

ДК 533.6.011.5:532.526.4

© 1996 г. А.И. ГЛАГОЛЕВ, А.И. ЗУБКОВ, Ю.А. ПАНОВ

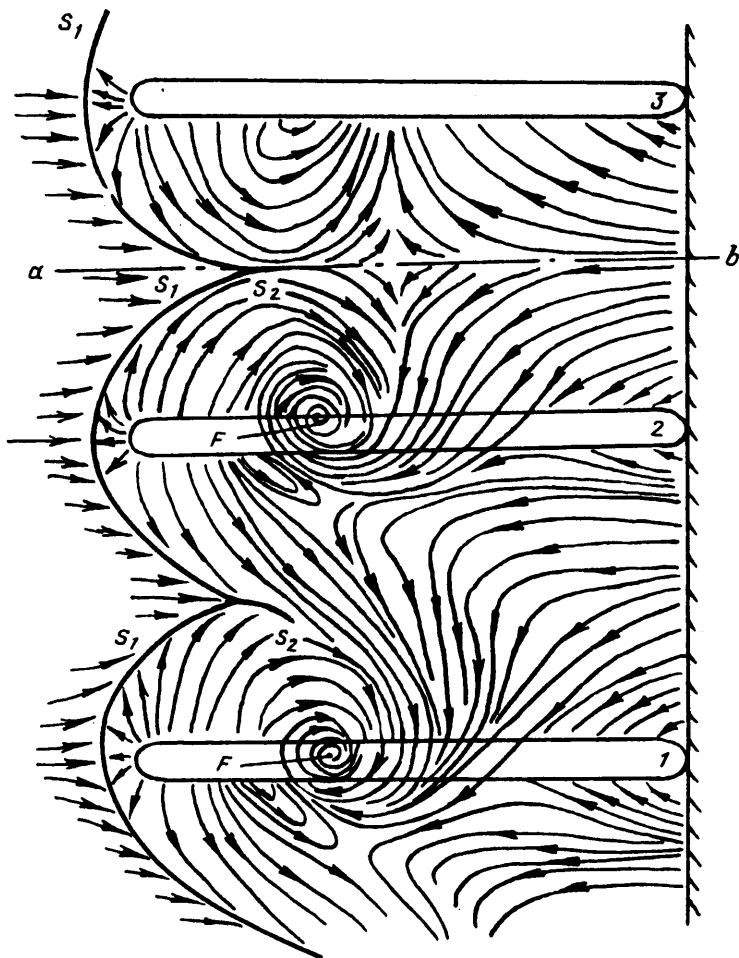
ОБТЕКАНИЕ СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ СТУПЕНЬКИ С ПРОДОЛЬНЫМИ ВЫЕМКАМИ ПЕРЕД НЕЙ

Экспериментально исследовано обтекание сверхзвуковым потоком ступеньки с продольными выемками в плоской поверхности перед ней при наличии турбулентного пограничного слоя. Обнаружено, что выемки существенно изменяют форму и размеры отрывной зоны и порождают в ней продольные жгуты.

Структура течения вблизи ступеньки на плоской поверхности, обтекаемой сверхзвуковым потоком, довольно хорошо изучена (например, [1–4]). Перед ступенькой образуется область застойного циркуляционного течения с λ -образной системой скачков уплотнения над ней. Исследовано влияние на отрыв пограничного слоя числа Рейнольдса и Маха, толщины пограничного слоя, вдува и отсоса газа через пористые стенки, нагрева поверхности и ее охлаждения. Все эти сведения необходимы при решении ряда прикладных задач. Ниже приведены результаты экспериментального исследования влияния продольных выемок различной длины на величину отрывной зоны и структуру течения и распределения давления в ней.

