

УДК 532.526

## РАЗВИТИЕ ВОЗМУЩЕНИЙ В ЛАМИНАРИЗИРОВАННОМ СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА СКОЛЬЗЯЩЕМ КРЫЛЕ

Н. В. Семенов, Ю. Г. Ермолаев, А. Д. Косинов

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,  
630090 Новосибирск  
E-mails: semion@itam.nsc.ru, kosinov@itam.nsc.ru

Представлены экспериментальные данные по исследованию устойчивости трехмерного сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле. Эксперименты выполнены на модели скользящего крыла, имеющего чечевицеобразный профиль, с углом скольжения передней кромки  $40^\circ$  при нулевом угле атаки. Для ламинаризации сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле использовалась распределенная шероховатость. Впервые проведено исследование взаимодействия бегущих и стационарных возмущений. Выявлены некоторые особенности этого взаимодействия. Показано, что основной причиной возникновения турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле является вторичная неустойчивость поперечного течения.

**Ключевые слова:** сверхзвуковой пограничный слой, скользящее крыло, переход, стационарные возмущения, устойчивость.

**Введение.** Проблема возникновения турбулентности и разработки методов управления переходом в пространственных пограничных слоях изучалась многими исследователями. При создании небольшого коммерческого сверхзвукового самолета нового поколения планируется использовать новые технологии, в частности пассивное управление ламинарно-турбулентным переходом (ламинаризацией течения) в пограничном слое с помощью микрошероховатости, распределенной на поверхности стреловидного крыла вблизи передней кромки.

В [1, 2] показано, что при дозвуковых скоростях обтекания скользящего крыла с помощью распределенной шероховатости можно управлять неустойчивостью пограничного слоя на скользящем крыле. Метод пассивного управления переходом заключается в следующем. Параллельно передней кромке крыла на расстоянии, равном  $1 \div 5\%$  хорды крыла, наносятся микрошероховатости. По результатам вычислений наиболее неустойчивой стационарной моды выбирается шаг между шероховатостями вдоль размаха крыла, который должен составлять примерно  $(0,50 \div 0,55)\lambda_{ст}$  ( $\lambda_{ст}$  — длина волны наиболее неустойчивой стационарной моды в направлении, параллельном передней кромке крыла). В экспериментах [1, 2] использовались цилиндрические элементы шероховатости высотой 6 мкм, расположенные в окрестности передней кромки скользящего крыла. Установлено, что изменение поперечного расстояния между шероховатостями оказывает влияние на положение области ламинарно-турбулентного перехода. Например, использование распределенной шероховатости с шагом вдоль размаха крыла, равным 12 мм (или кратным этому значению),

приводило к приближению области перехода к передней кромке приблизительно на 35 %, а с шагом, равным 8 мм, — к увеличению области ламинарного течения на 11 %.

Для пассивного управления переходом в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле распределенные шероховатости впервые применены в экспериментах [3, 4] с использованием метода, разработанного для дозвуковых скоростей [1, 2]. В работах [3, 4] сообщается об использовании микрошероховатости поверхности для затягивания перехода к турбулентности в трехмерном пограничном слое на модели крыла с дозвуковой передней кромкой. В случае сверхзвуковой передней кромки обнаружено, что пограничный слой остается ламинарным над всей моделью. Даже использование шероховатостей с шагом  $\lambda_{ст}$  не приводило к турбулизации пограничного слоя. Следует отметить, что значения числа Рейнольдса перехода, приведенные в [3, 4], завышены на порядок. В работе [5] получены достоверные значения числа Рейнольдса перехода, которые противоречат результатам исследований [3, 4]. Кроме того, в работе [5] предпринята попытка осуществить управление переходом на модели крыла с дозвуковой передней кромкой (т. е. повторить результаты исследований [3, 4]). Однако в этом случае (как при наличии шероховатостей, так и без них) переход происходил в окрестности передней кромки. Хотя в экспериментах [3, 4] достоверных данных о положении перехода пограничного слоя на скользящем крыле не получено, не вызывает сомнения обоснованность метода управления состоянием трехмерного сверхзвукового пограничного слоя с помощью распределенной шероховатости. Кроме того, в работе [6] описаны летные эксперименты, показавшие возможность использования метода пассивного управления переходом. Выполнены исследования на модели крыла со сверхзвуковой передней кромкой ( $\chi = 30^\circ$ ), закрепленной под фюзеляжем самолета F-15B, при значениях числа Маха  $M = 1,85; 0,91$ . С помощью шероховатостей (таких же, как в экспериментах [3, 4]) при  $M = 1,85$  удалось затянуть переход до значения числа Рейнольдса  $Re_{tr} \approx 8 \cdot 10^6$ .

