

4. Gubarev, S.A., *Izmenenie funktsional'nosti i struktur bespilotnykh letatel'nykh apparatov dlya grazhdanskogo naznacheniya* / S.A. Gubarev, E.R. Shin // *Vektor GeoNauk*. – 2020. – №2.
5. Shevrikuko, Yu.F. *Issledovanie i razrabotka algoritmov upravleniya bespilotnymi letatel'nymi apparatami dlya monitoringa prirodnykh i tekhnogennykh ob"ektov* / Yu.F. Shevrikuko, S.B. Voloshin, M.A. Kovaleva // *Estestvennye i matematicheskie nauki v sovremennom mire*. – 2015. – №6 (30).
6. Khar'kov, V.P. *Upravlenie vektorom skorosti poleta letatel'nogo apparata na osnove energeticheskogo podkhoda* / V.P. Khar'kov, S.P. Khalyutin // *Nauchnyy vestnik MGTU GA*. – 2015. – №213 (3).
7. Gen, K., Chulin N.A. *Algoritmy stabilizatsii dlya avtomaticheskogo upravleniya traektornym dvizheniem kvadrokoptera* / K. Gen, N.A. Chulin // *Mashinostroenie i komp'yuternye tekhnologii*. – 2015. – №5.
8. Yushchenko, A.S. *Sistema upravleniya kvadrokoptrom na osnove adaptivnoy neyronnoy seti* / A.S. Yushchenko, K.R. Lebedev, Kh. Zabikhafar // *Mashinostroenie i komp'yuternye tekhnologii*. – 2017. – №7.
9. Kalugin, A.I. *Optimizatsionnyy eksperiment v srede AnyLogic* / A.I. Kalugin // *Nauka i shkola*. – 2015. – №4.
10. Fedotova, V.S. *Tekhnologii imitatsionnogo modelirovaniya v sisteme AnyLogic* / V.S. Fedotova // *Tsarskosel'skie chteniya*. – 2013. – №XVII.
11. Popov, A.N. *Algoritmy ekspluatatsionnoy nadezhnosti bol'shoy morskoy sistemy svyazi i identifikatsii sudov beregovymi tsentrami v kontseptsii razvitiya e-Navigatsii* / A.N. Popov, D.G. Chernoglazov, A. Yu. Tatarov // *Transportnoe delo Rossii*. 2019. № 1. S. 171-174.
12. Astrein, V.V. *Metodologicheskie osnovy raspredelennoy avtomatizirovannoy sistemy upravleniya bezopasnost'yu sudovozhdeniya* / V.V. Astrein, S.I. Kondrat'ev, A.L. Boran-Keshish'yan // *Ekspluatatsiya morskogo transporta*. – 2020. – № 3 (96). – S. 59-64.

УДК 004.942

DOI: 10.34046/aumsuomt99/22

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В СРЕДЕ ДИНАМИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ SIMINTECH

*С.О. Малахов, кандидат экономических наук, доцент  
Ф.Ф. Оленко, преподаватель Т*

В данной статье рассматриваются результаты моделирования системы управления полетом беспилотного летательного аппарата (БПЛА) типа октокоптер в среде динамического моделирования SimInTech, куда была экспортирована разработанная математическая модель, а также предложена система управления на основе пропорционально-интегрально-дифференцирующего (ПИД) регулятора. При этом имитационное моделирование системы управления октокоптером завершилось экспортом системы управления, разработанной в среде Simulink. Описанный подход к моделированию системы управления позволяет воспроизвести динамику полета реального физического объекта и произвести оценку системы управления коптером. Моделирование эффектов прецессии в статье не рассматривается, также принимается, что и реактивный момент каждой винтомоторной группы (ВМГ) равен нулю, т.е. каждая ВМГ имеет два двигателя и винта, которые вращаются с одинаковой скоростью в противоположные стороны. В статью также не включен вопрос моделирования отказов оборудования, и предполагается, что объект находится только в воздухе, т.е. находится в режиме полета по умолчанию. В приведенной модели не были реализованы аварийные ситуации, режимы посадки и взлета коптера, захват им груза и разгрузка, а также выходят за рамки статьи вопросы подробного моделирования датчиков, фильтрации сигналов и шумов, изгиб рамы коптера и/или винтов, работа на предельных нагрузках, написание драйверов к той или иной аппаратуре. Техническим результатом применения алгоритма является конструирование и параметрическая реализация модели динамики объекта в общем виде и в объеме, достаточном для проектирования полетного контроллера и наземного пульта управления коптером.

