

УДК 532.526

ВЛИЯНИЕ МАЛЫХ УГЛОВ АТАКИ НА ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПЕРЕХОД СВЕРХЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА СТРЕЛОВИДНОМ КРЫЛЕ С $\chi = 72^\circ$

© 2022 г. Ю. Г. Ермолаев^а, А. Д. Косинов^а, В. Л. Кочарин^а, А. Н. Семенов^а,
Н. В. Семенов^{а,*}, С. А. Шипуль^а, А. А. Яцких^а

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

**E-mail: semion@itam.nsc.ru*

Поступила в редакцию 01.07.2021 г.

После доработки 25.08.2021 г.

Принята к публикации 21.09.2021 г.

Проведены экспериментальные исследования влияния малых углов атаки на ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковом пограничном слое стреловидного крыла с углом стреловидности передней кромки 72° при числах Маха 2, 2.5 (дозвуковая передняя кромка) и 4 (сверхзвуковая передняя кромка). Измерения проводились при помощи термоанемометра постоянного сопротивления в аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН. Получены кривые нарастания, амплитудно-частотные спектры пульсаций, определены положения ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковом пограничном слое на модели стреловидного крыла для нескольких значений угла атаки. Показано, что изменение угла атаки оказывает сильное влияние на число Рейнольдса перехода при числах Маха потока $M = 2$ и 2.5 . При числе Маха 4 малое изменение угла атаки не привело к значительному увеличению числа Рейнольдса перехода. Уменьшение числа Рейнольдса перехода с ростом числа Маха, зафиксированное для модели крыла с углом стреловидности $\chi = 72^\circ$, хорошо согласуется с данными для модели крыла с $\chi = 45^\circ$.

Ключевые слова: эксперимент, сверхзвуковой пограничный слой, стреловидное крыло, угол атаки, угол стреловидности, ламинарно-турбулентный переход, число Рейнольдса перехода

DOI: 10.31857/S0568528122010030

Исследования выполнены с целью изучения влияния малых углов атаки на положение ламинарно-турбулентного перехода и на развитие возмущений в пограничных слоях на стреловидных крыльях при сверхзвуковых скоростях потока. Это имеет практический интерес, так как подобные течения реализуются при обтекании крыла самолета и необходимы для создания инженерных методов предсказания перехода.

Известно, что малое изменение угла атаки на острых конусах приводит к резкому уменьшению чисел Рейнольдса перехода на подветренной образующей, а на наветренной стороне наблюдается плавное возрастание [1–3]. Увеличение притупления носка конуса приводит к уменьшению чувствительности числа Рейнольдса перехода к углу атаки.

Результаты исследований, в которых в той или иной степени рассматривалось влияние угла атаки на положение ламинарно-турбулентного перехода на стреловидных крыльях при сверхзвуковых скоростях потока, приведены в работах [4, 5]. Эксперименты проводились на модели крыла с углом стреловидности передней кромки $\chi = 45^\circ$ при числе Маха $M = 2$ в малошумной аэродинамической трубе Т-325 в ИТПМ СО РАН. При изменении угла атаки приблизительно от -2° до 2.5° происходит увеличение числа Рейнольдса перехода Re_{cr} от 1.4×10^6 до 2.4×10^6 . Также было проведено сравнение развития возмущений в пограничном слое на стреловидных крыльях с результатами расчетов по линейной теории устойчивости. Результаты расчетов находятся в хорошем качественном согласовании с данными экспериментов. Показано, что оценка положения

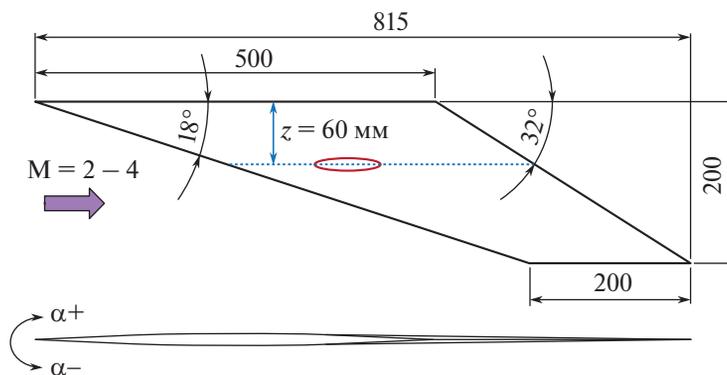


Рис. 1. Экспериментальная модель стреловидного крыла.