Эксперименты проведены при числе $M = 3$ с применением модели в виде плоской пластины с продольными выемками. Размер пластины 240×200 мм. Размер выемок 80×5 мм. Передний край выемок отстоял на 45 мм от переднего края пластины. Расстояние между серединами выемок 50 мм. Эксперименты проведены с четырьмя выемками глубиной $h = 36,3$ мм. Параметры торможения $P_0 = 1,17$ МПа (11,7 атм), $T_0 = 213$ К. Пограничный слой был турбулентным. Его толщина $\delta = 13$ мм в районе линии отрыва пограничного слоя была определена по результатам измерения полного давления поперек пограничного слоя на нижней кромке плоского сверхзвукового сопла, к которому пристыковывался передний край пластины. Ступенька образовывалась передвижными брусками высотой $h = 17$ и 12 мм. Измерения давления проводились датчиками давления ИКД вдоль линии симметрии на пластине между второй и третьей выемками и по дну выемок. Течение вблизи поверхности пластины визуализировалось с помощью смеси масла и сажи. Линии отрыва потока и линии стекания проявлялись в виде сплошных черных областей скопления раствора. Направления течения определялись по траекториям, прочерченным в растворе более крупными частичками сажи. Был сделан ряд мгновенных замеров давления в течение длительного времени, которые наряду с визуализацией подтвердили стационарность течения в отрывной области и в области взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем.

Ступенька передвигалась вдоль пластины таким образом, что при различных ее положениях длина выемки перед ней имела различную длину l . Когда выемка не выступала за линию отрыва пограничного слоя и находилась целиком в зоне отрывного циркуляционного течения, ее влияние на структуру течения в этой зоне было незаметно. По мере увеличения l по выемке начиналось перетекание газа из области повышенного давления в отрывной зоне вперед по потоку и истечение его в набегающий поток. Перед истекающей из передней выемки массой газа, как перед поперечной струей [5], возникал отрыв пограничного слоя с образованием области

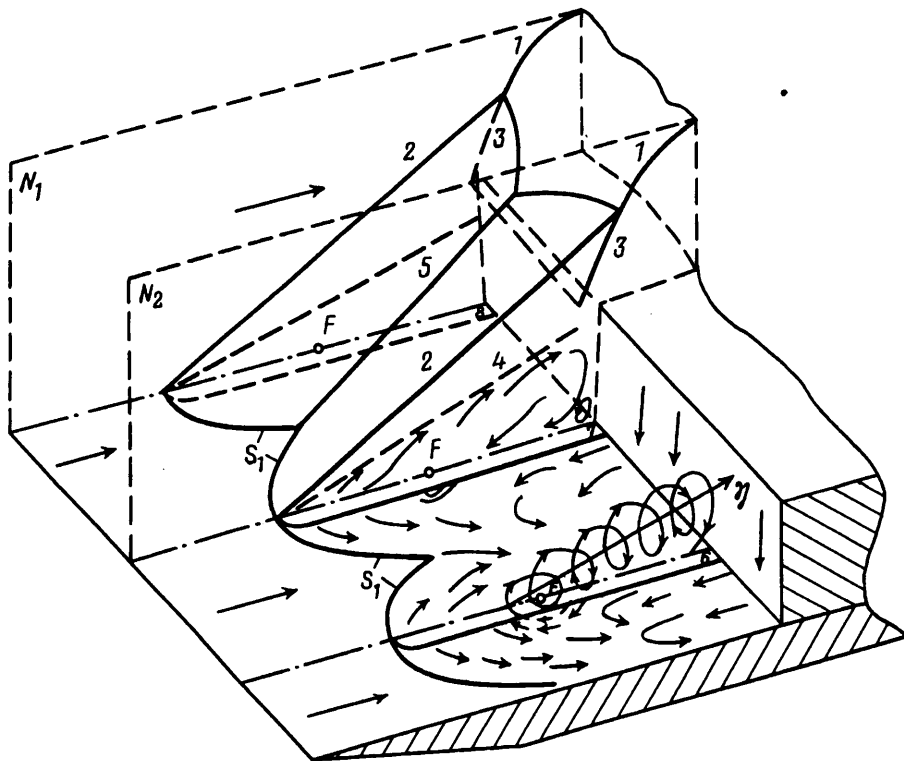


Фиг. 1. Структура течения перед ступенькой вблизи поверхности с выемками

пространственного отрывного течения. Это отрывное течение в свою очередь взаимодействовало с циркуляционным течением перед ступенькой, порождая пространственные спиральные вихревые жгуты.

