

УДК 629.762 + 531.6.011.5 + 519.8

МЕТОДИКИ РАСЧЕТА ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ И УДАРНО-ВОЛНОВЫХ НАГРУЗОК НА ПУСКОВОЙ КОНТЕЙНЕР В ПЕРИОД «РАСКУПОРКИ»

Р.А. Пешков, Р.В. Сидельников

В данной статье провидится анализ возможностей программного комплекса *ANSYS FLUENT* для решения задач раскрытия контейнерного подракетного пространства. Произведена отработка предложенной методики расчета в программном комплексе *ANSYS FLUENT* газодинамических параметров в пусковом контейнере в период раскупорки путем сравнения данных по результатам расчета ударно-волновых нагрузок на пусковой контейнер с результатами, полученными по различным методикам.

Ключевые слова: пусковой контейнер, методика, численное моделирование, раскупорка.

Период раскрытия контейнерного подракетного пространства начинается со времени, когда днище ракеты достигает верхнего среза пускового контейнера (ПК).

С целью оценки возможностей численного моделирования на базе *ANSYS FLUENT*, его отработки и верификации используемой методики при исследовании газодинамических явлений, происходящих при старте ракеты, нами было проведено численное моделирование процессов с использованием программного комплекса *ANSYS FLUENT*, который предоставляет разнообразные методы динамического перестраивания сеток, необходимые для задания движения ракеты при раскрытии пускового контейнера. Оработка методики численного моделирования проводилась путем сравнения результатов расчета ударно-волновых нагрузок на ПК с результатами, полученными по методике предложенной в [3].

В ходе анализа конструкций различных шахтных пусковых установок [2, 4], была принята схема, представленная на рисунке 1.

Основные условия расчета приведены в таблице. Параметры газа от порохового аккумулятора давления (ПАД) принимались соответствующими параметрам воздуха: $k=1,4$ (показатель адиабаты), $R=8,3144621$ Дж/(моль·К) (универсальная газовая постоянная).

Таблица

Условия расчета

Основные условия расчета	Значение
Скорость выхода ракеты, м/с	30
Избыточное давление в контейнере в момент выхода ракеты, атм.	6
Параметры газа в момент выхода ракеты из ПК, К.	1500

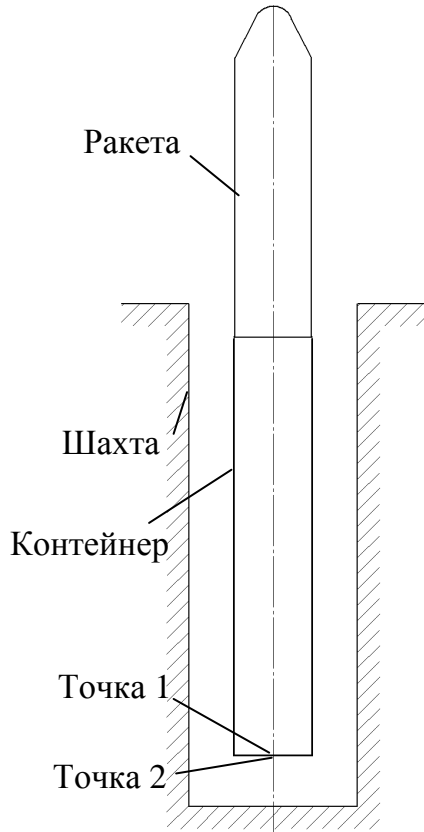


Рис. 1. Расчетная схема

В процессе исследования решалась задача определения спада давления в пусковом контейнере.

Методика расчета среднеобъемных параметров в пусковом контейнере, представленная в [3] включает в себя три этапа решения.

На первом этапе, при удалении ракеты от среза контейнера $h \leq d_r / 4$ использовалась следующая система уравнений:

$$\begin{cases} \frac{dp_k}{dt} = -\frac{k}{V} \left[(\dot{m}RT)_{ист} + p_k \frac{dV}{dt} \right], \\ \frac{d\rho_k}{dt} = -\frac{1}{V} \left[\dot{m} + \rho_k \frac{dV}{dt} \right], \\ V(t) = x(t) \frac{\pi \cdot 0,514^2}{4} \Rightarrow \frac{dV}{dt} = 0,2074 \frac{dx}{dt}, \\ \frac{dx}{dt} = v, \end{cases} \quad (1)$$

где p_k – давление газа в контейнере;

ρ_k – плотность газа в контейнере;

$T_{ист.}$ – температура истечения;

x – положение ракеты;

V – объем подракетного пространства;

v – скорость движения ракеты;

$R_{ист.}$ – газовая постоянная во время истечения;

d_r – диаметр ракеты.

