

УДК 531.55+533.6.011

DOI: 10.22213/2410-9304-2019-3-75-79

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РЕАКТИВНОЙ СТРУИ НА ОТКЛОНЕНИЕ ОЧЕРЕДИ РАКЕТ ПРИ СТРЕЛЬБЕ С ПОДВИЖНОГО НОСИТЕЛЯ

С. А. Королев, кандидат физико-математических наук, доцент,
ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, Ижевск, Россия

В работе представлена методика расчета поправок к аэродинамическим коэффициентам, учитывающих влияние струи реактивного двигателя впереди летящих ракет при залповых пусках с подвижного носителя. Положение ракеты относительно реактивной струи определяется на основе расчета траекторий движения ракет. Моделирование обтекания ракеты реактивной струей проводилось путем численного решения системы уравнений Навье – Стокса, осредненных по Фавру, с применением k - ϵ -модели турбулентности. На основе обработки результатов численного эксперимента для широкого диапазона изменения параметров (положение ракеты по длине и радиусу струи, скорость движения ракет, углы нутации ракет) построены аппроксимационные зависимости для поправок к аэродинамическим коэффициентам, учитывающих влияние реактивной струи.

С использованием полученных зависимостей для аэродинамических коэффициентов в методике расчета траектории проведено исследование влияния реактивной струи на точность стрельбы с подвижного носителя при различных начальных условиях: интервал времени между пусками, начальное расстояние между осями ракет, начальное значение угла нутации второй ракеты. Определена область изменения параметров, где влиянием реактивной струи можно пренебречь. Рассмотрен пример моделирования нештатной ситуации срабатывания боеприпаса.

Ключевые слова: внешняя баллистика, подвижный носитель, реактивная струя, аэродинамические коэффициенты, численное моделирование, рассеивание ракет.

Введение

При залповых пусках из блоков ракет одним из факторов, влияющих на точность стрельбы, является разброс, вызываемый влиянием струи реактивного двигателя впереди летящих ракет на последующие ракеты в очереди. Так, расстояние между корпусами ближайших ракет в очереди может составлять 0,8–1,2 м. Для минимизации влияния ракет друг на друга соседние ракеты в очередности пусков максимально разнесены по расположению в пусковом блоке. Однако при наличии возмущений, например, при стрельбе с подвижного носителя траектории ракет могут смещаться и влияние ракет друг на друга будет усиливаться.

При решении траекторной задачи необходимо учесть данный фактор в качестве поправок к аэродинамическим коэффициентам, рассчитанным в невозмущенной среде, и оценить его

влияние на точность стрельбы. С развитием вычислительных возможностей современных ЭВМ и широким применением программного обеспечения вычислительной аэрогидродинамики перспективным методом исследования аэродинамических характеристик сверхзвуковых летательных аппаратов является численное моделирование на основе решения уравнений механики сплошных сред [1–3].

Моделирование обтекания ракеты реактивной струей

На основе методики расчета траектории движения снарядов и ракет при стрельбе с подвижного носителя [4] определяется положение ракет друг относительно друга в стартовой системе координат. Углы ориентации ракеты относительно реактивной струи определяются в траекторной системе координат (рис. 1).

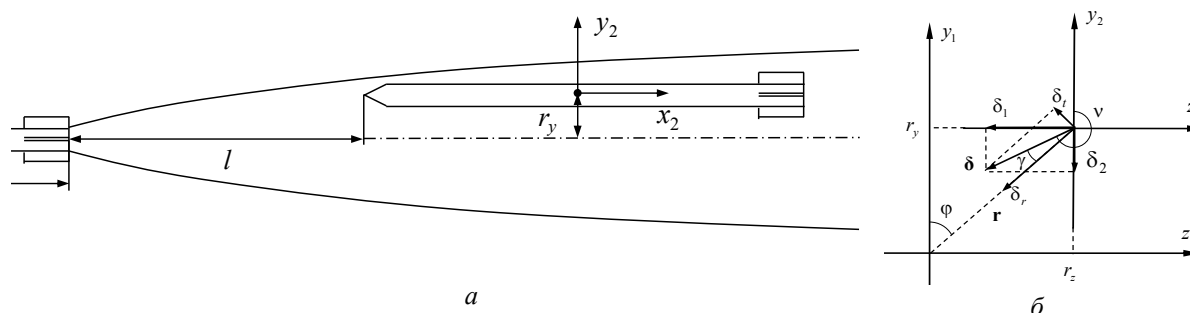


Рис. 1. Схема ориентации ракеты относительно реактивной струи: а – вид сбоку; б – вид спереди

