

Научная статья

УДК 532.526

DOI 10.25205/2541-9447-2024-19-4-41-54

Экспериментальное исследование влияния слабых ударных волн на ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое стреловидного крыла при числе Маха 2,5

Леонид Владимирович Афанасьев, Юрий Геннадьевич Ермолаев¹
Александр Дмитриевич Косинов, Николай Васильевич Семёнов
Александра Валерьевна Шмакова, Алексей Анатольевич Яцких

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

¹ yermol@itam.nsc.ru

Аннотация

В работе рассматриваются экспериментальные результаты по воздействию слабых ударных волн на ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковом пограничном слое трехмерного крыла с углом стреловидности передней кромки 45° при числе Маха 2,5. Двумерная неровность поверхности размером $150 \times 7 \times 0,155$ мм, установленная на боковой стенке рабочей части аэродинамической трубы Т-325 ИТПМ СО РАН, создавала пару слабых ударных волн в набегающем потоке. Измерения выполнены термоанемометром постоянного сопротивления. Результаты экспериментов показывают, что слабые ударные волны оказывают влияние на ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковом пограничном слое трехмерного крыла и приводят к ранней турбулизации сдвигового течения. Наиболее сильное воздействие на переход к турбулентности в сверхзвуковом пространственном пограничном слое производит ударная волна, образованная обтеканием уступа от заднего края двумерной неровности. Вторая волна практически не влияет на положение перехода. В экспериментах также наблюдается влияние поперечного течения на стационарные вихри, вызванные взаимодействием слабых ударных волн с передней кромкой стреловидного крыла.

Ключевые слова

сверхзвуковой пограничный слой, стреловидное крыло, слабые ударные волны, ламинарно-турбулентный переход

Финансирование

Исследование выполнено в рамках государственного задания ИТПМ СО РАН. Эксперименты проведены с использованием оборудования ЦКП «Механика» (ИТПМ СО РАН).

Для цитирования

Афанасьев Л. В., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов Н. В., Шмакова А. В., Яцких А. А. Экспериментальное исследование влияния слабых ударных волн на ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое стреловидного крыла при числе Маха 2,5 // Сибирский физический журнал. 2024. Т. 19, № 4. С. 41–54. DOI 10.25205/2541-9447-2024-19-4-41-54

© Афанасьев Л. В., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов Н. В., Шмакова А. В., Яцких А. А., 2024

Experimental Study of the Influence of Weak Shock Waves on the Laminar-Turbulent Transition in the Swept Wing Boundary Layer at Mach Number 2.5

Leonid V. Afanasyev, Yuri G. Yermolaev¹, Alexander D. Kosinov,
Nikolay V. Semionov, Alexandra V. Shmakova, Alexey A. Yatskikh

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

¹yermol@itam.nsc.ru

Abstract

Experimental results on the effect of weak shock waves on the laminar-turbulent transition in the supersonic boundary layer of a three-dimensional wing with a leading edge sweep angle of 45° at a Mach number of 2.5 are considered in the work. A pair of weak shock waves in the oncoming flow is created by a 2D unevenness. The 2D unevenness of surface had dimensions of 150 × 7 × 0.155 mm and was installed vertically on the side wall of the working part of the wind tunnel T-325 ITAM SB RAS. The measurements were made by the constant temperature anemometer. Experimental results show that weak shock waves influence the laminar-turbulent transition in the supersonic boundary layer of a three-dimensional wing and lead to early shear flow turbulization. The most powerful effect on the transition to turbulence in a supersonic spatial boundary layer is produced by a shock wave formed by the flow around a scarp from the trailing edge of a 2D unevenness. The second wave has almost no effect on the position of the transition. Effect of the cross flow on stationary vortices caused by the interaction of weak shock waves with the leading edge of a swept wing is also observed in experiments.

Keywords

supersonic boundary layer, swept wing, weak shock waves, laminar-turbulent transition

Funding

The research was carried out within the state assignment of Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation. The experiments were made by using the equipment of the Equipment Sharing Center «Mechanics» of ITAM SB RAS.

For citation

Afanasyev L. V., Yermolaev Yu. G., Kosinov A. D., Semionov N. V., Shmakova A. V., Yatskikh A. A. Experimental Study of the Influence of Weak Shock Waves on the Laminar-Turbulent Transition in the Swept Wing Boundary Layer at Mach Number 2.5. *Siberian Journal of Physics*, 2024, vol. 19, no. 4, pp. 41–54 (in Russ.). DOI 10.25205/2541-9447-2024-19-4-41-54

Введение

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.

Процесс взаимодействия ударной волны с пограничным слоем изучен достаточно хорошо [5–9]. 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 [8]. Однако в случае умеренной интенсивности скачка численные решения дают удовлетворительные результаты [9].

Практически любая неоднородность поверхности сверхзвукового сопла создает скачок уплотнения в потоке. Эта особенность была использована в экспериментах [10], в которых

изучалось взаимодействие ударных волн с пограничным слоем плоского дельта крыла. Результаты [10] и последующих исследований [11–13] показывают, что неоднородность поверхности в виде клейкой ленты, установленной 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 [13].

Результатом взаимодействия слабых ударных волн, формирующих N -волну, с передней кромкой плоской пластины является возникновение стационарных вихрей в сверхзвуковом пограничном слое модели [13; 14]. Вихри локализованы в одном месте по ширине модели и практически не расплываются вниз по потоку. При увеличении радиуса притупления передней кромки пластины возрастает интенсивность порожденных вихрей [15].

Влияние на переход к турбулентности продольных вихрей, порождаемых слабыми ударными волнами, рассмотрено в [16]. Измерения проводились в пограничном слое плоской пластины при числе Маха 2,0. Для усиления эффекта порождения продольных вихрей в экспериментах использовалась модель пластины с радиусом притупления передней кромки 0,5 мм. Получено, что стационарные продольные вихри, возникающие в пограничном слое плоской пластины в результате воздействия пары слабых ударных волн на ее переднюю кромку, приводят к раннему ламинарно-турбулентному переходу. Отмечается, что продольный вихрь, порождаемый волной от выступа неровности, вызывает большее смещение положения перехода в сторону меньших чисел Рейнольдса. Отметим, что экспериментальные исследования [10–16] выполнены на двумерных моделях.

