаний обычно позволяет оптимизировать характеристики эффективности системы в наиболее тяжелых условиях ее практического использования, так как модель ДОЛИ также является опытным образцом, входящим в структуру натурных испытаний. При этом проверяется функционирование элементов, средств и устройств систем ДОЛИ; проверяют принципы, заложенные в основу принятых технических решений, и правильность их конструктивного воплощения; калибруют математические модели по результатам натурных испытаний; получают характеристики испытываемых средств, представляющих дополнение к составу исходных данных, которые необходимы для оценки эффективности всей системы.

На сегодня работы по проекту ДОЛИ продолжают в направлении решения ряда простейших задач автономной навигации.

МЛА типа маневренное автономное летающее изделие

Аэродинамическая компоновка маневренного автономного летающего изделия (МАЛИ) в сочета-

нии с двигательной установкой и расположенными определенным образом управляющими аэродинамическими поверхностями позволяет совершать аэродинамические маневры, которые характерны как для обычных самолетных схем, так и для вертолетных аэродинамических схем: горизонтальный полет, вертикальный взлет и посадка; зависание над определенной точкой пространства; полет в горизонте с критическими углами атаки и ряд других [14 – 16]. Комбинирование в одном изделии таких аэродинамических возможностей, с одной стороны, позволяет повысить маневренность МАЛИ и расширить диапазоны его применения, а с другой – порождает необходимость решения ряда новых задач в обеспечении управлением таких режимов, как позиционирование центра масс изделия при переводе корпуса МАЛИ из вертикального положения в горизонтальное и обратно. Кроме указанных сложностей имеет место необходимость моделирования и разработки методов парирования нештатных ситуаций системы позиционирования центра масс МАЛИ в режиме реального времени путем обеспечения работоспособности в условиях неопределенности функционирования объекта автоматического управления (ОАУ), в состав которого входят: блок датчиков угловой скорости (ДУС), цифровые интеграторы сигналов, исполнительная система с блоками малогабаритных сервоприводов (СП) и непосредственно само МАЛИ.

С целью исследования МАЛИ был разработан аппаратно-программный комплекс, оборудованный набором исполнительных, измерительных и регистрирующих средств, используемых для построения подобных аппаратов.

В разработанном изделии для создания потока воздуха применяют двигатель, ось которого расположена по продольной оси МАЛИ (рис. 9). При этом необходимо обеспечить заданную подъемную силу, используя двигатель с определенными характеристиками по мощности и частоте вращения вала.

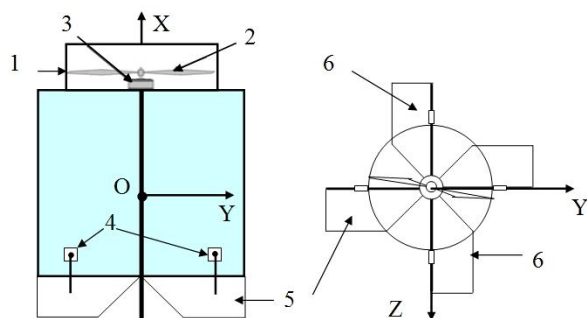


Рис. 9. Аэродинамическая компоновка МАЛИ: 1 – кольцо защиты; 2 – винт; 3 – двигатель; 4 – электрический сервопривод; 5 – поверхности управления по тангажу; 6 – поверхности управления по крену

Конструкция изготовленного МАЛИ вертикального взлета и посадки показана на рис. 10.

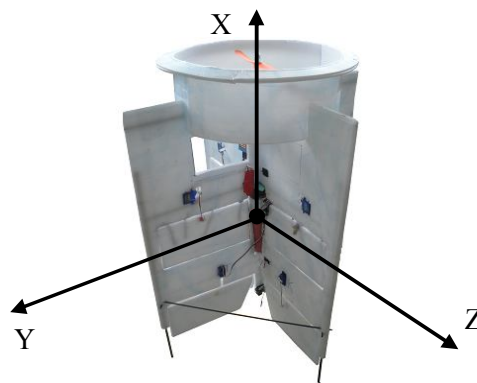


Рис. 10. Общий вид МАЛИ

Управление переходом МАЛИ от вертикального полета в горизонтальный осуществляется с помощью органов управления в канале тангажа с последующим выводом самолета на заданный угол тангажа. После переходного режима МАЛИ совершает полет в горизонтальной плоскости. При переходе объекта от горизонтального полета в вертикальный осуществляется обратная последовательность действий.

