

УДК 532.526

Численное моделирование эволюции локализованных возмущений от двух синхронных разнесенных источников в сверхзвуковом пограничном слое*

А.А. Яцких, Л.В. Афанасьев

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

E-mail: yatskikh@itam.nsc.ru

Представлены результаты численного моделирования развития локализованных возмущений от одного и двух отдельных синхронных источников в ламинарном пограничном слое пластины при числе Маха $M = 2$ для различных расстояний между источниками. Расчеты выполнены в программном комплексе FlowVision при параметрах набегающего потока, характерных для аэродинамической трубы Т-325 ИТПМ СО РАН. Исследования проведены в области линейного развития возмущений. Обнаружено, что в зависимости от расстояния между источниками генерируемые возмущения могут как усиливаться, так и затухать вниз по потоку. Проведен анализ частотно-волновой структуры возмущений. В волновых спектрах возмущений, генерируемых двумя разнесенными локализованными синхронными источниками, наблюдаются узлы и пучности, положение в спектре которых определяется расстоянием между источниками.

Ключевые слова: сверхзвуковой пограничный слой, численное моделирование, локализованные возмущения, ламинарно-турбулентный переход.

Введение

Ламинарно-турбулентный переход пограничного слоя является сложным комплексным явлением. Турбулизация течения в пограничном слое происходит благодаря возникновению и эволюции возмущений различного типа, их роста и взаимодействия друг с другом с образованием локализованных в пространстве и времени вихревых структур (волновые пакеты, турбулентные пятна) [1–3]. Сложность развития возмущений в пограничном слое затрудняет создание методов предсказания и теоретического описания ламинарно-турбулентного перехода.

Для детального изучения эволюции возмущений в пограничных слоях в экспериментах и расчетах успешно применяется подход искусственных возмущений. В экспе-

* Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 21-79-00097 (<https://rscf.ru/project/21-79-00097/>); работа выполнена на базе ЦКП «Механика» ИТПМ СО РАН; численное моделирование проведено в программном комплексе FlowVision (<https://flowvision.ru/>).

риментах с помощью различных методов (при дозвуковых скоростях [4] это вдув, отсос, использование вибрирующих мембран на поверхности моделей и т.д., при высоких скоростях потока [4–10] это электрический разряд) в пограничный слой вводится искусственное возмущение. При этом существует возможность синхронизации с измерениями, что позволяет выделить искусственное возмущение из фона естественных пульсаций и определить его пространственно-волновые характеристики. В случае высоких скоростей потока изучается нарастание возмущений от локализованного в пространстве источника (электрического разряда). Наиболее отработанным является случай периодического воздействия на пограничный слой, когда исследуется эволюция возмущений в пограничном слое на выделенных частотах [5–7]. Такой подход позволяет с хорошей точностью определить особенности развития волн в пограничном слое. Другим развивающимся экспериментальным подходом является локализованное во времени и пространстве воздействие (импульсный разряд) [8–10]. В этом случае в пограничном слое формируется возмущение, обладающее широкими волновым и частотным спектрами. Таким образом, наблюдается совместное развитие волн с различными частотами и волновыми векторами.

В исследованиях численным моделированием в установившемся стационарном течении пограничного слоя возмущения вводятся с помощью динамических по времени граничных условий. В расчетах также используются локализованные в пространстве источники возмущения, которые обладают широким волновым спектром. Аналогично экспериментам рассматривается как периодическое, так и локализованное во времени воздействие на пограничный слой [11–17]. Другой подход состоит в следующем: задаются волны или пакеты волн, параметры которых рассчитываются по линейной теории устойчивости [18–21]. Также следует отметить расчетные работы, в которых ламинарно-турбулентный переход изучается в условиях, приближенных к естественному сценарию: во внешнем течении задаются случайные акустические или вихревые возмущения, характеристики которых близки к полетным условиям [22].

Для полноценного и подробного описания механизмов ламинарно-турбулентного перехода требуется совместное проведение экспериментов и исследований с помощью численного моделирования. Такие же исследования необходимы для изучения эволюции возмущений с достаточной точностью в приближенных к естественному сценарию переходных условиях с контролируемым вводом искусственных пульсаций, параметры которых (амплитуда, частотный и волновой состав, начальное фазовое распределение и т.д.) могли бы варьироваться в широких пределах. Применяемые сегодня экспериментальные методы, основанные на локализованном одиночном источнике, не дают такой возможности.

При малых дозвуковых скоростях эффективными являются методы введения контролируемых возмущений с помощью многокомпонентных источников. В работе [23] впервые была показана возможность сложения и вычитания контролируемых возмущений от разных источников. Сегодня в экспериментах при малых дозвуковых скоростях потока успешно используются многосоставные источники, позволяющие генерировать сложные контролируемые возмущения, параметры которых близки к естественным возмущениям [24, 25]. Многокомпонентными источниками контролируемых возмущений удается вводить в пограничный слой пульсации, параметры которых близки к пульсациям турбулентного пограничного слоя.

Для случая сверхзвуковых скоростей изучению совместного развития возмущений в пограничном слое от нескольких источников посвящено малое количество работ.

В экспериментах [26] использовался набор из нескольких источников контролируемых периодических возмущений в виде разрядов в сверхзвуковом пограничном слое конуса, источники возмущений располагались равномерно в азимутальном направлении. Предполагалось, что такая система позволит ввести периодические возмущения с выделенным основным пиком в волновом спектре. Однако подробных данных по пространственно-волновой структуре вводимых возмущений не приводится.

