



УДК 621.454.3

Г. А. Глебов, С. А. Высоцкая

## К вопросу о влиянии геометрии канала заряда и свойств топлива на неустойчивость рабочего процесса в камере сгорания РДТТ

Представлены результаты численного исследования влияния формы канала заряда и закона скорости горения твердого топлива на газодинамическую вихревую картину течения и автоколебания давления в камере сгорания ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ). Показано, что, используя численный метод, есть возможность выбрать оптимальную форму канала заряда и марку твердого топлива, обеспечивающие наименьшую вероятность возникновения пульсирующего режима горения.

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

Испытания РДТТ часто сопровождаются возникновением пульсирующего (вибрационного) горения, которое характеризуют интенсивные пульсации давления в камере сгорания двигателя. Последние приводят, как правило, к недопустимо большим пульсациям тяги двигателя. Практика показывает, что разработка методов подавления пульсирующего режима горения на стадии испытаний опытного образца изделия требует больших временных и материальных затрат.

В работе [1] предпринята попытка создать метод диагностики пульсирующего режима горения в РДТТ. В результате был разработан метод для двигателей с каналом заряда  $L/d \geq 4$ , где  $L$  – длина;  $d$  – диаметр, в котором устанавливаются продольные колебания.

Данный метод основан на решении нелинейных уравнений газовой динамики с использованием программного пакета *ANSYS Fluent*, включающего в себя вихререзающий метод *LES* с пристеночной функцией *WALE*, и может быть полезен на стадии проектирования изделия. В качестве начального и граничного условия необходимо задать нестационарный профиль распределения давления вдоль канала заряда в виде первой гармоники стоячей волны, аналогичной возникающей в трубе, закрытой с концов. Частоту автоколебаний давления и скорости в первом приближении можно определить на основе линейной акустики [2].

Локальный массовый расход или газоприход продуктов сгорания в любом сечении канала заряда в функции времени вычисляется с использованием закона скорости горения, по-

лученного для стационарного режима работы РДТТ, применение которого при нелинейных акустических пульсациях давления в камере сгорания РДТТ требует обоснования.

В работе [2] показано, что при частотах пульсаций давления 25 Гц нестационарная скорость горения в функции времени практически совпадает со стационарной. На частоте 500 Гц при положительной пульсации давления скорость горения возрастает на 30 %, а при отрицательной, наоборот, уменьшается примерно на ту же величину. Заметим, что в РДТТ возникают продольные акустические пульсации с более низкими частотами. Так, для двигателей первой ступени ракет 9М82 эта частота составляет 160 Гц [3, 4].

В качестве объекта численного исследования, как и в работе [1], выбрана камера сгорания двигателя первой ступени ракеты 9М83. Расчеты проведены в осесимметричной постановке. Топливом служило металлизированное смесевое твердое топливо, близкое по составу ПХА-4М с содержанием  $Al \sim 20\%$  [5]. Термодинамические свойства продуктов сгорания твердого топлива рассчитаны в приближении равновесного состава двухфазной смеси  $T_r = T_z$ ,  $U_r = U_z$ , где  $U_r$ ,  $T_r$  и  $U_z$ ,  $T_z$  – соответственно скорость и температура газа и частиц  $Al_2O_3$  [5, 6]. Заметим, что допущение  $U_r = U_z$  исключает возможность учета влияния конденсированной фазы на акустические процессы в камере сгорания РДТТ. Однако, как показано в работе [7], демпфирующие свойства к-фазы проявляются в основном для радиальных и тангенциальных акустических колебаний, характеризующихся более высокой частотой, чем продольные автоколебания.

Основные параметры, принятые в расчетах:

Осредненное давление в камере РДТТ, $\bar{P}_k(\tau_0)$ , МПа .....	7
Температура продуктов сгорания, $T_k$ , К .....	3300
Скорость звука, $a$ , м/с .....	1040
Частота первой моды продольных колебаний газового столба, $f$ , ГГц .....	330

Амплитуда пульсаций давления в пучности стоячей волны задавалась равной  $P'(\tau_0) = 0,1\bar{P}_k(\tau_0)$ .

Расчеты проведены с шагом по времени, равным  $10^{-6}$  с. Число Куранта  $CFL = 1$ . Для нестационарного расчета принята неявная схема. Для создания сетки использован сеточный генератор *ICEM CFD*. Сетка – структурированная, размер элемента 0,002 м со сгущением к стенке до 0,0004 м, количество элементов ~300 000 [1].

