

ОСОБЕННОСТИ ИСПЫТАНИЯ МОДЕЛЕЙ С ТЕПЛОГАЗОДИНАМИЧЕСКИМ СПОСОБОМ ВОЗДЕЙСТВИЯ НА СТРУКТУРУ ОБТЕКАНИЯ СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ

А.Ф. Гаранин, П.К. Третьяков, А.В. Тупикин

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН,
Новосибирск

FEATURES OF TEST OF MODELS WITH THE THERMOGASODYNAMICAL CONTROL OF THE SUPERSONIC FLOW

A.F. Garanin, P.K. Tretyakov, A.V. Tupikin

Khristianovich institute of theoretical and applied mechanics SB RAS
630090, Novosibirsk, Russia

Difficulties in simulation of aircrafts flight conditions are connected with the fact that a heat supply in an engine canal (or near to a surface) is possible due to burning process organizing. A range of speeds corresponding to Mach numbers of $M=3-4$ represents the practical interest. The stagnation temperature in these conditions is about $500-900^{\circ}\text{C}$. One of the ways to heat an air is the control of a burning process with corresponding quantity of combustible gas in prechamber. Such approach has been realized on the wind tunnel "TC" by hydrogen combustion. The working surface of nozzle, made of an aluminum alloy, has been covered by a heat-resistant material using plasma dusting method. Test researches in the wind tunnel have shown realization of working regime during 10-30sec at the temperature $500-600^{\circ}\text{C}$ with short-term jumps to 700°C . A series of experiments to study a small size models flow aerodynamic characteristics has been performed. Basic investigations of influence on a flow character by using thermogasodynamical methods are made. It is shown a possibility to create efficient schemes for the organizing of burning in a direct-flow path of the model and near to its external surface for $M=3,6$. The diagnostic equipment allows us to study flow process using small-size models, character of fuel burning and changes in power characteristics.

Известны трудности моделирования в аэродинамических трубах полётных условий летательных аппаратов (ЛА), в двигательном тракте (или вблизи поверхности) которых возможен подвод тепла за счёт организации процесса горения. Представляет практический интерес диапазон скоростей, соответствующий полётным числам Маха $M=3-4$. Для этих условий температура торможения составляет $500-900^{\circ}\text{C}$. Одним из способов подогрева воздуха является организация горения соответствующего количества горючего газа в форкамере трубы. Такой подход был реализован на аэродинамической трубе «ТС» путём сжигания водорода. Рабочая поверхность сопловых вставок, выполненная из алюминиевого сплава, была покрыта методом плазменного напыления термостойким материалом. Тестовые испытания показали возможность работы трубы в течении 10-30 сек при температуре $500-600^{\circ}\text{C}$ с кратковременным забросом до 700°C . В этих условиях была проведена серия экспериментов по изучению аэродинамических характеристик обтекания малоразмерных моделей ЛА. Выполнены поисковые исследования теплогазодинамических способов воздействия на характер обтекания. Показана возможность создания работоспособных схем организации горения в прямоточном тракте модели и вблизи внешней поверхности для $M\approx 3,6$. Диагностическое оборудование позволяет изучать процесс обтекания малоразмерной модели ЛА, характер горения топлива и изменение силовых характеристик.

Аэродинамическая труба ТС является установкой периодического действия, приспособленной для ведения физических исследований процессов смешения и горения в сверхзвуковом потоке. В рабочей части трубы с сечением $200\times 200\text{ мм}^2$ возможно получение чисел Маха в диапазоне от 1,5 до 4. Рабочая часть образуется боковыми стенками и непрофилированными участками сопловых вставок, являющихся продолжением соплового профиля. Возможна установка камеры Эйфеля за рабочей частью. В форкамере для выравнивания скорости потока по сечению применены конус с решеткой и две сетки с ячейками размера $1,5\times 0,3$ ($1,5$ – размер ячейки в мм, $0,3$ – диаметр

проволоки в мм). Перфорация конуса и решетки выполнена из условий наиболее эффективного выравнивания полей скоростей. Сечение форкамеры обеспечивает поджатие потока по отношению к рабочей части $n = \frac{F_{\phi}}{F_{рч}} = 7$. Максимальное давление в форкамере $P=14$ бар.

