

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

V Международная молодежная научная конференция
«Актуальные проблемы современной механики
сплошных сред и небесной механики»
25–27 ноября 2015 г., Томск

Издательство Томского университета
2016

содержания инертных частиц в пыли. Показано, что наибольшее значение давления достигается для состава смеси, близкого к стехиометрическому.

Настоящая работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ № 15-03-02578 а.

Литература

1. Бакланов А.М., Валиулин С.В., Дубцов С.Н. и др. Наноаэрозольная фракция в техногенной угольной пыли и ее влияние на взрывоопасность пылеметановоздушных смесей // Доклады Академии наук. 2015. № 3 (461). С. 295.

2. Основы практической теории горения: учеб. пособие для вузов / В.В. Померанцев, К.М. Арефьев, Д.Б. Ахмедов и др.; под ред. В.В. Померанцева. 2-е изд., перераб. и доп. Л.: Энергоатомиздат. Ленингр. отделение, 1986. 312 с.

3. Шмелев В.М., Мохин Г.Н., Николаев В.М. Моделирование воспламенения бедной метановоздушной смеси при ее сжатии и тепловой активации // Химическая физика. 2014. № 1 (33). С. 25–31.

4. Франк-Каменецкий Д.А. Диффузия и теплопередача в химической кинетике. М.: Наука, 1987.

5. Крайнов А.Ю., Моисеева К.М. Горение бедных метановоздушных смесей в щелевой горелке с адиабатическими внешними стенками // Физика горения и взрыва. 2016. Т. 52, № 1. С. 51–59.

DOI: 10.17223/9785751124199/17

ФИЗИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ТЕЛ ПЛОСКОЙ И ОСЕСИММЕТРИЧНОЙ ФОРМЫ СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ

Е.А. Маслов, И.К. Жарова, В.В. Фарапонов, В.В. Мацкевич, С.Ю. Чижов

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

PHYSICAL MODELING OF FLOW AROUND BODIES OF PLANE AND AXISYMMETRIC FORMS TO SUPERSONIC FLOW

E.A. Maslov, I.K. Zharova, V.V. Faraponov, V.V. Mackiewicz, S.Yu. Chizov

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

В практике проектирования и эксплуатации технического оборудования, в частности двигательных установок различного назначения, важно знать закономерности аэродинамических процессов. В связи с этим важным этапом при разработке двигателей является определение полей температуры, давления и скорости обтекающего потока [1, 2]. Одной из важнейших является задача определения основных характеристик процесса, к числу которых относится коэффициент сопротивления тела сложной формы при обтекании сверхзвуковым потоком. Определение значений коэффициента сопротивления в диапазоне чисел Маха обтекающего потока $M \gg 1$ в условиях натурных испытаний двигательных установок связано с большими материальными затратами. Более целесообразно для получения объективной экспериментальной информации проводить исследования на модельных двигательных установках.

В настоящей работе представлены результаты экспериментального исследования параметров сверхзвукового потока в диапазоне чисел $M = (2-5)$ при обтекании тела сложной формы.

Эксперименты по определению коэффициента сопротивления тела сложной формы при обтекании сверхзвуковым потоком проводились на модельной аэроди-

намической установке (МАУ) [2, 3] на открытом воздухе при атмосферном давлении с измерениями давления, температуры и визуализацией структуры потока. Для создания сверхзвукового потока в аэродинамической установке использовались стальные осесимметричные профилированные сопла с диаметром выходного сечения 100 мм. Для контроля значения числа Маха в испытаниях на МАУ дополнительно применялся пневмометрический метод, который заключается в измерении полного, статического давлений потока и давления в форкамере с последующим вычислением числа Маха.

Исследование проводилось при обтекании моделей в виде клина и в виде конуса. На рис. 1 приведены фотографии исследуемой модели, выполненной в виде конуса, установленной на тензометрических весах (рис. 1, а) и в рабочей камере МАУ (рис. 1, б).

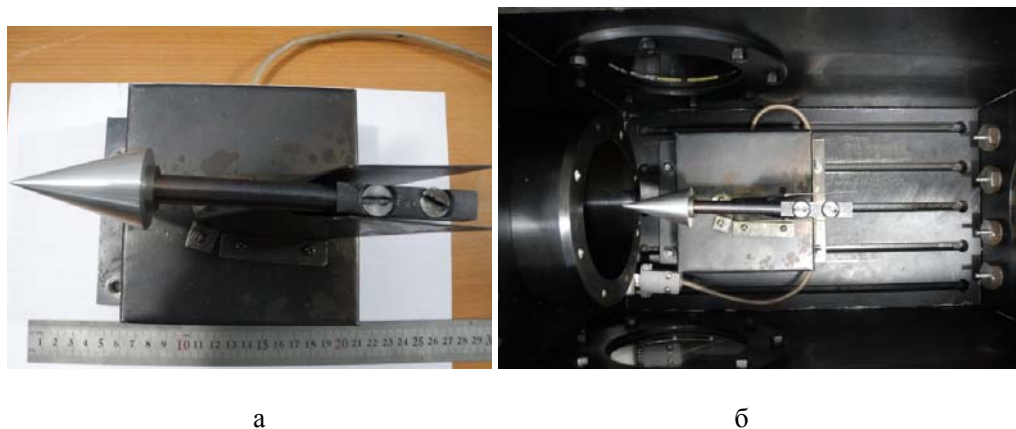


Рис. 1. Вид модели в виде конуса (а) и модель, установленная в рабочей камере МАУ(б)