Подробные численные и экспериментальные исследования по развитию периодических возмущений от пары разнесенных источников в сверхзвуковом пограничном слое приводились в работе [27]. Здесь изучалось развитие периодических возмущений как от одного источника, так и от двух источников, работающих в синхронном режиме и со сдвигом фаз. В случае синхронной работы двух источников в волновых спектрах наблюдалось увеличение амплитуды по сравнению со случаем одиночного источника и образование узлов и пучностей. Полученная картина развития возмущений в пограничном слое (узлы и пучности в волновом спектре) соответствует интерференции волн, порожденных разнесенными источниками возмущений. При наличии сдвига фаз в работе источников наблюдалось смещение положения узлов и пучностей в волновом спектре, что также объясняется явлением интерференции. Таким образом, впервые расчетным и экспериментальным образом была показана интерференция возмущений двумерного пограничного слоя для случая сверхзвуковых скоростей потока.

Что касается исследований совместного развития локализованных в пространстве и времени возмущений в высокоскоростных пограничных слоях, то здесь авторам известна только работа [28]. В пограничном слое сопла аэродинамической трубы при числе Маха потока $M = 6$ с помощью одиночного разряда вводилась пара возмущений, следующих друг за другом. Вследствие изменения времени между зажиганием разряда возмущения «приближались» друг к другу. Измерения пульсаций проводились набором высокочастотных датчиков давления. Была получена наглядная картина «слияния» возмущений. Однако эта единственная работа не позволяет сформировать полное представление о процессах совместного развития локализованных возмущений в высокоскоростных пограничных слоях.

Для создания многокомпонентного источника контролируемых возмущений в высокоскоростных пограничных слоях, дающего возможность вводить в поток пульсации с заданным частотно-волновым составом, необходимы подробные численные и экспериментальные данные по возбуждению возмущений от нескольких источников. Настоящая работа открывает цикл расчетных и экспериментальных исследований по генерации и развитию искусственных возмущений от двух разнесенных импульсных источников в сверхзвуковом пограничном слое пластины. Авторами приводятся данные численного моделирования для случая одиночного и двух импульсных синхронных источников при числе Маха потока $M = 2$. Также в статье рассматривается влияние расстояния между источниками на генерируемые в пограничном слое пульсации. В такой постановке исследования проводятся впервые.

Постановка исследований

Проведено численное моделирование ламинарного обтекания плоской пластины сжимаемым вязким теплопроводным газом (воздухом) в трехмерной постановке. Расчеты, выполненные в программном комплексе FlowVision, согласовались с техническими возможностями для проведения экспериментов в аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН.

Течение описывается в рамках модели сплошной среды для сжимаемого вязкого теплопроводного газа с молекулярной массой 28,966 г/моль. Вязкость изменяется в соответствии с законом Сазерленда, коэффициент теплопроводности определяется по кинетической теории, теплоемкость принята при постоянном давлении и равна 1006,43 Дж/(кг·К).

На рис. 1 схематично представлена используемая расчетная область в виде параллелепипеда. Вдоль набегающего потока (ось x) длина расчетной области составляет 130 мм, ширина (вдоль оси z) — 60 мм, высота (вдоль оси y) — 80 мм. Нижняя граница расчетной области в плоскости xz соответствует пластине.

Расчетная область разбивалась на более 8 миллионов прямоугольных ячеек, при этом сетка сгущалась в направлении к пластине для того, чтобы разрешить пограничный слой. На границах расчетной области устанавливались следующие условия.

1. Условие входа (input) устанавливалось на верхнюю и левую (по x) грани: x -компонента скорости набегающего потока U равна 501 м/с, давление $P = 5590$ Па, температура $T_\infty = 156$ К. Эти параметры соответствуют числу Маха $M = 2$, единичному числу Рейнольдса $Re_1 = \rho_\infty U_\infty / \mu_\infty = 6 \cdot 10^6 \cdot m^{-1}$ и характерны для потока в рабочей части аэродинамической трубы Т-325 ИТПМ СО РАН.

2. На правую грань устанавливалось условие выхода (output): нулевой градиент температуры, для скоростей и давления на границе устанавливаются значения, равные значению в центре приграничной ячейки (встроенное во FlowVision граничное условие «сверхзвуковой выход»).

3. На боковые грани (в плоскости yz) устанавливалось условие симметрии.

4. На пластине (plate) устанавливалось граничное условие прилипания, а также условие нулевого теплового потока.

На пластине выделялись области источников (sources) для введения контролируемых возмущений в пограничный слой, генерация возмущений осуществлялась с помощью ненулевого теплового потока в области источников в ограниченное время.

Расчет проводился в два этапа. На первом этапе рассчитывалось установившееся стационарное обтекание. При этом в области источников, как и на всей пластине, устанавливалось условие нулевого теплового потока. На втором этапе выполнялся нестационарный расчет с вводом возмущений в пограничный слой. Искусственные возмущения вводились в пограничный слой при изменении граничных условий в локализованной области на поверхности пластины (источники возмущений). На поверхности пластины в нулевой момент времени на время t_s в области источника устанавливалось условие на тепловой поток q :

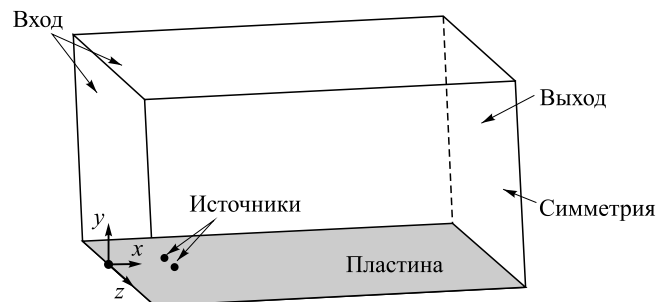


Рис. 1. Расчетная область.

