

УДК 532.526

ИССЛЕДОВАНИЕ РЕЛАМИНАРИЗАЦИИ ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ ПРИ ЧИСЛЕ МАХА $M_\infty = 4$

М. А. Гольдфельд, Р. В. Нестуля, А. Н. Шиплюк

Институт теоретической и прикладной механики СО РАН, 630090 Новосибирск

Представлены результаты экспериментальных исследований реламинаризации сверхзвукового турбулентного пограничного слоя за веером волн разрежения при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 4$ в диапазоне чисел Рейнольдса $Re_1 = 8 \cdot 10^6 \div 26 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. Получены экспериментальные данные о распределении средней скорости и пульсаций массового расхода, силе поверхностного трения. В экспериментах достигнута частичная реламинаризация пограничного слоя. Проведенные расчеты критериев реламинаризации показали, что они могут быть использованы для предсказания возникновения процесса реламинаризации при высоких сверхзвуковых скоростях потока.

Введение. В настоящее время представляет интерес исследование поведения сверхзвукового турбулентного пограничного слоя в течениях с большими положительным и отрицательным градиентами давления, обусловленными ударными волнами или волнами разрежения. Взаимодействие турбулентного пограничного слоя с положительным распределенным или локальным градиентом давления изучено хорошо, в то время как воздействие отрицательного градиента давления на турбулентный пограничный слой исследовано недостаточно полно. Одной из особенностей воздействия сильного отрицательного градиента давления на турбулентный пограничный слой является возможность обратного перехода пограничного слоя из турбулентного состояния в ламинарное (реламинаризация) [1–4]. Это означает уменьшение теплового потока и силы поверхностного трения, что особенно важно при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях потока [5, 6]. Кроме того, экспериментальные данные о процессе реламинаризации могут быть использованы при построении моделей турбулентности для таких течений [7].

Как показано в работах [3–7], к основным определяющим параметрам процесса реламинаризации можно отнести продольный градиент давления, числа Рейнольдса и Маха, а также значение поверхностного трения перед областью воздействия градиента давления на пограничный слой. Наиболее полные исследования влияния этих параметров на процесс реламинаризации выполнены при дозвуковых скоростях потока [2, 4, 8]. В частности, в [4] исследовано влияние продольного градиента давления и числа Рейнольдса на процесс реламинаризации, достигнута полная реламинаризация турбулентного пограничного слоя, проведены подробные измерения профилей скорости, силы поверхностного трения и пульсационных характеристик и выполнен анализ их спектрального состава в области реламинаризации. Подробные исследования реламинаризации турбулентного пограничного слоя при больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростях потока проводились значительно реже [9–12]. Так, в работах [5, 6] при изучении реламинаризации, возникающей при обтекании лопаток турбин и в сверхзвуковых соплах, измерялись только тепловые потоки. Измерения профилей скорости и интегральных параметров пограничного слоя при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2 \div 4$ выполнены только в работах [9, 10]. Результаты работы [9] получены в трубе периодического действия с высоким уровнем начальной турбулентности в узком диапазоне чисел Рейнольдса, что, по-видимому, является причиной

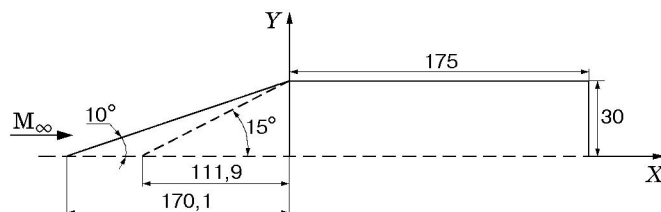


Рис. 1. Схема экспериментальной модели конус — цилиндр

частичной реламинаризации и малой протяженности области реламинаризованного течения. Вместе с тем установлено, что пограничный слой оставался кинематически неравномерным на длине до 200 толщин пограничного слоя, что согласуется с данными [4] для дозвуковых течений.

Ни в одной из работ, посвященных исследованию реламинаризации сверхзвукового турбулентного пограничного слоя, не проводились непосредственные измерения силы поверхностного трения. Также остается открытым вопрос о возможности полной реламинаризации турбулентного пограничного слоя при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях потока и зависимости этого процесса от продольного градиента давления и числа Рейнольдса. Все исследования, посвященные изучению реламинаризации при сверхзвуковых скоростях, проводились в обычных аэродинамических трубах с достаточно высоким уровнем пульсаций набегающего потока, что также могло препятствовать развитию процесса реламинаризации.

