Исследование влияния единичного числа Рейнольдса на характеристики N-волны при $M = 2,5$

Ю. И. Усынина^{1,2}, Ю. Г. Ермолаев^{1,3}, А. Д. Косинов^{1,3}, Н. В. Семенов¹

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

² Новосибирский государственный технический университет
Новосибирск, Россия

³ Новосибирский государственный университет
Новосибирск, Россия

Аннотация

Представлены результаты изучения особенностей развития слабых ударных волн, генерируемых двумерной шероховатостью на стенке рабочей части сверхзвуковой аэродинамической трубы, в свободном потоке при числе Маха 2,5. Измерения выполнены термоанемометром постоянного сопротивления. Показано, что двумерная наклейка индуцирует в свободный поток слабые ударные волны. Они вызывают искажения среднего течения, форма которых соответствует N-волне. В области прохождения пары слабых ударных волн зафиксированы высокоинтенсивные пульсации. При увеличении единичного числа Рейнольдса уровень искажений среднего течения остается практически постоянным, но наблюдается рост нестационарных возмущений. Получено, что наибольший рост пульсаций, вызванный слабыми волнами Маха, наблюдается в области максимального градиента среднего течения. Обнаружено, что увеличение единичного числа Рейнольдса приводит к расширению диапазона частот неустойчивых возмущений, порождаемых парой слабых ударных волн.

Ключевые слова

экспериментальные исследования, сверхзвуковой поток, N-волна, единичное число Рейнольдса, термоанемометрия

Источник финансирования

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проект АААА-А17-117030610125-7). Авторы благодарны Центру коллективного пользования «Механика» за предоставленное оборудование

Для цитирования

Усынина Ю. И., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семёнов Н. В. Исследование влияния единичного числа Рейнольдса на характеристики N-волны при $M = 2,5$ // Сибирский физический журнал. 2021. Т. 16, № 1. С. 53–64. DOI 10.25205/2541-9447-2021-16-1-53-64

Research on the Influence of the Unit Reynold's Number on the Characteristics of N-Waves at $M = 2.5$

Yu. I. Usynina^{1,2}, Yu. G. Yermolaev^{1,3}, A. D. Kosinov^{1,3}, N. V. Semionov¹

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

² Novosibirsk State Technical University
Novosibirsk, Russian Federation

³ Novosibirsk State University
Novosibirsk, Russian Federation

Abstract

This paper presents the results of studying the features of the development of weak shock waves generated by a two-dimensional roughness on the wall of the working part of a supersonic wind tunnel in a free flow at a Mach number of 2.5. The measurements were performed with a constant resistance thermoanemometer. It is shown that a two-dimensional sticker induces weak shock waves into the free flow. They cause distortion of the average flow, the shape

of which corresponds to the N-wave. High-intensity pulsations were recorded in the region of passage of a pair of weak shock waves. With an increase in the unit Reynolds number, the level of distortions of the average flow remains practically constant, but an increase in nonstationary disturbances is observed. It was found that the greatest increase in pulsations caused by Mach waves is observed in the area of the maximum gradient of the average flow. It is found that an increase in the number Re_1 leads to an expansion of the frequency range of unstable disturbances generated by a pair of weak shock waves.

Keywords

experimental studies, supersonic flow, N-wave, unit Reynolds number, thermoanemometer

Funding

The work was carried out within the framework of the Program of Fundamental Scientific Research of the State Academies of Sciences for 2013–2020 (project AAAA-A17-117030610125-7). The authors are grateful to the Center for collective use “Mechanics” for the provided equipment

For citation

Usynina Yu. I., Yermolaev Yu. G., Kosinov A. D., Semionov N. V. Research on the Influence of the Unit Reynold's Number on the Characteristics of N-Waves at $M = 2.5$. *Siberian Journal of Physics*, 2021, vol. 16, no. 1, p. 53–64. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2021-16-1-53-64

Введение

Процесс возникновения турбулентности в сдвиговых пристенных течениях является одной из наиболее сложных фундаментальных проблем механики. Исследования процесса перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентное состояние проводятся уже более 100 лет, но до сих пор нет полного понимания всех механизмов, приводящих к неустойчивости сдвигового течения и собственно перехода к турбулентности. Лобовое сопротивление и нагрев поверхности при турбулентном обтекании летательного аппарата значительно больше, чем в случае ламинарного течения. Именно поэтому интерес исследователей к теме ламинарно-турбулентного перехода не угасает. В настоящее время общепризнано, что переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный происходит из-за неустойчивости ламинарного течения, приводящей к росту возмущений потока [1].

