

Расчет и конструирование

УДК 629.762 + 531.6.011.5 + 519.8

АНАЛИЗ УДАРНО-ВОЛНОВЫХ НАГРУЗОК НА РАКЕТУ, ПУСКОВУЮ УСТАНОВКУ И КОНТЕЙНЕР В ПРОЦЕССЕ СТАРТА

Р.А. Пешков, Р.В. Сидельников

Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск

Представлены результаты численного моделирования с помощью программного комплекса *ANSYS FLUENT* ударно-волновых нагрузок на ракету, транспортно-пусковой контейнер и шахтную пусковую установку в период раскрытия контейнерного подракетного пространства, когда днище ракеты сходит с кромки пускового контейнера. На основании тестовых расчетов была подобрана комбинация схем, позволяющая получать достаточно быстро устойчивое сходящееся решение. В статье даны рекомендации по построению сеточной модели, выбору метода перестроения сеток, задании физической модели газа, в том числе и моделей турбулентности, выборе схемы дискретизации по пространству. Для снижения временных затрат и вычислительных ресурсов использовалась гексаэдрическая двумерная сетка, симметричная относительно оси ракеты, построенная инструментами сеточного генератора *ANSYS ICEM CFD*. Использование данного типа сетки, позволило выстроить ее в соответствии с распространением фронта ударной волны. В статье отмечается, что возможны различные подходы к решению задач с подвижными границами, а именно с использованием динамических и скользящих сеток. При этом закон движения определялся с помощью специальной пользовательской функции *Motion UDF/Profile*. Данная функция записывалась на языке *C++* и компилировалась в бинарный файл. Расчеты ударно-волновых нагрузок по приведенному алгоритму исследования позволили выявить ряд особенностей в нагружении пускового контейнера, связанные с распространением волн разряжения-сжатия в каналах пусковой установки. Произведена оценка влияния параметров продуктов сгорания порохового аккумулятора давления на распространение и величину ударных волн в каналах пусковой установки и в окрестности ракеты не только качественно, но и количественно.

Ключевые слова: пусковой контейнер, методика, численное моделирование, раскрытие, ракета.

Введение. Катапультирование ракеты с использованием продуктов сгорания высокоэнергетических компонентов твердого топлива является одним из наиболее эффективных способов старта из пускового контейнера. Одной из основных задач при старте ракеты является определение ударно-волновых, газодинамических нагрузок на элементы конструкции пускового контейнера и ракеты. Существует несколько видов газодинамического старта: при запуске двигателя ракеты в контейнере, при использовании порохового аккумулятора давления, находящегося на поддоне ракеты, либо на днище контейнера.

Существует множество методик по исследованию газодинамических параметров в пусковом контейнере и окрестности ракеты. Начало зарубежных исследований в области газодинамики минометного старта можно отнести к 60–70-м годам XX века. Они были, прежде всего, связаны с разработкой ракет *LGM-118A Peacekeeper* (мироотворец) и *LGM-30 Minuteman* (ополченец).

Так в работах [1, 2] представлена методика расчета, основанная на решении уравнений сохранения массы, энергии, состояния и уравнения движения ракеты, записанных в одномерной постановке. В ходе сравнения с экспериментальными данными, полученными при испытании систем запуска для ракет *Peacekeeper* и *Minuteman*, были сделаны выводы о хорошем согласовании полученных данных по ускорению ракеты, давлению и температуре, максимальная погрешность составила порядка 2–3 %. В работе [3, 4] описаны два подхода к определению поля давлений и температур в период последствия. Первый подход основан на методе конечных разностей, а второй заключается в разработке аппроксимирующих зависимостей, на основе критериев

Расчет и конструирование

подобия. Отличительной особенностью данных течений в отличие от течений, возникающих при высоких скоростях выхода (например, при выходе пули из ствола) [5], является то, что первичных поток истекающего газа направлен в радиальном направлении, а не в осевом.

Основные результаты отечественных исследований в области газодинамики минометного старта ракеты описаны в книге С.Н. Конюхова [6], в которой для определения динамики движения ракеты предлагается методика, основанная на получении среднеобъемных характеристик (давления, температуры, плотности внутри контейнера). Позже В.И. Дегтяренко в своей диссертации [7] определил критерии ее применимости. Основным недостатком данной методики является, что она позволяет проводить анализ нагружения только внутри контейнера и на днище ракеты-носителя. Для расчета поля скоростей и давлений использовался численный метод решения нестационарных уравнений газовой динамики (метод Годунова с расщеплением по направлениям координат). Следует отметить, что все расчеты проведены с некоторыми допущениями: газ считался невязким, течение газа в контейнере осесимметричное, газовая постоянная и показатель адиабаты принимаются постоянными.

