

**А. Д. Дрясов¹, Ю. Г. Ермолаев¹, А. Д. Косинов^{1,2}
Н. В. Семенов¹, А. Н. Семенов^{1,3}**

¹ *Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия*

² *Новосибирский национальный исследовательский государственный университет
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия*

³ *Институт геологии и минералогии им. В. С. Соболева СО РАН
пр. Акад. Коптюга, 3, Новосибирск, 630090, Россия*

*dushadryasov@gmail.com, yermol@itam.nsc.ru, kosinov@itam.nsc.ru
semion@itam.nsc.ru, semenov@itam.nsc.ru*

ВЛИЯНИЕ ВИХРЕВЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ НА ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПЕРЕХОД В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА СКОЛЬЗЯЩЕМ КРЫЛЕ ПРИ $M = 2,5$ *

Выполнены экспериментальные исследования восприимчивости сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле к вихревым возмущениям при числе Маха 2,5. В экспериментах использовались 3 % симметричная модель скользящего крыла с чечевицеобразным профилем и углом скольжения кромок 45°. Выполнено исследование структуры вихревых возмущений, создаваемых с помощью проволоки. Показано, что уровень возмущений в свободном потоке увеличивается с ростом диаметра проволоки. Определены положения ламинарно-турбулентного перехода и получены данные по развитию возмущений в пограничном слое модели. Получено, что увеличение интенсивности вихревых возмущений в свободном потоке приводит к более раннему переходу. Определены коэффициенты восприимчивости.

Ключевые слова: сверхзвуковой пограничный слой, вихревые возмущения, ламинарно-турбулентный переход.

Введение

Данные исследования проводятся с целью изучения процесса возникновения турбулентности в пространственных пограничных слоях – одной из наименее изученных фундаментальных проблем механики жидкости и газа. Такой интерес вызван наличием практических приложений, в частности подобные пограничные слои имеют место при обтекании стреловидного крыла самолета. Исследование влияния внешних возмущений на устойчивость и ламинарно-тур-

булентный переход пограничного слоя на скользящем крыле проводились вплоть до настоящего времени только для случая дозвуковых скоростей. Результаты как теоретических, так и экспериментальных исследований приведены в обзорных работах, см., например: [1–3]. Получено, что в несжимаемом потоке реализуется два различных сценария перехода в зависимости от внешних условий. Показано, что нестационарные возмущения поперечного течения доминируют в процессе в случае среднего и высокого уровней турбулентности набе-

* Работа выполнена при поддержке грантов РФФИ № 11-01-00195 и 15-08-00875.

гающего потока. При низком уровне турбулентности набегающего потока доминируют стационарные возмущения. Сложилось общее представление о процессах, происходящих при ламинарно-турбулентном переходе. На линейной стадии теоретические и экспериментальные данные согласуются друг с другом. На нелинейной стадии развития возмущений, когда амплитуда стационарных вихрей достигает достаточно больших значений, наблюдается модуляция среднего течения в трансверсальном направлении. Искажение профилей средней скорости в сдвиговом течении, т. е. наличие на них точек перегиба, делает такое течение неустойчивым по отношению к вторичным высокочастотным возмущениям. Эволюция высокочастотных возмущений вниз по потоку может приводить пограничный слой на скользящем крыле в турбулентное состояние.

Экспериментальные исследования по определению положения ламинарно-турбулентного перехода в пограничных слоях на скользящем крыле при $M > 1$ начаты с конца 50-х гг. прошлого столетия и продолжают до сих пор [4]. Основное внимание уделяется изучению влияния на положение перехода таких параметров, как число Маха, шероховатость поверхности модели, угол скольжения передней кромки крыла χ , угол атаки α и единичное число Рейнольдса. Полученные в различных экспериментах числа Рейнольдса перехода сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле могут отличаться на порядок [4–6]. К значительному различию в значениях чисел Рейнольдса перехода может приводить неконтролируемый уровень шума в высокоскоростных аэродинамических трубах. В работе [7] показано, что возмущения потока представляют собой совокупность вихревых, акустических и энтропийных возмущений. Анализ влияния различных мод нестационарных возмущений на положение перехода при сверхзвуковых скоростях выполнен в работе [8]. Было показано, что наиболее существенным источником пульсаций давления в сверхзвуковых аэродинамических трубах является турбулентный пограничный слой на стенках сопла и рабочей части [7–9]. Как следует из работ, приведенных в обзорах [7–9], вихревые возмущения из форкамеры слабо влияют на положение перехода. Но существует работа [10], где наблюдалось сильное влия-

ние на переход для $M \leq 2,5$, а при больших значениях чисел Маха влияние было незначительным. Отметим, что все описанные в работах [7–9] эксперименты проводились в шумных установках, а в экспериментах [10] шум был незначительно меньше. Поэтому вопрос о влиянии вихревых возмущений на процесс возникновения турбулентности в сверхзвуковых пограничных слоях остается открытым.

