УДК 531.554
DOI 10.17223/19988621/64/10

Н.П. Скибина, Н.Р. Гимаева, Н.В. Савкина, Е.А. Маслов

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНУЮЩИХ ТЕЛ ДВУХ ВИДОВ ПРИ РАЗНЫХ УГЛАХ АТАКИ

Представлены результаты математического модерирования газодинамического процесса обтекания двух компонующих тел разделяющейся составной системы сверхзвуковым потоком. Моделирование основано на численном решении уравнений движения сплошной среды Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу, с использованием модели турбулентности. Получены аэродинамические характеристики тел при скоростях набегающего потока $M = 2$ и $M = 4$, угол атаки изменялся в диапазоне от 0° до 20°. Проведен анализ результатов для компонующих тел разной геометрии. Достоверность численного расчета подтверждается хорошим согласованием с имеющимися экспериментальными данными.

Ключевые слова: *аэродинамика*, *математическое моделирование*, *сверхзвуковые течения*, *коэффициент лобового сопротивления*, *подъемная сила.*

Непрерывное развитие промышленности и усовершенствование имеющихся технологий открывает возможности использования военных разработок в гражданских целях [1]. В качестве примера можно рассмотреть применение составных систем (снарядов) с целью устранения очагов возгорания в лесных и степных зонах [2–4]. Так, например, одним залпом разработанной в Китае артиллерийской пожаротушительной «Системы 119» была устранена линия огня в 200 м [5].

Пожаротушительный снаряд может представлять собой сложную составную систему, состоящую из элементов, внутри которых содержится огнегасительная порошковая смесь. Направленное разделение и управляемое рассеивание частей специализированного снаряда позволяет погасить очаг на большом расстоянии, сэкономив время полной ликвидации пожара.

Составные системы (снаряды) состоят из набора элементов (простых по конфигурации тел), сгруппированных по массово-геометрическим и аэродинамическим характеристикам. Существует несколько видов компоновки таких снарядов: пакетная компоновка – расположение концентрированных элементов по кругу так, что при этом продольные оси всех элементов параллельны центральной продольной оси снаряда, и осевая компоновка – когда элементы компонуются друг за другом. Основными технологическими и эксплуатационными требованиями для снарядов такого вида являются: простота изготовления и компоновки; возможность получения большого коэффициента наполнения; легко реализуемая и надежная система разделения, обеспечивающая необходимое рассеивание на заданной дальности. Цилиндрические и призматические составные элементы снаряда удовлетворяют перечисленным требованиям, что делает их потенциально применимыми для решения задач пожаротушения. При этом для выполнения условий качественного управления рассеиванием элементов необходимо комплексное ис-

следование их аэродинамических характеристик. Движение тел в газовой среде сопряжено со сложной структурой поля течения – например, срывами и присоединениями потока, которые оказывают существенное влияние на аэродинамические характеристики движущегося тела.

Получение детальной и достоверной информации о влиянии сверхзвуковых отрывных течений на аэродинамические характеристики элементов компоновки дает возможность смоделировать механизм разделения и оценить область рассеивания тел.

Постановка задачи

В качестве объектов исследования выбраны прямоугольная призма (ПП) (рис.1, *a*), отвечающая условию оптимального наполнения снаряда, и цилиндрическое тело с выточками (ЦТ) (рис. 1, *b*), обладающее аэродинамической устойчивостью в полете. Расчет параметров обтекания производился при атмосферных условиях: давление $p = 10^5$ Па, температура $T = 293.15$ К, плотность воздуха $\rho = 1.2054$ кг/м^3, диапазон изменений чисел Маха M = 2–4.

