

УДК 532.526

## ВЛИЯНИЕ ГЛУБОКОГО ОХЛАЖДЕНИЯ НА ПЕРЕХОД В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ

ЛЫСЕНКО В. И., МАСЛОВ А. А.

Выполненные за последнее время экспериментальные работы, в которых на разных установках и разными методами изучалось влияние охлаждения поверхности на положение перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный, дают самые противоречивые результаты. Обзор этих работ дан, например, в [1]. Систематизируя представленные в нем результаты, можно сделать следующие выводы.

Для небольших чисел Маха охлаждение существенно затягивает переход, монотонно увеличивая числа Рейнольдса перехода  $Re^*$  при уменьшении температурного фактора  $T_w$  (отношение температуры поверхности к температуре восстановления).

Для больших чисел Маха ( $M > 7$ ) охлаждение не оказывает влияния на положение перехода.

«Реверс перехода» в одних экспериментах наблюдается, в других — нет (появляется он при различных значениях температурного фактора, и имеющиеся экспериментальные данные не дают каких-либо закономерностей для предсказания его появления). Под реверсом перехода здесь и ниже будет пониматься следующая экспериментально наблюдаемая зависимость: при уменьшении  $T_w$  числа Рейнольдса перехода сначала увеличиваются, затем уменьшаются и при очень низких температурах поверхности резко возрастают.

Монотонное увеличение числа  $Re^*$  при уменьшении  $T_w$  хорошо согласуется с выводами линейной теории устойчивости для первой моды возмущений [2, 3]. Нечувствительность перехода к охлаждению для  $M > 7$ , возможно, связана с тем, что при больших числах Маха определяющую роль в устойчивости течения играют высокочастотные колебания [4] (вторая мода, третья и т. д.), на которые охлаждение поверхности стабилизирующего влияния не оказывают. Попытка теоретически объяснить реверс перехода была предпринята в [5], но приведенный в [6] анализ показал ее несостоятельность.

Таким образом, в настоящее время нет теоретических предпосылок, которые могли, хотя бы качественно, объяснить реверс перехода. Известные экспериментальные работы ограничиваются констатацией той или иной зависимости чисел Рейнольдса перехода от температурного фактора и не дают материала для построения теоретических моделей. Данная работа проведена с целью выяснения условий, при которых возможно появление реверса.

1. Эксперименты были проведены в аэродинамических трубах ИТПМ СО АН СССР Т-325 и ТС, имеющих одинаковые рабочие части с сечением  $200 \times 200$  мм, но разные форкамеры. Описание этих труб приведено в [7, 8]. В [9] даны характеристики турбулентности потока в рабочей части Т-325.

Исследования проводились при числах Маха набегающего потока  $M_\infty = 4,0$  и  $3,0$  и значениях единичного числа Рейнольдса  $Re_1 = 35 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$  и  $45 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ . Параметры потока (температура в форкамере, статическое давление в рабочей части и полное в форкамере) определялись стандартной аппаратурой, которой оборудованы аэродинамические трубы, что позволяло определить  $Re_1$  со среднеквадратичной погрешностью, не превышающей  $\pm 2\%$ .

Исследуемая модель представляла собой плоскую пластину длиной 450, шириной 200 и толщиной 9 мм с притуплением передней кромки 0,1 мм, скошенной под углом  $20^\circ$ . Материал пластины — нержавеющая сталь Х18Н9Т. Средняя квадратичная величина микронеровностей рабочей поверхности не превышала 2–3 мкм. Пластина жестко крепилась к боковым стенкам рабочей части трубы и выставлялась под нулевым углом атаки.

