

**Гавриш А.И.**

Донбасский государственный технический университет

**Ульшин В.А.**

Восточноукраинский национальный университет имени В.И. Даля

**АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПРОЦЕССОМ ШИХТОВАНИЯ РЯДОВЫХ УГЛЕЙ НА УОФ****Аннотация**

Изложены принцип построения системы управления процессом подготовки шихты. Предложена функциональная схема двухуровневой системы автоматизированного управления процессом шихтования с выделением функций отдельных подсистем. Синтезирована структура и определены параметры настройки регулятора производительности углеподготовительного отделения.

**Ключевые слова:** шихтование, долевое участие, автодозатор, система управления, регулятор производительности.

**Gavrish A.I.**

Donbass State Technical University

**Ulshin V.A.**

Volodymyr Dal East Ukrainian National University

**AUTOMATIC CONTROL SYSTEM TO PROCESS OF PREPARATION COAL ORDINARY ON COAL CONCENTRATING FACTORIES****Summary**

Principles of the control system construction by process blend preparation. Proposed a two-tier system functional diagram of the autocontrol two-level system building with allocation functions of the individual subsystems. Structure was synthesized and identified parameters tuning of the performance of coal preparation.

**Keywords:** blend preparation, share participation separate, autopropotioner, control system, regulator of the productivity.

УДК 517.977.1

**УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ БЕСПИЛОТНОГО ЧЕТЫРЕХВИНТОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА****Новацкий А.А., Сапсай П.А., Коломийцев П.Е.**

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»

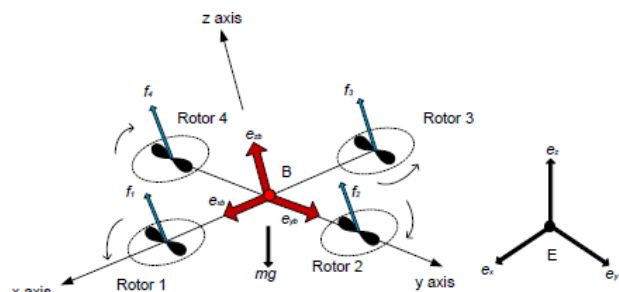
Управление движением беспилотного четырехвинтового летательного аппарата. Построение и использованием физико-математической модели квадрокоптера. Применение метода Hardware-in-the-Loop.

**Ключевые слова:** беспилотный четырехвинтовый летательный аппарат, квадрокоптер, управление, физико-математическая модель, управление, Hardware-in-the-Loop.

С развитием науки и техники происходит усложнение объектов управления. Проведение анализа их работоспособности, надежности, качества и прочих характеристик каждого составляющего звена на экспериментальных образцах становится экономически невыгодной задачей, или такой, которая несет опасность для самого объекта или окружающей среды. По этой причине в помощь инженерам приходит модель, которая с высокой степенью точности соответствует реальному объекту. На модели проводятся все актуальные для управления эксперименты.

Классическим вариантом решения задачи построения модели объекта является построение его физико-математической модели. Объектом является беспилотный четырехвинтовый летательный аппарат – квадрокоптер, который схематически изображен на рис. 1.

Принимая во внимание физический характер объекта, его формализованное описание будет базироваться на методах и уравнениях механики,



**Рис. 1. Схематическая структура квадрокоптера и выбор системы координат**

описывающих статическое и динамическое взаимодействие составляющих частей.

В данной работе предлагается метод управления объектом, который имеет высокую гибкость и перенастраиваемость, обеспечивающий одновременное управление как самим объектом, так и симулятором, на основе метода Hardware-in-the-Loop [1].

Упомянутому выше объекту характерны специфические свойства, описываемые обобщенными формулами (1) – (7), в которых  $f(\dots)$  обозначает наличие некоторой функциональной зависимости.

Винты квадрокоптера вращаются в противоположных направлениях, для балансировки их крутящих моментов:

$$M_1 + M_2 + M_3 + M_4 = 0, \quad (1)$$

где  $M_1$  – вращательный момент, произведенный вращением винта Rotor 1;  $M_2$  – вращательный момента винта Rotor 2;  $M_3$  – вращательный момент винта Rotor 3 и  $M_4$  – соответственно вращательный момент винта Rotor 4 (рис. 1).

