

3. Шидловский В. П. К задаче об обтекании сферы сверхзвуковым потоком слаборазреженного газа. Изв. АН СССР, ОТН, Механика и машиностроение, 1962, № 2.
4. Hayes W. D., Probstein R. F. Hypersonic flow theory. Academic Press, New York, 1959, Chap. X (русс. перев.: Хейз У. Д., Пробстин Р. Ф. Теория гиперзвуковых течений. Изд. иностр. лит., 1962, гл. X).
5. Levinsky E. S., Yoshihara H. Rarefied hypersonic flow over a sphere. Hypersonic flow research, ed. by Riddell F., Academic Press, New York, 1962 (русс. перев.: Левинский Е., Исихара Х. Обтекание сферы гиперзвуковым потоком разреженного газа. Кн. «Исследование гиперзвуковых течений», Изд. «Мир», 1964).
6. Fundamentals of gas dynamics, Sec. II, ed. by H. Emmons, Princeton Univ. Press, Princeton, New Jersey, 1958 (русс. перев. Основы газовой динамики (под ред. Г. Эммонса), Изд. иностр. лит., 1963).
7. Cheng H. K. Hypersonic shock-layer theory of the stagnation region at low Reynolds number, Proceedings of the Heat transfer and fluid mechanic institute. Stanford Univ. Press, Stanford, Calif., 1961.
8. Kao H. C. Hypersonic viscous flow near the stagnation streamline of a blunt body. AIAA, 1964, No. 11 (русс. перев.: Као Х. Гиперзвуковое вязкое течение вблизи критической линии тока затупленного тела, ч. I, II. Ракетная техника и космонавтика, Изд. «Мир», 1964, № 11).
9. Mark R. M. On the Hypersonic flow of rarefied gas past a sphere. Rarefied Gas Dynamics (ed. by Laurmann), Academic Press, New York, 1963, vol. 2.
10. Слезкин Н. А. К теории течения газа между поверхностью ударной волны и притупленной поверхностью тела вращения. Изв. АН СССР, ОТН, Механика и машиностроение, 1959, № 2.
11. Годунов С. К., Забродин А. В., Прокопов Г. П. Разностная схема для двумерных нестационарных задач газовой динамики и расчет обтекания с отходящей ударной волной. Ж. вычисл. матем. и матем. физ., 1961, № 6.
12. Richtmyer R. D. Difference methods for initial-value problems, Interscience Publishers, inc., New York, 1957, Chap. IX (русс. перев.: Рихтмайер Р. Д. Разностные методы решения краевых задач. Изд. иностр. лит., 1960).

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ ТЕЧЕНИЯ ЗА КОНУСОМ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

Ю. А. ПАНОВ, А. И. ШВЕЦ

(Москва)

В последнее время опубликовано большое количество работ, посвященных вопросу теоретического расчета донного давления (например, [1-3] и т. д.). На основании схемы Чепмена и Корста [4, 5], при тех или иных дополнительных предположениях рассчитывается давление в застойной зоне за плоскими и осесимметричными телами, обтекаемыми сверхзвуковым потоком газа. Анализ правомерности различных гипотез и допущений и оценку точности полученных расчетных данных, в сравнении с экспериментами, можно найти в работах [6, 7] и др. Многие частные аспекты проблемы — смещение вдоль струйной границы застойной зоны за телом и влияние на него пограничного слоя, сходящего с задней кромки тела; условия присоединения оторвавшегося потока в районе горловины следа за телом нуждаются в дальнейшем экспериментальном исследовании. Большое значение имеет и исследование течения непосредственно в самой застойной зоне, особенно в задачах, связанных с изучением колебания донного давления и теплообмена на донной части. Однако экспериментальных работ по этому вопросу имеется немного (см. например [8, 9]), и они не дают достаточно полных сведений о картине течения за различными телами в сверхзвуковом потоке.

