УДК УТВЕРЖДАЮ

Инв. № Проф. каф. 704 МАИ

\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ Красильщиков М.Н.

«\_\_\_» \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ 2014г

ОТЧЕТ ПО ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЕ

Математическое моделирование процесса полета и функционирования систем МБПЛА в среде MATLAB/Simulink на примере квадрокоптера. Анализ воздействия случайных факторов в измерительных каналах систем квадрокоптера.

Москва 2014

СПИСОК ИСПОЛНИТЕЛЕЙ

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Руководитель темы, аспирант каф.704 | \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_(подпись/дата) | Бодунков Н.Е. |
| Исполнители темы | \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_(подпись/дата) | Галиханов Н.К. (разделы 1.3, 2.2, 2.4, 2.5, 4.2, заключение) |
|  | \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_(подпись/дата) | Кривко А.С. (введение, разделы 1.1, 1.2, 2.1, 2.3, 4.1 результаты) |

РЕФЕРАТ

Отчет стр. 55, рис. , ист. 2, прил 1.

MATLAB/SIMULINK, КВАДРОКОПТЕР, СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ, СИСТЕМА СТАБИЛИЗАЦИИ, ФИЛЬТР ВЫСОКИХ ЧАСТОТ, БИНС, ТИПОВЫЕ ДИНАМИЧЕСКИЕ ЗВЕНЬЯ.

Объектом исследования является методология построения математических моделей малого летательного аппарата, систем стабилизации и управления им.

Целью работы является создание математических и компьютерных моделей квадрокоптера, системы стабилизации обзорной платформы, системы управления квадрокоптером, а также блока шумовой компенсации.

Проведено компьютерное моделирование систем БПЛА в среде MATLAB/Simulink. Проведен углубленный анализ воздействия шумовых составляющих на движение и управление квадрокоптером.

СОДЕРЖАНИЕ

[ВВЕДЕНИЕ 7](#_Toc389644681)

[1. ОБЩАЯ ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ 9](#_Toc389644682)

[1.1 УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРА 9](#_Toc389644683)

[1.2 СИСТЕМЫ КООРДИНАТ 10](#_Toc389644684)

[1.3 ФИЛЬТРАЦИЯ СИГНАЛОВ 11](#_Toc389644685)

[2. ОПИСАНИЕ МОДЕЛИ 15](#_Toc389644686)

[2.1 БЛОК QUADROCOPTER 17](#_Toc389644687)

[2.2. БЛОК BINS 20](#_Toc389644688)

[2.3 БЛОК SYSTEMCONTROL 24](#_Toc389644689)

[2.4 БЛОК PLATFORM 26](#_Toc389644690)

[2.5 БЛОК VIEW 28](#_Toc389644691)

[3. РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ 31](#_Toc389644692)

[4. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ 35](#_Toc389644693)

[4.1. АНАЛИЗ СТРУКТУРЫ СИСТЕМЫ 35](#_Toc389644694)

[4.2. АНАЛИЗ ФИЛЬТРАЦИИ 36](#_Toc389644695)

[5. ЗАКЛЮЧЕНИЕ 38](#_Toc389644696)

[СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ 39](#_Toc389644697)

[ПРИЛОЖЕНИЕ А 40](#_Toc389644698)

ОПРЕДЕЛЕНИЯ

В настоящем отчете применяют следующие термины с соответствующими определениями:

*Квадрокоптер* - это летательный аппарат с четырьмя несущими винтами, вращающимися диагонально в противоположных направлениях.

*Платформа* - устройство, обладающее системой стабилизации в пространстве и способное обеспечить закрепление устройств видеонаблюдения.

*Система стабилизации* - контур обеспечения фиксации положения целевого объекта (системы) и удержания этого положения с определенной степенью точности.

*Система управления* - контур сбора сведений об управляемом объекте (квадрокоптере) с последующей манипуляцией этим объектом для достижения поставленной цели - движения по заданным ППМ.

ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ

БИНС - бесплатформенная инерциальная навигационная система.

ДУС - датчик угловой скорости.

СК - система координат.

БПЛА - беспилотный летательный аппарат.

ППМ - промежуточный пункт маршрута.

НОРМАТИВНЫЕ ДОКУМЕНТЫ

Настоящий отчет отражает и написан в соответствии со следующими нормативными документами:

ГОСТ 7.32-2001 «Отчёт о научно-исследовательской работе. Структура и правила оформления»

## 

# ВВЕДЕНИЕ

Развитие сегмента малогабаритных беспилотных летательных аппаратов, которые уже достаточно широко применяются как в военных, так и в гражданских целях, требует решения достаточно большого количества сложных и часто противоречивых проблем. К ним можно отнести задачи обеспечения высоких тактико-технических характеристик, отказоустойчивость и надежность полета, стабилизации положения аппарата и его подсистем при воздействии внешних возмущающих факторов.

В данной работе рассматриваются вопросы реализации процесса моделирования, управления полетом и стабилизации при наличии ошибок измерений в датчиках БИНС - акселерометрах и ДУСах, методы их фильтрации.

Моделирование производится в среде MATLAB Simulink. Она позволяет достаточно удобно и быстро производить прототипирование и отладку, предоставляет большое количество стандартных компонентов, наглядные средств для отображения.

В обозначенной проблеме можно выделить следующие направления исследования:

- создание модели движения квадрокоптера;

- разработка системы управления квадрокоптером для движения по заранее установленному маршруту;

- разработка модели БИНС;

- разработка системы стабилизации платформы;

- разработка блока визуализации движения квадрокоптера и стабилизации платформы;

- введение шумовых составляющих в измерительные каналы БИНС;

- создание блока фильтрации для парирования случайных составляющих сигналов с БИНС.

# 1. ОБЩАЯ ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

## 1.1 УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРА

Простейшая модель движения квадрокоптера представляет собой 6 совместных дифференциальных уравнений:

(1)

где - проекции вектора тяги i-го двигателя на соответствующие оси абсолютной системы координат; - коэффициенты сопротивления среды - в работе считаются постоянными.

(2)

где - длина квадрата, в углах которого располагаются двигатели,

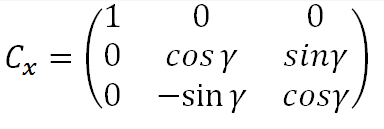
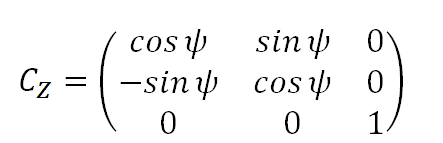
- диагональ квадрата.

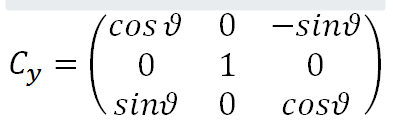
## 1.2 СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

В данной работе используется несколько систем координат:

1. *абсолютная инерциальная СК*;
2. *связанная СК* - оси и в плоскости двигателей квадрокоптера, ось - перпендикулярно, дополняя до правой, начало в центре квадрата, образованного двигателями;
3. *навигационный трехгранник* - начало совпадает с началом связанной СК, оси соответственно параллельны осям абсолютной СК;
4. *связанная с платформой СК* - аналогично *связанной СК.*

Положение связанной СК и связанной с платформой СК относительно навигационного трехгранника задается углами Эйлера (крен, тангаж, рысканье). Соответствующая матрица поворота:

 (3)



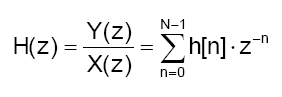
## 1.3 ФИЛЬТРАЦИЯ СИГНАЛОВ

Сигналы, снимаемые с датчиков линейных ускорений и угловых скоростей, представляют собой сумму полезного сигнала и высокочастотного шума. Для парирования высокочастотных флуктуаций применяются фильтры низких частот, не пропускающие сигналы выше частоты среза системы.

