

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПРОЦЕССОВ ВНУТРЕННИХ СВЕРХЗВУКОВЫХ ТЕЧЕНИЙ ГАЗА НА ПРИМЕРЕ ВЫХОДА РАКЕТЫ ИЗ ПУСКОВОГО КОНТЕЙНЕРА

Р.А. Пешков, Р.В. Сидельников, В.Г. Дегтярь

COMPUTATIONAL MODELLING OF NON-STATIONARY PROCESSES OF THE INTERNAL SUPERSONIC GAS FLOW ON THE EXAMPLE OF THE EXIT OF THE ROCKET FROM THE STARTING CONTAINER

R.A. Peshkov, R.V. Sidel'nikov, V.G. Degtyar'

Разработаны методики расчета нестационарных процессов внутренних сверхзвуковых течений газа на примере выхода ракеты из пускового контейнера. С помощью различных методик исследования удалось провести анализ влияния конструктивных параметров пускового контейнера на скорость движения ракеты не только качественно, но и количественно. Эти же методики позволили оценить влияние внешнего температурного фактора на параметры выхода ракеты из транспортно-пускового контейнера.

Ключевые слова: коэффициент энтропийных потерь, пусковой контейнер, методика, донное давление, удельная мощность, ускорение центра масс, сеточная модель.

Methods of calculations was developed. This method include non-stationary processes of internal supersonic gas flow on an example of an exit of the rocket from the starting container. By means of various techniques of research it was possible to carry out the analysis of influence of design data of the starting container for speed of movement of the rocket not only qualitatively, but also quantitatively. The same techniques allowed to estimate influence of an external temperature factor on parameters of an exit of the rocket from the starting container.

Keywords: coefficient of entropy losses, starting container, method, ground pressure, specific capacity, acceleration of the center of masses, grid model.

Введение. Среди всего разнообразия проектных изысканий и расчетов, необходимых для создания ракетных комплексов, актуальна задача определения параметров старта. Под стартом ракеты понимается совокупность взаимосвязанных процессов в системе «ракета – пусковой контейнер», протекающих в период от момента подачи команды на запуск движения ракеты до момента прекращения механического взаимодействия аппарата (его газовых струй, полей и т. п.) с элементами пускового контейнера. Совокупность технических решений, существующих в настоящее время, позволяет осуществить безударный выход ракеты из пускового контейнера (ПК) в соответствии с запланированными режимами, но попытки расширить использование ракетного оружия при критических условиях окружающей среды, повысить динамику и безопасность выхода – остаются.

Несмотря на то, что задача исследования движения ракеты при выходе ее из ПК (рис. 1) не является новой, методы решения ее и методика до настоящего времени требуют совершенствования. И это связано в первую очередь со сложностью протекающих газодинамических процессов в пусковом контейнере. Прямое применение сеточных численных методов сталкивается со сложностями, связанными с неотработанностью методик операций с деформирующимися и

