

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ТЕЧЕНИЙ РАБОЧИХ ТЕЛ В ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ТРАКТАХ ПВРД

К.В. Костюшин, А.М. Кагенов, В.А. Шувариков

Научный руководитель: к.ф.-м.н. И.В. Еремин

Национальный исследовательский Томский государственный университет,

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 36, 634050

E-mail: kostushink@niipmm.tsu.ru

CALCULATION METHOD OF GAS FLOW OF A RAMJET ENGINE

K.V. Kostyushin, A.M. Kagenov, V.A. Shuvarikov

Scientific Supervisor: I.V. Eremin

Tomsk State University, Russia, Tomsk, Lenin str., 36, 634050

E-mail: kostushink@niipmm.tsu.ru

***Abstract.** In the present study calculations algorithm of gas flow of ramjet engine are shown. The algorithm is based on the solution of two-dimensional gas dynamics equations. Calculations are done for ramjet model which consists of air intake, combustion chamber, nozzle and supersonic jet. The results in agreement with known solutions for cold blowing of ramjet gas-dynamic paths.*

Введение. В настоящее время для достижения высоких скоростей полета прорабатываются различные типы компоновки двигательных установок. Одной из таких схем является прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД). В связи со сложностью конструкции и многообразием физико-химических процессов, протекающих в ПВРД, для получения локальных и интегральных характеристик, необходимо проведение комплексных численных расчетов течения рабочих тел в воздухозаборнике, камере сгорания, сопловом блоке и истекающей струе. В работе представлена методика и приведены результаты тестовых расчетов для модельного гиперзвукового ПВРД (ГПВРД).

Методика расчета. Алгоритм решения основан на расчете течения невязкого газа в осесимметричном приближении с использованием схемы Годунова [1,2] адаптированной к произвольному количеству граней расчетной сетки [3]. Это позволяет использовать данный алгоритм на блочно-структурированных сетках сплошным образом, без проведения дополнительных процедур по согласованию решений на границах блоков. Для вычисления потоков через грани контрольного объема используется точное решение задачи Римана о распаде произвольного разрыва.

Локальные и интегральные характеристики ПВРД имеют сильную зависимость от разнообразных физических процессов, протекающих в воздухозаборнике («внешнее» и «внутреннее» сжатие, колебание системы скачков уплотнения – «помпаж»). В свою очередь, локальные характеристики течения в воздухозаборнике зависят от ряда «внешних» и «внутренних» факторов: геометрии воздухозаборника и камеры сгорания, параметров набегающего потока, давления в камере сгорания [4]. В связи с этим, для определения характеристик ПВРД необходимо проводить расчеты не только в газодинамических трактах двигательных установок, но и во внешних областях.

В качестве тестовой геометрии была выбрана классическая схема ПВРД (Рисунок 1) включающая в себя воздухозаборник с центральным телом, камеру сгорания и сопловой блок. Для построения блочно-

структурированной сетки, расчетная область, включающая в себя газодинамический тракт ПВРД и внешнюю область, была разбита на прямоугольные подобласти (Рисунок 2). В каждой подобласти строится структурированная расчетная сетка. Стыковка расчетных сеток между подобластями проводилась с использованием алгоритма, описанного в [3]. Для примера на рисунке 3 показана часть расчетной сетки в области *A* показанной на рисунке 2.

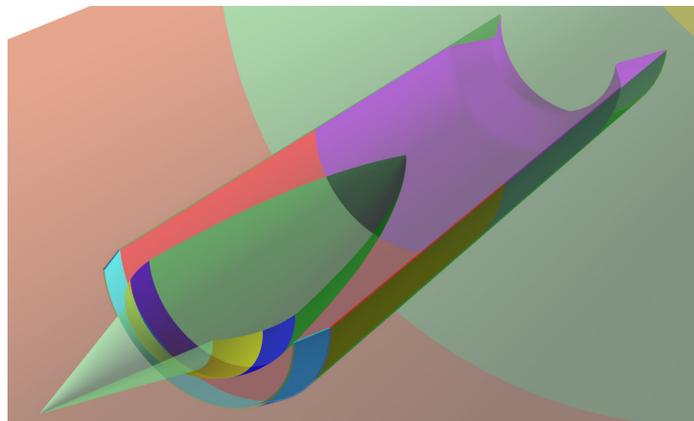


Рис. 1. Геометрия модельного ПВРД. Вид в разрезе.

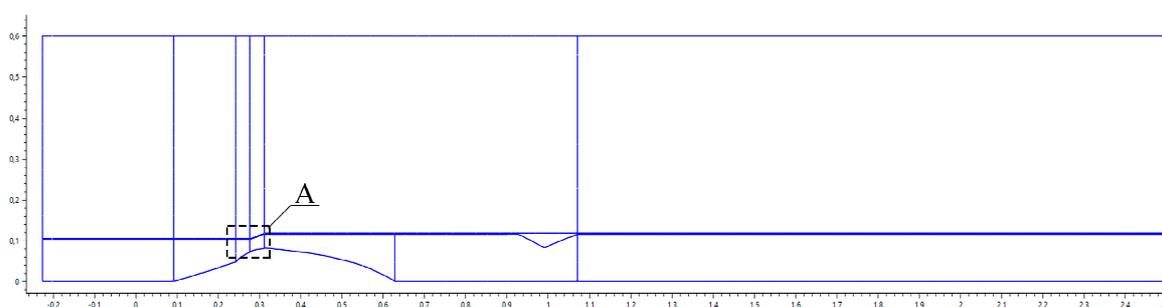


Рис. 2. Декомпозиция расчетных областей.

