

УДК 534.9

ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ТОНКИХ ТЕЛ ПРИ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЧИСЛАХ МАХА

© 2021 г. М. Сайпракаш^{a,*}, С. Сентилкумар^{b,**}, Г. Кадамсунил^{c,***},
Сингх Пракаш Рампратан^{c,****}, В. Шанмугам^{c,*****}, Г. Балу^{c,*****}

^a Department of Aerospace Engineering, MLR Institute of Technology, Telangana, India

^b Department of Aerospace Engineering, MIT Campus, Anna University, Chennai, 600044, India

^c Directorate of Aerodynamics, Defence Research & Development Laboratory, Hyderabad, 500058, India

*E-mail: saiaero87@gmail.com

**E-mail: cskumar34@gmail.com

***E-mail: sgk54@yahoo.com

****E-mail: sprakash29@gmail.com

*****E-mail: shanmugam@drdl.drdo.in

*****E-mail: gbalu_aed@drdl.drdo.in

Поступила в редакцию 08.05.2020 г.

После доработки 20.09.2020 г.

Принята к публикации 01.10.2020 г.

В ударной трубе экспериментально исследовано гиперзвуковое обтекание модели с целью определения степени ее нагрева и давления на ее поверхности. Эксперименты выполнены при числе Маха $M = 6.5$ и полной энтальпии 1.2 МДж/кг. Толкающим газом был гелий, а рабочим газом — воздух. Эффективное время эксперимента в ударной трубе составляло 3.5 мс. Степень нагрева испытуемой модели определялась при помощи датчиков, металлизированных методом вакуумного напыления; измеренные значения находятся в хорошем соответствии с результатами численного моделирования. Результаты измерений давления также хорошо совпадают с результатами численных расчетов.

Ключевые слова: ударная труба, теплоперенос, давление на поверхности, модель конуса

DOI: 10.31857/S0568528121020080

Данные о давлении торможения и нагреве поверхности гиперзвукового летательного аппарата крайне важны для разработки требований к его теплозащите. Степень нагрева зависит от формы тела и условий в набегающем потоке. Распределение давления по поверхности аппарата определяет его сопротивление. В условиях гиперзвукового полета, когда число Маха превышает значение 3, структура обтекания тела усложнена эффектами ударного и энтропийного слоев, вязким взаимодействием между пограничным слоем и внешним невязким течением, химическими реакциями и эффектами разреженности.

Преимущество модели острого конуса состоит в том, что головная ударная волна присоединена к носику тела, так что газ не перетекает по передней кромке тела с нижней его стороны на верхнюю. В то же время в случае затупленного конуса ударная волна отсоединена от передней кромки тела, так что существует возможность перетекания газа за ударной волной вдоль передней кромки. Таким образом, на поверхности заостренного конуса сохраняется повышенное суммарное давление, чем обеспечивается более высокая подъемная сила по сравнению со случаем затупленного конуса, где имеет место пониженное суммарное давление на нижней поверхности тела. Поэтому аппарат, имеющий форму затупленного конуса, должен лететь под большим углом атаки для создания той же подъемной силы, которая образуется в случае острого конуса.

В аэродинамических трубах с выхлопом в атмосферу заданное число Маха достигается снижением температуры набегающего потока, что приводит к уменьшению скорости звука и увеличению числа Маха потока. В устройствах подобного рода возможна реализация высоких чисел Маха, однако ограничение на их использование налагается процессом конденсации газа.

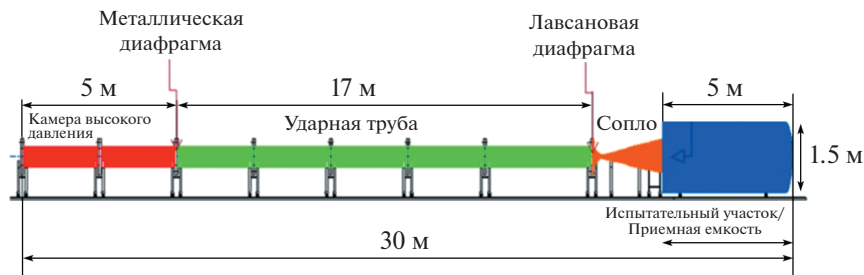


Рис. 1. Ударная труба DRDL.

