

УДК 681.587

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ МУЛЬТИКОПТЕРОМ

В.А. Корнилов, Д.С. Молодяков, Ю.А. Синявская

Аннотация

В статье рассматривается задача синтеза системы управления беспилотным летательным аппаратом вертолетного типа. Предлагается вариант архитектуры системы автоматического управления (САУ), рассматриваются основные режимы полета и варианты управления.

Ключевые слова

беспилотный летательный аппарат; мультикоптер; автоматическое управление; квазиоптимальное управление; максимум Понтрягина; фильтр Калмана-Бьюси

Введение.

Мультикоптер представляет собой беспилотный летательный аппарат вертолетного типа, имеющий от трех до двенадцати электродвигателей с воздушными винтами. Уже сейчас подобные беспилотные летательные аппараты (БПЛА) используются в нефтегазовом секторе для контроля целостности нефтегазопроводов и нефтедобывающих вышек. В энергетике - для контроля целостности линий электропередач. Известно, что подобные аппараты используются органами охраны правопорядка.

Функциональная схема

На рис. 1 представлена функциональная схема мультикоптера.

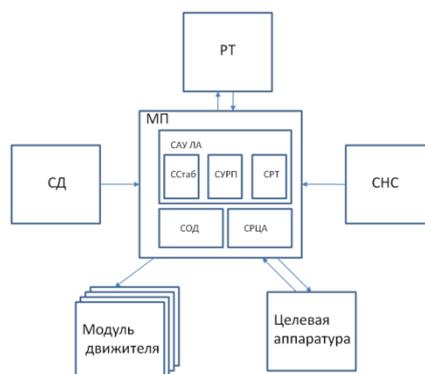


Рис.1 СД- система датчиков, СНС- спутниковая навигационная система, РТ- радиотракт, САУ ЛА –система управления летательным аппаратом, СОД- система обработки данных, СРЦА- система работы с целевой аппаратурой, МП- микропроцессор.

САУ ЛА представляет собой функциональное программное обеспечение и включает систему управления режимами полета (СУРП), систему распределения тяги (СРТ) и систему стабилизации (ССтаб).

Система управления режимами полета

СУРП определяет то, как должен двигаться ЛА в процессе полета. В зависимости от выбора критерия, оптимальность которого нужно обеспечить, режимы полет могут варьироваться в широких пределах. Пусть, например, критерием оптимальности будет минимум времени, затрачиваемого на перемещение. Тогда движение должно проходить вдоль прямой линии. Система, построенная по структурной схеме (рис. 2), для контура управления по тангажу с большим коэффициентом усиления в прямой цепи, ограничением по силе тяги и скоростной обратной связью[1][2] обеспечивает движение в режиме «разгон-торможение», оптимальное в смысле быстрогодействия, согласно принципу максимума Понтрягина.

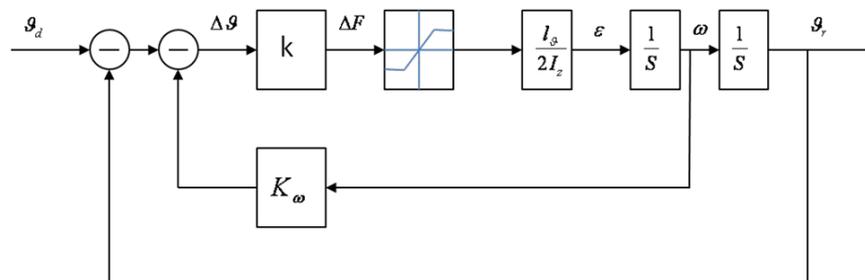


Рис.2 ϑ_d – заданный угол тангажа, $\Delta\vartheta$ – ошибка системы, ΔF – сила тяги, l_ϑ – плечо приложения силы, I_z – момент инерции относительно оси Z, ε , ω – угловое ускорение и скорость, ϑ_r – реальный угол тангажа, K_ω – коэффициент усиления в цепи скоростной ОС, s – оператор Лапласа

Если критерием является минимум затрачиваемой энергии, то движение, должно принять характер «разгон - полет по инерции». В этом случае траектория может значительно отличаться от прямолинейной.

Принципиально другим режимом полета является движение с привязкой ко времени местоположения ЛА. То есть для каждой промежуточного пункта маршрута (ППМ)

определен интервал времени, в течение которого летательный аппарат должен прибыть в эту точку. Здесь помимо трех каналов управления по углам вводится еще один – канал управления тягой. Здесь сначала происходит прием данных о расстоянии до ППМ и текущей скорости, а также времени, оставшегося на преодоление этого расстояния. Затем, если при данных параметрах прибытие в ППМ будет с опозданием или опережением, происходит управление силой тяги, если существует резерв для ее изменения. Если же резерва нет, тяга или уже максимальна или работает на компенсацию тяготения, управление осуществляется изменением угла тангажа.

