

Возникновение ударного запуска течения в газодинамической трубе, предназначенной для испытаний высотного ракетного двигателя

© В.С. Захаров¹, О.В. Гуськов¹, В.Н. Бережной²

¹ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, 111116, Россия

²ФКП «Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности»,
Пересвет, 141320, Россия

Рассмотрено влияние скорости повышения давления в камере сгорания ракетного двигателя на формирование и структуру течения в газодинамической трубе круглого сечения, используемой при имитации высотных условий во время проведения стендовых испытаний. Такие явления характерны для сопел ракетных двигателей третьих ступеней ракет-носителей, разгонных блоков и межорбитальных буксиров, обладающих большой степенью расширения (100...500) и большой кривизной профиля в осевом направлении. Примерами подобных двигателей могут служить разрабатываемые в настоящее время двигатель Vinci для ракеты-носителя Ariane 6, двигатель РД0146Д и др. Исследования основаны на численном моделировании течения сжимаемого вязкого газа с переменными теплофизическими свойствами. В качестве модели турбулентности использована однопараметрическая модель Spalart-Allmaras, для расчета потоков на границах ячеек расчетной сетки — схема AUSM+. Термодинамические свойства рабочей среды рассчитаны на основе равновесной модели химически реагирующей смеси водорода и кислорода. Продемонстрировано принципиальное отличие структур течения в сопле и тракте газодинамической трубы при внезапном и плавном повышении давления в камере сгорания ракетного двигателя.

Ключевые слова: газодинамическая труба, ракетный двигатель, высотные стендовые испытания, нестационарный запуск, численные исследования

Введение. В настоящее время в мире ведутся интенсивные работы по созданию следующего поколения ракетных двигателей (РД) третьих ступеней ракет-носителей и межорбитальных буксиров, обладающих более высокими энергетическими и массовыми характеристиками. Примерами подобных разработок могут служить перспективный российский двигатель РД0146Д [1] (АО КБХА), разрабатываемый Европейским союзом двигатель Vinci [2] для ракеты-носителя Ariane 6, американский двигатель RL60 [3], индийский двигатель CE-20 [4, 5], китайский двигатель YF-75D [6], а также семейство японских двигателей LE-X [7]. Отличительной чертой всех приведенных РД является использование криогенной топливной пары $H_2 + O_2$ и высокая степень расширения сопла — 100...500, достигаемая путем применения неохлаждаемых сопловых насадков из композиционных материалов. Одним из этапов отработки подобных РД является проведение наземных стендовых испытаний с имитацией высотных условий. Для созда-

ния высотных условий за срезом сопла устанавливается газодинамическая труба (ГДТ), в которой происходит торможение и сжатие выхлопной струи. Выбор профиля ГДТ, обеспечивающей максимальные характеристики сжатия, является сложной научной задачей. Традиционные подходы к выбору геометрии проточного тракта ГДТ изложены в работах [8–10], в которых методика проектирования ГДТ основана на использовании аналитических газодинамических функций совершенного газа, эмпирических данных, а также на экспериментальной отработке.

Уравнения газовой динамики совершенного газа позволяют провести оценку пускового перепада давления и требуемой проходной площади горла ГДТ. При определении пускового давления предполагается, что течение в тракте сопла и ГДТ одномерное и изэнтропическое, кроме одного, наибольшего по площади, сечения проточного тракта, в котором формируется прямой скачок уплотнения.

Условием запуска является превышение полного давления за прямым скачком над внешним давлением окружающей среды:

$$p'_{\text{tot}} = p_{\text{tot}} \sigma(M, k) > p_{\text{ext}},$$

где p'_{tot} — полное давление за прямым скачком уплотнения, p_{tot} — полное давление в камере сопла; p_{ext} — давление окружающей среды. Функция $\sigma(M, k)$ определяет потерю полного давления в прямом скачке уплотнения в потоке с числом Маха M , в газе с показателем адиабаты k и имеет вид

$$\sigma = \left(\frac{(k+1)^2 M^2}{[(k-1)M^2 + 2][2kM^2 - k + 1]} \right)^{\frac{k}{k-1}} \frac{k(2M^2 - 1) + 1}{k + 1}.$$

Данное выражение выводится из интегральных законов сохранения потока массы, импульса и энергии [11]. При определении требуемой минимальной площади горла ГДТ предполагается, что после торможения газа в прямом скачке уплотнения, расположенном в наибольшем сечении тракта ГДТ, газ вновь ускоряется до критических параметров, критическим сечением при этом является наименьшее по площади сечение проточного тракта ГДТ — горло. Таким образом, в момент запуска по тракту ГДТ имеется два критических сечения — в критическом сечении сопла РД и в горле ГДТ, при этом расходы и полные температуры газа в этих сечениях равны.

Требуемая минимальная площадь горла ГДТ (S_r) равна отношению площади критики сопла ($S_{\text{кр}}$) к коэффициенту потерь полного давления в прямом скачке уплотнения:

$$S_{\Gamma} = \frac{S_{\text{кр}}}{\sigma}.$$

В настоящее время исследования по созданию ГДТ идут в двух направлениях: по расширению эмпирической базы и с помощью численного моделирования. Так, в работе [12] приведены результаты экспериментального определения границ устойчивой работы ГДТ для испытаний жидкостного ракетного двигателя малой тяги с геометрической степенью расширения сопла 50. В работе [13] рассмотрена возможность использования ГДТ с центральным телом для испытаний РД с большой степенью расширения сопла, описана экспериментальная установка, основные геометрические параметры которой выбирались на основе газодинамических функций, а также приведены данные отладочного пуска. В работе [14] представлены результаты численного моделирования течения в ГДТ постоянного сечения, установленной за коническим соплом. В работе [15], посвященной экспериментальному определению давления запуска маломасштабной модельной ГДТ для ракетного двигателя твердого топлива с соплом с геометрической степенью расширения 169, отмечается актуальность проведения исследований газодинамических процессов в подобных устройствах с помощью численного моделирования.

