

УДК 533.6.011

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ В ДО- И ТРАНСЗВУКОВОМ ДИАПАЗОНЕ СКОРОСТЕЙ

А.А. ДЯДЬКИН, А.Ю. ЛУЦЕНКО, Д.К. НАЗАРОВА

Статья представлена доктором технических наук, профессором Калугиным В.Т.

Проведено численное моделирование обтекания створки головного обтекателя ракеты-носителя, определены аэродинамические характеристики модели в до- и трансзвуковом диапазоне скоростей, проанализированы структуры обтекания тонкой оболочки.

Ключевые слова: отделяемые элементы, головной обтекатель, ракета-носитель, аэродинамические характеристики, математическое моделирование.

ВВЕДЕНИЕ

В процессе доставки полезных грузов на орбиту отдельные элементы конструкции ракет-носителей сбрасываются с целью увеличения энергетических характеристик средств выведения. К этим элементам относятся разгонные блоки, отработавшие ступени ракет, хвостовые и переходные отсеки, створки головных обтекателей и обтекателей разгонных блоков. Большинство отделяемых конструкций представляет собой тонкие оболочки, включающие части цилиндрических, конических, сферических поверхностей. Размеры зон падения таких конструкций, которые надо уметь прогнозировать и выделять, зависят от аэродинамических характеристик (АДХ) этих конструкций, положения центра масс, динамики движения относительно центра масс, различных возмущающих факторов внешней среды. Типовые варианты отделяемых элементов изображены на рис. 1.

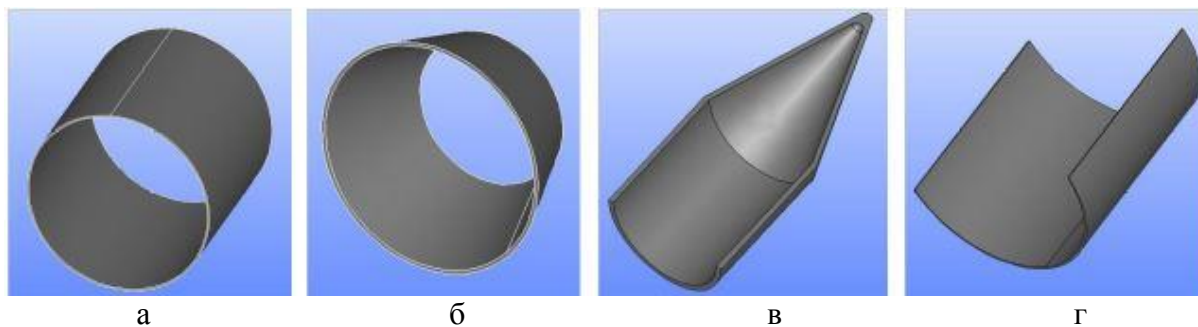


Рис. 1. Типовые варианты отделяемых элементов

Отработавшие ступени ракет, как правило, имеют правильную цилиндрическую форму с центром масс в хвостовой части и центром давления в передней части. После отделения ступень переворачивается, ее полет проходит с малыми углами атаки, эллипс рассеивания имеет небольшую площадь. Вторые ступени ракет в изолированном полете обгорают, что значительно усложняет определение их АДХ для дальнейшего определения районов падения.

Переходные отсеки могут иметь цилиндрическую форму или форму усеченного конуса (рис 1а, 1б).

Створка головного обтекателя представляет собой тонкую оболочку, включающую цилиндрическую, коническую и сферическую части (рис. 1в). Возможны конструкции, включающие биконические и оживальные элементы, а также различные выступающие части. Обтекатели разгонных блоков при сбросе разделяются на две или три части, таким образом створка представляет собой половину или треть цилиндрической оболочки (рис. 1г).

Районы падения створок обтекателей по статистике имеют максимальные размеры. Для оценки эллипса рассеивания важно знать аэродинамические характеристики таких элементов. Их можно получить экспериментально [1], при помощи инженерных методик расчета либо путем численного моделирования. Экспериментальное определение АДХ тонкостенных конструкций сложно ввиду трудности закрепления моделей в рабочей части аэродинамической трубы и значительных возмущений, вносимых державкой. В промышленности для определения интервала значений аэродинамических коэффициентов используются модифицированные соотношения Ньютона для сверхзвуковых скоростей [2], такой подход в целом пригоден, но возможно получение завышенных размеров эллипса рассеивания. В настоящее время для определения аэродинамических характеристик тел широко применяются различные программные комплексы, реализующие математическое моделирование процессов обтекания [3].

