



УДК 621.454.3

Г. А. Глебов, С. А. Высоцкая

Моделирование когерентных вихревых структур и автоколебаний давления в камере сгорания РДТТ

Проведено численное исследование структуры течения в камере ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ) с утопленным соплом при возникновении автоколебаний давления. Показано, что структура течения существенно зависит от формы проточной части камеры сгорания и характеризуется образованием интенсивных тороидальных вихрей. Предложен метод оценки вероятности возникновения таких вихрей и их влияния на интенсивность пульсаций давления в камере сгорания.

Ключевые слова: РДТТ, пульсирующее горение, автоколебания, вихреобразование.

При проектировании и доводке РДТТ конструкторы часто сталкиваются с проблемой возникновения интенсивных автоколебаний давления в камере сгорания. Автоколебания сопровождаются большими пульсациями тяги двигателя, могут вывести из строя бортовую аппаратуру и привести к разрушению летательного аппарата. Сгорание топлива при наличии автоколебаний давления в камере сгорания известно как пульсирующее или вибрационное горение.

В работах [1–3] показано, что во многих типах РДТТ пульсирующее горение связано с возникновением тороидальных вихрей в проточном тракте камеры сгорания. Вероятность их возникновения наиболее велика в областях с внезапным расширением канала заряда при взаимодействии встречного кольцевого потока продуктов сгорания из-за утопленной части сопла двигателя с основным потоком, а также при наличии в проточном тракте камеры различного рода перегородок. Частота образования и срыва тороидальных вихрей, как правило, подстраивается под первую продольную моду собственных колебаний газового столба проточного тракта камеры.

Результаты экспериментов [4] показывают, что на первую моду колебаний могут быть наложены колебания третьей, реже второй моды. В гидродинамике такие интенсивные периодические вихри известны как когерентные вихревые структуры. В работах [1–3] отмечено, что когерентные вихревые структуры выполняют роль обратной связи для поддержания автоколебаний давления в камере сгорания. При этом пульсации давления могут достигать

до 10 % от стационарного значения давления в камере, а пульсации тяги – до 30...40 % от ее номинального значения.

В качестве объекта численного исследования в данной статье был выбран двигатель, назначение и геометрия которого детально описаны в работе [5]. Схема течения в проточной части камеры сгорания двигателя с образованием вихревых структур *A* и *B* изображена на рис. 1. В нижней части рисунка приведены амплитуды пульсаций давления P' и скорости U' в виде стоячей волны, соответствующие первой продольной моде автоколебаний.

Отметим основные особенности двигателя:

- продольный размер камеры сгорания значительно больше, чем поперечный;
- утопленное сопло;
- относительно малая степень заполнения камеры сгорания топливом;
- внезапное расширение проточной части канала заряда твердого топлива в области переднего днища.

В результате такой геометрии проточного тракта возникает довольно сложная структура течения, характеризующаяся интенсивной встречной струей из-за утопленной части сопла, отрывом потока за выступом в области переднего днища, развитием продольных акустических волн между передним и задним днищами. В области входной кромки сопла (см. рис. 1) имеют место пульсации большой амплитуды как скорости U' , так и давления P' .

Тороидальный нестационарный вихрь *A* на входе в утопленное сопло впервые был обнаружен экспериментально и описан в работе [1]. Вихрь *B*, как будет показано ниже, образуется в результате срыва потока за выступом