В работе рассмотрено 2 типа фильтров: КИХ-фильтр и фильтр, синтезированный на базе апериодического звена.

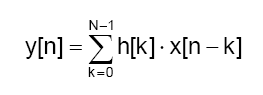
**Фильтр с конечной импульсной характеристикой** (**КИХ-фильтр**) - один из видов линейных [цифровых фильтров](http://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A4%D0%B8%D0%BB%D1%8C%D1%82%D1%80_(%D1%8D%D0%BB%D0%B5%D0%BA%D1%82%D1%80%D0%BE%D0%BD%D0%B8%D0%BA%D0%B0)), характерной особенностью которого является ограниченность по времени его [импульсной характеристики](http://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%98%D0%BC%D0%BF%D1%83%D0%BB%D1%8C%D1%81%D0%BD%D0%B0%D1%8F_%D0%BF%D0%B5%D1%80%D0%B5%D1%85%D0%BE%D0%B4%D0%BD%D0%B0%D1%8F_%D1%84%D1%83%D0%BD%D0%BA%D1%86%D0%B8%D1%8F) (с какого-то момента времени она становится точно равной нулю).

Передаточная функция данного фильтра выглядит следующим образом:



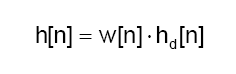
где Y(z) – выходной сигнал, X(z) – входной сигнал, h[n] – весовой коэффициент, – звено запаздывания, n-количество членов.

Реализация фильтра имеет следующий вид:



Структурная схема фильтра приведена на рисунке 1.3.1. Фильтр строится на базе трех элементов – звена запаздывания, сумматора и пропорционального звена. Фильтр обладает хорошей устойчивостью.

Расчет весовой функции осуществляется по формуле



где w[n] – весовая функция, – ядро фильтра. Весовая функция может быть треугольной, прямой, параллельной оси абсцисс, функцией Hanna, гауссианой. Выбор осуществляется в зависимости от требуемых характеристик фильтра. Ядро рассчитывается исходя из частоты среза системы.

**Апериодическое звено** с большой постоянной времени представляет собой фильтр низких частот и подавляет высокочастотные помехи. Простота реализации - достоинство данного вида демпфирования.

Передаточная функция данного фильтра представлена в следующем виде:

где T – постоянная времени фильтра.

Параметризация фильтра осуществляется в процессе проектирования системы. В данной работе параметр T варьировался методом прогона.

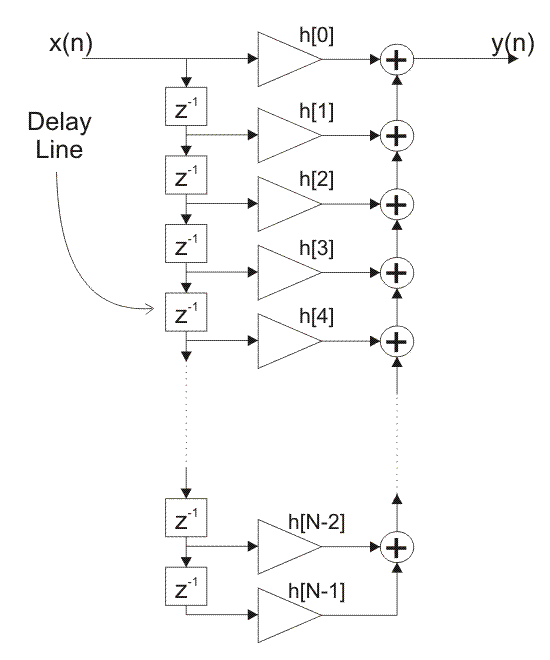


Рисунок 1.3.1 – Структурная схема КИХ-фильтра.

# 2. ОПИСАНИЕ МОДЕЛИ

На рис. 2.1 представлен общий вид схемы моделирования процесса движения квадрокоптера и платформы.

Основные структурные блоки:

1. ***QUADROCOPTER*** - реализует уравнения движения квадрокоптера;
2. ***BINS*** - имитирует работу БИНС;
3. ***SYSTEMCONTROL*** - система управления полетом квадракоптера по заданному маршруту;
4. ***PLATFORM*** - реализует вращение платформы совместно с квадрокоптером и стабилизацию;
5. ***VIEW*** - реализует визуализацию положения квадрокоптера и платформы.

Дополнительные компоненты:

1. ***YAW*** - требуемый курс;
2. ***ROUTE*** - массив координат - промежуточных пунктов маршрута;
3. ***ERROR\_POSITION*** - допустимый пролет относительно ППМ;
4. ***dT*** - период обновления в системе визуализации.

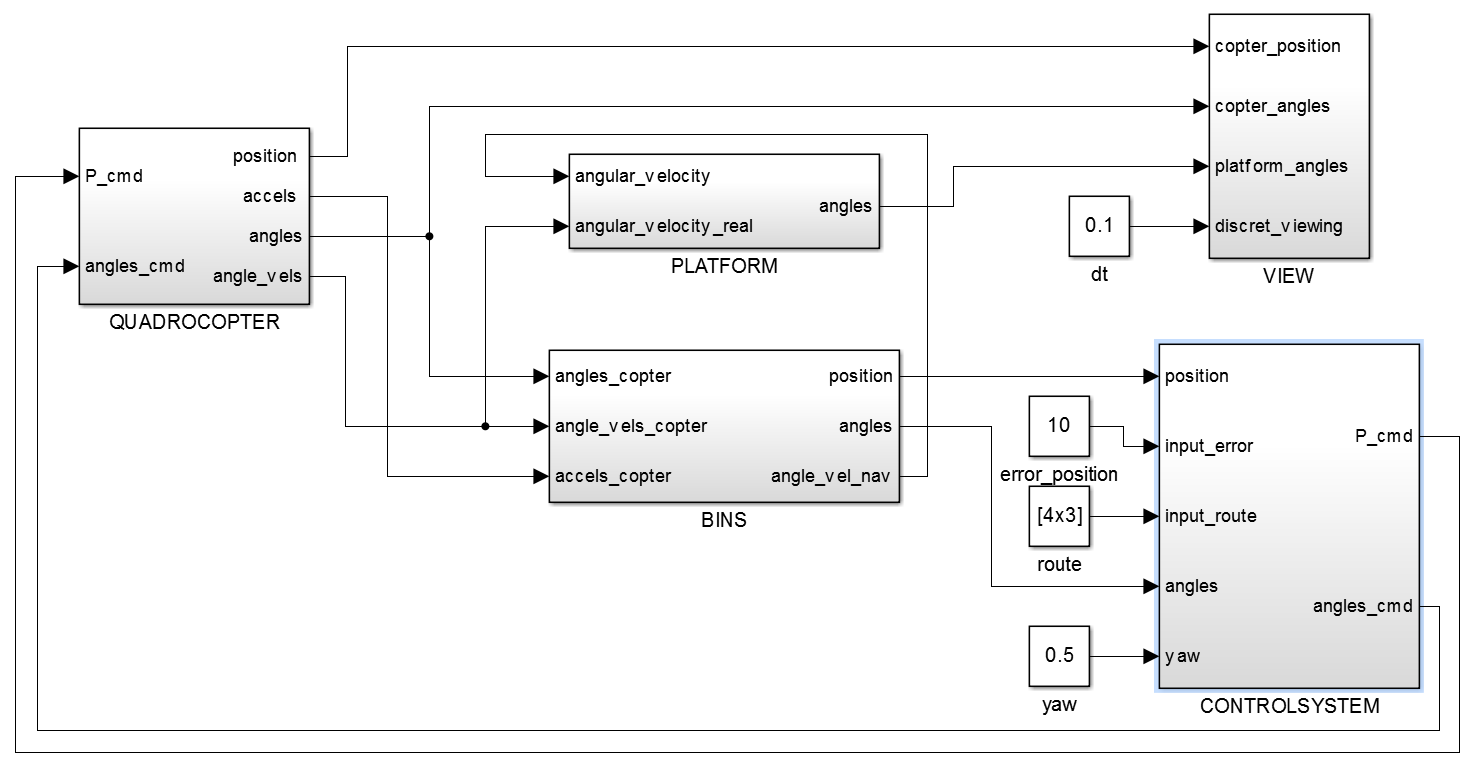


Рисунок 2.1 - Схема моделирования

## 2.1 БЛОК QUADROCOPTER

Входные параметры:

* ***P\_cmd*** – сигнал управления суммарным значением тяги;
* ***angles\_cmd*** - сигналы управления угловым движением (по крену, по тангажу, по углу рысканья).

