

УДК 532.526

Экспериментальное исследование влияния внешних возмущений на положение ламинарно-турбулентного перехода на стреловидных крыльях при $M = 2^*$

**Ю.Г. Ермолаев, А.Д. Косинов, В.Л. Кочарин, А.Н. Семенов,
Н.В. Семенов, С.А. Шипуль, А.А. Яцких**

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

E-mail: semion@itam.nsc.ru

Выполнены экспериментальные исследования по влиянию внешних вихревых возмущений на положение ламинарно-турбулентного перехода в пограничных слоях на стреловидных крыльях при числе Маха $M = 2$. В экспериментах использовались две модели крыла с углами скольжения передних кромок 45° и 72° . Вихревые возмущения создавались с помощью проволоки, натянутой перед сопловыми вставками в дозвуковой части течения. Установлено, что такие возмущения способствуют увеличению амплитуды и изменению спектрального состава пульсаций в пограничном слое и могут приводить к ранней турбулизации течения.

Ключевые слова: сверхзвуковой пограничный слой, стреловидное крыло, ламинарно-турбулентный переход, число Рейнольдса перехода, вихревые возмущения.

Введение

Необходимость изучения возникновения турбулентности в пространственных пограничных слоях вызвана наличием практических приложений. В частности, подобные пограничные слои наблюдаются при обтекании стреловидного крыла самолета. Такие исследования становятся особо актуальными для ламинаризации обтекания различных элементов конструкции летательных аппаратов и для разработки методов предсказания положения ламинарно-турбулентного перехода на крыле самолета.

Несмотря на то, что экспериментальные исследования по определению положения ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковых пограничных слоях на скользящих крыльях проводятся с конца 50-х годов прошлого столетия и продолжаются до сих пор [1–4], имеющихся данных недостаточно для полноты картины по этому вопросу. Кроме того, полученные в различных экспериментах числа Рейнольдса перехода сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле могут отличаться на порядок [1–4]. Вероятно, к заметному различию в значениях чисел Рейнольдса перехода может приводить неконтролируемый уровень шума в высокоскоростных аэродинамических трубах.

* Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 17-19-01289) с использованием оборудования ЦКП «Механика» (ИТПМ СО РАН).

В работе [5] было показано, что возмущения потока представляют собой совокупность вихревых, акустических и энтропийных возмущений. В работе [6] был выполнен анализ влияния различных мод нестационарных возмущений на положение перехода при сверхзвуковых скоростях. Было показано, что наиболее существенным источником пульсаций давления в сверхзвуковых аэродинамических трубах является турбулентный пограничный слой на стенках сопла и рабочей части трубы [5–7]. Как следует из работ, приведенных в обзорах [5–7], вихревые возмущения из форкамеры слабо влияют на положение перехода. Но существует работа [8], где при изменении уровня турбулентности в форкамере от 0,6 % до 7 % наблюдалось сильное влияние на переход при $M \leq 2,5$, а для больших значений чисел Маха влияние было незначительным. Отметим, что все описанные в работах [5–7] эксперименты проводились в шумных установках, при проведении экспериментов [8] шум был несколько меньше. Первые экспериментальные исследования по влиянию вихревых возмущений на процесс возникновения турбулентности в сверхзвуковых пограничных слоях были выполнены в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН [9] при числе Маха $M = 2,5$. В работе [10] были приведены результаты измерений уровней пульсаций массового расхода и температуры торможения в рабочей части АДТ Т-325 для числа Маха $M = 2$. Было показано, что возмущения температуры торможения в потоке в рабочей части трубы Т-325 близки к нулю, а в свободном потоке в основном присутствуют акустические возмущения. Уровень пульсаций массового расхода составлял приблизительно 0,2 % среднего течения в широком диапазоне единичных чисел Рейнольдса. При таком низком уровне шума исследований влияния вихревых возмущений на положение перехода ранее не проводилось.