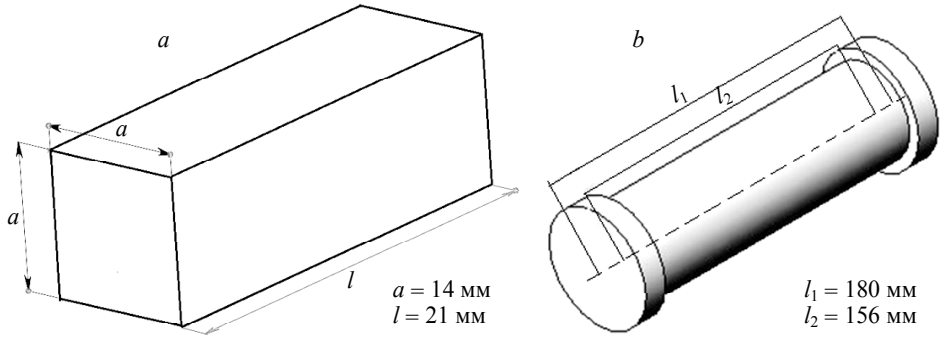


Рис. 1. Геометрия обтекаемых тел: *a* – четырехугольная призма, *b* – цилиндр с выточкой
Fig. 1. Geometry of aerodynamic bodies: (*a*) a quadrangular prism and (*b*) a cylinder with a groove

Для математического моделирования процесса обтекания тела вязким сжимаемым газом использована система осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса [6, 7], в состав которой входят уравнения сохранения массы, импульса и энергии. Для учета турбулентного характера течения выбрана SST-модель, имеющая следующую формулировку:

$$\begin{cases} \dfrac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \dfrac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \dfrac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_k \dfrac{\partial k}{\partial x_j}\right) - Y_k, \\ \dfrac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \dfrac{\partial}{\partial x_j}(\rho \omega u_j) = \dfrac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_\omega \dfrac{\partial k}{\partial x_j}\right) - Y_\omega + D_\omega, \end{cases} \quad (1)$$

где Γ_k и Γ_ω – эффективная диффузия для величин k и ω; Y_k и Y_ω – диссипация величин k и ω в турбулентном потоке.

Функции смешивания, отвечающие за переключение уравнений модели, имеют вид

$$F_1 = \mathrm{th}\left(\Phi_1^4\right), \tag{2}$$

где $\Phi_1 = \min\left[\max\left(\frac{\sqrt{k}}{0,09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega}\right), \frac{4\rho k}{\sigma_{\omega,2} D_\omega^+ y^2}\right]$;

$$F_2 = \mathrm{th}\left(\Phi_2^2\right), \tag{3}$$

где $\Phi_2 = \max\left[2\frac{\sqrt{k}}{0,09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega}\right]$;

$$D_\omega^+ = \max\left[2\rho\frac{1}{\sigma_{\omega,2}}\frac{1}{\omega}\frac{\partial k}{\partial x_j}\frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10}\right], \tag{4}$$

где y – расстояние до ближайшей поверхности; D_ω^+ – положительная часть кросс-диффузионного члена [8].

Посредством функции F_1 осуществляется переключение моделей турбулентности: вблизи поверхностей работает k–ω-модель, вдали от поверхностей – k–ε-модель. Функция F_2 активирует ограничение в выражении для определения величины турбулентной вязкости. Члены Y_k и Y_ω описывают диссипацию кинетической энергии турбулентности и турбулентных пульсаций соответственно. Данные величины определяются аналогично стандартной k–ω-модели, разница заключается в оценке слагаемых в рамках SST-модели: если в стандартной k–ω-модели f_{b^*} определяется как кусочная функция, то для SST-модели $f_{b^*} = 1$. Таким образом: $Y_k = \rho\beta^* k\omega$.

