

ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ПОТЕРИ В ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ КАНАЛЬНОГО ЗАРЯДА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТВЁРДОГО ТОПЛИВА

© 2022

А. Н. Сабирзянов кандидат технических наук, доцент кафедры реактивных двигателей и энергетических установок; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ; ANSabirzyanov@kai.ru

Ч. Б. Хаматнурова аспирант кафедры реактивных двигателей и энергетических установок; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ; Chulpan100@mail.ru

В. В. Кузьмин студент; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ; doom890clo@gmail.com

Современными методами вычислительной гидродинамики проведено исследование течений с массоподводом в осесимметричных каналах твёрдотопливных зарядов ракетных двигателей. Исследования проводились с целью повышения точности прогнозирования внутриваллистических параметров для выполнения инженерных расчётов. Проведён анализ изменения внутриваллистических характеристик в проточной части канального заряда в классической и бесопловой схемах ракетного двигателя твёрдого топлива при различной скорости газоприхода с поверхности горения. Для изобарной камеры сгорания показан характерный профиль скорости по каналу заряда и при наличии внезапного расширения. Показано, что для установившегося косинусоидального профиля продольной скорости после внезапного расширения канала требуется протяжённость более трёх калибров. Для скоростной камеры сгорания проведено сопоставление профиля продольной скорости в зависимости от скорости потока при разных условиях газоприхода и отмечена тенденция влияния скорости потока на характер профиля. Показано, что при числе Маха более 0,5 увеличение газоприхода с поверхности заряда обеспечивает менее наполненный профиль скорости, стремящийся к косинусоидальному. Показаны отличия потерь давления в проточной части канального заряда, рассчитанные в осесимметричном приближении, от потерь, определённых с применением газодинамических функций. Увеличение скорости газоприхода в канале заряда ракетного двигателя твёрдого топлива бесопловой схемы способствует уменьшению потерь давления при числе Маха более 0,8.

Ракетный двигатель твёрдого топлива; канальный заряд; неизэнтропность; газодинамические потери; профиль скорости; вычислительная гидродинамика; моделирование газового потока

Цитирование: Сабирзянов А.Н., Хаматнурова Ч.Б., Кузьмин В.В. Газодинамические потери в проточной части канального заряда ракетного двигателя твёрдого топлива // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 3. С. 47-57. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-3-47-57

Введение

При анализе газодинамических процессов, протекающих в различных технических устройствах и установках, в том числе и в ракетных двигателях твёрдого топлива (РДТТ), численное моделирование является одним из ключевых этапов проектирования энергетических установок. Численное моделирование позволяет исследовать процессы, протекающие в труднодоступных каналах и объёмах, и существенным образом сокращает сроки разработки новых энергетических установок. От корректности численного моделирования напрямую зависят материальные затраты при разработке новых двигателей, сроки их разработки и отработки, улучшение рабочих характеристик РДТТ.

Одной из особенностей расчёта внутрибаллистических параметров РДТТ является постоянный газоприход с поверхности заряда или активного теплозащитного покрытия в течение всего времени работы двигателя, что при моделировании можно рассматривать как вдув продуктов газификации с поверхности проницаемой стенки. На сегодняшний день существует большое количество работ, посвящённых изучению течения в каналах с проницаемыми стенками. Например, значительный интерес отводится изучению структуры потока, тепло- и массопереносу в пограничных слоях течения со вдувом [1 – 4]. Топологические особенности структуры потока в проточной части с различными формами поперечных сечений каналов РДТТ показаны в работе [5]. Результаты экспериментальных исследований характеристик несжимаемого пограничного слоя при пассивном вдуве через мелкоперфорированную поверхность представлены в работе [6].

Расчёт внутрибаллистических параметров в проточной части камеры сгорания (КС) требует знания потерь давления, обусловленных изменением структуры потока в связи с газоприходом с поверхности горения. Перепад давления по длине заряда РДТТ может достигать 15% [7]. Оценить потери давления в проточной части осесимметричного канала для адиабатного неизэнтропного потока с подводом массы можно с помощью газодинамических функций [8]. Такой подход является общепринятым. Информации относительно газодинамических потерь в проточной части канального заряда РДТТ недостаточно. В основном работы сводятся к оценке потерь в предсопловом объёме или в газоходе [9], а также к модельным физическим экспериментам, условия проведения которых далеки от реальных особенностей течения в каналах заряда.

Несмотря на то, что в практике инженерных расчётов успешно применяются и совершенствуются современные методы вычислительной гидродинамики [10], оценка внутрибаллистических характеристик РДТТ в одномерной постановке остаётся актуальной, позволяющей сэкономить временной ресурс на этапе эскизного проектирования. В связи с этим возникает вопрос о корректности определения потерь, связанных с поворотом потока продуктов газификации с поверхности заряда и их смешением с основным потоком при различных внутрикамерных параметрах. В этом аспекте целесообразно рассмотреть погрешности определения газодинамических потерь по длине заряда по сравнению с одномерным приближением и изменения профиля скорости по длине канала.