Исследования устойчивости сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле [7] показали, что в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле переход к турбулентности обусловлен взаимодействием стационарных (крупномасштабных) и бегущих (мелкомасштабных) возмущений. Следовательно, в этом случае для управления ламинарно-турбулентным переходом проще и эффективнее воздействовать на стационарные структуры, характер развития которых в большей степени влияет на положение области перехода.

В работе [8] предложена оригинальная форма микрошероховатостей в виде продольных структур, распределенных вдоль размаха крыла, с помощью которых на скользящем крыле со сверхзвуковой передней кромкой удалось затянуть переход на 40 %. В экспериментах использовалась модель крыла, имеющего чечевицеобразный профиль, с углом скольжения передней и задней кромок  $\chi = 40^\circ$ .

Для эффективного управления переходом в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле с помощью распределенной шероховатости необходимо понимание процессов, происходящих в таком слое. Большинство исследований механизма возникновения турбулентности на крыловом профиле выполнено при дозвуковых скоростях [9–11]. Исключения составляют работы [7, 12, 13], в которых исследовалась устойчивость сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле. В [12] приведены результаты исследования естественных бегущих возмущений, а в работах [7, 13] изучено развитие искусственных волновых поездов и их взаимодействие со стационарным возмущением. Очевидно, что для понимания сложного процесса возникновения турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле этих экспериментальных данных недостаточно.

В настоящей работе представлены результаты экспериментов по развитию возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле, искусственно ламинари-

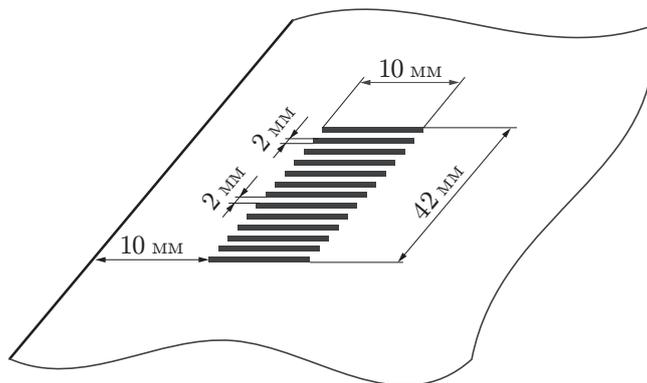


Рис. 1. Схема распределенной шероховатости

зированной с помощью распределенных продольных шероховатостей. Эти исследования позволяют изучить эволюцию и взаимодействие бегущих и стационарных возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле, а также выявить некоторые особенности возникновения турбулентности в трехмерном пограничном слое.

**Экспериментальное оборудование.** Эксперименты выполнены в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 Института теоретической и прикладной механики СО РАН при числе Маха  $M = 2$ . В экспериментах использовалась модель крыла, имеющего чечевицеобразный профиль, с углом скольжения передней и задней кромок  $\chi = 40^\circ$ , которая устанавливалась под нулевым углом атаки в центральном сечении рабочей части аэродинамической трубы. Длина модели 0,26 м, ширина 0,2 м, максимальная толщина 20 мм, относительная толщина 7,7 %.

Для управления переходом применялись продольные распределенные шероховатости [8], которые с помощью специальных шаблонов наносились лаком на расстоянии от передней кромки модели, равном 10 мм. Ширина продольной шероховатости равна 2 мм, длина — 10 мм. Расстояние между элементами шероховатости составляло 2 мм. Схема шероховатости приведена на рис. 1.

Возмущения в потоке регистрировались термоанемометром постоянного сопротивления. Измерения пульсационных и средних характеристик потока проводились автоматизированной системой сбора данных. Пульсационный сигнал с термоанемометра (в полосе частот до 350 кГц) измерялся 12-битным аналого-цифровым преобразователем с частотой дискретизации 750 кГц, а среднее напряжение в диагонали моста — вольтметром Ш-1516. Длина реализации сигнала составляла 65 536 точек аналого-цифрового преобразователя. Для определения частотных спектров возмущений использовалось дискретное преобразование Фурье.

