

А. В. Ваганов¹, **Ю. Г. Ермолаев**², **Г. Л. Колосов**², **А. Д. Косинов**^{2,3}
А. В. Панина², **Н. В. Семёнов**²

¹ *Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н. Е. Жуковского
ул. Жуковского 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия*

² *Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия*

³ *Новосибирский государственный университет
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия*

*alexvaganov@yandex.ru; yermol@itam.nsc.ru; kolosov.gleb89@mail.ru; kosinov@itam.nsc.ru
a.v.panina@yandex.ru; semion@itam.nsc.ru*

О ВОЗДЕЙСТВИИ ПАДАЮЩЕЙ ВОЛНЫ МАХА НА ПОЛЕ ПУЛЬСАЦИЙ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ ПРИ ОБТЕКАНИИ ПЛОСКОГО ДЕЛЬТА-КРЫЛА *

Представлены результаты экспериментального исследования возбуждения высокоинтенсивных возмущений внешней волной Маха в пограничном слое модели дельта-крыла с затупленными боковыми кромками при числах Маха $M_\infty = 2, 2,5, 4$. Определены области воздействия и уровни пульсаций массового расхода в условиях дозвуковой, звуковой и сверхзвуковой передних кромок. Обнаружено, что максимальная величина пульсаций составляет 12–15 % и слабо изменяется от условий по характеру обтекания дельта-крыла.

Ключевые слова: сверхзвуковые скорости, экспериментальные исследования, аэродинамическая труба, треугольное крыло с затупленными передними кромками, ламинарно-турбулентный переход, термоанемометрия.

Введение

Исследования ламинарно-турбулентного перехода в трехмерных пограничных слоях, реализующихся на несущих поверхностях летательных аппаратов, в последнее время вызывают повышенный интерес. Результаты этих исследований необходимы для развития высокоскоростной летательной техники. К сожалению, имеющихся данных по ламинарно-турбулентному переходу недостаточно для выполнения некоторых опытно-конструкторских разработок перспективных аппаратов. Прежде всего это относится к

пограничным слоям, возникающим при обтекании стреловидных крыльев с конечным радиусом затупления передних кромок.

Первые экспериментальные исследования, связанные с переходом на линии растекания стреловидных крыльев, выполнены в 1950-х гг. Было получено, что состояние пограничного слоя на крыле определяется характером обтекания передней кромки, а также зависит от угла скольжения и радиуса затупления.

В настоящее время принято, что существуют две причины перехода ламинарного течения в турбулентное состояние на линии

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 13-01-00520 а).

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 // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2014. Т. 9, вып. 1. С. 29–38.

растекания скользящего цилиндра. Первая причина перехода связана с «загрязнением» передней кромки (leading edge contamination). В этом случае пограничный слой может быть турбулентным начиная от сопряжения крыла с фюзеляжем [1; 2]. Аналогичная ситуация достигается путем введения в пограничный слой больших возмущений, например, с помощью изолированного элемента шероховатости на линии растекания. Случай «leading edge contamination» является крайне неблагоприятным с точки зрения ламинаризации крыльев. Экспериментальные исследования возможности управления ламинарным потоком [1; 3] показали, что если пограничный слой на линии растекания становится турбулентным, то ламинаризовать течение на стреловидном крыле практически не удается.

Вторая причина возникновения турбулентности в пограничном слое вблизи линии растекания стреловидного крыла связана с «обычным естественным» переходом. В этом случае в пограничном слое на линии растекания переход происходит из-за усиления собственных возмущений [4–6]. Как правило, такой тип перехода возможен даже на идеально гладкой передней кромке, но достаточно большого радиуса затупления. Наличие неоднородностей поверхности передней кромки (различного рода шероховатости, уступы, выступы) ускоряют ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое в окрестности линии растекания. Исследования по переходу пограничного слоя

на линии растекания с проволочными турбулизаторами показали сложную зависимость режимов возникновения турбулентности от диаметра турбулизаторов [7–9]. Отметим, что на тонких передних кромках возникновение турбулентности не наблюдается.

В [10; 11] при исследовании обтекания треугольного крыла с цилиндрической передней кромкой и углом скольжения 55° при числе Маха $M_\infty = 4$ (сверхзвуковая передняя кромка) обнаружены аномально высокие уровни пульсаций массового расхода в пограничном слое модели, вероятно, вызванные взаимодействием падающей извне волны Маха с пограничным слоем на линии растекания. Максимальные их значения внутри пограничного слоя достигали около 20 % от локальной величины среднего массового расхода. Ширина области высокоинтенсивных пульсаций была около 3–4 мм и наблюдалась на протяжении 30–40 мм вниз по потоку, вызывая ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое. Основная часть энергии пульсаций сосредоточена в области низких (до 3 кГц) частот. Очевидно, такое явление может вызывать дополнительную нагрузку на несущую поверхность крыла по тепловым потокам и вибрациям.

