

УДК 621.454.3.048

М.В. Тихая, канд. техн. наук В.Л. Бучарский, К.Н. Орехов

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ЗАПУСКА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

Рассмотрены особенности процесса запуска ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ) и построена вычислительная модель параметров РДТТ при запуске. Результаты, полученные по предлагаемой модели, показали приемлемое согласование с экспериментальными данными и расчетами по общепринятым методикам.

Розглянуто особливості процесу запуску ракетного двигуна на твердому паливі (РДТТ), а також побудовано обчислювальну модель параметрів РДТТ під час запуску. Результати, отримані стосовно запропонованої моделі, показали прийнятне узгодження з експериментальними даними та розрахунками за загальноприйнятими методиками.

In this article was examined starting process of solid rockets motor (SRM) and built computational model of parameters SRM at the time of starting. A result from this model shows acceptable concordance with experimental data and calculations by standard methods.

Введение

Определение характеристик РДТТ при запуске является сложной научно-практической задачей, обусловленной нестационарностью и скоротечностью (0,1-0,3 с) процесса и одновременным влиянием параметров воспламенителя, вылета заглушки и процесса зажигания заряда, высокими значениями температуры и скорости потока.

В общем случае течение продуктов сгорания в канале РДТТ является многомерным. Приток газов происходит от всей горячей поверхности, в том числе от щелей и кольцевых проточек. Существенное влияние на течение газов оказывают уплотненность сопла, завихрения в предсопловом объеме, а также газовый поток от воспламенителя.

Использование многомерных нестационарных методов для определения внутрибаллистических характеристик дает достаточно точные результаты, однако время расчетов зачастую не отвечает требованиям оперативности проведения процесса проектирования РДТТ. В связи с этим целесообразно использовать упрощенные методы, в частности метод численного моделирования. Использование вычислительных методов с учетом результатов натурных экспериментов позволяет определять характеристики РДТТ при запуске, а также характеристики воспламенителя [1].

Описание математической модели

Целью работы было построение вычислительной модели РДТТ, позволяющей оперативно рассчитывать процессы при запуске. Верификация осуществляется путем сравнения полученных с ее помощью результатов с экспериментальными данными.

Математическая модель физических процессов в свободном объеме камеры сгорания в период воспламенения строится обычно на предположении, что возникновение фронта пламени над поверхностью топлива и включение ее в процесс горения происходит мгновенно после достижения некоторых критических условий, например температуры воспламенения поверхности твердого топлива [2].

При построении вычислительной модели были приняты следующие допущения:

- течение квазиодномерно по пространственной координате;
- течение в канале ствола при запуске нестационарное;
- не учитывается наличие конденсированной фазы;
- горение происходит только на поверхности твердого топлива;
- продукты сгорания в проточном канале РДТТ подчиняются уравнению идеального газа.

В качестве основы для построения вычислительной модели РДТТ были использованы система основных законов сохранения (массы, импульса и энергии) для газового потока, уравнения состояния, выражения для внутренней энергии. Замыкали систему соответствующие начальные и граничные условия:

$$\left\{ \begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} \iint_F \rho dF + \frac{\partial}{\partial x} \iint_F \rho v_x dF = \int_h \rho_T u dh; \\ & \frac{\partial}{\partial t} \iint_F \rho v_x dF + \frac{\partial}{\partial x} \iint_F \rho v_x^2 dF = \\ & = \frac{\partial}{\partial x} \iint_F \rho dF \int_h p \sin(l, i) dh - \int_h \tau_{\text{бок}} dh; \\ & \frac{\partial}{\partial t} \iint_F \rho \left(\varepsilon + \frac{v^2}{2} \right) dF + \frac{\partial}{\partial x} \iint_F \rho v_x \left(\varepsilon + \frac{p}{\rho} + \frac{v^2}{2} \right) dF = \\ & = \int_h \rho_T u \left(\varepsilon + \frac{p}{\rho} + \frac{v^2}{2} \right) dh + \int_h q_{\text{бок}} dh + \iint_F \rho U_\nu dF; \\ & \quad p = \rho R T; \\ & \quad \varepsilon = \int_0^T c_\nu dT, \end{aligned} \right.$$

где F – площадь проходного сечения канала;
 ρ – плотность продуктов сгорания;
 u – скорость горения топлива;
 p – давление в камере двигателя;
 v – скорость газового потока;
 R, T, c_ν – газовая постоянная, температура и теплоемкость продуктов сгорания;
 ε – внутренняя энергия газа.