Режим висения МАЛИ в вертикальной плоскости обеспечивается изменением величины вектора подъемной силы с помощью регулятора хода двигателя, который регулирует скорость вращения винта.

Разворот МАЛИ вокруг продольной оси осуществляется применением рулей управления в канале крена, которые, как уже отмечалось, парируют реактивный момент M_p корпуса МАЛИ и позволяют создавать управляющие моменты в данном канале (рис. 10) [14, 17, 18].

Таким образом, САУ МАЛИ представляет собой сложную систему управления статически неустойчивым объектом. Характерной особенностью этой системы являются наличие в ее составе большого количества разнородных элементов, входящих в состав отдельных устройств либо подсистем, например: блок датчиков, блок сервопривода, блок вычислителя, органы управления и т.д. Каждая из перечисленных подсистем предназначена для выполнения определенных функциональных задач в целях обеспечения выполнения поставленной цели МАЛИ.

Мультироторные МЛА

Одним из важных направлений развития МЛА является создание мультироторных аппаратов. Такие МЛА используют вертолетный принцип создания подъемной силы и не содержат статических аз-

родинамических поверхностей. Последняя особенность существенно упрощает расчет и изготовление конструкции аппарата. Сфера использования мультироторных МЛА – мониторинг объектов и территорий с воздуха, аэрофото- и видеосъемка, доставка малогабаритных грузов и т.п. Поскольку подобные аппараты могут использоваться как в режиме траекторного ручного управления, так и в автономном режиме в непосредственной близости от размещения людей или строений, к ним предъявляются требования высокой маневренности и повышенной надежности системы управления (СУ). Развитие данного направления в последние годы привело к созданию целого семейства мультироторных МЛА – с тремя, четырьмя, шестью и восемью винтами – трикоптеров, квадрокоптеров (квадроторов), гексакоптеров и октакоптеров.

Поскольку для МЛА невозможно прямое многократное дублирование приборов из-за ограничений по габаритам и грузоподъемности, обеспечение надежности и живучести может быть достигнуто путем соединения методов диагностирования технического состояния аппаратуры, ресурсной избыточности и алгоритмических подходов к компенсации отказов элементов СУ.

Разработкой квадрокоптеров и системы управления для них занимается большое количество научных и инженерных кадров в различных отечественных и зарубежных университетах и компаниях, что отражено в огромном количестве публикаций. Использование октакоптеров ограничивается большими габаритами и энергопотреблением таких аппаратов. Поэтому на кафедре систем управления ЛА Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ» усилия разработчиков были сосредоточены на создании отказоустойчивых систем управления для трикоптеров и гексакоптеров.

Разнообразные структуры СУ мультироторных МЛА рассматриваются в целом ряду публикаций [19, 20]. Модуль измерения параметров движения МЛА строят на основе датчиков типа MEMS, используя, как правило, датчики угловой скорости и акселерометры; обработка навигационной информации и стабилизация параметров движения выполняются производительным бортовым микроконтроллером. Во многих моделях МЛА траекторное управление осуществляет оператор при помощи дистанционного ручного пульта. В незначительном количестве моделей реализован частичный автономный полет. Задачи отказоустойчивого, сформулированные, например, в работе [21], практически не решены для этого класса аппаратов.

Система управления гексакоптера. На первом этапе проектирования были сформулированы

основные требования к системе управления шестироторного ЛА, определены структурные элементы СУ со свойствами отказоустойчивости и интерфейсы между ними.

На основе комплексного анализа публикаций и известных принципов построения отказоустойчивых систем управления ЛА были сформулированы следующие требования к СУ гексакоптера:

- режим функционирования: автономный полет по заданной программе и полет на ручном дистанционном управлении оператором;
- функциональная избыточность основных элементов СУ – датчиков, преобразовательных и вычислительных устройств, двигателей;
- возможность выполнения полета при отказе одного из двигателей;
- возможность диагностирования технического состояния измерителей параметров движения гексакоптера в процессе полета;
- аккумуляторная система питания, причем силовая часть отделена от питания бортовой электронной аппаратуры;
- наличие отдельного радиоканала для передачи значений параметров движения и характеристик технического состояния бортовых приборов;
- возможность добавления бортовых приборов в СУ без принципиального изменения ее структуры.

Разработанная функциональная схема СУ гексакоптера показана на рис. 11.