На рис. 1 представлены результаты расчета гидродинамической и акустической картины течения в исследуемом РДТТ с утолщенным соплом на момент работы двигателя  $\tau = 0,7$  с. Мгновенная картина течения в виде линий тока соответствует движению акустической волны от заднего днища к переднему. Хорошо видны тороидальные (кольцевые) вихри *A*, образующиеся при взаимодействии потока из-за утолщенной части сопла с основным встречным потоком, а также вихри *B*, срывающиеся с выступа заряда твердого топлива у переднего днища. Как показано в ра-

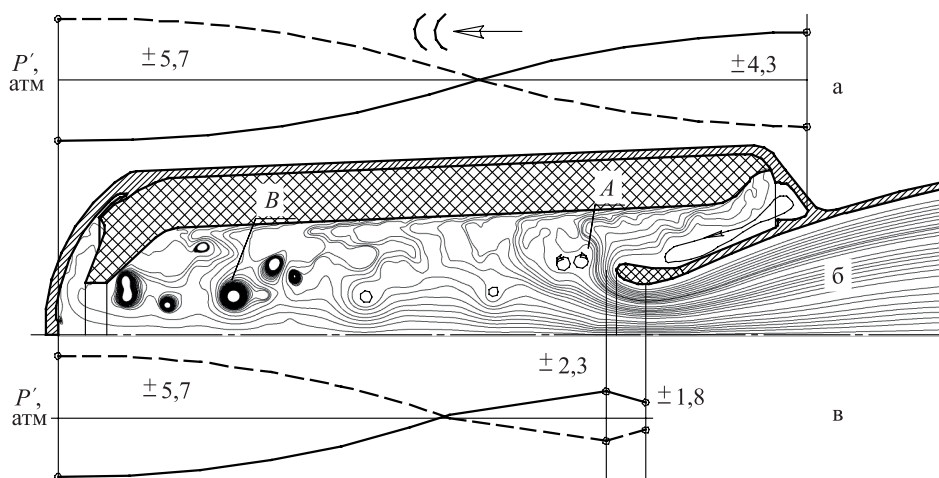
боте [1], частота образования данных вихрей подстраивается под собственную акустическую частоту продольных колебаний камеры сгорания РДТТ.

Также на рисунке представлены профили стоячей волны давления вдоль поверхности заряда твердого топлива (рис. 1, а) и на оси двигателя (рис. 1, в). Видно, что продольные автоколебания в камере двигателя существенно неоднородные.

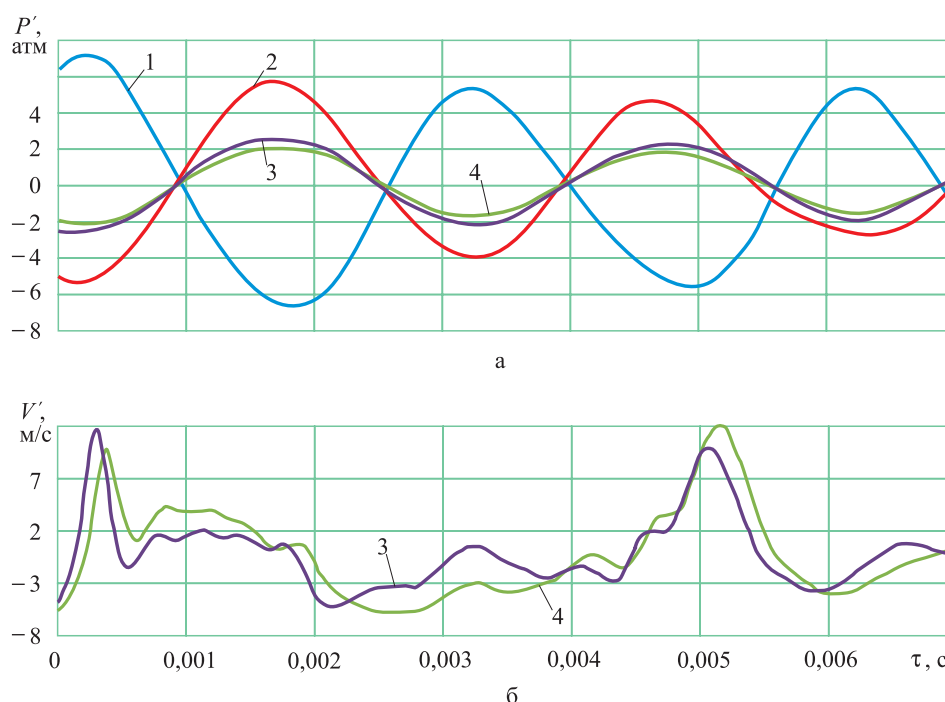
Амплитуды пульсаций  $P'$  в пучности давления у заднего днища и на входе в утолщенное сопло меньше, чем у переднего днища. Меньшие значения пульсаций давления на входе в сопло можно объяснить выносом акустической энергии через его проходное сечение.

