

ФИЗИКА ПЛАЗМЫ

УДК 533.65

И.М. ВАСЕНИН, Э.Р. ШРАГЕР*, А.А. ГЛАЗУНОВ**, А.Ю. КРАЙНОВ*, Д.А. КРАЙНОВ**

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ДВИЖЕНИЯ ГИПЕРЗВУКОВОГО ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ В АТМОСФЕРЕ¹

Представлены физико-математическая модель и результаты моделирования процессов в канале гиперзвукового прямооточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД) и окружающей атмосфере при его движении с числами Маха набегающего потока 6,7–10. Математическая модель основана на уравнениях газовой динамики, записанных в двумерном приближении с учетом горения газообразного горючего. Проведены исследования для области, включающей в себя набегающий сверхзвуковой поток, область внутри канала ГПВРД и вне его. Проанализированы зависимости проекции полной аэродинамической силы на направление движения ГПВРД от скорости его движения и массовой скорости подачи топлива.

Ключевые слова: гиперзвуковой прямооточный воздушно-реактивный двигатель, газодинамические процессы, горение, полная аэродинамическая сила, математическое моделирование.

Для движения в высоких слоях атмосферы с большими скоростями, при числах Маха набегающего потока 6-10 наиболее оптимальным является использование гиперзвуковых прямооточных воздушно-реактивных двигателей (ГПВРД) [1]. Однако их разработка сталкивается со значительными техническими трудностями, связанными с большими тепловыми и динамическими нагрузками на корпус ГПВРД, неустойчивыми режимами работы двигателя, сложностями в организации подачи топлива для достижения высокой полноты сгорания в сверхзвуковом потоке воздуха [2].

Тяга ГПВРД создается сгоранием топлива в сверхзвуковом потоке в его камере сгорания. Принципиальная схема модельного ГПВРД представлена на рис. 1. На входе канал ГПВРД имеет сужение, затем короткая часть канала постоянного сечения и расширение канала на выходе.

После взаимодействия сверхзвукового набегающего потока с выступающей вперед носовой частью ГПВРД в потоке воздуха возникает косой скачок уплотнения. В канале ГПВРД формируется серия косых скачков уплотнения. В зоне горения температура и давление повышаются, поток расширяется через сопло, создавая тягу.

Для моделирования газодинамических процессов в канале модельного ГПВРД (рис. 1) и набегающем потоке используются уравнения газовой динамики. Предполагается, что в объем канала V шириной 1 м подается заданное количество газообразного горючего. Массовая скорость подачи горючего однородна по этому объему. Предполагается, что перемешивание горючего с воздухом и его сгорание происходит за время, много меньшее, чем время протекания потока воздуха в канале ГПВРД.

С учетом этих предположений система уравнений газовой динамики в плоском приближении имеет вид

$$\frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho v}{\partial y} = G_{H_2}; \tag{1}$$

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u^2 + p)}{\partial x} + \frac{\partial \rho uv}{\partial y} = 0; \tag{2}$$

$$\frac{\partial \rho v}{\partial t} + \frac{\partial \rho uv}{\partial x} + \frac{\partial (\rho v^2 + p)}{\partial y} = 0; \tag{3}$$

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{\partial (u \rho E + p u)}{\partial x} + \frac{\partial (v \rho E + p v)}{\partial y} = Q G_{H_2}; \tag{4}$$

¹ Работа выполнена в рамках реализации ФЦП «Кадры» на 2009–2013 гг. при финансовой поддержке Минобрнауки РФ, Государственное соглашение № 14.В37.21.0378.

$$p = \rho RT, \tag{5}$$

$$E = e + u^2/2 + v^2/2, \quad e = \frac{P}{\rho(k-1)},$$

где x, y – координаты; t – время; ρ – плотность газа; u, v – компоненты вектора скорости; p – давление; T – температура; E – полная энергия газа; e – внутренняя энергия газа; G_{H_2} – массовая скорость подачи горючего; Q – удельная теплота сгорания топлива; k – показатель адиабаты воздуха; R – газовая постоянная. Система уравнений состоит из уравнения неразрывности (1), движения (2), (3), энергии (4) и состояния идеального газа (5).

