

Расчетное исследование газодинамических процессов при запуске двигательной установки системы аварийного спасения

© А.С. Бовтрикова, Г.Г. Мордвинцев

АО «Корпорация «МИТ», Москва, 127273, Россия

Представлены результаты численного моделирования нестационарных газодинамических процессов, сопровождающих запуск двигательной установки перспективной системы аварийного спасения. Расчет проведен для нескольких характерных точек траектории выведения с использованием пакета FloEFD. Показано, что максимальные нестационарные нагрузки реализуются при включении двигателя системы аварийного спасения в начальной точке траектории, соответствующей условиям у поверхности Земли.

Ключевые слова: двигательная установка; неустановившаяся струя; система аварийного спасения; режим работы двигателя; взаимодействие струй.

Введение. Расчеты струйных течений представляют собой сложную и актуальную инженерную задачу, имеющую широкий спектр применения в ракетно-космической промышленности [1]. В последние годы наблюдается особый интерес к численному моделированию взаимодействия струйных течений с преградами, при этом внимание уделяется исследованию структур течения и оценке уровней нестационарных нагрузок. Одним из примеров технического приложения указанной задачи является работа двигательных установок (ДУ) системы аварийного спасения (САС) [2, 3].

Система аварийного спасения — это космическая система, предназначенная для отделения возвращаемого аппарата пилотируемого модуля с экипажем от ракеты-носителя при авариях на старте и на участке выведения, а также для отделения и увода от ракеты-носителя элементов САС при штатном полете. В работе рассматривается перспективная САС типа «Орион» (рис. 1), включающая в себя две двигательные установки: основной ракетный двигатель (ОРД) и ракетный двигатель экстренного отделения (РДЭО). Основной ракетный двигатель срабатывает в случае аварийной ситуации на начальном участке полета первой ступени ракеты-носителя, а РДЭО — в случае аварии после штатного отделения головного отсека с ОРД. (Примечание. Точки 1–3 (см. рис. 1) лежат в плоскости симметрии сопла РДЭО, точки 1'–4' — в плоскости симметрии сопла ОРД.)

На практике для решения подобного рода задач используют как специализированные программы, предназначенные для моделирования конкретных типов течений при упрощенной форме расчетной

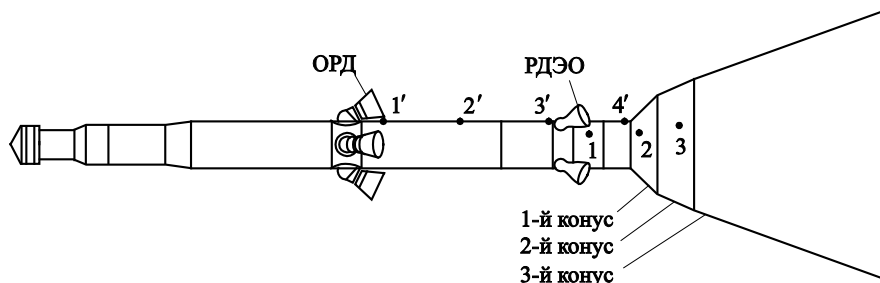


Рис. 1. Общий вид САС с возвращаемым аппаратом

области, так и универсальные пакеты, позволяющие проводить расчеты для широкого спектра задач [4–6]. К числу последних относится коммерческий пакет FloEFD. В задачах, предполагающих наличие в поле течения больших чисел Маха, пакет позволяет использовать для решения нестационарных уравнений Навье — Стокса методы Годунова, дополненные моделью турбулентности $k-\varepsilon$ [7, 8]. На рис. 2 приведен пример сравнения с экспериментальными данными результатов нестационарных расчетов давления на боковой поверхности САС при запуске РДЭО, проведенных с использованием пакета FloEFD и специализированной программы NZL_BS, основанной на решении нестационарных уравнений Эйлера методом Годунова. Видно, что обе программы корректно воспроизводят особенности, характерные для нестационарных процессов исследуемого типа, а также позволяют оценить максимальные уровни нагрузок. При этом качественным преимуществом FloEFD является возможность его применения для расчета обтекания тел сложной формы. Далее в работе приведены некоторые результаты параметрических исследований запуска ДУ САС, реализованные в среде пакета FloEFD.

