

УДК 531.5

DOI 10.17223/19988621/35/6

В.В. Буркин, А.С. Дьячковский, А.Н. Ищенко, В.З. Касимов, К.С. Рогаев

ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ОСОБЕННОСТЕЙ СТВОЛЬНОГО СТАРТА МОДЕЛИ С ИМПУЛЬСНЫМ РЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ¹

Представлена математическая модель, позволяющая описывать внутрибаллистические процессы как в ствольном ускорителе, так и в камере сгорания малогабаритного импульсного реактивного двигателя (МИРД), расположенного внутри модели, при движении ее в стволе. Посредством данной модели исследованы газодинамические особенности ствольного старта модели с МИРД.

Ключевые слова: математическое моделирование, внутренняя баллистика, импульсный реактивный двигатель.

Экспериментальное исследование движения модели с работающим реактивным двигателем в ствольном ускорителе затруднено отсутствием информации о времени включения двигателя и положении модели в канале ускорителя. Для исследования таких процессов привлекаются различные математические модели. Одной из современных математических моделей внутрибаллистических процессов является разработка, приведенная в [1] и реализованная в виде программного комплекса [2].

Данная математическая модель позволяет проводить баллистическое проектирование с различными схемами заряжания, в том числе с использованием схемы с дополнительным реактивным подгоном за счет присоединенного заряда (ПЗ). Учет особенностей той или иной схемы заряжания производится путем конкретизации граничных условий.

Для классической схемы заряжания на модели задаются граничные условия непротекания, при этом для определения скорости и положения модели интегрируется уравнение движения:

$$m_m \frac{d^2 x_m}{dt^2} = S(p_l - p_r) - F_{\text{тр}}, \quad (1)$$

где m_m – масса модели; x_m – координата левого торца модели; $F_{\text{тр}}$ – сила трения; p_l, p_r – давления слева и справа от модели соответственно.

Если при проведении расчетов учитывается влияние противодействия, то величина p_r определяется из решения автомодельной задачи о скачке уплотнения, движущемся по покоящейся среде, подчиняющейся соответствующему уравнению состояния.

Уравнение движения модели в виде (1) записано в предположении, что задняя поверхность модели плоская и полностью перекрывает поперечное сечение ствола. Вместе с тем известно, что это не выполняется для реальных конфигураций

¹ Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ в рамках государственного задания № 2014/223 (код проекта 1362).

кормовых частей моделей. Учет этих конфигураций возможен в рамках квазиодномерной постановки. Это достигается путем надлежащего задания функции $s(x, t)$, определяющей зависимость площади поперечного сечения от пространственной координаты и времени. Поясним это на примере присоединенного к модели подвижного заряда (ПЗ), показанного на рис. 1. Введем подвижную систему координат, связанную с моделью, ось 0ξ которой направим по оси симметрии канала ствола в сторону, противоположную направлению движения модели. Если не рассматривать наличие ПЗ, то сечение $\xi=0$ является границей, отделяющей пороховые газы и модель. В лабораторной системе координат этому сечению соответствует координата $x = x_m(t)$. Если аппроксимировать площадь поперечного сечения хвостовика, расположенного левее сечения $\xi=0$, функцией $s_f(\xi)$, то

$$s(x, t) = s_g(x) - s_f(x_m(t) - x). \quad (2)$$

Здесь $s_g(x)$ – зависимость площади поперечного сечения камеры и ствола установки.

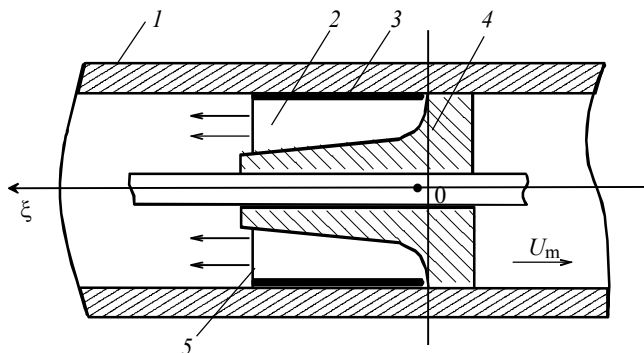


Рис. 1. Схема размещения присоединенного заряда: 1 – ствол; 2 – присоединенный заряд; 3 – бронирующее покрытие; 4 – ведущее устройство с хвостовиком; 5 – фронт горения

Аналог уравнения (1) для определения скорости и положения модели имеет вид

$$m_m \frac{d^2 x_m}{dt^2} = \int_{x_m - \xi_0}^{x_m} p s'_t(x_m - x) dx + p(x_m) s(x_m, t) - F_{fr}, \quad (3)$$

где ξ_0 – координата левого торца хвостовика в системе координат 0ξ .

