

Бортовая система коррекции дальности полета неуправляемого реактивного снаряда

¹*АТЫГАЕВ Талгат Булатович, докторант, atgv95@gmail.com,

¹ИВЕЛЬ Виктор Петрович, д.т.н., профессор, ivelvic@mail.ru,

¹ГЕРАСИМОВА Юлия Викторовна, к.т.н., доцент, julyvic@mail.ru,

¹ПЕТРОВ Павел Анатольевич, PhD, доцент, paolo1988@mail.ru,

¹Северо-Казахстанский университет имени М. Козыбаева, Казахстан, Петропавловск, ул. Пушкина, 86,

*автор-корреспондент.

Аннотация. Цель данной работы – получить простейшее математическое описание, которое адекватно предсказывает реакцию физической системы на все входные данные. В рамках данной работы установлена система обыкновенных уравнений траектории движения реактивного снаряда относительно Земли с учетом аэродинамического сопротивления и изменения массы тела. Проведено моделирование полета реактивного снаряда в среде Matlab Simulink. Моделирование позволяет проводить настройку параметров системы коррекции полета без проведения испытания с реальным объектом. Представлена полноразмерная математическая модель полета реактивного снаряда, оснащенного системой коррекции дальности полета. Коррекция дальности полета позволяет решить проблему рассеиваемости снарядов реактивных артиллерийских систем.

Ключевые слова: реактивный снаряд, математическая модель, система коррекции, Matlab, Simulink.

Введение

Практически на вооружении всех военных сил находят применение реактивные системы залпового огня (РСЗО). Самыми распространенными являются 122 мм реактивные системы [1]. Однако точность стрельбы РСЗО невелика. Вероятное отклонение достигает 1% от дальности стрельбы. Для решения данной проблемы на реактивные снаряды стали устанавливать системы коррекции, влияющие на траекторию движения снаряда.

Изучение динамики полета могут иметь разную степень сложности в зависимости от характеристик реактивного снаряда (РС). При создании динамической модели учитываются технические характеристики исследуемого объекта, такие как масса, коэффициенты лобового сопротивления и т.д. [2-4]. В качестве примера РС можно рассматривать как точечную массу, в которую включена только поступательная динамика, и относительным движением частей РС пренебрегают.

Для получения основных зависимостей, описывающих движение РС, выведем уравнение движения точки переменной массы.

Общее уравнение движения реактивного снаряда

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{P} + \vec{R}_a + \vec{G} + \vec{F}_{\text{уп}} + \vec{F}_c, \quad (1)$$

где P – сила тяги ракетного двигателя,

$$P = \frac{dm}{dt} w_a + s_a (p_a - p_h), \quad (2)$$

здесь $\frac{dm}{dt}$ – массовый секундный расход газов через сопло;

w_a – скорость истечения пороховых газов;

$\frac{dm}{dt} w_a$ – реактивная сила или динамическая

составляющая силы тяги,

$s_a(p_a - p_h)$ – статическая составляющая силы тяги;

s_a – площадь сопла;

p_a – давление пороховых газов;

p_h – атмосферное давление воздуха на высоте полета ракеты h ;

R_a – аэродинамическая сила;

$$R_a = q S C_R(M, Re, \alpha, \beta), \quad (3)$$

где $q = \rho V^2/2$ – скоростной напор набегающего невозмущенного потока; S – площадь ракеты; C_R – безразмерный аэродинамический коэффициент, зависящий в основном от формы ракеты, числа Маха $M = V/a$, числа Рейнольдса $Re = Vd\rho/\mu$, углов атаки α и скольжения β [5].

$G = mg$ – сила притяжения, действует на РС в полете и изменяется по мере уменьшения массы снаряда:

$$m = m_0 - \int_0^{t_k} \dot{m}_s dt, \quad (4)$$

здесь m_0 – стартовая масса ракеты, t_k – момент выключения двигателя, $\dot{m}$ – массовый расход в единицу времени.

Ускорение свободного падения меняется с высотой полета и равно:

$$g = g_0 \left(\frac{R}{r} \right)^2, \quad (5)$$

здесь $R=6371,1$ км – радиус сферической Земли, а $r=R+H$ км – расстояние от центра сферической Земли до центра масс ракеты, находящейся на высоте H от Земли [6].