В экспериментах температура поверхности модели изменялась в пределах  $0,3 < T_w < 1,0$ . Для охлаждения модели использовалась смесь жидкого и газообразного азота, подаваемая через десять поперечных каналов сечением  $10 \times 6$  мм в пластине. Поперечное сечение каждого канала на выходе регулировалось таким образом, что

по возможности достигалась равномерная температура всего охлаждаемого участка. При глубоком охлаждении удавалось добиваться равномерной температуры на исследуемом участке с отклонением, не превышающим  $\pm 1\%$  (что было в пределах погрешности измерений). Однако при промежуточном охлаждении равномерность распределения температуры была хуже из-за влияния неохлаждаемого носика и концевой участка пластины. Длина охлаждаемого участка, начинающегося с 15 мм от передней кромки, составляла 125 мм. Участок, соответствующий первым 15 мм, охлаждался за счет теплопроводности металла. Для выброса охлаждающей смеси в рабочую часть аэродинамической трубы в конце каждого канала имелись отверстия, сделанные в донной части модели.

Температура на поверхности модели определялась с помощью десяти термопар «нержавеющая сталь — константан». Константановый провод припаивался заподлицо с поверхностью охлаждаемого участка над каждым каналом. Вторым выводом была сама модель.

Термо-э.д.с. термопар при экспериментах на Т-325 регистрировалась многоканальной измерительной системой DACQ-2ВВ. При экспериментах на ТС — переносной аппаратурой (коммутатор Ф-240, вольтметр, принтер). Погрешность определения  $T_w$  каждой термопары не превышала  $\pm 1\%$ . При построении зависимости  $Re^* = f(T_w)$  для каждого значения числа Рейнольдса перехода определялась средняя температура поверхности на участке от передней кромки модели до точки перехода.

Положение перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный на модели определялось по распределению полного давления вдоль ее поверхности и по пульсациям напряжения на нити датчика термоанемометра.

В первом случае измерения проводились с помощью трубки полного напора с внешними размерами  $1,3 \times 0,3$  мм, датчика ДМИ-1, преобразователя ИВП-2. Трубка скользила вдоль модели по ее поверхности. Распределение сигнала фиксировалось на самописце «Endim», горизонтальное перемещение пера которого было синхронизовано с перемещением пневмонасадка. За начало и конец перехода принималось соответственно положение минимума и максимума получаемой кривой.

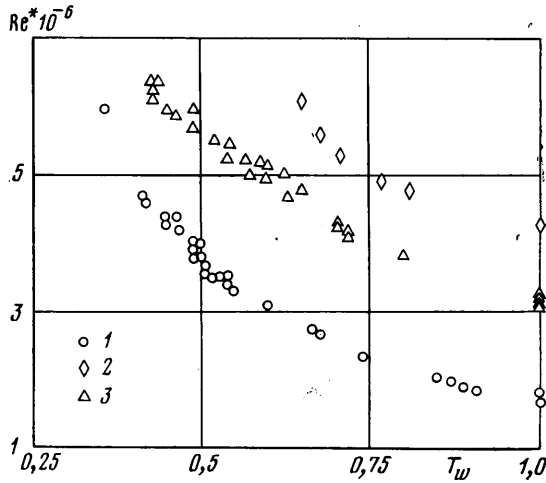
Во втором случае измерения проводились термоанемометром постоянного тока ТПТ-2 [10]. Использовались датчики с золоченой вольфрамовой нитью диаметром 6 и 10 мкм и длиной  $\sim 1$  мм. Расстояние нити датчика от поверхности модели выдерживалось в пределах 0,2–0,3 мм. Распределение среднеквадратичного сигнала термоанемометра фиксировалось также на самописце «Endim». За точку перехода принималось положение максимума получаемой зависимости.

Погрешность определения числа Рейнольдса перехода не превышала  $\pm 6\%$ .