Результаты численного моделирования влияния падающей N -волны на процесс ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины приведены в работах [17–20]. В этих работах получено хорошее согласование численных расчетов с экспериментальными данными. Все расчеты выполнены при числе Маха набегающего потока равном 2,5. В [18] было получено, что возмущение, индуцированное в пограничном слое задним фронтом N -волны, не влияет на начало перехода, но сдвигает нелинейную стадию развития первой моды вниз по потоку, в то время как возмущение от переднего фронта N -волны смещает всю зону перехода вверх по потоку.

В [19] изучалось влияние амплитуды падающей N -волны на ламинарно-турбулентный переход на плоской пластине. Расчеты показали, что при малой амплитуде N -волны (менее 1 %) ее взаимодействие со сверхзвуковым пограничным слоем слабо влияет на положение ламинарно-турбулентного перехода. В случае N -волны с амплитудой 5 % наблюдается достаточное влияние на линию ламинарно-турбулентного перехода. Фронт ламинарно-турбулентного перехода сильно искривляется, образуется хорошо заметный турбулентный клин. В поперечном направлении вершина турбулентного клина находится вблизи переднего фронта N -волны. Задний фронт N -волны практически не оказывал заметного влияния на положение ламинарно-турбулентного перехода.

Взаимодействие N -волны со сверхзвуковым ламинарным пограничным слоем на плоской пластине с затупленной передней кромкой численно рассматривалось в [20]. Численные результаты сравниваются с известными экспериментальными данными, и обсуждается совместное влияние N -волны и притупления передней кромки на ламинарно-турбулентный переход.

Для случая стреловидного крыла воздействие слабых ударных волн на пограничный слой становится более сложным и ранее не исследовалось. Поскольку в пограничном слое трехмерного крыла реализуется поперечное течение, которое будет влиять как на развитие стационарных продольных вихрей, так и на эволюцию бегущих возмущений. Поэтому целью работы было экспериментально изучить воздействие слабых ударных волн на ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковом пограничном слое стреловидного крыла с углом стреловидности передней кромки 45° при числе Маха 2,5.

Методика проведения экспериментов

Эксперименты выполнены в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН при числе Маха $M = 2,5$. Используемая модель стреловидного крыла имеет чечевицеобразный профиль и угол стреловидности передней и задней кромок $\chi = 45^\circ$. Длина модели составляет 0,38 м, ширина – 0,2 м, максимальная толщина – 12 мм, относительная толщина – 3%. Модель крыла устанавливалась в рабочей части трубы под нулевым углом атаки. Радиус притупления передней кромки стреловидного крыла приближенно составляет 0,4 мм.

Возмущения в потоке регистрировались термоанемометром постоянного сопротивления. Датчики термоанемометра изготавливались из вольфрамовой проволоки диаметром 10 мкм, длиной около 1,5 мм. Перегрев нити датчика устанавливался близким к 0,8, а измеренные возмущения преимущественно соответствовали пульсациям массового расхода. Измерения пульсационных и средних характеристик потока проводились автоматизированной системой сбора данных. Постоянная составляющая напряжения с выхода термоанемометра E измерялась цифровым вольтметром Agilent 34401A. Пульсационный сигнал $e'(t)$ с выхода термоанемометра оцифровывался аналого-цифровым преобразователем (АЦП) и записывался в компьютер. В экспериментах использовался 12-разрядный АЦП с частотой дискретизации 750 кГц.

Для определения значений локального массового расхода ρU в сверхзвуковом потоке и сверхзвуковой части пограничного слоя по уровню среднего напряжения E использовалось следующее соотношение:

$$E^2 = \tilde{L} + \tilde{N} \cdot (\rho U)^n, \quad (1)$$

где \tilde{L} и \tilde{N} – размерные калибровочные коэффициенты.

При $n = 2 \cdot S_{\rho U}$ коэффициент \tilde{L} становится незначимым [21], и выражение (1) упрощается: $E^2 \approx \tilde{N} \cdot (\rho U)^n$. Здесь $S_{\rho U}$ – коэффициент чувствительности датчика термоанемометра к пульсациям массового расхода. Для использованного в экспериментах термоанемометра $S_{\rho U} \approx 0,25$ [21]. Оценка калибровочного коэффициента \tilde{N} проводилась в области невозмущенного N -волной свободного течения перед моделью.

Для введения в поток слабых ударных волн использовалась неровность на поверхности боковой стенки в рабочей части трубы. В качестве неровности использовалась клейкая лента из винила, которая клеилась вертикально на боковую стенку рабочей части трубы. Ее размеры: длина 150 мм, ширина 7 мм, толщина 155 мкм. Толщина клейкой ленты измерялась рычажным микрометром с погрешностью измерений 2 мкм. Схема экспериментов приведена на рис. 1. Расстояние от передней кромки крыла до искусственной неровности $L \approx 298$ мм. Слабая ударная волна **2**, образованная уступом от заднего края неровности и состоящая из волн разряжения, распространяется в свободном потоке под Маховским углом, $\beta_2 \approx \arcsin(1/M_\infty)$. Генерируемая выступом переднего края неровности слабая ударная волна **1** развивается в свободном потоке под большим углом, чем угол Маха. Угол распространения волны **1** зависит как от толщины неровности поверхности, так и числа Маха набегающего потока и режима работы трубы, $\beta_1 > \beta_2$.

Координата x направлена параллельно набегающему потоку и отсчитывается от передней кромки модели стреловидного крыла. Координата z отсчитывается от линии симметрии модели (100 мм от боковых стенок рабочей части трубы) в трансверсальном к потоку направлении. Движение датчика ТПС параллельно передней кромки крыла (по оси z') осуществлялось перемещением датчика по обеим координатам x и z на одинаковое расстояние.