Цель данной работы – изучить воздействие волны Маха, порождаемой двумерной шероховатостью на боковой стенке рабочей части аэродинамической трубы, на поле пульсаций в пограничном слое при обтекании плоского треугольного дельта-крыла с увеличенным (по сравнению с [10; 11]) радиусом затупления передней кромки.

Оборудование и условия экспериментов

Эксперименты выполнены в сверхзвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-325 Института теоретической и прикладной механики СО РАН при числе Маха $M_\infty = 2, 2,5$ и 4. Измерения выполнены на двух моделях:

- модель 60 % плоского треугольного крыла с углом скольжения 55° с затупленными носком и боковыми кромками (радиус притупления 7,5 мм) (рис. 1, а);
- модель симметричного плоского треугольного крыла с углом скольжения 68° с острым носком и затупленными боковыми кромками (рис. 1, б).

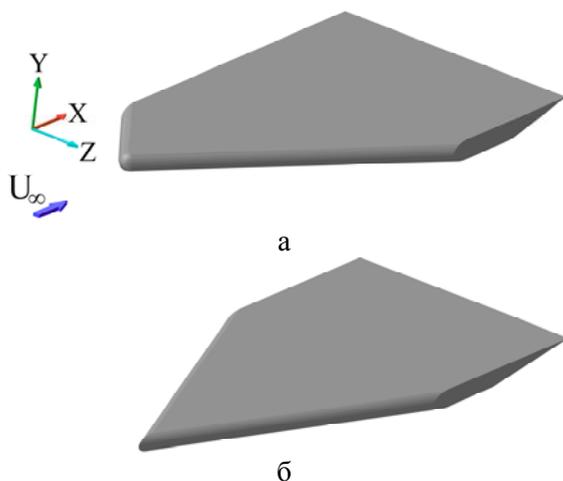


Рис. 1. 3D изображение: а – модель 60 % крыла с углом скольжения 55° ; б – модель симметричного крыла с углом скольжения 68°

Модели устанавливались в рабочей части аэродинамической трубы под нулевым углом атаки. Для создания стационарной волны Маха использовалась неоднородность на поверхности боковой стенки в виде плоского выступа / уступа вверх по потоку от модели: в экспериментах на модели крыла с углом скольжения 55° применялась изолента толщиной 0,15 мм, шириной 20 мм и длиной около 130 мм; в экспериментах на модели крыла с углом скольжения 68° использовалась изолента толщиной 0,15 мм, шириной 15 мм и длиной около 150 мм. В этом случае в поток вводилась пара волн Маха, порождаемых передним и задним краями 2D неоднородности поверхности, аналогично результатам, приведенным на рис. 2.

Для измерения пульсаций и характеристик среднего 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 0,8, а измеренные возмущения на 95 % состояли из пульсаций массового расхода. Измерения пульсационных и средних характеристик потока проводились автоматизированной измерительной системой, которая состоит из стандартных измерительных приборов, аппаратуры в стандарте КАМАК с контроллером СС-32 и базовым РС. Пульсационный сигнал в диагонали моста термоанемометра записывался в ЭВМ с помощью 12-разрядного аналого-цифрового преобразователя (АЦП) с частотой дискретизации 750 кГц. Постоянная составляющая напряжения с выхода термоанемометра измерялась с помощью цифрового вольтметра Agilent 34401A. Длина реализации составляла 65 536 точек АЦП. Датчик в процессе эксперимента перемещался по трем координатам: X, Y, Z, где координата X отсчитывается от вершины модели в направлении набегающего потока, Z – от линии симметрии относительно вершины крыла перпендикулярно направлению набегающего потока, Y – по нормали к поверхности модели. Координаты X = 0, Z = 0 соответствуют носику модели. Точность хода по координатам X и Z составляет 0,1 мм, а по Y – 0,01 мм.

С помощью термоанемометра были измерены значения среднего напряжения E и осциллограммы пульсационного сигнала $e'(t)$. Известно, что безразмерные пульсации

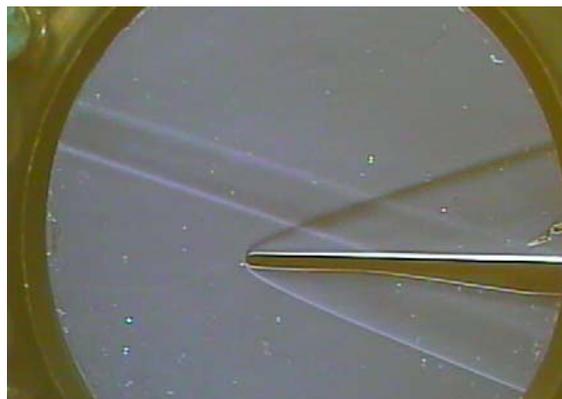


Рис. 2. Пара волн Маха, порожденных передним и задним краями 2D шероховатости, установленной на верхней сопловой вставке Т-325

массового расхода в сверхзвуковом потоке прямо пропорциональны отношению пульсационной компоненты к постоянной составляющей напряжения, измеренного в диагонали моста термоанемометра:

$$\frac{(\rho U)'}{\rho U} \approx \frac{1}{S_{\rho U}} \cdot \frac{e'}{E},$$

где $S_{\rho U}$ – коэффициент чувствительности датчика термоанемометра к пульсациям массового расхода [12–16]. Для ТПС значение $S_{\rho U}$ является постоянным и приближенно равно $0,25 \pm 0,02$ [15]. Поэтому для определения среднеквадратичных значений пульсаций массового расхода использовалось следующее выражение:

$$\langle m' \rangle \approx 4 \frac{\langle e' \rangle}{E},$$

где

$$\langle e' \rangle = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (e'_i - \bar{e})^2}.$$

Определение абсолютных значений пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ проводилось по методу, описанному в [15; 16].

