

А. А. Яцких^{1,2}, **М. С. Руменских**^{1,2}, **Ю. Г. Ермолаев**¹, **А. Д. Косинов**^{1,2}
Н. В. Семенов¹, **В. С. Косорыгин**¹

¹ *Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия*

² *Новосибирский государственный университет
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия*

yermol@itam.nsc.ru

ВОЗБУЖДЕНИЕ ЛОКАЛИЗОВАННОГО ВОЛНОВОГО ПАКЕТА В ТРЕХМЕРНОМ СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ

Представлены результаты экспериментального исследования возбуждения локализованных во времени и пространстве контролируемых возмущений (волновых пакетов) в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла. Эксперименты выполнены при числе Маха $M = 2$ на модели крыла с чечевицеобразным профилем и углом скольжения передней кромки 40° под нулевым углом атаки. Волновые пакеты генерировались с помощью импульсного электрического разряда на поверхности экспериментальной модели. Изучена структура возбуждаемых волновых пакетов. Обнаружено, что волновой пакет имеет несимметричную форму. Проведены сравнения со случаем двумерного пограничного слоя.

Ключевые слова: сверхзвуковой поток, контролируемый эксперимент, трехмерный пограничный слой, скользящее крыло, волновой пакет, термоанемометрия.

Введение

Существует два подхода к экспериментальному исследованию возникновения турбулентности в пограничном слое. Первый заключается в изучении эволюции естественных возмущений в сдвиговом слое. В этом случае обычно рассматриваются их интегральные параметры и анализируются спектры мощности, поскольку невозможно определить волновые характеристики пульсаций и количественно сравнить с результатами теории гидродинамической устойчивости. Другим подходом к исследованию ламинарно-турбулентного перехода является экспе-

римент в контролируемых условиях, когда в поток вводятся возмущения с заданными начальными параметрами, что позволяет определять волновые характеристики и напрямую сопоставлять экспериментальные данные с расчетами.

Впервые эксперименты с контролируемым возбуждением возмущений были проведены более 70 лет назад [1]. В дозвуковой пограничный слой плоской пластины вводились двумерные периодические пульсации, порождаемые колебаниями тонкой бронзовой ленты. Эти исследования впервые подтвердили линейную теорию гидродинамической устойчивости, получив хо-

* Работа выполнена по бюджетному проекту № 01201351885 и поддержана грантом Президента РФ «Научные школы» НШ-8788.2016.1.

рошее соответствие экспериментальных данных с расчетными характеристиками волн Толлмина – Шлихтинга. В настоящий момент считается, что в несжимаемом пограничном слое на плоской пластине процесс ламинарно-турбулентного перехода при низкой степени турбулентности происходит через возникновение и развитие волн Толлмина – Шлихтинга [2]. На нелинейной стадии перехода волны Толлмина – Шлихтинга трансформируются в когерентные образования, например лямбда-структуры, которые, в свою очередь, порождают турбулентные пятна. Для сжимаемого пограничного слоя механизмы возникновения турбулентного течения сложнее и окончательно не выяснены.

Наиболее эффективным способом введения в сверхзвуковой пограничный слой контролируемых возмущений является тлеющий разряд, зажигающийся с большой частотой [3]. С использованием этого метода получены экспериментальные данные по линейному и слабонелинейному развитию волновых поездов в сверхзвуковом пограничном слое [4; 5]. В [4] получено подтверждение основных положений линейной теории устойчивости в сверхзвуковом безградиентном потоке на плоской пластине. Первые экспериментальные исследования нелинейной стадии перехода к турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое выполнены в [5]. Измерения показали существование параметрического резонансного взаимодействия несимметричной триады волн неустойчивости. В работе [6], где рассматривалось нелинейное развитие периодических возмущений от точечного источника по условиям экспериментов [5], численно получена эволюция наиболее неустойчивых волн в пограничном слое при $M = 2$, которая количественно совпала с экспериментальными данными [5]. Исследования [5; 6] показали, что в условиях слабонелинейного приближения субгармонический резонанс является основным механизмом взаимодействия волн неустойчивости. С помощью высокочастотного тлеющего разряда экспериментально начато изучение механизмов ламинарно-турбулентного перехода в трехмерных сверхзвуковых пограничных слоях. В работе [7] исследовалась эволюция искусственных волновых поездов при числе Маха $M = 2$ на модели скользящего крыла с углом скольжения 40° . Обнаружено возбуж-