**Результаты экспериментов и их анализ.** В работе [8] обнаружено, что если на гладком крыле ламинарно-турбулентный переход происходит при  $Re_{tr} \approx (0,9 \div 1,0) \cdot 10^6$ , то использование распределенной продольной шероховатости приводит к ламинаризации и число Рейнольдса перехода достигает значения  $Re_{tr} \approx 1,35 \cdot 10^6$ . Исследование развития возмущений проведено именно для такого ламинаризованного пограничного слоя.

Измерения выполнены в нескольких сечениях вдоль размаха крыла при  $x = 45, 60, 75, 90$  мм и единичном числе Рейнольдса  $Re_1 = 12,2 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ , а также при  $x = 90$  мм и  $Re_1 = 14,4 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ , что соответствует значениям числа Рейнольдса  $Re_x = 0,55 \cdot 10^6, 0,73 \cdot 10^6, 0,92 \cdot 10^6, 1,10 \cdot 10^6, 1,30 \cdot 10^6$ . Координата  $x$  отсчитывалась от передней кромки модели в направлении потока. Измерения проводились в сечении с максимальными пульсациями в пограничном слое при постоянном значении координаты  $y$  путем перемещения датчика термоанемометра вдоль координаты  $z'$  параллельно передней кромке модели.

На рис. 2 представлены зависимости массового расхода и среднеквадратичных пульсаций массового расхода от координаты  $z'$  вдоль размаха крыла для нескольких сечений (в слое с максимумом пульсаций). Показана эволюция бегущих и стационарных возмущений от области линейной стадии развития до области перехода, а также их взаимодействие. В первом сечении ( $x = 45$  мм) стационарные возмущения, порожденные распределенной шероховатостью, только начинают выделяться (рис. 2, *a*). Наблюдается тенденция к установлению некоторой периодичности. Хотя расстояние от конца распределенной шероховатости до первого сечения достаточно большое (25 мм), периодичность вдоль размаха крыла явно еще не выделяется. Отметим, что в случае гладкой поверхности также не удалось выделить периодичность вдоль размаха крыла [12].

В других сечениях периодичность стационарных структур ярко выражена. Периодичность возмущений вдоль размаха крыла составляет приблизительно 4 мм, что хорошо коррелирует с периодом расположения распределенной шероховатости. Аналогичные результаты получены для распределений пульсационной составляющей, в которых также наблюдается периодичность максимумов и минимумов, причем максимумы в распределениях возмущений в среднем течении строго соответствуют минимумам пульсаций в пограничном слое для сечений  $x = 60, 75$  мм (рис. 2, *б, в*). В сечении  $x = 90$  мм (рис. 2, *г, д*), соответствующем области нелинейного развития возмущений, наблюдается быстрая перестройка течения. В сечении, соответствующем значению  $Re_x = 1,1 \cdot 10^6$  (рис. 2, *з*), периодичность в распределении массового расхода сохраняется, а в распределении пульсаций массового расхода изменяется. Можно даже утверждать, что происходит удвоение числа периодов. При  $Re_x = 1,3 \cdot 10^6$  (рис. 2, *д*) положение максимума в распределении возмущений в среднем течении совпадает с положением максимума пульсационного распределения возмущений в пограничном слое. Подобные процессы наблюдались в экспериментах при дозвуковых скоростях. Обнаружено, что “на участке линейного развития возмущений их максимум находится в области сдвига средней скорости, а в области нелинейного развития такое соответствие отсутствует” [14]. Быстрое изменение структуры бегущих возмущений в области нелинейного развития отмечено также в экспериментах [7], где исследовалась эволюция контролируемых возмущений при  $M = 2$  на такой же модели крыла, как и в данной работе. Из рис. 2 следует, что амплитуда как бегущих, так и стационарных возмущений сначала увеличивается, а в конце области перехода уменьшается. Аналогичный результат получен в работе [7].