Расчетные данные по автоколебаниям давления  $P'$  и пульсациям скорости  $V'$ , осредненных по поперечному сечению, в функции времени в разных областях камеры сгорания двигателя представлены на рис. 2. Автоколебания давления вблизи переднего и заднего днищ, а также на входе в сопло и в минимальном (критическом) сечении близки к гармоническому закону.

Пульсации скорости на входе в сопло характеризуются несколько иной периодичностью. Представленные расчетные значения пульсаций давления (см. рис. 1, 2) в исследуемом двигателе составили 8 % от осредненного давления в камере РДТТ. Отметим, что они



**Рис. 1.** Структура течения и акустические волны в камере сгорания РДТТ:  
а – акустическая волна давления вблизи поверхности заряда твердого топлива;  
б – линии тока продуктов сгорания; в – акустическая волна давления вдоль оси двигателя



**Рис. 2.** Пульсации давления  $P'$  (а) и скорости  $V'$  (б) в камере сгорания РДТТ: 1 – у переднего днища; 2 – у заднего днища; 3 – на входе в утопленное сопло; 4 – в критическом сечении сопла

практически совпали с результатами натуральных испытаний [8, 9].

При доводке двигателя в рамках принятой конструкции были предприняты многочисленные попытки подавить существенно завышенные акустические колебания давления и тяги. Для решения поставленной задачи были применены реактивные гасители колебаний давления типа резонатора Гельмгольца, установлены микросопла на заднем днище для выноса акустической энергии [9]. Кроме того, были приняты меры по увеличению жесткости корпуса для исключения резонанса, вызванного совпадением собственной частоты колебаний корпуса с частотой газового столба внутри канала заряда [10], а также установлен специальный конфузорный насадок на входе в сопло [8].

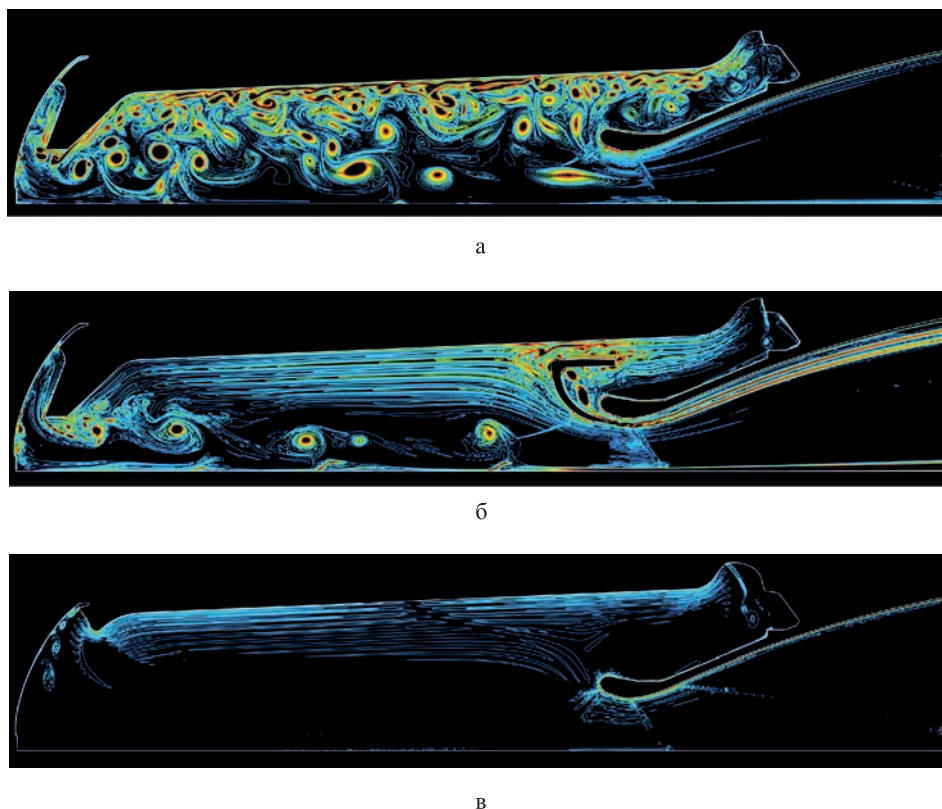
Из перечисленных способов отметим, что установка микросопел привела к снижению пульсаций давления в камере РДТТ, однако при этом существенно возросли двухфазные потери двигателя. Наилучший результат дало применение конфузорного насадка, устанавливаемого на входе в сопло [8, 11]. Данное конструктивное решение позволило уменьшить амплитуду пульсаций давления в каме-

