

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПОЛЕТА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

А. И. Годунов¹, П. С. Суздальцев², А. А. Жежук³,
А. Г. Избасов⁴, А. М. Мухамбетов⁵, Н. К. Юрков⁶

^{1, 6} Пензенский государственный университет, Пенза, Россия

² Филиал Военной академии материально-технического обеспечения
имени генерала армии А. В. Хрулева в г. Пензе, Пенза, Россия

³ Главное ракетно-артиллерийское управление, Москва, Россия

^{4, 5} Военный институт сил воздушной обороны, Актобе, Казахстан

¹ godunov@pnzgu.ru, ² suzdal.1990@bk.ru, ³ Zezhuk@mail.ru,
⁴ iag1973@mail.ru, ⁵ suimbayeva@internet.ru, ⁶ yurkov_NK@mail.ru

Аннотация. *Актуальность и цели.* Применение и актуальность использования беспилотных систем в настоящее время не вызывает никаких сомнений, работа в этом направлении ведется постоянно, соответственно и растут возможности беспилотных аппаратов. *Материалы и методы.* В CAD системе SolidWorks построена и разработана математическая модель квадрокоптера, после чего экспортирована в Simscape Multibody. *Результаты.* Моделирование состояния системы беспилотного летательного аппарата позволяет провести анализ его поведения и учесть такие факторы как, динамика полета с различными степенями свободы, аэродинамические характеристики и другие параметры, влияющие на полет. *Выводы.* Этот метод моделирования системы позволяет анализировать и оценивать работу системы управления квадрокоптером, а также имитировать его полетные характеристики для достижения максимально точного воспроизведения реального полета.

Ключевые слова: квадрокоптер, математическая модель, система управления

Для цитирования: Годунов А. И., Суздальцев П. С., Жежук А. А., Избасов А. Г., Мухамбетов А. М., Юрков Н. К. Математическая модель полета беспилотного летательного аппарата // Надежность и качество сложных систем. 2024. № 1. С. 21–30. doi: 10.21685/2307-4205-2024-1-3

MATHEMATICAL MODEL OF FLIGHT AN UNMANNED AERIAL VEHICLE

A.I. Godunov¹, P.S. Suzdaltsev², A.A. Zhezhuk³,
A.G. Izbasov⁴, A.M. Mukhambetov⁵, N.K. Yurkov⁶

^{1, 6} Penza State University, Penza, Russia

² Branch of the Military Academy of Logistics named after Army General A.V. Khrulev in Penza, Penza, Russia

³ Main Rocket and Artillery Directorate, Moscow, Russia

^{4, 5} Military Institute of Air Defense Forces, Aktobe, Kazakhstan

¹ godunov@pnzgu.ru, ² suzdal.1990@bk.ru, ³ Zezhuk@mail.ru,
⁴ iag1973@mail.ru, ⁵ suimbayeva@internet.ru, ⁶ yurkov_NK@mail.ru

Abstract. *Background.* The application and relevance of the use of unmanned systems currently does not cause any doubt, work in this direction is constantly being carried out, respectively, and the capabilities of unmanned vehicles are growing. *Materials and methods.* In the Simulink/MATLAB environment based on an unmanned aerial vehicle of the quadcopter type, the results of modeling its flight control system are presented. *Results.* A mathematical model of a quadcopter was built and developed in the CAD system of SolidWorks, after which it was exported to Simscape Multibody. The simulation of the quadcopter control system was obtained by exporting it from the developed model in the Simulink environment. *Conclusions.* This control system simulation method allows you to analyze and evaluate the operation of the quadcopter control system, as well as simulate its flight characteristics to achieve the most accurate reproduction of a real flight.