Систематические исследования реламинаризации, особенно при больших сверхзвуковых скоростях, представляют интерес как с практической, так и с научной точек зрения.

В настоящей работе ставились следующие цели: проверка возможности получения полной реламинаризации сверхзвукового турбулентного пограничного слоя; исследование влияния отрицательного градиента давления и числа Рейнольдса на реламинаризацию; измерение силы поверхностного трения оптическим методом; изучение профилей пульсаций массового расхода при реламинаризации сверхзвукового пограничного слоя.

1. Модель и методика проведения экспериментов. Необходимым условием начала процесса реламинаризации является воздействие сильного отрицательного градиента давления на турбулентный пограничный слой. Для получения отрицательного градиента давления в экспериментах использовалось течение расширения, возникающее при обтекании угловой конфигурации осесимметричной модели конус — цилиндр (рис. 1). Газодинамические параметры этого течения близки к параметрам течения Прандтля — Майера. Использование сменных конусов с полууглами раствора $\theta = 10, 15^\circ$ позволило, изменяя продольный градиент давления, определить его влияние на процесс реламинаризации.

Эксперименты проводились в малотурбулентной сверхзвуковой трубе Т-325 Института теоретической и прикладной механики СО РАН при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 4$ в диапазоне чисел Рейнольдса $Re_1 = 8 \cdot 10^6 \div 26 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. В экспериментах измерялись статическое давление и температура стенки на конусной и цилиндрической частях модели, распределения давления торможения за первым скачком перед насадком (толщина трубки Пито 0,18 мм), пульсации массового расхода по высоте пограничного слоя, а также сила поверхностного трения [13]. Проверка точности установки модели по углам атаки и скольжения проводилась как непосредственными измерениями перед экспериментами, так и по распределению статического давления на конической и цилиндрической частях модели в точках, расположенных по окружности. Профили скорости в пограничном слое рассчитывались по результатам измерений профилей полного давления в предположении постоянства статического давления поперек пограничного слоя. Толщина пограничного слоя определялась по координате, в которой $U = 0,99U_e$, где U_e — скорость потока на

Таблица 1

$Re_1 \cdot 10^{-6}, m^{-1}$	δ_0, mm	$Re^{**} \cdot 10^{-6}, m^{-1}$	$-(d\bar{P}/dX) \cdot 10^{-6}, m^{-1}$
$\theta = 10^\circ$			
19,3	—	—	0,47
16,5	—	—	0,39
13,6	1,45	0,93	0,33
$\theta = 15^\circ$			
24,6	0,69	1,06	1,09
21,5	0,72	0,86	0,88
16,8	0,83	0,67	0,70

внешней границе пограничного слоя. При анализе экспериментальных результатов использовалась безразмерная продольная координата X/δ_0 (δ_0 — толщина пограничного слоя на конической части модели). Значения δ_0 для различных чисел Рейнольдса приведены в табл. 1. Расчет распределения температуры в пограничном слое выполнялся с использованием модифицированного интеграла Крокко. Измерения пульсаций массового расхода проводились термоанемометром постоянного тока.

Предварительные теоретические оценки показали, что при малых числах Рейнольдса длины образующей конусов недостаточно для формирования естественного турбулентного пограничного слоя [14]. Поэтому на конической части модели устанавливался кольцевой песчаный турбулизатор высотой 0,4 мм. При этом расстояние от него до точки излома контура составляло не менее 120 толщин пограничного слоя.