Объект и модель исследования

В данной работе проводился анализ структуры течения и изменения внутрибаллистических параметров в проточной части РДТТ с использованием современных методов вычислительной гидродинамики. В качестве объекта исследования выступала проточная часть трубчатого заряда в классической и бессопловой схемах РДТТ (рис. 1).

Расчётная схема помимо КС и сопла включала дополнительный объём для моделирования истечения струи в свободное пространство, что исключало необходимость определения граничных условий на выходе из сопла. В расчётных схемах через поверхность заряда твёрдого топлива задавался газоприход рабочего тела. Для изобарных камер (рис. 1, а, б) заряд забронирован по торцам. В скоростной КС (рис. 1, в) заряд занимает всю её длину. В изобарных КС стенки днищ и сопла гладкие с условиями прилипания и непротекания рабочего тела. Для скоростной КС непроницаемой стенкой являлось переднее днище. Для определения влияния внезапного расширения проточной части канального заряда в изобарных КС на изменение структуры потока рассматривалось несколько схем расчёта с разными степенями расширения поперечного сечения (рис. 1, б).

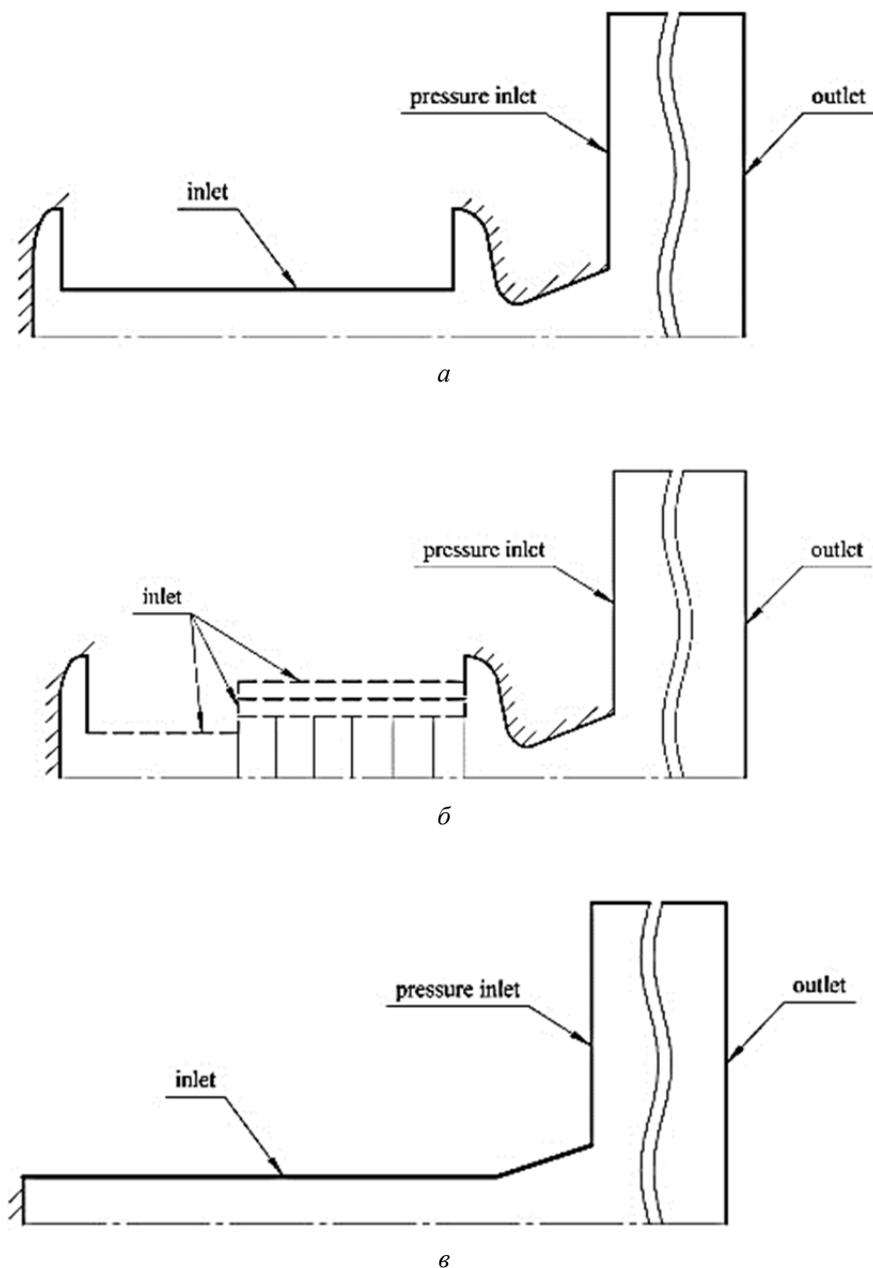


Рис. 1. Расчётные схемы модельных исследований

При невысокой скорости горения можно рассматривать квазистационарное приближение, при котором поверхность заряда неподвижна. Данное допущение определяет корректность сравнения результатов моделирования с данными, полученными на основе газодинамических функций [8], что характерно при одномерном приближении.