**Ключевые слова.** Коптер; беспилотный летательный аппарат; программно-аппаратный комплекс; математическое моделирование.

## MODELING THE DYNAMICS OF THE FLIGHT OF UNMANNED AERIAL VEHICLES IN THE DYNAMIC SIMULATION ENVIRONMENT SIMINTECH

*S.O. Malakhov, F.F. Olenko*

This article discusses the results of modeling the field control system of an unmanned aerial vehicle (UAV) type of the octo-copter in the Simintech dynamic simulation environment, where the developed mathematical model was exported, and the control system based on proportional and integral-differentiating (PID) of the regulator was properly. Simulation of the Octo-copter control system was completed by exporting the control system developed in the Simulink environment. The described approach to modeling the control system allows you to evaluate the Capter Management System and reproduce the dynamics of the real physical object. At the

same time, the simulation of the effects of precession is omitted here, it is assumed that the jet moment of each screw-engine group (NMG) is zero, namely: each NMG has two engines and screws rotating at the same speed in opposite sides. The question of modeling equipment failures is also omitted and it is assumed that the object is only in the air (in normal mode of flight), landing and take-off modes, emergency situations, cargo capture and unloading - in the above model are not implemented, and no question of detailed simulation of sensors, filtering Signals and noise, bending of the frame of the copter and / or screws, work on the proceedable loads, writing the drivers to one or another hardware. The technical result of the application of the algorithm is the design and parametric implementation of the object dynamics model in general and in the amount sufficient to design the flight controller and the ground control panel of the copter.

**Key words.** Quadrocopter, unmanned aerial vehicle, hardware and software system, hardware and software system, math modeling.

### Введение

В настоящее время большинство беспилотных летательных аппаратов (дронов) превратились из развлекательных в сложные машины, которые служат людям в их различных действиях. Например, квадрокоптеры, которые активно используются для кадастровой аэрофотосъемки, а также позволяют проводить поиск людей и наблюдение за пожарами в отдаленных районах лесных массивов, а также поиск и регистрацию диких животных, а также доставку товаров на короткие расстояния. В сфере их применения также находится производство любительской и профессиональной фото- и видеосъемки [1, 2, 3].

Коптер – очень маневренный летательный аппарат с небольшой устойчивостью, поскольку его динамика подвержена сильным внешним ветровым возмущениям из-за достаточно малой массы. Поэтому система управления коптером должна принципиально решать задачи угловой и пространственной стабилизации, когда он достигает определенной высоты (взлета) и обеспечивает посадку, зависание и полет по определенной траектории. Надо сказать, что система управления коптером достаточно требовательна к точности и скорости с учетом ограничений.

### Постановка проблемы

Нами рассматривается: объект массой порядка 10-25 кг, который обладает 4, 6 или 8-ю парными соосными винтомоторными группами (ВМГ), а они, в свою очередь, расположены по традиционной схеме quadro-, hexa- или octocoptera на жесткой раме, а также 8, 12 или 16 двигателями типа T-motors Antigravity 6007 KV320 или аналогичными и соответствующими им винтами.

В задаче будем исходить из грузоподъемности одной ВМГ порядка 2 кг на 50% газа. Рассмотрим условия, что конструкция аппарата до конца не определена, и необходимо разработать и дополнить модель динамики объекта параметрически, в общем виде и в объеме, который будет достаточным для проектирования полетного контроллера и наземного пульта управления коптером [4, 7].