Состояние реламинаризации пограничного слоя определялось по профилю пограничного слоя, результатам измерения поверхностного трения, значениям интегральных характеристик пограничного слоя и пульсаций массового расхода. Анализ профилей скорости проводился в рамках закона стенки-следа [15]. График универсального логарифмического закона распределения скоростей $U^+(Y^+)$ (U^+ , Y^+ — соответственно безразмерные скорость и координата, входящие в закон стенки-следа) в турбулентном пограничном слое имеет линейный участок, который при частичной реламинаризации пограничного слоя сильно уменьшается. При полной реламинаризации линейный участок исчезает, и профиль скорости должен описываться законом Блазиуса. Реламинаризация пограничного слоя может оцениваться также по преобразованному для несжимаемого течения формпараметру пограничного слоя H_{12} , значение которого определялось как отношение преобразованных для несжимаемого течения толщины вытеснения пограничного слоя к толщине потери импульса: $H_{12} = \delta^*/\delta^{**}$. Параметры несжимаемого течения рассчитывались с использованием преобразования Дородницына — Стюартсона [15]. Для турбулентного пограничного слоя $H_{12} \approx 1,5$, для ламинарного $H_{12} \approx 2,25 \div 2,55$.

Для определения поверхностного трения использовался оптический метод масляной пленки [13]. Кроме того, сила трения определялась по измеренным профилям скорости [10]. Очевидно, что существенное уменьшение напряжения трения при ламинарном режиме течения в пограничном слое и характерное его изменение при ламинарно-турбулентном переходе можно использовать как наиболее надежный метод обнаружения реламинаризации пограничного слоя.

2. Обсуждение результатов. Для определения характеристик пограничного слоя на конической части модели найдены минимальные числа Рейнольдса набегающего потока, при которых реализуется турбулентный пограничный слой. Характер течения в пограничном слое на конической части модели определялся по результатам теневой визуализации, измерений профилей скорости и пульсаций массового расхода. Анализ полученных результатов показал, что турбулентный пограничный слой формируется начиная с минимальных

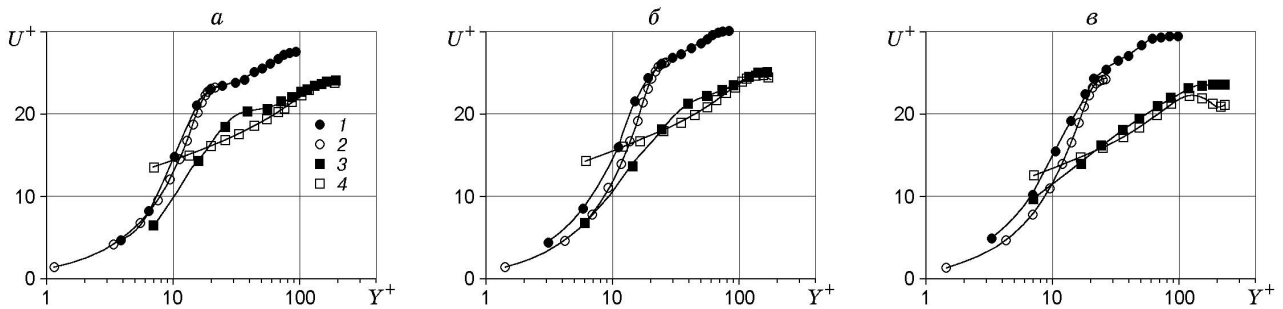


Рис. 2. Профили средней скорости в пограничном слое на цилиндрической части модели ($\theta = 15^\circ$):

a — $X/\delta_0 = 12$; b — $X/\delta_0 = 44$; v — $X/\delta_0 = 64$; 1 — $Re_1 = 16 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$; 2 — профиль Блазиуса для кривой 1; 3 — $Re_1 = 26 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$; 4 — закон стенки-следа для кривой 3

чисел Рейнольдса $Re_1 = 13,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ для $\theta = 10^\circ$ и $Re_1 = 16,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ для $\theta = 15^\circ$. Соответствующие значения числа Рейнольдса Re^{**} , вычисленные по толщине потери импульса, приведены в табл. 1. При значениях числа Рейнольдса меньше этих значений также может существовать турбулентный пограничный слой, но в этом случае возможно влияние искусственной турбуликации на процесс реламинаризации.

По результатам измерений распределения статического давления вдоль образующей модели получено значение продольного градиента давления. В табл. 1 приведены значения $d\bar{P}/dX$ в области $0 < X/\delta_0 < 7$ непосредственно за изломом контура модели (\bar{P} — статическое давление, отнесенное к статическому давлению в набегающем потоке). Вниз по потоку от этой области наблюдается резкое уменьшение градиента давления до значений, близких к нулю. Из табл. 1 следует, что при одинаковых числах Рейнольдса в экспериментах с $\theta = 15^\circ$ продольный градиент давления почти в два раза больше, чем при $\theta = 10^\circ$. При увеличении Re_1 увеличивается продольный градиент давления, что, по-видимому, связано с изменением соотношения толщин вытеснения на конической и цилиндрической частях модели при разных числах Рейнольдса.