Исследований по восприимчивости сверхзвуковых пограничных слоев к вихревым возмущениям ранее не проводилось.

Постановка экспериментов

Эксперименты выполнены в малотурбулентной сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при числе Маха 2,5 и единичном числе Рейнольдса $Re_1 = 5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. 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 0,38 м, ширина 0,2 м, максимальная толщина 12 мм, относительная толщина 3 %. Кромки модели имели различный радиус притупления (приблизительно 0,1 и 1 мм). Вихревые возмущения создавались с помощью проволоки, натянутой перед сопловыми вставками в дозвуковой части течения. Метод создания вихревых возмущений с помощью проволоки успешно используется при дозвуковых скоростях [11–13]. В экспериментах использовалась проволока, диаметром $d = 0,63, 0,95, 1,9$ и 3 мм. Результаты исследования измерения пульсаций в свободном потоке для различных диаметров проволоки приведены в работе [14]. Получено, 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. 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

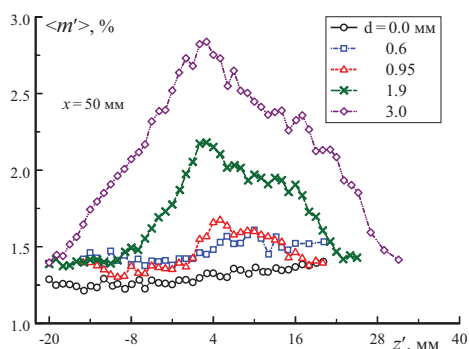


Рис. 1. Распределения амплитуды пульсаций в пограничном слое скользящего крыла в зависимости от поперечной координаты для различных диаметров проволоки

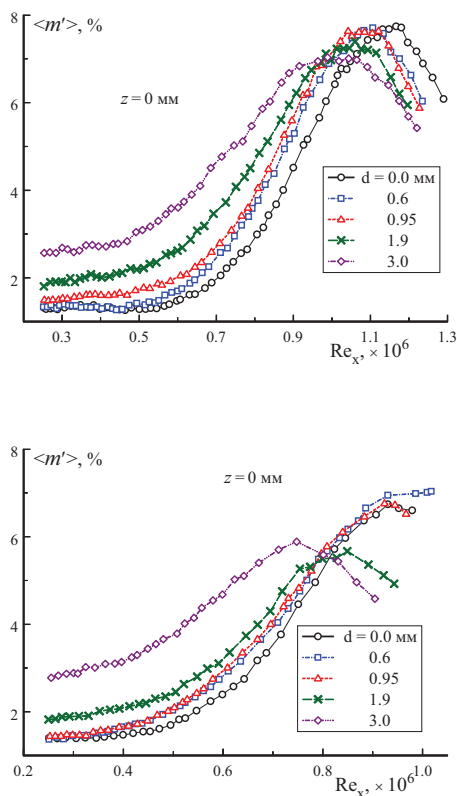


Рис. 2. Кривые нарастания возмущений для различных диаметров проволоки

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

[14]. Обработка экспериментальных данных проводилась при помощи быстрого преобразования Фурье, определялись спектры мощности по полным осциллограммам. Более подробно постановка эксперимента, система сбора, процедура обработки данных описана в [14–16]. Определение абсолютных значений пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ проводилось методом, описанным в [14]. Для определения нелинейного взаимодействия возмущений выполнялась оценка на нормальность распределений плотности вероятности согласно [17]. Делались оценки «экссесса» и «асимметрии» измеренного пульсационного сигнала [15]. Более подробно метод исследования нелинейных процессов описан в [15].

Результаты и их анализ

Выполнено экспериментальное исследование восприимчивости трехмерного сверхзвукового пограничного слоя на модели скользящего крыла с острой и затупленной передними кромками к вихревым возмущениям и влияния уровня внешних возмущений на ламинарно-турбулентный переход при $M = 2,5$. Для этого были получены зависимости амплитуды пульсаций от продольной координаты (кривые нарастания возмущений), от нормальной координаты (профили) и от поперечной координаты z' параллельной передней кромки модели. Измерения были выполнены для всех диаметров проволоки и для случая отсутствия источника вихревых возмущений.