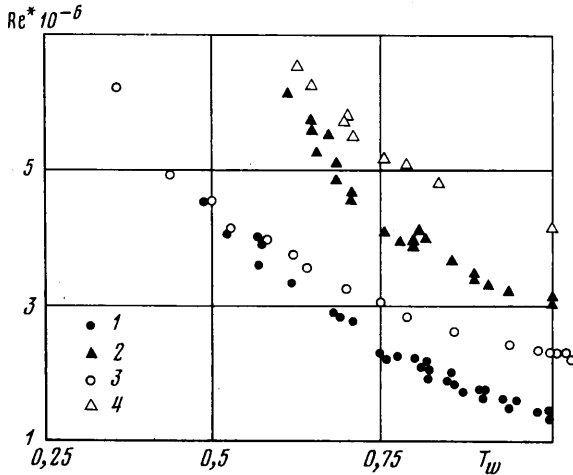
В работах [11, 12] отмечается, что при глубоком охлаждении моделей на их поверхности образовывался слой инея. Для того чтобы по возможности избежать его образования, в данной работе охлаждение модели происходило после того, как аэродинамическая труба выходила на заданный режим, а положение перехода определялось сравнительно быстро (в течение одной-двух минут). Тем не менее в некоторых опытах иней выпадал. Зависело это от влажности воздуха, определяемой качеством его осушки. Измерить влажность после осушающих устройств оказалось невозможным. Однако эффективность осушительных установок была такой, что при относительной влажности вблизи установки  $\chi \sim 0,2-0,3$  инея на модели во время измерения практически не было. При  $\chi \sim 0,5-0,6$  модель покрывалась инеем, прозрачным в ламинарном пограничном слое, более заметным, непрозрачным — в турбулентном.

2. Первая серия экспериментов была проведена в аэродинамической трубе Т-325 при числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 4,0$  и единичном числе Рейнольдса  $Re_1 = 35 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$  с использованием различных методов определения положения перехода. Результаты измерений представлены на фиг. 1. Здесь  $T_w$  — температурный фактор,  $Re^*$  — число Рейнольдса перехода, вычисленное по расстоянию от передней кромки пластины и значениям скорости и вязкости в набегающем потоке. Цифрами 1 и 2 отмечены начало и конец перехода по данным измерения трубкой полного напора, относительная влажность вблизи Т-325 была  $\chi = 0,21-0,22$ ; цифрой 3 — термоанемометрические измерения,  $\chi = 0,33-0,35$ . В обоих случаях иней на модели практически не было.

Особое внимание было уделено диапазону температурного фактора  $0,4 < T_w < 0,65$ . Именно в этом диапазоне при числах Маха  $M \sim 4$  в некоторых работах наблюдался реверс перехода [12, 13]. Однако, как видно из фиг. 1, в данных экспериментах реверса перехода не наблюдалось. Два различных метода дали согласующиеся результаты — числа Рейнольдса



Фиг. 1



Фиг. 2

перехода монотонно увеличиваются при уменьшении температурного фактора. Эти результаты подтверждают выводы работ [11, 14.]

Такой характер поведения числа Рейнольдса перехода при уменьшении  $T_w$  соответствует гипотезе, согласно которой переход от ламинарной формы течения к турбулентной вызывается неустойчивостью исходного ламинарного течения к малым возмущениям, присутствующим в каждом потоке. Результаты теоретических исследований влияния охлаждения поверхности на устойчивость сверхзвуковых пограничных слоев [2, 3, 15] указывали на монотонное увеличение числа Рейнольдса потери устойчивости при понижении температуры поверхности.

3. Вторая серия экспериментов была проведена при числе Маха  $M_\infty=3,0$  и  $Re_1=45 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$  в разных аэродинамических трубах: Т-325 и ТС. Все измерения были выполнены с помощью трубки полного напора.

Результаты исследований представлены на фиг. 2. Цифрами 1 и 2 отмечены начало и конец перехода по данным испытаний в ТС, относитель-

ная влажность  $\chi=0,29-0,32$ , цифрами 3 и 4 — по данным, полученным в Т-325,  $\chi=0,21-0,22$ . Во время экспериментов иней на модели отсутствовал.

Полученные результаты подтверждают вывод о монотонном увеличении  $Re^*$  при уменьшении  $T_w$ .