Дополнительная информация о развитии возмущений может быть получена при анализе амплитудно-частотных спектров возмущений. На рис. 3 приведены спектры возмущений, полученные с помощью дискретного преобразования Фурье. Отметим, что спектры, соответствующие точкам с максимальными или минимальными среднеквадратичными пульсациями массового расхода, различаются (см. рис. 2), поэтому для сравнения на рис. 3 приведены спектры, соответствующие точкам, в которых пульсации возмущений в сечении максимальны. На начальном этапе развития возмущений спектры имеют два максимума (кривые 1–3). Первый максимум наблюдается на частоте  $f \leq 5$  кГц, второй, соответствующий частотам усиливающихся бегущих возмущений [7, 15], — в области частот  $f = 10 \div 60$  кГц. При увеличении числа Рейнольдса происходит интенсивное возбуждение и рост пульсаций в полосе частот от 10 до 60 кГц. Кроме того, в спектрах выделяются высокочастотные моды. В экспериментах обнаружено возбуждение нарастающих вниз по потоку высокочастотных возмущений, что согласуется с результатами расчетов вторичной неустойчивости поперечных возмущений [16]. Следовательно, можно утверждать, что вторичная неустойчивость поперечного потока играет основную роль в процессе перехода ламинарного течения в сверхзвуковом пограничном слое на модели скользящего крыла. Следует отметить, что при дозвуковых скоростях вторичная неустойчивость обу-