Исполнительными устройствами в СУ современных мультироторных ЛА являются бесколлекторные двигатели (БКД) постоянного тока. Эти устройства являются, по сути, шаговыми двигателями, причем для получения значительного вращающего момента ток в трех его обмотках может достигать нескольких ампер. Коммутация тока между обмотками выполняется на высокой частоте специальным контроллером, который изготавливается промышленно под конкретные модели двигателей. В разработанной системе применены двигатели с предельной скоростью вращения 11000 об/мин. Двигатели установлены на металлических пилонах на расстоянии 33 см от центра масс МЛА. Все модули бортовой аппаратуры и аккумуляторы размещены в центре конструкции. Для обеспечения качественного питания электронных модулей применены отдельные аккумуляторные Li-ion батареи для силовой части и электронных систем. Силовая часть питания построена на двух идентичных аккумуляторах, что позволяет при отказе или разряде одного из них осуществить аварийную посадку.

На максимальной скорости вращения достигается тяга до 900 г на каждом из шести пропеллеров, и в целом двигатели обеспечивают подъемную

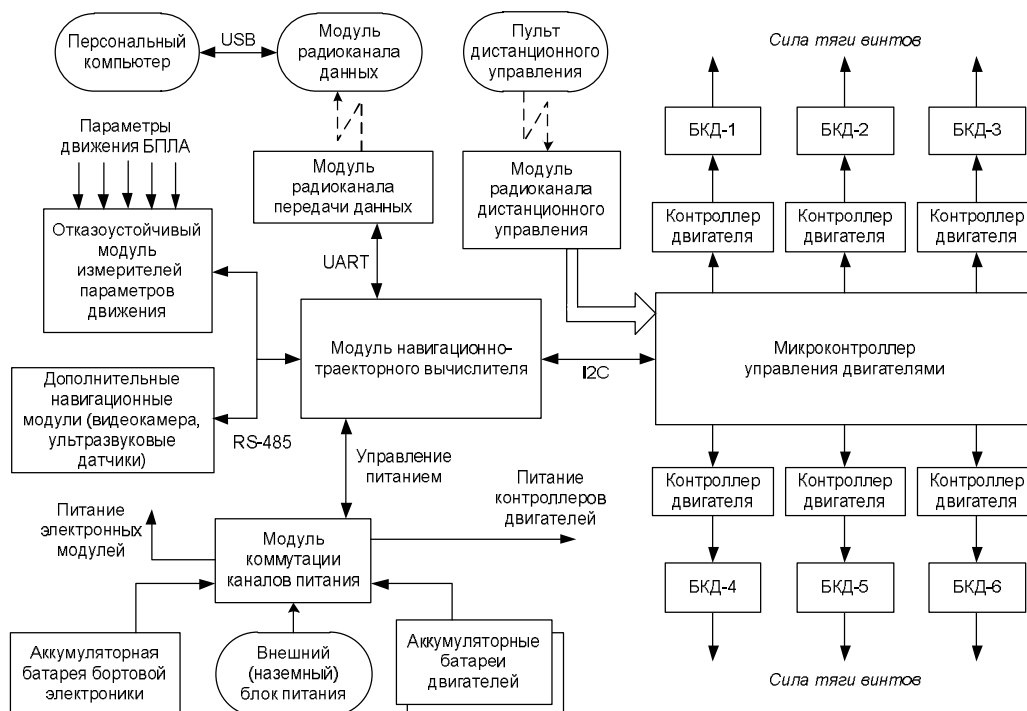


Рис. 11. Функциональная схема системы управления шестироторного МЛА

силу до 54 Н. Общая масса конструкции гексакоптера, аккумуляторных батарей и бортовой электроники рассчитана таким образом, чтобы обеспечить запас силы тяги на выполнение маневров МЛА даже при отказе одного из двигателей.

Микроконтроллер (МК) управления двигателями обеспечивает формирование широтно-модулированных импульсов со специальными параметрами, ширина которых пропорциональна требуемой тяге. Таким образом выполняется непосредственное управление тягой пропеллеров и, соответственно, угловым и траекторным движением МЛА. Каждый контроллер двигателя преобразует широтно-модулированные импульсы в частоту переключения обмоток БКД.

При реализации дистанционного управления МЛА управления заданные значения параметров движения формируются оператором. МК управления двигателями получает пакет импульсов от модуля радиоканала дистанционного управления (МРДУ). Эти импульсы соответствуют требуемым приращениям высоты полета, углов курса, тангажа и крена МЛА. МК рассчитывает необходимое изменение тяги каждого из двигателей для выполнения заданного режима полета.