Для теплоизолированной пластины числа Рейнольдса перехода, полученные в ТС, существенно меньше полученных на той же модели в Т-325. Влияние охлаждения на переход при испытаниях в ТС более сильное. При уменьшении температурного фактора числа  $Re^*$ , полученные в этих установках, сближаются, совпадая при низких значениях температуры поверхности.

Этому факту можно дать следующее объяснение. Аэродинамическая труба Т-325 представляет собой улучшенную модернизацию ТС в том плане, что при ее конструировании предпринят ряд мер по уменьшению уровня турбулентности в рабочей части (большая форкамера, детурбулизирующие сетки, большое поджатие и т. д.) [7, 8]. Исследования, проведенные в [9], показали, что турбулентность в рабочей части Т-325 определяется в основном акустической модой — звуком, излучаемым турбулентным пограничным слоем на стенках сопла и рабочей части.

Согласно [4], переход в сверхзвуковом пограничном слое, облучаемом звуком, вызывается вихревыми волнами типа волн Толлмина — Шлихтинга, которые образуются из звуковых в окрестности кривой нейтральной устойчивости. Причем сами звуковые волны существенно усиливаются сверхзвуковым пограничным слоем [4, 16]. При охлаждении поверхности кривая нейтральной устойчивости сдвигается в область больших чисел Рейнольдса и меньше становятся коэффициенты усиления возмущений, что приводит к затягиванию перехода. Видимо, этот механизм перехода осуществляется при испытаниях в Т-325.

Аэродинамические трубы Т-325 и ТС имеют совершенно одинаковые рабочие части и сопловые вставки. Акустические моды в этих трубах, видимо, идентичны. Однако в рабочей части ТС кроме акустической присутствуют вихревая и энтропийная моды, которые, согласно [17], порождают в пограничном слое волны типа волн Толлмина — Шлихтинга в окрестности передней кромки модели. Эти возмущения, суммируясь с возмущениями, порожденными звуком, вызывают при исследованиях в ТС более ранний переход на теплоизолированной пластине. При охлаждении поверхности модели нейтральная кривая сдвигается в область больших чисел Рейнольдса. Вихревые возмущения, порожденные у передней кромки, достигают нейтральной кривой, затухнув настолько, что их вклад в суммарный сигнал становится мал. Начинает преобладать механизм перехода, характерный для Т-325. Иначе говоря, в данных экспериментах охлаждение поверхности модели играет роль тех мероприятий, которые были предприняты при конструировании Т-325 для подавления вихревой и энтропийной мод, с тем только отличием, что в Т-325 вихревые и энтропийные возмущения подавлены во всей рабочей части, а здесь — только в пограничном слое модели.

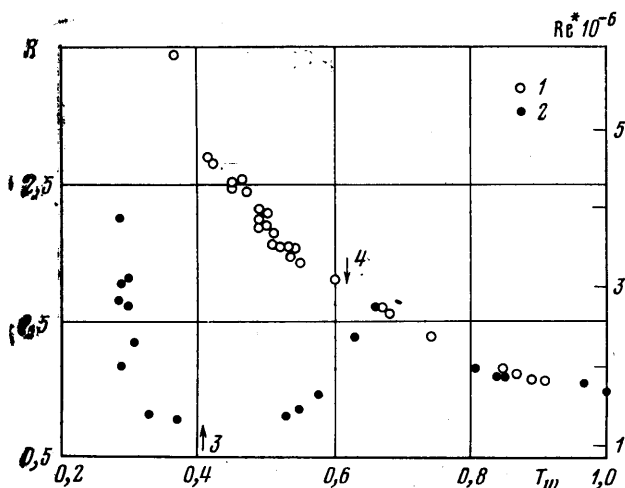
4. Следующая серия экспериментов была проведена в аэродинамической трубе Т-325 при числах Маха  $M_\infty=4,0$  и  $Re_1=35 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$  в условиях, когда модель покрывалась слоем иней и без него. Измерения были проведены трубкой полного напора.

