

УДК 533.6;53.082.5

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛИ ГПВРД НА ИМПУЛЬСНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ГИПЕРЗВУКОВОЙ ТРУБЕ

© 2011 г. *И.Ю. Васильев¹, Н.Н. Захаров¹, А.В. Полянских¹, А.Г. Прудников²*

¹Институт прикладной механики РАН, Москва,

²Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, Москва

nnz@mac.com

Поступила в редакцию 16.05.2011

Рассматриваются некоторые проблемы, связанные, в основном, со взаимодействием отдельных струй с набегающим сверх- и гиперзвуковым потоком и поверхностью летательного аппарата. Приведены результаты экспериментальных исследований в импульсной гиперзвуковой аэродинамической трубе ИПРИМ РАН при числах Маха $M = 2-7$.

Ключевые слова: аэродинамическая труба, горение, топливо, твердое топливо, струя, модель, тяга, гиперзвуковой поток.

Введение

Достижения в области построения гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) напрямую связаны с решением фундаментальных проблем турбулентного и сверхзвукового горения. Ранее было показано [1], что при числах $M = 6-7$ и температуре торможения набегающего потока $T = 1700-1900$ К керосин не горит и для его воспламенения требуется принудительный поджог. Это обстоятельство можно использовать при решении проблем, возникающих при создании гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ГПВРД), таких как обеспечение надежного охлаждения элементов конструкции силовой установки, снижение сопротивления летательного аппарата (ЛА), обеспечение эффективного горения сверхзвукового потока и увеличение тяги.

Результаты экспериментальных исследований

Экспериментальное исследование проведено в импульсной гиперзвуковой аэродинамической трубе ИПРИМ РАН при числах Маха $M = 2-7$, давлении торможения воздуха $P \leq 20$ МПа, $T \leq 750$ К. Продолжительность рабочего режима $\tau = 0.2$ с. Приведенные в статье результаты получены при числе Маха набегающего потока $M = 4$, давлении $P = 2-4$ МПа, температуре $T = 700-750$ К с использованием высокоскоростной цветной телекамеры Photron Fastcam SA1 с разрешением 1024×1024 пикс (до 5400 кадров в секунду), час-

тотой (max) 675000 кадр/с (с разрешением 64×16 пикс), оперативной памятью 16 Гб.

Проведены испытания модели малообъемного летательного аппарата на твердом топливе (ТТ). Целью экспериментов было исследование процессов горения ТТ до запуска импульсной аэродинамической трубы и после разрушения сверхзвукового течения в трубе. Длина шашки 20 мм, наружный диаметр 15 мм, внутренний диаметр 7 мм, температура горения шашки $T = 2700$ К. Исследовались 2 варианта обтекания шашки ТТ набегающим потоком: 1) шашка установлена на пилоне в рабочей части трубы, 2) шашка помещена в камеру сгорания модели ЛА с внешним горением.

Кинограмма процесса горения показала, что в момент запуска трубы в первом варианте размещения шашки происходит прекращение горения топлива, тогда как во втором варианте процесс горения был устойчив.

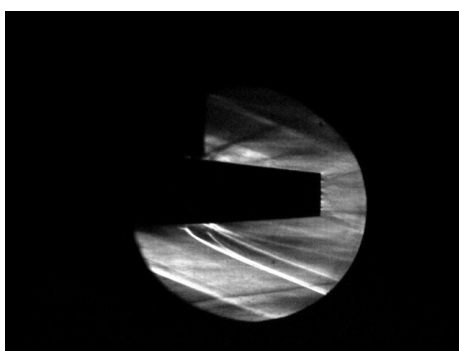
Длина модели $L = 135$ мм, ее максимальный диаметр $D = 28$ мм. В средней части корпуса модели имеются 16 отверстий диаметром 2 мм, расположенных в 2 ряда по окружности модели, топливная шашка в виде полого цилиндра вставлена внутрь модели и воспламеняется со стороны переднего торца электрозапалом. Продукты горения выходят через 16 отверстий в корпусе модели и через 9 отверстий в ее донной части. Набегающий поток поступает внутрь модели через воздухозаборник диаметром 14 мм.

На рис. 1 приведены теневые фотографии обтекания носовой (рис. 1а) и кормовой (рис. 1б) частей ЛА. Видна структура потока на входе воз-

духозаборника и структура струй продуктов горения ТТ, скачки уплотнения и локальные зоны отрыва в области форсунок.



а)



б)

Рис. 1

Эксперименты показали, что горение шашки ТТ, расположенной внутри камеры сгорания модели, остается устойчивым на всех этапах взаимодействия с набегающим сверхзвуковым потоком вплоть до полного выгорания топлива.

Теневые фотографии позволили увидеть скач-

ки уплотнения, образующиеся при взаимодействии струй продуктов сгорания и внешнего потока, обтекающего модель, благодаря которым и создается тяга ГПВРД с внешним горением. Эти данные облегчают понимание процессов, происходящих при взаимодействии набегающего сверхзвукового потока, ансамбля струй продуктов сгорания и скачков уплотнения, а также внешней поверхности ЛА. Полученные результаты были использованы нами для оптимизации новых моделей ГПВРД с внешним горением.

Список литературы

1. Васильев И.Ю., Захаров Н.Н., Прудников А.Г. Интеграция физических процессов в элементах силовых установок высокоскоростных летательных аппаратов // Механика и наномеханика структурно-сложных и гетерогенных сред. Успехи, проблемы, перспективы: Тез. докл. Всеросс. конф., приуроченной к 20-летию ИПРИМ РАН. Москва, 30 ноября – 2 декабря 2009 г. М., 2009. С. 45.

2. Васильев И.Ю. и др. Исследование теплогазоаэродинамических процессов, происходящих при полетах высокоскоростных летательных аппаратов в импульсной гиперзвуковой аэродинамической трубе // Механика и наномеханика структурно-сложных и гетерогенных сред. Успехи, проблемы, перспективы: Труды Всерос. конф., приуроченной к 20-летию ИПРИМ РАН. Москва, 30 ноября – 2 декабря 2009 г. М.: Альянстрансатом, 2010. С. 161–166.

3. Васильев И.Ю., Захаров Н.Н., Кутузова А.Н. Снижение лобового сопротивления головной части летательного аппарата // Механика композиционных материалов и конструкций, сложных и гетерогенных сред: Тез. докл. Всеросс. конф. к 90-летию со дня рождения акад. И.Ф. Образцова. Москва, 23–25 ноября 2010 г. С. 43.

STUDYING THE PERFORMANCE OF THE SCRAMJET MODEL IN A HYPersonic PULSE WIND TUNNEL

I.Yu. Vasiliev, N.N. Zakharov, A.V. Polyanskikh, A.G. Prudnikov

Some problems mainly related to the interaction of supersonic and hypersonic jets and the surface of a flying vehicle are considered. The results of the experimental study in the IPRIM RAS Hypersonic Pulse Wind Tunnel at Mach number $M=2-7$ are presented.

Keywords: wind tunnel, combustion, fuel, solid fuel, jet, model, force, hypersonic jet.