

УДК 532.525.2:533.6.011.5

© 1999 г. Ю.А. ВИНОГРАДОВ, Д.Ю. ЖИЛЕНКО, А.И. ЗУБКОВ, Ю.А. ПАНОВ

## СТРУКТУРА ТЕЧЕНИЯ ВБЛИЗИ КОЛЬЦЕВОЙ СИСТЕМЫ ПОПЕРЕЧНЫХ СТРУЙ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

Экспериментально изучена структура течения вблизи кольцевой системы струй, истекающих в сверхзвуковой поток из отверстий в цилиндрической поверхности с турбулентным пограничным слоем. Отмечено наличие четырех характерных режимов течения. Выявлено влияние числа струй и их нерасчетности на размеры отрывной области и ее структуру перед системой струй и за ней.

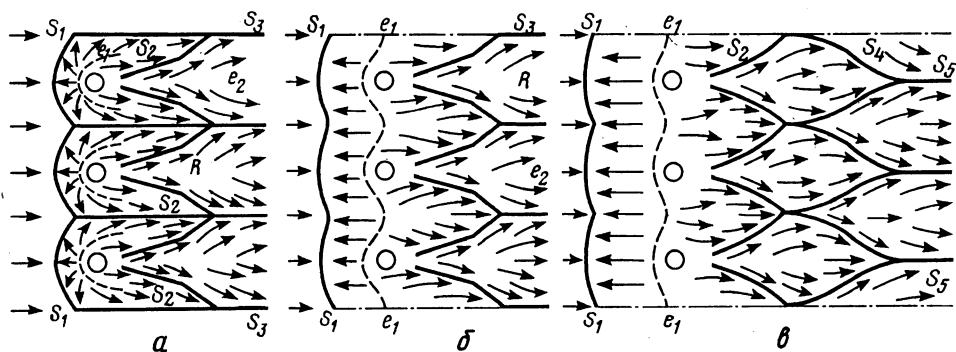
Работ, содержащих результаты исследований обтекания сверхзвуковым потоком системы поперечных струй, в литературе известно относительно немного. Большинство из них посвящено созданию инженерных методов расчета силового воздействия на поверхность, из которой происходит истечение газовых струй [1–3]. В [4] кратко описываются три типа течения вблизи системы струй, возникающих при различных расстояниях между ними. В [5] изучены режимы течения вблизи двух поперечных струй, параллельно расположенных относительно линии симметрии на различных расстояниях друг от друга. Ниже приведены результаты экспериментальных исследований структуры течения вблизи кольцевой системы струй на цилиндрической поверхности в сверхзвуковом потоке. Внимание обращено не только на структуру течения перед струями, как это принято обычно, но и на структуру за струями, которая оказалась довольно интересной.

Эксперименты проведены на аэродинамической трубе АР-1 Института механики МГУ [6] при числах  $M_1 = 2; 2,5$  и  $3$  и полном давлении в ресивере установки  $p_0 = 6$  атм ( $0,6$  МПа),  $T_0 = 290$  К. Отверстия для выдува воздуха в набегающий поток располагались равномерно по боковой поверхности цилиндра диаметром  $d = 15$  мм в поперечном сечении, удаленном на  $2,5d$  от угловой линии – соединения цилиндра с его передней частью в виде конуса с углом в  $10^\circ$ .

Модель устанавливалась в рабочей части трубы под нулевым углом атаки на пилоне, через который были проложены трубки подачи воздуха в сменные ресиверы модели с последующим его выдувом в поток через круглые отверстия диаметром в  $1$  и  $2$  мм со звуковой скоростью. Воздух в ресивер модели подавался из системы высокого давления (от  $p_0 = 200$  до  $p_{0j} = 60$  атм при  $T_{0j} = 290$  К). Через пилон же были выведены и трубки от дренажных отверстий в модели для измерения статического давления вне зоны взаимодействия струй с набегающим потоком. Сменные цилиндрические вставки-ресиверы имели количество отверстий для выдува  $m = 1, 4, 6, 8$  и  $12$ .

