

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЛЕТА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В MATLAB SIMULINK

DOI: 10.36724/2072-8735-2023-17-6-37-47

Manuscript received 28 April 2023;

Accepted 10 June 2023

Белов Никита Вадимович,*Московский технический университет связи и информатики,
Москва, Россия, n.v.belov@mtuci.ru***Репинский Владимир Николаевич,***Московский технический университет связи и информатики,
Москва, Россия, repinski@rambler.ru***Ключевые слова:** ЛА, Simulink, автопилот,
3D модель, имитационная модель

В статье разработана имитационная модель беспилотного летательного аппарата в Matlab Simulink. Для построения имитационной модели производится математическое описание уравнений движения летательного аппарата (ЛА): кинематическая и динамическая модели с шестью степенями свободы и двенадцатью переменными состояниями, а также производится математическое описание внешних сил, действующих на ЛА. Имитационная модель включает в себя несколько блоков, которые взаимодействуют друг с другом для обеспечения работы беспилотного летательного аппарата: блок динамики ЛА, отвечающий за моделирование движения ЛА в трех измерениях, блок автопилота, который имитирует работу навигационной системы ЛА и обеспечивает стабилизацию в воздухе, блок управления двигателями, который регулирует скорость вращения двигателей в зависимости от управляющих сигналов, блок внешней среды, который моделирует воздушную среду, в которой перемещается ЛА. Главным преимуществом построенной модели является возможность менять параметры ЛА в интерактивном режиме и оценивать основные параметры с помощью графиков. Корректность работы автопилота подтверждают графики переходных процессов по трем осям ЛА: крен, тангаж, рысканье. В будущем, на основе построенной модели возможно создание полностью автоматической системы облета препятствий, которая позволит беспилотному летательному аппарату безопасно перемещаться из начальной в конечную точку, учитывая все препятствия на пути полета. Таким образом, имитационная модель беспилотного летательного аппарата на основе Simulink позволяет оценить работу автопилота и других систем ЛА с высокой точностью и детализацией. Ее использование может быть полезно при проектировании и тестировании новых беспилотных летательных аппаратов.

Информация об авторах:**Белов Никита Вадимович**, Московский технический университет связи и информатики, старший преподаватель кафедры ИСУиА, Москва, Россия**Репинский Владимир Николаевич**, Московский технический университет связи и информатики, старший преподаватель кафедры ИСУиА, доцент кафедры ИСУиА МТУСИ, Москва, Россия**Для цитирования:**

Белов Н.В., Репинский В.Н. Моделирование полета беспилотного летательного аппарата в Matlab Simulink // T-Comm: Телекоммуникации и транспорт. 2023. Том 17. №6. С. 37-47.

For citation:

Belov N.V., Repinsky V.N. (2023) Simulation of an unmanned aircraft flight in Matlab Simulink. T-Comm, vol. 17, no. 6, pp. 37-47. (in Russian)

Введение

Автопилот предназначен для автоматического управления самолетом во время полета в условиях, когда это безопасно и эффективно. Он дает возможность пилоту управлять самолетом, не выполняя прямой физический контроль над ним. Для пилотируемого самолета автопилот может быть простым устройством одноосной системы выравнивания крыльев или сложной системой полного управления полетом, которая регулирует положение (высоту, широту, долготу) и ориентацию в пространстве (крен, тангаж, рыскание) во время различных фаз полета (например, при взлете, при наборе высоты, в горизонтальном полете, при спуске, при заходе на посадку и при посадке). Для ЛА автопилот является системой полного управления летательного аппарата во время всех фаз полета. Тогда как некоторые функции управления полетом могут находиться на наземной станции управления, автопилотная часть системы управления ЛА находится на борту.

Основные задачи автопилота ЛА

Управление ЛА складывается из множества параметров и часто для решения сложных задач их разбивают на более простые. Например, сложное движение разбивают на: угловое движение и движение центра масс, продольное и боковое движение. Органы управления делятся на две группы:

- органы продольного управления, обеспечивающие движение в продольной плоскости;
- органы управления боковым движением, обеспечивающие необходимый характер изменения углов крена, тангажа и рыскания.

Деление сложного движения на более простые не всегда возможно, так как в определенных режимах полета возникают перекрестные воздействия различных видов движения друг с другом. Но также этот подход позволяет выделить основные функции каждого органа и решать сложные задачи более простым путем.

Для обеспечения полной автоматизации управления полетом необходимо четыре канала управления:

- канал управления двигателем (тяги);
- канал управления тангажом;
- канал управления креном;
- канал управления рысканием.

Канал управления двигателем осуществляет регулирование тяги в соответствии с заданной программой полета. Этот канал обычно состоит из ряда компонентов, включая электронный регулятор скорости, датчики, контроллеры и механизмы. Регулятор скорости управляет скоростью двигателя в соответствии с командами, поступающими от контроллера полета, который осуществляет расчеты для обеспечения оптимальной тяги в каждый момент полета. Датчики, такие как датчики скорости, температуры и давления, собирают информацию о работе двигателя и сообщают ее контроллеру, который использует эту информацию для оптимизации работы двигателя. Канал управления двигателем является важным компонентом системы полета и играет ключевую роль в обеспечении безопасности и эффективности полета.

Остальные три канала, обеспечивают необходимое угловое положение аппарата в пространстве [1].

Канал управления угловой скоростью используется для управления угловой скоростью вращения.

Этот канал обычно основан на гироскопическом принципе и может использовать гироскопы, акселерометры и другие датчики для определения текущей угловой скорости аппарата. Контроллер полета использует эту информацию для расчетов и отправки команд на изменение угловой скорости, при необходимости.

Канал управления креном отвечает за изменение угла наклона в горизонтальной плоскости вокруг продольной оси. Этот канал обычно основан на использовании рулей крена на крыльях, которые могут изменять угол наклона и управлять качанием.

Канал управления тангажом отвечает за изменение угла наклона в вертикальной плоскости вокруг поперечной оси. Этот канал обычно основан на использовании рулей высоты на хвостовой части, которые могут изменять угол наклона и управлять взлетом и снижением.

Информация о движении ЛА поступает в соответствующие каналы, где формируются команды на рули, элероны и рычаг управления двигателем, которые обеспечивают заданное управление полетом. Стабильное управление полетом невозможно без создания системы автоматического управления [2]. Система управления самолетом служит для обеспечения полета по заданной траектории путем создания на крыле и оперении потребных аэродинамических сил и моментов.

В процессе регулирования управления по углам или высоте полета ЛА в автоматической системе, на вход регулятора поступают желательные значения углов или высоты, а выходные переменные регулятора будут отклонять углы элеронов по каналам тангажа, крена и рыскания [3].

Требования к системе управления ЛА:

- автоматическое выполнение полета
- стабилизация углов полета
- точное следование траектории

В статье рассматривается создание имитационной модели автопилота, который будет полностью регулировать отклонение всех управляющих поверхностей ЛА.