Измерения в пограничном слое скользящего крыла по поперечной координате z' в сечении $x = 50 \text{ mm}$ параллельно передней кромке модели выполнялись в критическом слое, где пульсации массового расхода $\langle m' \rangle$ максимальны. Результаты измерений $\langle m' \rangle$ для затупленной передней кромки и различных диаметров проволоки представлены на рис. 1. Максимальные возмущения в пограничном слое получены для случая $d = 3 \text{ mm}$, а в случае $d = 0,63 \text{ mm}$ порожденные возмущения практически не выделяются на фоне естественных пульсации. Если для плоской пластины область зависимости амплитуды порожденных возмущений от трансверсальной координаты z симметрична, то для скользящего крыла максимум амплитуды зафиксирован при $z' = 4 \text{ mm}$.

Определены положения ламинарно-турбулентного перехода для всех источников внешних возмущений. Для этого были измерены кривые нарастания возмущений в следе за проволокой. Максимум в распределении пульсаций массового расхода соответствует положению ламинарно-турбулентного перехода. На результаты измерений положения перехода сильно влияет, каким способом он определяется. Использовались два метода определения положения ламинарно-турбулентного перехода с помощью термоанемометра: в первом случае измерения проводились при фиксированном положении датчика и изменяющемся значении Re_1 , во втором – выбирают $Re_1 = const$, а датчик перемещается вдоль координаты x . Результаты измерений при $Re_1 = 5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ для различных диаметров проволоки при $M = 2,5$ представлены на рис. 2 (случай острой передней кромки – слева, затупленной – справа). Для $d = 3 \text{ мм}$ отмечено максимальное влияние вихревых возмущений на положение перехода. Получена более сильная дестабилизация пограничного слоя для затупленной модели, чем для случая острой передней кромки. Уменьшение диаметра проволоки приводит к увеличению числа Рейнольдса перехода. И уже при $d = 0,63 \text{ мм}$ влияние вихревых возмущений на положение перехода не отмечается.

Измерены кривые нарастания, профили пульсаций массового расхода и профили средних напряжений, получены амплитудно-частотные спектры и выполнен статистический анализ. В сечении $z' = 0 \text{ мм}$ для различных значений продольной координаты x были измерены профили пульсаций для всех диаметров проволоки, а также для случая отсутствия источника вихревых возмущений. Результаты сравнения профилей пульсаций, измеренных при $x = 50 \text{ мм}$ для различных источников вихревых возмущений, представлены на рис. 3 для случаев острой и затупленной передних кромок. Значение координаты $y = 0 \text{ мм}$ соответствовало поверхности модели и определялось касанием. Эти данные хорошо согласуются с результатами измерений по положению ламинарно-турбулентного перехода. Увеличение диаметра проволоки приводит к увеличению интенсивности порождаемых возмущений и раннему проявлению нелинейных процессов, что, в свою очередь, приводит к дестабилизации пограничного слоя.

Предложено определять коэффициент восприимчивости K как отношение максимальной амплитуды пульсаций массового расхода в пограничном слое к амплитуде пульсаций в свободном потоке над моделью. Для этого использовались результаты измерений в свободном потоке над моделью