В сжимаемых течениях процесс ламинарно-турбулентного перехода сильно зависит от уровня турбулентности набегающего потока [1]. Источником возмущений может являться турбулентный пограничный слой на стенках сопла, который излучает акустические возмущения в набегающий поток [2; 3]. Малые акустические колебания усиливаются пограничным слоем в десятки раз, что может привести к более раннему переходу [4]. Кроме того, в набегающем потоке есть слабые скачки уплотнения (волны Маха), которые зарождаются на различных неровностях поверхности (стыках) рабочей части трубы.

Взаимодействие скачка уплотнения с поверхностью обтекаемого тела – одна из фундаментальных проблем современной аэродинамики [5], поскольку в областях взаимодействия появляются локальные «пики» тепловых потоков, которые затрудняют обеспечение теплозащиты летательного аппарата от аэродинамического нагрева. Основные закономерности этого явления исследовались, как правило, на модельных задачах, связанных с обтеканием тел простой конфигурации сверхзвуковым потоком, например плоской пластины.

Процесс взаимодействия ударной волны с пограничным слоем изучен достаточно хорошо [6–10]. Известно, что динамические и тепловые нагрузки, возникающие вследствие такого взаимодействия, как правило, являются критическими для летательного аппарата. Структура реализующегося при этом течения наиболее хорошо исследована. Сильный градиент давления, вызванный воздействием ударной волны на пограничный слой, может приводить к отрыву потока. Это явление сопровождается увеличением динамической нагрузки на обтекаемую поверхность, ее высоким локальным нагревом, повышением коэффициента сопротивления. При большой интенсивности скачка результаты расчета теплового потока и трения в случае турбулентного течения обычно существенно отличаются от экспериментальных данных [9]. Однако в случае умеренной интенсивности скачка численные решения дают удовлетворительные результаты [10].

При экспериментальном изучении взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем обычно используется клин (короткая тонкая пластинка с острой кромкой) для генерации ударной волны. Клин устанавливается над исследуемой моделью. Стандартная схема проведения подобных измерений приведена, например, в [11]. Изменение угла установки клина относительно набегающего потока влияет на интенсивность генерируемой ударной волны и на положение области взаимодействия с пограничным слоем.

С другой стороны, практически любая неоднородность поверхности сверхзвукового сопла создает скачок уплотнения в потоке. Эта особенность была использована в экспериментах [12], в которых изучалось взаимодействие ударных волн с пограничным слоем плоского дельта крыла. Результаты [12] и последующих исследований [13–19] показывают, что неоднородность поверхности в виде клейкой ленты, установленная вертикально на боковой поверхности рабочей части трубы, генерирует пару волн Маха, которые образуют известную N-волну. Увеличение толщины неоднородности поверхности приводит к росту интенсивности скачков уплотнения и к незначительному расширению N-волны в поперечном направлении. Увеличение ширины наклейки в основном сказывается на пространственных масштабах N-волны [18; 19].

В настоящей работе будут изучены особенности развития слабых ударных волн, порождаемых двумерной неровностью поверхности рабочей части трубы, в свободном потоке при вариации значения единичного числа Рейнольдса Re_1 .

Методика экспериментального исследования

Для изучения влияния единичного числа Рейнольдса на картину развития возмущений в набегающем потоке были проведены экспериментальные исследования в малотурбулентной сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН при числе Маха $M = 2,5$.