дение высокочастотных возмущений, обусловленных неустойчивостью вторичного течения при большой начальной амплитуде. В дальнейшем было показано, что вторичная неустойчивость поперечного течения является основным механизмом возникновения турбулентности в пограничном слое [8]. В работе [9] подробно исследована структура контролируемых возмущений в пограничном слое 45° -градусного скользящего крыла. Показано, что волновой поезд локализован в пограничном слое. Недавно выполнены новые экспериментальные исследования линейного развития волнового поезда в пограничном слое скользящего крыла при числе Маха $M = 2$ [10; 11]. Получены пространственно-временные и спектрально-волновые характеристики волнового поезда для бегущих волн поперечной неустойчивости. Обнаружена несимметричность пространственных распределений возмущений, вызываемая вторичным течением в пространственном пограничном слое. Аналогичные результаты получены в [12; 13], но для несжимаемого трехмерного пограничного слоя.

Несмотря на значительную эффективность использования периодических контролируемых возмущений в исследованиях ранних стадий ламинарно-турбулентного перехода, процессы, происходящие на нелинейной стадии перехода, остаются не изученными. На поздних стадиях турбулизации сдвиговых течений, скорее всего, происходят сложные взаимодействия пульсаций в широком спектре. Для исследования таких процессов целесообразным является изучение контролируемых возмущений, обладающих широкополосным частотным и пространственным спектральным составом (волновые пакеты). Контролируемые волновые пакеты могут быть получены с помощью локализованного во времени и в пространстве воздействия на пограничный слой. Первые экспериментальные исследования развития волновых пакетов в пограничном слое были проведены для случая малых скоростей набегающего потока в работе [14]. Последующее развитие подхода локализованных контролируемых возмущений привело к значительному прогрессу в изучении процессов поздних стадий ламинарно-турбулентного перехода дозвуковых пограничных слоев [2]. В исследованиях ламинарно-турбулентного перехода дозву-

ковых пограничных слоев локализованные контролируемые возмущения генерируются как с помощью метода «вдув – отсос», так и вибрирующей поверхностью [2; 15]. Например, в пограничном слое с помощью импульсного воздействия динамиком генерировались контролируемые Λ -структуры [15]. Получено, что трансформация Λ -структуры в турбулентное пятно связана с возникновением и развитием высокочастотных возмущений на когерентной структуре, которое происходит в области максимума локального градиента скорости $\partial u/\partial z$. В статьях [16; 17] исследовано зарождение волновых пакетов – предвестников на фронтах контролируемых локализованных возмущений, и показана их роль в переходе к турбулентности. Волновые пакеты были названы предвестниками, поскольку они предшествуют фронту продольной структуры. Эксперименты показали, что предвестниками являются пакеты волн Толлмина – Шлихтинга. Градиент давления внешнего течения непосредственно влияет на возникновение и развитие предвестников. Показано, что амплитуда предвестников напрямую зависит от величины градиента скорости фронта продольной структуры.

Метод контролируемых волновых пакетов нашел применение в исследованиях по переходу к турбулентности в высокоскоростных пограничных слоях. В экспериментах при гиперзвуковых скоростях изучалось распространение волновых пакетов от разряда в пограничном слое сопла аэродинамической трубы [18]. Волновые пакеты претерпевали линейное и нелинейное развитие, а далее они трансформировались в турбулентные пятна. Подход волновых пакетов используется в расчетных исследованиях с применением прямого численного моделирования (DNS) для исследования естественного ламинарно-турбулентного перехода в высокоскоростных пограничных слоях. В работе [19] изучена эволюция волновых пакетов в сверхзвуковом пограничном слое конуса, возбуждаемых с помощью импульсного изменения нормальной скорости. В работе [20] изучена эволюция локализованных возмущений в пограничном слое конуса при числе Маха $M = 6$. В [21] проведены численные исследования развития волновых пакетов в гиперзвуковом пограничном слое пластины с углом сжатия. С помощью изменения амплитуды волно-

вых пакетов изучен нелинейный режим ламинарно-турбулентного перехода.