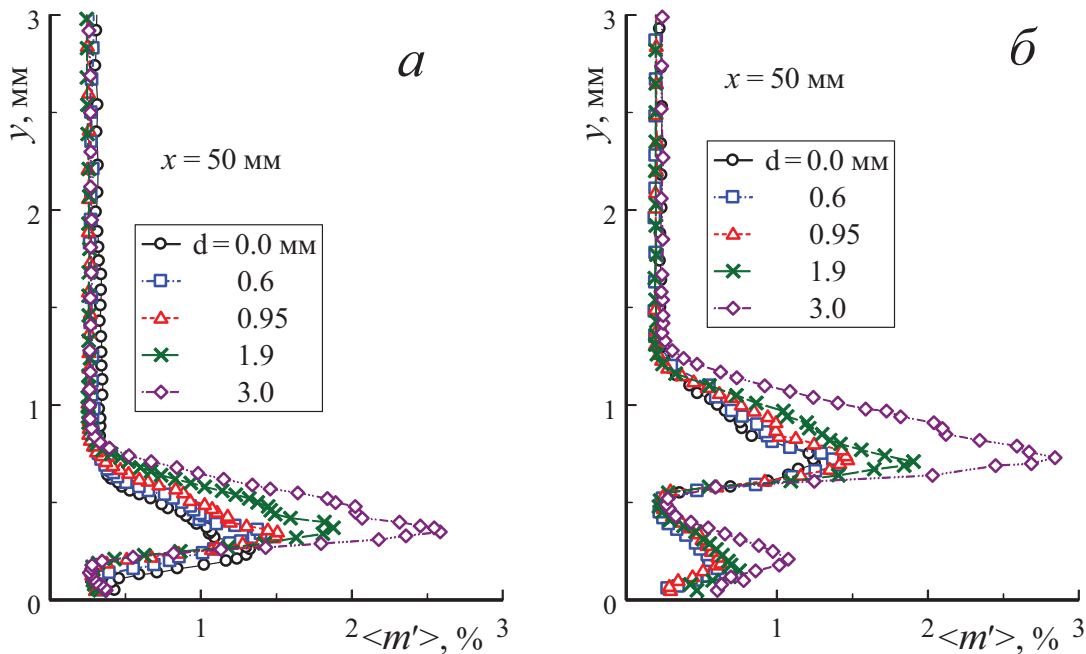


Рис. 3. Профили пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ для различных диаметров проволоки при $M = 2,5$, $x = 50 \text{ мм}$: а – острая передняя кромка; б – затупленная передняя кромка

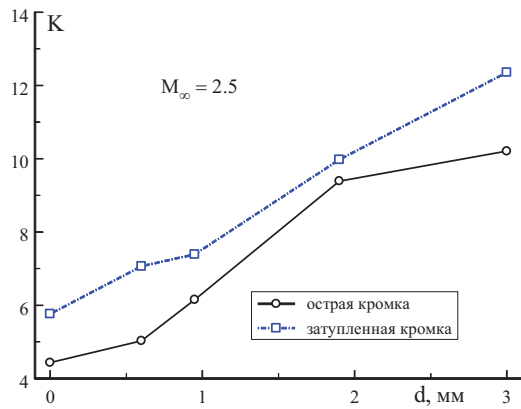


Рис. 4. Зависимости коэффициентов восприимчивости от диаметра проволоки

и в пограничном слое скользящего крыла в сечении $x = 50$ мм (рис. 3). На рис. 4 представлены коэффициенты восприимчивости, полученные в результате такой обработки. Подтверждено дестабилизирующее влияние притупления передней кромки модели скользящего крыла. Определены коэффициенты восприимчивости.

Для определения нелинейного взаимодействия возмущений использовался общеизвестный факт, что Гауссовый сигнал на входе и выходе системы означает линейность процесса, а его отклонение от нормального распределения, выражает нелинейность процесса. Оценка на нормальность