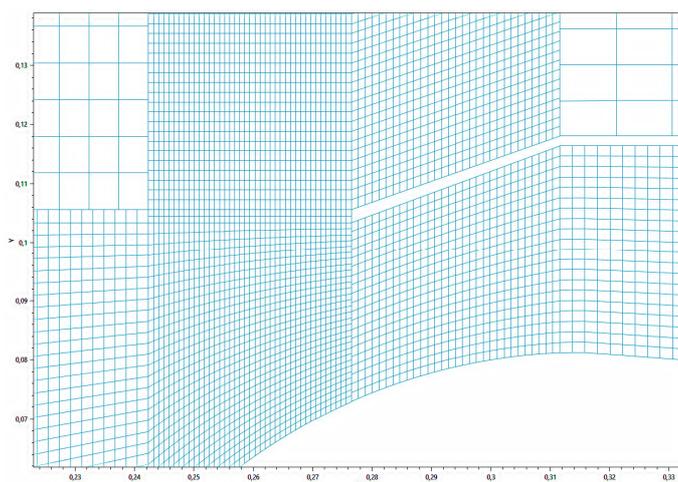


Рис. 3. Расчетная сетка в области *A*.

На внутренних и внешних элементах двигателя ставилось граничное условие – твердая стенка. На левой границе внешней расчетной области – сверхзвуковой вход (давление: 0,1 атм, температура: 216 К,

скорость: 6 М). На остальных внешних границах – сверхзвуковой выход. Задача решалась методом установления, с начальным распределением во всех подобластях равными параметрам набегающего сверхзвукового потока. Рабочее тело – воздух. Построение геометрии и расчетных сеток, а также проведение расчетов и визуализация результатов проводились с использованием разработанного программного комплекса «FlashFlow» [5].

Результаты расчета. На рисунке 4 показано поле чисел Маха, видно, что набегающий поток тормозится на входе в воздухозаборник. Течение газа в камере сгорания, - преимущественно сверхзвуковое, с наличием местных дозвуковых зон. Качественная картина течения соответствует известным решениям при холодной продувке газодинамических трактов ПВРД [1].

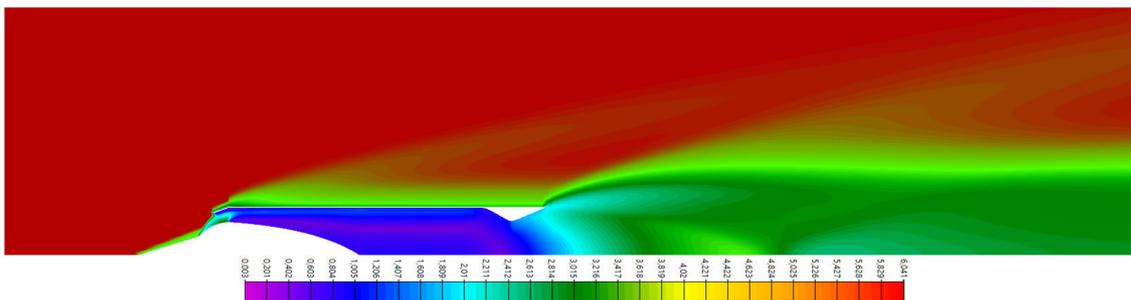


Рис. 4. Результаты расчета – поле чисел Маха.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ в рамках государственного задания, проект № 9.9063.2017/БЧ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Годунов С. К., Забродин А. В., Иванов М. Я., Крайко А. Н., Прокопов Г. П. Численное решение многомерных задач газовой динамики.– М.: Наука, 1976. – 400с.
2. Куликовский А. Г., Погорелов Н. В., Семенов А. Ю. Математические вопросы численного решения гиперболических систем уравнений. – М.: Физматлит, 2001. – Т. 607.
3. Костюшин К. В., Кувшинов Н. Е. Реализация алгоритма численного решения уравнений газовой динамики для произвольного числа граней расчетной ячейки // Сборник трудов IX всероссийской научной конференции: Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики (ФППСМ-2016) – Томск: Томский государственный университет, 2016. – 502 с.
4. Герман Р. Сверхзвуковые входные диффузоры. – М.: Издательство АН СССР, 1959. – 290 с.
5. Костюшин К.В., Кагенов А.М., Богдевич Ю.Р. Разработка программного комплекса для расчета локальных и интегральных характеристик течений продуктов сгорания в газодинамических трактах ракетных двигателей // Сборник материалов Всероссийской молодежной научно-практической конференции: «Орбита молодежи» и перспективы развития российской космонавтики». – Самара: Самарский университет, 2016. С. 190-191.