

Министерство образования Республики Беларусь

Учреждение образования
Белорусский государственный университет
информатики и радиоэлектроники

УДК 629.7.05

Борсуков
Александр Олегович

**СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ
АППАРАТОМ
АВТОРЕФЕРАТ**

на соискание степени магистра технических наук
по специальности 1-53 80 01 «Автоматизация и управление технологиче-
скими процессами и производствами»

Научный руководитель
Хаджинов Михаил Касьянович
кандидат технических наук, доцент

Минск 2017

КРАТКОЕ ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы диссертации.

На сегодняшний день малоразмерные беспилотные летательные аппараты все более активно находят применение в различных сферах человеческой деятельности.

Наиболее популярным типом малоразмерных БЛА в гражданском сегменте являются мультироторные БЛА вертолетного типа. С точки зрения механики это одни из наиболее простых летательных аппаратов, ресурс работы которых чаще всего ограничивается только ресурсом подшипников электродвигателей, поэтому данный вид БЛА характеризуется надежностью, неприхотливостью в обслуживании и простотой сборки и настройки. Отсутствие сложных механических подсистем и серийное производство позволили за последние несколько лет в разы снизить себестоимость таких изделий. В связи с этими и многими другими достоинствами данный вид летательных аппаратов получил широкое распространение по всему миру.

Очевидно, что с ростом спроса на мультироторные вертолеты растут и требования, предъявляемые к ним. Уже сейчас одной лишь угловой стабилизации аппарата недостаточно, чтобы заинтересовать искушенного потребителя, которому интересны автономное удержание позиции, полет по заданному маршруту с облетом препятствий, управление с наземного пункта управления. Современный рынок задает высокую динамику развития таких систем, что приводит к форсированию исследований, направленных на улучшение их тактико-технических характеристик.

Широкое распространение и популярность мультироторных летательных аппаратов приводит к необходимости увеличения их надежности. При этом для малоразмерных БЛА в силу жестких ограничений по весогабаритным характеристикам чаще всего невозможно применение методов повышения надежности, используемых в большой авиации и аэрокосмической сфере, например, таких как многократное резервирование. Поэтому для данных изделий наиболее актуальной является увеличение надежности путем создания соответствующих алгоритмов.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Цели и задачи исследования.

Основной целью данной диссертации является повышение надежности работы системы управления мультироторным беспилотным летательным аппаратом вертолетного типа путем создания соответствующих алгоритмов для случая отказа одной из винтомоторных групп летательного аппарата четырехроторной конфигурации.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие **задачи**:

1. Разработать контур угловой стабилизации мультироторного летательного аппарата, робастный к отказам одной из винтомоторных групп;
2. доработать алгоритм оценивания вектора состояния системы для аварийного режима работы контура угловой стабилизации;
3. разработать специальное программное обеспечение контура угловой стабилизации и алгоритма оценивания вектора состояния системы;
4. произвести моделирование и летные испытания предложенных алгоритмов.

Положения, выносимые на защиту. На защиту выносятся следующие положения:

- контур угловой стабилизации четырехроторного летательного аппарата в кватернионной форме;
- алгоритм компенсации воздействия центробежных ускорений на курсовертикаль летательного аппарата;
- алгоритм компенсации задержек спутниковой радионавигационной системы при коррекции инерциальной навигационной системы;

Опубликованность результатов. По теме диссертационной работы опубликовано 2 печатные работы, включая 2 статьи в материалах конференций и 2 тезисов докладов научных конференций. Суммарный объем публикаций составляет около 3 печатных страниц.

Структура и объем диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения и списка использованных источников. Она содержит 77 страниц основного текста, 49 рисунков, 4 таблицы, в списке использованных источников 30 наименований.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертационной работы, сформулированы цели и задачи проводимого исследования.

В первой главе произведен анализ объекта управления.

Рассмотрены варианты конфигураций мультироторных летательных аппаратов вертолетного типа по количеству винтомоторных групп и описан общий принцип действия таких систем.

Управление объектом осуществляется в относительной земной системе координат (рисунок 1, а), то есть отсчет ведется относительно некоторой выбранной точки (например, точки взлета). Однако инерциальные датчики, которые жестко связаны с конструкцией летательного аппарата находятся в связанной системе координат (рисунок 1, б).

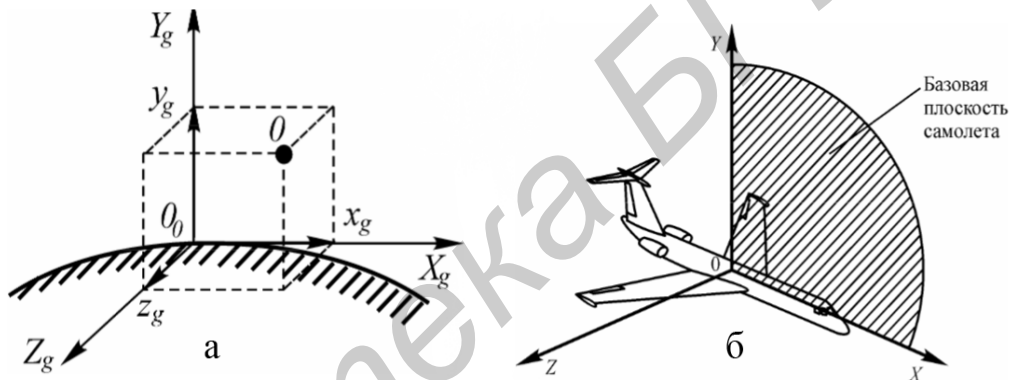


Рисунок 1 – Земная и связанная системы координат

Для перехода из относительной земной в связанную и наоборот используется матрица поворотов R , которая имеет вид:

$$R = \begin{bmatrix} C\varphi C\psi - S\varphi C\theta S\psi & -C\varphi S\psi - S\varphi C\theta C\psi & S\varphi S\theta \\ S\varphi S\psi + C\varphi C\theta S\psi & -S\varphi S\psi + C\varphi C\theta C\psi & -C\varphi S\theta \\ S\theta S\psi & S\theta C\psi & C\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

где $Cx = \cos(x)$ и $Sx = \sin(x)$, φ – крен, θ – тангаж, ψ – рыскание.

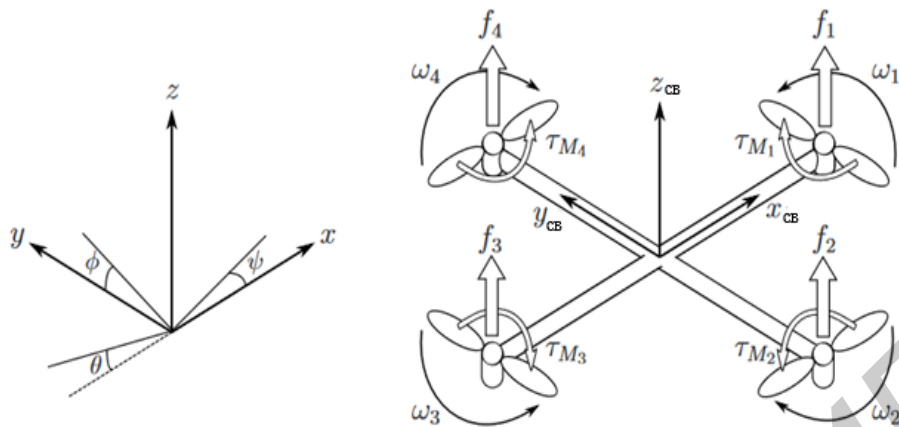


Рисунок 2 – Земная и связанная системы координат для четырехроторного летательного аппарата

В общем случае четырехроторный летательный аппарат имеет симметричную схему построения, поэтому матрица инерций имеет диагональный вид:

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2)$$

Каждый ротор i , вращаясь с угловой скоростью ω_i создает силу тяги f_i ; угловая скорость и ускорение ротора создают также и момент вокруг оси вращения τ_{Mi} :

$$f_i = k\omega_i^2, \quad (3)$$

$$\tau_{Mi} = b\omega_i^2 + I_M\dot{\omega}_i, \quad (4)$$

где k – постоянная тяги, b – постоянная шага воздушного винта, I_m – момент инерции ротора.

Сумма сил тяги всех роторов создает тягу T в направлении оси z мультиротора:

$$T = \sum_{i=1}^4 f_i = k \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 \quad (5)$$

Угловые моменты, создаваемые роторами в направлении соответствующих углов в связанной системе координат:

$$\tau_{c\phi} = \begin{bmatrix} Lk(\omega_1^2 - \omega_3^2) \\ Lk(\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ b(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (6)$$

Полученная модель сильно упрощена и не учитывает всех аэродинамических эффектов, действующий на летательный аппарат в процессе его полета, однако такая модель уже позволяет перейти к выводу уравнений динамики.