ламинарно-турбулентного перехода на основе линейной теории устойчивости по методу e^N может проводиться, в том числе, и для пространственных пограничных слоев.

Данная работа является продолжением цикла исследований по влиянию малых углов атаки на ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковых пограничных слоях на стреловидных крыльях. Представляются результаты исследований на крыле с углом стреловидности передней кромки 72° при числах Маха набегающего потока $M = 2, 2.5$ (дозвуковая передняя кромка) и 4 (сверхзвуковая передняя кромка). Проводится совместный анализ новых экспериментальных данных с результатами, полученными ранее на скользящем крыле с углом стреловидности кромки 45° , представленными в работах [4, 5].

ПОСТАНОВКА ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Эксперименты выполнены в малошумной сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН. На рис. 1 схематически показана экспериментальная модель стреловидного крыла. Измерения проводились на модели такого крыла с изменяемой длиной хорды по размаху (хорда у основания — 500 мм и 200 мм в конце крыла). Угол стреловидности передней кромки составляет 72° , задней — 58° . Это при $M = 2$ и 2.5 соответствует передней кромке дозвуковой, а при $M = 4$ — сверхзвуковой. Измерения проводились на верхней поверхности модели по линии вдоль потока на расстоянии 60 мм от основания модели (область измерений выделена на рис. 1).

Возмущения в потоке регистрировались термоанемометром 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 преимущественно соответствовали пульсациям массового расхода. Измерения пульсационных и средних характеристик потока проводились автоматизированной системой сбора данных. Постоянная составляющая напряжения E с выхода термоанемометра измерялась с помощью цифрового вольтметра Agilent 34401A. Пульсационный сигнал в диагонали моста термоанемометра оцифровывался 12-ти разрядным аналого-цифровым преобразователем (АЦП) и затем записывался в компьютер. Частота дискретизации АЦП составляла 750 кГц. По полученным данным определялись среднеквадратичный уровень пульсаций массового расхода, нормированный на среднее локальное течение, а также амплитудно-частотные спектры возмущений. Отметим, что на сегодняшний день термоанемометрия является наиболее эффективным методом исследований возникновения турбулентности в пограничных слоях. Более подробно постановка экспериментов и методика измерений описаны в [6].

В данных экспериментах использовались два способа определения положения ламинарно-турбулентного перехода с помощью термоанемометра: в первом методе проводятся измерения при фиксированном положении датчика, а изменяется значение единичного числа Рейнольдса потока Re_1 . Датчик устанавливался в сверхзвуковой части пограничного слоя немного ниже области максимальных пульсаций при минимальных значениях Re_1 , тогда при измерениях в переходной области датчик находился в окрестности максимума пульсаций. Во втором методе — выбирается $Re_1 = const$, а датчик перемещается вдоль координаты x . В этом случае проводилось перемещение датчика по координате x в области максимальных пульсаций по толщине погра-

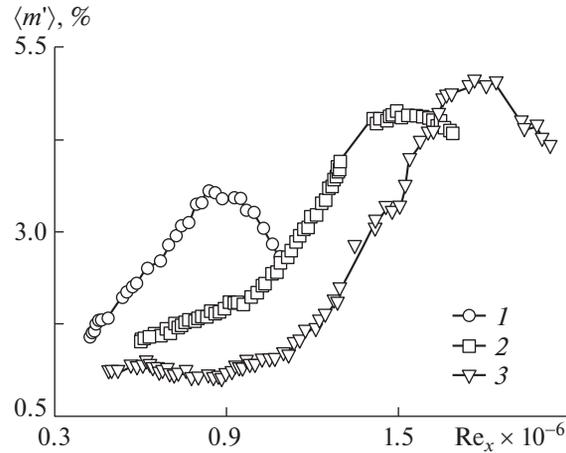


Рис. 2. Зависимость среднеквадратичных пульсаций массового расхода от числа Рейнольдса при $M = 2$, где: 1 — $\alpha = -1^\circ$, 2 — $\alpha = 0^\circ$, 3 — $\alpha = 0.3^\circ$ (измерения по Re_1 ; $x = \text{const}$).

