

Введение

Одной из главных целей мехатроники является создание автоматических устройств, которые имеют все шансы заменить человека-оператора в опасных для жизни условиях. В связи с этим значительно растет роль беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Это связано с успешностью их внедрения для исполнения трудных технологических процессов и операций, таких как мониторинг, фотограмметрия фасадов, инспекция мостов. Для реализации данных технологических процессов необходимо управлять полетом. В настоящее время управление полетом осуществляется в полуавтоматическом режиме по командам оператора с внедрением навигации по опорным точкам, либо в дистанционном режиме используя пульт управления. Наравне с этим значительно растет роль программного управления БПЛА, основанного на использовании интеллектуальных автопилотов. Это связано с мировой тенденцией роста уровня автономности БПЛА при решении установленных целевых задач, таких как планирование и автоматическое управление полетом по опорным точкам.

Анализ источников отечественной и зарубежной литературы по БПЛА показывает, что к настоящему времени отсутствует системный подход к разработке и применению беспилотной авиационной техники в военной и гражданской областях. Это привело к появлению огромного количества различных видов, типоразмеров и функционального назначения БПЛА. К классу вертолетного типа относится квадрокоптер. Это мехатронный винтокрылый летательный аппарат (ЛА), имеющий шесть степеней свободы, осуществляющий полет путем изменения скорости вращения роторов, работающих по парам. Это позволяет квадрокоптеру передвигаться в трехмерном пространстве в четырех режимах: зависание, крен, тангаж и рыскание [1]. Осуществление вышеупомянутых режимов происходит с помощью микро-ЭВМ, которая управляет механизмом генерирования

подъемной силы роторов, регулирует состояние квадрокоптера в соответствии с выбранным режимом полета и обеспечивает обмен навигационных данных с различными уровнями управления.

На сегодняшний день управление квадрокоптером осуществляется в полуавтоматическом режиме по командам оператора с использованием навигации по опорным точкам. Одновременно существенно возрастает роль программного управления БПЛА. Это связано с мировой тенденцией роста уровня автономности БПЛА при решении установленных задач, таких как планирование и автоматическое управление полетом по заранее установленной траектории [2].

Повышения количества использование программного управления БПЛА необходимо для облегчения работы человека и в стремлении сократить влияние человеческого фактора, который служит причиной аварий летательных аппаратов. Так же имеется высокий уровень отказа БПЛА в случае потери связи.

1. Моделирование системы

1.1 Концепция и общие положения

Особый интерес в этой главе уделяется вопросам моделирования квадрокоптера, его можно рассматривать и как линейный и как нелинейный объект в зависимости от допущения. Мировая тенденция в этом направлении стремится к представлению квадрокоптера как нелинейного объекта. Этот подход более реалистичский. В связи с этим предлагаем нелинейную модель квадрокоптера с учетом сдвига центра тяжести от его идеального геометрического положения, которое совпадает с положением центра масс.

Концепция сводится к описанию динамической модели используя физические выражения, основной задачей является определение динамики и параметров исполнительных механизмов, которые имеют важное значение в случае исследования мультироторного БПЛА. Такой подход позволяет упростить процесс создания динамической модели неустойчивой системы. Для моделирования были использованы уравнения Эйлера-Лагранжа и уравнения, описывающие работу бесколлекторного двигателя постоянного тока. Модель разработанная в данной работе, предполагает следующие:

- Конструкция предполагается жесткой.
- Конструкция предполагается симметричной.
- Винты предполагаются жесткими.
- Тяга и сопротивление, примем пропорциональными квадрату скорости пропеллера.

1.2 Моделирование с использованием уравнений Эйлера-Лагранжа.

В этом разделе описывается динамика вращения на тестовой модели, используя уравнения Эйлера-Лагранжа. Для описания положения и движения БПЛА в пространстве используют различные системы координат: инерциальные, подвижные и неподвижные. Выбор системы координат обычно обусловлен решаемой задачей.

В данной работе рассмотрим нормальную земную систему координат E и подвижную систему B . Земная система координат лежит на поверхности земли и оси фиксированы относительно ее начала. Ось Z направлена вверх по прямой совпадающей с направлением силы тяжести. Оси Y и X лежат в горизонтальной плоскости, образуя правую прямоугольную Декартову СО [3].

Подвижная система координат B . Это система координат оси которой совпадают с осями квадрокоптера. Ее начало лежит в центре массы квадрокоптера, а оси повернуты на углы тангажа, крена и рыскания относительно осей земной системы координат. Ориентация корпуса летательного аппарата в пространстве задается вращением R от B до E , где R является ортогональной матрицей вращения.

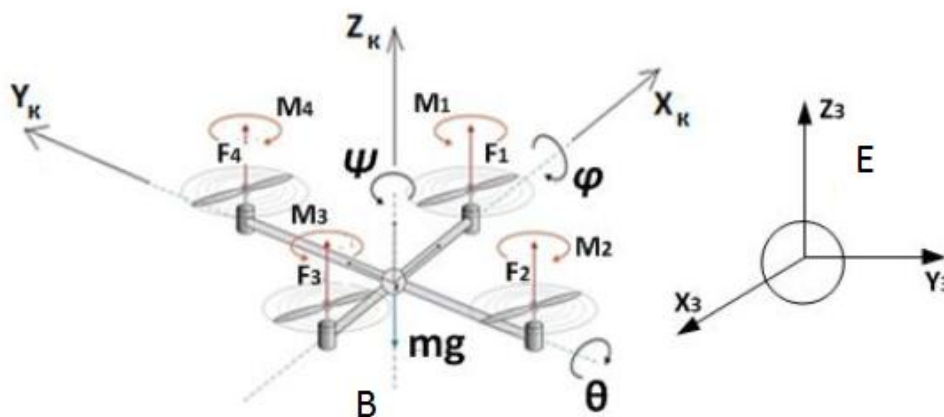


Рис. 1.1 Система координат БПЛА.

1.3 Кинематика

Для любой точки планера, выраженной в земной неподвижной системе координат, мы можем записать следующие уравнения. Для сокращения записи примем c за \cos , s за \sin .

$$\begin{cases} r_x = (c\psi c\theta)x + (c\psi s\theta s\varphi - s\psi c\varphi)y + (c\psi s\theta c\varphi + s\psi s\varphi)z \\ r_y = (s\psi c\theta)x + (s\psi s\theta s\varphi - c\psi c\varphi)y + (s\psi s\theta c\varphi + c\psi s\varphi)z \\ r_z = (-s\theta)x + (c\theta s\varphi)y + (c\theta c\varphi)z \end{cases} \quad (1.1)$$

Угол крена φ - это угол между поперечной осью O_kZ_k и осью $OzZz$ нормальной системы координат, смещенной в положение, при котором угол рыскания равен нулю. Угол крена положителен, если смещенная ось $OzZz$ совмещается с поперечной осью поворотом вокруг продольной оси по часовой стрелке, если смотреть в направлении этой оси.

Угол тангажа θ это угол между продольной осью O_kY_k и горизонтальной плоскостью $OzXzZz$ нормальной системы координат. Его следует считать положительным, если продольная ось находится выше горизонтальной плоскости $OzXzZz$.