В настоящей работе приводятся результаты экспериментальных исследований структуры течения за острым конусом с полууглом раствора 10° и диаметром донной части $d = 150$ мм, который обтекался потоком воздуха с числом Маха $M = 3$. Конус крепился в рабочей части как на двух заостренных боковых штифтах, так и на круглой донной державке, длина и диаметр которой выбраны таким образом, чтобы они не влияли на величину среднего донного давления. Донная часть конуса и донная державка дренированы. Поле полных и статических давлений изучалось при помощи гребенок, укрепленных на стержне, который был вмонтирован в дно конуса и имел возможность перемещения в направлении основного потока. Гребенка полных давлений изготовлена из стальных трубок с внутренним диаметром, равным 1 мм, которые были расположены как по направлению основного по-

тока, так и против. Расстояние между трубками равно 5 мм. Гребенка статических давлений представляла собой заостренную дренированную пластину. Измеряемые давления записывались групповыми регистрирующими манометрами ГРМ-2. Картина обтекания модели фотографировалась через прибор Теплера.

Введем прямоугольную систему координат $x = X/r$, $y = Y/r$, $z = Z/r$ с началом в центре донной части конуса, ось x направлена по направлению набегающего потока, ось y — параллельно оси, проходящей через центры оптических стекол рабочей части, а ось z — вертикально вверх, r — радиус на конуса.

Измерения полных и статических давлений производились в плоскости xu , перпендикулярной плоскости xz , в которой расположены боковые пилоны, чтобы уменьшить влияние вихревой пелены, сходящей с них. Исследования показали, что в области хвостовых скачков уплотнения и горловины следа имеются значительные градиенты полных и статических давлений. Непосредственно вблизи донной части (при $x \leq 0.84$) статическое давление постоянно и равно $p = P/p_1 \approx 1.8 \div 2.0$, где p_1 — давление в набегающем потоке. Начиная с $x = 1.0$, давление на донной державке начинает возрастать и при $x = 4.4$ достигает максимальной величины, равной $p = 1.34$. Затем давление уменьшается.

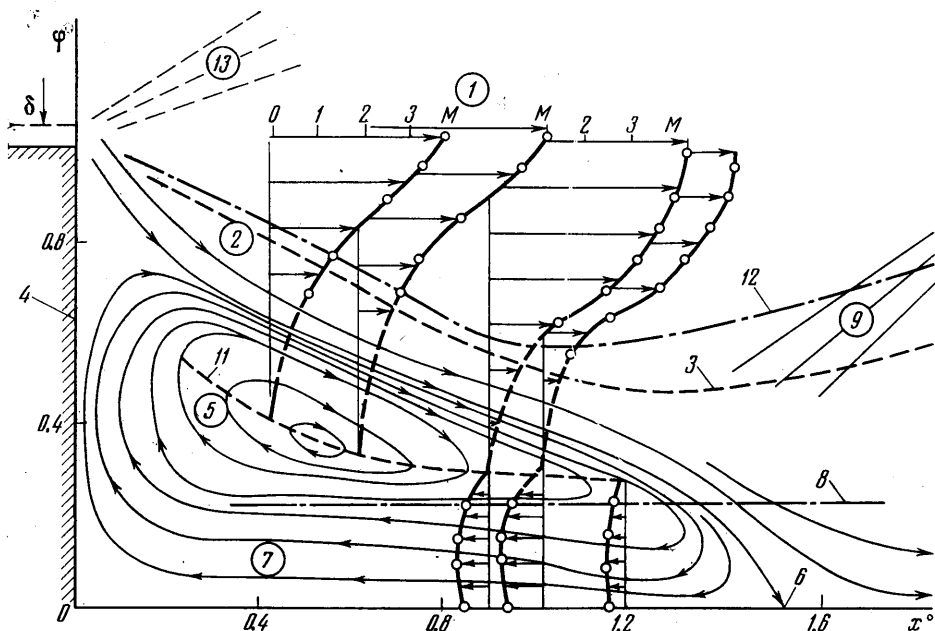
Для получения дополнительных сведений о структуре течения в застойной зоне за конусом были использованы сменные тонкие стальные пластины различной формы, которые крепились ко дну таким образом, что они располагались в плоскости симметрии конуса горизонтально и вертикально. В одних экспериментах пластины покрывались визуализирующим составом, состоящим из смеси различных сортов масел, сажи и красителей, в других экспериментах пластины были покрашены в белый цвет и на них наклеивались тонкие капроновые нити. Кроме того, нити наклеивались на тонкие стальные поперечные штыри, которые были укреплены на основном стальном стержне; получавшаяся «елочка» крепилась в центре донной части конуса. Распределение визуализирующего состава и положение нитей во время эксперимента фотографировались через оптическое окно рабочей части фотоаппарата и кинокамерой. Пластины с визуализирующим составом фотографировались на стенде и после эксперимента. В этом случае на пластине было заметно размывание визуализирующего состава из мест его концентрации замыкающим скачком уплотнения при сходе сверхзвуковой установки с режима.