Труба ТС оборудована:

- системой подачи различных газов на исследуемую модель;
- системой защиты и сигнализации о взрывоопасном содержании горючих газов в помещении;
- измерительной системой, включающей в себя:
 - а) приборы оперативного контроля режима работы трубы;
 - б) датчики измерения давления и температуры;
 - в) оптический теневой прибор ИАБ-451 с различными источниками подсветки;
 - г) систему автоматизации сбора данных.

Для моделирования параметров потока, соответствующих полётным числам Маха $M=3-4$, был выполнен комплекс работ по повышению термостойкости сопловых вставок. Методом плазменного напыления поверхность вставок (на $M=3,5$ и $M=4,0$) была покрыта термостойким материалом (Al_2O_3 с добавкой Ni в порошкообразном виде). В форкамере размещен блок огневого подогревателя воздуха, работающий на водороде.

На рис.1 представлена схема аэродинамической трубы.

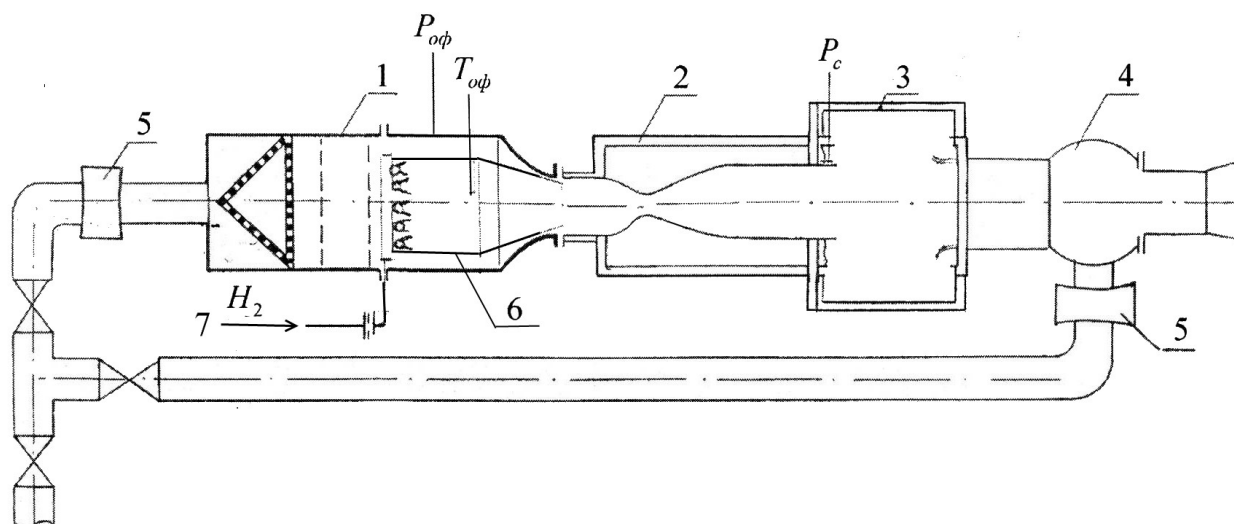


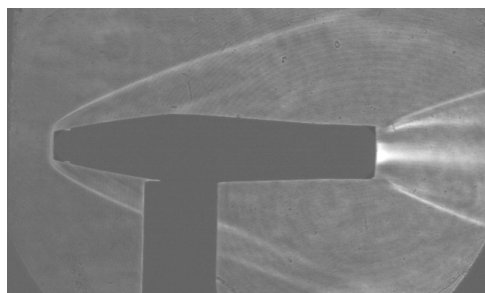
Рис.1. Схема аэродинамической трубы ТС: 1 – форкамера; 2 – коробка сменных сопловых вставок; 3 – камера Эйфеля; 4 – выхлопной тракт с эжектором; 5 – подводящие воздухопроводы с запорными клапанами и дросселями для установления требуемого давления в форкамере и эжекторе; 6 - блок огневого подогревателя, 7 – водород в огневой подогреватель от газобаллонной системы подачи.