После осреднения по поперечному сечению потока была получена система дифференциальных уравнений

$$\left\{ \begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} \rho F + \frac{\partial}{\partial x} \rho v F = m_f; \\ & \frac{\partial}{\partial t} \rho v F + \frac{\partial}{\partial x} (p + \rho v^2) F = p \frac{\partial F}{\partial x}; \\ & \frac{\partial}{\partial t} \rho F \left(\varepsilon + \frac{v^2}{2} \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left(\rho \left(\varepsilon + \frac{v^2}{2} \right) + p \right) v F = C_p T m_f; \\ & \quad u = u_1 p^\nu; \\ & \quad p = (k-1) \rho \varepsilon; \\ & \quad m_f = \rho_T u h, \end{aligned} \right.$$

где m_f – массовый расход продуктов сгорания;
 ρ_T – плотность топлива;
 h – эквивалентный периметр проходного сечения;

u_1, ν – константы в законе горения твердого топлива.

Для решения этой системы была использована конечно-разностная схема метода совместной аппроксимации третьего порядка точности по времени и пространству [3]:

$$\begin{aligned} U_i^{n+1} &= U_i^n - \sigma G_{x_i} + \varphi_{i+\frac{1}{2}} - \varphi_{i-\frac{1}{2}} + \tau S_i; \\ \varphi_{i+\frac{1}{2}} &= \frac{\sigma^2}{2} \left[(\psi_i'' + \psi_{i+1}'') - \frac{\sigma}{3} (A_{i+1}^2 G_{x_{i+1}} - \right. \\ & \quad \left. - A_i^2 G_{x_i}) + \frac{\sigma^3}{24} (\psi_i''' + \psi_{i+1}''') \right]; \\ G_{x_i} &= \psi_i' - \psi_{i-1}'; \\ \psi_i'' &= -\frac{1}{12} (A_{i-1} G_{x_{i-1}} - 8A_i G_{x_i} + A_{i+1} G_{x_{i+1}}); \\ \psi_i' &= -\frac{1}{12} (G_{x_{i-1}} - 8G_{x_i} + G_{x_{i+1}}), \end{aligned}$$

где $U = (\rho, \rho v, E)^T$ – вектор неизвестных;

$G = (\rho v, \rho v^2 + p, v(E + p))^T$ – вектор потоков;

$S = \frac{1}{F} \left(\left(m_f, p \frac{\partial F}{\partial x}, c_p T m_f \right) - \frac{\partial F}{\partial x} G \right)^T$ – источник член;

$A = \frac{\partial G}{\partial U}$ – якобиан системы уравнений;

$E = \rho \left(\varepsilon + v^2 \right)$ – полная энергия потока.

Проверка полученной модели проводилась по результатам моделирования РДТТ Star48V (рис. 1) в программном комплексе Mathematica. Параметры этого двигателя и результаты его испытаний отражены в документах [4].

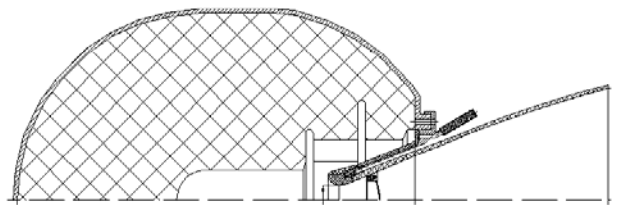


Рис. 1. Конструкция РДТТ Star48V

Конфигурация твердотопливного заряда и воспламенителя в моделируемом двигателе не позволяет полагать, что течение является одномерным, так как воспламенитель установлен у заднего днища двигателя и газовый поток от него сначала движется в

предсопловом объеме с последующим разворотом на входе в сопло.

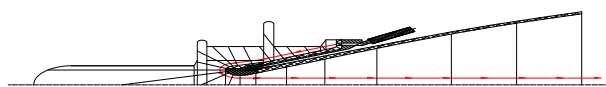


Рис. 2. Разбиение расчетной области вдоль линии тока

Однако во время запуска, когда основной массоприход идет от поверхности твердого топлива в окрестности воспламенителя, возможно сведение задачи к одномерной. С этой целью была построена линия тока в момент запуска (рис. 2), и осреднение исходных уравнений проводилось по нормали к ней. В каждой точке определяли площадь поперечного сечения и боковую поверхность, по которой проходило горение топлива. При расчете использовали 150 расчетных ячеек.