ре двигателя на 75 %, а амплитуду пульсаций тяги – в 4–5 раз.

Анализ полученных расчетных данных показал, что наиболее наглядную информацию о структуре течения в камере сгорания РДТТ отражает такой параметр, как завихренность (англ. *vorticity*).

На рис. 3 представлены результаты расчета поля завихренности, соответственно, для штатного двигателя, двигателя с конфузорным насадком и штатного двигателя в момент времени, когда выступ передней части заряда практически выгорел.

Рис. 3, а, б соответствуют моменту работы двигателя  $\tau = 0,7$  с. Проанализировав их, можно заключить, что при наличии конфузорного насадка интенсивность вихревого течения существенно уменьшилась. По мере выгорания заряда (рис. 3, в), когда выступ в передней части выгорел, вихри не образуются. По результатам испытаний в этот момент времени амплитуда пульсаций давления в камере сгорания РДТТ резко уменьшилась. Представленные расчетные данные (см. рис. 3) показывают, насколько сильно форма канала заряда влияет на возникновение пульсирующего режима горения.



**Рис. 3.** Поле завихренности в зависимости от геометрии проточной части камеры сгорания РДТТ:

а – исходный двигатель; б – двигатель с конфузорным насадком; в – исходный двигатель на момент времени  $\tau = 2$  с

На рис. 4 приведены результаты расчета газодинамических и акустических процессов в двигателе в момент времени работы  $\tau = 0,7$  с для канала заряда, в котором выступ в передней части заряда был удален. Видно, что интенсивных тороидальных вихрей в этом случае не образуется. Амплитуда пульсаций давления в камере РДТТ, как показали расчеты, уменьшилась почти в 3 раза по сравнению со штатным двигателем.

На основе численного метода в работе было исследовано также влияние закона скорости горения твердого топлива на нестационарную гидродинамику и акустику камеры РДТТ. В расчетах использован закон скорости горения в виде [5]:

$$U_{\text{гор}}(x, \tau) = B(T_n) \left( \frac{P(x, \tau)}{98066,5} \right)^{\nu}.$$

Здесь  $B(T_n) = B(T_0)(1 + \pi_u(T_n - T_0))$  – член, учитывающий влияние начальной температуры заряда  $T_n$  (где  $\pi_u$  – коэффициент температурной чувствительности);

$P(x, \tau)$  – мгновенное значение давления по длине заряда;