В работе [16] приведены данные численного моделирования течения в тракте профилированной ГДТ для РД со степенью расширения сопла 100, работающего на топливной паре $\text{H}_2 + \text{O}_2$. В работе [8] расчеты проводились как в стационарной, так и нестационарной постановках; однако не указывается на отличия в полученных результатах по давлению запуска (под давлением запуска подразумевается отношение полного давления в камере сгорания (КС) РД к давлению на выходе тракта ГДТ, при котором происходит переход к запущенному течению). Связано это может быть с выбранной для анализа геометрией проточного тракта ГДТ и сопла, нечувствительной к начальному процессу формирования течения во входной области.

В данной работе рассмотрены особенности переходных процессов в ГДТ при различных законах изменения давления в камере сгорания РД по времени.

При численном моделировании газодинамического процесса запуска ГДТ возникает вопрос корректного построения нестационарного процесса. Время выхода на заданный режим реального РД может занимать до нескольких секунд. Полностью воспроизвести при численном моделировании газодинамический процесс такой длительности практически невозможно даже в осесимметричной постановке. Это связано с особенностью применяемых численных методов, в которых число Куранта—Фридрихса—Леви как безразмерный эквивалент физического шага по времени должно быть порядка единицы.

Таким образом, при размерах ячеек сетки 1...10 мм и скоростях волн сжатия с учетом переносной скорости самого потока примерно 3000...5000 м/с значения физического шага по времени могут составлять от 10^{-7} до 10^{-5} с. Для воспроизведения полной циклограммы запуска РД и ГДТ может потребоваться до десятков миллионов шагов, что неприемлемо при практическом выборе конфигурации проточного тракта даже с использованием высокопроизводительных кластерных компьютерных комплексов.

Как отмечалось выше, целью использования ГДТ при наземных испытаниях высотных РД является воспроизведение в наземных условиях безотрывного течения продуктов сгорания в соплах, характерного для работы сопла в полете при отсутствии противодавления. В этом случае давление продуктов сгорания в сопле монотонно снижается, а скорость монотонно возрастает, достигая максимума в выходном сечении сопла. При этом в тракте ГДТ, как правило, формируется структура псевдоскачка. Переход к такому течению называется запуском ГДТ. Соответственно течения, которые при запуске РД реализуются в сопле РД и ГДТ до запуска ГДТ, называются «незапущенными». Поскольку при моделировании процесса запуска ГДТ основной задачей является определение возможности и условий перехода к безотрывному течению в сопле РД при его запуске, то для снижения вычислительных затрат реальный градиент повышения давления на входе в сопло при запуске РД при моделировании предлагается заменить ступенчатым повышением давления.

Постановка задачи. Исследования проводились с помощью программ численного моделирования газовой динамики реального газа. Основой численного метода является метод конечных объемов, позволяющий выполнять дискретизацию уравнений движения газа в консервативной форме. В качестве схемы для расчета потоков на границах ячеек использовалась схема AUSM+ [17, 18]. Для учета влияния турбулентных пульсаций на характеристики течения применялась модель Spalart-Allmaras [19], основанная на гипотезе Буссинеска о турбулентной вязкости. Решение проводилось в двумерной постановке с постоянным физическим шагом по времени. Свойства рабочей среды рассчитывались на основе модели равновесной химически реагирующей смеси $H_2 + O_2$ [20]. В качестве расчетной сетки использовалась неструктурированная сетка с преимущественно равносторонними четырехугольными ячейками. Область пограничного слоя дополнительно разрешалась несколькими слоями вытянутых вдоль стенки прямоугольных ячеек таким образом, чтобы параметр y^+ не превышал значение 10. Общий объем сетки составлял 96 тыс. ячеек. На рис. 1 приведен фрагмент расчетной сетки в области критического сечения сопла.

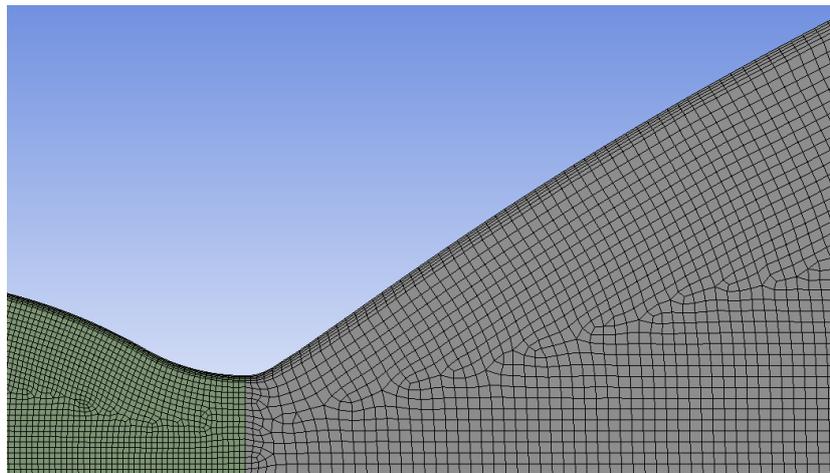


Рис. 1. Фрагмент расчетной сетки в области критического течения сопла

Сверхзвуковые сопла высотных РД имеют, как правило, большие углы раскрытия (особенно в начальном участке), а также большую кривизну в осевом направлении. В данной работе приведены результаты расчетов для модельного сопла высотного РД (рис. 2). Геометрическая степень расширения сопла 160, угол между касательной к профилю и осью сопла на срезе 11° , максимальный угол разворота потока от оси 35° .

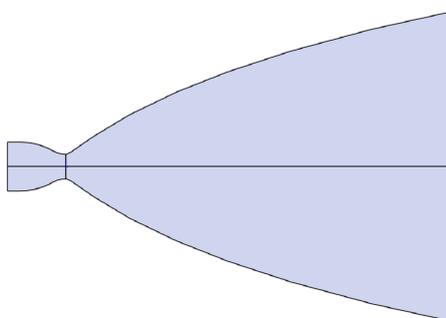


Рис. 2. Геометрия модельного сопла высотного РД

На рис. 3 показана модельная ГДТ в составе с соплом РД. Отношение площади горла ГДТ к площади критического сечения сопла равно 57, полуугол входного конического участка 9° , выходного — 6° , длина горла 10 калибров.