ничного слоя, а напряжение в диагонали моста термоанемометра поддерживалось постоянным за счет перемещения датчика по нормальной координате y . В результате измерений, как в первом, так и во втором случае, определялась зависимость среднеквадратичного уровня возмущений от числа Рейнольдса $Re_x = Re_1 \times x$. Максимум в распределении пульсаций массового расхода принято связывать с положением ламинарно-турбулентного перехода.

РЕЗУЛЬТАТЫ

Выполнено экспериментальное исследование влияния угла атаки на положение ламинарно-турбулентного перехода в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое на модели стреловидного крыла с углом стреловидности 72° при числах Маха $M = 2, 2.5$ и 4 . При числе Маха набегающего потока $M = 2$ измерения проводились при постоянном значении продольной координаты x и различных значениях единичного числа Рейнольдса Re_1 . Полученные кривые нарастания возмущений при $M = 2$ и $x = 100$ мм представлены на рис. 2 для углов атаки $\alpha = -1^\circ$ (1), $\alpha = 0^\circ$ (2) и $\alpha = 0.3^\circ$ (3). Из представленных данных видно, что при увеличении угла атаки увеличивается число Re_x , при котором наблюдается максимальный уровень возмущений. При этом при больших углах атаки наблюдается больший уровень возмущений в пограничном слое.

Результаты экспериментов при $M = 2.5$ и 4 представлены на рис. 3а и рис. 3б соответственно. Для каждого случая измерения были проведены по x при фиксированных значениях единичного числа Рейнольдса потока Re_1 . Измерения при $M = 2.5$ были выполнены для следующих случаев: угол атаки $\alpha = -0.92^\circ$, $Re_1 = 9 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$ (1); $\alpha = -0.4^\circ$, $Re_1 = 10^7 \text{ м}^{-1}$ (2); $\alpha = 0^\circ$, $Re_1 = 12 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$ (3); $\alpha = 0.46^\circ$, $Re_1 = 11 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$ (4). При $M = 4$ измерения были выполнены для углов атаки $\alpha = 0^\circ$ (1) и $\alpha = 0.46^\circ$ (2) при $Re_1 = 10^7 \text{ м}^{-1}$. Отметим, что только проведение измерений при минимальных значениях единичного числа Рейнольдса $Re_1 = 10^7 \text{ м}^{-1}$ для $M = 4$ и начала измерения от $x = 40$ мм от передней кромки модели позволили определить положение перехода. При отрицательных углах атаки переход наступает раньше и поэтому в возможной области измерений пограничный слой находится в турбулентном состоянии. Сложность определения положения перехода при $M = 4$ на Т-325 отмечалась еще в работе [7], и, видимо, связана с высоким уровнем шума набегающего потока. При $M = 2$ и 2.5 в свободном потоке Т-325 пульсации не превышают 0.2% от среднего течения в широком диапазоне значений единого числа Рейнольдса потока [6, 8–10], таким образом при данных числах Маха реализуется малозумный режим течения.

По данным, представленным на рис. 2 и 3, были получены числа Рейнольдса перехода Re_{tr} , соответствующие максимумам в зависимостях среднеквадратичных пульсаций $\langle m' \rangle$ от единичного числа Рейнольдса Re_1 . На рис. 4 показаны зависимости числа Рейнольдса перехода Re_{tr} от угла атаки на модели крыла с углом стреловидности передней кромкой ($\chi = 72^\circ$) при $M = 2$ (1, 2), 2.5 (3) и 4 (4). Кривые (1, 2) были получены при числе Маха $M = 2$ при разных положениях датчика термоанемометра относительно передней кромки крыла ($x = 100$ и 119 мм соответственно),