Выходные параметры:

* ***position*** - вектор координат квадрокоптера в абсолютной СК;
* ***accels*** - вектор ускорений;
* ***angles*** - вектор углового положения (крен, тангаж, рысканье);
* ***angle\_vels*** - вектор угловой скорости в проекциях на оси связанной СК.

На рисунке 2.1.1 представлена схема модели движения квадрокоптера.

Входные сигналы после усиления поступают в блок *Regulator*, где в соответствии с соотношениями:

формируются значения сил тяги для 4-х двигателей. Далее они поступают в одинаковые блоки *Engine*, представляющие собой последовательно соединенное апериодическое звено и функцию насыщения (для ограничения максимальной тяги). Полученный вектор из 4 значений силы тяги двигателей поступает в блоки *Accel* и *Angle\_accel*, где в соответствии с формулами (1) соответственно происходит вычисление линейных и угловых ускорений. Для получения проекций сил тяги на оси абсолютной СК используется матрица поворота (3) от связанной СК к абсолютной, для этого на вход блока *Accel* подается также вектор углов. Значения ускорений интегрируются для получения выходных значений координат, угловых скоростей и углов.

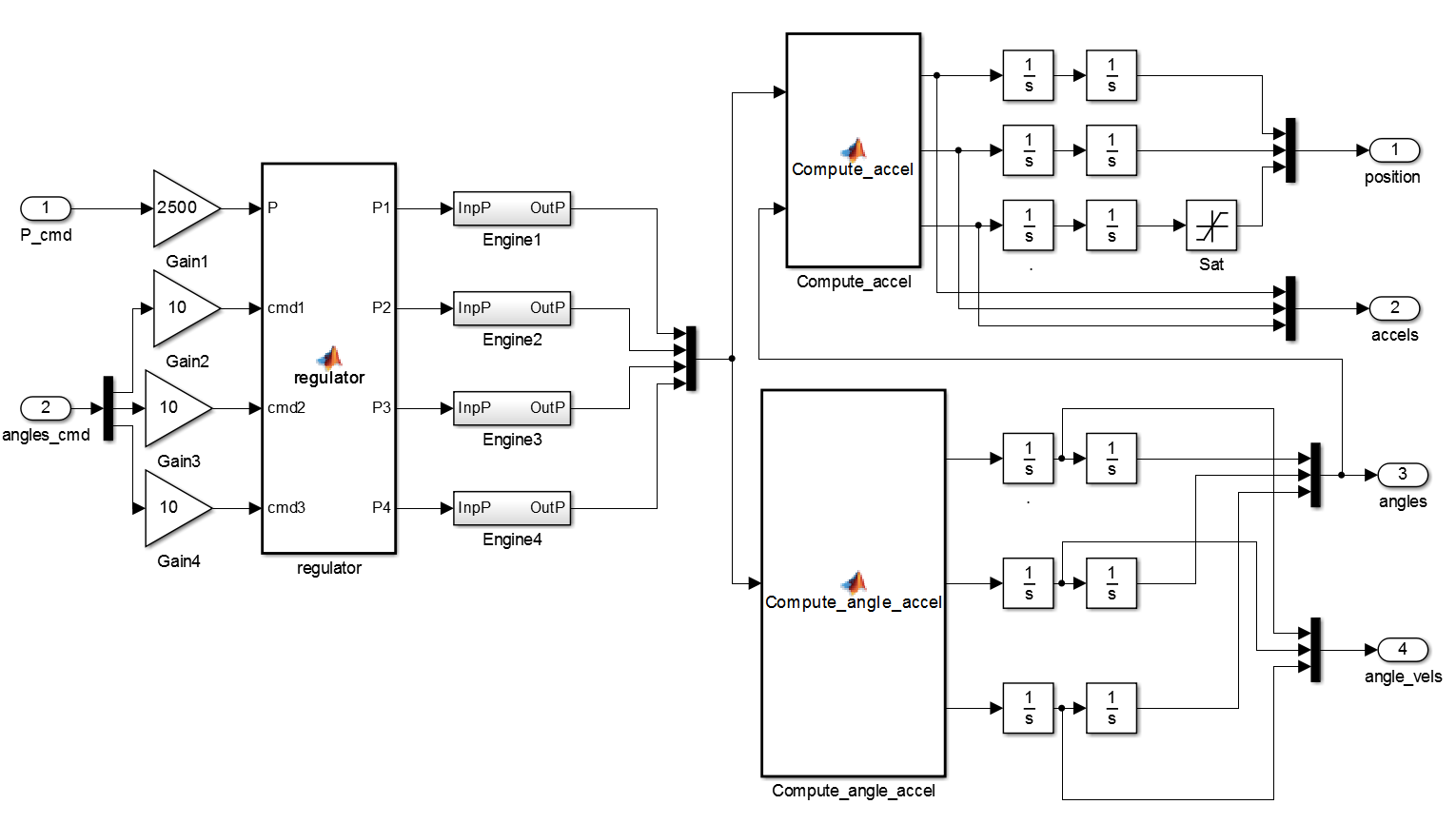


Рисунок 2.1.1 - Блок QUADROCOPTER

2.2. БЛОК BINS

Блок BINS осуществляет симуляцию датчиков угловых скоростей (ДУС) и линейных ускорений (ДЛУ, акселерометров), фильтрацию сигналов, получаемых с этих датчиков, и решение навигационной задачи, в результате которого на выходе из блока имеются следующие параметры:

* ***Position*** - вектор координат, полученный в результате решения навигационной задачи,
* ***angles*** - вектор ускорений, полученный в результате решения навигационной задачи,
* ***angle\_vel\_Nav*** - вектор угловой скорости в проекциях на оси навигационного трехгранника.

Входные параметры:

* ***angles\_copter*** - вектор углов ориентации квадрокоптера;
* ***angles\_vel\_copter*** - вектор угловой скорости в проекции на оси связанной СК;
* ***accel\_copter*** - линейное ускорение квадрокоптера.

На рисунке 2.2.1 представлена структура блока BINS.