$$q(x, z, t) = q_0 \cdot \sin\left(\pi \frac{t}{t_s}\right) \cos\left(\frac{\pi}{2} \cdot \frac{x - x_s}{r_s}\right) \cos\left(\frac{\pi}{2} \cdot \frac{z - z_s}{r_s}\right) \text{ при } t \leq t_s,$$

$$q(x, z, t) = 0 \text{ при } t > t_s,$$

где x_s и z_s — координаты источника, r_s — размер источника, t_s — длительность воздействия на пограничный слой, q_0 — амплитуда. Первое условие устанавливалось в области $(x_s \pm r_s, z_s \pm r_s)$ на время t_s . После времени t_s возвращалось условие нулевого потока тепла.

В рассматриваемых исследованиях источники располагались в центральной области по размаху пластины на расстоянии от передней кромки $x_s = 30$ мм, что соответствует числу Рейнольдса, рассчитанному по толщине пограничного слоя: $Re_\delta = (Re_1 \cdot x)^{0.5} \approx 424$. Размеры источников r_s составляли 2 мм, длительность воздействия t_s — 25 мкс. Основные расчеты были проведены для амплитуды потока тепла $q_0 = 2500$ Вт/м². Расположение источников и длительность их работы выбирались таким образом, чтобы это было возможным реализовать в эксперименте, а амплитуда воздействия подбиралась такой, чтобы развитие возбуждаемых возмущений в пограничном слое было линейным в области исследований.

Во время расчетов в сечениях zy записывались мгновенные параметры потока с шагом в продольном направлении, равным 5 мм. Для анализа развития локализованных возмущений от источников рассматривались пульсации продольной компоненты массового расхода, нормированные на локальное значение базового течения:

$$m'(x, y, z, t) = 100 \% \cdot (\rho U(x, y, z, t) - \rho U(x, y, z, 0)) / \rho U(x, y, z, 0).$$

Наращение возмущений рассматривалось в области $x = 60 \div 100$ мм, что соответствует диапазону $Re_\delta = 600 \div 775$. Основной анализ проводился для области пограничного слоя, в которой массовый расход базового течения $\rho U = 0,7 \rho U_\infty$, где ρU_∞ — массовый расход набегающего потока. Аналогичные пульсации потока обычно измеряются в экспериментах по развитию возмущений в аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН термоанемометром постоянного сопротивления. Это обусловлено тем, что в данной области наблюдается максимальный уровень пульсаций потока [10].

Предварительно перед основными расчетами были проведены исследования сходимости решения по расчетной сетке и шагу по времени. Было получено, что для данных расчетов оптимальный шаг по времени составляет 50 нс, что приблизительно в два раза меньше, чем шаг по времени, определенный числом Куранта, а используемая расчетная сетка является оптимальной. При уменьшении шага по времени или при увеличении количества расчетных ячеек форма, амплитуда и коэффициенты роста полученных пульсаций пограничного слоя практически не менялись.

Результаты

На рис. 2 представлены распределения продольной компоненты скорости, температуры и массового расхода базового течения в зависимости от нормальной координаты, нормированной на масштаб Блазиуса, при различных значениях продольной координаты. Данные приведены в области, в которой будет проводиться дальнейший анализ развития возмущений. Получен автомодельный пограничный слой. Область пограничного слоя,