Угол рыскания ψ это угол между осью $OzXz$ нормальной системы координат и проекцией продольной оси O_kX_k на горизонтальную плоскость $OzXzZz$ нормальной системы координат. Угол рыскания положительный, если ось $OzXz$ совмещается с проекцией продольной оси на горизонтальную плоскость поворотом вокруг оси $OzYz$ по часовой стрелке, если смотреть в направлении этой оси.

Соответствующие скорости получаются путем дифференцирования (1.1), квадрат скорости для любой точки определяется по формуле:

$$v^2 = v_x^2 + v_y^2 + v_z^2 \quad (1.2)$$

1.4 Энергия

Из выражения (2.2), и зная что инерционная матрица диагональная, можно получить выражение для кинетической энергии.

$$T = \frac{1}{2}I_{xx}(\dot{\varphi} - \dot{\psi}s\theta)^2 + \frac{1}{2}I_{yy}(\theta c\varphi + \dot{\psi}s\dot{\varphi}c\theta)^2 + \frac{1}{2}I_{zz}(\dot{\theta}s\varphi - \dot{\psi}c\varphi) \quad (1.3)$$

Используя формулу потенциальной энергии, можно выразить (1.3) относительно неподвижной системы координат:

$$V = \int x dm(x)(-gs\theta) + \int y dm(y)(gs\varphi c\theta) + \int z dm(z)(gs\varphi s\theta) \quad (1.4)$$

1.5 Уравнение движения

Используя формулы Лагранжа и полученное ранее уравнение, составим уравнение движения:

$$L = T - V, \quad \Gamma_i = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} \quad (1.5)$$

где q_i обобщенные координаты, а Γ_i обобщенные силы. В таком случае получаем следующие три уравнения движения:

$$\begin{cases} I_{xx}\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) \\ I_{yy}\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) \\ I_{zz}\ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta}(I_{xx} - I_{yy}) \end{cases} \quad (1.6)$$

С другой стороны, неконсервативные вращающие моменты, действующие на квадрокоптера в результате, во-первых, действием разности сил тяг каждой пары роторов (рис 1.1):

$$\begin{cases} \tau_x = bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ \tau_y = bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ \tau_z = d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \end{cases} \quad (1.7)$$

Во-вторых, образуется гироскопический эффект, как результат вращения пропеллеров:

$$\begin{cases} \tau'_x = J_r \omega_y (\Omega_1 + \Omega_3 - \Omega_2 - \Omega_4) \\ \tau'_y = J_r \omega_x (\Omega_2 + \Omega_4 - \Omega_1 - \Omega_3) \end{cases} \quad (1.8)$$

где Ω - угловая скорость пропеллеров, τ - постоянная времени мотора, ω - угловая скорость квадрокоптера относительно одной из осей, b – фактор тяги, l – расстояние от центра пропеллеров до центра масс летательного аппарата, J_r - момент инерции ротора.

1.6 Динамическая производная модель.

Динамическая модель квадрокоптера описывающая вращение по углам рыскания, тангажа и крена, содержит три дополнительных условия, которые являются гироскопический эффект появляющийся из-за вращения твердого тела, гироскопический эффект в результате вращения пропеллеров в сочетании с вращением тела, а также, действие исполнительных механизмов:

$$\begin{cases} I_{xx}\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) - J\dot{\theta}\Omega_r + \tau_x \\ I_{yy}\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) - J\dot{\phi}\Omega_r + \tau_y \\ I_{zz}\ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta}(I_{xx} - I_{yy}) + \tau_z \end{cases} \quad (1.9)$$

где Ω_r – остаточная угловая скорость пропеллера.

1.7 Динамика ротора

Предполагаемая модель приводится в движение с помощью моторов постоянно тока, для их описания воспользуемся следующим отношением:

$$\begin{cases} L \frac{di}{dt} = u - R_{mot}i - k_e \omega_m \\ J_m \frac{d\omega_m}{dt} = \tau_m - \tau_d \end{cases} \quad (1.10)$$

где R_{mot} – внутреннее сопротивление двигателя, k_e - электрическая постоянная двигателя, ω_m – угловая скорость двигателя, τ_m - тяга двигателя, τ_d – нагрузка на двигателе.

Так как мы используем маленький мотор с очень низкой индуктивностью, второе уравнение динамики ротора можно аппроксимировать до следующего:

$$J_m \frac{d\omega_m}{dt} = -\frac{k_m^2}{R_{mot}} \omega_m - \tau_d + \frac{k_m}{R_{mot}} u \quad (1.11)$$

С добавлением пропеллера и редуктора в модель, уравнение (1.11) можно переписать:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_m = -\frac{1}{\tau}\omega_m - \frac{d}{\eta r^3 J_t}\omega_m^2 + \frac{1}{k_m \tau}u \\ \frac{1}{\tau} = \frac{k_m^2}{R J_t} \end{cases} \quad (1.12)$$

Так как дифференциальное уравнение (1.12) нелинейное, то его можно линеаризовать с помощью ряда Тэйлора. Данный шаг способствует упрощению задачи нелинейности квадрокоптера. Таким образом уравнение (1.12) можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_m &= -A\omega_m + Bu + C \\ A &= \left(\frac{1}{\tau} + \frac{2d\omega_0}{\eta r^3 J_t}\right), B = \left(\frac{1}{k_m \tau}\right), C = \left(\frac{d\omega_0}{\eta r^3 J_t}\right) \end{aligned} \quad (1.13)$$

2. Система управления

2.1 Концепция и общие положения

Основным в этой главе является рассмотрение метода управления, и промоделировать его. Акцент был сделан на контроль высоты полета, так как контроль высоты является первоочередной задачей в управлении беспилотным летательным аппаратом.

2.2 Моделирование системы

Модель (1.9) описывает дифференциальные уравнения системы. Рекомендуется упрощать модель системы управления с целью соответствия ограничениям в реальном времени, предъявляемых к контуру встроенной системы. Следовательно, можем пренебречь моментом вращения и силой действующей на винт, а коэффициенты тяги и лобового сопротивления примем постоянными. Система может быть переписана в форме пространства состояния $\dot{X} = f(X, U)$, где U вектор входных сигналов и X вектор состояния который задается следующим образом:

Вектор состояния

$$X = [\varphi \ \dot{\varphi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi} \ z \ \dot{z} \ x \ \dot{x} \ y \ \dot{y}]^T \quad (2.1)$$

$$\left(\begin{array}{c|c} x_1 = \varphi & x_7 = z \\ x_2 = \dot{x}_1 = \dot{\varphi} & x_8 = \dot{x}_7 = \dot{z} \\ x_3 = \theta & x_9 = x \\ x_4 = \dot{x}_3 = \dot{\theta} & x_{10} = \dot{x}_9 = \dot{x} \\ x_5 = \psi & x_{11} = y \\ x_6 = \dot{x}_5 = \dot{\psi} & x_{12} = \dot{x}_{11} = \dot{y} \end{array} \right) \quad (2.2)$$

$$U = [U_1 \ U_2 \ U_3 \ U_4]^T \quad (2.3)$$

Где входные сигналы имеют следующий вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = b(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\ U_3 = b(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{array} \right. \quad (2.4)$$

Матрица перехода между скоростью изменения углов ориентации $(\dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})$ и изменением угловых скоростей тела (p, q, r) можно рассматривать как единичную матрицу, если возмущение от висения невелики. Из (1.9), (2.1) и (2.3) выразим после упрощения.