В данных экспериментах измерения вдоль передней кромки крыла выполнялись при фиксированном значении единичного числа Рейнольдса потока $Re_1 = (6,5 \pm 0,1) \times 10^6 m^{-1}$ при $x = -10$ мм

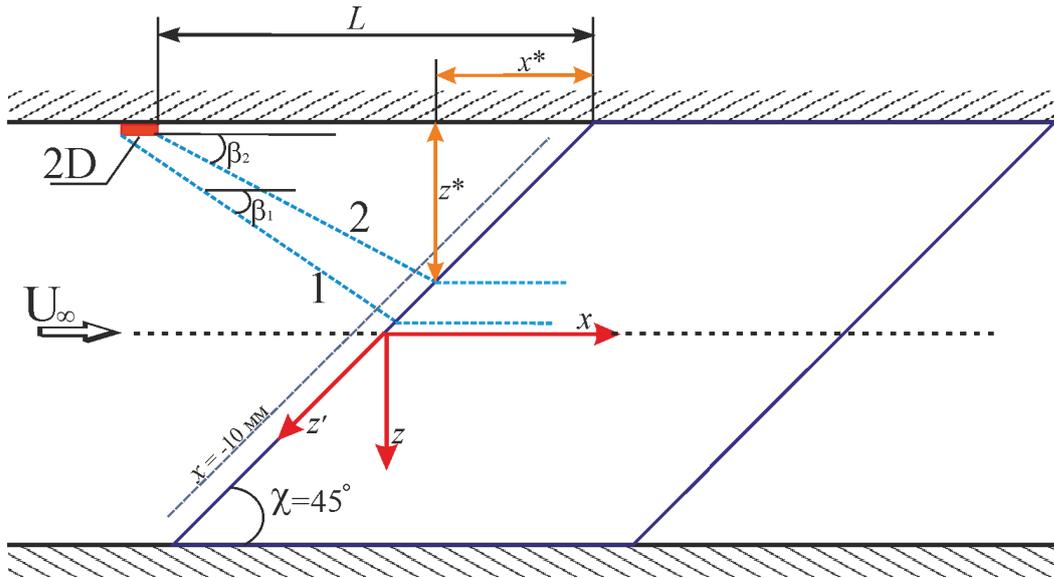


Рис. 1. Схема проведения экспериментов
Fig. 1. Scheme of experiments

и в пограничном слое при $x = 100$ мм. В области стационарных продольных вихрей, которые возникают в пограничном слое стреловидного крыла в результате воздействия пары слабых ударных волн на ее переднюю кромку, были проведены измерения ламинарно-турбулентного перехода, которые выполнены при варьировании единичного числа Рейнольдса Re_1 , при этом координаты датчика ТПС фиксировались. В результате измерений определялись зависимости среднеквадратичного уровня возмущений от числа Рейнольдса $Re_x = Re_1 \times x$. Максимум в распределении пульсаций массового расхода принято связывать с положением ламинарно-турбулентного перехода. Полученные данные сравнивались с результатами экспериментов на этой же модели трехмерного крыла, которые опубликованы в [22].

Для слабой ударной волны **2** можно оценить место ее падения на переднюю кромку крыла. С одной стороны, $\text{tg}(\chi) = z^* / x^* = 1$, с другой – $\text{tg}(\beta_2) = z^* / (L - x^*)$ (см. рис. 1). В итоге получим следующие соотношения:

$$z^* \approx (L \cdot \text{tg}(\beta_2)) / (1 + \text{tg}(\beta_2)), \quad z' = (z^* - 100) / \cos(\chi), \quad (2)$$

где z^* – расстояние от боковой стенки рабочей части трубы до места падения ударной волны на переднюю кромку крыла. Также, зная место прохождения слабой ударной волны **1** в контрольном сечении $x = -10$ мм, можно оценить ее угол распространения в набегающем потоке, используя соотношения (2).

Результаты

Вначале рассмотрим результаты измерений в набегающем потоке по размаху крыла перед передней кромкой модели. На рис. 2 показаны распределения среднего массового расхода и среднеквадратичных пульсаций в зависимости от координаты z' . Величина среднего массового расхода нормировалась на значение в набегающем потоке, невозмущенном слабыми скачками уплотнения от $2D$ неровности поверхности. Среднеквадратичные значения пульсаций определялись в диапазоне частот от 1 до 100 кГц.

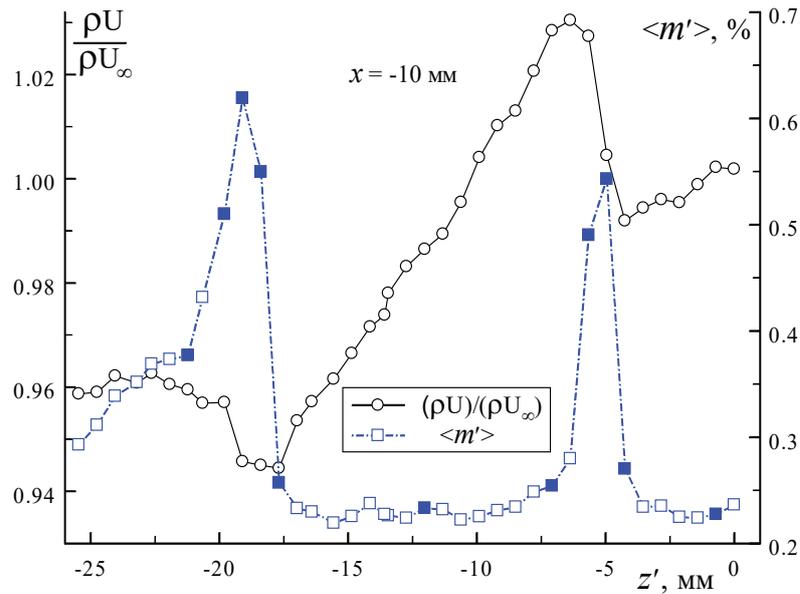


Рис. 2. Зависимости среднего массового расхода и среднеквадратичных пульсаций от координаты z' в набегающем потоке перед моделью крыла

Fig. 2. Dependences of the mean mass flow and RMS pulsations on the z' coordinate in the free-stream flow in front of the wing model

В набегающем потоке перед моделью регистрируется возмущение в виде N -волны. Область $z' > -3$ мм соответствует невозмущенному набегающему потоку. При $z' = -6 \div -4$ мм наблюдается значительный поперечный градиент напряжения, который сопровождается скачком в распределении пульсаций. Эта область соответствует слабой ударной волне 1 (см. рис. 1). Вторая, довольно большая возмущенная область при $z' = -20 \div -17$ мм связана с воздействием слабой ударной волны 2, образованной уступом от заднего края неровности поверхности.

