

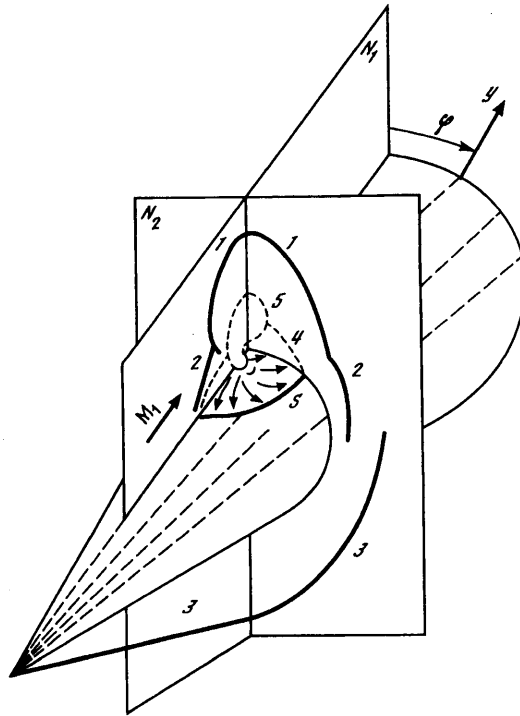
УДК 532.525.2:533.6.011.5

© 1998 г. М.Д. АНОХИН, Ю.А. ВИНОГРАДОВ, А.И. ЗУБКОВ,
Б.Е. ЛЯГУШИН, Ю.А. ПАНОВ**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ФОРМЫ СКАЧКОВ
УПЛОТНЕНИЯ ПЕРЕД ПОПЕРЕЧНОЙ СТРУЕЙ,
ИСТЕКАЮЩЕЙ В СВЕРХЗВУКОВОЙ ПОТОК**

Определена пространственная форма ударной волны, возникающей перед звуковой струей, истекающей в сверхзвуковой поток из поверхности острого конуса. По фотографиям обтекания модели через прибор Теплера при различных углах поворота построена форма волны в продольных и поперечных плоскостях сечения модели при числах Маха набегающего потока, равных 1,75–3.

Знание пространственной структуры течения в области взаимодействия поперечной струи со сверхзвуковым потоком необходимо при расчете коэффициентов усиления струйных органов управления летательными аппаратами. Для этого требуется найти распределение давления в области пространственного отрывного течения, возникающего вблизи струи, вычислить суммарную силу, действующую на боковую поверхность летательного аппарата [1–4]. При этом обычно используют аналогию между обтеканием твердых и струйных препятствий. Определяют размеры эквивалентного твердого препятствия и затем, пользуясь полуэмпирическими методами расчета, находят суммарную силу и коэффициент усиления [3–5]. Однако определение размеров эквивалентного твердого препятствия в свою очередь представляет большие трудности. Обычно экспериментально находят обобщенные зависимости, связывающие глубину проникновения струи и ее максимальный диаметр (обычно это размер диска Маха в плоскости симметрии) с размерами области отрывного течения и распределением давления в ней. Можно определить форму и размеры струи по измерениям с помощью насадков и газоанализаторов, если в воздушный поток выдувается струя другого газа, например водорода [6]. Применение насадков может значительно исказить исследуемую картину течения. В данной работе используется простой метод экспериментального определения формы скачка уплотнения с использованием традиционного процесса фотографирования обтекания струи через прибор Теплера [7]. Затем можно решить обратную задачу и рассчитать размеры и форму эквивалентного твердого препятствия, вызывающего систему скачков уплотнения данной формы.

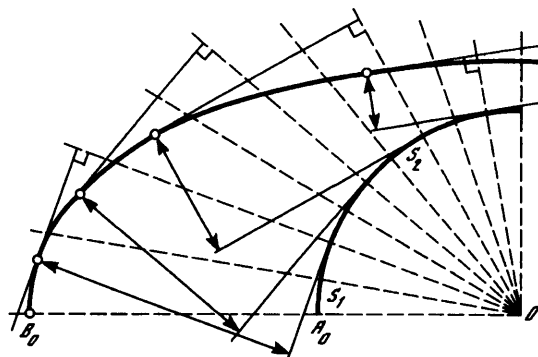
Эксперименты по определению пространственной формы скачка уплотнения, возникающего перед поперечной струей, истекающей со звуковой скоростью из отверстия в поверхности конуса в сверхзвуковой поток, проведены при числах $M_1 = 1,75-3$ на установке АР-1 [8]. Полное давление в ресивере установки $p_0 = 0,6-0,8$ МПа, температура торможения 290 К, число Рейнольдса, рассчитанное по параметрам набегающего потока и расстоянию l от носика конуса вдоль образующей до отверстия для выдува струи, изменялось от $2 \cdot 10^6$ до $6 \cdot 10^6$. Характер взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем подтвердил, что слой турбулентный при всех M_1 . Давление в полости, из которой истекала струя, было 6,6 МПа. Нерасчетность струи $n = p_j/p_1$, где p_1 – давление в набегающем потоке, p_j – давление на кромке отверстия для выдува струи, при $M_1 = 1,75; 2; 2,25; 2,5; 2,75$ и $3; n = 26, 44, 62, 83, 274$ и 198 .