Схема эксперимента приведена на рис. 1. Сверхзвуковой поток набегаёт на модель плоской пластины слева направо. На боковую поверхность рабочей части трубы устанавливалась 2D неровность, которая индуцировала пару слабых ударных волн, имеющих вид N-волны. Первая волна P_1 порождалась выступом переднего края двумерной шероховатости, которая распространяется в свободном потоке под углом α_1 , а P_2 – уступом заднего края с углом распространения α_2 . Результатом взаимодействия N-волны с острой передней кромкой пластины становится возникновение стационарных структур в сжимаемом пограничном слое, которые распространяются в продольном направлении по потоку. В свободном потоке над пластиной N-волна практически не меняет своего направления.

Рис. 1. Схема экспериментов на модели плоской пластины с острой передней кромкой
Fig. 1. The scheme of experiments on models of a flat plate with a sharp leading edge

Двумерной неровностью являлась клейкая лента ПВХ, имеющая следующие размеры: ширина $b = 14$ мм, толщина $h = 130\text{--}135$ мкм. Двумерная наклейка устанавливалась на таком расстоянии L от модели плоской пластины, чтобы пара слабых ударных волн P_1 и P_2 падала вблизи центра начала координат. В ходе серий экспериментов лента находилась на расстоянии $L = 225,5\div 225,8$ мм от модели.

Система координат привязывалась к модели следующим образом: OX – от передней кромки по направлению набегающего потока, OY – от поверхности модели по нормали, OZ – перпендикулярно направлению потока ($z = 0$ соответствует центральной линии симметрии модели).

Измерения проводились в набегающем потоке (в сечении $x = -10$ мм перед моделью) при двух различных числах Рейнольдса $Re_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ и $Re_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$.

Измерение средних и пульсационных характеристик потока осуществлялось с помощью термоанемометра постоянного сопротивления [20]. В экспериментах использовались датчики ТПС с вольфрамовой нитью диаметром $d = 10$ мкм и длиной $l = 1,5$ мм. Величина перегрева нити a_w была приблизительно равна 0,8. Это позволяет утверждать, что пульсации массового расхода составляли 95 % от возмущений, измеренных термоанемометром постоянного сопротивления. В экспериментах датчик термоанемометра перемещался с помощью координатного устройства по трем направлениям: по направлению потока (ось x), поперек набегающего потока (ось z) и по вертикали (ось y). Точность измерения координат составляет 0,1 мм.

Нестационарный по времени сигнал термоанемометра оцифровывался с помощью 12-разрядного аналого-цифрового преобразователя с частотой дискретизации 750 кГц. Цифровой вольтметр Agilent 34401A измерял постоянную составляющую напряжения с выхода термоанемометра.

Результаты

На рис. 2 представлены результаты измерения среднего течения в поперечном направлении в виде зависимостей нормированного среднего массового расхода $(\rho U)/(\rho U)_\infty$. Распределения среднего массового расхода показывают, что волна P_1 , индуцируемая уступом переднего края двумерной неровности, и волна P_2 , генерируемая выступом заднего края, двигаются вниз по потоку и локально искажают картину среднего течения. Такое искажение имеет определенную форму и напоминает известную N-волну. Амплитуда колебаний среднего массового расхода практически не меняется с увеличением режима работы трубы и составляет около 4 % относительно набегающего потока.

Распределения интегральных пульсаций в трансверсальном направлении показаны на рис. 3. Среднеквадратичные пульсации массового расхода, нормированные на значения среднего течения, отложены по оси ординат в процентах.

Согласно данным, приведенным на рис. 2, в сечении $x = -10$ мм по трансверсальной координате N-волна располагается в границах $-14 \leq z \leq 11$ мм. Область течения при $z > 12$ мм является невозмущенной. Здесь значения среднего массового расхода выходят на постоянный уровень, соответствующий набегающему потоку. Также в этой области течения среднеквадратичные пульсации имеют минимальные значения.

Из графиков распределений интегральных пульсаций видно, что максимумы пульсаций соответствуют месту прохождения слабых ударных волн P_1 и P_2 . Для $Re_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ координаты пиков $z_1 = 10,2$ мм и $z_2 = -7,9$ мм, а для $Re_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ значения $z_1 = 9,8$ мм и $z_2 = -7,6$ мм. Сравнивая отношение амплитуд возмущений можно видеть, что для волны P_1 увеличение Re_1 вызывает рост максимума интегральных пульсаций примерно в 2 раза. Для волны P_2 рост среднеквадратичных амплитуд происходит меньшими темпами, он не превышает 1,5 раза.