Фиг. 1

Фотография распределения визуализирующего состава на поверхности пластины, расположенной в плоскости xu , приведена на фиг. 1, где $ABCD$ — контур пластины, AD — линия крепления. Пластина нарушает осесимметричность течения, нарощий на ней пограничный слой и скачки уплотнения у кромки также влияют на течение за телом. Однако основные черты картины течения сохраняются, а распределение визуализирующего состава дает дополнительные сведения о течении в застойной зоне. На фотографии видны следующие области течения и линии: 1 — область внешнего невязкого течения; 2 — струйная граница застойной зоны; четкая черная линия 3, по-видимому, является границей раздела массы газа, текущей в области 1, и массы газа, уносимой из застойной зоны; 4 — поверхность конуса; 5 — область тороидального вихревого течения; 6 — точка расхождения потока, оторвавшегося от задней кромки тела и присоединяющегося к поверхности пластины в этой области; 7 — область течения в центральной струе, идущей из области растекания 9 соответственно области сжатия. Стрелками на фотографии показано направление течения, которое хорошо видно по направлению нитей, наклеенных на полупластинки. На фотографиях пластин с нитями также отчетливо видна область тороидального вихря 5 и область центральной струи 7. При наличии пластины в донной области масса газа в виде интенсивной центральной струи поступает в застойную зону из области растекания 6. Достигнув дна конуса, газ растекается в радиальных направлениях и вновь эжектируется основным потоком. При этом часть газа уносится вниз по течению через область 10 между линиями 2 и 8. Вследствие этого явления застойная зона является, по терминологии Корста [4], открытой, т. е. из нее все время отсасывается газ вблизи поверхности пластины, который, естественно, вос-

полняется притоком газа из области растекания. В область *б* стекается газ, оторвавшийся от половины окружности задней кромки конуса. При отсутствии пластины, в силу симметрии течения в донной области, указанный отсос газа не может иметь места. Хотя центральная струя и тороидальный вихрь имеют место, линия стекания *8* должна иметь разрыв в области *10* (фиг. 1). Наличие центральной струи подтверждается распределением визуализирующего состава по донной части конуса без пластины. В центре имеется отчетливое светлое пятно, где раствор вымыт струей воздуха. По мере приближения к краям дна окраска становится темнее. Следует отметить, что светлое пятно имеет не круглую, а овальную форму, что связано с влия-



Фиг. 2

нием вязкой вихревой пелены, сходящей с боковых пилонов. Ширина центральной струи также различна на пластинах, расположенных в плоскостях *xу* и *xz*. В последнем случае она меньше. В центральной струе полные давления и скорости значительно больше, чем в области тороидального вихря. Величина числа Маха, подсчитанного по полным и статическим давлениям, достигает в центральной струе значения 0.8.

Профили чисел Маха показаны на фиг. 2, на которой представлена схема течения в донной области, построенная на основе анализа всех полученных данных. Цифровые обозначения те же, что и на фиг. 1. Линия нулевых скоростей *11* построена по данным, полученным с фотографий расположения нитей на «елочке» во время эксперимента. Линия *12* — это видимая на фотографиях течения, полученных через прибор Теллера, верхняя граница застойной зоны. Линия *2* идет выше линии *11*, а горловина следа, видимая на теллеровских фотографиях, находится на больших расстояниях от дна, чем это наблюдается на пластине. Точка расстекания *б* изображена согласно фиг. 1; *13* — течение Прандтля — Майера. Стрелками без цифр показано направление течения; δ — толщина пограничного слоя на конусе.

Итак, течение в застойной зоне за телом в сверхзвуковом потоке неоднородно. Оно характеризуется наличием в зоне интенсивной центральной струи, идущей из области сжатия в районе горловины следа ко дну конуса, и тороидального вихревого течения, расположенного между центральной струей и струйной границей застойной зоны.

Авторы благодарят Г. И. Петрова за постановку задачи.