В различных источниках данных приведено довольно много моделей квадрокоптеров, упоминаются некоторые модели гекса- и октокоптеров, при этом в реализуемой задаче можно выделить следующие допущения и упрощения.

Моделирование двигателя. Наш двигатель предполагается моделировать как инерционное (апериодическое) соединение первого порядка. На вход данного соединения подается заданное значение угловой скорости, а на выход – текущее (измеренное) значение угловой скорости вращения. При интеграции скорости вращения мы получим текущий угол поворота. Сила тяги ВМГ развивается пропорционально квадрату угловой скорости, это показано на формулах (1, 2):

$$F_M(t) = C_T \times \omega^2(t), \quad (1)$$

$$M_M(t) = C_Q \times \omega^2(t), \quad (2)$$

где  $C_T = 2.02268 \cdot 10^{-4} \text{Н} \cdot \text{с}^2$  (для выбранной винтомоторной группы, согласно ее характеристике);  $M_M \approx 0 \text{Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2$  – реактивный момент двигателя;  $\omega(t)$  – текущая угловая скорость, рад/с.

Реактивный момент каждого двигателя ВМГ также развивает пропорционально квадрату угловой скорости, но в нашем случае он будет равен 0.

Моделирование мультироторного аппарата. Мультироторный аппарат, рассматриваемый в задаче, моделируется как твердое тело. Соответственно, он представляет собой жесткую, т.е. недеформируемую, раму постоянной массы, которая имеет симметрию по трем главным осям и прикрепленные к ней ВМГ в одной плоскости, а уже в ней находится центр масс аппарата. В рассматриваемой модели ВМГ расположены на восьми лучах и жестко закреплены относительно рамы – четыре из них обладают одной длиной, а другие четыре могут иметь другую длину.

Таким образом, можно вести речь о том, что радиус-векторы центров ВМГ и единичные векторы (орты) силы тяги каждой ВМГ являются геометрическими константами в системе координат, имеющей связь с коптером. Иначе говоря, величина  $F_M(t)$  [Н], вычисленная в модели ВМГ, является модулем вектора силы, который приложен

всегда в определенной точке коптера и в определенном направлении. В процессе полета данное направление будет меняться, но относительно рамы коптера и связанной с ней системы координат оно будет оставаться практически неизменным [5].

Используемые системы координат. В нашем проекте используется две системы координат: связанная с Землей неподвижная инерциальная и связанная с коптером подвижная. Данные системы координат мы обозначим буквами I и B, от английских слов inertial – инерциальный и body – тело. Определим, что оси системы направлены:  $x_I$  – вправо,  $y_I$  – на наблюдателя,  $z_I$  – вниз,  $x_B$  – вправо вдоль луча первой ВМГ,  $y_B$  – на наблюдателя вдоль луча третьей ВМГ,  $z_B$  – сверху вниз при нормальной ориентации коптера, как показано на рисунке 1.

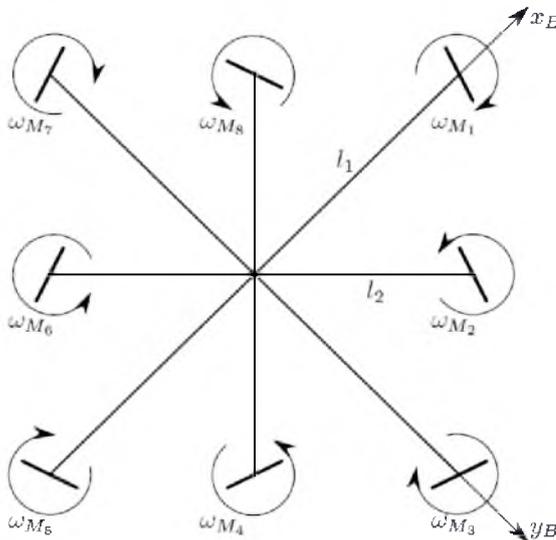


Рисунок 1 – Направления осей систем

Таким образом, если  $l_1$  – длина луча у 1, 3, 4 и 5-й ВМГ, а  $l_2$  – длина лучей у 2, 4, 6 и 8-й ВМГ, то в системе координат B векторы центров ВМГ будут равны:

$$\begin{aligned}\vec{r}_{M1} &= (l_1, 0, 0)^T, \\ \vec{r}_{M2} &= 1/\sqrt{2} (l_2, l_2, 0)^T, \\ \vec{r}_{M3} &= (0, l_1, 0)^T, \\ \vec{r}_{M4} &= 1/\sqrt{2} (-l_2, l_2, 0)^T, \\ \vec{r}_{M5} &= (l_1, 0, 0)^T, \\ \vec{r}_{M6} &= 1/\sqrt{2} (-l_2, -l_2, 0)^T, \\ \vec{r}_{M7} &= (0, -l_1, 0)^T, \\ \vec{r}_{M8} &= 1/\sqrt{2} (l_2, -l_2, 0)^T.\end{aligned}$$

В рассматриваемой модели, чтобы коптер управлялся по курсу, вектора сил тяги каждой ВМГ должны быть, как минимум, повернуты вокруг каждого луча на небольшой угол порядка 1-5 градусов, т.е. немного отклонены от вертикального направления, но при этом в разные стороны: четные – в одну, а нечетные – в другую, при этом

имеется отсутствие реактивного момента двигателей. Если обозначить вышеуказанный угол как  $\gamma$ , единичные векторы можно получить в следующих видах:

$$\begin{aligned}\vec{e}_{M1} &= (0, -\sin(\gamma), -\cos(\gamma))^T, \\ \vec{e}_{M2} &= (-\frac{\sin(\gamma)}{\sqrt{2}}, \frac{\sin(\gamma)}{\sqrt{2}}, -\cos(\gamma))^T, \\ \vec{e}_{M3} &= (\sin(\gamma), 0, \cos(\gamma))^T, \\ \vec{e}_{M4} &= (-\frac{\sin(\gamma)}{\sqrt{2}}, -\frac{\sin(\gamma)}{\sqrt{2}}, -\cos(\gamma))^T, \\ \vec{e}_{M5} &= (0, \sin(\gamma), -\cos(\gamma))^T, \\ \vec{e}_{M6} &= (\frac{\sin(\gamma)}{\sqrt{2}}, -\frac{\sin(\gamma)}{\sqrt{2}}, -\cos(\gamma))^T, \\ \vec{e}_{M7} &= (-\sin(\gamma), 0, -\cos(\gamma))^T, \\ \vec{e}_{M8} &= (\frac{\sin(\gamma)}{\sqrt{2}}, \frac{\sin(\gamma)}{\sqrt{2}}, -\cos(\gamma))^T.\end{aligned}$$

Построим дальнейший каркас модели на основе этих геометрических констант, которые являются таковыми только в системе координат B, связанной с коптером. В иных случаях винтомоторных групп может быть другое количество, и данные группы могут быть направлены в других направлениях, а также располагаться в других местах у коптера.

Учитываемые силы. На коптер действуют следующие силы:

– Силы тяги ВМГ – их всего восемь, при этом они направлены вдоль своих направлений, модуль сил вычисляется в зависимости от угловой скорости вращения соответствующей ВМГ.

– Сила воздействия воздуха (ветер) – будет моделироваться как состоящая из двух компонент, при этом она прямо пропорциональна плотности воздуха, квадрату линейной скорости рассматриваемого объекта в воздухе и характерной площади сечения в выбранном направлении, что является коэффициентом формы (отношение среднеквадратичного значения какой-то величины к среднему модулю (среднему абсолютному значению) той же величины). Данная сила является внешней возмущающей силой и задается произвольным образом, либо при помощи дополнительной «модели ветра». Ее расчеты выходят за рамки настоящей статьи, и поэтому она не рассматривается.

