

УДК 532.526

Влияние единичного числа Рейнольдса на ламинарно-турбулентный переход на скользящем крыле при сверхзвуковых скоростях потока*

Ю.Г. Ермолаев¹, А.Д. Косинов^{1,2}, А.Н. Семенов^{1,3}, Н.В. Семенов¹, А.А. Яцких^{1,2}

¹Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск

²Новосибирский государственный университет

³Институт геологии и минералогии им. В.С. Соболева СО РАН, Новосибирск

E-mail: semion@itam.nsc.ru

Выполнены экспериментальные исследования по влиянию единичного числа Рейнольдса на положение ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на скользящем крыле при сверхзвуковых скоростях потока. В экспериментах использовалась модель скользящего крыла с 3 %-м чечевицеобразным профилем и углом скольжения кромок 45°. Положение перехода определялось с помощью термоанемометра. Получено, что при $M = 2$ и 2,5 увеличение единичного числа Рейнольдса (Re_1) приводит к затягиванию перехода. Показано, что увеличение числа Маха набегающего потока и уровня пульсаций в рабочей части аэродинамической трубы приводит к уменьшению влияния Re_1 на положение перехода. При высоком уровне шума, вызванного ростом числа Маха или введением вихревых возмущений, влияние единичного числа Рейнольдса на положение перехода не фиксируется.

Ключевые слова: сверхзвуковой пограничный слой, скользящее крыло, ламинарно-турбулентный переход, единичное число Рейнольдса.

Введение

Выполнены экспериментальные исследования с целью изучения влияния единичного числа Рейнольдса на положение ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на скользящем крыле при сверхзвуковых скоростях потока. Процесс возникновения турбулентности в пространственных пограничных слоях является одной из наименее изученных фундаментальных проблем механики жидкости и газа. Вместе с тем, данные исследования представляют интерес с практической точки зрения, так как подобные течения реализуются при обтекании стреловидного крыла самолета.

С середины прошлого века проводятся экспериментальные исследования влияния различных параметров потока на положение ламинарно-турбулентного перехода при

* Работа выполнена за счет гранта РФФИ (проект № 17-19-01289).

сверх- и гиперзвуковых скоростях, результаты которых приведены в обзорных работах [1–4]. Получено, что одним из параметров, влияющих на положение перехода, может быть единичное число Рейнольдса $Re_1 = U_\infty / \nu_\infty$. Отметим, что в обзорах приводятся работы, где фиксировалось влияние Re_1 на положение ламинарно-турбулентного перехода на моделях плоской пластины и конуса, и где этого влияния не наблюдалось. В публикациях [1–4] также обсуждались возможные причины такого влияния единичного числа Рейнольдса на переход к турбулентности. В настоящее время принято считать, что при увеличении числа Re_1 происходит уменьшение безразмерного частотного параметра $F = 2\pi f / (Re_1 \cdot U_\infty)$ и, следовательно, расширение области устойчивого течения. Когда единичное число Рейнольдса возрастает (при фиксированном значении числа Маха), диапазон неустойчивых волн смещается в сторону более высоких частот. В свободном потоке энергия соответствующих возмущений уменьшается, что и может приводить к увеличению числа Рейнольдса перехода. С другой стороны, увеличение единичного числа Рейнольдса приводит к уменьшению толщины пограничного слоя как на стенках рабочей части сверхзвуковой аэродинамической трубы, так и на модели. Это, в свою очередь, может приводить к изменению уровня и спектрального состава возмущений в рабочей части [1] и изменению чувствительности пограничного слоя на модели к шероховатости поверхности и притуплению передней кромки [5]. В работе [4] высказывалось предположение, что экспериментальные исследования, где не было зафиксировано влияние Re_1 на переход, проводились в установках с высоким уровнем возмущений в рабочей части аэродинамической трубы.

Большинство экспериментальных исследований по влиянию Re_1 на положение ламинарно-турбулентного перехода выполнялись на моделях плоской пластины или конуса (см., например, [1–4]), но только в нескольких работах приводятся такие данные для случая скользящего крыла. Отметим, что процесс возникновения турбулентности в пограничном слое на модели скользящего крыла качественно отличается от двумерного случая обтекания плоской пластины. Это связано с тем, что в трехмерном пограничном слое на реальном стреловидном крыле может возникать ряд неустойчивостей: неустойчивость Толлмина–Шлихтинга, приводящая к переходу в двумерном случае; неустойчивость поперечного течения, выраженная в виде стационарных и бегущих возмущений и т.д. Развитие этих возмущений и их относительная роль в процессе перехода сильно зависят от внешних условий.