Дискретная модель рассматриваемых расчётных схем представляла собой структурированную сетку. Сеточная независимость решения определялась с использованием сеток с размером ячейки 3 мм, 1 мм, 0,5 мм и 0,05 мм. Наиболее близкие между собой результаты показали сетки с размером ячейки 0,5 и 0,05 мм. Для сокращения расчётного времени было принято решение использовать сетки с размером ячейки 0,5 мм.

Исследования проведены средствами программного продукта ANSYS Fluent в адиабатной постановке квазистационарного осесимметричного приближения. Использовался подход, основанный на решении осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, для замыкания которых применялись модели турбулентности SST $k-\omega$,

Transition SST с типовым набором модельных констант и уравнения состояния идеального газа.

В качестве рабочего тела рассматривался воздух. На входе в КС (inlet – поверхность горения) задавался газоприход с температурой рабочего тела 3000 К. На выходе (outlet) задавалось условие постоянства давления в поперечном сечении. Расчёты проводились относительно опорного давления, соответствующего атмосферному. Граничное условие pressure inlet (рис. 1) учитывало подмешивание воздуха к продуктам истечения на срезе сопла.

Газоприход задавался через скорость горения в зависимости от текущего давления в рассматриваемом сечении заряда:

$$u = u_0 \varepsilon \bar{p}^\nu, \quad (1)$$

где u_0 – начальная скорость горения гипотетического топлива; ε – эрозийная составляющая скорости горения, выраженная через обобщённую аппроксимационную зависимость по данным [11]; ν – показатель степени в законе горения; \bar{p} – приведённое давление.

При расчётах внутрикамерных процессов в изобарных камерах принято считать, что профиль скорости в канале имеет косинусоидальный характер [1; 12] и описывается уравнением Эйлера [13]:

$$v_x = \pi \frac{x}{R} V_0 \cos\left(\frac{\pi r^2}{2R^2}\right), \quad (2)$$

где x – продольная координата сечения от входа в канал; V_0 – среднерасходная скорость в сечении x_0 ; R – полный радиус канала; r – текущий радиус канала.

Косинусоидальное распределение продольной скорости хорошо воспроизводит реальные течения в цилиндрических каналах со вдувом и является эталоном для канальных течений в РДТТ [1].

Результаты моделирования

Результаты моделирования показали, что косинусоидальное распределение продольной составляющей скорости устанавливается практически сразу на входе в канал с бронированным передним торцом заряда. В свою очередь, профиль абсолютной скорости приобретает косинусоидальный характер, описанный уравнением Эйлера (2), только на расстоянии двух калибров от входа в канал. Сопоставление расчётного профиля абсолютной скорости в различных сечениях изобарной КС (рис. 1, а) с точным решением для невязкого течения в цилиндрических каналах неограниченной длины представлено на рис. 2, где в качестве характерного размера выступал диаметр канала. С изменением скорости газоприхода за счёт увеличения начальной скорости горения, показателя степени в законе горения (1) получены практически одинаковые результаты распределения профилей скорости по длине канала заряда. Это позволяет говорить, что тенденция развития косинусоидального профиля скорости в изобарной КС на протяжении двух калибров справедлива для любых скоростей горения.

Моделирование с использованием моделей турбулентности SST $k-\omega$ и Transition SST показало практически одинаковые результаты, расхождение между которыми составляло менее 1%.