Ускорение g_0 направлено к центру Земли и равно $9,8204$ м/с² для среднего радиуса Земли. Для практических расчетов принимается среднее значение $g_0=9,81$ м/с².

$\vec{F}_{упр}$ – управляющая сила (управляющее сопло, рулевые двигатели и т.п). Включает три составляющих: продольная X_p , нормальная Y_p и поперечная Z_p , которые определяются равенствами:

$$X_p = S_p q (c_{x_p} + c_{x_p}^{\delta_n} \delta_n + c_{x_p}^{\delta_v} \delta_v), \quad (6)$$

$$Y_p = S_p q c_{y_p}^{\delta_n} \delta_n, \quad (7)$$

$$Z_p = S_p q c_{z_p}^{\delta_n} \delta_n, \quad (8)$$

где S_p – характеристика площади рулей; q – скоростной напор; $c_{x_p}^{\delta_n}$, $c_{x_p}^{\delta_v}$, $c_{y_p}^{\delta_n}$, $c_{z_p}^{\delta_n}$ – соответствующие частные производные; δ_n и δ_v – углы отклонения соответствующих органов управления (рулей) [7].

F_c – сила Кориолиса учитывается в зависимости от максимальной скорости и дальности полета. Силы Кориолиса воздействуют на снаряд при движении со скоростями, превышающими 600–700 м/с.

Векторные уравнения поступательного движения летательного аппарата как тела переменной массы

Переход от земной системы координат на скоростную систему координат упрощает моделирование и производимые вычисления. Для скоростной системы координат $X_p O Y_p$ (ось $O X_p$ совпадает с вектором скорости ракеты) (рисунок 1).

Для простоты предполагается, что движение снаряда ограничено в вертикальной плоскости. Помимо этого, ранее было предложено принимать снаряд как материальную точку. Из рисунка 1 можно записать уравнения действующих сил на РС следующим образом.

Уравнения сил, действующих на снаряд во время движения.

$$F_{xp} = T \cos \alpha - D - W \sin \gamma, \quad (9)$$

F_{xp} – по направлению скорости движения

$$F_{yp} = (L + T \sin \alpha) \cos \mu - W \cos \gamma, \quad (10)$$

F_{yp} – нормаль к направлению скорости

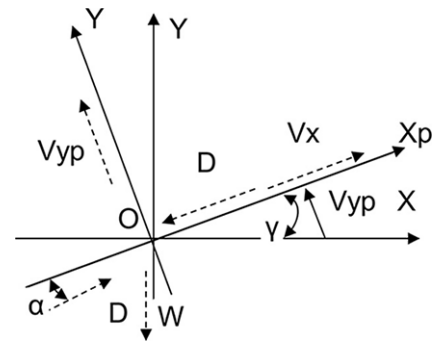


Рисунок 1 – Земная и скоростная системы координат

движения.

Для $\alpha=0$ и $\mu=0$:

$$F_{xp} = T - D - W \sin \gamma, \quad (11)$$

$$F_{yp} = L - W \cos \gamma, \quad (12)$$

$$F_{xp} = m \dot{V}_{xp} = m \frac{dV_{xp}}{dt}, \quad (13)$$

$$F_{yp} = m \dot{V}_{yp} = m V_{xp} \dot{\gamma}, \quad (14)$$

здесь L – подъемная сила; T – тяга; α – угол атаки; W – вес; γ – угол тангажа; μ – угол крена; D – аэродинамическое сопротивление.

Радиус траектории (расстояние до центра масс ракеты) $R = S / \sin \gamma$. $\sin \gamma = d\gamma$ и $S = dS$ при $\gamma \rightarrow 0$, тогда кривизна траектории $1/R = d\gamma/dS$, где $d\gamma$ – угол тангажа; dS – отрезок кривой [8].

$$\begin{aligned} \dot{V}_{yp} &= \frac{V_{xp}^2}{R} = V_{xp}^2 \frac{d\gamma}{dS} = V_{xp}^2 \frac{d\gamma}{dt} \frac{dt}{dS} = \\ &= V_{xp}^2 \frac{d\gamma}{dt} \frac{1}{V_{xp}} = V_{xp} \frac{d\gamma}{dt} = V_{xp} \dot{\gamma}. \end{aligned} \quad (15)$$