На фиг. 1 изображена схема течения вблизи пластины с выемками при $l = 80$ мм и $h = 17$ мм. S_1 – линия отрыва пограничного слоя, S_2 – линия стекания, $a - b$ – линия симметрии, F – особая точка типа "фокус" [6, 7], e – особая точка типа "седло". Вертикальная линия справа – основание ступеньки. Стрелками показано направление течения, 1, 2, 3 – выемки.

Вытекающая из передней части выемки масса газа и газ из области отрывного течения перед ней сворачиваются в вихревые жгуты с основаниями в особых точках. Вихревые жгуты распространяются вдоль струйной границы отрывной зоны в сторону передней кромки ступеньки. Пространственная газодинамическая схема течения, возникающая при этом, изображена на фиг. 2. Здесь дополнительно обозначено: 1 – основной скачок уплотнения, 2 – скачок уплотнения над областью отрыва пограничного слоя, так называемая λ -ножка [1, 2], 3 – скачок в области пересечения скачков 1 и 2, 5 – скачок в области пересечения трехмерных скачков 2, образующихся при протекании "жидких" полуконусов на поверхности пластины, образованных отрывными течениями с вихревыми жгутами, 4 – пунктиром показана верхняя струйная граница



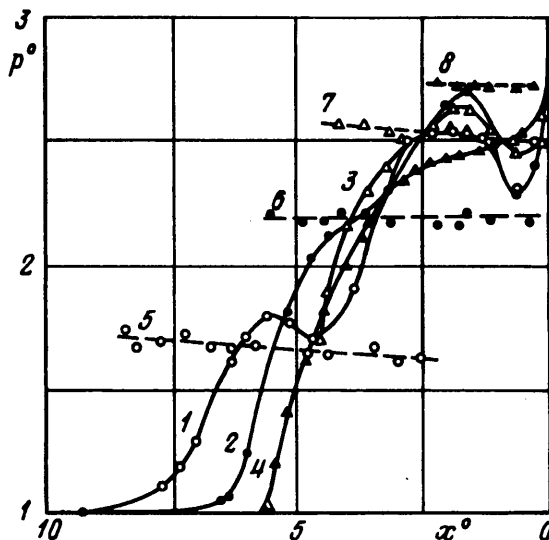
Фиг. 2. Пространственная структура течения перед ступенькой

отрывной зоны во вспомогательных плоскостях N_1 и N_2 , 6, 7, 8 – выемки, η – ось вращающегося спирального вихревого жгута. Как видно из приведенной схемы, течение перед ступенькой с выемками существенно отличается от течения перед ступенькой, обтекаемой сверхзвуковым потоком в присутствии турбулентного пограничного слоя [1, 2].

В приведенной серии экспериментов имелся боковой слив газа из области отрывного течения перед ступенькой. Поэтому всегда возникала линия симметрии, так как граничные условия по обе стороны были одинаковы. При этом направление движения вихря было всегда таким, как это показано на фиг. 1. Хотя равновероятно вращение и наоборот. Совершенно очевидно, что если выемки сделаны в поверхности тела вращения, например на цилиндрической или конической поверхностях со щитками, то никакой линии симметрии не будет и все вихри будут закручиваться или по часовой стрелке, или против.