В связи с развитием компьютерной техники наиболее популярным становится численное моделирование газодинамических процессов. В настоящее время наиболее активно проблема газодинамики выхода ракеты из пускового контейнера решается в Пекинском технологическом университете. Так в работах *Debin Fu and Yong Yu* [8–10] подробно исследуются газодинамические и ударно-волновые процессы, однако при этом ракета находится в стационарном положении. В последующих своих работах [11] они уже исследуют газодинамику с учетом динамики движения ракеты в контейнере. В работах *Rui Shouzhen* на основе решения систем дифференциальных уравнений, включающих в себя уравнения движения, и уравнения для определения давления выталкивания, проводится сравнение баллистических характеристик различных парогазовых энергосистем выброса ракеты из контейнера [12]. Подобные исследования проводятся и в авиационно-морской инженерной академии. В работе [13] представлена математическая модель для описания различных стартовых систем: газовой и паровой. На основе аналитических решений была разработана программа для получения законов изменения давления, температуры, ускорения, скорости и перемещения ракеты со временем. Следующие работы *Rui Shouzhen* посвящены расчетам двухфазного потока с помощью Эйлера-Лагранжевого метода, на основе которых сделаны выводы по оптимизации стартовой системы и повышению её надежности [14]. Сам метод был разработан в 1974 году *Anthony Amsden* и *Cyril Hirt* [15]. В данном методе описание подвижных границ осуществляется в рамках лагранжева подхода, а описание движения сплошной среды проводится при помощи подхода Эйлера. Причём организация такого разбиения на лагранжево и эйлерово описание может осуществляться различными способами. Например, возможна ситуация, когда по одной координате используется лагранжев подход, по другой – эйлеров. Однако данный метод ограничен случаем медленно меняющихся и слабодеформируемых границ. Частично решить проблему деформации и перехлеста расчётных ячеек при лагранжевом описании подвижных границ позволяет использование неструктурированных расчётных сеток. Этот подход получил особенно большое распространение для моделирования течений с движущимися твердыми телами [16].

В работах [17–18] приведены результаты численного моделирования газодинамики выхода ракеты при «холодном» старте, полученные с использованием программного комплекса *ANSYS FLUENT* и произведено сравнение с экспериментальными данными. Несмотря на хорошее согласование с экспериментальными данными по скорости и ускорению ракеты (погрешность в отдельных точках достигает порядка 15 %), в работах не приведен анализ критериев выбора параметров полученной математической модели. Моделирование проводилось в трехмерной постановке, однако не учитывались процессы теплообмена газа со стенкой контейнера, что может сильно повлиять на конечную скорость выхода ракеты из контейнера. Также к недостаткам можно отнести и то, что не анализировались поля давлений и температур в процессе выхода ракеты из контейнера.

Несмотря на большое количество отечественных и зарубежных исследований в области моделирования газодинамики старта ракеты из пускового контейнера, можно сделать вывод, что большинство расчетов выполнены для периода движения ракеты в контейнере и не затрагивают период раскрытия контейнерного подракетного пространства, который начинается со времени, когда днище ракеты достигает верхнего среза пускового контейнера (ПК). В этот период газы,

находящиеся под давлением, истекают в окружающее пространство, воздействуя на элементы конструкции ПК и ракеты, при этом скорость истечения газа превышает скорость ракеты. Алгоритм, представленный в статье, дает возможность получать газодинамические параметры во всей расчетной области с учетом вязкости газа и позволяет анализировать влияние изменений в конструкции пусковой установки на величину нагрузок, действующих на контейнер и ракету-носитель.

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. *ANSYS FLUENT* имеет разнообразные методы динамического перестраивания сеток, необходимые для задания движения ракеты при раскрытии пускового контейнера. Отработка методики численного моделирования проводилась путем сравнения данных по результатам расчета ударно-волновых нагрузок на ПК с результатами, полученными на натурной установке [6].

Алгоритм расчета ударно-волновых нагрузок на ракету, пусковую установку и контейнер. В ходе анализа конструкций различных шахтных пусковых установок (рис. 1) [19–20], была принята расчетная схема (рис. 2).

Основные данные для расчета приведены в таблице. В процессе исследования решалась задача выявления закономерности изменения импульсного давления на контейнер, ракету и шахту.

В ходе решения были введены следующие допущения и упрощения:

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

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

- параметры газа от порохового аккумулятора давления (ПАД) принимаются соответствующими параметрам воздуха: $k = 1,4$ (показатель адиабаты), $R = 8,3144621$ Дж/(моль·К) (универсальная газовая постоянная). Плотность рассчитывается на основании уравнения идеального газа:

$$\rho = \frac{p_{op}}{\frac{R}{M_w} T}, \quad (1)$$

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 принимаются в соответствии с нормальными условиями;

- стенки шахты и ТПК принимаются абсолютно гладкими. Влияние трения на распространение ударной волны минимально и не учитывалось.

Алгоритм расчета включает в себя следующие этапы:

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

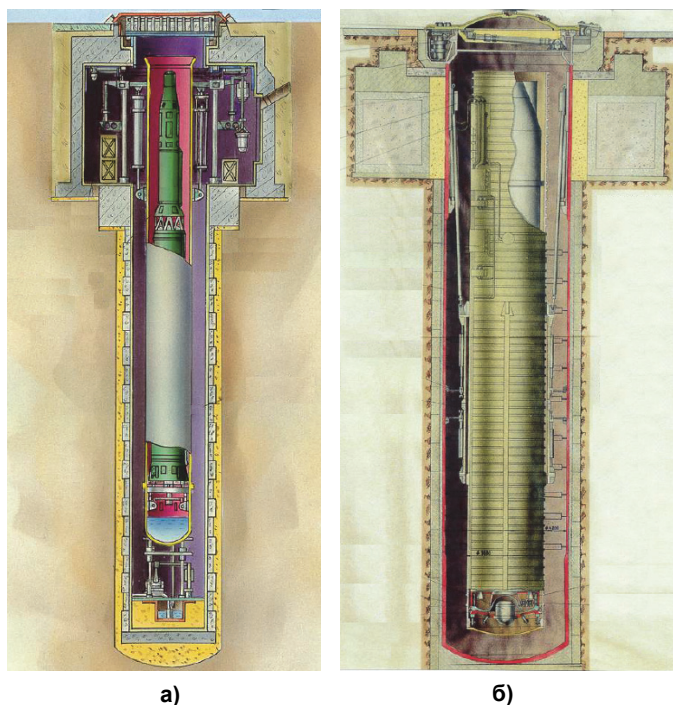


Рис. 1. Пусковые установки различных ракет:
а – ПУ РС-12; б – ПУ РС-16

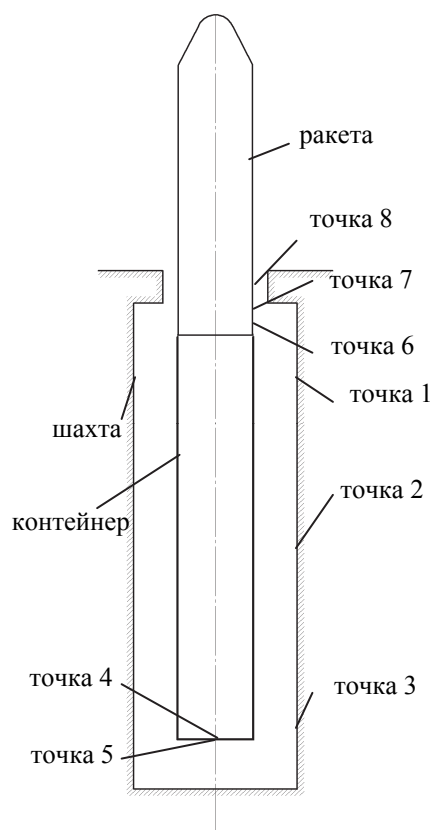


Рис. 2. Расчетная схема

В ряде работ [10, 11] для снижения временных затрат и вычислительных ресурсов предлагается построение двумерной конечно-элементной сетки, симметричной относительно центральной оси. На основании имеющейся геометрии расчетной области была построена двумерная сетка, симметричная относительно оси ракеты инструментами сеточного генератора *ANSYS ICEM CFD*. Подобная постановка задачи позволяет 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 также возможно, но требует для получения сравнимых по точности результатов большего количества элементов.

При построении сетки выполнялось сгущение у поверхности ракеты (для расчета 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 [21]).

Плотность сетки в области зазора между ТПК и шахтой была значительно выше, чем в свободном пространстве над шахтой, так как в данной области имеют место интенсивные течения с большой скоростью. В ходе исследования были выработаны следующие рекомендации к построению сеточной модели: для корректного описания га-

зодинамических процессов в расчетной области количество узлов между стенками шахты и ПК должно быть не менее 15–20. По длине ПК необходимо не менее 350–400 узлов. По радиусу ПК (подракетное пространство) необходимо не менее 50 узлов. По длине ракеты в целом необходимо аналогичное количество узлов, как и по длине ТПК, но необходимо учитывать, что ракета движется, а фронт ударной волны быстро рассеивается. Поэтому можно принять количество узлов по длине ракеты в целом около 150–200 и задать сгущение сетки по линейному закону к корме изделия.

Основные условия расчета

Скорость выхода ракеты, м/с	20–40
Избыточное давление в контейнере в момент выхода ракеты, атм.	2,5–7,5
Параметры газа в момент выхода ракеты из ПК, К	1500

Как уже упоминалось, решение поставленной задачи предполагает использование подвижных сеток. Однако следует отметить, что возможны подходы к решению задач с подвижными границами, а именно с использованием динамических (*dynamic*) и скользящих (*sliding*) сеток. Однако вышеуказанные рекомендации по построению сетки можно выполнить лишь при использовании скользящих 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.

Также следует отметить, что в *ANSYS FLUENT* для решения пространственных задач газодинамики с подвижными твердыми телами применяется VOF метод, который является наиболее популярным для решения подобных задач, так как позволяет избежать задания сложных граничных условий на контактной границе. Данный метод решения задач с подвижными границами

можно считать наиболее эффективным на сегодняшний день. Под эффективностью в данном случае понимается оптимальное соотношение между точностью алгоритма и временем решения задачи [16].

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 необходимо выбрать модель турбулентности. Как уже упоминалось ранее необходимо использования высокорейнольдсовых моделей турбулентности для описания сверхзвуковых течений газа в расчетной области. Для решения задачи газодинамики старта в работе *Yongquan Liu* [18] рекомендуется выбор *k-ε* модели турбулентности. В ходе расчета были протестированы две модели турбулентности: *k-ε* и *SST*. Различия результатов по определению давления снаружи и внутри днища контейнера, полученных с помощью данных моделей турбулентности были незначительны. Дальнейшие расчеты проводились с использованием *k-ε* 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 задавался не меньше 0,0005 с.

Для начальной оценки динамики нагружения на пусковую установку (ПУ) были выбраны две точки (4 и 5 на рис. 2) на днище контейнера изнутри и снаружи, соответственно, так как данные точки являются наиболее нагруженными и позволяют в большей мере оценить точность моделирования газодинамических процессов в расчётной области.

Изменения давления со временем на днище изнутри и снаружи контейнера (рис. 3) по мере выхода ракеты из ПК, полученные с помощью программного комплекса *ANSYS FLUENT*, имеют хорошее качественное совпадение с результатами, представленными в [7].