$$f(X, U) = \left(\begin{array}{c} \varphi \\ \dot{\theta}\psi a_1 + \dot{\theta} a_2 \Omega_r + b_1 U_2 \\ \dot{\theta} \\ \dot{\varphi}\psi a_3 + \dot{\varphi} a_4 \Omega_r + b_2 U_3 \\ \psi \\ \dot{\theta}\varphi a_5 + b_3 U_4 \\ \dot{z} \\ g - (\cos \varphi \cos \theta) \frac{1}{m} U_1 \\ \dot{x} \\ u_x \frac{1}{m} U_1 \\ \dot{y} \\ u_y \frac{1}{m} U_1 \end{array} \right) \quad (2.5)$$

Где:

$$\left. \begin{array}{l} a_1 = (I_{yy} - I_{zz})/I_{xx} \\ a_2 = J_r/I_{xx} \\ a_3 = (I_{zz} - I_{xx})/I_{yy} \\ a_4 = J_r/I_{yy} \\ a_5 = (I_{xx} - I_{yy})/I_{zz} \end{array} \right| \begin{array}{l} b_1 = l/I_{xx} \\ b_2 = l/I_{yy} \\ b_3 = 1/I_{zz} \end{array} \quad (2.6)$$

$$u_x = (\cos \varphi \sin \theta \cos \psi + \sin \varphi \sin \psi)$$

$$u_y = (\cos \varphi \sin \theta \sin \psi - \sin \varphi \cos \psi) \quad (2.7)$$

Стоит отметить, что углы и их временные производные не зависят от преобразующих компонентов. С другой стороны, переходная система зависит от углов. Следующий рисунок может идеально описать полную систему, описанную в уравнении (3.5) как взаимодействие двух подсистем, подсистему углового вращения и подсистему линейного перемещения (рис. 2.1).

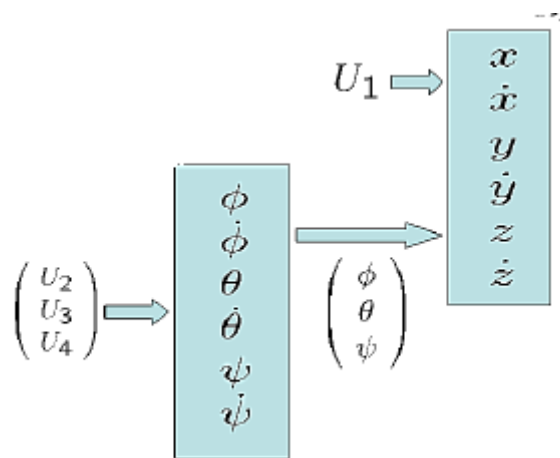


Рисунок 2.1 – Соединение подсистемы углов поворота и линейного перемещения.

2.3 Управление с использованием ПИД-регулятора

ПИД - регулятор был изобретен ещё в 1910 году; позднее, в 1942 г., Зиглер и Никольс разработали методику настройки ПИД - регулятора, а появления микропроцессоров в 80-х годах, поспособствовало развитию ПИД - регуляторов. ПИД - регулятор относится к самому распространенному типу регуляторов. Около 90-95% регуляторов, находящихся в настоящее время в эксплуатации, основываются на ПИД алгоритме. Причиной столь высокой популярности является простота построения и промышленного применения, понятность функционирования, пригодность для решения большинства практических задач и низкая стоимость [4].

Динамическая модель, представленная в (1.9) содержит два гироскопических эффекта. Влияние этих эффектов, в общем, на систему в

нашем случае менее важно, чем вращательные свойства двигателя. Особенно если фокусировать внимание на режиме зависания беспилотного летательного аппарата на определенной высоте. Для того, чтобы сделать возможным создание нескольких ПИД - регуляторов для исследуемой системы, можно пренебречь этими гироскопическими эффектами и тем самым устранить перекрестную связь в системе управления. Таким образом, модель (1.9) можно переписать в следующем виде:

$$\begin{cases} I_{xx}\ddot{\varphi} = lU_2 \\ I_{yy}\ddot{\theta} = lU_3 \\ I_{zz}\ddot{\psi} = U_4 \end{cases} \quad (2.8)$$

Если в (2.8) добавить, динамику роторов и переписать модель в Лапласовом изображении, то получим

$$\begin{cases} \varphi(s) = \frac{B^2 bl}{s^2(s+A)^2 I_{xx}} (u_4^2(s) - u_2^2(s)) \\ \theta(s) = \frac{B^2 bl}{s^2(s+A)^2 I_{yy}} (u_3^2(s) - u_1^2(s)) \\ \psi(s) = \frac{B^2 d}{s^2(s+A)^2 I_{zz}} (-1)^{i+1} \sum_{i=1}^4 u_i^2(s) \end{cases} \quad (2.9)$$

Где А и В это коэффициенты линеаризованной с помощью ряда Тэйлора динамики ротора, как описано в (1.13), тогда как коэффициент С, слишком мал по сравнению с В, и им можно пренебречь. Используя управляющие воздействия U_i вместо входных сигналов моторов u_i , (2.9) получаем:

$$\begin{cases} \varphi(s) = \frac{B^2 bl}{s^2(s+A)^2 I_{xx}} U_2 \\ \theta(s) = \frac{B^2 bl}{s^2(s+A)^2 I_{yy}} U_3 \\ \psi(s) = \frac{B^2 d}{s^2(s+A)^2 I_{zz}} U_4 \end{cases} \quad (2.10)$$

3. Реализация модели системы управления квадрокоптером и примеры работы

Исходя из изученного теоретического материала, необходимо перейти к практической реализации. А именно к построению модели квадрокоптера в математическом пакете MatLab Simulink. MATLAB — это высокоуровневый язык и интерактивная среда для программирования, численных расчетов и визуализации результатов. С помощью MATLAB можно анализировать данные, разрабатывать алгоритмы, создавать модели и приложения. Simulink – это графическая среда имитационного моделирования, позволяющая при помощи блок-диаграмм в виде направленных графов, строить динамические модели, включая дискретные, непрерывные и гибридные, нелинейные и разрывные системы [6].

В ходе создания модели системы управления квадрокоптером, она была разбита на отдельные блоки, чтобы упростить дальнейшее ее использование в исследованиях:

- Блок задания начальных условий.
- Блок контроллера управления высотой.
- Блок управления движением.
- Блок описывающий динамику квадрокоптера.

Разработанная система управления представлена на рисунке 3.1.

Представленная система состоит из 4 модулей. Каждый модуль это часть общей системы управления. Данные модули являются активными элементами и при двойном нажатии на него, открывается структура этого блока. Такая методика создания системы управления позволяет более легко взаимодействовать с ней, путем быстрого доступа к определенной части системы и при необходимости, быстро изменить ее. Так же на схеме присутствует две активные запрограммированные кнопки. Система имеет принцип управление по

отклонению, которая организована путем добавления отрицательной обратной связи. Управляющее воздействие при использовании принципа управления по отклонению вырабатывается в результате преобразования отклонения управляемой величины от требуемого значения. Далее будет разобран каждый блок по отдельности.