Винты 1 и 3 вращаются против часовой стрелки, а винты 2 и 4 вращаются в направлении по часовой стрелке, тогда:

$$M_1 + M_3 = M_2 + M_4. \quad (2)$$

Изменение угловой скорости вращения винтов приводит к изменению положения квадрокоптера в декартовом пространстве:

$$r(x, y, z) = f(\Omega_1^2, \Omega_2^2, \Omega_3^2, \Omega_4^2, \varphi, \theta, \psi), \quad (3)$$

где  $r(x, y, z)$  – положение объекта в пространстве;  $\Omega_1^2, \Omega_2^2, \Omega_3^2, \Omega_4^2$  – квадраты скоростей вращения винтов Rotor 1 – Rotor 4 соответственно;  $\varphi, \theta, \psi$  – углы крена, тангажа и рысканья соответственно (углы Эйлера).

В состоянии зависания объекта, сбалансированное увеличение/уменьшение скорости вращения всех винтов приводит к изменению высоты зависания:

$$z = f(\Omega_1^2, \Omega_2^2, \Omega_3^2, \Omega_4^2, \varphi, \theta), \quad (4)$$

где  $z$  – положение объекта по оси  $z$ ;  $\Omega_1^2, \Omega_2^2, \Omega_3^2, \Omega_4^2$  – квадраты скоростей вращения винтов Rotor 1 – Rotor 4 соответственно;  $\varphi, \theta$  – углы крена и тангажа.

Движение объекта по направлению оси  $X$  при изменении угла крена обратно пропорциональное одновременному изменению угловых скоростей вращения винтов 1 и 3:

$$\varphi = f(\Omega_1^2, \Omega_3^2, \psi), \quad (5)$$

где  $\Omega_1^2, \Omega_3^2$  – квадраты скоростей вращения винтов Rotor 1 и Rotor 3 соответственно;  $\varphi, \psi$  – углы крена и рысканья.

Движение объекта в направлении оси  $Y$  при изменении угла тангажа обратно пропорциональное одновременному изменению угловых скоростей винтов 2 и 4:

$$\theta = f(\Omega_2^2, \Omega_4^2, \psi), \quad (6)$$

где  $\Omega_2^2, \Omega_4^2$  – квадраты скоростей вращения винтов Rotor 2 и Rotor 4 соответственно;  $\theta, \psi$  – углы тангажа и рысканья.

Разница угловых скоростей четырех винтов приведет к возникновению момента сопротивления и изменению угла рысканья:

$$\psi = f(\Omega_1^2, \Omega_2^2, \Omega_3^2, \Omega_4^2, \varphi, \theta), \quad (7)$$

где  $\Omega_1^2, \Omega_2^2, \Omega_3^2, \Omega_4^2$  – квадраты скоростей вращения винтов Rotor 1 – Rotor 4 соответственно;  $\varphi, \theta, \psi$  – углы крена, тангажа и рысканья соответственно.

При моделировании данного объекта предполагаем следующее [4]:

- квадрокоптер является объектом с жесткой симметричной структурой;
- центр масс квадрокоптера и центр системы отсчета совпадают;
- силы тяги и сопротивления пропорциональны квадрату скорости винтов;
- экраным эффектом (эффектом влияния земли) пренебрегаем в связи с малой массой и малыми скоростями моделируемого объекта;

• винты жесткие.

Пусть  $E$  обозначает систему отсчета относительно точки на поверхности Земли, а  $B$  – относительно центра масс объекта (рис. 1). Ориентация объекта описывается матрицей  $R$ , которая характеризует вращение от  $B$  к  $E$ .

$$R(\varphi, \theta, \psi) = \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & c_\psi s_\theta s_\varphi - s_\psi c_\varphi & c_\psi s_\theta c_\varphi + s_\psi s_\varphi \\ s_\psi c_\theta & s_\psi s_\theta s_\varphi + c_\psi c_\varphi & s_\psi s_\theta c_\varphi - s_\psi s_\varphi \\ -s_\theta & c_\theta s_\varphi & c_\theta c_\varphi \end{bmatrix}, \quad (8)$$

где  $c$  – обозначает  $\cos$  соответствующего угла;  $s$  – обозначает  $\sin$ ;  $\varphi, \theta, \psi$  – углы крена, тангажа и рысканья соответственно;  $R$  – ортогональная однородная матрица преобразования [3].

