

УДК 532.526

DOI 10.25205/2541-9447-2021-16-1-81-90

Экспериментальные исследования влияния периодической модуляции течения на развитие возмущений в пограничном слое скользящего крыла при числе Маха 2,5

А. А. Яцких^{1,2}, А. В. Панина¹, В. Л. Кочарин¹, Ю. Г. Ермолаев^{1,2}
А. Д. Косинов^{1,2}, Н. В. Семёнов¹

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

² *Новосибирский государственный университет
Новосибирск, Россия*

Аннотация

Приводятся результаты экспериментальных исследований влияния периодической модуляции течения на развитие естественных возмущений и искусственных локализованных волновых пакетов в пограничном слое скользящего крыла с углом скольжения передней кромки 40° при числе Маха $M = 2,5$. Пограничный слой модулировался с помощью периодических шероховатостей на поверхности модели. Искусственные волновые пакеты генерировались импульсным тлеющим разрядом. Измерения термоанемометром показали, что по условиям экспериментов периодическая модуляция пограничного слоя приводит к стабилизации развития контролируемых локализованных возмущений и к усилению роста естественных возмущений.

Ключевые слова

эксперимент, сверхзвуковой поток, волновой пакет, термоанемометр, турбулентность, пограничный слой, скользящее крыло

Источник финансирования

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проект АААА-А17-117030610125-7) при поддержке Совета по грантам Президента Российской Федерации (грант МК-2491.2019.1). Эксперименты выполнены на базе ЦКП «Механика»

Для цитирования

Яцких А. А., Панина А. В., Кочарин В. Л., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семёнов Н. В. Экспериментальные исследования влияния периодической модуляции течения на развитие возмущений в пограничном слое скользящего крыла при числе Маха 2,5 // Сибирский физический журнал. 2021. Т. 16, № 1. С. 81–90. DOI 10.25205/2541-9447-2021-16-1-81-90

Experimental Studies of the Impact of Periodic Modulation of the Flow on the Development of Disturbances in the Boundary Layer of a Swept Wing at a $M = 2.5$

A. A. Yatskikh^{1,2}, A. V. Panina¹, V. L. Kocharin¹, Yu. G. Yermolaev^{1,2}
A. D. Kosinov^{1,2}, N. V. Semenov¹

¹ *Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
Novosibirsk, Russian Federation*

² *Novosibirsk State University
Novosibirsk, Russian Federation*

Abstract

The results of experimental studies on the impact of periodic flow modulation on the development of natural disturbances and artificial localized wave packets in the boundary layer of a swept wing with a leading edge swept angle

© А. А. Яцких, А. В. Панина, В. Л. Кочарин,
Ю. Г. Ермолаев, А. Д. Косинов, Н. В. Семёнов, 2021

of 40 degrees at a Mach number $M = 2.5$ are presented. The boundary layer was modulated using periodic roughness on the model surface. Artificial wave packets were generated by a pulsed glow discharge. Hot-wire anemometer measurements showed that, according to the experimental conditions, periodic modulation of the boundary layer leads to the stabilization of the development of controlled localized disturbances and to an increase in the growth of natural disturbances.

Keywords

experiment, supersonic flow, hot-wire anemometer, laminar-turbulent transition, turbulence, boundary layer, swept wing

Funding

The research was carried out within the framework of the Program of Fundamental Scientific Research of the state academies of sciences in 2013-2020 (project No. AAAA-A17-117030610125-7) and was supported by the Grant of the President of the Russian Federation (МК-2491.2019.1). The study was conducted at the Joint Access Center “Mechanics” of ITAM SB RAS

For citation

Yatskikh A. A., Panina A. V., Kocharin V. L., Yermolaev Yu. G., Kosinov A. D., Semenov N. V. Experimental Studies of the Impact of Periodic Modulation of the Flow on the Development of Disturbances in the Boundary Layer of a Swept Wing at a $M = 2.5$. *Siberian Journal of Physics*, 2021, vol. 16, no. 1, p. 81–90. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2021-16-1-81-90

Введение

Увеличение области ламинарного течения в пограничном слое стреловидного крыла является важной с практической точки зрения задачей. В отличие от случая плоской пластины или прямого крыла, когда переход к турбулентности определяется развитием волн Толлмина – Шлихтинга, в пограничном слое стреловидного крыла ламинарно-турбулентный переход определяется механизмом неустойчивости поперечного течения.