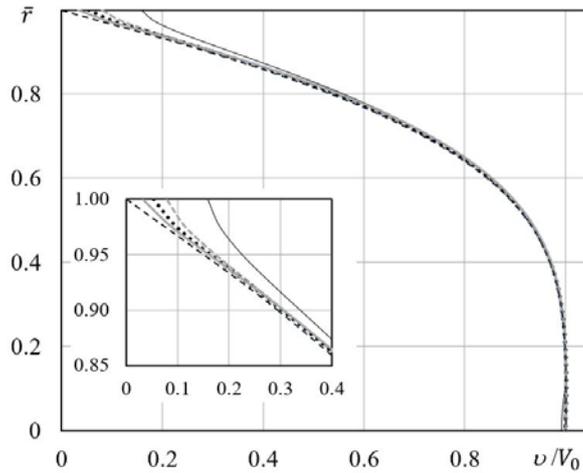


Рис. 2. Профиль абсолютной скорости:
 - - - - - распределение (2); — — — — — результаты моделирования при $x/D=1$;
 - · - · - $x/D=2$; ······ $x/D=3$; — — — — — $x/D=4$

В современных РДТТ применяются самые разнообразные заряды, имеющие сложную форму внутреннего канала. При внезапном увеличении площади проходного сечения канала струя, выходящая из узкой части канала, первоначально не заполняет всего поперечного сечения канала, а растекается постепенно. В углах образуется застойная зона, причём давление на торцевой поверхности почти равно статическому давлению на выходе из канала [14]. На рис. 3 показаны приведённые профили продольной составляющей скорости после внезапного расширения канала на разном удалении после него (в качестве характерного размера использовался диаметр канала после внезапного расширения) и для разной степени расширения F_0/F_2 , где F_0 – площадь канала до внезапного расширения; F_2 – площадь канала после внезапного расширения. На рис. 4 представлены отклонения расчётного приведённого профиля продольной скорости от косинусоидального $\Delta v_x = (v_s - v_x)/v_s \cdot 100\%$, где v_s – эталонный косинусоидальный профиль.

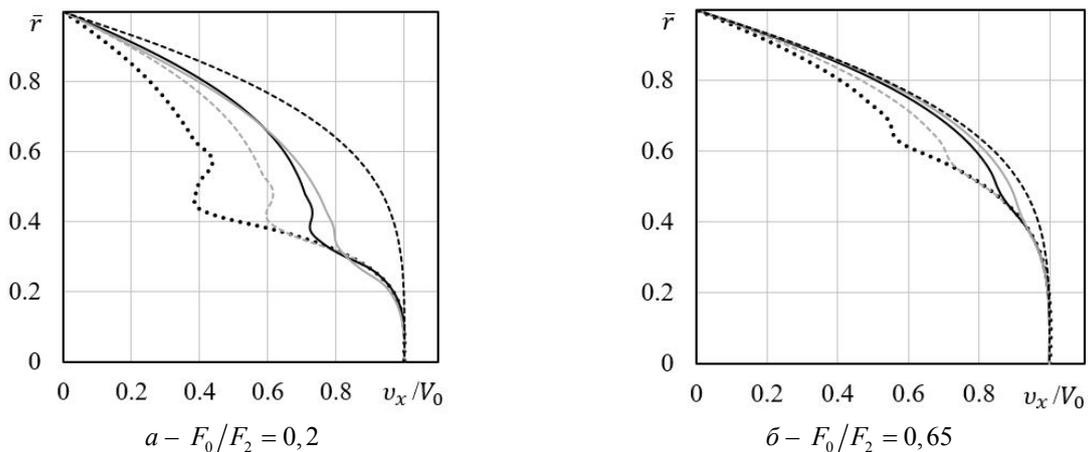


Рис. 3. Профиль продольной скорости при внезапном расширении канала заряда:
 ······ – результаты моделирования при $x/D=0,5$;
 - · - · - $x/D=1$; — — — — — $x/D=2$; — — — — — $x/D=3$

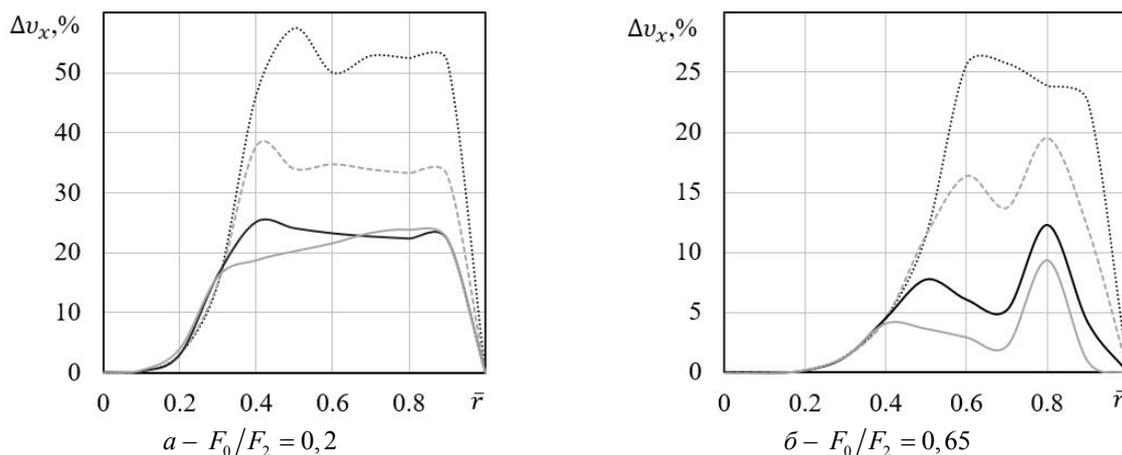


Рис. 4. Отклонения расчётного профиля продольной скорости от косинусоидального:
 – результаты моделирования при $x/D = 0,5$;
 ----- $x/D = 1$; — $x/D = 2$; — $x/D = 3$