Метод возбуждения волновых пакетов в сверхзвуковом пограничном слое с помощью поверхностного импульсного тлеющего разряда был предложен и опробован в [22]. В пограничный слой пластины вводились одиночные волновые пакеты, пространственный масштаб которых соизмерим с размерами экспериментальной модели, что было связано с длительным горением тлеющего разряда. Исследована эволюция вводимых структур вниз по потоку. Передний фронт волнового пакета имел скорость распространения, близкую к набегающему потоку. Задний фронт распространялся со значительно меньшей скоростью. В работе [23] с помощью импульсного разряда длительностью примерно 25 мкс в пограничный слой вводились волновые пакеты со значительно меньшими пространственно-временными масштабами. В работах [24; 25] проведены сравнения возбуждаемых разрядом с различными характеристиками волновых пакетов. Показано образование схожих волновых структур на заднем фронте локализованных возмущений с различными амплитудами и длительностями. В работе [26] представлены результаты волнового анализа эволюции волнового пакета в сверхзвуковом пограничном слое пластины. Получено, что наиболее неустойчивыми являются сильнонаклонные волны, что согласуется с выводами гидродинамической теории неустойчивости для случая сверхзвуковых сдвиговых течений.

Исследований развития локализованных волновых пакетов в трехмерных пограничных слоях до сих пор не проводилось. Данная работа является продолжением работ [22–26]. Цель работы – апробация методики возбуждения волновых пакетов импульсным разрядом в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла.

Постановка экспериментов

Эксперименты выполнялись в сверхзвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-325 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН при числе Маха $M = 2$ и единичном числе Рейнольдса $Re_1 = U_\infty/\nu_\infty = 6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, где U_∞ – скорость набегающего потока, а ν_∞ – кинематическая вязкость.

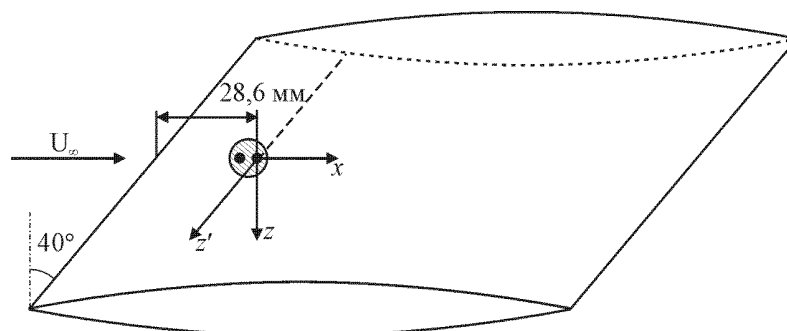


Рис. 1. Модель скользящего крыла с источником контролируемых возмущений

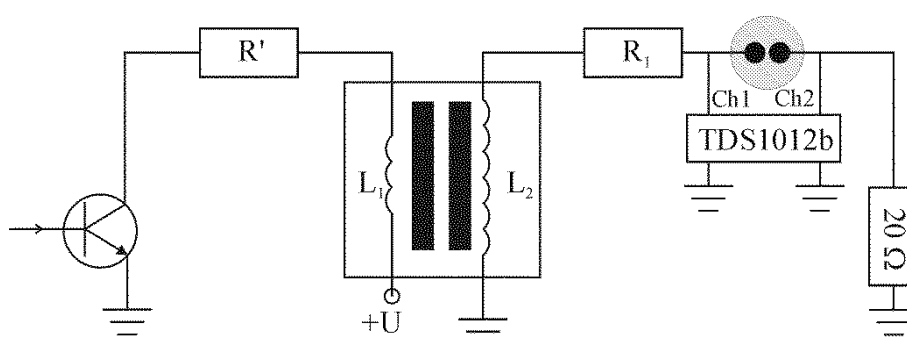


Рис. 2. Схема зажигания импульсного разряда

В экспериментах использовалась модель крыла с углом скольжения передней кромки 40° и чечевицеобразным профилем. Модель устанавливалась под нулевым углом атаки в центральном сечении рабочей части аэродинамической трубы. Схема модели с источником контролируемых возмущений и система координат представлены на рис. 1. Длина модели 0,26 м, ширина 0,2 м, максимальная толщина 20 мм. Данная модель использовалась в экспериментальных исследованиях [7; 8; 27].

