

го пакета при анализе процессов переноса энергии при работе термосифонов при достаточно высоких тепловых нагрузках. Установлено влияние подводимого к нижней крышке теплового потока на гидродинамические характеристики в исследуемой области. Сравнение результатов численного исследования с экспериментальными данными показало, что их отклонение составило от 0,5 до 1,8 %.

ЛИТЕРАТУРА:

1. Безродный М.К., Пиоро И.Л., Костюк Т.О. Процессы переноса в двухфазных термосифонных системах // Киев. – 2005
2. Безродный, М. К. Двухфазные термосифоны в промышленной теплотехнике // – Киев. – 1991. – 75 с.
3. Kuznetsov G.V., Sitnikov A.E. Numerical analysis of basic regularities of heat and mass transfer in a high-temperature heat pipe // High Temperature. 2002.
4. Kuznetsov G.V., Al-Ani, M.A., Sheremet M.A. Numerical analysis of convective heat transfer in a closed two-phase thermosyphon // Journal of Engineering Thermophysics. 2011.
5. Ansys Help. FLUENT Theory Guide.
6. Alizadehdakhel A., Rahimi M. CFD modeling of flow and heat transfer in a thermosyphon // International Communications in Heat and Mass Transfer 37 (2010) 312–318.

Научный руководитель: Г.В. Кузнецов, д.ф.-м.н., зав. кафедрой ТПТ ЭНИН ТПУ.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГИПЕРЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЕ МОДЕЛЬНОГО РПД

Е.А. Маслов^{1,2}, С.Ю. Чижов²

¹Томский политехнический университет, ЭНИН, АТЭС

²Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики Томского государственного университета

Ракетно-прямоточные двигатели (РПД) сочетают достоинства твердотопливных и воздушно-реактивных двигателей [1]. В процессе работы 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. 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. Оценка адекватности используемых математических моделей базируется на результатах сравнительного анализа численных и экспериментальных данных, полученных на моделях РПД.

В настоящей работе представлены результаты экспериментального исследования параметров воздушного потока при обтекании плоской и осесимметричной моделей РПД (рис. 1).

Для обеих моделей на модельной аэродинамической установке (МАУ) [2] проведены эксперименты по измерению температуры, давления и визуализации потока воздуха в диапазонах чисел Маха $M = (5 \div 6)$ и температур торможения набегающего потока в диапазоне $T_0 = (20 \div 500) \text{ } ^\circ\text{C}$. Для создания сверхзвукового потока в аэродинамической установке использовались осесимметричные профилированные сопла с диаметром выходного сечения 100 мм. Время обдува составляло $t_k = (2 \div 3) \text{ с}$.

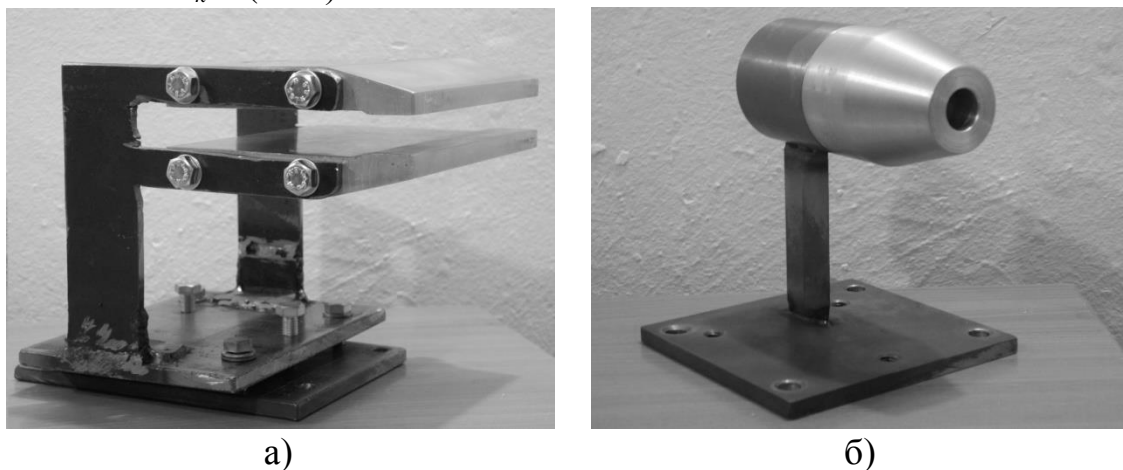


Рис. 1. Фотографии плоской (а) и осесимметричной (б) моделей РПД

Параметры натекающего потока воздуха – скорость, статическое давление, статическая температура, плотность и число Маха определяются значениями параметрами воздуха в форкамере (параметры торможения) p_0 , T_0 , ρ_0 и степенью расширения сопла МАУ. Эти параметры рассчитываются с использованием газодинамических функций [1]. 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 одновременно динамическое и статическое давление. С использованием газодинамических функций значение числа Маха можно определить по формуле:

$$\pi(M) = \frac{p}{p_0} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{k}{1-k}},$$

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.