Оценки прохождения скачка уплотнения генерируемого уступом (волна 2), выполненные по соотношениям (2), показывают, что в сечении $x = 10$ мм волна 2 должна прийти при $z' \approx -17,5$ мм, а упасть на переднюю кромку крыла при $z' \approx -13,3$ мм. Полученные оценки достаточно хорошо совпадают с результатами измерений, которые приведены на рис. 2. Это указывает на хорошую точность в установке начальных координат датчика ТПС и измерениях линейных размеров.

По данным, представленным на рис. 2, проведен спектральный анализ, результаты которого приводятся на рис. 3. Закрашенными символами на рис. 2 указаны точки, для которых построены амплитудно-частотные спектры возмущений. На рис. 3, а показаны амплитудно-частотные спектры возмущений в области прохождения волны 1 в свободном потоке при $x = 10$ мм. Первый спектр при $z' = -0,7$ мм соответствует невозмущенному N -волной набегающему течению. Максимальные пульсации наблюдаются при $z' = -5,0$ мм, где искажение среднего течения, вызванное прохождением волны 1, имеет максимальный градиент. Возбужденные волной 1 возмущения обладают повышенным уровнем амплитуды для частот $f < 20$ кГц по сравнению с невозмущенным течением. При этом наибольшие темпы роста имеют низкочастотные колебания, до 1 кГц. Для больших частот ($f > 20$ кГц) амплитуда возмущенных N -волной пульсаций совпадает с невозмущенным потоком.

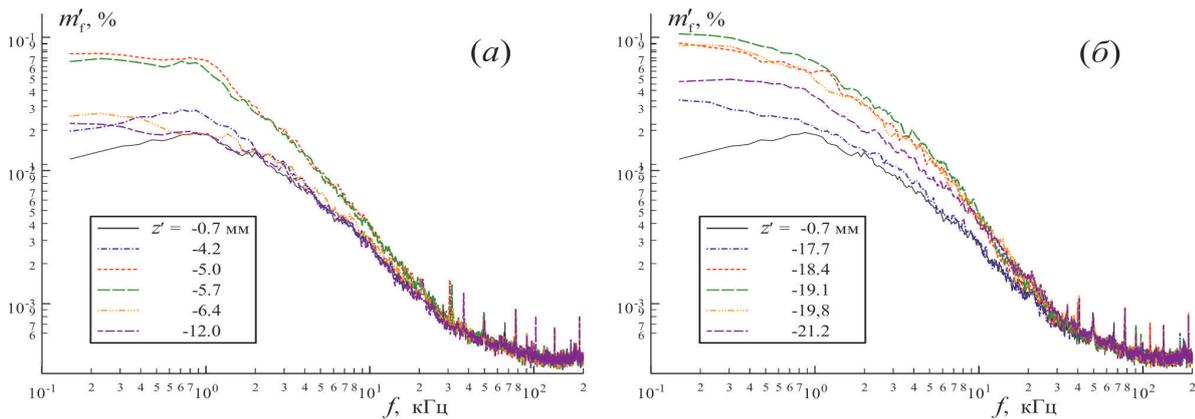


Рис. 3. Амплитудно-частотные спектры возмущений в области фронтов N -волны при $x = -10$ мм: a – волна 1; b – волна 2

Fig. 3. Amplitude-frequency spectra of disturbances in the domain of fronts of the N -wave at $x = 10$ mm: a – wave 1; b – wave 2

Амплитудно-частотные спектры возмущений в области прохождения волны 2 при $x = 10$ мм приведены на рис. 3, б. Так же как и на рис. 3, а, кривая при $z' = 0,7$ мм соответствует невозмущенному свободному потоку. Максимальную амплитуду имеют возмущения при $z' = 19,1$ мм. В спектре при $z' = 19,1$ мм наблюдается рост пульсаций с частотой $f < 20$ кГц относительно невозмущенного N -волной набегающего потока. Сравнивая спектры возмущений, вызванные волной 1 и 2, можно видеть, что они несколько различаются как по амплитуде пульсаций, так и по виду спектра. Спектр возмущений, возбуждаемых волной 2, имеет более высокую амплитуду в области низких частот $f < 0,8$ кГц и в диапазоне $f = 2-10$ кГц.

На рис. 4 представлены зависимости среднего массового расхода и среднеквадратичных пульсаций от координаты z' при воздействии слабых ударных волн на течение в пограничном слое трехмерного крыла. Измерения проводились в сверхзвуковой области пограничного слоя на расстоянии $x = 100$ мм от передней кромки крыла. Область $z' > -4$ мм соответствует невозмущенному пограничному слою. При $z' = -10 \div -6$ мм наблюдается возмущение, порожденное воздействием слабой ударной волны 1. Вторая, довольно большая возмущенная область при $z' = -24 \div -19$ мм, связана с воздействием слабой ударной волны 2. Вертикальными пунктирными линиями обозначены области, в которых проводились измерения ламинарно-турбулентного перехода. Закрашенными символами на рис. 4 указаны точки, для которых построены амплитудно-частотные спектры возмущений.

Распространение стационарных вихрей, вызванных взаимодействием N -волны с передней кромкой, в пограничном слое стреловидного крыла качественно отличается от случая плоской пластины. На плоской пластине этот вихрь распространяется параллельно набегающему потоку от области взаимодействия слабой ударной волны, составляющей один из фронтов N -волны, с передней кромкой модели. В пространственном пограничном слое наблюдается смещение этих вихрей влево по поперечной координате. Так, слабая ударная волна 2 наблюдается в области $z' = -22 \div -19$ мм, хотя взаимодействие с передней кромкой должно быть при $z' = -15 \div -13$ мм. Такое смещение стационарного вихря в трансверсальном направлении, наверное, можно объяснить наличием поперечного течения на крыле. Поперечное течение, возможно, несколько изменяет угол распространения стационарного вихря, но это требует дополнительного изучения.