Результаты и их анализ

Обтекание скользящего крыла сверхзвуковым потоком принято классифицировать по числу Маха по нормали к передней кромке. Передняя кромка называется дозвуковой, если число Маха по нормали $M < 1$; звуковой, если $M = 1$, и сверхзвуковой, если $M > 1$.

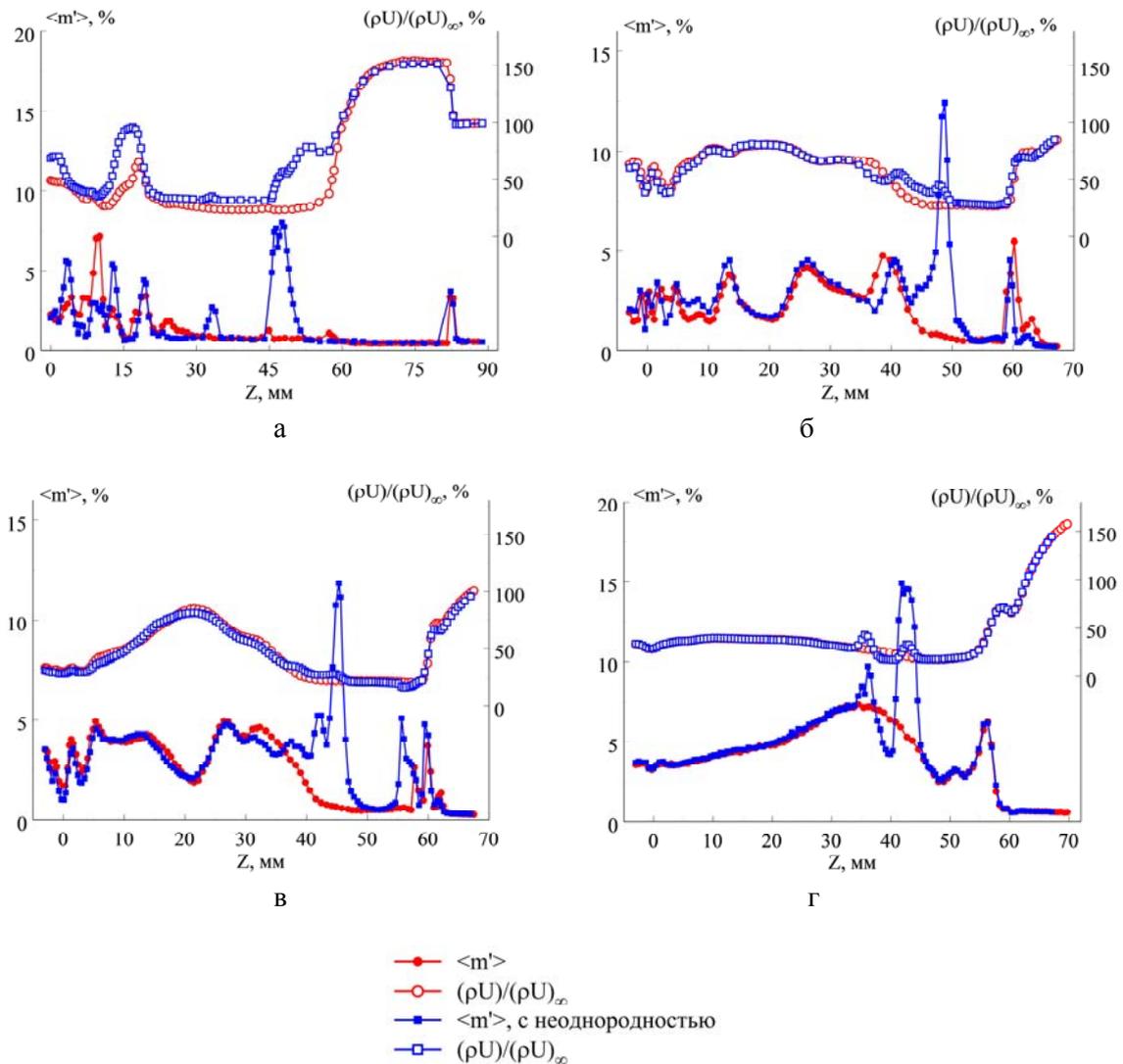


Рис. 3. Сравнение распределений пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ и нормированного среднего массового расхода ρU в зависимости от поперечной координаты Z : а – при $M = 2,5$, $X = 90$ мм, $Y = 0,5$ мм; б – при $M = 2,0$, $X = 165$ мм, $Y = 0,8$ мм; в – при $M_\infty = 2,5$, $X = 165$ мм, $Y = 0,8$ мм; г – при $M_\infty = 4,0$, $X = 165$ мм, $Y = 0,8$ мм

Сверхзвуковой поток около модели треугольного крыла формирует сложное трехмерное течение. Получить полное поле среднего течения над моделью в экспериментах не представляется возможным в силу ограниченного времени эксперимента и его стоимости. Поэтому для выполнения измерений было выбрано контрольное сечение.