На рис. 2 приведены типичные результаты измерений давления в форкамере (а), динамического (б) и статического давления (в) и температуры торможения (г) в проточном тракте осесимметричной модели РПД для $M = 5$.

В рассматриваемом эксперименте на МАУ вычисленное значение числа Маха в проточном тракте осесимметричной модели РПД составило $M = 1.87$.

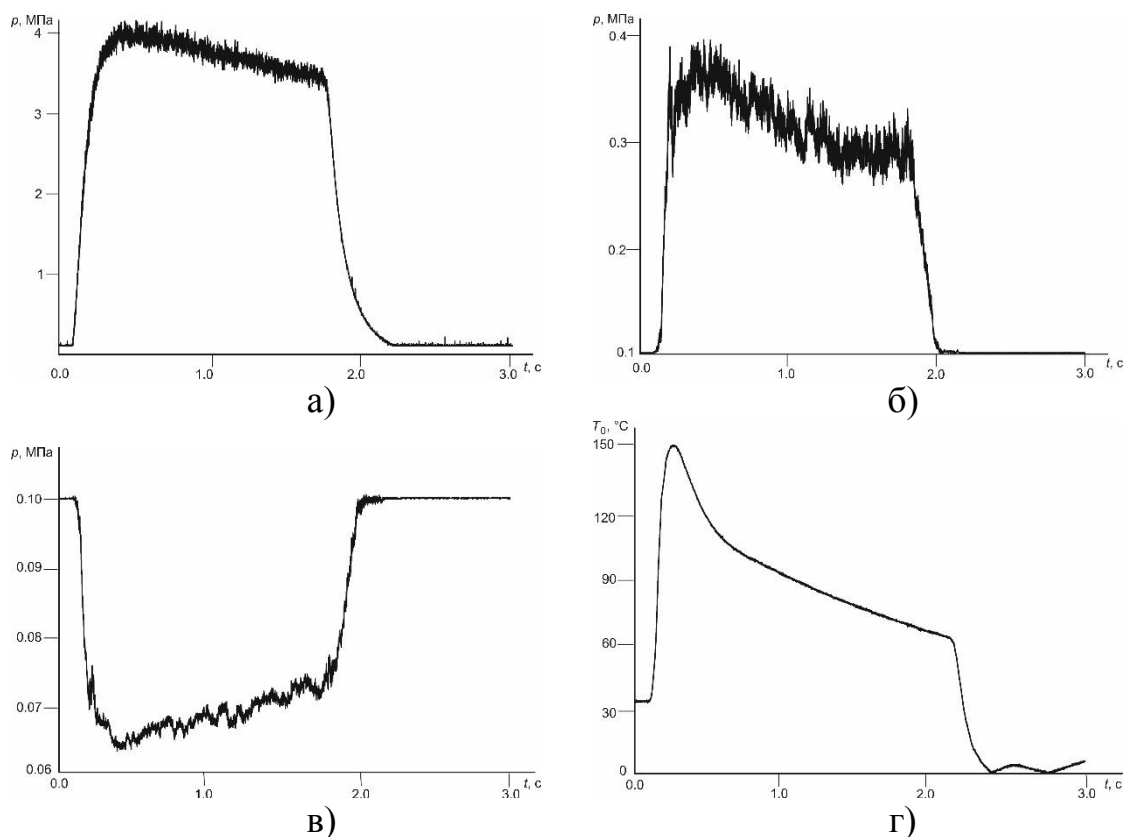


Рис. 2. Результаты измерений: давление в форкамере (а), динамическое давление (б), статическое давление (в), температура торможения (г) в проточном тракте осесимметричной модели РПД, сопло 5М

В сериях опытов на МАУ при обтекании моделей РПД наряду с измерениями основных параметров была проведена визуализация структуры воздушного потока с помощью высокоскоростной видеокамеры. Типичные видеокadres структуры потока в плоской модели для $M = 5$ приведены на рис. 3.