Результаты расчета

Для решения задачи запуска в качестве исходных данных были использованы результаты термодинамического расчета состава продуктов сгорания: значения теплоемкости, газовой постоянной, температуры и состав продуктов сгорания.

Скорость горения определялась по классическому степенному закону горения

$$U = U_1 P^\nu.$$

Для моделируемого двигателя этот закон имеет такой вид:

$$U = 6,045 P^{0,3}.$$

После проведения расчетов получены распределения параметров газового потока в канале РДТТ вдоль линии тока (рис. 3, 4).

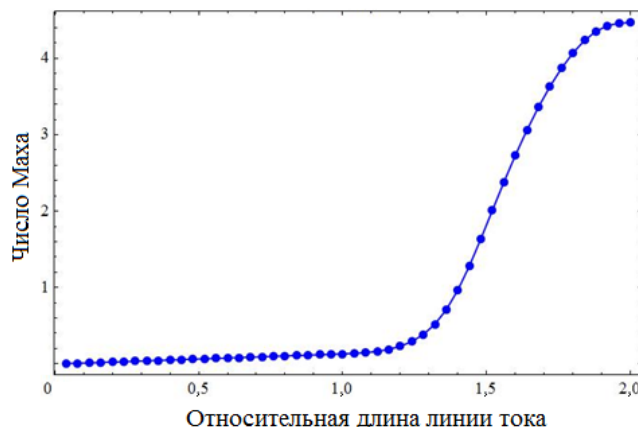


Рис. 3. Распределение числа Маха по линии тока

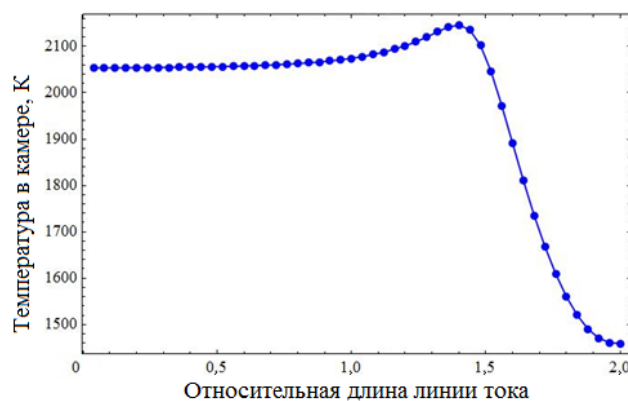


Рис. 4. Распределение температуры потока по линии тока

Полученная зависимость скорости потока не противоречит основным представлениям о картине течения в РДТТ [5], и ее анализ позволяет определить корректность разбиения геометрии заряда на ячейки. На изменение этой зависимости оказывает влияние изменение начальной температуры заряда, вызванное условиями хранения и эксплуатации, что приводит к перестройке механизма горения.

По мере удаления от переднего торца заряда и при приближении к соплу расход газа и его скорость увеличиваются. Скорость горения может увеличиваться, если вдоль поверхности горения движутся продукты сгорания с большой скоростью. В таких случаях возникает эрозионное горение. Чаще всего оно возникает сразу после запуска, когда площадь поперечного сечения канала в заряде минимальная. Поэтому определение скорости потока вдоль канала при запуске является важной практической задачей, так как позволяет спро-

гнозировать возникновение негативного эрозионного эффекта и правильно подобрать геометрию канала для уменьшения влияния эрозионного горения топлива на внутреннюю баллистику РДТТ.

При запуске двигателя можно выделить следующие стадии:

- работа воспламенителя, распределение продуктов сгорания по объему камеры сгорания двигателя;
- прогрев топлива, воспламенение участков заряда, прогретых до температуры воспламенения, распространение фронта горения по поверхности заряда;
- рост давления в камере и вылет заглушки, истечение газов через сопло;
- выход двигателя на режим.

Изложенная математическая модель расчета позволила определить внутрибаллистические параметры при запуске двигателя. Результаты расчета давления в камере приведены на рис. 5.

При этом можно выделить следующие характерные точки:

- 1 – начало горения заряда;
- 2 – вылет заглушки и истечение продуктов сгорания;
- 3 – окончание интенсивного воспламенения заряда.