В относительной земной системе координат динамику мультироторной летательной платформы можно описать как:

$$m\ddot{x} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + RT_{c\phi} \quad (7)$$

Выражения для угловых перемещений удобнее рассматривать в связанной системе координат. Для этого используется уравнение Эйлера:

$$\dot{\omega} = I^{-1}(\tau - \omega \times (I\omega)) \quad (8)$$

где ω – вектор угловых скоростей, I – матрица инерции летательного аппарата. Зная матрицу инерции (1.7) получаем:

$$\dot{\omega} = \begin{bmatrix} \tau_\phi I_{xx}^{-1} \\ \tau_\varphi I_{yy}^{-1} \\ \tau_\psi I_{zz}^{-1} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \omega_y \omega_z \\ \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \omega_x \omega_z \\ \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \omega_x \omega_y \end{bmatrix} \quad (9)$$

Связь между производной угловой ориентации летательного аппарата в относительной земной системе координат и угловыми скоростями в связанной системе координат можно представить как:

$$\omega_{c\theta} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \varphi & \cos \theta \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \theta \sin \varphi \end{bmatrix} \dot{\Theta} \quad (10)$$

Пусть x_1 – вектор позиции летательного аппарата, x_2 – вектор скоростей, x_3 – вектор угловой ориентации (крен, тангаж и курс), x_4 – вектор угловых скоростей, тогда модель системы в пространстве состояний имеет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} + \frac{1}{m} RT_{c\theta} \\ \dot{x}_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \varphi & \cos \theta \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \theta \sin \varphi \end{bmatrix}^{-1} x_4 \\ \dot{x}_4 = \begin{bmatrix} \tau_\phi I_{xx}^{-1} \\ \tau_\varphi I_{yy}^{-1} \\ \tau_\psi I_{zz}^{-1} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \omega_y \omega_z \\ \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \omega_x \omega_z \\ \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \omega_x \omega_y \end{bmatrix} \end{array} \right. \quad (11)$$

Входные воздействия задаются в системе косвенно через $T_{c\theta}$ и τ .

Без какой-либо стабилизации система является неустойчивой. Результат моделирования – расходящийся процесс.

Во второй главе рассмотрена работа системы управления, представлена последовательность синтеза системы управления летательным аппаратом. Показаны варианты построения следующих контуров системы управления: контура демпфирования угловых скоростей, контура стабилизации угловой ориентации с применением углов Эйлера и кватернионов, контуров стабилизации позиции и высоты, контура траекторного управления.

Контур угловой стабилизации с применением углов Эйлера представлен на рисунке 3.

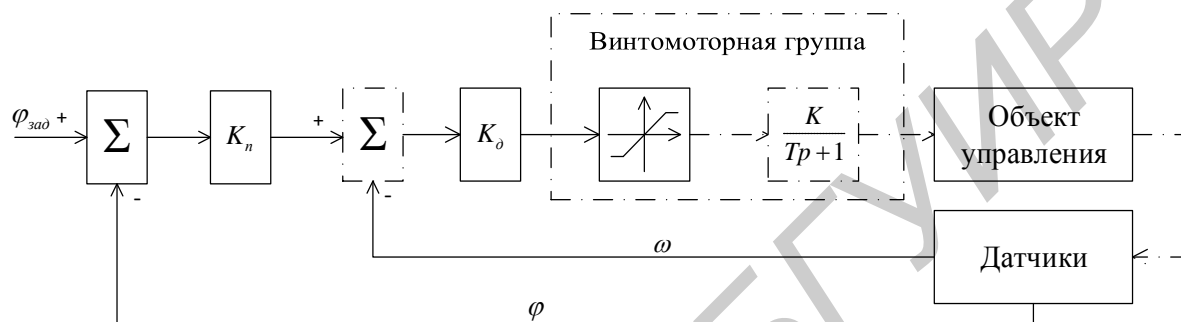


Рисунок 3 – Структурная схема контура угловой стабилизации

Результат моделирования работы данного контура:

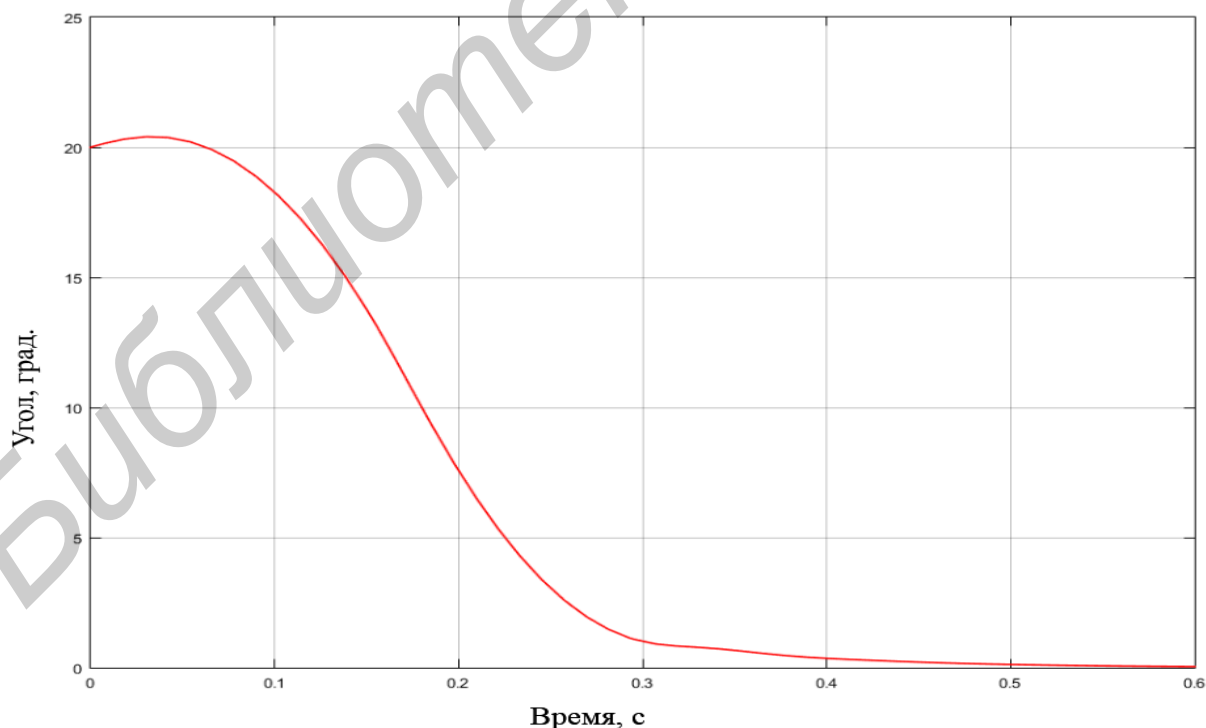


Рисунок 4 – Переходной процесс мультироторного летательного аппарата при обработке заданной угловой ориентации

В случае небольших (до 45 градусов) углов отклонения использование углов Эйлера не вызывает проблем. Однако при активном маневрировании небольшими мультироторными летательными аппаратами, либо при нештатных ситуациях у любых других летательных аппаратов, значения углов могут достигать более 90 градусов, что вызывает ряд проблем при использовании данного метода представления угловой ориентации в связи с наличием эффекта «складывания рамок» (англ. gimbal lock). Сущность данного эффекта – неоднозначность в задании угловой ориентации и необходимость использования определенной последовательности поворотов.

Кватернионная форма представления угловой ориентации лишена недостатков углов Эйлера, поэтому целесообразно синтезировать контур стабилизации угловой ориентации непосредственно в кватернионах. В этом случае сохраняется форма контура с применением углов Эйлера (рисунок 3) за исключением метода расчета вектора ошибки угловой ориентации. Если для углов Эйлера ошибка – это разность между измеренным и заданным углами, то для кватернионов необходим более сложный расчет такого вектора. Выражение для расчета вектора ошибки q_e между заданным значением угловой ориентации $q_{зад}$ и текущим q имеет вид:

$$q_e = q_{зад} \otimes q^* \quad (12)$$

где q^* – сопряженный кватернион угловой ориентации аппарата.

Полученный кватернион q_e можно представить как

$$q_e = \begin{bmatrix} w \\ w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} \quad (13)$$

где векторная часть кватерниона $[w_x \ w_y \ w_z]^T$ – есть необходимый вектор ошибки по соответствующим осям x , y и z .

Для того, чтобы обработка заданной угловой ориентации происходила по наикратчайшей траектории необходимо учитывать случаи, когда разность между заданной и текущей угловой ориентацией больше π радиан. Для этого необходимо анализировать w и в случае, когда $w < 0$ вместо q_e используется сопряженный кватернион q_e^* :

$$q_e^* = \begin{bmatrix} w \\ -w_x \\ -w_y \\ -w_z \end{bmatrix} \quad (14)$$

Использование кватернионной формы не имеет недостатков углов Эйлера и позволяет стабилизировать летательный аппарат из любого значения угловой ориентации по наикратчайшей траектории.

Контур стабилизации позиции является внешним по отношению к контуру стабилизации угловой ориентации (рисунок 5).