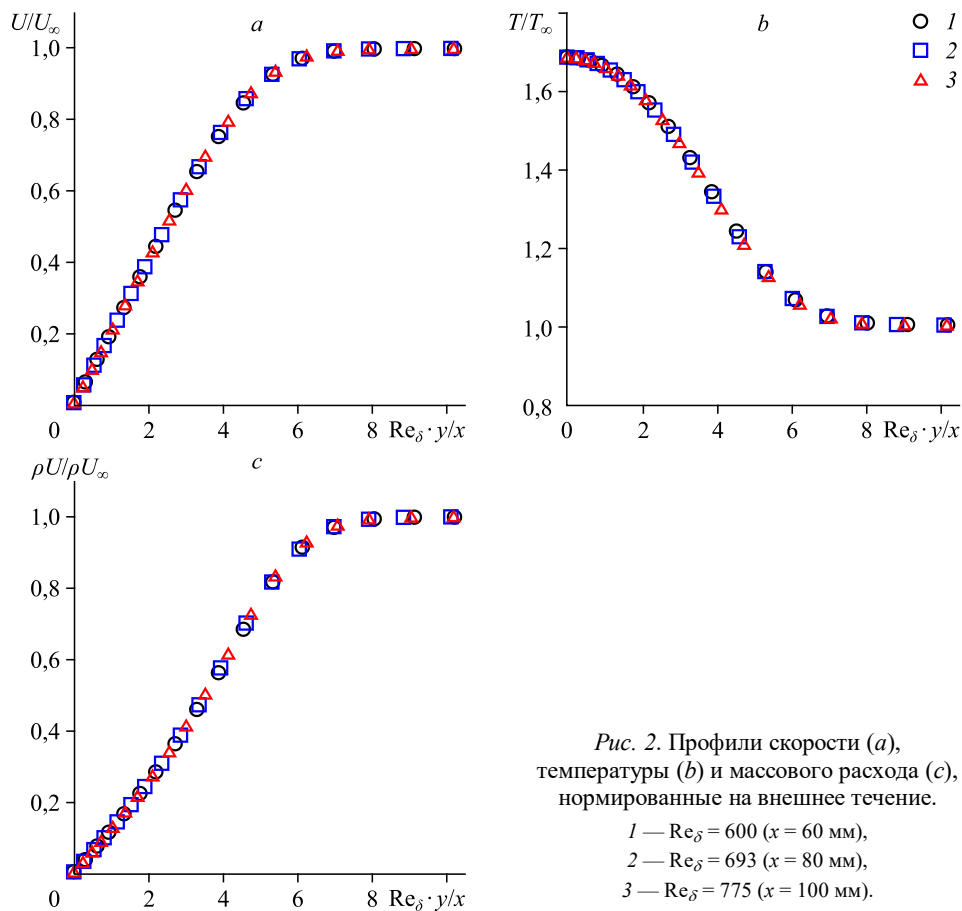


Рис. 2. Профили скорости (a), температуры (b) и массового расхода (c), нормированные на внешнее течение.

1 — $Re_\delta = 600$ ($x = 60$ мм),
 2 — $Re_\delta = 693$ ($x = 80$ мм),
 3 — $Re_\delta = 775$ ($x = 100$ мм).

в которой массовый расход базового течения $\rho U = 0,7\rho U_\infty$, располагается на расстоянии от поверхности $y = 0,6\delta$, где δ — толщина пограничного слоя. В этом слое будет выполняться последующий анализ развития возмущений. В области исследований течение в пограничном слое является ламинарным.

Влияние расстояния между синхронными локализованными источниками на формирование и развитие возмущений от них в двумерном пограничном слое при числе Маха потока $M = 2$ показаны на рис. 3. Приведены изолинии пульсаций продольного массового расхода в плоскости (z, t) в слое $y/\delta = 0,6$ для случаев одиночного источника (рис. 3a, 3d) и для расстояний между парой источников, составляющих 4 (рис. 3b, 3e) и 6 (рис. 3c, 3f) мм. Данные представлены для расстояний от передней кромки 60 ($Re_\delta = 600$, рис. 3a, 3b и 3c) и 100 ($Re_\delta = 775$, рис. 3c, 3d и 3e) мм.

В случае одиночного источника (рис. 3a, 3d) возмущение в пограничном слое в начальном сечении ($x = 60$ мм, $Re_\delta = 600$) представляется в виде локализованного дефекта течения, на переднем фронте которого формируется нарастающий вниз по потоку пакет наклонных волн (дефекты и превышения течения). Начальный дефект течения затухает вниз по потоку, тогда как дефекты и превышения течения на переднем фронте значительно нарастают, приводя к увеличению пространственного масштаба локализованного возмущения. Такая картина развития локализованного возмущения типична для пограничного слоя как при сверхзвуковых скоростях потока [9, 10], так и в случае малых дозвуковых скоростей [29].