В работе представлены результаты численного моделирования обтекания типовой створки головного обтекателя в коммерческом пакете AeroShape-3D [4, 5] и открытом пакете OpenFoam [6–8].

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Модель створки головного обтекателя представляла собой тонкостенную конструкцию, включающую полуцилиндрическую и полуконическую части с углом $\beta = 20^\circ$ со сферическим носовым затуплением. Внешний вид модели показан на рис. 2. На внутренней поверхности створки располагались девять ребер жесткости. Моделирование в пакете AeroShape-3D показало, что в исследуемом диапазоне скоростей небольшие выступы на внутренней поверхности створки практически не влияют на картину течения и АДХ, поэтому при расчете в программном пакете OpenFoam они не принимались во внимание.

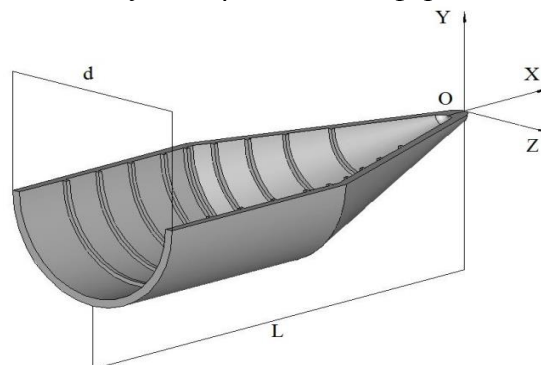


Рис. 2. Исследуемая модель

Рассматривалось круговое обтекание створки в плоскости симметрии ОХУ в до- и трансзвуковом диапазоне скоростей набегающего потока при числах Маха $M_\infty = 0,4 \div 1,2$, числах Рейнольдса $Re_L = (1,52 - 3,0) \cdot 10^6$.

При расчете аэродинамических коэффициентов продольной C_x , нормальной C_y сил и момента тангажа m_z за характерную площадь принималась площадь $S = \frac{1}{2} \frac{\pi d^2}{4} = 905 \text{ мм}^2$, где d – внешний диаметр цилиндрической части модели, за характерный размер была принята длина модели $L = 114,4 \text{ мм}$. Направление осей координат и знаки аэродинамических коэффициентов выбирались в соответствии с ГОСТ 20058-80. Коэффициент момента тангажа определялся относительно центра масс створки с координатами $\bar{x}_T = x_T/L = -0,622$ и $\bar{y}_T = y_T/d = -0,268$.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ

В процессе моделирования в AeroShape-3D в зависимости от режимов течения количество расчетных ядер изменялось в диапазоне от 2 до 12, при этом время расчета одного варианта задачи составляло от 4 ч до 12 ч. Расчетная область представляла собой параллелепипед, размеры которого выбирались в зависимости от числа Маха M_∞ , количество ячеек после проведения адаптации расчетной области достигало 1,5 млн.

Полученные в результате моделирования АДХ сведены в графики зависимостей от угла атаки α , показанные на рис. 3.