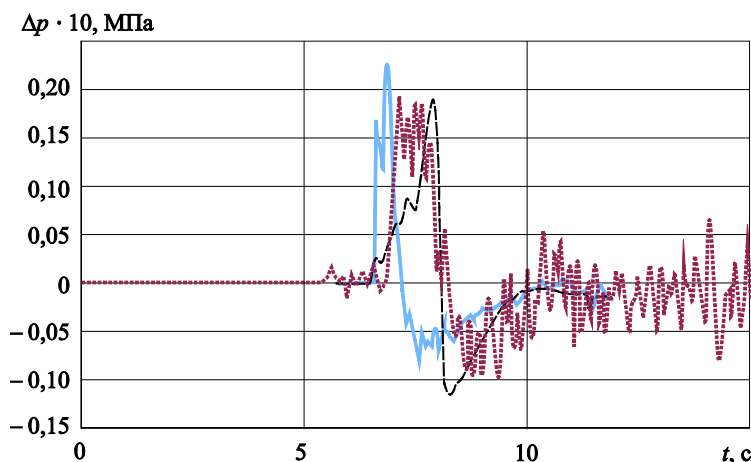


Рис. 2. Зависимости точечных нестационарных нагрузок от времени, полученные при использовании различных методик расчета:
 — эксперимент; — FloEFD; - - - - программа NZL_BS

Постановка задачи. Первой из поставленных задач являлось исследование запуска РДЭО в затопленное пространство. На основе данного исследования было изучено влияние параметров, определяющих работу ДУ, на характеристики сопутствующих ударно-волновых процессов. В качестве определяющих параметров были выбраны давление вылета заглушки, градиент давления, а также высота полета ракеты-носителя. Давление вылета заглушки принималось равным 0,5; 1,0 и 1,5 МПа; градиент давления задавался равным 50, 100 и 150 МПа/с; высота, определяющая внешние условия, принимала значения 0, 10 и 20 км. Параметры выдуваемого газа: показатель адиабаты $\kappa = 1,17$; газовая постоянная $R = 307$ Дж/(кг · К); температура в камере сгорания $T_0^{\text{РДЭО}} = 3100$ К. Принималось допущение о линейном законе изменения давления в камере сгорания до максимального значения $p_{0\text{max}} = 10$ МПа. Во всех расчетах из модели был исключен процесс формирования струи в камере сгорания и в качестве граничных условий задавались параметры в критическом сечении сопла. Полагалось, что в критическом сечении поток равномерный, направленный перпендикулярно к сечению, и число Маха $M_{\text{кр}} = 1$ по всему сечению.

В силу симметричности обтекания выбрана расчетная область, включающая в себя одно из четырех сопел двигательной системы, симметрично расположенных относительно оси САС; относительно плоскостей XOY и XOZ связанной системы координат поставлены граничные условия симметрии. Трехуровневая расчетная сетка выбрана исходя из наилучшего разрешения в области формирования струи в сопле, в теле струи при ее выходе из сопла, а также в областях взаимодействия струи с поверхностью.

На следующем этапе работы рассматривалось взаимодействие струи, истекающей из ОРД, с преградой, в качестве которой выступала попадающая в область действия струи поверхность сопла РДЭО (см. рис. 1). Использовались следующие параметры рабочего газа ОРД: $\kappa = 1,16$; $R = 295,7$ Дж/(кг · К); $T_0^{\text{ОРД}} = 3070$ К. Режим работы двигателя моделировался зависимостью $p(\tau)$, представленной на рис. 3. Использована расчетная сетка, аналогичная той, которая применялась при решении первой задачи (рис. 4).