Площадь, через которую истекают газы: $F_i = \pi d_k (x - x_0)$.

Массовый расход определяется из соотношения Сен-Венана:

$$\begin{cases} \dot{m} = \varphi F_i \sqrt{\frac{2k}{k-1} p \rho \left(\left(\frac{p_h}{p} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_h}{p} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right)} & \text{при } \frac{p_h}{p} \leq \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \\ \dot{m} = \varphi F_i \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} p \cdot \rho} & \text{при } \frac{p_h}{p} > \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \end{cases}$$

Так, $\frac{p_h}{p} = \frac{607950}{101325} = 6 > \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}} = \left(\frac{2}{1,4+1}\right)^{\frac{1,4}{1,4-1}} = 0,528$, то при вычисле-

нии массового секундного расхода использовалась формула для критического истечения. Проблемным здесь является определение коэффициента расхода φ , который определялся численно, методом подбора.

На рис. 2. приведены графики изменения массового секундного расхода от времени, полученные с использованием программного комплекса *ANSYS FLUENT* и в ходе решения системы дифференциальных уравнений (1) с коэффициентом расхода $\varphi=0,81$. Максимальная разница в определении массового расхода по различным методикам составила порядка 16 %.

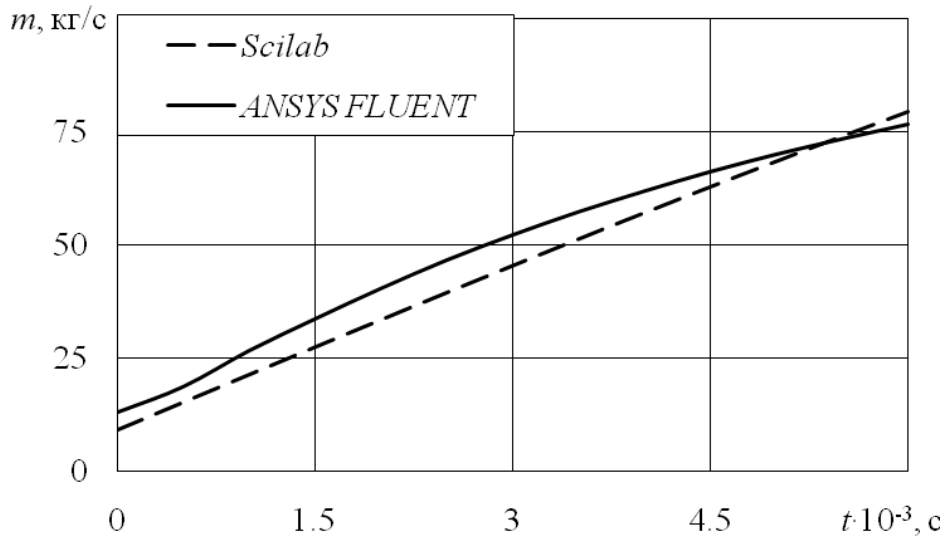


Рис. 2. Изменение массового секундного расхода через щель между ракетой и контейнером при давлении раскрытия $P=6$ атм

На втором этапе, при удалении ракеты от среза контейнера $h > d_P / 4$ решалась система уравнений:

$$\begin{cases} \frac{dp_k}{dt} = -\frac{kp_k\omega}{L_k}, \\ \frac{d\rho_k}{dt} = -\frac{\rho_k\omega}{L_k}, \\ \frac{d\omega}{dt} = \frac{p_k - p_h}{\rho L_k}, \end{cases} \quad (2)$$

где $p_h = 101325$ Па – давление окружающей среды;

ω – среднеобъемная скорость движения массы газа.

Площадь, через которую истекают газы: $F_i = \frac{\pi d_r^2}{4}$.

На третьем этапе, когда давление газа внутри контейнера из-за инерционности газового столба может упасть до давления ниже атмосферного, после чего начинается вток воздуха в контейнер, в первом приближении изменение газодинамических параметров можно описать системой уравнений:

$$\begin{cases} \frac{dp_k}{dt} = -\frac{kp_h\omega}{L_k}, \\ \frac{d\rho_k}{dt} = -\frac{\rho_h\omega}{L_k}, \\ \frac{d\omega}{dt} = -\frac{p_k - p_h}{\rho L_k}. \end{cases} \quad (3)$$

Решение систем дифференциальных уравнений (1-3) для каждого этапа движения проводилось с использованием пакета прикладных математических программ Scilab.