При большой кривизне профиля сопла в осевом направлении в случае незапущенного течения в области входа ГДТ возникают обширные вихревые области. В настоящее время установлено, что возможны две конфигурации незапущенного течения, отличающиеся

положением вихревой области. В первой конфигурации газ течет вблизи оси тракта, а на периферии возникает тороидальная вихревая область (рис. 4). Такую конфигурацию будем называть «приосным» течением.

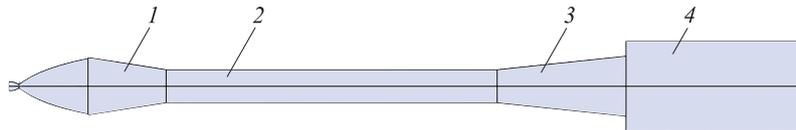


Рис. 3. Модельная газодинамическая труба:
1 — вход; 2 — горло; 3 — выход; 4 — отводной тракт

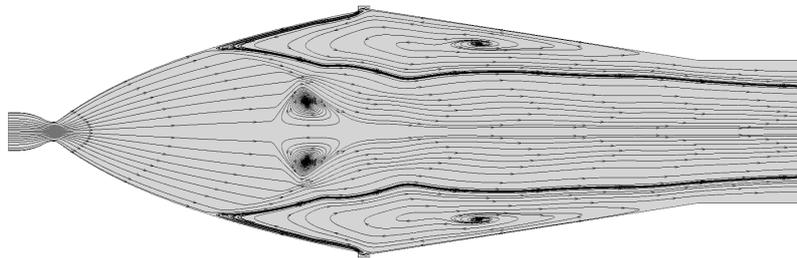


Рис. 4. Линии тока при приосном течении

Во второй конфигурации газ течет вблизи стенок тракта, а вихревая область располагается вблизи оси проточного тракта (рис. 5). Данная конфигурация обладает большим уровнем потерь полного давления по сравнению с приосным течением. В работе [21] для подобной структуры используется термин «нетипичный отрыв», в приведенной работе на основе собственных экспериментальных данных, а также на основе анализа результатов большого числа работ детально изучена структура течения, проанализированы причины устойчивости подобной конфигурации течения, а также приведены зависимости для определения положения отрыва, однако отсутствуют данные о динамике ее образования. Также в работе [21] отмечается, что, несмотря на большое число исследований, посвященных изучению подобных течений, данная область остается недостаточно изученной. Также данная структура потока подробно исследована в работе [22], в которой приведены экспериментальные данные, подтверждающие возможность формирования подобной структуры течения, указано, что существует сочетание внешних и внутренних факторов, приводящих к ее образованию, а также отмечено, что при подобном течении могут возникать значительные механические и тепловые нагрузки, действующие на стенку сопла РД, способные привести к его разрушению. Аналогичные выводы делают авторы работы [23], в которой исследуется подобная структура течения применительно к соплам двигателей SSME и Vulcain.

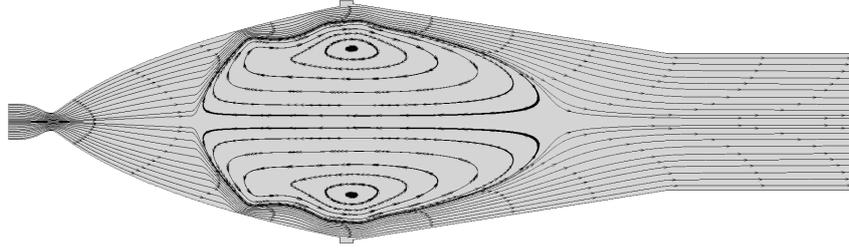


Рис. 5. Линии тока при периферийном течении

При постепенном повышении давления в КС РД сначала реализуется первая конфигурация, затем, при достижении определенного значения давления в КС (p_1), течение перестраивается во вторую конфигурацию. Если после перестройки конфигурации течения начать снижать давление в КС, то до определенного момента будет сохраняться периферийное течение и при достижении определенного значения давления (p_2) течение вновь вернется к первой конфигурации. При повторении цикла повышения и снижения давления процесс перехода от первой ко второй конфигурации и обратно будет повторяться. Таким образом, в этом явлении существует гистерезис (рис. 6).

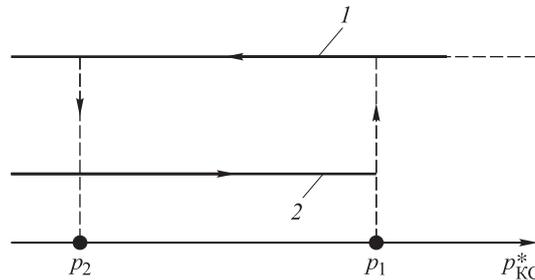


Рис. 6. Петля гистерезиса конфигураций течения:

1, 2 — периферийное и приосное течения; $p_{КС}^*$ — полное давление в КС РД

Переход к периферийному течению реализуется не для всех сопел. Возможность такого перехода зависит от формы сопла и конфигурации входной части ГДТ. Основными факторами, определяющими существование периферийного течения, являются: кривизна профиля сопла в осевом направлении; угол между касательной к профилю сопла в выходном сечении и осью сопла; диаметр входного сечения ГДТ; угол входного конуса ГДТ.

В работе [24] — одной из первых работ, посвященных феномену гистерезиса конфигураций течения в сопле РД, приведены результаты численного моделирования истечения газа из сопла РД в затопленное пространство, а также выполнено сравнение с экспериментальными данными. В качестве объекта исследований использована

уменьшенная в 16 раз модель сопла РД J-2S со степенью расширения 39,6. Из приведенных данных следует, что конфигурация периферийного течения обладает высокой устойчивостью к изменению давления в КС, а сопоставление расчетных значений коэффициента тяги РД с экспериментальными данными показывает хорошее качественное и количественное соответствие. В работе [25] с помощью численного моделирования определены границы перехода от приосного течения к периферийному и обратно при истечении продуктов сгорания из сопла РД в неограниченное затопленное пространство, а также приведены результаты сравнения с экспериментальными данными. Однако ни в одной из приведенных выше работ не рассматривается динамика переходного процесса.