Системы координат

При изучении летательных аппаратов важно понять, как различные тела ориентируются друг относительно друга. Первым этапом необходимо понять, как самолет ориентируется относительно Земли. Также необходимо знать, как датчик (например, бортовая камера) ориентируется относительно самолета или как антенна ориентируется относительно наземного источника сигнала [4-7]. В связи с этим следует пользоваться несколькими различными системами по следующим причинам:

- Уравнения движения Ньютона выведены относительно неподвижной инерциальной системы отсчета. Однако движение проще всего описывается в системе отсчета неподвижного тела или связанной системе.
- Аэродинамические силы и моменты, действующие на корпус самолета, также проще всего описываются в связанной системе отсчета.
- Бортовые датчики, такие как акселерометры и датчики угловой скорости, получают информацию относительно связанной системы координат. Альтернативно этому GPS определяет положение, скорость относительно Земли и курсовой угол относительно инерциальной системы координат.

• Большинство требований к полету, таких как точки патрулирования и траектории полета, задаются в инерциальной системе координат. Кроме того, информация на карте отображена в инерциальной системе отсчета.

Одна система координат преобразуется в другую с помощью двух базовых операций: поворота и сдвига.

Таким образом, используя несколько различных систем координат и ориентиров, можно получить полную картину движения самолета относительно Земли и своего собственного корпуса. Например, для управления самолетом используется система отсчета, связанная с корпусом самолета, а для навигации и контроля позиции – система GPS, связанная с инерциальной системой координат Земли. Также могут использоваться системы, связанные напрямую с некоторыми объектами на земле, например, для определения местоположения аэропорта или других ключевых точек на маршруте полета. Все эти системы должны быть синхронизированы между собой, чтобы обеспечить точность и надежность навигации и управления самолетом.

Инерциальная система координат $\mathcal{F}^i$

Инерциальная система координат связана с Землей с началом отсчета в заданном исходном положении. Как показано на рисунке 1, единичный вектор i^i направлен на север, j^i направлен на восток, а k^i направлен к центру Земли или вниз. Эту систему координат иногда называют системой отсчета север-восток-вниз по вертикали (СВВ). Обычно направление на север обозначают инерциальным x , на восток – инерциальным y , а направление вниз – инерциальным z .

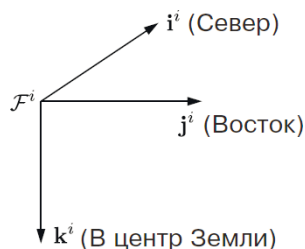


Рис. 1. Инерциальная система координат $\mathcal{F}^i$

Система координат летательного аппарата $\mathcal{F}^v$

Начало отсчета этой системы координат находится в центре тяжести ЛА, но оси системы $\mathcal{F}^v$ совпадают с осями инерциальной системы координат $\mathcal{F}^i$. Другими словами, единичный вектор i^v направлен на север, j^v направлен на восток, а ось k^v направлена в центр Земли, как показано на рисунке 2.



Рис. 2. Система координат летательного аппарата $\mathcal{F}^v$

Система координат летательного аппарата $\mathcal{F}^{v1}$

Начало отсчета системы координат летательного аппарата-1 идентично системе координат летательного аппарата: оно находится в центре тяжести самолета. Однако система $\mathcal{F}^{v1}$ повернута по часовой стрелке вокруг оси k^v на путевой угол (или угол рысканья) ψ . При отсутствии дополнительных поворотов ось i^{v1} направлена к носу самолета, ось j^{v1} – на правое крыло, а k^{v1} совпадает с k^v и направлена к Земле. Система координат летательного аппарата-1 показана на рисунке 3 [8].

Преобразование из $\mathcal{F}^v$ в $\mathcal{F}^{v1}$ представлено в выражении:

$$p^{v1} = R_v^{v1}(\psi) p^v \quad (1)$$

Где

$$R_v^{v1}(\psi) = \begin{pmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

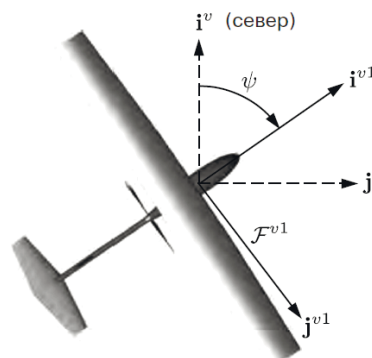


Рис. 3. Система координат летательного аппарата-1

Система координат летательного аппарата $\mathcal{F}^{v2}$

Начало отсчета системы координат-2 снова находится в центре тяжести летательного аппарата и получается поворотом системы координат летательного аппарата-1 по часовой стрелке вокруг оси j^{v1} на угол тангажа θ . Единичный вектор i^{v2} указывает на нос самолета, ось j^{v2} указывает на правое крыло, а ось k^{v2} указывает на фюзеляж самолета, как это показано на рисунке 4.

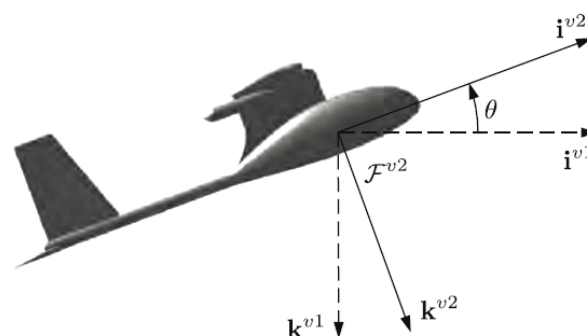


Рис. 4. Система координат летательного аппарата-2

Преобразование из $\mathcal{F}^{v1}$ в $\mathcal{F}^{v2}$ представлено в выражении:

$$p^{v2} = R_{v1}^{v2}(\theta) p^{v1} \quad (2)$$

$$\text{Где } R_{v1}^{v2}(\theta) = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix}.$$

Связанная система координат $\mathcal{F}^b$

Связанная система координат $\mathcal{F}^b$ получается поворотом системы координат летательного аппарата-2 по часовой стрелке вокруг оси i^{v2} на угол крена φ . Поэтому начало отсчета этой системы находится в центре тяжести; ось i^b направлена к носу ЛА, ось j^b направлена на правое крыло, а ось k^b направлена на фюзеляж. Связанная система координат $\mathcal{F}^b$ приведена на рисунке 5. Направления, указываемые единичными векторами i^b , j^b и k^b , иногда называют направлениями тела x , y и z .