Для решения дифференциальных уравнений и систем в Scilab используется функция:

$$[y, w, iw] = ode([type], y0, t0, t, [rtol, atol], f, [jac], [w, iw]),$$

для которой обязательными входными параметрами являются: y_0 – вектор начальных условий; t_0 – начальная точка интервала интегрирования; t – координаты узлов сетки, в которых происходит поиск решения; f – внешняя функция, определяющая правую часть уравнения или системы уравнений; y – вектор решений [1].

Вторая методика расчета изменения давления в пусковом контейнере включала в себя численное моделирование с использованием программного комплекса *ANSYS FLUENT*.

В ходе решения задачи были введены следующие допущения и упрощения:

- в начальный момент времени нижний срез ракеты находится на уровне верхнего среза ТПК. Внутри ТПК задвалось равномерно распределенное давление и температура;

- моделирование проводилось в осесимметричной постановке. Данная постановка позволяет существенно снизить количество расчетных элементов.

- плотность рассчитывалась на основании уравнения идеального газа:

$$\rho = \frac{p_{op}}{\frac{R}{M_w} T}, \quad (4)$$

где ρ – плотность среды; M_w – молекулярная масса воздуха; p_{op} – рабочее давление; T – температура газа. Температура и давление окружающей среды в расчетной области вне контейнера принимались в соответствии с нормальными условиями;

– стенки шахты и ТПК принимались абсолютно гладкими. Влияние трения на распространение ударной волны не учитывалось.

Алгоритм расчета включал в себя следующие этапы:

- построение сеточной модели;
- выбор модели динамического перестроения сетки;
- задание физической модели газа;
- выбор схемы дискретизации по пространству.

На основании имеющейся геометрии расчетной области строилась конечно-элементная двумерная сетка, симметричная относительно оси ракеты для снижения временных затрат и вычислительных ресурсов, построенная инструментами сеточного генератора *ANSYS ICEM CFD*. Подобная постановка задачи позволила использовать гексаэдрическую расчетную сетку. Данный тип сетки предпочтителен при расчете ударно-волновых процессов – ячейки сетки можно выстроить в соответствии с распространением фронта ударной волны. Использование тетраэдрической сетки так же возможно, но требует для получения сравнимых по точности результатов большего количества элементов.

При построении сетки выполнялось сгущение у поверхности ракеты (для пограничного слоя на теле). При этом для расчета высоты ячейки на поверхности ракеты принимались значения параметров $y^+ = 30 \dots 50$ (это связано с необходимостью использования высокорейнольдсовых моделей турбулентности для описания сверхзвуковых течений газа в расчетной области [5]).

Как уже упоминалось, решение поставленной задачи предполагает использование подвижных сеток. Однако следует отметить, что возможны подходы к решению задач с подвижными границами, а именно использование динамических (*dynamic*) и скользящих (*sliding*) сеток.

После выбора метода перестроения (*sliding* в нашем случае) задаются параметры границ подобласти с подвижной сеткой. Подвижными задаются граничное условие стенки для ракеты и массив ячеек сетки. При этом закон движения определяется с помощью специальной пользовательской функции *Motion UDF/Profile*. Данная функция записывается на языке *C++* и требует компиляции в бинарный файл.

Задание физической модели процесса стандартно для всех задач, решаемых с помощью *ANSYS FLUENT*. Так как в нашем случае течение газа турбулентное, то помимо основных уравнений (неразрывности, энергии, импульса, состояния) для расчета газодинамических течений выбиралась модель турбу-

лентности. Как уже упоминалось ранее необходимо использования высокорейнольдсовых моделей турбулентности для описания сверхзвуковых течений газа в расчетной области. В ходе расчета были протестированы две модели турбулентности: $k-\epsilon$ и SST . Различия результатов по определению давления снаружи и внутри днища контейнера, полученные с помощью данных моделей турбулентности были незначительны. Дальнейшие расчеты проводились с использованием $k-\epsilon$ модели турбулентности.

Для решения нестационарной задачи распространения ударных волн большое значение имеет выбор схемы дискретизации решения уравнений.

На основании тестовых расчетов была подобрана комбинация схем, позволяющая получать достаточно быстро устойчивое сходящееся решение. Необходимо выбрать *Pressure-Velocity Coupling* решатель и задать для него параметр *Skewness Correction* равным 0.

Схема дискретизации по времени задается по умолчанию – *First Order Implicit*.

Схема дискретизации по градиенту – *Least Squares Cell Based*.

Схема дискретизации по давлению – *Second Order*.