Динамическая модель квадрокоптера строится на основании подхода Ньютона-Эйлера [2] следующим образом:

$$\begin{bmatrix} m I_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\vec{V}} \\ \ddot{\vec{\omega}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega \times m \vec{V} \\ \omega \times I \vec{\omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F \\ \tau \end{bmatrix}, \quad (9)$$

где  $I \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  – диагональная матрица инерции;  $\omega$  – угловая скорость тела;  $\vec{V}$  – линейный вектор скорости;  $m$  – масса аппарата;  $\tau$  – гироскопический эффект;  $F$  – совокупность действующих сил.

Динамику движения объекта, заложенную в уравнение (9), можно описать следующим образом:

$$\dot{\xi} = v, \quad (10)$$

$$\dot{v} = -g e_z + \frac{1}{m} T R e_z, \quad (11)$$

$$sk(\omega) = R^T \dot{R}, \quad (12)$$

$$I \dot{\omega} = -\omega \times I \omega + \tau_a - \tau_g, \quad (13)$$

где  $\xi$  – вектор перемещения;  $v$  – вектор, содержащий линейную скорость тела;  $g e_z$  – ускорения свободного падения по оси  $z$ , где  $e_z = [(0 \ 0 \ 1)]^T$  обозначает вектор в системе отсчета  $E$ ;  $T$  – общая осевая тяга, образованная четырьмя винтами;  $m$  – масса аппарата;  $R$  – матрица, приведенная в (9), используется для описания сил, действующих на объект в системе отсчета  $E$ ;  $sk(\omega)$  – произведение производной матрицы вращения на транспонированную матрицу вращения, известная как кососимметрическая матрица;  $\omega$  – угловая скорость квадрокоптера в системе отсчета  $B$ ; знак « $\times$ » в (13) обозначает векторное произведение двух векторов;  $I$  – диагональная матрица инерции;  $\tau_a, \tau_g$  – гироскопические эффекты.

Крутящий момент, присутствующий в квадрокоптере описывается в выражении (13).

Выражение (11) можно записать в виде:

$$F_b = -m g e_z + R e_z \sum_{i=1}^4 T_i. \quad (14)$$

где  $F_b$  – определяется результатом сил, генерируемых четырьмя роторами;  $T_i$  – осевая нагрузка на каждый винт;  $m$  – масса аппарата;  $R$  – ортогональная однородная матрица преобразования;  $g e_z$  – ускорение свободного падения по оси  $z$ ;  $e_z = [(0 \ 0 \ 1)]^T$  – вектор в системе отсчета  $E$ .

Зависимость угловой скорости от углов Эйлера приведена в выражении:

$$\omega = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s_\theta \\ 0 & c_\varphi & c_\theta s_\varphi \\ 0 & -s_\varphi & c_\varphi c_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}, \quad (15)$$

где  $\omega$  – угловая скорость тела в системе отсчета  $B$ ;  $c$  – обозначает  $\cos$  соответствующего угла;  $s$  – обозначает  $\sin$ ;  $\varphi, \theta, \psi$  – углы крена, тангажа и рысканья соответственно,

Гироскопический эффект, возникающий за счет вращения твердого тела задается как:  $-\omega \times I \omega$  и описывается выражением:

$$-\omega \times I \omega = [(I_{yy} - I_{zz})\dot{\theta}\dot{\psi} \quad (I_{xx} - I_{yy})\dot{\theta}\dot{\varphi} \quad (I_{zz} - I_{xx})\dot{\varphi}\dot{\psi}], \quad (16)$$

где  $\omega$  – угловая скорость тела в системе отсчета

та В; I – диагональная матрица инерции;  $\varphi, \theta, \psi$  – углы крена, тангажа и рысканья соответственно;  $I_{xx}$  – момент инерции вдоль оси X;  $I_{yy}$  – момент инерции вдоль оси Y;  $I_{zz}$  – момент инерции по оси Z;  $\tau_g$  – гироскопический эффект, зависящий от изменения ориентации винтов, определяется в выражении:

$$\tau_g = \sum_{i=1}^4 (\Omega_i \times J_r) (-1)^{i+1} \omega_i e_z, \quad (17)$$

где  $J_r$  – инерция винта;  $\Omega_i$  – угловая скорость винта;  $e_z = [(0 \ 0 \ 1)^T]$  обозначает вектор в системе отсчета E.