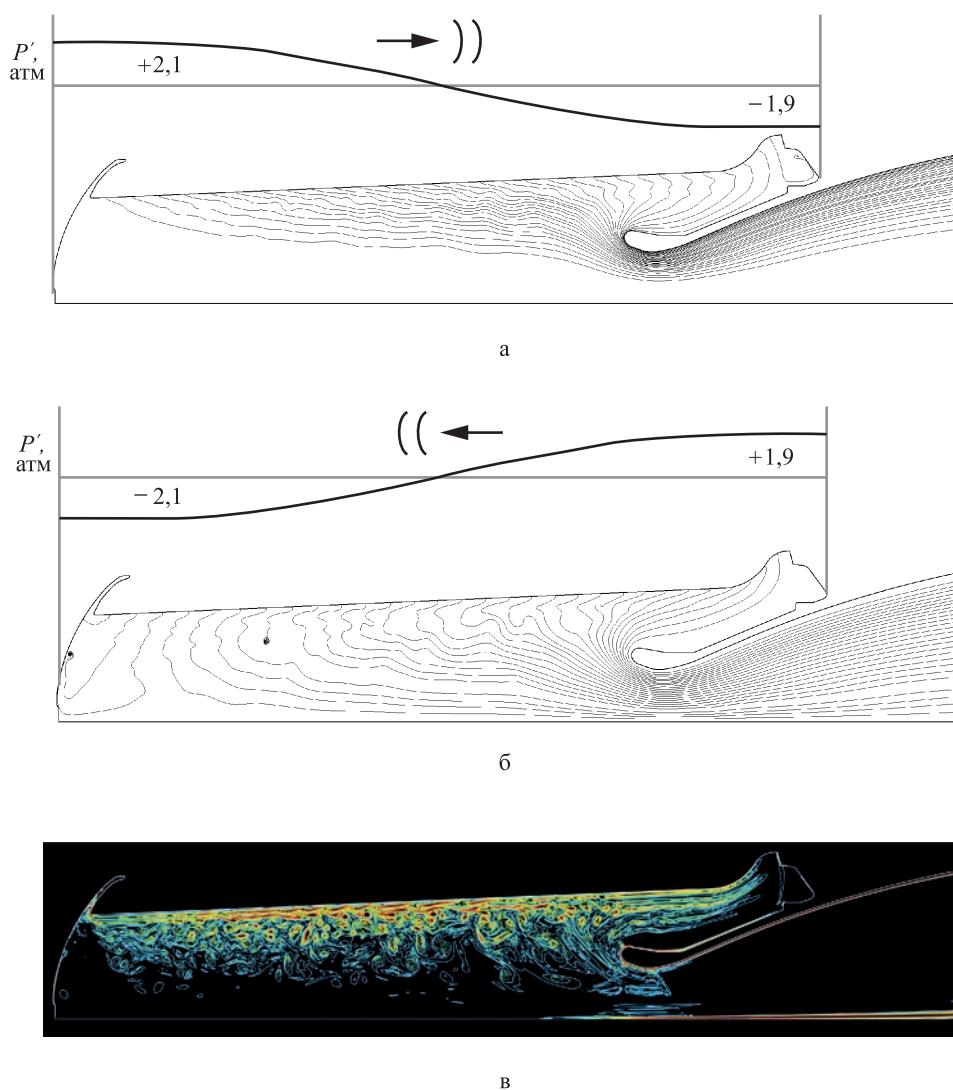
$\nu$  – показатель степени в законе горения.

Отметим, что в предыдущих расчетах был использован закон скорости горения с показателем степени  $\nu = 0,4$ .

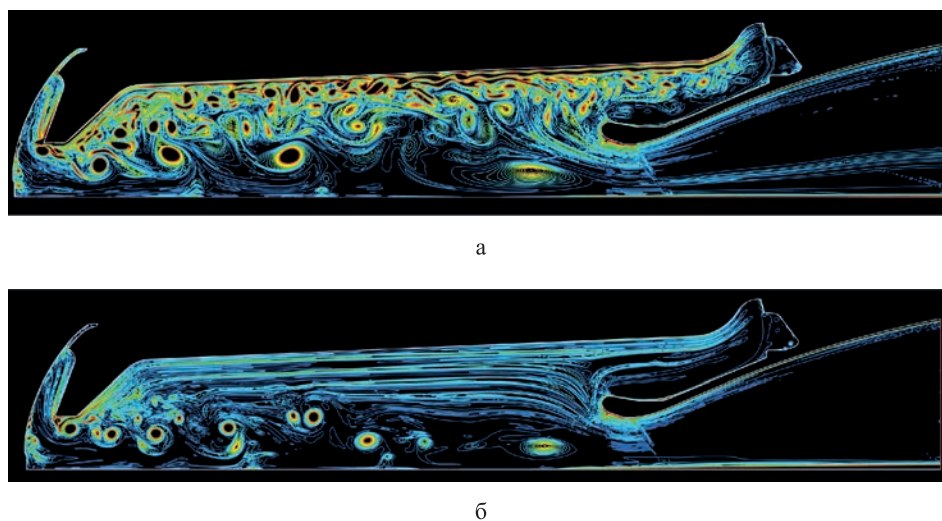
Для определения влияния закона скорости горения на нестационарные процессы в камере сгорания РДТТ были проведены расчеты для законов горения с показателем степени  $\nu$ , равным 0,1 и 0,7. При этом член  $B(T_n)$  был подобран таким образом, чтобы при  $T_n = 293$  К и давлении в камере двигателя  $\bar{P}_k = 7$  МПа скорость горения была одинаковой. Результаты расчета представлены на рис. 5.

