

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РФ
РОССИЙСКИЙ ФОНД ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ
НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ТОМСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
НИИ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ И МЕХАНИКИ ТОМСКОГО УНИВЕРСИТЕТА
ФИЗИКО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ФАКУЛЬТЕТ
МЕХАНИКО-МАТЕМАТИЧЕСКИЙ ФАКУЛЬТЕТ
СОВЕТ МОЛОДЫХ УЧЁНЫХ ТГУ



Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики

Международная молодежная научная конференция

17–19 ноября 2014 г., Томск



Издательство Томского университета
2015

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ МОДЕЛЬНЫХ РПД

Е.А. Маслов, В.А. Архипов, И.К. Жарова

Представлены результаты экспериментального исследования структуры течения и параметров воздушного потока при обтекании плоской и осесимметричной моделей ракетно-прямоточного двигателя.

EXPERIMENTAL RESEARCH OF SUPERSONIC FLOW AROUND MODELS OF THE ROCKET-RAMJET ENGINES

E.A. Maslov, V.A. Arkhipov, I.K. Zharova

The results of experimental researches of the structure and of the basic parameters of the air when flow around flat and axisymmetric models of rocket-ramjet engine are presented.

В последнее время возрастает интерес к ракетно-прямоточным двигателям (РПД), в которых сочетаются достоинства твердотопливных и воздушно-реактивных двигателей [1]. В процессе функционирования РПД изменяются геометрические характеристики проточного тракта вследствие выгорания твердотопливного заряда. Одним из основных факторов, влияющих на внутрибаллистические характеристики РПД, является закон скорости горения твердого топлива в потоке воздуха. Закономерности горения твердых топлив в условиях обдува потоком окислителя и продуктов сгорания определяются структурой и термогазодинамическими параметрами потока газа. В связи с этим важным этапом при разработке РПД является определение полей температуры, давления и скорости обдувающего потока в проточном тракте двигателя. Математическое моделирование динамики и теплообмена в тракте РПД позволяет получить информацию о структуре потока, о распределении газодинамических параметров по длине канала с учетом изменения его геометрических характеристик вследствие выгорания твердого топлива. Для оценки адекватности разрабатываемых математических моделей целесообразно проведение сравнительного анализа численных результатов и экспериментальных данных, полученных на моделях РПД.

В настоящей работе представлены результаты экспериментального исследования структуры и основных параметров воздушного потока при обтекании плоской и осесимметричной моделей РПД.

Методика проведения экспериментов

Эксперименты проведены на модельной аэродинамической установке [2], позволяющей исследовать реальные процессы в условиях работы РПД на открытом воздухе при атмосферном давлении (рис. 1).

Основной функцией аэродинамической установки является создание кратковременного сверхзвукового потока газа для проведения аэродинамических и аэрофизических исследований. Система предварительного подогрева рабочего газа до 500 °С реализована с использованием подогревателя кауперного типа, состоящего из силового трубопровода с набором теплоаккумулирующих пластин. Для создания сверхзвукового потока в аэродинамической установке использовались стальные осесимметричные профилированные сопла с диаметром выходного сечения 100 мм (рис. 2).



Рис. 1. Модельная аэродинамическая установка



Рис. 2. Сверхзвуковые сопла

Параметры натекающего потока воздуха – скорость, статическое давление, статическая температура, плотность и число Маха – определяются значениями параметров воздуха в форкамере (параметры торможения) p , p'_0 , T_0 и степенью расширения сопла МАУ. Давление в форкамере в процессе испытаний измерялось датчиком ДМ 5007А – ДИ У2. Для определения числа Маха в проточном тракте РПД устанавливали комбинированный приемник давления, позволяющий измерять одновремен-

но динамическое и статическое давление. Значение числа Маха можно определить с использованием газодинамических функций по формуле [3]

$$\frac{p}{p'_0} = \frac{\left[\frac{4k}{(k+1)^2} - \frac{2(k-1)}{(k+1)^2 M^2} \right]^{\frac{k}{k-1}}}{\frac{2k}{k+1} M^2 - \frac{k-1}{k+1}},$$

где p , p'_0 – статическое и динамическое давление в потоке соответственно; k – показатель адиабаты газа.

Температура торможения T_0 в проточном тракте моделей при обтекании нагретым воздухом измерялась с помощью хромель-копелевой термопары с диаметром рабочего спая 0,2 мм. Термопара размещалась на оси симметрии проточного тракта вблизи начального сечения.

Результаты исследования

Измерения параметров потока и визуализация структуры потока проведены для плоской (рис. 3) и осесимметричной (рис. 4) моделей РПД. Измерения температуры, давления и визуализация потока в проточном тракте модельных РПД проведены в диапазонах чисел Маха $M = (1 \div 7)$ и температур торможения набегающего потока $T_0 = (20 \div 500)$ °С.