Преобразование системы координат $\mathcal{F}^{v2}$ в систему координат $\mathcal{F}^b$ представлено в выражении:

$$p^b = R_{v2}^b(\varphi) p^{v2} \quad (3)$$

$$\text{Где } R_{v2}^b(\varphi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{pmatrix}.$$

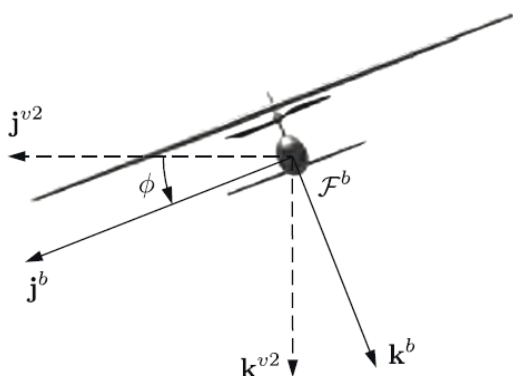


Рис. 5. Связанная система координат $\mathcal{F}^b$

Система координат летательного аппарата $\mathcal{F}^s$

Аэродинамические силы создаются по мере перемещения летательного аппарата через окружающий его воздух. Скорость самолета относительно окружающего его воздуха называется вектором скорости воздуха и обозначается как V_a . Для создания подъемной силы крылья самолета должны быть установлены под положительным углом относительно вектора скорости ветра. Этот угол называют углом атаки и обозначают α . Как показано на рисунке 6, угол атаки определяется как угол поворота против часовой стрелки вокруг оси j^b , такой, что i^s совпадает с проекцией V_a на плоскость, натянутую на i^b и k^b . Необходимость поворота против часовой стрелки вызвана определением положительного угла атаки, который положителен для поворота по часовой стрелке из оси

полусвязанной системы координат i^s к оси i^b связанной системы [9].

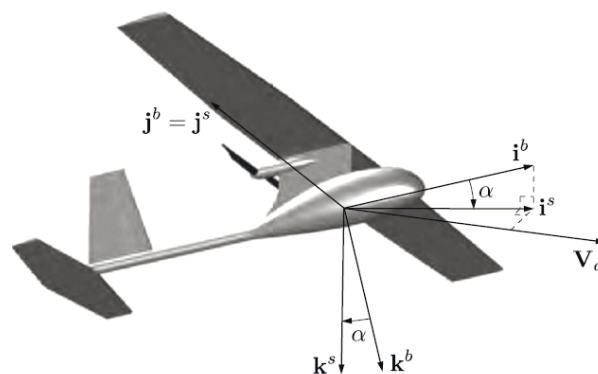


Рис. 6. Полусвязанная система координат $\mathcal{F}^s$

Преобразование системы координат $\mathcal{F}^b$ в систему координат $\mathcal{F}^s$ представлено в формуле:

$$p^s = R_b^s(\alpha) p^b,$$

$$\text{Где } R_b^s(\alpha) = \begin{pmatrix} \cos \alpha & 0 & \sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{pmatrix}. \quad (4)$$

Скоростная система координат летательного аппарата $\mathcal{F}^w$

Угол между вектором скорости ветра и плоскостью, образуемой осями i^b и k^b , носит название угол скольжения и обозначается как показано на рисунке 7, скоростная система координат получается поворотом полусвязанной системы координат по часовой стрелке на угол β вокруг оси k^s . Единичный вектор i^w совпадает с вектором скорости ветра V_a .

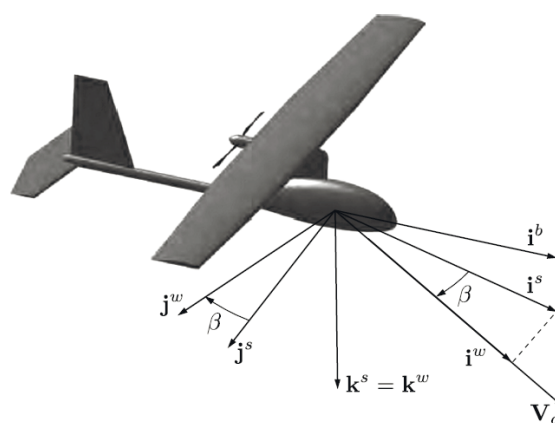


Рис. 7. Скоростная система координат $\mathcal{F}^w$

Преобразование системы координат $\mathcal{F}^s$ в систему координат $\mathcal{F}^w$ представлено в выражении

$$p^w = R_s^w(\beta) p^s \quad (5)$$

$$\text{Где } R_s^w(\beta) = \begin{pmatrix} \cos \beta & \sin \beta & 0 \\ -\sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

Математическое описание уравнений движения

Скорость поступательного движения МБЛА обычно выражается в терминах компонент скорости вдоль каждой оси в связанной системе координат. Компоненты скорости определяются в зависимости от выбранной системы координат, например, в системе координат, связанной с БПЛА, компоненты скорости будут определяться вдоль оси x , y и z , где x – направление полета, y – направление бокового смещения, а z – вертикальное направление. В системе координат GPS компоненты скорости обычно определяются вдоль осей север-юг, восток-запад и вертикальной оси. Компоненты u , v и w соответствуют инерциальной скорости летательного аппарата, спроектированной на оси i^b, j^b, k^b , соответственно.

С другой стороны, положение МБЛА при прямолинейном движении обычно измеряют и выражают в инерциальной системе координат. Для установления связи между скоростью прямолинейного движения и положением требуются дифференциальное и вращательное преобразование:

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} p_n \\ p_e \\ p_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} = (R_v^b)^T \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \quad (6)$$

Где p_n – Положение МБЛА по оси, направленной на север, в инерциальной системе координат, p_e – Положение МБЛА по оси, направленной на восток, в инерциальной системе координат, p_d – Положение МБЛА по оси, направленной на запад, в инерциальной системе координат, R_v^b – преобразование из системы координат летательного аппарата в связанную систему координат, u, v, w – компоненты вектора скорости относительно Земли в связанной системе координат с использованием преобразования из одной системы координат в другую [10-12]:

$$\begin{aligned} R_v^b(\phi, \theta, \psi) &= R_{v2}^b(\phi) R_{v1}^{v2}(\theta) R_v^{v1}(\psi) = \\ &= \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & \cos \theta & 0 & -\sin \theta & \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi & 0 & 1 & 0 & -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi & \sin \theta & 0 & \cos \theta & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} c_\theta c_\psi & c_\theta s_\psi & -s_\theta \\ s_\theta c_\psi & s_\theta s_\psi & c_\theta \\ c_\phi s_\psi & c_\phi c_\psi & s_\phi \end{pmatrix} \\ &= \begin{pmatrix} s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi s_\psi & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi c_\psi & s_\phi c_\theta \\ c_\phi s_\theta c_\psi - s_\phi s_\psi & c_\phi s_\theta s_\psi + s_\phi c_\psi & c_\phi c_\theta \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (7)$$

Где ϕ – угол крена, θ – угол тангажа, ψ – угол рысканья, R_v^{v1} – преобразование из системы координат летательного аппарата в систему координат 1, R_{v1}^{v2} – преобразование из системы координат летательного аппарата 1 в систему координат 2.