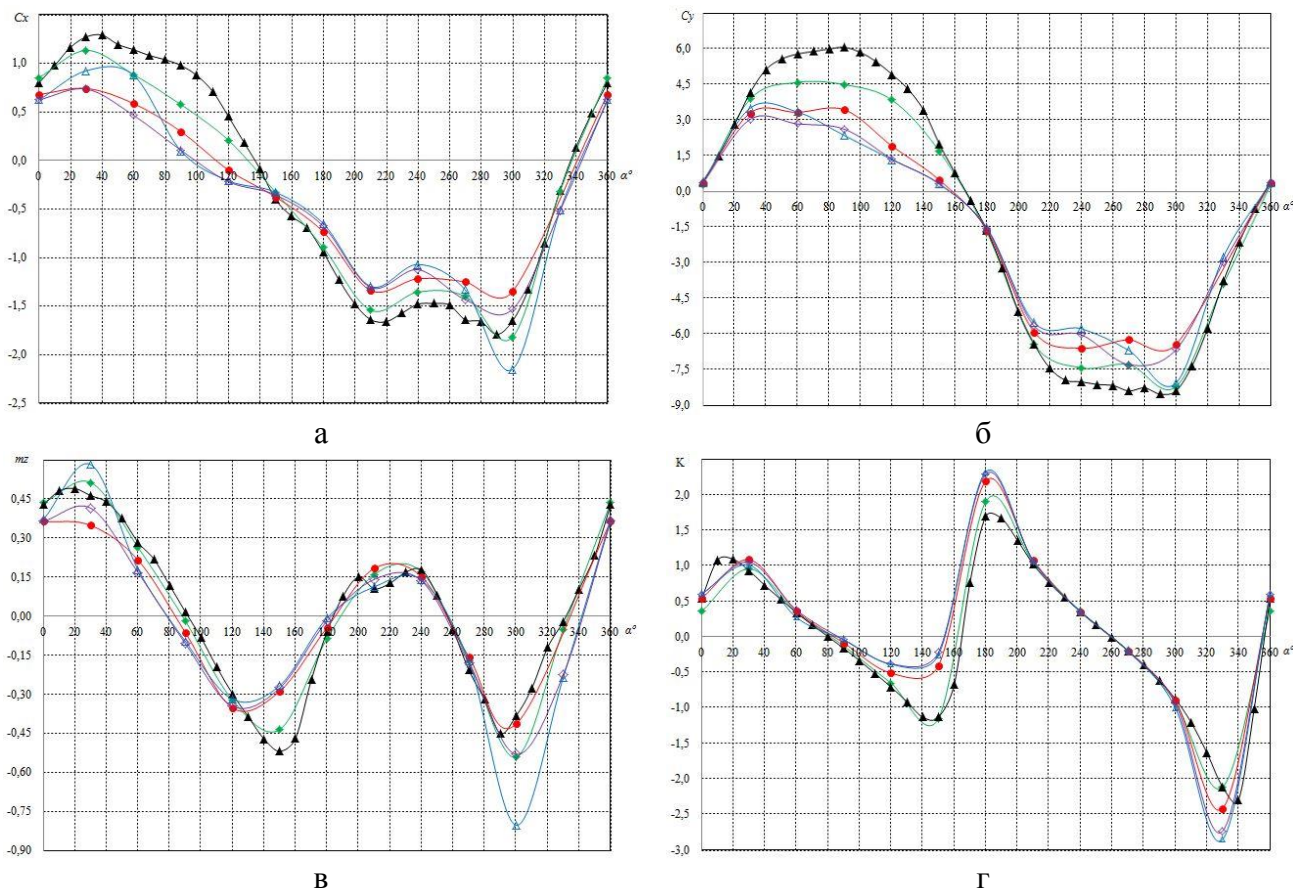


Рис. 3. Зависимости аэродинамических коэффициентов модели створки от угла атаки:
 —▲— $M_\infty = 1,2$; —◆— $M_\infty = 1,0$; —●— $M_\infty = 0,8$; —◇— $M_\infty = 0,6$; —△— $M_\infty = 0,4$

Видно, что при изменении числа Маха характер зависимостей остается неизменным. Значения коэффициентов C_x и C_y с увеличением числа Маха возрастают по модулю. При малых углах атаки аэродинамические характеристики створки совпадают с АДХ конуса с углом полураствора $\beta = 20^\circ$. При $\alpha = 90^\circ$ зависимость $C_y(\alpha)$ (рис. 3б) имеет экстремум, значение C_y соответствует случаю поперечного обтекания комбинации цилиндра и конуса. Коэффициент C_x при $\alpha = 90^\circ$ (рис. 3а) не равен нулю за счет обтекания конической части створки и обращается в нуль при угле атаки, находящемся внутри диапазона $100^\circ < \alpha < 140^\circ$. Коэффициент C_y конической части створки принимает нулевое значение при $\alpha = 160^\circ$, а C_y цилиндрической части створки равен нулю при $\alpha = 180^\circ$, соответственно, график зависимости $C_y(\alpha)$ створки будет пересекать ось абсцисс при $160^\circ < \alpha < 180^\circ$ (рис. 3б). При обтекании створки со стороны вогнутой поверхности давление на внутренней поверхности повышенное и остается примерно постоянным при $200^\circ < \alpha < 300^\circ$, поэтому коэффициенты C_x и C_y изменяются мало. При $\alpha > 180^\circ$ (обтекание со стороны выпуклой поверхности) створка становится плохообтекаемым телом, поэтому значения коэффициентов продольной и нормальной сил по модулю больше, чем при обтекании со стороны выпуклой поверхности. В соответствии с данными, представленными на рис. 3в, створка имеет два устойчивых положения при углах атаки $\alpha = 90^\circ$ и $\alpha = 260^\circ$, характеризующихся малыми значениями аэродинамического качества $K = C_{ya}/C_{xa}$ (рис. 3г).