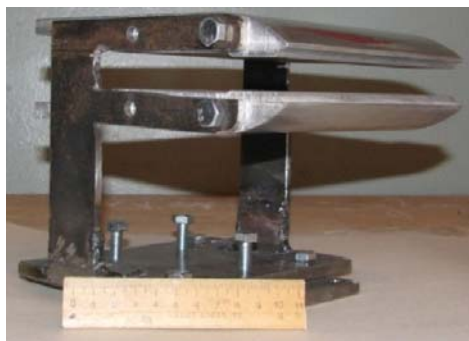


Рис. 3. Фотографии плоской модели РПД



а)



б)

Рис. 4. Фотографии осесимметричной модели РПД: вид сверху (а) и сбоку (б)

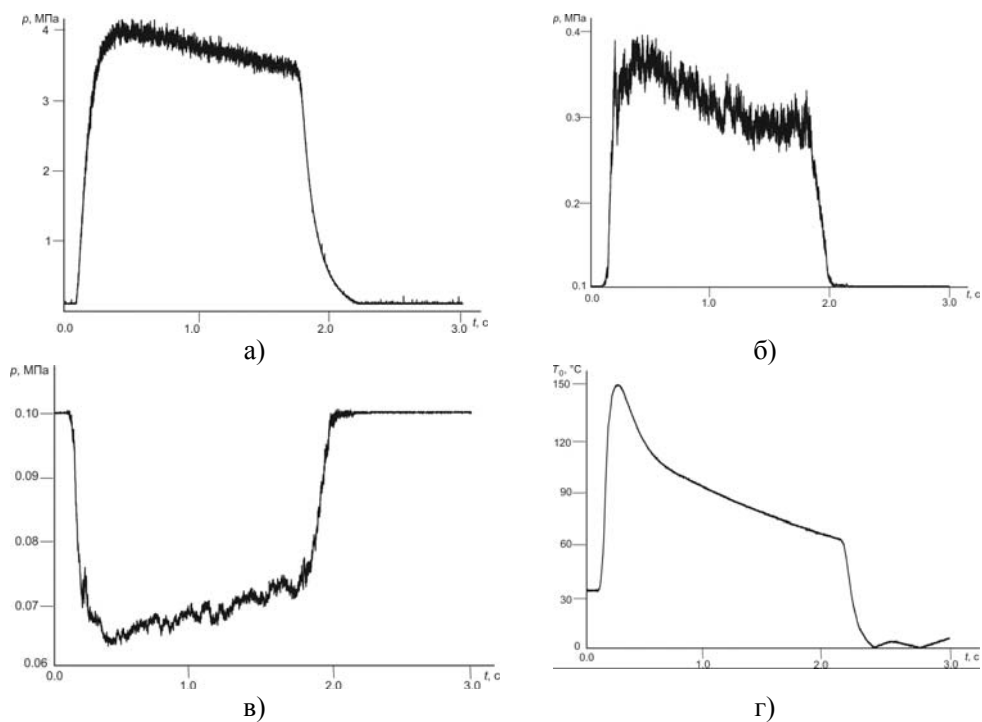
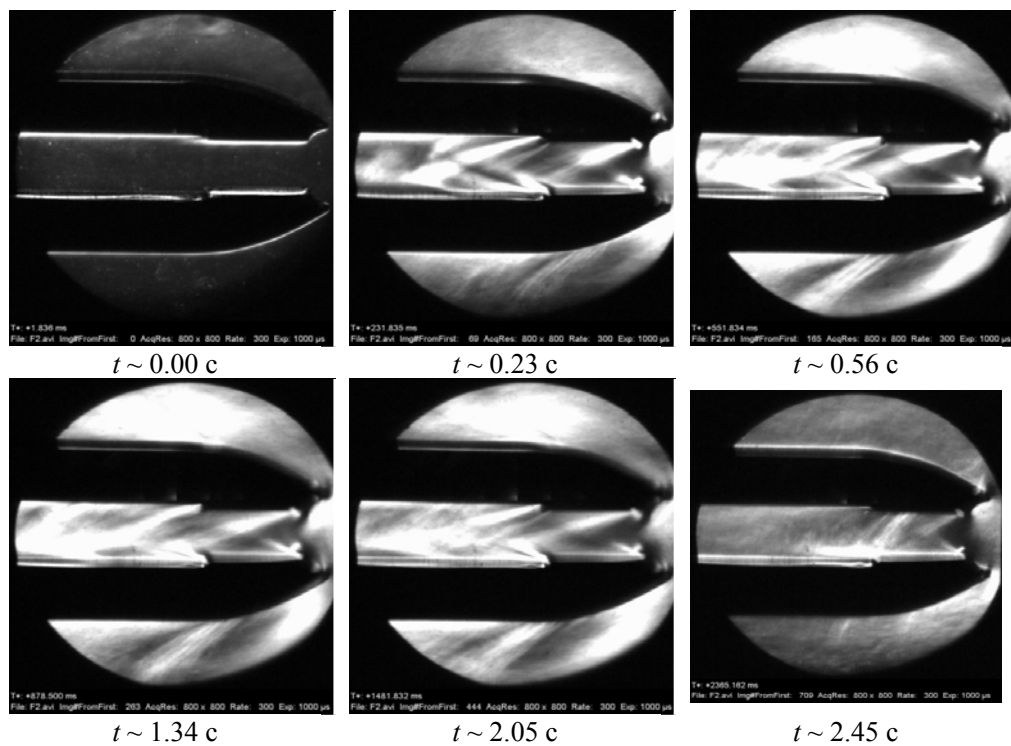