Получаем систему уравнений отражающее кинематику системы:

$$\begin{pmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{p}_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} c_\theta c_\psi & s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi s_\psi & c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi & u \\ c_\theta s_\psi & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi c_\psi & c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi & v \\ -s_\theta & s_\phi c_\theta & c_\phi c_\theta & w \end{pmatrix} \quad (8)$$

Уравнения отображающие поступательное движение:

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - pv \end{pmatrix} + \frac{1}{m} \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix} \quad (9)$$

Где $\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}$ – производные компонентов вектора скорости относительно Земли в связанной системе координат, p, q, r – угловые скорости, f_x – внешние силы, действующих на МБЛА по оси X , f_y – внешние силы, действующих на МБЛА по оси Y , f_z – внешние силы, действующих на МБЛА по оси Z .

Угловые скорости в связанной системе координат могут быть выражены через производные эйлеровых углов:

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta & p \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi & q \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} & r \end{pmatrix} \quad (10)$$

Для задания вращательного движения необходимо рассмотреть моменты инерции J . Диагональные элементы J называют моментами инерции, а внедиагональные элементы называются центробежными моментами инерции. Моменты инерции являются мерами тенденции самолета препятствовать ускорению вокруг определенных осей вращения. Например, J_x может рассматриваться как произведение массы каждого элемента, составляющего самолет (dm), на квадрат расстояния центра масс элемента от оси x связанной системы координат ($y^2 + z^2$) и их суммирование. Чем больше J_x по величине, тем больше самолет противодействует угловому ускорению вокруг оси x .

Система уравнений вращательного движения:

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Gamma_1 pq - \Gamma_2 qr \\ \Gamma_3 pr - \Gamma_6 (p^2 - r^2) \\ \Gamma_7 pq - \Gamma_1 qr \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \Gamma_3 l + \Gamma_4 n \\ \frac{1}{J_y} m \\ \Gamma_4 l + \Gamma_8 n \end{pmatrix} \quad (11)$$

Где $\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$ – производные угловых скоростей,

$$\begin{aligned} \Gamma_1 &= \frac{J_{xz}(J_x - J_y + J_z)}{J}, \\ \Gamma_2 &= J_x J_z - J_{xz}^2, \\ \Gamma_3 &= \frac{J_z}{J}, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Gamma_4 &= \frac{J_{xz}}{\Gamma}, \\ \Gamma_5 &= \frac{J_z - J_x}{J_y}, \\ \Gamma_6 &= \frac{J_{xz}}{J_y}, \\ \Gamma_7 &= \frac{J_x(J_x - J_y) + J_{xz}^2}{\Gamma}, \\ \Gamma_8 &= \frac{J_x}{\Gamma}, \end{aligned}$$

m – внешние моменты, приложенные к летательному аппарату вокруг оси y в связанной системе координат, l – Момент внешних сил, приложенных к летательному аппарату вокруг оси x связанной системы координат, n – внешний момент, приложенный к ЛА вокруг оси z связанной системы координат.

Кинематическая и динамическая модели для ЛА с шестью степенями свободы и двенадцатью переменными состояниями определяются уравнениями (8), (9), (10) и (11) [13].

Внешние силы, действующие на ЛА, можно представить следующим образом:

$$\begin{aligned} l &= \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \left(\begin{aligned} &b \left[C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{l_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{l_{\delta_{\alpha}}} \delta_{\alpha} + C_{l_{\delta_r}} \delta_r \right] \\ &c \left[C_{m_0} + C_{m_{\alpha}} \alpha + C_{m_q} \frac{c}{2V_a} q + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \right] \end{aligned} \right) + \begin{pmatrix} -k_{T_p} (k_{\Omega} \delta_l)^2 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \\ n &= \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \left(\begin{aligned} &b \left[C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{n_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{n_{\delta_{\alpha}}} \delta_{\alpha} + C_{n_{\delta_r}} \delta_r \right] \end{aligned} \right) \end{aligned} \quad (12)$$

где

$$\begin{aligned} C_X(\alpha) &= -C_D(\alpha) \cos \alpha + C_L(\alpha) \sin \alpha \\ C_{X_q}(\alpha) &= -C_{D_q} \cos \alpha + C_{L_q} \sin \alpha \\ C_{X_{\delta_e}}(\alpha) &= -C_{D_{\delta_e}} \cos \alpha + C_{L_{\delta_e}} \sin \alpha \\ C_Z(\alpha) &= -C_D(\alpha) \sin \alpha - C_L(\alpha) \cos \alpha \\ C_{Z_q}(\alpha) &= -C_{D_q}(\alpha) \sin \alpha - C_{L_q}(\alpha) \cos \alpha \\ C_{Z_{\delta_e}}(\alpha) &= -C_{D_{\delta_e}} \sin \alpha - C_{L_{\delta_e}} \cos \alpha \end{aligned} \quad (13)$$

Где $C_L(\alpha)$ задается уравнением

$$C_L(\alpha) = (1 - \sigma(\alpha)) [C_{L_0} + C_{L_{\alpha}} \alpha] + \sigma(\alpha) [2 \operatorname{sign}(\alpha) \sin^2 \alpha \cos \alpha],$$

а $C_D(\alpha) - C_{D_0} = C_{D_p} + \frac{(C_{L_0} + C_{L_{\alpha}} \alpha)^2}{\pi e AR}.$

Индексы X и Z означают то, что силы действующие по направлениям X и Z в связанной системе координат, что соответствует направлениям векторов i^b и k^b .

Суммарные крутящие моменты, действующие на МБЛА, можно представить следующим образом:

$$\begin{aligned} l &= \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \left(\begin{aligned} &b \left[C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{l_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{l_{\delta_{\alpha}}} \delta_{\alpha} + C_{l_{\delta_r}} \delta_r \right] \\ &c \left[C_{m_0} + C_{m_{\alpha}} \alpha + C_{m_q} \frac{c}{2V_a} q + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \right] \end{aligned} \right) + \begin{pmatrix} -k_{T_p} (k_{\Omega} \delta_l)^2 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \\ n &= \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \left(\begin{aligned} &b \left[C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{n_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{n_{\delta_{\alpha}}} \delta_{\alpha} + C_{n_{\delta_r}} \delta_r \right] \end{aligned} \right) \end{aligned} \quad (14)$$

Моделирование полета беспилотного летательного аппарата

Matlab/Simulink – это программное обеспечение, предназначенное для моделирования, анализа и решения инженерных задач. В нем представлены инструменты для создания блок-схем, моделирования динамических систем, анализа и оптимизации процессов, создания графиков и визуализации данных [14-15].

На рисунке 8 показана физическая модель ЛА, которая моделируется в Matlab/Simulink.