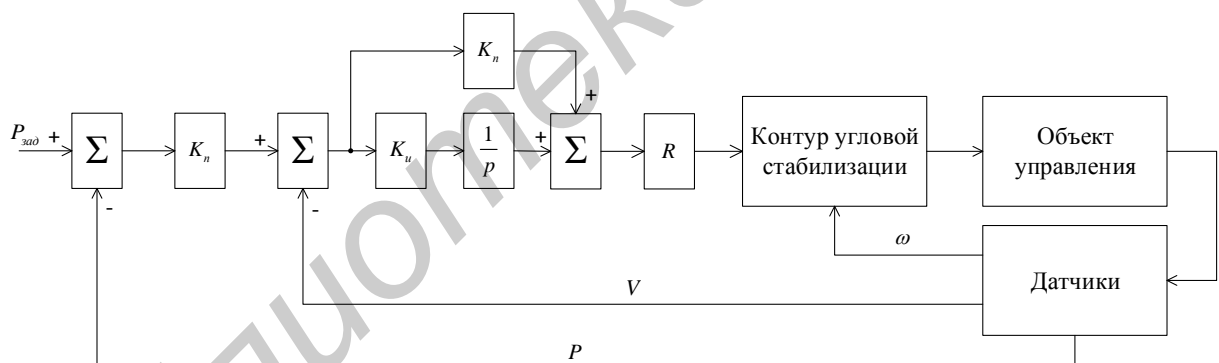


Рисунок 5 – Структурная схема замкнутой системы управления позицией летательного аппарата вертолетного типа

Результат моделирования работы данного контура представлен на рисунке 6.

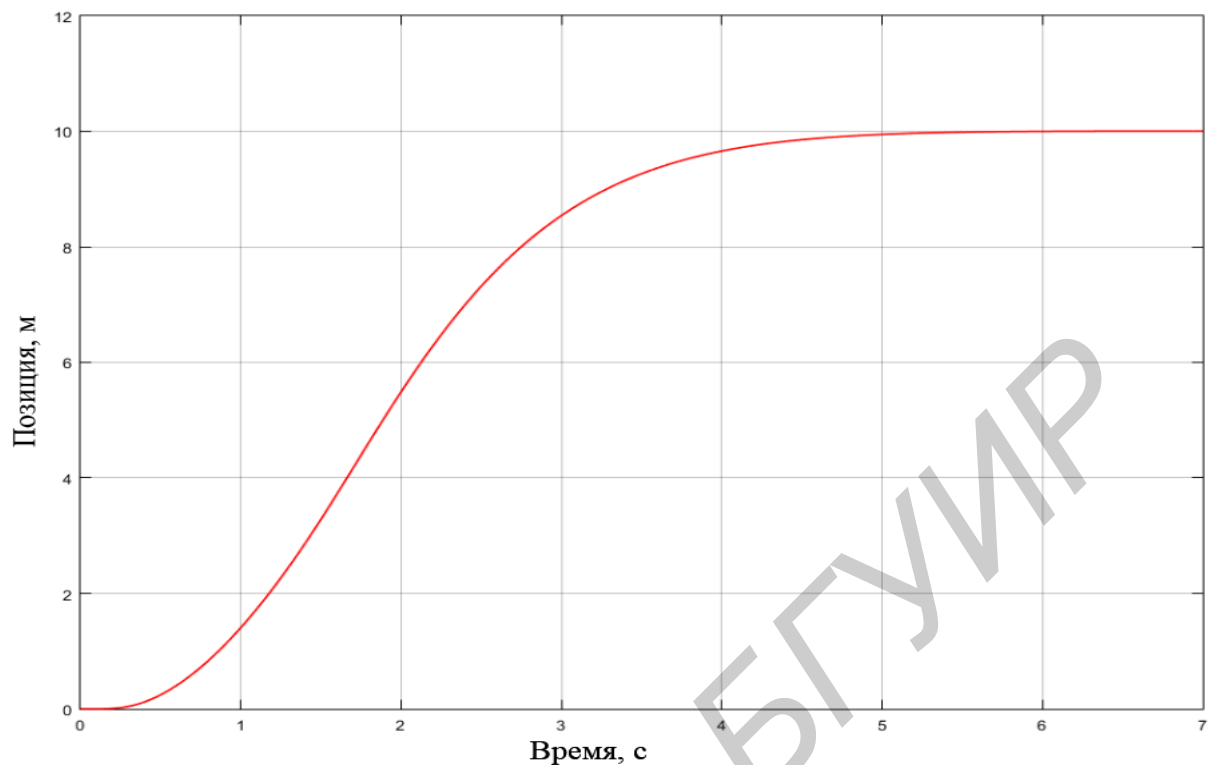


Рисунок 6 – Переходной процесс системы стабилизации позиции мультироторного летательного аппарата

Аналогичным образом производится синтез контура стабилизации высоты (рисунки 7, 8).

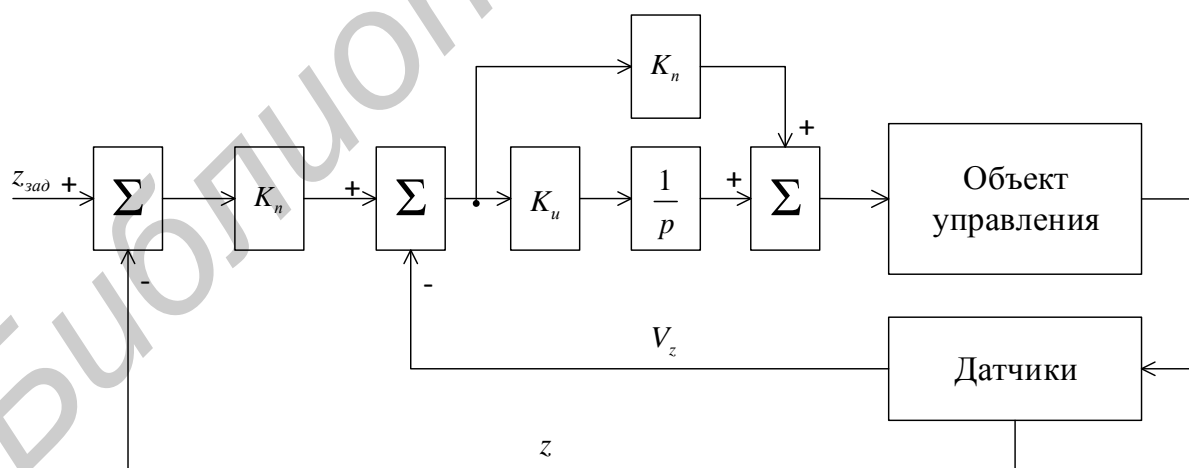


Рисунок 7 – Структурная схема замкнутой системы управления позицией летательного аппарата вертолетного типа

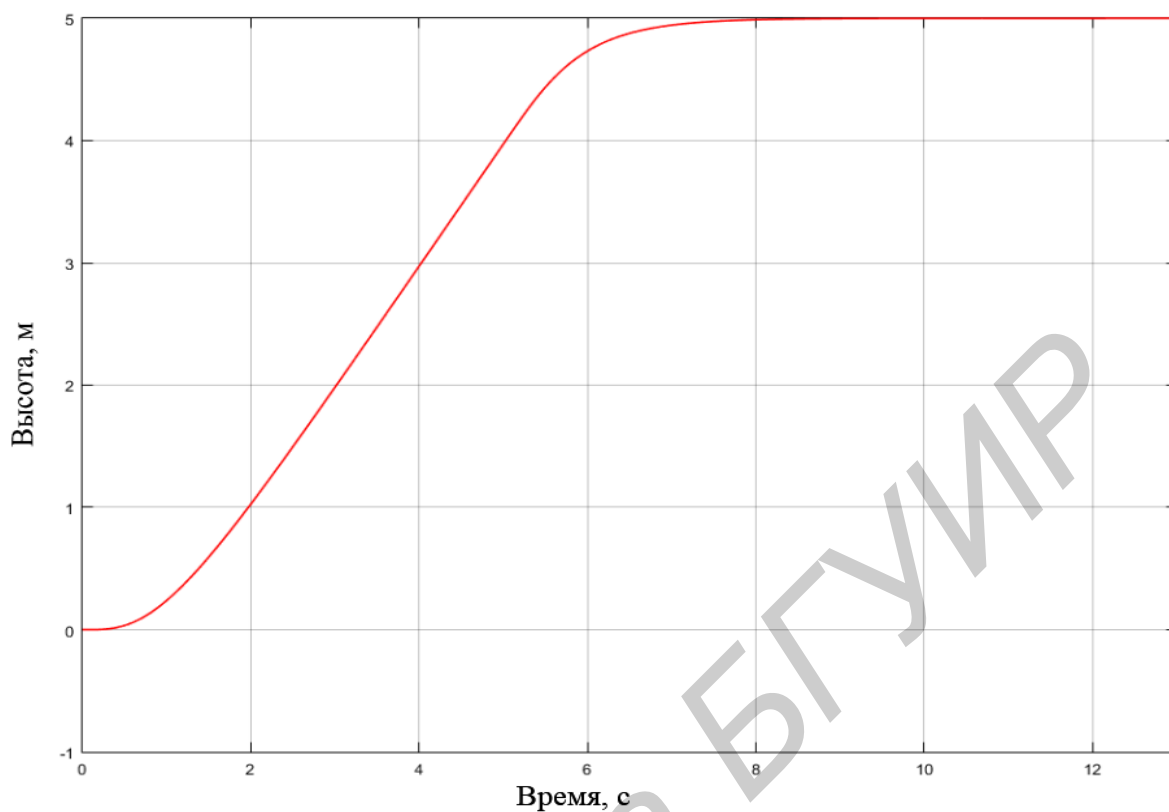


Рисунок 8– Переходной процесс контура стабилизации высоты

Помимо режимов удержания позиции и высоты в мультироторных системах требуется наличие функции полета по заданному маршруту. Маршрут задается на наземном пункте управления на фоне электронной карты местности. Оператор создает полетное задание в соответствии с выполняемой задачей и затем загружает это задание в бортовую ОЗУ автопилота по каналу телеметрии, после чего дается команда начала выполнения задания и мультироторный летательный аппарат переходит в полностью автоматический режим полета по маршруту. При этом в каждой точке полетного задания оператором может быть задано какое-либо действие либо ее пролет без него.