Фиг. 1. Истечение струи из отверстия на конусе в сверхзвуковой поток: 1, 2, 3 – скачки уплотнения, 4 – граница отрывного течения, 5 – струя, N_1, N_2 – вспомогательные плоскости, y – координата по нормали, φ – угол поворота плоскости

В качестве модели использован металлический конус с высотой 75 мм, диаметром основания $d = 20$ мм. Центр отверстия для выдува диаметром 1,2 мм расположен на расстоянии $l = 56$ мм от носика конуса. Угол раствора конуса 15° . Конус находился в потоке под углом атаки $7^\circ 30'$ на специальной державке, обеспечивающей его положение при вращении вокруг оси таким образом, что набегающий поток был всегда параллелен образующей, проходящей через центр отверстия для выдува струи. Обтекание модели фотографировалось через прибор Теплера. Для обеспечения этого донная часть модели была срезана таким образом, что плоскость дна модели стала перпендикулярной образующей конуса, проходящей через центр отверстия для выдува струи. Донная державка крепилась одним концом к донной части модели, другим – в патроне поворотного механизма. При вращении последнего модель поворачивалась в потоке таким образом, что интересующая нас образующая конуса всегда была параллельна вектору скорости набегающего потока. При этом, естественно, ось вращения и ось конуса не совпадали. Картина течения вблизи поверхности модели визуализировалась с помощью смеси масла и краски. Это позволило отчетливо выявить линию отрыва пограничного слоя.

Газодинамическая схема обтекания поперечной газовой струи сверхзвуковым потоком показана на фиг. 1. Обозначено: 1, 2, 3 – скачки уплотнения, 4 – граница пространственного отрывного течения, 5 – струя, S – линия отрыва пограничного слоя, N_1 – вспомогательная плоскость, проходящая через ось конуса, N_2 – плоскости, перпендикулярные к оси конуса, отстоящие на различных расстояниях $l^\circ = l/d$ от носика конуса. В координатах $y^\circ = y/d$, φ строится линия пересечения скачка уплотнения с этими плоскостями. Угол поворота φ отсчитывается от нулевой плоскости N_1 , проходящей через центр отверстия для выдува, y – нормаль к поверхности конуса.



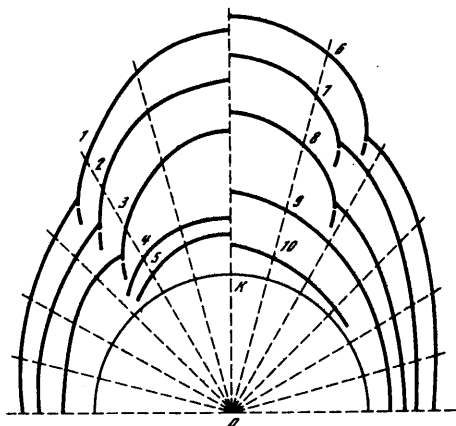
Фиг. 2. Схема построения скачка уплотнения:
 $M_1 = 2,25; l^\circ = 3,15$

На фиг. 2 показан метод построения следа от пересечения плоскости N_2 и скачка уплотнения. Число $M_1 = 2,25$, $n = 62$. При $\varphi = 0^\circ$ луч света прибора Теплера, перпендикулярный плоскости N_1 , высвечивает границы скачка уплотнения, лежащие именно в этой плоскости. Поэтому при $\varphi = 0^\circ$ концы отрезка A_0 и B_0 определяются точно. При повороте плоскости N_1 на угол φ на фотографии картины обтекания видимые границы скачка уплотнения уже не лежат в плоскости, перпендикулярной лучу света. Видимый отрезок $A_\varphi - B_\varphi$ является расстоянием между касательной к поверхности конуса и касательной к скачку уплотнения. Строим обе касательные. Первая перпендикулярна радиусу под углом φ и касается поверхности конуса в точке A_φ . Вторая касательная перпендикулярна продолжению этого радиуса и проходит через точку на нем, отстоящую на величину $A_\varphi - B_\varphi$ от поверхности конуса. Повторяя эту процедуру многократно при разных φ , получим набор касательных к скачку уплотнения. Далее из точки B_0 при $\varphi = 0^\circ$ строим кривую таким образом, чтобы она была касательна ко всем построенным линиям. Эта кривая будет тем точнее описывать истинное положение скачка в пространстве, чем на большее число углов поворота будет разбит интервал угла поворота от 0 до 90° . Здесь и на фиг. 2 изображена половина скачка уплотнения, буквами $S_1 - S_2$ отмечены размеры области отрывного течения, полученные за счет визуализации течения вблизи поверхности конуса смесью масла и краски.