В экспериментах [9] использовалась модель крыла с чечевицеобразным профилем и углом скольжения передней и задней кромок $\chi = 45^\circ$. Вихревые возмущения создавались с помощью проволоки, натянутой перед сопловыми вставками в дозвуковой части течения. Было показано, что вихревые возмущения оказывают сильное влияние на положение ламинарно-турбулентного перехода. В настоящей работе рассматриваются две модели крыла с углами скольжения передних кромок 45° и 72° . Ранее исследований восприимчивости сверхзвуковых пограничных слоев к вихревым возмущениям на модели крыла с углом скольжения $\chi = 72^\circ$ не проводилось.

Постановка экспериментов

Эксперименты выполнялись в малотурбулентной сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при числе Маха 2. Измерения проводились на двух моделях стреловидного крыла, установленных под нулевым углом атаки в центральном сечении рабочей части аэродинамической трубы. Первая модель — крыло с чечевицеобразным профилем и углом скольжения передней и задней кромок $\chi = 45^\circ$. Длина модели составляла 0,38 м, ширина — 0,2 м, максимальная толщина — 12 мм, относительная толщина — 3 %. Чертеж модели представлен в работе [11]. Вторая модель — крыло с изменяемой длиной хорды по размаху крыла (хорда у основания — 500 мм и в конце крыла — 200 мм). Угол скольжения передней кромки составляет 72° , задней — 58° . Подробное описание модели приводилось в работе [12]. По классификации по числу Маха по нормали к передней кромке модели при $M = 2$ крыло с углом скольжения $\chi = 45^\circ$ соответствует случаю сверхзвуковой передней кромки, а с $\chi = 72^\circ$ — дозвуковой.

Вихревые возмущения создавались с помощью проволоки, натянутой перед сопловыми вставками в дозвуковой части течения. Метод создания вихревых возмущений с помощью проволоки используется при дозвуковых [13–19] и при сверхзвуковых скоростях [9]. В проводимых экспериментах использовались проволоки диаметром $d = 0,6, 0,9, 1,9$ и $3,3$ мм. Результаты измерений пульсаций в свободном потоке с помощью

термоанемометра для различных диаметров проволоки приводились в работе [10]. Было получено, что возмущения в свободном потоке для проволоки диаметром $d = 0,6$ мм не выделяются на фоне естественных пульсаций. Для больших диаметров проволоки в свободном потоке отмечалось превышение возмущений над естественным фоном и рост интенсивности вихревых возмущений с увеличением диаметра проволоки. Также было отмечено расширение области вихревых возмущений в трансверсальном направлении с ростом d .

Возмущения в потоке регистрировались термоанемометром постоянного сопротивления. Датчики термоанемометра изготавливались из вольфрамовой нити диаметром 10 мкм и длиной около 1,5 мм. Величина перегрева нити датчика устанавливалась приблизительно 0,8, а измеренные возмущения преимущественно соответствовали пульсациям массового расхода. Измерения пульсационных и средних характеристик потока проводились автоматизированной системой сбора данных. Более подробно постановка эксперимента, система сбора, процедура обработки данных описывалась в работах [9, 20, 21]. Положение ламинарно-турбулентного перехода определялось при помощи термоанемометра (способы измерений приводились в [20]) или пневмометрическим способом (с помощью круглого насадка полного давления, установленного на поверхности модели). Величина давления P_0' регистрировалась с помощью пьезорезисторного датчика давления Siemens КРУ-43А, который подключался к вольтметру Agilent 34401А. Калибровка датчика выполнялась до проведения экспериментов.

Результаты и их анализ

Выполнено экспериментальное исследование влияния внешних вихревых возмущений на возникновение турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое на модели крыла с углом скольжения $\chi = 45^\circ$ при числе Маха $M = 2$ и единичном числе Рейнольдса $Re_1 = 5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. Датчик термоанемометра перемещался параллельно передней кромке модели (по поперечной координате z') в сечении $x = 50$ мм (координата x направлена вдоль набегающего потока) в сверхзвуковой части пограничного слоя в области с максимальным уровнем пульсаций массового расхода. Результаты измерений для различных диаметров проволоки представлены на рис. 1, где координата $z' = 0$ мм соответствует