Влияние слабых ударных волн на развитие возмущений в сверхзвуковом пограничном слое стреловидного крыла рассмотрено на рис. 5, где приведены амплитудно-частотные спектры возмущений по размаху крыла при $x = 100$ мм. На рис. 5, а представлены данные, со-

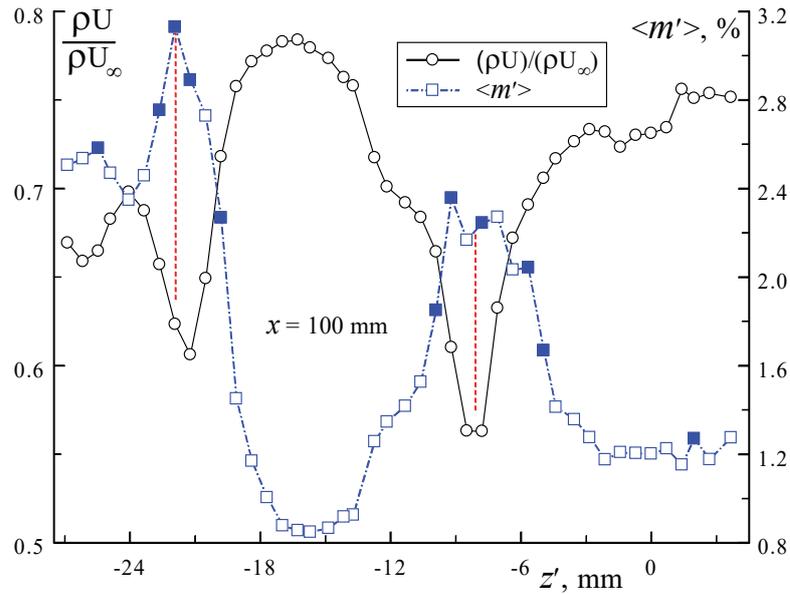


Рис. 4. Зависимости среднего массового расхода и среднеквадратичных пульсаций от координаты z' в сверхзвуковом пограничном слое
 Fig. 4. Dependences of the mean mass flow and RMS pulsations on the z' coordinate in a supersonic boundary layer

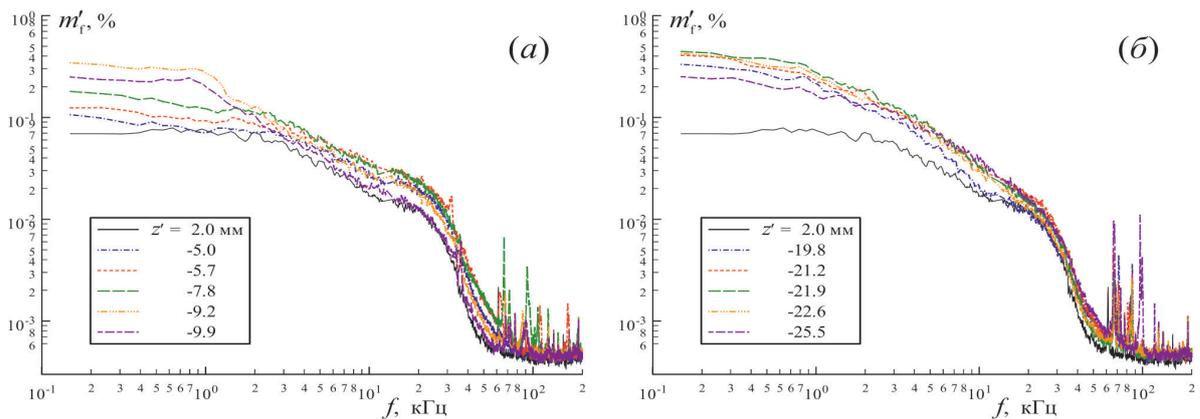


Рис. 5. Амплитудно-частотные спектры возмущений в области фронтов N -волны в пограничном слое стреловидного крыла при $x = 100$ мм: a – волна 1; b – волна 2
 Fig. 5. Amplitude-frequency spectra of disturbances in the domain of fronts of the N -wave in the boundary layer of a swept wing at $x = 100$ mm: a – wave 1; b – wave 2

ответствующие взаимодействию волны 1 с передней кромкой крыла. Спектры, показанные на рис. 5, б, связаны с воздействием волны 2 на пространственный пограничный слой. На обоих графиках спектр при $z' = 2,0$ мм соответствует невозмущенному N -волной пограничному слою. В невозмущенном пограничном слое трехмерного крыла присутствуют пульсации частотой до 40–50 кГц. Взаимодействие слабых ударных волн с передней кромкой крыла приводит к возбуждению в пограничном слое возмущений в широком частотном диапазоне, до 100 кГц. Наибольшее усиление флуктуаций происходит в области низких частот, $f < 1$ кГц. Отметим, что взаимодействие волны 1 с передней кромкой приводит к несколько большему усилению линейно нарастающих волн неустойчивости поперечного течения ($f = 10$ –30 кГц) и высокочастотных пульсаций ($f > 40$ кГц) по сравнению с волной 2.

Кривые нарастания возмущений в пограничном слое стреловидного крыла при воздействии слабых ударных волн на переднюю кромку представлены на рис. 6 в виде зависимостей среднеквадратичных пульсаций от числа Рейнольдса. Для сравнения на график добавлены ранее опубликованные в [22] данные ламинарно-турбулентного перехода пространственного пограничного слоя в отсутствие возмущений от N -волны. В экспериментах [22] использовалась та же самая модель стреловидного крыла с углом стреловидности 45° , которая устанавливалась под нулевым углом атаки. На рис. 6 эти данные приведены красными треугольными символами.

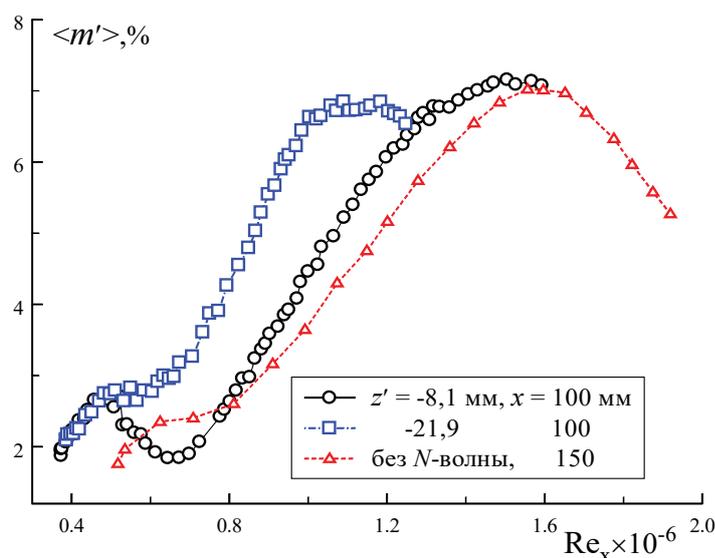


Рис. 6. Зависимости среднеквадратичных пульсаций от Re_x
Fig. 6. Dependences of RMS pulsations on Re_x