Для схемы с ПЗ уравнение движения сборки ПЗ – модель в неподвижной системе координат будет иметь вид

$$\left[m_m + \int_{x_m - \xi_0}^{x_m - \xi_1} \delta_s s(x, t) dx \right] \frac{d^2 x_m}{dt^2} = \int_{x_m - \xi_0}^{x_m - \xi_1} p s'_t(x_m - x) dx + p_s s(x_m - \xi_1, t) - F_{fr} \quad (4)$$

где δ_s – средняя плотность ПЗ; ξ_1 – координата фронта горения в системе координат 0ξ ; p_s – давление в топливе ПЗ справа от разрыва.

В результате проведенных модификаций математической модели появляется возможность описания внутрибаллистических процессов как в ствольном ускорителе, так и в камере сгорания малогабаритного импульсного реактивного двигателя (МИРД), расположенном внутри модели, при движении ее в стволе. При этом

возможно моделировать внутрибаллистические процессы как на этапе развитого горения внутри МИРД, когда реализуются условия критического истечения из камеры сгорания двигателя, так и при начале горения топлива.

Для демонстрации газодинамических особенностей ствольного старта МИРД использовалась зависимость скорости от послыного горения топлива в МИРД в виде

$$u_g(p) = Ap^{0.8}. \quad (5)$$

Расчеты по модифицированной модели выстрела проводились для модели с МИРД, показанной на рис. 2.

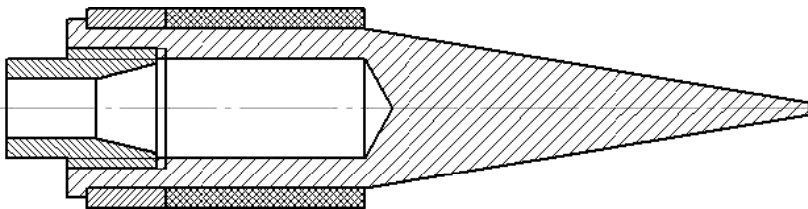


Рис. 2. Общий вид модели с МИРД

Поскольку модификация математической модели заключается в задании зависимости $s(x,t)$ и вычислении действующей на подвижную часть хвостовика модели силы со стороны продуктов сгорания, а зависимость $s(x,t)$ может быть задана как за счет выбора внешней образующей камеры сгорания, так и за счет задания образующей центрального тела, то для унификации программной реализации был выбран второй способ. Образующая центрального тела, эквивалентная по зависимости $s(x,t)$, показана на рис. 3.

С использованием модифицированной методики были проведены расчеты старта модели с МИРД при следующих условиях. Для заряда МИРД массой 3.06 г плотностью 1.5 г/см³ начальная координата левого торца топлива равна примерно $\xi = -2.6$ см. Для более точного расчета процессов в МИРД строилась расчетная сетка, неподвижная относительно траектории $\xi = 0$. Стыковка с подвижной расчетной сеткой внутри ускорителя проводилась в сечении с координатой $\xi = -4.5$ см.

На рис. 4 – 7 показаны результаты расчетов для коэффициента в законе горения $A = 0.18$, при этом размерность скорости – см/мс, а давления – 0.1 МПа. Представлены распределения давления (рис. 4), скорости продуктов сгорания (рис. 5), величины числа Маха относительно движущейся модели с учетом вектора скорости газа в лабораторной системе координат (рис. 6) по осевой координате ускорителя и МИРД в различные моменты времени с шагом

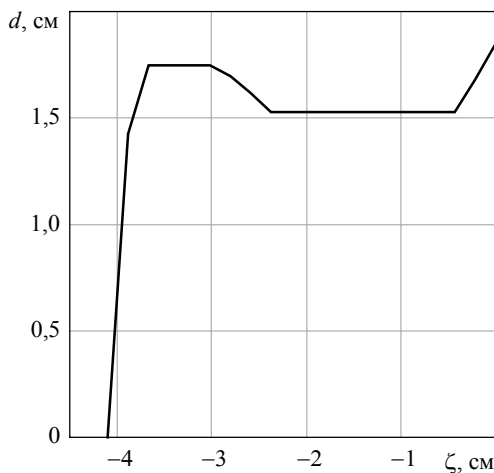


Рис. 3. Образующая центрального тела, эквивалентная по площади поперечного сечения модели МИРД, с учетом направления движения

в 0.1 мс. Также показана эпюра максимальных давлений в различных сечениях ствола (рис. 7).

