

УДК 533.6.011.5:532.526.4

© 1998 г. Ю.А. ВИНОГРАДОВ, А.И. ЗУБКОВ, Ю.А. ПАНОВ

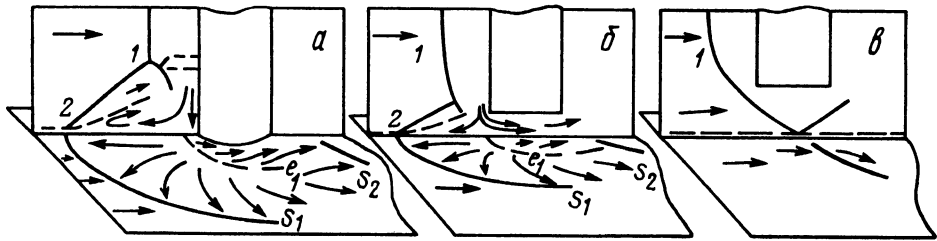
## ОБТЕКАНИЕ СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ ПРЕПЯТСТВИЯ С ПРОТОКОМ У ОСНОВАНИЯ

Экспериментально изучены структура течения и распределение давления в окрестности вертикального цилиндра, расположенного над поверхностью пластины с турбулентным пограничным слоем и обтекаемого сверхзвуковым потоком воздуха. Исследовано влияние числа Маха набегающего потока и величины зазора между дном цилиндра и поверхностью на размеры области отрывного течения и распределение давления в ней.

При проектировании сверхзвуковых летательных аппаратов возникает необходимость рассчитать силовые нагрузки на их поверхность вблизи выступающих частей, укрепленных на некотором расстоянии над поверхностью на пилонах, или в момент отделения от поверхности аппарата объектов, значительно меньших основного аппарата. В связи с тем что картина течения в этих областях сопровождается скачками уплотнения, отрывом пограничного слоя и образованием пространственных отрывных областей, как правило, параметры течения и силовые нагрузки рассчитываются с помощью инженерных методов расчета, базирующихся на использовании экспериментальных данных.

Ниже приводятся результаты исследования обтекания сверхзвуковым потоком вертикального цилиндра с изменяющимся просветом между его дном и плоской поверхностью с турбулентным пограничным слоем. Эксперименты проведены на сверхзвуковой аэродинамической трубе АР-1 Института механики МГУ [1]. Цилиндр диаметром  $d = 5$  мм устанавливался поперек рабочей части прямоугольного сечения  $90 \times 70$  мм так, что его нижний конец касался в первоначальном положении нижней плоской дренированной вдоль линии симметрии стенки рабочей камеры, а верхний конец выводился наружу через верхнюю стенку и был закреплен в механизме, обеспечивающем его плавное перемещение вверх и вниз. Величина просвета или высота дна цилиндра над поверхностью  $h$  изменялась от нуля до полного исчезновения взаимодействия скачка уплотнения перед цилиндром с пограничным слоем на пластине. Число Маха было  $M_1 = 2; 2,5; 2,75$  и  $3$ , полное давление в ресивере установки  $P_0 = 7,2$  атм, температура торможения  $T_0 = 293$  К. Толщина пограничного слоя, определенная по замерам полного давления поперек слоя, была перед цилиндром соответственно  $\delta = 6,85; 5,25; 4,75$  и  $4,25$  мм. Давление измерялось датчиками ИКД, течение вблизи поверхности визуализировалось с помощью смеси масла и сажи, обтекание модели потоком фотографировалось через прибор Теплера.