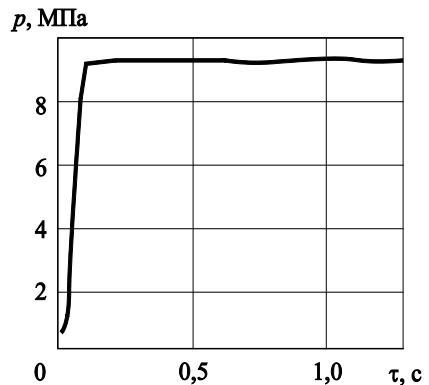


Рис. 3. Зависимость давления в камере сгорания от времени запуска

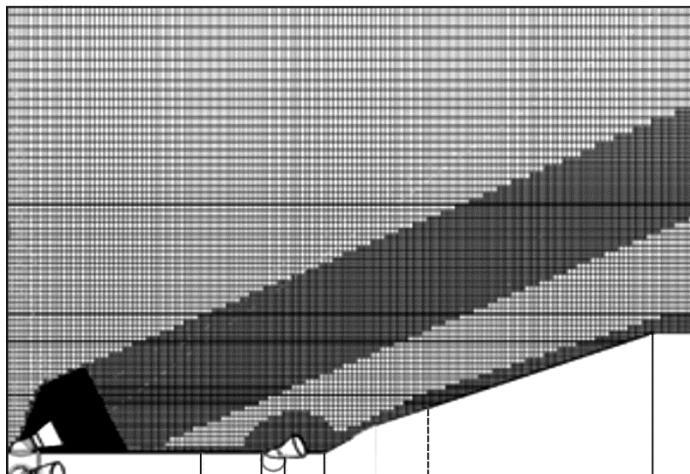


Рис. 4. Расчетная сетка при моделировании запуска ОРД

На завершающей стадии работ изучались явления, сопровождающие запуск ДУ САС в условиях реального полета. Модель запуска ОРД при этом усложнялась: в ней учитывался набегающий поток с числом Маха $M_\infty = 1,1$ на высоте 10 км, что соответствует максимальному скоростному напору по всей траектории движения САС в составе ракеты-носителя. В силу наличия трансзвукового течения размеры расчетной области были значительно расширены [9]. Задача была разделена на две подзадачи: моделировалось стационарное обтекание летательного аппарата набегающим потоком при выключенном двигателе, далее полученные установившиеся поля газодинамических параметров принимались в качестве начальных условий при моделировании запуска ДУ [9]. Все параметры режима работы и рабочего газа ДУ соответствовали предыдущей рассмотренной задаче.

Результаты моделирования. На рис. 5–7 результаты моделирования запуска РДЭО представлены в виде распределения избыточных давлений во времени в контрольных точках на поверхности изделия, указанных на рис. 1. По этим графикам хорошо прослеживаются сопутствующие запуску ДУ физические процессы: прохождение ударной волны (первый максимум давления) и дальнейшее распространение поверхности раздела (второй максимум давления), за которой начинается формирование тела струи.

Как видно из графиков на рис. 5, увеличение давления $p_{\text{заг}}$ вылета заглушки вызывает значительный рост давлений в точках максимумов, особенно это касается пиков давлений, соответствующих прохождению поверхности раздела. Градиент давления \dot{p} (см. рис. 6) влияет на значения давления в точках максимумов в гораздо меньшей степени, чем давление вылета заглушки (см. рис. 5). При запуске двигателя на больших высотах происходит смещение максимумов сил и давлений в сторону

меньшего времени (см. рис. 7). Кроме того, значения этих максимумов понижаются вместе с общим уровнем давления на данной высоте. Эти результаты свидетельствуют о росте скорости распространения ударной волны, предшествующей струе, за счет увеличения в ней относительного перепада давления и согласуются с теоретической базой [10].