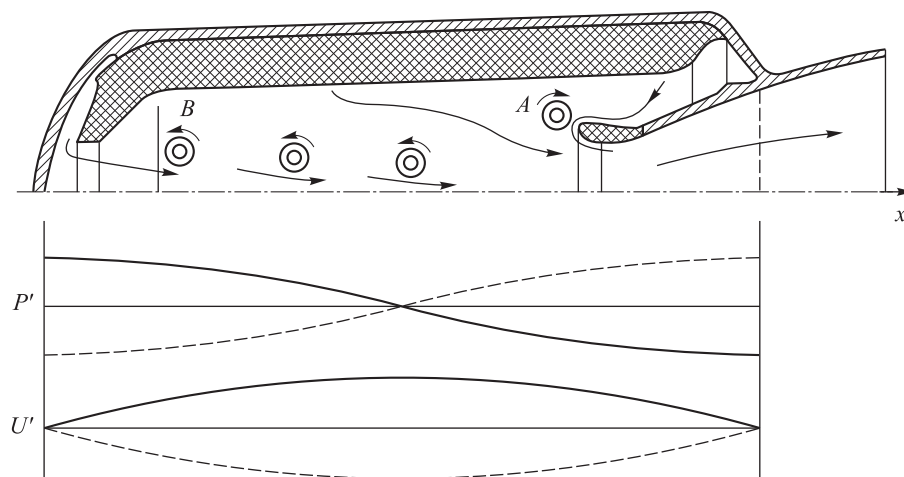


Рис. 1. Схема РДТТ с утопленным соплом

в области переднего днища и существует приблизительно до половины времени работы двигателя, пока не выгорит выступ. Аналогичный тороидальный вихрь наблюдался при срыве с перегородок многосекционного заряда в твердотопливных ускорителях ракет-носителей «Титан», «Спейс-Шаттл» и «Ариан-5» [2, 3].

Для исследования склонности топлив к пульсирующему горению и непосредственно самих пульсирующих режимов горения широкое применение нашли так называемые Т-образные камеры сгорания, или Т-камеры [6]. Заметим, что данный двигатель представляет собой несимметричную Т-камеру, где роль правого «плеча» выполняет часть заряда над утопленным соплом, «левым плечом» является основная часть заряда от переднего днища до входа в сопло, поэтому вероятность самовозбуждения пульсирующего режима горения в рассматриваемом двигателе достаточно велика.

Известно, что скорость горения твердого топлива зависит от начальной температуры заряда T_n и давления в камере сгорания P [7]:

$$U_{\text{гор}} = B(T_n)P^{\nu}, \quad (1)$$

где показатель степени в законе горения ν зависит от состава топлива и находится в пределах $\nu = 0,15 \dots 0,75$ [8].

При данном законе горения топлива в областях пучностей давления, расположенных у переднего и заднего днища, будут наблюдаться колебания скорости выделения продуктов

сгорания со сдвигом по фазе на 180° . Другими словами, в данных областях периодически происходит прирост или уменьшение объема продуктов сгорания, что приведет к раскачке системы и образованию продольной акустической стоячей волны.

Согласно критерию Рейля [9], автоколебания поддерживаются, если момент повышения давления сопровождается увеличением подвода механической энергии со сдвигом по фазе $\varphi < \pi / 2$. Именно это происходит в рассматриваемом случае и сопровождается пульсирующим режимом горения топлива в РДТТ с образованием нестационарных тороидальных вихрей. Однако взаимодействие самих вихревых структур с элементами конструкции камеры сгорания может привести к возникновению автоколебаний давления в камере. Дело в том, что каждый раз при срыве вихря создается импульс давления, который может привести к самовозбуждению акустической стоячей волны на собственной резонансной частоте камеры сгорания.

Моделирование нестационарного вихревого течения в проточном тракте РДТТ и его влияние на возникновение автоколебаний давления в камере сгорания представляет весьма сложную задачу. В данной работе была предпринята попытка решить обратную задачу: по заданному или известному нестационарному полю давления в виде продольной стоячей волны на основе численного метода определить наличие и интенсивность когерентных вихревых структур в проточном тракте двига-



теля. Наилучшей, с точки зрения обеспечения наименьшей амплитуды пульсаций давления в камере, по-видимому, будет такая конфигурация или форма проточного тракта, при которой вероятность возникновения нестационарных вихрей и их интенсивность будет минимальной. Несмотря на нелинейный характер исследуемых акустических процессов, частота первой моды продольных автоколебаний газового столба, как показывают эксперименты, может быть определена с удовлетворительной точностью по формулам линейной акустики как для трубы, закрытой с двух сторон [10]:

$$f = \frac{na}{2L}, \quad (2)$$

где $n = 1, 2, 3$ – номер моды или гармоники собственных продольных колебаний;

a – скорость звука в камере сгорания;

L – длина камеры сгорания.