Для возбуждения контролируемых волновых пакетов зажигался тлеющий разряд между двумя медными электродами, отделенными друг от друга и от модели изолятором. Электроды и изолятор выведены на поверхность модели и отшлифованы заподлицо. Центры электродов располагались параллельно направлению набегающего потока (по x -координате). Диаметр электродов – 0,6 мм, минимальное расстояние между ними – приблизительно 0,6 мм. Центр дальнего от передней кромки электрода располагался на расстоянии $x' \approx 21,9$ мм от передней

кромки модели ($x \approx 28,6$ мм). Начала координат x , z и z' установлено над центром электрода, расположенного ниже по потоку. Координата y отсчитывалась от поверхности модели.

К электродам подводились импульсы высокого напряжения со схемы зажигания. Схема зажигания импульсного тлеющего разряда представлена на рис. 2. Работа основана на прерывании тока в первичной обмотке катушки зажигания мощным биполярным транзистором. Резкое изменение тока первичной цепи приводит к возникновению импульса высокого напряжения во вторичной обмотке катушки зажигания. Параметры схемы зажигания были следующими: напряжение питания 24 В, сопротивление первичной цепи $R' = 16$ Ом, сопротивление вторичной цепи $R_1 = 20$ кОм, индуктивность первичной обмотки катушки зажигания $L_1 = 0,3$ мГн, вторичной – $L_2 = 500$ мГн. Высоковольтные импульсы со схемы зажигания разряда подводились к электроду источника, расположенного ближе к передней кромке крыла.

Для контролирования зажигания разряда с помощью двухканального осциллографа Tektronix TDS 1012b производились измерения падения напряжения на межэлектродном промежутке и тока разряда. Подводимое к электроду напряжение измерялось каналом 1 с помощью высоковольтного делителя напряжения. Ток разряда измерялся каналом 2 осциллографа с помощью малого сопротивления 20 Ом.

На рис. 3 представлены временные зависимости напряжения и тока разряда, полученные во время экспериментов. Непрерывная черная линия соответствует падению напряжения на межэлектродном промежутке. Синей прерывистой кривой представлено изменение тока, протекающего через разряд. Как видно, схема зажигания разряда генерирует затухающие колебания с первым отрицательным полупериодом. Пробой межэлектродного промежутка в потоке происходит при напряжении приблизительно 900 В. Разряд зажигается только на первом полупериоде высоковольтного сигнала со схемы зажигания. Зажигание разряда сопровождается значительным скачком тока, что связано с разрядом паразитной емкости источника контролируемых возмущений. После этого наблюдается плавное спадание силы тока до нуля. Общая длительность горения разряда составляет приблизительно 20 мкс. Из записываемых осциллографом данных можно вычислить мгновенные значения мощности, выделяемой на разряде.

На рис. 4. представлены временные зависимости мгновенной мощности. Показаны пять осциллограмм, относящиеся к различным моментам времени в течение эксперимента. Во время экспериментов наблюдалось постоянство зажигания разряда. Проинтегрировав эти данные по времени, можно вычислить энергию, выделяемую на разряде. Оценки показывают, что значение энергии, выделяющейся на импульсном разряде, составляет 0,12–0,13 мДж. Следует отметить, что не вся энергия разряда воспринимается потоком – часть энергии тратится на электромагнитное излучение.

Для измерения средних и пульсационных характеристик течения использовался термоанемометр постоянного сопротивления. Датчики термоанемометра изготавливались из вольфрамовой нити диаметром 10 мкм и длиной около 1,5 мм. Величина перегрева нити датчика устанавливалась равной 0,8,