Так как SST-модель базируется на стандартных k–ω- и k–ε-моделях, для их объединения вводится термин кросс-диффузии:

$$D_\omega = 2\left(1 - F_1\right)\rho\frac{1}{\omega\sigma_{\omega,2}}\frac{\partial k}{\partial x_j}\frac{\partial \omega}{\partial x_j}. \tag{5}$$

Модельные константы имеют следующие значения:

$$\sigma_{\omega,1} = 2.0,\ \sigma_{k,2} = 1.0,\ \sigma_{\omega,2} = 1.168,$$

$$a_1 = 0.31,\ \beta_{i,1} = 0.075,\ \beta_{i,2} = 0.0828.$$

Значения всех дополнительных констант совпадают со значениями в стандартной k–ω-модели.

Геометрия расчетных областей для поставленной задачи внешнего обтекания представляет собой пространства в виде цилиндра (рис. 2, *a*) и параллелепипеда (рис. 2, *b*), внутри которых находятся модели. Ось x декартовой системы координат совпадает с осью симметрии, общей для модели и расчетной области. В обоих случаях размеры расчетной области выбраны относительно большими, чтобы дальние граничные условия не искажали поле течения вблизи тела.

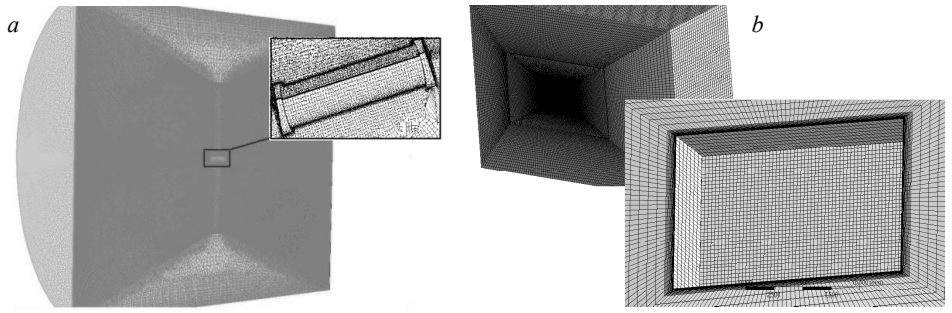


Рис. 2. Общий вид расчетных сеток:
a – для цилиндрического тела, *b* – для прямоугольной призмы
Fig. 2. General arrangement of computational grids
for the (*a*) cylindrical body and (*b*) quadrangular prism

Для задания граничных условий использованы данные, полученные в ходе экспериментов. На входной границе расчетной области задано условие вида

$$U = U_0 \cos\alpha;\ \ V = U_0 \sin\alpha;\ \ \ W = 0\,; \tag{6}$$

$$T_0 = 293.15\,K;\ \ p_0 = 10^5\ \text{Па};\ \ I = 5\%;\ \ \omega_{\text{inlet}} = \rho\frac{k}{\mu_t};\ \ k_{\text{inlet}} = \frac{3}{2}I^2U^2;\ \ \varepsilon_{\text{inlet}} = \rho C_\mu \frac{k^2}{\mu_t}, \tag{7}$$

где T_0 – начальная температура, p_0 – начальное давление.

На выходе из рабочей области реализованы мягкие граничные условия:

$$\frac{\partial^2 p_s}{\partial n^2} = 0;\ \ \frac{\partial^2 \varepsilon}{\partial n^2} = 0;\ \ \frac{\partial^2 k}{\partial n^2} = 0;\ \ \frac{\partial^2 \omega}{\partial n^2} = 0\,, \tag{8}$$

где p_s – статическое давление на выходе, n – вектор нормали к поверхности, ε, k и ω – соответствующие параметры, используемые при моделировании турбулентности.

На поверхности тела выполняется условие прилипания:

$$U = V = W = 0, \tag{9}$$

где U, V и W – компоненты вектора скорости в декартовой системе координат (x, y, z).

Граничное условие на оси симметрии

$$\frac{\partial \phi}{\partial n} = 0\,,\ \ \phi = \{U, V, W, T, \rho, k, \varepsilon, \omega\}\,. \tag{10}$$

Результаты исследования

Для оценки качественного согласования результатов численного расчета и эксперимента сопоставлялись фрагменты визуализации обтекания моделей, полученных в ходе экспериментальных исследований их характеристик, и поля распределений газодинамических величин, рассчитанные при моделировании обтекания в идентичных условиях.