Измерительно-информационная часть СУ реализована в виде отдельного модуля измерения параметров движения (МИПД) МЛА, в котором реализованы принципы отказоустойчивости (рис. 12).

Основные алгоритмы обработки навигационной информации и траекторного управления реали-

зуются модулем навигационно-траекторного вычислителя (МНТВ), который построен на основе производительного МК семейства ARM. Основные задачи данного модуля следующие:

- формирование команд управления для подчиненных модулей (измерительных, управления двигателями, коммутации каналов питания);
- получение пакета цифровых данных о параметрах движения МЛА: значениях углов, угловых скоростей, линейных ускорений, высоты полета;
- расчет навигационных параметров, то есть координат центра масс ЛА и составляющих вектора скорости;
- получение диагностической информации о текущем техническом состоянии измерительных приборов;
- получение информации о состоянии источников питания и их конфигурирование;
- формирование пакета команд управления для БКД в виде требуемых изменений значений углов и высоты в таком же формате, как при поступлении от МРДУ;
- пересылка пакета данных о параметрах движения МЛА, диагностической информации и команд управления двигателями через модуль радиоканала передачи данных (МРПД) наземному оператору.

Для интеграции измерительного модуля и МНТВ применен шинный интерфейс стандарта RS-485. Таким образом, в структуру СУ заложена возможность подключения дополнительных нави-

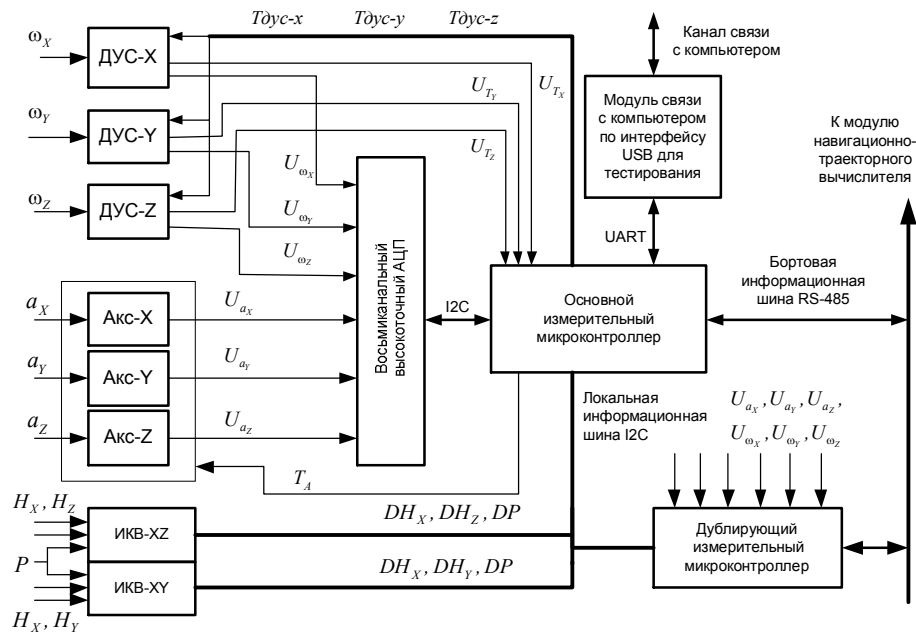


Рис. 12. Функциональная схема отказоустойчивого модуля измерителей параметров движения МЛА

гационных приборов, например, ультразвуковых и лазерных сенсоров, что позволяет расширить функциональность системы. Интерфейс с МРПД реализован на основе стандартного последовательного порта UART для прямого сопряжения с промышленно изготовленным модулем радиоканала *XBee*. Для интеграции с МК управления двигателями применен интерфейс I²C (или TWI), реализованный аппаратно также и в структуре микроконтроллера в МНТВ. Все перечисленные интерфейсы являются последовательными по принципу передачи данных, что позволяет использовать минимальное количество линий микроконтроллеров и дорожек на печатной плате.

Отказоустойчивый МИПД МЛА реализован на основе малогабаритных механоэлектрических измерительных датчиков (MEMS). В состав МИПД входят три датчика угловой скорости (ДУС), три линейных акселерометра, реализованные в одном корпусе, и два интегрированных компас-высотометра, установленные в перпендикулярных плоскостях. Высотометры измеряют полное давление воздушной среды и их показания не зависят от углового положения МЛА. Каждый компас измеряет составляющие напряженности силовых линий магнитного поля Земли в проекциях на две перпендикулярные оси чувствительности прибора. Алгоритмическим путем можно получить информацию об угловом положении МЛА, которая дублирует данные, полученные от ДУС, после соответствующей обработки (интегрирования).