Для случая скользящего крыла Сариком и др. [1] был предложен метод затягивания ламинарного участка обтекания, основанный на создании искусственного стационарного возмущения с меньшей длиной волны по сравнению с наиболее растущими стационарными возмущениями. Искусственное стационарное возмущение создавалось с помощью распределенных шероховатостей на поверхности модели. Такой подход при дозвуковых скоростях показал свою работоспособность. Однако влияние искусственных стационарных возмущений на течение в пограничных слоях значительно зависит от параметров набегающего потока, модели, местоположения их генерации. Создание искусственных стационарных возмущений может приводить как к ламинаризации течения в пограничном слое, так и к ранней его турбулизации.

Сегодня для дозвуковых скоростей потока проводится множество работ по созданию методов контролируемой модуляции течения, которые способны давать положительный эффект при различных режимах полета. Основное внимание уделяется двум стратегиям управления: 1) модификация среднего течения таким образом, чтобы подавить поперечное течение; 2) создание неустойчивых возмущений, которые препятствуют развитию наиболее растущих возмущений. Примером первого подхода является «рельеф поверхности», значительно уменьшающий поперечное течение, который создается периодическими наклонными неровностями, предложенный в работе [2]. Однако использование шероховатостей может приводить и к негативному эффекту. Так, например, в работе [3] получены данные, показывающие генерацию вторичных возмущений в естественном случае и с возбуждением акустическим полем. Второй подход используется в работах [4; 5], в которых предпринимаются попытки управления течением с помощью плазменных актуаторов. В экспериментах при малой степени турбулентности было обнаружено, что используемые актуаторы помимо стационарных контролируемых возмущений возбуждают в пограничном слое бегущие неконтролируемые возмущения.

При сверхзвуковых скоростях потока также проводятся исследования по влиянию искусственных стационарных возмущений на ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое скользящего крыла. Экспериментально возможна возможность продления ламинарного участка

обтекания с помощью шероховатостей, установленных на модели крыла, была показана в статье [6]. В работе [7], посвященной нахождению механизма влияния модуляции течения на ламинарно-турбулентный переход, проведены исследования развития искусственных возмущений с узким спектром (волновых поездов) в периодически модулированном пограничном слое скользящего крыла с помощью шероховатостей. В экспериментах обнаружены стабилизация бегущих возмущений и нелинейное взаимодействие искусственных стационарных возмущений с контролируемыми бегущими возмущениями. Результаты этих исследований позволяют предположить механизм стабилизации, основанный на интенсификации нелинейного взаимодействия возмущений поперечной неустойчивости по типу наклонного перехода.

В работах [8; 9] на модели скользящего крыла с углом скольжения 40° (отметим, что эта модель использовалась в работе [5]) при числе Маха набегающего потока $M = 2$ проведены исследования развития естественных и искусственных возмущений в модулированном периодическими шероховатостями пограничном слое. В этих работах длина волны модуляции пограничного слоя выбиралась близкой к наиболее неустойчивым в области измерений стационарных возмущений поперечной неустойчивости. В [7] рассмотрено развитие естественных возмущений. Обнаружено, что в модулированном пограничном слое в области частот 10–40 кГц рост возмущений значительно меньше по сравнению со случаем однородного пограничного слоя. Этот диапазон частот по условиям эксперимента соответствует наиболее растущим возмущениям поперечной неустойчивости. В работе [8] рассматривается развитие искусственных локализованных возмущений. Для искусственных локализованных возмущений (волновых пакетов) было получено, что модуляция течения также приводит к стабилизации. Волновой анализ показал, что возможным механизмом уменьшения роста возмущений является нелинейное взаимодействие наклонного типа (бегущих и стационарных возмущений) в широком диапазоне частот.

Данная работа является продолжением работ [8; 9]. Описываются результаты экспериментальных исследований влияния периодической модуляции течения в пограничном слое скользящего крыла на развитие естественных пульсаций и искусственных локализованных волновых пакетов при числе Маха набегающего потока $M = 2,5$.