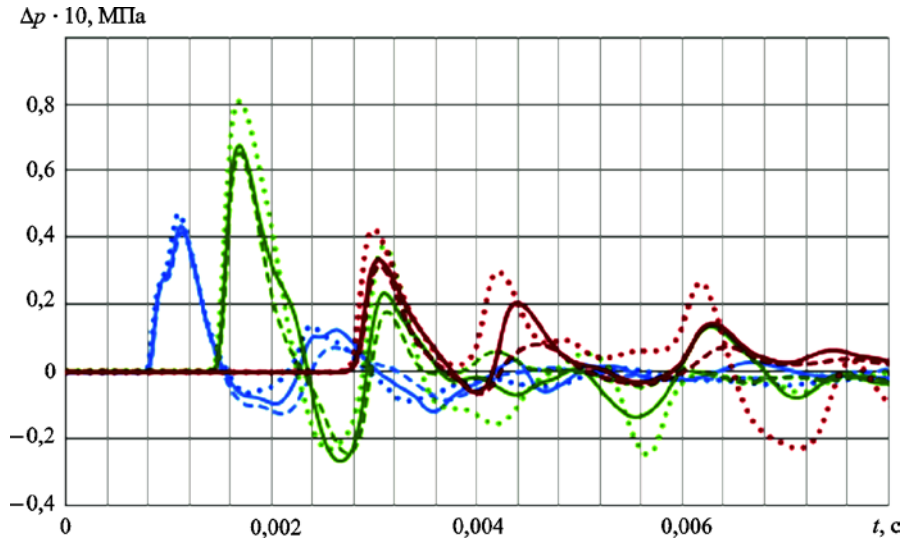


Рис. 5. Распределения избыточного давления во времени при варьировании p_{zar} :

- — точка 1 ($p_{zar} = 1,5$ МПа); — точка 1 ($p_{zar} = 1$ МПа);
- — точка 2 ($p_{zar} = 1,5$ МПа); — точка 2 ($p_{zar} = 1$ МПа);
- — точка 3 ($p_{zar} = 1,5$ МПа); — точка 3 ($p_{zar} = 1$ МПа)

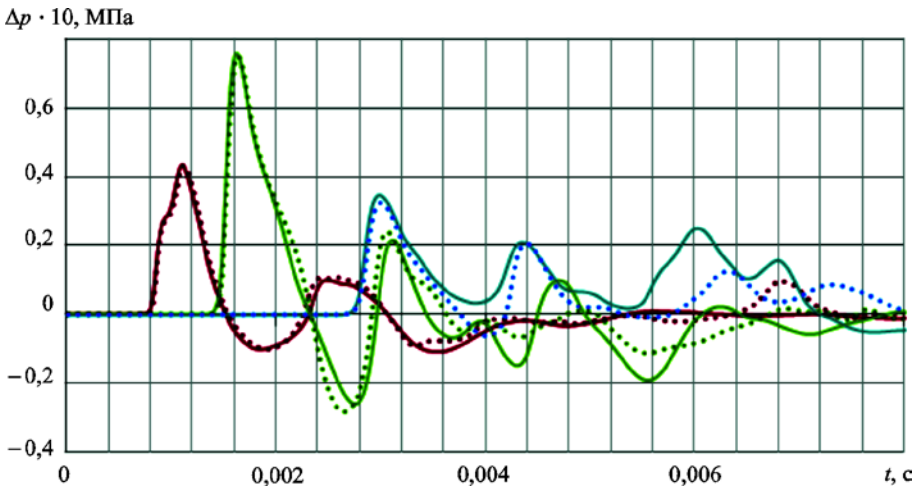


Рис. 6. Сравнение распределений избыточного давления по времени при варьировании \dot{p} :

- точка 1 ($dp/dt = 100$ МПа/с); ●●●● — точка 1 ($dp/dt = 50$ МПа/с);
- точка 2 ($dp/dt = 100$ МПа/с); ●●●● — точка 2 ($dp/dt = 50$ МПа/с);
- точка 3 ($dp/dt = 100$ МПа/с); ●●●● — точка 3 ($dp/dt = 50$ МПа/с)