На рисунке 2 представлена структурная модель. Структурными элементами модели являются:

- БУ – блок управления;
- ОУ – объект управления;
- АПС – аэродинамическая подъемная сила;
- СРД – стартовый ракетный двигатель;
- ФБл – функциональный блок;
- ДВ – продольная составляющая силы ветра как возмущающее внешнее воздействие;
- γ_0 – начальный угол тангажа;
- x – горизонтальная координата;
- y – вертикальная координата;
- V – полная скорость движения снаряда;
- ДСк – датчик скорости (горизонтальная проекция полной скорости);
- ДВс – датчик высоты.

Задающим воздействием для системы (рисунок 3) является угол тангажа γ_0 , который определяет заданную дальность полета снаряда.

Имитация движения снаряда была реализована с использованием пакета MATLAB Simulink

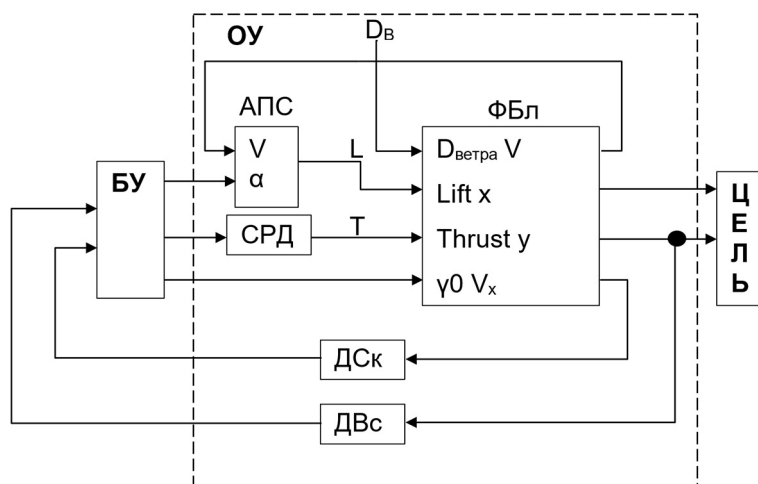


Рисунок 2 – Структурная схема модели коррекции движения реактивного снаряда

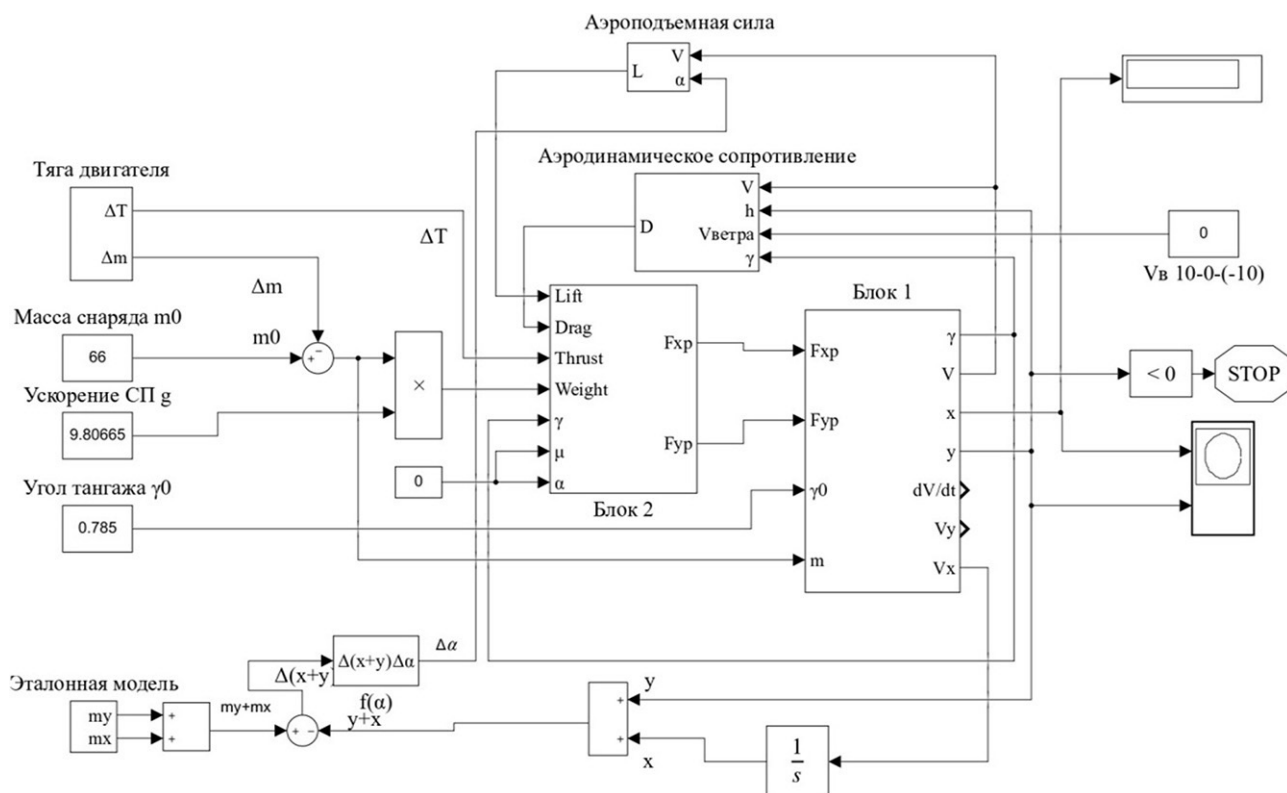


Рисунок 3 – Simulink модель коррекции движения РС

(США). При моделировании можно рассмотреть ряд явлений, влияющих на динамику РС, таких как изменение массы и инерции, аэродинамические сопротивление и реактивная тяга, действующие на РС, наличие ветра и т.д.

БУ выполняет работу регулятора, который реализует заранее заданный закон управления и формирует траекторию движения РС с установленной задачей, учитывая внешнее возмущающее воздействие с ДСк и ДВс. БУ на основе нынешнего состояния РС, рассчитывает управляющие воз-

действия и передает его на ОУ.

Модель Matlab Simulink