На рис. 3, *a* представлена картина обтекания, полученная при проведении экспериментов на аэродинамической установке в НИИ «Геодезия», на рис. 3, *b* – поле распределения плотности, полученное в расчете. В обоих случаях скорость набе-

гающего потока M = 2, угол атаки α = 0°. Скачок уплотнения в головной части тела на рис.3*a* не попал в наблюдательное окно рабочей части используемой аэродинамической установки, поэтому отсутствует на кадре визуализации процесса обтекания, но видно, что локализация и форма отошедших ударных волн совпадает.

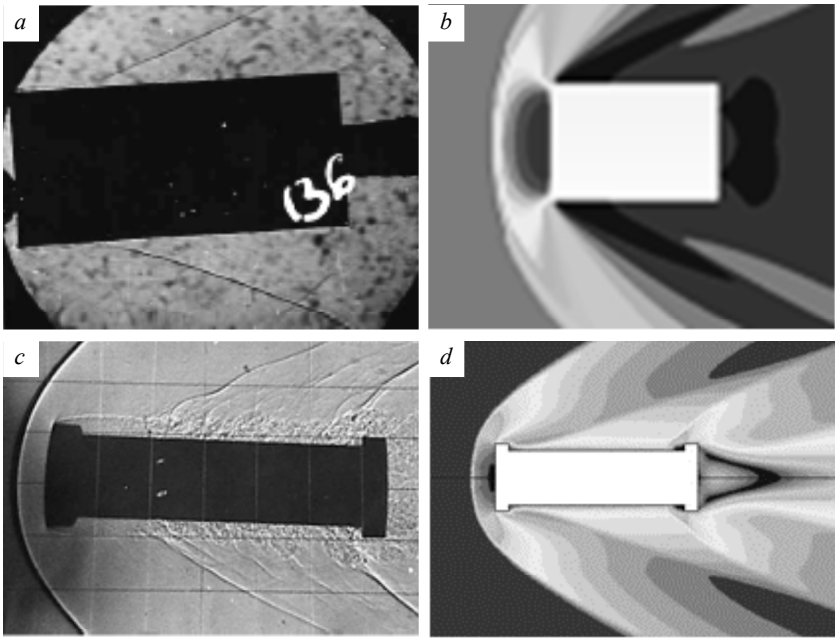


Рис. 3. Качественное сравнение результатов эксперимента и расчета:
a и *b* – модель ПП, *c* и *d* – модель ЦТ
Fig. 3. Qualitative comparison of experimental data and calculated results
for the (*a*), (*b*) quadrangular prism and (*c*), (*d*) cylindrical body

На рис. 3, *c* – фотография обтекания цилиндра с выточкой, полученная на баллистической трассе НИИ ПММ ТГУ, на рис. 3, *d* – поле распределения скоростей для набегающего потока с числом Маха M = 2 и углом атаки α = 0°. Отчетливо видна ударная волна в головной части модели и отошедшие волны вдоль тела вниз по потоку.

После рассмотрения случая обтекания моделей при нулевом угле атаки, исследовалось влияние угла α на аэродинамику моделей при обтекании потоком с числами Маха в диапазоне M = 2–4.

На рис. 4 приведены вычисленные значения аэродинамических коэффициентов для двух моделей с различной геометрией в зависимости от угла атаки α в сравнении с экспериментальными данными, число Маха в набегающем потоке M = 2. Диапазон изменения угла атаки для модели на рис. 1, *a* (ПП) – α = 0–20°, для модели на рис. 1, *b* (ЦТ) – α = 0–15°.

