

В. Е. Литвиненко, Р. В. Кальныш, В. А. Попов

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное»
им. М. К. Янгеля», Днепро, Украина

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРИБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЯ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

Рассмотрены дифференциальные уравнения, описывающие процессы в камере сгорания ракетного двигателя на твердом топливе. Приведены предложения, благодаря которым при расчете внутрибаллистических характеристик учитывается большее количество факторов влияющих на работу ракетного двигателя на твердом топливе, также становится возможен расчет внутрибаллистических характеристик двигателя при срабатывании системы аварийного выключения двигателя..

Ключевые слова: математическое моделирование, дифференциальные уравнения, внутрибаллистические характеристики, аварийное выключение двигателя, ракетный двигатель на твердом топливе.

ВВЕДЕНИЕ

Разработка методов расчета давления в камере сгорания для зарядов различных форм и марок топлива — одна из основных задач теории внутренней баллистики ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ). Цель нашей работы заключается в создании программы-методики, позволяющей рассчитывать ВБХ ракетного двигателя на твердом топливе с более полным учетом факторов, влияющих на работу двигателя, а также расчет ВБХ двигателя при срабатывании системы аварийного выключения двигателя (АВД).

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ВНУТРИБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЯ

Ранее расчет давления в камере проводился по уравнению Бори:

$$\frac{V}{RT} \cdot \frac{dp_k}{dt} + \frac{p_k SU}{RT} - \frac{V p_k}{(RT)^2} \cdot \frac{d(RT)}{dt} = SU \rho_T - G_c,$$
$$\frac{V}{\chi RT} \cdot \frac{dp_k}{dt} = SU \rho_T - \frac{A \varphi_2 F_{кр} p_k}{\sqrt{\chi RT}} - \frac{p_k SU}{\chi RT}, \quad (1)$$
$$SU \rho_T = \frac{A \varphi_c F_{кр} p_k}{\sqrt{\chi RT}},$$

где V — свободный объем камеры сгорания, p_k — давление в камере сгорания, R — газовая постоянная продуктов сгорания, T — температура продуктов сгорания, S — площадь горения заряда твердого топлива, u — скорость горения твердого топлива, ρ_T — плотность топлива, G_c — массовый расход продуктов сгорания через сопло, $A \varphi_c$ — расходный комплекс, термодинамический, с учетом коэффициента расхода φ_c , χ — коэффициент тепловых потерь, равный 1.

При выводе уравнения Бори (1) делается ряд допущений, из-за которых полученное уравнение не учитывает ряд факторов, влияющих на работу двигателя.

1. Приравняется нулю производная давления по времени: $\frac{dp_k}{dt} = 0$. Уравнение не действительно на не установившихся режимах (когда значение этой производной велико). Его невозможно применить при расчете ВБХ при срабатывании АВД.

2. Температура и газовая постоянная считаются постоянными: $\frac{V p_k}{(RT)^2} \cdot \frac{d(RT)}{dt} = 0$. Значение термодинамических параметров берется для некоторого усреднённого давления в камере за время работы двигателя.

3. Несущественно малым считается последнее слагаемое в правой части ($p_k S U / (\chi RT) = 0$), что также вносит мелкую погрешность.

Для более полного учета факторов, влияющих на работу РДТТ, составляем систему дифференциальных уравнений, описывающих внутрикамерные процессы. При составлении системы уравнений сделаны следующие допущения [1, 2]:

1) продукты сгорания даже при наличии в них взвешенных конденсированных частиц рассматриваются как газовая смесь, удовлетворяющая уравнению состояния идеальных газов:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{Vp}{RT} \right) = \frac{V}{RT} \cdot \frac{dp}{dt} + \frac{p}{RT} \cdot \frac{dV}{dt} - \frac{Vp}{(RT)^2} \cdot \frac{dRT}{dt};$$

2) приход продуктов горения топлива с горящей поверхности отождествляется с приходом окончательных продуктов сгорания, а расход газов через сопло вычисляется по формуле для стационарного течения замороженного состава:

$$\dot{m}_n = SU \rho_T,$$

$$\dot{m}_p = A \varphi_2 F_{кр} p_k;$$

3) разность между приходом газов за счет горения топлива и расходом газов через сопло равна изменению количества газов в камере:

$$\dot{m} = SU \rho_T - A \varphi_2 F_{кр} p_k;$$

4) температуру и газовую постоянную продуктов сгорания топлива в камере при отсутствии теплопотерь и изменяющемся давлении в камере принимают равными изобарной равновесной температуре и газовой постоянной, определяемыми термодинамическим расчетом в функции давления в камере сгорания.