На рисунке 3 представлена Simulink модель коррекции движения РС. Блок 1 реализует вычисление поступательного движения материальной точки переменной массы. В нем задаются начальные угол тангажа, масса и силы F_{xp} , F_{yp} . В блоке 2 происходит расчет аэродинамических коэффициентов, сил, моментом действующих на РС.

Блок возмущающих воздействий рассчитыва-

ет ветровую нагрузку на РС.

Блок управления отвечает за коррекцию дальности полета РС. Коррекция происходит за счет измерения вертикальной составляющей полета снаряда (у получаем с помощью датчика высоты или датчик давления) и горизонтальной составляющей (х получаем интегрированием горизонтальной скорости, которую получаем с помощью измерителя, основанного на доплеровском эффекте).

В состав подсистемы аэродинамического сопротивления (рисунок 4) входит блок Vector Concatenate, который преобразует скалярное значение скорости, полученное на выходе из блока 1, в $V = (V; 0; 0)$, так как скорость должна представ-

ляться в векторном формате.

На рисунке 5 представлена траектория движения РС при ветровой нагрузке, равной 10 м/с без коррекции движения.

На рисунке 6 представлена траектория движения РС при включенной системе коррекции дальности полета.

Выводы

Исходя из вышеизложенного можно увидеть, что система коррекции дальности полета РС позволяет уменьшить влияние окружающей среды, а также уменьшить рассеиваемость снарядов при стрельбе и, как следствие, увеличить эффективность решения различных боевых задач.