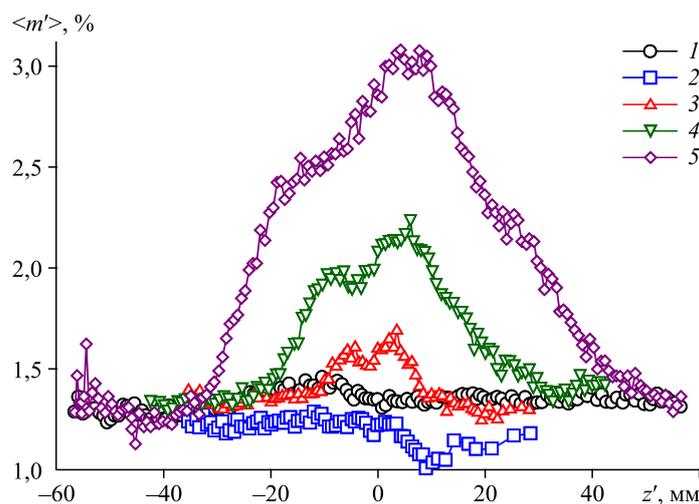


Рис. 1. Распределения амплитуды пульсаций в пограничном слое скользящего крыла в зависимости от поперечной координаты на расстоянии 50 мм от передней кромки модели для различных диаметров проволоки: $d = 0$ (1), 0,6 (2), 0,9 (3), 1,9 (4), 3,3 (5) мм.

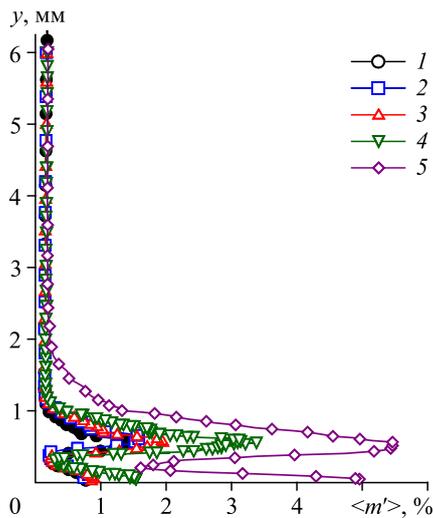


Рис. 2. Профили пульсаций, измеренные на расстоянии 125 мм от передней кромки скользящего крыла, для различных диаметров проволоки. Обозначения см. на рис. 1.

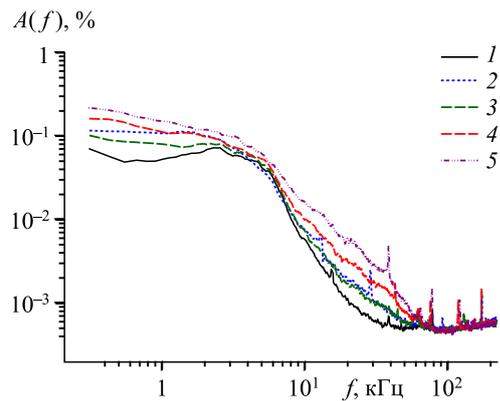


Рис. 3. Амплитудно-частотные спектры пульсаций при $x = 50$ мм в зависимости от диаметра источника возмущений. Обозначения см. на рис. 1.

порожденные возмущения практически не выделяются на фоне естественных пульсаций. Максимум амплитуды зафиксирован в окрестности $z' = 4$ мм.

В следе за проволокой при $z' = 0$ мм для значений продольной координаты $x = 50, 75, 100$ и 125 мм были измерены профили пульсаций для всех диаметров проволоки и в случае отсутствия источника вихревых возмущений. Профили пульсаций, измеренных при $x = 125$ мм, для различных источников вихревых возмущений представлены на рис. 2. Здесь значение координаты $y = 0$ мм соответствует поверхности модели и определяется касанием её датчиком термоанемометра. Измерения показали, что увеличение диаметра проволоки приводит к росту интенсивности порожденных в пограничном слое возмущений.