Влияние единичного числа Рейнольдса на положение перехода на скользящих крыльях рассматривалось в работах [5–10]. При этом, если в работах [5–7] влияния единичного числа Рейнольдса на положение перехода не отмечалось, то в работах [8–10] было показано, что увеличение Re_1 приводит к значительному росту числа Рейнольдса перехода Re_{cr} . Кроме того, в работе [11], выполненной на той же установке Т-325, что и исследования [10], но на модели плоской пластины, также было зафиксировано влияние единичного числа Рейнольдса на положение перехода.

Вопрос о влиянии единичного числа Рейнольдса на процесс возникновения турбулентности в сверхзвуковых пограничных слоях остается открытым.

Постановка экспериментов

Эксперименты выполнялись в малотурбулентной сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при числах Маха 2, 2,5 и 3,5. В экспериментах использовалась модель крыла с чечевицеобразным профилем и углом скольжения передней и задней кромок $\chi = 45^\circ$, которая устанавливалась под нулевым углом атаки. Длина модели составляла 0,4 м, ширина — 0,2 м, максимальная толщина — 12 мм, относительная толщина профиля — 3 %. Возмущения в потоке регистрировались термоанемометром

постоянного сопротивления. Использовались одноточечные датчики термоанемометра с вольфрамовой нитью диаметром 10 мкм и длиной около 1,5 мм. Величина перегрева нити датчика устанавливалась 0,8, а измеренные возмущения преимущественно соответствовали пульсациям массового расхода. Измерения пульсационных и средних характеристик потока проводились автоматизированной системой сбора данных [12]. Обработка экспериментальных данных проводилась при помощи быстрого преобразования Фурье, определялись спектры мощности по полным осциллограммам. Более подробно постановка эксперимента, система сбора данных и процедура их обработки описаны в работах [13, 14]. Определение абсолютных значений пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ проводилось по методу, описанному в работе [12]. В этом случае используются два способа термоанемометрического определения положения ламинарно-турбулентного перехода: проводят измерения при фиксированном положении датчика, изменяя значение Re_1 , либо выбирают $Re_1 = \text{const}$, а датчик перемещают вдоль координаты x . В результате измерений определяется зависимость амплитуды возмущений от числа Рейнольдса. Вопрос об определении положения ламинарно-турбулентного перехода с помощью термоанемометра рассматривался в работах [15, 16]. Было показано, что пограничный слой становится полностью турбулентным по течению выше максимума в распределении пульсаций по продольной координате. В пограничном слое на скользящем крыле неустойчивость поперечного течения в переходной области, где наблюдаются нелинейные процессы, быстро приводит к его турбулизации [13, 14, 17]. Соответственно в окрестности максимума пульсаций осциллограммы и амплитудно-частотные спектры, контролируемые в процессе эксперимента, становятся близки к турбулентным [13, 14], поэтому за положение ламинарно-турбулентного перехода принимается координата четко фиксируемого максимума в распределении пульсаций массового расхода.

Для определения нелинейного взаимодействия возмущений выполнялась оценка на нормальность распределений плотности вероятности согласно [18]. Делались оценки «эксперимента» и «асимметрии» измеренного пульсационного сигнала. Более подробно метод исследования нелинейных процессов описан в работе [14].

Для исследования влияния возмущений в рабочей части аэродинамической трубы на чувствительность ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковом пограничном слое к изменению единичного числа Рейнольдса использовался источник вихревых возмущений [19]. Возмущения создавались с помощью проволоки различного диаметра ($d = 0,63, 0,95, 1,9$ и 3 мм), натянутой перед сопловыми вставками в дозвуковой части течения. Результаты исследования измерения пульсаций в свободном потоке для различных диаметров проволоки приведены в работе [19].