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 (см. рис. 3). При раскрытии ТПК,

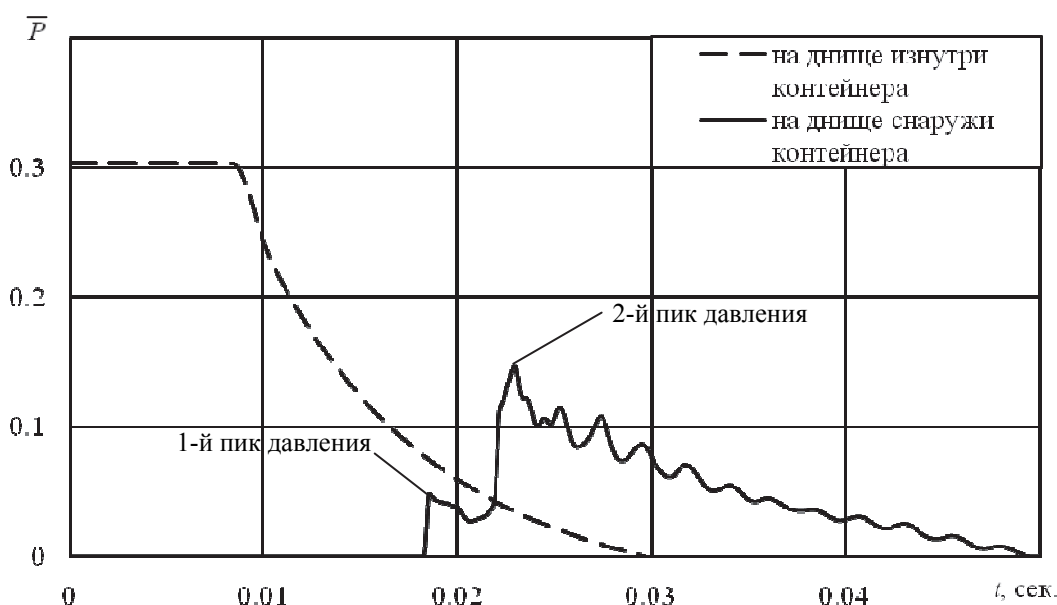


Рис. 3. Изменение давления во времени на днище контейнера

Расчет и конструирование

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.

В результате двойного отражения прямой волны сжатия от дна ПУ и днища ПК, давление в ней повышается в 4–5 раз и на днище ПК образуется наружный перепад давления, приводящий к значительной осевой силе, направленной вверх (см. рис. 3).

Далее с целью отработки алгоритма исследования был проведен анализ выявления закономерности изменения импульсного давления по глубине шахты и вдоль ракеты.

Типичным для периода раскрытия ПК является характер изменения давления во времени в различных точках по высоте шахтного сооружения: на экспериментальных кривых можно уверенно выделить три пика давления в районе верхнего среза ПК (рис. 4) и два пика в каналах ниже верхнего среза ПК (рис. 5).

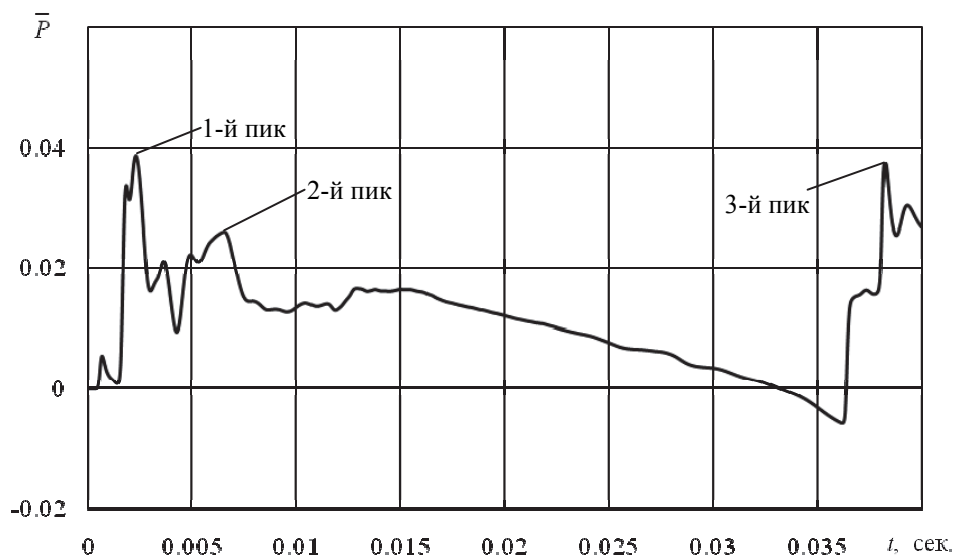


Рис. 4. Изменение давления во времени в точке 1 на поверхности шахтного сооружения

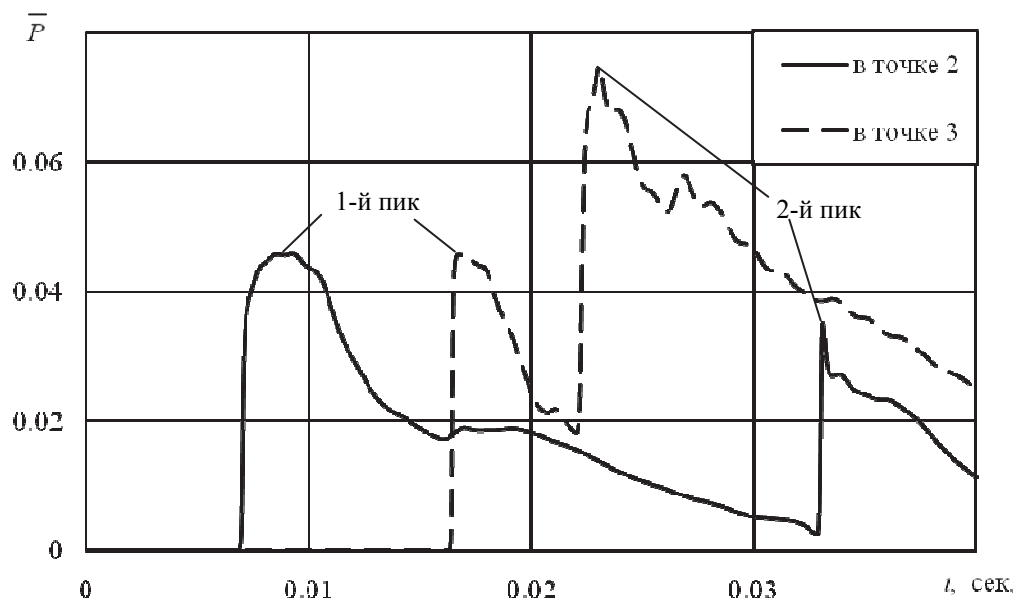


Рис. 5. Изменение давления во времени в точках на поверхности шахтного сооружения