Результаты численного моделирования. Численное моделирование, являющееся основой данной работы, выполнялось в несколько этапов. Результаты, полученные на первом этапе моделирования, представлены на рис. 7. В качестве начальных полей были заданы нулевая скорость и давление 1 бар, такое же давление принято на выходе расчетной области. Давление на входе задавалось ступенчато с экспоненциальным ростом в соответствии с диаграммой, приведенной на рис. 8. Длительность ступеней выбирали таким образом, чтобы успевало установиться течение в КС и дозвуковой (сужающейся) части сопла РД. В качестве критерия стабилизации течения использовали изменение расхода продуктов сгорания в критическом сечении (см. рис. 8). При этом течение в сверхзвуковой части сопла РД и тракте ГДТ оставалось существенно нестационарным. На последней ступени задавали давление 50 бар. Длительность последней ступени выбирали такой, чтобы полностью установилось стационарное течение в тракте ГДТ. В процессе моделирования получено, что до перехода на последнюю ступень давления в КС (50 бар) в сопле РД реализовывалось приосное течение продуктов сгорания, а после перехода на ступень давления 50 бар произошла перестройка течения на периферийное. Все стадии наблюдавшегося процесса перехода от приосного течения продуктов сгорания в сопле РД к периферийному (см. рис. 7) получены при переходе на последнюю ступень давления в КС.

На втором этапе моделирования, после реализации процесса, полученного на этапе 1, было выполнено еще одно ступенчатое повышение давления в КС до уровня 70 бар. По результатам моделирования получена картина течения при давлении в КС РД 70 бар (рис. 9). По представленному полю чисел Маха видно, что в данном случае в выходном сечении горлового участка ГДТ имеется область со сверхзвуковым режимом течения. Если пренебречь влиянием числа Рейнольдса, это означает, что течение продуктов сгорания в сопле РД и ГДТ до этого сечения не будет изменять свою структуру при даль-

нейшем повышении давления в КС. Это явление часто называют «запираем» ГДТ. Очевидно, что при реализации в ходе запуска РД, описанного выше темпа повышения давления в КС, ГДТ данной конфигурации оказывается неработоспособной.

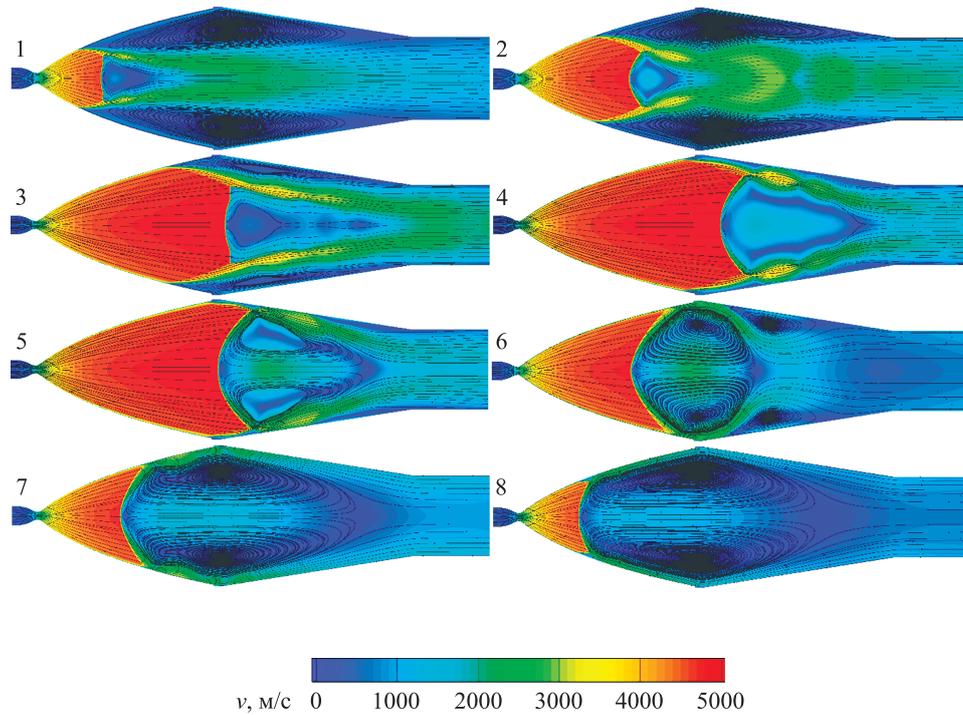


Рис. 7. Стадии (1–8) перехода от приосного течения к периферийному. Приведены поля модуля скорости и линии тока. Давление в КС РД 50 бар, давление на выходе расчетной области 1 бар

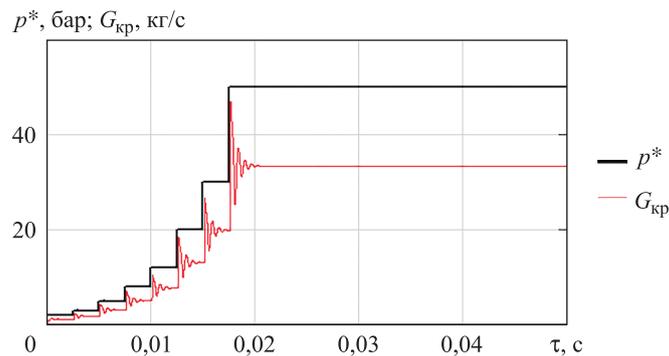


Рис. 8. Изменения давления в КС РД (p^*) и расхода в критическом сечении сопла РД ($G_{кр}$) на первом этапе моделирования