Keywords: quadcopter, mathematical model, control systems

For citation: Godunov A.I., Suzdaltsev P.S., Zhezhuk A.A., Izbasov A.G., Mukhambetov A.M., Yurkov N.K. Mathematical model of flight an unmanned aerial vehicle. *Nadezhnost' i kachestvo slozhnykh sistem = Reliability and quality of complex systems.* 2024;(1):21–30. (In Russ.). doi: 10.21685/2307-4205-2024-1-3

Введение

В настоящее время беспилотные летательные аппараты (БЛА) широко используются по всему миру для различных целей, таких как мониторинг, создание карт, сельское хозяйство, контроль пожароопасных зон, наблюдение за линиями электропередач, логистика и др. БЛА мультироторного типа, особенно популярны благодаря своей простоте конструкции и возможности совершать полеты с различными скоростями и маневрировать. При проектировании БЛА важным этапом является изучение их динамических характеристик, учитывая их конструктивные особенности. Современные инженерные компьютерные системы позволяют проводить процесс проектирования и моделирования полета, перенося проектные параметры из *CAD*-систем в среды моделирования систем управления. Особый интерес представляют задачи, связанные с обеспечением штатного функционирования БЛА при воздействии внешних факторов. Цель данной статьи заключается в создании математической модели квадрокоптера с использованием *CAD*-системы *SolidWorks* и связки *Simscape – Simulink* для описания физической модели и алгоритмов управления [1].

Разработка модели и ее трансляция

Разработка и создание модели малогабаритного квадрокоптера производится в *CAD*-системе *SolidWorks*, которая позволяет определять некоторые параметры модели, влияющие на его динамику, из которых – масса, моменты инерции и т.д. На рис. 1 представлена спроектированная модель малогабаритного квадрокоптера, которая соответствует техническому заданию.



Рис. 1. Модель квадрокоптера, спроектированная в системе *SolidWorks*

Выполняем экспорт этой модели в программный комплекс *Simscape/MATLAB Simulation* (рис. 2).

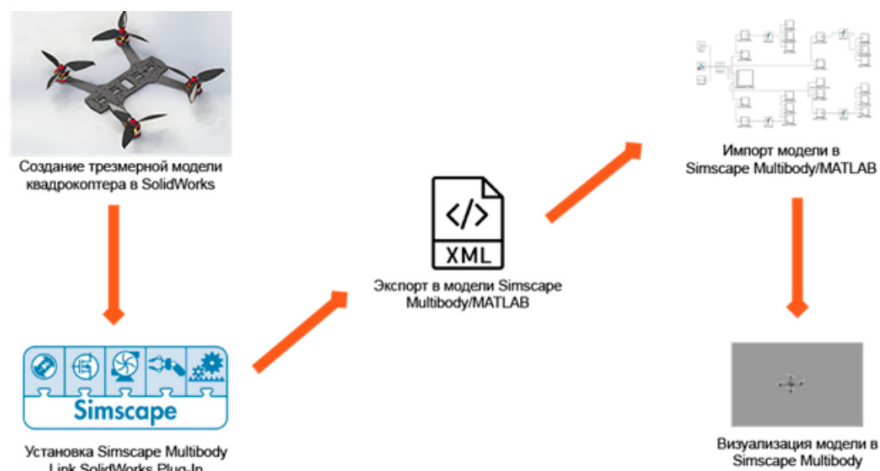


Рис. 2. Алгоритм работы плагина *CAD* экспорта

Моделирование в системе *Simulink/MATLAB* является сложным процессом из-за определения таких параметров модели, как момент инерции и координат каждого связанного элемента системы. Чтобы решить эту задачу, будем использовать среду *Simscape Multibody*, которая позволяет создавать

трехмерные динамические модели. На рис. 3 представлена трехмерная модель малогабаритного квадрокоптера в среде *Simscape Multibody*.

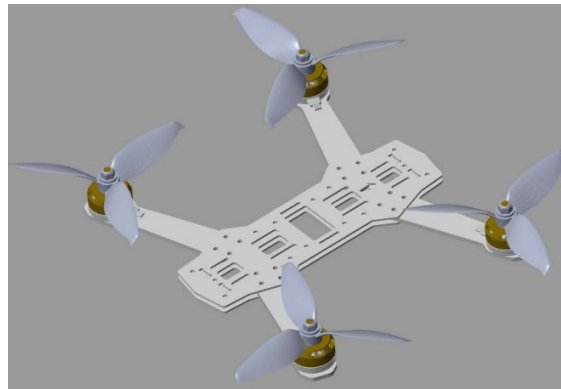


Рис. 3. Экспортированная модель в *Simscape Multibody*

Динамику движения летательных аппаратов в атмосфере определяет ГОСТ 20058-80, который определяет термины, определения, обозначения осей координат и буквенные обозначения величин, относящихся к динамике летательных аппаратов. Движение любого летательного аппарата описывается дифференциальными уравнениями, которые отражают характер изменения сил и моментов, действующих на летательный аппарат. Параметры движения летательного аппарата (скорость, высота, угловое положение) измеряются относительно определенных систем отсчета. Поэтому уравнения движения летательного аппарата могут быть составлены в некоторой системе координат. Систему координат выбирают таким образом, чтобы записываемые в ней уравнения движения имели простой и удобный для моделирования вид [2].