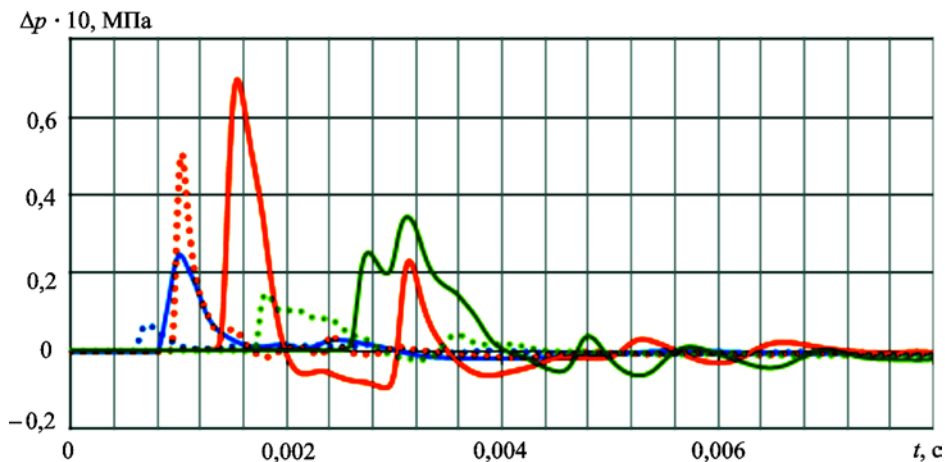


Рис. 7. Распределения избыточного давления во времени при варьировании высоты запуска ДУ:

- — точка 1 ($H = 20$ км); —— — точка 1 ($H = 10$ км);
- — точка 2 ($H = 20$ км); —— — точка 2 ($H = 10$ км);
- — точка 3 ($H = 20$ км); —— — точка 3 ($H = 10$ км)

На рис. 8 представлены картины течения, полученные в результате моделирования запуска ОРД. Хорошо различимы фронт ударной волны и контактная поверхность, отделяющая газ струи от внешней среды. Данные изображения также наглядно иллюстрируют развитие струи во времени и закономерности взаимодействия ее с преградой. Видно, как проходящий фронт ударной волны нагнетает давление на верхней поверхности РДЭО, а затем возмущения из области повышенного давления распространяются в закритическую часть сопла. Далее в результате разрежения, развивающегося по мере удаления фронта ударной волны, давление в области вблизи РДЭО падает. Аналогичный, но менее ярко выраженный эффект повышения и последующего выравнивания давления внутри закритической части сопла наблюдается при прохождении границы раздела струи.

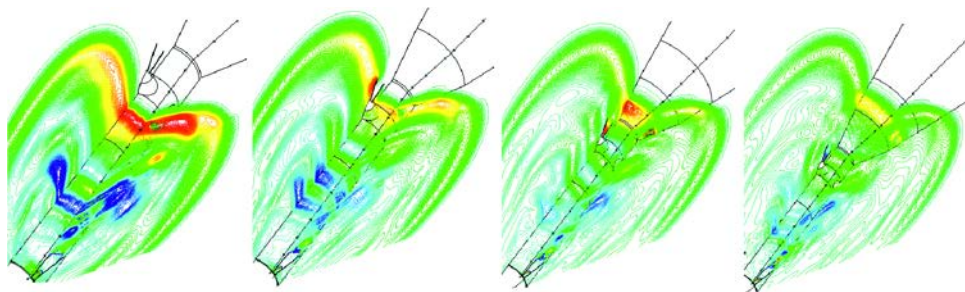


Рис. 8. Картины течения при распространении струи от запуска ОРД

На рис. 9–11 представлены результаты моделирования процесса установления струи при наличии набегающего потока. В начальный момент времени в картине обтекания присутствует система скачков уплотнения и волн разрежения, являющихся следствием взаимодействия набегающего потока с поверхностями летательного аппарата (рис. 9, а). При включении двигателя формирующаяся струя перестает быть симметричной, как в предыдущей рассмотренной задаче. При развитии струи предшествующая ей сферическая ударная волна начинает взаимодействовать с отошедшим скачком уплотнения перед РДЭО, образуя систему сложной формы. При прохождении области вблизи РДЭО ударная волна сначала нагнетает давление на поверхности двигателя, а затем падает на коническую поверхность, отражаясь от нее. Кроме того, поверхность раздела струи успевает догнать ударную волну, провоцируя дополнительный прирост давления на поверхности конуса. При дальнейшем прохождении сферическая волна еще сильнее искривляет скачок уплотнения перед РДЭО, который, в свою очередь, воздействует на тело струи, также несколько искривляя ее форму (рис. 9, б).