Постановка экспериментов

Эксперименты выполнены в малозумной сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при числе Маха $M = 2,5$ и единичном числе Рейнольдса $Re_1 = (10,2 \pm 0,1) \times 10^6 \text{ м}^{-1}$. Температура торможения потока составляла 292–293 К. В экспериментах использовалась модель крыла с чечевицеобразным профилем, которая устанавливалась под нулевым углом атаки. Угол скольжения передней кромки модели составлял 40° . Длина модели 0,260 м, ширина 0,200 м, максимальная толщина 20 мм. Профиль крыла имел относительную толщину 7,7 %. Отметим, что на этой модели проведено множество исследований развития возмущений в пограничном слое при сверхзвуковых скоростях потока, например в работах [6; 9; 10].

Схема эксперимента и используемые координаты представлены на рис. 1. Для создания неоднородного течения в пограничном слое скользящего крыла использовались наклейки в форме параллелограмма, которые наносились на рабочую поверхность модели крыла. Короткая сторона наклейки была параллельна передней кромке крыла, длинная сторона – вдоль набегающего потока. Элементы шероховатости имели следующие размеры: ширина (параллельно передней кромке крыла) 2 мм, длина (вдоль набегающего потока) 7 мм, высота около 0,08 мм. Шероховатости устанавливались на расстоянии 14 мм от передней кромки. Шаг установки вдоль передней кромки модели – 4 мм, что близко к длине волны наиболее растущих стационарных возмущений поперечной неустойчивости. Отметим, что в ранних экспериментах при числе Маха 2 [7; 8] использовались наклейки той же высоты, однако они были значительно короче – 1,5 и 2 мм.

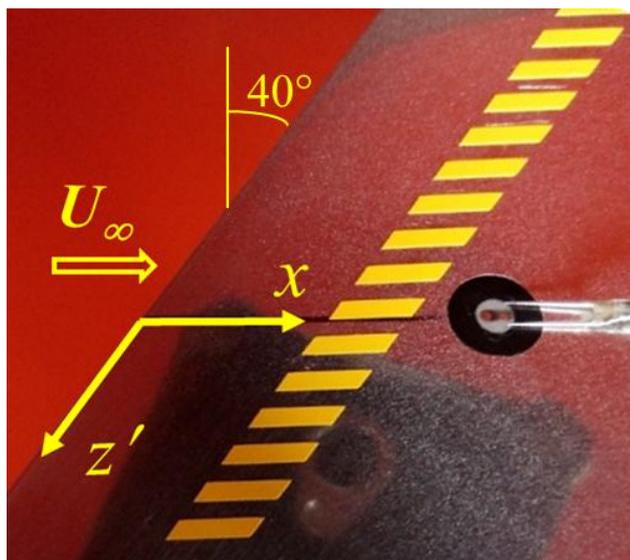


Рис. 1. Схема эксперимента
Fig. 1. Scheme of the experiment

Искусственные локализованные возмущения генерировались импульсным тлеющим разрядом на поверхности скользящего крыла. Разряд зажигался между изолированными друг от друга и модели электродами ниже по потоку относительно периодических шероховатостей. Метод возбуждения локализованных возмущений в сверхзвуковых пограничных слоях описан в [10–12].

Среднее течение и пульсации в пограничном слое измерялись с помощью однониточного датчика термоанемометра. Запись пульсационного сигнала термоанемометра была синхронизирована с зажиганием импульсного разряда. Производилось 320 записей реализаций сигнала, при этом длительность реализаций значительно превосходила длительность искусственных возмущений. Выделение волновых пакетов от разряда из фона естественных пульсаций пограничного слоя производилось синхронным осреднением. Спектры и уровень естественных пульсаций пограничного слоя определялись из тех участков записанных реализаций сигнала термоанемометра, в которых не было возмущений от разряда.

Измерения производились в сверхзвуковой части пограничного слоя в области максимального уровня возмущений. При измерениях вниз по потоку (по x -координате) датчик удерживался в пограничном слое так, чтобы во всех измеренных точках средний массовый расход не изменялся.