Определив частоту колебаний f и задавшись осредненным давлением в камере сгорания \bar{P} и амплитудой пульсаций P'_{\max} в областях пучности стоячей волны у переднего и заднего днища, можно записать функцию колебаний давления по длине канала заряда по времени в виде стоячей волны:

$$P(x, \tau_{i+1}) = P(x, \tau_i) + 0,1P(x, \tau_i) \cos\left(\frac{\pi}{L}x\right) \cos(2\pi f \tau_i), \quad (3)$$

где $P(x, \tau_i)$ – значение давления в текущий момент времени;

x – продольная координата;

$0,1P(x, \tau_i) = P'_{\max}$ – амплитуда пульсаций;

τ – время.

Подставив выражение (3) в закон горения твердого топлива в виде

$$U_{\text{гор}}(x, \tau) = B(T_{\text{н}}) \left(\frac{P(x, \tau)}{98066,5} \right)^{\nu}, \quad (4)$$

где $U_{\text{гор}}(x, \tau)$ – скорость горения, мм/с, получим

$$U_{\text{гор}}(x, \tau) = B(T_{\text{н}}) \times \left(\frac{\bar{P} + 0,1P(x, \tau_i) \cos\left(\left(\frac{\pi}{L}\right)x\right) \cos(2\pi f \tau)}{98066,5} \right)^{\nu}. \quad (5)$$

По известной форме канала заряда и плотности топлива можно найти периодическую функцию распределения массового расхода продуктов сгорания по длине канала заряда в виде стоячей волны. Локальный массовый расход, или газоприток продуктов сгорания, в любом сечении будет изменяться в соответствии с изменением по времени скорости $U_{\text{гор}}(x, \tau)$ и площади горения $F_i(x)$:

$$\dot{m}(x, \tau) = \rho_{\text{т}} U_{\text{гор}}(x, \tau) F_i(x) \quad (6)$$

где $\rho_{\text{т}}$ – плотность твердого топлива, кг/м³.

Задав выражение (6) в качестве граничного условия, на основе численного метода можно рассчитать нестационарную структуру течения в проточном тракте двигателя.

В качестве топлива было выбрано металлизированное смесевое твердое топливо, близкое по составу ПХА-4М с содержанием Al ~20 % [8].

Термодинамические свойства продуктов сгорания твердого топлива были получены по программе, разработанной профессором А. Ф. Дрегаллиным, в приближении равновесного состава двухфазной смеси $T_{\text{г}} = T_{\text{з}}$, $U_{\text{г}} = U_{\text{з}}$, где $U_{\text{г}}$, $T_{\text{г}}$ и $U_{\text{з}}$, $T_{\text{з}}$ соответственно скорость и температура газа и частиц Al_2O_3 [7].

В расчетах было принято $P(x, \tau_0) = 7$ МПа; $P'_{\max} = 0,1P(x, \tau_i)$; $B(T_{\text{н}}) = 7,6$; $\nu = 0,4$; температура продуктов сгорания в камере $T_{\text{к}} = 300$ К; теплоемкость (с учетом конденсированной фазы) $C_p = 3516$ Дж/кг · К; теплопроводность $\lambda = 0,12$ Вт/м · К; динамический коэффициент вязкости $\eta = 9,4e - 05$ кг/м · с; молекулярный вес продуктов сгорания $\mu = 28$ кг/кмоль.

Скорость звука в камере РДТТ $a = 1040$ м/с, а частота первой моды продольных колебаний газового столба, вычисленная по формуле (2), $f = 330$ Гц.

Расчет структуры течения в камере сгорания проведен с использованием средств программного пакета *ANSYS Fluent*, предназначенного для расчета газовой динамики. Для того чтобы выявить в проточном тракте крупные наиболее важные с энергетической точки зрения вихри, принят метод *Large Eddy Simulation (LES)* с пристеночной функцией *Wall-Adapting Local Eddy-Viscosity (WALE)*. Основные уравнения приведены в работе [11].



Размер элемента расчетной сетки удовлетворял условию

$$20l_{\eta} < \Delta < L_{\varepsilon} / 20.$$

Здесь l_{η} – Колмогоровский масштаб турбулентности;

$L_{\varepsilon} = k^{3/2} / \varepsilon$ (где ε – турбулентная диссипация энергии, k – кинетическая энергия турбулентности).