Из уравнения (17) видно, что гироскопический эффект, вызванный вращением винтов, влияет только на динамику аппарата во время крена и тангажа. Управляющие моменты, которые производятся винтами во время приведения их в действие обозначенные как  $\tau_a$  и определяются в выражении:

$$\tau_a = [\tau_{\text{крена}} \ \tau_{\text{тангажа}} \ \tau_{\text{рысканья}}]^T = [l(T_4 - T_2) \ l(T_1 - T_3) \ -Q_1 + Q_2 - Q_3 + Q_4]^T, \quad (18)$$

где  $T_i$  – осевая нагрузка на каждый винт;  $l$  – размах крыла (от центра к центру винта);  $Q_1 - Q_4$  – крутящий момент на винтах 1-4 соответственно.

На основании отмеченного выше, динамика аппарата описывается уравнениями:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= (c_\varphi s_\theta c_\psi + s_\varphi s_\psi) \frac{1}{m} U_1, \\ \dot{y} &= (c_\varphi s_\theta s_\psi + s_\varphi c_\psi) \frac{1}{m} U_1, \\ \dot{z} &= -g + (c_\varphi c_\theta) \frac{1}{m} U_1, \\ \dot{\varphi} &= \dot{\theta} \psi \left[ \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right] + \frac{J_r}{I_{xx}} \dot{\theta} \Omega_d + \frac{1}{I_{xx}} U_2, \\ \dot{\theta} &= \dot{\varphi} \psi \left[ \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right] - \frac{J_r}{I_{yy}} \dot{\varphi} \Omega_d + \frac{1}{I_{yy}} U_3, \\ \dot{\psi} &= \dot{\varphi} \psi \left[ \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right] + \frac{1}{I_{zz}} U_4, \end{aligned} \quad (19)$$

где  $m$  – масса квадрокоптера;  $J_r$  – инерция винта;  $g$  – ускорение свободного падения;  $I_{xx}$  – момент инерции вдоль оси X;  $I_{yy}$  – момент инерции вдоль оси Y;  $I_{zz}$  – момент инерции по оси Z;  $U_1, U_2, U_3, U_4$  – управляющие входы;  $x, y, z$  – координаты положения в пространстве по осям X, Y и Z;  $\varphi, \theta, \psi$  – углы крена, тангажа и рысканья соответственно;  $c$  – обозначает  $\cos$  соответствующего угла;  $s$  – обозначает  $\sin$ ; I – диагональная матрица инерции; переменная  $\Omega_d$  отображает динамику крена и тангажа, которая определяется выражением:

$$\Omega_d = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4. \quad (20)$$

где  $\Omega_i$  – угловая скорость (в радианах в секунду) i-го винта.

На основании этого, управляющие входы  $U_1, U_2, U_3$  и  $U_4$  определяются в выражении:

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & -b & 0 & b \\ -b & 0 & b & 0 \\ d & -d & d & -d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix}. \quad (21)$$

где  $\Omega_i$  – угловая скорость (в радианах в секунду) i-го винта,  $b$  – момент тяги,  $d$  – коэффициент сопротивления.

Учитывая определение  $X = [\varphi \ \dot{\varphi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi}]$ , как состояние динамики объекта, и  $U = [U_1 \ U_2 \ U_3 \ U_4]^T$ , как входного вектора, динамику изменения состояния объекта в пространстве можно представить в виде:

$$f(X, U) = \begin{bmatrix} p_1 x_4 x_6 + p_2 x_4 \Omega_d + p_3 U_2 \\ x_4 \\ p_4 x_2 x_6 - p_5 x_2 \Omega_d + p_6 U_3 \\ x_6 \\ p_7 x_4 x_2 + p_8 U_4 \end{bmatrix}, \quad (22)$$

$$\begin{aligned} p_1 &= \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}}, p_2 = \frac{J_r}{I_{xx}}, p_3 = \frac{1}{I_{xx}}, p_4 = \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}}, p_5 = \frac{J_r}{I_{yy}}, p_6 = \frac{1}{I_{yy}}, \\ p_7 &= \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}, p_8 = \frac{1}{I_{zz}}, \end{aligned}$$

где  $x_1 = \varphi; x_2 = \dot{\varphi}; x_3 = \theta; x_4 = \dot{\theta}; x_5 = \psi; x_6 = \dot{\psi}$ ;  $m$  – общая масса квадрокоптера;  $I_{xx}$  – момент инерции вдоль оси X;  $I_{yy}$  – момент инерции вдоль оси Y;  $I_{zz}$  – момент инерции вдоль оси Z;  $\Omega_i$  – угловая скорость (в радианах в секунду) i-го винта;  $U_1, U_2, U_3, U_4$  – управляющие входы; I – диагональная матрица инерции;  $J_r$  – инерция винта. Отмеченные параметры являются характерными для определенного объекта.