Амплитудно-частотные спектры пульсаций массового расхода, полученные в области максимального уровня возмущений при различных диаметрах источника вихревых возмущений, при значении продольной координаты $x = 50$ мм представлены на рис. 3. Измерения показывают, что при изменении диаметра источника возмущений меняется спектральный состав пульсаций массового расхода в пограничном слое. Видно, что при увеличении диаметра источника возмущений происходит нарастание амплитуды как в низкочастотном, так и в высокочастотном диапазонах.

На рис. 4 показана эволюция спектров пульсаций вниз по потоку в отсутствие источника возмущений (а) и в случаях, когда диаметр источника составляет 1,9 (b) и 3,3 (c) мм. В случае отсутствия источника возмущений в области измерений наибольший рост пульсаций наблюдается в диапазоне частот 10 – 30 кГц (рис. 4а). Этот частотный диапазон соответствует наиболее растущим пульсациям поперечного течения по линейной теории устойчивости. Для диаметров источника вихревых возмущений до 1,9 мм наибольший рост в пограничном слое наблюдается в таком же частотном диапазоне (рис. 4b). Однако в начальных сечениях амплитуда пульсаций здесь выше по сравнению со случаем отсутствия источника, а её рост вниз по потоку является менее интенсивным. Для диаметра проволоки 3,3 мм в области проведенных измерений наблюдается рост пульсаций массового расхода в широком частотном диапазоне (рис 4c), что характерно для переходного режима течения в пограничном слое.

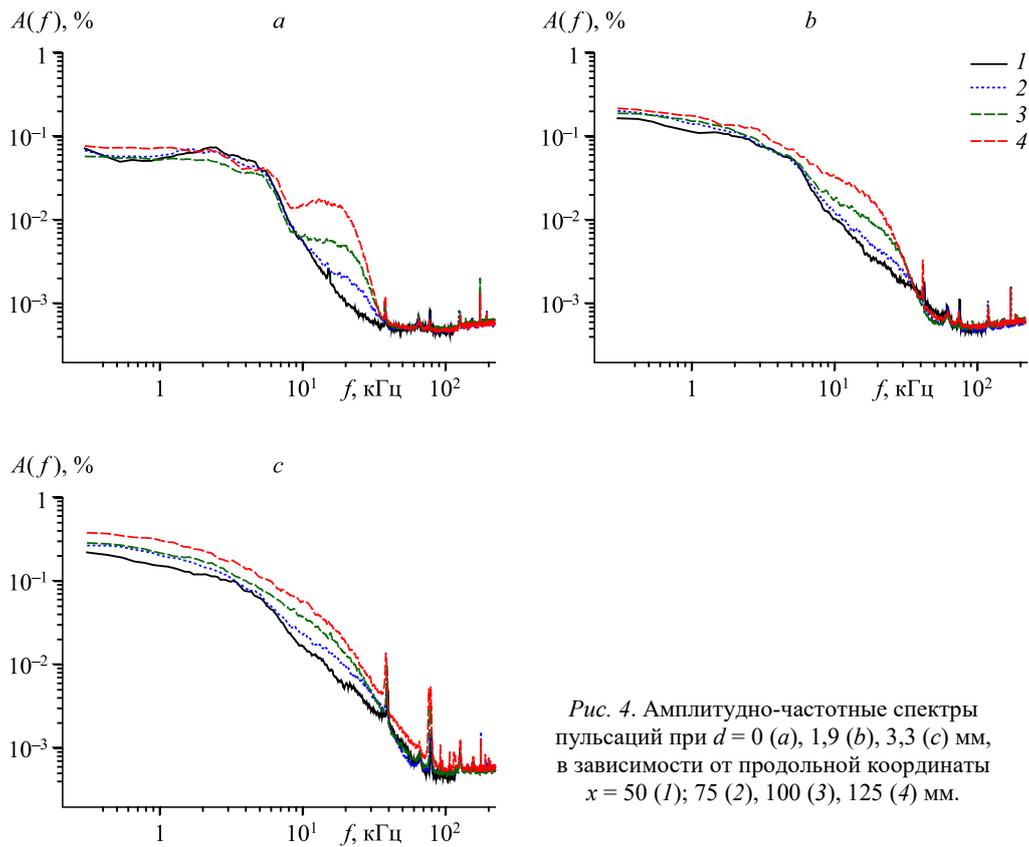


Рис. 4. Амплитудно-частотные спектры пульсаций при $d = 0$ (a), 1,9 (b), 3,3 (c) мм, в зависимости от продольной координаты $x = 50$ (1); 75 (2), 100 (3), 125 (4) мм.

