

УДК 533.6.011.55:532.526.4

© 1999 г. А.И. ГЛАГОЛЕВ, А.И. ЗУБКОВ, Б.Е. ЛЯГУШИН, Ю.А. ПАНОВ

ОБТЕКАНИЕ ГИПЕРЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ СФЕРЫ СО СТАБИЛИЗИРУЮЩИМ КОЛЬЦОМ

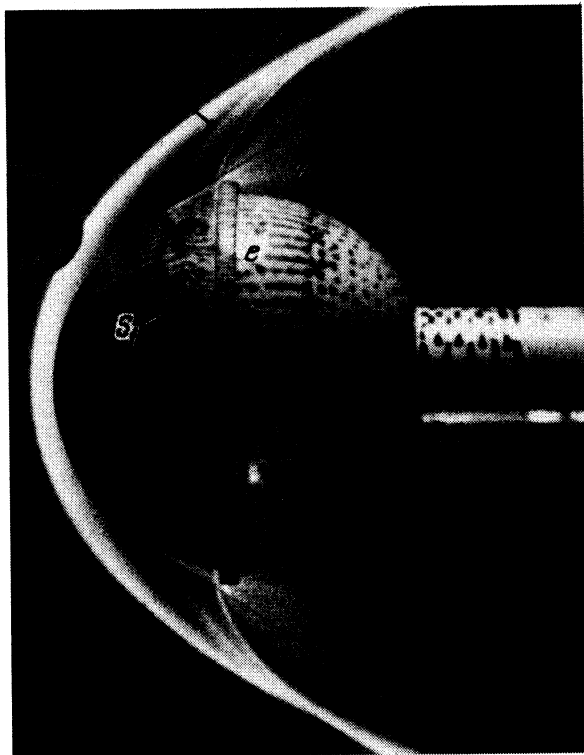
Экспериментально исследована структура течения на поверхности сферы, имеющей стабилизирующее кольцо и обтекаемой гиперзвуковым потоком с $M_1 = 6$. При изменении угла атаки от 0 до 25° получена зависимость размеров области отрывного течения перед кольцом от угла атаки. Обнаружены и описаны вихревые структуры и особые точки, возникающие на подветренной стороне сферы перед кольцом при больших углах атаки.

При изучении атмосфер планет возможно применение простых зондов, имеющих форму шара. Такие зонды влетают в атмосферу планет с большими скоростями. Простейшим способом их торможения является применение круговых щитков или колец, которые одновременно могут служить и стабилизирующим элементом, обеспечивающим полет сферы определенным образом. Ниже приводятся результаты экспериментального исследования структуры течения на поверхности сферы вблизи стабилизирующего пояса при ее полете с гиперзвуковой скоростью.

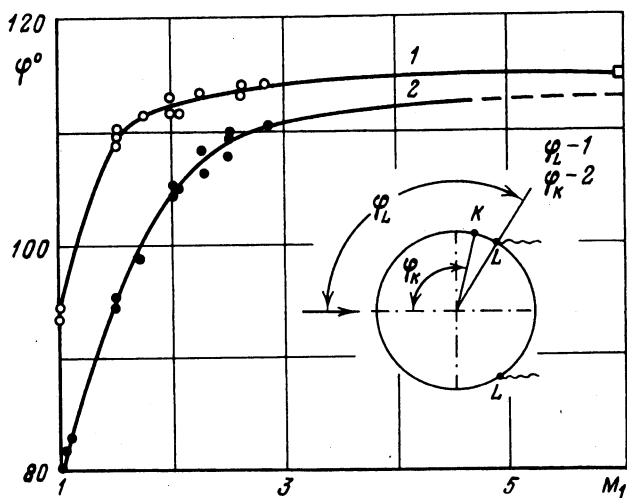
Эксперименты проведены на гиперзвуковой аэродинамической трубе ГАУ Института механики МГУ при числе Маха $M_1 = 6$ [1]. Полное давление в ресивере установки $p_0 = 60$ атм, температура торможения $T_0 = 290$ К, число Рейнольдса, подсчитанное по параметрам набегающего потока и диаметру сферы, $Re = 5 \cdot 10^6$. Сфера диаметром $d = 60$ мм крепилась на донной державке в механизме, позволяющем изменять угол атаки модели от 0 до 25° . Стабилизирующие сменные кольца шириной $2,7$ мм и высотой передней стенки над поверхностью сферы $2,7$ мм крепились на сфере в четырех положениях $l_1^0 = l_1/d = 0,283; 0,366; 0,443; 0,516$ так, что плоскость кольца была перпендикулярна оси державки. Здесь l_1 – расстояние от центра кольца в плоскости, проходящей через его переднюю поверхность, до передней точки сферы. Обтекание модели фотографировалось через прибор Теплера. Течение визуализировалось с помощью смеси масла и сажи. Размеры отрывных областей измерялись по фотографиям распределения смеси, предварительно нанесенной на поверхность сферы перед экспериментом в виде точек.