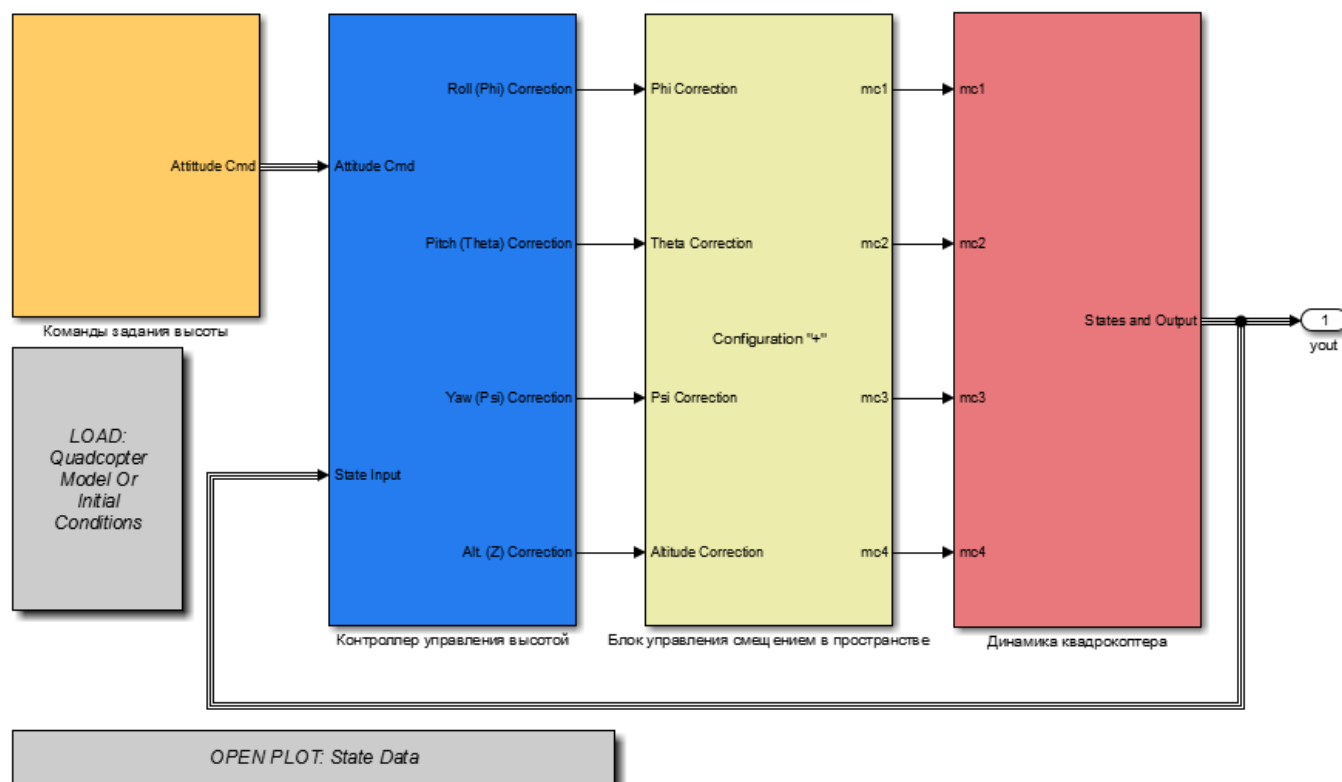


Рисунок 3.1 – модель системы управления БПЛА

3.1 Блок задания начальных условий

В данном блоке (рисунок 3.2) задается начальное положение летательного аппарата, а так же задается высота, на которой летательному аппарату необходимо зависнуть.

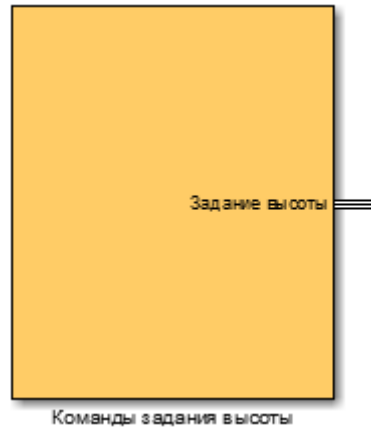


Рисунок 3.2 – блок задания начальных условий

После открытия этого блока можно посмотреть его структурную схему (рисунок 3.3), здесь использованы стандартные блоки Step. Оператор может задать начальное положение квадрокоптера в пространстве, и указать так же начальную высоту и высоту стабилизации.

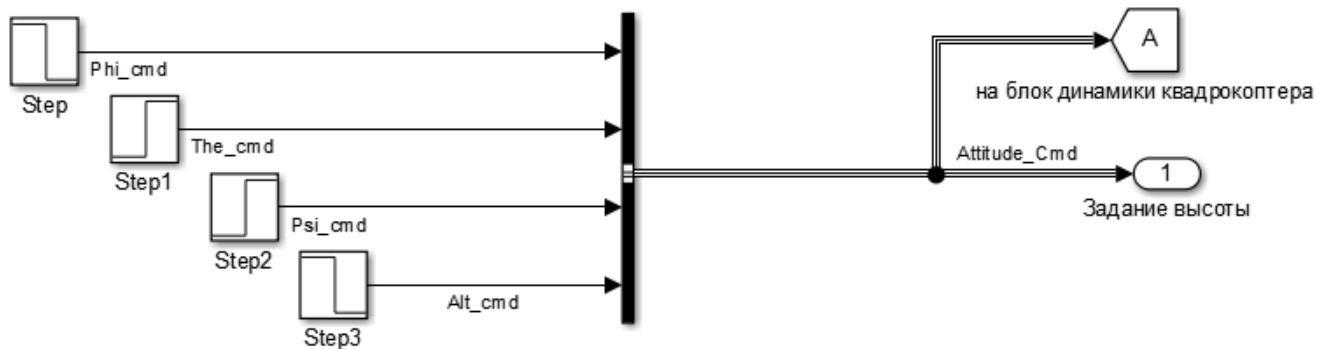


Рисунок 3.3 – Структурная схема блока задания начальных условий

Заданные сигналы поступают на блок контроллера управления высотой и на блок динамики квадрокоптера. Рассмотрим окно задания начальной высоты и требуемой для стабилизации (рисунок 3.4).

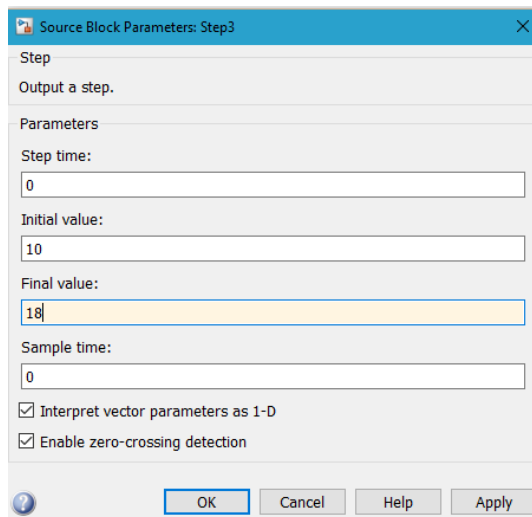


Рисунок 3.4 – Окно задания параметров высоты

Таким образом мы задаем начальные условия и для других параметров определяющих летательный аппарат в пространстве.

3.2 Блок контроллера управления высотой

В данном блоке (рисунок 3.5) реализован процесс корректировки движения квадрокоптера.