Ранее в работах [10; 11] при исследовании обтекания треугольного крыла с цилиндрической передней кромкой и углом скольжения 55° при числе Маха $M = 4$ (сверхзвуковая передняя кромка) были обнаружены аномально высокие уровни пуль-

саций массового расхода в пограничном слое модели. Аналогичные данные были получены при $M = 2$ и $2,5$.

Для проверки влияния величины радиуса притупления передних кромок на формирование данных пиков пульсаций были проведены эксперименты на модели 60% плоского треугольного крыла с углом скольжения 55° с затупленным носом. Радиус притупления боковых кромок по сравнению с [10; 11] увеличен почти в 4 раза.

В экспериментах на крыле с углом скольжения 55° продольная координата осевой линии 2D неоднородности составляла $X_t = -183$ мм. Это расстояние для наклейки

выбрано для того, чтобы волны Маха попадали на боковую кромку крыла в области выбранных контрольных сечений при $M_\infty = 2,5$. На рис. 3, а представлено сравнение распределений пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ и нормированного среднего массового расхода ρU в зависимости от поперечной координаты Z при $M_\infty = 2,5$, $X = 90$ мм, $Y = 0,5$ мм для случаев гладкой стенки трубы и в присутствии неоднородности на боковой стенке вверх по потоку от модели.

Результаты показывают, что при попадании пары внешних волн Маха на боковую кромку крыла в пограничном слое на модели обнаруживаются дополнительные области возмущенного течения. Для среднего течения это область шириной 15 мм вдоль поперечной координаты от $Z = 45$ до $Z = 60$ мм, для пульсаций – две узкие области шириной около 5 мм при $Z = 33$ и $Z = 48$ мм. Разность в ширине областей возмущенного течения можно объяснить нестационарным характером порождения волн Маха от шероховатости на боковой стенке рабочей части (имеется отрыв перед выступом и за уступом даже при толщине пограничного слоя на стенке 14 мм). Область возмущенного течения по пульсациям содержит несколько высокоинтенсивных пиков, а амплитуда порождаемых волной Маха пульсаций достигает 8 %.

Был выполнен статистический и спектральный анализ измеренных пульсаций. Статистические диаграммы для возмущенного внешними волнами Маха пограничного слоя и невозмущенного пограничного слоя (при близких значениях поперечной координаты) показали, что внешние волны Маха порождают нелинейные возмущения в основном в низкочастотной части спектра. Этот результат подтверждает ранее полученные данные для треугольного крыла с меньшим радиусом затупления боковых кромок [10].

К сожалению, в данном эксперименте не выполнялось измерение профиля пульсаций и поэтому нельзя сделать вывод, что это их максимальная величина по пограничному слою. Однако факт порождения интенсивных пульсаций боковой внешней волной Маха подтвержден и в случае увеличенного радиуса затупления передней кромки стреловидного плоского крыла.

В силу разного характера обтекания передней кромки при увеличении числа Маха была изготовлена другая модель, которая позволила реализовать режимы дозвуковой, звуковой и сверхзвуковой передней кромки в условиях АДТ Т-325. Поскольку подтвержденным фактом возбуждения высокоинтенсивных пульсаций внешними волнами Маха является случай сверхзвуковой передней кромки, было необходимо выполнить испытания при дозвуковой и звуковой передних кромках. Согласно результатам [10], возбуждение высокоинтенсивных пульсаций в окрестности затупленной передней кромки может вызываться взаимодействием падающей волны Маха с пограничным слоем на линии растекания либо за счет взаимодействия падающей волны с боковой головной ударной волной, которая может быть достаточно близко от поверхности боковой кромки, и в результате этого взаимодействия будут порождаться отрыв и высокоинтенсивные пульсации. Для разрешения вопроса о механизме порождения высокоинтенсивных пульсаций внешней волной Маха в области затупленной скользящей кромки необходимо выполнить измерения в условиях отхода боковой ударной волны от поверхности, которому соответствуют режимы дозвуковой и звуковой передней кромки.

В экспериментах на крыле с углом скольжения 68° проверялось влияние числа Маха по нормали к поверхности на обтекание треугольного крыла с цилиндрической передней кромкой. При числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2,0$ реализуется дозвуковая передняя кромка, при $M_\infty = 2,5$ – околосзвуковая передняя кромка, при $M_\infty = 4,0$ – сверхзвуковая.