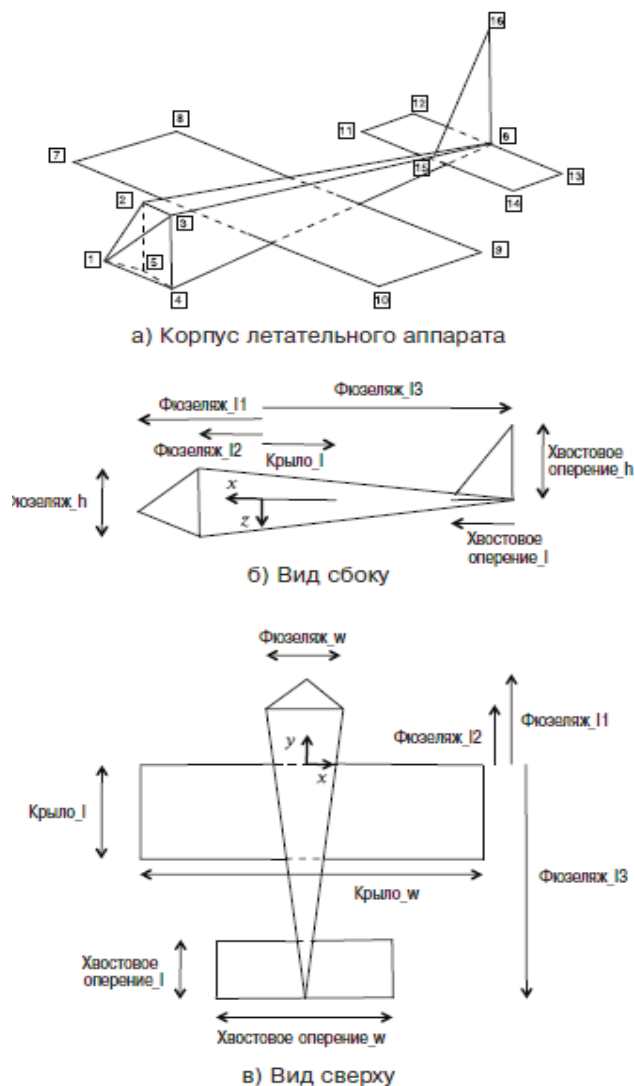


Рис. 8. Физическая модель ЛА

На рисунке 9 приведена общая структурная схема системы управления МБЛА.

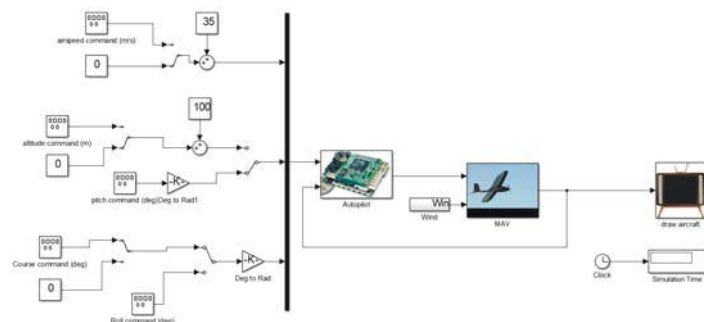


Рис. 9. Общая структурная схема системы управления МБЛА

Блок MAV, представленный на рис.10, моделирует физическую модель МБЛА, включающий в себя силы и моменты действующие на летательный аппарат в полете и внешние силы такие как ветер.

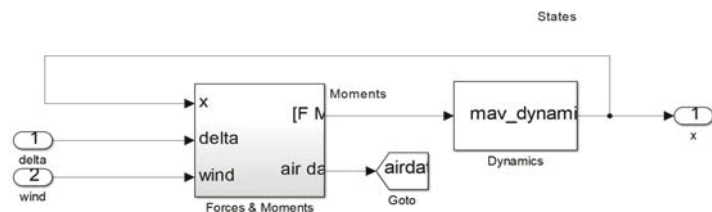


Рис. 10. Блок MAV

Блок автопилота представлен на рисунке 11. С помощью блоков interpreted MATLAB function происходит импортирование кода MATLAB из рабочей области в модель Simulink.

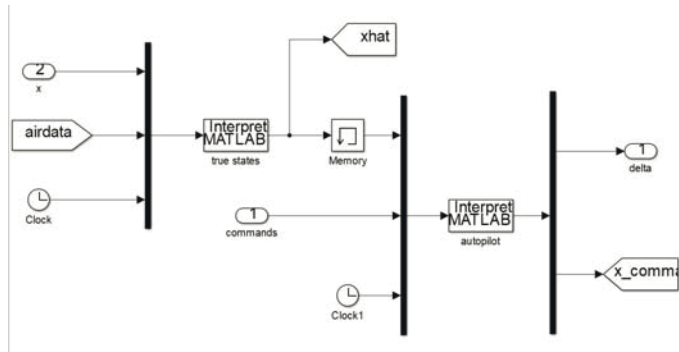


Рис. 11. Блок автопилота

Тестирование модели управления МБЛА

На построенной модели есть три переключателя:

- Первый переключатель отвечает за поддержание скорости самолета;
- Второй переключатель отвечает за набор высоты и поддерживает высоту на отметке 100 м;
- Третий переключатель отвечает за направление курса самолета, одиночный блок удерживает курс на отметке 0, пошаговый будет изменять от 25 до -25.

При выставлении всех переключателей на 0 (рис. 12) получим полет ЛА (рис. 13) и графики в результате моделирования (рис. 14), где красные линии идеальные параметры, а зеленые это как реагирует летательный аппарат на внешние воздействия.