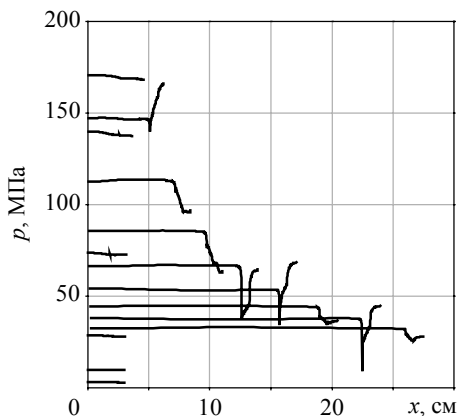


Рис. 4. Распределение давления по осевой координате ускорителя и МИРД в различные моменты времени для $A = 0.18$

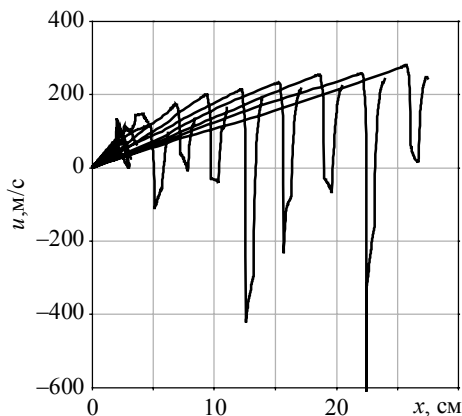


Рис. 5. Распределение скорости продуктов сгорания по осевой координате ускорителя и МИРД в различные моменты времени для $A = 0.18$

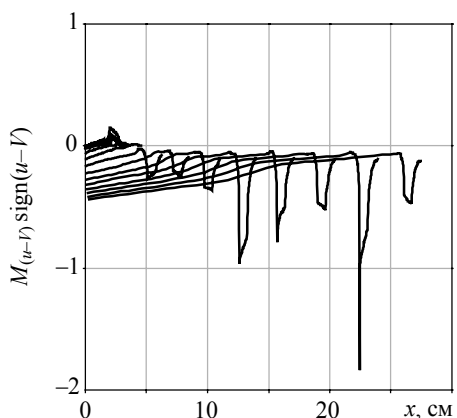


Рис. 6. Распределение величины числа Маха продуктов сгорания относительно движущейся модели с учетом вектора скорости газа в лабораторной системе координат по осевой координате ускорителя и МИРД в различные моменты времени для $A=0.18$

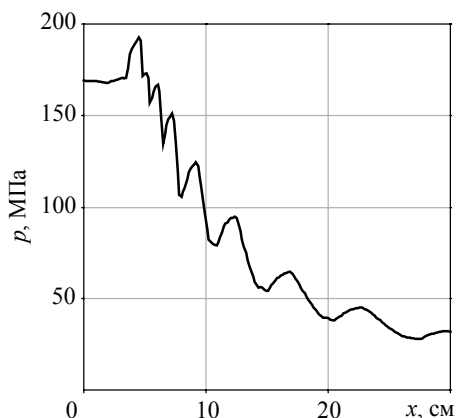


Рис. 7. Эпюра максимальных давлений в различных сечениях ствола для $A = 0.18$

Режим работы ствольного ускорителя с МИРД при данном коэффициенте скорости горения характеризуется интенсивными волновыми процессами, распространяющимися по заснарядному объему ствольного ускорителя и камере сгорания МИРД. Недостаточно высокая скорость послойного горения топлива внутри камеры сгорания не позволяет установиться стабильному критическому режиму истечения из сопла МИРД. В результате режим работы МИРД внутри ускорителя имеет колебательный характер.