Шаг по времени был определен при условии, что акустическое число куранта CFL для основного потока равно 1:

$$\Delta\tau = (CFL \Delta x) / a = (1 \cdot 0,002) / 1040 = 10^{-6}.$$

Для создания сетки был использован точный генератор *ICEM CFD* (сетка структурированная, размер элемента 0,002 м со сгущением к стенке до 0,0004 м, количество элементов ~300000). Вид участка структурированной сетки для расчета методом *LES* представлен на рис. 2.

Расчеты проведены в приближении двумерного осесимметричного течения в канале заряда РДТТ. Плотность продуктов сгорания была рассчитана по уравнению состояния идеального газа.

В результате расчетов был получен видеофильм изменения структуры течения в камере РДТТ по времени. На рис. 3 приведены фрагменты для трех моментов по времени в течение полупериода.

Рис. 3, а соответствует моменту движения акустической волны в направлении от переднего к заднему днищу. Видно, что в этом случае часть продуктов сгорания в пристеночной области заряда входит в кольцевую часть

над утопленным соплом с образованием тороидального вихря *A*. Далее вихрь *A* начинает движение в обратную сторону ко входу в сопло. На рис. 3, б показано, что линии тока над утопленной частью сопла перестраиваются в направлении переднего днища и увлекают за собой вихрь *A*, который при смене направления акустической волны на противоположное оказывается перед входной кромкой сопла. При этом вблизи вихря *A* (рис. 3, в) образуется вторичный вихрь-спутник с противоположным направлением вращения. Данная система вихрей далее как бы «пробулькивается» через минимальное (критическое) сечение сопла вдоль линии тока, которая хорошо видна на рис. 3, в.

Такой процесс повторяется с частотой 330 Гц. Данные рис. 3, в подтверждают, что в момент движения акустической волны в направлении от заднего к переднему днищу при взаимодействии волны с потоком продуктов сгорания, вытекающих из-за выступа переднего торца заряда, образуются вихри типа *B*. Частота срыва вихрей, как показал видеофильм, также подстраивается под частоту собственных колебаний газового столба в камере сгорания и составляет 330 Гц.

Результаты расчета показали существенное отличие нестационарной структуры течения продуктов сгорания вблизи поверхности заряда твердого топлива и на оси двигателя. Так, в сечении, соответствующем узлу давления (пучности скорости), средняя скорость движения потока ≈ 0 , а акустические пульсации скорости составляют $U' = \pm 60$ м/с. На оси в этом же сечении средняя скорость составляет

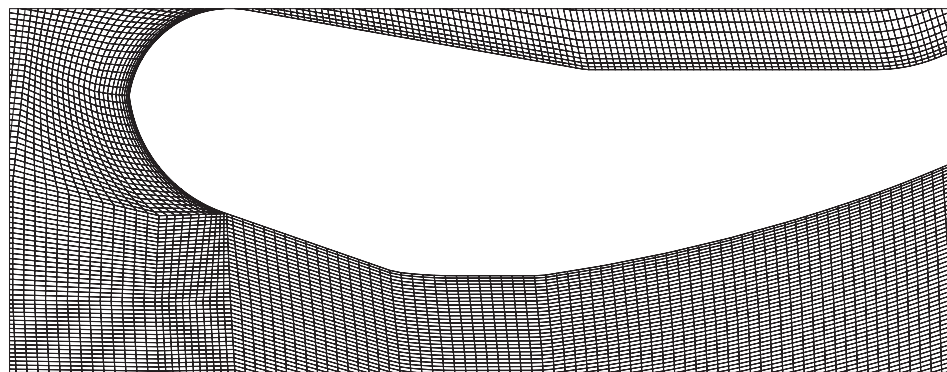


Рис. 2. Вид структурированной сетки в окрестности входной кромки сопла для расчета методом *LES*