Как правило, применяются четыре прямоугольные системы координат: земная (стартовая), связанная, скоростная, полусвязанная. Оси в данных системах координат располагаются следующим образом: ось Y направляется вертикально вверх, ось X – вперед по продольной оси летательного аппарата, ось Z направляется перпендикулярно плоскости XOY так, чтобы система координат была правой.

Рассматриваемая модель летательного аппарата является квадрокоптером. Это летательный аппарат, как правило, с четырьмя винтами, вращение которых происходит попарно в противоположных направлениях, размещенных на жесткой раме, состоящей из двух лучей, пересекающихся в центре под прямым углом, как показано на рис. 4.

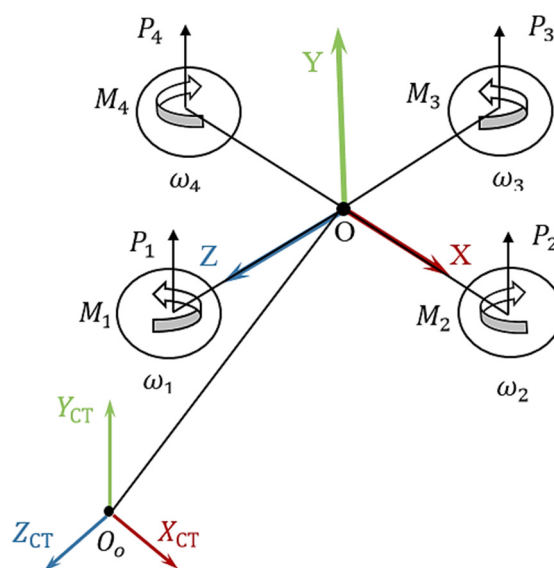


Рис. 4. Кинематическая схема квадрокоптера

Если модель квадрокоптера спроектирована верно, то его центр масс располагается в центре геометрических размеров. Кинематическая схема включает в себя связанную систему координат $OXYZ$, которая неподвижно связана с квадрокоптером, и стартовую (земную) систему координат $O_0, X_{CT}, Y_{CT}, Z_{CT}$. Подъемные силы P_1, P_2, P_3, P_4 и реактивные моменты M_1, M_2, M_3, M_4 возникают от вращения соответствующих винтов с угловыми скоростями $\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4$. Ориентация квадрокоптера в пространстве определяется углами: рыскания ψ (угол между осью OZ и плоскостью O_0, Y_{CT}, Z_{CT}), тангажа ϑ (угол между осью OX и плоскостью O_0, X_{CT}, Z_{CT}) и крена γ (угол между осью OX и плоскостью O_0, X_{CT}, Y_{CT}).

Система уравнений полета квадрокоптера

Пространственное движение квадрокоптера описывается системой уравнений, в которую входят уравнения поступательного движения центра тяжести, вращательного движения относительно центра тяжести, уравнения связи, кинематические уравнения и уравнения проекции вектора скорости на оси связанной с квадрокоптером системы координат [3].

Уравнения поступательного движения. Эти уравнения центра тяжести квадрокоптера могут быть получены на основе известной из механики теоремы об изменении количества движения:

$$m \frac{d\bar{V}_a}{dt} = \sum \bar{F}, \quad (1)$$

где $\frac{d\bar{V}_a}{dt}$ – ускорение движения квадрокоптера в неподвижной системе координат; $\sum \bar{F}$ – равнодействующая сил, приложенных к квадрокоптеру.