Экспериментальные исследования влияния внешних вихревых возмущений на положение ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковом пограничном слое на модели крыла с углом скольжения $\chi = 45^\circ$ были выполнены в сечении $z' = 0$ мм (в следе за проволокой). Результаты измерений в виде кривых нарастания пульсаций для различных диаметров проволоки в зависимости от числа Рейнольдса $Re_x = Re_1 \cdot x$ представлены на рис. 5.

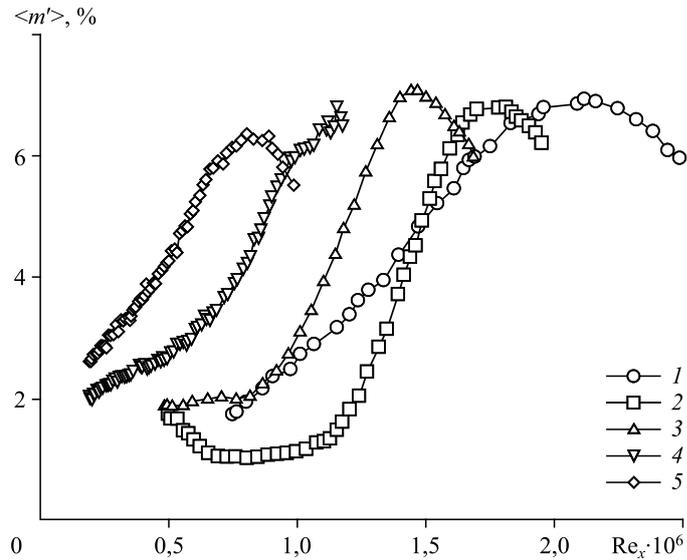


Рис. 5. Распределения пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ в зависимости от числа Рейнольдса для различных диаметров проволоки. Обозначения см. на рис. 1.

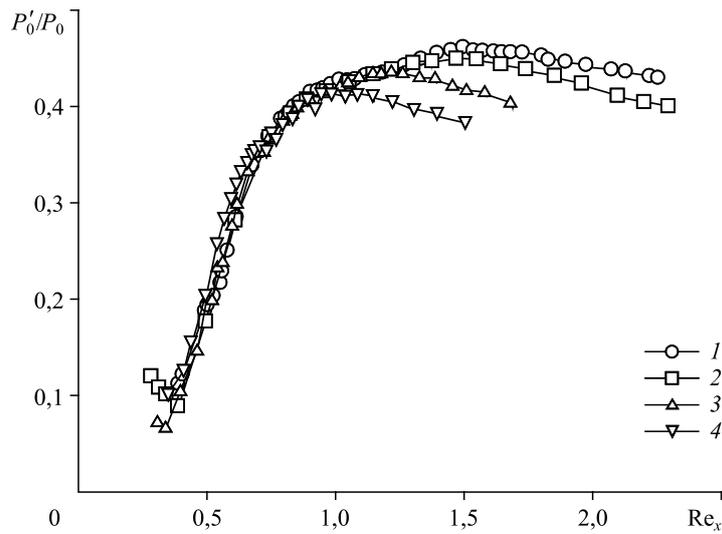


Рис. 6. Зависимости P'_0/P_0 от числа Рейнольдса Re_x на модели крыла с углом скольжения $\chi = 72^\circ$ для различных диаметров проволоки. $d = 0$ (1), 0,9 (2), 1,9 (3), 3,3 (4) мм.