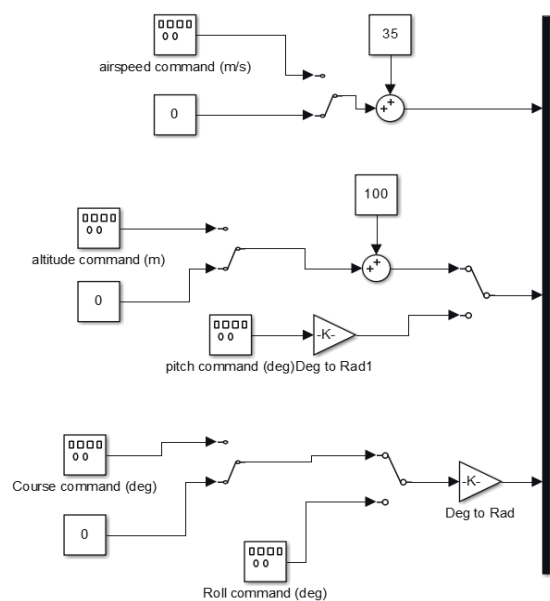


Рис. 12. Входные параметры

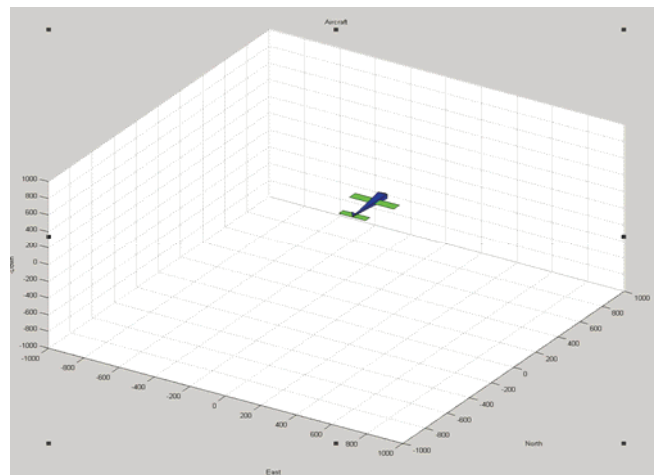


Рис. 13. Полет ЛА при выключенных переключателях

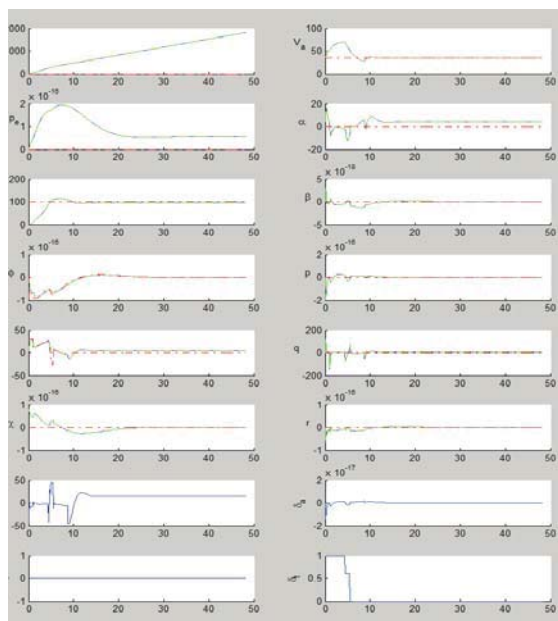


Рис. 14. Графики при выключенных переключателях

В таблице 1 приведены обозначения графиков, которые позволяют отслеживать состояние МБЛА в полете.

Таблица 1

Обозначения, используемые на графиках

p_n	Положение МБЛА по оси, направленной на север, в инерциальной системе координат
p_e	Положение МБЛА по оси, направленной на восток, в инерциальной системе координат
V_a	Воздушная скорость
α	Угол атаки
h	Высота
β	Угол скольжения
φ	Угол крена
p	Угловая скорость крена МБЛА вдоль оси x связанной системы координат
θ	Угол тангажа
q	Угловая скорость тангажа МБЛА вдоль оси y связанной системы координат
χ	Курсовой угол
r	Угловая скорость рыскания МБЛА вдоль оси z связанной системы координат
δ_e	Управляющий сигнал, обозначающий отклонение руля высоты
δ_r	Управляющий сигнал, обозначающий отклонение руля направления
δ_a	Управляющий сигнал, обозначающий отклонение элерона
δ_t	Управляющий сигнал, обозначающий отклонение дроссельной заслонки

По графикам можно отследить все важные параметры ЛА в полете. При переключении **airspeed command** (рис. 15), будет получен полет ЛА (рис.16) и графики как на рисунке 17.

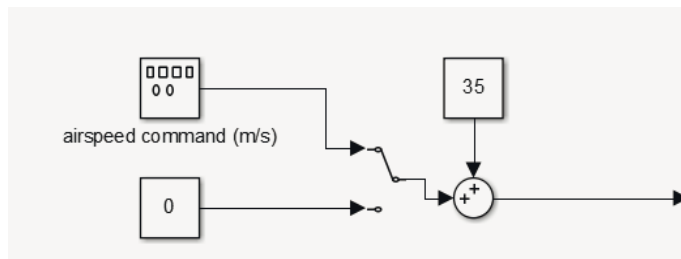


Рис. 15. Выставленный переключатель на airspeed command (m/s)

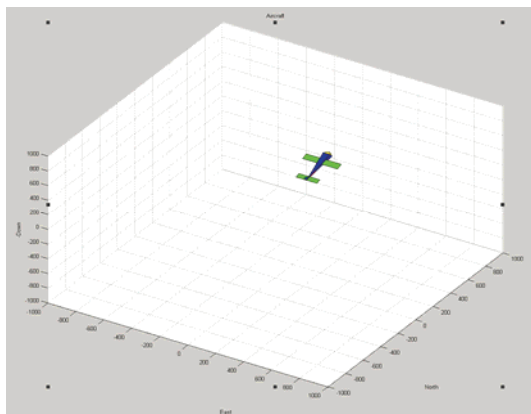


Рис. 16. Полет самолета при включенном переключателе airspeed command

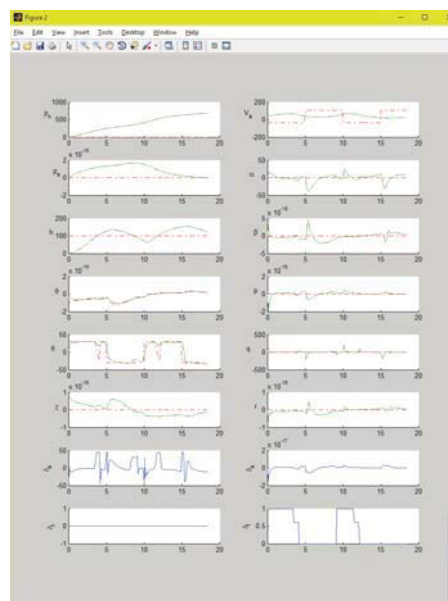


Рис. 17. Графики при включенном переключателе airspeed command

На рис.17 видны кратковременные импульсы амплитудой 35, что соответствует команде изменения скорости, поступающей с передатчика в реальной системе. ЛА пытается обрабатывать поступающий импульс, но не до конца успевает это сделать, т.к. частота импульса слишком большая. Если уменьшить частоту импульса, то ЛА будет корректно обрабатывать изменения высоты, как показано на рис 18.

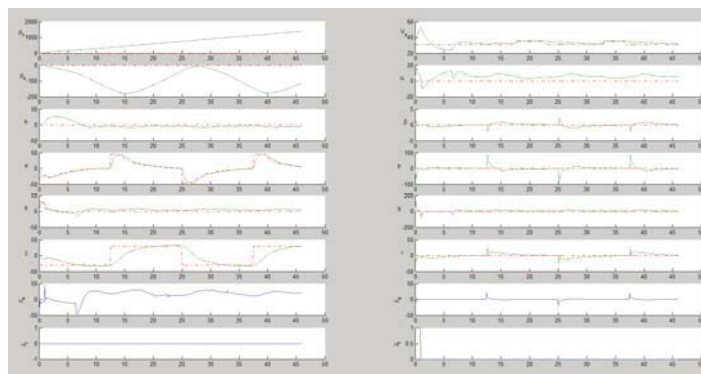


Рис. 18. Графики при включенном переключателе airspeed command и измененной частоте импульсов

Выставим переключатель высоты на altitude command (рис. 19), который подает самолету команды на изменение высоты. На рисунке 20 выделен полет самолета с включенным переключателем, а на рисунке 21 графики полета.