Помимо уравнения, описывающего изменение давления в КС, дополним систему уравнением, опи-

сывающем изменение свободного объема КС, свода горения и относительного времени. После всех математических преобразований система уравнений будет иметь следующий вид:

$$\frac{dp}{dt} = \left[\frac{R(p)T(p)}{V} [S(e)\rho_T U_1 p^\nu - A(P)\varphi_2 F_{кр}(\tau)p] - \frac{pS(e)U_1 p^\nu}{V} \right] \times$$

$$\times \left(1 - \frac{p}{RT(p)} \cdot \frac{d(RT)}{dp} \right)^{-1},$$

$$\frac{dV}{dt} = S(e)U_1 p^\nu,$$

$$\frac{de}{dt} = U_1 p^\nu,$$

$$\frac{d\tau}{dt} = \frac{A(P)\varphi_2 F_{кр}(\tau)p}{\omega_\Sigma^6},$$

где U_1 — коэффициент в законе скорости горения твердого топлива $U = U_1 p^\nu$, ν — степенной показатель в законе скорости горения, e — текущий свод горения, τ — относительное время (относительный вес сгоревшего топлива), ω_Σ^6 — суммарный баллистический вес.

Полученная система уравнений представляет собой систему обыкновенных дифференциальных уравнений (СОДУ), решать которую будем методом Рунге — Кутты 4-го порядка точности.

При решении полученной СОДУ учитываются следующие факторы. Во-первых, учитывается разгар критического сечения сопла в зависимости от относительного времени по следующей зависимости:

$$F_{кр}(\tau) = \frac{\pi}{4} [D_{нач}^2 (1-\tau) + D_{кон}^2 \tau],$$

где $D_{нач}$, $D_{кон}$ — диаметр критического сечения сопла до и после работы двигателя соответственно. Во-вторых, учитывается переменность термодинамических параметров в ходе работы двигателя. Изначально газовую постоянную, температуру газа и расходный комплекс принимали для усредненного по времени работы давления в двигателе. Однако в случае срабатывания системы АВД вскрывается дополнительное критическое сечение, площадь которого намного больше площади критического сечения сопла, происходит резкий сброс давления, в этот момент изменяются газовая постоянная, температура газа и рас-

ходный комплекс на 1–4 %, что приводит к увеличению времени выхода на новый режим работы.

Для учета изменения газовой постоянной, температуры газа в камере и расходного комплекса, в систему дифференциальных уравнений введена зависимость указанных параметров от давления в камере, которая определяется предварительным термодинамическим расчетом.

Для решения данной СОДУ была разработана программа. Для работы программы необходимы следующие исходные данные:

- весовые параметры заряда,
- термодинамические параметры продуктов сгорания,
- геометрические параметры сопла,
- геометрические параметры заряда (зависимость площади горения от текущего свода горения).

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТА

Результаты расчета, полученные по предложенной методике, будем сравнивать с результатами расчета ВБХ, полученными по уравнению Бори, а также с результатами расчета, в котором не учитывается переменность термодинамических параметров продуктов сгорания.

Кривая давления, полученная по уравнению Бори, и кривая давления, полученная по предложенной методике, представлены на рис. 1. Ввиду ввода большего количества факторов, влияющих на работу РДТТ, расчет ВБХ по разработанной методике более точен по сравнению с расчетом, проведенным по уравнению Бори. Как видно, расчет по предложенной методике описывает участок от давления, обеспечиваемого воспламенителем, до 85 % от среднеинтегрального давления за первые 5 с работы (т. е. до выхода на установившийся режим), в отличие от расчета, проведенного по уравнению Бори.

На рис. 2 приведен результат расчета ВБХ при включенной системе АД с учетом изменения термодинамических параметров и без такового. При рассмотрении участка выхода двигателя на новый режим, при включении системы АД, видно значительное различие между расчетом с постоянными термодинамическими параметрами (1) и переменными параметрами (2). Как видно, «ощутимое» влияние введения переменных термодинамических параметров оказывает на участках значитель-

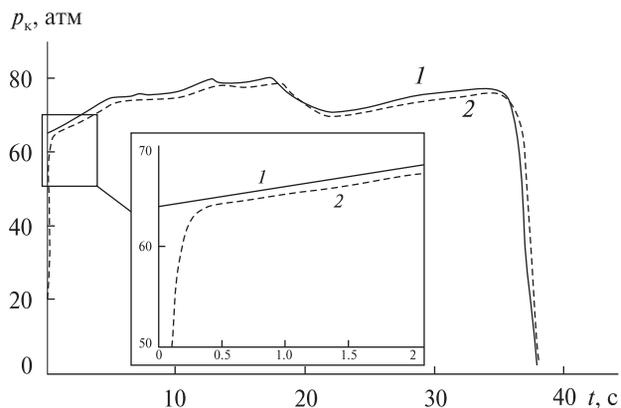


Рис. 1. Кривые давления, полученные по уравнению Бори (1) и по разработанной методике (2)