Течение на поверхности модели визуализировалось с помощью смеси масла и сажи. Обтекание модели потоком фотографировалось одновременно с распределением масла и сажи по ее поверхности.

Условия "запирания" трубы обусловили верхнее значение нерасчетности струй  $n = p_{0j}/p_1$ , где  $p_{0j}$  – полное давление в струе,  $p_1$  – давление во внешнем потоке. Оно зависит от диаметра модели, числа отверстий для выдува и скорости потока. Числа Рейнольдса, подсчитанные по параметрам набегающего потока и расстоянию



Фиг. 1. Характерные режимы течения на поверхности вблизи кольцевой системы струй:  $S_1$  – линия отрыва пограничного слоя,  $s$  – линии стекания,  $e$  – линии растекания

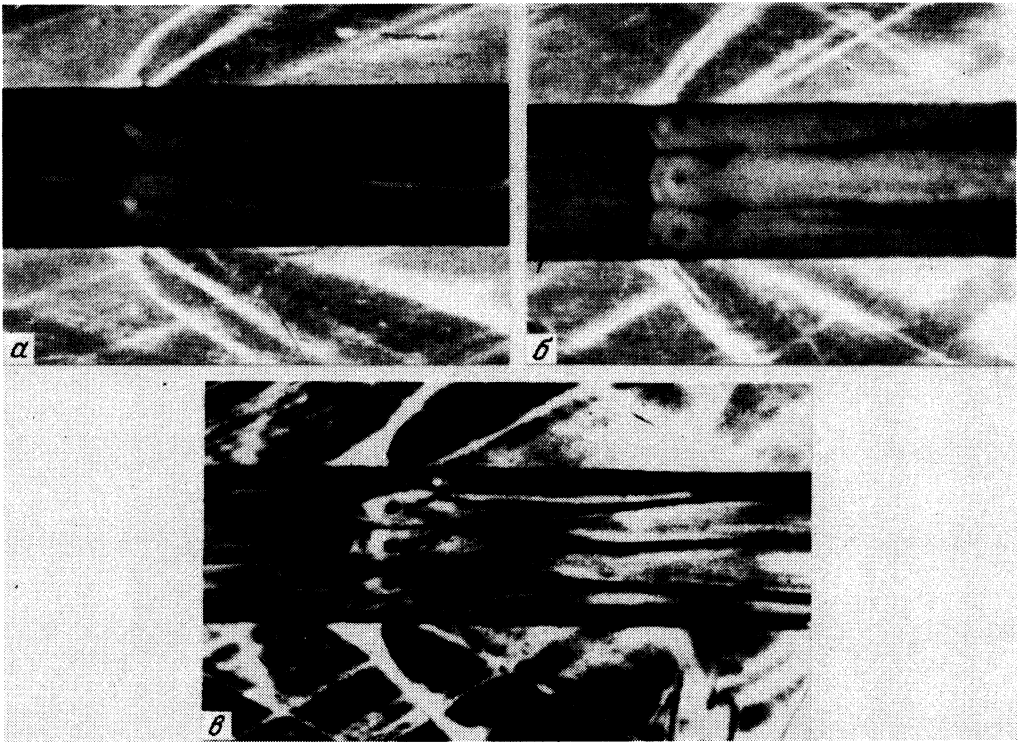
$x_0 = 71$  мм от носика модели вдоль ее поверхности до отверстий для выдува воздуха, при  $M_1 = 2; 2,5$  и  $3$  были равны  $2,4 \cdot 10^6; 2,7 \cdot 10^6$  и  $2,9 \cdot 10^6$ . Судя по характеру взаимодействия скачков уплотнения с пограничным слоем, последний был турбулентным.