Для обработки сигналов с датчиков, фильтрации и диагностирования в МИПД предусмотрены основной и дублирующий измерительные МК.

Состав датчиков является избыточным, поскольку любой из параметров углового или линейного перемещения МЛА может быть измерен непосредственно или рассчитан по косвенным показаниям других датчиков.

Преобразование аналоговых сигналов с ДУС и акселерометров в цифровую форму выполняется многоканальным высокоточным АЦП.

Аналоговые сигналы температурных датчиков, встроенных в ДУС, преобразуются в цифровую форму с помощью малоразрядного АЦП, встроенного в основной МК. Эта информация используется для коррекции значений угловых скоростей и диагностирования работоспособности ДУС.

В процессе работы основной измерительный МК формирует дискретные сигналы, которые подаются на соответствующие ДУС и интегрированный блок акселерометров, и кратковременно активируют режим самотестирования. Благодаря этому имеется возможность периодически проверять достоверность информации с отдельных датчиков.

Для дублирования процесса аналого-цифрового преобразования сигналов и их обработки в составе МИПД применен дублирующий МК. Он содержит малоразрядный АЦП, который также преобразует сигналы со всех датчиков в цифровую форму.

Интегрированные высотометры-магнитометры ИКВ-XZ и ИКВ-XY установлены в плоскостях, соответствующих индексам в их названиях. После измерения проекций напряженности магнитного поля Земли на соответствующие оси по данным ИКВ-XZ можно рассчитать угол курса, а по данным ИКВ-XY – углы крена и тангажа. Каждый из приборов независимо измеряет полное давление воздуха,

по которому рассчитывается высота полета. Данные с ИКВ выдаются в цифровом виде. Комплексный анализ информации с обоих ИКВ позволяет учитывать перекрестное влияние углов крена и тангажа на измерение угла курса.

К основному измерительному МК подключен специализированный модуль связи с компьютером по интерфейсу USB, который используется для передачи информации и получения команд от оператора при тестировании МИПД в наземных условиях.

Общий вид изготовленного гексакоптера показан на рис. 13.



Рис. 13. Вид изготовленного гексакоптера

Таким образом, в предложенной структуре СУ шестироторного МЛА присутствуют измерительные приборы с возможностью самодиагностирования. Конфигурация преобразовательных и вычислительных средств позволяет получать значения параметров движения МЛА с разных датчиков и путем обработки формировать комплекс достоверных навигационных параметров. Задачами СУ также являются управление исполнительными двигателями для обеспечения маневров МЛА, в том числе автономного полета, и сохранение функционирования МЛА

при отказе отдельных датчиков или одного из двигателей.

Система управления трикоптера. Еще одной разработкой кафедры систем управления ЛА является малогабаритный мультироторный летательный аппарат с тремя винтами – трикоптер. В системе управления этого аппарата также заложены принципы отказоустойчивости, поэтому требования к системе управления во многом идентичны тому, что было ранее сформулировано для СУ гексакоптера.

Направление осей связанной системы координат соответствует классической самолетной схеме. Направление вращения пропеллеров следующее: пропеллеры двигателей 1 и 2 (БКД-1, БКД-2) вращаются в противоположных направлениях для компенсации реактивного момента, пропеллер двигателя 3 (БКД-3) вращается в том же направлении, что и пропеллер Дв1. Все двигатели подключены к управляющему МК через электронные регуляторы скорости вращения – контроллеры двигателей. Для компенсации реактивного момента, создаваемого двигателем Дв3, в систему введен сервопривод, который изменяет наклон вектора силы тяги Дв3 путем поворота его корпуса.

Разработанная функциональная схема системы управления трикоптера показана на рис. 14.

Исполнительными устройствами в СУ трироторного МЛА являются бесколлекторные двигатели, аналогичные описанным ранее в данной работе.

