

*НАЦИОНАЛЬНАЯ АКАДЕМИЯ НАУК БЕЛАРУСИ
ИНСТИТУТ ТЕПЛО- И МАССООБМЕНА ИМЕНИ А. В. ЛЫКОВА*

ТЕЗИСЫ ДОКЛАДОВ И СООБЩЕНИЙ

Том 1

*XV Минский международный форум по тепло- и массообмену
XV Minsk International Heat and Mass Transfer Forum
23 – 26 мая 2016 г.*

Минск 2016

3. Результаты лабораторных исследований использованы при проектировании промышленных ГУ для различных типов топливоиспользующего оборудования (котлы, печи, сушила).

Литература

1. Пчелкин Ю. М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. М : Машиностроение, 1973. – 392 с.
 2. Абдулин М. З., Дворцин Г. Р., Жученко А. М. Технология сжигания – определяющий фактор эффективности огнетехнических объектов // Новости теплоснабжения. 2008. № 4. С. 31–34.
 3. Ибрагим Джамал. Особенности рабочего процесса модуля горелочного устройства с поперечной подачей струй газа: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. Киев: КПИ, 1997. – 118 с.
 4. Lefebvre A. H., Ibrahim A. R. A. F., Berson N. C. Factors affecting fresh mixture entrainment in bluff-body stabilized flames // Combustion and Flame. 1966. Vol. 10, No. 3. Pp. 231–239.
 5. Христин В. А., Любчик Г. Н., Бутовский Л. С. О расходных характеристиках рециркуляционной зоны за уголкового стабилизатором // Вестник КПИ. Теплоэнергетика. 1964. С. 328–341.
-

УДК 521.455

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ МОДЕЛЕЙ ПРЯМОТОЧНЫХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В. А. Архипов¹, И. К. Жарова¹, Е. А. Маслов^{1,2}, Б. В. Борисов², А. Ю. Крайнов¹

¹*Научно исследовательский институт прикладной математики и механики Национального исследовательского Томского государственного университета, г. Томск, Россия*

²*Национальный исследовательский Томский государственный политехнический университет, г. Томск, Россия*

Активизация работ по созданию крылатых ракет с гиперзвуковыми скоростями полета требует решения задачи повышения скорости полета летательных аппаратов внутри атмосферной зоны. Применение прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) на твердом топливе [1, 2] является перспективным в плане решения этой задачи. В ПВРД открытой схемы [2] горение твердотопливного заряда происходит в высокоскоростном потоке газов (смесь атмосферного воздуха и продуктов газификации и горения топлива). Закономерности горения твердых ракетных топлив (ТРТ) и скорости горения твердых горючих материалов (ТГМ) в потоке окислителя в широком диапазоне чисел Маха определяются структурой и термодинамическими параметрами обтекающего газового потока. Геометрические характеристики проточного тракта двигателя в процессе работы ПВРД изменяются вследствие выгорания топливного заряда. При проектировании ПВРД конкретной открытой схемы необходимо учитывать взаимное влияние процессов изменения геометрических характеристик проточного тракта и изменения структуры и параметров обтекающего потока. Одним из основных этапов при разработке методик расчета внутри-

баллистических характеристик ПВРД (тяги, удельного импульса, скорости горения топлива, внутрикамерного давления и т. д.) является моделирование структуры и параметров газового потока в проточном тракте двигателя. При этом вследствие сложности внутрикамерных процессов и изменения геометрических характеристик проточного тракта в процессе работы ПВРД в условиях транс- и сверхзвуковых скоростей обтекания разрабатываемые математические модели требуют верификации путем сопоставления с экспериментальными данными. Испытания натурных двигателей связаны с большими материальными и энергетическими затратами. В связи с этим для получения объективной экспериментальной информации более целесообразно проводить предварительные исследования на модельных двигательных установках.

В настоящей работе представлены результаты экспериментально-теоретического исследования структуры и основных параметров воздушного потока в плоской и осесимметричной моделях ПВРД в диапазоне чисел Маха $M = 2-6$.

Экспериментальное исследование проводилось на модельной аэродинамической установке (МАУ) [3] на открытом воздухе при атмосферном давлении с измерениями давления и температуры и визуализацией структуры потока в проточном тракте моделей ПВРД.

Система предварительного подогрева рабочего газа до $500\text{ }^{\circ}\text{C}$ реализована с использованием подогревателя кауперного типа, состоящего из силового трубопровода с набором теплоаккумулирующих пластин. Общая мощность – 18 кВт .

Сверхзвуковой поток в рассматриваемом диапазоне чисел Маха создавался с использованием стальных осесимметричных профилированных сопел.

В процессе выполнения экспериментов измерялось давление в форкамере и в проточном тракте установки, а также контролировалось давление в баллонах со сжатым воздухом. Для измерения полного и статического давления в серии опытов в сверхзвуковом воздушном потоке в рабочей камере МАУ применялись разработанные в ЦАГИ комбинированные датчики давления, позволяющие измерять оба давления одновременно.

Визуализация сопровождающих течение газов в рабочей части МАУ процессов проводилась по методу Теплера в параллельном пучке лучей [4].

Общий вид экспериментального аэродинамического стенда приведен на рис. 1.



Рис. 1. Общий вид экспериментального аэродинамического стенда

Исследование структуры и характеристик обтекания проточного тракта ПВРД сверхзвуковым потоком проводилось для типичной открытой схемы двигателя с канальным зарядом ТГМ. Были разработаны и изготовлены два варианта модельных ПВРД – плоская (рис. 2) и осесимметричная (рис. 3) модели.