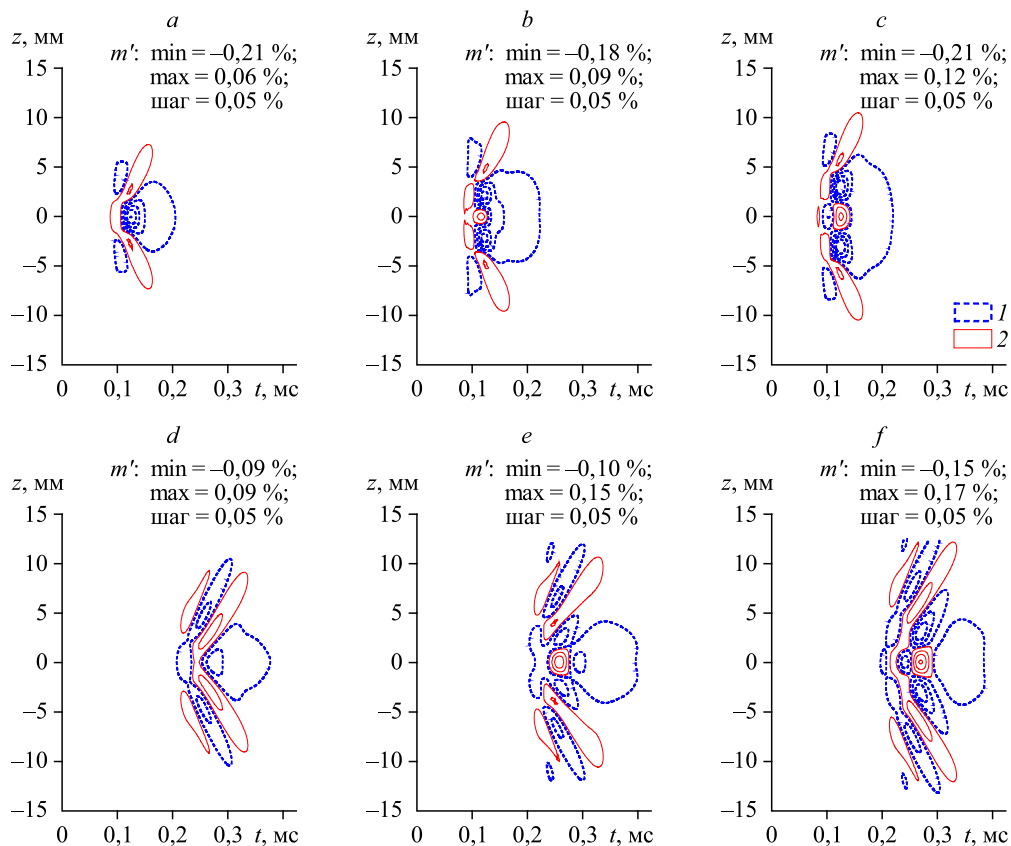


Рис. 3. Изолинии пульсаций массового расхода в плоскости (z, t) для $Re_\delta = 600$ ($x = 60$ мм) (a, b, c) и $Re_\delta = 775$ ($x = 100$ мм) (c, d, e) в слое $y/\delta = 0,6$ в случае одного (a, d) и двух синхронных источников, расположенных на расстоянии 4 (b, e) и 6 (c, f) мм друг от друга.
1 — $m' < -0,01\%$, 2 — $m' > 0,01\%$.

В случае пары синхронных источников в центральной области возмущения наблюдается формирование двух локализованных дефектов течения, а между ними образуется положительное возмущение. Центры дефектов соответствуют положению источников. На фронтах этой структуры также наблюдается формирование пакета наклонных волн, нарастающего вниз по потоку. Ниже по потоку волновой пакет значительно увеличивает пространственные масштабы локализованного возмущения. Начальные дефекты течения затухают и при этом становятся частью пакета наклонных волн. Центральное превышение течения, которое формируется в начальном сечении между дефектами, нарастает вниз по потоку. В случае расстояния между парой источников 6 мм в центральной области локализованного возмущения дефекты и превышения располагаются в шахматном порядке.

Возмущения от двух источников обладают значительно большей амплитудой по сравнению со случаем возмущений от одиночного источника. Наибольшее отличие в развитии возмущений от одного и пары источников наблюдается в центральной области, тогда как на боковых границах сценарий развития возмущения представляется схожим во всех случаях.

Для оценки нарастания возмущений для случаев одиночного и пары источников проведены следующие вычисления:

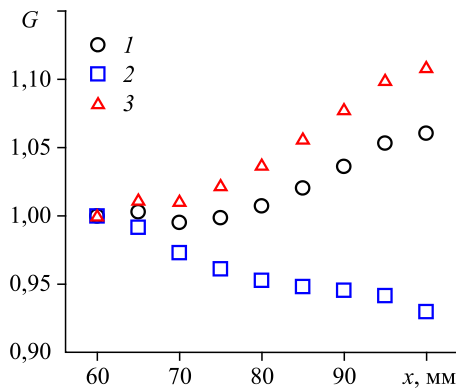


Рис. 4. Рост возмущений вниз по потоку в слое $y/\delta = 0,6$.

1 — один источник, 2 — два источника на расстоянии 4 мм, 3 — два источника на расстоянии 6 мм.

$$G(x) = \frac{\sum_{i,k} m'(t_k, z_i, x)^2}{\sum_{i,k} m'(t_k, z_i, x_0)^2}$$

Величина $G(x)$ посчитана для слоя $y/\delta = 0,6$. Фактически она является дисперсией пульсаций, нормированной на начальное сечение, и показывает рост возмущений вниз по потоку в физическом пространстве. Результаты представлены на рис. 4.

Для случая одиночного источника начиная с $x = 80$ мм наблюдается значительное нарастание возмущения. В случае пары источников, расположенных на расстоянии 4 мм друг от друга, наблюдается значительное затухание локализованного возмущения. При расстоянии между источниками 6 мм возмущение нарастает вниз по потоку, при этом рост является значительно более интенсивным по сравнению со случаем возмущения от одиночного источника. Расстояние между источниками значительно влияет на развитие возмущения в пограничном слое. Для выявления причины такого различия в развитии возмущений проводился пространственно-волновой анализ. Для отдельных частот были определены амплитудные волновые спектры возмущений с помощью дискретного преобразования Фурье:

$$A_{f\beta}(x, f, \beta) = \left| \frac{\sqrt{2}}{T \cdot z_0} \sum_{i,k} m'(x, z_i, t_k) \exp(i2\pi f t_k - \beta z_i) \Delta t \Delta z \right|$$

где $T = 500$ мкс — длительность анализируемых пульсаций, $Z_0 = 1$ мм — характерная толщина пограничного слоя в области анализа данных.

На рис. 5 представлены волновые спектры возмущений при различных значениях продольной координаты x для случаев одиночного и пары синхронных источников. Здесь приведены данные для частоты $f = 16$ кГц (безразмерный частотный параметр $F = 2\pi f / (U_\infty \cdot Re_1) = 33 \cdot 10^{-6}$), которая соответствует наиболее нарастающим пульсациям в исследуемой области течения ($Re_\delta = 693$) при данных параметрах потока.

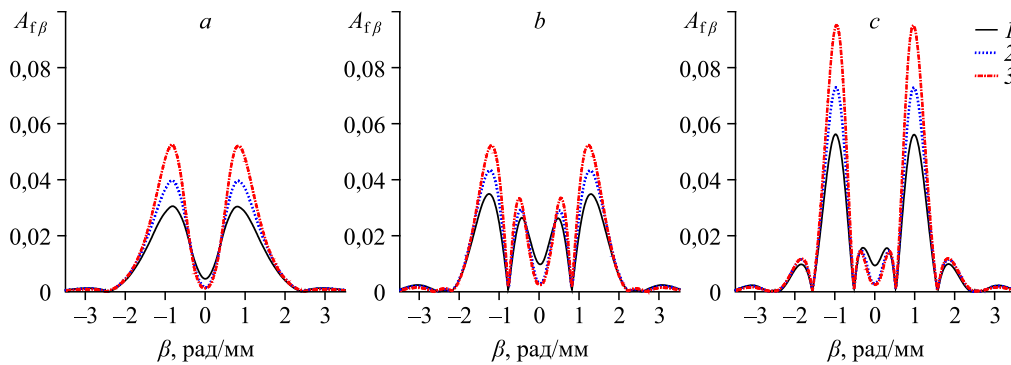


Рис. 5. Амплитудный волновой спектр возмущений в случае одного (a) и двух синхронных источников, расположенных на расстоянии 4 (b) и 6 (c) мм друг от друга, для различных частот.