Система распределения тяги

Как видно из вышесказанного, здесь значительную роль играет система распределения тяги. Отметим, что данная система работает и в других режимах, обеспечивая разделение этого ресурса по каналам управления для маневрирования. Однако здесь на ее плечи ложится задача управления скоростью. Дело в том, что мощность двигателей и источника энергии ограничена [3] и конкретные электродвигатели с конкретным типом винтов не могут обеспечить тягу выше некоторого уровня. Если, например, аппарат управляется четырьмя двигателями (квадрокоптер) и каждый может обеспечить тягу не более 10 Н (1 кгс), то в пределах этого ограничения необходимо распределять энергию так, чтобы компенсировать силу тяготения, совершать маневры и обеспечить движение в соответствии с заданным режимом полета (рис. 3). Таким образом тяга на отработку рассогласования по углам входит со своим весовым коэффициентом, при этом СРТ ограничивает каждую из этих составляющих для обеспечения компенсации тяготения и управления скоростью движения в последнем режиме полета.

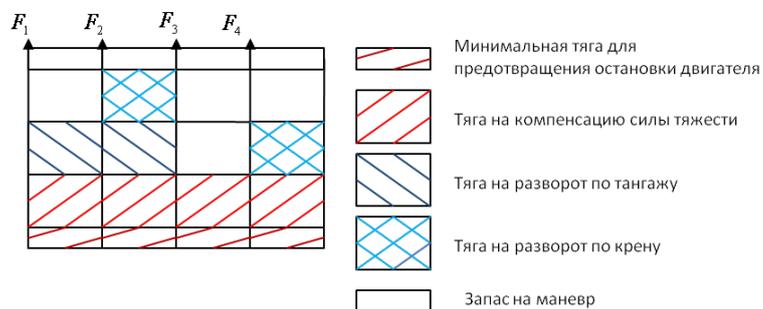


Рис.3 Распределение тяги на двигатели.

Варианты управления

Обычно современные летательные аппараты управляются по четырем каналам: крену, тангажу, курсу и тяге двигателей. Известно, что изменение пространственного положения ЛА можно достичь изменением хотя бы двух из указанных углов, третий же угол система стабилизации (ССтаб) поддерживает неизменным. Существует несколько комбинаций, но в данной статье рассматривается только управление парой «крен-тангаж».

Основной подход при выборе варианта для системы управления (СУ), рассматриваемой в этой статье, заключается в следующем. Для текущей ППМ строится вектор дальности в земной системе координат, затем он разбивается на проекции в трех плоскостях (ZOX,ZOY,XOY), определяются углы между этими проекциями и соответствующими осями. На их основе вычисляются углы курса, тангажа и рыскания. СУ старается выдержать направление, заданное вектором дальности.

Структурная схема САУ ЛА представлена на рис. 4. Здесь \vec{r}_d, r -вектора заданных и текущих координат, \vec{T}_d, \vec{T} – вектора требуемых и текущих углов тангажа, крена и курса; $\vec{\theta}$ -вектор рассогласования по этим углам; F_1, F_2, F_3, F_4 - силы тяги четырех электродвигателей с винтами; \vec{a}, \vec{V} - вектора линейных ускорений и скоростей в земной СК;

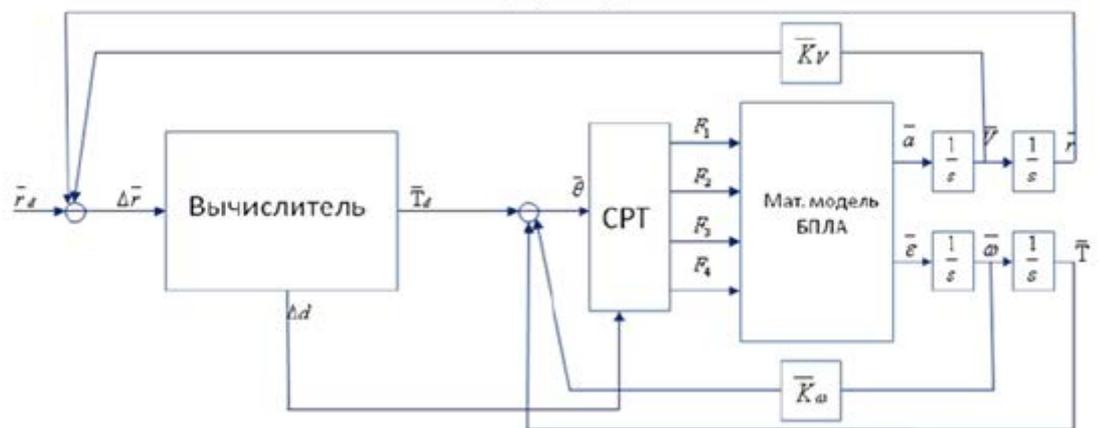


Рис. 4 Структурная схема САУ ЛА

$\vec{\varepsilon}, \vec{\omega}$ – вектора угловых ускорений и скоростей; Δd - вектор текущей дальности. \overline{K}_v и \overline{K}_ω - вектора коэффициентов обратных связей для линейных и угловых скоростей.