Форма ударной волны в конической проекции показана на фиг. 3 для различных значений l° для $M_1 = 2$ (слева) и 3 (справа). Проекционные лучи идут из носика конуса под различными углами к его оси и проецируют форму волны на вертикальную к оси конуса плоскость с $l^\circ = 2,65$, K – проекция центра отверстия для выдува струи на поверхности конуса, OK – плоскость симметрии.

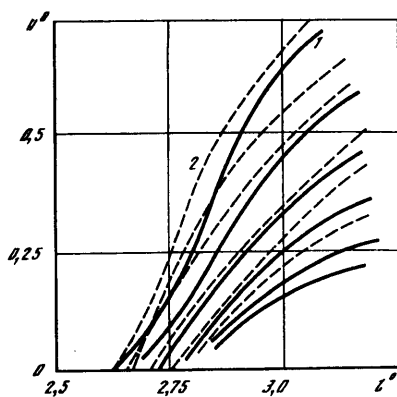
На фиг. 4 построены сечения скачка уплотнения плоскостями, проходящими через ось конуса. По оси абсцисс отложено $l^\circ = l/d$, по оси ординат $y^\circ = y/d$. Пунктирные кривые 2 соответствуют $M_1 = 1,75$, сплошные кривые 1 – $2,75$. Верхние кривые – $\varphi = 0^\circ$, нижние – $\varphi = 60^\circ$. Кривые при $\varphi = 0^\circ$ соответствуют известным экспериментальным данным [1–4]. В целом результаты позволяют полностью восстановить в пространстве форму скачка уплотнения перед поперечной струей, истекающей в сверхзвуковой поток.

Заключение. Экспериментально с помощью простого метода, основанного на последовательном фотографировании обтекания модели сверхзвуковым потоком при различных углах ее поворота около оси симметрии, построены в пространстве формы скачков уплотнения перед поперечной струей воздуха, истекающей в сверхзвуковой поток из поверхности конуса в присутствии турбулентного пограничного слоя. Полученные результаты могут быть использованы для определения эквивалентного твердого препятствия, вызывающего на поверхности тела вращения такое же распре-



Фиг. 3

Фиг. 3. Форма скачка уплотнения вблизи поперечной струи в различных сечениях, перпендикулярных оси конуса. Кривые 1–5 – $M_1 = 2$; $l^\circ = 3,15$; 3,03; 2,93; 2,78; 2,09. Кривые 6–10 – $M_1 = 3$; $l^\circ = 3,18$; 3,0; 2,8; 2,7; 2,65



Фиг. 4

Фиг. 4. Форма скачка уплотнения в плоскости, проходящей через ось конуса. Кривая 1 – $M_1 = 2,75$; $n = 274$; 2 – $M_1 = 1,75$; $n = 26$. Кривые построены через интервал в 10° от 0 до 60° . Верхняя кривая – $\varphi = 0^\circ$

деление давления, как перед струей с последующим расчетом коэффициента усиления. Метод может быть использован для экспериментального определения пространственной формы скачка уплотнения, возникающего перед химически реагирующими высокотемпературными струями, а также при наличии горения в области отрывного течения перед струей, когда применение других методов исследования невозможно.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта 95-01-00709а).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Глаголев А.И., Зубков А.И., Панов Ю.А. Обтекание струйного газообразного препятствия на пластине сверхзвуковым потоком // Изв. АН СССР. МЖГ. 1967. № 3. С. 97–102.
2. Зубков А.И., Глаголев А.И., Панов Ю.А. Истечение газовых струй в сверхзвуковой поток из отверстий в боковой поверхности тела // Вестн. МГУ. Сер. Математика, механика. 1968. № 5. С. 66–72.
3. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Калугин В.Т. Аэродинамика отрывных течений. М.: Высш. шк., 1988. 351 с.
4. Аэродинамика ракет / Под ред. М. Хемша, Дж. Нилсена. Кн. 1. М.: Мир, 1989. 426 с.
5. Войтенко Д.М., Зубков А.И., Панов Ю.А. Приближенный метод расчета аэродинамических коэффициентов тел с трехмерными выступами // Тр. Ин-та механ. МГУ. 1975. № 44. С. 71–81.
6. Schetz J.A. Injection and mixing in turbulent flow. N.Y.: AIAA. J. 1980. 200 p.
7. Анохин М.Д., Виноградов Ю.А., Лягушин Б.Е., Тихонов В.Ю. Устройство для визуализации обтекания аэродинамической модели под углом атаки: А.с. № 1619862 // Б.И. 1988.
8. Аэродинамические установки Института механики Московского университета / Под ред. Г.Г. Черного и др. М.: Изд-во МГУ, 1985. 44 с.

Москва

Поступила в редакцию
11.VI.1996