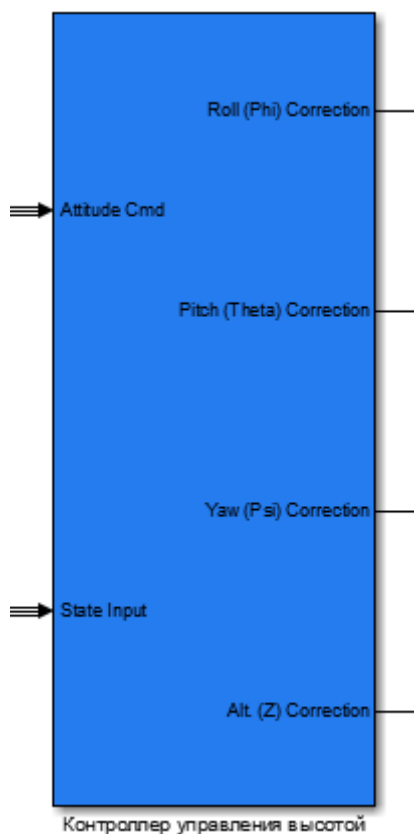


Рисунок 3.5 – блок контроллера управления высотой

Корректировка движения квадрокоптера происходит путем использования ПИД-регуляторов. Так как во время полета нам необходимо обеспечивать стабилизацию по всем осям движения летательного аппарата. Таким образом получаем, что нам необходимо реализовать четыре ПИД-регулятора. Первый будет стабилизировать крен, второй будет стабилизировать тангаж, третий будет стабилизировать рысканье, а четвертый отвечает за стабилизацию квадрокоптера по высоте. В данном исследовании основной задачей было рассмотрение стабилизации мультироторного беспилотного летательного аппарата на заданной высоте, поэтому при настройке ПИД регуляторов, основной упор был на настройку регулятора отвечающего за удержание высоты. Структурная схема блока контроллера управления высотой представлена на рисунке 4.6.

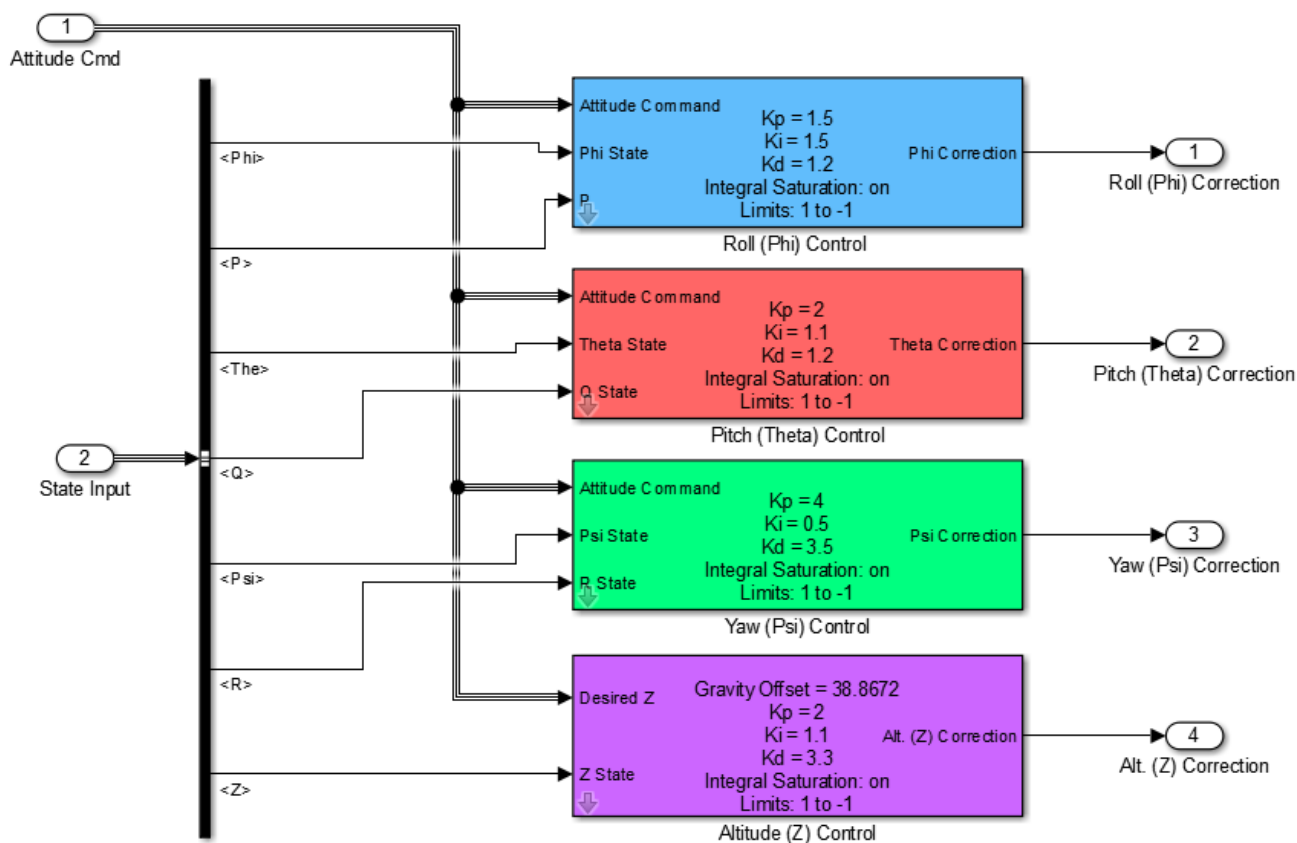


Рисунок 3.6. – структурная схема блока контроллера управления высотой

Для настройки ПИД регулятора был использован метод метод Зиглера–Никольса. Этот метод является наиболее распространенным при настройке

ПИД регулятора. Процедура настройки начинается с экспериментального исследования системы, состоящей из П-регулятора и заданного объекта регулирования. Коэффициент передачи П-регулятора увеличивается до тех пор, пока на выходе системы не установятся колебания с постоянной амплитудой колебаний, то есть система не окажется на границе устойчивости [3]. Фиксируется и обозначается через k_n^* значение коэффициента передачи регулятора, при котором система находится на границе устойчивости. Измеряется период T^* установившихся в системе колебаний. Значения параметров регулятора выбранного типа рассчитываются по формулам, приведенным в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Параметры типовых регуляторов

	k_n	k_n	k_d
П-регулятор	$0,50k_n^*$		
ПИ-регулятор	$0,45k_n^*$	$0,54k_n^*/T^*$	
ПИД-регулятор	$0,60k_n^*$	$1,2k_n^*/T^*$	$0,075k_n^*T^*$

Расчет параметров регулятора по формулам, зачастую не может дать идеального результата. Так как аналитические расчеты основываются на упрощенной модели объекта. Поэтому после аналитических расчетов рекомендуется сделать подстройку регулятора. Подстройка выполняется на основе правил. Эти правила получены из численных параметров, теоретического анализа и опыта. И имеет следующий вид:

- увеличение пропорционального коэффициента увеличивает быстродействие и снижает запас устойчивости;
- с уменьшением интегральной составляющей ошибка регулирования с течением времени уменьшается быстрее;
- уменьшение постоянной интегрирования уменьшает запас устойчивости;

- увеличение дифференциальной составляющей увеличивает запас устойчивости и быстродействие.