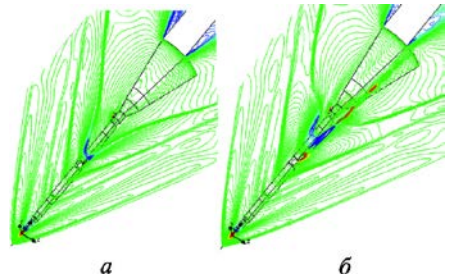


Рис. 9. Картины обтекания САС: а — набегающим потоком; б — после установления струи, истекающей в условиях M_∞

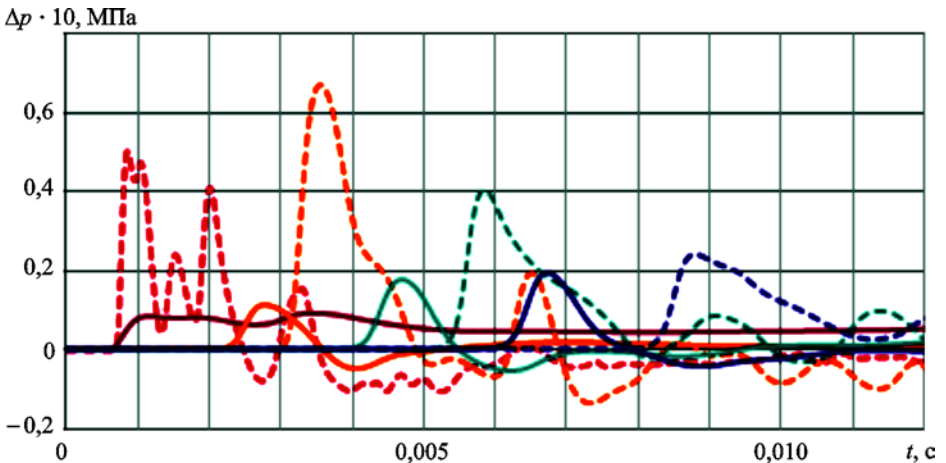


Рис. 10. Распределения избыточного давления во времени при запуске ДУ при наличии и отсутствии M_∞ :

- точка 1' ($H = 0, M_\infty = 0$); — точка 1' ($H = 10 \text{ км}, M_\infty = 1,1$);
- точка 2' ($H = 0, M_\infty = 0$); — точка 2' ($H = 10 \text{ км}, M_\infty = 1,1$);
- точка 3' ($H = 0, M_\infty = 0$); — точка 3' ($H = 10 \text{ км}, M_\infty = 1,1$);
- точка 4' ($H = 0, M_\infty = 0$); — точка 4' ($H = 10 \text{ км}, M_\infty = 1,1$)