Система координат $Ox_1y_1z_1$ связана с центром масс первой ракеты, система координат $Ox_2y_2z_2$ связана с центром масс второй ракеты. Положение второй ракеты относительно реактивной струи первой ракеты определяется соотношениями:

$$l = \sqrt{(x_1 - x_2)^2 + (y_1 - y_2)^2 + (z_1 - z_2)^2} - l_{roc},$$

$$r_y = [y_1 - (y_2 + (x_1 - x_2) \tan \theta)] \cos \theta, \quad r_z = z_1 - z_2,$$

$$r = \sqrt{r_y^2 + r_z^2}, \quad (1)$$

$$\cos \varphi = \frac{r_y}{r}, \quad \sin \varphi = \frac{r_z}{r}, \quad \cos \nu = \frac{\delta_2}{\delta}, \quad \sin \nu = \frac{\delta_1}{\delta},$$

$$\gamma = \nu - \varphi, \quad \delta_r = \delta \cos \gamma, \quad \delta_t = \delta \sin \gamma,$$

где l – расстояние между корпусами ракет; r – расстояние между осями ракет; x_1, y_1, z_1 – координаты первой ракеты в стартовой системе координат; x_2, y_2, z_2 – координаты второй ракеты; l_{roc} – длина ракеты, θ – угол наклона траектории; φ – угол расположения оси второй ракеты во фронтальной плоскости; ν – угол прецессии второй ракеты; δ_1, δ_2 – горизонтальная и вертикальная составляющие угла нутации δ второй ракеты; δ_r, δ_t – углы ориентации второй ракеты относительно реактивной струи.

Моделирование обтекания тела сверхзвуковым потоком газа реализовано на основе численного решения уравнений Навье – Стокса, осредненных по Фавру, с применением k - ϵ , модели турбулентности [5]. Численное моделирование обтекания ракеты струей реактивного двигателя реализовано в программном комплексе ANSYS Fluent.

Распределение скорости потока в продольном и поперечном направлении осесимметричной сверхзвуковой струи на изобарическом участке определяется эмпирическими зависимостями [6]:

$$\frac{V(l, r) - V_n}{V_m(l) - V_n} = \left[1 - \left(\frac{r}{R_{ct}(l)} \right)^{3/2} \right]^2, \quad \frac{V_m(l) - V_n}{V_0 - V_n} = \frac{0,48}{al}, \quad (2)$$

где $V(l, r)$ – скорость в точке струи, расположенной на расстоянии l от среза сопла и на расстоянии r от оси струи, $V_m(l)$ – скорость на оси струи; V_0 – скорость на срезе сопла; V_n – скорость во внешнем потоке; $R_{ct}(l)$ – радиус струи; a – эмпирический коэффициент.

На рис. 2 представлены распределения скорости реактивной струи, полученные с помо-

щью численного моделирования (сплошные линии) и рассчитанные по формулам (2) (пунктирные линии).