Для иллюстрации отличий режимов совместной работы МИРД со ствольным ускорителем на рис. 8 – 11 показаны результаты расчетов для коэффициента $A=0.4$. На рис. 8 представлены распределения давления по осевой координате ускорителя и МИРД в различные моменты времени с шагом в 0.1 мс. После включения МИРД в работу в момент времени 0.6 мс в течение некоторого промежутка времени происходит согласование режимов течения в ствольном ускорителе и внутри МИРД. Это иллюстрируется данными, показанными на рис. 9, где представлены зависимости, аналогичные показанным на рис. 8, но соответствующими моментам времени 0.6, 0.62, 0.64, 0.66 мс. В дальнейшем течение продуктов сгорания в МИРД происходит в режиме критического истечения через сопловой блок

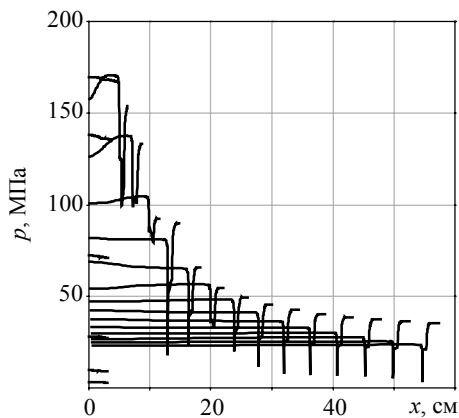


Рис. 8. Распределение давления продуктов сгорания по осевой координате ускорителя и МИРД в различные моменты времени для $A=0.4$

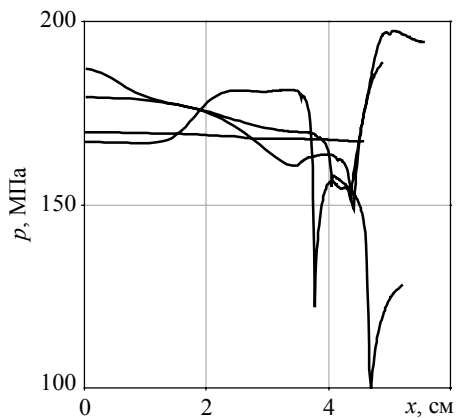


Рис. 9. Распределение давления продуктов сгорания по осевой координате ускорителя и МИРД в различные моменты времени с 0.6 до 0.66 мс с шагом 0.02 мс для $A=0.4$

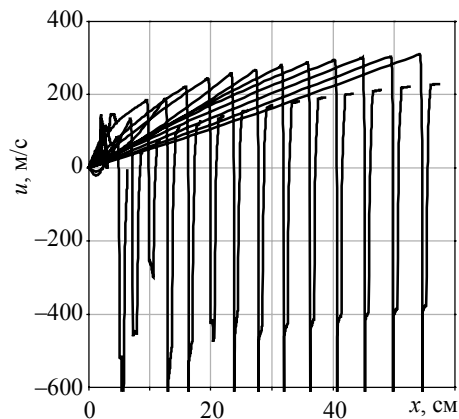


Рис.10. Распределение скорости продуктов сгорания по осевой координате ускорителя и МИРД в различные моменты времени для $A=0.4$

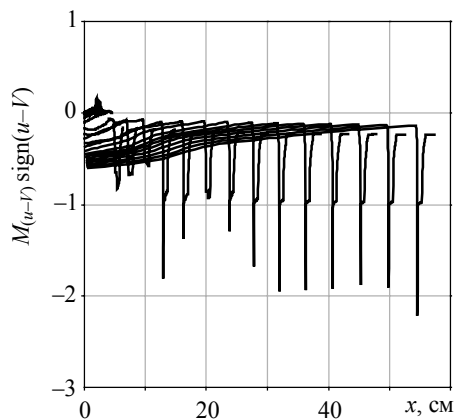


Рис. 11. Распределение величины числа Маха продуктов сгорания относительно движущейся модели с учетом вектора скорости газа в лабораторной системе координат по осевой координате ускорителя и МИРД в различные моменты времени для $A = 0.4$

в условиях спада давления в ускорителе и соответствующего понижения давления в камере сгорания вследствие увеличения объема, занятого продуктами сгорания. На рис. 10 и 11 показаны зависимости, аналогичные представленным на рис. 5 и 6.

На рис. 12 показана модель с работающим МИРД на внешнетраекторном участке полета. Видна струя истекающих газов из двигателя.