Полученные результаты дополняют сведения, приведенные в [4] при  $M_1 = 3-8$ ,  $Re = 10^5-10^7$ ,  $x_0/d = 3,7-3,8$  и  $m = 3, 4, 6, 8$ . В [4] зафиксированы три характерных режима взаимодействия областей отрывного течения перед струями. В качестве параметра, определяющего переход от одного режима к другому, выбран относительный импульс  $J^*$ . При  $J^* \leq 0,02$  – обтекание потоком каждой струи как отдельной, при  $J^* \approx 0,08$  происходит смыкание зон, при  $J^* \approx 1$  перед струями образуется единая отрывная зона. Ниже делается попытка дать в исследованном диапазоне параметров критериальную зависимость, позволяющую более точно определить переход к образованию единой отрывной зоны перед системой струй. Кроме того, обнаружен и описан режим течения за струями, не отмеченный ранее в доступной авторам литературе.

При обтекании сверхзвуковым потоком кольцевой системы поперечных струй не рассматриваются два предельных достаточно хорошо изученных случая: истечение из цилиндрической поверхности одиночной струи (например, [7, 8]) и струи, истекающей из кольцевой щели [9, 10].

Изучение фотографий распределения маслосажевого раствора по поверхности цилиндра показало, что существуют кроме предельных еще три характерных режима течения. На фиг. 1 показаны схемы течений, а на фиг. 2 – фотографии распределения визуализирующего состава по поверхности модели. Одна или две струи не взаимодействуют друг с другом и обтекаются как одиночные струи на криволинейной поверхности. Наличие четырех струй приводит к взаимодействию отрывных зон, возникающих перед струями вследствие взаимодействия скачков уплотнения с пограничным слоем. Возникает режим *a* фиг. 1, *a* и 2, *a*, где  $S_1$  – линия отрыва пограничного слоя,  $S_2, S_3$  – линии стекания за струями,  $e_1$  – линия растекания или область присоединения высоконапорной струи газа, идущей из внешнего потока в отрывную зону,  $e_2$  – линия растекания газа в области хвостового следа и области  $R$  присоединения струи газа к поверхности. Отрывные течения между струями разделены линией стекания.

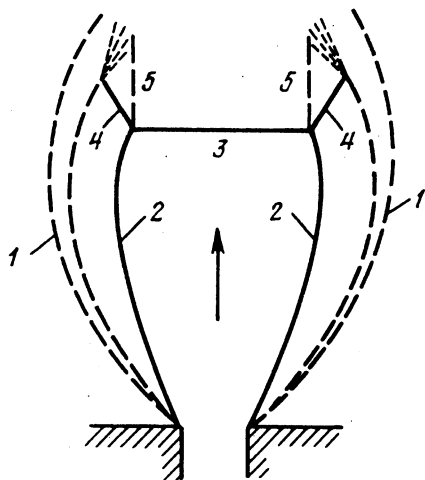
Увеличение числа струй или увеличение  $n$  при  $m \geq 4$  приводят к образованию единой отрывной зоны перед струями. Причем  $S_1$  и  $e_1$  имеют волнистую форму и выпрямляются (если иметь в виду развертку цилиндрической поверхности на плоскость) по мере увеличения  $n$  и  $m$ . За струями наблюдается система линий стекания  $S_2$  и  $S_3$ , подобная случаю *a* фиг. 1, *б* и 2, *б*.