Полученная выше физико-математическая модель (22) может быть использована для исследования динамики объекта на физико-математическом уровне, что достаточно трудоемко. Более эффективным является построение модели в одной из популярных сред моделирования (например, MATLAB Simulink), способную выдавать информацию о протекающих процессах, в зависимости от времени. С целью упрощения внедрения в какое-либо звено системы регулятора и интеграции измененных начальных характеристик системы, например, изменение количества винтов беспилотного летательного аппарата было применено модельно-ориентированное проектирование [5]. Этот метод объединяет в непрерывный рабочий процесс разные этапы разработки системы, такие как формирование спецификаций и системных требований, имитационное моделирование, разработка системы, отладка и тестирование. При проектировании встраиваемых систем на микроконтроллерах модельно-ориентированное проектирование имеет следующие возможности:

- разработка моделируемых спецификаций;
- проектирование и моделирование динамических систем с компонентами различной физической природы;
- автоматическое генерирование кода;
- непрерывное тестирование и верификация.

Для реализации метода более целесообразно отказаться от создания низкоуровневой физико-математической модели объекта и перейти к использованию специализированных пакетов SimMechanics, SimDriveline, Aerospace Blockset, SimPowerSystems, Estimation, Toolbox Neural Network, System Identification и других в составе MATLAB Simulink. Для проверки адекватности модели применяется программное, процессорно-программное и аппаратно-программное тестирование.

При использовании программного тестирования (Software-in-the-Loop) генерируется и компилируется C-код для локальной операционной системы. Затем откомпилированный код выполняется на имитационной модели. При процессорно-программном тестировании (Processor-in-the-Loop) оценка эффективности тестируемой системы управления производится на выбранном для проекта целевом процессоре. Сгенерированный и откомпилированный C-код загружается в память и затем выполняется на целевом процессоре, который связан с MATLAB Simulink. При использовании метода аппаратно-программного тестирования (Hardware-in-the-Loop), сгенерированный и откомпилированный C-код исполняется на модели и на целевом процессоре в реальном объекте (рис. 2):

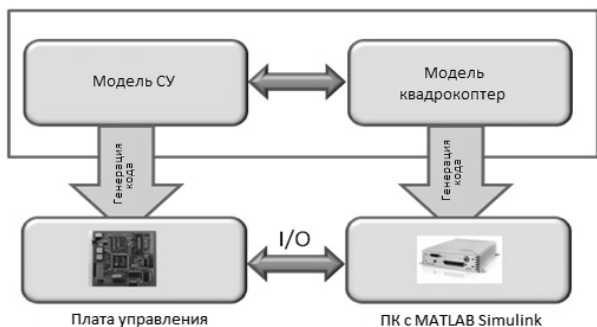


Рис. 2. Принцип метода Hardware-in-the-Loop

Моделирование работы замкнутой системы с применением аппаратного обеспечения в контуре (метод Hardware-in-the-loop), позволяет проверить методы обработки экспериментальных данных, работу отдельных модулей, а также эффективность автоматического управления при решении поставленных задач в нормальных и экстремальных условиях. Цель Hardware-in-the-Loop (HiL) моделирования – обеспечить эффективную платформу для разработки и проверки встроенных систем в реальном времени, которые часто разрабатываются параллельно с разработкой аппаратных средств.

Для решения задачи управления квадрокоптером целесообразно использовать метод Hardware-in-the-Loop, поскольку он даст возможность проводить анализ системы управления до существования реального объекта. Это позволит внести некие качественные изменения в его структуру и характеристики, а при существовании реального объекта – позволит без нанесения ущерба последнему и окружающей среде, проводить разработку и тестирование системы управления. Весь процесс реализации метода HiL состоит из следующих этапов:

- построение модели квадрокоптера с использованием элементов библиотек SimMechanics, SimDriveline, Aerospace Blockset из MATLAB Simulink. На выходе этой модели имеется такой же набор информации, как и у платы управления (информация о трех координатах в пространстве и трех углах: крена, тангажа и рысканья), а на входе – управляющий сигнал для четырех двигателей (рис. 3):

- построение модели системы управления квадрокоптером с использованием стандартного для моделирования систем управления набора блоков MATLAB Simulink;

- обеспечение связи обеих моделей;
- генерация программного кода для микроконтроллера платы управления, его компиляция и загрузка в память микроконтроллера;

- обеспечение связи модели квадрокоптера и платы управления реального объекта.

