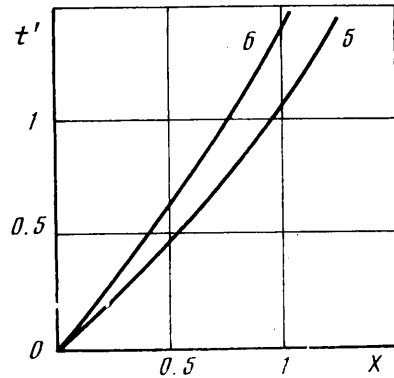


Фиг. 2



Фиг. 3

($P_- = 0.5 \cdot 10^{-1}$, $\gamma = 1.4$, $T_- = 1$); 6 — гелий — гелий ($P_- = 0.5 \cdot 10^{-1}$, $\gamma = 1.67$, $T_- = 1$). Цифры у кривых на фиг. 1–3 соответствуют номерам вариантов.

Поступила 9 II 1976

ЛИТЕРАТУРА

1. Goldworthy F. A. The structure of a contact region, with application to the reflexion of a shock from a heat-conducting wall. J. Fluid Mech., 1959, vol. 5, No. 1.
2. Демьянов Ю. А. О влиянии теплопроводности на формирование течений газа. Изв. АН СССР, МЖГ, 1967, № 2.
3. Киреев В. Т. О движении ударной волны при мгновенном открытии диафрагмы в ударной трубе. Изв. АН СССР, ОТН, Механика и машиностроение, 1962, № 6.
4. Дунцова Ж. С., Ершов И. В., Киреев В. Т., Рузавин Е. И. Расчет движения ударной волны и параметров потока при мгновенном открытии диафрагмы в ударной трубе. Изв. АН СССР, МЖГ, 1969, № 2.
5. Лыков А. В. Теория теплопроводности. М., «Высшая школа», 1967.

УДК 533.6.078:533.68

ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗМЕРОВ СЛЕДА ЗА КОНУСОМ, ЛЕТЯЩИМ С ГИПЕРЗВУКОВОЙ СКОРОСТЬЮ

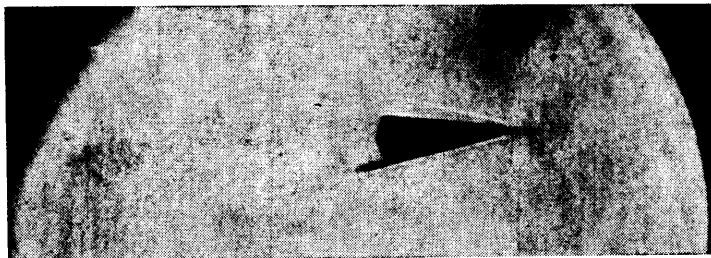
С. Ю. ЧЕРНЯВСКИЙ

(Москва)

В ряде работ, например [1–5], приведены многочисленные результаты экспериментального изучения размеров следов за сферой или цилиндром со сферическим затуплением, летящими в воздухе с гиперзвуковыми скоростями. В то же время изучению параметров следа за конусом уделено значительно меньше внимания, в особенности при полете под углом атаки.

В настоящей работе приведены результаты измерения средней ширины следа и среднеквадратического отклонения его границы для летящего в воздухе конуса с углом полураствора 10° и радиусом затупления головной части, составляющим 6% диаметра основания, при числах Маха $M=12$ и Рейнольдса $Re=0.3 \cdot 10^6$ в диапазоне углов атаки $12 \div 24^\circ$.

1. Исследования проводились на экспериментальной установке, состоящей из легкогазовой двухступенчатой пушки для метания моделей [6] и герметизированной баллистической трассы. Метание конусов осуществлялось в составных пластмассовых поддонах с аэродинамическим разделением элементов. Картина течения газа около модели и в следе регистрировалась в направлении, перпендикулярном продольной оси трассы, аналогично [5] с помощью двух оптических систем, установленных на расстоянии 1,4 м одна от другой. Каждая система содержала искровой источник света [7], теневой прибор ИАБ-451 и фотоаппарат. Для определения положения модели в пространстве применялась импульсная фотосъемка в перпендикулярном на-