Из этих данных следует, что по мере движения вниз по сооружению волны сжатия немного усиливаются, очевидно, за счет формирования ударного фронта, а на дне ПУ давление заметно возрастает из-за отражения. Интенсивность отраженной волны практически постоянна по высоте шахты (см. рис. 5).

На рис. 4, на кривой, полученной в ходе численного моделирования можно выделить три пика давления, которые связаны с распространением ударных волн. Остальные возмущения можно объяснить тем, что в данной точке мы имеем дело практически с одновременным действием нескольких факторов влияющих на изменение во времени давления, а именно: с прохождением пусковой волны сжатия в канал ПУ; с прохождением волны разрежения с открытого конца шахты; с заполнением шахтного объема нестационарной струей.

На рис. 5 в каналах ниже верхнего среза ПК можно выделить два пика давления. Нестационарное опорожнение контейнера, вызывает образование волны сжатия, распространяющейся по зазору шахта-ПК, которая повышает давление (первый пик) в районах ниже среза ПК. Дойдя до дна ПУ, эта волна отражается, усиливается и распространяется вверх, вызывая второй пик давления в тех же точках канала шахты. На этом нестационарная фаза в ПУ от раскрытия ПК заканчивается.

В момент выхода ракеты из ПК нагрузки, действующие на её боковую поверхность, полностью определяются нестационарными процессами, протекающими в оголовке ПУ. Анализ экспериментальных данных, представленных в [6], показывает, что характер изменения и уровень давления по высоте ракеты неодинаковы.

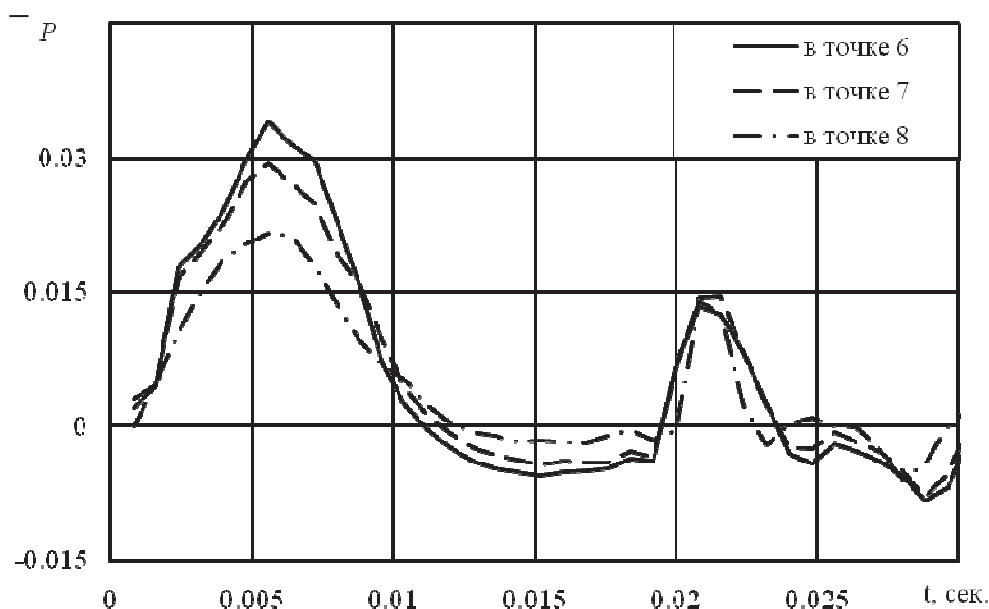


Рис. 6. Изменение давления во времени в различных точках на поверхности ракеты

После раскрытия ПК на боковой поверхности хвостового отсека ракеты, движущегося в оголовке, наблюдаются импульсные давления, вызванные прохождением пусковой волны сжатия, а также многократным отражением этой волны от стенок шахты и ракеты (рис. 6). По мере раскрытия ПК расход газов из него увеличивается у кромок донного среза ракеты образуется срыв потока, который приводит к развитию циркуляционной зоны в нижней части ракеты и на боковой поверхности нижней части ракеты наблюдается понижение давления. Таким образом, получается, что струя, вытекающая из шахты в атмосферу, на своем начальном участке прижимается к стенкам верхней части шахты. Под действием перепада давления между циркуляционной зоной и атмосферой нестационарная струя над шахтой может замкнуться на корпус ракеты и вновь вызвать возрастание давления на ее поверхности. Примеры, иллюстрирующие только что описанный процесс, показаны на рис. 6. В целом картины процессов схожи с процессами, происходящими на боковой поверхности ракеты, описываемыми в [7].

Определяющим с точки зрения нагрузок на ракету является ударно-волновой процесс, а не воздействие нестационарного истечения из ПК. Максимум давления реализуется в нижней части корпуса (точка 8 на рис. 6).