Результаты и их анализ

Выполнено экспериментальное исследование влияния единичного числа Рейнольдса на положение ламинарно-турбулентного перехода в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое на модели скользящего крыла. На рис. 1 представлены зависимости интегральных среднеквадратичных пульсаций массового расхода от числа Рейнольдса $Re_x = Re_1 \cdot x$, где x — продольная координата, измеренных двумя способами для $M = 2$. Кривые 1–3 соответствуют измерениям вниз по потоку при $\rho U \approx \text{const}$ для значений единичного числа Рейнольдса $Re_1 = 5 \cdot 10^6, 10 \cdot 10^6$ и $11,4 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. При фиксированном значении единичного числа Рейнольдса датчик перемещался по координате x в области максимальных пульсаций по нормали к поверхности модели, а напряжение в диагонали моста термоанемометра поддерживалось постоянным за счет перемещения датчика по нормальной координате. Кривая 4 отражает измерение перехода по режимам аэродинамической трубы,

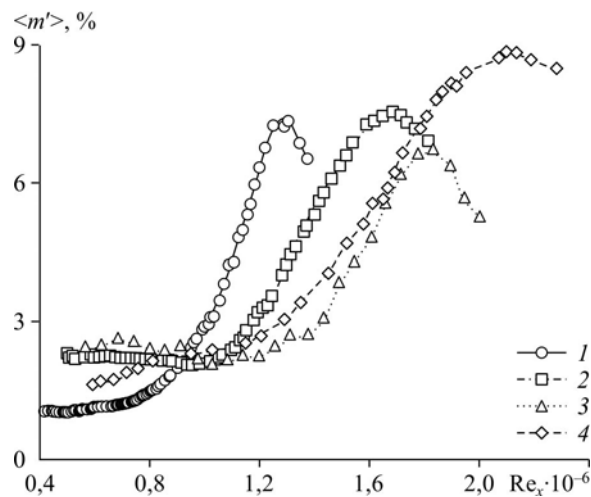


Рис. 1. Зависимости интегральных среднеквадратичных пульсаций от Re_x при $M = 2$.

Измерения по x : $Re_1 = 5 \cdot 10^6$ (1), $10 \cdot 10^6$ (2), $11,4 \cdot 10^6$ (3) m^{-1} ;
измерения по Re_1 : $x = 150$ (4) мм.

когда положение датчика термоанемометра оставалось неизменным ($x = 150$ мм), а единичное число Рейнольдса изменялось. В этом случае датчик устанавливался немного ниже области максимальных пульсаций поперек пограничного слоя при минимальных значениях Re_1 , чтобы при измерениях в переходной области датчик находился в окрестности максимума пульсаций. В результате измерений определялось значение числа Рейнольдса перехода, которое соответствовало максимуму кривой нарастания среднеквадратичных пульсаций. На графике видно, что с увеличением единичного числа Рейнольдса положение перехода смещается вниз по потоку. Из рис. 1 видно, что значение числа Рейнольдса перехода, полученное вторым способом, выше, так как при увеличении числа Re_1 происходит уменьшение безразмерного частотного параметра F и расширение области устойчивого течения. Следовательно, в этом случае положение перехода фиксируется при максимальном значении числа Re_1 для данного значения продольной координаты x . Отметим достоверность определения положения перехода с помощью термоанемометра, так как в каждой точке измерений были получены осциллограммы, амплитудно-частотные спектры естественных пульсаций и статистические диаграммы. Это позволяло осуществлять дополнительный контроль в определении положения перехода.

Исследование влияния единичного числа Рейнольдса на положение ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле было выполнено и при $M = 2,5$. На рис. 2 представлены графики зависимостей интегральных среднеквадратичных пульсаций от продольного числа Рейнольдса, полученные двумя способами измерений. Кривые 1–3 соответствуют измерениям вниз по потоку при $\rho U \approx \text{const}$ для значений единичного числа Рейнольдса $Re_1 = 5 \cdot 10^6$, 10^7 и $11,4 \cdot 10^6$ m^{-1} . Кривая 4 получена при фиксированном положении датчика термоанемометра $x = 150$ мм, единичное число Рейнольдса в эксперименте варьировалось. Так же, как и для числа Маха 2, при числе Маха 2,5 с увеличением единичного числа Рейнольдса положение перехода смещается вниз по потоку, а максимальное значение Re_{cr} фиксируется при измерениях вторым способом. Если сравнивать кривые 1 и 4, представленные на рис. 1 и 2, то видно,