При анализе профилей скорости на конической части модели для полууглов раствора $\theta = 10, 15^\circ$ установлено, что перед изломом контура модели реализуется развитый турбулентный пограничный слой, который хорошо описывается в рамках закона стенки-следа. На цилиндрической части модели за изломом контура реализуется частичная ламинаризация пограничного слоя (рис. 2). Из рис. 2 следует, что частичная реламинаризация пограничного слоя на цилиндрической части модели проявляется в том, что пристенная часть пограничного слоя хорошо описывается теоретическим профилем Блазиуса. В то же время во внешней части пограничного слоя отсутствует четко выраженный логарифмический участок, но сохраняется следовая компонента, характерная для турбулентного пограничного слоя. Толщина ламинаризованной части пограничного слоя при $X/\delta_0 = 12$ составляет примерно $0,25\delta$ (δ — локальная толщина пограничного слоя), что значительно больше значений, характерных для ламинарного подслоя турбулентного пограничного слоя. При этом в ламинаризованной части профиля скорость составляет 90 % скорости на внешней границе пограничного слоя. При малом числе Рейнольдса вниз по потоку от угловой точки происходит увеличение толщины ламинаризованной части профиля скорости и наполненности пристенной ламинаризованной части пограничного слоя, о чем свидетельствует отклонение экспериментальных данных от теоретического ламинарного профиля Блазиуса. Толщина ламинаризованной части пограничного слоя увеличивается вниз по потоку с $0,25\delta$ при $X/\delta_0 = 12$ до $0,4\delta$ при $X/\delta_0 = 44$. Увеличение числа Рейнольдса приводит к увеличению наполненности пристенной ламинаризованной части пограничного

Таблица 2

$Re_1 \cdot 10^{-6}, \text{ м}^{-1}$	H_{12}				
	$X/\delta_0 = 12$	$X/\delta_0 = 20$	$X/\delta_0 = 30,6$	$X/\delta_0 = 44$	$X/\delta_0 = 64$
16,8	1,91	1,98	2,03	2,06	2,03
21,5	1,73	1,88	1,98	1,96	1,83
26,4	1,67	1,80	1,84	1,74	1,66

слоя вниз по потоку от угловой точки, и уже при $X/\delta_0 = 64$ пограничный слой является турбулентным. Особенность профилей скорости при $\theta = 10^\circ$ состоит в том, что толщина реламинаризованной части пограничного слоя уменьшается. Это вызвано тем, что значение отрицательного градиента давления в этом случае в два раза меньше, чем при угле поворота потока $\theta = 15^\circ$. Анализ профилей скорости пограничного слоя показал, что длина области релаксации (возврат к турбулентному течению) различна и существенно зависит от числа Рейнольдса. На исследованной длине (до $130\delta_0$) возврат к турбулентному течению происходил только при $Re_1 = 26 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$.

По результатам измерений профилей скорости вычислялись интегральные характеристики пограничного слоя включая его преобразованные (для течения с постоянной плотностью) параметры. Установлено, что преобразованный формпараметр пограничного слоя H_{12} на цилиндрической части модели зависит от числа Рейнольдса и изменяется вниз по потоку (табл. 2). За изломом контура происходит увеличение формпараметра H_{12} при уменьшении Re_1 , и его значение стремится к значениям, характерным для ламинарного пограничного слоя. Вниз по потоку от излома контура происходит незначительный рост формпараметра, что свидетельствует об усилении процесса реламинаризации. С увеличением Re_1 , начиная с некоторого расстояния, значение преобразованного формпараметра вновь стремится к значению $H_{12} = 1,66$, характерному для турбулентного пограничного слоя.