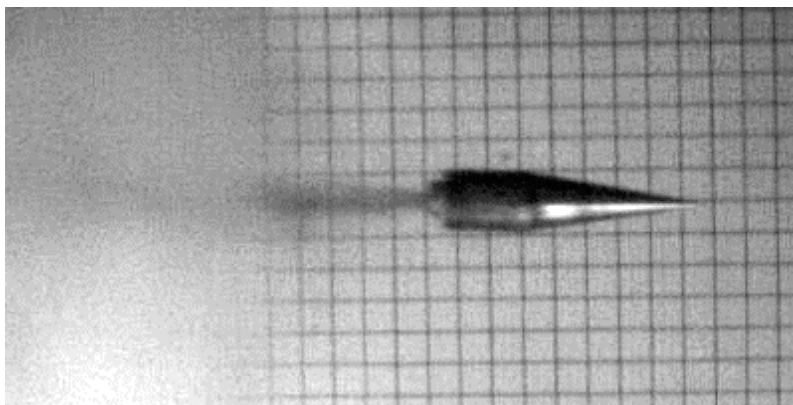


Рис. 12. Модель с работающим МИРД на внешнетраекторном участке полета

Представленные результаты расчетов внутрибаллистических процессов в ствольном ускорителе и в камере МИРД в сопряженной постановке соответствуют известным закономерностям внутрикамерных процессов в реактивных двигателях. Расчетные и экспериментальные значения скорости модели совпадают с точностью 3–5 %. Это позволяет использовать модифицированную модель артиллерийского выстрела с использованием моделей с реактивным двигателем в стволе баллистической установки при проведении прогнозных расчетов по оценке возможностей применения ствольных ускорителей для метания моделей с МИРД.

ЛИТЕРАТУРА

1. Хоменко Ю.П., Ищенко А.Н., Касимов В.З. Математическое моделирование внутрибаллистических процессов в ствольных системах. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 1999. 256 с.
2. Касимов В.З., Хоменко Ю.П., Тихонов А.Н., Шехобалов А.А. Программа газодинамического расчета внутрибаллистических процессов в ствольных системах. № 2000611040 // Программы для ЭВМ, базы данных и топологии интегральных микросхем. Офиц. бюлл. Роспатент. М., 2001. № 1(34). С. 42–43.

Статья поступила 30.03.2015 г.

Burkin V. V., Diachkovsky A. S., Ishchenko A.N., Kasimov V. Z., Rogaev K.S. INVESTIGATION OF GAS-DYNAMIC FEATURES OF A MOVING MODEL WITH A PULSE JET ENGINE (CPJE) INSIDE A BARREL

DOI 10.17223/19988621/35/6

The mathematical model allowing one to describe interior ballistics processes in the barrel and in the combustion chamber of a compact pulse jet engine (CPJE) located within the model while it moves in the barrel is presented. On the basis of the scheme with a traveling charge (TC), a modification creating various conditions of charge burning in the combustion chamber of the

engine of the mathematical model is described. The calculation of the interior ballistics processes in the barrel and chamber of CPJE in adjoint problem formulation corresponds to the known laws of inside-chamber processes in jet engines. The critical mode expiration of the nozzle and transient mode of the CPJE behavior are discussed. The calculated curves of the maximum pressure distribution along the barrel and graphs of pressure products combustion in the axial coordinate at different times are presented. The calculated and experimental values of the velocity coincide with an accuracy of 3–5 %. The gas-dynamic features of the moving model with a CPJE inside the barrel were researched via this mathematical model. Experimental results of the body motion during the exterior part of the trajectory with a running CPJE are presented.

Keywords: mathematical modeling (simulation), interior ballistics, pulse jet engine

BURKIN Viktor Vladimirovich (Candidate of Physics and Mathematics, Scientific Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation)
E-mail: rozaburkina@yandex.ru

DIACHKOVSKY Alexey Sergeevich (Scientific Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation)
E-mail: Lex_okha@mail.ru

ISHCHENKO Alex Nikolayevich (Doctor of Physics and Mathematics, Scientific Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation)
E-mail: ichan@niipmm.tsu.ru

KASIMOV Vladimir Zinатович (Doctor of Physics and Mathematics, Scientific Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation)
E-mail: ksm@niipmm.tsu.ru

ROGAEV Konstantin Sergeevich (Scientific Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation)
E-mail: rogaev@ff.tsu.ru

REFERENCES

1. Khomenko Yu.P., Ishchenko A.N., Kasimov V.Z. *Matematicheskoe modelirovanie vnutribal-listicheskikh protsessov v stvol'nykh sistemakh*. Novosibirsk: Izd-vo SO RAN, 1999. 256 p. (in Russian)
2. Kasimov V.Z., Khomenko Yu.P., Tikhonov A.N., Shekhobalov A.A. Programma gazodinamicheskogo rascheta vnutriballisticheskikh protsessov v stvol'nykh sistemakh, no. 2000611040. *Programmy dlya EVM, bazy dannykh i topologii integral'nykh mikroskhem. Ofits. byull. Rospatent*. M., 2001, no. 1(34), pp. 42–43. (in Russian)