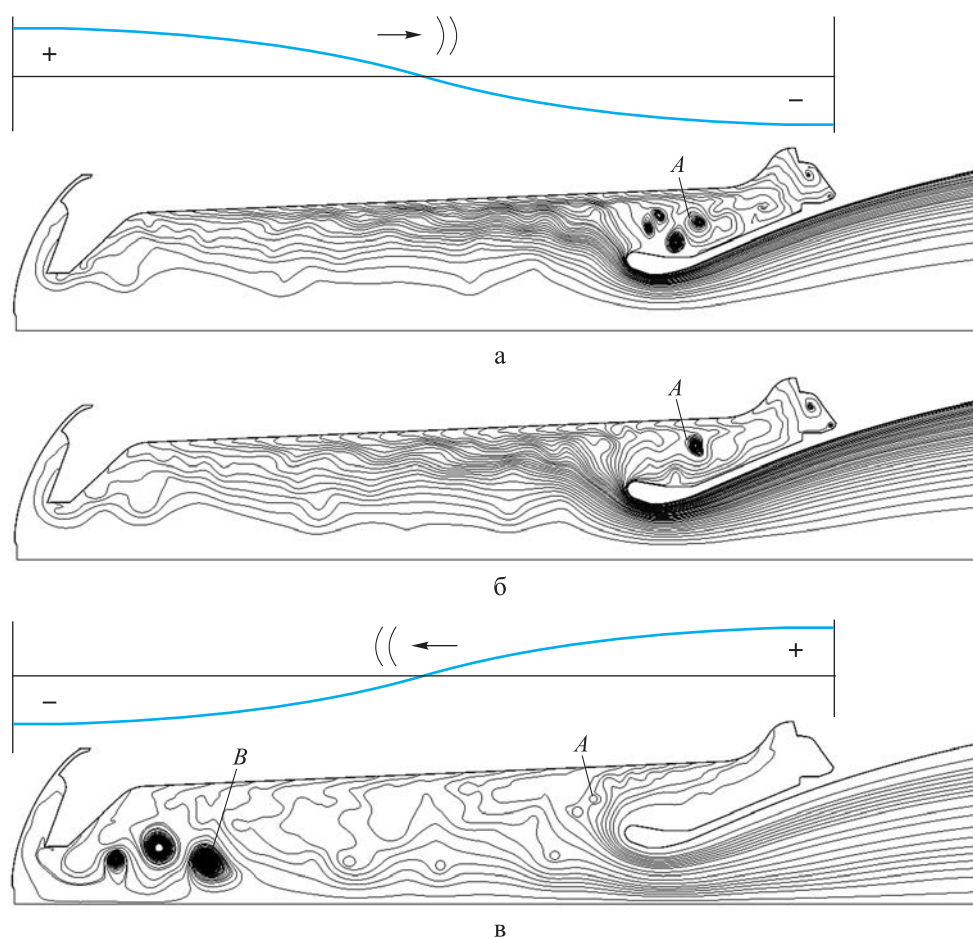


Рис. 3. Линии тока в камере сгорания на момент работы двигателя $\tau = 0,7$ с фазой колебаний стоячей воды:
 а – $\varphi = 0$; б – $\varphi = \pi/2$; в – $\varphi \approx \pi$

$\sim 100 \dots 200$ м/с, а пульсации скорости меняются в пределах ± 15 м/с. Расчеты показали, что пульсации давления у переднего и заднего днища отличаются: у переднего $P' = \pm 5,7$ атм, у заднего – $\pm 4,3$ атм. Данное отличие, как будет показано ниже, связано с выносом части акустической энергии через сопло.

Для предотвращения пульсирующего горения в двигателе данного типа было рассмотрено много различных технических решений [2, 12]. Наибольший эффект дал конфузорный насадок, предложенный авторами работы [2]. В работе [12] отмечается успешное применение данного насадок для подавления автоколебаний в камере РДТТ рассматриваемого типа.

Рис. 4 содержит фрагменты расчета нестационарного течения в камере двигателя с установленным конфузорным насадком, спроектированного по рекомендациям из работы [2]. В качестве граничного условия в расчетах была задана функция изменения массового

расхода по длине заряда в виде стоячей волны (б) и для штатного двигателя.

При установке насадок тороидальные вихри не образуются (см. рис. 4). Насадок разделит основной поток продуктов сгорания и поток из-за утолщенной части сопла на две отдельные области, что исключило их взаимное гидродинамическое и акустическое взаимодействие. Продукты сгорания, образующиеся над утолщенной частью сопла стали истекать через кольцевую щель между конфузорным насадком и входом в сопло.