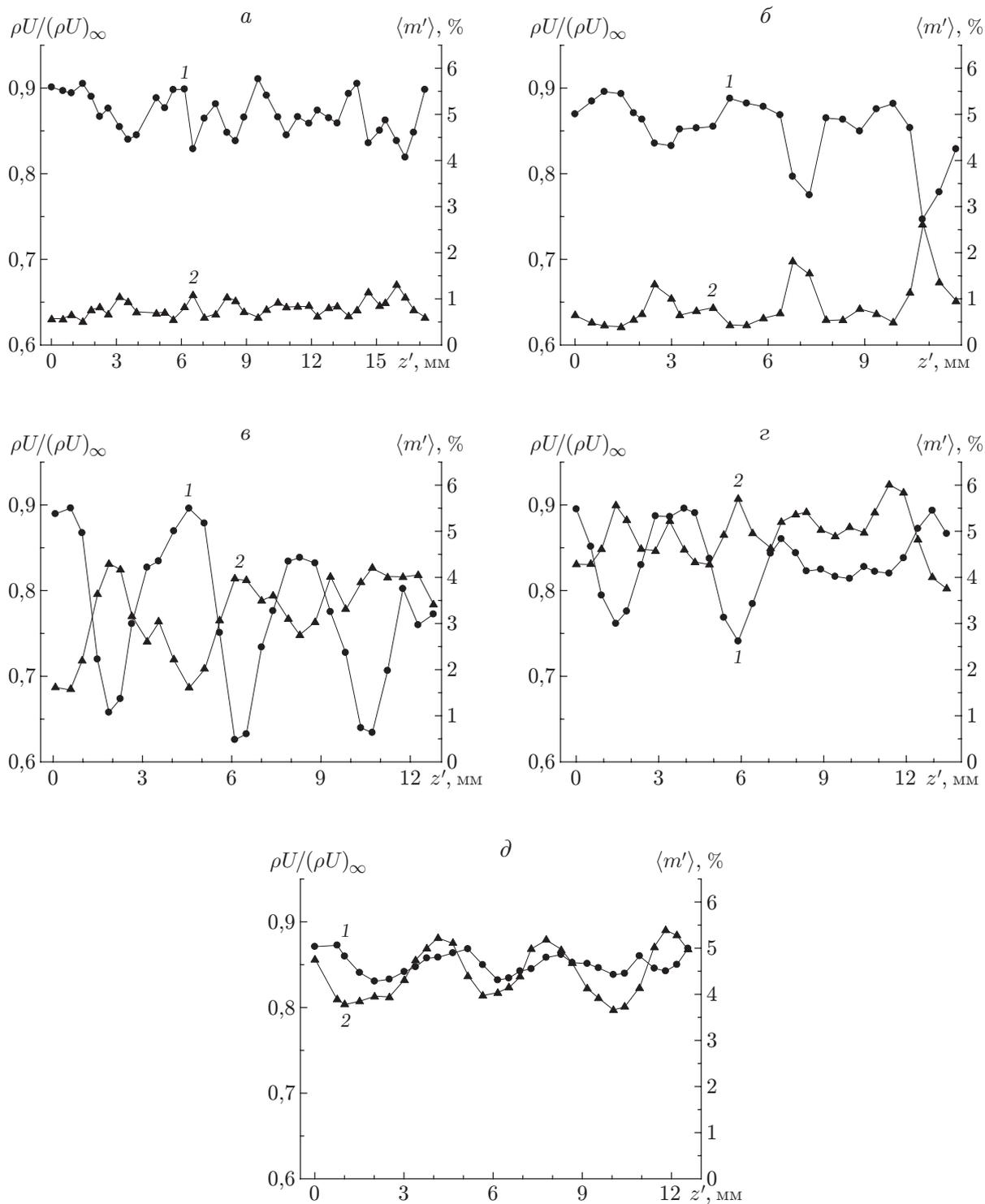


Рис. 2. Распределения массового расхода (1) и среднеквадратичных пульсаций массового расхода (2) вдоль размаха крыла:  
*a* —  $Re_x = 0,55 \cdot 10^6$ ; *б* —  $Re_x = 0,73 \cdot 10^6$ ; *в* —  $Re_x = 0,92 \cdot 10^6$ ; *г* —  $Re_x = 1,1 \cdot 10^6$ ; *д* —  $Re_x = 1,3 \cdot 10^6$

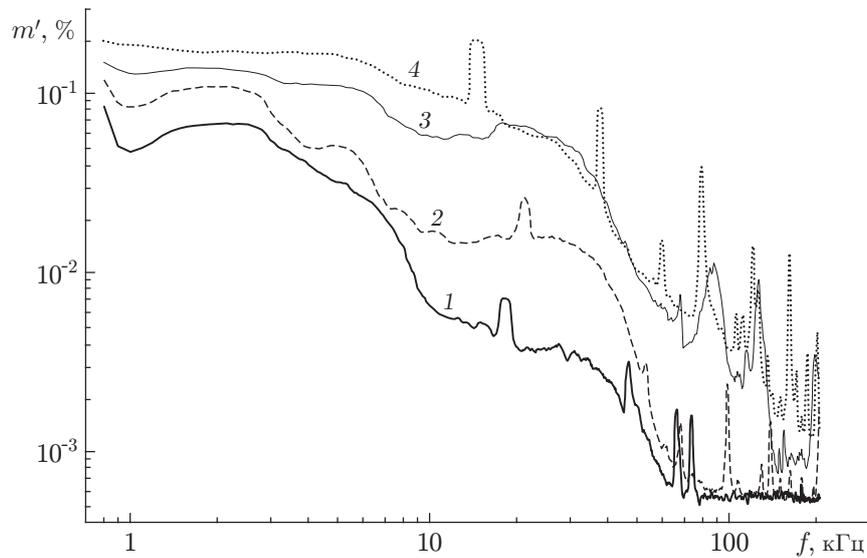


Рис. 3. Амплитудно-частотные спектры возмущений при различных значениях числа Рейнольдса:

1 —  $Re_x = 0,55 \cdot 10^6$ ; 2 —  $Re_x = 0,73 \cdot 10^6$ ; 3 —  $Re_x = 0,92 \cdot 10^6$ ; 4 —  $Re_x = 1,1 \cdot 10^6$

словливает процесс перехода на скользящем крыле [9, 17]. В работе [9] показано, что когда амплитуда стационарных возмущений достигает приблизительно 10 % скорости набегающего потока, высокочастотные вторичные пульсации начинают нарастать. Этот процесс происходит и в рассматриваемом случае.

При  $Re = 1,1 \cdot 10^6$ ;  $1,3 \cdot 10^6$  (вблизи области перехода) амплитудно-частотные спектры практически совпадают и аналогичны спектрам, соответствующим турбулентному пограничному слою на скользящем крыле [15]. В этих же сечениях наблюдалось быстрое изменение структуры бегущих возмущений (см. рис. 2). Аналогично для бегущих контролируемых возмущений [7] установлено, что в области нелинейного развития происходит быстрая перестройка их волновой структуры (особенно на частоте субгармоники), чего не наблюдалось в случае дозвуковых скоростей. В то же время на начальной стадии развития эволюция контролируемых возмущений подобна развитию бегущих волн в случае дозвуковых скоростей [18], а особенности, характерные только для сверхзвукового пограничного слоя, проявляются в основном вблизи области перехода.

**Заключение.** Проведено исследование развития и взаимодействия стационарных и бегущих возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле. Результаты экспериментов качественно согласуются с результатами исследований при дозвуковых скоростях. Подтверждено, что основной причиной возникновения турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле является вторичная неустойчивость поперечного течения. Показано, что для сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле характерно быстрое изменение структуры возмущений в области нелинейного развития.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Saric W. S., Carillo R. B., Reibert M. S. Leading edge roughness as a transition control mechanism. S. l., 1998. (Paper / AIAA; N 98-0781).
2. Saric W. S., Carillo R. B. (Jr.), Reibert M. S. Nonlinear stability and transition in 3-D boundary layers // *Mechanica*. 1998. V. 33. P. 469–487.