Таким образом, были определены коэффициенты регулятора, и выполнена подстройка:

$$K_p=1,9;$$

$$K_i=0.95;$$

$$K_d=5.2;$$

График переходного процесса представлен на рисунке 3.6.1, из графика видно, что переходный процесс является устоявшимся, устоявшееся значение входит в коридор допустимых значений в 5%. И можно сказать, что такой переходный процесс полностью удовлетворяет исходной задаче.

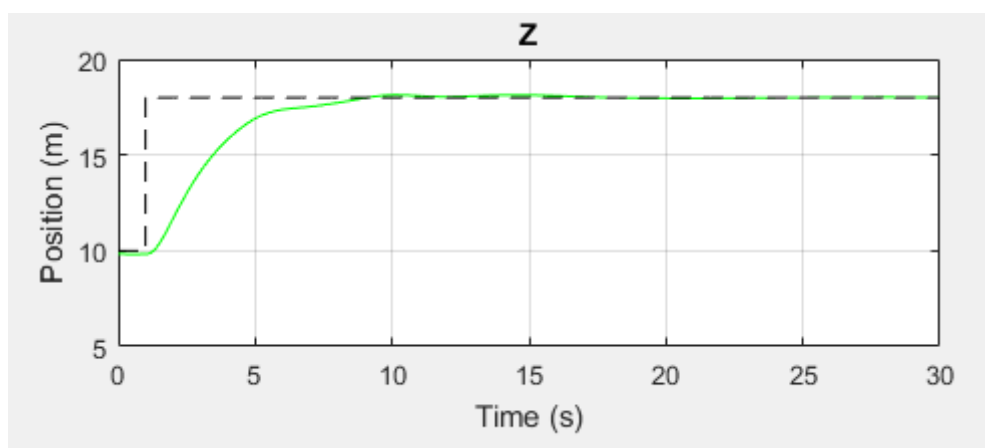


Рисунок 3.6.1 – переходный процесс регулирования высоты

На структурной схеме, приведенной на рисунке 3.6 видно четыре ПИД регулятора, можно более детально рассмотреть любой ПИД регулятор путем нажатия на стрелку в левом нижнем углу блока. Таким образом, откроется структурная схема ПИД регулятора (рисунок 3.7).

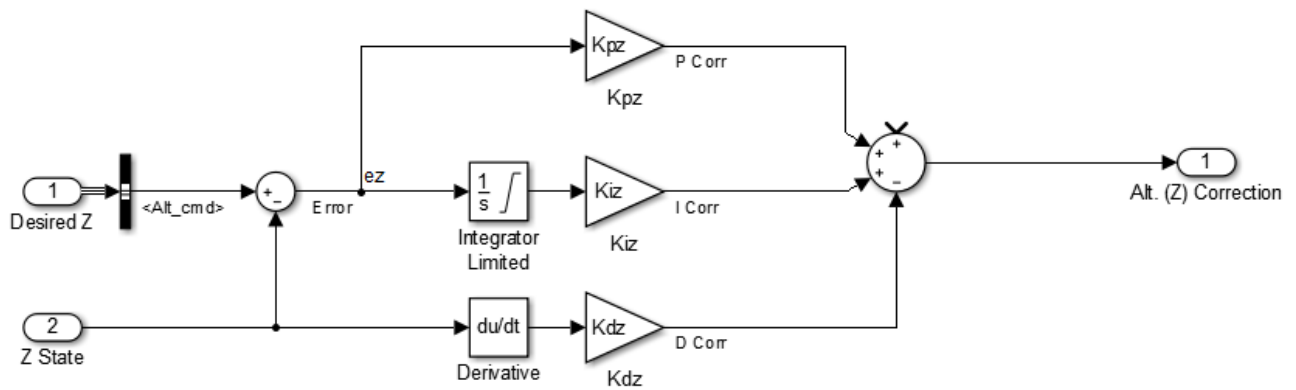


Рисунок 3.7 – структурная схема ПИД-регулятора высоты

После настройки параметров регулирования блок контроллера управления высотой передает полученные результаты на блок управления смещением в пространстве.

3.3 Блок управления смещением в пространстве.

Данный блок принимает скорректированные параметры с регуляторов, и совмещает их для отправки на нужный ротор. Так как квадрокоптер имеет две основные конфигурации, назовем их «+» конфигурация и конфигурация «X». В конфигурации «+», ось X и Y лежат вдоль плеча летательного аппарата. Ось X лежит вдоль плеча, на котором ротор крутится по часовой стрелке, а ось Y лежит вдоль плеча, на котором установлен ротор с вращением против часовой стрелки. Тогда как в конфигурации «X» оси X и Y расположены между плечами летательного аппарата, т.е. повернуты на 45 градусов относительно конфигурации «+». Блок управления представлен на рисунке 3.8.

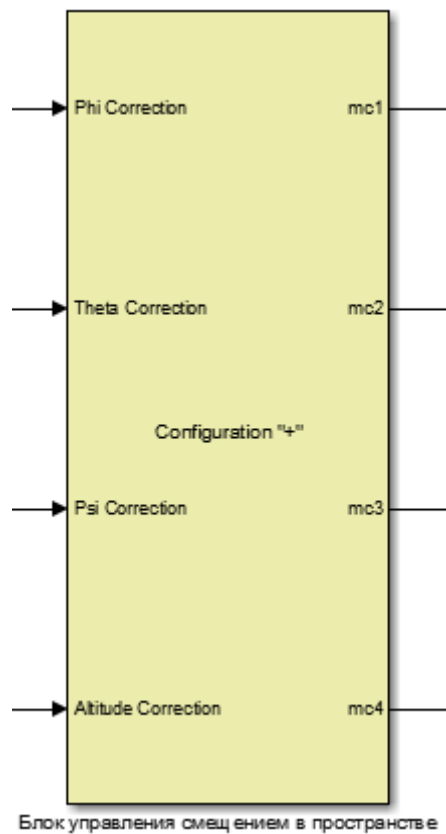


Рисунок 3.8 – Блок управления смещением в пространстве

При открытии данного блока, можно увидеть его структурную схему (рисунок 3.9, 3.10). Причина использования переключателя заключается в том, чтобы дать возможность использовать оба варианта конфигурации квадрокоптера, без внесения дополнительных изменений в структурную схему системы управления.