Рис. 2. Распределения среднего массового расхода от координаты z при $x = -10$ мм:

$$a - \text{Re}_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}; \quad б - \text{Re}_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$$

Fig. 2. Distribution of the average mass flow rate from the z coordinate at $x = -10$ mm:

$$a - \text{Re}_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}; \quad b - \text{Re}_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$$

Рис. 3. Распределения среднеквадратичных пульсаций от координаты z при $x = -10$ мм:

$$a - \text{Re}_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}; \quad б - \text{Re}_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$$

Fig. 3. Distributions of root-mean-square ripples from the z coordinate at $x = -10$ mm:

$$a - \text{Re}_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}; \quad b - \text{Re}_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$$

При увеличении Re_1 величина пульсаций возрастает с 0,8 до 1,2 %. Максимум пульсаций, полученный от первой слабой ударной волны, в случае $Re_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ становится равным по амплитуде максимуму второй волны. При меньшем значении единичного числа Рейнольдса влияние от второй волны в 1,5 раза больше, чем от первой. Расстояние между максимумами пульсаций почти не изменяется. Положение пиков отличается незначительно ($\Delta z_1 = 0,4 \text{ мм}$ и $\Delta z_2 = 0,3 \text{ мм}$) и укладывается в погрешности установки начального положения датчика ТПС по поперечной координате z .

Течение, расположенное левее слабой ударной волны P_2 ($z < -10 \text{ мм}$), является тоже возмущенным. Поскольку значения нормированного среднего массового расхода не выходят на уровень, равный 1, и интегральные пульсации имеют повышенные величины относительно невозмущенного сверхзвукового потока. Возмущенность течения связана с наличием веера волн разрежения, возникающего в окрестности заднего края 2D неровности.

Максимум интегральных пульсаций соответствует максимальному градиенту среднего течения. Это видно на рис. 4, где представлен случай $Re_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. Правая ось ординат соответствует распределению градиента среднего течения от поперечной координаты z . Для второго случая ($Re_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$) получены аналогичные результаты.

Рис. 4. Распределения интегральных пульсаций и градиента среднего течения от поперечной координаты z

Fig. 4. Distributions of integral pulsations and the mean flow gradient from the transverse z coordinate

Для дальнейшего анализа были построены амплитудно-частотные спектры для области влияния волны P_1 (рис. 5) и волны P_2 (рис. 6).

На рис. 5, а показаны амплитудно-частотные спектры при $Re_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. Амплитудный спектр в области невозмущенного потока, с которым сравниваются данные возмущенного передним фронтом N-волны течения, соответствует координате $z = 21,6 \text{ мм}$. Остальные кривые соответствуют области прохождения слабой ударной волны P_1 от переднего края 2D наклейки. Максимальные амплитуды возмущений наблюдаются при $z = 10,2 \text{ мм}$. Слабая ударная волна P_1 при распространении в свободном течении вызывает рост возмущений в широкой области частот. В максимуме среднеквадратичных пульсаций происходит усиление возмущений с частотами до 15 кГц, а в остальной области прохождения волны P_1 — до 10 кГц.

Рис. 5. Амплитудно-частотные спектры в области прохождения скачка уплотнения P_1 :

$a - Re_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$; $б - Re_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$

Fig. 5. Amplitude-frequency spectra in the area of the shock wave P_1 :

$a - Re_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$; $б - Re_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$

Рис. 6. Амплитудно-частотные спектры в области прохождения скачка уплотнения P_2 :

$a - Re_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$; $б - Re_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$

Fig. 6. Amplitude-frequency spectra in the area of the shock wave P_2 :

$a - Re_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$; $б - Re_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$

Случай $Re_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ приведен на рис. 5, б. Здесь амплитудный спектр при $z = 17,8 \text{ мм}$ соответствует области невозмущенного течения. Максимальные амплитуды возмущений наблюдаются при $z = 9,8 \text{ мм}$. Можно видеть, что рост единичного числа Рейнольдса приводит к значительному расширению диапазона частот неустойчивых возмущений, возбуждаемых передним фронтом N-волны. Так, при $Re_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ в максимуме среднеквадратичных пульсаций наблюдается усиление возмущений с частотами до 40–50 кГц, что в несколько раз больше, чем при $Re_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$.