– Внешняя сила или возмущение является произвольным внешним воздействием, в рассматриваемой модели такая возможность заложена в виде простого способа проверки на устойчивость регуляторов по каждому из направлений.

– Сила тяжести, имеющая направление всегда вдоль оси инерциальной системы координат  $z_I$  вниз, при этом она является постоянной величиной и зависит только от массы коптера, которая принимается постоянной и не меняется, но можно допустить, что в процессе моделирования ее

можно будет менять, имитируя дополнительный полезный груз, навешенный на коптер.

Учитываемые моменты. При движении коптера возникают следующие моменты:

– Реактивный момент двигателей ВМГ – в рассматриваемой модели он равен нулю по причине парности двигателей и винтов в каждой ВМГ, который можно учитывать в общем случае. Этот момент также используется для управления по курсу в некоторых моделях коптеров.

– Явление прецессии – в рассматриваемой модели оно является нулевым, при этом в общем случае оно требует отдельных расчетов.

– Момент сопротивления воздуха является аналогичным силе сопротивления воздуха, он будет прямо пропорционален плотности воздуха, квадрату угловой скорости коптера и коэффициенту формы.

– Опрокидывающий момент от ветровой нагрузки – выражается алгебраическим значением проекции момента действующих сил на ось.

– Внешний возмущающий момент – вычисляется математически и используется для отладки регуляторов.

– Моменты от сил тяги ВМГ – в рассматриваемой модели возможно следующее допущение: поскольку винты расположены не в центре масс коптера, то каждый из них будет создавать свой поворотный момент. Вероятно, они являются основным фактором, который управляет ориентацией коптера в пространстве.

Реализация уравнений динамики в среде структурного моделирования

В настоящей статье предложен один из вариантов реализации уравнений динамики средствами среды динамического моделирования SimInTech. В общем виде они выражаются зависимостями (3, 4):

$$\frac{d\vec{v}_B}{dt} = \frac{1}{m} (\vec{F}_M(t) + \vec{F}_D(t) + \vec{F}_O(t)) + gR_{IB}\vec{e}_I z - \vec{\omega}_B(t) \times \vec{v}_B(t), \quad (3)$$

$$\frac{d\vec{\omega}_B}{dt} = I_B^{-1} (\vec{M}_M(t) + \vec{M}_D(t) - \vec{\omega}_B(t) \times (I_B \vec{\omega}_B(t))), \quad (4)$$

где I, B – системы координат; M – работа двигателей только в части создаваемой силы тяги и моментов от нее, D – сила сопротивления воздуха вместе с ветром; O – внешнее возмущение.

В системе координат B получены два векторных дифференциальных уравнения. Эти уравнения при переходе к проекциям и скалярным уравнениям дают шесть других нелинейных дифференциальных уравнений первого порядка относительно шести переменных, т.е. трех скоростей

и трех угловых скоростей. Данная задача является так называемой «задачей с шестью степенями свободы», Six Degrees of Freedom (6DoF). На первый взгляд, т.к. у коптера имеются шесть степеней свободы, то должно быть и шесть переменных состояния (они же дифференциальные переменные). Но кроме скоростей, далее нам придется получить еще и координаты – три линейных и три угла положения в пространстве, для чего еще раз следует проинтегрировать скорости. Соответственно, всего у коптера имеются 12 степеней свободы. Но если учесть еще то, что правые части дифференциальных уравнений являются ускорением коптера по осям, то можно сказать, что получены 18 степеней свободы. Следовательно, в дальнейшем для построения регулятора нам потребуются все 12 фазовых координат объекта, а также еще 6 измеренных (вычисленных) ускорения коптера [6].

Для решения дифференциального уравнения методом структурного моделирования в среде динамического моделирования SimInTech используются либо типовые звенья первого и второго порядков, когда дифференциальное уравнение является линейным и подходит под один из типов. В другом случае, на вход блоку типа «Интегратор» подается правая часть уравнения, а на выходе будет определена искомая интегральная величина.