Схема дискретизации по плотности – *Second Order Upwind*.

Все остальные схемы заданы по умолчанию для данного решателя.

Для обеспечения сходящегося решения шаг по времени должен быть не меньше 0,0005 с.

В ходе решения задачи раскупорки с использованием различных методик получены графики изменения давления в пусковом контейнере с течением времени (рис. 3).

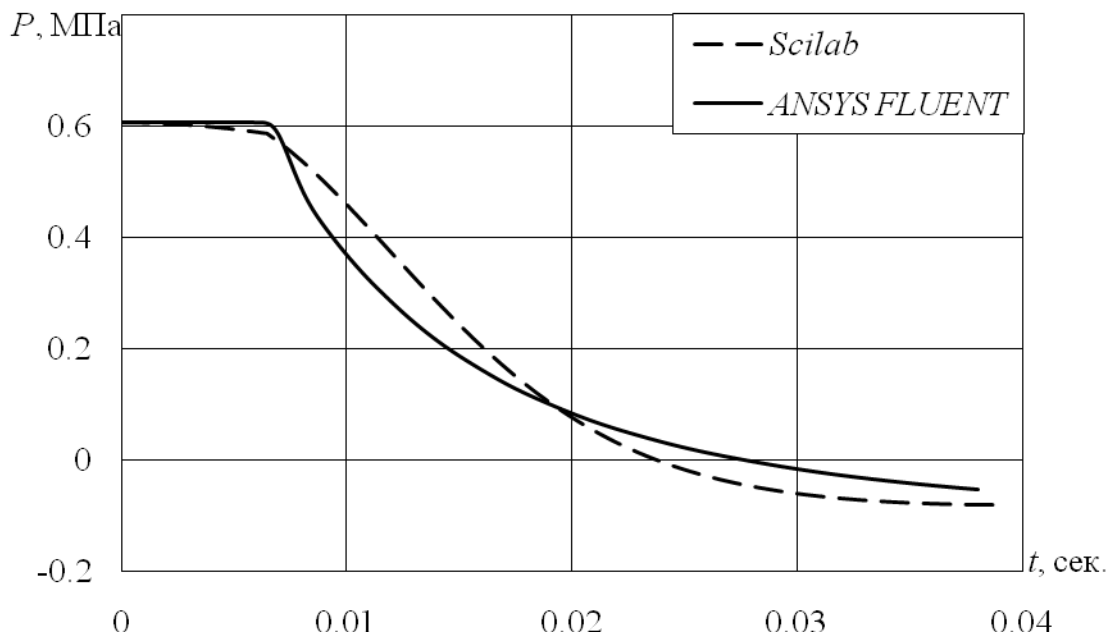


Рис. 3. Изменение давления во времени на днище внутри контейнера при давлении раскупорки $P=6$ атм

Как видно из графиков (рис. 3) максимальное расхождение в значениях давления составило порядка 20 %. Разница в давлениях может быть обусловлена тем, что методика, основанная на получения среднеобъемных величин газодинамических параметров не учитывает их распределение в радиальном направлении. Так же к недостаткам методики решения, основанной на решении одномерной задачи, можно отнести и то, что она не позволяет получать газодинамические параметры во всей расчетной области. Так как контейнер может находиться в шахте, то возникает необходимость определения давления на днище снаружи контейнера. Изменения давления со временем на днище снаружи контейнера по мере выхода ракеты из ПК, полученные с помощью программного комплекса *ANSYS FLUENT*, представлены на рис. 4.

Первое возмущение среды в ПУ вызывается пусковой ударной волной в момент выхода нижнего обтюлятора ракеты из контейнера, дойдя до дна ПУ, эта волна отражается и вызывает второй пик давления в точке снаружи пускового контейнера (рис. 4). При раскрытии ТПК, в результате истечения продуктов сгорания, давление в нем падает и к моменту прихода прямой волны сжатия к дну ПУ, оно составляет 20–30 % от давления раскрытия.