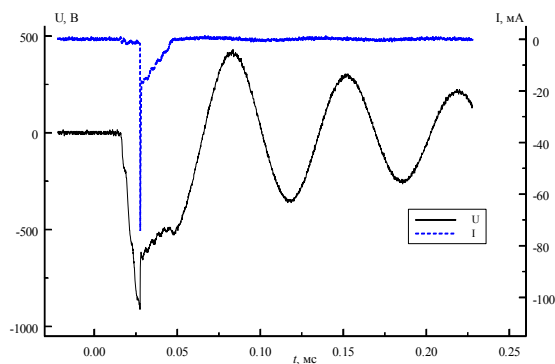


Рис. 3. Временные зависимости тока разряда и падения напряжения на разряднике

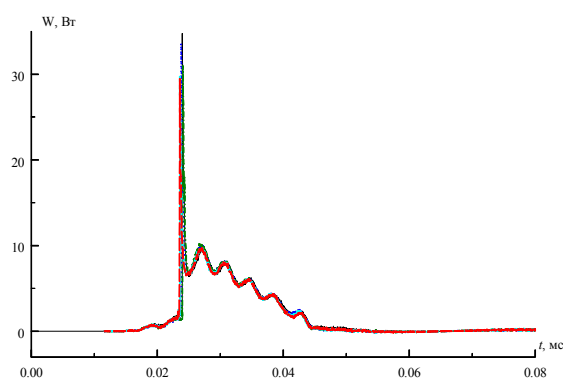
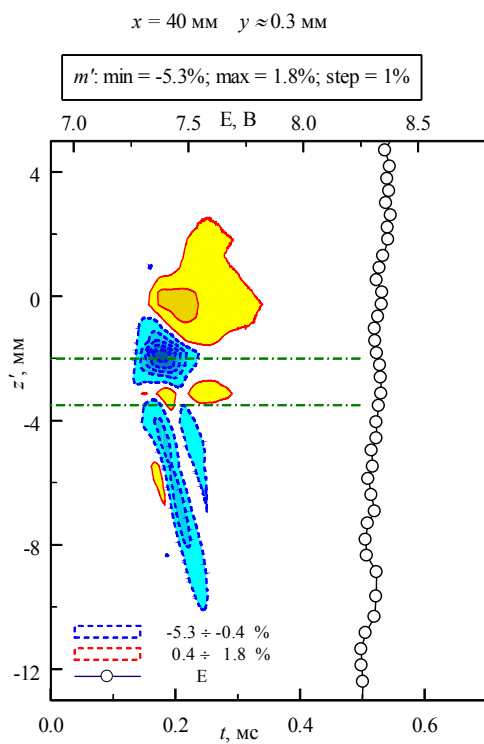


Рис. 4. Временные зависимости мгновенной мощности, подводимой к разряду в разные моменты эксперимента

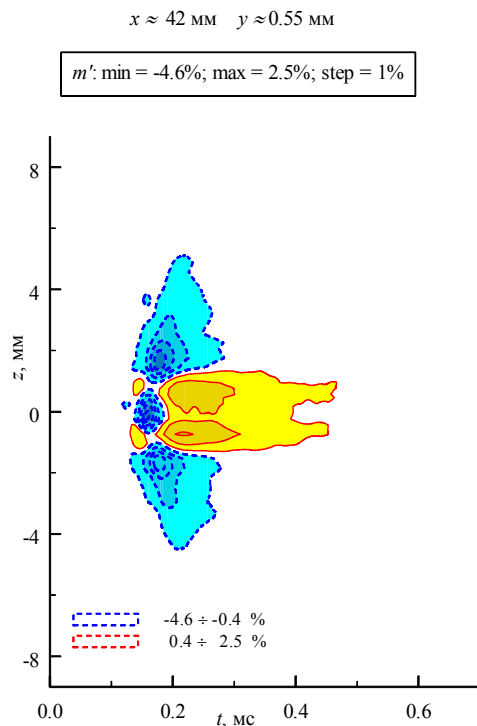
а измеренные возмущения на 95 % состояли из пульсаций массового расхода. Измерения пульсационных и средних характеристик потока проводились автоматизированной измерительной системой [28]. С помощью термоанемометра были определены значения среднего напряжения E и осциллограммы пульсационного сигнала $e'(t)$. Постоянная составляющая напряжения с выхода термоанемометра E измерялась цифровым вольтметром Agilent 34401A. Пульсационный сигнал с выхода термоанемометра оцифровывался 12-разрядным аналого-цифровым преобразователем (АЦП) и записывался в компьютер. Частота дискретизации АЦП составляла 1,25 МГц. Безразмерные пульсации массового расхода определялись следующим образом:

$$m'(t) = \frac{(\rho U)'}{\rho U} \approx \frac{1}{S_{\rho U}} \cdot \frac{e'(t)}{E},$$



E

а



б

Рис. 5. Изолинии пульсаций массового расхода волнового пакета: а – скользящее крыло; б – плоская пластина

где $S_{\rho U}$ – коэффициент чувствительности датчика термоанемометра к пульсациям массового расхода [28]. Для термоанемометра постоянного сопротивления значение $S_{\rho U}$ является постоянным и приближенно равно $0,25 \pm 0,02$.