При реализации дистанционного управления МЛА заданные значения параметров движения формируются оператором через пульт дистанционного управления. Основной МК, который управляет двигателями, получает пакет широтно-модулированных импульсов от модуля приема сигналов дистанционного управления (МПСДУ). Эти импульсы соответствуют требуемым значениям углов курса, тангажа и крена МЛА. Основной МК рассчиты-

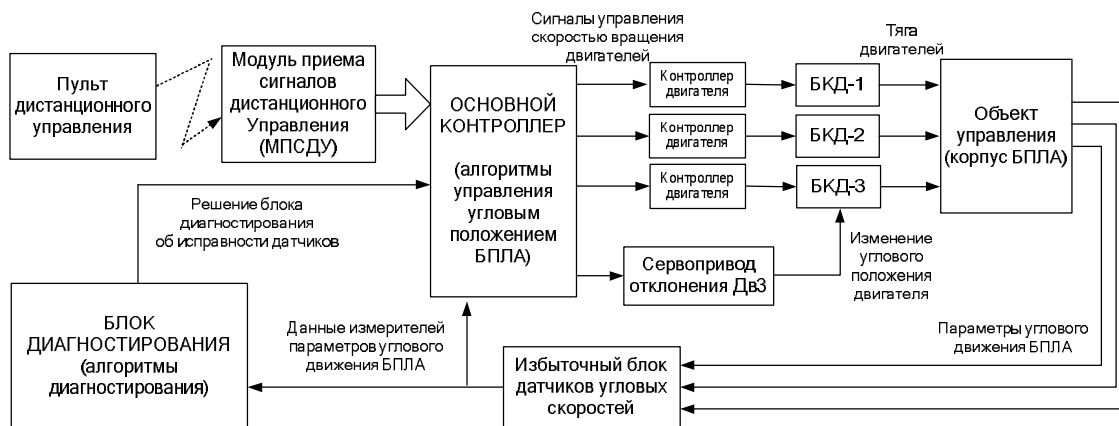


Рис. 14. Функциональная схема системы управления трироторного МЛА

вает необходимое изменение тяги каждого двигателя и угла отклонения БКД-3 для выполнения заданного режима полета.

Измерительно-информационная часть СУ реализована в виде отдельного модуля измерителей параметров движения МЛА, в котором заложены принципы отказоустойчивости, один из которых – избыточность элементов, в данном случае – датчиков угловых скоростей. Акселерометры в данной модели МЛА не имеют избыточности и представлены в виде интегрального трехосного прибора.

В предложенной системе применено пять ДУСов, размещенных в соответствии со схемой, показанной на рис. 15. Такое размещение позволяет при отказе одного из них при помощи диагностических предикатов определить, какой из приборов не функционирует, и в соответствии с этим изменить принцип обработки информации от блока ДУС. В процессе аналитического проектирования алгоритмического обеспечения блока диагностирования были получены уравнения, связывающие выходные сигналы ДУС с проекциями вектора угловой скорости МЛА на оси связанной системы координат. Далее была выполнена проверка условий диагностируемости блока ДУС согласно методике из [21]. Затем получена логическая таблица для формирования предикатов диагностирования. На ее основе были составлены пять систем уравнений, таких, что из каждой системы можно получить алгебраическое выражение для сигнала одного датчика через показания остальных. Таким образом, в процессе полета можно постоянно сравнивать фактический сигнал с каждым датчика с оценочным значением для этого сигнала, рассчитанным по показаниям остальных датчиков и получить пять параметров отклонений показаний. После последовательного допускового контроля этих отклонений можно сформировать набор двоичных признаков, которые однозначно указывают на отказавший прибор.

После обнаружения отказа показания неисправного датчика можно компенсировать вычислением значения сигнала на основе полученного ранее алгебраического уравнения. Указанный подход можно применять, опираясь на допущение, что отказ возникает только в одном из ДУС. В случае отказа в другом ДУС нужно использовать более сложные методы диагностирования.

Описанный трироторный МЛА был изготовлен и испытан на кафедре СУЛА. Внешний вид МЛА показан на рис. 16.

Таким образом, была предложена и реализована структура системы стабилизации углового положения трироторного МЛА, позволяющая управлять аппаратом в ручном и автоматическом режимах. Сформированные предикатные уравнения позволя-

ют получить алгоритм для решения задачи диагностирования – определения факта и места отказа в блоке ДУС.

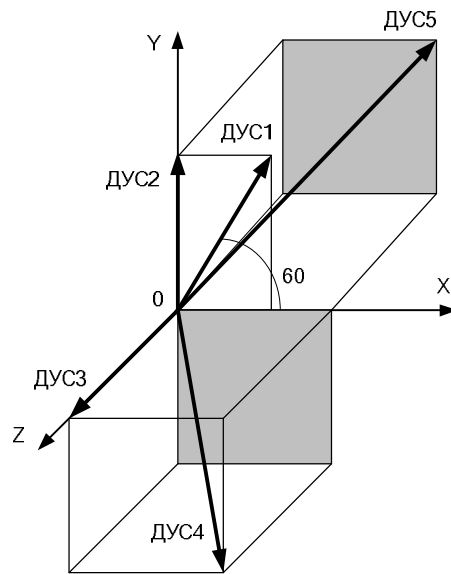


Рис. 15. Принцип размещения ДУС



Рис. 16. Внешний вид макетного трикоптера

Рассмотренные принципы диагностирования можно распространить на комплексы других датчиков параметров движения, например, акселерометров. В дальнейшем детальной проработки требуют алгоритмы автономного управления мультироторными МЛА.