Результаты расчета показали примерно одинаковые значения пульсаций давления $P' = \pm 1,1$ атм как в области переднего, так и в области заднего днища двигателя. При установке конфузорного насадок существенно уменьшилась амплитуда пульсаций скорости в проточном тракте двигателя. Это хорошо видно на рис. 5, где по оси абсцисс отложено значение скорости, а по оси ординат – относитель-

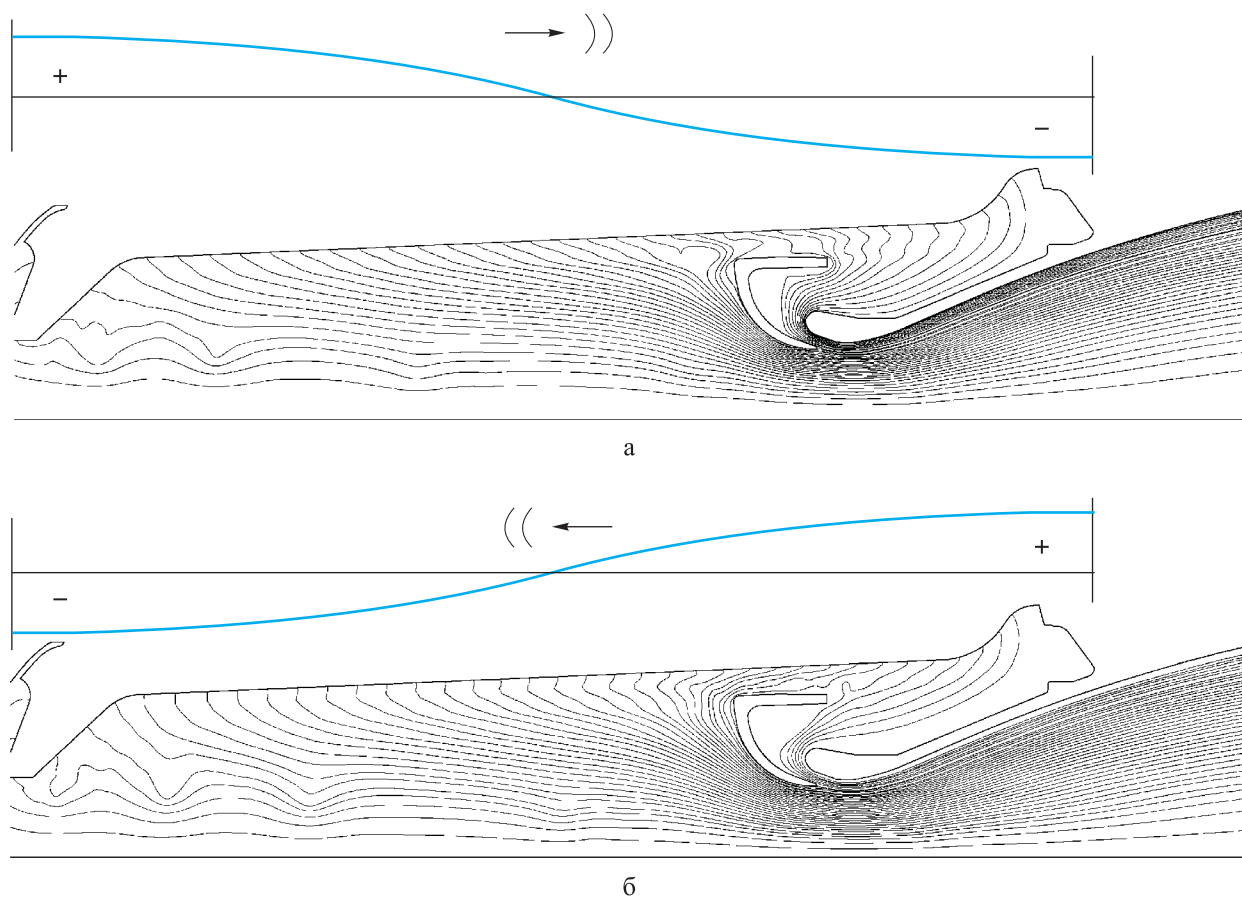


Рис. 4. Линии тока в камере сгорания на момент работы двигателя $\tau = 0,7$ с при установке конфузорного насадка:
а – $\varphi = 0$; б – $\varphi = \pi$