На фиг. 1 показана фотография обтекания сферы потоком с $M_1 = 6$ и углом атаки $\alpha = 0^\circ$, $l_1^0 = 0,443$. Перед сферой возникает ударная головная волна I , перед кольцевой ступенькой образуется зона обратного отрывного течения, S_1 – линия отрыва пограничного слоя. $2-3$ – скачки уплотнения над отрывной зоной, e – линия присоединения потока за ступенькой, L – линия отрыва потока от сферы. Наличие отчетливо видимой λ -образной системы скачков уплотнения перед ступенькой свидетельствует о наличии перед ней турбулентного пограничного слоя.

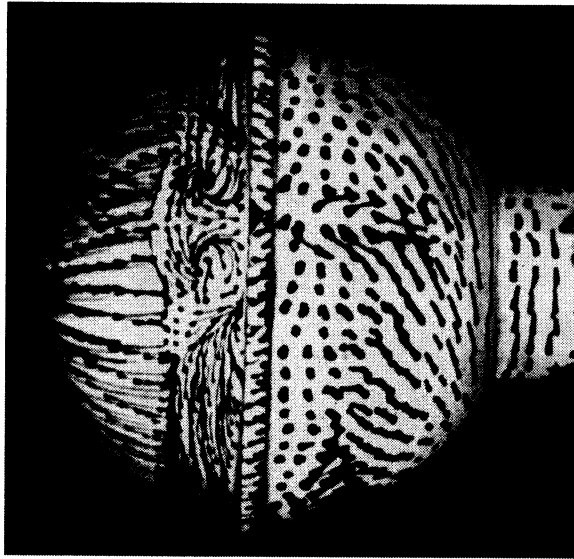
При обтекании сферы без кольца на ее поверхности можно выделить две характерные линии. Одна – это линия наименьшего давления K . Как известно, давление на поверхности сферы изменяется от максимального в передней критической точке до минимального в области, расположенной на поверхности под углом $\varphi \cong 100^\circ$, где φ



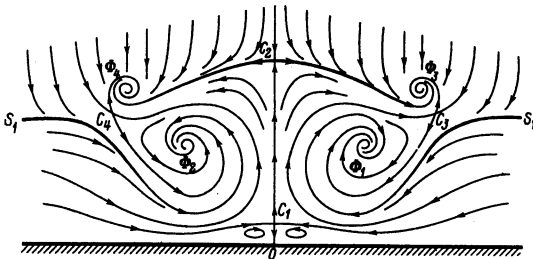
Фиг. 1. Обтекание сферы со стабилизирующим кольцом. $M_1 = 6$, $\alpha = 0$, $l_1^* = 0,418$. 1, 2, 3 – скачки уплотнения, S_1 – линия отрыва пограничного слоя, e – линия присоединения потока за кольцом, L – линия отрыва потока от сферы



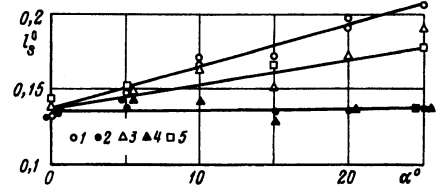
Фиг. 2. Положение точки минимального давления K и точки отрыва потока от сферы L при различных числах Маха набегающего потока



Фиг. 3. Предельные линии тока и особые точки на подветренной стороне сферы: $l_1^\circ = 0,366$, $\alpha = 25^\circ$



Фиг. 4



Фиг. 5

Фиг. 4. Схема течения и расположения особых точек на подветренной стороне сферы перед кольцевой ступенькой