В случае воздействия слабой ударной волны **1** ($z' = -8,1$ мм) на пограничный слой трехмерного крыла ламинарно-турбулентный переход наблюдается при $Re_x \approx 1,5 \times 10^6$. В области взаимодействия слабой ударной волны **2** ($z' = -21,9$ мм) с передней кромкой стреловидного крыла переход к турбулентности в пограничном слое происходит при $Re_x \approx 1,1 \times 10^6$. В случае невозмущенного ударными волнами пограничного слоя на крыле ламинарно-турбулентный переход наступает при $Re_x \approx 1,6 \times 10^6$. То есть взаимодействие слабой ударной волны **2** с передней кромкой сдвигает переход к турбулентности в сторону меньших значений более чем на 30 %, тогда как влияние волны **1** на переход практически не заметно и почти укладывается в погрешность определения положения перехода. Отметим, в пограничном слое плоской пластины получен другой результат. Эксперименты [16] показали, что продольный вихрь, порождаемый волной **1**, значительно приближает положение перехода к передней кромке пластины. При этом значимого воздействия волны **2** на переход к турбулентности не обнаружено.

Начало ламинарно-турбулентного перехода обычно определяется по кривой нарастания интегральных пульсаций вниз по потоку (см. рис. 6). Рост среднеквадратичных пульсаций связывается с начальной стадией разрушения ламинарного течения. С другой стороны, спектральный анализ данных может также показать начало перехода к турбулентности. Как отмечалось в [23], в области линейного развития волн неустойчивости поперечного течения на трехмерном крыле нарастают возмущения в диапазоне частот от 8 до 35 кГц. На начальной стадии нелинейного взаимодействия происходит расширение частотного диапазона неустойчивых возмущений. При этом в эксперименте наблюдается резкий рост высокочастотных пульсаций, который хорошо виден при анализе частотных спектров.

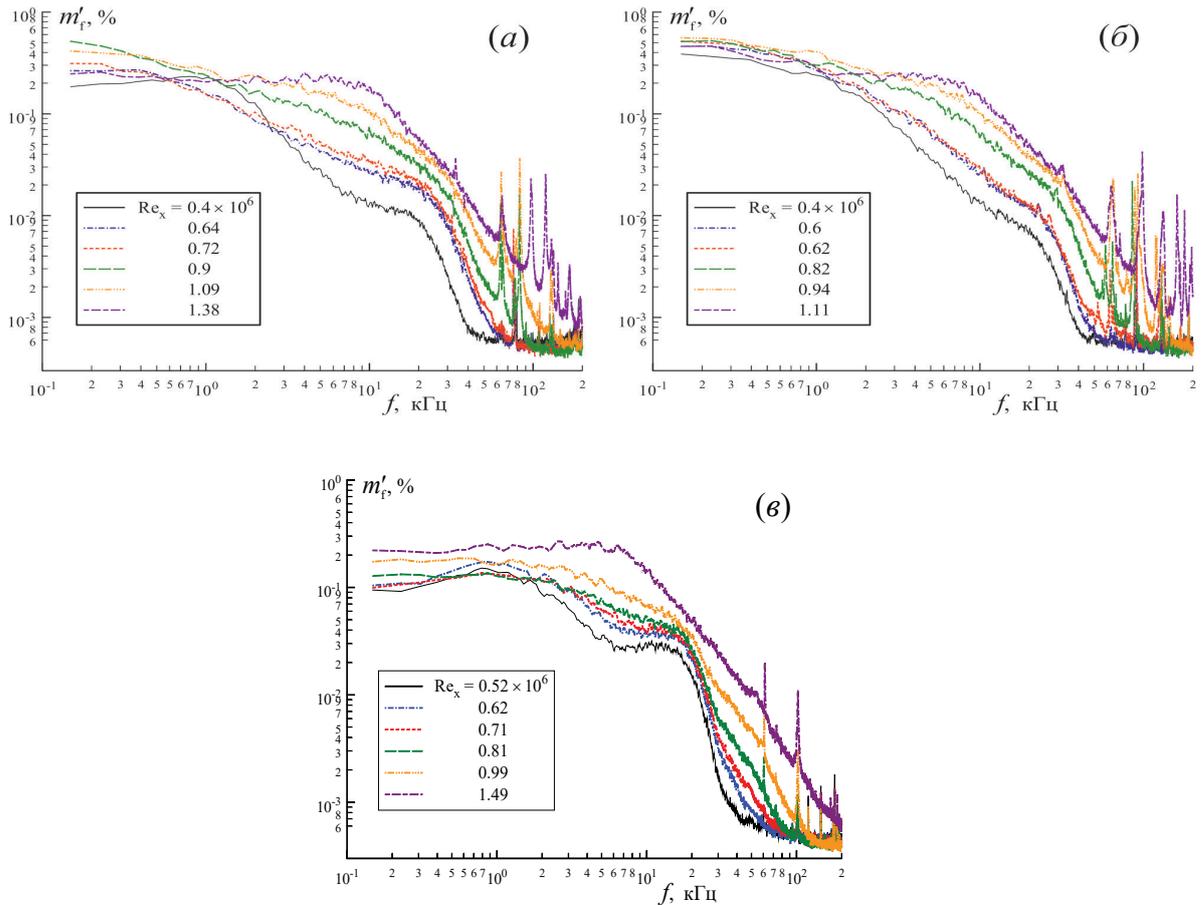


Рис. 7. Эволюция амплитудно-частотных спектров возмущений по числам Рейнольдса:
 а – волна 1, $z' = -8,1$ мм; б – волна 2, $z' = -21,9$ мм; в – невозмущенный пограничный слой
 Fig. 7. Evolution of amplitude-frequency spectra of disturbances from Reynolds number:
 а – wave 1, $z' = -8.1$ mm; б – wave 2, $z' = -21.9$ mm; в – the undisturbed boundary layer

Эволюция амплитудно-частотных спектров возмущений вниз по потоку приведена на рис. 7. Случай невозмущенного пограничного слоя показан на рис. 7, в, где представлены ранее опубликованные в [22] данные ламинарно-турбулентного перехода на трехмерном крыле в отсутствие возмущений от N -волны. Амплитудно-частотный спектр при $Re_x = 7,1 \times 10^5$ можно связать с началом ламинарно-турбулентного перехода, так как в спектре наблюдается рост пульсаций с частотой 40–60 кГц относительно $Re_x = 6,2 \times 10^5$. Для других частот амплитуда пульсаций слабо меняется при увеличении числа Рейнольдса от 6×10^5 до 7×10^5 . Спектр при $Re_x = 1,49 \times 10^6$ по виду близок к турбулентному. В области максимума интегральных пульсаций амплитудно-частотные спектры слабо меняются, и определить по ним положение перехода достаточно сложно.