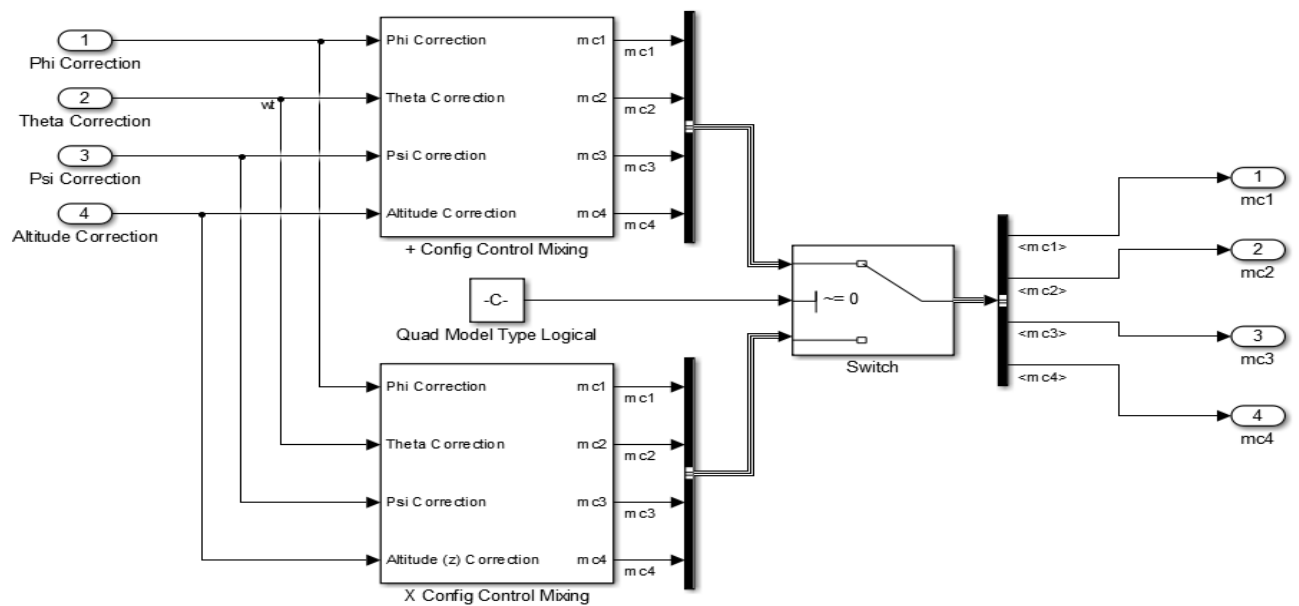


Рисунок 3.9 – структурная схема блока управления смещением в пространстве

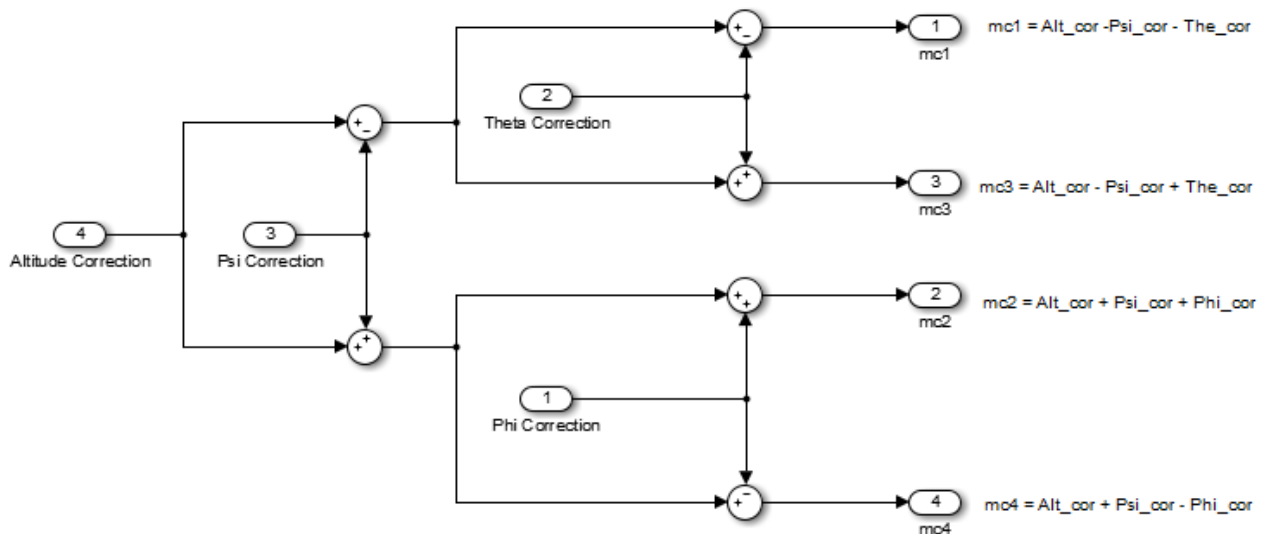


Рисунок 3.10 – структурная схема корректировок для конфигурации «+»

После внесения корректировок в управление роторами, данные с этого блока поступают на блок динамики квадрокоптера.

3.4 Блок динамики квадрокоптера

Данный блок (рисунок 3.11) отвечает за исполнительные устройства, а именно за непосредственное управление роторами летательного аппарата.

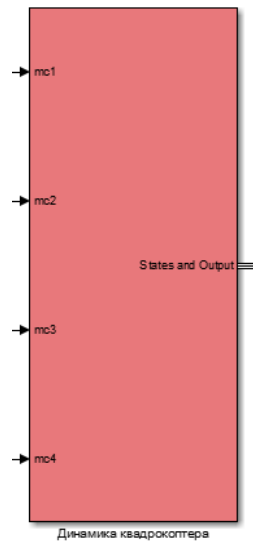


Рисунок 3.11 – Блок динамики квадрокоптера

Внутри этого блока располагаются, блоки: динамика мотора, внешние воздействия, расчет параметров модели. Структурная схема блока динамики квадрокоптера представлена на рисунке 3.12.

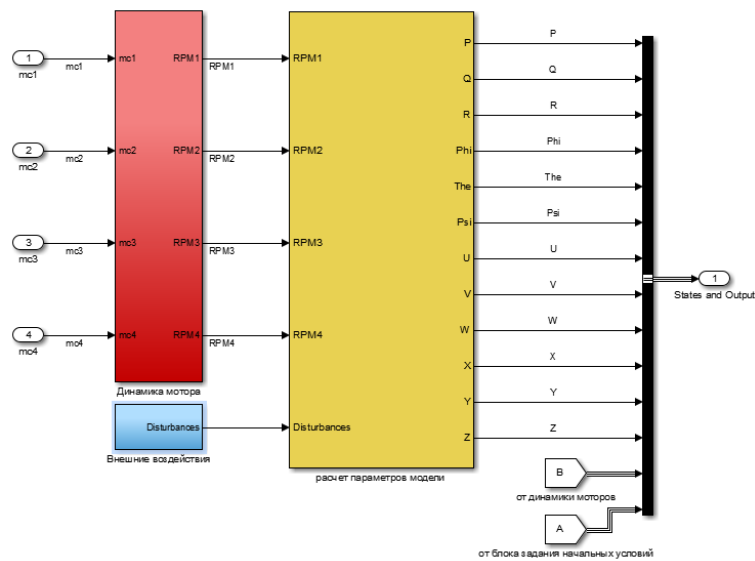


Рисунок 3.12 – структурная схема блока динамики

Рассмотрим блоки, входящие в состав блока динамики квадрокоптера. Блок динамика мотора представляет собой структурную схему реализации бесколлеторного мотора постоянного тока. Частично данная структурная схема (рисунок 3.13) была заимствована из примеров решений предоставленных разработчиками Matlab Simulink.