Обычные трубы с выхлопом неверно моделируют эффекты реального газа при числах Маха выше 6 [1]. В гиперзвуковых ударных трубах эффекты реального газа можно успешно моделировать, создавая течение на входе в испытательный участок трубы путем пропускания потока с высокими температурой и давлением, образованного в конце рабочего канала, через сопло Лавалья. Аэродинамическое торможение [2] представляет собой оптимальный маневр при торможении спускаемого космического аппарата. Главным преимуществом этого маневра является существенное сохранение топлива, требуемого для выполнения задачи, и тем самым возможность увеличения полезной нагрузки. Для высотно-космических самолетов используется форма затупленного конуса с углом 60° , создающая высокое значение отношения сопротивления к подъемной силе и возможность эффективной теплозащиты.

Тепловые изменения описаны в открытой литературе [3, 4]. В соответствующих измерениях используются термографический фосфор [5] и температурно-чувствительные краски [6]. В настоящей работе для измерения степени нагрева используются тонкопленочные датчики.

Ударная труба Лаборатории оборонных исследований (Defence Research & Development Laboratory, DRDL) работает при числах Маха от 6 до 10, используя различные сменные сегменты критических сечений. Максимальные рабочее давление и температура в ударной трубе составляют 10 МПа и 4000 К соответственно [7]. Основная цель данной работы состоит в исследовании распределений давления и теплового потока по поверхности острого конуса при углах атаки от 0 до 5° и валидации экспериментальных результатов путем сравнения с теорией и данными численного моделирования.

1. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА

Ударная труба DRDL состоит из камеры высокого давления, рабочего канала, сопла Лавалья, испытательного участка и приемной емкости. Полная длина трубы составляет 31,7 м. Размеры камеры и рабочего канала равны 5 и 18,7 м соответственно; оба они изготовлены из нержавеющей стали. Внутренний радиус обоих участков равен 90 мм. Короткий и длинный участки разделены алюминиевой диафрагмой толщиной 6,4 мм, имеющей канавку глубиной 2,8 мм и длиной 200 мм. Рабочий канал и сопло Лавалья разделены лавсановой диафрагмой. Рабочий канал и испытательный участок откачивались от 1 до 0,5 бар и 1×10^{-6} мбар соответственно. Диаметр испытуемой модели составляет 150 мм; эксперименты проводились в испытательном участке длиной 5 м. В настоящей работе диаметр выходного сечения сопла был 590 мм. Калибровочные испытания с использованием гребенки полного давления позволяют оценить число Маха в экспериментах как 6,5 при стационарном течении длительностью 3,5 мс. Ударная труба DRDL схематически изображена на рис. 1.

1.1. Нестационарное течение в рабочем канале

Изменения статического давления измерялись четырьмя пьезометрическими манометрами. Последний датчик используется для определения стационарного режима работы ударной трубы, который достигается очень близко от второй диафрагмы. Чувствительность всех датчиков составляет от 71,79 до 73,4 мВт/бар. Ширина полосы и время подъема столба в датчике давления равны 250 кГц и 1–2 мкс соответственно. На рис. 2 показано расположение датчиков давления внутри рабочего канала.

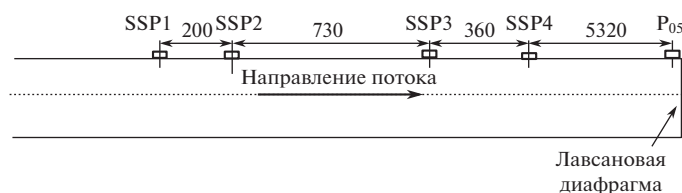


Рис. 2. Расположение датчиков давления в ударной трубе (все размеры даны в мм).

