DOI: 10.15593/2224-9982/2017.48.03

УДК 519.9:629.7

М.Ю. Егоров¹, С.М. Егоров², Д.М. Егоров², Р.В. Мормуль³

¹ Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

² АО «Научно-исследовательский институт полимерных материалов», Пермь, Россия

³ ПАО «Научно-производственное объединение «Искра»», Пермь, Россия

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ И НЕЛИНЕЙНЫХ ВНУТРИКАМЕРНЫХ ПРОЦЕССОВ ПРИ СРАБАТЫВАНИИ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ. ЧАСТЬ 2. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ

Современный ракетный двигатель на твердом топливе (РДТТ) – сложная техническая система, в которой одновременно протекает ряд взаимосвязанных (сопряженных) нестационарных и нелинейных физико-химических процессов. РДТТ специального назначения, рассматриваемый в настоящей работе, имеет при срабатывании свои функциональные и конструктивные особенности. В статье приводятся результаты численных расчетов динамики внутрикамерных процессов при срабатывании данного РДТТ, полученные с использованием разработанной ранее физико-математической модели (уровня постановки вычислительного эксперимента) и созданного на ее основе пакета прикладных программ. Четко отслеживается сложный волновой (пульсационный) асимметричный характер течения в камере сгорания, газоходах, сопловом блоке и за сопловым блоком. В газоходах фиксируется эффект типа «биения» (периодическое изменение амплитуды колебаний давления). Фиксируется также неодновременный вылет заглушек соплового блока ракетного двигателя. Отслеживается значительная задержка зажигания поверхности горения заряда твердого топлива и, как следствие, затянутый по времени выход на расчетный режим работы РДТТ.

Ключевые слова: ракетный двигатель на твердом топливе специального назначения, внутрикамерные процессы, горение, газовая динамика, движение заглушки, результаты расчетов.

M.Yu. Egorov¹, S.M. Egorov², D.M. Egorov², R.V. Mormul³

¹ Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

² JSC “Research Institute of Polymeric Materials”, Perm, Russian Federation

³ PJSC Scientific-Production Association “Iskra”, Perm, Russian Federation

NUMERICAL SIMULATION OF UNSTEADY AND NONLINEAR INTRACHAMBER PROCESSES WHEN TRIGGERING SRM FOR SPECIAL PURPOSE. PART 2. RESULTS OF THE CALCULATION

Modern solid rocket motor (SRM) is a complex technical system, which runs simultaneously a number of inter-related (conjugate) and non-linear time-dependent physical and chemical processes. SRM for special purpose, considered in this paper, has own functionality and design features when triggering. The article presents the results of numerical calculations of the dynamics of intrachamber processes when triggering SRM. The results were obtained, using previously developed physical and mathematical model (level of the formulation of computational experiment) and created application software based on the model. It is clearly observed complex wave (pulsating) asymmetrical nature of the flow in the combustion chamber, ducts, nozzle block and behind it. It is determined beats (periodic change in the pressure oscillation amplitude) in the ducts. It is registered also nonsimultaneous movement of the closure diaphragms in the nozzle blocks. It is established significant delay in the ignition of the solid grain surface, as a consequence, approach to steady-state mode of SRM is also delayed.

Keywords: special-purposes solid rocket motor, intrachamber processes, combustion, gas dynamics, movement of the plug, results of the calculation.

Современный ракетный двигатель на твердом топливе (РДТТ) – сложная техническая система, в которой одновременно протекает ряд взаимосвязанных (сопряженных) нестационарных и нелинейных физико-химических процессов [1–6 и др.]. РДТТ специального назначения, рассматриваемый в настоящей работе, имеет при срабатывании свои функциональные и конструктивные особенности. Проанализируем некоторые из них детально.

Приведем результаты численных расчетов динамики внутрикамерных процессов при срабатывании данного РДТТ, полученные с использованием разработанной ранее физико-математической модели (уровня постановки вычислительного эксперимента) и созданного на ее основе пакета прикладных программ [7]. Конфигурация газодинамического тракта рассматриваемого ракетного двигателя представлена на рис. 1. Все приведенные ниже функциональные параметры показаны в безразмерном виде, время дано в условных единицах.