Осевая сила, кН

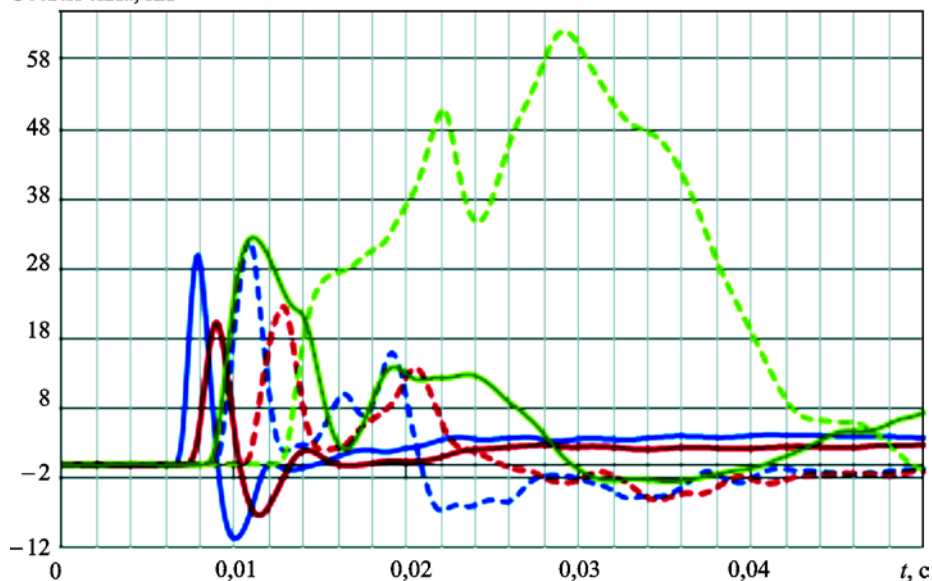


Рис. 11. Зависимости от времени осевых сил, действующих на поверхности летательного аппарата при запуске ДУ при наличии и отсутствии M_∞ :
 --- 1-й конус ($H = 0, M_\infty = 0$); — 1-й конус ($H = 10 \text{ км}, M_\infty = 1,1$);
 --- 2-й конус ($H = 0, M_\infty = 0$); — 2-й конус ($H = 10 \text{ км}, M_\infty = 1,1$);
 --- 3-й конус ($H = 0, M_\infty = 0$); — 3-й конус ($H = 10 \text{ км}, M_\infty = 1,1$)

Наиболее важный с практической точки зрения вывод следует из сравнения нестационарных нагрузок при наличии внешнего течения с нагрузками, имеющими место при запуске двигателя неподвижного летательного аппарата у поверхности Земли. Как видно, нагрузки у поверхности Земли всегда превышают нестационарную добавку от включения ДУ, реализующуюся в условиях полета (см. рис. 10, 11).

Заключение. В работе рассмотрены основные закономерности физических процессов, сопровождающих запуск ДУ САС. Результаты, полученные при исследовании влияния режима работы ДУ на максимальные нестационарные нагрузки, могут быть использованы для оптимизации режима работы ДУ. Показано, что максимальные нестационарные нагрузки при запуске ДУ, действующие на летательный аппарат в условиях полета, гораздо ниже нестационарных нагрузок, возникающих при запуске ДУ неподвижного летательного аппарата на высоте $H = 0$. Данный результат может служить основанием для разработки методики наземной отработки САС.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Dettleff G. Plume flow and plume impingement in space technology. *Progress in Aerospace Sciences*, 1991, no. 28(1), pp. 1–71.

- [2] Sparks D.W., Raney Jr.L., Raney D.L. *Crew Exploration Vehicle Launch Abort Controller Performance Analysis*. NASA Langley Research Center, Hampton, VA. URL: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20070031761.pdf> (accessed 15.05.2015).
- [3] Williams-Hayes P.S. *Crew Exploration Vehicle Launch Abort System Flight Test Overview*. NASA Dryden Flight Research Center, Edwards, California. URL: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20070028416.pdf> (accessed 17.05.2015).
- [4] Мордвинцев Г.Г. Численное исследование структур течения, возникающих при взаимодействии блочных струй с прилегающей поверхностью при их истечении в вакуум. *Космонавтика и ракетостроение*, 2007, № 1(46), с. 80–85.
- [5] Дядькин А.А., Сухоруков В.П., Михайлова М.К., Щеляев А.Е. Математическое моделирование обтекания возвращаемого аппарата. *Автоматизация проектирования*, 2011, № 4, с. 42–45.
- [6] Маркова Т.В., Москалев И.В., Аксенов А.А., Дядькин А.А., Рыбак С.П. *Численное моделирование ударно-волновых воздействий на возвращаемый аппарат пилотируемого транспортного корабля при срабатывании системы аварийного спасения*. URL: http://thesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/fv_es13_tesis_energia.pdf (дата обращения 28.09.2015).
- [7] *FloEFD Technical Reference*. Mentor Graphics Corporation, 2011.
- [8] *Enhanced turbulence modeling in FloEFD*. Mentor Graphics Corporation, 2011.
- [9] Калугин В.Т., Мордвинцев Г.Г., Попов В.М. *Моделирование процессов обтекания и управления аэродинамическими характеристиками летательных аппаратов*. Калугин В.Т., ред. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011, 528 с.
- [10] Калугин В.Т. *Аэродинамика*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 688 с.

Статья поступила в редакцию 27.01.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Бовтрикова А.С., Мордвинцев Г.Г. Расчетное исследование газодинамических процессов при запуске двигательной установки системы аварийного спасения. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 4. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-04-1484>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XL Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 26–29 января 2016 г.