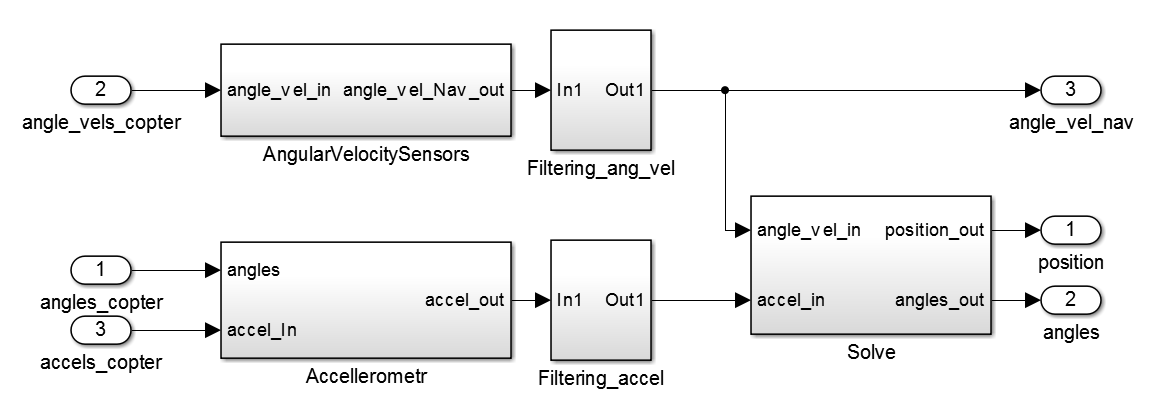


Рисунок 2.2.1 - Блок BINS

2.2.1. БЛОК Accelerometrs

Осуществляет формирование сигналов ДЛУ, посредством преобразования линейных ускорений квадрокоптера из абсолютной СК в связанную (*fromAbsToAir*) с помощью матрицы перехода, составленной на углах ориентации квадрокоптера. К полученному сигналу в блоке *AdditionWhiteNoise* прибавляются значения белого шума. Структура блока представлена на рис. 2.2.1.1.

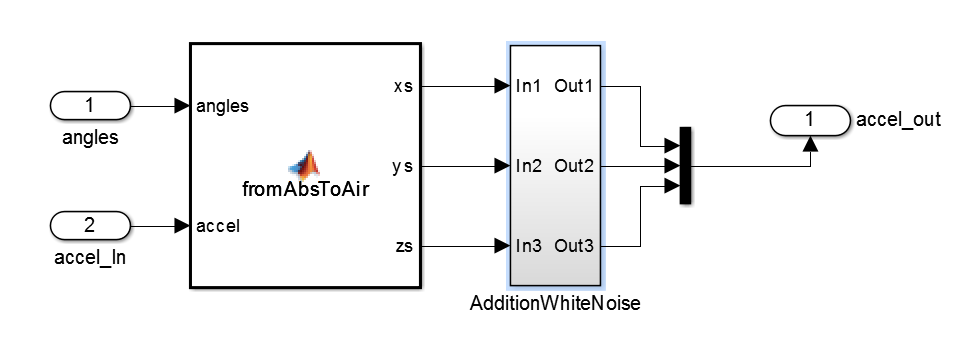


Рисунок 2.2.1.1 -  Блок Accelerometrs

2.2.2. БЛОК AngularVelocitySensors

Измерения угловой скорости формируются в блоке *AngularVelocitySensors* (рис. 2.2.2.3). Здесь не требуется матрица поворота, так как на вход подаются истинные значения угловой скорости квадрокоптера в проекциях на оси связанной СК, происходит лишь суммирование сигнала с белым шумом.

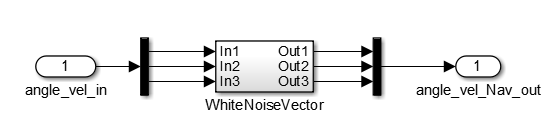


Рисунок 2.2.2.1 - Блок AngularVelocitySensors

* + 1. БЛОКИ Filtering\_accel, Filtering\_ang\_vel

Фильтрация шумовых составляющих сигналов с ДЛУ и ДУСов происходит в представленных на рисунке 2.2.3.1 блоках. Данный блок позволяет осуществить фильтрацию 4 методами:

* 1. КИХ-фильтр с единичными весовыми коэффициентами,
  2. КИХ-фильтр с «треугольной» функцией ядра,
  3. КИХ-фильтр с ядром, описываемым функцией Hanna,
  4. Фильтр синтезированный из апериодического звена.

Для включения выбранного фильтра необходимо соединить соответствующий выход блока *Filter{N}* с выходом блока *Filtering\_accel(Filtering\_ang\_vel).*

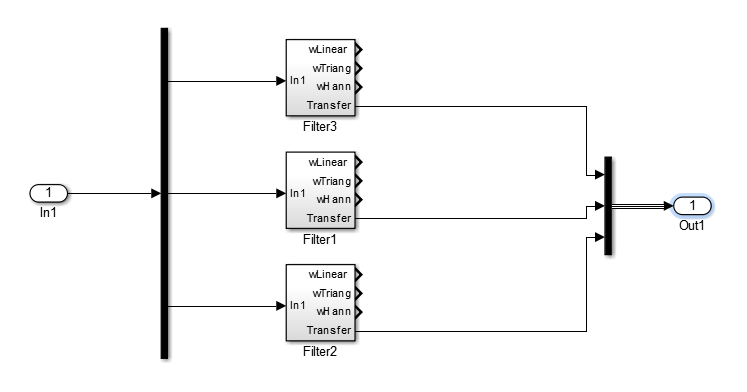


Рисунок 2.2.3.1 - Блок Filtering\_accel(Filtering\_ang\_vel)

* + 1. БЛОК Solve

Решение навигационной задачи происходит в блоке *Solve* (рис. 2.2.4.1). Углы ориентации квадрокоптера  получаются в результате интегрирования проекций угловой скорости на оси связанной СК. В блоке *fromAirToAbs* происходит поворот вектора ускорений из связанной СК в абсолютную. Полученные значения дважды интегрируются и на выход подаются координаты.

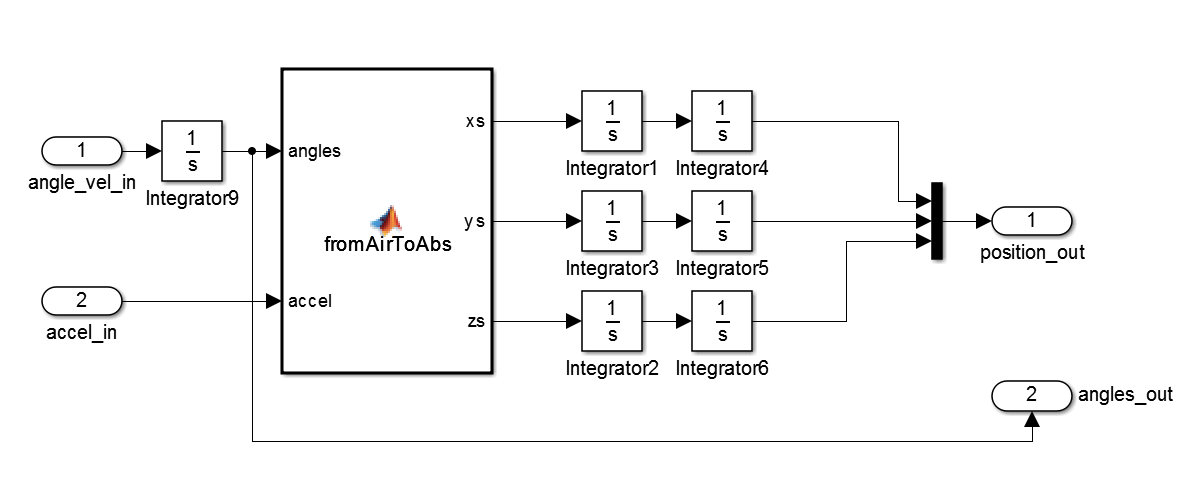


Рисунок 2.2.4.1 - Блок Solve

## 2.3 БЛОК SYSTEMCONTROL

Входные параметры:

* ***position*** - координаты, получаемые из БИНС;
* ***input\_error*** - допустимый пролет относительно промежуточных пунктов маршрута;
* ***inpute\_route*** - массив координат промежуточных пунктов маршрута;
* ***angles*** - углы, рассчитываемые в БИНС;
* ***yaw*** - требуемый угол рысканья.

Выходные параметры:

* ***P\_cmd*** - управляющий вектором тяги сигнал;
* ***angles\_cmd*** - вектор, управляющий моментами.

Система управления состоит из 4 основных контуров: управление суммарным значением тяги двигательной установки и управление вращением относительной 3 осей связанной СК - x (по тангажу), y(по крену), z(по углу рысканья).