На рис. 2–5 показано изменение во времени давления газовой смеси (воздух, продукты сгорания воспламенителя и твердого топлива) в фиксированных точках газодинамического тракта РДТТ. Принятые обозначения: p_1 – давление в камере сгорания в фиксированном сечении по оси OZ (ось симметрии); p_2 – давление в вершине бокового газохода в фиксированном сечении по оси OZ ; p_3 – давление на торце центрального газохода; p_4 – давление в камере воспламенителя; $(-x)$ – крайняя отрицательная координата по оси OX ; $(+x)$ – крайняя положительная координата по оси OX ; $(-y)$ – крайняя отрицательная координата по оси OY ; $(+y)$ – крайняя положительная координата по оси OY .

Рис. 1. Конфигурация газодинамического тракта РДТТ: 1 – свободный объем камеры сгорания; 2 – центральный газоход; 3 – камера воспламенителя; 4 – боковой газоход; 5 – сопловой блок

Рис. 2. Изменение во времени давления в камере сгорания: *а* – график; *б* – фрагмент (увеличенно); *в* – в четырех точках (фрагмент увеличенно)

На рис. 2, *а* показано изменение во времени давления газовой смеси в фиксированной точке камеры сгорания ракетного двигателя: $p_1(-x) = f(t)$. На рис. 2, *б* приведен фрагмент рис. 2, *а* в увеличенном масштабе. На рис. 2, *в* представлено изменение во времени (фрагментально) давления в четырех точках камеры сгорания: $p_1(-x) = f(t)$, $p_1(+x) = f(t)$, $p_1(-y) = f(t)$, $p_1(+y) = f(t)$ в существенно увеличенном масштабе. На рисунках четко отслеживается сложный волновой (пульсационный) характер течения. Частота высокочастотных пульсаций давления хорошо согласуется с частотой первой радиальной моды, определяемой по аналитической зависимости $f = 1,22a / (2r)$ [8], где a – скорость звука; r – радиус камеры сгорания. Кроме того, в расчете фиксируется эффект «биения» (периодическое изменение амплитуды колебаний давления) [9, 10]. Причем частота «биения» изменяется во времени и, при изменении, сопоставима с собственной частотой ракетного двигателя. Амплитуда колебаний давления со временем уменьшается.

На рис. 3, *а* представлено изменение во времени давления газовой смеси в фиксированной точке (вершине) бокового газохода РДТГ: $p_2(-x) = f(t)$. На рис. 3, *б* также приведен фрагмент рис. 3, *а* в увеличенном масштабе. На рис. 3, *в* представлено изменение во времени (фрагментально) давления в четырех точках (вершинах) четырех боковых газоходов: $p_2(-x) = f(t)$, $p_2(+x) = f(t)$, $p_2(-y) = f(t)$, $p_2(+y) = f(t)$ в существенно увеличенном масштабе. Здесь также фиксируется сложный волновой (пульсационный) характер течения, но частота пульсаций иная. Частота уже низкочастотных пульсаций давления хорошо согласуется с частотой первой продольной моды, определяемой по аналитической зависимости $f = a / (2l)$ [8], где a – скорость звука; l – длина бокового газохода. Также фиксируется эффект «биения» [9, 10]. Причем амплитуда колебаний давления со временем возрастает. Возможен эффект резонанса, что косвенно подтверждается экспериментальными данными по стендовой отработке ракетного двигателя (датчиками перегрузки). Дальнейшему возрастанию амплитуды колебаний давления препятствует вылет заглушек соплового блока при $t \sim 273$. Причем четыре заглушки соплового блока вылетают не одновременно, а с существенной задержкой по времени (см. рис. 3, *в*).

Рис. 3. Изменение во времени давления: *а* – в боковом газоходе; *б* – в боковом газоходе (фрагмент, увеличенно); *в* – в четырех боковых газоходах (фрагмент, увеличенно)

На рис. 4 показано изменение во времени давления газовой смеси на торце центрального газохода ракетного двигателя: $p_3 = f(t)$. В начальный момент времени здесь также фиксируется волновой (пульсационный) высокочастотный характер течения. Со временем амплитуда колебаний давления, как и в камере сгорания, уменьшается. Фиксируется также (повышением амплитуды колебаний давления) вылет заглушек соплового блока при $t \sim 273$.