С точки зрения системы управления основную сложность при разработке данного режима является требование к удержанию линии заданного пути в процессе полета при наличии внешних ветровых возмущений.

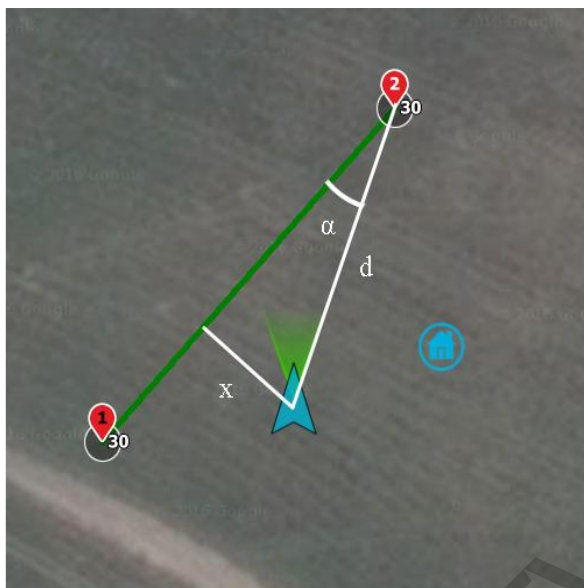


Рисунок 9 – Принципы траекторного управления

Основная задача при пролете по заданному маршруту – это удержание линии заданного пути, то есть важно минимизировать значение x (рисунок 9).

$$x = d \sin \alpha \quad (15)$$

При полете в точку 2 с заданной скоростью v и удержанием линии заданного пути составляющие вектора заданной скорости будут равны:

$$\begin{aligned} v_x &= v \cos\left(\alpha + \arctan \frac{x_{\text{текущ.}} - x_2}{y_{\text{текущ.}} - y_2}\right) \\ v_y &= v \sin\left(\alpha + \arctan \frac{x_{\text{текущ.}} - x_2}{y_{\text{текущ.}} - y_2}\right) \end{aligned} \quad (16)$$

Экспериментальные данные и результаты летных испытаний рассмотренных в главе контуров автоматического регулирования представлены в главе 4.

В третьей главе показан процесс получения оценки вектора состояния объекта.

Для оценки вектора состояния системы необходимо комплексирование данных, получаемых с установленных на борту датчиков. Для решения данной задачи подходят различные виды комплексирующих фильтров, однако оптимальным является использование фильтра Калмана.

Применение кватернионной формы представления угловой ориентации приводит к появлению нелинейных преобразований на этапе коррекции фильтра Калмана. В связи с этим линейная форма фильтра не подходит для решения данной задачи.

Расширенный фильтр Калмана – нелинейная версия обычного фильтра Калмана, в которой используются матрицы частных производных (якобианы) для линеаризации этапов экстраполяции и коррекции. Ключевое требование при использовании такого вида фильтра – дифференцируемость моделей предсказания и измерения.

В общем виде модели предсказания и измерения расширенного фильтра Калмана записываются как:

$$\begin{aligned}x &= f(x, u) + w \\z &= h(x) + v\end{aligned}, \quad (17)$$

где f – матрица экстраполяции, h – матрица коррекции, w и v – шумы наблюдения и измерения соответственно.

Вектор оценки состояния системы x в кватернионной форме имеет следующий вид:

$$x = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \\ \omega_{bx} \\ \omega_{by} \\ \omega_{bz} \end{bmatrix}. \quad (18)$$

Связь между текущим значением угловой ориентации и предыдущим значением определяется численным интегрированием:

$$q_k = q_{k-1} + \dot{q}_{k-1} dt, \quad (19)$$

Где производная равна:

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix}. \quad (20)$$

Функция экстраполяции $f(x_{k-1}, u_k)$:

$$f(x_{k-1}, u_k) = \begin{bmatrix} q_0 + (-q_1(\omega_x - \omega_{bx}) - q_2(\omega_y - \omega_{by}) - q_3(\omega_z - \omega_{bz})) \frac{dt}{2} \\ q_1 + (q_0(\omega_x - \omega_{bx}) + q_3(\omega_y - \omega_{by}) - q_2(\omega_z - \omega_{bz})) \frac{dt}{2} \\ q_2 + (-q_3(\omega_x - \omega_{bx}) + q_0(\omega_y - \omega_{by}) + q_1(\omega_z - \omega_{bz})) \frac{dt}{2} \\ q_3 + (q_2(\omega_x - \omega_{bx}) - q_1(\omega_y - \omega_{by}) + q_0(\omega_z - \omega_{bz})) \frac{dt}{2} \\ \omega_{bx} \\ \omega_{by} \\ \omega_{bz} \end{bmatrix}. \quad (21)$$

Используя Якобиан получаем матрицу экстраполяции F :

$$\begin{bmatrix}
 1 & \frac{(\omega_x - \omega_{bx})dt}{2} & \frac{(\omega_x - \omega_{bx})dt}{2} & \frac{-(\omega_x - \omega_{bx})dt}{2} & \frac{q_1 dt}{2} & \frac{q_1 dt}{2} & \frac{q_1 dt}{2} \\
 \frac{-(\omega_x - \omega_{bx})dt}{2} & 1 & \frac{(\omega_x - \omega_{bx})dt}{2} & \frac{(\omega_x - \omega_{bx})dt}{2} & \frac{q_1 dt}{2} & \frac{q_1 dt}{2} & \frac{q_1 dt}{2} \\
 \frac{-(\omega_x - \omega_{bx})dt}{2} & \frac{-(\omega_x - \omega_{bx})dt}{2} & 1 & \frac{(\omega_x - \omega_{bx})dt}{2} & \frac{q_1 dt}{2} & \frac{dt}{2} q_1 & \frac{q_1 dt}{2} \\
 \frac{-(\omega_x - \omega_{bx})dt}{2} & \frac{(\omega_x - \omega_{bx})dt}{2} & \frac{-(\omega_x - \omega_{bx})dt}{2} & 1 & \frac{q_1 dt}{2} & \frac{q_1 dt}{2} & \frac{q_1 dt}{2} \\
 2 & 2 & 2 & 0 & 1 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1
 \end{bmatrix} \quad (22)$$

Коррекция курсовертикали акселерометром в режиме инклинометра осуществляется используя следующие выражения:

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ -2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \\ -q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 \end{bmatrix} \quad (23)$$

Вектор коррекции магнитометра, позволяющий исключить влияние магнитных искажений на крен и тангаж:

$$\begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_{h,x}(q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2) + 2b_{h,z}(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ 2b_{h,x}(q_1 q_2 - q_0 q_3) + 2b_{h,z}(q_2 q_3 + q_0 q_1) \\ 2b_{h,x}(q_1 q_3 + q_0 q_2) + b_{h,z}(q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2) \end{bmatrix} \quad (24)$$

Такой метод позволяет осуществлять коррекцию магнитометром только угла курса, исключая влияние на крен и тангаж.

Используя полученные модели измерения акселерометра и магнитометра получается функция коррекции h :

$$h = \begin{bmatrix} -2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ -2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ -q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 \\ b(q_1 + q_2 + q_3 + q_4) + 2b(q_1q_2 - q_3q_4) \\ 2b(q_1q_2 + q_3q_4) + 2b(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2b(q_1q_3 + q_2q_4) + b(q_1 + q_2 + q_3 + q_4) \end{bmatrix} \quad (25)$$

Используя Якобиан получаем матрицу коррекции H

$$\begin{bmatrix} 2q_2 & -2q_3 & 2q_0 & -2q_1 & 0 & 0 & 0 \\ -2q_1 & -2q_0 & -2q_3 & -2q_2 & 0 & 0 & 0 \\ -2q_0 & 2q_1 & 2q_2 & -2q_3 & 0 & 0 & 0 \\ 2(q_0b_x - q_2b_z) & 2(q_1b_x + q_3b_z) & 2(-q_2b_x - q_0b_z) & 2(-q_3b_x + q_2b_z) & 0 & 0 & 0 \\ 2(-q_3b_x + q_1b_z) & 2(q_2b_x + q_0b_z) & 2(q_1b_x + q_3b_z) & 2(-q_0b_x + q_2b_z) & 0 & 0 & 0 \\ 2(q_2b_x + q_0b_z) & 2(q_3b_x - q_1b_z) & 2(q_0b_x - q_2b_z) & 2(q_1b_x + q_3b_z) & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (26)$$

Алгоритм расширенного фильтра Калмана аналогичен линейному. На этапе экстраполяции рассчитывается оценка вектора состояния системы на текущий шаг по итоговой оценке состояния с предыдущего шага с учетом управляющего воздействия:

$$x_k = f(x_{k-1}, u_k), \quad (27)$$

Затем рассчитывается ковариационная матрица для экстраполированного вектора состояния:

$$P_k = FP_{k-1}F^T + Q_{k-1}, \quad (28)$$

где Q_k – диагональная ковариационная матрица шумов процесса.