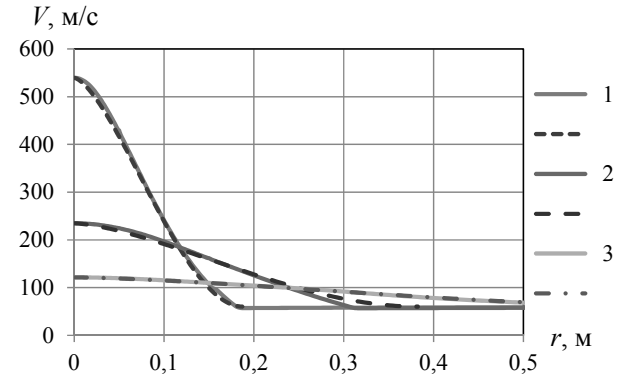


Рис. 2. Распределение скорости по радиусу струи при различном расстоянии от среза сопла: 1 – $l = 1,0$ м; 2 – $l = 2,0$ м; 3 – $l = 5,0$ м

Как видно из приведенных графиков, представленные выше формулы (2) достаточно хорошо описывают результаты численного моделирования реактивной сверхзвуковой струи на изобарическом участке и могут быть использованы для описания параметров струи.

Расчет поправок к аэродинамическим коэффициентам, учитывающих влияние реактивной струи

Проведена серия вычислительных экспериментов моделирования обтекания ракеты струей реактивного двигателя для следующих диапазонов параметров: расстояние между ракетами $l = 0,8 \div 20$ м; скорость ракет $V = 42 \div 420$ м/с; расстояние между осями ракет $r = 0 \div 0,5$ м; угол нутации $\delta = -5 \div 5^\circ$. На основе обработки результатов численного эксперимента построены аппроксимационные зависимости для поправок к коэффициентам аэродинамических сил и моментов, учитывающих влияние реактивной струи [7]:

$$\Delta C_x^{ct}(\bar{l}, \bar{r}, \delta) = a_{x0} \bar{l}^{a_{x1}} (1 - \bar{r}^{3/2})^{a_{x2}} (1 + \bar{r}^{1/2} \delta^2),$$

$$\Delta C_y^{ct}(\bar{x}, \bar{r}, \delta_r) = a_{y0}^{+/-} \bar{x}^{a_{y1}} (1 - \bar{r}^{3/2})^{a_{y2}} \delta_r,$$

$$\Delta C_z^{ct}(\bar{x}, \bar{r}, \delta_t) = a_{z0} \bar{x}^{a_{z1}} (1 - \bar{r}^{3/2})^{a_{z2}} \delta_t,$$

$$\Delta m_x^{ct}(\bar{l}, \bar{r}) = b_{x0} \bar{l}^{b_{x1}} (1 - \bar{r}^{3/2})^{b_{x2}}, \quad (3)$$

$$\Delta m_y^{ct}(\bar{l}, \bar{r}, \delta_t) = b_{y0} \bar{l}^{b_{y1}} (1 - \bar{r}^{3/2})^{b_{y2}} \delta_t,$$

$$\Delta m_z^{ct}(\bar{l}, \bar{r}, \delta_r) = b_{z0}^{+/-} \bar{l}^{b_{z1}} (1 - \bar{r}^{3/2})^{b_{z2}} \delta_r,$$

где $\bar{l} = l / L_{ct}$ – безразмерная координата по длине струи; L_{ct} – длина рассматриваемого участка струи; $\bar{r} = r / R_{ct}(l)$ – безразмерная коор-

дината по радиусу струи; $a_{xi}, a_{yi}, a_{zi}, b_{xi}, b_{yi}, b_{zi}$ – коэффициенты уравнений регрессии.

Формы зависимостей (3) выбирались в соответствии с распределением параметров в реактивной струе (2). Значения коэффициентов уравнений регрессии определялись методом наименьших квадратов. На рис. 3 представлены

графики зависимостей поправок к аэродинамическим коэффициентам за счет влияния реактивной струи, полученные с помощью численного моделирования (маркеры) и построенные по аппроксимационным формулам (3) (сплошные линии). Погрешность аппроксимации по всем зависимостям не превышает 3 %.