$f = 16$ кГц ($F = 33 \cdot 10^{-6}$); 1 — $Re_\delta = 600$ ($x = 60$ мм), 2 — $Re_\delta = 693$ ($x = 80$ мм), 3 — $Re_\delta = 775$ ($x = 100$ мм).

Для случая одиночного источника наибольшее нарастание возмущений наблюдается в области значений проекции волнового вектора в поперечном к потоку направлении ($\beta = 0,8 - 0,9$ рад/мм), т.е. наиболее нарастающими являются наклонные волны. Угол наклона фронта волны относительно направления набегающего потока составляет приблизительно 65° . Такая картина типична для линейного развития возмущений в сверхзвуковом пограничном слое пластины.

В случае пары синхронных источников в амплитудных волновых спектрах возмущений наблюдается наличие узлов и пучностей. Значения волновых чисел, при которых наблюдаются узлы, вниз по потоку не изменяются. Отметим, что в фазовых спектрах узлы сопровождаются скачком фазы на 180° . В случае расстояния между источниками 4 мм один из узлов попадает приблизительно в $\beta \approx 0,8$ рад/мм, т.е. в область наиболее растущих волн, тогда как в случае 6 мм между источниками один из узлов наблюдается приблизительно в $\beta \approx 0,5$ рад/мм, а в области наиболее растущих волн присутствует пучность. Когда узлы в спектрах попадают в область наиболее нарастающих пульсаций, в физическом пространстве локализованное возмущение затухает вниз по потоку, а в случае пучности возмущение нарастает. Это происходит вследствие того, что в случае работы двух источников на расстоянии 4 мм в формируемом возмущении из-за накладывания волн значительно снижаются амплитуды наиболее нарастающих пульсаций и в возмущении преобладают устойчивые моды, что в конечном итоге приводит к затуханию в физическом пространстве. В случае расстояния между источниками 6 мм наблюдается обратная картина: наиболее нарастающие волны преобладают в формируемом возмущении (т.к. в область наиболее растущих волн попадает пучность), что приводит к более интенсивному росту возмущения в физическом пространстве по сравнению со случаем одиночного источника.

Узлы и пучности в амплитудных волновых спектрах наблюдались ранее в численных и экспериментальных исследованиях по развитию периодических возмущений от двух разнесенных в пространстве источников в сверхзвуковом пограничном слое [27]. Наличие узлов и пучностей может быть объяснено интерференцией волн от источников. Возмущение, порожденное на конкретной частоте одним источником, может быть представлено в виде суммы плоских волн с различными волновыми числами и амплитудами. Тогда в случае синхронной работы источников результат их наложения представляется в следующем виде:

$$\begin{aligned} \sum_j A_j \cdot \cos(2\pi ft + \beta_j(z - z_0) + \alpha_j x) + \sum_j A_j \cdot \cos(2\pi ft + \beta_j(z + z_0) + \alpha_j x) = \\ = 2 \sum_j A_j \cdot \cos(2\pi ft + \beta_j z + \alpha_j x) \cos(\beta_j z_0), \end{aligned}$$

где α и β — проекции волнового вектора на продольное и поперечное потоку направления. Последний множитель в правой части выражения определяет положение пучностей и узлов в амплитудном волновом спектре. Видно, что их расположение в спектре определяется расстоянием между источниками. Нулевой амплитуде (узлам) соответствуют значения $\beta = (\pi/2 + \pi n)/z_0$, где n — целое число. Для случая расстояния между источниками 4 мм $z_0 = 2$ мм, а узлы должны наблюдаться при $\beta \approx \pm 0,79, \pm 2,36, \pm 3,93, \dots$ рад/мм, тогда как для случая расстояния между источниками 6 мм узлы будут наблюдаться при $\beta \approx \pm 0,52, \pm 1,57, \pm 2,66, \dots$ рад/мм. Из рис. 5 видно, что положение узлов, полученное при численном моделировании развития в сверхзвуковом пограничном слое локализованных возмущений от двух разнесенных синхронных источников в волновых спектрах, хорошо согласуется с приведенными выше выкладками по интерференции волн.

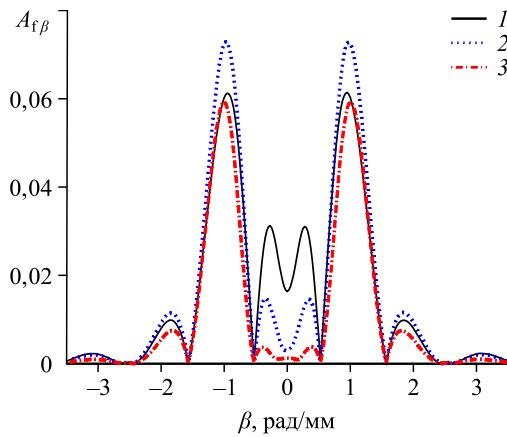


Рис. 6. Амплитудный волновой спектр возмущений в случае двух синхронных источников, находящихся на расстоянии 6 мм друг от друга, для различных частот.