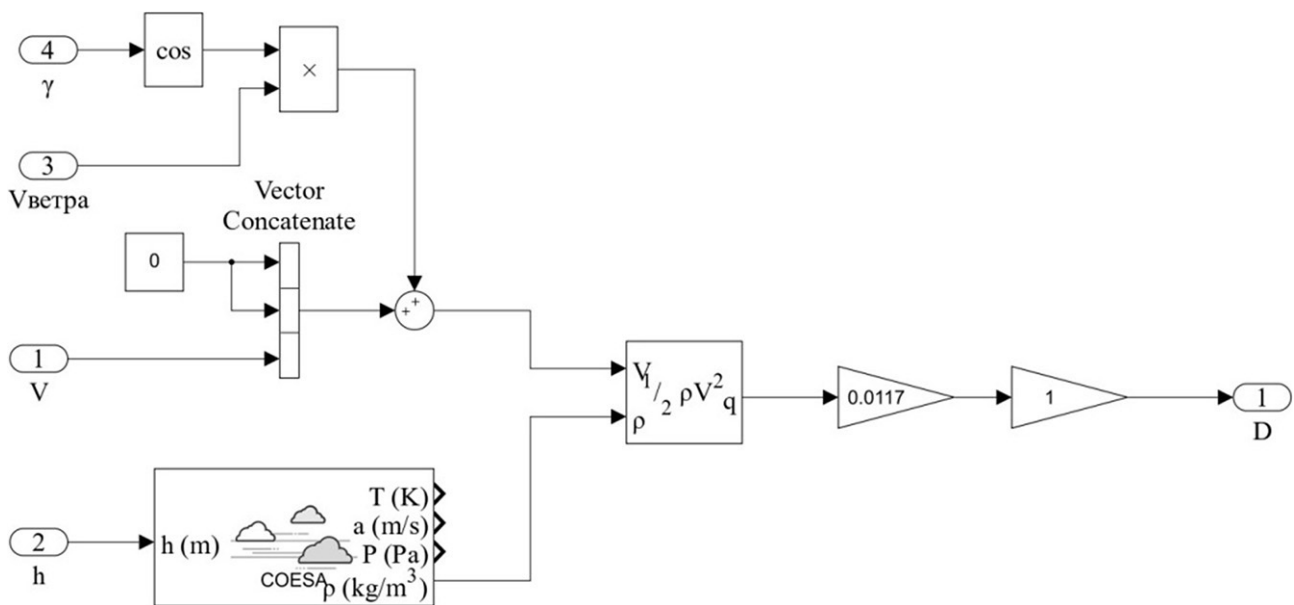


Рисунок 4 – Подсистема аэродинамического сопротивления

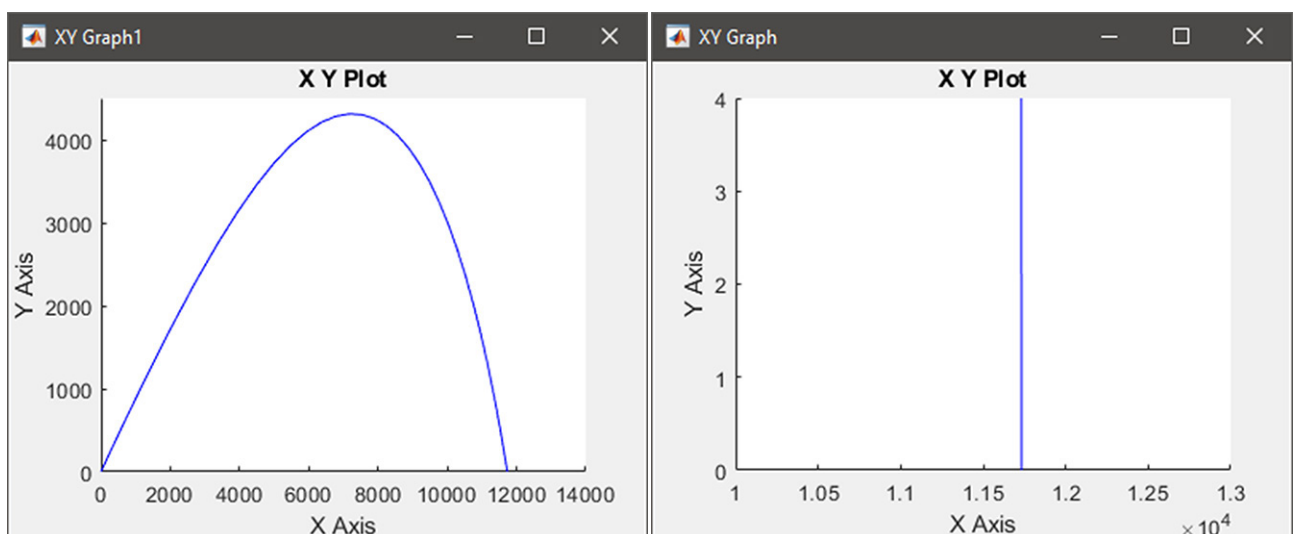


Рисунок 5 – Траектория движения РС без коррекции дальности полета

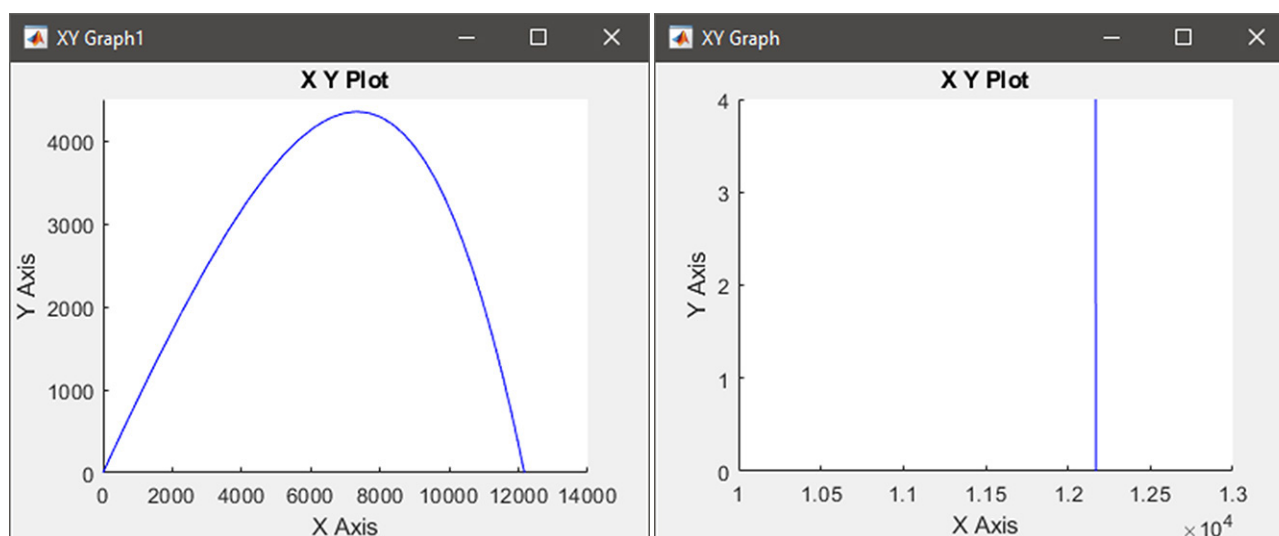


Рисунок 6 – Траектория движения РС с системой коррекции дальности полета

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Карпенко А.В. Современные реактивные системы залпового огня. СПб: Изд-во «Бастиян». 2003. – 9 с.
2. Автун Д.Н., Максимов С.С. Анализ возможных схем построения систем управления РС повышенной точности для РСЗО калибра 122-мм // Известия ТулГУ. Технические науки. 2012. Вып. 11. Ч. 1. – 167 с.
3. LEI X.Y. Analysis of an improved trajectory correction scheme based on mass blocks. Journal of Systems Engineering and Electronics. 2019. 30 (1) 180-190.
4. Sun H. The control of asymmetric rolling missiles based on improved trajectory linearization control method. Journal of Aerospace Technology and Management. 2016. 8 (3) 319-327.
5. Guilherme da Silveira, A Six Degrees-of-Freedom Flight Dynamics Simulation Tool of Launch Vehicles // J. Aerosp. Technol. Manag. vol. 7 no. 2 São José dos Campos. 2015. – 232 p.
6. Гуськов А.В., Милевский К.Е., Сотенко А.В. Внешняя баллистика: учебное пособие. М.: Изд-во НГТУ, 2010. С. 180-182.
7. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика: учебник для вузов. – 4-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 2005. – 79 с.
8. Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика: учебное пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. С. 53-57.

Борттық жүйесі басқарылмайтын реактивті снарядтың ұшу қашықтығын түзету

¹*АТЫГАЕВ Талгат Булатович, докторант, atgv95@gmail.com,

¹ИВЕЛЬ Виктор Петрович, т.ғ.д., профессор, ivelvic@mail.ru,

¹ГЕРАСИМОВА Юлия Викторовна, т.ғ.к., доцент, julyvic@mail.ru,

¹ПЕТРОВ Павел Анатольевич, PhD, доцент, paolo1988@mail.ru,

¹М. Қозыбаев атындағы Солтүстік Қазақстан университеті, Қазақстан, Петропавл, Пушкин көшесі, 86,

*автор-корреспондент.