На рис. 5 приведено изменение во времени давления газовой смеси в камере воспламенителя РДТТ: $p_4 = f(t)$. При срабатывании пиропатрона и последующем зажигании и горении навески воспламенителя в камере воспламенителя резко повышается давление. Максимальный уровень давления значительно (в разы!) превышает давление в камере сгорания. После полного выгорания навески воспламенителя давление здесь также резко падает и, далее по времени, постепенно возрастает по мере возрастания давления в камере сгорания ракетного двигателя. В камере воспламенителя также фиксируется (повышением амплитуды колебаний давления) вылет заглушек соплового блока при $t \sim 273$.

Рис. 4. Изменение во времени давления в центральном газоходе

Рис. 5. Изменение во времени давления в камере воспламенителя

На рис. 6 представлено распределение в фиксированные моменты времени ($t = 032$ – рис. 6, а; $t = 273$ – рис. 6, б; $t = 372$ – рис. 6, в) удельной теплоемкости при постоянном давлении C_p газовой смеси по сечению в поперечной плоскости XOY камеры сгорания непосредственно у поверхности горения заряда твердого топлива ракетного двигателя. Помимо общей динамики газодинамического течения, по данному распределению можно косвенно судить о степени зажигания (воспламенения) поверхности горения заряда твердого топлива. Рассматриваемый РДТТ имеет комбинированный (составной) заряд твердого топлива, горящий по торцевой поверхности. Для улучшения зажигания основного заряда твердого топлива в центральную часть торца заряда устанавливается промежуточный заряд из твердого топлива с улучшенными характеристиками по воспламеняемости. При уровне удельной теплоемкости при постоянном давлении $C_p \approx 0,870$ (на рис. 6 – это насыщенный желтый цвет) можно говорить о гарантированном зажигании поверхности горения промежуточного заряда твердого топлива. При уровне удельной теплоемкости при постоянном давлении $C_p \approx 0,950$ (на рис. 6 – это насыщенный красный цвет) можно говорить о гарантированном зажигании поверхности горения основного заряда твердого топлива. Заметим, что на момент времени вылета заглушек соплового блока ($t = 273$ – см. рис. 6, б) воспламенилась незначительная часть поверхности горения заряда РДТТ.

Рис. 6. Распределение C_p у поверхности горения: *a* – $t = 032$; *б* – $t = 273$; *в* – $t = 372$

На рис. 7 показано распределение температуры газовой смеси в фиксированный момент времени (при $t \sim 273$) по сечению в поперечной плоскости XOY камеры сгорания у поверхности горения (рис. 7, *а*), в продольной плоскости XOZ (рис. 7, *б*) и в продольной плоскости YOZ (рис. 7, *в*) общего газодинамического тракта РДТТ. Это момент вылета заглушек соплового блока: заглушка с координатой $(-x)$ – в процессе вылета; заглушка с координатой $(+x)$ – в исходном положении; заглушка с координатой $(-y)$ – уже вылетела; заглушка с координатой $(+y)$ – в исходном положении. В целом температура газового потока по объему камеры сгорания, газоходов и сопловых блоков существенно неоднородна. Геометрической симметрии в распределении поля температуры не наблюдается. Картина течения носит явно выраженный неоднородный волновой вихреобразный характер.

Рис. 7. Распределение температуры при $t \sim 273$ в камере сгорания в плоскости:
а – XOY ; *б* – XOZ ; *в* – YOZ РДТТ

На рис. 8 приведено распределение в фиксированные моменты времени ($t = 032$ – рис. 8, *а*; $t = 273$ – рис. 8, *б*; $t = 372$ – рис. 8, *в*) модуля вектора скорости движения газовой смеси по сечению в продольной плоскости XOZ общего газодинамического тракта РДТТ. До момента вылета заглушек соплового блока ракетного двигателя наблюдается интенсивное движение и переме-

шивание газовой смеси. Симметрии потока не наблюдается. При вылете заглушек соплового блока заметное движение интенсифицируется только в том сопловом блоке, где вылетает заглушка. После вылета заглушек в камере сгорания и газоходах скорости движения и ускорения газовой смеси незначительные. Интенсивное ускорение реализуется только в сопловых блоках.