Фиг. 1



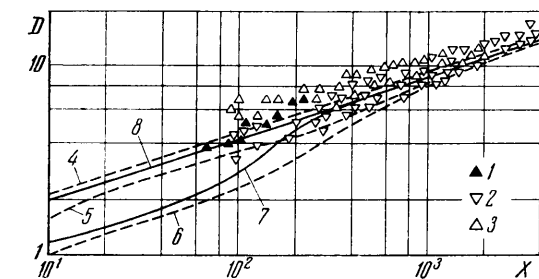
Фиг. 2

правлении. Координаты границ следа и угол атаки конуса измерялись со средне-квадратичными погрешностями не более 1.5% и 0.9° соответственно. Давление воздуха в трассе регистрировалось образцовым манометром с ошибкой не более 1%.

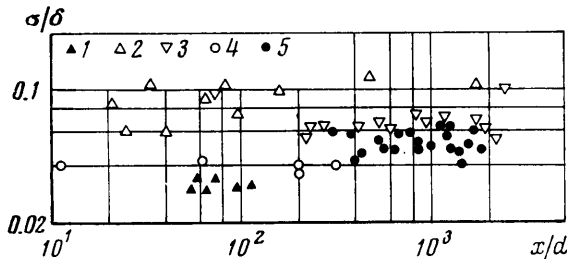
Скорость модели определялась фотоэлектрической системой с погрешностью не более 0.15% [8]. Эта же аппаратура использовалась для запуска искровых источников света.

2. Исследования проводились с моделью конуса с диаметром основания $d=9$ мм, углом полураствора $\theta=10^\circ$ и радиусом затупления головной части $R=0.06d$. Скорость полета модели составляла в среднем 4.13 км/сек при давлении воздуха в трассе 80 мм рт. ст. При этом число Маха полета и число Рейнольдса, рассчитанное по диаметру основания конуса, составляли соответственно $M \approx 12$ и $Re \approx 0.3 \cdot 10^6$. Значения углов атаки изменялись в диапазоне $\alpha=11 \div 24^\circ$.

На фиг. 1 приведена теплеграмма течения газа около конуса при $\alpha=11^\circ$, а на фиг. 2 — в следе за ним на расстоянии $x=(40 \div 62)d$ от донного среза. Видно, что головная волна на конусе не осесимметричная, а шероховатость обеих границ следа различна. Тем не менее средняя ширина следа δ и средняя



Фиг. 3



Фиг. 4

квадратическое отклонение его границы σ определялись по формулам $\delta=(\delta_1+\delta_2)/2$, $\sigma=(\delta_1-\delta_2)/12$ [5], где δ_1 и δ_2 — расстояния между огибающими максимумов и мини-

мумов границ следа соответственно. Для сравнения средней ширины следа в зависимости от расстояния у тел различной формы измеренные значения δ и x отнесены к величине $\sqrt{c_{xs}}$ (c_x — коэффициент сопротивления модели, s — площадь основания конуса). Коэффициенты сопротивления исследованных конусов при полете под углом атаки α определялись путем интерполяции между значениями c_x для острого и затупленного конусов, вычисленными соответственно по формулам

$$c_x = 0.08 + 0.75 \cdot 10^{-3} \alpha^2, R=0; \quad c_x = 0.13 + 0.69 \cdot 10^{-3} \alpha^2, R=0.125d$$

Указанные формулы получены аппроксимацией материалов [3].

На фиг. 3 дана зависимость полученных величин $D = \delta / \sqrt{c_{xs}}$ от $X = x / \sqrt{c_{xs}}$ (точки 1). Там же приведены результаты [3] для острого (точки 2) и затупленного (точки 3) ($R = 0.125d$) конусов с аналогичными углами полураствора $\theta = 10^\circ$ при $M = 13.2$, $Re = 0.76 \cdot 10^6$ и $\alpha \approx 3 \div 8^\circ$, а также [2] для конусов с малым затуплением ($R = 0.025d$) и $\theta = 9^\circ$ (кривая 4), $\theta = 16^\circ$ (кривая 5), $\theta = 40^\circ$ (кривая 6), при $M \approx 10$, $Re = (0.3 \div 1.3) \cdot 10^6$ и $\alpha \leq 2^\circ$. Кроме того, на фиг. 3 приведены усредненная кривая 7 для сфер и цилиндров со сферическим затуплением [5] при $M = 8.0 \div 9.5$ и $Re = (0.3 \div 4.1) \cdot 10^6$ и зависимость $D = 0.9X^{1/2}$ (кривая 8).