Результаты

На рис. 2 представлены результаты измерений по z' -координате (параллельно передней кромке крыла). Измерения проводились при $x \approx 69$ мм ($Re_x = Re_1 \cdot x \approx 0,7 \cdot 10^6$). Показан дефект среднего течения в случае гладкой поверхности крыла и в случае модели с шероховатостями. Видно, что установленные наклейки приводят к периодической модуляции среднего течения в пограничном слое крыла. При этом длина волны модуляции близка к шагу установки шероховатостей.

Далее рассматриваются результаты измерений вниз по потоку, которые проводились при $z' = -5,2$ мм. На рис. 3 представлены кривые нарастания нормированного уровня естественных пульсаций пограничного слоя и контролируемых локализованных возмущений вниз по потоку. На рис. 3, а представлены результаты для естественных возмущений, на рис. 3, б для

локализованных возмущений от разряда. Нормировка уровня возмущений проводится по среднеквадратичному уровню пульсаций в первой измеренной точке:

$$\langle m' \rangle_{\text{norm}} = \frac{\langle m' \rangle}{\langle m' \rangle (Re_x = 0,56)}.$$

Для естественных возмущений в случае гладкой модели крыла среднеквадратичный уровень пульсаций в начальной точке равен $\langle m'_{\text{nat}} \rangle (Re_x = 0,56) = 1\%$. В случае модулированного пограничного слоя в базовой точке уровень естественных возмущений выше - $\langle m'_{\text{nat}} \rangle (Re_x = 0,56) = 1,6\%$. Контролируемые локализованные возмущения от разряда в начальной точке в обоих случаях имели близкие амплитуды.

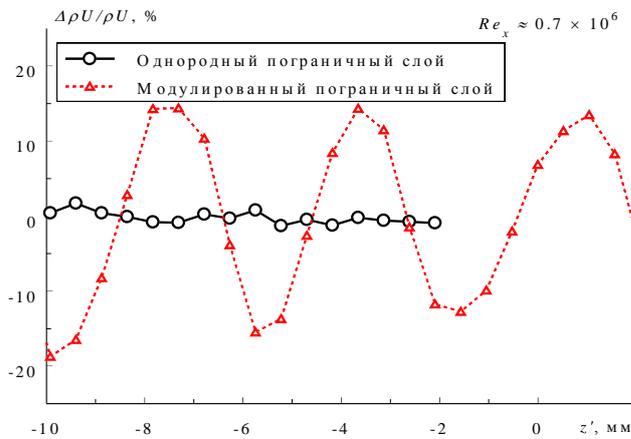


Рис. 2. Дефект среднего течения
Fig. 2. Defect of the mean flow

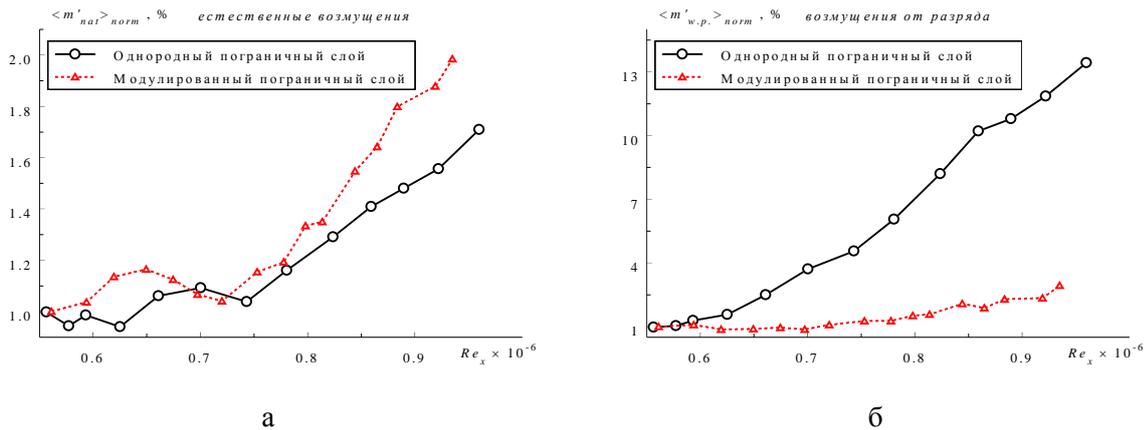


Рис. 3. Кривые нарастания вниз по потоку нормированного уровня естественных пульсаций (а) и возмущений от разряда (б)
Fig. 3. Curves of the growth downstream of the normalized level of natural pulsations (a) and disturbances from the discharge (b)