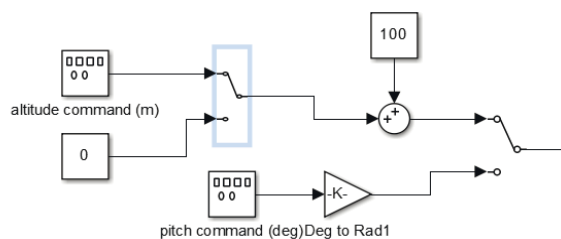


Рис. 19. Переключатель altitude command

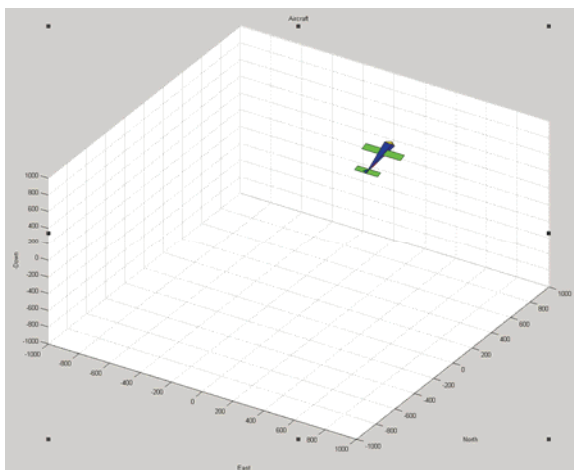


Рис. 20. Полет самолета при включенном переключателе altitude command

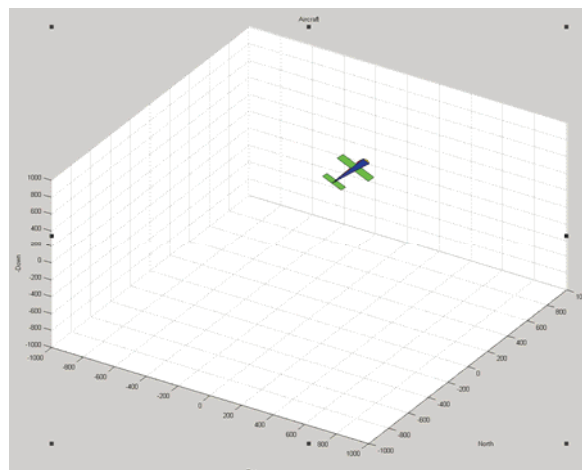


Рис. 23. Полет самолета при включенном переключателе course command

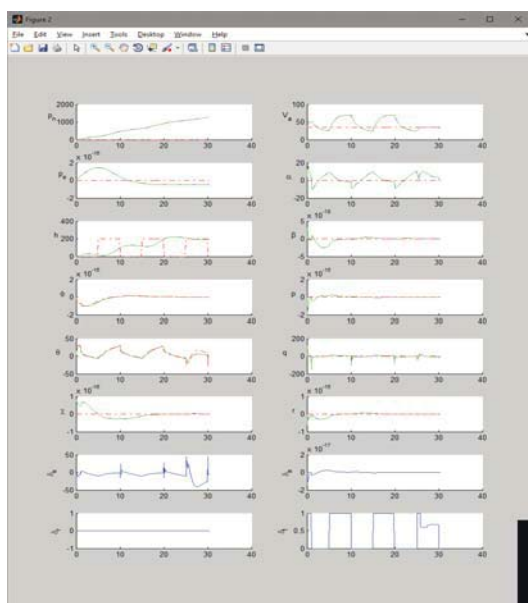


Рис. 21. Графики при включенном переключателе altitude command

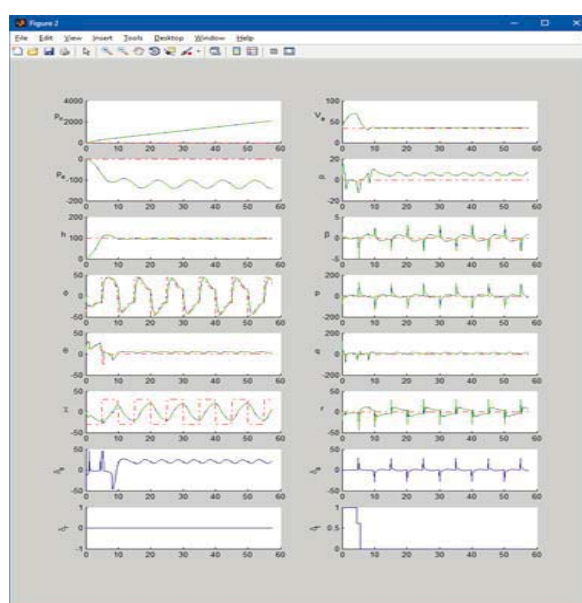


Рис. 24. Графики при включенном переключателе course command

На рисунке 21 кратковременные импульсы амплитудой 100, что соответствует команде набора высоты, поступающей с передатчика в реальную систему. ЛА корректно обрабатывает поступающий сигнал и набирает высоту до значения 100, а затем поддерживает стабильное положение.

Выставим переключатель поворотов на course command (рис. 22), который отвечает за направление курса самолета, блок удерживает курс на отметке 0, пошаговый будет изменять от 25 до -25. Полет самолета показан на рисунке 23, а на рисунке 24 – графики.

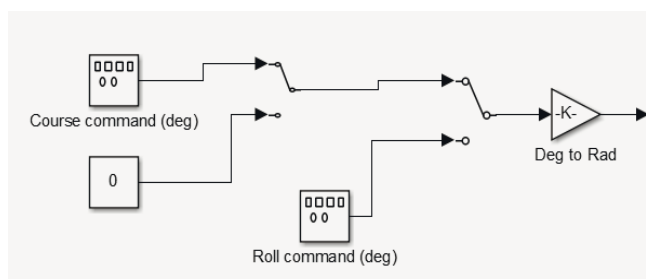


Рис. 22. Переключатель course command

На графике χ курсовой угол изменяется с 0 до 30 градусов. По графикам видно, что летательный аппарат обрабатывает поступающие импульсы.

Заключение

В статье рассмотрены различные системы координат, для понимания как различные тела ориентируются друг относительно друга. Исходя из систем координат создана математическая модель ЛА, которая представляет собой кинематическую и динамическую модель с шестью степенями свободы и двенадцатью переменными состояниями.

С помощью пакета имитационного моделирования Matlab/Simulink построена модель в 3D, которая позволяет отслеживать движение ЛА в пространстве. Построенная модель учитывает воздействие внешних сил, таких как ветер. В процессе моделирования можно изменять параметры ЛА.

При воздействии управляющих импульсов ЛА корректно обрабатывает и с прошествием некоторого времени возвращается на заданный курс, что подтверждает правильность работы системы.

В дальнейшем возможно расширение модели, для создания полностью автоматической системы облета препятствий при следовании из начальной в конечную точку.