В экспериментах при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2,0$ продольная координата осевой линии 2D неоднородности составляла $X_t = 37,5$ мм. На рис. 3, б приведено сравнение распределений пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ и нормированного среднего массового расхода ρU в зависимости от поперечной координаты Z при $M_\infty = 2,0$, $X = 165$ мм, $Y = 0,8$ мм для случаев гладкой стенки рабочей части трубы и в присутствии неоднородности на боковой стенке. Аналогично предыдущим экспериментам на модели крыла с углом скольжения

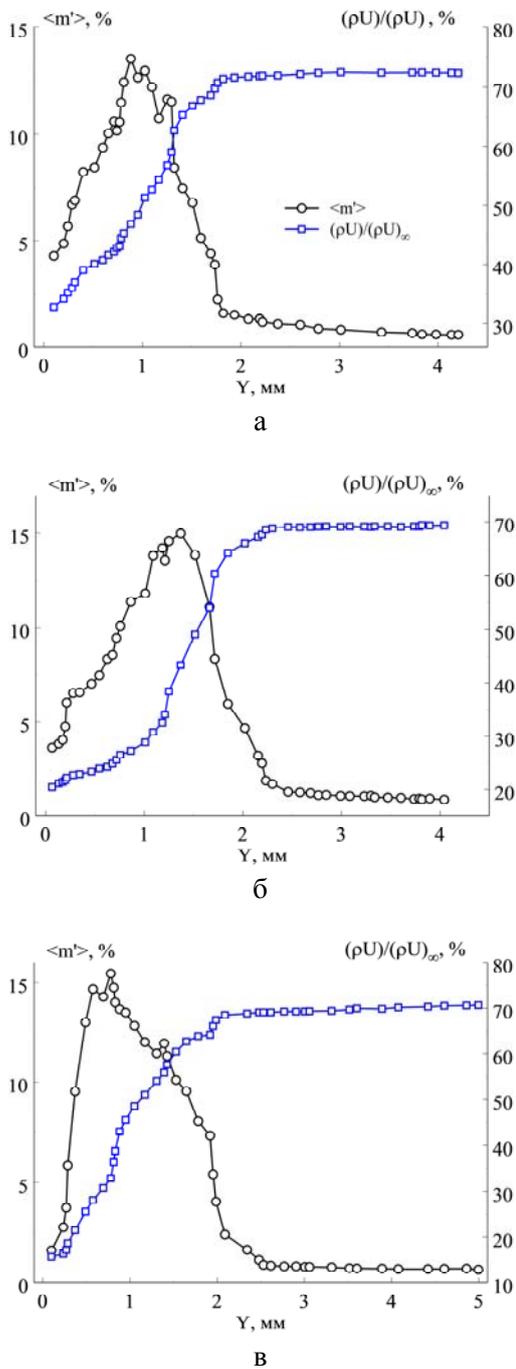


Рис. 4. Профили пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ и нормированного среднего массового расхода ρU в присутствии неоднородности на поверхности боковой стенки: а – при $M_\infty = 2,0$, $X = 165$ мм, $Z = 48,5$ мм; б – при $M_\infty = 2,5$, $X = 165$ мм, $Z = 45$ мм; в – при $M_\infty = 4,0$, $X = 165$ мм, $Z = 45$ мм

55° в данных измерениях обнаруживаются дополнительные области возмущенного течения: для среднего течения – шириной 17 мм, от $Z = 33$ до $Z = 50$ мм, и для пульсаций – шириной около 17 мм, от $Z = 35$

до $Z = 52$ мм. Область возмущенного течения по пульсациям содержит несколько высокоинтенсивных пиков, амплитуда одного из них достигает 12,5 %.

Для этих результатов также был выполнен статистический и спектральный анализ измеренных пульсаций. При сравнении статистических диаграмм для возмущенного внешними волнами Маха пограничного слоя и невозмущенного пограничного слоя обнаружено, что в целом возмущения в пограничном слое скользящего крыла развиваются нелинейно, за исключением центральной области крыла. Внешние волны Маха приводят к появлению дополнительной области нелинейности пульсаций в диапазоне от $Z = 46$ до $Z = 52$ мм, а в спектрах – к возбуждению низкочастотных возмущений.

В области максимальных пульсаций массового расхода в пограничном слое при $Z = 48,5$ мм были измерены профили пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ и нормированного среднего массового расхода ρU (рис. 4, а). Толщина пограничного слоя в месте измерения составляет приблизительно 2 мм. Статистические диаграммы для пульсаций показывают, что все пульсации имеют нормальное распределение, за исключением области $Y = 0,7 \div 2,4$ мм.