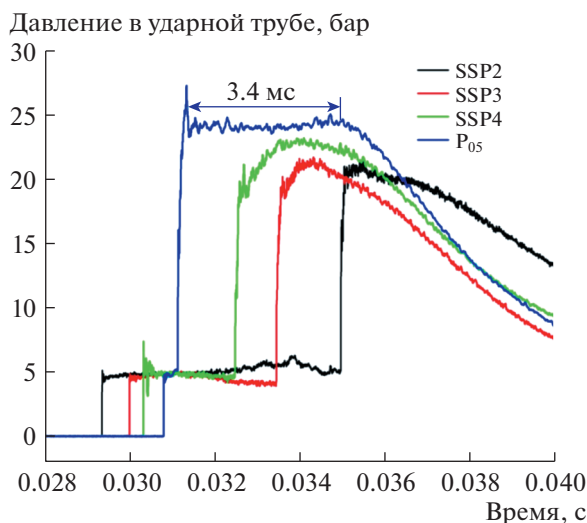


Рис. 3. Изменение давления внутри рабочего канала.

Процесс, протекающий в рабочем канале, показан на рис. 3. В набегающей ударной волне давление скачком возрастает до 5 бар. Затем набегающий скачок возвращается в камеру, повышая там давление до 23.8 бар. Время, в течение которого реализуется стационарное течение в ударной трубе, составляет примерно 3.4 мс, от 0.0326 до 0.036 с, согласно измерениям датчика давления в резервуаре (рис. 3). Уменьшение давления после 0.035 с, возможно, обусловлено взаимодействием отраженной волны разрежения и отраженной ударной волны.

1.2. Испытуемая модель

В настоящей работе испытуемая модель представляла собой острый конус (рис. 4). Полуугол при вершине конуса равен 11.38° , диаметр основания модели $D = 150$ мм, а его длина составляет $2.450D$. Поскольку изготовление идеального острого конуса невозможно, диаметр носика модели был равен 2.4 мм. На одной стороне модели были размещены датчики теплового потока G1–G6, а на другой ее стороне имелись приемные отверстия S1–S6 для измерения давления.

Измерения теплопереноса осуществлялись при помощи датчиков, металлизированных методом вакуумного напыления. Когда датчик находится в высокотемпературном потоке, изменение сопротивления сенсора пропорционально температуре его поверхности. По степени изменения сопротивления датчика определяется степень теплопереноса. Датчики теплового потока питаются от источника постоянного тока 20 мА. Сенсоры соединены непосредственно с системой сбора данных. Методика обработки данных, поступающих с сенсоров теплового потока, заимствована из работы [8]. Тонкопленочные датчики калиброваны согласно работе [9].

1.3. Условия эксперимента

Экспериментальное исследование проводилось при углах атаки $\alpha = 0$ и 5° при числе Маха $M = 6.56$; для обоих углов атаки модель поворачивалась на углы 0° , 90° и 180° . Тонкопленочные датчики находятся на одной стороне модели. Поворот модели на 180° с сохранением угла атаки

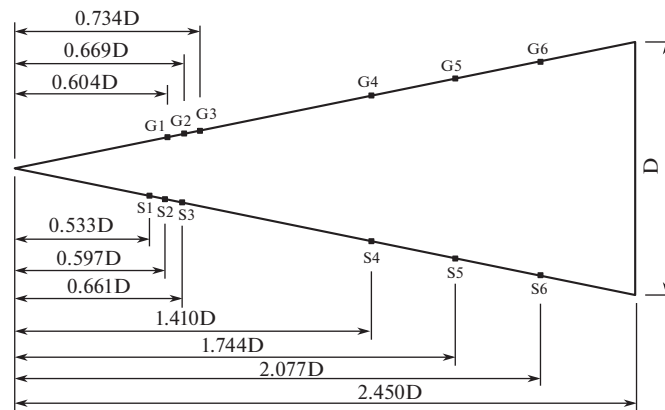


Рис. 4. Модель острого конуса, использованная в экспериментах ($D = 150$ мм).

позволяет получить данные на другой ее стороне. Условия эксперимента и неопределенности при измерении величин [10] в скобках приведены в табл. 1.