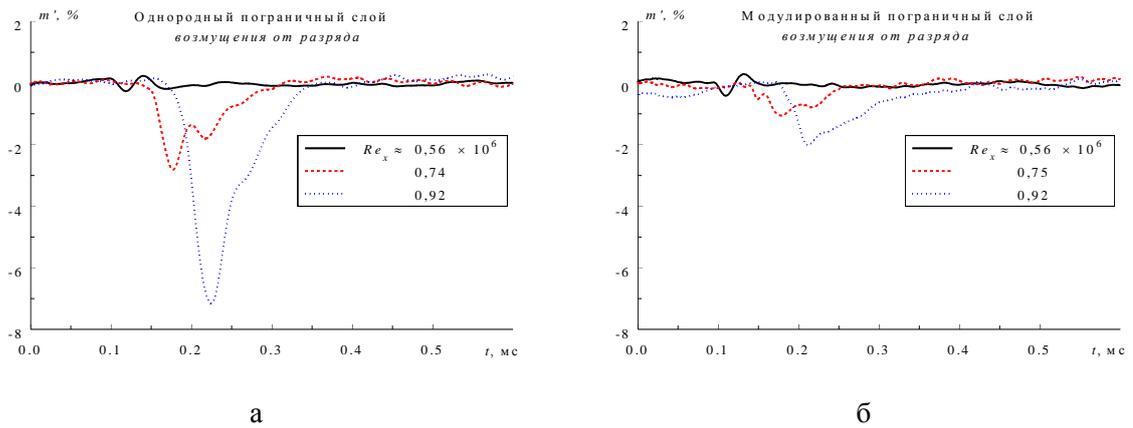


Рис. 4. Осциллограммы локализованных возмущений от разряда в однородном (а) и модулированном (б) пограничном слое
 Fig. 4. Oscillograms of localized disturbances from a discharge in a homogeneous (a) and modulated (b) boundary layer

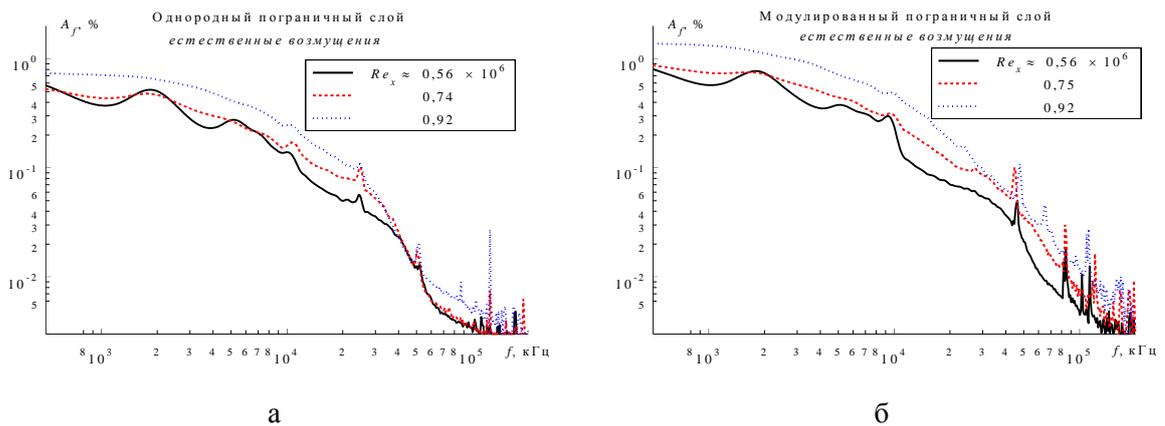


Рис. 5. Амплитудные спектры естественных возмущений в однородном (а) и модулированном (б) пограничном слое
 Fig. 5. Amplitude spectra of natural disturbances in a homogeneous (a) and modulated (b) boundary layer

Повышенный уровень естественных возмущений в случае наличия шероховатостей может быть следствием усиления либо дополнительной генерации возмущений при обтекании шероховатостей. Однако это утверждение требует дополнительных исследований. Искусственные волновые пакеты возбуждаются разрядом ниже по потоку относительно шероховатостей и поэтому в начальных точках имеют близкие амплитуды.