$Re_{\delta} = 693$ ($x = 80$ мм); 1 — $F = 21 \cdot 10^{-6}$ ($f = 10$ кГц),
 2 — $F = 33 \cdot 10^{-6}$ ($f = 16$ кГц),
 3 — $F = 45 \cdot 10^{-6}$ ($f = 22$ кГц).

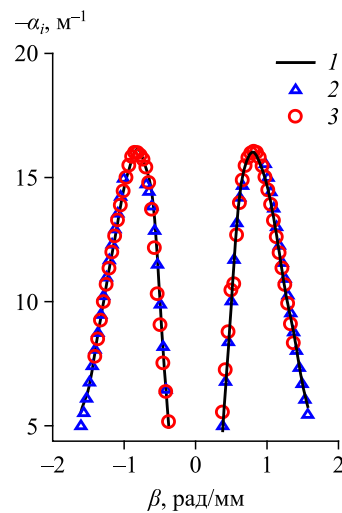


Рис. 7. Коэффициенты роста возмущений.

$Re_{\delta} = 693$ ($x = 80$ мм), $F = 33 \cdot 10^{-6}$ ($f = 16$ кГц); 1 — один источник,
 2 — два источника на расстоянии 4 мм,
 3 — два источника на расстоянии 6 мм.

В отличие от исследований [27], в настоящей работе изучается развитие локализованных в пространстве и времени возмущений, обладающих сплошным спектром. На рис. 6 представлены волновые спектры возмущений для различных частот для случая двух синхронных источников с расстоянием между ними 6 мм при $x = 80$ мм ($Re_{\delta} = 693$). Узлы и пучности в волновом спектре на различных частотах наблюдаются здесь при одних и тех же значениях проекции волнового числа, что также согласуется с данными по интерференции волн от синхронных источников.

На рис. 7 представлены результаты оценки коэффициента роста возмущений α_i для наиболее нарастающих волн для случаев одиночного и двух источников. Коэффициенты роста определялись следующим образом:

$$-\alpha_i(f, \beta) = \frac{\partial \ln(A_{f\beta}(x, f, \beta))}{\partial x}.$$

Несмотря на то, что в физическом пространстве формирование и развитие в сверхзвуковом пограничном слое возмущений от одного и двух синхронных источников значительно различаются, оценки коэффициента роста на выделенной частоте совпадают. Наиболее нарастающими являются наклонные волны, что согласуется с линейной теорией устойчивости. Это указывает на то, что в данных исследованиях локализованные возмущения в рассматриваемой области пограничного слоя развивались линейно.

Заключение

Проведено численное моделирование развития локализованных возмущений от одного и двух синхронных источников в пограничном слое пластины при числе Маха $M = 2$ для различных расстояний между источниками.

Амплитуда генерируемых двумя близко расположенными источниками локализованных возмущений больше по сравнению со случаем одиночного источника. Показано,

что наибольшее отличие в развитии возмущений от одного и пары источников наблюдается в центральной области, тогда как на боковых границах сценарий развития возмущения представляется схожим во всех исследуемых случаях. В зависимости от расстояния между источниками развитие генерируемых возмущений может значительно отличаться: в рассматриваемых случаях наблюдалось затухание и нарастание возмущений вниз по потоку.

Проведен анализ частотно-волновой структуры возмущений. Во всех случаях наиболее нарастающими являются наклонные волны с углом наклона фронта приблизительно 65 градусов к потоку, а коэффициенты роста возмущений на выделенных частотах во всех случаях оказались одинаковы, что согласуется с линейной теорией устойчивости для сверхзвукового пограничного слоя пластины. В волновых спектрах возмущений, генерируемых двумя разнесенными локализованными синхронными источниками, наблюдаются узлы и пучности, положение в спектре которых определяется расстоянием между источниками. Это может быть описано в рамках явления интерференции волн от разнесенных источников. Затухание локализованного возмущения в физическом пространстве объясняется вычитанием наиболее нарастающих волн, а нарастание — наложением.