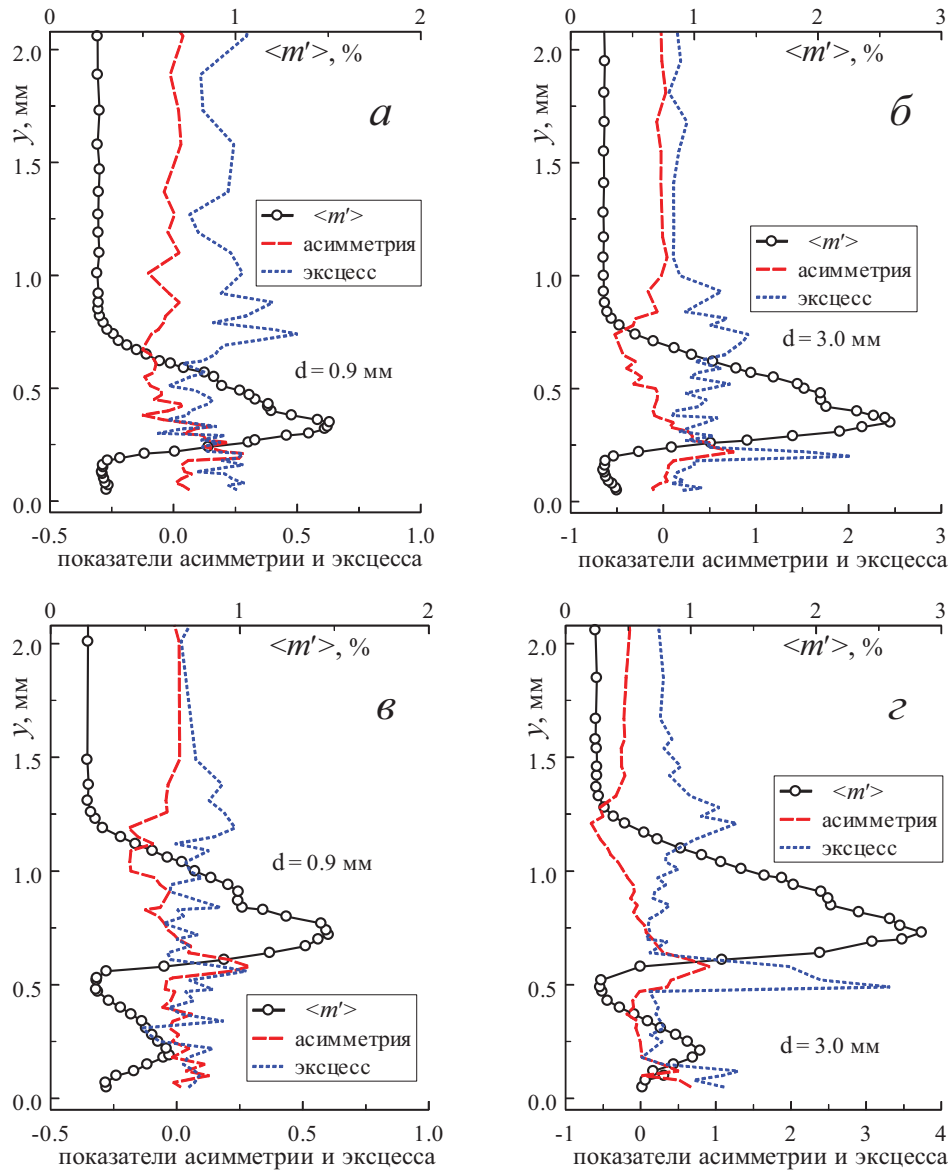


Рис. 5. Результаты статистического анализа при $x = 50$ мм: а, б – острая передняя кромка; в, г – затупленная передняя кромка

распределений плотности вероятности выполнялась по оценке «экссесса» и «асимметрии» для измеренных профилей пульсационного сигнала [15; 17]. Был выполнен статистический анализ всех экспериментальных данных (по измерениям в критическом слое и по всем профилям). Результаты статистического анализа для случая модели с острой передней кромкой без источника возмущений представлены в работе [15]. Получено, что без источника возмущений вплоть до значений продольной координаты $x = 120$ мм ($Re_x = 0,6 \cdot 10^6$) показатели «экссесса» и «асимметрии» имеют одинаковый разброс значений около нуля по всему профилю, как в свободном потоке (где процессы заведомо линейны), так и в пограничном слое. Иначе говоря, до $x = 120$ мм включительно мы наблюдаем линейное развитие возмущений, а распределения плотности вероятности пульсаций близки к Гауссовому. На рис. 5. приведены результаты статистического анализа, полученные при наличии источника вихревых возмущений для случая острой и затупленной кромок скользящего крыла, где представлены профили пульсаций по координате y и показатели «экссесса» и «асимметрии». Данные, представленные на рисунке, демонстрируют наличие слабо нелинейных процессов при $d = 0,95$ мм и сильно нелинейных процессов при $d = 3$ мм в начальном сечении $x = 50$ мм. Нелинейные процессы в трехмерном пограничном слое на скользящем крыле (где существует поперечное течение, приводящее к неоднородности среднего течения) могут вызывать механизм вторичной неустойчивости и приводить к раннему переходу.

Заключение

Проведено исследование восприимчивости сверхзвукового пограничного слоя на остром и затупленном скользящем крыле к вихревым возмущениям при числе Маха $M = 2,5$. Определены положения ламинарно-турбулентного перехода для всех источников внешних возмущений. Показано влияние диаметра проволоки на интенсивность порождаемых в пограничном слое возмущений и положение перехода. Измерены кривые нарастания, профили пульсаций массового расхода и профили средних напряжений, получены амплитудно-частотные спектры и выполнен статистический анализ. Получено,

что источник возмущений с проволокой диаметром $d = 0,6$ мм не влияет на интенсивность порождаемых в пограничном слое модели возмущений и положение ламинарно-турбулентного перехода. Увеличение диаметра проволоки приводит к увеличению интенсивности порождаемых возмущений и раннему проявлению нелинейных процессов, что, в свою очередь, приводит к дестабилизации пограничного слоя. Показано, что вихревые возмущения оказывают сильное влияние на положение ламинарно-турбулентного перехода при $M = 2,5$.