1.4. Условия численного моделирования

Стационарное обтекание затупленного конуса рассчитывалось при помощи пакета *Ansys Fluent*. Использована модель турбулентности SST $k-\omega$. Расчеты проведены на структурированной сетке со сгущением узлов к поверхности тела. Граничные условия на входе в испытательный участок трубы состояли в задании всех параметров течения. На выходе значения всех параметров определялись экстраполяцией из внутренней части расчетной области. На поверхности затупленного конуса ставились условия прилипания и постоянной (300 K) температуры. Значения невязок численного моделирования, по достижении которых прекращался расчет, были взяты равными 0.00001. Для исследования зависимости численного решения от сетки количество узлов сетки менялось от 1.92 до 3.76 млн. При этом изменения рассчитанных параметров течения находились в пределах $\pm 3.4\%$.

2. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

2.1. Локальный уровень теплопереноса

Эксперименты проведены при числе Маха 6.5 и числе Рейнольдса, вычисленном по длине модели ($2.450D$), равном 1.16×10^6 . Распределение теплового потока зависит от формы тела и условий в набегающем потоке. При $\alpha = 0^\circ$ изменение теплового потока в продольном направлении продемонстрировано на рис. 5, где представлены результаты эксперимента и численного моделирования. Отрицательные и положительные значения координаты s/R соответствуют подветренной и наветренной сторонам тела соответственно. Максимальный тепловой поток, соответствующий условиям торможения, имеет место в носике тела, что обусловлено большим количеством кинетической энергии, преобразующейся во внутреннюю при пересечении ударной волны. Вследствие резкого увеличения температуры происходит диссоциация и рекомбинация

Таблица 1. Условия экспериментов

P_5 (бар)	24.12 ($\pm 5.1\%$)
M_s	3.12 ($\pm 1.2\%$)
h_0 (МДж/кг)	1.2 ($\pm 2.01\%$)
P_{inf} (Па)	889 ($\pm 6.9\%$)
T_{inf} (K)	152 ($\pm 2.0\%$)
ρ_{inf} (кг/м ³)	0.0203 ($\pm 7.1\%$)
M_{inf}	6.5 ($\pm 0.7\%$)

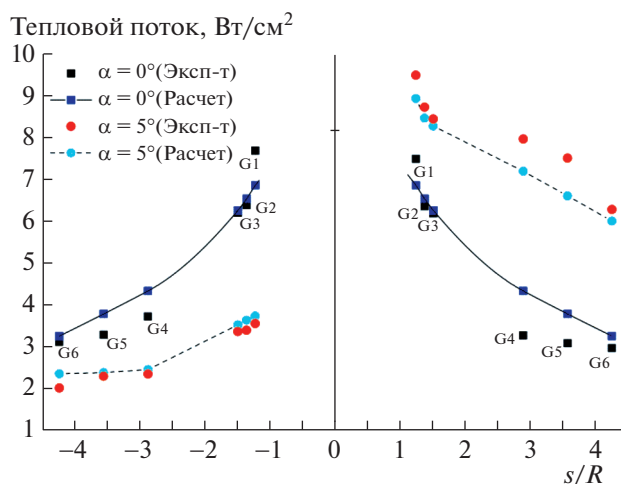


Рис. 5. Изменение теплового потока в продольном направлении.

молекул газа в ударном слое, что создает высокие градиенты температуры в пограничном слое и приводит к увеличению теплового потока в носике тела. Рост градиента скорости в продольном направлении от точки торможения потока связан с расширением потока при обтекании модели.

Отличия измеренных и рассчитанных значений теплового потока связаны, главным образом, с неровностью канавки в металлической диафрагме, а также с накоплением влаги в ударной трубе. Кроме того, обрывки лавсановой диафрагмы могут ухудшить качество потока в испытательном участке. Вследствие этих причин трудно ожидать от эксперимента в ударной трубе точного воспроизведения параметров потока, соответствующих заданному давлению в камере и рабочем канале.