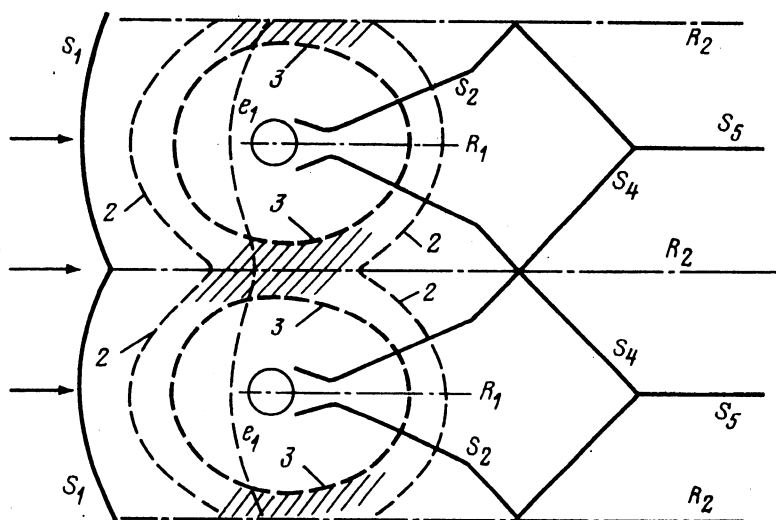
Фиг. 2. Фотографии распределения визуализирующего состава по цилиндрической поверхности:  $a-m = 6, n = 70, M_1 = 2,5, \delta-m = 8, n = 40, M_1 = 2,5, б-m = 12, n = 30, M_1 = 2$ .

При  $m \geq 6$  и больших  $n$  течение за струей перестраивается. За ней возникает ячеистая сеть линий стекания  $S_2-S_4-S_5$ . По-видимому, это обусловлено изменением характера взаимодействия струй в потоке над цилиндрической поверхностью. На фиг. 3 приведена схема истечения недорасширенной струи газа, истекающей в пространство со звуковой скоростью. При обтекании сверхзвуковым потоком поперечной струи на ее боковых границах наружное давление не одинаково: перед струй выше, чем в набегающем потоке, за ней – ниже. От этого струя деформируется и приобретает "наклонный" по потоку вид, не меняя принципиально своей структуры [7, 8]. Полное давление в струйках газа, прошедших скачки 2 и 4, больше, чем в струйках газа, прошедших диск Маха. При обтекании струи потоком с большой скоростью газ, прошедший диск Маха в струе и имеющий дозвуковую скорость, сразу сносится набегающим потоком. Струйки же газа, прошедшие скачки 2 и 4 и имеющие еще сверхзвуковую скорость, должны более глубоко проникать в набегающий поток и сноситься им позже, а следовательно, и позже присоединяться к поверхности, из которой происходит выдув.

При обтекании потоком одиночной струи этот эффект не заметен. Другое дело – обтекание сверхзвуковым потоком системы струй из отверстий, расположенных на линии, перпендикулярной направлению набегающего потока. В момент, когда струи сталкиваются друг с другом, область боковых высоконапорных струй увеличивается. При дальнейшем возрастании нерасчетности начало области касания струй сдвигается вниз к поверхности цилиндра, а внутри струи образуются пространственные косые скачки уплотнения, которые, пересекаясь с диском Маха, вероятно, перестраивают внутреннюю систему скачков уплотнения таким образом, что величина диска Маха уменьшается, а площадь поперечного сечения струи, занятая струйками газа, прошедшими косые скачки уплотнения, увеличивается.



Фиг. 3. Схема истечения струи со звуковой скоростью в покоящийся газ: 1 – граница струи, слой смешения, 2 – боковой висячий скачок уплотнения, 3 – прямой скачок уплотнения, диск Маха, 4 – косые скачки уплотнения, 5 – линии контактного разрыва