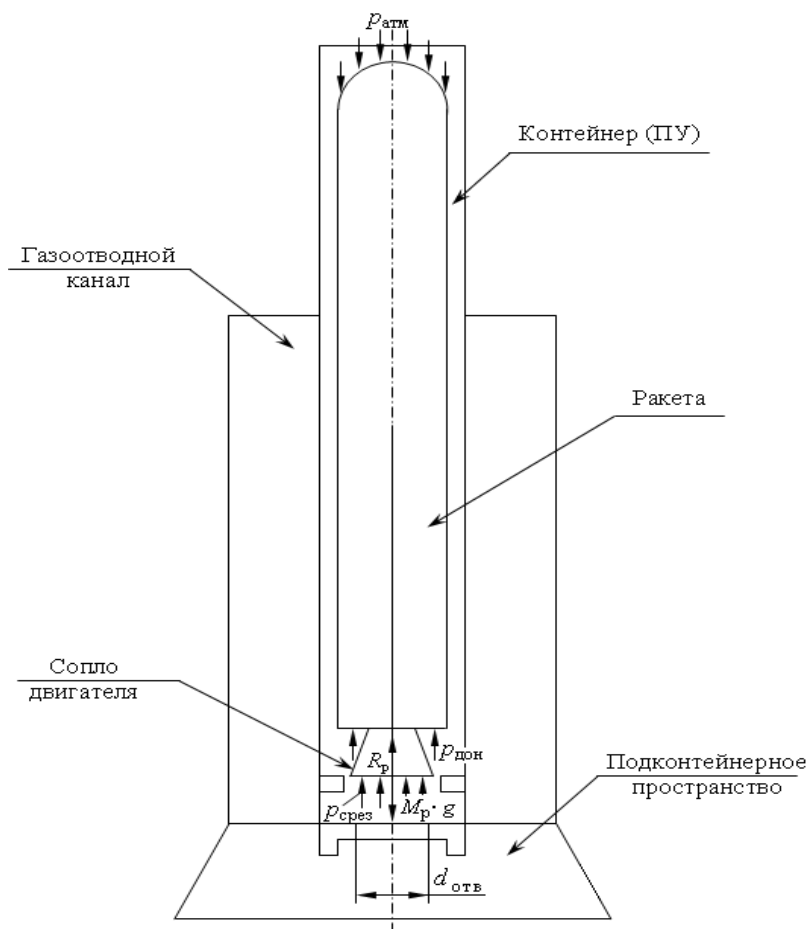


Рис. 1. Схема ТПК

перемещающимися сетками и их элементами, а также одновременно сопутствующими нестационарностями происходящих при этом процессов. Использование же одномерных, несеточных, методов сталкивается с трудностями учета диссипативных потерь, вызванных вихреобразованием, которое играет значительную роль при поисках ответов на конструкторские вопросы проектирования систем отвода газов, их влияния на параметры движения ракеты в пусковом контейнере (ПК).

Для преодоления указанных проблем в статье предлагаются различные методики решения.

Методика решения, сочетающая совместное использование одномерных и сеточных моделей. Сеточная модель используется здесь для определения коэффициентов энтропийных потерь при изменениях конфигураций сечений газопроводов. А перенос этих коэффициентов в одномерные модели позволяет решить задачи выхода ракеты из ПК и влияния конструктивных параметров на режимы движения ракеты.

В нашем случае в одномерной модели были использованы основные уравнения нестационарных течений газа в форме [1]:

сохранения массы

$$\int_{x_1}^{x_2} \rho f dx = \int_{x_1}^{x_2} \rho_0 f dx + \int_{x_1}^{x_2} f_1 \rho_1 V_1 - f_2 \rho_2 V_2 dt; \quad (1)$$

сохранения импульса

$$\int_{x_1}^{x_2} \rho V f \cos \theta dx = \int_0^t (p_1 + \rho_1 W_1^2) f_1 \cos \theta_1 + K - (p_2 + \rho_2 W_2^2) f_2 \cos \theta_2 dt; \quad (2)$$

сохранения энергии

$$\int_{x_1}^{x_2} \rho \left(\frac{V^2}{2} + C_p T \right) f dx = \int_{x_1}^{x_2} \rho_0 C_p T_0 f dx + \int_0^t f_1 \rho_1 V_1 \left(\frac{V_1^2}{2} + C_p T_1 \right) - f_2 \rho_2 V_2 \left(\frac{V_2^2}{2} + C_p T_2 \right) - (f \rho V) T \Delta S_{12} dt; \quad (3)$$

состояния

$$p_2 = \rho_2 R T_2; \quad (4)$$

энтропии

$$T_2 = e^{\frac{\Delta S_{13}}{C_p}} T_1 \left(\frac{\rho_2}{\rho_1} \right)^{k-1}; \quad (5)$$

движения ракеты

$$m \frac{dV}{dt} = \sum F_i, \quad (6)$$

где сумма действующих сил включает: силы тяжести ($M_p g$); импульс газов (реактивная сила), вытекающих из сопла ($R_{\text{реакт}}$); давление на срезе сопла ($p_{\text{ср}}$) и давление в донной части ракеты ($p_{\text{дон}}$).

В расчетах $R_{\text{реакт}}$ – задается как функция времени выхода двигателя на стационарный режим; $p_{\text{ср}}$ – определяется расчетным путем по параметрам газа в камере сгорания; $p_{\text{дон}}$ – результат решения системы основных уравнений: сохранения массы, импульса, энергии, состояния, энтропии.

Совместное решение уравнений (1–6) проводилось в пакетах MathCad или MatLab.