Граничные условия: на входе в расчетную область ставятся граничные условия, соответствующие параметрам набегающего потока:

$$p(0, y, t) = p_{at}, \quad \rho(0, y, t) = \rho_{at}, \quad u(0, y, t) = U_0, \quad v(0, y, t) = 0, \quad 0 \leq y \leq L_y.$$

На выходе из расчетной области при сверхзвуковом истечении граничные условия не ставятся; при дозвуковом истечении ставится одно граничное условие:

$$p(L_x, y, t) = p_{at},$$

где L_x – длина расчетной области, L_y – ее высота. Величины L_x и L_y выбирались так, чтобы граничные условия снизу ($y = 0$) и сверху ($y = L_y$) расчетной области не влияли на параметры обтекания ГПВРД, и на этих границах ставились условия непротекания.

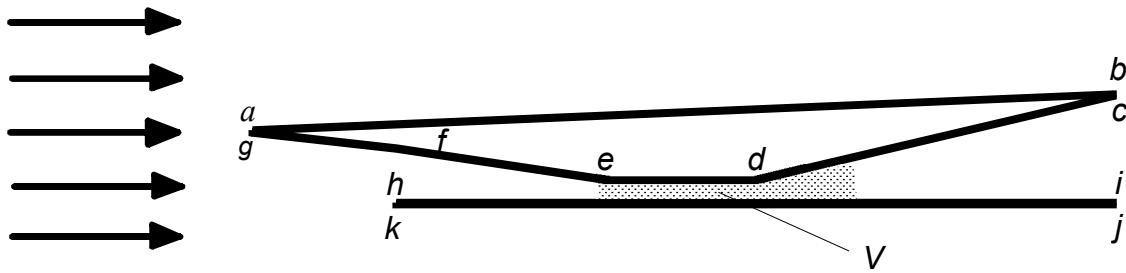


Рис. 1. Вертикальное поперечное сечение модельного ГПВРД

Система уравнений (1) – (5) решалась численно методом С.К. Годунова [3] на сетке, преобразованной к форме контура ГПВРД, численное ее решение проводилось до установления стационарного течения в тракте ГПВРД и окружающем пространстве.

В расчетах предполагалось, что движение ГПВРД происходит на высоте 30 км над поверхностью Земли. Параметры стандартной атмосферы (набегающего потока) на этой высоте брались по ГОСТ 4401-81: $p_{at} = 1616$ Па, $\rho_{at} = 0,0251$ кг/м³, скорость набегающего потока варьировалась в пределах $U_0 = 2000 - 3000$ м/с (что соответствует числам Маха набегающего потока $M = 6,67 - 10$). В качестве горючего был выбран водород, низшая удельная теплота сгорания его $Q = 121,55 \cdot 10^6$ Дж/кг, величина массовой скорости подачи горючего варьировалась в интервале $0,01 \leq G_{\Sigma H_2} \leq 0,0875$ кг/(с · м).

Результаты расчетов приведены на рис. 2–5. На рис. 2 представлены поля параметров состояния воздуха и продуктов сгорания при течении в канале ГПВРД и его обтекании. При взаимодействии набегающего потока с выступающей вперед частью корпуса ГПВРД на торце выступающей части (a–g) поток затормаживается, перед носиком ГПВРД имеется прямой скачок уплотнения. Ниже него на входе в канал ГПВРД имеется косой скачок уплотнения, который взаимодействует с косым скачком, идущим от торца h–k нижней плоской части корпуса ГПВРД. Их взаимодействие приводит к формированию в потоке воздуха в канале ГПВРД нескольких косых скачков уплотнения (рис. 2, a). В результате набегающий на ГПВРД сверхзвуковой поток затормаживается в сужающейся части канала ГПВРД, оставаясь сверхзвуковым.