Вычислитель реализует расчет углов визирования в соответствующих плоскостях и требуемых углов тангажа, крена и курса, а также текущей дальности. Математическая модель БПЛА описывает кинематику движения центра масс БПЛА в трехмерном пространстве.

Ниже приведены результаты математического моделирования САУ БПЛА в программном пакете Simulink системы MatLab. В качестве критерия оптимальности был принят минимум затрачиваемого на полет времени. Канал курса выставлен в режим стабилизации, поскольку, как было сказано выше, в силу конструктивных особенностей подобных БПЛА имеется возможность управлять их пространственным перемещением по двум любым углам из тройки «курс-крен-тангаж».

Летательный аппарат для упрощения отработки алгоритмов управления был описан следующей математической моделью[4] (центробежными моментами инерции пренебрегаем):

Вращающие моменты вокруг осей X, Y, Z и линейные ускорения вдоль них:

$$M_x = I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z a_x = \frac{F_x}{m} - (\omega_y V_z - \omega_z V_y) \quad (1)$$

$$M_y = I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z a_y = \frac{F_y}{m} - (\omega_z V_x - \omega_x V_z) \quad (2)$$

$$M_z = I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y a_z = \frac{F_z}{m} - (\omega_x V_y - \omega_y V_x) \quad (3)$$

На Рис.5 изображены графики изменения углов тангажа, крена и рыскания. По оси ординат отложены углы в радианах, по оси абсцисс время в секундах

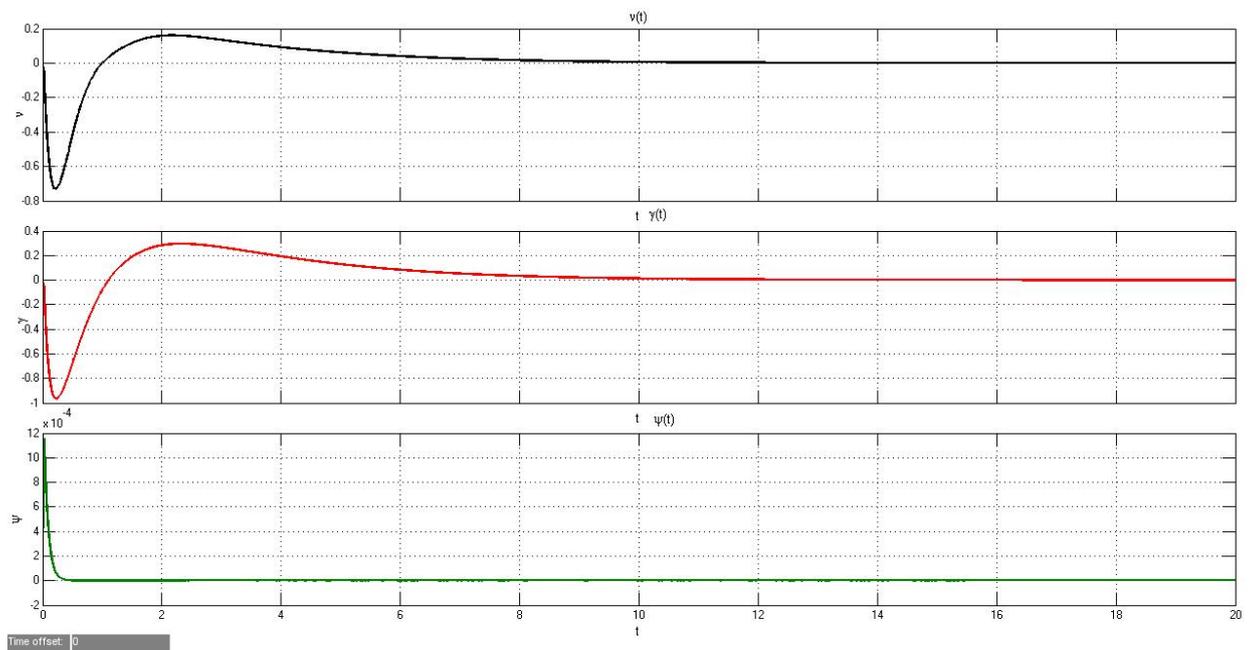


Рис. 5 Графики изменения углов (Сверху вниз: тангаж, крен, курс)

Параметры САУ выбирались таким образом, чтобы обеспечить аperiodический характер изменения пространственных координат. Траектория движения, как видно из рис.6, отличается от прямолинейной, что обусловлено физической связью между каналами.