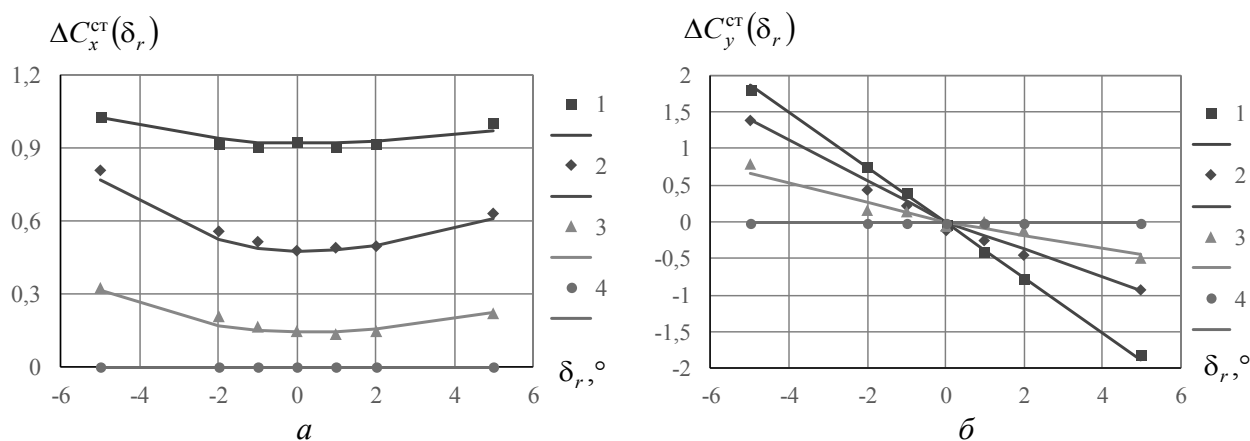


Рис. 3. Зависимости поправок к аэродинамическим коэффициентам (a, b) от угла нутации ракеты при $l = 3,0$ м и различном расстоянии между осями ракет: 1 – $r = 0$ м; 2 – $r = 0,2$ м; 3 – $r = 0,3$ м; 4 – $r = R_{ct}(l)$

Полученные аппроксимационные зависимости поправок (3) совместно с зависимостями для коэффициентов аэродинамических сил и моментов использовались для замыкания системы уравнений расчета траектории движения ракет [8, 9].

Исследование влияния реактивной струи на движение ракет

Влияние реактивной струи на траектории ракет рассмотрим на примере пусков неуправляемых авиационных ракет С-8 из блоков, содержащих по 20 ракет, при стрельбе с вертолета, летящего на высоте 300 м со скоростью

100 км/ч [10]. Средняя дальность стрельбы 1800 м. Моделировались последовательные пуски двух ракет из одного пускового блока при различных начальных условиях стрельбы: τ – интервал времени между пусками; r_0 – начальное расстояние между осями ракет; δ_0 – начальное значение угла нутации второй ракеты. На рис. 4 представлены зависимости отклонения по дальности стрельбы ΔX , вызванного влиянием реактивной струи, от начальных условий стрельбы.

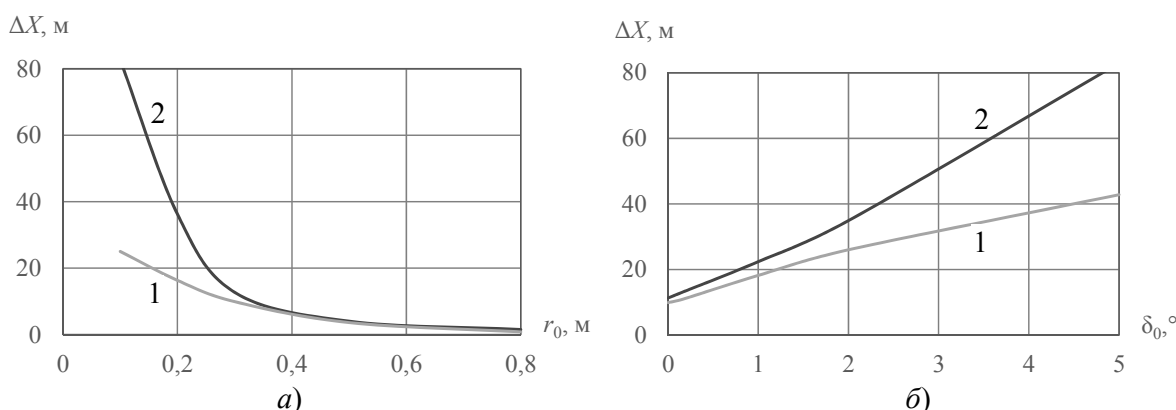


Рис. 4. Зависимость отклонения по дальности стрельбы ΔX : a – от начального расстояния между осями ракет r_0 ($\delta_0 = 0$); b – от начального угла нутации δ_0 ($r_0 = 0,3$ м) при интервале времени между пусками: 1 – $\tau = 50$ мс; 2 – $\tau = 25$ мс