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.

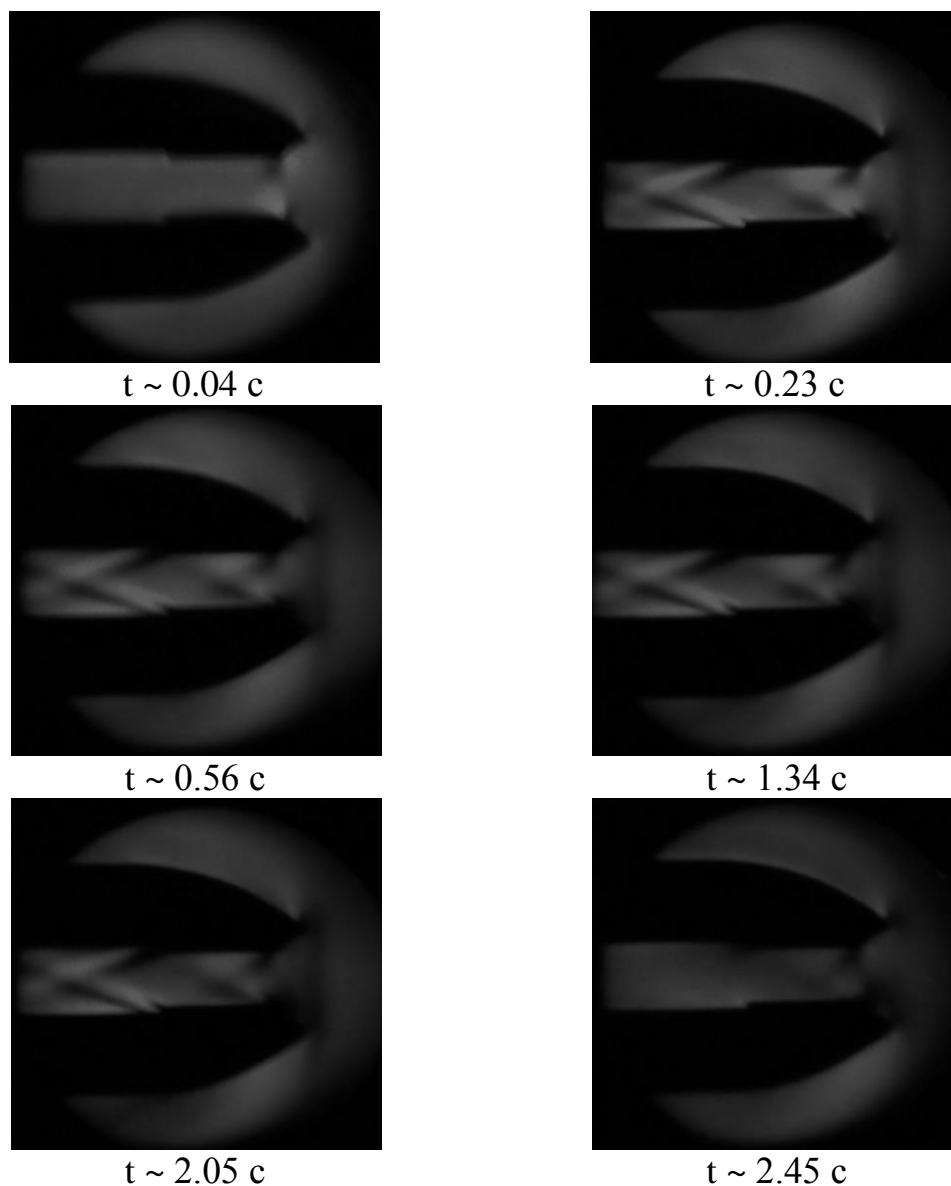


Рис. 3. Кадры видеосъемки обтекания плоской модели РПД, $M_{ex} = 5$

ЛИТЕРАТУРА:

1. Maslov E.A., Klochikhin V.V., Zharova I.K. MATEC Web of Conferences. Volume 23, 2015. Heat and Mass Transfer in the Thermal Control System of Technical and Technological Energy Equipment. doi: <http://dx.doi.org/10.1051/matecconf/20152301026>
2. Звегинцев В.И. Газодинамические установки кратковременного действия. Часть 1 Установки для научных исследований. – Новосибирск: Параллель, 2014. – 551 с.

Научный руководитель: Е.А. Маслов, к.ф.-м.н., доцент, каф. АТЭС ЭНИН ТПУ.