Результаты исследований представлены на фиг. 3. Цифрой 1 обозначено начало перехода при  $\chi=0,21-0,22$  (иней нет), цифрой 2 — при  $\chi=0,52-0,65$  (модель покрыта инеем). Здесь  $R=Re^*/Re_{ав}^*$  — отношение чисел Рейнольдса перехода на охлажденной и теплоизолированной пластинах. Как видно из результатов, представленных на фигуре, на модели без

иней числа  $Re^*$  монотонно увеличивались при уменьшении  $T_w$ , на модели, покрытой инеем, наблюдался четкий реверс перехода.

Полученная в данной работе немонотонная зависимость  $Re^*=f(T_w)$  полностью аналогична результатам работы [12] (положения минимума и максимума по данным [12] отмечены на фиг. 3 стрелками 3, 4). В этой статье отмечается, что модель была покрыта инеем и, возможно, он был причиной реверса. В [13] реверс начинается при более низких значениях  $T_w$ , но положение минимума соответствует данной работе. Во всех процитированных работах быстрое увеличение числа  $Re^*$  происходит при  $T_w^* \sim 0,3$ .

При больших числах Маха ( $M_\infty=8,2$ ) реверс наблюдался в [18]. Значение температурного фактора для минимума и максимума были пример-



Фиг. 3

но вдвое меньше, чем в работах [12, 13], но вдвое большей была температура восстановления. Так что во всех известных работах с реверсом перехода он появляется в диапазоне температур  $80^\circ K < T < 150^\circ K$ .

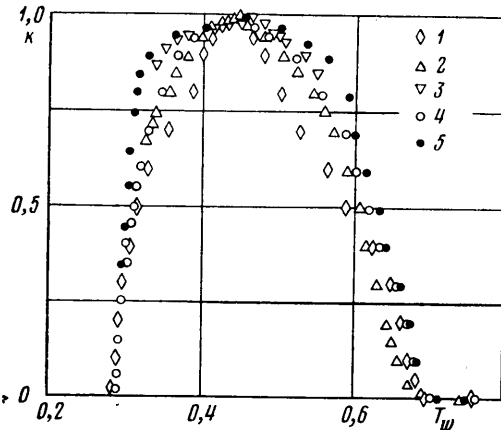
Исследования, проведенные в [19, 20], по совместному влиянию шероховатости и охлаждения на переход в сверхзвуковом пограничном слое дают основание предположить, что уменьшение чисел  $Re^*$  при уменьшении  $T_w$  в диапазоне  $0,4 < T_w < 0,65$  может вызываться шероховатостью, создаваемой инеем. Увеличение  $Re^*$  для  $T_w < 0,45$  на модели, покрытой инеем, может быть связано с тем, что изменилась структура инея и создаваемая им шероховатость стала меньше. Некоторое подтверждение этому предположению могут дать следующие эксперименты.

5. При числе Маха  $M_\infty=4,0$ ,  $Re_1=35 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$  и  $\chi=0,52-0,54$ , т. е. при условиях, в которых был получен реверс перехода, исследовалось рассеяние монохроматического светового луча от поверхности пластины, на которой рос иней в условиях аэродинамического эксперимента. Измерения проводились на Т-325.

Луч лазера ЛГ-52 с длиной волны  $\lambda=6328 \text{ \AA}$  направлялся на поверхность модели в предпереходной области. Рассеянное излучение с помощью объектива собиралось на катод фотоэлектронного умножителя, перед которым для уменьшения фоновой засветки устанавливались интерференционный фильтр с  $\lambda=6328 \text{ \AA}$  и щель. Поверхность модели отражала свет в основном зеркально, поэтому при образовании инея интенсивность рас-

сеянного света возрастает более чем на порядок, что позволяет уверенно регистрировать начало процесса образования инея.