«Основа» динамической части модели октокоптера, которую представляют 6+3+3 блоков типа «Интегратор», указана на рисунке 2. Первые шесть блоков, получая на вход правые части дифференциальных уравнений, предназначены для интегрирования и вычисления скоростей коптера по этим же осям. Имеются ввиду ускорения коптера по осям  $a_{Bx}$ ,  $a_{By}$ ,  $a_{Bz}$ ,  $\omega_{Bx}$ ,  $\omega_{By}$ ,  $\omega_{Bz}$ . При этом следующие три интегратора принимают линейные скорости в системе координат I, которые были получены алгебраически из скоростей в системе B путем применения матрицы поворота, и, интегрируя их, мы определим координаты центра масс коптера в инерциальной системе координат. Также три блока типа «Интегратор», которые занимаются вычислением углов ориентации коптера, интегрируя их производные (угловые скорости) в системе I, полученные из угловых скоростей коптера в системе B применением матрицы  $W_{BI}$ . Вычисление нужных тригонометрических функций от углов поворота реализовано схожим образом.

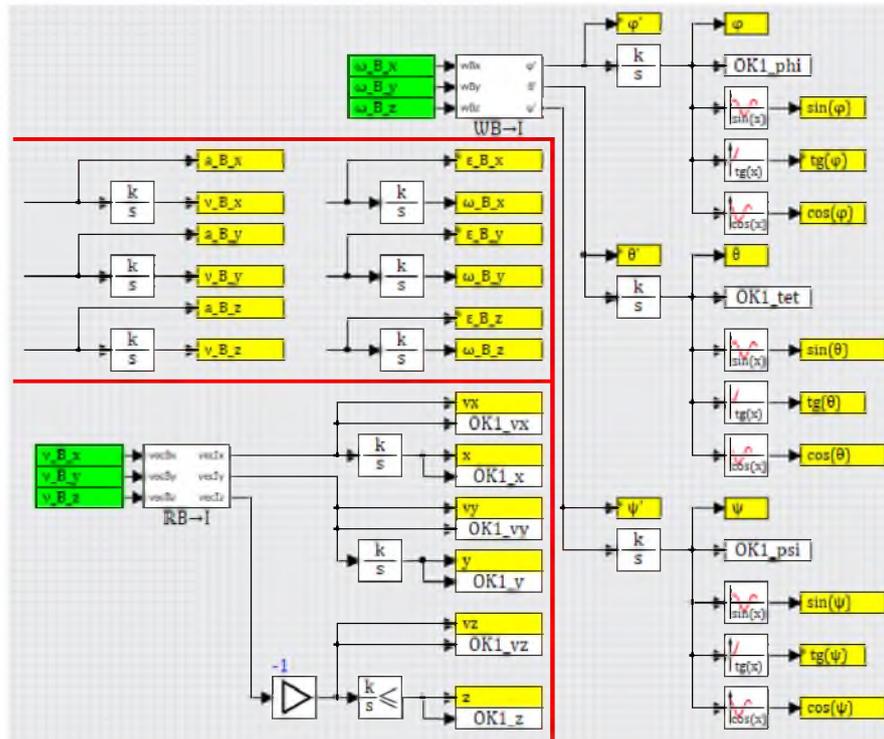


Рисунок 2 – Структура модели октокоптера

Матрица преобразования из угловой скорости в системе В в производные углов Эйлера реализована в субмодели W(B→I), она указана на рисунке 3.

Причина большого количества блоков, обозначенных «в память» и «из памяти», состоит в многократном использовании в других частях модели полученных величин, например, по рисунку 1 можно увидеть, что многократно используются тригонометрические функции от углов ориентации, и поэтому следует оптимально вычислить их в одном месте схемы в целях использования по мере необходимости.