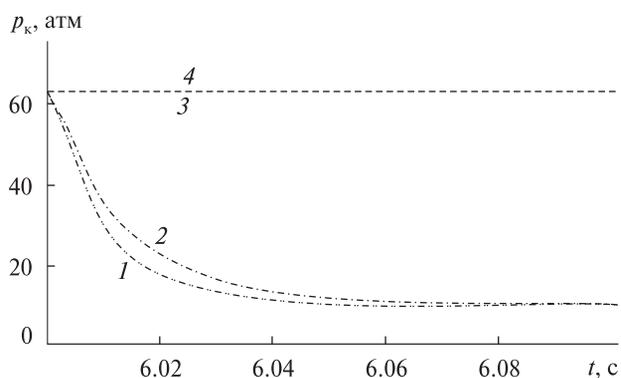


Рис. 2. Выход на новый режим работы после срабатывания системы аварийного выключения двигателя на 6-й с работы двигателя (1 – R, T, b постоянные, 2 – R, T, b переменные) и при выключенной системе аварийного выключения двигателя (3 – R, T, b постоянные, 4 – R, T, b переменные)

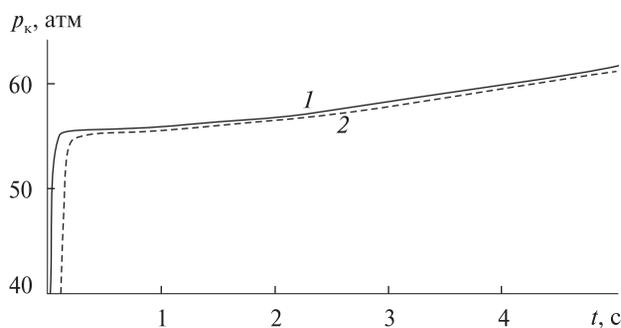


Рис. 3. Выход на установившийся режим работы двигателя: 1 – постоянные параметры R, T, b , 2 – переменные параметры R, T, b

ного изменения давления за короткий промежуток времени. В тоже время учет переменности термодинамических параметров не влияет значительно на кривую давления при установившихся режимах (рис. 3).

ВЫВОДЫ

Разработанная методика позволяет учитывать гораздо больше факторов, влияющих на работу РДТТ. Учет большего количества факторов позволяет более точно прогнозировать режимы работы РДТТ. Разработанная программа позволяет провести быстро и с высокой точностью оценочные расчеты ВБХ при проектировании РДТТ.

Введение переменности термодинамических параметров в зависимости от давления в камере сгорания позволяет:

- повысить точность расчета ВБХ до 3 % на установившемся режиме и до 14 % на переходных режимах работы двигателя;
- повысить точность расчета ВБХ до 20–25 % на переходном режиме работы двигателя, на протяжении первых 0.3–0.4 с от момента подачи команды на срабатывание исполнительных элементов АД.

ЛИТЕРАТУРА

1. Волков Е. Б., Сирицин Т. А. Статика и динамика ракетных двигательных установок: в 2-х т. — М.: Машиностроение, 1987. — Т. 2. — С. 219–224.
2. Соркин Р. Е. Теория внутренней баллистики РДТТ. — М.: Наука, 1964. — С. 85–87.

Стаття надійшла до редакції 28.08.17

REFERENCES

1. Volkov E. B. Siritsin T. A. Static and dynamics of rocket motors: in 2 volumes, v. 2, p. 219–224 (Mechanical engineering, Moskov, 1987) [in Russian].
2. Sorokin R. E. Theory of internal ballistics of SRM, p. 85–87 (Science, Moskov, 1964) [in Russian].

Received 28.08.17

Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ВНУТРІШНЬОБАЛІСТИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГУНА НА ТВЕРДОМУ ПАЛИВІ ПРИ СПРАЦЮВАННІ СИСТЕМИ АВАРІЙНОГО ВИМКНЕННЯ ДВИГУНА

Розглянуто диференціальні рівняння, що описують процеси у камері згорання ракетного двигуна на твердому паливі. Наведено пропозиції, завдяки яким при розрахунку внутрішньобалістичних характеристик урахується більша кількість факторів, що впливають на роботу ракетного двигуна на твердому паливі, зокрема стає можливим розрахунок внутрішньобалістичних характеристик двигуна при увімкненій системі аварійного вимкнення двигуна.

Ключові слова: математичне моделювання, диференціальні рівняння, внутрішньобалістичні характеристики, аварійне вимкнення двигуна, ракетний двигун на твердому паливі.

V. Ye. Lytvynenko, R. V. Kalnysh, V. A. Popov

Yangel Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine

MATHEMATICAL MODELLING OF INTROBALLISTIC CHARACTERISTIC OF SOLID ROCKET ENGINE WITH POWER-ON EMERGENCY SHUTDOWN SYSTEM

We consider differential equations, which describe processes in combustion chamber of solid rocket engine (SRE). We describe our propositions, which are useful for calculation of introballistic characteristic (IBC). They allows 1) to take into account the more numbers of factors that have influence on the SRM's work, 2) to include the IBC calculations of engine with power-on emergency shutdown system (ESS).

Keywords: mathematical simulation, differential equations, introballistic characteristic, emergency shutdown system, solid rocket motor