Список литературы

1. Гапонов С.А., Маслов А.А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 144 с.
2. Fedorov A. Transition and stability of high-speed boundary layers // *Annu. Rev. Fluid Mech.* 2011. Vol. 43. P. 79–95.
3. Бойко А.В., Грек Г.Р., Довгаль А.В., Козлов В.В. Физические механизмы перехода к турбулентности в открытых течениях. М.; Ижевск: РХД, 2006. 304 с.
4. Kendall J.M. Supersonic boundary layer stability experiments // *Proc. of Boundary Layer Transition Study Group Meeting* (ed WD McCauley), San. Bernardino, CA, 1967. Vol. 2, No. 158 (S3816-63). P. 10-1–10-8.
5. Kosinov A.D., Maslov A.A., Shevelkov S.G. Experiments on the stability of supersonic laminar boundary layers // *J. Fluid Mech.* 1990. Vol. 219. P. 621–633.
6. Maslov A.A., Shipyluk A.N., Bountin D.A., Sidorenko A.A. Mach 6 boundary-layer stability experiments on sharp and blunt cones // *J. of Spacecr. Rockets.* 2006. Vol. 43. P. 71–76.
7. Kosinov A.D., Kolosov G.L., Semionov N.V., Yermolaev Y.G. Linear development of controlled disturbances in the supersonic boundary layer on a swept wing at Mach 2 // *Phys. Fluids.* 2016. Vol. 28, No. 6. P. 064101-1–064101-16.
8. Casper K.M., Beresh S.J., Schneider S.P. Pressure fluctuations beneath instability wavepackets and turbulent spots in a hypersonic boundary layer // *J. Fluid Mech.* 2014. Vol. 756. P. 1058–1091.
9. Yatskikh A.A., Yermolaev Y.G., Kosinov A.D., Semionov N.V., Semenov A.N. Evolution of localized artificial disturbance in 2D and 3D supersonic boundary layers // *Proc. of the Institution of Mechanical Engng, Part G: J. of Aerospace Engng.* 2020. Vol. 234, No. 1. P. 115–123.
10. 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.
11. Mayer C.S., Wernz S., Fasel H.F. Numerical investigation of the nonlinear transition regime in a Mach 2 boundary layer // *J. Fluid Mech.* 2011. Vol. 668. P. 113–149.
12. Егоров И.В., Новиков А.В. Прямое численное моделирование ламинарно-турбулентного обтекания плоской пластины при гиперзвуковых скоростях потока // *Журн. вычисл. математики и мат. физики.* 2016. Т. 56, № 6. С. 1064–1081.
13. Novikov A.V., Fedorov A.V. Numerical simulation of three-dimensional disturbances evolution in supersonic flow over a wavy surface // *32nd Congress of the Intern. Council of the Aeronautical Sci., ICAS 2021.* P. 2149–2199.
14. Mayer C.S., Laible A.C., Fasel H.F. Numerical investigation of wave packets in a Mach 3.5 cone boundary layer // *AIAA J.* 2011. Vol. 49, No. 1. P. 67–86.
15. Sivasubramanian J., Fasel H.F. Numerical investigation of the development of three-dimensional wavepackets in a sharp cone boundary layer at Mach 6 // *J. Fluid Mech.* 2014. Vol. 756. P. 600–649.
16. Novikov A.V., Egorov I.V., Fedorov A.V. Direct numerical simulation of wave packets in hypersonic compression-corner flow // *AIAA J.* 2016. Vol. 54, No. 7. P. 2034–2050.
17. Чувахов П.В., Егоров И.В. Численное моделирование эволюции возмущений в сверхзвуковом пограничном слое над углом разрежения // *Известия РАН. Механика жидкости и газа.* 2021. № 5. С. 49–60.

18. Chuvakhov P.V., Fedorov A.V., Obraz A.O. Numerical simulation of turbulent spots generated by unstable wave packets in a hypersonic boundary layer // *Computers & Fluids*. 2018. Vol. 162. P. 26–38.
19. Хотяновский Д.В., Кудрявцев А.Н. Прямое численное моделирование перехода к турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое на гладких и шероховатых поверхностях // *Прикл. механика и техн. физика*. 2017. Т. 58, № 5. С. 80–92.
20. Хотяновский Д.В., Кудрявцев А.Н. Численное моделирование развития неустойчивых возмущений различных мод и начальных стадий ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое при числе Маха потока $M = 6$ // *Теплофизика и аэромеханика*. 2016. Т. 23, № 6. С. 843–852.
21. Хотяновский Д.В., Кудрявцев А.Н. Прямое численное моделирование перехода к турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое // *Теплофизика и аэромеханика*. 2015. Т. 22, № 5. С. 581–590.
22. Chuvakhov P.V., Fedorov A.V., Pogorelov I.O. Mechanisms of natural laminar-turbulent transition on an unswept wing in supersonic flight // 32nd Congress of the Intern. Council of the Aeronautical Sci., ICAS 2021. P. 2149–2158.
23. Гилев В.М., Козлов В.В. Влияние периодического вдува-отсоса на процесс перехода в пограничном слое // *Уч. записки ЦАГИ*. 1986. Т. 17, № 3. С. 27–33.
24. Borodulin V.I., Kachanov Y.S. Experimental evidence of deterministic turbulence // *Eur. J. Mech. B/Fluids*. 2013. Vol. 40. P. 34–40.
25. Borodulin V.I., Kachanov Yu.S. On properties of the deterministic turbulence and reproducibility of its instantaneous and statistical characteristics // *Theoretical and Applied Mechanics Letters*. 2014. Vol. 4, No. 6. P. 062004-1–062004-19.
26. Corke T.C., Cavalieri D.A., Matlis E. Boundary-layer instability on sharp cone at Mach 3.5 with controlled input // *AIAA J*. 2002. Vol. 40. P. 1015–1018.
27. Kolosov G.L., Kosinov A.D., Semenov A.N., Yatskikh A.A. Experimental and numerical investigation of controlled disturbances development from two sources in supersonic boundary layer // *Advances in Aerodynamics*. 2019. Vol. 1. P. 14-1–14-13.
28. Casper K.M., Beresh S.J., Schneider S.P. A Preliminary study of the longitudinal merging of instability wave packets and turbulent spots in a hypersonic boundary layer // *AIAA Paper*. 2012. No. 2012–3148.
29. Katasonov M.M., Park S.-H., Sung H.J., Kozlov V.V. Instability of streaky structure in a Blasius boundary layer // *Experiments in Fluids*. 2005. Vol. 38, No. 3. P. 363–371.

*Статья поступила в редакцию 2 июня 2022 г.,
после доработки — 8 августа 2022 г.,
принята к публикации 2 сентября 2022 г.*