На участке канала ГПВРД от 0,8 до 1,2 м подается газообразное горючее (водород). В этой области повышается температура и давление в потоке воздуха. При выходе воздуха в смеси с про-

дуктами сгорания в расширяющуюся часть канала ГПВРД он ускоряется, создает избыточное давление на стенки расширяющейся части канала ГПВРД, что создает положительную тягу ГПВРД.

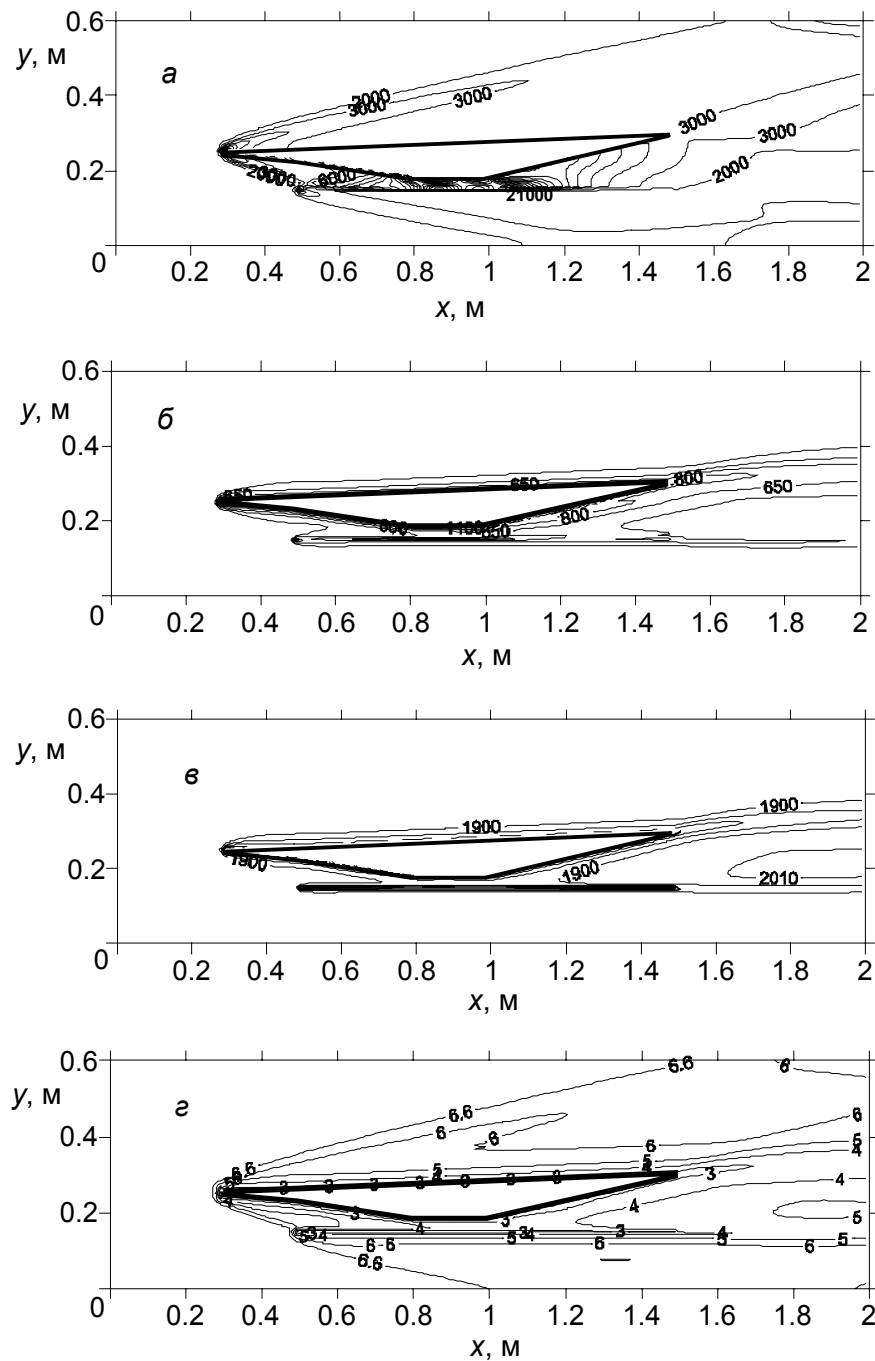


Рис. 2. Поля давления, Па (а), температуры, К (б), горизонтальной скорости, м/с (в), чисел Маха (г) при течении воздуха и продуктов сгорания в канале ГПВРД и окружающем воздухе. Скорость набегающего потока $U_0 = 2000$ м/с, массовая скорость подачи топлива (водорода) $G_{\Sigma H_2} = 0,01$ кг/(с·м)

Необходимо отметить следующие особенности течения воздуха в канале ГПВРД: после перехода воздуха через ударную волну на носике ГПВРД (участки $a-g$ и $h-k$ на рис. 1) температура его значительно повышается. Воздух с высокой температурой после ударного сжатия движется вдоль поверхностей канала и корпуса ГПВРД и создает около его поверхностей область высокой температуры. Если в нее попадает горючее, то температура в этой области повышается от его сгорания, что приводит к повышению потока тепла к стенкам канала ГПВРД и к их перегреву. Поэтому подача горючего осуществляется в область V , отмеченную на рис. 1, отстоящую от стенок корпуса

ГПВРД на некотором расстоянии. При сгорании топлива в потоке воздуха его температура повышается, понижается число Маха. Поэтому на выходе из сопла ГПВРД числа Маха меньше, а скорость движения воздуха на выходе немного выше скорости набегающего потока (рис. 2, в, з).