Как видно из результатов измерений, в периодически модулированном пограничном слое крыла естественные возмущения начиная с $Re_x > 0,75$ нарастают вниз по потоку быстрее по сравнению со случаем однородного течения. При этом для локализованных возмущений от разряда наблюдается обратный результат. Модуляция течения в пограничном слое приводит к значительному замедлению роста искусственных волновых пакетов.

На рис. 4 представлены осциллограммы пульсаций контролируемых локализованных возмущений. На рис. 4, *а* показаны результаты для однородного пограничного слоя, на рис. 4, *б* полученные в модулированном течении. Для гладкого крыла нарастание локализованных возмущений значительно превышает рост амплитуды возмущений от разряда в модулированном пограничном слое. Скорости распространения возмущений от разряда близки в обоих случаях.

На рис. 5 представлены амплитудные спектры естественных возмущений. На рис. 5, *а* показаны результаты, полученные на гладком крыле, на рис. 5, *б* – на модели с шероховатостями.

В однородном пограничном слое (рис. 5, *а*) для естественных возмущений при $Re_x < 0,75$ наибольший рост пульсаций вниз по потоку регистрируется в области частот $f = 10\text{--}40$ кГц, что соответствует наиболее растущим возмущениям поперечной неустойчивости. При $Re_x > 0,75$ наблюдается рост во всем диапазоне частот, и спектры возмущений постепенно наполняются. В целом такой сценарий развития естественных возмущений характерен для гладких скользящих крыльев в экспериментах при сверхзвуковых скоростях.

В случае периодически модулированного пограничного слоя (рис. 5, *б*) анализ спектров показывает, что практически во всей области измерений наблюдается значительное нарастание высокочастотных пульсаций, а при $Re_x > 0,75$ также наблюдается рост низкочастотных возмущений. Можно предположить, что для естественных возмущений в этих экспериментах шероховатости на поверхности модели приводит к ранней интенсификации нелинейных взаимодействий.

Заключение

Проведены экспериментальные исследования влияния периодической модуляции течения в пограничном слое на развитие естественных возмущений и искусственных локализованных волновых пакетов на модели скользящего крыла с углом скольжения 40° при числе Маха набегающего потока $M = 2,5$.

Получено, что по условиям экспериментов модуляция течения приводит к значительному уменьшению роста вниз по потоку локализованных возмущений (волновых пакетов) от импульсного разряда. Для естественных возмущений получен негативный эффект – шероховатости на поверхности модели приводят к большему росту возмущений вниз по потоку.

Список литературы

1. **William Saric, Ruben Carrillo, Jr, Mark Reibert.** Leading-edge roughness as a transition control mechanism. *AIAA Paper*, 1998, p. 781.
2. **Устинов М. В., Иванов А. В., Мищенко Д. А., Русьянов Д. А.** Ламинаризация обтекания стреловидного крыла с помощью рельефа поверхности // XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики: Сб. тр.: В 4 т. Уфа: РИЦ БашГУ, 2019. Т. 2: Механика жидкости и газа. С. 704–706.
3. **Толкачев С. Н., Горев В. Н., Козлов В. В.** Исследование продольных вихрей за шероховатостью и их вторичной неустойчивости на передней кромке скользящего крыла // ДАН. 2014. Т. 459, № 2. С. 178–181. DOI 10.7868/S0869565214270127
4. **Баранов С. А., Киселёв А. Ф., Моралев И. А., Сбоев Д. С., Толкачёв С. Н., Чернышев С. Л.** Управление ламинарно-турбулентным переходом в трёхмерном пограничном слое при повышенной внешней турбулентности с помощью диэлектрического барьерного разряда // ДАН. 2019. Т. 486, № 6. С. 668–672.
5. **Баранов С. А., Гамируллин М. Д., Киселев А. Ф., Курячий А. П., Сбоев Д. С., Толкачев С. Н., Чернышев С. Л.** Ослабление неустойчивости поперечного течения в трёхмерном пограничном слое с помощью многозарядной актуаторной системы // ДАН. 2019. Т. 488, № 2. С. 147–152.