Анализ результатов расчета, приведенных на рис. 4, a , показывает, что при уменьшении расстояния между осями ракет $r_0 < 0,3$ м влияние

ракет друг на друга за счет реактивной струи становится существенным. Начальное расстояние r_0 определяется расположением ракет в пусковом

блоке и очередностью пусков, задаваемой схемой разгрузки пускового блока [11]. Для штатных условий стрельбы $r_0 = 0,3 - 0,4$ м и влияние ракет друг на друга минимально. Однако в случае применения неэффективных схем разгрузки и уменьшении расстояния между ракетами в очереди влияние ракет друг на друга может усиливаться.

На разброс ракет существенно влияет время между пусками (рис. 4). Штатное время между пусками $\tau = 50$ мс, при этом минимальное расстояние между корпусами ракет $l = 0,8$ м. При уменьшении времени между пусками расстояние между корпусами ракет в момент пуска уменьшается.

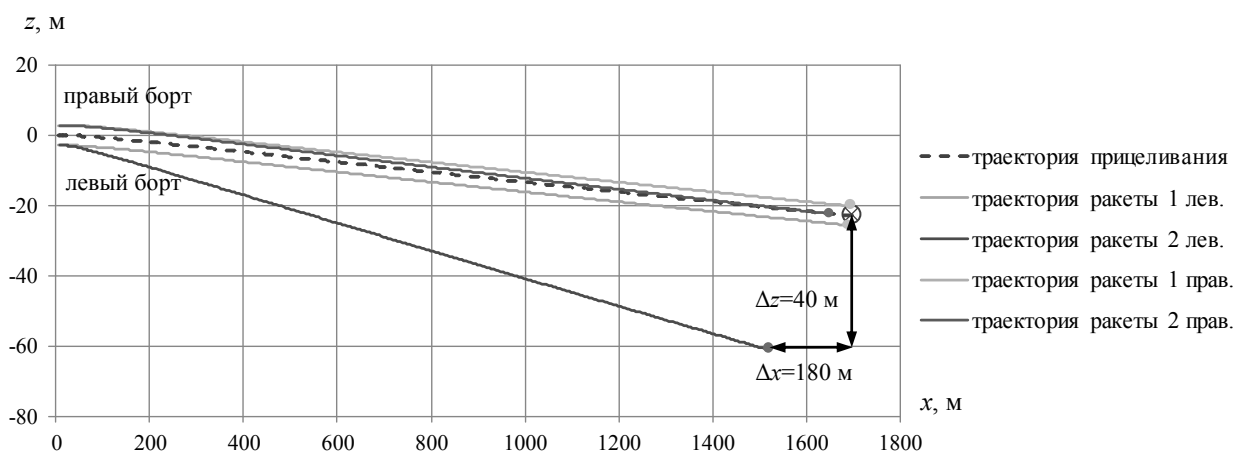


Рис. 5. Траектории движения ракет при моделировании нештатного срабатывания

Наблюдается отклонение второй ракеты с левого борта от точки прицеливания ($\Delta x = 180$ м, $\Delta z = 40$ м, 11 % от дальности стрельбы). Это является следствием попадания второй ракеты с левого борта в струю реактивного двигателя первой ракеты, что приводит к существенному возрастанию углов нутации и отклонению ракеты от заданного курса.

Заключение

Разработанная методика позволяет оценить влияние реактивной струи на рассеивание очереди при пусках ракет. Учет данного фактора является наиболее актуальным в случае стрельбы с подвижного носителя при наличии возмущений, вызванных движением и вибрациями подвижного носителя. Методика позволяет провести моделирование и исследовать нештатные случаи срабатывания боеприпаса.