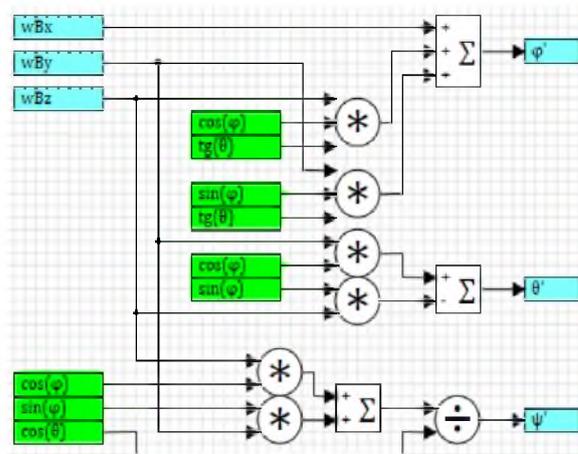


Рисунок 3 – Матрица W<sub>B</sub>

#### Обсуждение результатов

Если бы у нас имелась более упрощенная ситуация, при которой имеется одно дифференциальное уравнение второго порядка (классический

второй закон Ньютона:  $a = \frac{F}{m}$ ), например, в проекции на ось x, то его решение вышеприведенным способом было реализовано на рисунке 4.

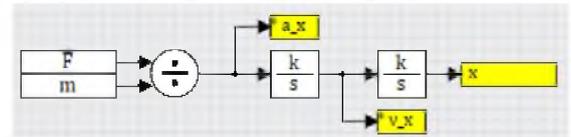


Рисунок 4 – Двойное интегрирование

Такой же прием используется в случае коптера, т.е. если на выходе из интегратора имеется какая-то величина, то слева от него обязательно применяется производная этой же величины. Исходя из этого, в нашем случае метод структурного моделирования применяется для записи и решения дифференциальных уравнений, либо будет применяться встроенный язык программирования SimInTech.

#### Заключение

В заключение следует отметить, что в данной статье авторами были рассмотрены результаты моделирования системы управления полетом беспилотного летательного аппарата (БПЛА) типа октокоптер в среде динамического моделирования SimInTech. Было продемонстрировано, что с правильно подобранными эмпирическими параметрами алгоритм способен производить реализацию уравнений динамики в среде структурного моделирования. Данные методы также могут применяться в других отраслях научной деятельности [7, 8, 9].

**Литература**

1. Лысухо, Г.В., Масленников, А.Л. Квадрокоптер: динамика и управление // МГТУ им. Н.Э. Баумана: Политехнический молодежный журнал. – 2020. – № 5(46).
2. Введение в моделирование динамики квадро-, гекса- и октокоптеров // Хабр. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://habr.com/ru/post/520374/>
3. Oscarson, O. (2015) Design, Modeling and Control of an Octocopter Royal Institute of Technology.
4. Dixit, A., Misra, A., Talole, S. (2020) UDE based Sliding Mode Control for Octocopter First IEEE International Conference on Measurement, Instrumentation, Control and Automation (ICMICA).
5. Mikhaylenko, L.A., Rusin, D.S., Ustimenko, V.V., Chubar, A.V. (2020) Parametric synthesis of the controller by metaheuristic algorithm in the SimInTech environment Spacecrafts & Technologies 4(3) 171-177.
6. Domakhin, E.A., Popov, N.S., Vilberger, M.E. (2020) Comparative analysis and experimental verification of simulation modelling approach in MATLAB-Simulink and SimInTech Journal of Physics Conference Series 1661.
7. Kondratiev, A.I., Boran-Keshishyan, A.L., Popov A.N. (2016) Model course to revalidate deck officers' competences using simulators WMU Journal of Maritime Affairs 15 163-185.
8. Попов, А.Н. Алгоритм эксплуатационной надежности большой морской системы связи и идентификации судов береговыми центрами в концепции развития е-Навигации / А.Н. Попов, Д.Г. Черноглазов, А.Ю. Татаров // Транспортное дело России. – 2019. – № 1. – С. 171-174.
9. Астреин, В.В. Методологические основы распределенной автоматизированной системы управления безопасностью судовождения / В.В. Астреин, С.И. Кондратьев, А.Л. Боран-Кешипьян // Эксплуатация морского транспорта. – 2020. – № 3 (96). – С. 59-64.