Результаты выполнения описанных этапов позволяют удобно и безопасно производить разработку и тестирование системы управления. После запуска разработанной модели можно наблюдать перемещение квадрокоптера в трехмерном пространстве, следить за траекторией его движения и положением в любой момент времени, анализировать выполнение маневров, задав в виде входных данных массив координат промежуточных точек перемещения, или координаты конечной точки (рис. 4):

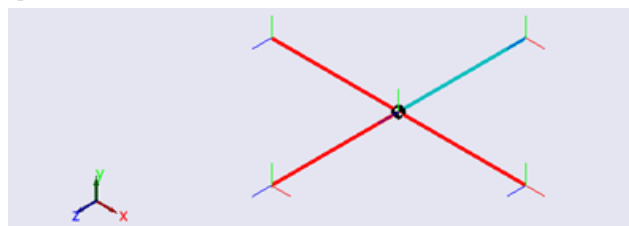


Рис. 4. Движение модели квадрокоптера в трехмерном пространстве

**Выводы.** На основании выше предложенного, можно сделать вывод, что эффективным, надежным, безопасным и более быстрым подходом к решению задачи разработки системы управления беспилотным четырехвинтовым летательным аппаратом является отказ от использования низкоуровневой физико-математической модели применение модельно-ориентированного проектирования и переход к методам моделирования с помощью специализированных пакетов, а так же применения метода Hardware-in-the-Loop. Использование данного подхода позволяет автоматически получить сгенерированный исходный код системы управления, что значительно сокращает сроки её разработки и отладки.