В процессе экспериментов с помощью тензометрических весов непрерывно измерялась сила, действующая на поверхность модели при обтекании сверхзвуковым потоком. При значениях $M = (2-5)$ на каждой модели – в виде конуса и в виде клина – было поставлено по три эксперимента. Результаты экспериментов обрабатывались численно. На основании полученных данных вычислялось статическое давление на поверхности модели. Далее при известном статическом давлении при каждом значении числа Маха определялось значение коэффициента сопротивления. На рис. 2 приведены результаты, полученные для модели в виде конуса, и данные работ [4, 5].

Сравнение полученных результатов с данными других авторов показало удовлетворительное согласование: в диапазоне $M = (2-4)$ максимальное отличие от данных [4] составило $< 15\%$, максимальное отличие от данных [5] – $< 8\%$.

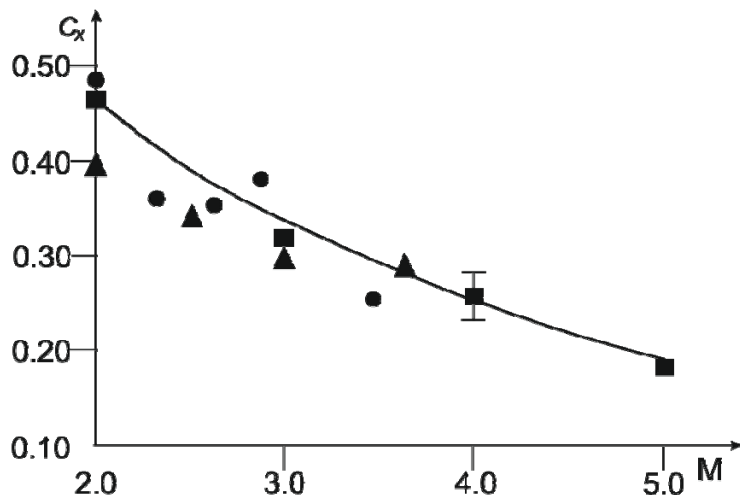


Рис. 2. Коэффициент сопротивления модели в виде конуса:

■ – результаты экспериментов; ● – данные [4]; ▲ – данные [5]



а)



б)



в)



г)

Рис. 3. Модели: а – общий вид модели клина; б – клин на державке; в – общий вид модели конуса; г – рабочая часть МАУ с установленной моделью конуса

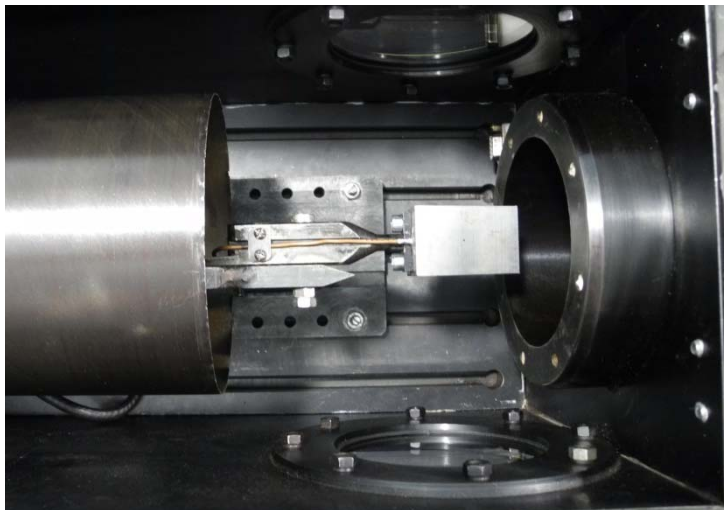


Рис. 4. Модель в виде клина, установленная на МАУ (вид сверху)

Также были проведены дренажные испытания на двух видах моделей – в виде клина и конуса. Угол полураствора составлял 15° . Модели с помощью державки крепились на штативе, позволяющем варьировать угол тангажа. На рис. 3 приведены фотографии моделей. На рис. 4 приведена фотография модели в виде клина, установленной на МАУ.

В процессе экспериментов измерялось давление в форкамере и в проточном тракте МАУ. Также контролировалось давление в баллонах со сжатым воздухом. В форкамере давление измерялось с помощью датчика типа ДМ 5007А – ДИ У2. Для контроля режима работы МАУ в процессе испытаний измерялось давление вблизи задней стенки рабочей камеры с помощью двух блоков датчиков давления, каждый из которых содержит пять тензомодулей типа ТДМ2-А. Все датчики давления подключены к цифровой регистрирующей системе. Регистрация сигналов производилась в файл данных на компьютере. Для обработки полученных данных использовалась разработанная авторами программа, позволяющая пересчитывать полученные значения напряжений в значения давления (в атмосферах). Для измерения полного и статического давления в серии опытов в сверхзвуковом воздушном потоке в рабочей камере МАУ применялись разработанные в ЦАГИ комбинированные датчики давления, которые дают возможность измерять оба давления одновременно (трубка Пито–Прандтля). По измеренным значениям давления вычислялось число Маха воздушного потока в рабочей камере МАУ.