Схема течения вблизи цилиндра у основания показана на фиг. 1. Особенности обтекания препятствий сверхзвуковым потоком довольно хорошо изучены (например, [2, 3]). Перед цилиндром образуется область пространственного отрывного течения. Над ней вследствие пересечения скачка 2, вызывающего отрыв пограничного слоя, и скачка 1 перед цилиндром при  $h = 0$  образуется пространственная конфигурация скачков уплотнения с двумя тройными областями пересечения (фиг. 1, а). По мере



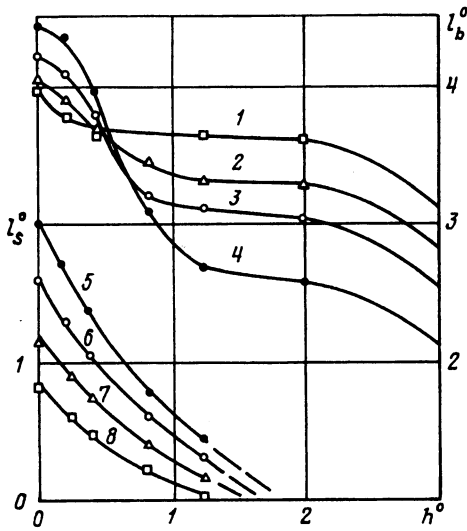
Фиг. 1. Обтекание сверхзвуковым потоком вертикального цилиндра вблизи пластины с турбулентным пограничным слоем: *а* – обтекание цилиндра без протока у основания, *б* – с протоком у основания, *в* – взаимодействие скачка уплотнения, возникающего перед цилиндром, с пограничным слоем без образования области отрывного течения

подъема цилиндра происходит взаимодействие скачка 2 уже не с прямым, а с искривленным скачком 1, что приводит к другой конфигурации скачков в области их пересечения (фиг. 1, *б*). На фотографиях обтекания цилиндра были зафиксированы все пять режимов пересечения скачков, описанные в [4].

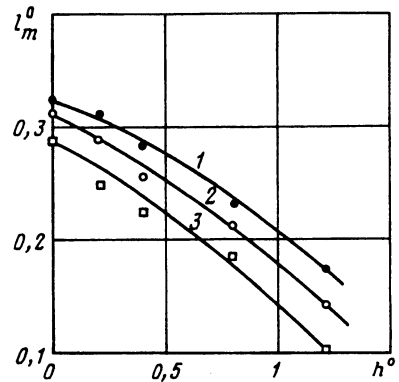
По мере увеличения  $h^\circ = h/d$  происходит уменьшение размеров области пространственного отрывного течения вследствие перетекания газа из области повышенного давления в область пониженного давления за цилиндром. Постепенно уменьшается интенсивность скачка 1 и изменяется картина его взаимодействия с пограничным слоем. На последних этапах она аналогична картине взаимодействия падающего скачка с пограничным слоем [5]. При всех  $M_1 = 2 - 3$  при  $h^\circ > 2$  отрывной области не наблюдалось.

На фиг. 2 и 3 показано изменение характерных размеров области возмущенного давления  $l_B^\circ = l_B/d$ , которая подвергается силовым нагрузкам, и отрывного течения  $l_S^\circ = l_S/d$  в зависимости от  $h^\circ$ . Обе величины измерены вдоль линии симметрии:  $l_S$  равно расстоянию от проекции передней точки дна цилиндра до линии отрыва пограничного слоя. На фиг. 3 приведена зависимость от  $h^\circ$  характерной относительной ширины области отрывного течения  $l_m^\circ = l_m/l_S$ , где  $l_m$  – расстояние между двумя точками линии отрыва пограничного слоя, лежащими на концах перпендикуляра к линии симметрии, проходящего через проекцию передней точки дна цилиндра на поверхность. Точно определить  $l_S$  не удастся из-за малого размера области отрыва, особенно когда происходит фактически взаимодействие падающего скачка с пограничным слоем и  $l_S$  равно расстоянию от точки отрыва  $S_1$  до линии растекания  $e$  в области присоединения потока к поверхности. Более точно о наличии отрывной зоны можно судить по характеру распределения давления по линии симметрии.