Для выделения возмущений, порожденных импульсным разрядом, из фоновых естественных флуктуаций пограничного слоя измерения производились синхронно с зажиганием разряда. В каждой точке записывались 320 реализаций сигнала по 4096 отсчетов каждая. Обработка данных состояла из синхронного осреднения 320 осциллограмм по формуле

$$m(t) = \frac{1}{320} \cdot \sum_{i=1}^{320} m'_i(t),$$

где m'_i – единичная реализация сигнала с термоанемометра.

Результаты

На рис. 5, а представлены результаты изучения пространственной структуры возбуждаемого разрядом волнового пакета в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла. Измерения производились в пограничном слое в области с максимальным уровнем естественных пульсаций при постоянном положении датчика относительно поверхности экспериментальной модели. Траектория движения датчика была параллельна передней кромке (вдоль координаты z'). Измерения произведены при значении продольной координаты $x = 40 \text{ мм}$. На рис. 5, а показаны изолинии пульсаций волнового пакета, выделенного синхронным осреднением, в плоскости (z', t) . Также представлено изменение среднего напряжения с выхода термоанемометра. На рис. 5, б представлены данные экспериментальных исследований эволюции волнового пакета в пограничном слое плоской пластины при числе Маха $M = 2$. Эти эксперименты описаны в работах [23–26]. Волновой пакет генерировался импульсным разрядом длительностью примерно 25 мкс. Источник контролируемых волновых пакетов в виде поверхностного разряда располагался на расстоянии приблизительно 28 мм от передней кромки пластины. Данные сняты в пограничном слое на расстоянии $x \approx 42 \text{ мм}$ от разряда. Эксперименты на пластине были

проведены в схожих со случаем крыла условиях.

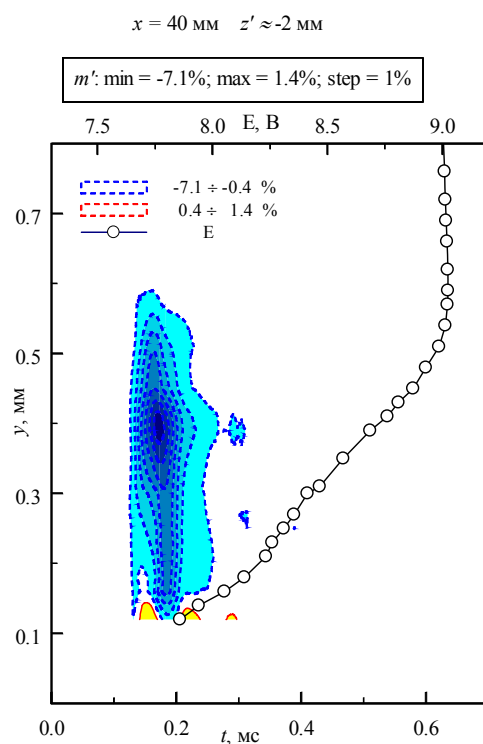
По кривой изменения среднего напряжения на рис. 5, а видно, что в данных экспериментах во всех точках измерения произведены в одной области пограничного слоя. Возбуждаемый разрядом волновой пакет несимметричен и смещен в отрицательные значения координаты z' . Этот результат значительно отличается от структуры волнового пакета, возбуждаемого импульсным разрядом в пограничном слое плоской пластины (см. рис. 5, б). В случае двумерного пограничного слоя волновой пакет, генерируемый импульсным разрядом, является симметричным. В пограничном слое скользящего крыла симметричность волнового пакета нарушается за счет наличия поперечного течения. В области $z' = -3 \div 4$ мм волновой пакет представляется положительными и отрицательными отклонениями от среднего течения. В отрицательных значениях координаты $z' < -3$ мм наблюдается формирование структур мгновенных дефектов течения.

Для дополнения данных по пространственной структуре волнового пакета, возбуждаемого импульсным разрядом в пограничном слое крыла, были измерены профили по y -координате. Зелеными пунктирными линиями на рис. 5, а обозначены координаты измерения профилей. На рис. 6, а и б представлены изолинии пульсаций массового расхода волнового пакета в плоскости (y, t) и профили среднего напряжения с выхода с термоанемометра при $z' = -2$ и $-3,5$ мм соответственно.