Несколько другая картина наблюдается при прохождении слабой ударной волны, образующей задний фронт N-волны. При $Re_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ (см. рис. 6, а) волна P_2 возбуждает возмущения в области частот вплоть до 30–35 кГц, что значительно шире, чем в случае воздействия волны P_1 . На этом графике, как и на рис. 5, а, приведен амплитудный спектр в области невозмущенного течения при $z = 21,6 \text{ мм}$. Максимальные амплитуды возмущений, вызванных волной P_2 , наблюдаются при $z = -7,9 \text{ мм}$. Однако при увеличении единичного числа Рейнольдса неустойчивые возмущения, возбуждаемые задним фронтом N-волны, имеют тот

же самый диапазон частот (до 50 кГц), что и для волны P_1 при $Re_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. Иначе говоря, с ростом единичного числа Рейнольдса происходит расширение диапазона частот неустойчивых возмущений, вызванных прохождением слабой ударной волны P_2 . Однако это расширение частотного диапазона происходит в меньшей степени, чем для волны P_1 .

Результаты статистического анализа представлены в виде экспериментальных оценок распределения плотности вероятности в области прохождения слабых ударных волн P_1 и P_2 , показанных на рис. 7 и 8 соответственно. Для сопоставления с нормальным законом на рисунках приведена функция Гаусса с единичной дисперсией и нулевым математическим ожиданием, которая выделена черной сплошной линией.

Рис. 7. Распределения плотности вероятности в области прохождения скачка уплотнения P_1 :

$$a - Re_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}; \quad b - Re_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$$

Fig. 7. Probability distributions in the area of the shock wave P_1 :

$$a - Re_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}; \quad b - Re_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$$

Рис. 8. Распределения плотности вероятности в области прохождения скачка уплотнения P_2 :

$$a - Re_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}; \quad b - Re_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$$

Fig. 8. Probability distributions in the area of the shock wave P_2 :

$$a - Re_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}; \quad b - Re_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$$

При $Re_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ (см. рис. 7, а) полигон частот в области невозмущенного течения ($z = 21,6 \text{ мм}$) совпадает с гауссовской функцией. В области прохождения слабой ударной

волны P_1 , генерируемой передним краем 2D неровности, наблюдаются слабые отклонения от нормального закона. При увеличении единичного числа Рейнольдса возмущения в области невозмущенного течения соответствуют нормальному распределению плотности вероятности. Это можно видеть по измерениям при $z = 17,8$ мм (см. рис. 7, б). Построенные при $z = 8,3$ и $11,0$ мм полигоны также имеют гауссовский вид. Наиболее сильные отклонения от нормального закона проявляются в области максимальных среднеквадратичных пульсаций ($z = 9,8$ мм) и в минимуме среднего массового расхода ($z = 10,2$ мм).

На рис. 8, а показан случай $Re_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, где во всей области влияния слабой ударной волны P_2 при значении z от $-11,1$ до $-6,9$ мм отклонения гистограмм от функции Гаусса более выражены, чем для волны P_1 . Скорее всего, это связано с веером волн разрежения, возникающих при обтекании заднего края 2D неровности.

Изменение режима работы трубы для волны P_2 (см. рис. 8, б) приводит к росту отклонения распределений плотности вероятности от нормального закона по всей области исследования – при значении z от $-8,1$ до $-6,8$ мм. При этом значительные отклонения гистограмм от нормального распределения плотности вероятности могут быть связаны с веером волн разрежения, порождаемых уступом заднего края двумерной неровности. Подчеркнем, что увеличение единичного числа Рейнольдса приводит к сильному частотному расширению неустойчивых возмущений для обоих фронтов N-волны.

Выводы

В настоящей работе были проведены экспериментальные исследования влияния единичного числа Рейнольдса на развитие слабых ударных волн в сверхзвуковом набегающем потоке. По результатам проведенных измерений можно сделать следующие выводы.