Литература

1. Фирсов, С. Н. Обеспечение функциональной устойчивости системы стабилизации и ориентации малогабаритного автономного летающего изделия [Текст] / С. Н. Фирсов // *Мехатроника, Автоматизация, Управление*. – 2014. – № 5. – С. 54 – 60.
2. Соколов, В. Б. Беспилотные летательные аппараты, некоторые вопросы развития и применения [Текст] / В. Б. Соколов, Е. Д. Гаряев // *Меха-*

троника, автоматизация, управления. – 2008. – № 2. – С. 12-23.

3. Фірсов, С. М. Безпілотний літальний апарат вертикального зльоту та посадки для завдань АПК [Текст] / С. М. Фірсов, І. В. Бичкова, До Куок Туан // Вісник Харківського національного технічного університету сільського господарства імені Петра Василенка «Проблеми енергозабезпечення та енергозбереження в АПК». – Вип. 73. – Х., 2008. – С. 89 – 90.

4. Особливості конструкції та системи автоматичного керування безпілотного літального апарату нетрадиційної аеродинамічної схеми вертикального зльоту та посадки [Текст] / С. М. Фірсов, До Куок Туан, Р. М. Гуш, О. В. Данченко // Вісник Харківського національного технічного університету сільського господарства імені Петра Василенка «Проблеми енергозабезпечення та енергозбереження в АПК». – Вип. 87. – Х., 2009. – С. 123 – 125.

5. Фирсов, С. Н. Управление малогабаритным летательным аппаратом вертикального взлета и посадки при переходе от одного режим полета в другой [Текст] / С. Н. Фирсов, Нгуен Ван Тхинь, А. В. Данченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 3(90). – С. 56–61.

6. Панчук, Д. В. Сравнительный анализ комплекса ДПЛА «Грант» с зарубежными аналогами [Текст] / Д. В. Панчук. – М. : Новик-XXI, 2007. – 26 с.

7. Концепция микробеспилотных летательных аппаратов [Текст] / А. С. Кулик, В. В. Нарожный, И. В. Лавошник, С. Ю. Пуногов, А. Н. Таран // Сборник трудов семинара и материалы круглого стола «Наука и технологии против терроризма. Предотвращение угрозы и устранение последствий». – Х. : АНПРЭ, ХНУРЭ, 2006. – С. 40-41.

8. Кулик, А. С. Состояние и перспективы развития малогабаритных БЛА [Текст] / А. С. Кулик, В. В. Нарожный, А. В. Комков // Сб. тр. X Всерос. науч.-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов / Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 2002. – С. 223-228.

9. Системи управління літальним апаратом нетрадиційної аеродинамічної схеми для задач точного землеробства [Текст] / С. М. Фірсов, До Куок Туан, О. В. Данченко, Р. М. Гуш // Розвиток наукових досліджень: матеріали четвертої міжнар. наук.-практ. конф., 24-26 листопада 2008 р. – П., 2008. – С. 80 – 82.

10. Пат. №46179 Україна, МКІ В 64 С 21/00. Система керування безпілотними літальними апаратами [Текст] / А. С. Кулік, С. М. Фірсов, Г. Г. Гусарова, До Куок Туан (Україна); Заявник та патентовласник Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковський «ХАІ». – №45149; заявл. 22.06.09; опубл. 10.12.09, Бюл № 23. – 5 с.

11. До, Куок Туан. Комплексное решение задачи синтеза САУ малого беспилотного летательного аппарата типа вертикального взлета и посадки [Текст] / До Куок Туан // *Збірник наук праць Харківського університету повітряних сил*. – Вип. 4 (22). – Х., 2009 – С. 12 – 19.

12. Кулик А.С. Малогабаритный летательный аппарат вертикального взлета и посадки нетрадиционной аэродинамической схемы / А.С. Кулик, С.Н. Фирсов, Нгуен Ван Тхинь // *Материалы 10-й международной конференции Иранского аэрокосмического общества, 1-3 марта 2011 р.* – Иран, Тегеран, 2011. – С. 21-22.