Трудности возникали с определением давления в донной части ($p_{\text{дон}}(H, t)$), которое зависело и от положения (H, t) ракеты в транспортно-пусковом контейнере, и от скорости изменения этого положения – скорости движения ракеты $V(t) = \dot{H}(t)$, а также от скорости выхода двигателя на режим $dR_{\text{реакт}}/dt$.

Скорость выхода двигателя на режим выбиралась в качестве исходных данных в зависимости от температуры (T) окружающей среды функцией времени (t) таблично или аналитически через параметры давления в камере сгорания – $p_k(t, T)$, импульса истекающих из сопла газов – $R(t, T)$ и секундного массового расхода – $\dot{m}(t, T)$. Все геометрические характеристики ракеты и пускового контейнера считались заданными.

Донное давление $p_{\text{дон}}$ определялось из уравнения импульсов (2). Параметры этого уравнения находились с учетом диссипативных потерь (ΔS) через уравнение энергии, где удельная мощность (L), подводимая к газу, определялась как [1]

$$L = \int_1^2 T dS \approx T_{\text{ср}} \Delta S_{12}. \quad (7)$$

Что касается изменения энтропии (ΔS), то как отмечалось выше, эта величина определялась для различных положений ракеты (H) численно методом сеток в пакете ANSYS CFX и ANSYS FLUENT для возможности оценки эффективности решений и исправления грубых ошибок при отладках, на основе чего строились зависимости изменения значений энтропий от различных параметров, которые в дальнейшем применялись для решения с использованием одномерной модели без применения численных методов, что значительно уменьшает время для проведения расче-

Расчет и конструирование

тов. В качестве моделей, учитывающих влияние вязкости газа, использовались SST и k-ε модели турбулентности.

Исследования показали, что определяемое давление в донной части ракеты даже при стационарном режиме течения газа сильно зависит от объемов, освобождающихся в пусковом контейнере при движении ракеты.

Так как течение газов из двигателя не являлось стационарным (в процессе движения ракеты двигатель выходил на номинальный режим), исследовалось влияние фактора нестационарности происходящих в пусковом контейнере процессов с целью выявления возможных погрешностей при рассмотрении газодинамических процессов в квазистатическом режиме. Исследования показали относительную надежность расчетов $p_{\text{дон}}$ в таких режимах течений.

Использование одномерных моделей совместно с многомерным, сеточным подходом позволило провести анализ влияния конструктивных параметров пускового контейнера на скорость движения ракеты не только качественно, но и количественно. Уменьшение диаметра отверстия в стартовом столе менее чем в 2 раза привело к увеличению конечной скорости выхода ракеты из ПК (рис. 2) и к уменьшению времени выхода ракеты (рис. 3).

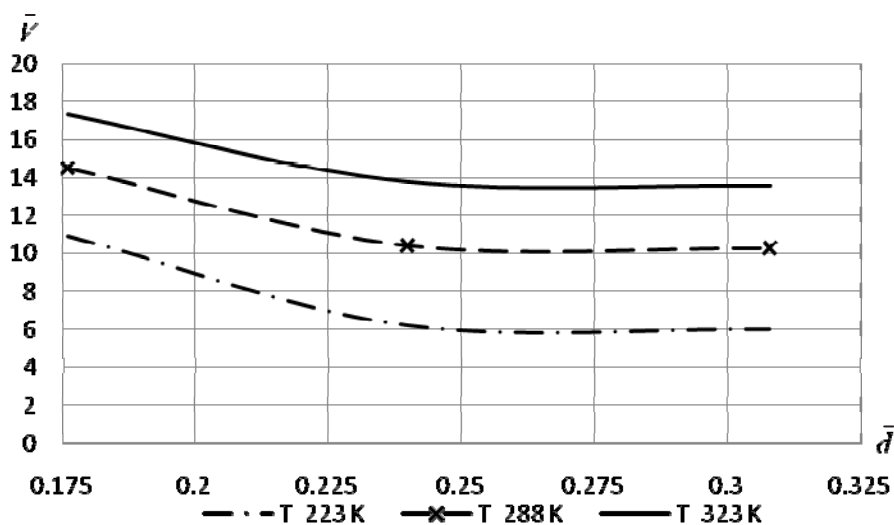


Рис. 2. Зависимость скорости выхода ракеты из ПК от диаметра отверстия в стартовом столе