Движение квадрокоптера обычно происходит с вращением относительно центра тяжести с угловой скоростью $\bar{\omega}$ (рис. 5). Поэтому полное абсолютное ускорение $\frac{d\bar{V}_a}{dt}$ состоит из поступательного и переносного ускорений:

$$\frac{d\bar{V}_a}{dt} = \frac{d\bar{V}}{dt} + \bar{\omega} \bar{V}. \quad (2)$$

Теперь теорема об изменении количества движения будет представлена уравнением

$$m \left(\frac{d\bar{V}}{dt} + \bar{\omega} \bar{V} \right) = \sum \bar{F}. \quad (3)$$

Проектируя векторы левой и правой частей этого уравнения на оси связанной системы координат, можно получить следующую систему дифференциальных уравнений движения центра тяжести квадрокоптера:

$$m \left(\frac{dV_{x1}}{dt} + V_{z1} \omega_{y1} - V_{y1} \omega_{z1} \right) = \sum F_{x1}; \quad (4)$$

$$m \left(\frac{dV_{y1}}{dt} + V_{x1} \omega_{z1} - V_{z1} \omega_{x1} \right) = \sum F_{y1}; \quad (5)$$

$$m \left(\frac{dV_{z1}}{dt} + V_{y1} \omega_{x1} - V_{x1} \omega_{y1} \right) = \sum F_{z1}, \quad (6)$$

где m – масса квадрокоптера; V_{x1}, V_{y1}, V_{z1} – проекции вектора скорости $\bar{V}$ центра тяжести квадрокоптера на связанные оси; $\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}$ – проекции на связанные оси вектора угловой скорости $\bar{\omega}$ квадрокоптера, а следовательно, и угловой скорости вращения связанной системы относительно земной системы координат; $\sum F_{x1}, \sum F_{y1}, \sum F_{z1}$ – проекции сил, действующих на квадрокоптер, на соответствующие оси связанной системы координат.

Уравнения вращательного движения. Эти уравнения получаются на основе теоремы об изменении кинетического момента:

$$m \frac{d\bar{K}}{dt} = \sum \bar{M},$$

где $\bar{K}$ – вектор кинетического момента; $\sum \bar{M}$ – результирующий вектор моментов, приложенных к квадрокоптеру.

Если выразить вектор $\bar{K}$ через его составляющие, а затем спроектировать векторы $\frac{d\bar{K}}{dt}$ и $\sum \bar{M}$ на оси связанной системы координат (рис. 5), то получим следующую систему уравнений вращательного движения квадрокоптера [4]:

$$I_{x1} \frac{d\omega_{x1}}{dt} + (I_{z1} - I_{y1}) \omega_{y1} \omega_{z1} = \sum M_{x1}; \quad (7)$$

$$I_{y1} \frac{d\omega_{y1}}{dt} + (I_{x1} - I_{z1}) \omega_{x1} \omega_{z1} = \sum M_{y1}; \quad (8)$$

$$I_{z1} \frac{d\omega_{z1}}{dt} + (I_{y1} - I_{x1}) \omega_{x1} \omega_{y1} = \sum M_{z1}, \quad (9)$$

где I_{x1}, I_{y1}, I_{z1} – моменты инерции квадрокоптера относительно связанных осей координат; $\sum M_{x1}, \sum M_{y1}, \sum M_{z1}$ – суммы проекций моментов всех сил на связанные оси.

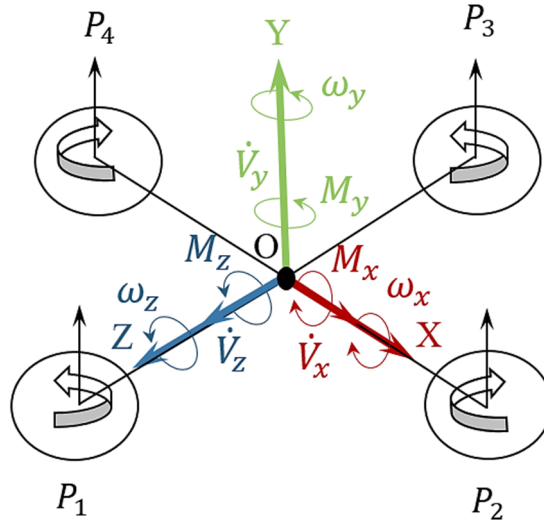


Рис. 5. Поступательные и вращательные движения, создаваемые квадрокоптером в полете относительно осей системы координат

Уравнения связи. Эти уравнения устанавливают связь между производными углов $\frac{d\vartheta}{dt}, \frac{d\gamma}{dt}, \frac{d\psi}{dt}$ и угловыми скоростями квадрокоптера относительно связанной системы координат:

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_{z1} \cos \gamma - \omega_{y1} \sin \gamma; \quad (10)$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_{x1} - \sin \vartheta \frac{d\psi}{dt}; \quad (11)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_{y1} \cos \gamma - \omega_{z1} \sin \gamma). \quad (12)$$

Угловая скорость $\frac{d\vartheta}{dt}$ направлена вдоль проекции оси O_1Z_1 на горизонтальную плоскость. Угловая скорость крена $\frac{d\gamma}{dt}$ определяется проекцией вектора угловой скорости самолета $\bar{\omega}$ на ось O_1X_1 связанной системы координат. Угловая скорость $\frac{d\psi}{dt}$ является проекцией на ось O_0Y_0 земной системы координат (рис 6).

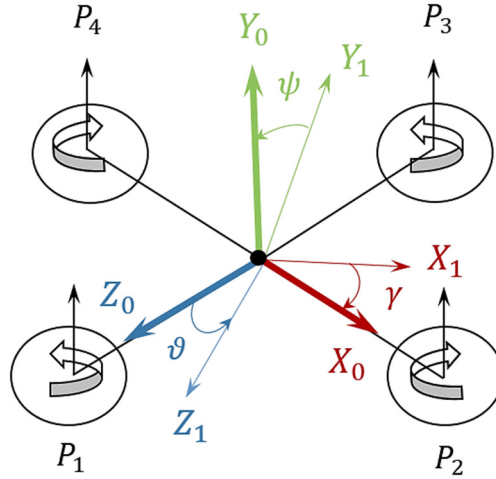


Рис. 6. Схема углов тангажа, крена и рысканья

Кинематические уравнения. Эти уравнения описывают движение центра тяжести квадрокоптера по траектории в системе координат, связанной с Землей. Они устанавливают зависимость вертикальной скорости $\frac{dH}{dt}$, поступательной скорости $\frac{dS}{dt}$ и скорости бокового перемещения квадрокоптера $\frac{dz}{dt}$ от скорости полета V и скорости ветра U :

$$\frac{dH}{dt} = V_y = V \sin \theta_e + U_y; \quad \frac{dS}{dt} = V_x = V \cos \theta_e + U_x; \quad \frac{dz}{dt} = V_z = V \sin \theta_e + U_z,$$

где U_x, U_y, U_z – составляющие вектора скорости ветра U ; V_x, V_y, V_z – проекции вектора скорости на оси земной системы координат.

Уравнение, определяющее зависимость высоты H от скорости полета V при отсутствии вертикального ветра U_y , принимает вид [5]

$$\frac{dH}{dt} = V_y = V \sin \theta_b. \quad (13)$$

Угол наклона траектории в вертикальной плоскости θ_b связан с углами тангажа ϑ , крена γ , атаки α и скольжения β уравнением

$$\sin \theta_e = \cos \alpha \cos \beta \sin \vartheta - \sin \alpha \cos \beta \cos \vartheta \cos \gamma - \sin \beta \sin \gamma \cos \vartheta. \quad (14)$$

Уравнения проекции вектора скорости. Эти уравнения на оси связанной системы координат имеют следующий вид:

$$V_{x1} = V \cos \alpha \cos \beta; \quad (15)$$

$$V_{y1} = V (-\sin \alpha \cos \beta); \quad (16)$$

$$V_{z1} = V \sin \beta. \quad (17)$$

Система уравнений (4)–(17) описывает движение в пространстве неуправляемого квадрокоптера.

Преобразование уравнений полета квадрокоптера к виду, удобному для моделирования

Преобразование уравнений поступательного движения. Для моделирования системы уравнений движения квадрокоптера (4)–(17) необходимо выразить силы и моменты в зависимости от параметров полета. Из уравнений поступательного движения (4)–(6) можно получить уравнения для определения истинной воздушной скорости V , угла атаки α и угла скольжения β . Уравнение истинной воздушной скорости V , т.е. скорости движения квадрокоптера относительно воздушной среды, получается из уравнения (4) проектированием сил, приложенных к квадрокоптеру, на скоростную ось Ox (рис. 7) [6]:

$$m \frac{dV_x}{dt} = \sum F_x. \quad (18)$$

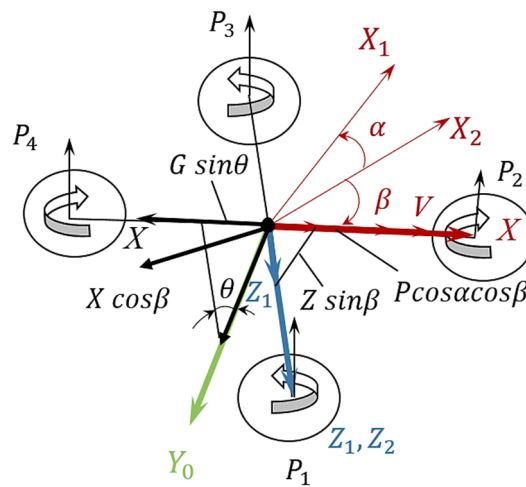


Рис. 7. Проекция сил на скоростную ось Ox

В этом случае составляющая скорости V_x равна истинной воздушной скорости $V_x = V$. Сила тяги P задается в связанной системе координат, проекция силы P на ось Ox есть $P \cos \alpha \cos \beta$. Сила лобового сопротивления X задается в полусвязанной системе координат, проекция этой силы на скоростную ось направлена по отрицательной полуоси X и равна $X \cos \beta$. Сила веса G задается в земной системе координат, ее проекция на ось Ox есть $G \sin \theta$. Боковая аэродинамическая сила задается в полусвязанной системе, ее проекция на скоростную ось Ox есть $Z \sin \beta$. Подъемная сила Y также задается в полусвязанной системе, и ее проекция на ось Ox равна нулю.

С учетом полученных величин проекций сил уравнение можно записать так:

$$\sum F_x = P \cos \alpha \cos \beta - X \cos \beta - Z \sin \beta - G \sin \theta. \quad (19)$$

В уравнении (19) первое слагаемое характеризует тягу двигателя. Если на квадрокоптер установлены четыре двигателя, то общая тяга P равняется сумме тяг:

$$P = P_1 + P_2 + P_3 + P_4.$$

Величина силы лобового сопротивления зависит от скоростного напора и площади крыла:

$$X = C_x \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где S – площадь квадрокоптера, m^2 ; $\frac{\rho V^2}{2} = q$ – скоростной напор; C_x – коэффициент лобового сопротивления.

Уравнение для определения угла атаки α получается из уравнения (5) для проекций сил на ось O_1y_1 связанной системы координат (рис. 8):

$$\sum F_{y1} = Y \cos \alpha + X \sin \alpha - G \cos \vartheta \cos \gamma.$$

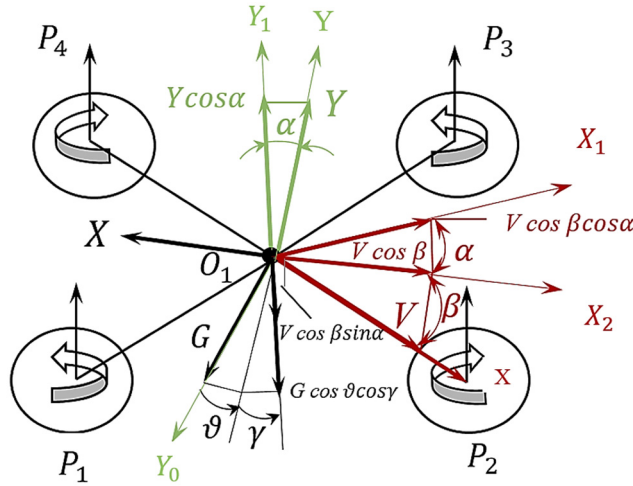


Рис. 8. Проекция сил на скоростную ось O_1y_1

Проекция сил P и Z на эту ось равны нулю; силы Y, X, G проектируются на ось O_1y_1 так же, как и на ось Ox .