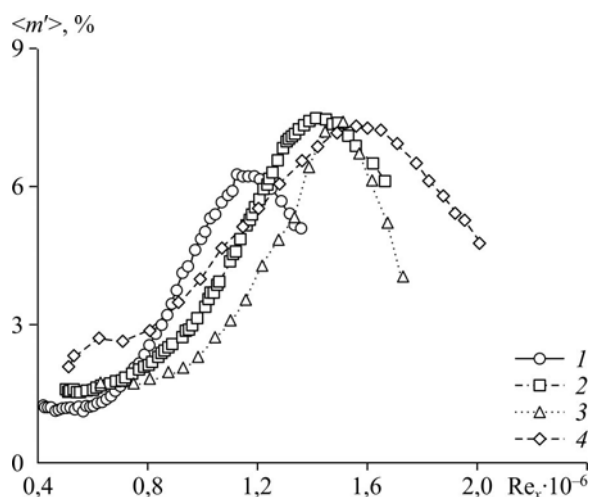


Рис. 2. Зависимости интегральных среднеквадратичных пульсаций от Re_x при $M = 2,5$.

Обозначения см. на рис. 1.

что при числе $M = 2$ положение перехода смещается почти в 1,6 раза в зависимости от единичного числа Рейнольдса. А по результатам измерений при $M = 2,5$, положение перехода изменяется приблизительно в 1,3 раза, что значительно меньше, чем при $M = 2$. Возможной причиной такого влияния числа Маха на чувствительность пограничного слоя к изменению Re_1 является уровень шума в рабочей части аэродинамической трубы. Известно, что уровень возмущений в сверхзвуковых аэродинамических трубах в основном определяется излучением звука турбулентным пограничным слоем у стенок сопла и в рабочей части и растет с увеличением числа Маха [20].

При анализе влияния возмущений в рабочей части аэродинамической трубы и единичного числа Рейнольдса на положение ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковом пограничном слое были использованы данные работ [19, 21]. Вихревые возмущения создавались с помощью проволоки, натянутой перед сопловыми вставками в дозвуковой части течения. Результаты измерения пульсаций в свободном потоке для диаметров проволоки $d = 0,63, 0,95, 1,9$ и 3 мм приведены в работах [19, 21], где показано, что возмущения в свободном потоке для проволоки диаметром $0,63$ мм не выделяются на фоне естественных пульсаций. Для других диаметров проволоки в свободном потоке отмечено превышение возмущений над естественным фоном и рост интенсивности вихревых возмущений с увеличением диаметра проволоки.

На рис. 3 приведены результаты измерений положения перехода при числе Маха $M = 2,5$ для двух диаметров проволоки $d = 0,95$ и 3 мм. Использовались два метода определения положения ламинарно-турбулентного перехода: при $Re_1 = \text{const} = 5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ и при $x = \text{const} = 150$ мм. Как было показано выше для естественных возмущений (см. рис. 2), в этом случае фиксируется максимальное различие в числах Рейнольдса перехода, обусловленное влиянием Re_1 . Увеличение уровня возмущений в рабочей части аэродинамической трубы приводит к уменьшению влияния единичного числа Рейнольдса на положение ламинарно-турбулентного перехода. Так, если для естественных возмущений значения Re_{tr} , полученные двумя различными способами, отличались в 1,3 раза, то для $d = 3$ мм они уже практически совпадали. Следовательно, высокий уровень возмущений в рабочей части аэродинамической трубы приводит к тому, что единичное число Рейнольдса не влияет на положение перехода. Этот вывод также подтверждается данными по ламинарно-турбулентному переходу, полученными при числах Маха $M \geq 3$.

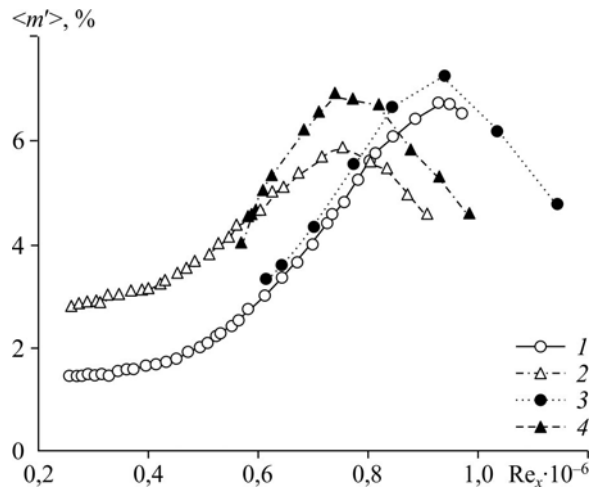


Рис. 3. Зависимости интегральных среднеквадратичных пульсаций от Re_x при $M = 2,5$ для различных диаметров проволоки.