Проведены методические, поисковые испытания малоразмерных моделей с организацией горения в прямоточном тракте. Изучалось применение теплогазодинамических способов воздействия на характер обтекания и силовые характеристики. При проведении дренажных и весовых испытаний модели устанавливались в камере Эйфеля. Для измерения силовых характеристик использовались двухкомпонентные тензометрические аэродинамические весы. Для визуализации структуры потока применялась оптическая схема на базе теневого прибора ИАБ-451 с подсветкой неодимовым лазером непрерывного действия, в качестве ножа использовался адаптивный фильтр. Теневые картины регистрировались CCD-камерой технического зрения с повышенным пространственным разрешением и выводом на компьютер. Основные результаты получены при значении числа Маха на входе в камеру Эйфеля равном $M_0=3,6$, давлении в форкамере $P_0=13-14$ бар и температуре $T_0=700-800K$.

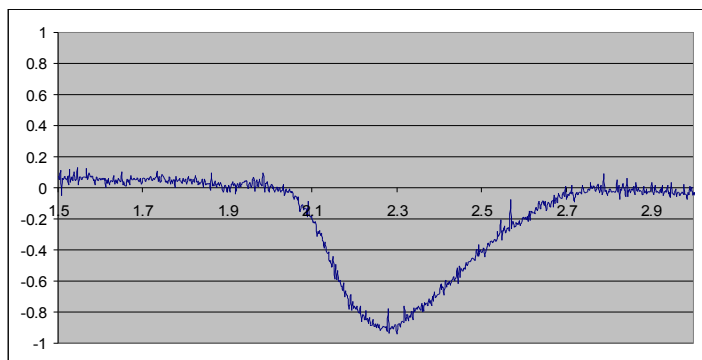
Коэффициент избытка воздуха в форкамере $\alpha = 6,5 - 7,5$, при этом весовая доля содержания паров воды в потоке не превышала $g_{H_2O} = 0,04$.

Модели отличались воздухозаборным устройством, геометрией внутреннего тракта и расположением отверстий для инжекции инертного и реагирующего газа на внешней поверхности.

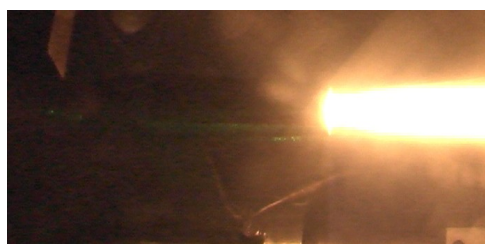
Ниже приведены рисунки, иллюстрирующие полученные результаты. На рис. 2 показана структура обтекания модели (а), прямая фотография течения (б) при горении топлива внутри тракта и результаты измерения продольной силы (в), действующей на модель.



а



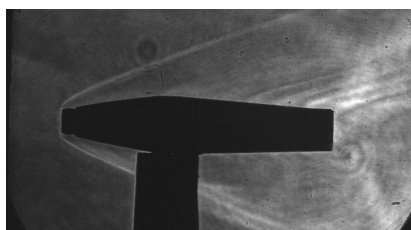
в - Изменение продольной силы (кГ) от времени



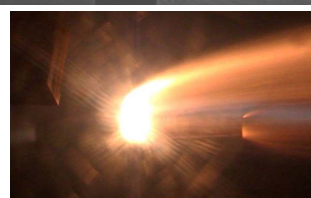
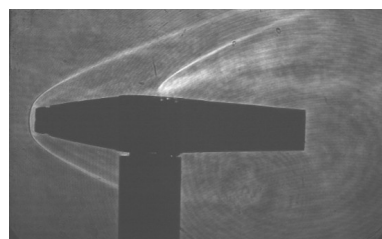
б

Рис. 2. $M_0=3,6$; $P_0=12,7$ бар; $T_0=850K$;
Время горения 0,7 с.

На рис. 3 приведена структура течения при распределённом (а) и сосредоточенном (локальном) выдуве (б) продуктов неполного сгорания топлива в тракте модели и их догорания вблизи поверхности.



а



б

Рис.3. Иллюстрации течения при различных способах догорания на внешней поверхности моделей

Полученная в результате испытаний информация о распределении давления внутри проточного тракта модели и на её поверхности, а также об изменении коэффициентов

продольной и поперечной значений аэродинамической силы, действующей на модель, позволяет сделать выводы о возможности управления обтеканием путём создания на поверхности секций с локальным выдувом продуктов полного (или неполного) сгорания топлива в тракте модели.