Показано, что профиль продольной скорости при небольшой степени расширения канала не устанавливается даже на расстоянии трёх калибров после внезапного расширения. Следует полагать, что для большинства РДТТ, имеющих аналогичные канальные заряды с внезапным расширением, профиль продольной скорости на входе в предсопловой объём не будет соответствовать установившемуся косинусоидальному.

Бессопловая схема РДТТ (см. рис. 1, в) представляет собой предельный случай скоростных КС, для которых справедливо соотношение $\bar{F} = F/F_m \leq 4$ [15], где F – площадь поперечного сечения КС; F_m – площадь минимального сечения.

Изменение приведённого профиля продольной скорости по каналу заряда скоростной КС приведено на рис. 5. Профили скорости представлены для сечений на разных расстояниях от переднего днища для значений скорости, приведённой к скорости звука. Показано, что до значения числа Маха $M = 0,3$ профиль имеет косинусоидальный характер, а далее с увеличением M становится более наполненным. Видно, что при $M > 0,5$ увеличение газоприхода с поверхности заряда способствует получению профиля, который становится менее наполненным и стремится к косинусоидальному. Данные результаты полностью соответствуют выводам [1]. Можно отметить, что при $M < 0,3$ на профиль продольной скорости не влияет интенсивность газоприхода.

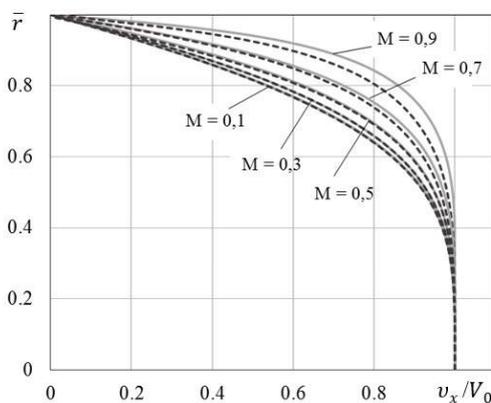


Рис. 5. Профиль продольной скорости в заряде бессоплового РДТТ:
 — $u = 0,03\bar{p}^v$; ----- $u = 0,1\bar{p}^v$

Потери давления в канале заряда скоростной КС, полученные в осесимметричном приближении, сравнивались с потерями, рассчитанными с использованием газодинамической функции для адиабатного неизэнтропного потока с подводом массы [8] и в одномерном приближении, полученные при совместном решении уравнений сохранения массы, импульса и энергии. На рис. 6 показано распределение потерь давления по проточной части канала $\tilde{\pi}_0(M) = p^*(M)/p_I^*$, где $p^*(M)$ – давление заторможенного потока в сечении с приведённой скоростью M ; p_I^* – давление заторможенного потока на входе в канал. Потери давления, определённые через газодинамические функции и при одномерном приближении, одинаковые. Показано, что при осесимметричном моделировании потери давления меньше. Можно отметить, что при постоянном газоприходе по всей длине канала перепад давлений получается весьма близким к значениям, рассчитанным при газоприходе в зависимости от давления в рассматриваемом сечении. Установлено, что интенсивность массоприхода не влияет на потери давления для классического изобарного РДТТ. Существенное влияние скорости газоприхода с поверхности горения заряда на газодинамические потери наблюдается при $M > 0,8$.

Одномерное приближение и газодинамические функции не учитывают поворот потока с поверхности заряда и смешение продуктов газификации с основным потоком, но потери давления в этом случае выше. Обусловлено это тем, что в осесимметричном приближении основной разгон подводимой массы реализуется в пристеночных слоях, а в ядре потока на это тратится меньше энергии. Для одномерного приближения разгон осуществляется равномерно для всей подводимой массы.

Погрешность определения потерь давления заторможенного потока $\Delta p_x = (p_{рас}^* - p_{ГДФ}^*) / p_{ГДФ}^* \cdot 100\%$ отображена на рис. 7, где $p_{рас}^*$ и $p_{ГДФ}^*$ – давление заторможенного потока, рассчитанное в осесимметричном приближении и по газодинамическим функциям [8] соответственно.