Рассогласование экспериментальных данных с результатами расчета для коэффициента лобового сопротивления C_x составило 4 %, для коэффициента подъемной силы C_y – 6 %, для коэффициента момента тангажа m_z не превысило 7 %. Как и ожидалось, увеличение угла атаки приводит к росту коэффициента подъемной силы C_y и уменьшению величины момента тангажа m_z.

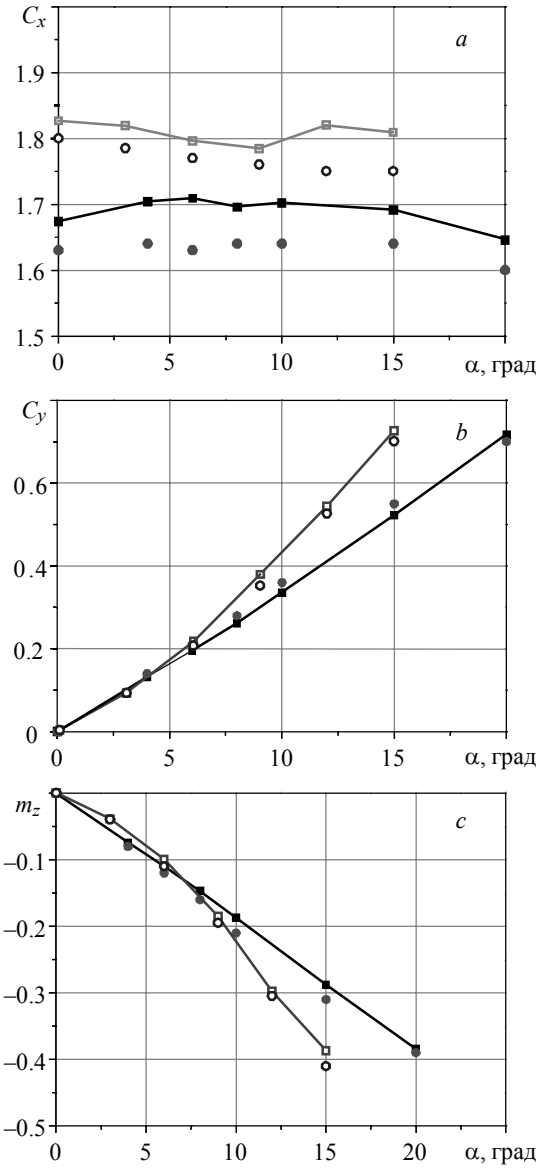


Рис. 4. Зависимости: *a* – коэффициента лобового сопротивления C_x, *b* – коэффициента подъёмной силы C_y, *c* – момента тангажа m_z от угла атаки α (при M = 2): –■–■–■– – ПП, расчет; ● – ПП, эксперимент; –□–□–□– – ЦТ, расчет; ○ – ЦТ, эксперимент

Fig. 4. Dependences of the (*a*) aerodynamic drag coefficient C_x, (*b*) aerodynamic lift coefficient C_y, and (*c*) pitch moment m_z on the angle of attack α (at M = 2) for the rectangular prism: –■–■–■ – – calculation, ● – experiment; and for the cylindrical body: –□–□–□– – calculation, ○ – experiment