Проекция силы на ось x взаимодействия потока воздуха с корпусом ГПВРД (проекция полной аэродинамической силы) рассчитывалась по формуле $F = \int_{S_1} p_s dS_n + \int_{S_2} p_s dS_n$, где p_s – давление на

стенки корпуса ГПВРД; dS_n – проекция элемента площади поверхности корпуса ГПВРД на плоскость, перпендикулярную оси x ; S_1 и S_2 – площади поверхности корпуса ГПВРД $a-b-c-d-e-f-g$ и $h-i-j-k$ (рис. 1) шириной 1 м. Сопротивление трения не учитывалось.

На рис. 3 представлена зависимость величины проекции на ось x полной аэродинамической силы F при фиксированной величине массовой скорости подачи топлива от скорости набегающего потока. Кривая 1 – результаты расчета, когда топливо в камеру сгорания не подается, кривая 2 – когда топливо подается с массовой скоростью 0,01 кг/(с·м) (на 1 м ширины ГПВРД). В случае, когда топливо не подается, сверхзвуковой поток в сужающемся входном участке канала ГПВРД тормозится и ускоряется в расширяющейся его части, создавая тягу, меньшую по величине, чем сопротивление от набегающего потока, результирующая сила отрицательная (кривая 1). При горении топлива поток воздуха и продуктов сгорания имеет повышенную температуру и давление на выходе в расширяющейся части канала ГПВРД, что обеспечивает положительную результирующую силу, под действием которой ГПВРД будет ускоряться. На графиках рис. 3 видно, что с увеличением скорости набегающего потока (скорости движения ГПВРД) величина проекции на ось x полной аэродинамической силы уменьшается. При заданном расходе ГПВРД ускорится и будет двигаться равномерно при скорости ~ 3200 м/с.