Влияние слабой ударной волны 1 на ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое стреловидного крыла рассмотрено на рис. 7, а. Начальная стадия разрушения ламинарного течения наступает при $Re_x \geq 7,2 \times 10^5$, что совпадает со случаем невозмущенного N -волной пограничного слоя. В спектрах до $Re_x = 7,2 \times 10^5$ включительно можно выделить область линейно усиливающихся волн неустойчивости. Амплитудно-частотный спектр возмущений при $Re_x = 1,38 \times 10^6$ слабо отличается от спектра в турбулентном потоке.

Амплитудно-частотные спектры при воздействии слабой ударной волны 2 на ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое стреловидного крыла представлены на рис. 7, б.

Спектры возмущений имеют более наполненный вид. Максимум линейно нарастающих пульсаций в области частот 10–35 кГц не просматривается. Начало перехода к турбулентности наступает при $Re_x = 6,2 \times 10^5$. То есть слабая ударная волна **2** сдвигает начало перехода на 15 % ближе к передней кромке крыла относительно невозмущенного течения.

Заключение

Проведено экспериментальное исследование влияния слабых ударных волн на ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковом пограничном слое трехмерного крыла с углом стреловидности передней кромки 45° при числе Маха 2,5. Слабые ударные волны в набегающем потоке в виде N-волны создавались двумерной неровностью $150 \times 7 \times 0,155$ мм, установленной на боковой стенке аэродинамической трубы. Измерения выполнены термоанемометром постоянного сопротивления.

Показано, что слабые ударные волны способны оказывать влияние на ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковом пограничном слое трехмерного крыла и приводить к ранней турбулизации течения. Взаимодействие слабой ударной волны **2**, образованной обтеканием уступа от заднего края 2D неровности поверхности рабочей части трубы, с передней кромкой сдвигает переход к турбулентности в сторону меньших значений более чем на 30 %, тогда как влияние волны **1** на переход практически не заметно и почти укладывается в погрешность определения положения перехода. Для невозмущенного ударными волнами пограничного слоя стреловидного крыла ламинарно-турбулентный переход наступает при $Re_x \approx 1,6 \times 10^6$. Полученный результат сильно отличается от случая взаимодействия слабых ударных волн с плоской пластиной, рассмотренного в экспериментах [16] и численных расчетах [17].

Влияние поперечного течения на стационарные вихри, вызванные взаимодействием слабых ударных волн с передней кромкой стреловидного крыла, требует дополнительного изучения.

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 // *Aerospace Sci.* 1961. Vol. 28, no. 9. P. 685–692.
3. Semionov N. V., Kosinov A. D. An experimental study of receptivity of supersonic boundary layer on a blunted plate // *International journal of mechanics.* 2008. Vol. 2, No. 3. P. 87–95.
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. Чжен П. Отрывные течения. М.: Мир, 1972. Т. 1; 1973. Т. 2, 3.
6. Green J. E. Interactions between shock waves and turbulent boundary layers // *Progr. Aerospace Sci.* 1970. Vol. 11. P. 235–340.
7. Delery J. Shock wave / turbulent boundary layer interaction and its control // *Progr. Aerospace Sci.* 1985. Vol. 22. P. 209–280.
8. 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.
9. Федорова Н. Н., Федорченко И. А. Расчет взаимодействия падающего косоугольного скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем на пластине // *ПМТФ.* 2004. № 3. С. 61–71.
10. 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.

11. 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.
12. 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.
13. 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.
14. 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.
15. Косинов А. Д., Семенов Н. В., Яцких А. А., Кочарин В. Л., Шмакова А. В. Влияние радиуса притупления передней кромки пластины на отклик пограничного слоя при воздействии N-волны при числе Маха $M = 2$ // Теплофизика и аэромеханика. 2023. Т. 30. № 2. С. 239–249.
16. Питеримова М. В., Косинов А. Д., Семёнов Н. В., Яцких А. А., Кочарин В. Л., Ермолаев Ю. Г. Экспериментальное исследование влияния пары слабых ударных волн на ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое плоской пластины при числе Маха 2 // Сибирский физический журнал. 2022. Т. 17. № 2. С. 30–40.
17. Динь К. Х., Егоров И. В., Федоров А. В. Влияние волн Маха на ламинарно-турбулентный переход при сверхзвуковом обтекании плоской пластины // Изв. РАН. МЖГ. 2018. № 5. С. 113–124.
18. Егоров И. В., Динь К. Х., Нгуен Н. К., Пальчеховская Н. В. Численное моделирование взаимодействия волны Маха и сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине с острой передней кромкой // Уч. Зап. ЦАГИ. 2021. Т. 52, № 3. С. 18–28.
19. Егоров И. В., Зыонг Н. Х., Нгуен Н. К., Пальчеховская Н. В. Численное моделирование влияния волны Маха на ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковом пограничном слое // Доклады Российской академии наук. Физика, технические науки. 2022. Т. 504. С. 36–40.
20. Egorov I. V., Nguen N. K., Chuvakhov P. V. Numerical Simulation of the Interaction between Weak Shock Waves and Supersonic Boundary Layer on a Flat Plate with the Blunt Leading Edge // Fluid Dynamics. 2024. Vol. 59, no. 2. P. 279–290.
21. Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G. Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel. Новосибирск. Препринт ИТПМ СО РАН, 1999. № 6–99. 24 с.
22. Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов А. Н., Семенов Н. В., Яцких А. А. Влияние единичного числа Рейнольдса на ламинарно-турбулентный переход на скользящем крыле при сверхзвуковых скоростях потока // Теплофизика и аэромеханика. 2018. Т. 25, № 5. С. 685–692.
23. Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов Н. В. Экспериментальное исследование нелинейных процессов в пограничном слое на скользящем крыле при числе Маха = 2 // Прикладная механика и техническая физика. 2014. Т. 55, № 5. С. 45–54.