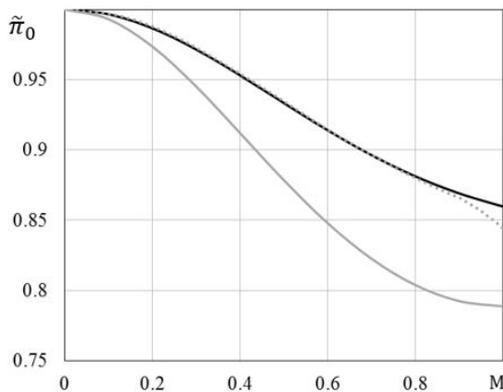


Рис. 6. Потери давления заторможенного потока в проточной части заряда скоростной КС:
 — данные по газодинамическим функциям [8];
 — $u = 0,03\bar{p}^v$; $u = 0,1\bar{p}^v$

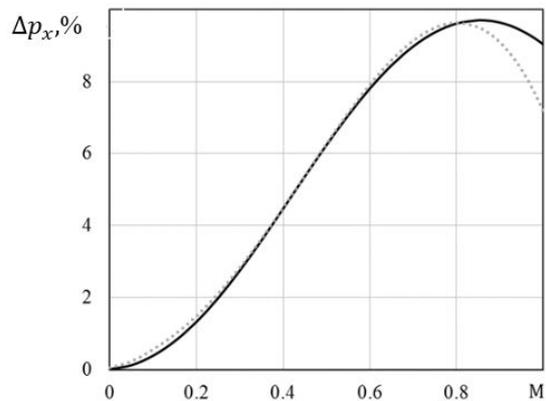


Рис. 7. Погрешность определения потерь давления заторможенного потока:
 — $u = 0,03\bar{p}^v$; $u = 0,1\bar{p}^v$

Для оценки потерь давления по каналу заряда в адиабатной КС РДТТ (см. рис. 1, а), обусловленных разворотом вдуваемого продуктов газификации с поверхности заряда и их смешением с основным потоком, по сравнению с потерями на трение проводилось моделирование, когда аналогичный массоприход задавался с переднего днища, а цилиндрическая поверхность заряда рассматривалась как непроница-

мая стенка. Установлено, что при $M = 0,3$ отношение полных давлений составляет 0,963, т.е. потери на трение больше, чем потери на разворот и смещение. Обусловлено это тем, что скорость на проницаемой стенке имеет начальное значение и отсутствует ламинарный вязкий подслои.

Заключение

В изобарных КС при забронированном переднем торце заряда профиль продольной скорости практически сразу имеет косинусоидальный характер, а профиль абсолютной скорости приобретает его только на расстоянии двух калибров. В изобарных камерах с изменением скорости газоприхода за счёт увеличения начальной скорости горения, показателя степени в законе горения прогнозируются идентичные результаты распределения профиля скорости по длине канала заряда.

После внезапного увеличения площади проходного сечения заряда в изобарных КС РДТТ профиль продольной скорости при небольшой степени расширения не устанавливается даже на расстоянии трёх калибров.

В скоростных камерах сгорания чётко прослеживается тенденция влияния скорости потока на характер профиля. Показана граница числа Маха, при значении которого с увеличением интенсивности вдува продуктов газификации профиль продольной скорости становится менее наполненным и стремится к косинусоидальному.

Потери давления в канале заряда РДТТ, рассчитанные в осесимметричном приближении, существенно меньше потерь, определённых с применением газодинамических функций. Показано, что потери на разворот и смещение продуктов газификации с поверхности заряда с основным потоком меньше потерь на трение. Увеличение скорости газоприхода на выходе канала РДТТ бесплодной схемы способствует уменьшению потерь давления.

Библиографический список

1. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Моделирование крупных вихрей в расчётах турбулентных течений. М.: Физматлит, 2008. 364 с.
2. Волчков Э.П., Терехов В.И., Терехов В.В. Структура течения, тепло- и массоперенос в пограничных слоях со вдувом химически реагирующих веществ // Физика горения и взрыва. 2004. Т. 40, № 1. С. 3-20.
3. Леонтьев А.И., Лущик В.Г., Якубенко А.Е. Особенности теплообмена в области газовой завесы при вдуве инородного газа // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2010. № 4. С. 51-58.
4. Леонтьев А.И., Лущик В.Г., Макарова М.С. Особенности теплообмена на проницаемой поверхности в потоке сжимаемого газа // Доклады Академии наук. 2018. Т. 482, № 1. С. 38-41. DOI: 10.31857/S086956520003131-7
5. Бендерский Б.Я., Чернова А.А. Формирование вихревых структур в каналах с массоподводом и их взаимодействие с поверхностями в РДТТ // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т. 22, № 2. С. 195-200.
6. Корнилов В.И., Бойко А.В. Экспериментальное моделирование вдува воздуха в турбулентный пограничный слой при помощи внешнего напорного потока // Журнал технической физики. 2016. Т. 86, № 10. С. 38-46.
7. Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твёрдого топлива: учеб. для машиностроительных вузов. М.: Машиностроение, 1987. 328 с.