Величина сигнала зависела от температуры поверхности. Данные пяти серий измерений представлены на фиг. 4. Здесь  $k = (k_w - k_0) / (k_{\max} - k_0)$ ,  $k_w$  — сигнал ФЭУ,  $k_0$  — сигнал ФЭУ для теплоизолированной пластины,  $k_{\max}$  — максимальный сигнал ФЭУ. Цифры 1–4 относятся к экспериментам, в которых модель охлаждалась от  $T_w = 1$  до 0,3, цифра 5 — модель с инеем нагревалась от  $T_w = 0,3$  до 1.



Фиг. 4

Величина  $k$  начинала расти, как только на модели появлялся иней, в данной работе — при  $T_w = 0,7 - 0,72$  (в работе [19] первые признаки инея отмечались при  $T_w = 0,7$ ). Дальнейшее охлаждение характеризовалось резким возрастанием  $k$ . Его максимальное значение достигалось при  $T_w = 0,43 - 0,47$ . При еще большем охлаждении величина сигнала ФЭУ уменьшалась, но характер ее уменьшения был различный, что, видимо, зависело от скорости охлаждения. Для  $T_w \sim 0,3$  происходило резкое падение сигнала (в двух случаях, 1 и 4, до  $k \approx 0$ ). Аналогичные зависимости наблюдались во всех проведенных экспериментах.

Изменение интенсивности рассеяния света может вызываться не только изменением шероховатости, создаваемой инеем (может меняться форма кристаллов, их свойства и т. д.). Однако данные эксперименты показывают, что какие-то изменения структуры инея при  $T_w \sim 0,45$  происходят. Возможно, это оплавление или изменения структуры, в чем-то аналогичные изменениям структуры инея со временем [21] (сначала растут кристаллы, затем промежутки между ними заполняются смесью лед — воздух и поверхность оплавляется), или воздействия на него каких-то химических превращений (например, углекислый газ переходит в твердое агрегатное состояние при понижении температуры уже после выпадения инея, а точка кипения криптона при статическом давлении в рабочей части для  $M_\infty = 4$  соответствует  $T_w = 0,35$ ). Тем не менее эти изменения хорошо коррелируют с изменениями числа Рейнольдса перехода.

Сопоставление результатов фиг. 4 с данными по реверсу перехода (фиг. 3) показывает, что при  $k = 0$  числа  $Re^*$  монотонно увеличиваются при уменьшении  $T_w$ . При  $k = 0,1$  начинается уменьшение  $Re^*$ . Минимальные значения  $Re^*$  достигаются при  $k = 1$  ( $T_w \sim 0,45$ ). Для  $T_w = 0,3$  характерно резкое уменьшение рассеяния света и резкое увеличение чисел  $Re^*$ .

Таким образом, в данной работе разными экспериментальными методами, на разных установках получено, что в отсутствие на модели инея числа Рейнольдса перехода монотонно увеличиваются при уменьшении температурного фактора. При наличии на модели инея наблюдается реверс перехода. Уменьшение чисел Рейнольдса перехода вызывается шероховатостью, создаваемой инеем. Резкое увеличение чисел  $Re^*$  при низких значениях  $T_w$  на модели с инеем объясняется изменением структуры инея.