3. **Saric W. S., Reed H. L.** Control of transition in supersonic boundary layers: experiments and computations // Proc. of the conf. "West east high speed flow fields". Barcelona: Intern. center for numer. methods, 2003. P. 417–425.
4. **Saric W. S., Reed H. L.** Supersonic laminar flow control on swept wings using distributed roughness. S. l., 2002 (Paper / AIAA; N 2002-0147).
5. **Zuccher S., Saric W. S., Reed H. L., McNeil L. B.** The role of infrared thermography in the study of crossflow instability at  $M = 2.4$  // Proc. of the 7th Intern. symp. on fluid control, measurement, and visualization. Sorrento (Italy): S. n., 2003.
6. **Семенов Н. В., Косинов А. Д., Левченко В. Я., Ермолаев Ю. Г.** Экспериментальное исследование развития возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на модели скользящего крыла // Теплофизика и аэромеханика. 2003. Т. 10, № 3. С. 357–368.
7. **Semionov N. V., Barkova O. V., Kosinov A. D.** Method of transition control of a supersonic boundary layer on a swept wing // Proc. of the Intern. conf. on the methods of aerophys. res. Novosibirsk: Nonparel, 2004. Pt 4. P. 279–284.
8. **Saric W. S., Reed H. L., Banks D.** Flight testing of laminar flow control in high speed boundary layers // AVT-111 Specialist meeting (Enhancement of NATO military flight vehicle performance by management of interacting boundary layer transition and separation), Prague (Czech Republic), 4–7 Oct. 2004. [Electron. resource]. [www.rta.nato.int](http://www.rta.nato.int).
9. **Chernoray V. G., Dovgal A. V., Kozlov V. V., Loefdahl L.** Experiments on secondary instability of streamwise vortices in a swept wing boundary layer // J. Fluid Mech. 2005. V. 534. P. 295–325.
10. **Kachanov Y. S.** Experimental studies of three dimensional instability of boundary layer. S. l., 1996. (Paper / AIAA; N 96-1976).
11. **Saric W. S., Reed H. L., White E. B.** Stability and transition in three-dimensional boundary layers // Annu. Rev. Fluid Mech. 2003. V. 35. P. 389–428.
12. **Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Левченко В. Я., Семенов Н. В.** О неустойчивости пространственного сверхзвукового пограничного слоя // ПМТФ. 1995. Т. 36, № 6. С. 50–54.
13. **Косинов А. Д., Семенов Н. В., Ермолаев Ю. Г., Левченко В. Я.** Экспериментальное исследование развития возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на модели скользящего крыла в контролируемых условиях // ПМТФ. 2000. Т. 41, № 1. С. 50–56.
14. **Козлов В. В., Левченко В. Я., Сова В. А., Щербаков В. А.** Влияние акустического поля на ламинарно-турбулентный переход на скользящем крыле в области благоприятного градиента давления // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2003. № 6. С. 48–58.
15. **Semionov N. V., Kosinov A. D., Tagaev S. N., Yermolaev Yu. G.** Transition of supersonic boundary layer on swept wings // Proc. of the Intern. conf. on the methods of aerophys. res. Novosibirsk: Nonparel, 2007. Pt 5. P. 144–149.
16. **Malik M. R., Li F., Chang C. L.** Nonlinear crossflow disturbances and secondary instabilities in swept-wing boundary layers // Nonlinear instability and transition in three-dimensional boundary layers. Dordrecht etc.: Kluwer Acad. Publ., 1996. P. 257–266.
17. **Kohama Y., Saric W., Hoos W.** A high-frequency, secondary instability of cross-flow vortices that lead to transition // Proc. of the RAS conf. on boundary layer and control. Cambridge: Roy. aeronaut. soc., 1991. P. 4.1–4.13.
18. **Гапоненко В. Р., Иванов А. В., Качанов Ю. С.** Экспериментальное исследование устойчивости пограничного слоя скользящего крыла по отношению к нестационарным возмущениям // Теплофизика и аэромеханика. 1995. Т. 2, № 4. С. 333–359.