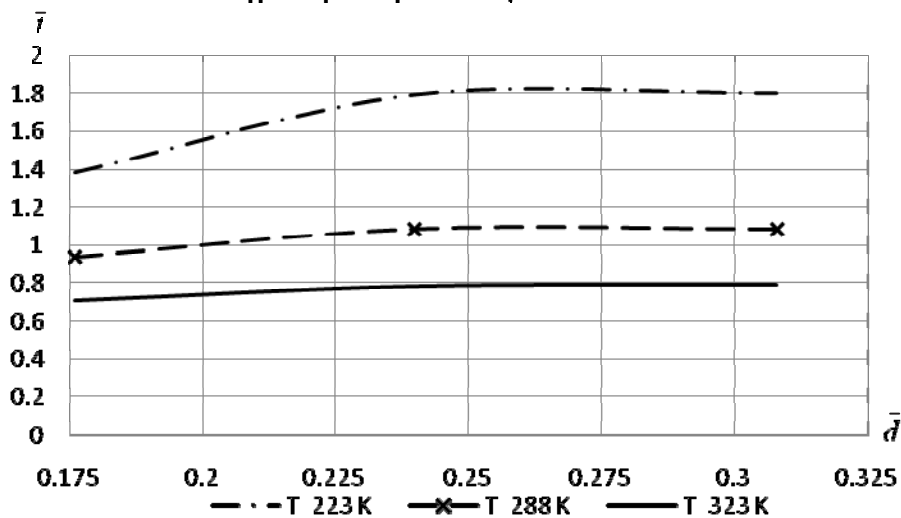


Рис. 3. Зависимость времени выхода ракеты из ПК от диаметра отверстия в стартовом столе

Эта же методика позволила оценить влияние внешнего температурного фактора на параметры выхода ракеты из транспортно-пускового контейнера. Так, например, при изменении температуры в диапазоне $-50...+50$ °С скорость выхода ракеты из ПК возросла (рис. 4), а время уменьшалось (рис. 5).

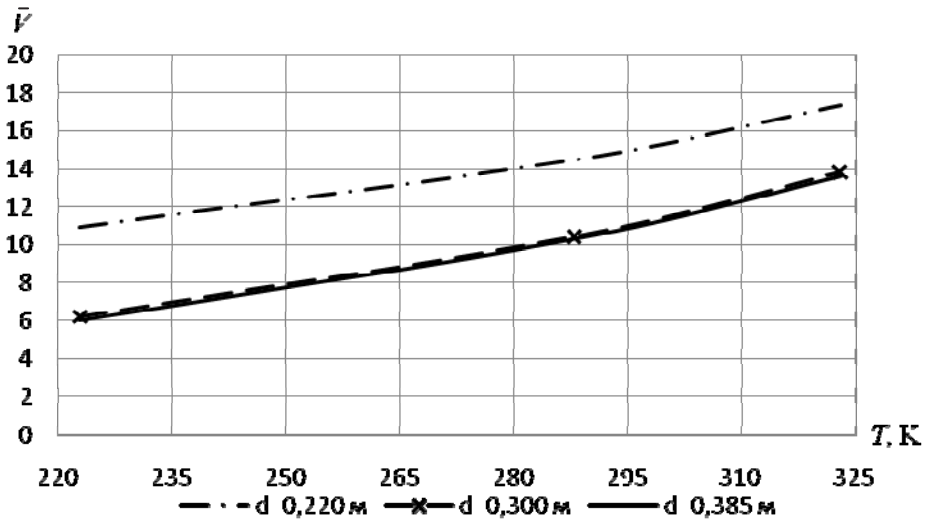


Рис. 4. Зависимость скорости выхода ракеты из ПК от внешнего температурного фактора