Бовтрикова Арина Сергеевна родилась в 1991 г., окончила МГТУ им. Н.Э. Баумана по специальности «Аэродинамика ракет и космических транспортных систем» в 2015 г. Инженер АО «Корпорация «МИТ».
e-mail: arina.bovtrikova@gmail.com

Мордвинцев Геннадий Георгиевич родился в 1954 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1977 г. Д-р техн. наук, начальник отдела АО «Корпорация «МИТ». Автор более 70 научных работ в области аэрогазодинамики ракетно-космических систем.
e-mail: mgg1954@yandex.ru

Computational study of gas dynamic processes at startup of the propulsion of emergency rescue system

© A.S. Bovtrikova, G.G. Mordvintsev

JSC “Corporation Moscow Institute of Thermal Technology”, Moscow, 127273, Russia

The article considers the results of numerical simulation of unsteady gas-dynamic processes accompanying start-up of perspective emergency rescue system propulsion. The computation was performed for a number of specific points of the injection trajectory using FloEFD package. It is shown that the maximum transient loads occur when firing thruster of emergency rescue system on the starting point of the trajectory corresponding to the conditions at the Earth's surface.

Keywords: propulsion system, unsteady jet flow, emergency rescue system, thruster duty cycle; jet-shock interaction.

REFERENCES

- [1] Dettleff G. Plume flow and plume impingement in space technology. *Progress in Aerospace Sciences*, 1991, no. 28 (1), pp. 1–71.
- [2] Sparks D.W., Raney Jr.L., Raney D.L. *Crew Exploration Vehicle Launch Abort Controller Performance Analysis*. NASA Langley Research Center, Hampton, VA. Available at: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20070031761.pdf> (accessed 15 May 2015).
- [3] Williams-Hayes P.S. *Crew Exploration Vehicle Launch Abort System Flight Test Overview*. NASA Dryden Flight Research Center, Edwards, California. Available at: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20070028416.pdf> (accessed 17 May 2015).
- [4] Mordvintsev G.G. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2007, no. 1 (46), pp. 80–85.
- [5] Dyadkin A.A., Sukhorukov V.P., Mikhaylova M.K., Shchelyaev A.E. *Avtomatizatsiya proektirovaniya — Design Automation*, 2011, no. 4, pp. 42–45.
- [6] Markova T.V., Moskalev I.V., Aksenov A.A., Dyadkin A.A., Rybak S.P. *Chislennoe modelirovanie udarno-volnovykh vozdeystviy na vozvrashchaemyy apparat pilotiruемого transportnogo korablya pri srbatyvanii sistemy avariynogo spaseniya* [Numerical Simulation of Shock-Wave Effects on the Reentry Vehicle of the Manned Transport Spacecraft at Emergency Rescue System Activation]. Available at: http://tesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/fv_es13_tesis_energia.pdf (accessed 28 September 2015).
- [7] *FloEFD Technical Reference*. Mentor Graphics Corporation Publ., 2011.
- [8] *Enhanced turbulence modeling in FloEFD*. Mentor Graphics Corporation Publ., 2011.
- [9] Kalugin V.T., Mordvintsev G.G., Popov V.M. *Modelirovanie protsessov obtekaniya i upravleniya aerodinamicheskimi kharakteristikami letatelnykh apparatov* [Modeling Flow Processes and Control of Aircraft Aerodynamic Characteristics]. Moscow, BMSTU Publ., 2011, 528 p.
- [10] Kalugin V.T. *Aerodinamika* [Aerodynamics]. Moscow, BMSTU Publ., 2010, 688 p.

Bovtrikova A.S. (b. 1991) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2015, speciality Aerodynamics of Rockets and Space Transportation Systems. Engineer, JSC “Corporation Moscow Institute of Thermal Technology”.
e-mail: arina.bovtrikova@gmail.com

Mordvintsev G.G. (b. 1954) graduated from Bauman Moscow Higher Technical School in 1977. Dr. Sci. (Eng.), Head of Department, JSC “Corporation Moscow Institute of Thermal Technology”. Author of over 70 research publications in the field of aerogasdynamics of space-rocket systems. e-mail: mgg1954@yandex.ru