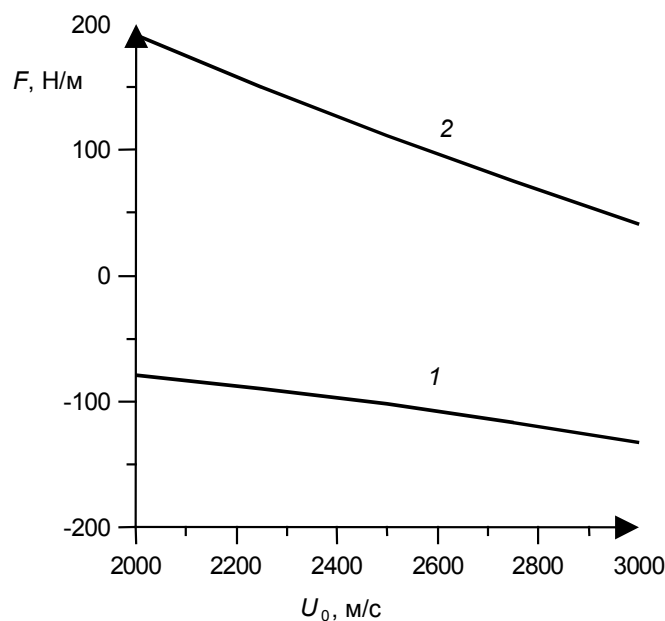


Рис. 3. Зависимость величины проекции полной аэродинамической силы на ось x от скорости движения ГПВРД в атмосфере.
 $G_{\Sigma H_2} = 0,01$ кг/(с·м)

На рис. 4 представлена зависимость величины проекции на ось x полной аэродинамической силы от массового секундного расхода горючего. Видно, что с увеличением расхода горючего F растет почти линейно и затем резко падает вплоть до отрицательных значений. Падение величины проекции полной аэродинамической силы на ось x , действующей на ГПВРД, обусловлено резким изменением режима течения в канале ГПВРД: на входе в сужающейся части канала ГПВРД возникает дозвуковая область течения (рис. 5), которая уменьшает расход воздуха через ГПВРД. Перед корпусом ГПВРД формируется отошедшая ударная волна, сила F резко уменьшается, вплоть до отрицательных значений.

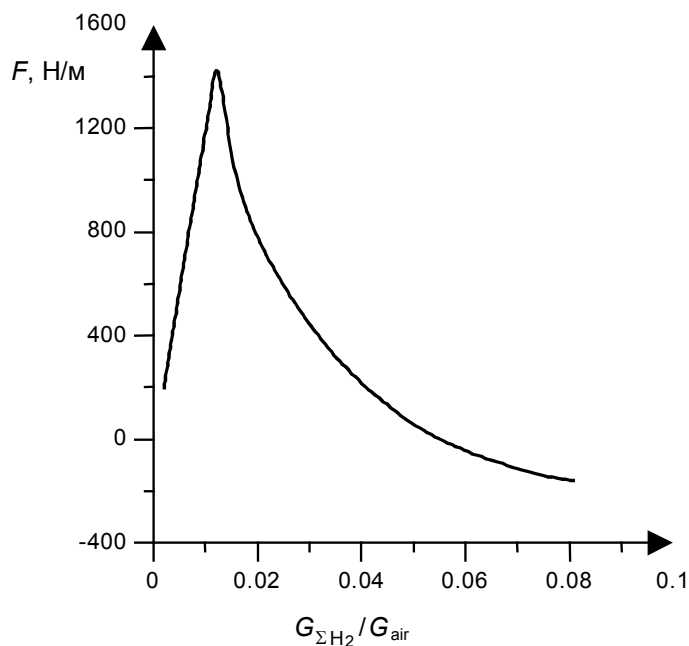


Рис. 4. Зависимость величины проекции полной аэродинамической силы на ось x от соотношения горючего и воздуха, проходящего в канале ГПВРД. $U_0 = 2000 \text{ м/с}$