13. Кулик А.С. Система отказоустойчивой угловой стабилизации дискообразного летящего изделия / А.С. Кулик, С.Н. Фирсов, До Куок Туан // *Материалы 10-й международной конференции Иранского аэрокосмического общества, 1-3 марта 2011 р.* – Иран, Тегеран, 2011. – С. 23-24.

14. Нгуен, Ван Тхинь. Метод обеспечения отказоустойчивости системы управления беспилотного летательного аппарата [Текст] / Нгуен Ван Тхинь // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2012. – № 4 (56). – С. 34-43.

15. Комп'ютерне моделювання динаміки безпілотного літального апарату нетрадиційної аеродинамічної схеми [Текст] / С. М. Фірсов, Нгуен Ван Тхинь, О. В. Данченко, О. Е. Кописов // Вісник Харківського національного технічного університету сільського господарства імені Петра Василенка. *Технічні науки*. – Випуск 102 «Проблеми енергозабезпечення та енергозбереження в АПК України». – Х. : ХНТУСГ, 2010. – С. 94-96.

16. Кулик, А. С. Исследование системы управления малогабаритного летательных аппарата вертикального взлета и посадки [Текст] / А. С. Кулик, С. Н. Фирсов, Нгуен Ван Тхинь // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 2(89). – С. 66-70.

17. Хафер, К. Техника вертикального взлета и посадки [Текст] : пер. с нем. / К. Хафер, Г. Закс. – М. : Мир, 1985. – 376 с.

18. Тараненко, В. Т. Динамика самолета с вертикальным взлетом и посадкой [Текст] / В. Т. Тараненко. – М. : Машиностроение, 1978. – 248 с.

19. Распопов, В. Я. Микросистемная авионика [Текст] : учеб. пос. / В. Я. Распопов. – Тула : Гриф и К, 2010. – 248 с.

20. Мультикоптеры. Техническая информация [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.multicopter.ru/technical>. – 15.05.2014.

21. Кулик, А. С. Сигнально-параметрическое диагностирование систем управления [Текст] / А. С. Кулик. – Х. : Гос. аэрокосмич. ун-т "ХАИ"; Бизнес Информ, 2000. – 260 с.

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой авиационных приборов и измерений Н. Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

МАЛОГАБАРИТНІ АВТОНОМНІ БЕЗПІЛОТНІ КОМПЛЕКСИ КАФЕДРИ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ ЛІТАЛЬНИМИ АПАРАТАМИ

В. Г. Джулгаков, І. В. Жежера, С. М. Фірсов

У статті представлено результати розробок кафедри систем управління літальними апаратами Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського. Показано передумови до створення того чи іншого малогабаритного літального апарату, його особливості аеродинамічного конструювання, формування стійкого до появи позаштатних ситуацій бортового обладнання і результати серій лабораторних та льотних випробувань. У деяких випадках проведено порівняння створеного зразка апарата з близькими світовими аналогами. Представлено програмне забезпечення верхнього і нижнього рівня, що дозволило реалізувати створене алгоритмічне забезпечення.

Ключові слова: малогабаритний літальний апарат, система стабілізації, система управління, навігація, акселерометр, датчик кутової швидкості, інтегрування рівнянь.

SMALL AUTONOMOUS UNMANNED SYSTEMS DEPARTMENT OF AIRCRAFT CONTROL

V. G. Dzhulgakov, I.V. Zhezhera, S.N. Firsov

The article presents the results of development of the chair of aircraft control N. E. Zhukovsky National Aerospace University. Showing the background to the creation of a small-sized aircraft, its features aerodynamic design, build sustainable rise to abnormal situations avionics and results of a series of laboratory and flight tests. In some cases, a comparison of the sample unit was created with similar global peers. Presented software superscript lower level will allow to realize created algorithmic support.

Keywords: small UAV, stability, system control, navigation, accelerometer, angular rate sensor, integration of the equations.

Джулгаков Віталій Георгієвич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри систем управління летальними апаратами, Національний аерокосмічний університет ім. Н. Е. Жуковського «ХАИ», Харьков, Украина.

Жежера Іван Володимирович – магістрант кафедри систем управління летальними апаратами, Національний аерокосмічний університет ім. Н. Е. Жуковського «ХАИ», Харьков, Украина.

Фірсов Сергій Николаєвич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри систем управління летальними апаратами, Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Firsov@d3.khai.edu.