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

Расчет и конструирование

Анализ влияния параметров продуктов сгорания порохового аккумулятора давления (ПАД) на распространение и величину ударных волн в каналах пусковой установки и в окрестности ракеты. В ходе допущений было принято, что параметры газа от ПАД принимались соответствующими параметрам воздуха. С целью оценки влияния данного фактора на результаты по определению ударно-волновых нагрузок на ракету, пусковой контейнер и шахту были проведены соответствующие расчеты с реальными параметрами продуктов сгорания твердых топлив. Как известно современные твердые топлива по химическому составу и физической структуре подразделяются на баллиститные (двухосновные) и смесевые. Термодинамические параметры продуктов сгорания твердотопливных зарядов зависят от марки топлив, содержащих различные массовые доли химических компонент, и в целом слабо отличаются, так для различных эксплуатационных давлений они могут составлять:

- температура от 2800 до 3800 К (в редких случаях может составлять и 1500 К, например, для топлив, предназначенных для вспомогательных целей и экспериментальной отработки);
- газовая постоянная от 290 до 330 Дж/кг·К (в редких случаях может и достигать 400 Дж/кг·К для топлив, предназначенных для вспомогательных целей и экспериментальной отработки);
- показатель адиабаты от 1,05 до 1,25.

В ходе варьирования вышеперечисленных параметров было выявлено, что наибольшее влияние оказало изменение температуры продуктов сгорания. Так её изменение в диапазоне от 1500 до 2000 К привело к уменьшению времени спада давления внутри контейнера на 10 %, при этом давления в пиках на днище снаружи контейнера в точке 5 увеличились на 12,5 %, однако времена прихода ударных волн слабо изменились: время прихода первой ударной волны в среднем для различных точек по высоте шахтного сооружения уменьшилось на 1–2 %, а второй ударной волны на 3–4 %. Что касается нагрузок на боковую поверхность хвостового отсека ракеты, то они увеличились в среднем на 8–10 %.

Большое влияние на величину газодинамического нагружения на пусковую установку и ракету оказало и изменение газовой постоянной продуктов сгорания в диапазоне от 300 до 400 Дж/кг·К. Время спада давления в контейнере уменьшилось на 12 %, давления в ударных волнах по высоте шахтного сооружения в среднем увеличилось на 11–12 %, время прихода первой ударной волны уменьшилось на 7–8 %, второй на 10–11 %. Однако величина нагрузок на хвостовой отсек ракеты сильно не увеличилось, изменение составило порядка на 3–5 %.

Существенное влияние оказало увеличение показателя адиабаты с 1,21 до 1,4. Время спада давления уменьшилось на 20 %, давления в ударных волнах по высоте шахтного сооружения в среднем увеличилось на 8–12 %, время прихода первой ударной волны уменьшилось на 3–5 %, второй на 5–6 %, величина нагрузок на хвостовой отсек ракеты увеличилась на 16–17 %.

Заключение. Общеизвестно, что увеличение параметров продуктов сгорания приведет к увеличению скорости распространения ударных волн, а увеличение температуры к увеличению давления в них, что и было подтверждено. Однако нам удалось оценить данные изменения не только качественно, но и количественно, и сделать вывод, что оно во многих случаях существенно (в среднем изменение параметров составило более 10 %), но имеет свои особенности. Так наибольшее влияние на величину нагрузок на хвостовой отсек ракеты оказало изменение показателя адиабаты, в свою очередь изменение температуры оказало наибольшее влияние на давление в ударных волнах, а газовая постоянная продуктов сгорания повлияла в наибольшей степени на время прихода ударных волн.

Расчеты ударно-волновых нагрузок на ракету по приведенному алгоритму исследования позволили выявить ряд особенностей в нагружении конструкции ракеты, ПК и шахтной пусковой установки. Так, например величина давления раскрытия практически не влияет на скорость спада давления в контейнере, при этом в контейнере наблюдаются волны разрежения-сжатия, которые в сумме с отраженной ударной волной, воздействующей на днище снаружи ПК, дают суммарную силу значительной величины, действующей на контейнер в осевом направлении в сторону движения ракеты.

Литература

1. Edquist, C.T. *Canister Gas Dynamics of Gas Generator Launched Missiles* / C.T. Edquist, G.L. Romine // AIAA-80-1186, 1980. – 8 p.