Профиль пульсаций массового расхода в области реламинаризации также имеет сложный двухслойный характер. Сравнение данных, представленных на рис. 3, показывает, что изменение пульсаций массового расхода существенно различно в пограничном слое перед и за веером волн разрежения. На рис. 3 величина $\langle m \rangle$ пропорциональна относительным среднеквадратичным пульсациям массового расхода. Перед изломом контура при любых числах Рейнольдса профили пульсаций массового расхода соответствуют развитому турбулентному пограничному слою [10]. Воздействие сильного отрицательного градиента давления приводит к значительному уменьшению (в 2–3 раза) уровня пульсаций массового

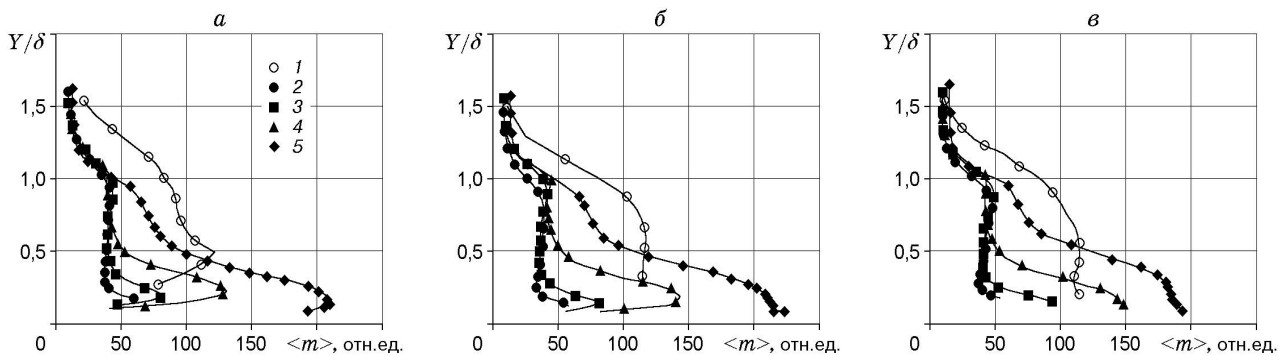


Рис. 3. Профили пульсаций массового расхода в пограничном слое:
 а — $Re_1 = 16 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$; б — $Re_1 = 21 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$; в — $Re_1 = 26 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$; 1 — $X/\delta_0 = -17,3$;
 2 — $X/\delta_0 = 12$; 3 — $X/\delta_0 = 20$; 4 — $X/\delta_0 = 44$; 5 — $X/\delta_0 = 64$

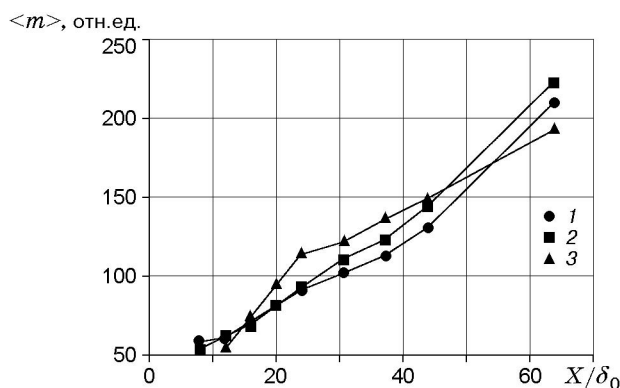


Рис. 4. Зависимость пристенного максимума пульсаций от продольной координаты:

1 — $Re_1 = 16 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$; 2 — $Re_1 = 21 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$; 3 — $Re_1 = 26 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$

расхода непосредственно за изломом контура. Особенность профиля пульсаций массового расхода на цилиндрической части модели в области реламинаризации состоит в том, что он имеет два уровня пульсаций, один из которых расположен у верхней границы пограничного слоя, а другой — в пристенной области. Пульсации массового расхода у внешней границы пограничного слоя незначительно увеличиваются вниз по потоку, и их уровень слабо зависит от числа Рейнольдса. В пристенной части пограничного слоя сразу за изломом контура появляется пик пульсаций массового расхода, который быстро увеличивается вниз по потоку. В работе [10] получено также двухпиковое распределение пульсаций массового расхода с пристенным максимумом пульсаций ($Y_{\max}/\delta \approx 0$), но при этом реламинаризации пограничного слоя не наблюдалось. В настоящей работе максимальная величина пульсаций массового расхода достигается на некотором расстоянии от поверхности (около $0,2\delta$), затем происходит рост пристенного пика пульсаций вниз по потоку. При этом максимальный уровень пульсаций при $X/\delta_0 = 64$ превышает уровень пульсаций в турбулентном пограничном слое на конусе. Вниз по потоку пристенный пик пульсаций движется по направлению к внешней границе пограничного слоя, и при $X/\delta_0 = 44$ ширина его основания равна примерно 50 % толщины пограничного слоя.