Рис. 8. Распределение модуля вектора скорости в плоскости XOZ РДТТ: a – при $t = 032$; b – при $t = 273$; c – при $t = 372$

Полученная расчетная информация (уровня постановки вычислительного эксперимента) может быть успешно использована при проектировании и отработке новых образцов ракетной техники на твердом топливе с высокими энергомассовыми, прочностными, шумовыми и другими эксплуатационными характеристиками.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект РФФИ № 01-96023/14-16_р_Урал_а).

Библиографический список

1. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1980. – 533 с.
2. Численный эксперимент в теории РДТТ / А.М. Липанов, В.П. Бобрышев, А.В. Алиев [и др.]; под ред. А.М. Липанова. – Екатеринбург: Наука, 1994. – 301 с.
3. Егоров М.Ю., Егоров Я.В., Егоров С.М. Исследование неустойчивости рабочего процесса в двухкамерном РДТТ // Известия вузов. Авиационная техника. – 2007. – № 4. – С. 39–43.
4. Егоров М.Ю., Егоров С.М., Егоров Д.М. Численное исследование переходных внутрикамерных процессов при выходе на режим работы РДТТ // Известия вузов. Авиационная техника. – 2010. – № 3. – С. 41–45.
5. Егоров М.Ю., Егоров Д.М. Численное моделирование внутрикамерных процессов в бесопловом РДТТ // XXIII семинар по струйным, отрывным и нестационарным течениям (с междунар. участием): сб. тр. / Нац. исслед. Том. политехн. ун-т. – Томск, 2012. – С. 124–127.
6. Егоров М.Ю. Метод Давыдова – современный метод постановки вычислительного эксперимента в ракетном твердотопливном двигателестроении // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2014. – № 37. – С. 6–70.
7. Численное моделирование нестационарных и нелинейных внутрикамерных процессов при срабатывании ракетного двигателя на твердом топливе специального назначения. Часть 1. Постановка вычислительного эксперимента / М.Ю. Егоров, С.М. Егоров, Д.М. Егоров, Р.В. Мормуль // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2016. – № 47. – С. 53–72.
8. Соркин Р.Е. Газотермодинамика ракетных двигателей на твердом топливе. – М.: Наука, 1967. – 368 с.
9. Справочник по физике. Формулы, таблицы, схемы / под ред. Х. Штекера. – М.: Техносфера, 2009. – 1264 с.
10. Глебов Г.А., Высоцкая С.А. К вопросу о возникновении неустойчивости в виде «биений» в камере ракетного двигателя твердого топлива // Люльевские чтения: материалы десятой межрег. отрасл. науч.-техн. конф., 22–24 марта 2016 года. – Челябинск: Изд. центр Юж.-Урал. гос. ун-та, 2016. – С. 49–51.