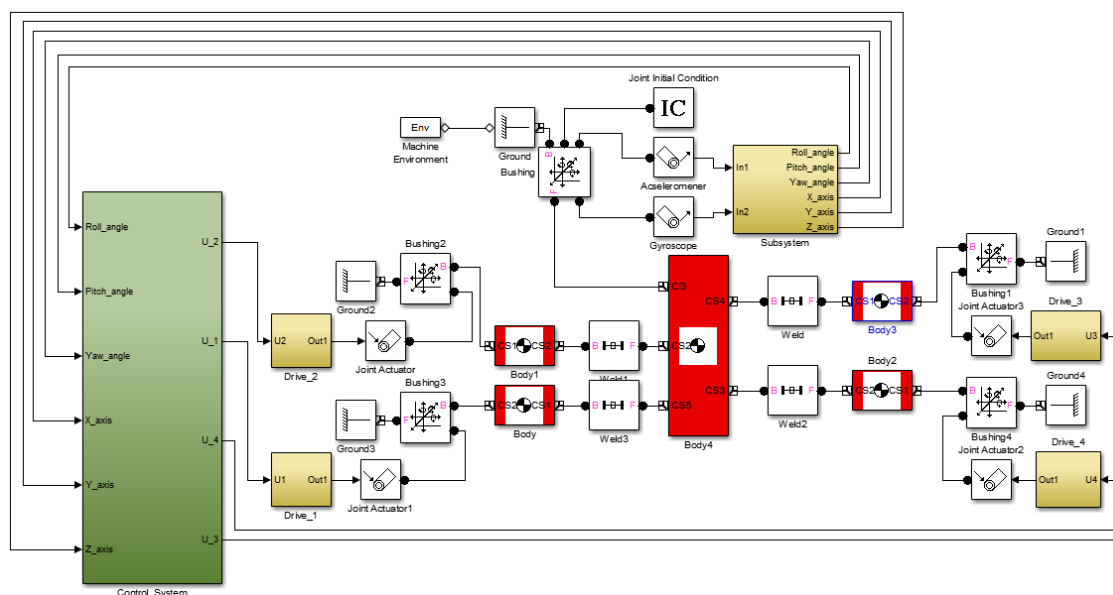


Рис. 3. Модель всей системы в среде MATLAB Simulink

**Список литературы:**

1. Hans-Petter Halvorsen, Introduction to Hardware-in-the-Loop Simulation, Telemark University College, 2012.
2. H. Bouadi, M. Bouchoucha and M. Tadjine, Modelling and Stabilizing Control Laws Design Based on Sliding Mode for an UAV Type-Quadrotor, IEEE Intelligent Vehicles Symposium, 2007.
3. M. Amir, V. Abbass Modeling of Quadrotor Helicopter Dynamics International Conference on Smart Manufacturing Application, Page(s):100-105, 2008.
4. Mert Çnkol and Mehmet Çnder Efe. Experimental Model Based Attitude Control Algorithms for a Quadrotor Unmanned Vehicle, 2009
5. Н.П. Деменков. Модельно-ориентированное проектирование систем управления, 2009

**Новацький А.О., Сапсай П.О., Коломійцев П.Є.**

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут»

## **КЕРУВАННЯ РУХОМ БЕЗПІЛОТНОГО ЧОТИРЬОХРОТОРНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ**

### **Анотація**

Керування рухом безпілотною чотирьохроторною літальною апарату. Побудова і використання фізико-математичної моделі квадрокоптера. Застосування методу Hardware-in-the-Loop.

**Ключові слова:** безпілотний чотирьохроторний літальний апарат, квадрокоптер, керування, фізико-математична модель, Hardware-in-the-Loop.

**Novatsky A.A., Sapsay P.A., Kolomiitsev P.E.**

National Technical University of Ukraine «Kiev Polytechnic Institute»

## **MOTION CONTROL OF 4-ROTOR UNMANNED AIRCRAFT**

### **Summary**

Traffic control of an unmanned 4-rotor aircraft. The constructing and using of physical and mathematical model of quadrotor. Using Hardware-in-the-Loop technology.

**Keywords:** unmanned 4-rotor aircraft, quadrotor, control, physical and mathematical model, Hardware-in-the-Loop.

УДК 635.075:635.63+635.621.3

## **ПРОГНОЗУВАННЯ УРОЖАЙНОСТІ ГАРБУЗОВИХ ПЛОДОВИХ ОВОЧІВ ТА ОБ'ЄМІВ ПЕРЕРОБКИ І ЗБЕРІГАННЯ**

**Прищ О.П.**

Таврійський державний агротехнологічний університет

Досліджено вплив абіотичних факторів на урожайність та товарність огірків та кабачків. Розроблено математичні моделі прогнозування урожайності та виходу стандартної продукції для огірків та кабачків залежно від погодних факторів. Запропоновано структуру реалізації продукції на переробку, зберігання та споживання у свіжому вигляді.

**Ключові слова:** прогнозування, урожайність, стандартна продукція, огірки, кабачки, погодні фактори, переробка, зберігання.

**Постановка проблеми.** За сучасними дослідженнями багатьох вчених та висновками експертів Продовольчої та сільськогосподарської організації, глобальні зміни клімату вже сьогодні помітно впливають на урожайність, якість сільськогосподарських культур і як наслідок, на продовольчу безпеку [1,2]. У зв'язку з очікуваним підвищенням середньої річної температури повітря у Північній півкулі на 2–4 °С, продовольча безпека України в значній мірі буде залежати від того, наскільки ефективно адаптується галузь виробництва продукції рослинництва до майбутніх змін клімату [3]. Зважаючи на важливу роль овочепродуктового підкомплексу як одного із складових формування продовольчої безпеки необхідна завчасна оцінка впливу кліматичних умов на продуктивність і якість овочевих культур.

**Аналіз останніх досліджень і публікацій.** Основне виробництво овочів зосереджено у фермерських господарствах Херсонської, Дніпропетровської, Миколаївської, Київської, Запорізької та Одеської областей (спільно – 71,6% виробництва овочів у фермерських господарствах України) [4]. При вирощуванні плодів овочів у Південному Степу суттєвими чинниками, що лімітують продуктивність та вихід стандартної продукції є підвищена температура та недостатнє вологозабезпечення. Для компенсації недоліку вологи, овочівництво Степу ведеться на краплинному зрошенні [5]. Однак дія високих температур залишається обмежуючим фактором у підвищенні врожайності і якості овочевих культур не тільки для України, а й для 40 відсотків територій помірного клімату Землі [6]. За даними Божко Л.Ю., розрахункові недобори уро-