Для работы первых 3 контуров в схеме имеются 3 блока-константы - H, X, Y, которые выдают значения требуемых координат квадрокоптера. Константа *Constant1* хранит номер следующего ППМ.

Блок Routing предназначен для изменения значение блоков H, X, Y, Constant1 при достижении квадрокоптером расстояния до ППМ менее заданного пролета.

Расположение и взаимосвязь описанных блоков представлены на рис. 2.3.1.

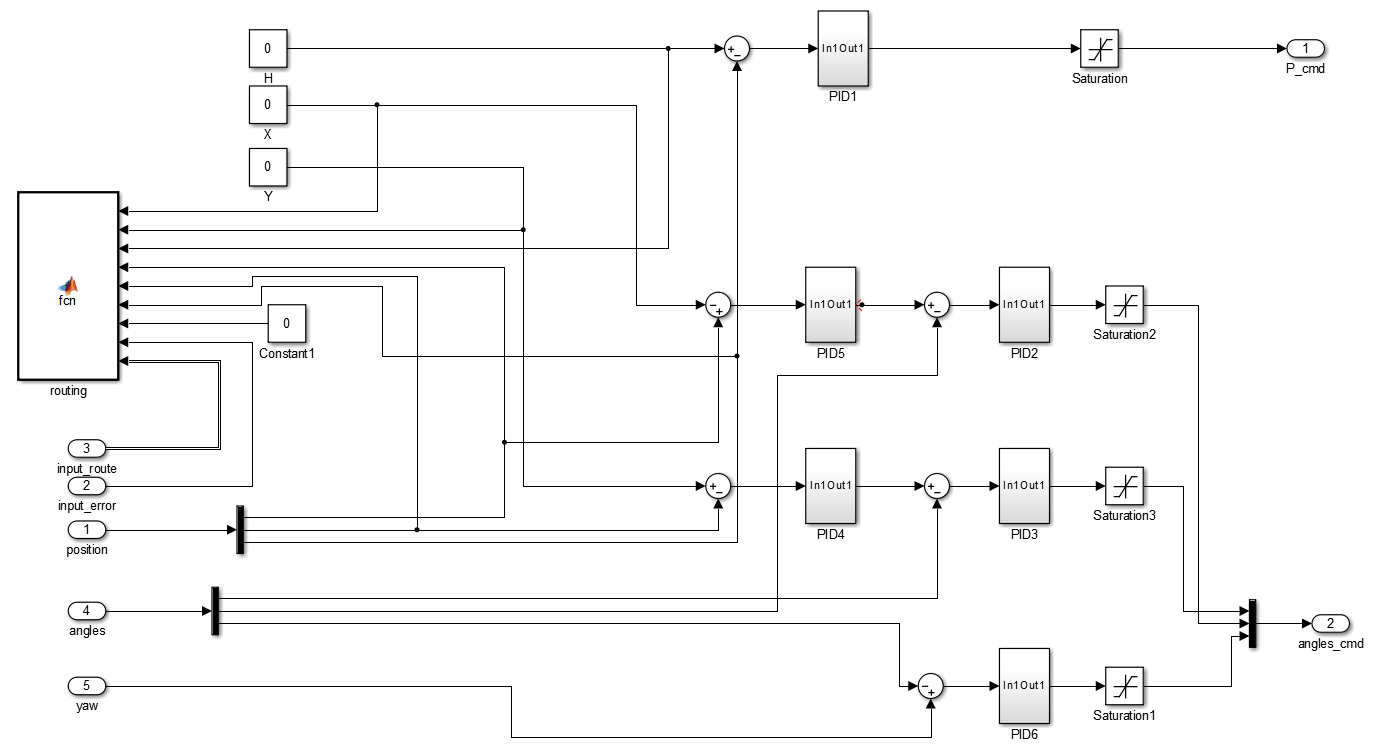


Рисунок 2.3.1 - Блок SystemControl

## 2.4 БЛОК PLATFORM

Входные параметры:

* ***angular\_velocity*** - угловая скорость вращения квадрокоптера, получаемая из решения БИНС;
* ***angular\_velocity\_real*** - истинная угловая скорость вращения квадрокоптера.

Выходные параметры:

* ***angles*** - углы, определяющие положение связанной с платформой СК относительно навигационного трехгранника.

Блок *PLATFORM* состоит из 2 частей (рис. 2.4.1): блок реализации совместного с квадрокоптером движения *JOINT\_MOVEMENT* (рис. 2.4.2) и блока стабилизации *STABILIZATION* (рис. 2.4.3).