Институт механики МГУ

Поступило 19 IX 1966

ЛИТЕРАТУРА

1. Тагиров Р. К. Определение донного давления и донной температуры при внешнем расширении звукового или сверхзвукового потоков. Изв. АН СССР, ОТН, Механика и машиностроение, 1961, № 5.

2. Нейланд В. Я. О расчете характеристики срывной зоны и донного давления при обтекании тел сверхзвуковым потоком газа. Инж. ж., 1965, т. 5, № 1.
3. Amsden A. A., Harlow F. H. Numerical calculation of supersonic wake flow. AIAA Journal, 1960, vol. 3, No. 11.
4. Korst H. H. Zür theoretischen Bestimmung des Drellendruckes bei Abgelösten Strömung. Osterreich. Ing.-Arch., 1957, vol. 11, No. 3.
5. Chapman D. R. Theory for base pressure in transonic and supersonic flow. J. Appl. Mech., 1957, vol. 24, No. 3.
6. Wazzan A. R. Review of recent development in turbulent supersonic base flow. AIAA Journal, 1965, vol. 3, No. 6.
7. Nash I. F. A review of research on two-dimensional base flow. Aeronaut. Res. Council. Repts and Mem., 1963, No. 3323.
8. Badrinarayanan M. A. An experimental investigation of base flow at supersonic speeds. J. Roy. Aeronaut. Soc., 1961, vol. 65, No. 607.
9. Dewey C. F., Jr. Near wake of a blunt body at hypersonic speeds. AIAA Journal, vol. 3, No. 6.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА В ОБЛАСТИ ПАДЕНИЯ СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ НА ЦИЛИНДР, ОБТЕКАЕМЫЙ ПОТОКОМ БОЛЬШОЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ СКОРОСТИ

М. П. ТЕТЕРИН

(Москва)

Приводятся некоторые результаты исследования по влиянию интенсивности падающего скачка уплотнения на картину течения и силовое воздействие падающего скачка уплотнения на цилиндр в окрестности места падения¹.

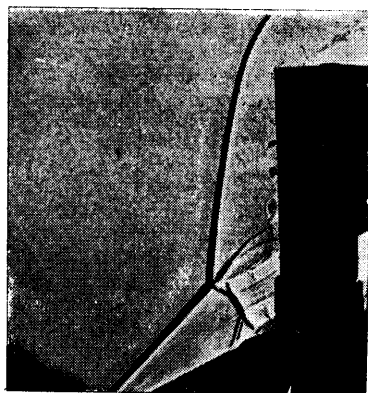
1. Проблема интерференции ударных волн, непосредственное отношение к которой имеет настоящая работа, давно является предметом постоянного внимания аэродинамиков. Результаты большого числа работ в этой области нашли отражение в таких монографиях, как [1-3]. Рассматривается взаимодействие между плоским падающим скачком уплотнения и отошедшей ударной волной цилиндра, установленного поперек набегающего сверхзвукового потока.

Основными факторами, влияющими на характер взаимодействия этих двух ударных волн, являются M — число Маха набегающего потока, интенсивность каждой из этих волн, а также наличие перед цилиндром области отрыва потока (в том случае, когда цилиндр установлен на некоторой поверхности).

Указанные выше факторы впервые были проварьированы в нашей экспериментальной работе, выполненной в 1962 г. Для всех исследованных вариантов были получены отчетливые снимки спектров обтекания цилиндра, установленного на клине, один из которых приводится на фиг. 1, где падающий на цилиндр скачок уплотнения индуцируется двадцатипятиградусным клином ($\delta_2 = 25^\circ$) при $M_1 = 3$.

Для разделения эффектов, обусловленных интерференцией падающего скачка с цилиндром и передней области отрыва с цилиндром, и выявления «чистого» эффекта падающего скачка область отрыва перед цилиндром устранялась посредством «ножа» варьируемой высоты для слива газа из области отрыва, который размещался между клином и основанием цилиндра.

Для сложной пространственной картины течения в области падения скачка на цилиндр, которая в настоящее время еще в целом очень трудна для прямого теоретического расчета, Г. И. Тагановым [4] была предложена схема течения, состоящая из двух последовательно расположенных λ -скачков. Эта схема течения доступна газодинамическому расчету и подобна структуре ударных волн при спиновой детонации [5].



Фиг. 1

¹ Часть экспериментальных данных была получена при участии В. К. Кутликова.