В результате проведенных расчетов также были получены структуры обтекания модели (рис. 4а, 4б). С изменением угла атаки структура течения у створки существенно меняется, что отражается на ее АДХ. Интересно провести анализ структур течения при $M_\infty = 1,2$, когда перед телом образуется скачок уплотнения. Можно выделить несколько характерных режимов течения. При обтекании со стороны выпуклой поверхности перед телом образуется скачок уплотнения, внутри вогнутой поверхности наблюдается образование вихрей. При $\alpha > 160^\circ$ помимо го-

ловного скачка у поверхности створки могут образовываться висячие скачки уплотнения. Кроме того, при $\alpha > 180^\circ$ наблюдается срыв потока с продольных кромок и образование двух вихревых жгутов у подветренной поверхности. Одна из характерных структур течения образуется при обтекании модели под углом атаки $\alpha = 210^\circ$: перед наветренной поверхностью возникает головной скачок уплотнения, на подветренной стороне цилиндрической части створки образуется зона отрывного течения, на конической части подветренной поверхности поток разгоняется и затем тормозится в скачке уплотнения у носовой части створки.

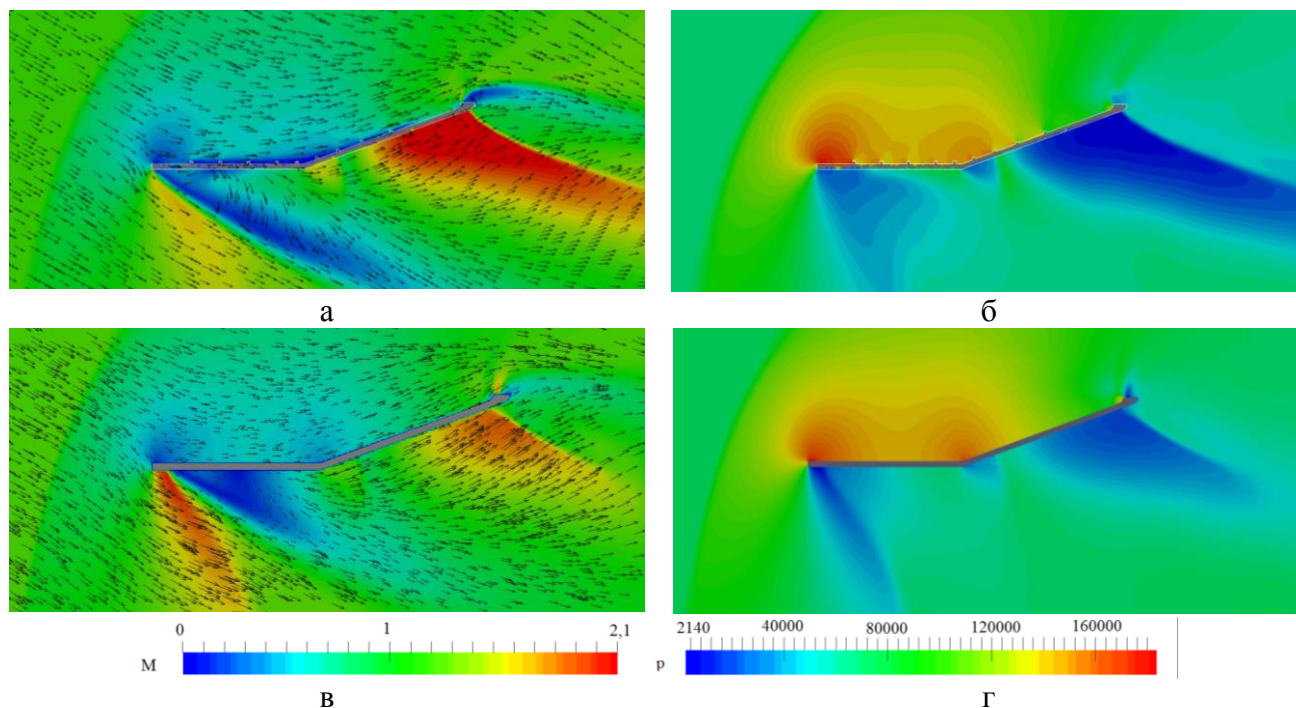


Рис. 4. Результаты численного моделирования при $\alpha = 210^\circ$:
 а – поле распределения числа Маха и вектора скорости в AeroShape – 3D,
 б – поле распределения давления в AeroShape – 3D,
 в – поле распределения числа Маха и вектора скорости в OpenFoam,
 г – поле распределения давления в OpenFoam