На расстоянии $s/R = 1.2$ от геометрической точки торможения потока сравнение измеренных значений теплового потока при углах атаки 0° и 5° показывает, что с увеличением угла атаки имеет место рост теплового потока на 28% на наветренной стороне и уменьшение на 54% на подветренной стороне. Таким образом, при угле атаки 5° максимальный тепловой поток перемещается на наветренную сторону модели. При $\alpha = 0^\circ$ тепловой поток на наветренной стороне ниже, чем при $\alpha = 5^\circ$. Толщина ударного слоя определялась по результатам визуализации течения с помощью матобеспечения *Fiji*. На расстоянии $s/R = 2$ от геометрической точки торможения потока уменьшение толщины ударного слоя на наветренной стороне при изменении α от 0° до 5° составляет 4%. Аналогично, при $s/R = 5$ толщина ударного слоя уменьшается на 4.5%. При $\alpha = 5^\circ$ тепловой поток на наветренной стороне, мало удаленной от ударной волны, выше, чем на подветренной стороне. Кроме того, при $\alpha = 0^\circ$ тепловой поток ниже, чем на подветренной стороне модели, находящейся под углом атаки $\alpha = 5^\circ$.

2.1. Распределение давления

Распределение теплового потока в продольном направлении зависит от параметров набегающего потока и пограничного слоя. Как и в случае теплового потока, распределение давления в продольном направлении измерялось при $\alpha = 0^\circ$ и 5° . При $\alpha = 0^\circ$ измеренные значения давления несколько превышают рассчитанные значения (рис. 6). Различие в результатах измерений и расчетов находится в пределах 15%. Для этого же угла атаки расхождение в распределениях давления на наветренной и подветренной сторонах модели составляет примерно 9%. Для обоих углов атаки имеет место благоприятный градиент давления в направлении течения. Сравнение давлений при углах атаки 0° и 5° показывает, что на расстоянии $s/R = 1.2$ от геометрической точки торможения давление на наветренной стороне при $\alpha = 5^\circ$ на 72% превышает соответствующее давление при отсутствии угла атаки, а на подветренной стороне оно ниже на 47%. Изменение давления с ростом s/R больше на наветренной стороне, чем на подветренной. При угле атаки 5° разброс давлений по периферии уменьшается от наветренной стороны ($\phi = 0^\circ$) к подветренной ($\phi = 180^\circ$). Как для экспериментальных, так и численных результатов он составляет 7.5% на наветренной стороне и 6% на подветренной стороне. Измеренное изменение давления по поверхно-

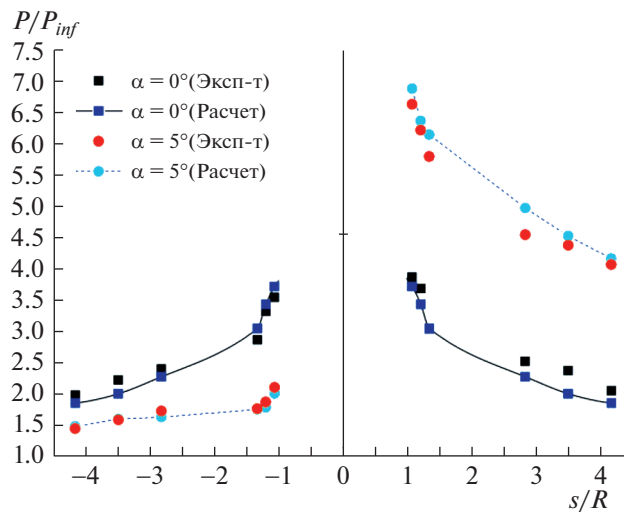


Рис. 6. Изменение давления по поверхности в продольном направлении.

сти (P/P_{inf}) при изменении s/R от 1.06 до 4.1 составляет 3 при $\alpha = 0^\circ$ и на наветренной стороне при $\alpha = 5^\circ$ и 0.7 на подветренной стороне при $\alpha = 5^\circ$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам экспериментов и численных расчетов можно сделать следующие выводы.

На расстоянии $s/R = 2$ от геометрической точки торможения толщина ударного слоя убывает на 4% при изменении α от 0 до 5° (на наветренной стороне). Аналогично, на расстоянии $s/R = 5$ от геометрической точки торможения толщина ударного слоя убывает на 4.5%.

Вследствие приближения ударной волны к поверхности испытуемой модели тепловой поток на наветренной стороне при $\alpha = 5^\circ$ превышает тепловой поток на подветренной стороне.