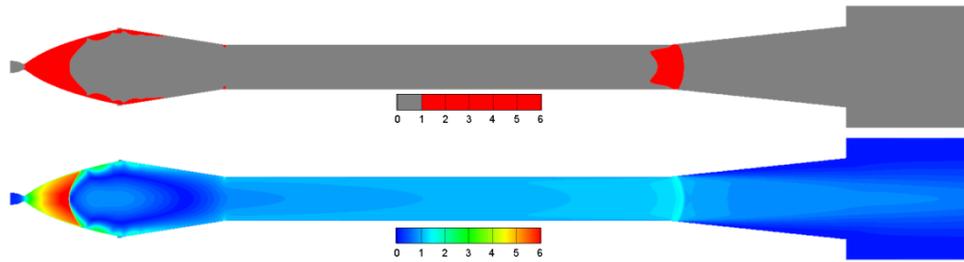


Рис. 9. Поля чисел Маха запертого течения при давлении в КС РД 70 бар

Аналогичная картина перехода от приосного к периферийному течению наблюдается и при плавном повышении давления, которое было реализовано на третьем этапе моделирования. Полученные в результате моделирования графики изменения давления в КС РД и расходы в трех сечениях проточного тракта показаны на рис. 10. Скорость повышения давления составляла 100 бар/с. Выбранная скорость повышения давления в КС обеспечивает квазистационарное течение в тракте ГДТ, что видно по представленным графикам изменения расходов в различных сечениях сопла РД и ГДТ. Расходы в горловых сечениях ГДТ практически не отличаются от расхода через критическое сечение сопла РД. Внезапное перестроение течения происходит примерно через 0,51 с после начала повышения давления при достижении значения 50 бар, что отражается на графиках расхода через начальное и конечное горловые сечения ГДТ. Стадии переходного процесса аналогичны стадиям, приведенным на рис. 7, а конечное состояние полностью совпадает с приведенным на рис. 9.

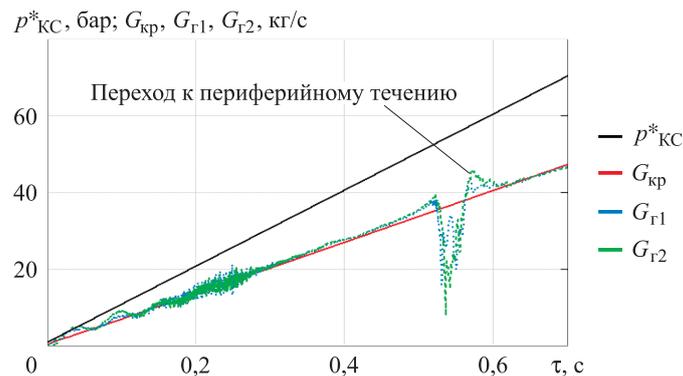


Рис. 10. Графики изменения давления в КС РД (p^*) и расходов в трех сечениях проточного тракта: в критическом сечении сопла ($G_{кр}$), во входном ($G_{г1}$) и выходном ($G_{г2}$) сечениях горлового участка ГДТ

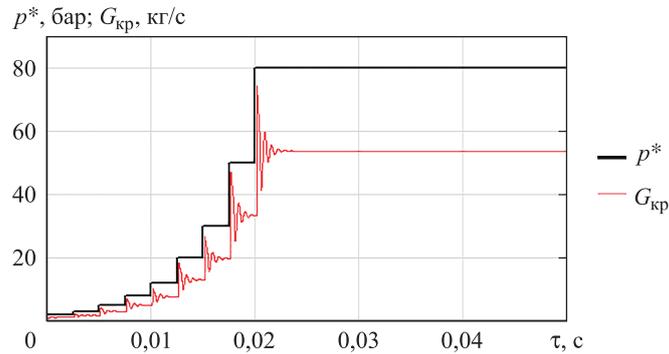


Рис. 11. Изменения давления в КС РД (p^*) и расхода в критическом сечении сопла ($G_{кр}$) на втором этапе моделирования

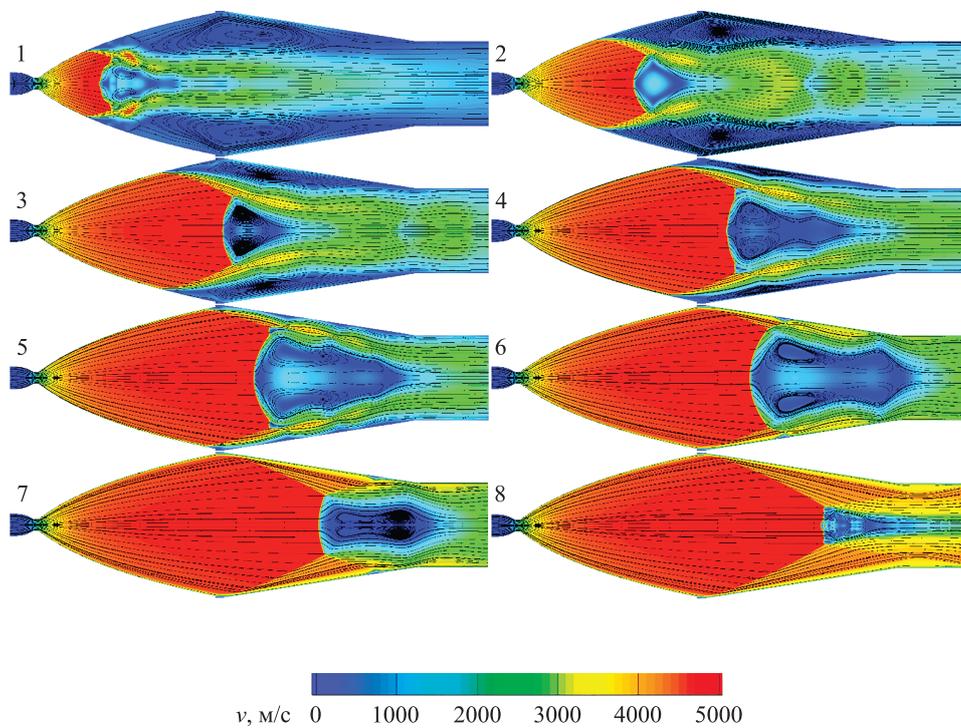


Рис. 12. Стадии (1–8) перехода от приосного течения к безотрывному в сопле РД при запуске ГДТ. Приведены поля модуля скорости и линии тока. Давление в КС РД 80 бар, давление на выходе расчетной области 1 бар