Подъемная сила задается в полусвязанной системе координат и определяется по формуле

$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S.$$

Уравнение для определения угла скольжения β выводится из уравнения сил (6). На ось z_1 связанной системы координат дают проекции силы Z, G, X (рис. 9). Проекция силы веса равна $G \cos \vartheta \sin \gamma$. Проекция силы сопротивления $X \sin \beta$ мала по сравнению с другими силами и может не учитываться. Проекция сил P и Y на ось z_1 равны нулю. Сумма проекций сил на ось z_1 :

$$\sum F_{z1} = Z + G \cos \vartheta \sin \gamma.$$

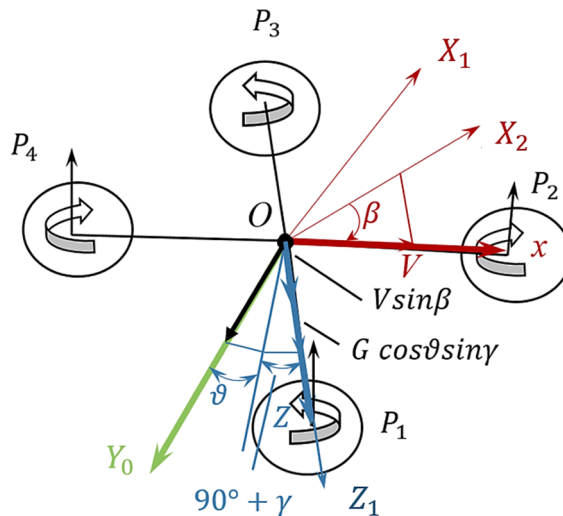


Рис. 9. Проекция сил на скоростную ось Oz_1

Заключение

В данной статье предложен метод объединения твердотельных и динамических компьютерных моделей для проектирования беспилотного летательного аппарата типа квадрокоптер на начальных этапах разработки с использованием программных комплексов *SolidWorks* и *Simscape Multibody*.

Проведенное моделирование состояния системы беспилотного летательного аппарата является важным инструментом для разработки и совершенствования квадрокоптера, которое позволяет провести анализ его поведения и учесть такие факторы, как динамика полета с различными степенями свободы, аэродинамические характеристики и другие параметры, влияющие на полет. Получение достоверной информации способствует их совершенствованию, улучшению и расширению возможностей, а также позволяет оптимизировать управление, улучшить стабильность и автономность полета, оценить производительность системы [7].

Список литературы

1. Мусалимов В. М., Заморуев Г. Б., Калапышина И. И. [и др.]. Моделирование мехатронных систем в среде MATLAB (Simulink / SimMechanics) : учеб. пособие. СПб. : НИУ ИТМО, 2013. С. 114–116.
2. Козорез Д. А., Обрезков И. В., Тихонов К. М., Тишков В. В. Разработка комплексной модели решения вертолетом функциональной задачи // Труды МАИ. 2012. № 62. С. 123–128.
3. Тихонов К. М., Тишков В. В. *SimMechanics Matlab* как средство моделирования динамики сложных авиационных робототехнических систем // Труды МАИ. 2010. № 41. С. 218–222.
4. Дивеев А. И., Конырбаев Н. Б. Управление группой квадрокоптеров методом вариационного аналитического программирования // Труды МАИ. 2017. № 96. С. 112–116.
5. Огольцов И. И., Рожнин Н. Б., Шеваль В. В. Разработка математической модели пространственного полета квадрокоптера // Труды МАИ. 2015. № 83. С. 67–71.
6. Северцев Н. А., Зацаринный А. А. Учет случайности нагрузки и прочности в расчетах надежности конструкций оборонных технических систем для безопасной работы // Надежность и качество сложных систем. 2017. № 4. С. 90–96.
7. Теличкань В. С., Увайсов С. У., Иванов И. А. Влияние ударных воздействий на показатели качества оптических систем посадки самолетов // Труды Международного симпозиума Надежность и качество. 2018. Т. 1. С. 93–100.