Авторы благодарят А. Л. Рудницкого за помощь в работе и полезные обсуждения.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Гендерсон А. Гиперзвуковые вязкие течения. В кн.: Современные проблемы газовой динамики. М.: Мир, 1971.
2. Линь Ц. Ц. Теория гидродинамической устойчивости. М.: Изд-во иностр. лит., 1958.
3. Маслов А. А. Устойчивость сверхзвукового пограничного слоя по отношению к трехмерным возмущениям.— ПМТФ, 1974, № 1.
4. Мэк. Линейная теория устойчивости и проблемы перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный при сверхзвуковом течении.— Ракетная техника и космонавтика, 1975, т. 13, № 3.
5. Reshotko E. Transition reversal and Tollmine-Schlichting instability.— Phys. Fluids, 1963, v. 6, No. 3.
6. Гапонов С. А., Маслов А. А. О численном и асимптотическом методах решения задачи о полной стабилизации пограничного слоя.— ПМТФ, 1972, № 3.
7. Багаев Г. И., Лебига В. А., Приданов В. Г., Черных В. В. Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-325 с пониженной степенью турбулентности.— В кн.: Аэродинамические исследования. Новосибирск, Изд. Ин-та теор. и прикл. механ. СО АН СССР, 1972.
8. Гаранин А. Ф., Петузов А. В. Сверхзвуковая аэродинамическая установка ТС. В кн.: Аэрофизические исследования. Новосибирск, Изд. Ин-та теор. и прикл. механ. СО АН СССР, 1972.
9. Багаев Г. И., Лебига В. А., Харитонов А. М. Излучение звука сверхзвуковым турбулентным пограничным слоем. В сб.: Симпозиум по физике акустико-гидродинамических явлений. М.: Наука, 1975.
10. Ефимов А. Г., Лебига В. А., Черных В. В. Термоанемометр постоянного тока ТПТ-2 для измерения пульсаций в сверхзвуковых потоках. Всес. симпоз. по методам аэрофиз. исследований. Тез. докл. Новосибирск, Изд. Ин-та теор. и прикл. мех. СО АН СССР, 1976.
11. Van Driest E. R., McCauley W. D. Boundary-layer transition on a  $10^\circ$  cone at Mach-number 2.81 as affected by extreme cooling.— J. Aeronaut. Sci., 1957, vol. 24, No. 10.
12. Алексеев М. А., Кузьминский В. А., Рагулин Н. Ф., Швалев Ю. Г. Охлаждение поверхности и переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный при сверхзвуковых скоростях потока. В кн.: Аэромеханика. М.: Наука, 1976.
13. Wisniewski R. J., Jack J. R. Recent studies on the effect of cooling on boundary-layer transition at Mach 4.— J. Aero / Space Sci., 1961, vol. 28, No. 3.
14. Van Driest E. R., McCauley W. D. Autor's reply.— J. Aero / Space Sci., 1958, vol. 25, No. 9.
15. Маслов А. А. Влияние трехмерных возмущений на устойчивость пограничного слоя при числе Маха  $M=3$ .— В кн.: Аэрофизические исследования, вып. 2. Новосибирск, Изд. Ин-та теор. и прикл. механ. СО АН СССР, 1973.
16. Гапонов С. А., Лебига В. А., Маслов А. А., Приданов В. Г. Развитие возмущений в сверхзвуковом пограничном слое, вызванных внешним звуковым полем.— Тр. 9-й Всес. акуст. конф. Доклады. Секция 3. М., Изд. Акуст. ин-та АН СССР, 1977.
17. Laufer J., Vrebalovich T. Stability and transition of a supersonic laminar boundary-layer on an insulated flat plate.— J. Fluid. Mech., 1960, vol. 9, pt 2.
18. Ричардс, Столлери. Новые эксперименты по обратному движению точки перехода при гиперзвуковых скоростях.— Ракетная техника и космонавтика, 1966, т. 4, № 12.
19. Van Driest E. R., Boison J. C. Experiments on boundary-layer transition at supersonic speeds.— J. Aeronaut. Sci., 1957, v. 24, No. 12.
20. Ван Дриест, Блюмер. Переход течения в пограничном слое при сверхзвуковых скоростях. Влияние шероховатости поверхности и теплообмена.— Ракетная техника и космонавтика, 1968, т. 6, № 4.
21. Хаяси, Аоки, Адачи, Хори. Исследование свойств иня и их связи с типами процесса его образования.— Тр. Амер. об-ва инж.-мех., Сер. С. Теплопередача, 1977, т. 99, № 2.

Новосибирск

Поступила в редакцию  
29.VIII.1979