2. Edquist, C.T. Prediction of the Launch Pulse for Gas Generator Launched Missiles / C.T. Edquist // *Journal of Propulsion and Power*. – 1990. – Vol. 6. – Iss. 6. – P. 705–712.
3. Erdos, J.I. Calculation of Muzzle Blast Flowfields / J.I. Erdos, P.D. Del Guidice // *AIAA Journal*. – 1975. – Vol. 13. – Iss. 8. – P. 1048–1055.
4. Romine, G.L. Muzzle Blast from Canister Launched Missiles / G.L. Romine, C.T. Edquist // *16th Joint Propulsion Conference*. – 1980 AIAA-80-1187, 1980. – 12 p.
5. Xiao-hai, Jiang. Numerical Investigations on Dynamic Process of Muzzle Flow / Jiang Xiao-hai, Fan Bao-chun, Li Hong-zhin // *Applied Mathematics and Mechanics (English Edition)*. – 2008. – Vol. 29. – Iss. 3. – P. 351–360.
6. Колюхов, С.Н. Минометный старт межконтинентальных баллистических ракет / С.Н. Колюхов, П.П. Логачёв. – Днепропетровск: НАН, НКА Украины, Ин-т техн. механики, ГКБ «Южное», 1997. – 211 с.
7. Дегтяренко, В.И. Условия применимости упрощенных математических моделей для описания нестационарных газодинамических процессов в емкостях / В.И. Дегтяренко // *Техн. механика*. – 2002. – № 1. – С. 33–42.
8. Numerical Simulation on Missile Launching Procedure / Fu Debin, Li Qi, Chen Jianwei, Yi Jiang // *Journal of Ballistics*. – 2004. – Vol. 16. – Iss. 3. – P. 11–16.
9. Debin, Fu. Lumped Parameter Model for Concentric Canister Launcher / Fu Debin, Yu Dianjun, Zhang Zhi-young // *Journal of Solid Rocket Technology*. – 2012. – Vol. 35. – Iss. 3. – P. 301–305.
10. Yong, Yu. Aerodynamic Theory Analysis of Gas Exhausting from Concentric Canister Launcher / Yong Yu, Xinwen Xu, Debin Fu // *Hangkong Dongli Xuebao (Journal of Aerospace Power)*. – 2012. – Vol. 27. – Iss. 3. – P. 501–507.
11. Debin, Fu. Simulation of Gas Flow and Additional Thrust with Missile Launching from Concentric Canister Launcher / Fu Debin, Yong Yu // *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. – 2013. – Vol. 227. – Iss. 12. – P. 1977–1987.
12. Shouzhen, Rui. Comparative Studies of Interior Ballistic Performance Among Several Missile Eject Power Systems / Rui Shouzhen, Xing Yuming // *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*. – 2009. – Vol. 35. – Iss. 6. – P. 766–770.
13. Yanhui, Tang. Working Process Simulation of Gas and Steam Launching System / Tang Yanhui, Xing Yaoguo, Zhang Chunlong // *Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University*. – 2009. – Vol. 24. – Iss. 4. – P. 431–434.
14. Shou-Zhen, Rui. Numerical Simulation of Two-Phase Flow and Interior Ballistic for Missile Launching System / Rui Shou-Zhen, Xing Yu-Ming // *25th International Symposium on Ballistics*. – 2010. – P. 158–165.
15. Hirt, C.W. An Arbitrary Lagrangian-Eulerian Computing Method for All Speeds / C.W. Hirt, A.A. Amsden, J.L. Cook // *Journal of Computational physics*. – 1974. – Vol. 14. – Iss. 3. – P. 227–253.
16. Минаков, А.В. Численный алгоритм решения пространственных задач гидродинамики с подвижными твердыми телами и свободной поверхностью / А.В. Минаков, А.А. Гаврилов, А.А. Дектерёв // *Сибирский журнал индустриальной механики*. – 2008. – № 4 (11). – С. 94–104.
17. Yongquan, Liu. An Interior Ballistic Simulation of the Gas-Steam Missile Ejection / Liu Yongquan, Xi Anmin, Liu Hohgfei // *International Conference on Information Engineering*. – 2013. – Vol. 4. – P. 235–237.
18. Yongquan, Liu. An Interior Trajectory Simulation of the Gassteam Missile Ejection / Liu Yongquan, Xi Anmin // *Journal of Computers (Finland)*. – 2013. – Vol. 8. – Iss. 5. – P. 1321–1326.
19. Сергеев, И.Д. Оружие России. Т. 4: Вооружение и военная техника Ракетных войск стратегического назначения / И.Д. Сергеев. – М.: Военный парад, 1997. – 404 с.
20. Колесников, С.Г. Стратегическое ракетно-ядерное оружие / С.Г. Колесников. – М.: Арсенал-Пресс, 1996. – 128 с.
21. ANSYS FLUENT User's Guide. 2011. Fluent Inc. Central Source Park, 10 Cavendish Court, Lebanon, NH 03766, USA.

Пешков Руслан Александрович. Преподаватель кафедры «Летательные аппараты и автоматические установки», Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск, peshkov071987@mail.ru.

Сидельников Рудольф Васильевич. Кандидат технических наук, доцент кафедры «Летательные аппараты и автоматические установки», Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск, acf_la@acf.susu.ac.ru.

Поступила в редакцию 22 мая 2014 г.

ANALYSIS OF SHOCK-WAVE LOADS ON A MISSILE, LAUNCHER AND CONTAINER DURING LAUNCHES

R.A. Peshkov, South Ural State University, Chelyabinsk, Russian Federation, peshkov071987@mail.ru, R.V. Sidel'nikov, South Ural State University, Chelyabinsk, Russian Federation, acf_la@acf.susu.ac.ru

This article presents the results of numerical simulations using software complex *ANSYS FLUENT* shock-wave loads on the missile, launch container and silo launcher during the opening of the container under missile space when the missile leaves the bottom edge of the launch container. On the basis of test calculations was chosen combination schemes, allowing obtaining fast enough stable convergent solution. In the article issued recommendations to build grid model, choosing a method of rebuilding the grid, setting the physical model of gas, including turbulence models, the choice of sampling scheme in space. To reduce the time-consuming and computing resources used two-dimensional hexahedral mesh, symmetrical about the axis of the missile, built tools grid generator *ANSYS ICEM CFD*. Using this type of grid, allowed to build it in accordance with the spread of the shock front. The article notes that various approaches to solving problems with moving boundaries, namely, the use of dynamic and sliding grids. The law of motion is determined by a special custom function *Motion UDF / Profile*. This function is written in the language *C++* and compiled into a binary file. Calculations of shock-wave on the given research algorithm revealed a number of features in the launch container loading associated with the propagation of vacuum-compression waves in channels launcher. An assessment of the influence parameters of combustion products powder pressure accumulator on the distribution and magnitude of shock waves in channels launcher and missiles in the vicinity not only qualitatively but also quantitatively.