Зависимость величины пристенного пика пульсаций массового расхода от продольной координаты для разных чисел Рейнольдса показана на рис. 4. При $X/\delta_0 < 13$ значения $\langle m \rangle$ уменьшаются с увеличением числа Рейнольдса. Это свидетельствует о том, что увеличение продольного градиента давления (см. табл. 1) приводит к подавлению пульсаций массового расхода в пристенной части пограничного слоя. Такое поведение пульсаций массового расхода характерно только для области, в которой продольный градиент давления отличен от нуля. При $X/\delta_0 > 13$ (в области, где продольный градиент давления практически отсутствует) скорость роста пристенного максимума пульсаций увеличивается с увеличением числа Рейнольдса набегающего потока. Рост пристенного пика пульсаций означает начало ламинарно-турбулентного перехода в пристенной ламинаризованной части пограничного слоя.

По результатам измерений методом масляной капли получено распределение силы поверхностного трения τ_w . На рис. 5 видно, что за изломом контура происходит сильное уменьшение поверхностного трения, что указывает на изменение характера течения в пограничном слое. Наибольшее уменьшение поверхностного трения происходит непосредственно за изломом контура. При $Re_1 = 16 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ и $X/\delta_0 > 50$ значение τ_w примерно постоянно и ниже, чем в области течения с градиентом давления. Такое распределение по-

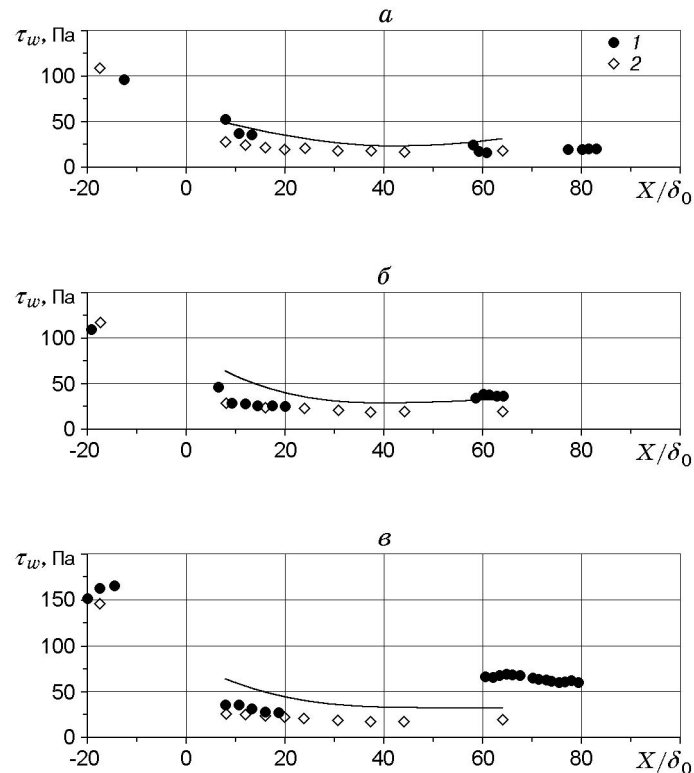


Рис. 5. Распределение силы поверхностного трения по длине модели: *а* — $Re_1 = 16 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$; *б* — $Re_1 = 21 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$; *в* — $Re_1 = 26 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$; 1 — измерения методом масляной капли; 2 — расчет по измеренным профилям скорости; сплошная линия — расчет методом Кутателадзе — Леонтьева

верхностного трения свидетельствует об усилении процесса реламинаризации вниз по потоку от угловой точки для данного числа Рейнольдса, что согласуется с данными анализа профилей скорости и преобразованного формпараметра пограничного слоя (см. табл. 2). Увеличение Re_1 приводит к росту силы поверхностного трения при $X/\delta_0 > 50$, и при $Re_1 = 26 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ наблюдается распределение поверхностного трения, характерное для ламинарно-турбулентного перехода. Отсюда следует, что развитие процесса обратного перехода реламинаризованного пограничного слоя в турбулентное состояние сильно зависит от числа Рейнольдса.