References

1. Musalimov V.M., Zamoruev G.B., Kalapyshina I.I. et al. *Modelirovanie mekhatronnykh sistem v srede MATLAB (Simulink / SimMechanics): ucheb. posobie* = Modeling of mechatronic systems in MATLAB (Simulink / SimMechanics) : textbook. Saint Petersburg: NIU ITMO, 2013:114–116. (In Russ.)
2. Kozorez D.A., Obrezkov I.V., Tikhonov K.M., Tishkov V.V. Development of a complex model for solving a functional problem by helicopter. *Trudy MAI = Proceedings of MAI*. 2012;(62):123–128. (In Russ.)
3. Tikhonov K.M., Tishkov V.V. SimMechanics Matlab as a tool for modeling the dynamics of complex aviation robotic systems. *Trudy MAI = Proceedings of MAI*. 2010;(41):218–222. (In Russ.)
4. Diveev A.I., Konyrbaev N.B. Control of a group of quadcopters by the method of variational analytical programming. *Trudy MAI = Proceedings of MAI*. 2017;(96):112–116. (In Russ.)
5. Ogoltsov I.I., Rozhnin N.B., Sheval' V.V. Development of a mathematical model of spatial flight of a quadcopter. *Trudy MAI = Proceedings of MAI*. 2015;(83):67–71. (In Russ.)
6. Severtsev N.A., Zatsarinnyy A.A. Taking into account the randomness of load and strength in calculations of reliability of structures of defense technical systems for safe operation. *Nadezhnost' i kachestvo slozhnykh system = Reliability and quality of complex systems*. 2017;(4):90–96. (In Russ.)
7. Telichkan' V.S., Uvaysov S.U., Ivanov I.A. The impact of shock effects on the quality indicators of optical aircraft landing systems. *Trudy Mezhdunarodnogo simpoziuma Nadezhnost' i kachestvo = Proceedings of the International Symposium Reliability and Quality*. 2018;1:93–100. (In Russ.)

Информация об авторах / Information about the authors

Анатолий Иванович Годунов

доктор технических наук, профессор,
заслуженный деятель науки РФ,
профессор кафедры автоматики и телемеханики,
Пензенский государственный университет
(Россия, г. Пенза, ул. Красная, 40)
E-mail: godunov@pnzgu.ru

Anatoly I. Godunov

Doctor of technical sciences, professor,
the honoured worker of science
of the Russian Federation,
professor of the sub-department
of automation and telemechanics,
Penza State University
(40 Krasnaya street, Penza, Russia)

Павел Сергеевич Суздальцев

адъюнкт,
Филиал Военной академии
материально-технического
обеспечения имени генерала армии
А. В. Хрулева в г. Пензе
(Россия, г. Пенза, Военный городок)
E-mail: suzdal.1990@bk.ru

Андрей Андреевич Жезжук

кандидат технических наук,
начальник НТК ГРАУ,
Главное ракетно-артиллерийское управление
(Россия, г. Москва, пер. Козловского, 6)
E-mail: Zezhuk@mail.ru

Аскар Гадылашиевич Избасов

заместитель начальника,
Военный институт сил воздушной обороны
(Казахстан, г. Актобе, ул. Алии Молдагуловой, 39А)
E-mail: iag1973@mail.ru

Асылбек Маратович Мухамбетов

старший офицер отдела связи
и радиотехнического обеспечения,
Военный институт сил воздушной обороны
(Казахстан, г. Актобе, ул. Алии Молдагуловой, 39А)
E-mail: suimbayeva@internet.ru

Николай Кондратьевич Юрков

доктор технических наук, профессор,
заслуженный деятель науки РФ,
заведующий кафедрой конструирования
и производства радиоаппаратуры,
Пензенский государственный университет
(Россия, г. Пенза, ул. Красная, 40)
E-mail: yurkov_NK@mail.ru

Pavel S. Suzdaltsev

Adjunct,
Branch of the Military Academy
of Logistics named after Army General
A.V. Khrulev in Penza
(Military town, Penza, Russia)

Andrey A. Zhezhuk

Candidate of technical sciences,
head of the NTC GRAU,
Main Rocket and Artillery Directorate
(6 Kozlovsky lane, Moscow, Russia)

Askar G. Izbasov

Deputy head,
Military Institute of the Air Defense Forces
(39A Aliya Moldagulova street, Aktobe, Kazakhstan)

Asylbek M. Mukhambetov

Senior officer of the department of communications
and radio engineering support,
Military Institute of the Air Defense Forces
(39A Aliya Moldagulova street, Aktobe, Kazakhstan)

Nikolay K. Yurkov

Doctor of technical sciences, professor,
the honoured worker of science
of the Russian Federation,
head of the sub-department
of radio equipment design and production,
Penza State University
(40 Krasnaya street, Penza, Russia)

**Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов /
The authors declare no conflicts of interests.**

Поступила в редакцию/Received 17.01.2024

Поступила после рецензирования/Revised 28.01.2024

Принята к публикации/Accepted 15.02.2024