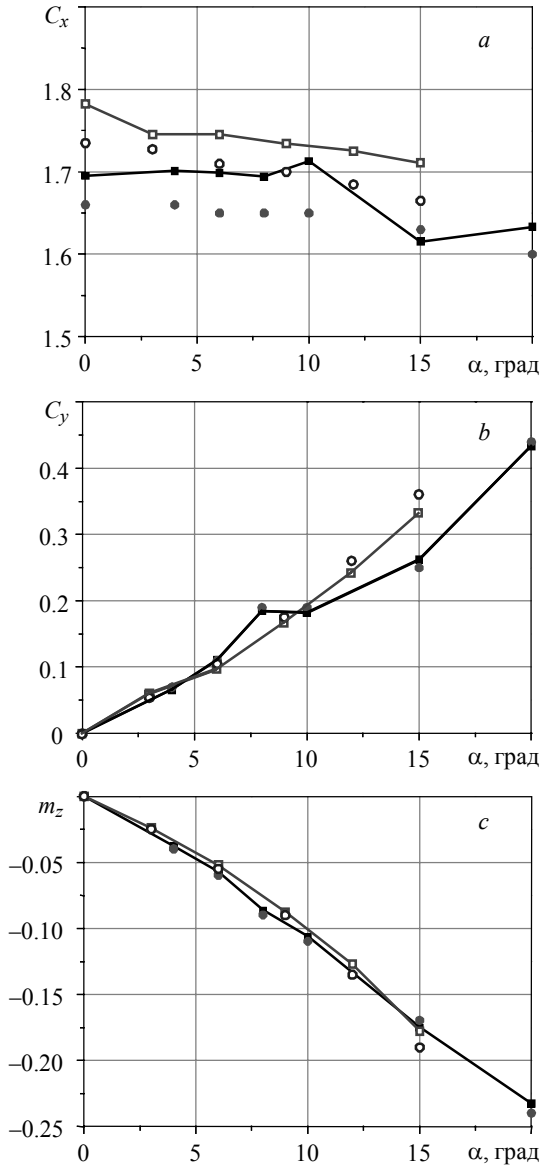


Рис. 5. Зависимости: *a* – коэффициента лобового сопротивления, *b* – коэффициента подъёмной силы, *c* – момента тангажа от угла атаки α (при M = 4): –■–■–■– – ПП, расчет; ● – ПП, эксперимент; –□–□–□– – ЦТ, расчет; ○ – ЦТ, эксперимент

Fig. 5. Dependences of the (*a*) aerodynamic drag coefficient, (*b*) aerodynamic lift coefficient, and (*c*) pitch moment on the angle of attack α (at M = 4) for the rectangular prism: –■–■–■– – calculation, ● – experiment; and for the cylindrical body: –□–□–□– – calculation, ○ – experiment

Из данных, представленных на рис.4, видно, что функция коэффициента силы лобового сопротивления – C_x – почти постоянная. При малых углах атаки основную долю лобового сопротивления составляет сопротивление трения, которое практически не зависит от изменения угла атаки. Коэффициент подъемной силы C_y по мере увеличения угла атаки растет: это происходит за счет уменьшения давления на верхней стороне призмы и увеличения давления на нижней.

Зависимости для m_z и C_y носят одинаковый характер – при увеличении угла атаки увеличивается момент тангажа относительно передней кромки призмы. Это объясняется тем, что момент тангажа, создаваемый аэродинамическими силами относительно передней части призмы возникает главным образом под действием подъемной силы, поэтому при увеличении подъёмной силы увеличивается момент, поворачивающий профиль.

Также приведены аналогичные результаты для скорости набегающего потока с числом Маха M = 4. На рис. 5 представлены зависимости аэродинамических коэффициентов C_x, C_y и m_z от угла атаки α.

Отличие расчетных данных от экспериментальных составило: для коэффициента лобового сопротивления C_x – 3 %, для коэффициента подъемной силы C_y и момента тангажа m_z – 5 %. Характер изменения аэродинамических коэффициентов аналогичен для случаев обтекания моделей потоками со скоростями M = 2 и M = 4.

Выводы

В ходе работы получено хорошее качественное согласование результатов эксперимента и расчета – структура течения, полученная в ходе визуализации обтекания, идентична полям распределения газодинамических параметров (ρ и M). Рассогласование численного решения с экспериментальными данными по величинам основных аэродинамических характеристик составляет не более 5 %.

В диапазоне изменения угла атаки от 0° до 10° отличие аэродинамических коэффициентов для цилиндрического тела и прямоугольной призмы по C_x составляет до 10 %, по C_y и m_z до 5 %. В случае изменения угла атаки до 15° и выше различие аэродинамических характеристик для рассмотренных тел становятся более существенными (до 30 %).