References

1. Gaponov S. A., Maslov A. A. Development of Disturbances in Compressible Flows. Novosibirsk, Nauka publ., 1980, 144 p. (in Russ.)

2. **Laufer J.** Aerodynamic noise in supersonic wind tunnels. *Aerospase Sci.*, 1961, vol. 28, no. 9, pp. 685–692.
3. **Semionov N. V., Kosinov A. D.** An experimental study of receptivity of supersonic boundary layer on a blunted plate. *International journal of mechanics*, 2008, vol. 2, no. 3, pp. 87–95.
4. **Gaponov S. A., Semenov A. N.** Numerical simulation of the interaction of a supersonic boundary layer with an acoustic wave. *Fluid Dynamics*, 2018, vol. 53, no. 6, pp. 795–804.
5. **Paul K. Chang.** Separation of flow. Moscow, Mir publ., 1972, vol. 1; 1973, vol. 2, 3. (in Russ.)
6. **Green J. E.** Interactions between shock waves and turbulent boundary layers. *Progr. Aerospace Sci.*, 1970, vol. 11, pp. 235–340.
7. **Delery J.** Shock wave / turbulent boundary layer interaction and its control. *Progr. Aerospace Sci.*, 1985, vol. 22, pp. 209–280.
8. **Knight D., Yan H., Panaras A. G., Zheltovodov A. A.** Advances in CFD prediction of shock wave turbulent boundary layer interactions. *Progr. Aerospace Sci.*, 2003, vol. 39, no. 2–3, pp. 121–184.
9. **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, pp. 358–366.
10. **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, pp. 29–38. (in Russ.)
11. **Vaganov A. V., Ermolaev Yu. G., Kolosov G. L., Kosinov A. D., Panina A. V., Semionov N. V. and Yatskikh A. A.** Impact of incident Mach Wave on Supersonic Boundary Layer. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2016, vol. 23, no. 1, pp. 43–48.
12. **Kosinov A. D., Golubev M. P., Pavlov Al. 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, pp. 20–27. (in Russ.)
13. **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, pp. 257–263.
14. **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, pp. 16–23. (in Russ.)
15. **Kosinov A. D., Semionov N. V., Yatskikh A. A., Kocharin V. L., Shmakova A. V.** Influence of the leading-edge bluntness radius of a plate on the response of flat-plate boundary layer to an N-wave at Mach number $M = 2$. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2023, vol. 30, no. 2, pp. 227–237.
16. **Piterimova M. V., Kosinov A. D., Semionov N. V., Yatskikh A. A., Kocharin V. L., Yermolaev Yu. G.** Experimental study of effect of a pair of weak shock waves on laminar-turbulent transition in the boundary layer of flat plate at Mach number 2. *Siberian Journal of Physics*, 2022, vol. 17, no. 2, pp. 30–40. (in Russ.)
17. **Din Q. H., Egorov I. V., Fedorov A. V.** Mach wave effect on laminar-turbulent transition in supersonic flow over a flat plate. *Fluid Dynamics*, 2018, vol. 53, no. 5, pp. 690–701.
18. **Egorov I. V., Din Q. H., Nguen N. K., and Palchekovskaya N. V.** Numerical simulation of interaction of the Mach wave and a supersonic boundary layer on a flat plate. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2021, vol. 52, no. 3, pp. 18–28. (in Russ.)
19. **Egorov I. V., Duong N. H., Nguyen N. C. and Palchekovskaya N. V.** Numerical simulation of the influence of a Mach wave on the laminar-turbulent transition in a supersonic boundary layer. *Doklady Rossiiskoi Akademii Nauk. Fizika, Tekhnicheskie Nauki*, 2022, vol. 504, no. 1, pp. 36–40. (in Russ.)

20. **Egorov I. V., Nguen N. K., Chuvakhov P. V.** Numerical Simulation of the Interaction between Weak Shock Waves and Supersonic Boundary Layer on a Flat Plate with the Blunt Leading Edge. *Fluid Dynamics*, 2024, vol. 59, no. 2, pp. 279–290.
21. **Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G.** Disturbances in the test section of T-325 supersonic wind tunnel. *ITAM SB RAS*, Novosibirsk. Preprint, Inst. of Theoretical and Applied Mechanics, 1999, no. 6–99, 24 p.
22. **Ermolaev Y. G., Kosinov A. D., Semenov A. N., Semionov N. V., Yatskikh A. A.** Effect of unit Reynolds number on the laminar-turbulent transition on a swept wing in supersonic flow. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2018, vol. 25, no. 5, pp. 659–665.
23. **Yermolaev Yu. G., Kosinov A. D., Semionov N. V.** Experimental study of nonlinear processes in a swept-wing boundary layer at the Mach number $M = 2$. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2014, vol. 55, no. 5, pp. 764–772.

Сведения об авторах

Афанасьев Леонид Владимирович, младший научный сотрудник

Ермолаев Юрий Геннадьевич, кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник

Косинов Александр Дмитриевич, доктор физико-математических наук, главный научный сотрудник, заведующий лабораторией

Семёнов Николай Васильевич, доктор физико-математических наук, ведущий научный сотрудник

Шмакова Александра Валерьевна, кандидат физико-математических наук, младший научный сотрудник

Яцких Алексей Анатольевич, кандидат физико-математических наук, научный сотрудник

Information about the Authors

Leonid V. Afanasjev, Junior Researcher

Yuri G. Yermolaev, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Senior Research Officer

Alexander D. Kosinov, Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Senior Research Officer, Chief Researcher, Head of Laboratory

Nikolay V. Semionov, Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Senior Research Officer, Leading Researcher

Alexandra V. Shmakova, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Research Officer

Aleksey A. Yatskikh, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Research Officer

Статья поступила в редакцию 31.05.2024; одобрена после рецензирования 06.09.2024; принята к публикации 27.09.2024

The article was submitted 31.05.2024; approved after reviewing 06.09.2024; accepted for publication 27.09.2024