Измерения по x : $d = 0,95$ (1), $3,0$ (2) мм; измерения по Re_1 : $d = 0,95$ (3), $3,0$ (4) мм.

На рис. 4 приведены кривые 1–3 нарастания возмущений, измеренные при $Re_1 = \text{const}$ соответственно для $M = 3, 3,5$ и 4 для естественных возмущений, а также кривая 4 для случая $M = 3,5$ и $d = 3$ мм (с источником вихревых возмущений). Значения единичных чисел Рейнольдса, при которых проводились измерения, отмечены в подписи к рисунку. Видно, что во всех случаях при $M \geq 3$, как и в случае источника возмущений с $d = 3$ мм при $M = 2,5$ (рис. 3), значение числа Рейнольдса перехода практически одно и то же — $Re_{cr} \approx (0,7 \div 0,8) \cdot 10^6$, и обусловлено высоким уровнем шума в рабочей части при этих числах Маха.

В работе [14] было показано, что для $M = 2$ и $Re_1 = 5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ в случае естественных возмущений нелинейные процессы наблюдаются при $Re_x \geq 0,7 \cdot 10^6$, а в работе [21] показано,

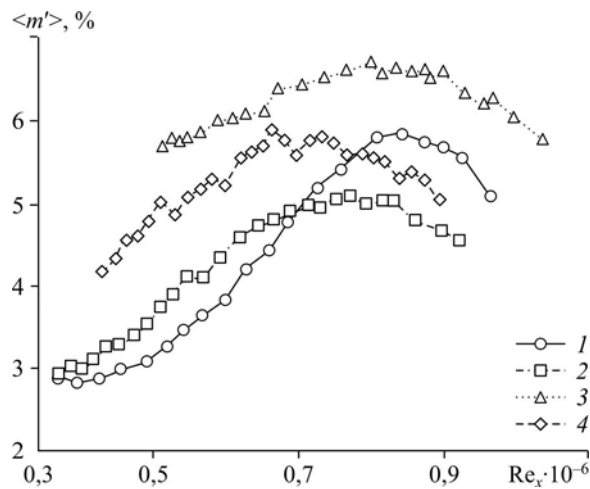


Рис. 4. Кривые нарастания возмущений.

1 — $M = 3$, $Re_1 = 6,7 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, 2 — $M = 3,5$, $Re_1 = 7,3 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, 3 — $M = 4$, $Re_1 = 10,2 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$,
4 — $M = 3,5$, $Re_1 = 6,7 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, $d = 3$ мм.

что для $M = 2,5$ и $Re_1 = 5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ они имеют место при $Re_x \geq 0,6 \cdot 10^6$. В экспериментах [19], выполненных при $M = 2,5$ и $Re_1 = 5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, показано, что при наличии источника возмущений слабонелинейные процессы при $d = 0,95 \text{ мм}$ и сильнонелинейные процессы при $d = 3 \text{ мм}$ наблюдаются в начальном сечении $x = 50 \text{ мм}$ ($Re_x = 0,25 \cdot 10^6$). Как было продемонстрировано в работе [21], нелинейные процессы фиксируются в начальных сечениях при $x = 50 \text{ мм}$ в случае естественных возмущений при $M = 3, 3,5$ и 4 . Нелинейные процессы в трехмерном пограничном слое на скользящем крыле вызывают механизм вторичной неустойчивости, что и может приводить к раннему переходу [13, 17]. В условиях повышенного уровня шума в рабочей части аэродинамической трубы вариации единичного числа Рейнольдса уже не влияют на положение перехода.

Заключение

Выполнены экспериментальные исследования влияния единичного числа Рейнольдса на положение ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на скользящем крыле при сверхзвуковых скоростях потока. Подтверждено, что увеличение единичного числа Рейнольдса Re_1 приводит к росту числа Рейнольдса перехода Re_{tr} . Показано, что увеличение числа Маха набегающего потока в рабочей части аэродинамической трубы от $M = 2$ до $M = 2,5$ приводит к уменьшению влияния Re_1 на положение перехода. При числах Маха $M = 3, 3,5$ и 4 или при введении вихревых возмущений при $M = 2,5$ влияние единичного числа Рейнольдса на положение перехода не фиксируется.