Типичный набор кривых распределения давления, полученных при  $M_1 = 3$  и различных  $h^\circ$ , приведен на фиг. 4. По горизонтальной оси, направленной вперед по потоку, отложено  $x^\circ = x/d$ , по вертикальной –  $p^\circ = p/p_1$ , где  $p_1$  – давление в набегающем потоке. Начало координат – в центре основания цилиндра. При  $h^\circ = 0$  перед цилиндром кривая распределения давления имеет типичный вид [2, 6–9]. В области отрыва пограничного слоя давление изменяется от  $p_1^\circ$  в набегающем потоке до давления на "плато"  $p_2^\circ$ . Далее наблюдается локальный минимум давления с последующим его увеличением до максимального значения. Полученная величина давления на "плато" хорошо согласуется с данными других авторов, исследовавших обтекание сверхзвуковым потоком трехмерных препятствий в присутствии турбулентного пограничного слоя [7–10]. За цилиндром наблюдается область пониженного давления. Однако как только



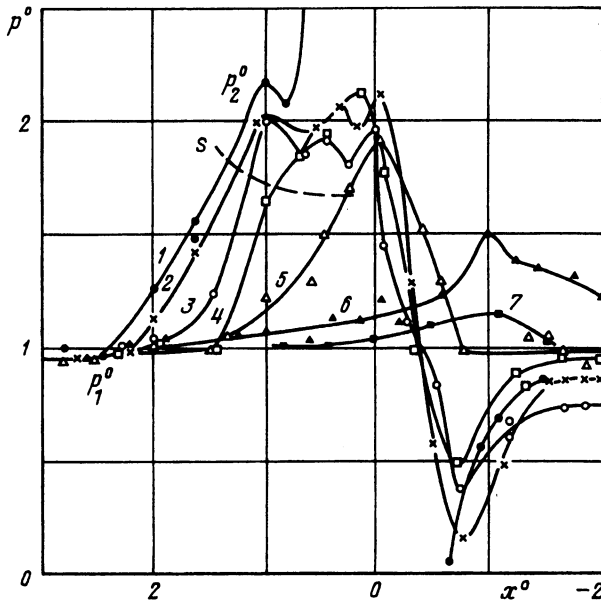
Фиг. 2



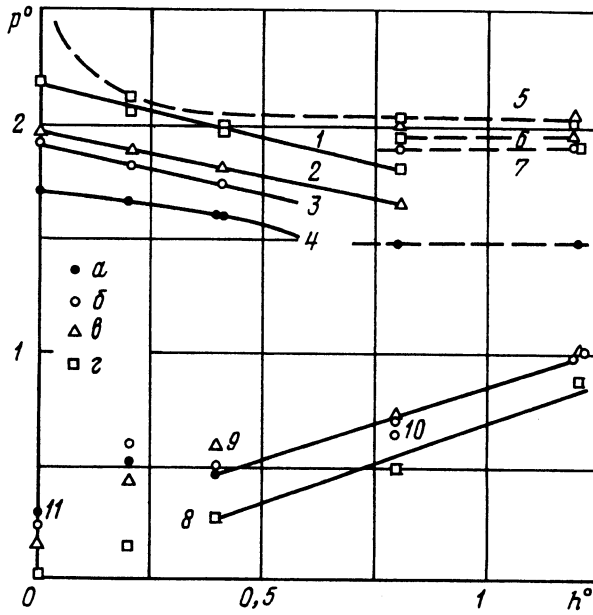
Фиг. 3

Фиг. 2. Размеры области возмущенного давления на пластине  $l_B$  (1-4) и области отрывного течения  $l_S$  (5-8). Кривые 1; 5 соответствуют  $M_1 = 2$ ; 3; 6 - 2,5; 2; 7 - 2,75; 1; 8 - 3

Фиг. 3. Относительная ширина области отрывного течения  $l_m$ . Кривые 1-3 соответствуют  $M_1 = 2$ ; 2,5; 3



Фиг. 4. Изменение распределения давления по линии симметрии при  $M_1 = 3$  в зависимости от величины зазора между цилиндром и поверхностью. Кривые 1-7 соответствуют  $h^0 = 0$ ; 0,2; 0,4; 0,8; 1,2; 2; 4. S - линия отрыва пограничного слоя



Фиг. 5. Максимальные (5-7), минимальные (8-11) давления и давления на "плато" (1-4) в области интерференции цилиндра с плоской поверхностью. Точки а, б, в, г соответствуют  $M = 2; 2,5; 2,75; 3$

образуется просвет между дном цилиндра и поверхностью, так сразу начинается отток газа из отрывной зоны в область пониженного давления. Максимальное давление немедленно падает и становится практически равным давлению на плато  $p^\circ_2$ . По мере увеличения  $h^\circ$  уменьшается и зона пониженного давления и возрастает само минимальное давление  $p^\circ_{\text{min}}$ .