Рис. 5. Результаты измерений

Рис. 6. Кадры видеосъемки обтекания плоской модели РПД, $M = 5$, $T_0 = 400$ $^\circ C$

Результаты экспериментов приведены на рис. 5–7. На рис. 5 приведены типичные результаты измерений давления в форкамере (*a*), динамического (*b*) и статического давления (*в*) и температуры торможения (*г*) в проточном тракте осесимметричной модели РПД для $M = 5$ (сопло M5).

В сериях опытов на аэродинамической установке при обтекании моделей РПД наряду с измерениями основных параметров была проведена визуализация структуры воздушного потока с помощью высокоскоростной видеокамеры. Типичные видеокadres формирования структуры нагретого воздушного потока в плоской модели для $M = 5$ приведены на рис. 6. Типичные видеокadres формирования структуры нагретого воздушного потока в осесимметричной модели для числа Маха $M = 5$ приведены на рис. 7.

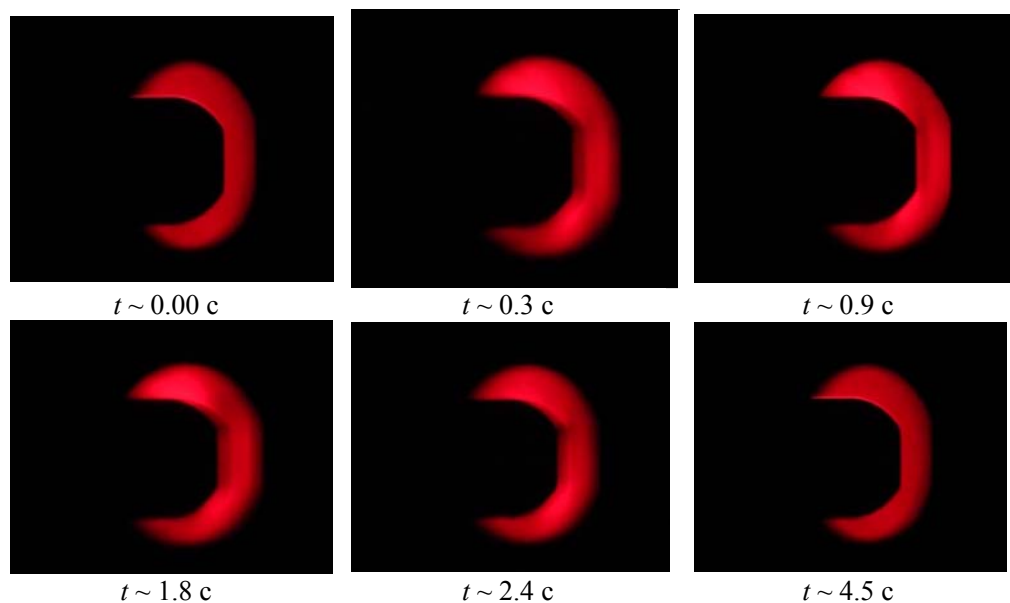


Рис. 7. Кадры видеосъемки обтекания осесимметричной модели РПД,
 $M = 5$, $T_0 = 400$ °C

Анализ визуализированной структуры потока показал, что для исследуемых режимов обтекания в проточном тракте моделей РПД развивается течение с набором косых скачков уплотнения.

Полученные на моделях РПД экспериментальные данные о структуре и основных параметрах воздушного потока в проточном тракте являются объективной информацией для математического моделирования внутрикамерных процессов.

Литература

1. Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю., Рейдель А.Л. и др. Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1967. 424 с.
2. Звезгинцев В.И. Газодинамические установки кратковременного действия. Ч. 1: Установки для научных исследований. Новосибирск: Параллель, 2014. 551 с.
3. Иров Ю.Д., Кейль Э.В., Маслов Б.Н. и др. Газодинамические функции. М.: Машиностроение, 1965. 399 с.