Максимумы в распределениях соответствуют положению конца ламинарно-турбулентного перехода. В указанных экспериментах для случаев $d = 3,3$ мм и 1,9 мм (кривые 5 и 4) измерения проводились при движении датчика термоанемометра по продольной координате x и постоянном единичном числе Рейнольдса потока $Re_1 = 5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. Для случаев $d = 0,9$ мм и 0,6 мм (кривые 3 и 2) измерения выполнялись при фиксированном положении датчика — $x = 125$ мм и изменяющемся единичном числе Рейнольдса потока. Измерения в отсутствие источника внешних вихревых возмущений (кривая 1) также проводились при изменении единичного числа Рейнольдса и фиксированном положении датчика в $x = 150$ мм. Данные, представленные на рис. 5, показывают сильное влияние интенсивности вихревых возмущений на положение ламинарно-турбулентного перехода (в невозмущенном потоке $Re_{пер} \approx 2,1 \cdot 10^6$, а в случае $d = 3,3$ мм $Re_{пер} \approx 0,8 \cdot 10^6$). Увеличение диаметра проволоки приводит к уменьшению числа Рейнольдса перехода.

На крыле с углом скольжения передней кромки $\chi = 72^\circ$ (дозвуковая передняя кромка) определение положения ламинарно-турбулентного перехода для выбранных значений диаметра проволоки выполнялось с помощью насадка полного давления, который устанавливался в сечении $z' = 0$ (в следе за проволокой) на расстоянии $x = 90$ мм от передней кромки модели. Ламинарно-турбулентный переход использовался при фиксированном положении насадка и изменении единичного числа Рейнольдса потока Re_1 . Результаты измерений в виде зависимостей P'_0/P_0 от числа Рейнольдса $Re_x = Re_1 \cdot x$ для различных диаметров проволоки представлены на рис. 6. Максимумы в распределениях соответствуют положению конца ламинарно-турбулентного перехода. Аналогично случаю сверхзвуковой передней кромки здесь увеличение диаметра проволоки приводит к уменьшению числа Рейнольдса перехода. Для диаметра проволоки 3,3 мм отмечено максимальное влияние вихревых возмущений на положение перехода (в невозмущенном потоке $Re_{пер} \approx 1,5 \cdot 10^6$, а в случае $d = 3,3$ мм $Re_{пер} \approx 0,9 \cdot 10^6$). При $d = 0,9$ мм влияния вихревых возмущений на положение перехода не обнаружено.

Заключение

Выполнены экспериментальные исследования влияния внешних вихревых возмущений на ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковых пограничных слоях стреловидных крыльев с дозвуковой и сверхзвуковой передней кромками при числе Маха потока $M = 2$. Вихревые возмущения создавались с помощью проволоки.

Экспериментально получено, что вихревые возмущения в набегающем потоке приводят к увеличению амплитуды и изменению амплитудно-частотного состава пульсаций массового расхода в пограничном слое. Показано, что такие возмущения могут приводить к ранней турбулизации течения в сверхзвуковом пограничном слое крыла как в случае сверхзвуковой, так и в случае дозвуковой передней кромки. Так, для крыла с углом скольжения передней кромки 45° (сверхзвуковая передняя кромка) в невозмущенном потоке число Рейнольдса перехода $Re_{пер} \approx 2,1 \cdot 10^6$, а в случае максимального уровня внешних вихревых возмущений $Re_{пер} \approx 0,8 \cdot 10^6$. В случае крыла с углом скольжения 72° в невозмущенном потоке число Рейнольдса перехода $Re_{пер} \approx 1,5 \cdot 10^6$, а при максимальном уровне внешних вихревых возмущений $Re_{пер} \approx 0,9 \cdot 10^6$.