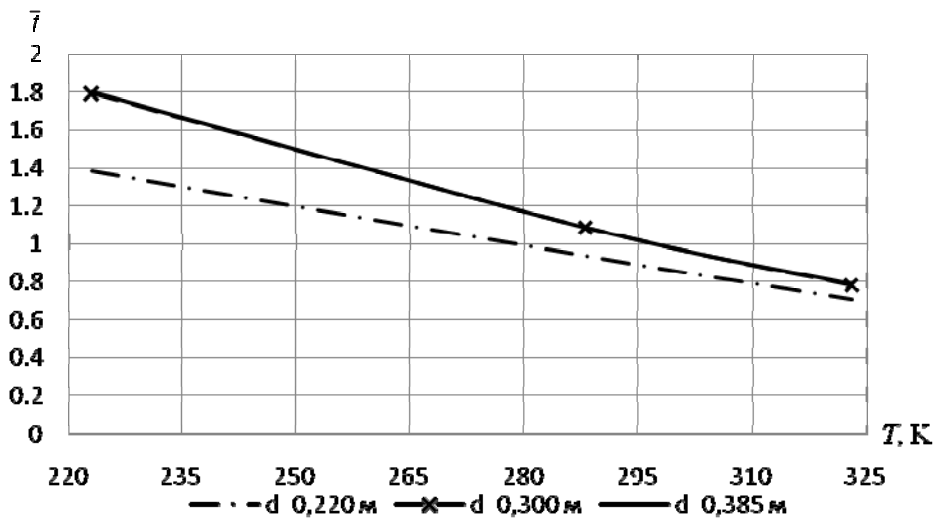


Рис. 5. Зависимость времени выхода ракеты из ПК от внешнего температурного фактора

Следует отметить, что на графиках, представленных на рис. 2–5 все параметры, за исключением температуры, записаны в относительных величинах.

Проводились тестирования используемых подходов и приемов путем сравнения результатов, полученных в различных пакетах, с аналитическими решениями. Они показали, что даже при таких упрощенных подходах, как предлагаемый, остается очень много вопросов, ответы на которые требуют проведения серьезных исследований, и это в первую очередь касается газодинамических процессов, где привлекаются сеточные методы 2- и 3-мерного моделирования.

Нестационарное поведение параметров струи двигателя моделировалось экспоненциальными функциями вида

$$x = x_k \left(1 - e^{-\frac{t}{\theta}} \right)^{a_x}, \tag{8}$$

где x_k – значение параметра в камере сгорания (массового расхода или скорости, давления, температуры); t – время; θ – время выхода двигателя на режим; a_x – эмпирические коэффициенты.

Расчеты давления в донной части ракеты ($p_{дон}$) для различных ситуаций ($p_{дон}(H, t)$) показали, что изменение $p_{дон}$ в процессе выхода ракеты из пускового контейнера практически подчинялось закону (8). Временные отклонения находились в пределах 15–20 %.

Расчет и конструирование

Методика решения с использованием расчетного комплекса ANSYS FLUENT. Методика решения, сочетающая совместное использование одномерных и сеточных моделей, основывается на том, что все расчеты течений газов в контейнере выполнены в квазистационарном режиме, то есть при различном фиксированном положении ракеты, при нестационарном изменении параметров струи на выходе из двигателя. При такой постановке задачи не учитывалось, что ракета проходит весь участок движения в контейнере за время, соизмеримое со временем выхода двигателя на стационарный режим. Для одновременного учета влияния темпа выхода ракеты из контейнера и времени выхода двигателя на режим использовался расчетный комплекс ANSYS FLUENT, который имеет не только разнообразные методы динамического перестраивания сеток, но и встроенный решатель 6DOF, позволяющий определять внешние силы и моменты, приложенные к объекту, и использовать их при определении траектории движения.

Главная идея рассматриваемой 6DOF-модели заключена в использовании уравнения, описывающего перемещение центра масс ракеты в инерциальной системе координат:

$$a_{ц.м} = \frac{1}{m} \sum \vec{f}_G, \quad (9)$$

где $a_{ц.м}$ – ускорение центра масс, m – масса тела, \vec{f}_G – вектор силы тяжести. При необходимости определить угловое ускорение объекта $\dot{\vec{\omega}}_B$, последнее вычисляется с использованием координат тела:

$$\dot{\vec{\omega}}_B = L^{-1} \left(\sum \vec{M}_B - \vec{\omega}_B L \vec{\omega}_B \right), \quad (10)$$

где L – тензор инерции (определяется компонентами L_{ij} , где $i, j = 1, 2, 3$), При этом L_{ij} – представляет осевые моменты инерции относительно оси Ox_i ; $\vec{\omega}_B$ – вектор угловой скорости; \vec{M}_B – вектор моментов (трансформированный вектор); \vec{M}_G – вектор до конвертирования. Для того чтобы трансформированный вектор мог использовать инерциальную систему координат, используется матричное преобразование вида $\vec{M} = R \vec{M}_G$, где R – матрица локальной трансформации.