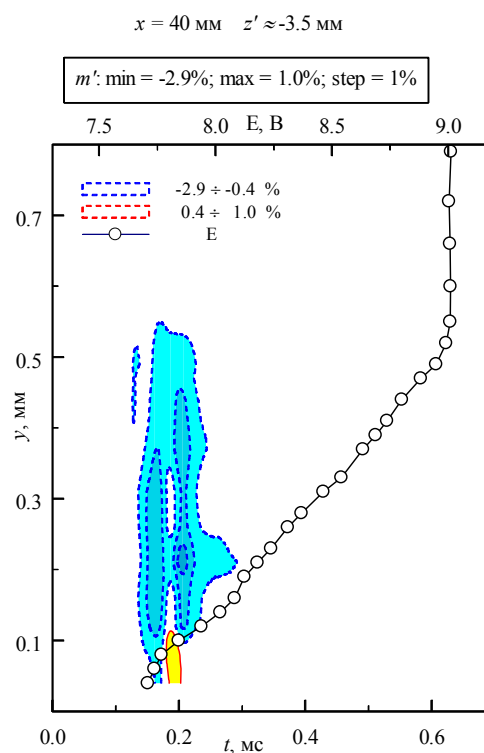
Волновой пакет локализован внутри пограничного слоя и не регистрируется за его границей. При $z' = -2$ мм волновой пакет представляется импульсным уменьшением массового расхода. Максимальный уровень отклонения наблюдается при $y \approx 0,4$ мм, и его амплитуда достигает более 7%. При $z' = -3,5$ мм наблюдаются два отрицательных пика, следующих друг за другом по времени. Как видно из рис. 6, нет значительной зависимости формы пульсаций массового расхода от положения датчика относительно поверхности крыла.

Заключение

Апробирован метод контролируемого возбуждения импульсным разрядом локализованных волновых пакетов в сверхзвуко-



а



б

Рис. 6. Изолинии пульсаций массового расхода волнового пакета в плоскости (y, t) и профили среднего течения: а – при $z' = -2$ мм; б – при $z' = -3,5$ мм

вом пограничном слое скользящего крыла. Обнаружено значительное отличие структуры волнового пакета в трехмерном пограничном слое от двумерного случая, что связано с наличием поперечного течения. В пограничном слое скользящего крыла волновой пакет несимметричен, что объясняется наличием поперечного течения. Измеренные профили показали отсутствие значительного изменения формы сигнала волнового пакета по нормали от поверхности крыла.

Список литературы

1. Schubauer G. B., Skramstad H. K. Laminar boundary layer oscillations and stability of laminar flow // National bureau of standards research paper RP17722. 1947. Vol. 38. P. 251–292.
2. 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.
3. Косинов А. Д., Маслов А. А. Развитие искусственно вызванных возмущений в сверхзвуковом пограничном слое // Изв. АН СССР. МЖГ. 1984. Вып. 5. С. 37–42.
4. Kosinov A. D., Maslov A. A., Shevelkov S. G. Experiments on Stability of Supersonic Boundary Layers // J. Fluid Mech. 1990. Vol. 219. P. 621–633.
5. Kosinov A. D., Semionov N. V., Shevelkov S. G., Zinin O. I. Experiments on the nonlinear instability of supersonic boundary layers // Nonlinear Instability of Nonparallel Flows. Springer-Verlag, 1994. P. 196–206.
6. Tumin A. Nonlinear interaction of wave trains in a supersonic boundary layer // Phys. Fluids. 1996. Vol. 8. No. 9. P. 2552–2554.
7. Косинов А. Д., Семенов Н. В., Ермолаев Ю. Г., Левченко В. Я. Экспериментальное исследование развития возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на модели скользящего крыла в контролируемых условиях // ПМТФ. 2000. Т. 41, вып. 1. С. 50–56.
8. Семенов Н. В., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Левченко В. Я. Экспериментальное исследование развития возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на модели скользящего крыла // Теплофизика и аэромеханика. 2003. Т. 10, вып. 3. С. 357–368.
9. Колосов Г. Л., Панина А. В., Косинов А. Д., Ермолаев Ю. Г., Семёнов Н. В. Пространственно-волновая структура контролируемых возмущений в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2011. Т. 6, вып. 4. С. 5–15.
10. Ермолаев Ю. Г., Колосов Г. Л., Косинов А. Д., Семенов Н. В. Линейная эволюция контролируемых возмущений в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла // Изв. РАН. МЖГ. 2014. Вып. 2. С. 58–68.
11. Kosinov A. D., Kolosov G. L., Semionov N. V., Yermolaev Yu. 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.
12. Chernoray V. G., Dovgal A. V., Kozlov V. V., Löfdahl L. Experiments on secondary instability of streamwise vortices in a swept-wing boundary layer // J. Fluid Mech. 2005. Vol. 534. P. 295–325.
13. Chernoray V. G., Bakchinov A. A., Kozlov V. V., Löfdahl L. Experimental study of the K-regime of breakdown in straight and swept wing boundary layers // Phys. Fluids. 2001. Vol. 13. No. 7. P. 2129–2132.
14. Gaster M., Grant I. An experimental investigation of the formation and development of a wave packet in a laminar boundary layer // Proc. R Soc. Lond., A. 1975. Vol. 347. P. 253–269.
15. Грек Г. Р., Катасонов М. М., Козлов В. В., Чернорай В. Г. Экспериментальное исследование механизма вторичного высокочастотного разрушения λ -структуры // Теплофизика и аэромеханика. 1999. Т. 6, вып. 4. С. 445–460.
16. Горев В. Н., Катасонов М. М., Щербанов В. А. Экспериментальное исследование возникновения и развития волновых пакетов – предвестников локализованных возмущений в двумерных и трехмерных пограничных слоях // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2007. Т. 2, вып. 4. С. 49–54.
17. 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.
18. 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.
19. 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.