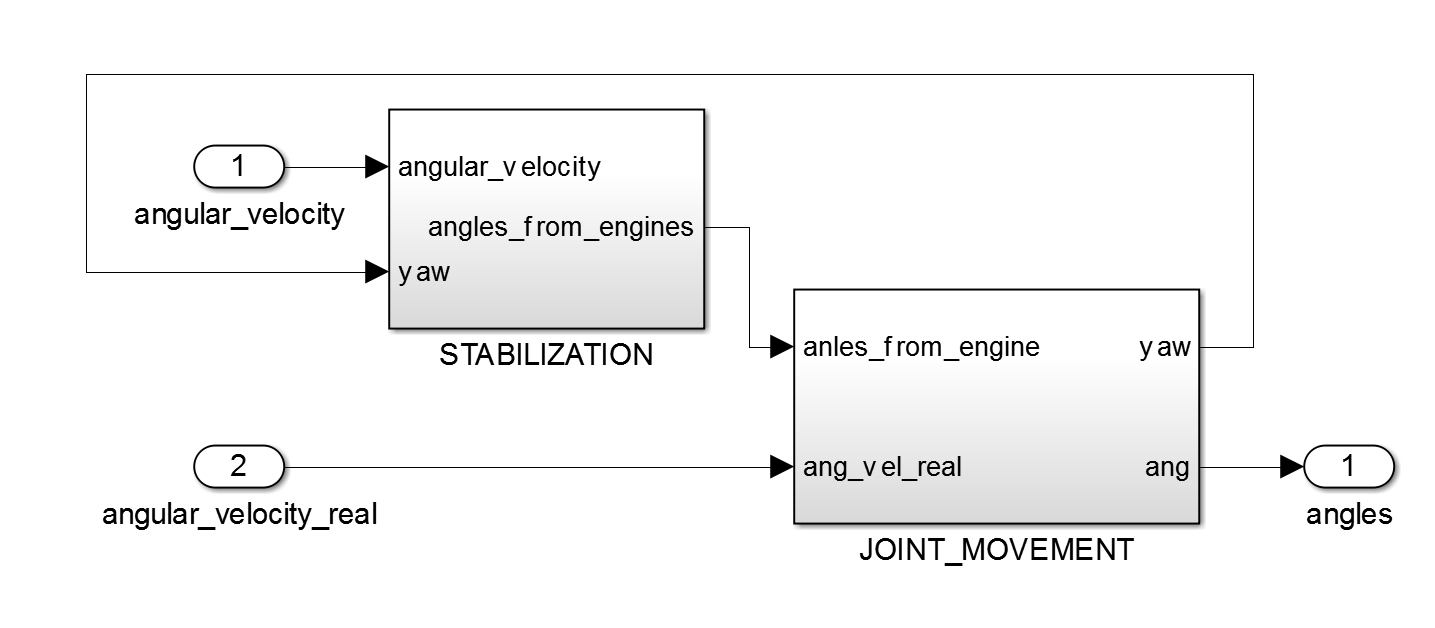


Рисунок 2.4.1 - Блок PLATFORM

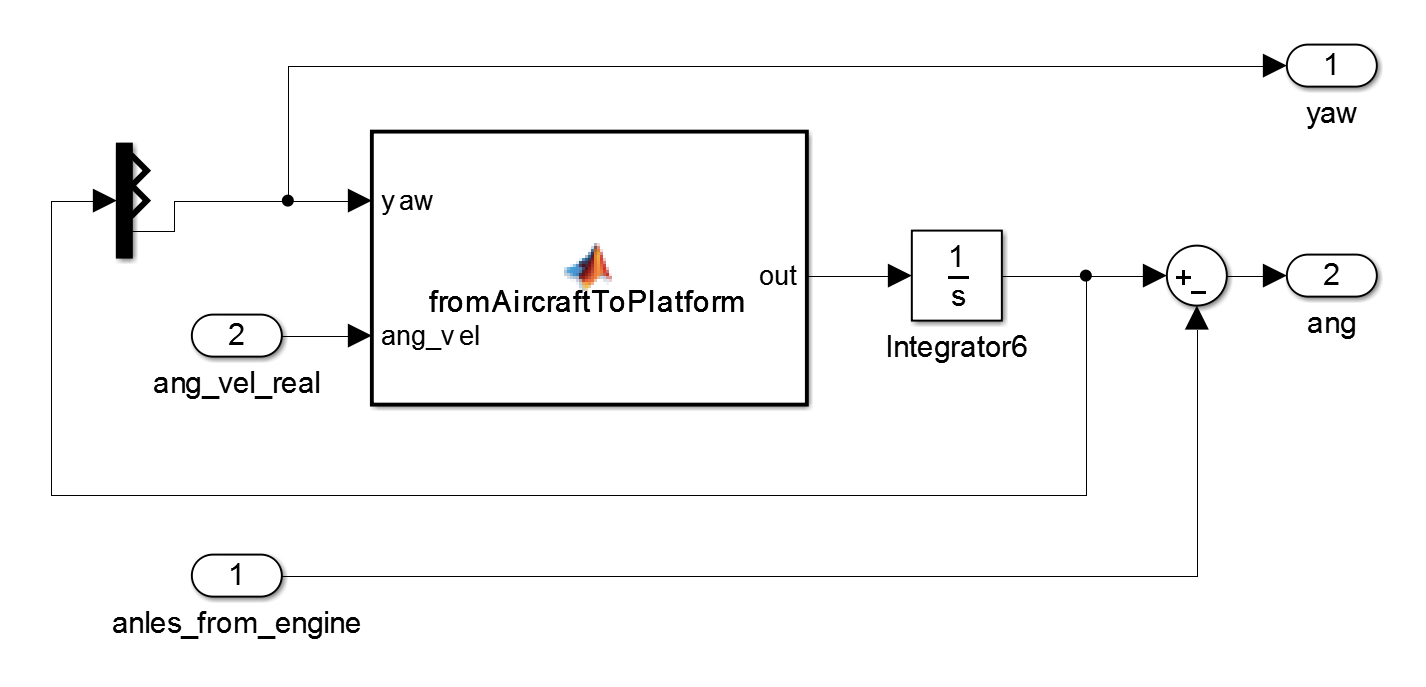


Рисунок 2.4.2 - Блок PLATFORM/JOINT\_MOVEMENT

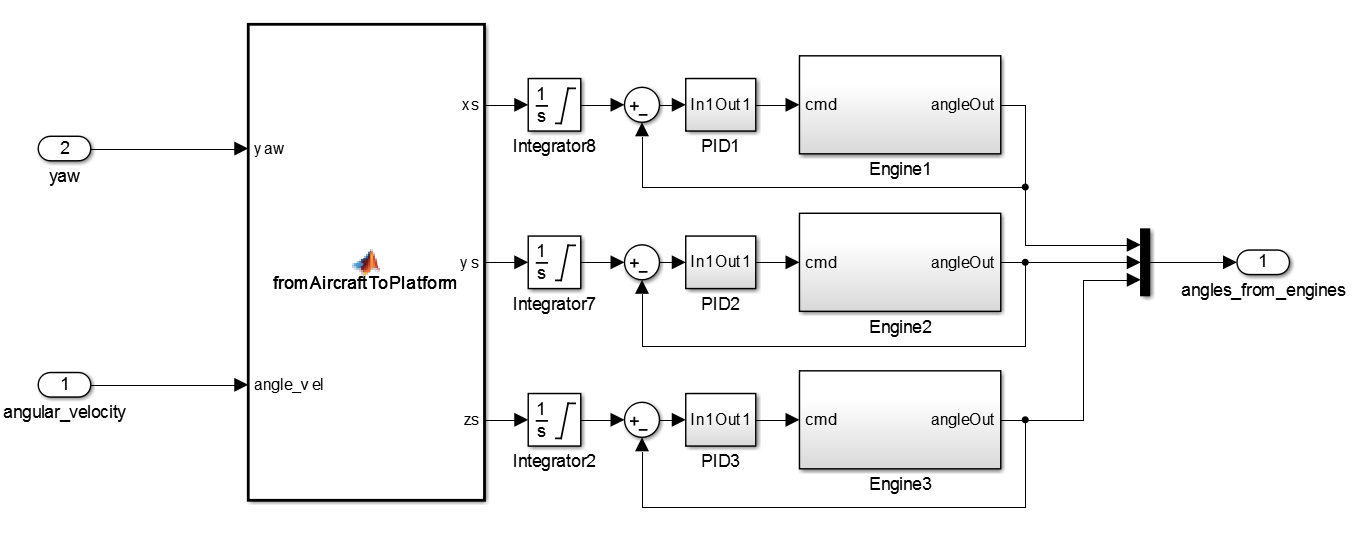


Рисунок 2.4.3 - Блок PLATFORM/STABILIZATION

Блок совместного движения, получая на вход истинную угловую скорость квадрокоптера в виде вектора размерности 31 и угол рысканья и используя матрицу с помощью блока *fromAircraftToPlatform*, осуществляет поворот этого вектора из связанной СК в связанную с платформой СК. Далее значения полученного вектора интегрируются - имеем углы поворота платформы вместе с квадрокоптером.

Для обеспечения требуемой стабилизации из этих углов вычитаются углы, на которые поворачивается платформа относительно квадрокоптера при работе ее двигателей.

Углы ориентации платформы относительно связанной СК определяются в блоке стабилизации. Аналогично блоку совместного движения здесь вычисляются углы отклонения платформы относительно навигационного трехгранника, но на вход подается угловая скорость, получаемая из БИНС. Эта угловая скорость интегрируется с целью получения углов, которые должны отработать двигатели. Здесь используются интегрирующие звенья (с ограниченными пределами, т.к. платформа имеет ограниченные углы поворота), после интегрирующих звеньев стоят блоки ПИД-регуляторов и двигателей (рис. 2.4.4) с обратной связью по углам.

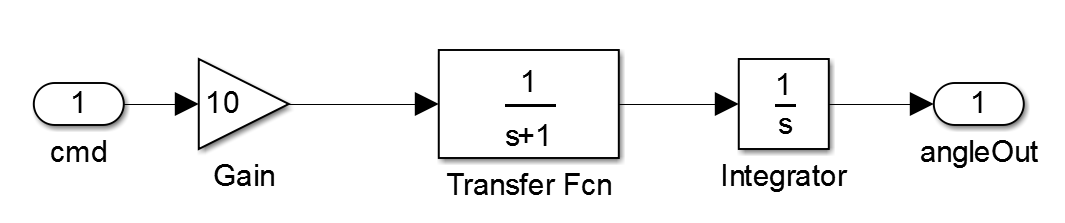


Рисунок 2.4.4 - Двигатель платформы

## 2.5 БЛОК VIEW

Входные параметры:

* ***copter\_position*** - координаты квадрокоптера в абсолютной СК;
* ***copter\_angles*** - углы ориентации квадрокоптера относительно навигационного трехгранника;
* ***platform\_angles*** - углы ориентации платформы относительно навигационного трехгранника;
* ***discret\_viewing*** - период смены изображения.