На фиг. 5 показано изменение  $p^\circ_2$  (верхние кривые 1-4),  $p^\circ_{\text{max}}$  (пунктир, 5-7) и  $p^\circ_{\text{min}}$  (8-11) в зависимости от изменения  $h^\circ$  и  $M_1$ . С увеличением  $M_1$  критический перепад давления в скачке, вызывающем отрыв пограничного слоя или давление на "плато"  $p^\circ_2$ , увеличивается [6],  $p^\circ_{\text{min}}$  уменьшается. С возрастанием  $h^\circ$  при  $M_1 = \text{const}$  из-за увеличения кривизны линии отрыва пограничного слоя на линии симметрии  $p^\circ_2$  уменьшается [5]. При  $h^\circ > 0,8$  область отрывного течения не наблюдается, хотя  $p^\circ_{\text{max}} > p^\circ_2$ .

**Заключение.** Экспериментально в диапазоне изменения числа Маха от 2 до 3 исследовано влияние величины зазора между дном вертикального цилиндра и плоской поверхностью на структуру течения и распределение давления в области взаимодействия скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем пространственного отрывного течения. При диаметре цилиндра, соизмеримом с толщиной пограничного слоя, и высоте цилиндра над поверхностью, большей его диаметра, отрыв пограничного слоя и образование области отрывного течения не наблюдаются.

Работа поддержана Российским фондом фундаментальных исследований (код проекта 95-01-00709а).

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Рождественский В.И.* Сверхзвуковая аэродинамическая установка АР-1 // Аэродинамические установки Института механики Московского университета / Под ред. Черного Г.Г. и др. М.: Изд-во МГУ, 1985. С. 22–28.
2. *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.
3. *Войтенко Д.М., Зубков А.И., Панов Ю.А.* О существовании сверхзвуковых зон в пространственных отрывных течениях // Изв. АН СССР. МЖГ. 1967. № 1. С. 20–24.
4. *Войтенко Д.М., Зубков А.И., Панов Ю.А.* Обтекание наклонного препятствия сверхзвуковым потоком // Изв. АН СССР. МЖГ. 1969. № 6. С. 149–154.
5. *Панов Ю.А.* Взаимодействие падающего трехмерного скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем // Изв. АН СССР. МЖГ. 1968. № 3. С. 158–161.
6. *Петров Г.И., Лихущин В.Я., Некрасов И.П., Соркин Л.И.* Влияние вязкости на сверхзвуковой поток со скачками уплотнения // Тр. ЦИАМ. 1952. № 224. 28 с.
7. *Авдеевский В.С., Медведев К.И.* Физические особенности течения в области отрыва при трехмерном взаимодействии пограничного слоя с ядерной волной // Изв. АН СССР. МЖГ. 1967. № 1. С. 25–33.
8. *Глотов Г.Ф., Фейман М.И.* Критическое давление двумерного и трехмерного отрыва турбулентного пограничного слоя при  $M > 2$  // Учен. зап. ЦАГИ. 1979. Т. 10. № 4. С. 37–47.
9. *Боровой В.Я.* Течение газа и теплообмен в зонах взаимодействия ударных волн с пограничным слоем. М.: Машиностроение, 1983. 141 с.
10. *Weltrup P.J., Hall D.G., Schetz J.A.* Flowfield in the vicinity of cylindrical protuberances on a flat plate in supersonic flow // J. Spacecraft and Rockets. 1968. V. 5. № 1. P. 127–128.

Москва

Поступила в редакцию  
18.II.1997