На рис. 5 приведены также результаты расчетов силы поверхностного трения по интегральному методу Кутателадзе — Леонтьева для турбулентного пограничного слоя и поверхностного трения, рассчитанного по полученным в экспериментах профилям скорости. Расчет методом Кутателадзе — Леонтьева проводился с использованием продольного распределения статического давления, полученного в экспериментах. При разных числах Рейнольдса имеются качественные и количественные отличия в распределениях поверхностного трения, полученных методом масляной капли и рассчитанных методом Кутателадзе — Леонтьева. Такое отличие указывает на то, что пограничный слой на цилиндрической части модели является кинематически неравновесным.

Полученные экспериментальные данные позволили проверить применимость существующих критериев для больших сверхзвуковых скоростей. Значения безградиентного критерия определялись по формуле [11] $\Lambda = C_p/C_f \geq 60 \div 75$, где C_p — коэффициент давления, вычисляемый по разности давлений на конической и цилиндрической частях модели; C_f — коэффициент поверхностного трения на конической части модели перед уг-

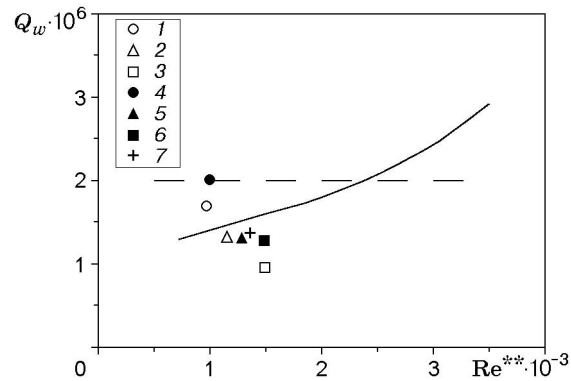


Рис. 6. Зависимость критерия реламинаризации от Re^{**} :

сплошная линия — экспериментальные данные [6]; штриховая — экспериментальные данные [1]; 1-3 — $\theta = 15^\circ$, $X/\delta_0 = 4$ (1 — $Re_1 = 16 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$; 2 — $Re_1 = 21 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$; 3 — $Re_1 = 26 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$); 4-6 — $\theta = 15^\circ$, $X/\delta_0 = 8$ (4 — $Re_1 = 16 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$; 5 — $Re_1 = 21 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$; 6 — $Re_1 = 26 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$); 7 — $\theta = 10^\circ$, $X/\delta_0 = 8$, $Re_1 = 13 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$

ловой точкой. В результате расчетов найдено, что при $\theta = 15^\circ$ и $Re_1 = 16 \cdot 10^6$; $21 \cdot 10^6$; $26 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ $\Lambda = 55,4$; $52,5$; $60,9$, при $\theta = 10^\circ$ и $Re_1 = 13,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ $\Lambda = 18,6$. Значение критерия реламинаризации для модели с $\theta = 15^\circ$ для всех чисел Рейнольдса близко к нижней границе области реламинаризации $\Lambda \geq 60 \div 75$, а для модели с $\theta = 10^\circ$ реламинаризация турбулентного пограничного слоя невозможна. Выполнены также расчеты критерия реламинаризации [6] $Q_w(Re^{**}) = \mu_w(dU/dX)/(\rho_e U_e^2)$, который учитывает продольный градиент давления. На рис. 6 приведена зависимость критерия реламинаризации от Re^{**} . Из рис. 6 следует, что параметры течения, полученные в экспериментах, соответствуют значению критерия реламинаризации, при котором в зависимости от градиента давления и числа Рейнольдса достигается частичная или полная реламинаризация турбулентного пограничного слоя. Использование градиентного критерия реламинаризации позволяет более точно предсказывать появление реламинаризации. Результаты сравнения приведенных выше значений Λ и данных, представленных на рис. 6, свидетельствуют об их противоречивости. Согласно данным работы [11] реламинаризация невозможна при угле поворота $\theta = 15^\circ$, а тем более при $\theta = 10^\circ$, в то время как использование градиентного критерия реламинаризации позволяет предсказать появление процесса реламинаризации и частичной реламинаризации.