Важно отметить, что авторы статьи ни в коем случае не претендуют на абсолютное соответствие моделируемых процессов реальным. Существует множество факторов, которыми пришлось пренебречь, а некоторые взаимодействия каналов управления друг на друга определяются только путем натурального моделирования. И все же такой подход позволяет сформировать облик САУ в первом его приближении.

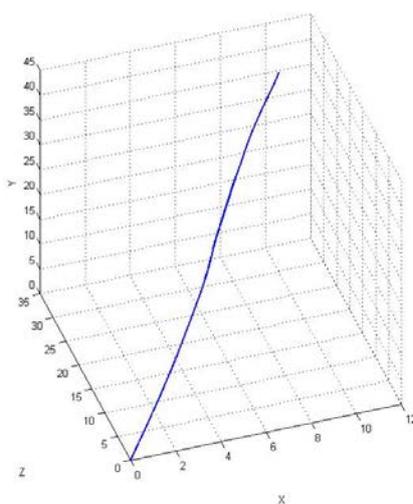


Рис.6 Траектория полета ЛА

Система стабилизации

Режим стабилизации может быть отнесен к отдельному режиму полета – зависание ЛА в точке. В алгоритме, представленном в данной статье, режим стабилизации участвует практически во всех вариантах управления, организуя стабилизацию по какому-либо каналу.

Система обработки данных

Система обработки данных (СОД), поступающих с датчиков обеспечивает их прием и пересчет из связанной в земную СК. Реализует компенсацию погрешностей ДУС и ДЛУ, организует прием данных от СНС. Поскольку информация с датчиков приходит сильно зашумленной, одной из основных функций СОД является фильтрация. В такой системе применяются фильтры Калмана-Бюси [5], рекуррентная форма которых позволяет существенно снизить нагрузку на ЭВМ, поскольку поступающие вновь результаты

измерений сразу же обрабатываются и не нуждаются в дальнейшем хранении. Кроме того, метод Калмана-Бьюси дает возможность: 1) получать наилучшие в смысле минимума дисперсии линейные оценки на основании известных статистических характеристик входных переменных и помех измерений; 2) обрабатывать измерения по мере их поступления, что позволяет, в принципе, использовать метод в реальном масштабе времени.

Система работы с целевой аппаратурой

Обеспечивает возможность приема информации с целевой аппаратурой (ЦА) и передачу ее по радиоканалу, а также управление требуемой пространственной ориентации ЦА, находящейся на специальной платформе.

Выводы

В этом докладе была предпринята попытка сформировать общий облик САУ для подобных БПЛА. Предложенный вариант архитектуры позволяет реализовывать различные варианты и режимы полета в соответствии с решаемыми задачами, в то же время являясь каркасом, на который можно добавить множество дополнительных функций. Названные подсистемы могут быть организованы в пространстве операционных систем реального времени. Математическое моделирование показало адекватность предложенной модели.

Библиографический список.

1. Власов К. П. Теория автоматического управления. Учебное пособие. Х.: Изд-во Гуманитарный центр, 2007. – 522с.
2. Рабинович Л.В., Петров Б.И, Терсков В.Г., Сушков С.А., Панкратьев Л.Д., Проектирование следящих систем. М.: Изд-во Машиностроение, 1969.-498с
3. Корнилов В.А., Основы автоматики и привода летательных аппаратов. Учебное пособие. М.: Изд-во МАИ, 1991. -83с.
4. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. М.: Изд-во Машиностроение, 1969. -376с.
5. Браммер Л. Фильтр Калмана-Бьюси, Л. Браммер, Г. Зифлинг. - М.: Наука, 1982. -102с.

Сведения об авторах.

Корнилов Валерий Анатольевич, доцент Московского авиационного института (национального исследовательского университета), к.т.н.

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, Российская Федерация, А-80, ГСП-3, 125993;

тел.: +7(499)158-65-36; e-mail: cijulia@mail.ru

Молодяков Денис Сергеевич, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

e-mail: molodyakov@inbox.ru

Синявская Юлия Адольфовна, старший преподаватель Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, Российская Федерация, А-80, ГСП-3, 125993;

тел.: +7(499)158-65-36; e-mail: cijulia@mail.ru