20. 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.

21. Novikov A., Egorov I., Fedorov A. Direct numerical simulation of wave packets in hypersonic compression-corner flow // AIAA J. 2016. Vol. 54. No. 7. P. 2034–2050.

22. Яцких А. А., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семёнов Н. В. Возбуждение и развитие волновых пакетов в сверхзвуковом сдвиговом слое // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2013. Т. 8, вып. 2. С. 70–78.

23. 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, вып. 1. С. 17–28.

24. Яцких А. А., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов Н. В. О пространственной структуре волнового пакета в сверхзвуковом пограничном слое // Изв. вузов. Физика. 2015. Т. 58, вып. 7/2. С. 132–136.

25. Yatskikh A. A., Ermolaev Y. G., Kosinov A. D., Semionov N. V. Hot-wire visualization of the evolution of localized wave packets in a supersonic flat-plate boundary layer // J. Vis. 2017. DOI 10.1007/s12650-016-0414-2.

26. Yermolaev Yu. G., Yatskikh A. A., Kosinov A. D., Semionov N. V. Wave analysis of the evolution of a single wave packet in supersonic boundary layer // AIP Conference Proceedings. 2016. Vol. 1770. P. 030037.

27. Семенов Н. В., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д. Развитие возмущений в ламинизированном сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле // ПМТФ. 2008. Т. 49, вып. 2. С. 40–46.

28. Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G. Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel ITAM SB RAS / ИТПМ СО РАН. Новосибирск, 1999. Препринт № 6-99.

Материал поступил в редколлегию 30.01.2017

A. A. Yatskikh^{1,2}, M. S. Rumenskikh^{1,2}, Yu. G. Yermolaev¹, A. D. Kosinov^{1,2}
N. V. Semionov¹, V. S. Kosorygin¹

¹ Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation

² Novosibirsk State University
2 Pirogov Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation

yermol@itam.nsc.ru

EXCITATION OF LOCALIZED WAVE PACKET IN 3D SUPERSONIC BOUNDARY LAYER

The results of experimental study of excitation of localized in time and space controlled disturbances (wave packets) in a supersonic swept-wing boundary layer are presented. The experiments were performed at Mach number $M = 2$ on the model of wing with a lenticular profile and a 40 degrees sweep angle of the leading edge at zero angle of attack. Wave packets were generated by a pulse electric discharge on the surface of the model. A structure of controlled wave packet was studied. It was found that the wave packet has an asymmetric shape. Comparison with the case of two-dimensional boundary layer was done.

Keywords: supersonic flow, controlled experiment, 3D boundary layer, swept wing, wave packet, hot-wire measurements.