Иная ситуация возникает, если ступенчатое повышение давления продлить на один шаг и зафиксировать при значении 80 бар (рис. 11). В этом случае после перехода на конечную ступень давления 80 бар повторяется начальная фаза перехода к периферийному течению, однако затем поток продолжает расширяться и происходит запуск ГДТ. На рис. 12 показаны стадии процесса перехода к запущенному состо-

янию, на рис. 13 — конечное состояние течения после запуска ГДТ при давлении в КС РД 80 бар. Реализованное в этом случае безотрывное течение в сопле РД является устойчивым и сохраняет свою структуру при снижении давления в КС РД до 36 бар (рис. 14).

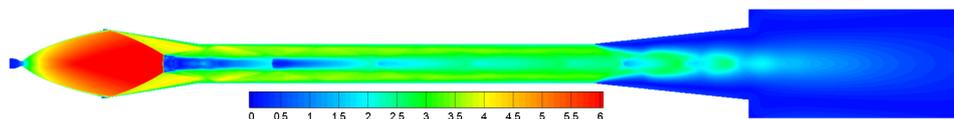


Рис. 13. Поле чисел Маха в тракте после запуска ГДТ при давлении в КС РД 80 бар

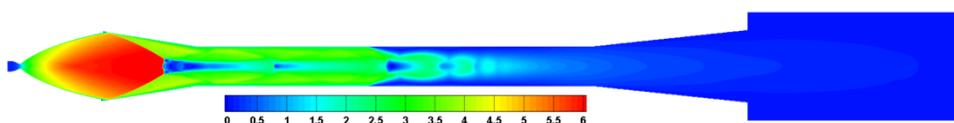


Рис. 14. Поле чисел Маха в тракте запущенной ГДТ при давлении в КС РД 36 бар

Такой запуск ГДТ можно назвать «ударным», поскольку скорость нарастания давления в КС РД крайне велика, в данном случае общее время процесса, т. е. повышения давления от 1 до 80 бар, занимало 20 мс. Данный процесс не является характерным для реальных РД, когда выход на режим исчисляется секундами.

Заключение. Таким образом, при моделировании нестационарного процесса запуска ГДТ, а также численном определении возможности запуска ГДТ и давления в КС, необходимого для запуска ГДТ при наземных испытаниях высотных РД с высокой степенью кривизны профиля в осевом направлении, принципиальное значение имеет скорость повышения давления в КС РД. В некоторых случаях повышение давления с большим градиентом приводит к запуску ГДТ, т. е. происходит так называемый ударный запуск ГДТ, в то время как при достаточно медленном повышении давления запуск ГДТ не происходит при сколь угодно высоких значениях давления в камере сгорания. В этом случае оценку работоспособности выбранной конфигурации проточного тракта следует выполнять с учетом реального градиента повышения давления в КС, характерного для данного РД.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Бережной В.Н. Обеспечение стендовой отработки ЖРД с соплами больших степеней расширения. *Тезисы докладов 14-й Международной конференции «Авиация и космонавтика — 2015»*. Москва, МАИ, 2015, с. 99–101.
- [2] Pempie P., Vernin H. Liquid Rocket Engine Test Plan Comparison. *37th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2001, p. 3256.
- [3] Bullock J.R., Popp M., Santiago J. *Program Status of the Pratt & Whitney RL60 Engine*. Pratt & Whitney Space Propulsion, 2002.

- [4] Asraff A.K., Muthukumar R., Ramnathan T.J., Balan C.G. Structural analysis of propulsion system components of an indigenous cryogenic rocket engine. *44th Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2008, p. 5120.
- [5] Shankar G.P. *FE Modelling and Analysis of: Carbon-carbon Nozzle Exit Cone for Use in CE-20 Cryogenic Engine and Metal-composite Interface Joints Subjected to Thermo-structural Loads*. Department of Aerospace Engineering Indian Institute of Space Science and Technology, 2016.
- [6] Liu D. et al. Research on the Overall Design of Low Cost Launch Vehicle. *Journal of Aerospace Science and Technology*, 2017, vol. 5 (1), pp. 1–11.
- [7] Negoro N., Ogawara A., Onga T., Manako H., Kurosu A., Yamanishi N., Miyazaki K., Hori S., Okita K., Kumakawa A. Next Booster Engine LE-X in Japan. *Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2007, p. 5490.
- [8] Шишков А.А., Силин Б.М. *Высотные испытания реактивных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1985, 208 с.
- [9] Галеев А.Г. *Основы устройства испытательных стендов для отработки жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок. Руководство для инженеров-испытателей*. Пересвет, Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности, 2010, 178 с.
- [10] Харитонов А.М. *Техника и методы аэрофизического эксперимента. Ч. 1. Аэродинамические трубы и газодинамические установки*. Новосибирск, Изд-во НГТУ, 2005, 220 с.
- [11] Черный Г.Г. *Газовая динамика*. Москва, Наука, 1988, 424 с.
- [12] Гальперин Р.Н., Гуляев Ю.И., Ивашин Ю.С., Нигодюк В.Е., Рыжков В.В., Сулинов А.В. Исследования эффективности применения кормовых диффузоров в вакуумных системах стендов для высотных огневых испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2016, т. 15, № 4, с. 20–32. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-20-32
- [13] Волков Н.Н., Волкова Л.И., Гурина И.Н., Козаев А.Ш. Экспериментальная установка и методика исследования характеристик выхлопного диффузора с центральным телом для отработки ракетных двигателей. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2012, № 4 (89), с. 51–60.
- [14] Sung H.G., Yeom H.W., Yoon S., Kim S.J., Kim J. Investigation of Rocket Exhaust Diffusers for Altitude Simulation. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, vol. 26 (2), pp. 240–247.
- [15] Соколовский М.И., Лапин И.Н., Бондаренко А.С. Экспериментальное исследование имитации высотных условий работы для сопел с высокой степенью расширения. *Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук*, 2015, т. 86, № 1, с. 32–40.
- [16] Manikanda Kumaran R., Sundararajan T. Performance Evaluation of Second-Throat Diffuser for High-Altitude-Test Facility. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, vol. 26 (2), pp. 248–258.
- [17] Liou M.S., Steffen C.J., Jr. A New Flux Splitting Scheme. *Journal of Computational Physics*, 1993, vol. 107 (1), pp. 23–39.
- [18] Liou M.S. A Sequel to AUSM: AUSM+. *Journal of Computational Physics*, 1996, vol. 129, pp. 364–382.
- [19] Spalart P., Allmaras S. A One-equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows. *30th Aerospace sciences meeting and exhibit.*, 1992, p. 439.
- [20] Трусов Б.Г. Программная система TERRA для моделирования фазовых и химических равновесий. *Труды XIV Междунар. конф. по хим. термодинамике*. Санкт-Петербург, 2002, 57 с.