Список литературы

1. Гапонов С.А., Маслов А.А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 144 с.
2. Bushnell D.M. Notes on initial disturbances field for transition problem // *Instability and Transition* / Eds. M.Y. Hussaini, R.G. Voigt. Berlin: Springer-Verlag, 1990. Vol. 1. P. 217–232.
3. Schneider S.P. Effects of high-speed tunnel noise on laminar-turbulent transition // *J. Spacecraft and Rockets*. 2001. Vol. 38, No. 3. P. 323–333.
4. 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. P. 030050-1–030050-6.
5. Morkovin M.V. On supersonic wind tunnels with low free-stream disturbances // *ASME. J. of Applied Mechanics*. 1959. Vol. 26, series E. P. 319–324.
6. Pate S.R. Effect of wind tunnel disturbances on boundary layer transition with emphasis on radiated noise: a review // *AIAA paper*. 1980. No. 80–431.
7. Laufer J. Aerodynamic noise in supersonic wind tunnels // *Aerospace Sci.* 1961. Vol. 28, No. 9. P. 685–692.
8. Laufer J., Merce J.E. Result and critical discussion of transition-Reynolds numbers measurements on insulated cones and flat plates in supersonic wind tunnels // *JPL Report*. 1965. No. 20–90.
9. 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 $M = 2,5$ // *Вест. НГУ. Серия: Физика*. 2016. Т. 11, № 1. С. 16–22.
10. Kosinov A.D., Semionov N.V. The laminar-turbulent transition experiments in supersonic boundary layers // *AIP Conf. Proc.* 2019. Vol. 2125. P. 030105-1–030105-5.
11. Kosinov A.D., Semionov N.V., Yermolaev Y.G., Smorodsky B.V., Kolosov G.L., Yatskikh A.A., Semenov A.N. The influence of moderate angle-of-attack variation on disturbances evolution and transition to turbulence in supersonic boundary layer on swept wing // *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G. J. of Aerospace Engng.* 2020. Vol. 234, No. 1. P. 96–101.
12. Semenov A.N., Kocharin V.L., Semionov N.V. Numerical simulation of stationary flow around a wing with a subsonic leading edge at $M = 2$ and $2,5$ // *J. of Physics: Conf. Series*. 2019. Vol. 1404, No. 1. P. 012121-1–012121-4.
13. Kogan M.N., Shumilkin V.G., Ustinov M.V., Zhigulev S.V. Response of boundary layer flow to vortices normal to the leading edge // *J. Mech. — B / Fluids*. 2001. Vol. 20, No. 6. P. 813–820.
14. Watmuff J.F. Effect of weak freestream uniformity on boundary layer transition // *J. Fluid Eng.* 2006. Vol. 128. P. 247–257.
15. Pavlenko A.M., Zanin B.Yu., Katasonov M.M. Flow around a small-sized UAV model in a turbulent trace // *AIP Conf. Proc.* 2018. Vol. 2027. P. 040004-1–040004-7.
16. Pavlenko A.M., Zanin B.Yu., Bykov A.V., Katasonov M.M. Flow around the wing models with straight and swept leading edge in case of contact with turbulent wake // *J. of Physics: Conf. Series*. 2019. Vol. 1382. P. 012030-1–012030-6.
17. Pavlenko A.M., Zanin B.Yu., Katasonov M.M., Bykov A.V. An experimental study of the influence of the type of turbulent wake on the flow around models of wings of various shapes // *J. of Physics: Conf. Series*. 2019. Vol. 1404. P. 012093-1–012093-7.

18. **Pavlenko A.M., Bykov A.V., Zanin B.Yu.** Influence of external disturbances on the flow of straight and swept wings // J. of Physics: Conf. Series. 2020. Vol. 1666. P. 012039-1–012039-7.
19. **Катаионов М.М., Козлов В.В., Никитин Н.В., Павленко А.М.** Возникновение и развитие локализованных возмущений в круглой трубе и пограничном слое: учеб. Пособие. 3-е изд., испр. Новосибирск: ИПЦ НГУ, 2019. 246 с.
20. **Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов А.Н., Семенов Н.В., Яцких А.А.** Влияние единичного числа Рейнольдса на ламинарно-турбулентный переход на скользящем крыле при сверхзвуковых скоростях потока // Теплофизика и аэромеханика. 2018. Т. 25, № 5. С. 685–692.
21. **Semionov N.V., Yermolaev Yu.G., Kosinov A.D., Kocharin V.L., Panina A.V., Semenov A.N., Shipul S.A., Yatskikh A.A.** Experimental study of the laminar-turbulent transition on models of wings with subsonic and supersonic leading edge at $M = 2$ // J. of Physics: Conf. Series. 2019. Vol. 1404. P. 012097-1–012097-5.

*Статья поступила в редакцию 11 марта 2021 г.,
после доработки — 11 марта 2021 г.,
принята к публикации 23 марта 2021 г.*