Блок *VIEW* (рис. 2.5.1) предназначен для отображения результатов моделирования с заданной частотой смены кадров на стандартном компоненте *Figure* посредством функции *plot3*.

Представленный блок позволяет отобразить оси координат навигационного трехгранника, связанной с квадрокоптером и связанной с платформой СК. На рис. 2.5.2. представлен кадр на определенный момент времени, полученный с помощью блока *VIEW*. Пунктирными линиями обозначены оси связанной с платформой СК, сплошными линиями – оси связанной с квадрокоптером СК. Красной точкой обозначен центр масс квадрокоптера, а синий квадрат показывает положение горизонтали, привязанное к центру масс.

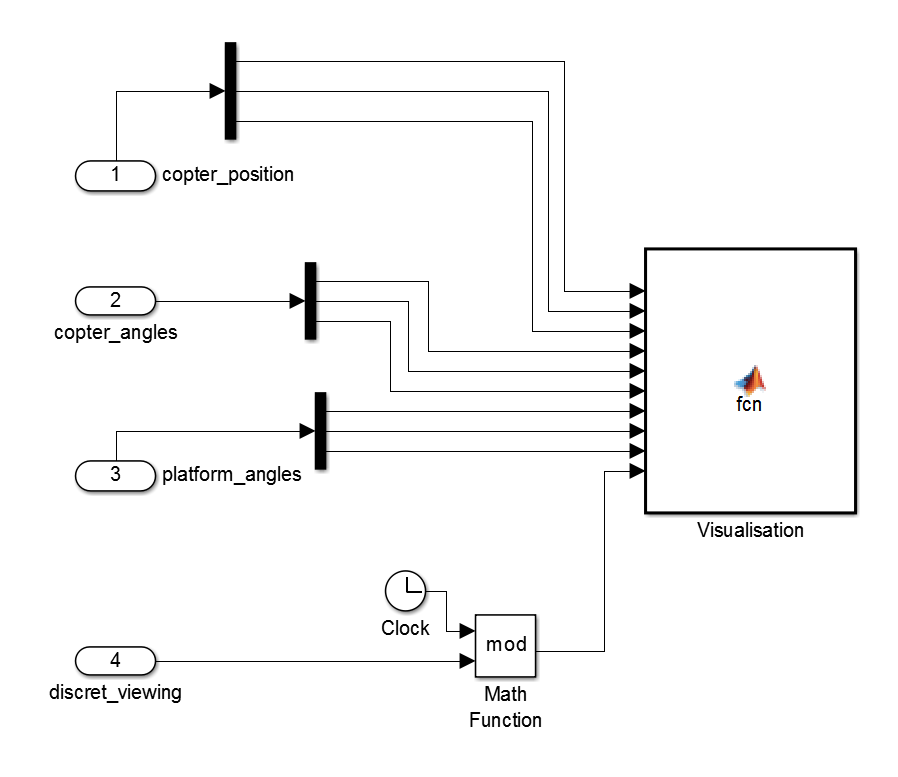


Рисунок 2.5.1 - Блок VIEW

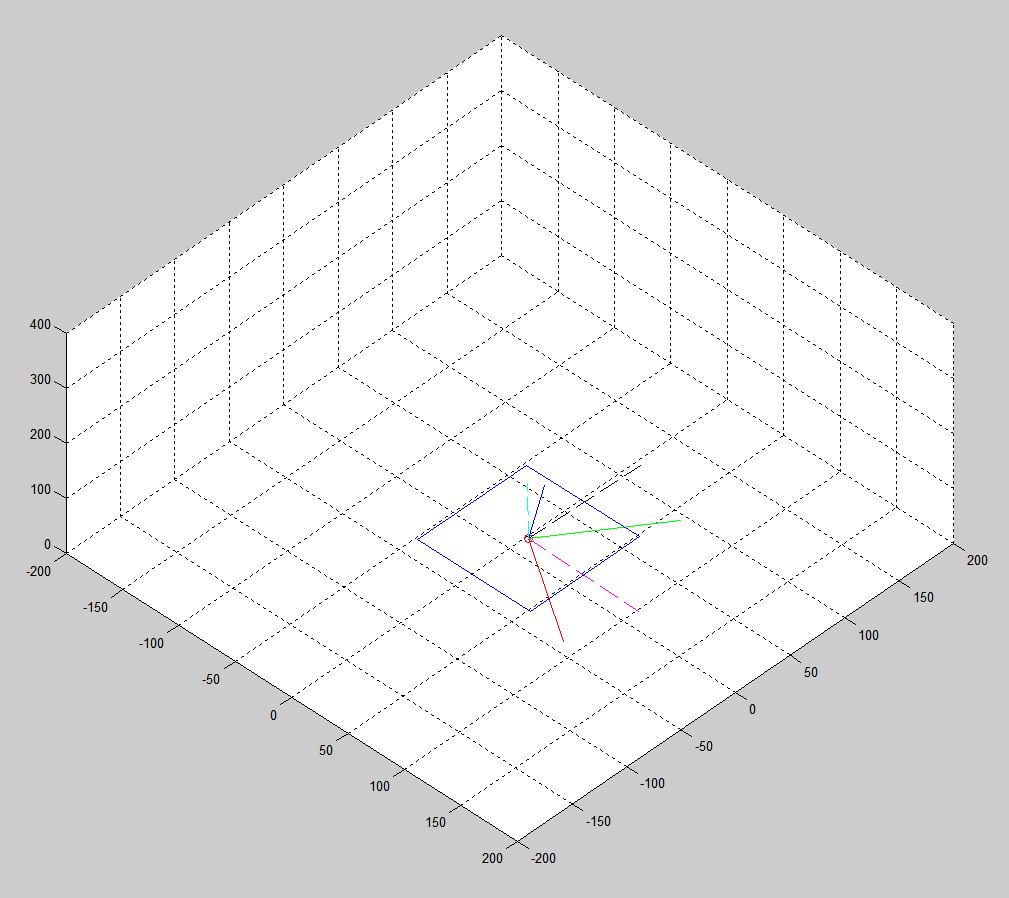


Рисунок 2.5.2 - Отображение ориентации

# 3. РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Для описанной выше модели было сформировано 2 набора начальных условий для 4 вариантов конфигурации системы:

* Опыт 1: значения интенсивности аддитивных белых шумов в каналах акселерометров , в каналах ДУС .
* Опыт 2: значения интенсивности аддитивных белых шумов в каналах акселерометров , в каналах ДУС .

Варианты конфигурации:

* Все каналы системы являются идеальными, шумы в системе отсутствуют;
* В системе присутствуют шумы датчиков;
* В системе присутствуют шумы датчиков, осуществляется фильтрация КИХ - фильтром с единичной весовой функцией;
* В системе присутствуют шумы датчиков, осуществляется фильтрация «апериодическим» фильтром.

Полет осуществляется по маршруту:

* + - 1. X = 0м, Y = 0м, Z = 0м;
      2. X = 250м, Y = 0м, Z = 50м;
      3. X = 0м, Y = 250м, Z = 50м;
      4. X = 0м, Y = 0м, Z = 50м;
      5. X = 0м, Y = 0м, Z = 0м.

В результате моделирования было получено 2 пакета \*.mat файлов со значениями исследуемых параметров:

- углы ориентации осей квадрокоптера и платформы,

- положения квадрокоптера,

- показания датчиков в блоке БИНС.

Последующая обработка данных позволила получить значения следующих величин:

- дисперсия отклонения линейного ускорения,

- дисперсия отклонения значения угловой скорости,

- дисперсия отклонения углов ориентации квадрокоптера,

- дисперсия отклонения положения квадрокоптера,

при 2, 3 и 4 вариантах конфигурации системы относительно соответствующих величин 1 конфигурации.