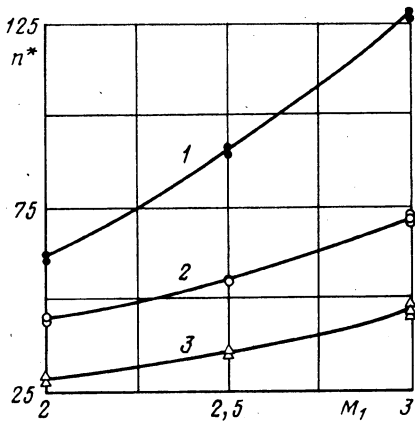


Фиг. 4. Линии стекания за струями, соответствующие случаю, показанному на фиг. 2, в:  $S_1$  – линия отрыва набегающего пограничного слоя,  $e_1$  – линия растекания в области отрывного течения,  $S_2, S_4, S_5$  – линии стекания на поверхности за струями,  $R_1, R_2$  – области присоединения массы газа струи к поверхности, 0 – отверстие для выдува струи, 2 – струйная граница, 3 – диск Маха, 2–3 – область высоконапорных струй газа, прошедших систему косых скачков уплотнения

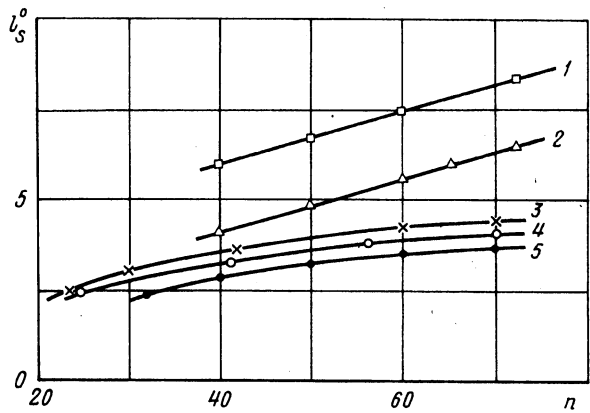
На фиг. 4 приведена предполагаемая схема образования на поверхности системы линий стекания  $S_2$ – $S_5$ , показанной на фотографии на фиг. 2, в.

Если такая ситуация имеет место, то действительно струйки газа, прошедшие диск Маха, сносятся потоком и присоединяются в области  $R_1$ . Струйки газа, прошедшие заштрихованную на фиг. 4 область, более глубоко проникают в поток, сносятся им и присоединяются к поверхности в области  $R_2$ . Между областями  $R_1$  и  $R_2$  возникают линии стекания  $S_4$ . Между собой области  $R_2$  также разделены линиями стекания  $S_5$ , так как на линии симметрии, проходящей между соседними струями, в области  $R_2$  имеется боковое растекание.

Была исследована зависимость перехода обтекания струй с режима *a* (фиг. 1), когда между отрывными зонами есть линия стекания, к режиму *б*, когда образуется единая



Фиг. 5. Зависимость величины нерасчетности струи, при которой происходит переход к единой отрывной зоне перед струями, от числа отверстий и числа Маха внешнего потока



Фиг. 6. Зависимость характерной длины зоны отрыва от нерасчетности струи и числа отверстий для выдува:  $m = 12, 8, 1, 6, 4$  (линии 1–5)

отрывная зона. Переход от  $a$  к  $b$  определялся визуально с помощью следующей процедуры. Модель помещалась в рабочую камеру трубы и труба выходила на заданный режим  $M_1 = \text{const}$ . Затем нерасчетность струи постепенно уменьшалась. Освещенная модель наблюдалась и фотографировалась на киноплёнку. Момент появления линии стекания между отрывными зонами считался за смену режима. На фиг. 5 представлена зависимость  $n$ , при которой происходит смена режима, от числа  $M_1$ . Выше кривых перед системой струй образуется единая отрывная зона, ниже – области отрывных течений разделены линиями стекания.