На фиг. 1 показана картина развитого течения в отрывной зоне, которая возникает при $l^\circ = l/n > 3$. При $l^\circ < 3$ влияние выемок на величину отрывной зоны и структуру течения в ней не обнаружено. По мере увеличения l° возникшие при $l^\circ \approx 3$ вихревые жгуты вытягиваются, но их основания, отмеченные на фиг. 1 буквой F , остаются на одном и том же расстоянии от основания ступеньки. Линия отрыва пограничного слоя S приобретает синусоидальный вид. Величина амплитуды возрастает пропорционально l° .

Типичные кривые распределения давления вдоль линии симметрии и по дну ближайшей к ней выемки показаны на фиг. 3. По оси абсцисс отложено $x^\circ = x/h$, по оси ординат – $p^\circ = p/p_1$, где p_1 – давление в набегающем потоке. Кривые 1–4 по оси симметрии и кривые 5–8 по дну выемки соответствуют $l^\circ = 8,33; 5,83; 4,16; 2,5$. При $l^\circ < 3$ распределение давления такое же, как перед ступенькой без выемок. Давление



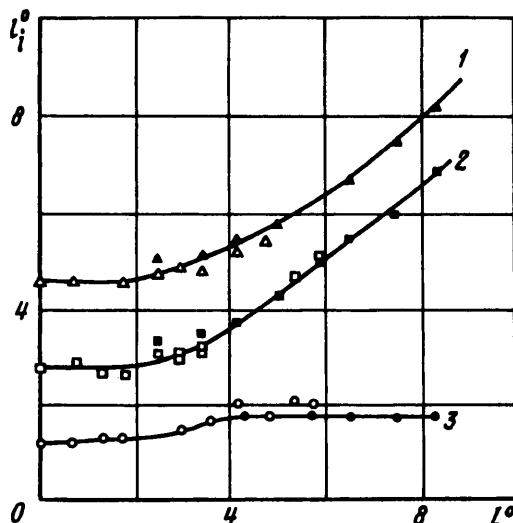
Фиг. 3. Распределение давления по поверхности пластины и по дну выемки при различных относительных длинах выемок

на плато $p_2^{\circ} = p_2/p_1$ – локальный максимум давления в окрестности линии отрыва пограничного слоя – соответствует известным экспериментальным данным [1, 2].

При $l^{\circ} > 3$ на кривых имеется один локальный максимум давления p_3° больший, чем p_2° . Сопоставление распределения давления с распределением визуализирующего состава показало, что его положение совпадает с областью расположения особой точки e типа "седло" (фиг. 1). В некотором диапазоне изменения l° кривые сохраняют свой вид: на кривой отсутствует характерное давление p_2° увеличение давления происходит непрерывно от p_1° до p_3° . Подобный вид имеют кривые распределения давления вдоль линии симметрии при образовании трехмерных отрывных течений вследствие взаимодействия плоских или трехмерных скачков уплотнения с турбулентным пограничным слоем [8, 9].

При $l^{\circ} > 7$ на кривой появляется второй локальный максимум p_2° , который находится в окрестности линии отрыва пограничного слоя и является хорошо известным давлением "на плато" или критическим отношением давления [1, 2]. Его величина значительно меньше, чем p_2° в двумерном потоке перед ступенькой. Это объясняется тем, что линия отрыва пограничного слоя в этом случае пересекается с линией симметрии не под прямым углом. В первом приближении p_2° в данной точке линии отрыва определяется значением проекции числа Маха на нормаль к ней. Чем больше M , тем больше p_2° , и наоборот [1, 2]. Этот факт был подтвержден при исследовании обтекания сверхзвуковым потоком поперечных струй и трехмерных препятствий [5, 10]: величина p_2° убывает вдоль линии отрыва пограничного слоя от линии симметрии в боковых направлениях. В данном случае при увеличении l° амплитуда синусоидальной линии отрыва S увеличивается и последняя пересекается с осью симметрии $a - b$ под более острым углом (фиг. 1).