1. Слабые волны Маха, зарождающиеся на краях двумерной неровности, в набегающем потоке локально искажают среднее течение и повышают уровень пульсаций в несколько раз относительно невозмущенного течения. Показано, что наибольший рост пульсаций, вызванный слабыми ударными волнами, наблюдается в области максимального по модулю градиента среднего течения.

2. Вариации единичного числа Рейнольдса приводят к изменению интенсивности слабых волн Маха. При этом происходит изменение спектрального состава возмущений, возбуждаемых слабыми ударными волнами. Для волны P_1 частотный диапазон усиливаемых возмущений расширяется в 3 раза при увеличении единичного числа Рейнольдса в 1,5 раза. Для волны P_2 расширение частотного диапазона неустойчивых возмущений происходит в меньшей степени.

3. Статистический анализ данных подтверждает результаты исследования спектрального состава. Увеличение единичного числа Рейнольдса приводит к существенному отклонению распределений плотности вероятности от нормального закона.

Список литературы

1. Гапонов С. А., Маслов А. А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 134 с.
2. Laufer J. Aerodynamic noise in supersonic wind tunnels. *Aerospase Sci.*, 1961, vol. 28, no. 9, p. 685–692.
3. Semionov N. V. An experimental study of receptivity of supersonic boundary layer on a blunt-ed plate. In: Proc. 6th IASME / WSEAS International Conference on Fluid Mechanics and Aerodynamics. WSEAS Press, 2008. P. 119–124.
4. Гапонов С. А., Семенов А. Н. Численное моделирование взаимодействия сверхзвукового пограничного слоя с акустической волной // Изв. РАН. МЖГ. 2018. № 6. С. 76–86.

5. **Боровой В. Я., Егоров И. В., Ноев А. Ю., Скуратов А. С., Струминская И. В.** Двумерное взаимодействие падающего скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем в присутствии энтропийного слоя. // Изв. РАН. МЖГ. 2011. № 6. С. 88–109.
6. **Чжен П.** Отрывные течения. М.: Мир, 1972. Т. 1; 1973. Т. 2, 3.
7. **Green J. E.** Interactions between shock waves and turbulent boundary layers. *Progr. Aerospace Sci.*, 1970, vol. 11, p. 235–340.
8. **Delery J.** Shock wave / turbulent boundary layer interaction and its control. *Progr. Aerospace Sci.*, 1985, vol. 22, p. 209–280.
9. **Knight D., Yan H., Panaras A. G., Zheltovodov A.** Advances in CFD prediction of shock wave turbulent boundary layer interactions. *Progr. Aerospace Sci.*, 2003, vol. 39, no. 2–3, p. 121–184.
10. **Федорова Н. Н., Федорченко И. А.** Расчет взаимодействия падающего косоугольного скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем на пластине // ПМТФ. 2004. № 3. С. 61–71.
11. **Поливанов П. А., Сидоренко А. А., Маслов А. А.** Влияние ламинарно-турбулентного перехода на взаимодействие ударной волны с пограничным слоем при малом сверхзвуковом числе Маха // Письма в ЖТФ. 2015. Т. 41, вып. 19. С. 29–37.
12. **Ваганов А. В., Ермолаев Ю. Г., Колосов Г. Л., Косинов А. Д., Панина А. В., Семёнов Н. В.** О воздействии падающей волны Маха на поле пульсаций в пограничном слое при обтекании плоского дельта крыла // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2014. Т. 9, № 1. С. 29–38.
13. **Ваганов А. В., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов Н. В., Шалаев В. И.** Экспериментальное исследование структуры течения и перехода в пограничном слое треугольного крыла с затупленными передними кромками при числах Маха 2, 2.5 и 4 // Тр. МФТИ. 2013. Т. 5, № 3. С. 164–173.
14. **Ваганов А. В., Ермолаев Ю. Г., Колосов Г. Л., Косинов А. Д., Панина А. В., Семенов Н. В., Яцких А. А.** К воздействию падающей волны Маха на сверхзвуковой пограничный слой // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23, № 1. С. 45–50.
15. **Yermolaev Yu. G., Yatskih A. A., Kosinov A. D., Semionov N. V., Kolosov G. L., Pannina A. V.** Experimental study of the effects of couple weak waves on laminar-turbulent transition on attachment-line of a swept cylinder. *AIP Conf. Proc.*, 2016., vol. 1770, p. 020012.
16. **Косинов А. Д., Голубев М. П., Павлов Ал. А.** К определению механизма взаимодействия волн Маха с головной ударной волной // Сибирский физический журнал. 2017. Т. 12, № 2. С. 20–27.
17. **Vaganov A. V., Kosinov A. D., Noev A. Yu., Radchenko V. N., Skuratov A. S.** Regimes of flow turbulization near swept wing edge in hypersonic flow. *AIP Conf. Proc.*, 2018, vol. 2027, no. 1, p. 030112.
18. **Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Кочарин В. Л., Семенов Н. В., Яцких А. А.** Об экспериментальном исследовании воздействия слабых ударных волн на пограничный слой плоской притупленной пластины при числе Маха 2.5 // Изв. РАН. МЖГ. 2019. № 2. С. 112–118.
19. **Косинов А. Д., Семенов Н. В., Яцких А. А., Ермолаев Ю. Г., Питеримова М. В.** Экспериментальное исследование взаимодействия слабых ударных волн со сверхзвуковым пограничным слоем плоской затупленной пластины при числе Маха 2 // Сибирский физический журнал. 2018. Т. 13, № 3. С. 16–23.
20. **Yatskikh A. A., Kosinov A. D., Semionov N. V., Smorodsky B. V., Ermolaev Yu. G., Kolosov G. L.** Investigation of laminar-turbulent transition of supersonic boundary layer by scanning constant temperature hot-wire anemometer. In: XIX International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018). AIP Conference Proceedings, 2018, vol. 2027, no. 1, p. 040041(5).