References

1. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. Teoriya raketnykh dvigateley [Theory of rocket engines]. Moscow, Mashinostroyeniye, 1980, 533 p.
2. Lipanov A.M., Bobryshev V.P., Aliev A.V. et al. Chislennyy eksperiment v teorii RDTT [Numerical experiment in the theory of solid propellant rocket motors]. Ed. A.M. Lipanov. Ekaterinburg, Nauka, 1994, 301 p.
3. Egorov M.Yu., Egorov Ya.V., Egorov S.M. Issledovanie neustoychivosti rabocheho protsessa v dvukhkamernom RDTT [Study of working process instability in the two-chamber SPRE]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Aviatcionnaya tekhnika*, 2007, no. 4, pp. 39–43.
4. Egorov M.Yu., Egorov S.M., Egorov D.M. Chislennoe issledovanie perekhodnykh vnutrikamernykh protsessov pri vykhode na rezhim raboty RDTT [Numerical study of transient chamber processes when transient mode of the SPRE operation]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Aviatcionnaya tekhnika*, 2010, no. 3, pp. 41–45.
5. Egorov M.Yu., Egorov D.M. Chislennoe modelirovanie vnutrikamernykh protsessov v bessoplovom RDTT [Numerical simulation of chamber processes in nozzleless solid propellant rocket motors]. *V sbornike: XXIII seminar po struynym, otrivnym i nestatsionarnym techeniyam (s mezhduнародnym uchastiem)*, Natsionalnyy issledovatel'skiy Tomskiy politekhnicheskiy universitet, 2012, pp. 124–127.
6. Egorov M.Yu. Metod Davydova – sovremennyy metod postanovki vychislitel'nogo eksperimenta v raketnom tverdotoplivnom dvigatelestroenii [Davydov method as a modern method of computing experiment for solid rocket motors]. *PNRPU Engineering Aerospace Bulletin*, 2014, no. 37, pp. 6–70.
7. Egorov M.Yu., Egorov S.M., Egorov D.M., Mormul R.V. Chislennoe modelirovanie nestatsionarnykh i nelineynykh vnutrikamernykh protsessov pri sratyvatyvanii raketnogo dvigatelya na tverdom toplive spetsial'nogo naznacheniya. Chast 1. Postanovka vychislitel'nogo eksperimenta [Numerical simulation of unsteady and nonlinear intrachamber processes when triggering rocket engine on solid fuel for special purpose. Part 1. Statement of computational experiment]. *PNRPU Engineering Aerospace Bulletin*, 2016, no. 47, pp. 53–72.

8. Sorkin R.E. Gazotermodynamika raketnykh dvigateley na tverdom toplive [Gaz-thermodynamics of solid propellant rocket engines]. Moscow, Nauka, 1967, 368 p.

9. Spravochnik po fizike. Formuly, tablitsy, skhemy [Handbook of physics. Formulas, tables, diagrams]. Ed. H. Shtekera. Moscow, Tekhnosfera, 2009, 1264 p.

10. Glebov G.A., Vysotskaya S.A. K voprosu o vozniknovenii neustoychivosti v vide «bieniy» v kamere raketnogo dvigatelya tverdogo topliva [On the question of the appearance of the instability in the form of "beats" in the chamber of the solid propellant rocket engine]. In book: *Lyulevskie chteniya: materialy desyatoy mezhregionalnoy otraslevoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii*, Chelyabinsk, Izdatelskiy tsentr YuUrGU, 2016, pp. 49-51.

Об авторах

Егоров Михаил Юрьевич (Пермь, Россия) – доктор физико-математических наук, профессор кафедры «Высшая математика» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: egorov-m-j@yandex.ru).

Егоров Сергей Михайлович (Пермь, Россия) – кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник АО «Научно-исследовательский институт полимерных материалов» (614113, г. Пермь, ул. Чистопольская, д. 16, e-mail: know_nothing@bk.ru).

Егоров Дмитрий Михайлович (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, заместитель главного конструктора АО «Научно-исследовательский институт полимерных материалов» (614113, г. Пермь, ул. Чистопольская, д. 16, e-mail: egorovdimitriy@mail.ru).

Мормуль Роман Викторович (Пермь, Россия) – инженер-конструктор 2-й категории ПАО «Научно-производственное объединение “Искра”» (614038, г. Пермь, ул. Академика Веденеева, д. 28).

About the authors

Mikhail Yu. Egorov (Perm, Russian Federation) – Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Professor, Department of Higher Mathematics, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: egorov-m-j@yandex.ru).

Sergey M. Egorov (Perm, Russian Federation) – Ph. D. in Physical and Mathematical Sciences, Leading Researcher, JSC “Scientific-Research Institute of Polymeric Materials” (16, Chistopolskaya st., Perm, 614113, Russian Federation, e-mail: know_nothing@bk.ru).

Dmitry M. Egorov (Perm, Russian Federation) – Ph. D. in Technical Sciences, Chief Designer, JSC “Scientific-Research Institute of Polymeric Materials” (16, Chistopolskaya st., Perm, 614113, Russian Federation, e-mail: egorovdimitriy@mail.ru).

Roman V. Mormul (Perm, Russian Federation) – Designer of the 2nd category, PJSC Scientific-Production Association “Iskra” (28, Academica Vedeneyeva st., Perm, 614038, Russian Federation).

Получено 10.01.2017