8. Иров Ю.Д., Кейль Э.В., Маслов Б.Н., Павлухин Ю.А., Породенко В.В., Степанов Е.А. Газодинамические функции. Пятизначные таблицы для адиабатического изэнтропического потока и адиабатического неизэнтропического потока с подводом массы. М.: Машиностроение, 1965. 398 с.

9. Карелин В.А., Мелешко В.Ю., Шустачинский В.С., Атаманюк В.М. Оценка гидравлических потерь в газоходе при сжигании твердотопливных зарядов // Химическая физика и мезоскопия. 2005. Т. 7, № 3. С. 319-327.

10. Милёхин Ю.М., Гусев С.А., Эйхенвальд В.Н., Гордиенко Н.П. Совершенствование метода прогнозирования внутрибаллистических параметров РДТТ // Восьмая Всероссийская конференция «Внутрикамерные процессы и горение в установках на твёрдом топливе и ствольных системах (ICOS'2014)» (24-26 сентября 2014 г., Москва). Ижевск: Институт механики Уральского отделения РАН, 2014. С. 237-239.

11. Александров В.Н., Быцкевич В.М., Верхоломов В.М., Граменицкий М.Д., Дулепов Н.П., Скибин В.А., Суриков Е.В., Хилькевич В.Я., Яновский Л.С. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твёрдых топливах (Основы теории и расчёта). М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. 343 с.

12. Липанов А.М., Бобрышев В.П., Алиев А.В., Спиридонов Ф.Ф., Лисица В.Д. Численный эксперимент в теории РДТТ. Екатеринбург: УИФ «Наука», 1994. 300 с.

13. Савельев С.К., Емельянов В.Н., Бендерский Б.Я. Экспериментальные методы исследования газодинамики РДТТ. СПб: Недра, 2007. 267 с.

14. Шишков А.А. Газодинамика пороховых ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1974. 156 с.

15. Дорофеев А.А. Основы теории тепловых ракетных двигателей (Общая теория ракетных двигателей). М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999. 415 с.

GAS-DYNAMIC LOSSES IN THE FLOW PART OF THE CHANNEL CHARGE OF A SOLID-PROPELLANT ROCKET ENGINE

© 2022

A. N. Sabirzyanov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Jet Engines and Power Plants; Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, Kazan, Russian Federation; ANSabirzyanov@kai.ru

Ch. B. Khamatnurova Postgraduate Student of the Department of Jet Engines and Power Plants; Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, Kazan, Russian Federation; Chulpan100@mail.ru

V. V. Kuzmin Undergraduate Student; Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, Kazan, Russian Federation; doom890clo@gmail.com

Modern methods of computational fluid dynamics have been used to study flows with mass supply in axisymmetric channels of solid-propellant rocket motor charges. The studies were carried out with the aim of increasing the accuracy of predicting the intraballistic parameters for performing engineering calculations. The analysis of changes in intraballistic characteristics in the flow part of the channel charge in the classical and nozzleless solid propellant rocket motors is carried out for different rates of mass supply from the combustion surface. For an isobaric combustion chamber, a characteristic velocity profile is shown along a tubular charge path and a charge with sudden expansion. It is shown that for a steady cosine profile of axial velocity after sudden expansion of the channel, a length of more

than three gauges is required. For a high-speed combustion chamber, a comparison of the axial velocity profile is carried out depending on the flow velocity under different conditions of mass supply. The tendency of the influence of flow velocity on the character of the profile is noted. It is shown that at a Mach number over 0.5, an increase in the mass flow rate from the combustion surface provides a less filled velocity profile tending to cosine. The differences between the pressure losses in the flow passage of the channel charge, calculated in the axisymmetric approximation, and the losses determined using gas-dynamic functions, are shown. An increase of the mass flow rate in the charge channel of a nozzleless solid-propellant rocket motor leads to a decrease in pressure losses at Mach number over 0.8.