Аналогичные расчеты были проведены в открытом пакете OpenFoam. Применялся решатель, реализующий схему Курганова-Тадмора [9], рассматривалось турбулентное течение с использованием модели "k-omega". Расчетная область представляла собой параллелепипед с различными уровнями измельчения сетки, количество ячеек составляло 2,5 млн. Время расчета одного варианта при распараллеливании на 56 ядер составляло 8–12 ч.

На рис. 4в, 4г приведена структура течения при $\alpha = 210^\circ$, полученная в OpenFoam. Сравнение показывает, что результаты численного моделирования в различных пакетах имеют сходный характер: величина отхода головного скачка уплотнения одинакова, наблюдается наличие области отрыва, скачок уплотнения у носа створки.

Значения АДХ, полученные в AeroShape-3D и OpenFoam, отличаются в пределах 5 %.

ВЫВОДЫ

Результаты математического моделирования кругового обтекания тонкой оболочки цилиндрико-конической формы в до- и трансзвуковом диапазоне скоростей показали, что течение носит сложный характер: наблюдается образование областей отрыва потока, вихревых структур, большого количества скачков уплотнения при $M_\infty = 1,2$. Получены аэродинамические характеристики и структуры течения, которые зависят как от числа Маха M_∞ , так и от угла ата-

ки α . Показана зависимость АДХ створки от реализующихся структур. Структуры, полученные в результате расчетов в двух различных пакетах программ, аналогичны, АДХ отличаются не более чем на 5 %.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Петров К.П.** Аэродинамика ракет – М.: Машиностроение. 1977. – 136 с.
2. **Никитин Н.Д.** Разработка метода расчета и исследования аэродинамических характеристик створок головных обтекателей ракет-носителей: дисс. на соискание уч. степ. канд. физ.-мат. наук. – М. 1998. – 161 с.
3. **Алабова Н. П., Брюханов Н.А., Дядькин А.А., Крылов А.Н., Симакова Т.В.** Роль компьютерного моделирования и физического эксперимента в исследованиях аэрогазодинамики ракетно-космических систем в процессе проектирования // Космическая техника и технологии. 2014. № 3(6). С. 14 – 21.
4. **Gavriliouk V.N., Lipatnikov A.V., Kozlyayev A.N. et cet.** Computation Modelling of the Combastion Problems with the use of "Aeroshape3D" // Numerical Technique, ISTS.94-d-27, 1994.
5. **Beloshitsky A.V., Gerasimov Yu.I, Dyadkin A.A. et cet.** The flight measurements of aerodynamics influencies to "Progress-M" spacecraft at the jettisoning of "Soyuz" launcher head fairings // Proc. 4th Europ Symp. Aerothermodynamics for Space Applications, 15-18 Oct. 2001. Capua. Italy. ESA SP487. March 2002.
6. **Jasak H., Jemcov A., Tukovic Z.** OpenFoam: A C++ Library for Complex Physics Simulations // International Workshop on Coupled Method in Numerical Dynamics, 19-21 Sep. 2007. Dubrovnic, Croatia.
7. **Weller H. G., Tabor G., Jasak H., Fureby C.** A tensorial approach to computational continuum mechanics using object oriented techniques // Computers in Physics, 1998. vol.12, № 6. pp. 620-631.
8. **Калугин В.Т., Голубев А.Г., Епихин А.С., Мичкин А.А.** Возможности применения открытого пакета OpenFOAM для численного моделирования отрывных течений при до- и сверхзвуковых скоростях обтекания летательных аппаратов // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 199(1). С. 23 – 30.
9. **Marcantoni L.F.G., Tamagno J.P., Elaskar S.A.** High speed flow simulation using OpenFoam // Mecánica Computacional Vol XXXI, 2012. págs. 2939-2959.