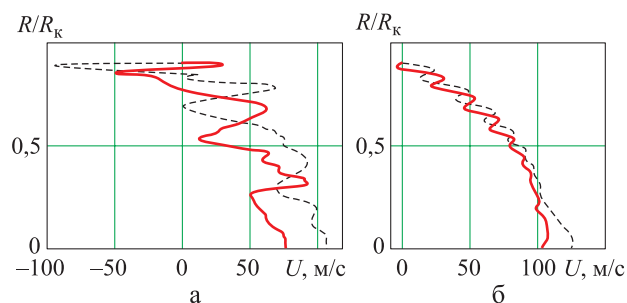


Рис. 5. Амплитуда пульсаций осевой скорости по поперечному сечению камеры сгорания в области пучности акустической скорости:
а – штатный двигатель; б – двигатель с конфузорным насадком

ный радиус проточного тракта от оси двигателя до поверхности заряда твердого топлива.

Во многих работах при исследовании неустойчивости в двигателях со сверхзвуковым соплом [6, 13–15] считается, что двигатель можно рассматривать как трубу, закрытую с двух сторон. Заднее днище РДТТ с утопленным соплом наиболее близко по своим свой-

ствам к закрытому концу трубы, в которой, как известно, стоячая волна на торцевых стенках (днищах) имеет одинаковые амплитуды пульсаций давления (см. рис. 1). Известно также, что стоячая волна наблюдается, когда нет потерь акустической энергии при отражении бегущих волн от стенок.

По данным расчетов, амплитуда пульсаций P'_{\max} вблизи заднего днища на 25 % меньше, чем у переднего днища, что можно объяснить выносом части акустической энергии через сопло [16]. В работе [16] показано, что вынос акустической энергии можно оценить с помощью такой характеристики, как акустическая проводимость

$$\eta = \rho a \frac{V'}{P'}. \quad (7)$$

При этом акустическая проводимость внешних сверхзвуковых сопел тем больше, чем больше площадь минимального (критическо-



го) сечения сопла и меньше угол сужающейся дозвуковой части.

Для оценки выноса акустической энергии через утопленное сопло исследуемого двигателя на основе численного расчета были определены значения пульсаций P' и V' в минимальном (критическом) сечении как для штатного двигателя, так и для двигателя с конфузурным насадком. Расчетные данные приведены в таблице.

Значения пульсаций давления P' и скорости V' в минимальном (критическом) сечении сопла

Двигатель	P' , кгс/см ²	V' , м/с
штатный	±1,8	±5,8
с конфузурным насадком	±0,2	±2,6

Подставив данные из таблицы в формулу (7), получим, что вынос акустической энергии через утопленное сопло в двигателе с насадком в 4 раза выше, чем в штатном двигателе. Последнее можно объяснить тем, что течение продуктов сгорания от переднего днища до соплового блока стало близко по своим свойствам к течению в камере сгорания с внешним соплом, характеризующимся лучшей акустической проводимостью по сравнению с утопленным соплом. По этой причине интенсивность автоколебаний в камере сгорания в этом случае существенно уменьшилась.

На основе численного эксперимента подтверждено, что причиной возникновения пульсирующего режима горения в РДТТ могут быть интенсивные тороидальные вихри. Показано, что внезапное расширение канала заряда, а также встречный поток из-за утопленной части, способствует возникновению таких вихрей.

По результатам расчетов была определена эффективность конфузурного насадка, установленного перед утопленным соплом для подавления автоколебаний давления в камере РДТТ.

Предложенный в работе метод определения взаимного влияния акустических волн давления и тороидальных вихревых структур

может быть полезен проектировщикам для оценки вероятности возникновения пульсирующего режима горения в РДТТ.