Значения угловых и поступательных ускорений вычисляются из уравнений (9) и (10) путем численного интегрирования [2, 3]. Угловая и поступательная скорости используются для вычислений положения и обновлений позиций подвижной поверхности перемещающегося объекта.

Для снижения временных затрат и вычислительных ресурсов использовалась 2D сеточная модель, состоящая из треугольных ячеек с прямоугольными слоями (двухмерный аналог призматических слоев) в области объекта, построенная инструментами сеточного генератора ANSYS ICEM CFD (рис. 6).

Величина ускорения выхода ракеты включала следующие компоненты:

$$a_{ц.м} = \frac{R + F_{стр} + F_{дон} - F_G - F_{атм}}{m}, \quad (11)$$

где R – реактивная сила, которая определяется из эксперимента как функция времени выхода двигателя на стационарный режим; $F_{атм}$ – сила атмосферного давления, действующего на ракету при выходе из шахты; F_G – сила тяжести ракеты; $F_{стр}$ – сила давления струи; $F_{дон}$ – сила донного давления.

Величины $F_{атм}$, $F_{дон}$, $F_{стр}$ вычисляются интегрированием давлений $p_{атм}$, $p_{дон}$, $p_{стр}$ по указанным поверхностям объекта в расчетном модуле 6DOF, а значения тяги и силы тяжести задаются с помощью идентификаторов, «защитых» в макросах пользовательского файла на языке «С++», подсоединяемых к расчетному модулю путем подготовки и загрузки динамической библиотеки (dll) с помощью внешнего компилятора (MS Visual C++).

Немаловажной особенностью данной задачи на первом этапе является ограничение всех степеней свободы тела, кроме одной – линейного движения вдоль контейнера (см. рис. 1).

Таким образом, при данном подходе к решению задачи, в отличие от методики, предложенной ранее, учитывалась зависимость давления в донной части ($p_{дон}(H, t)$) не только от фиксиро-

ванных положений (H, t) ракеты в транспортно-пусковом контейнере, но и от скорости изменения этого положения – скорости движения ракеты $V(t) = \dot{H}(t)$, а также от скорости выхода двигателя на режим $dR_{\text{реакт}}/dt$.

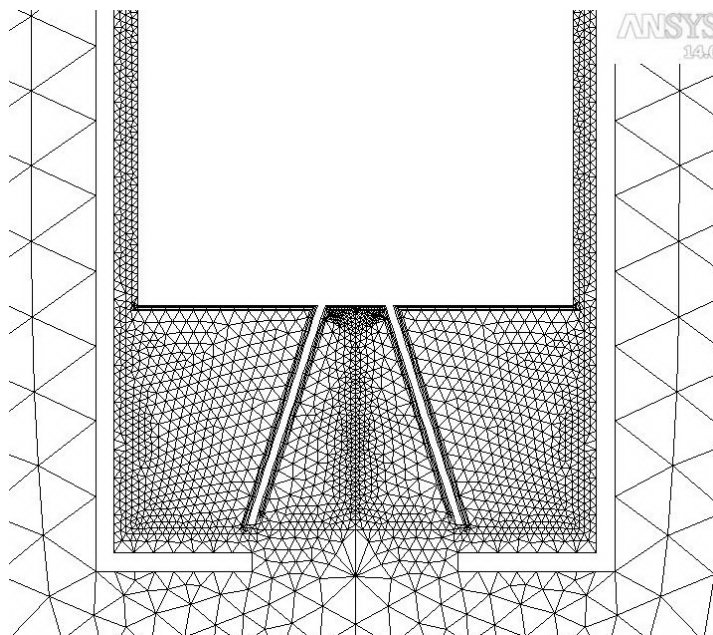


Рис. 6. Расчетная сетка в области сопла ракеты

Заключение. В ходе работы были проанализированы полученные данные по скорости движения ракеты и времени ее выхода, рассчитанные с помощью программного пакета ANSYS CFX (в квазистационарной постановке) и с помощью ANSYS FLUENT (в нестационарной постановке с использованием динамических, перестраиваемых сеток). На основании анализа можно сделать вывод, что расхождение в результатах составляет 5–30 % (при различных конструктивных параметрах пускового контейнера и температуре окружающей среды). Полученные значения скорости выхода ракеты из пускового контейнера могут быть в дальнейшем использованы для определения углового и линейного отклонений ракеты при выходе ее из ПК, при заданных значениях ветровой нагрузки.