**REFERENCES**

1. Lysukho, G.V., Maslennikov, A.L. Kvadrokopter: dinamika i upravlenie // MGTU im. N.E. Baumana: Politekhicheskii molodezhnyy zhurnal. – 2020. – № 5(46).
2. Vvedenie v modelirovanie dinamiki kvadro-, geksa- i oktokopterov // Khabr. [Elektronnyy resurs]. – Rezhim dostupa: <https://habr.com/ru/post/520374/>
3. Oscarson, O. (2015) Design, Modeling and Control of an Octocopter Royal Institute of Technology.
4. Dixit, A., Misra, A., Talole, S. (2020) UDE based Sliding Mode Control for Octocopter First IEEE International Conference on Measurement, Instrumentation, Control and Automation (ICMICA).
5. Mikhaylenko, L.A., Rusin, D.S., Ustimenko, V.V., Chubar, A.V. (2020) Parametric synthesis of the controller by metaheuristic algorithm in the SimInTech environment Spacecrafts & Technologies 4(3) 171-177.
6. Domakhin, E.A., Popov, N.S., Vilberger, M.E. (2020) Comparative analysis and experimental verification of simulation modelling approach in MATLAB-Simulink and SimInTech Journal of Physics Conference Series 1661.
7. Kondratiev, A.I., Boran-Keshishyan, A.L., Popov A.N. (2016) Model course to revalidate deck officers' competences using simulators WMU Journal of Maritime Affairs 15 163-185.
8. Popov, A.N. Algoritm ekspluatatsionnoy nadezhnosti bol'shoy morskoy sistemy svyazi i identifikatsii sudov beregovymi tsentrami v kontseptsii razvitiya e-Navigatsii / A.N. Popov, D.G. Chernoglazov, A.Yu. Tatarov // Transportnoe delo Rossii. 2019. № 1. S. 171-174.
9. Astrein, V.V. Metodologicheskie osnovy raspredelennoy avtomatizirovannoy sistemy upravleniya bezopasnost'yu sudovozhdeniya / V.V. Astrein, S.I. Kondrat'ev, A.L. Boran-Keshish'yan // Ekspluatatsiya morskogo transporta. – 2020. – № 3 (96). – S. 59-64.

УДК629.066: 629.067

DOI: 10.34046/aumsuomt99/23

**МИКРОКОНТРОЛЛЕРНАЯ СИСТЕМА СЛЕЖЕНИЯ  
ЗА СОСТОЯНИЕМ СРЕДЫ ТРАНСПОРТИРОВКИ ГРУЗА**

*Е.Б. Осокина, кандидат технических наук, доцент  
Д. В. Заболоцкая, курсант*

Назначение представляемой в статье системы наблюдения за грузом в процессе его транспортировки – это предотвращение возможных аварийных ситуаций и, как следствие, обеспечение эксплуатационной безопасности судов, перевозящих контейнерные грузы. В работе рассматривается система управления на базе однокристального микроконтроллера, обеспечивающая контроль и обработку информации, поступающей от датчиков температуры, влажности, давления и газоанализатора. Данные о превышении порогов, установленных для срабатывания датчиков, передаются от системы контроля на мостик по протоколу для маломощных беспроводных сетей – ZigBee. Система управления предусматривает также, при необходимости, вывод на аварийную звуковую и световую сигнализацию. В статье приводится структурная схема разрабатываемой системы и обобщенный алгоритм её работы. Предлагаемая система может быть применена в контейнерах любого типа.

**Ключевые слова:** Однокристальный микроконтроллер, датчики, безопасность транспортировки грузов, ZigBee.