По сравнению с  $\nu$ , равным 0,7 и 0,4 (см. рис. 3, а), для  $\nu = 0,1$  интенсивные тороидальные (кольцевые) вихри практически не образуются. Также было выявлено, что уровень пульсаций давления у переднего и заднего днища в этом случае не превышает  $P' = \pm 1$  атм.

Расчетные данные по максимальной амплитуде пульсаций давления во всех исследуе-



**Рис. 4.** Мгновенные линии тока и поле завихренности для формы канала заряда без выступа заряда у переднего днища во время фаз колебаний давления:  
 а – линии тока продуктов сгорания при  $\varphi = 0$ ; б – линии тока продуктов сгорания при  $\varphi = \pi$ ; в – поле завихренности при  $\varphi = \pi$



**Рис. 5.** Поле завихренности для топлив с разным законом горения:  
 а –  $v = 0,7$ ; б –  $v = 0,1$



Расчетные значения пульсаций давления и скорости в характерных областях камеры сгорания РДТТ

Конструкция	Пульсация $P'$ , кгс/см <sup>2</sup>				Пульсация $V'$ , м/с	
	у переднего днища	у заднего днища	на входе в сопло	в критическом сечении	на входе в сопло	в критическом сечении
Штатная: $v = 0,7$	$\pm 6,5$	$\pm 4,9$	$\pm 2,9$	$\pm 2,1$	$\pm 3,8$	$\pm 3,8$
$v = 0,4$	$\pm 5,7$	$\pm 4,3$	$\pm 2,3$	$\pm 1,8$	$\pm 3,4$	$\pm 5,8$
$v = 0,1$	$\pm 0,9$	$\pm 0,9$	$\pm 0,3$	$\pm 0,1$	$\pm 2,2$	$\pm 1,5$
С насадком $v = 0,4$	$\pm 1,0$	$\pm 1,1$	–	$\pm 0,3$	–	$\pm 2,6$
Без выступа $v = 0,4$	$\pm 2,1$	$\pm 1,9$	$\pm 1,0$	$\pm 0,7$	$\pm 1,4$	$\pm 1,4$

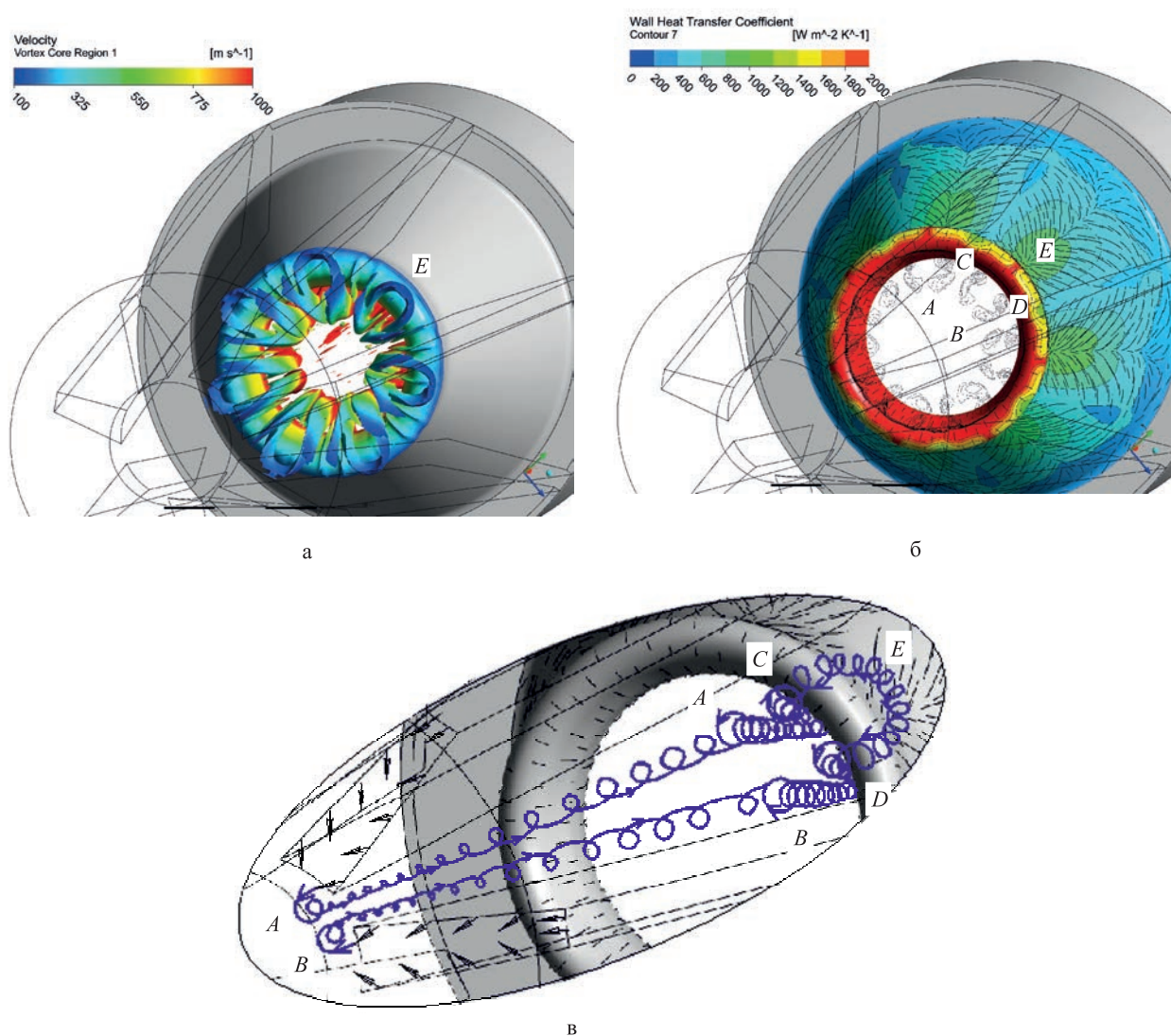
мых вариантах формы канала заряда и законов скорости горения топлива представлены в таблице. Там же приведены данные по амплитуде пульсаций скорости на входе в сопло и в критическом (минимальном) сечении.