На этапе коррекции вначале рассчитывается инновация, вносимая новыми измерениями акселерометра и магнитометра:

$$y_k = z_k - h(x_k). \quad (29)$$

Ковариационная матрица вектора ошибки:

$$S_k = HP_{k-1}H^T + R_k \quad (30)$$

где R_k – диагональная ковариационная матрица шумов измерений.

Оптимальная матрица коэффициентов усиления:

$$K_k = P_{k-1}H^T S_k^{-1} \quad (31)$$

Получение текущей оценки вектора состояния системы:

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{k-1} + K_k y_k \quad (32)$$

Расчет ковариационной матрицы оценки вектора состояния системы:

$$P_k = (I - K_k H_k) P_{k-1} \quad (33)$$

Применение фильтра Калмана позволяет создать систему, робастную к воздействию линейных ускорений. Для этого необходимо на каждой итерации расчета фильтра вносить изменения в матрицу шумов измерений в зависимости от наличия воздействия ускорений.

Для получения оценки линейных ускорений, воздействующих на летательный аппарат, необходимо оценить модуль вектора ускорения:

$$|\vec{a}| = \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} \quad (34)$$

А затем вычесть из него ускорение свободного падения:

$$a_{лин} = |\vec{a}| - g = \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} - g \quad (35)$$

Полученную величину можно использовать в матрице шумов измерений, что позволит автоматически регулировать коэффициент коррекции акселерометром угловой ориентации. Работа данного алгоритма продемонстрирована на рисунках 10, 11.

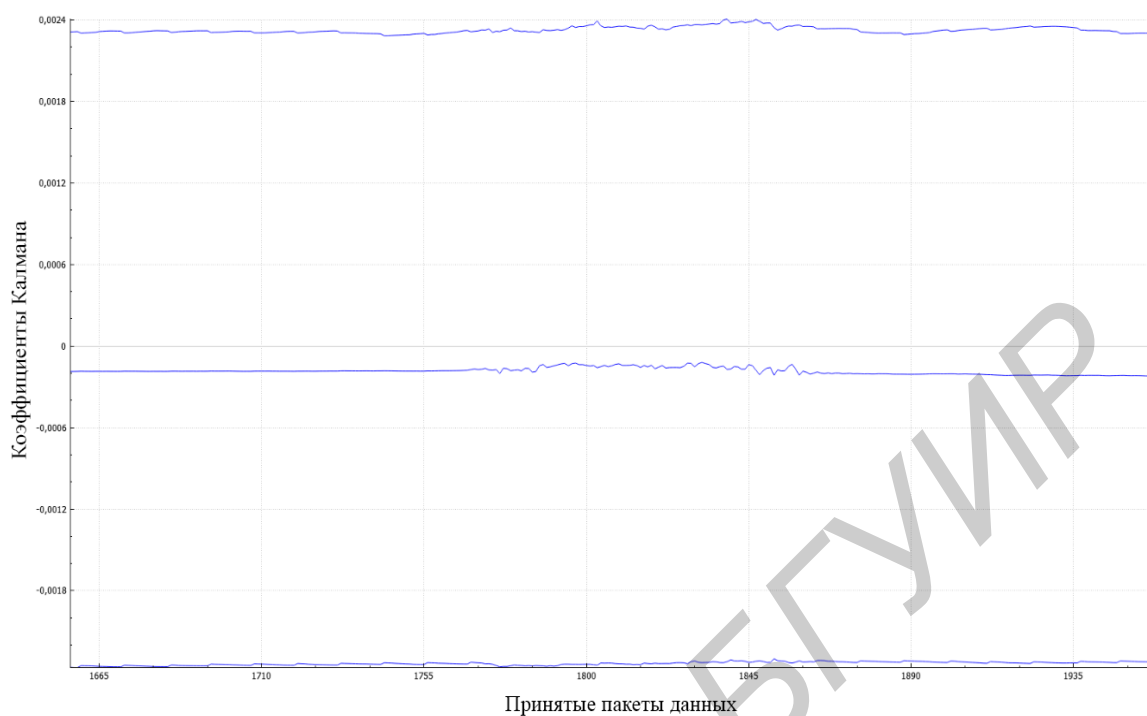


Рисунок 10 – Коэффициенты фильтра Калмана для коррекции сдвигов датчиков угловых скоростей без компенсации ускорений

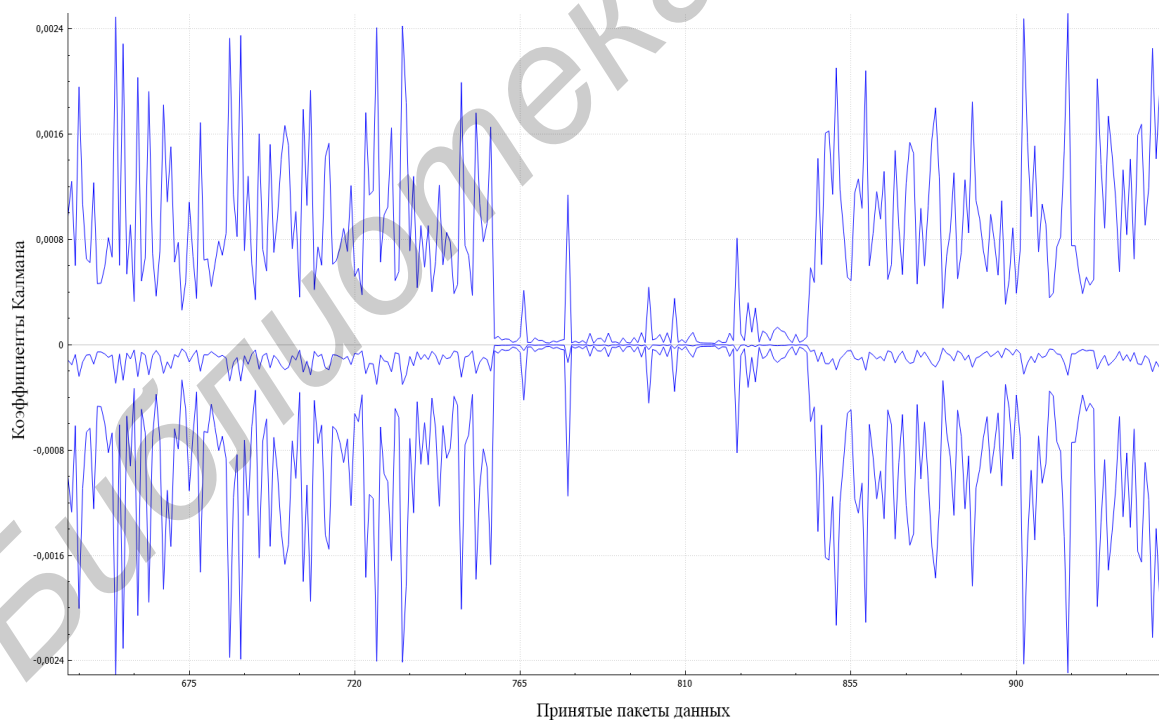


Рисунок 11 – Коэффициенты фильтра Калмана для коррекции сдвигов датчиков угловых скоростей с компенсацией ускорений

Оценки крена и тангажа в случае воздействия виброускорений без их компенсации приведены на рисунке 12, с компенсацией – на рисунке 13.