- [21] Пономарев А.А., Пономарев Н.Б. Об отрывных течениях в сверхзвуковых соплах. *Вестник Московского авиационного института*, 2011, т. 18, № 3, с. 55–64.
- [22] Пономарев А.А. *Экспериментальные и расчетные исследования условий появления нетипичного отрыва потока в соплах и потерь удельного импульса тяги из-за неоднородного состава продуктов сгорания*. Дис. ... канд. физ.-мат. наук. Москва, МАИ, 2011.
- [23] Frey M., Hagemann G. Restricted Shock Separation in Rocket Nozzles. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, vol. 16 (3), pp. 478–484.
- [24] Chen C.L., Chakravarthy S.R., Hung C.M. Numerical Investigation of Separated Nozzle Flows. *AIAA Journal*, 1994, vol. 32 (9), pp. 1836–1843.
- [25] Xianzong M., Zhengyin Y. The Transition of Flow Pattern and the Influence of Outflow on Flow Pattern in Volvo-S1 Nozzle. *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2017, p. 5067.

Статья поступила в редакцию 28.11.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Захаров В.С., Гуськов О.В., Бережной В.Н. Возникновение ударного запуска течения в газодинамической трубе, предназначенной для испытаний высотного ракетного двигателя. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 1.
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-1-1841>

Захаров Вячеслав Сергеевич — старший научный сотрудник отдела «Аэрокосмические двигатели» ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова». Область научных интересов: рабочие процессы в прямоточных воздушно-реактивных и ракетных двигателях; методы и средства испытаний реактивных двигателей; численные методы газовой динамики; методы моделирования турбулентных течений и горения; аэродинамика высокоскоростного полета. e-mail: zvs@ciam.ru

Гуськов Олег Вячеславович — канд. физ.-мат. наук, начальник сектора отдела «Аэрокосмические двигатели» ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова». Область научных интересов: газовая динамика, отрывные течения, смешение, горение, течения в каналах, математическое моделирование, магнитная газовая динамика. e-mail: gouskov@ciam.ru

Бережной Владимир Николаевич — заместитель начальника комплекса стендов водородных испытаний Федерального казенного предприятия «Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности». Область научных интересов: методы и средства испытаний реактивных двигателей и двигательных установок, использующих в качестве горючего водород или сжиженный природный газ, а также методы и средства автономных испытаний агрегатов и материалов в среде жидкого водорода или сжиженного природного газа. e-mail: v.berezhnoy@nic-rkp.ru

Appearance of impact starting of the flow in exhaust diffuser used for altitude rocket engine tests

© V.S. Zakharov¹, O.V. Gouskov¹, V. N. Berezhnoy²

¹ Central Institute of Aviation Motors CIAM, Moscow, 111116, Russia

² Federal State Enterprise “The Research and Test Centre of Rocket and Space Industry”,
Peresvet, 141320, Russia

We considered the influence of pressure increasing velocity in combustion chamber of rocket engine on forming and structuring of the flow in exhaust diffuser with round section. This exhaust diffuser is used for imitation of altitude conditions when performing the bench tests. Given phenomenon is typical for nozzles of rocket engines of carrier rocket third stages, upper-stage rockets and orbital transfer vehicles, which have a great divergence ratio (100...500) and big profile curvature in axial direction. Examples of such engines are “Vinci” engine for carrier rocket Ariane 6, RD0146D engine and others, developed at the moment. Investigations are based on flow numerical simulation for compressed viscous gas with variable heat-transfer properties. Spalart—Allmaras one-parameter model is used as turbulence model. AUSM+ scheme is used for calculation of the flows at the borders of computational grid meshes. Thermodynamic properties of working medium are calculated on the base of equilibrium model of chemical reacted mixture of hydrogen and oxygen. We demonstrated the principal difference between flow structure in the nozzle and the duct of exhaust diffuser at abrupt and smooth pressure increase in combustor of rocket engines.