Библиографические ссылки

1. Горский В. В., Ковальский М. Г. Методика численного моделирования обтекания осесимметричного затупленного тела в недорасширенной струе продуктов сгорания жидкостного ракетного двигателя

Наличие углов нутации также влияет на разброс ракет за счет реактивной струи (рис. 4, б). При этом траектории ракет могут смещаться и даже пересекаться, и последующие ракеты могут попасть в область наиболее интенсивного влияния реактивной струи впереди летящих ракет.

В качестве примера моделировался случай нештатного срабатывания ракет. Рассматривался следующий режим стрельбы: пуски по две ракеты с левого и правого борта, время между пусками с левого борта $\tau_{\text{л}} = 13$ мс (задержка срабатывания первой ракеты), время между пусками с правого борта $\tau_{\text{п}} = 50$ мс (штатное). На рис. 5 представлены траектории движения ракет.

ля // Математическое моделирование и численные методы. 2017. № 2. С. 65–80.

2. Калугин В. Т., Мордвинцев Г. Г., Попов В. М. Моделирование процессов обтекания и управления аэродинамическими характеристиками летательных аппаратов. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2011. 528 с.

3. Farias F., Faria A., Junior A. Numerical simulation of the flow field over sounding rockets. Lambert Academic Publishing, 2016. 60 p.

4. Королев С. А., Русяк И. Г., Суфиянов В. Г. Методика расчета траектории движения снарядов и ракет при стрельбе с подвижного носителя // Интеллектуальные системы в производстве. 2016. № 4 (31). С. 13–18.

5. Королев С. А., Карсканов С. А. Математическое моделирование обтекания тела вращения сверхзвуковым потоком газа // Вестник Удмуртского унта. Математика. Механика. Компьютерные науки. 2014. № 3. С. 123–133.

6. Теория турбулентных струй / под ред. Г. Н. Абрамовича. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1984. 717 с.

7. Липанов А. М., Русяк И. Г., Королев С. А. Влияние воздействия струи реактивного двигателя на движение ракет при залповых пусках с подвижного носителя // Сб. матер. IX Всерос. конф. по внутрикамерным процессам и горению в установках на

твердом топливе и ствольных системах (ICOC'2017). 2017. С. 161–167.

8. Tenenev V. A., Korolev S. A., Rusyak I. G. Numerical Simulation of Rotating Body Movement in Medium with Various Densities // AIP Conf. Proc. 18. "International Conference on the Methods of Aerophysical Research, ICMAR 2016". 2016. С. 030073. DOI: 10.1063/1.4964015.

9. Расчет траектории движения снаряда в атмосфере с учетом гидродинамики его обтекания / И. Г. Русяк и др. // Вопросы оборонной техники. Серия 14. 2015. № 2. С. 130–140.

10. Миль М. Л. и др. Вертолеты. Расчет и проектирование. Т.1. Аэродинамика. М. : Машиностроение, 1966. 455 с.

11. Широкопад А. Б. История авиационного вооружения. Краткий очерк / под общ. ред. А. Е. Тараса. Минск : Харвест, 1999. 560 с.

References

1. Gorsky V.V., Kovalsky M.G. [Techniques for numerical simulation flow around an axisymmetric blunt body in an underexpanded jet of liquid rocket engine combustion products]. *Matematicheskoye modelirovaniye i chislennyye metody*, 2017, no. 14, pp. 65-80. (in Russ.).

2. Kalugin V.T., Mordvintsev G.G., Popov V.M. *Modelirovaniye protsessov obtekaniya i upravleniya aerodinamicheskimi kharakteristikami letatel'nykh apparatov* [Modeling the processes of flow and control of aerodynamic characteristics of aircraft]. Moscow, MSTU named after N.E. Bauman, 2011, 528 p. (in Russ.).

3. Farias F., Faria A., Junior A. Numerical simulation of the flow field over sounding rockets. Lambert Academic Publishing, 2016, 60 p.