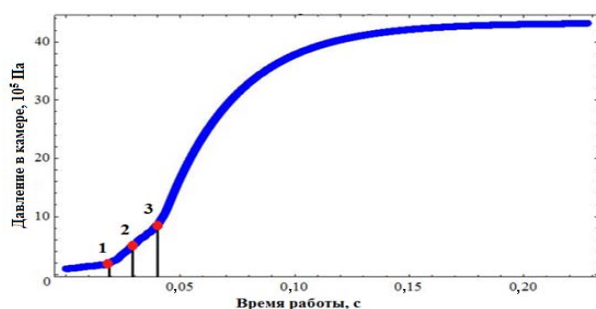


Рис. 5. Изменение давления в камере по времени работы во время запуска:
1 – 0,02 с; 2 – 0,035 с; 3 – 0,046 с

Запуск двигателя согласно проведенным расчетам осуществляется за ~0,3 с, что соответствует данным разработчика двигателя [4].

С помощью представленной вычислительной модели можно рассчитывать параметры запуска при вариации таких исходных данных:

- массы воспламенительного состава;

- давления после срабатывания воспламенителя;
- давления вылета сопловой заглушки;
- начальной температуры заряда.

Если массы воспламенительного состава недостаточно, то наблюдается затяжной выход двигателя на стационарный режим. При избыточной массе воспламенителя имеет место пик давления при выходе на режим. При оптимальной массе происходит нормальный выход на режим за минимальное время без значительных забросов и провалов давления.

Варьируя перечисленными параметрами, можно добиться требуемых значений внутрибаллистических параметров при выходе на основной режим работы двигателя.

Запуск РДТТ завершается после стабилизации давления в камере и выхода двигателя на основной режим работы.

Определение параметров двигателя во время работы на основном режиме проводилось по методикам ГП "КБ "Южное". Результаты расчетов сравнивали с экспериментальными данными (рис. 6, 7).

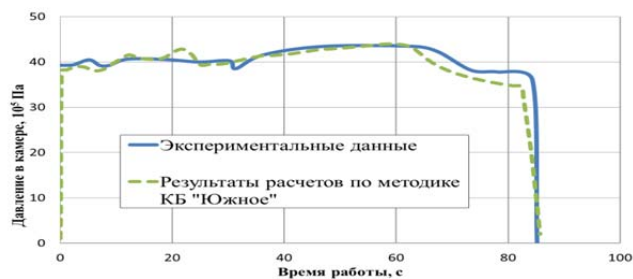


Рис. 6. Изменение давления в камере по времени работы на основном режиме двигателя Star48V

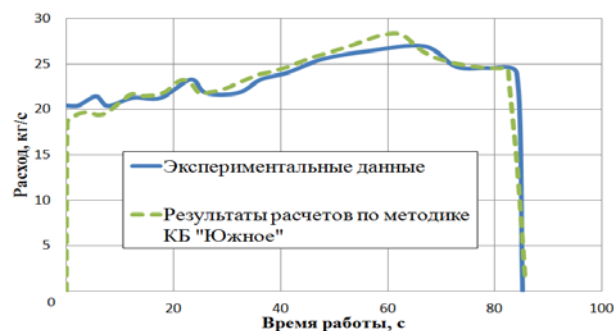


Рис. 7. Изменение массового расхода в камере по времени работы на основном режиме двигателя Star48V

Результаты расчетов показали приемлемое согласование с экспериментальными данными.

Отметим, что время расчета одного варианта запуска составляет порядка 3 мин (вместо 9 ч расчета при трехмерном нестационарном методе моделирования).

Выводы

1. Разработана модель процесса запуска РДТТ на основе системы основных законов сохранения, обеспечивающая существенное сокращение времени расчетов (по сравнению с многомерной нестационарной моделью).

2. Расчетная модель показала приемлемое согласование с экспериментальными данными.

3. Дальнейшее повышение точности модели возможно при рассмотрении двухмерного газового потока с учетом конденсированной фазы и потерь на трение.

Список использованной литературы

1. Ерохин Б.Т. Теория внутрикамерных процессов и проектирование РДТТ. – М.: Машиностроение, 1991. – 560 с.
2. Тимнат И. М. Ракетные двигатели на химическом топливе. – М.: Мир, 1990. – 290 с.
3. Бучарский В. Л. Двухшаговые разностные схемы метода совместной аппроксимации для решения квазилинейных одномерных гиперболических уравнений // Восточ.-Европ. ж-л передовых технологий. – 2013. – № 2/4 (62). – С. 34-38.
4. ATK Space Propulsion Products Catalog. – Alliant Techsystems Inc., 2008. – 128 p.
5. Абугов Д. И., Бобылев В. М. Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива. – М.: Машиностроение, 1987. – 272 с.

Статья поступила 14.07.2015