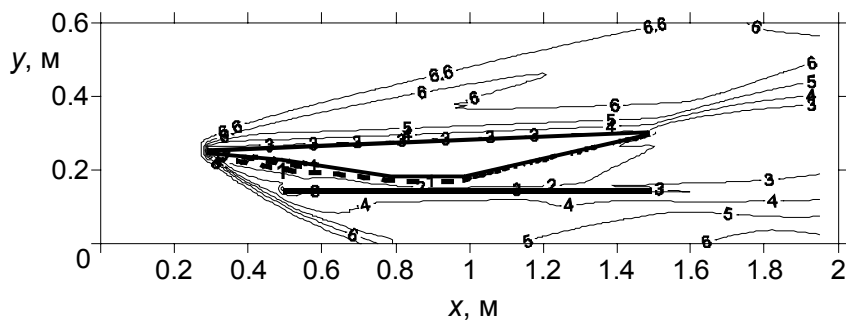


Рис. 5. Поле чисел Маха при течении воздуха и продуктов сгорания в канале ГПВРД и окружающем воздухе. Скорость набегающего потока $U_0 = 2000 \text{ м/с}$, массовая скорость подачи топлива (водорода) $G_{\Sigma H_2} = 0,0625 \text{ кг/(с} \cdot \text{м)}$

Необходимо отметить, что сила F сильно зависит от величины выходного сечения сопла ГПВРД (расстояния между точками s и i , H , рис. 1). Расчеты, представленные на рис. 2–5, проведены при значении $H = 0,15 \text{ м}$. При уменьшении H (расчеты вариантов проводились с уменьшением H до значения $H = 0,1 \text{ м}$, когда плоскость корпуса ГПВРД $a-b$ становится параллельной плоскости $k-j$ и набегающему потоку) поток воздуха и продуктов сгорания на выходе из канала ГПВРД становится недорасширенным, происходит уменьшение силы F . При больших значениях H набегающий поток воздуха на плоскость $a-b$ создает большее тормозящее воздействие, чем тяга при истечении воздуха и продуктов его сгорания через сопло.

Таким образом, на основе разработанной физико-математической модели газодинамических процессов при движении ГПВРД в атмосфере проведены расчеты газодинамических параметров течения для области, включающей в себя набегающий сверхзвуковой поток, область внутри канала ГПВРД и вне его при движении со скоростями, соответствующими числам Маха набегающего потока 6,7–10. Получены зависимости проекции полной аэродинамической силы на направление движения ГПВРД от скорости его движения и массовой скорости подачи топлива. Показано, что с увеличением расхода горючего проекция полной аэродинамической силы на направление движения ГПВРД растет до некоторого предела и затем резко падает вплоть до отрицательных значений.

Падение величины проекции полной аэродинамической силы происходит при превышении расхода горючего предельного значения. После этого происходит резкое изменение режима течения в канале ГПВРД и его обтекания сверхзвуковым потоком воздуха.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Александров В.Н., Быцкевич В.М., Верхоломов В.К. и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах (Основы теории и расчета). – М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. – 343 с.
2. Баев В.К., Головичев В.И., Третьяков П.К. и др. Горение в сверхзвуковом потоке. – Новосибирск: Наука, 1984. – 304 с.
3. Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я. и др. Численное решение многомерных задач газовой динамики. – М.: Наука, 1976. – 400 с.

*Национальный исследовательский Томский государственный университет, г. Томск, Россия Поступила в редакцию 06.06.13.

**Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики ТГУ, г. Томск, Россия
E-mail: akrainov@ftf.tsu.ru

Васенин Игорь Михайлович, д.ф.-м.н., профессор, зав. каф. прикладной аэромеханики;
Шрагер Эрнст Рафаилович, д.ф.-м.н., профессор, зав. каф. математической физики, декан ФТФ;
Глазунов Анатолий Алексеевич, д.ф.-м.н., профессор, директор;
Крайнов Алексей Юрьевич, д.ф.-м.н., доцент, профессор каф. математической физики;
Крайнов Дмитрий Алексеевич, аспирант.