Keywords: launch container, method, numerical modeling, disclosure, missile.

References

1. Edquist C.T. Canister Gas Dynamics of Gas Generator Launched Missiles. *AIAA-80-1186*, 1980. 8 p.
2. Edquist C.T. Prediction of the Launch Pulse for Gas Generator Launched Missiles. *Journal of Propulsion and Power*, 1990, vol. 6, iss. 6, pp. 705–712.
3. Erdos J.I., Del Guidice P.D. Calculation of Muzzle Blast Flowfields. *AIAA Journal*, 1975, vol. 13, iss. 8, pp. 1048–1055.
4. Romine G.L., Edquist C.T. Muzzle Blast from Canister Launched Missiles. *16th Joint Propulsion Conference*. 1980 AIAA-80-1187, 1980. 12 p.
5. Xiao-hai J., Bao-chun F., Hong-zhin L. Numerical Investigations on Dynamic Process of Muzzle Flow. *Applied Mathematics and Mechanics (English Edition)*, 2008, vol. 29, iss. 3, pp. 351–360.
6. Konyukhov, S.N. *Minometnyiy start mezhkontinentalnyih ballisticheskikh raket* [Mortar Launched Intercontinental Ballistic Missiles]. Dnepropetrovsk: National Academy of Sciences, Space Agency of Ukraine, Institute of Technical Mechanics, design office “Yuzhnoye”, 1997. 211 p.
7. Degtyarenko V.I. [Terms and conditions of applicability of simplified mathematical models for unsteady gas dynamic processes in containers]. *Tekhnicheskaya mehanika*, 2002, no. 1, pp. 33–42. (in Russ.)
8. Debin F., Qi L., Jianwei C., Jiang Y. Numerical Simulation on Missile Launching Procedure. *Journal of Ballistics*, 2004, vol. 16, iss. 3, pp. 11–16.

9. Debin F., Dian-jun Y., Zhi-young Z. Lumped Parameter Model for Concentric Canister Launcher. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2012, vol. 35, iss. 3, pp. 301–305.
10. Yong Y., Xinwen X., Debin F. Aerodynamic Theory Analysis of Gas Exhausting from Concentric Canister Launcher. *Hangkong Dongli Xuebao (Journal of Aerospace Power)*, 2012, vol. 27, iss. 3, pp. 501–507.
11. Debin F., Yong Y. Simulation of Gas Flow and Additional Thrust with Missile Launching from Concentric Canister Launcher. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2013, vol. 227, iss. 12, pp. 1977–1987.
12. Shouzhen R., Yuming X. Comparative Studies of Interior Ballistic Performance Among Several Missile Eject Power Systems. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, vol. 35, iss. 6, pp. 766–770.
13. Yanhui T., Yaoguo X., Chunlong Z. Working Process Simulation of Gas and Steam Launching System. *Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University*, 2009, vol. 24, iss. 4, pp. 431–434.
14. Shou-Zhen R., Yu-Ming X. Numerical Simulation of Two-Phase Flow and Interior Ballistic for Missile Launching System. *25th International Symposium on Ballistics*, 2010, pp. 158–165.
15. Hirt C.W., Amsden A.A., Cook J.L. An Arbitrary Lagrangian-Eulerian Computing Method for All Speeds. *Journal of Computational physics*, 1974, vol. 14, iss. 3, pp. 227–253.
16. Minakov A.V., Gavrilov A.A., Dekterev A.A. [Numerical algorithm for solving three-dimensional problems of hydrodynamics with moving solid bodies and free surface]. *Sibirskiy zhurnal industrialnoy mehaniki*, 2008, no. 2, pp. 94–104. (in Russ.)
17. Yongquan L., Anmin X., Hohgfei L. An Interior Ballistic Simulation of the Gas-Steam Missile Ejection. *International Conference on Information Engineering*, 2013, vol. 4, pp. 235–237.
18. Yongquan L., Anmin X. An Interior Trajectory Simulation of the Gassteam Missile Ejection. *Journal of Computers (Finland)*, 2013, vol. 8, iss. 5, pp. 1321–1326.
19. Sergeev I.D. *Oruzhie Rossii. T. 4: Vooruzhenie i voennaya tehnika Raketnyih voysk strategicheskogo naznacheniya* [Russia's Arms Catalog Volume IV Strategic Missile Forces]. Moscow: Military Parade Ltd, 1997. P. 404.
20. Kolesnikov S.G. *Strategicheskoe raketno-yadernoe oruzhie* [Strategic Nuclear Missiles]. Moscow: Arsenal-Press, 1966. P. 128.
21. ANSYS FLUENT User's Guide. 2011. Fluent Inc. Central Source Park, 10 Cavendish Court, Lebanon, NH 03766, USA.

Received 22 May 2014

БИБЛИОГРАФИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ СТАТЬИ

Пешков, Р.А. Анализ ударно-волновых нагрузок на ракету, пусковую установку и контейнер в процессе старта / Р.А. Пешков, Р.В. Сидельников // Вестник ЮУрГУ. Серия «Машиностроение». – 2015. – Т. 15, № 2. – С. 81–91.

REFERENCE TO ARTICLE

Peshkov R.A., Sidel'nikov R.V. Analysis of Shock-Wave Loads on a Missile, Launcher and Container During Launches. *Bulletin of the South Ural State University. Ser. Mechanical Engineering Industry*, 2015, vol. 15, no. 2, pp. 81–91. (in Russ.)