Список литературы

1. Глебов Г. А., Щёлков А. Н., Коврижных Е. Н. Особенности структуры течения в тракте РДТТ с утопленным соплом // Моделирование рабочих процессов в РДТТ. Труды сем. Вып. XXIII. Физ.-техн. ин-т КФ АН СССР, Казань, 1989. С. 26–33.
2. Глебов Г. А., Щёлков А. Н., Коврижных Е. Н. Влияние структуры течения в проточном тракте на устойчивость работы РДТТ // Моделирование рабочих процессов в РДТТ. Труды сем. Вып. XXIII. Физ.-техн. ин-т КФ АН СССР, Казань, 1989. С. 34–40.
3. *Anthoine J.* Experimental and numerical study of aeroacoustic phenomena in large solid propellant boosters with application to the Ariane 5 solid rocket motor. Thesis from the von Karman Institute, 2000. 237 p.
4. Конькин Л. В., Кочергин В. Н., Фахрутдинов И. Х. Определение собственных частот и форм продольных колебаний газа в камерах, имеющих сложную форму по длине // Моделирование рабочих процессов в РДТТ. Труды сем. Вып. XXIII. Физ.-техн. ин-т КФ АН СССР, Казань, 1989. С. 16–25.
5. Ельцин С. Н. Зенитная ракетная система С-300В. Ракета 9М83, устройство и функционирование. СПб.: БГТУ «Военмех», 2008. 79 с.
6. Орлов Б. В., Мазинг Г. Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе. М: Машиностроение, 1979. 392 с.
7. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1969. 517 с.
8. Соколов Б. И., Черенков А. С., Соломыков А. И. Термодинамические и теплофизические свойства твердых ракетных топлив и их продуктов сгорания. Мин-во обороны СССР, 1977. 316 с.
9. Раушенбах Б. В. Вибрационное горение. М.: Гос. изд.-во физ. мат. лит., 1961. 500 с.
10. Соркин Р. Е. Газотермодинамика ракетных двигателей на твердом топливе. М.: Наука, 1967. 368 с.



11. Best practices: scale-resolving simulations in ANSYS CFD. Version 1.0. Germany Gmbn, 2012. 70 p.

12. Сухинин С. В., Ахмадеев В. Ф. Автоколебания в газовой полости реактивного двигателя твердого топлива // Физика горения и взрыва. 2001. Т. 37. № 1. С. 42–52.

13. Абугов Д. И., Бобылев В. М. Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1987. 272 с.

14. Натанзон М. С. Неустойчивость горения. М.: Машиностроение, 1986. 248 с.

15. Патнэм А. А. Общие замечания по автономным колебаниям при горении // Нестационарное распространение пламени. Под ред. Г. Маркштейна. М.: Мир, 1968. С. 232–253 с.

16. Руденко А. Н., Шлыкова И. С., Эпштейн В. Л. Акустическая проводимость сверхзвуковых сопел с конической входной частью при продольных и продольно-поперечных колебаниях // Акустический журнал. 1974. Т. 20. Вып. 4. С. 608–615.

Поступила 09.02.17

Глебов Геннадий Александрович – доктор технических наук, доцент, профессор кафедры реактивных двигателей и энергетических установок Казанского национального исследовательского технического университета им. А. Н. Туполева (КНИТУ-КАИ им. А. Н. Туполева), г. Казань.

Область научных интересов: газодинамические и тепловые процессы в ракетных двигателях, неустойчивость рабочего процесса в ракетных двигателях, пульсирующее горение.

Высоцкая Светлана Абдулмянафовна – аспирант кафедры реактивных двигателей и энергетических установок КНИТУ-КАИ им. А. Н. Туполева, инженер-конструктор первой категории АО «Казанское ОКБ «Союз», г. Казань. Область научных интересов: газодинамические расчеты энергетических установок.

Modeling of coherent vortex structures and self-induced pressure oscillations in the combustion chamber of solid propellant

The study focuses on numerical analysis of the flow structure in the rocket engine chamber of solid propellant with a recessed nozzle when self-induced pressure oscillations occur. Findings of the research show that the flow structure essentially depends on the shape of the flow part of the combustion chamber and is characterized by the formation of intense toroidal vortices. We propose a method for estimating the probability of occurrence of such vortices and their effect on the intensity of pressure pulsations in the combustion chamber.

Keywords: solid propellant, pulsating combustion, self-induced oscillations, vortex formation.

Glebov Gennadiy Aleksandrovich – Doctor of Engineering Sciences, Associate Professor, Professor of the Department for Jet Engines and Power Plants, Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev (KAI), Kazan. Science research interests: gas-dynamic and thermal processes in rocket engines, instability of the working process in rocket engines, pulsating combustion.

Vysotskaya Svetlana Abdulmyanafovna – post-graduate student of the Department for Jet Engines and Power Plants, Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev (KAI), design engineer of the first category of Joint stock Company Kazan Experimental Design Bureau Soyuz, Kazan. Science research interests: gas-dynamic calculations of power plants.