Аңдатпа. Жұмыстың мақсаты-физикалық жүйенің барлық кірістерге реакциясын жеткілікті түрде болжайтын қарапайым математикалық сипаттаманы алу. Осы жұмыс аясында аэродинамикалық кедергі мен дене салмағының өзгеруін ескере отырып, жерге қатысты реактивті снарядтың траекториясының қарапайым теңдеулер жүйесі орнатылды. Matlab Simulink ортасында реактивті снарядтың ұшуын модельдеу жүргізілді. Модельдеу нақты объектімен сынақсыз ұшуды түзету жүйесінің параметрлерін реттеуге мүмкіндік береді. Ұшу ауқымын түзету жүйесімен жабдықталған реактивті снарядтың толық өлшемді математикалық моделі ұсынылған. Ұшу ауқымын түзету реактивті артиллериялық жүйелер снарядтарының таралу проблемасын шешуге мүмкіндік береді.

Кілт сөздер: реактивті снаряд, математикалық модель, түзету жүйесі, Matlab, Simulink.

Onboard System for Correcting the Flight Range of an Unguided Missile

¹***ATYGAYEV Talgat**, doctoral student, atgv95@gmail.com,

¹**IVEL Victor**, Dr. of Tech. Sci., Professor, ivelvic@mail.ru,

¹**GERASIMOVA Julia**, Cand. of Tech. Sci., Associate Professor, julyvic@mail.ru,

¹**PETROV Pavel**, PhD, Associate Professor, paolo1988@mail.ru,

¹M. Kozybayev North Kazakhstan University, Kazakhstan, Petropavl, Pushkin Street, 86,

*corresponding author.

Abstract. The purpose of this work is to obtain the simplest mathematical description that adequately predicts the reaction of a physical system to all input data. Within the framework of this work, a system of ordinary equations of the trajectory of a rocket projectile relative to the Earth is established, taking into account the aerodynamic drag and changes in body mass. The simulation of the flight of a rocket projectile in the Matlab Simulink environment is carried out. The simulation allows you to configure the parameters of the flight correction system without conducting a test with a real object. A full-size mathematical model of the flight of a rocket projectile equipped with a range correction system is presented. The correction of the flight range allows us to solve the problem of the dispersion of projectiles of rocket artillery systems.

Keywords: missile, mathematical modelling, correction system, Matlab, Simulink.

REFERENCES

1. Karpenko A.V. Sovremennye reaktivnye sistemy zalpovogo ognja. Saint Petersburg: Publ. «Bastion». 2003. – 9 p.
2. Avtuh D.N., Maksimov S.S. Analiz vozmozhnyh shem postroeniya sistem upravleniya RS povyshennoj tochnosti dlja RSZO kalibra 122-mm // Izvestija TulGU. Tehnicheskie nauki. 2012. Vyp. 11. Ch. 1. – 167 p.
3. LEI X.Y. Analysis of an improved trajectory correction scheme based on mass blocks. Journal of Systems Engineering and Electronics. 2019. 30 (1) 180-190.
4. Sun H. The control of asymmetric rolling missiles based on improved trajectory linearization control method. Journal of Aerospace Technology and Management. 2016. 8 (3) 319-327.
5. Guilherme da Silveira, A Six Degrees-of-Freedom Flight Dynamics Simulation Tool of Launch Vehicles // J. Aerosp. Technol. Manag. vol. 7 no. 2 São José dos Campos. 2015. – 232 p.
6. Gus'kov A.V., Milevskii K.E., Sotenko A.V. Vneshnyaya ballistika: uchebnoe posobie. Moscow: Publ. NGTU, 2010. pp. 180-182.
7. Dmitrievskij A.A., Lysenko L.N. Vneshnjaja ballistika: uchebnik dlja vuzov. – 4-e izd., pererab. i dop. Moscow: Mashinostroenie, 2005. – 79 p.
8. Lysenko L.N. Vneshnyaya ballistika: uchebnoe posobie. Moscow: Publ. MG TU im. N.E. Baumana, 2018. pp. 53-57.