Подводя итоги исследований, можно заметить, что в целом моделирование сложных нестационарных течений, сопровождающихся обширным вихреобразованием, с помощью разработанных методик возможно. В ходе исследований были получены зависимости донного давления от положения ракеты и темпа ее выхода из контейнера. Здесь следует отметить сильное расхождение в значениях донного давления, полученных при квазистационарной постановке и с помощью использования подвижных сеток, которое в отдельных случаях достигает 90 %. С увеличением диаметра отверстия в стартовом столе и по мере выхода ракеты из контейнера расхождение уменьшается до 25 %. Изменение донного давления на 20–30 % приводит к изменению скорости выхода ракеты из пускового контейнера на 8–10 %. Таким образом, можно сделать вывод, что конечное значение скорости выхода ракеты из контейнера в большей степени зависит от реактивной силы струи, которая определяется из эксперимента как функция времени выхода двигателя на стационарный режим, а не от изменения донного давления.

Основным преимуществом использования программного пакета ANSYS FLUENT является возможность расчета сопряженных задач, включающих в себя совместное решение задач газовой динамики и динамики движения, однако методика его использования для решения конкретных задач требует дальнейшего тестирования, для этих целей может применяться методика решения, сочетающая совместное использование одномерных и сеточных моделей, которая является более точной, но требующая больших затрат времени. Таким образом, обе методики могут быть ис-

Расчет и конструирование

пользованы для проведения инженерного анализа влияния конструктивных параметров пускового контейнера на режимы движения ракеты в нем и решать другие важные задачи в области проектирования шахтных пусковых установок.

Литература

1. *Абрамович, Г.Н. Прикладная газовая динамика: учеб. рук. / Г.Н. Абрамович. – М.: Наука, 1991. – Т. 1. – 600 с.*
2. *Shabana, A.A. Computational Dynamics / A.A. Shabana. – New York: John Wiley and Sons, 1994. – 522 с.*
3. *Snyder, D.O. Transonic store separation using unstructured CFD with dynamic meshing / D.O. Snyder, E.K. Koutsavdis, J.S.R. Anttonen // Technical Report AIAA-2003-3913. – 123 с.*

Поступила в редакцию 17 сентября 2012 г.

Пешков Руслан Александрович. Аспирант кафедры «Летательные аппараты и автоматические установки», Южно-Уральский государственный университет. Область научных интересов – численное моделирование газодинамических течений, динамика старта. E-mail: peshkovra@is74.ru

Ruslan A. Peshkov. Post-graduate student of «Aircrafts and Automatic Installations» department, South Ural State University. Professional interests – numerical modeling of gas flow, dynamics of start. E-mail: peshkovra@is74.ru

Сидельников Рудольф Васильевич. Кандидат технических наук, доцент кафедры «Летательные аппараты и автоматические установки», Южно-Уральский государственный университет. Область научных интересов – динамика механических систем, аэрогазодинамика летательных аппаратов. E-mail: acf_la@acf.susu.ac.ru

Rudolf V. Sidel'nikov. The candidate of engineering science, assistant professor of «Aircrafts and Automatic Installations» department, South Ural State University. Professional interests – dynamics of mechanical systems, aerodynamics of aircraft. E-mail: acf_la@acf.susu.ac.ru

Дегтярь Владимир Григорьевич. Доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Летательные аппараты и автоматические установки», Южно-Уральский государственный университет. Область научных интересов – системное проектирование летательных аппаратов, гидродинамика, механика конструкций из композиционных материалов. Тел: 267-94-57; e-mail: acf_la@acf.susu.ac.ru

Vladimir G. Degtyar'. The doctor of engineering science, professor, the Head of «Aircrafts and Automatic Installations» department, South Ural state university. Professional interests – system design of aircraft, fluid dynamics, structural mechanics of composite materials. Tel: 267-94-57; e-mail: acf_la@acf.susu.ac.ru