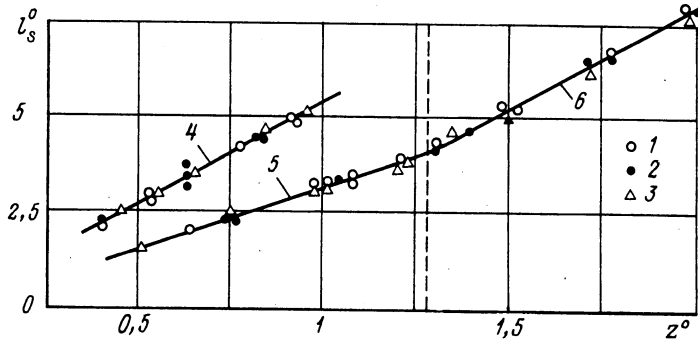
Если полученные экспериментальные данные представить в специальной системе координат  $x^\circ, y^\circ$ , то все точки для всех  $M_1$  и  $n$  и  $m \geq 4$  лягут на единую кривую, которую можно аппроксимировать простой формулой

$$y^\circ = 1,25(x^\circ)^{1/4}, \quad x^\circ = x - x_0, \quad y^\circ = y - y_0, \quad x_0 = y_0 = \frac{d_j}{d}$$

$$x = \frac{d_j}{dq(M_1) \sin(\pi/m)}, \quad y = \frac{d_j \sqrt{n}}{d \sin(\pi/m)}$$

Причем  $d_j \sqrt{n}$  – максимальный диаметр бочки струи [11],  $d \sin \pi/m$  – расстояние между отверстиями для выдува. Соотношение  $d \sin \pi/m$  и  $d_j \sqrt{n}$  характеризует величину промежутка между струями; чем больше  $d_j \sqrt{n}$  и меньше  $d \sin \pi/m$ , тем площадь поперечного сечения "просвета" между струями меньше, тем больше затруднен отток газа из области повышенного давления в зоне отрыва перед струями в область пониженного давления за ними. Газодинамическая функция  $q(M_1)$  [12] введена для учета влияния  $M_1$ .

Характерным размером в отрывных течениях является длина зоны отрывного течения  $l_s$ . В струйных задачах она принимается равной расстоянию на поверхности вдоль линии, параллельной направлению набегающего потока, от переднего края отверстия для выдува до линии отрыва пограничного слоя. В данном случае  $l_s$  измерялось по теньвым фотографиям обтекания модели. На фиг. 6 показана зависимость  $l_s^0 = l_s/d_j$  от  $n$  для  $m = 1-12$  и  $M_1 = 2,5$ . С увеличением  $n$  длина отрывной зоны при всех  $m$  возрастает. Аналогичные зависимости были получены при  $M_1 = 2$  и  $3$ .



Фиг. 7. Обобщенная зависимость длины зоны отрывного течения  $M_1 = 2; 2,5; 3$  (точки 1-3); 4 -  $m = 1, 5, 6 - m > 4$ . Штриховая линия - область перехода к единой отрывной зоне перед струями

Обращает на себя внимание, что при  $m = 4$  и  $6$  длина зоны отрыва  $l_s$  меньше, чем при  $m = 1$ . Такое несколько парадоксальное поведение  $l_s$  объясняется тем, что при обтекании одиночной струи газа отток газа из области пространственного отрывного течения перед струей происходит в боковом направлении и зависит от соотношения давления  $p_2^0$  в зоне отрыва и  $p_1^0$  на поверхности вне ее. Чем больше кривизна поверхности, тем сильнее боковой отток.

При увеличении  $m$  или  $n$  происходит поджимание с боков каждой отдельной области отрывного течения, что затрудняет отток газа в боковом направлении. Теперь отток газа из отрывной зоны происходит в промежутке между струями из области повышенного давления  $p_2^0$  в область пониженного давления за струей  $p_g^0$ . Причем  $p_g^0 < p_1^0$ . Усиленный отток газа и эжекция газа струями вдоль их боковых границ, вероятно, и приводят к уменьшению  $l_s$  по сравнению с  $l_s$  при  $m = 1$ .