Хорошее согласие полученных результатов с [3] и с [2] для $\theta = 9^\circ$ означает, что в исследованном диапазоне α влияние наличия у конуса в полете угла атаки на величину средней нормализованной ширины следа D незначительное. Полученные результаты позволяют также оценить влияние на среднюю нормализованную ширину следа величины затупления и угла полураствора конуса. Наличие затупления приводит к увеличению D на 45% при $X \approx 200$, однако с расстоянием влияние затупления уменьшается. В то же время увеличение угла полураствора конуса вызывает уменьшение D при $X \leq 600$. При $\theta = 40^\circ$ величины D для конуса и сферы совпадают в пределах разброса экспериментальных результатов. При $X \approx 600$ для всех изученных форм тел справедлива зависимость $D \approx 0.9X^{1/2}$. Нужно отметить, что эта зависимость очень хорошо описывает изменение ширины следа с расстоянием в диапазоне $X = 10 \div 4 \cdot 10^3$ для конуса с углом полураствора $\theta \approx 10^\circ$.

На фиг. 4 представлены в зависимости от расстояния до модели измеренные значения σ , отнесенные к δ (точки 1). Там же приведены результаты [2] для конусов при $M \approx 10$, $R = 0.025d$, $\alpha \leq 2^\circ$, $\theta = 9^\circ$, $Re = (1.3 \div 5.0) \cdot 10^6$ (точки 2) и $\theta = 16^\circ$, $Re = 0.8 \cdot 10^6$ (точки 3). Кроме того, на фиг. 4 даны величины σ/δ для цилиндров со сферическим затуплением [5] при $M = 8.7$ и $Re = 0.5 \cdot 10^6$ (точки 4) и сфер [2] при $M = 8 \div 14.5$ и $Re = (0.08 \div 1.0) \cdot 10^6$ (точки 5). Видно, что для конусов при $\alpha \approx 0$, как и для сфер, величина отношения σ/δ практически постоянна в диапазоне расстояний $x/d = 20 \div 2000$.

Для исследованных в настоящей работе конусов при $\alpha = 12 \div 24^\circ$ на расстояниях $x = (50 \div 100)d$ величина σ/δ также практически постоянна и составляет в среднем 0.033. Наличие угла атаки существенно уменьшает величину σ/δ у конуса по сравнению со случаем $\alpha = 0$ и приближает ее к значению для сферы. Увеличение угла полураствора конуса также уменьшает величину σ/δ .

Автор благодарит Н. Н. Баулина за помощь в проведении экспериментальных исследований.

Поступила 19 II 1976

ЛИТЕРАТУРА

1. Slattery R. E., Clay W. G. The turbulent wake of hypersonic bodies. ARS Preprint. 1962, No. 2673—62.
2. Levensteins Z. J., Krumins M. V. Aerodynamic characteristics of hypersonic wakes. AIAA Journal, 1967, vol. 5, No. 9.
3. Lahaye C. Experimental study of wakes produced by hypersonic cones in free flight. Canad. J. Phys., 1973, vol. 51, No. 9.
4. Подобин В. П. Исследование статистических характеристик границы турбулентного следа за телами вращения в свободном полете. Изв. АН СССР, МЖГ, 1974, № 2.
5. Черняевский С. Ю. Исследование размеров следа и радиального распределения скорости газа в нем за затупленным телом, движущимся с гиперзвуковой скоростью. Изв. АН СССР, МЖГ, 1976, № 3.
6. Черняевский С. Ю., Попов Н. Н., Сибилов В. Ю., Баулин Н. Н., Мкртумов А. С. Легкогазовая баллистическая установка. Научн. тр. Ин-та механ. МГУ, 1975, № 39.
7. Черняевский С. Ю. Искровой источник света. Авт. свид. № 461466. Кл. НО1j61/80. Заявл. 12 апреля 1973 г. Оpubл. 25 февраля 1975 г. Открытия, изобретения, промышленные образцы, товарные знаки, 1975, № 7.
8. Черняевский С. Ю. Аппаратура, применяемая в баллистической трассе для измерения скорости летящих моделей и синхронизации. ПТЭ, 1976, № 3.