В фундаментальной работе [12] отмечено, что в природе можно наблюдать два типа вихрей: вихревые кольца или вихревые трубки, начинающиеся и заканчивающиеся на поверхностях раздела сред. Как следует из статьи [1] и данной работы, интенсивные вихревые кольца, или тороидальные вихри, могут стать причиной нежелательного пульсирующего режима горения, поэтому при выборе формы канала заряда желательно исключить возникновение кольцевых вихрей.

Анализ известных форм каналов заряда РДТТ показал, что наименьшая вероятность возникновения тороидальных вихрей характерна для зарядов звездообразной формы. В исследуемом РДТТ заряд с круглым поперечным сечением был заменен семилучевым звездообразным зарядом. Для данной формы канала заряда были проведены газодинамические расчеты в стационарной трехмерной постановке. На основе расчетов получены поля скорости, давления, температуры, турбулентных характеристик и других параметров в камере РДТТ. Температура стенок элементов конструкции камеры сгорания двигателя и соплового блока при выполнении расчетов была принята равной температуре деструкции композиционного углеволокна марки ЭПАН-2Б, представляющего собой терморепактивную композицию на основе углеродного наполнителя и фенольного связующего, – 940 К [13].

Результаты расчета вихревой структуры течения на входе в утолщенное сопло, а также распределение коэффициента теплоотдачи по поверхности утолщенного сопла представлены на рис. 6. Между лучами канала заряда образуются семь подковообразных вихрей, которые первоначально возникают как поперечные вихри  $E$ . Заметим, что в случае гладкого канала заряда на входе в сопло образовался бы один мощный поперечный тороидальный вихрь. В данном случае поперечные вихри  $E$  не замкнуты и их правая и левая части  $C$  и  $D$  основным потоком увлекаются в сопло, образуя два продольных вихря. Образование подобных продольных вихревых структур в научной литературе известно как явление вытягивания или растяжения поперечных вихрей основным осевым потоком [14].

В процессе вытягивания (растяжения) кинетическая энергия вращения увеличивается за счет кинетической энергии движения газового потока вдоль оси двигателя. На рис. 6, б хорошо видны также продольные вихри  $A$  и  $B$ , возникающие в результате интенсивного радиального истечения продуктов сгорания из внутренней части лучей канала заряда к оси двигателя. По отношению к ребрам канала заряда эти два вихря являются поперечными, а по отношению к оси двигателя – продольными. В утолщенное сопло они входят как продольные вихри  $A$  и  $B$ , в дальнейшем объединяющиеся в один продольный вихрь. Кроме того, на рис. 6, б представлено распределение конвективной теплоотдачи по наружной поверхности утолщенного сопла. В результате расчетов выявлено, что наибольшее значе-



**Рис. 6.** Вихревая структура течения на входе в утопленное сопло РДТТ со звездообразным зарядом: а – подковообразные вихревые структуры на входе в сопло; б – распределение коэффициента теплоотдачи по внешней поверхности утопленного сопла; в – схема образования продольных вихревых структур

ние конвективной теплоотдачи имеет место на входной кромке непосредственно под поперечной частью подковообразного вихря *C–E–D*.