Keywords: exhaust diffuser, rocket engine, high altitude testing, high-altitude rig-testing, transient starting, numerical investigations

REFERENCES

- [1] Berezhnoj V.N. Obespechenie stendovoy otrabotki ZHRD s soplami bolshikh stepeney rasshireniya [Activities in Support of Ground-Based Development Testing of Liquid Rocket Engines (LRE) Incorporating High-Expansion-Ratio Nozzles]. *Tezisy dokladov 14-y Mezhdunarodnoy konferentsii “Aviatsiya i kosmonavtika – 2015”* [Abstracts of the 14th International Conference “Aviation and Cosmonautics – 2015”]. Moscow, 2015, MAI Publ., pp. 99–101.
- [2] Pempie P., Vernin H. Liquid rocket engine test plan comparison. *37th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2001, p. 3256.
- [3] Bullock J.R., Popp M., Santiago J. *Program Status of the Pratt & Whitney RL60 Engine*. Pratt & Whitney Space Propulsion, 2002.
- [4] Asraff A.K., Muthukumar R., Ramnathan T.J., Balan C.G. Structural analysis of propulsion system components of an indigenous cryogenic rocket engine. *44th Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2008, p. 5120.
- [5] Shankar G.P. *FE modelling and analysis of: Carbon-carbon nozzle exit cone for use in CE-20 cryogenic engine and metal-composite interface joints subjected to thermo-structural loads*. Department of Aerospace Engineering Indian Institute of Space Science and Technology, 2016.
- [6] Liu D. et al. *Journal of Aerospace Science and Technology*, 2017, vol. 5 (1), pp. 1–11.
- [7] Negoro N., Ogawara A., Onga T., Manako H., Kurosu A., Yamanishi N., Miyazaki K., Hori S., Okita K., Kumakawa A. Next Booster Engine LE-X in Japan. *Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2007, p. 5490.

- [8] Shishkov A.A., Silin B.M. *Vysotnye ispytaniya reaktivnykh dvigateley* [Jet engine high-altitude tests]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985, 208 p.
- [9] Galeev A.G. *Osnovy ustroystva ispytatelnykh stendov dlya otrabotki zhidkostnykh raketnykh dvigateley i dvigatelnykh ustanovok. Rukovodstvo dlya inzhenerov-ispytateley* [Fundamentals of testing rig design for testing of liquid rocket engines and propelling systems. Guidance for test engineers]. Peresvet, Research and Test Centre of Rocket and Space Industry, 2010, 178 p.
- [10] Kharitonov A.M. *Tekhnika i metody aehrofizicheskogo ehksperimenta. Chast 1. Aerodinamicheskie truby i gazodinamicheskie ustanovki* [Technics and methods of aerophysical experiment. Part 1. Aerodynamic tubes and gas dynamical facilities]. Novosibirsk, NGTU Publ., 2005, 220 p.
- [11] Cherniy G.G. *Gazovaya dinamika* [Gas dynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1988, 424 p.
- [12] Galperin R.N., Gulyaev Yu.I., Ivashin Yu.S., Nigodyuk V.E., Ryzhkov V.V., Sulinov A.V. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aehrokozmoshicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2016, vol. 15, no. 4, pp. 20–32.
DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-20-32
- [13] Volkov N.N., Volkova L.I., Gurina I.N., Kozaev A.S. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Seriya: Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2012, no. 4 (89), pp. 51–60.
- [14] Sung H.G., Yeom H.W., Yoon S., Kim S.J., Kim J. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, vol. 26 (2), pp. 240–247.
- [15] Sokolovskiy M.I., Lapin I.N., Bondarenko A.S. *Izvestiya Rossiyskoy akademii raketnykh i artilleriyskikh nauk (Journal of Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences)*, 2015, vol. 86, no. 1, pp. 32–40.
- [16] Manikanda Kumaran R., Sundararajan T. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, vol. 26 (2), pp. 248–258.
- [17] Liou M.S., Steffen C.J., Jr. *Journal of Computational Physics*, 1993, vol. 107 (1), pp. 23–39.
- [18] Liou M.S. *Journal of Computational Physics*, 1996, vol. 129, pp. 364–382.
- [19] Spalart P., Allmaras S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. *30th Aerospace sciences meeting and exhibit.*, 1992, p. 439.
- [20] Trusov B.G. Programmnaya sistema TERRA dlya modelirovaniya fazovykh i khimicheskikh ravnovesiy [Program system TERRA for simulation of phase and chemical equilibrium]. *Trudy XIV Mezhdunar. konf. po khim. termodinamike* [Proc. of XIV International Conference on Chemical Thermodynamics]. St. Petersburg, 2002, 57 p.
- [21] Ponomarev A.A., Ponomarev N.B. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Aerospace MAI Journal*, 2011, vol. 18, no. 3, pp. 55–64.
- [22] Ponomarev A.A. *Eksperimentalnye i raschetnye issledovaniya usloviy poyavleniya netipichnogo otryva potoka v soplakh i poter udelnogo impulsa tyagi iz-za neodnorodnogo sostava produktov sgoraniya*. Diss. ... kand. fiz.-mat. nauk. [Experimental and numerical researches of nontypical nozzle separation appearance and loss of thrust density impulse as a result of irregular structure of exhaust products. Cand. Phys. and Math. sc. diss.]. Moscow, MAI Publ., 2011.
- [23] Frey M., Hagemann G. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, vol. 16 (3), pp. 478–484.
- [24] Chen C.L., Chakravarthy S.R., Hung C.M. *AIAA Journal*, 1994, vol. 32 (9), pp. 1836–1843.

- [25] Xianzong M., Zhengyin Y. The transition of flow pattern and the influence of outflow on flow pattern in Volvo-S1 nozzle. *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2017, p. 5067.

Zakharov V.S., Senior Research Fellow, Department of Aerospace Engines, Central Institute of Aviation Motors CIAM. Research interests: working processes in direct flow air-jet and rocket engines, methods and devices for jet engines testing, numerical methods of gas dynamics, methods of turbulent flows and combustion simulation, high velocity flight aerodynamics. e-mail: zvs@ciam.ru

Gousskov O.V., Cand. Sc. (Phys.-Math.), Head of Section, Department of Aerospace Engines, Central Institute of Aviation Motors CIAM. Research interests: gas dynamics, separated flows, mixing, burning, flows in the ducts, mathematical modelling, magnet gas dynamics. e-mail: gousskov@ciam.ru

Berezhnoy V.N., Deputy Head of the test facility complex of hydrogen tests, Federal State Enterprise "The Research and Test Center of Rocket and Space Industry". Research interests: methods and means for tests of jet engines and propulsion systems with hydrogen or liquefied natural gas as a fuel, methods and means of autonomous tests of units and materials in liquid hydrogen medium or liquefied natural gas. e-mail: v.berezhnoy@nic-rkp.ru