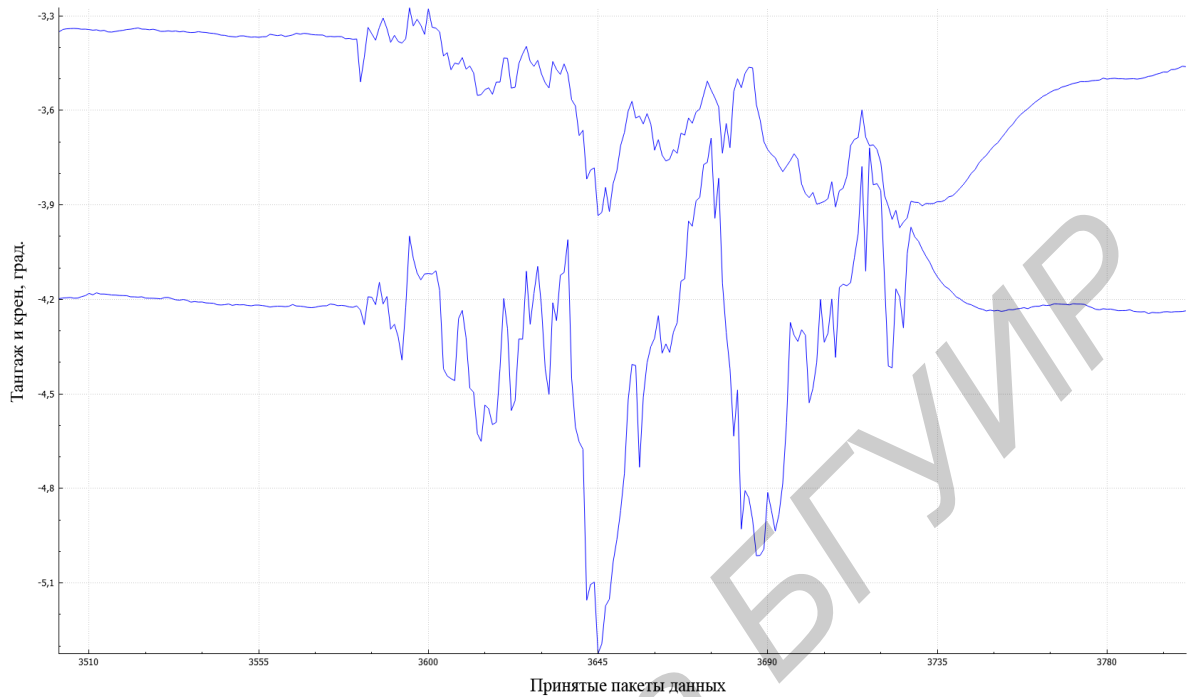


Рисунок 12 – Оценка углового положения по крену (сверху) и тангажу (снизу) без компенсации ускорений

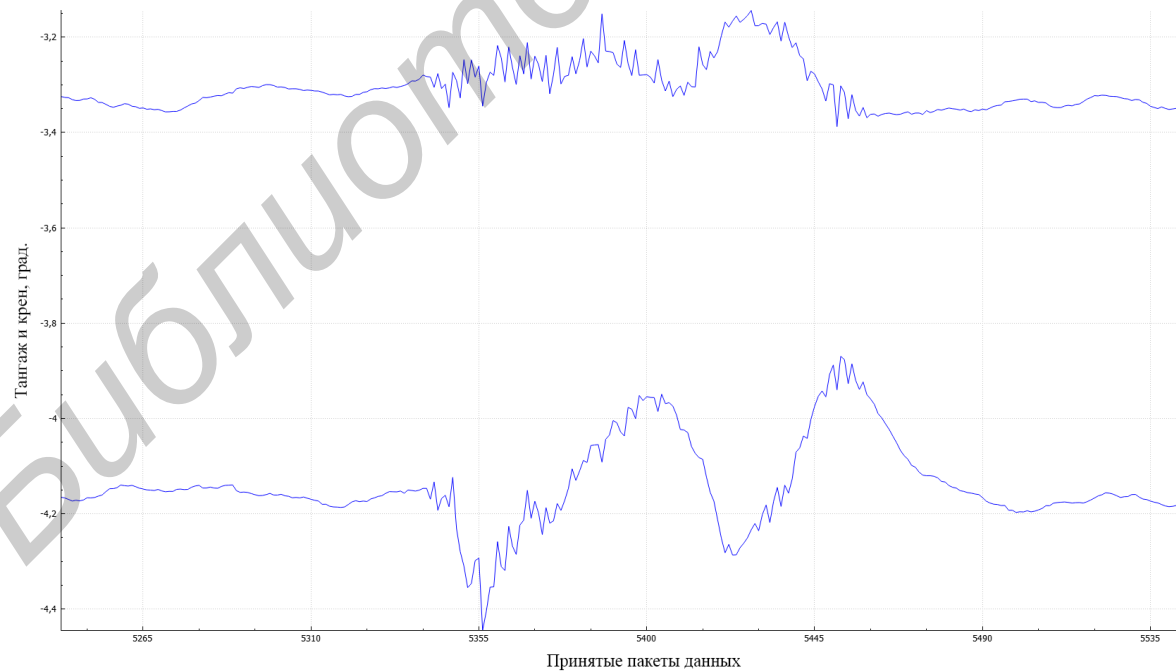


Рисунок 13 – Оценка углового положения по крену (сверху) и тангажу (снизу) с компенсацией ускорений

Уменьшение степени доверия акселерометру при воздействии на систему ускорений приводит к увеличению точности работы курсовертикали. Основной недостаток и одновременно преимущество такой компенсации – возможное длительное отсутствие коррекции акселерометром в случае чрезмерно высоких уровней виброускорений или при продолжительных ускорениях объекта. В таких случаях работа курсовертикали напрямую зависит от точности применяемых датчиков угловых скоростей.

Мультироторные летательные аппараты, в зависимости от конфигурации, могут перемещаться в воздушном пространстве с максимальной скоростью от 5 до 30-40 м/с относительно земной поверхности и, если на малых скоростях задержка не вызывает больших проблем, то на больших приводит к появлению погрешностей при оценке вектора состояния системы:

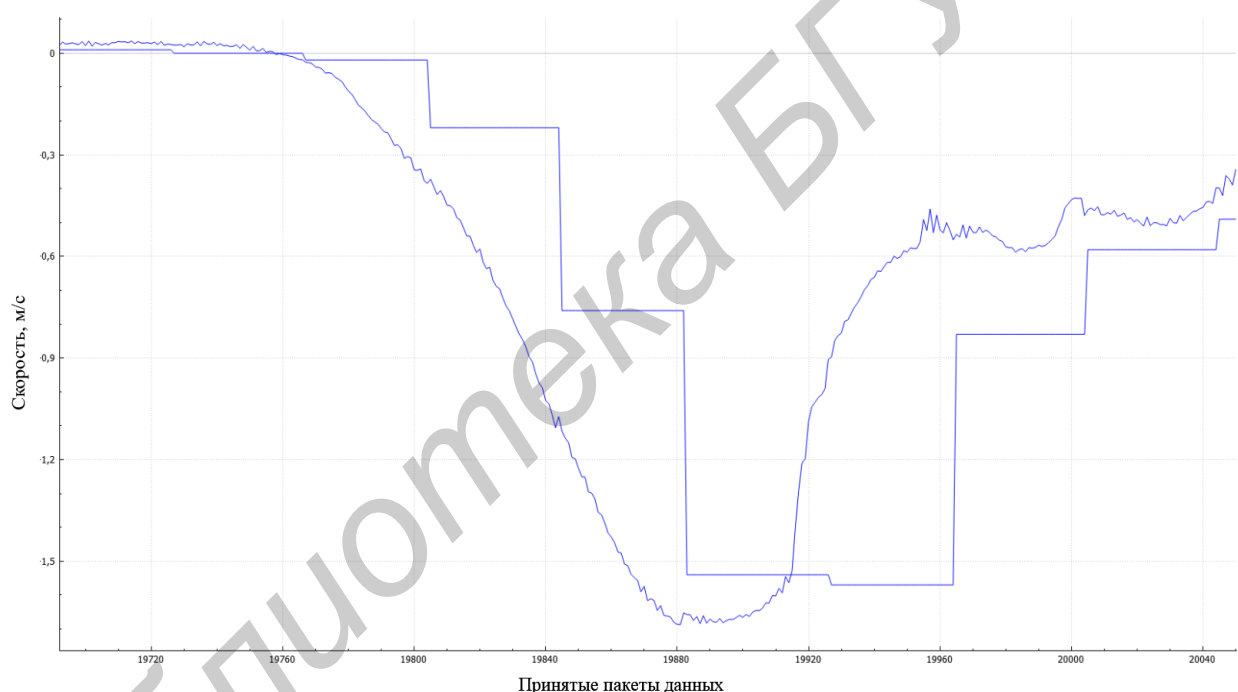


Рисунок 14 – Задержка выдачи данных приемником СРНС

Применение фильтра Калмана позволяет разработать алгоритм компенсации данного эффекта. Показания СРНС в основном используются для вычисления смещения нулей акселерометров. Так как величина смещения с течением времени изменяется незначительно и, при этом, задержка показаний СРНС имеет небольшую величину (до 500 миллисекунд), то при получении новых данных от модуля СРНС можно использовать предыдущие данные фильтра для шага $k-t$, где t – величина задержки, т.е. функция коррекции примет вид:

$$h(x_{k-t}, z_k) = \begin{bmatrix} x_{СРНС} \\ y_{СРНС} \\ z_{СРНС} \\ v_{x,СРНС} \\ v_{y,СРНС} \\ v_{z,СРНС} \end{bmatrix} \quad (36)$$

Недостатком такого метода является использование ОЗУ микроконтроллера для хранения всех параметров фильтра на предыдущих t итерациях. Однако современные микроконтроллеры, применяемые в автопилотах летательных аппаратов, предоставляют разработчику до 512 кбайт оперативной памяти, поэтому данный недостаток можно считать несущественным. Работа алгоритма после применения метода изображена на рисунке 15:

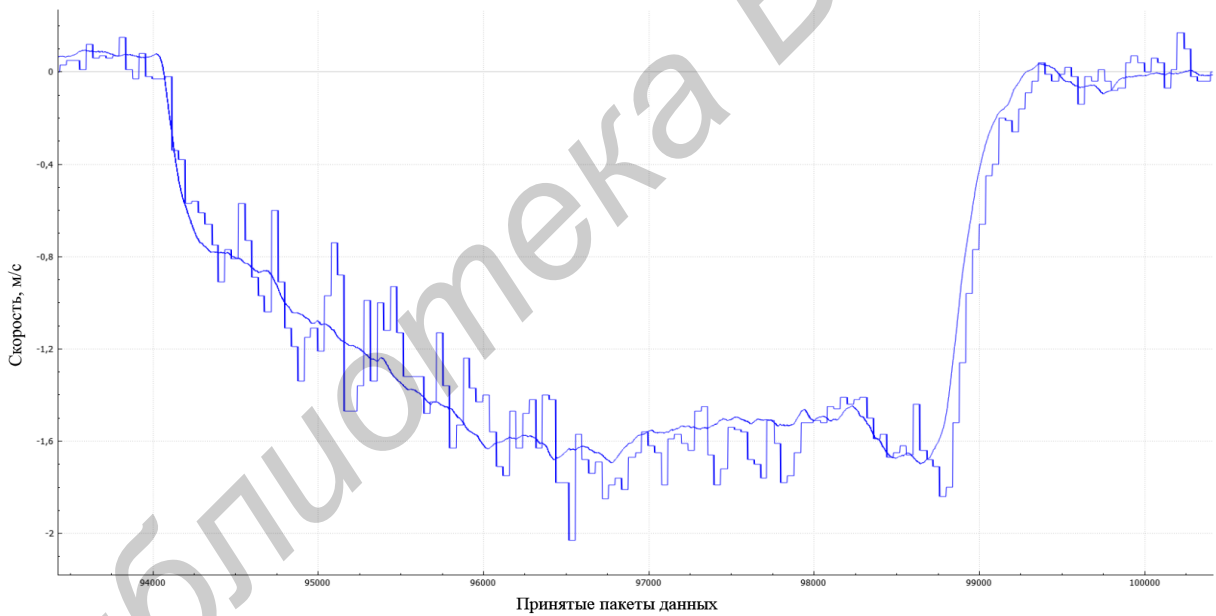


Рисунок 15 – Задержка выдачи данных приемником СРНС после применения алгоритма компенсации

В четвертой главе представлен состав испытательной мультироторной платформы и продемонстрированы результаты проведения летных испытаний.

В состав платформы входят: автопилот, модуль СРНС, четыре регулятора оборотов двигателей, четыре бесколлекторных электродвигателя, аккумуляторная батарея и рама.

Автопилот представляет собой печатную плату с размерами 65x65 мм и включает в себя следующие основные электронные компоненты: микроконтроллер STM32F427 и инерциальный датчик MPU9250. Автопилот имеет все необходимые для работы системы интерфейсы: CAN, UART, SPI, несколько каналов АЦП для измерения бортового напряжения и потребляемого системой тока.

Испытания контура угловой стабилизации проводились путем задания оператором угла 10-30 градусов по каждой из осей объекта и последующим анализом бортовой регистрации полетной информации. На рисунках 16-18 приведены графики, показывающие переходные процессы в системе при обработке объектом заданной угловой ориентации.