Давление по дну выемки при всех l° почти постоянно и убывает с возрастанием l° (фиг. 3, кривые 5–8). Поскольку оно больше, чем p_1° , то всегда происходит истечение



Фиг. 4. Зависимость характерных размеров области отрывного течения от относительной длины выемки

газа из передней части выемки, порождающее крупные вихри вблизи плоской поверхности. Эти вихри в дальнейшем свертываются в вихревые жгуты и уносятся потоком в сторону передней грани ступеньки (фиг. 2).

Измерение давления показало, что в данном диапазоне изменения l^0 и при данном числе M все характерные давления не зависят от l^0 . Причем $p_{\max}^0 = 3,95 \pm 0,5$; $p_3^0 = 2,6 \pm 0,15$; $p_2^0 = 2,15 \pm 0,15$ ($5 < l^0 < 7$).

На фиг. 4 показана зависимость от l^0 размеров, определяющих расположение характерных давлений вдоль линии симметрии. Кривые соответствуют расстоянию от основания ступеньки: 1 – до точки повышения давления в окрестности линии отрыва пограничного слоя, 2 – до линии отрыва S , 3 – до особой точки e типа "седло", в окрестности которой реализуется p_3^0 . Светлые значки относятся к $h = 12$ мм, темные – $h = 17$ мм. При $l^0 < 2$ все величины постоянны. При $l^0 > 3$ с увеличением l^0 длина зоны отрыва (кривая 2) возрастает линейно. При $l^0 > 4$ окончательно формируется точка типа "седло" и ее положение остается независимым от l^0 .

Заключение. Результаты экспериментов показывают, что с помощью выемок можно регулировать размер области повышенного давления перед плоскими и трехмерными препятствиями и поперечными струями, что имеет значение при определении эффективности работы жестких и струйных органов управления сверхзвуковыми летательными аппаратами. Наличие выемок приводит к образованию в областях отрывных течений вихревых жгутов, что значительно повышает процессы перемешивания газов в этих областях. Последнее чрезвычайно важно при организации горения различных смесей в сверхзвуковых потоках, так как горение происходит наиболее интенсивно в отрывных зонах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Петров Г.И., Лихущин В.Я., Некрасов И.П., Соркин Л.И. Влияние вязкости на сверхзвуковой поток со скачками уплотнения // Тр. ЦИАМ. 1952. № 224.
2. Богданов С., Кеплер К. Отрыв турбулентного пограничного слоя в сверхзвуковом потоке // Вопросы ракетной техники. 1956. № 6. С. 50–66.

3. Богданов Ю.А., Швец А.И. Отрыв турбулентного пограничного слоя в сверхзвуковом потоке // Прикл. механика. 1966. Т. 2. Вып. 1. С. 99–105.
4. Демьяненко В.С., Желтоводов А.А. Экспериментальное исследование отрыва турбулентного пограничного слоя в окрестности ступеньки // Изв. АН СССР. МЖГ. 1977. № 5. С. 73–80.
5. 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.
6. Hornung H., Perry A.E., Dever. Some aspects of three-dimensional separation. Pt 1: Streamsurface bifurcation // Z. Flugwissenschaften und Weltraumforschung. 1984. V. H. 2. S. 77–87.
7. Dallmann U. Topological structures of three-dimensional vortex flow separation // AIAA Paper. 1983. № 1735. P. 1–10.
8. Панов Ю.А. Взаимодействие пространственного скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем // Изв. АН СССР. МЖГ. 1966. № 4. С. 185–188.
9. Зубков А.И., Лягушин Б.Е., Панов Ю.А. Конус в сверхзвуковом потоке вблизи поверхности с турбулентным пограничным слоем // Изв. АН СССР. МЖГ. 1991. № 4. С. 177–180.
10. Войтенко Д.М., Зубков А.И., Панов Ю.А. Обтекание цилиндрического препятствия на пластине сверхзвуковым потоком газа // Изв. АН СССР. МЖГ. 1966. № 1. С. 121–125.

Москва

Поступила в редакцию
20.VI.1995