Схема вихревой структуры в камере сгорания РДТТ со звездообразным зарядом приведена на рис. 6, в. На рис. 6, б, в показаны также линии тока вблизи поверхности наружной части утопленного сопла.

Подводя итоги, можно заключить, что в результате исследования на основе численных расчетов удалось подтвердить существенное влияние формы канала заряда на неустойчивость рабочего процесса в камере сгорания РДТТ. Показано, что наличие внезапного расширения канала заряда, а также увеличенная площадь горения в области пучности давления

акустической стоячей волны может привести к возникновению пульсирующего режима горения. Использование звездообразной (многочелевой) формы канала заряда позволяет исключить возникновение тороидальных вихревых структур и уменьшить вероятность возникновения пульсирующего режима горения. Подтверждено, что одним из способов подавления неустойчивого (пульсирующего) режима горения является применение топлив с наименьшим значением показателя степени в законе скорости горения.

#### Список литературы

1. Глебов Г. А., Высоцкая С. А. Моделирование когерентных вихревых структур и автоколебаний давления в камере сгорания РДТТ //



Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2016. Вып. № 4. С. 18–25.

2. *Соркин П. Е.* Газотермодинамика ракетных двигателей на твердом топливе М.: Наука, 1967. 368 с.

3. *Kopp C.* NIEMI/Antey S-300V 9K81/9K81-1/9K81M/MK Self Propelled Air Defence System / SA-12/SA-23 Giant/Gladiator. Technical Report APA-TR-2006-1202. AFAIAA, SMIEEE, PEng. 2003–2012.

URL: <http://www.ausairpower.net/APA-Giant-Gladiator.html> (дата обращения 17.05.2017).

4. Моделирование рабочих процессов в РДТТ. Труды сем. Вып. XXIII. Физ.-техн. ин-т КФ АН СССР, Казань, 1989. 77 с.

5. *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.

6. Термодинамические и термофизические свойства продуктов сгорания. В 10 т. Т. 1. Под ред. *В. П. Глушко*. М.: АН СССР, ВИНТИ. 1971. 263 с.

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

8. *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.

9. *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.

10. *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.

11. АС № 267040 (СССР) / *Г. А. Глебов, Е. Н. Коврижных, А. Н. Щёлков, И. Х. Фахрутдинов.* Оpubл. 01.09.1987 (заявка № 3139675 от 09.04.1986).

12. *Лойцянский Л. Г.* Механика жидкости и газа. М.: Наука, 1987. 840 с.

13. *Чернов Ю. В.* Расчет теплозащитного покрытия с внешним уносом массы. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2014. 39 с.

14. *Брэдшоу П.* Введение в турбулентность и ее измерение. М.: Мир, 1974. 280 с.

**Поступила 06.03.17**

---

**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 Казанского национального исследовательского технического университета им. А. Н. Туполева (КНИТУ-КАИ им. А. Н. Туполева), ведущий конструктор АО «Казанское ОКБ «Союз», г. Казань.

Область научных интересов: газодинамические расчеты энергетических установок.





## **On the influence of the charge channel geometry and fuel properties on the working process instability in the solid propellant rocket combustion chamber**

The paper numerically studies the influence of how the charge channel shape and the law of solid fuel burning rate influence the gas-dynamic vortex flow pattern and pressure self-oscillations in the combustion chamber of a solid-propellant rocket engine. The work presents the findings of the research which show that, using the numerical method, it is possible to choose the optimal shape of the charge channel and the solid propellant grade, which provide the least probability of occurrence of the pulsating combustion regime.

*Keywords:* solid-propellant rocket engine, pulsating combustion, self-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 Abdulmyanfovna** – post-graduate student of the Department for Jet Engines and Power Plants, Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev (KAI), Chief Engineer of Joint stock Company Kazan Experimental Design Bureau Soyuz, Kazan.

Science research interests: gas-dynamic calculations of power plants.