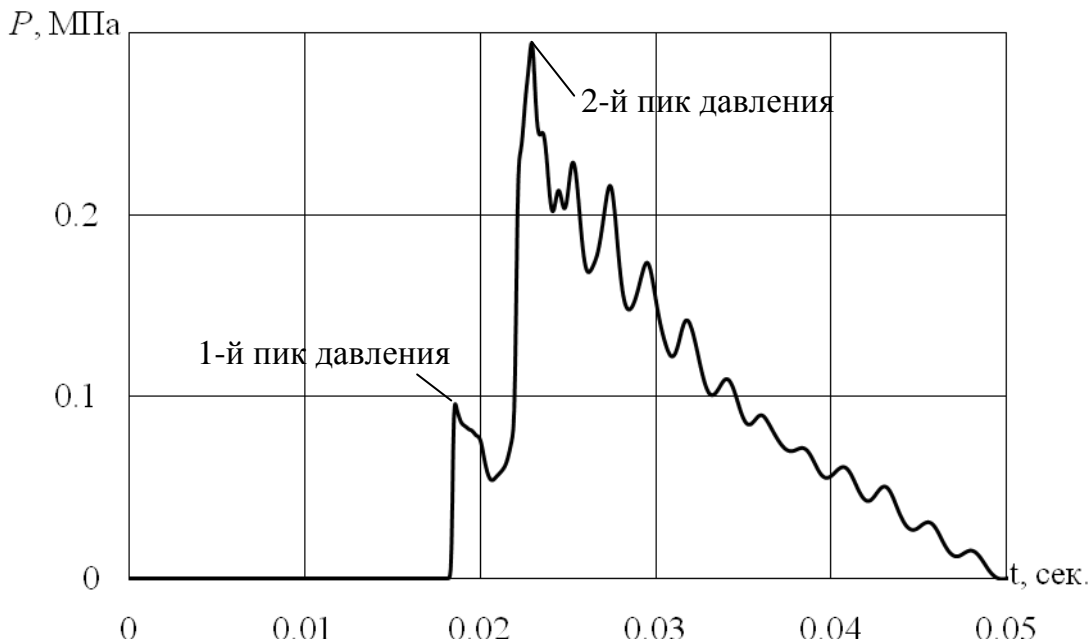


Рис. 4. Изменение давления во времени на днище снаружи контейнера при давлении раскрытия $P=6$ атм.

В результате двойного отражения прямой волны сжатия от дна ПУ и днища ТПК, давление в ней повышается в 4–5 раз (рис.4) и на днище ТПК образуется наружный перепад давления равный 2,5 атм., приводящий к значительной осевой силе, направленной вверх (рис. 4).

В отличие от методики, основанной на получении среднеобъемных характеристик, которые позволяют проводить анализ нагружения только внутри контейнера и на днище ракета-носителя, алгоритм позволяет получать газодинамические параметры во всей расчетной области с учетом вязкости газа и дает возможность анализировать влияние изменений в конструкции пусковой установки на величину нагрузок, действующих на контейнер и ракету-носитель, не только качественно, но и количественно, без привлечения эксперимента.

Подводя итоги исследованиям, по анализу методик расчета давления на днище контейнера, можно сделать вывод, что в отличие от известных методик, основанных на получении среднеобъемных характеристик, которые позволяют проводить анализ нагружения только внутри контейнера и на днище ракеты, методика решения с использованием программного комплекса *ANSYS FLUENT* позволяет получать газодинамические параметры во всей расчетной области с учетом вязкости газа без привлечения эксперимента. Она позволила выявить ряд особенностей в нагружении конструкции пускового контейнера, связанных с возникновением волн разрежения-сжатия, которые в сумме с отраженной ударной волной, воздействующей на днище снаружи ТПК, дают суммарную силу значительной величины, действующей на контейнер в осевом направлении в сторону движения ракеты. При увеличении давления раскупорки данная осевая сила значительно увеличивается, что в случае пренебрежения данным фактором может привести к неверным результатам нагружения конструкции ТПК и элементов ШПУ.

Библиографический список

1. Алексеев, Е.Р. Scilab: Решение инженерных и математических задач / Е.Р. Алексеев, О.В. Чеснокова, Е.А. Рудченко. – М.: ALT Linux; БИНОМ. Лаборатория знаний, 2008. – 260 с.
2. Колесников, С.Г. Стратегическое ракетно-ядерное оружие / С.Г. Колесников. – М. Арсенал-Пресс. 1996. – 128 с.
3. Конюхов, С.Н. Минометный старт межконтинентальных баллистических ракет / С.Н. Конюхов, П.П. Логачёв. – Днепропетровск: НАН, НКА Украины, Институт технической механики, ГKB «Южное», 1997. – 211 с.
4. Сергеев, И.Д. Оружие России. Т. 4: Вооружение и военная техника Ракетных войск стратегического назначения / И.Д. Сергеев. – М. Военный парад, 1997. – 404 с.
5. ANSYS FLUENT User's Guide. 2011. Fluent Inc. Central Source Park, 10 Cavendish Court, Lebanon, NH 03766, USA.

[К содержанию](#)