4. Korolev S. A., Rusyak I. G., Sufiyarov V. G. [Method for calculating the trajectory of projectiles and rockets shooting from moving carrier]. *Intellektual'nyye*

sistemy v proizvodstve, 2016, no. 4 (31), pp. 13-18 (in Russ.).

5. Korolev S.A., Karskanov S.A. [Mathematical simulation of supersonic airflow around the rotary body]. *Vestnik Udmurtskogo universiteta. Matematika. Mekhanika. Komp'yuternyye nauki*, 2014, no. 3, pp. 123-133 (in Russ.).

6. *Teoriya turbulentnykh struy* [Theory of turbulent jets / Ed. G. N. Abramovich]. Moscow, Science, Ch. ed. Phys.-Mat. Lit., 1984. 717 p. (in Russ.).

7. Lipanov A.M., Rusyak I.G., Korolev S.A. *Vliyaniye vozdeystviya strui reaktivnogo dvigatelya na dvizhenie raket pri zalpovykh puskakh s podvizhnogo nositelya* [Influence of jet engine on the movement of rockets during volley launches from a moving carrier]. *Sb. mater. IX Vseros. konf. po vnutrikamernym protsessam i goreniyu v ustanovkakh na tverdom toplive i stvol'nykh sistemakh (ICOC'2017)* [Proc. Sat Mater. IX Vseros. conf. on in-chamber processes and combustion in solid fuel plants and barrel systems (ICOC'2017)], 2017, pp. 161-167. (in Russ.).

8. Tenenev V. A., Korolev S. A., Rusyak I. G. Numerical Simulation of Rotating Body Movement in Medium with Various Densities. AIP Conf. Proc. 18. "International Conference on the Methods of Aerophysical Research, ICMAR 2016", 2016, pp. 030073. DOI: 10.1063/1.4964015.

9. Rusyak I.G. and others [Calculation trajectory of projectile in the atmosphere taking into account hydrodynamics of the external flow]. *Voprosy oboronnoy tekhniki. Seriya 14*, 2015, no. 2, pp. 130-140 (in Russ.).

10. Mil' M.L. and others *Vertolety. Raschet i proyektirovaniye. T. 1. Aerodinamika* [Helicopters. Calculation and design. Vol. 1. Aerodynamics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1966, 455 p. (in Russ.).

11. Широкопад А.Б. *Istoriya aviatsionnogo vooruzheniya. Kratkiy ocherk* [History of aviation weapons. Short essay / Under total. ed. A. E. Tarasa.]. Minsk, Kharvest Publ., 1999, 560 p. (in Russ.).

Research Of Influence Of Reactive Jet On Dispersion Of Rocket Turns When Shooting From A Moving Carrier

S. A. Korolev, PhD (Physics and Mathematics), Associate Professor, Kalashnikov ISTU, Izhevsk, Russia

The paper presents a method for calculating corrections to aerodynamic coefficients that take into account the influence of a jet engine ahead of flying rockets during salvo launches from a moving carrier. The position of the rocket relative to the jet stream is determined on the basis of the calculation of rockets trajectories. A jet stream flow around the rocket was simulated by numerically solving the system of Favre averaged Navier–Stokes equations using the k-ε turbulence model. Based on the processing of numerical results for a wide range of parameters (position of the rocket along the length and radius of the jet, speed of the rocket, nutation angles), approximation dependencies were constructed for corrections to the aerodynamic coefficients that take into account the effect of the jet.

Using the obtained dependencies for aerodynamic coefficients in the method of calculating the trajectory, a study was made of the influence of a jet on the accuracy of shooting from a moving carrier under various initial conditions: time interval between launches, initial distance between the rockets axes, initial value of the nutation angle of the second rocket. The region of variation of parameters was determined, where the influence of a jet stream can be neglected. An example of simulating an emergency ammunition operation is considered.

Keywords. external ballistics, moving carrier, jet stream, aerodynamic coefficients, numerical simulation, rocket dispersion.

Получено: 21.05.19