Solid-propellant rocket motor; channel charge; non-isentropy; gas-dynamic losses; velocity profile; computational fluid dynamics; gas flow simulation

Citation: Sabirzyanov A.N., Khamaturova Ch.B., Kuzmin V.V. Gas-dynamic losses in the flow part of the channel charge of a solid-propellant rocket engine. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 3. P. 47-57. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-3-47-57

References

1. Volkov K.N., Emel'yanov V.N. *Modelirovanie krupnykh vikhrey v raschetakh turbulentnykh techeniy* [Large eddy simulation in calculations of turbulent flows]. Moscow: Fizmatlit Publ., 2011. 364 p.
2. Volchkov E.P., Terekhov V.I., Terekhov V.V. Flow structure and heat and mass transfer in boundary layers with injection of chemically reacting substances (review). *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 2004. V. 40, Iss. 1. P. 1-16. DOI: 10.1023/B:CESW.0000013663.27112.ab
3. Leont'yev A.I., Lushchik V.G., Yakubenko A.E. Distinctive features of heat transfer in the region of a gas curtain formed on injection of extraneous gas. *Fluid Dynamics*. 2010. V. 45, Iss. 4. P. 559-565. DOI: 10.1134/S0015462810040058
4. Leont'ev A.I., Lushchik V.G., Makarova M.S. Features of heat transfer on a permeable surface in a compressible-gas flow. *Doklady Physics*. 2018. T. 63, Iss. 9. P. 374-374. DOI: 10.1134/S1028335818090033
5. Benderskiy B.Y., Chernova A.A. Formation of vortex structures in channels with mass injection and their interaction with surfaces in solid-fuel rocket engines. *Thermophysics and Aeromechanics*. 2015. V. 22, Iss. 2. P. 185-190. DOI: 10.1134/S0869864315020055
6. Kornilov V.I., Boiko A.V. Experimental modeling of air blowing into a turbulent boundary layer using an external pressure flow. *Technical Physics*. 2016. V. 61, Iss. 10. P. 1480-1488. DOI: 10.1134/S1063784216100170
7. Fakhrutdinov I.Kh., Kotel'nikov A.V. *Konstruksiya i proektirovanie raketnykh dvigateley tverdogo topliva: ucheb. dlya mashinostroitel'nykh vuzov* [Construction and design of solid-propellant rocket engines. Textbook for mechanical engineering higher schools]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1987. 328 p.
8. Irov Yu.D., Keyl' E.V., Maslov B.N., Pavlukhin Yu.A., Porodenko V.V., Stepanov E.A. *Gazodinamicheskie funktsii. Pyatiznachnye tablitsy dlya adiabaticheskogo izentropicheskogo potoka i adiabaticheskogo neizentropicheskogo potoka s podvodom massy* [Five-digit tables for adiabatic isentropic flow and adiabatic non-isentropic flow with mass supply]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1965. 398 p.
9. Karelin V.A., Meleshko V.Yu., Shustachinskiy V.S., Atamanyuk V.M. Evaluation of hydraulic losses in the gas duct during combustion of solid-propellant charges. *Chemical Physics and Mesoscopy*. 2005. V. 7, no. 3. P. 319-327. (In Russ.)
10. Milekhin Yu.M., Gusev S.A., Eykhenval'd V.N., Gordienko N.P. Sovershenstvovanie metoda prognozirovaniya vnutribalisticheskikh parametrov RDTT. *Vos'maya Vserossiyskaya konferentsiya «Vnutrikamernye Protsessy i Goreníe v Ustanovkakh*

na Tverdom Toplive i Stvol'nykh Sistemakh (ICOC'2014)"» (September, 24-26, 2014, Moscow). Izhevsk: Institute of Mechanics UB RAS Publ., 2014. P. 237-239. (In Russ.)

11. Aleksandrov V.N., Bytskevich V.M., Verkholomov V.M., Gramenitskiy M.D., Dulepov N.P., Skibin V.A., Surikov E.V., Khil'kevich V.Ya., Yanovskiy L.S. *Integral'nye pryamotochnye vozdushno-reaktivnye dvigateli na tverdykh toplivakh (Osnovy teorii i rascheta)* [Integrated solid-propellant ramjet engines]. Moscow: IKTs «Akademkniga» Publ., 2006. 343 p.

12. Lipanov A.M., Bobryshev V.P., Aliev A.V., Spiridonov F.F., Lisitsa V.D. *Chislennyy eksperiment v teorii RDTT* [Numerical experiment in the theory of solid-propellant rocket engines]. Yekaterinburg: UIF «Nauka» Publ., 1994. 300 p.

13. Savel'ev S.K., Emel'yanov V.N., Benderskiy B.Ya. *Eksperimental'nye metody issledovaniya gazodinamiki RDTT* [Experimental methods of analyzing gas dynamics of solid-propellant rocket engines]. SPb: Nedra Publ., 2007. 267 p.

14. Shishkov A.A. *Gazodinamika porokhovykh raketnykh dvigateley* [Gas dynamics of powder rocket engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1974. 156 p.

15. Dorofeev A.A. *Osnovy teorii teplovykh raketnykh dvigateley (Obshchaya teoriya raketnykh dvigateley)* [Foundations of the theory of thermal rocket engines (General theory of rocket engines)]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 1999. 415 p.