Список литературы

1. Гапонов С.А., Маслов А.А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 144 с.
2. Morkovin M.V. Critical evaluation of transition from laminar to turbulent shear layers with emphasis on hypersonically traveling bodies // AFFDL TR-68-149. 1969. 140 p.
3. Решотко Э. Устойчивость ламинарного пограничного слоя и его переход в турбулентный // Вихревые движения жидкости. М.: Мир, 1979. С.11–57.
4. Schneider S.P. Effects of high-speed tunnel noise on laminar-turbulent transition // J. of Spacecraft and Rockets. 2001. Vol. 38, No. 3. P. 323–333.
5. Arnal D., Delery J.M. Laminar-turbulent transition and shock-wave/boundary-layer interaction // RTO-EN-AVT-116. 2004. Chapter 4. P. 1–46.
6. Stallings R.L., Lamb M. Effects of roughness size on the position of boundary layer transition and on the aerodynamic characteristics of a 55 deg. Swept delta wing at supersonic speeds // NASA Technical Paper 1027. 1977. 47 p.
7. Sugiura H., Yoshida K., Tokugawa N., Takagi S., Nishizawa A. Transition measurements on the natural laminar flow wing at Mach 2 // J. of Aircraft. 2002. Vol. 39, No. 6. P. 996–1002.
8. Archambaud J.P., Louis F., Séraudie A., Arnal D., Carrier G. Natural transition in supersonic flows: flat plate, swept cylinder, swept wing // AIAA Paper. 2004. № 2004-2245. 10 p.
9. Pate S.R., Brilhart R.E. Investigation of boundary-layer transition on swept wings at Mach numbers 2.5 to 5 // Technical documentary report No. AEDC-TDR-63-109. 1963. AFSC Program Area 750A, Project 1366, Task 136612. 41 p.
10. Semionov N.V., Yermolaev Yu.G., Kosinov A.D., Dryasov A.D., Semenov A.N., Yatskikh A.A. The influence of flow parameters on the transition to turbulence in supersonic boundary layer on swept wing // AIP Conf. Proc. 2016. Vol. 1770, Iss. 1. P. 030050.
11. Приданов В.Г., Харитонов А.М., Черных В.В. Совместное влияние чисел Маха и Рейнольдса на переход в пограничном слое // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1974. № 1. С. 160–163.
12. Kosinov A.D., Semionov N.V., Yermolaev Yu.G. Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel. Novosibirsk, 1999. 24 p. (Preprint Institute of Theoretical and Applied Mechanics. No. 6–99).
13. Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В. Экспериментальное исследование нелинейных процессов в пограничном слое на скользящем крыле при числе Маха $M = 2$ // Прикл. механ. и техн. физика. 2014. Т. 55, No. 5. С. 45–54.
14. Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В. Экспериментальные исследования устойчивости сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле при $M = 2$ // Уч. записки ЦАГИ. 2011. Т. 42, No. 1. С. 3–11.
15. Owen F.K. Transition experiments on a flat plate at subsonic and supersonic speeds // AIAA J. 1970. Vol. 8, No. 3. P. 518–523.

16. **Owen F.K., Horstman C.C., Stainback P.C., Wagner R.D.** Comparison of wind tunnel transition and freestream disturbances measurements // AIAA J. 1975. Vol. 13, No. 3. P. 266–269.
17. **White E., Saric W.** Secondary instability of crossflow vortices // J. Fluid Mech. 2005. Vol. 525. P. 275–308.
18. **Львовский Е.Н.** Статистические методы построения эмпирических формул. М.: Высшая школа, 1982. 224 с.
19. **Дрясов А.Д., Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В., Семенов А.Н.** Влияние вихревых возмущений на ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле при $M = 2,5$ // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2016. Т. 11, № 1. С. 16–22.
20. **Pate S.R., Schueler C.J.** Radiated aerodynamic noise effects on boundary layer transition in supersonic and hypersonic wind tunnels // AIAA J. 1969. Vol. 7, No. 3. P. 450–457.
21. **Semionov N.V., Kosinov A.D., Yermolaev Y.G.** Influence of external disturbances on nonlinear processes of three-dimensional supersonic boundary layer // 5th European Conf. for Aerospace Sciences (Germany, Munich, 1–5 Jul): Proceedings. ISBN 978-84-941531-0-5 Cimne, 2013. Paper No. 340.

*Статья поступила в редакцию 12 апреля 2018 г.,
после доработки — 17 мая 2018 г.*