Литература

1. Ульянов Г.Н., Иванов С.А., Владыко А.Г. Модель канала управления беспилотного летательного аппарата с нечетким логическим контроллером // Информационно-управляющие системы. 2012. №4 (59).
2. Моржов В.И., Ермачков Ю.А. Моделирование физических процессов в авиации. 2-е изд. М.: Инфра-Инженерия, 2021. 160 с. ISBN 978-5-9729-0579-9.
3. Белов Н.В., Буянов Б.Я. Разработка имитационной модели для регулирования угла крена квадрокоптера с помощью ПИД-регулятора // Телекоммуникации и информационные технологии. 2018. Т. 5. № 2. С. 134-141.
4. Nelson R.C. Flight Stability and Automatic Control. Boston, MA: McGraw-Hill, 2nd ed., 1998.
5. Blakelock J.H. Automatic Control of Aircraft and Missiles. New York: John Wiley & Sons, 2nd ed., 1991.
6. Stevens B.L., Lewis F.L. Aircraft Control and Simulation. Hoboken, NJ: JohnWiley & Sons, Inc., 2nd ed., 2003.
7. Yechout T.R., Morris S.L., Bossert D.E., Hallgren W.F. Introduction to Aircraft Flight Mechanics. AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
8. Li Y. et al. L1 Adaptive Structure-Based Nonlinear Dynamic Inversion Control for Aircraft with Center of Gravity Variations // Journal of Intelligent & Robotic Systems. 2022. Т. 106. №. 1. С. 4.
9. Ouyang M. et al. Numerical investigation on aerodynamic forces and flow patterns of high-speed trains from open air into long tunnel // Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. 2022. Т. 229. С. 105142.
10. Белов Н.В., Буянов Б.Я. Построение математической модели управления высотой и углами движения БПЛА // Телекоммуникации и информационные технологии. 2018. Т. 5. № 1. С. 100-111.
11. Красовский Н.Н. Теория управления движением. Линейные системы. М.: Наука, 1968.
12. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, Москва, 1973. 618 с.
13. Byard Randal W., Timothy W. McLain. Small unmanned aerial vehicles: theory and practice. Moscow: Technosphaera. 2015.
14. Матвеев А.В., Бобронников В.Т. Методика проектирования систем управления летательных аппаратов с использованием среды программирования MATLAB/Simulink // «Вестник Московского авиационного института». М.: Изд-во «МАИ принт», 2009. Том 16 № 4. С. 53-61.
15. Abdullah Z.B., Shneen S.W., Dakheel H.S. Simulation Model of PID Controller for DC Servo Motor at Variable and Constant Speed by Using MATLAB // Journal of Robotics and Control (JRC). 2023. Т. 4. №. 1. С. 54-59.

SIMULATION OF AN UNMANNED AIRCRAFT FLIGHT IN MATLAB SIMULINK

Nikita V. Belov, MTUCI, Moscow, Russia, n.v.belov@mtuci.ru
Vladimir N. Repinsky, MTUCI, Moscow, Russia, repinski@rambler.ru

Abstract

In this article, a simulation model of an unmanned aerial vehicle in Matlab Simulink has been developed. To build a simulation model, a mathematical description of the equations of motion of an aircraft (AC) is performed: kinematic and dynamic models with six degrees of freedom and twelve state variables, and a mathematical description of external forces acting on the aircraft is also performed. The simulation model includes several blocks that interact with each other to ensure the operation of the unmanned aerial vehicle: the aircraft dynamics unit, which is responsible for simulating the movement of the aircraft in three dimensions, the autopilot unit, which simulates the operation of the aircraft navigation system and provides stabilization in the air, the control unit engines, which regulates the speed of rotation of the engines depending on the control signals, an external environment block that simulates the air environment in which the aircraft moves. The main advantage of the constructed model is the ability to change the parameters of the aircraft interactively and evaluate the main parameters using graphs. The correctness of the autopilot operation is confirmed by the graphs of transient processes along the three axes of the aircraft: roll, pitch, yaw. In the future, based on the constructed model, it is possible to create a fully automatic obstacle avoidance system that will allow the unmanned aerial vehicle to safely move from the start to the end point, taking into account all the obstacles in the flight path. Thus, the simulation model of an unmanned aerial vehicle based on Simulink makes it possible to evaluate the operation of the autopilot and other aircraft systems with high accuracy and detail. Its use can be useful in the design and testing of new unmanned aerial vehicles.

Keywords: aircraft, UAV, Simulink, autopilot, 3D model, simulation model.

References

1. Ulyanov G.N., Ivanov S.A., Vladyko A.G. Model of the control channel of an unmanned aerial vehicle with a fuzzy logic controller. *Information and control systems*. 2012. No. 4 (59).
2. Morzhov V.I., Ermachkov Yu.A. Modeling of physical processes in aviation. 2nd ed. Moscow: Infra-Engineering, 2021. 160 p. ISBN 978-5-9729-0579-9.
3. Belov N.V., Buyanov B.Ya. Development of a simulation model for controlling the roll angle of a quadcopter using a PID controller. *Telecommunications and information technologies*. 2018. Vol. 5. No. 2. P. 134-141.
4. Nelson R.C. Flight Stability and Automatic Control. Boston, MA: McGraw-Hill, 2nd ed., 1998.
5. Blakelock J.H. Automatic Control of Aircraft and Missiles. New York: John Wiley & Sons, 2nd ed., 1991.
6. Stevens B.L., Lewis F.L. Aircraft Control and Simulation. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, Inc., 2nd ed., 2003.
7. Yechout T.R., Morris S.L., Bossert D.E., Hallgren W.F. Introduction to Aircraft Flight Mechanics. AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
8. Li Y. et al. LI Adaptive Structure-Based Nonlinear Dynamic Inversion Control for Aircraft with Center of Gravity Variations. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*. 2022. Vol. 106. No 1. P. 4.
9. Ouyang M. et al. Numerical investigation on aerodynamic forces and flow patterns of high-speed trains from open air into long tunnel. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*. 2022. Vol. 229. P. 105142.
10. Belov N.V., Buyanov B.Ya. Construction of a mathematical model for controlling the height and angles of the UAV movement. *Telecommunications and information technologies*. 2018. Vol. 5. No. 1. P. 100-111.
11. Krasovsky N.N. Theory of motion control. Linear systems. Moscow: Nauka, 1968.
12. Lebedev A.A., Chernobrovkin L.S. Dynamics of flight of unmanned aerial vehicles. Moscow: Mashinostroenie, Moscow, 1973. 618 p.
13. Byard, Randal W., Timothy W. McLain. Small unmanned aerial vehicles: theory and practice. Moscow: Technosphaera, 2015.
14. Matveev A.V., Bobronnikov V.T. A technique for designing aircraft control systems using the MATLAB / Simulink programming environment. *Bulletin of the Moscow Aviation Institute*. Moscow: Publishing house "MAI print", 2009. Vol. 16 No. 4. P. 53-61.
15. Abdullah Z.B., Shneen S.W., Dakheel H.S. Simulation Model of PID Controller for DC Servo Motor at Variable and Constant Speed by Using MATLAB. *Journal of Robotics and Control (JRC)*. 2023. Vol. 4. No. 1. P. 54-59.

Information about authors:

Nikita V. Belov, Senior Lecturer, Department of ISUIA MTUCI, Moscow, Russia

Vladimir N. Repinsky, Associate Professor at the Department of ISUIA MTUCI, Moscow, Russia