NUMERICAL SIMULATION OF SUBSONIC AND TRANSONIC FLOW AROUND THIN SHELLS

Dyadkin A.A., Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K.

Numerical simulation of flow around a nose fairing half of a launch vehicle was carried out, aerodynamic characteristics of the model were calculated at subsonic and transonic flow velocities, the flow patterns around a thin shell were analyzed.

Key words: jettisonable elements, nose fairing, launch vehicle, aerodynamic characteristics, numerical simulation.

REFERENCES

1. **Petrov K.P.** Aehroodinamika raket [Aerodynamics missiles] Moscow. Mashinostroenie. 1977. 136 p.
2. **Nikitin N.D.** Razrabotka metoda rascheta i issledovaniya aehroodinamicheskikh kharakteristik stvorok glavnykh obtekateley raket-nositeley: Diss. na soiskanie uch. step. kand. fiz.-

mat. nauk. [Development of the method of calculation and the research of aerodynamic characteristics of wing fairing of carrier rocket] Moscow. 1998. 161 p.

3. Alabova N. P., Bryukhanov N.A., Dyadkin A.A., Krihlov A.N., Simakova T.V. Rolj komp'yuternogo modelirovaniya i fizicheskogo ehksperimenta v issledovaniyakh aehrogazodinamiki raketno-kosmicheskikh sistem v processe proektirovaniya. Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii [The role of computer simulashion and physical experiments in research aerogasdynamics space rocket systems in the processes of design. Space technology and Technology] Moscow. 2014. № 3(6). PP. 14 – 21.

4. Gavriliouk V.N., Lipatnikov A.V., Kozlyayev A.N. et cet. Computation Modelling of the Combastion Problems with the use of "Aeroshape3D" // Numerical Technique, ISTS.94-d-27, 1994.

5. Beloshitsky A.V., Gerasimov Yu.I, Dyadkin A.A. et cet. The flight measurements of aerodynamics influencies to "Progress-M" spacecraft at the jettisoning of "Soyuz" launcher head fairings // Proc. 4th Europ Symp. Aerothermodynamics for Space Applications, 15-18 Oct. 2001. Capua. Italy. ESA SP487. March 2002.

6. Jasak H., Jemcov A., Tukovic Z. OpenFoam: A C++ Library for Complex Physics Simulations // International Workshop on Coupled Method in Numerical Dynamics, 19-21 Sep. 2007. Dubrovnic, Croatia.

7. Weller H. G., Tabor G., Jasak H., Fureby C. A tensorial approach to computational continuum mechanics using object oriented techniques // Computers in Physics, 1998. vol.12, № 6. PP. 620 – 631.

8. Kalugin V.T., Golubev A.G., Epikhin A.S., Michkin A.A. Vozmozhnosti primeneniya otrikhtogo paketa OpenFOAM dlya chislenного modelirovaniya otrihvnihhk techeniyj pri do- i sverkhzvukovihkh skorostyakh obtekaniya letateljnihhk apparatov. Nauchnihy Vestnik MGTU GA [Possible applications OpenFOAM package for numerical simulation of separated flows at SUBSONIC and supersonic flow around the aircraft. Scientific bulletin MSTUCA] Moscow/ 2014. № 199(1). PP. 23 – 30.

9. Marcantoni L.F.G., Tamagno J.P., Elaskar S.A. High speed flow simulation using OpenFoam // Mecánica Computacional Vol XXXI, 2012. PP. 2939 – 2959.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Дядькин Анатолий Александрович, 1942 г.р., окончил МАИ (1965), кандидат технических наук, начальник отдела ОАО "РКК "Энергия", автор более 70 научных работ, область научных интересов – аэрогазодинамика летательных аппаратов, электронный адрес: anatoly.a.dyadkin@rsce.ru.

Луценко Александр Юрьевич, 1964 г.р., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана (1987), кандидат технических наук, доцент кафедры динамики и управления полетом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор более 60 научных работ, область научных интересов – аэрогазодинамика струйных и отрывных течений, электронный адрес: aulutsenko@mail.ru.

Назарова Динара Камилевна, окончила МГТУ им. Н.Э. Баумана (2014), аспирант МГТУ им. Н.Э. Баумана, инженер ОАО "РКК "Энергия", область научных интересов – аэродинамика струйных и отрывных течений, электронный адрес: dknazarova@mail.ru.