6. **Семенов Н. В., Косинов А. Д.** Метод управления ламинарно-турбулентным переходом сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле // *Теплофизика и аэромеханика*. 2007. Т. 14, № 3. С. 353–357. DOI 10.1134/S0869864307030031
7. **KolosoV G. L., Panina A. V., Kosinov A. D.** On the development of controlled stationary and travelling disturbances in the supersonic boundary layer of a swept wing. In: EPJ Web of Conferences: Proceedings of the 14th All-Russian School-Conference of Young Scientists with International Participation on Actual Problems of Thermal Physics and Physical Hydrodynamics (AVTFG 2016). Novosibirsk, 2016, vol. 159, no. 0024, p. 1–7. DOI 10.1051/epjconf/201715900024
8. **Yatskikh A. A., Panina A. V., Yermolaev Yu. G., Kosinov A. D., Semionov N. V.** Experimental study of natural disturbances of a supersonic boundary layer on a swept-wing model with periodic roughness. In: AIP Conference Proceedings: High-Energy Processes in Condensed Matter (HEPCM–2020): Proceedings of the XXVII Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter, dedicated to the 90th anniversary of the birth of R. I. Soloukhin. Novosibirsk, 2020, vol. 2288, p. 030066(4). DOI 10.1063/5.0028319
9. **Panina A., Kosinov A., Semionov N., Yermolaev Yu., Yatskikh A.** On the artificial wave packet development in a spanwise modulated boundary layer on the swept wing at Mach 2. In: AIP Conference Proceedings: High-Energy Processes in Condensed Matter (HEPCM–2020): Proceedings of the XXVII Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter, dedicated to the 90th anniversary of the birth of R. I. Soloukhin. Novosibirsk, 2020, vol. 2288, p. 030031(4). DOI 10.1063/5.0028368
10. **Яцких А. А., Руменских М. С., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов Н. В., Косорыгин В. С.** Возбуждение локализованного волнового пакета в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое // *Сибирский физический журнал*. 2017. Т. 12, № 1. С. 57–65.
11. **Яцких А. А., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов Н. В.** Возбуждение и развитие волновых пакетов в сверхзвуковом сдвиговом слое // *Вестник НГУ. Серия: Физика*. 2013. Т. 8, № 2. С. 70–78.
12. **Яцких А. А., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов Н. В.** Эволюция волновых пакетов в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины // *Теплофизика и аэромеханика*. 2015. Т. 22, № 1. С. 17–28.

References

1. **William Saric, Ruben Carrillo, Jr, Mark Reibert.** Leading-edge roughness as a transition control mechanism. *AIAA Paper*, 1998, p. 781.
2. **Ustinov M. V., Ivanov A. V., Mishchenko D. A., Rusyanov D. A.** Laminarization of swept wing flow using surface relief. In: XII All-Russian Congress on Fundamental Problems of Theoretical and Applied Mechanics: Proc. Ufa, BashSU, 2019, vol. 2, p. 704–706.
3. **Tolkachev S. N., Gorev V. N., Kozlov V. V.** Study of longitudinal vortices behind roughness and their secondary instability at the oblique wing leading edge. *Doklady Physics*, 2014, vol. 59, no. 11, p. 524–527.
4. **Baranov S. A., Kiselev A. F., Moralev I. A., Sboev D. S., Tolkachev S. N., Chernyshev S. L.** Control of the Laminar-Turbulent Transition in a Three-Dimensional Boundary Layer under Elevated External Turbulence Using Dielectric Barrier Discharge. *Doklady Physics*, 2019, vol. 64, no. 6, p. 264–268.
5. **Baranov S. A., Gamirullin M. D., Kiselev A. P., Kuryachii A. P., Sboev D. S., Tolkachev S. N., Chernyshev S. L.** Attenuation of cross-flow instability in a three-dimensional boundary layer by means of a multidischarge actuator system. *Doklady Physics*, 2019, vol. 64, no. 9, p. 365–369.
6. **Semionov N. V., Kosinov A. D.** Method laminar-turbulent transition control of supersonic boundary layer on a swept wing. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2007, vol. 14, no. 3, p. 337–341.