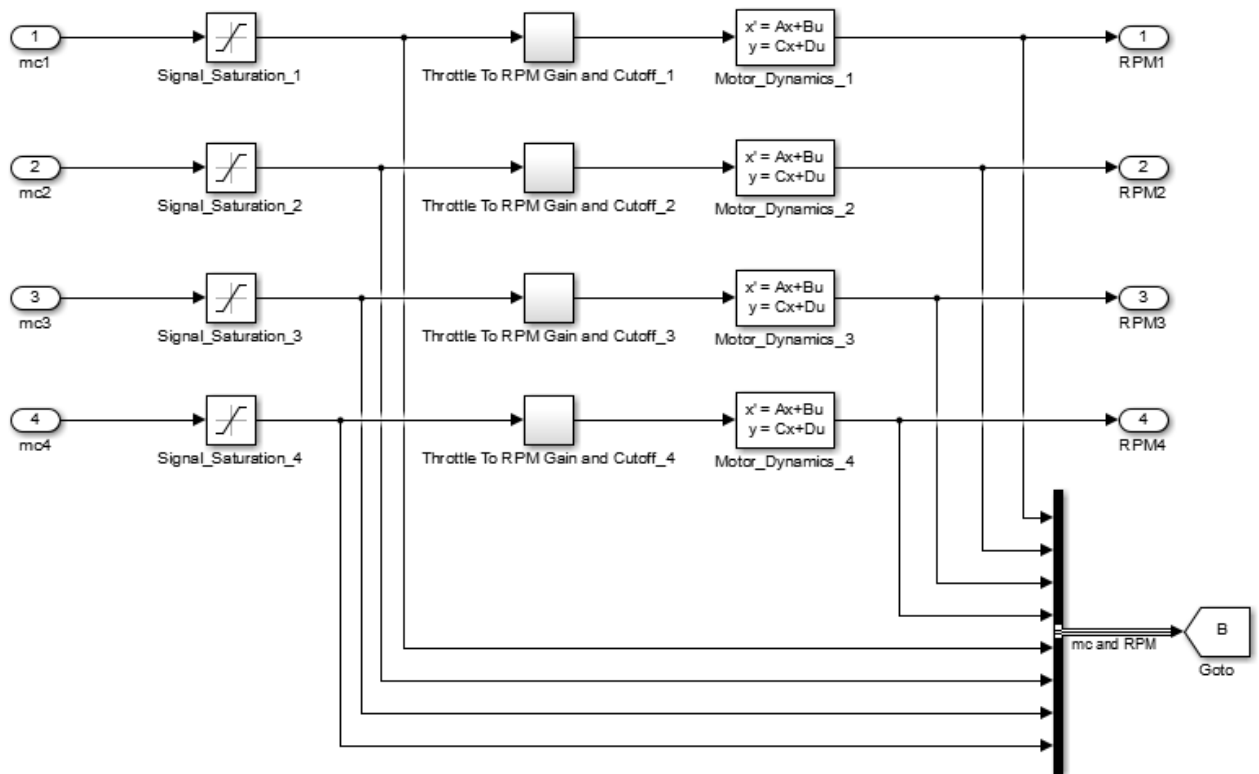


Рисунок 3.13 – Структурная схема блока динамики моторов

Блоки `Signal_Saturation` используются для ограничения мощности двигателей. Так как максимальная мощность двигателей ограничивается 100%.

Блок `внешние воздействия` включает в себя возможность добавление внешних возмущающих сигналов таких как: дополнительная скорость ветра по одной из осей квадрокоптера.

Блок `расчет параметров модели` производит расчет по теоретическим формулам. Данный блок является программируемым, т.е. он использует заранее написанную программу на языке программирования MatLab. Код программы представлен в Приложении А.

3.5 Дополнительные функции модели системы управления

Для удобства использования были внесены дополнительные функции такие как построение графиков всех процессов происходящих в системе, и загрузка начальных данных.

Загрузка начальных данных происходит из бинарного mat-файла (рисунок 3.14) в который заранее вносятся все значения, такие как различные константы или значения состояния летательного аппарата.

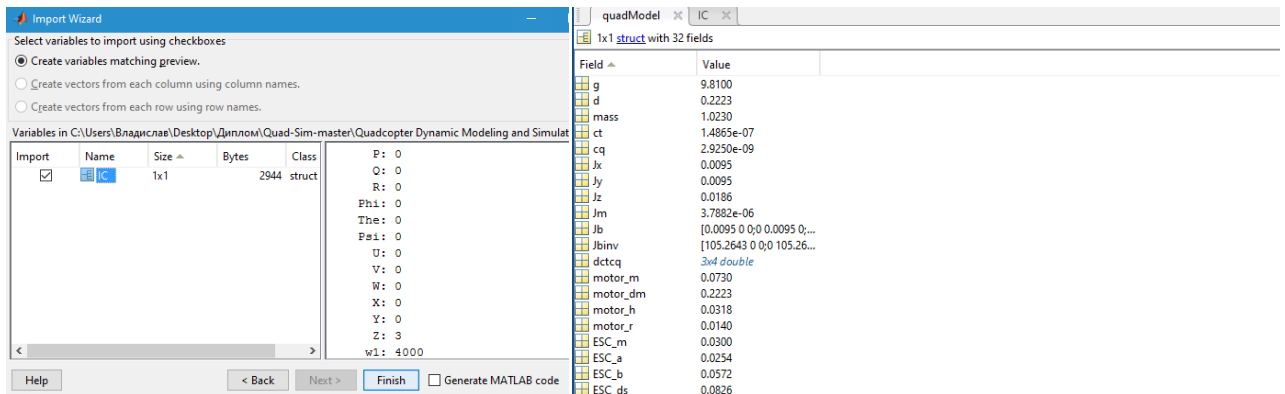


Рисунок 3.14 – mat-файлы исходных данных

Так же добавлена программируемая кнопка (рисунок 3.15), которая выводит все графики состояний системы (рисунок 3.16).

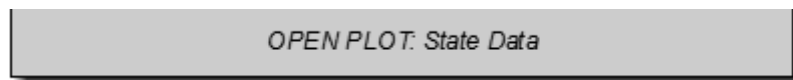


Рисунок 3.15 – программируемая кнопка показа всех графиков

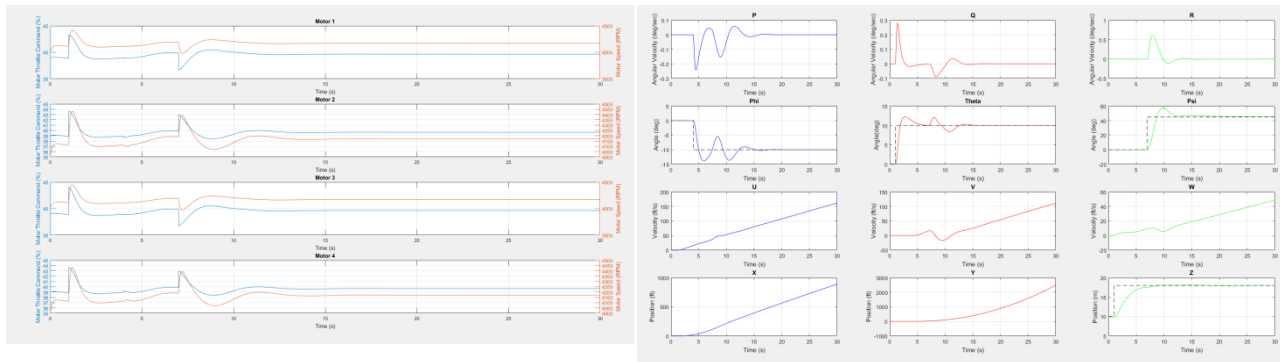


Рисунок 3.16 – пример вывода графиков на экран персонального компьютера.