На фиг. 7 приведена зависимость  $l_s^0$  от  $z^0$ , где  $z^0 = (y-y_0)/(x-x_0)^{1/4}$ . Для  $m \geq 4$  и  $d_j/d = 1/5$  все экспериментальные точки лежат на одной кривой, которую можно аппроксимировать двумя прямыми:  $l_s^0 = 3,2z^0 - 0,1$  до линии перехода к единой отрывной зоне (вертикальный пунктир) (кривая 5) и  $l_s^0 = 5,56z^0 - 3,1$  после перехода (кривая 6). В этой системе координат  $l_s^0$  для  $m=1$  также аппроксимируется прямой  $l_s^0 = 5,5z^0 - 0,1$  (кривая 4).

**Заключение.** Экспериментально исследовано обтекание сверхзвуковым потоком кольцевой системы поперечных струй, вытекающих со звуковой скоростью из круглых отверстий в цилиндрической поверхности с турбулентным пограничным слоем. Обнаружено и объяснено возникновение за струями режимов течения, различающихся конфигурациями совокупности линий стекания и растекания на поверхности. Предложена эмпирическая зависимость, дающая возможность по известным параметрам набегающего потока и струй определить момент образования перед струями единой области отрывного течения.

Наличие той или иной картины течения за кольцевой системой струй необходимо учитывать при расчете силовых и тепловых нагрузок на поверхность летательного аппарата, имеющего струйные органы управления или системы струйного охлаждения.

Работа поддержана Российским фондом фундаментальных исследований (код проекта 96-02-16692).

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авдудевский В.С., Аширатов Э.А., Иванов А.В., Пирумов У.Г. Газодинамика сверхзвуковых неизобарических струй. М.: Машиностроение, 1989. 320 с.
2. Краснов Н.Ф., Захарченко В.Ф., Кошевой В.Н. Основы аэродинамического расчета. Трение и теплопередача. Управление обтеканием летательных аппаратов. М.: Высш. шк., 1984. 264 с.
3. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Калугин В.Т. Аэродинамика отрывных течений. М.: Высш. шк., 1988. 351 с.
4. Усманов А.И., Шманенков В.Н. Обтекание тел с системой поперечных струй сверхзвуковым потоком // Изв. РАН. МЖГ. 1995. № 4. С. 75–80.
5. Глаголев А.И., Зубков А.И., Панов Ю.А., Лягушин Б.Е. Особенности отрывных течений в двугранных углах и перед системами струй в сверхзвуковом потоке // Струйные и отрывные течения. М.: Изд-во МГУ, 1989. С. 5–17.
6. Рождественский В.И. Сверхзвуковая аэродинамическая установка АР-1 // Аэродинамические установки Института механики МГУ / Под ред. Г.Г. Черного и др. М.: Изд-во МГУ, 1985. С. 22–28.
7. Глаголев А.И., Зубков А.И., Панов Ю.А. Взаимодействие струи газа, вытекающей из отверстия в пластине, со сверхзвуковым потоком // Изв. АН СССР. МЖГ. 1968. № 2. С. 99–103.
8. Зубков А.И., Глаголев А.И., Панов Ю.А. Истечение газовых струй в сверхзвуковой поток из отверстий в боковой поверхности тела // Вестн. МГУ. Математика, механика. 1968. № 5. С. 66–72.
9. Андреев А.Е., Шманенков В.Н. О параметрах отрывной зоны перед струйным препятствием // Изв. АН СССР. МЖГ. 1975. № 2. С. 113–117.
10. Еремин В.В., Липницкий Ю.М., Покровский А.Н. и др. Исследование взаимодействия плоской поперечной струи газа со сверхзвуковым потоком // Изв. АН СССР. МЖГ. 1975. № 4. С. 103–110.
11. Авдудевский В.С., Медведев К.И., Полянский М.И. Взаимодействие сверхзвукового потока с поперечной струей, двухвальной через круглое отверстие в пластине // Изв. АН СССР. МЖГ. 1970. № 5. С. 193–197.
12. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М.: Гостехиздат, 1953. 736 с.

Москва

Поступила в редакцию  
2.IV.1997