В экспериментах при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2,5$ продольная координата осевой линии 2D неоднородности составляла $X_t = -17,5$ мм. На рис. 3, в представлено сравнение распределений пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ и нормированного среднего массового расхода ρU в зависимости от поперечной координаты Z при $M_\infty = 2,5$, $X = 165$ мм, $Y = 0,8$ мм для случаев гладкой стенки трубы и в присутствии неоднородности на боковой стенке вверх по потоку от модели. Как мы отмечали выше, область возмущенного течения, вызванная шероховатостью на стенке трубы, простирается для пульсаций – от $Z = 30$ до $Z = 58$ мм. Видно, что вне этой области данные для обоих случаев хорошо совпадают. Область возмущенного течения по пульсациям, как и в предыдущих измерениях, содержит несколько высокоинтенсивных пиков, амплитуда которых достигает 11–12 %. Что касается среднего течения, то здесь области возмущенного течения не наблюдаются. Аналогично измерениям при $M_\infty = 2,0$ статистические диаграммы пульсаций для

возмущенного внешними волнами Маха пограничного слоя и невозмущенного пограничного слоя показали, что внешние волны Маха приводят к появлению дополнительной области нелинейного развития пульсаций в диапазоне от $Z = 43,3$ до $Z = 49,3$ мм, а в спектрах – к усилению низкочастотных возмущений.

В области максимальных пульсаций массового расхода для случая с неоднородностью на боковой стенке (при $Z = 45$ мм) были измерены профили пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ и нормированного среднего массового расхода ρU (рис. 4, б). Толщина пограничного слоя в месте измерения составляет приблизительно 2,3 мм. Статистические диаграммы для пульсаций показывают, что пульсаций имеют нормальное распределение только при $Y = 1,2 \div 1,7$ мм.

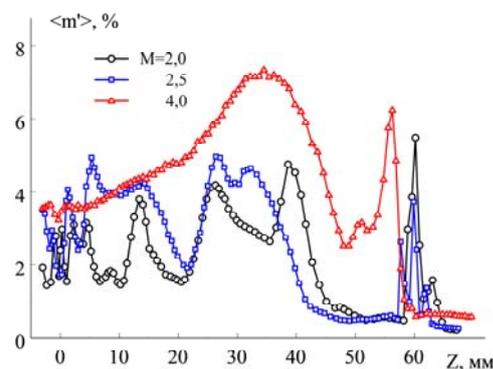
В экспериментах при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 4,0$ продольная координата осевой линии 2D неоднородности составляла $X_t = -84,5$ мм. На рис. 3, з показано сравнение распределений пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ и нормированного среднего массового расхода ρU в пограничном слое в зависимости от поперечной координаты Z при $M_\infty = 4,0$, $X = 165$ мм, $Y = 0,8$ мм для случаев гладкой стенки трубы и в присутствии неоднородности на боковой стенке рабочей части. При попадании волн Маха, порожденных двумерной шероховатостью, на боковую кромку крыла в течении над поверхностью модели обнаруживаются дополнительные области возмущения для среднего течения и для пульсаций шириной 12 мм от $Z = 33$ до $Z = 45$ мм. Видно, что вне этой области данные для обоих случаев хорошо совпадают. Область возмущенного течения по пульсациям содержит два высокоинтенсивных пика, амплитуда которых достигает 15 %.

Особо отметим существенное изменение спектров пульсаций, в которых наблюдается сильный рост низкочастотной части спектров, вызванный возмущениями падающих на переднюю кромку волн Маха. Соответствующие этим пульсациям плотности распределений указывают на нелинейный характер распространения возмущений.

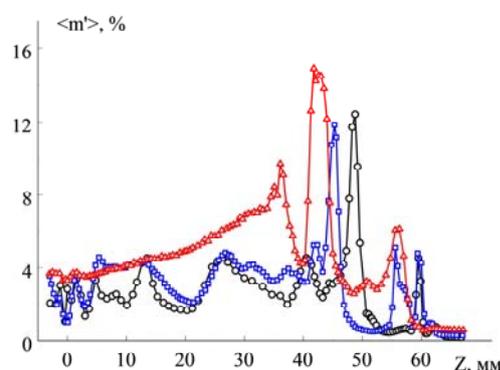
В области максимальных пульсаций массового расхода для случая с неоднородностью на боковой стенке (при $Z = 42,8$ мм) были измерены профили пульсаций массо-

вого расхода $\langle m' \rangle$ и нормированного среднего массового расхода ρU (рис. 4, в). Толщина пограничного слоя в месте измерения составляет приблизительно 2,6 мм. Статистические диаграммы для пульсаций показывают, что все пульсаций имеют нормальное распределение, за исключением области $Y = 0,7 \div 2,5$ мм.