Кроме того получены аналогичные параметры для углов ориентации платформы относительно требуемого значения (нулевые углы ориентации).

Результаты 1 опыта представлены в виде графиков в Приложении А, а также таблиц 1 и 2 квадратов среднеквадратических отклонений. Опыт 2 представлен только величинами квадратов среднеквадратических отклонений в таблицах 3 и 4.

Таблица 1 – Опыт 1: значения дисперсий разности показаний акселерометров и ДУСов, углов ориентации и координат квадрокоптера

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  | При наличии шума | | | При наличии шумов и лин. фильтров | | | | При наличии шумов и апериод. фильтров | | |
| Показания акселерометров, м, | 0,0005 | 0,0038 | 0,0433 | 0,0004 | 0,0005 | 0,5557 | 0,001 | | 0,0053 | 0,2515 |
| Показания ДУСов,  рад, | 9,8e-5 | 9,3e-5 | 9,7e-7 | 3,1e-5 | 1,9e-5 | 3,3e-7 | 0,0001 | | 8,4e-5 | 1,0e-6 |
| Углы ориентации квадрокоптера,  рад, | 1,7e-5 | 2,6e-5 | 2,3e-6 | 3,5e-6 | 4,9e-6 | 3,5e-7 | 2,8e-5 | | 3,8e-5 | 3,4e-6 |
| Координаты квадрокоптера,  м, | 0,2661 | 2,1219 | 2,3016 | 10,064 | 4,14 | 1,6248 | 0,2643 | | 26,936 | 2,0221 |

Таблица 2 – Опыт 1: дисперсии углов ориентации платформы

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  | При отсутствии шумов, | | | При наличии шума, | | | | При наличии шумов и лин. фильтров, | | | | При наличии шумов и апериод. фильтров, | | | |
| Углы ориентации платформы,  рад, | 0,55 | 1,95 | 1,60 | | 8,85 | 2,27 | 1,35 | | 6,85 | 2,34 | 1,80 | | 1,52 | 4,60 | 1,89 |

Таблица 3 – Опыт 2: значения дисперсий разности показаний акселерометров и ДУСов, углов ориентации и координат квадрокоптера

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  | При наличии шума | | | При наличии шумов и лин. фильтров | | | | При наличии шумов и апериод. фильтраов | | |
| Показания акселерометров, м, | 0,0083 | 0,0445 | 0,6266 | 0,0085 | 0,044 | 1,1976 | 0,0093 | | 0,0481 | 0,8569 |
| Показания ДУСов,  рад, | 0,001 | 0,0008 | 1,0e-5 | 0,0009 | 0,0009 | 9,6e-6 | 0,001 | | 0,0009 | 6,8e-6 |
| Углы ориентации квадрокоптера,  рад, | 0,0002 | 0,0002 | 3,1e-5 | 0,0002 | 0,0003 | 3,1e-5 | 0,0002 | | 0,0003 | 3,7e-5 |
| Координаты квадрокоптера,  м, | 80,538 | 6,0359 | 118,62 | 50,830 | 9,3219 | 150,63 | 82,709 | | 30,265 | 168,90 |

Таблица 4 – Опыт 2: дисперсии углов ориентации платформы

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  | При отсутствии шумов, | | | При наличии шума, | | | | При наличии шумов и лин. фильтров, | | | | При наличии шумов и апериод. фильтров, | | | |
| Углы ориентации платформы,  рад, | 0,60 | 2,14 | 1,73 | | 3,32 | 3,57 | 7,42 | | 3,59 | 4,09 | 7,91 | | 4,04 | 6,01 | 8,45 | |

# 4. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Анализ результатов моделирования позволил выдвинуть представленные ниже заключения.

4.1. АНАЛИЗ СТРУКТУРЫ СИСТЕМЫ

Формирование структуры системы управления и выбор значений ее параметров должен происходить с учетом требований к динамике и энергетике полета БПЛА. Однако стоит заметить, что более динамичное движение обуславливает большую ошибку в контуре стабилизации углового положения платформы. Объясняется это в основном инерционностью двигателей, а в реальных условиях также измерительных элементов.

Управление движением БПЛА преимущественно осуществляется с помощью информации получаемой в БИНС. Часть этой информации также используется в системе стабилизации платформы. Бесплатформенная навигация обладая рядом преимуществ, имеет также и недостатки: запаздывание решения навигационной задачи и ошибки интегрирования, значение которых со временем растет.   
Помимо этого большой инерционностью обладают такие электромеханические узлы, как электродвигатели, возможно ДУСы и акселерометры. Эти проблемы будут являться серьезными причинами возникновения ошибок в управлении движением БПЛА и стабилизации платформы.

Кроме того, серьезной проблемой являются шумы в измерительных каналах. Если параметры переходных процессов электромеханических частей можно выбрать из соответствующей номенклатуры устройств, то снизить влияние шумов можно как использованием высокопрецизионных датчиков, так и введением в систему блоков фильтрации.

4.2. АНАЛИЗ ФИЛЬТРАЦИИ

На основании графиков и гистограмм из Приложения А для первого опыта можно сделать следующие выводы:

1. Наличие в системе шумов приводит к деградации системы и значительному отклонению от истинной траектории (~10метров за 220 сек. моделирования).
2. Введение фильтров приводит к смещению МО полезного сигнала вследствие инерционности звеньев фильтров.
3. Практически для всех параметров предпочтительно использование КИХ-фильтра с единичной весовой функцией.
4. Большая динамика сигнала в процессе фильтрации с использованием апериодического звена приводит к серьезным «выбросам» полезного сигнала, что пагубно сказывается на системе в целом.
5. Введение фильтров с выбранными характеристиками позволяет сгладить только фронт и спад высокочастотного шума, что, в общем, не меняет форму полезного сигнала.

На основании таблиц параметров опыта 2 следует следующее:

1. Возрастание величины шумов на порядок приводит к расхождению реальной траектории аппарата с требуемой в пределах 200 метров за 250 сек. моделирования.
2. Введение в систему фильтров не приводит к значительному улучшению параметров системы. Платформа становится крайне неустойчивой, необходимо изменение параметров системы стабилизации платформы для парирования вибраций.

Результаты опытов 1 и 2 показывают, что при возникновении в каналах измерений серьезных шумов (акселерометров , в каналах ДУС ) применяемые методы фильтрации нецелесообразны.

# 5. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Цели лабораторной работы достигнуты:

- создана модель движения квадрокоптера;

- разработана система управления квадрокоптером для движения по заранее установленному маршруту,

- разработана модель БИНС,

- разработана система стабилизации платформы,

- разработан блока визуализации,

- создан блок фильтрации для парирования случайных составляющих сигнала в измерительных каналах.

Выполнение работы подвело исполнителей к следующим ожидаемым выводам и основным результатам:

1. Формирование структуры системы управления и выбор значений ее параметров должен происходить с учетом требований к динамике и энергетике полета БПЛА.
2. Бесплатформенная навигация обладая рядом преимуществ, имеет также и недостатки: запаздывание решения навигационной задачи и ошибки интегрирования, значения которых со временем растет.
3. Наличие шумов в каналах измерения приводит к необходимости фильтрации сигналов ДУС и ДЛУ.

Фильтрация шумов большой мощности (акселерометров , в каналах ДУС ) непростая задача, решение которой позволит значительно улучшить точностные характеристики системы.

# СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов / Под ред. М. Н. Красильщикова, Г. Г. Себрякова. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. - 556 с. - ISBN 978-5-9221-1168-3.
2. Zoran Milivojević. Digital Filter Design. <http://www.mikroe.com/chapters/view/72/chapter-2-fir-filters/>
3. https://github.com/Sunnesoft/quadrokopter

# ПРИЛОЖЕНИЕ А