Проведенное исследование аэродинамических характеристик элементов составной системы показало, что при малых углах атаки для наполнения снаряда в равной степени применимы прямоугольная призма и цилиндрическое тело. На основании информации об аэродинамических коэффициентах компонующих тел можно провести расчет их баллистических траекторий и тем самым оценить площадь рассеивания.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Todd W. Erickson, Golshany, Lynnwood, A. Songstad, Everett, Adriana W. Blom, Jacqueline A. Artis, Christopher R. Holtorf, Natalie Daughtry.* Fire-retarding artillery shell. Patent US, no. 20160216091A1, 2014.
2. *Anders Clark*. Boeing Patents a System to Fight Fire With Artillery // Disciples of Flight: Информационный ресурс. 27.08.2016. URL: https://disciplesofflight.com/boeing-artillery-fire-fighting-system/ (дата обращения 07.05.2019)
3. *Жуйков Д.А.* Разработка метода пожаротушения с использованием стволовой установки контейнерной доставки огнетушащих веществ на удаленное расстояние: автореф. дис. ... канд. техн. наук / Тольяттинский государственный университет. М., 2007.

4. *Потапенко В.В.* Математическое моделирование баллистических процессов ствольных систем метания контейнеров с огнетушащими веществами: автореф. дис. ... канд. техн. наук. Санкт-Петербург: Санкт-Петербургский университет Государственной противопожарной службы МЧС России, 2012.
5. *В Китае* применили артиллерию для тушения лесного пожара // nakanune.ru: Информационное агентство «Накануне.RU». 08.04.2019. URL: https://www.nakanune.ru/news/2019/04/08/22537748/ (дата обращения 06.05.2019).
6. *Снегирёв А.Ю.* Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений: учеб. пособие. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2009. 143 с.
7. *Фарапонов В.В., Савкина Н.В., Дьячковский А.С., Чупашев А.В.* Расчет аэродинамического коэффициента лобового сопротивления тела в дозвуковых и трансзвуковых режимах движения с помощью пакета ANSYS Fluent // Компьютерные исследования и моделирование. 2012. Т. 4. № 4. С. 845–853.
8. *Menter F.R., Kuntz M., Langtry R.* Ten Years of Experience with the SST Turbulence Model // Turbulence, Heat and Mass Transfer 4 / Ed. by K. Hanjalic, Y. Nagano, M. Tummers. Begell House Inc., 2003. P. 625–632.
9. *Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н.* Внешняя баллистика: учеб. для вузов. 4-е изд. М.: Машиностроение, 2005. 608 с.
10. *Кусаиынов К., Танашева Н.К., Тургунов М.М., Алибекова А.Р.* Исследование аэродинамических характеристик вращающихся пористых цилиндров // Журнал технической физики. 2015. Т. 85. Вып. 5. С. 23–26.

Статья поступила 27.09.2019 г.

Skibina N.P., Gimaeva N.R., Savkina N.V., Maslov E.A. (2020) NUMERICAL INVESTIGATION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF TWO DIFFERENT COMPONENT BODIES AT VARIOUS ANGLES OF ATTACK. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika* [Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics]. 64. pp. 136–145

DOI 10.17223/19988621/64/10

Keywords: aerodynamics, mathematical modeling, supersonic flows, aerodynamic drag coefficient, lift force.