7. **Kolosov G. L., Panina A. V., Kosinov A. D.** On the development of controlled stationary and travelling disturbances in the supersonic boundary layer of a swept wing. In: EPJ Web of Conferences: Proceedings of the 14th All-Russian School-Conference of Young Scientists with International Participation on Actual Problems of Thermal Physics and Physical Hydrodynamics (AVTFG 2016). Novosibirsk, 2016, vol. 159, no. 0024, p. 1–7. DOI 10.1051/epjconf/201715900024
8. **Yatskikh A. A., Panina A. V., Yermolaev Yu. G., Kosinov A. D., Semionov N. V.** Experimental study of natural disturbances of a supersonic boundary layer on a swept-wing model with periodic roughness. In: AIP Conference Proceedings: High-Energy Processes in Condensed Matter (HEPCM–2020): Proceedings of the XXVII Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter, dedicated to the 90th anniversary of the birth of R. I. Soloukhin. Novosibirsk, 2020, vol. 2288, p. 030066(4). DOI 10.1063/5.0028319
9. **Panina A., Kosinov A., Semionov N., Yermolaev Yu., Yatskikh A.** On the artificial wave packet development in a spanwise modulated boundary layer on the swept wing at Mach 2. In: AIP Conference Proceedings: High-Energy Processes in Condensed Matter (HEPCM–2020): Proceedings of the XXVII Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter, dedicated to the 90th anniversary of the birth of R. I. Soloukhin. Novosibirsk, 2020, vol. 2288, p. 030031(4). DOI 10.1063/5.0028368
10. **Yatskikh A. A., Rumenskikh M. S., Yermolaev Yu. G., Kosinov A. D., Semionov N. V., Kosorygin V. S.** Excitation of Localized Wave Packet in 3D Supersonic Boundary Layer. *Siberian J. of Physics*, 2017, vol. 12, no. 1, p. 57–65. (in Russ.)
11. **Yatskikh A. A., Yermolaev Yu. G., Kosinov A. D., Semionov N. V.** Wave Packet Excitation and Its Development in Supersonic Boundary Layer. *Vestnik NSU. Series: Physics*, 2013, vol. 8, no. 2, p. 70–78. (in Russ.)
12. **Yatskikh A. A., Kosinov A. D., Yermolaev Yu. G., Semionov N. V.** Evolution of wave packets in supersonic flat-plate boundary layer. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2015, vol. 22, no. 1, p. 17–28. (in Russ.)

*Материал поступил в редколлегию
Received
14.12.2020*

Сведения об авторах / Information about the Authors

Яцких Алексей Анатольевич, кандидат физико-математических наук, младший научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск, Россия); младший научный сотрудник, Новосибирский государственный университет (Новосибирск, Россия)

Aleksey A. Yatskikh, PhD (Physics and Mathematics), Junior Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation); Junior Researcher, Novosibirsk State University (Novosibirsk, Russian Federation)

73.yatskikh@gmail.com

Панина Александра Валерьевна, кандидат физико-математических наук, младший научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск, Россия)

Alexandra V. Panina, PhD (Physics and Mathematics), Junior Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

avpanina@itam.nsc.ru

Кочарин Василий Леонидович, младший научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск, Россия)

Vasili L. Kocharin, Junior Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

kocharin@itam.nsc.ru

Ермолаев Юрий Геннадьевич, кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск, Россия); Новосибирский государственный университет (Новосибирск, Россия)

Yury G. Yermolaev, PhD, Senior Fellow, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation); Novosibirsk State University (Novosibirsk, Russian Federation)

yermol@itam.nsc.ru

Косинов Александр Дмитриевич, доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник, заведующий лабораторией, Институт теоретической и прикладной механики им С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск, Россия); Новосибирский государственный университет (Новосибирск, Россия)

Alexander D. Kosinov, Doctor of Science (Physics and Mathematics), Senior Researcher, Head of Laboratory, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation); Novosibirsk State University (Novosibirsk, Russian Federation)

kosinov@itam.nsc.ru

Семёнов Николай Васильевич, доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск, Россия)

Nikolai V. Semionov, Doctor of Science (Physics and Mathematics), Senior Researcher, Leading Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

semion@itam.nsc.ru