На рис. 5, а представлено сравнение распределений пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ в пограничном слое в зависимости от поперечной координаты Z для случая гладкой стенки трубы при различных числах Маха набегающего потока. Из этих результатов видно, что уровень пульсаций в пограничном слое модели сильно зависит от числа Маха. Возможно, что при $M_\infty = 4,0$ в области $Z = 35$ мм имеется ламинарно-турбулентный переход, в то время как при меньших числах Маха уровень пульсаций

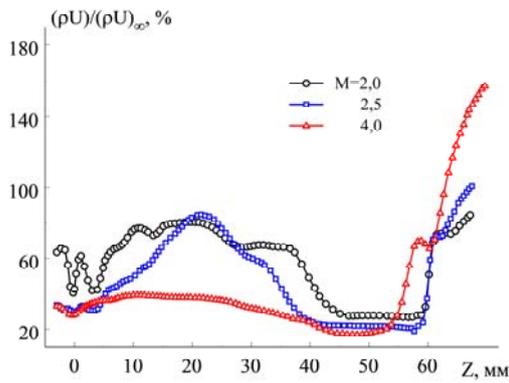


а

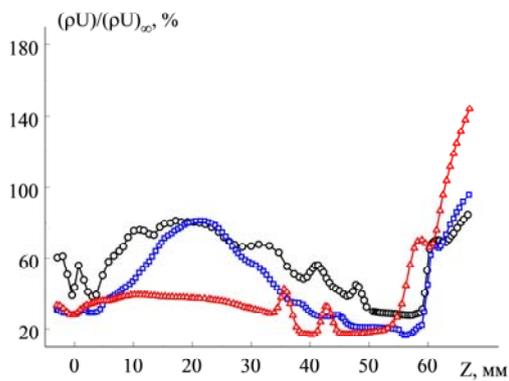


б

Рис. 5. Сравнение распределений пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ в зависимости от поперечной координаты Z при различных числах Маха набегающего потока: а – для случая гладкой стенки трубы; б – в присутствии неоднородности на боковой стенке



а



б

Рис. 6. Сравнение распределений нормированного среднего массового расхода ρU в зависимости от поперечной координаты Z при различных числах Маха набегающего потока: а – для случая гладкой стенки трубы; б – в присутствии неоднородности на боковой стенке

позволяет говорить о ламинарном характере течения в пограничном слое.

На рис. 6, а показано сравнение распределений нормированного среднего массового расхода ρU в пограничном слое на высоте $Y = 0,8$ мм от поверхности в зависимости от поперечной координаты Z для случая гладкой стенки трубы при различных числах Маха набегающего потока. Наиболее сильная неоднородность течения по размаху модели наблюдается при числах Маха 2 и 2,5.

На рис. 5, б приведено сравнение распределений пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ в пограничном слое в зависимости от поперечной координаты Z в присутствии неоднородности на боковой стенке при различ-

ных числах Маха набегающего потока. В отличие от данных, приведенных на рис. 5, а, в полученных распределениях наблюдаются высокоинтенсивные пульсации массового расхода, которые возбуждаются в области передней кромки внешними волнами Маха от наклейки на боковой стенке трубы. Оба края наклейки увеличивают естественный уровень пульсаций в пограничном слое, однако волны Маха от неоднородности типа «уступ» порождают пульсации большей интенсивности (приблизительно в 1,5 раза). Поскольку высокоинтенсивные пульсации, порождаемые внешними волнами Маха, наблюдаются для всех чисел Маха, и при $M_\infty = 2,0$ и $2,5$ боковая ударная волна отходит от модели достаточно далеко, то можно сделать вывод, что эти высокоинтенсивные пульсации вызваны взаимодействием падающей волны Маха с пограничным слоем на линии растекания, а не за счет взаимодействия падающей волны с боковой ударной волной.

На рис. 6, б показано сравнение распределений нормированного среднего массового расхода ρU в пограничном слое на высоте $Y = 0,8$ мм от поверхности в зависимости от поперечной координаты Z в присутствии неоднородности на боковой стенке при различных числах Маха набегающего потока. Все же отметим, что максимальное воздействие на среднее течение в пограничном слое от внешних волн Маха наблюдается при $M_\infty = 4,0$.

Заключение

По результатам исследований среднего и пульсационного полей течения над моделью 60 % плоского треугольного крыла с радиусом затупления носка и передних кромок 7,5 мм и углом скольжения 55° и моделью симметричного плоского треугольного крыла с углом скольжения 68° с острым носком и затупленными боковыми кромками при нулевом угле атаки и числах Маха $M_\infty = 2, 2,5, 4$ можно сделать следующие выводы.

1. Обнаружено возбуждение интенсивных возмущений от внешних волн Маха, порождаемых неоднородностью на боковой стенке рабочей части АДТ Т-325. Порождаемые возмущения превосходили пульсации, возникающие от естественного фона,

в несколько раз. Подтверждено, что порождаемые пульсации находятся в низкочастотной части спектра.

2. Максимальные уровни пульсаций массового расхода в условиях дозвуковой, около звуковой и сверхзвуковой передних кромок составляют от 12 до 15 % и слабо изменяются от характера обтекания дельтакрыла.

3. Возбуждаемые высокоинтенсивные пульсации являются нелинейными возмущениями.

4. Возникновение высокоинтенсивных пульсаций при воздействии внешних волн Маха по условиям данных экспериментов, по-видимому, вызвано взаимодействием волны Маха с пограничным слоем на линии растекания, а отдаленность боковой ударной волны от поверхности передней кромки позволяет утверждать, что она не влияет на процесс генерации высокоинтенсивных пульсаций.