References

1. **Gaponov S. A., Maslov A. A.** Development of perturbations in compressible flows. Novosibirsk, Nauka, 1980, 134 p. (in Russ.)
2. **Lauffer J.** Aerodynamic noise in supersonic wind tunnels. *Aerospase Sci.*, 1961, vol. 28, no. 9, p. 685–692.
3. **Semionov N. V.** An experimental study of receptivity of supersonic boundary layer on a blunt-ed plate. In: Proc. 6th IASME / WSEAS International Conference on Fluid Mechanics and Aerodynamics. WSEAS Press, 2008. P. 119–124.
4. **Gaponov S. A., Semenov A. N.** Numerical simulation of the interaction of a supersonic boundary layer with an acoustic wave. *Fluid Dynamics*, 2018, no. 6, p. 76–86. (in Russ.)
5. **Borovoi V. Y., Egorov I. V., Noev A. Y., Skuratov A. S., Struminskaya I. V.** Two-dimensional interaction between an incident shock and a turbulent boundary layer in the presence of an entropy layer. *Fluid Dynamics*, 2011, vol. 46, no. 6, p. 917–934.
6. **Paul K. Chang.** Separation of flow. Moscow, Mir, 1972, vol. 1; 1973. vol. 2, 3. (in Russ.)
7. **Green J. E.** Interactions between shock waves and turbulent boundary layers. *Progr. Aerospace Sci.*, 1970, vol. 11, p. 235–340.
8. **Delery J.** Shock wave / turbulent boundary layer interaction and its control. *Progr. Aerospace Sci.*, 1985, vol. 22, p. 209–280.
9. **Knight D., Yan H., Panaras A. G., Zheltovodov A.** Advances in CFD prediction of shock wave turbulent boundary layer interactions. *Progr. Aerospace Sci.*, 2003, vol. 39, no. 2–3, p. 121–184.
10. **Fedorova N. N., Fedorchenko I. A.** Computations of interaction of an incident oblique shock wave with a turbulent boundary layer on a flat plate. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2004, vol. 45, no. 3, p. 358–366.
11. **Polivanov P. A., Sidorenko A. A., Maslov A. A.** The influence of the laminar-turbulent transition on the interaction between the shock wave and boundary layer at a low supersonic Mach number. *Technical Physics Letters*, 2015, vol. 41, no. 19, p. 933–937.
12. **Vaganov A. V., Ermolaev Yu. G., Kolosov G. L., Kosinov A. D., Panina A. V., Semionov N. V.** Impact of an incident mach wave on the fluctuation field in the boundary layer on a plane delta wing. *Vestnik NSU. Series: Physics*, 2014, vol. 9, no. 1, p. 29–38. (in Russ.)
13. **Vaganov A. V., Yermolaev Y. G., Kosinov A. D., Semionov N. V., Shalaev V. I.** Experimental study of flow structure and transition in the boundary layer of a delta wing with blunted leading edges at Mach numbers 2, 2.5 and 4. *Proceedings of the MIPT*, 2013, vol. 5, no. 3, p. 164–173.
14. **Vaganov A. V., Ermolaev Yu. G., Kolosov G. L., Kosinov A. D., Panina A. V., Semionov N. V.** Impact of incident mach wave on supersonic boundary layer. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2016, vol. 23, no. 1, p. 45–50.