При $\alpha = 0$ тепловой поток ниже, чем тепловой поток на наветренной стороне при $\alpha = 5^\circ$.

Измеренное изменение теплового потока q при изменении расстояния s/R от 1.2 до 4.1 составляет 4.5 Вт/см² при $\alpha = 0^\circ$ и на наветренной стороне при $\alpha = 5^\circ$ и примерно 1 Вт/см² на подветренной стороне при $\alpha = 5^\circ$.

Измеренное изменение давления по поверхности P/P_{inf} при изменении расстояния s/R от 1.06 до 4.1 составляет 3 при $\alpha = 0^\circ$ и на наветренной стороне при $\alpha = 5^\circ$ и 0.7 при изменении s/R от 1.2 до 4.1 на подветренной стороне при $\alpha = 5^\circ$.

ОБОЗНАЧЕНИЯ

γ	отношение удельных теплоемкостей
M	число Маха
M_s	число Маха ударной волны
R	радиус основания модели (мм)
D	диаметр основания модели (мм)
s	расстояние вдоль поверхности модели (мм)
ρ	плотность (кг/м ³)
T	температура (К)
P	давление (бар)
h	энтальпия (МДж/кг)
μ	динамическая вязкость (кг/м·с)

α	угол атаки
Индексы	
inf	условия в набегающем потоке
0	условия торможения
5	условия за отраженной ударной волной

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Hornung H.G.* 28th Lanchester memorial lecture-Experimental real-gas hypersonics // *Aeronautical J.* 1988. P. 379–389.
<https://doi.org/10.1017/S0001924000016511>
2. *Raju I.S., Craft W.J.* Analysis and sizing of Mars aerobrake structure // *J. Spacecraft Rockets.* 1993. V. 30. № 1. P. 102–110.
<https://doi.org/10.2514/3.25476>
3. *Micol J.R.* Aerothermodynamics measurement and prediction for a modified orbiter at Mach 6 and 10 in air // *J. Spacecraft Rockets.* 1995. V. 32. № 5. P. 737–748.
<https://doi.org/10.2514/3.26678>
4. *Tauber M., Henline W., Chargin M., Papadopoulos P., Chen Y., Yang L., Hamm K.* Mars environmental survey probe aerobrake preliminary design study // *J. Spacecraft Rockets.* 1993. V. 30. № 4. P. 431–437.
5. *Guglieri G., Cardone G., Carlomagno G.M.* Experimental analysis of surface flow on a delta wing by infrared thermography // *AIAA J.* 1995. V. 33. № 8. P. 1510–1512.
<https://doi.org/10.2514/3.12574>
6. *Hubner J.P., Carroll B.F., Schanze K.S., Ji H.F., Holden M.S.* Temperature- and pressure-sensitive paint measurements in short-duration hypersonic flow // *AIAA J.* 2001. V. 39. № 4. P. 654–659.
<https://doi.org/10.2514/2.1358>
7. *Chandra T.K., Shanmugam V., Janardhana Rao P., Ravi J. Prasad, Treena sen Gupta, Prakash S., Narayana A.S.* Commissioning of 1m diameter shock tunnel at DRDL / *Challenges in High Speed Transatmospheric Air & Space Transportation* (Hyderabad, 2007).
8. *Kinnear K.M., Lu F.K.* Design, calibration and testing of transient thin film heat transfer gauge / *20th AIAA Advanced Measurement and Ground Testing Technology Conference, Fluid Dynamics and Co-located Conferences* (1998).
<https://doi.org/10.2514/6.1998-2504>
9. *Saiprakash M., Senthil Kumar C., Kadam sunil G., Singh Prakash Rampratap, Shanmugam V., Balu G.* Convective heat-transfer rate and surface pressure distribution over a cone model at hypersonic speeds // *Proc. Inst. Mechanical Engineers. Part G: J. Aerospace Engineering.* 2018. V. 233. № 10. P. 3649–3664.
<https://doi.org/10.1177/0954410018804691>
10. *Mee D.J.* Uncertainties analysis of conditions in test section of the T4 shock tunnel // *Univ. Queensland (Australia), Centre for Hypersonic Research, Report № 4/93* (1993).