Фиг. 5. Зависимость длины зоны отрывного течения от угла атаки. Точки 1, 3, 5 соответствуют $l_{s \max}^0$ для $l_1^\circ = 0,516$; 0,44 и 0,283; точки 2 и 4 соответствуют $l_{s \min}^0$ для $0,283 \leq l_1^\circ \leq 0,516$

отсчитывается от точки торможения по часовой стрелке (фиг. 2). Другая характерная линия L – линия отрыва потока от сферы. За линией отрыва – область постоянного донного давления. На фиг. 2 показано изменение положения этих двух характерных линий в зависимости от M_1 [2]. При $M_1 = 6$ – данные авторов.

При наличии угла атаки на наветренной стороне модели перед ступенькой давление больше, чем на подветренной. Чем больше угол атаки, тем разность давлений больше. При $\alpha \approx 5^\circ$ становится заметным перетекание газа внутри дозвуковой отрывной зоны из области повышенного давления в область пониженного давления. При больших углах атаки ($\alpha \approx 25^\circ$) предельные линии тока внутри отрывной зоны на боковых сторонах модели становятся параллельными линии отрыва пограничного слоя. А вблизи плоскости симметрии на подветренной стороне перед кольцевой ступенькой возникает сложная вихревая структура с особыми точками типа "седло" и "фокус" [3, 4].

На фиг. 3 показана фотография распределения визуализирующего состава при $\alpha = 25^\circ$, $l_1^\circ = 0,366$. На фиг. 4 приведена соответствующая этому распределению схема расположения особых точек типа "седло" – c_1 и "фокус" – Φ_i . Стрелками показаны направления течения. При всех значениях l_1° наблюдалась аналогичная картина течения, состоящая из двух больших вихрей с фокусами Φ_1 и Φ_2 , двух маленьких с фокусами Φ_3 и Φ_4 и четырех особых точек типа "седло" $c_2 - c_4$. Линия отрыва пограничного слоя S искривляется и "заворачивается" в фокусы Φ_1 и Φ_2 . При $\alpha = 10^\circ$ эта область еще только намечается. При $\alpha = 15^\circ$ уже отчетливо видны вихри и особые точки.

Были проведены измерения минимальной длины зоны отрыва l_s перед кольцом и максимальной по линии симметрии между вихрями Φ_1 и Φ_2 (фиг. 3). Длины измерялись по фотографиям и были равны хорде, соединяющей соответствующие точки на линии отрыва и основание кольцевой ступеньки. На фиг. 5 представлена зависимость $l_s = l_s/d$ от угла α . Нечетные номера точек относятся к $l_{s \max}$, четные – к $l_{s \min}$. Минимальное значение $l_{s \min}$ на наветренной стороне не зависит от положения кольца в исследованном диапазоне изменения его положения. С уменьшением l_1° , т.е. при перемещении кольца к передней точке сферы, максимальное значение $l_{s \max}$ (размер зоны с особыми точками, фиг. 3 и 4) уменьшается.

Заключение. Экспериментально исследована структура течения на поверхности сферы со стабилизирующим кольцом при обтекании ее гиперзвуковым потоком $M_1 = 6$. Обнаружено, что при углах атаки, больших 15° , на подветренной стороне сферы у основания кольцевой ступеньки образуется сложная вихревая система, имеющая четыре особые точки типа "фокус" и четыре – типа "седло". Получена зависимость характерных размеров отрывной зоны перед кольцом от угла атаки.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Зубков А.И., Панов Ю.А., Глаголев А.И. Гиперзвуковая аэродинамическая установка (ГАУ) // Аэродинамические установки Института механики МГУ / Под ред. Черного Г.Г. и др. М.: Изд-во МГУ, 1985. С. 6–9.
2. Дейч М.Е. Техническая газодинамика. М.: Энергия, 1974. 592 с.
3. Hornung H., Parry A.E. Same aspects of three-dimensional separation. Pt 1: Streamsurface bifurcations // Flugwiss. und Weltraumforsch. 1984. Bd. 8. N. 2. S. 77–87.
4. Chapman G.T. Topological classification of flow separation on three-dimensional bodies // AIAA Paper. 1986. № 485. 21 p.

Москва

Поступила в редакцию
25.V.1997