15. **Yermolaev Yu. G., Yatskih A. A., Kosinov A. D., Semionov N. V., Kolosov G. L., Panina A. V.** Experimental study of the effects of couple weak waves on laminar-turbulent transition on attachment-line of a swept cylinder. *AIP Conf. Proc.*, 2016., vol. 1770, p. 020012.
16. **Kosinov A. D., Golubev M. P., Pavlov A. A.** On the determination of the mechanism of the interaction between mach waves and a bow shock wave. *Siberian Journal of Physics*, 2017, vol. 12, no. 2, p. 20–27 (in Russ.)
17. **Vaganov A. V., Kosinov A. D., Noev A. Yu., Radchenko V. N., Skuratov A. S.** Regimes of flow turbulization near swept wing edge in hypersonic flow. *AIP Conf. Proc.*, 2018, vol. 2027, no. 1, p. 030112.
18. **Ermolaev Yu. G., Kosinov A. D., Kocharin V. L., Semenov N. V., Yatskikh A. A.** Experimental investigation of the weak shock wave influence on the boundary layer of a flat blunt plate at the Mach number 2.5. *Fluid Dynamics*, 2019, vol. 54, no. 2, p. 257–263.
19. **Kosinov A. D., Semionov N. V., Yatskikh A. A., Yermolaev Yu. G., Piterimova M. V.** Experimental study of effect of weak shock waves on supersonic boundary layer of flat plate with

- blunt leading edge at mach number 2. *Siberian Journal of Physics*, 2018, vol. 13, no. 3, p. 16–23.
20. **Yatskikh A. A., Kosinov A. D., Semionov N. V., Smorodsky B. V., Ermolaev Yu. G., Kolo-
sov G. L.** Investigation of laminar-turbulent transition of supersonic boundary layer by scan-
ning constant temperature hot-wire anemometer. In: XIX International Conference on the
Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018). AIP Conference Proceedings, 2018,
vol. 2027, no. 1, p. 040041(5).

Материал поступил в редколлегию
Received
30.10.2020

Сведения об авторах / Information about the Authors

Усынина Юлия Игоревна, лаборант, Институт теоретической и прикладной механики
им С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск, Россия); студент, Новосибирский госу-
дарственный технический университет (Новосибирск, Россия)

Yulia I. Usynina, Laboratory Assistant, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Me-
chanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation); Student, Novosibirsk State Technical
University (Novosibirsk, Russian Federation)

u.i.chudo@mail.ru

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

Yury G. Yermolaev, PhD, Senior Fellow, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Me-
chanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation); Teaching Assistant, 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); профессор, Новосибирский го-
сударственный 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 (Novosi-
birsk, Russian Federation); Professor, Novosibirsk State University (Novosibirsk, Russian
Federation)

kosinov@itam.nsc.ru

Семёнов Николай Васильевич, доктор физико-математических наук, старший научный со-
трудник, 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 (Novosi-
birsk, Russian Federation)

semion@itam.nsc.ru