Статическое давление измерялось с помощью отборной трубки, соединяющей отверстие на поверхности исследуемой модели с тензомодулем. Для отбора газа на боковой поверхности моделей были выполнены отверстия (рис. 3, а). Отверстия на поверхности выполнялись в характерных фиксированных точках в вертикальной плоскости. В экспериментах отбор давления в двух противоположных точках необходим для контроля точности определения угла тангажа.

На рис. 5 приведены результаты серий экспериментов при обтекании плоской (клин) и осесимметричной (конус) моделей воздушным потоком в диапазоне чисел Маха $M = (2-5)$ при угле тангажа 0° .

Анализ полученных результатов показал различие значений давления на поверхности клина и конуса в рассматриваемом диапазоне скоростей обтекания. Отмеченный эффект объясняется тем, что обтекание конуса носит пространственный

характер. Это способствует более плавному изменению направления течения газа по сравнению с обтеканием клина [6]. Следует отметить, что различие значений давлений при обтекании плоской и осесимметричной моделей уменьшается с ростом скорости обтекающего потока.

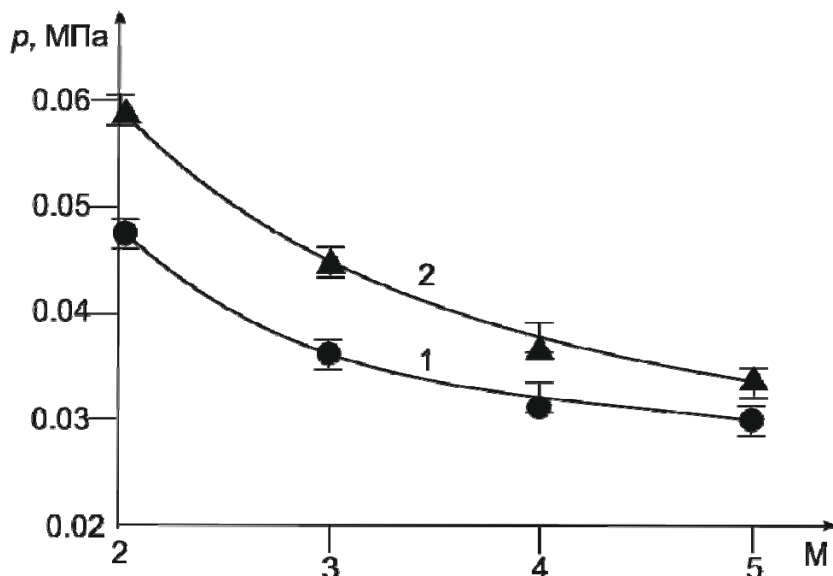


Рис. 5. Давление в фиксированной точке на боковой поверхности моделей: 1 – конус; 2 – клин

Верификация экспериментально полученных значений коэффициентов сопротивления тел в виде конуса и клина при обтекании воздушным потоком в диапазоне чисел Маха $M = (2-5)$ путем сравнения с данными других авторов подтверждает достоверность результатов исследования. Анализ результатов экспериментального исследования показал, что при математическом моделировании газодинамических процессов в двигательных установках в диапазоне $M = (2-5)$ необходимо учитывать пространственный характер течения при обтекании тел.

Статья написана в рамках научного проекта № 8.2.46.2015, выполненного при поддержке Программы «Научный фонд Томского государственного университета им. Д.И. Менделеева» в 2015 г.

Литература

1. Terekhov V.I., Kalinina S.V., Mshvidobadze Yu.M., Sharov K.A. Impingement of an impact jet onto a spherical cavity: Flowstructure and heat transfer // Int. J. Heat Mass Transfer. 2009. Vol. 52, No. 11–12. P. 2498–2506.
2. Maslov T.A., Klochikhin V.V., Zharova I.K. Experimental research of supersonic flow around simulating rocket-ramjet // MATEC Web of Conferences **23**, 01026 (2015) DOI: 10.1051 / mateconf/20152301026 © Owned by the authors, published by EDP Sciences, 2015.
3. Звезгинцев В.И. Газодинамические установки кратковременного действия. Ч. 1. Установки для научных исследований. Новосибирск: Параллель, 2014. 551 с.
4. Артонкин В.Г., Леутин П.Г., Петров К.П. и др. Аэродинамические характеристики острых и притупленных конусов при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях // Тр. ЦАГИ. 1972. Вып. 1413. 92 с.
5. Шелудько Ю.В. Измерение донного давления осесимметричных тел малого удлинения // Физико-газодинамические баллистические исследования / под ред. Г.И. Мишина. Л.: Наука, 1980. С. 68–77.
6. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Данилов А.Н. и др. Аэродинамика в вопросах и задачах. М.: Высш. школа, 1985. 759 с.