Заключение. Проведенные исследования пограничного слоя при больших сверхзвуковых скоростях в диапазоне чисел Рейнольдса $Re_1 = 13 \cdot 10^6 \div 26 \cdot 10^6$ позволяют сделать следующие выводы:

- при больших числах Маха возможна частичная реламинаризация пограничного слоя, при этом пристенная часть пограничного слоя (до $0,4\delta$) является ламинарной;
- число Рейнольдса влияет главным образом на протяженность области реламинаризованного течения, которая уменьшается при увеличении числа Рейнольдса;
- с увеличением продольного градиента давления в области его взаимодействия с пограничным слоем величина пульсаций массового расхода в пристенной части пограничного слоя уменьшается;
- частичная реламинаризация турбулентного пограничного слоя сопровождается появлением пика пульсаций массового расхода в пристенной ламинаризованной части пограничного слоя, величина которого возрастает вниз по потоку;
- существующие критерии реламинаризации с большой точностью предсказывают появление реламинаризации при больших сверхзвуковых скоростях.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Launder B. E.** Laminarization of the turbulent boundary layer in a severe acceleration // Trans. ASME. 1964. V. 34, pt 2. P. 707–709.
2. **Patel V. C., Head M. R.** Reversion of turbulent to laminar flow // J. Fluid Mech. 1968. V. 34. P. 371–392.
3. **Badri-Narayan M. A., Ramjee V.** Criteria for reverse transition in a two-dimensional boundary layer flow // J. Fluid Mech. 1969. V. 35. P. 225–241.
4. **Warnack D., Fernholz H. H.** The effect of a favorable pressure gradient and of the Reynolds number on an incompressible axisymmetric turbulent boundary layer. Pt 2. The boundary layer with relaminarization // J. Fluid Mech. 1998. V. 359. P. 351–381.
5. **Дейч М. Е., Лазарев Л. Я.** Исследование перехода турбулентного пограничного слоя в ламинарный // Инж.-физ. журн. 1964. Т. 7, № 4. С. 18–24.
6. **Nash-Webber J. L., Oates G. C.** An engineering approach to the design of laminarizing flows // J. Basic Trans. ASME. 1972. N 4. P. 897–904.
7. **Aupoix B., Viala S.** Prediction of boundary layer relaminarization using low Reynolds number turbulence models. N. Y., 1995. (Paper / AIAA; N 95-0862).
8. **Narasimha R., Sreenivasan K. R.** Relaminarization in highly accelerated turbulent boundary layers // J. Fluid Mech. 1973. V. 61. P. 417–473.
9. **Goldfeld M. A.** On reverse transition of compressible turbulent boundary layer in a transverse flow around a convex corner configuration // Proc. of the Laminar-turbulent transition symp., Novosibirsk, 13–19 July 1984. Berlin: Springer-Verlag, 1985. P. 515–520.
10. **Гольдфельд М. А., Зиновьев В. Н., Лебига В. А.** Структура и пульсационные характеристики сжимаемого турбулентного пограничного слоя за веером волн разрежения // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1987. № 1. С. 21–29.
11. **Narasimha R., Vishwanath P. R.** Reverse transition at an expansion corner in supersonic flow // AIAA J. 1975. V. 13, N 5. P. 693–695.
12. **Dussauge J. P., Gaviglio J.** The rapid expansion of a supersonic turbulent flow: role of bulk dilatation // J. Fluid Mech. 1987. V. 174. P. 81–112.
13. **Nestoulia R. V., Nikiforov S. B., Pavlov A. A.** Development of the oil film method of skin friction measurement for curved and arbitrary oriented surfaces // Proc. of the Intern. conf. on the methods of aerophys. res., Novosibirsk, 28 June — 3 July 1998. Novosibirsk: Siberian Division Russ. Acad. Sci. Publ., 1998. Pt 1. P. 167–172.
14. **Маслов А. А., Шевельков С. Г.** Особенности ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя на конусе // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1985. № 6. С. 23–27.
15. **Шлихтинг Г.** Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974.

*Поступила в редакцию 23/IV 2001 г.,
в окончательном варианте — 22/VIII 2001 г.*