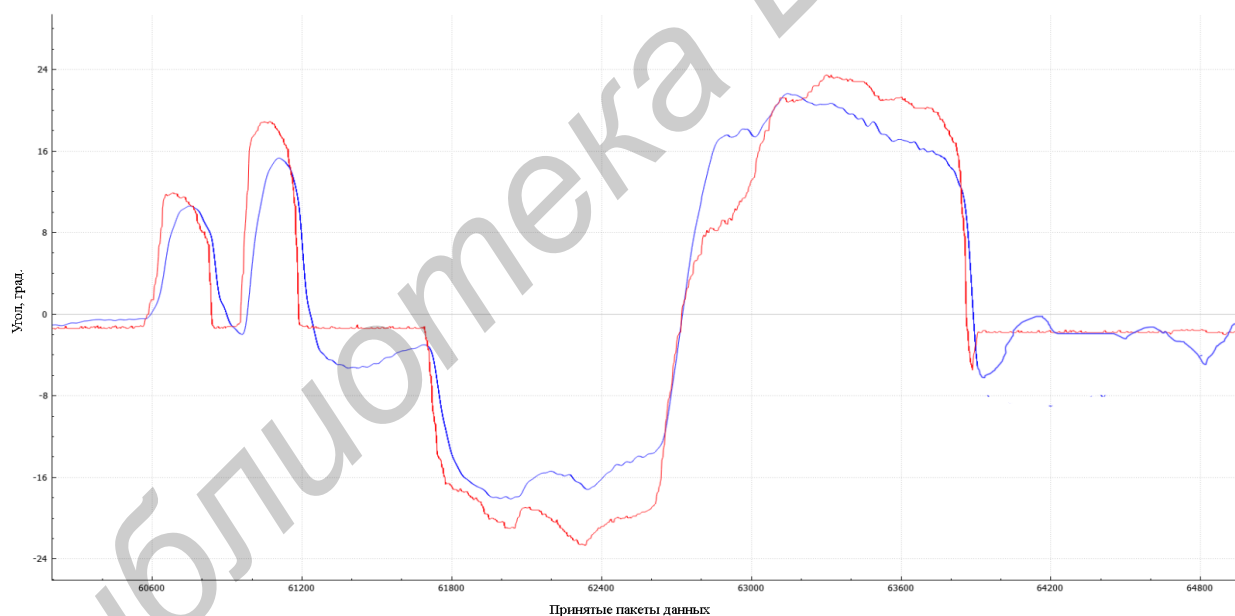


Рисунок 16 – Переходные процессы при обработке заданного угла тангажа

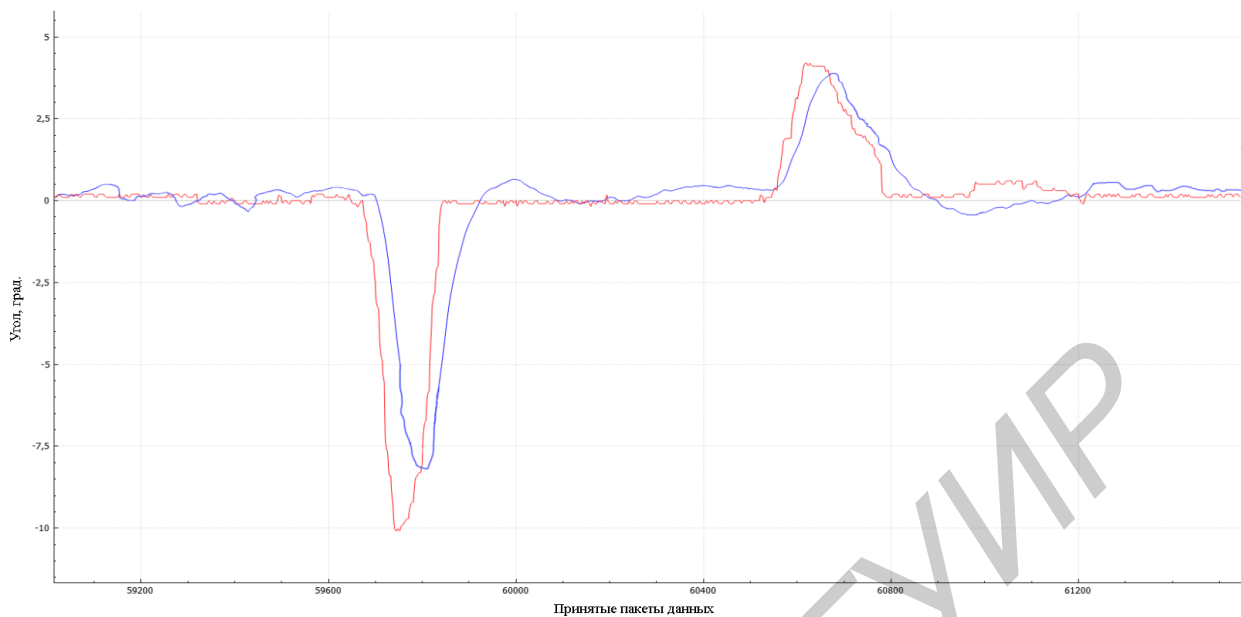


Рисунок 17 – Переходные процессы при отработке заданного угла крена

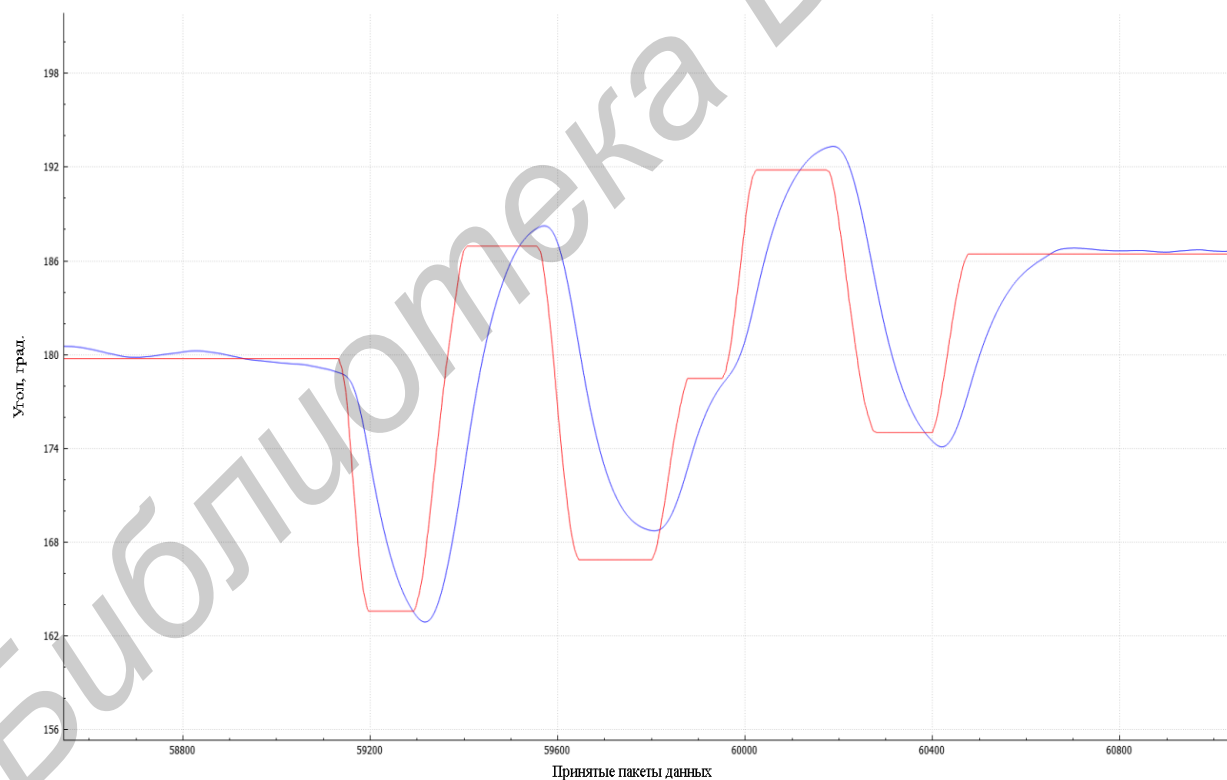


Рисунок 18 – Переходные процессы при отработке заданного угла курса

Оценка работы контура удержания позиции проводилась при помощи системы дифференциальной коррекции RTK. Для этого одновременно велась

запись так называемых «сырых измерений» (англ. raw data), выдаваемых приемниками СРНС на борту летательного аппарата и на наземном пункте управления. После чего послеполетные данные обрабатывались при помощи специального программного обеспечения RTKLib. Результат эксперимента изображен на рисунке 19.

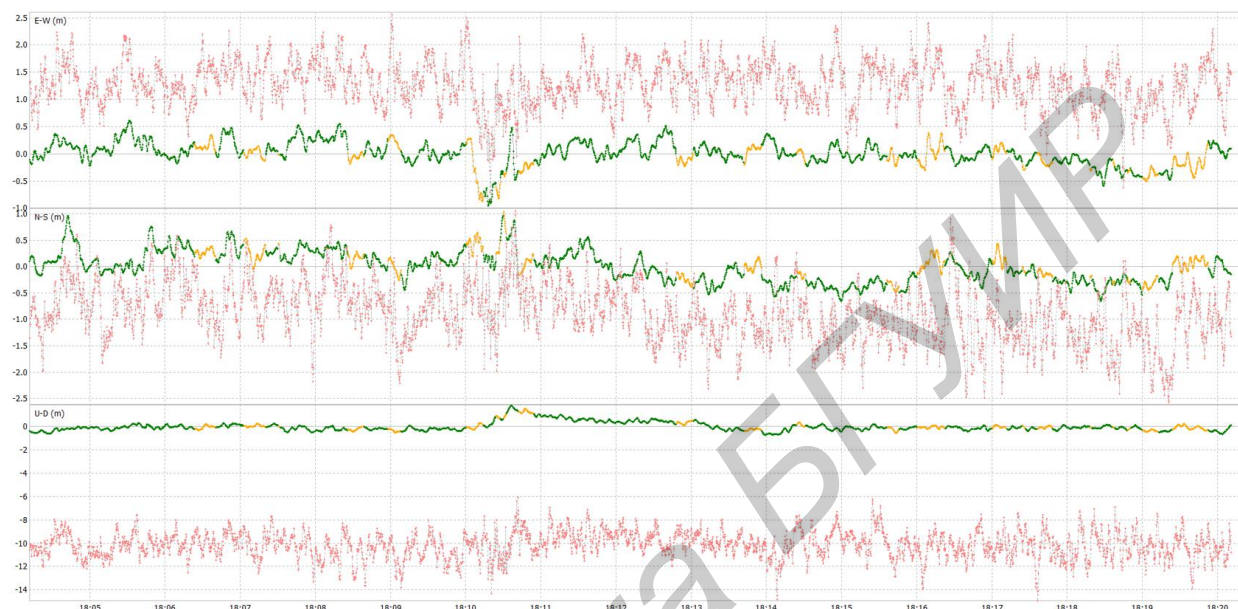


Рисунок 19 – Показания систем СРНС (красным) и RTK (зеленым и желтым) в режиме удержания позиции

Испытание аварийного режима отказа винтомоторной группы проводилось следующим образом: в режиме удержания позиции принудительно подавалась команда на отключение одной винтомоторной группы, после чего автопилот переводился в режим аварийной работы, в котором отсутствовало управление и демпфирование угловых скоростей по каналу курса.

В результате проведения эксперимента произошло контролируемое снижение мультироторного летательного аппарата с вращением его вокруг своей оси с угловой скоростью около 300 градусов в секунду. При приземлении летательный аппарат не получил значительных повреждений.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертации рассмотрен процесс проектирования системы управления мультироторным летательным аппаратом с учетом потребности в увеличении отказоустойчивости и надежности, робастности системы к внешним воздействиям.

Отсутствие возможности применения методов резервирования ключевых подсистем приводит к появлению необходимости разработки алгоритмов, способных адекватным образом реагировать на возникновение аварийных ситуаций и обрабатывать их соответствующим образом. В случае отказа винтомоторной группы четырехроторного летательного аппарата продолжение полета в штатном режиме невозможно по физическим причинам, однако возможно избежать неконтролируемого падения применив соответствующий математический аппарат.

Рассмотренный в работе контур стабилизации угловой ориентации в кватернионной форме при отказе винтомоторной группы позволяет обеспечить возврат летательного аппарата в горизонтальное положение по наикратчайшей траектории и обеспечивать при этом стабилизацию углов крена и тангажа.

В ходе экспериментов было установлено, что в таком аварийном режиме на курсовертикаль летательного аппарата воздействует центробежное ускорение, вследствие неконтролируемого вращения платформы по каналу курса, поэтому для корректной работы системы важно компенсировать влияние ускорений на курсовертикаль, что осуществимо при помощи представленного метода компенсации линейных ускорений.

Процесс перехода из штатного режима работы системы в аварийный сопровождается резкими изменениями скорости и позиции объекта, поэтому важно минимизировать задержки всех датчиков, используемых для оценки вектора состояния системы. Разработанный для этого метод подтвердил свою работоспособность в ходе летных испытаний системы.

Проведенные летные испытания показали работоспособность представленных в работе методов и алгоритмов, однако по результатам испытаний можно также сделать вывод, что решающим фактором при отказе винтомоторной группы является высота, на которой произошел отказ, и энерговооруженность летательного аппарата, которая также зависит от заряда бортовой аккумуляторной батареи.

СПИСОК ОПУБЛИКОВАННЫХ РАБОТ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Статьи в материалах конференций.

1. Борсуков А.О. Бортовые и наземные системы управления беспилотных летательных аппаратов / А. О. Борсуков, М. К. Хаджинов, Крупская М.А // Информационные технологии и управление: Материалы 50-й научной конференции аспирантов, магистрантов и студентов – Минск, 2014 – С. 76 – 77.
2. Борсуков А.О. Бортовые системы управления БЛА с применением инерциальной навигации / А. О. Борсуков, М. К. Хаджинов // Информационные технологии и системы: Материалы международной научной конференции ИТС-2014, Минск, 2014. – С. 36-37.
3. Борсуков А.О. Система угловой стабилизации мультироторного летательного аппарата в кватернионной форме / А.О. Борсуков, М.К. Хаджинов // Информационные технологии и управление: Материалы 53-й научной конференции аспирантов, магистрантов и студентов – Минск, 2017 – С.44.