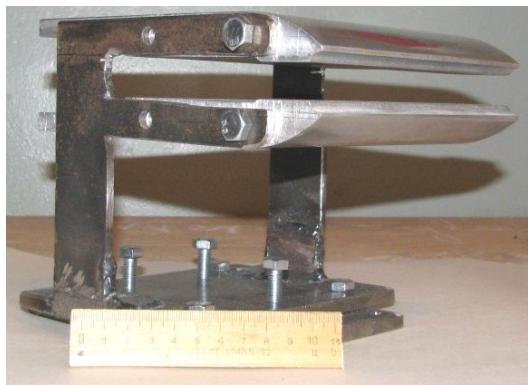


Рис. 2. Плоская модель ПВРД



Рис. 3. Осесимметричная модель ПВРД

Измерение температуры в форкамере и в проточном тракте моделей ПВРД проводилось термопарным методом. Был осуществлен выбор типа и характеристик термопары, обеспечивающей работоспособность и получение достоверных результатов термопарных измерений в условиях высоких динамических нагрузок. Температура воздушного потока T определялась по заданным значениям температуры торможения T_0 и числа Маха по формуле [5]:

$$T = T_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{-1},$$

где γ – показатель адиабаты обтекающего газа.

На рис. 4 приведены типичные результаты измерения температуры торможения в проточном тракте осесимметричной модели ПВРД для значения числа Маха $M = 5$.

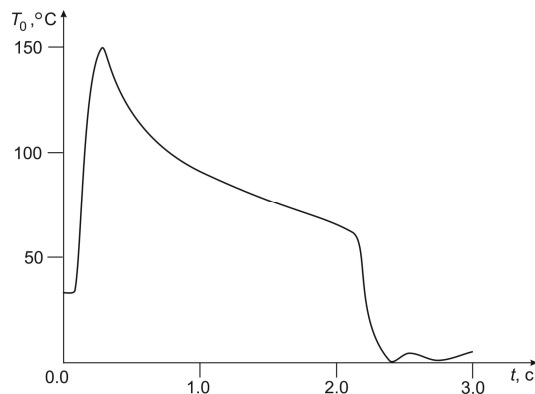


Рис. 4. Результаты измерения температуры торможения в проточном тракте осесимметричной модели ПВРД

Анализ визуализированной структуры потока показал, что для исследуемых режимов обтекания в проточном тракте моделей ПВРД развивается течение с набором косых ударных волн. Полученные экспериментальные данные о структуре и основных параметрах воздушного потока в проточном тракте плоской и осесимметричной моделей являются объективной информацией для построения адекватных математических моделей внутрикамерных процессов в рассматриваемом классе двигательных установок.

Газодинамические процессы в канале модельного двигателя моделировались с использованием уравнений газовой динамики в двухмерной плоской постановке. На входе в расчетную область ставились граничные условия, соответствующие параметрам натекающего потока. Система уравнений решалась методом С. К. Годунова [6] на преобразованной к форме контура модели сетке. Решение проводилось до установления стационарного течения в проточном тракте модели и в обтекающей модель потоке.

По результатам численного исследования получено, что распределение газодинамических параметров и расположение ударных волн и косых скачков уплотнения в проточном тракте моделей и во внешнем потоке согласуются с экспериментальными данными.

Работа проведена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы», соглашение № 14.578.21.0034, уникальный идентификатор ПНИ RFMEFI57814X0034.

Литература

1. Александров В. Н., Быцкевич В. М., Верховомов В. К. и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах (основы теории и расчета) / Под ред. Л.С. Яновского. М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. – 343 с.
2. 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.
3. Звегинцев В. И. Газодинамические установки кратковременного действия. Часть 1. Установки для научных исследований. Новосибирск: Параллель, 2014. – 551 с.
4. Васильев Л. А. Теневые методы. М.: Наука, 1968. – 400 с.
5. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа. М.: Наука, 1973. – 904 с.
6. Годунов С. К., Забродин А. В., Иванов М. Я., Крайко А. Н., Прокопов Г. П. Численное решение многомерных задач газовой динамики. М.: Наука, 1976. – 400 с.

УДК 532.5.013.4

ДВИЖЕНИЕ ЧАСТИЦЫ ДИСПЕРСНОЙ ФАЗЫ В ПОЛЕ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ МАССОВЫХ СИЛ

В. А. Архипов, Н. Н. Золоторев, Е. А. Маслов, А. С. Усанина

Томский государственный университет, г. Томск, Россия

Гетерогенные потоки с деформируемыми частицами дисперсной фазы (каплями, пузырьками) используются во многих тепломассообменных процессах. Как известно, массообмен с дисперсионной средой зависит от деформации капель (или пузырьков).

В настоящей работе представлены результаты экспериментального исследования процесса потери устойчивости формы капли в области малых чисел Рейнольдса по механизму Рэлея – Тейлора при достижении критического значения числа Бонда $Bo_{кр}$. Выбор данного режима движения частицы дисперсной фазы обусловлен тем, что большинство работ по обтеканию шара посвящены исследованиям неустойчивости Кельвина – Гельмгольца и течениям в области $Re \gg 1$ [1–3]. Для исследования деформации капли в области $Re < 1$ и $Bo = Bo_{кр}$ гравитационное осаждение капли в поле ускорения силы тяжести дополняется ее радиальным движением в поле ускорения центробежной силы инерции, возникающей при вращении сосуда с жидкостью [4].

Экспериментальная установка для исследования устойчивости капли, движущейся в поле ускорения центробежных массовых сил, состоит из цилиндрического резервуара 1 радиусом 0.13 м и высотой 0.17 м, наполненного вязкой жидкостью 2 (рис. 1). Резервуар с рабочей жидкостью, установленный на основании 3, раскручивается с помощью электро-