Представленные результаты не дают полной картины о структуре течения над плоским треугольным крылом с большим радиусом затупления. Остается открытым вопрос о влиянии радиуса притупления передних кромок на течение над моделью и положение ламинарно-турбулентного перехода. Исследования по этой теме необходимо продолжить.

Список литературы

1. Pfenninger W. Flow Phenomena at the Leading Edge of Swept Wings // AGARD-GRAPH-97, Recent Development in Boundary Layer Research. 1965. Pt. 4.
2. Gaster M. A Simple Device for Preventing Turbulent Contamination on Swept Leading Edges // J. R. Aero. Soc. 1965, No. 69. P. 788–789.
3. Pfenninger W. Laminar Flow Control – Laminarization // Special Course on Concepts for Drag Reduction. AGARD-R-654, 1977. P. 3-1–3-75.
4. Казаков А. В. Влияние температуры поверхности на устойчивость сверхзвукового пограничного слоя на линии растекания скользящего крыла // Изв. РАН. Механика жидкости и газа/ 1997. № 5. С. 43–49.
5. Hall P., Malik M. R., Poll D. I. A. On the Stability of an Infinite Swept Attachment Line Boundary Layer // Proc. Roy. Soc. London. Ser. A., 1984. Vol. 395. P. 229–245.
6. Семисынов А. И., Федоров А. В., Новиков В. Е., Семенов Н. В., Косинов А. Д. Исследование устойчивости и перехода на скользящем цилиндре в сверхзвуковом потоке // ПМТФ. 2003. Т. 44, № 2. С. 72–82.
7. Gaster M. On the Flow Along Swept Leading Edges // Aero. Quart. 1967. No. 18. P. 165–184.
8. Pfenninger W., Bacon J. W. Amplified Laminar Boundary Layer Oscillations and Transition at the Front Attachment Line of a 45 Flat-Nosed Wing with and without Boundary Layer Suction // Viscous Drag Reduction. N. Y.: Plenum Press, 1969.
9. Poll D. I. A. Some Observations of the Transition Process on the Windward Face of a Long Yawed Cylinder // J Fluid Mech. 1985. Vol. 150. P. 329–356.
10. Ваганов А. В., Косинов А. Д., Семенов Н. В. Об исследованиях ламинарно-турбулентного перехода на модели плоского треугольного крыла при $M = 4$ // Аэродинамика и прочность конструкций летательных аппаратов: Тр. Всерос. юбилейной науч.-техн. конф., посвящ. 70-летию со дня основания СибНИА. Новосибирск, 2011. С. 172–178.
11. Ваганов А. В. Ермолаев Ю. Г. Косинов А. Д. Семенов Н. В., Шалаев В. И. Экспериментальное исследование структуры течения и перехода в пограничном слое треугольного крыла с затупленными передними кромками при числах Маха 2, 2,5 и 4 // Тр. МФТИ. 2013. Т. 5, № 3. С. 164–173.
12. Лебуга В. А. Вопросы измерения характеристик турбулентности сжимаемых течений // Методы и техника аэрофизических исследований. Новосибирск, 1978. С. 44–56.
13. Kovaszny L. S. Turbulence in Supersonic Flow // J. Aeronautical Sciences. 1953. No. 20. P. 657–674.
14. Smits A. J., Hayakawa K., Muck K. C. Constant Temperature Hot-Wire Anemometer Practice in Supersonic Flows // Experiments in Fluids. 1983. No. 1. P. 83–92.
15. Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G. Disturbances in Test Section of T-325 Supersonic Wind Tunnel. Novosibirsk, 1999. 24 p. (Preprint Institute of Theoretical and Applied Mechanics. No. 6–99).

16. Kosinov A. D., Ermolaev Yu. G., Nikolaev N. N., Semionov N. V., Semisynov A. I. On the Measurements of the Pulsation in Supersonic Boundary Layer by Constant Temperature Hotwire Anemometer // Proc. of Intern.

Conf. on the Methods of Aerophys. Research. Novosibirsk, 2007. Pt. 5. P. 81–86.

Материал поступил в редколлегию 29.11.2013

**A. V. Vaganov, Yu. G. Yermolaev, G. L. Kolosov, A. D. Kosinov
A. V. Panina, N. V. Semionov**

**ON THE EFFECT OF THE INCIDENT MACH'S WAVE ON THE PULSATION LEVEL
IN BOUNDARY LAYER OF THE PLANE DELTA WING**

The experimental results of high level fluctuation excitation by external Mach's wave in the boundary layer of delta wing model with blunt leading edges at Mach numbers $M = 2, 2.5, 4$ are presented. The excitation areas and mass flow pulsation levels in the conditions of subsonic, sonic and supersonic leading edges have been defined. It was found that the maximum value of the pulsations is 12–15 % and varies only slightly from the flow conditions around of the delta wing.

Keywords: supersonic flow, experimental investigations, wind tunnel, delta wing with blunted leading edges, laminar-turbulent transition, hot-wire anemometer.