The paper presents mathematical modeling results for a supersonic flow around two types of component elements in a composite system designed for fire extinguishing shells. Such shells represent a complex composite system which consists of the elements with a fire extinguishing powder mixture contained inside. Directional separation and controlled dispersion of the parts of the purpose-designed shell allow one to extinguish a fire bed over a long distance and to reduce the time of fire suppression. Complete and reliable information about supersonic separated flow effects on the aerodynamic characteristics of the component elements makes it possible to simulate a separation mechanism and to assess dispersion of the arranged bodies. The paper presents the calculated values of the aerodynamic coefficients for the models of two geometry types depending on the angle of attack and a comparison with experimental data. Discrepancy between the theoretical results obtained and experimental data on the main aerodynamic characteristics does not exceed 5%. For the bodies under consideration, the difference in drag coefficients is up to 10%; as for lift and pitch moment coefficients, the difference is less than 5 % for the angle of attack in the range of 0° and 10°, and reaches 30% when the angle is more than 15°.

Nadezhda P. SKIBINA (Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: uss.skibina@gmail.com

Nataliya R. GIMAEVA (Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: natalia.gimaeva@inbox.ru

Nadezhda V. SAVKINA (Candidate of Physics and Mathematics, Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: savkina@ftf.tsu.ru

Evgeniy A. MASLOV (Candidate of Physics and Mathematics, National Research Tomsk Polytechnic University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: maslov_eugene@mail.ru

REFERENCES

1. Erickson T.W., Golshany S., Songstad S.A., Blom A.W., Artis J.A., Holtorf C.R., Daughtry N. (2014) *Fire-Retarding Artillery Shell.* US Patent 20160216091A1.
2. Clark A. (2019) *Boeing Patents a System to Fight Fire With Artillery.* Access mode: https://disciplesofflight.com/boeing-artillery-fire-fighting-system (submitted on July 7, 2019).
3. Zhuykov D.A. (2007) *Razrabotka metoda pozharotusheniya s ispol'zovaniem stvolovoy ustanovki konteynernoy dostavki ognetushashchikh veshchestv na udalennoe rasstoyanie* [Development of a fire extinguishing method using a barrel installation for a container delivery of extinguishing agents to a remote distance]. Extended abstract of PhD dissertation. Togliatti State University. Moscow.
4. Potapenko V.V. (2012) *Matematicheskoe modelirovanie ballisticheskikh protsessov stvol'nykh sistem metaniya konteynerov s ognetushashchimi veshchestvami* [Mathematical modeling of ballistic processes with barrel systems for throwing containers with extinguishing agents]. Extended abstract of PhD dissertation. Saint Petersburg University of State Fire Service of EMERCOM of Russia, Saint Petersburg.
5. *V Kitae primenili artilleriyu dlya tusheniya lesnogo pozhara* [China used artillery to extinguish a forest fire]. Access mode: https://www.nakanune.ru/news/2019/04/08/22537748/ (submitted on May 6, 2019).
6. Snegirev A.Yu. (2009) *Vysokoproizvoditel'nye vychisleniya v tekhnicheskoy fizike. Chislennoe modelirovanie turbulentnykh techeniy* [High-performance computing in technical physics. Numerical modeling of turbulent flows]. Saint Petersburg: Polytechnic University Publ.
7. Faraponov V.V., Savkina N.V., Diachkovsky A.S., Chupashev A.V. (2012) Calculation of aerodynamic factor of front resistance of a body in subsonic and transonic modes of movement by means of an ANSYS Fluent package. *Computer Research and Modeling*. 4(4). pp. 845–853. DOI: 10.20537/2076-7633-2012-4-4-845-853.
8. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. (2003) Ten years of industrial experience with the SST turbulence model. *Turbulence*, *Heat and Mass Transfer.* 4. pp. 625–632.
9. Dmitrievskiy A.A., Lysenko L.N. (2005) *Vneshnyaya ballistika* [External ballistics]. Moscow: Mashinostroenie.
10. Kusaiynov K., Tanasheva N.K., Turgunov M.M., Alibekova A.R. (2015) Analysis of aerodynamic characteristics of rotating porous cylinders. *Technical Physics Letters.* 60(5). pp. 656–659. DOI: 10.1134/S1063784215050126.

Received: September 27, 2019