Список литературы

1. *Bippes H.* Basic experiments on transition in three-dimensional boundary layers dominated by crossflow instability // *Prog. Aero. Sci.* 1999. Vol. 35. P. 363–412.
2. *Saric W. S., Reed H. L., White E. B.* Stability and transition of three-dimensional boundary layers // *Ann. Rev. Fluid Mech.* 2003. Vol. 35. P. 413–440.
3. *Boiko A. V., Grek G. R., Dovgal A. V., Kozlov V. V.* The Origin of Turbulence in Near-Wall Flows. Berlin: Springer-Verlag, 2002.
4. *Гапонов С. А., Маслов А. А.* Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 144 с.
5. *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.
6. *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.
7. *Morkovin M. V.* On supersonic wind tunnels with low free-stream disturbances // *J. of Applied Mechanics. Tran. ASME. Series E.* 1959. Vol. 26. P. 319–324.
8. *Pate S. R.* Effect of wind tunnel disturbances on boundary layer transition with emphasis on radiated noise: a review // *AIAA.* 1980. Paper 80–431.
9. *Laufer J.* Aerodynamic noise in supersonic wind tunnels // *Aerospace Sci.* 1961. Vol. 28. No. 9. P. 685–692.
10. *Uberoi M. S.* Effect of wind-tunnel contraction on free-stream turbulence // *J. Aeronaut. Sci.* 1956. Vol. 23. No. 12. P. 885–899.

11. 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. P. 813–820.
12. Watmuff J. F. Effect of weak freestream uniformity on boundary layer transition // *J. Fluid Eng.* 2006. Vol. 128. P. 247–257.
13. Занин Б. Ю., Катасонов М. М., Михаэлис М. В., Павленко А. М. Экспериментальные исследования влияния вихревых возмущений на обтекание модели крыла при малых числах Рейнольдса // *Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика*. 2014. Т. 9, вып. 3. С. 32–38.
14. 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, № 6-99).
15. Semionov N. V., Kosinov A. D., Yermolaev Yu. G. Experimental study of receptivity of supersonic boundary layer on swept wing // 5th European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS 2013) (Germany, Munich, 1–5 Jul. 2013): Proceedings. CIMNE, 2013. Paper 339.
16. Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов Н. В. Экспериментальные исследования устойчивости сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле при $M = 2$ // *Учен. зап. ЦАГИ*. 2011. Т. 42, № 1. С. 3–11.
17. Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов Н. В. Экспериментальное исследование нелинейных процессов в пограничном слое на скользящем крыле при числе Маха $M = 2$ // *Прикладная механика и техническая физика*. 2014. Т. 55, № 5. С. 45–54.
18. Львовский Е. Н. Статистические методы построения эмпирических формул. М.: Высш. шк., 1988. 239 с.

Материал поступил в редколлегию 16.02.2016

**A. D. Dryasov¹, Yu. G. Yermolaev¹, A. D. Kosinov^{1,2}
N. V. Semionov¹, A. N. Semionov^{1,3}**

¹ S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, SB RAS
4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation

² Novosibirsk State University
2 Pirogov Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation

³ Institute of Geology and Mineralogy of SB RAS
3 Acad. Koptyug Ave., Novosibirsk, 630090, Russian Federation

*dushadryasov@gmail.com, yermol@itam.nsc.ru, kosinov@itam.nsc.ru
semion@itam.nsc.ru, semenov@itam.nsc.ru*

INFLUENCE OF VORTEX DISTURBANCES ON LAMINAR-TURBULENT TRANSITION IN SUPERSONIC BOUNDARY LAYER ON A SWEEP WING AT $M = 2.5$

Experimental investigations of the receptivity of a supersonic boundary layer on a swept wing to the vortex perturbations were made at Mach 2.5. A symmetrical wing model with a 45° sweep angle and a 3-percent-thick circular-arc airfoil was used in experiments. The investigation of the vortex disturbances structure generated by a wire was done. It has been shown that the level of disturbances in the free flow increases with increasing wire diameter. The positions of the laminar-turbulent transition at different diameters of wire were determined and data of the disturbances development in the model boundary layer were obtained. It was found that an increase in the intensity of vortex disturbances in the free flow leads to an earlier transition. Receptivity coefficients were determined.

Keywords: supersonic boundary layer, vortex disturbances, laminar-turbulent transition.