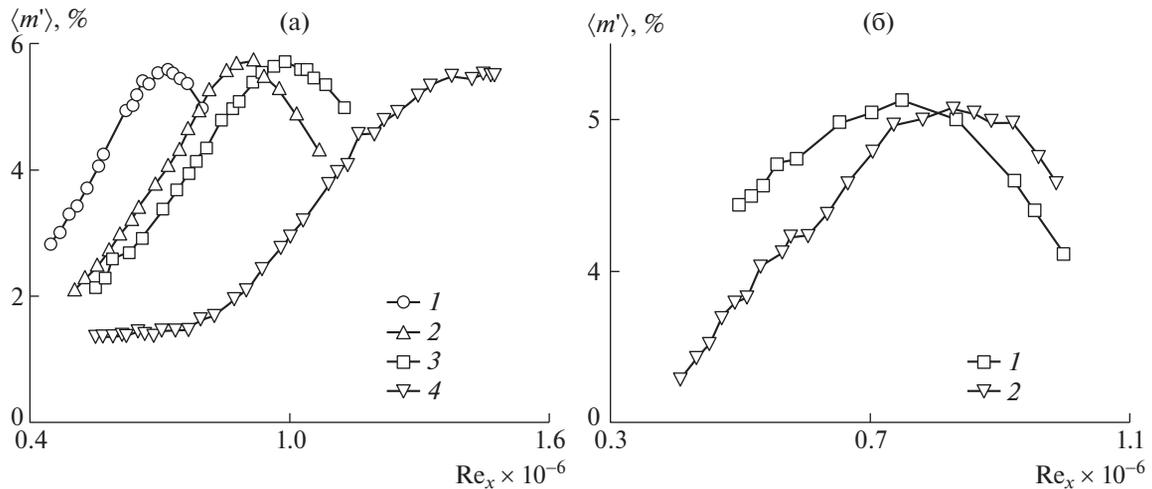


Рис. 3. Зависимости среднеквадратичных пульсаций массового расхода от числа Рейнольдса для различных углов атаки: (а) – $M = 2.5$; 1 – $\alpha = -0.92^\circ$, $Re_1 = 9 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$; 2 – $\alpha = -0.4^\circ$, $Re_1 = 10^7 \text{ м}^{-1}$; 3 – $\alpha = 0^\circ$, $Re_1 = 12 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$; 4 – $\alpha = 0.46^\circ$, $Re_1 = 11 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$, (б): $M = 4$, $Re_1 = 10^7 \text{ м}^{-1}$; 1 – $\alpha = 0^\circ$, 2 – $\alpha = 0.46^\circ$.

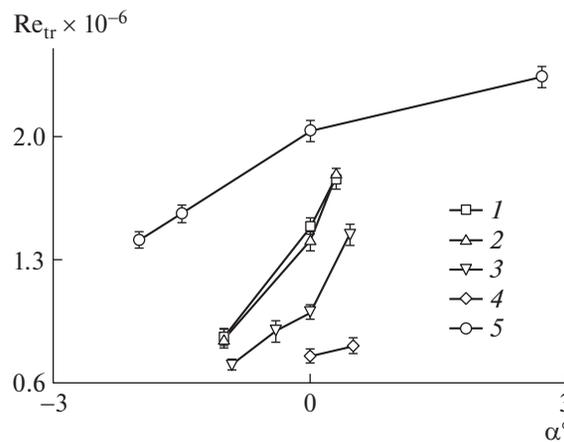


Рис. 4. Зависимости числа Рейнольдса перехода от угла атаки для различных чисел Маха: (1, 2) – $M = 2$, $\chi = 72^\circ$; 3 – $M = 2.5$, $\chi = 72^\circ$; 4 – $M = 4$, $\chi = 72^\circ$; 5 – $M = 2$, $\chi = 45^\circ$.

параметры измерений перехода при числах Маха $M = 2, 5$ и 4 приведены выше при описании рис. 3. Для сравнения на этом же графике представлены результаты измерений, выполненных на модели крыла с углом стреловидности передней кромки $\chi = 45^\circ$ при $M = 2$ (5). Отметим, что при числе Маха $M = 2$ крыло с $\chi = 45^\circ$ соответствует случаю со сверхзвуковой передней кромкой, а с $\chi = 72^\circ$ – дозвуковой.

Результаты измерений положения перехода при $M = 2$ (кривые (1) и (2) на рис. 4), проведенные при различных положениях датчика термоанемометра, показывают, что выбор области измерения практически не влияет на зависимость числа Рейнольдса перехода от угла атаки. При сравнении данных, полученных при $M = 2$, видно, что ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое на крыле с дозвуковой передней кромкой значительно более чувствителен к изменению угла атаки по сравнению со случаем обтекания модели крыла со сверхзвуковой передней кромкой. На модели крыла с углом стреловидности $\chi = 72^\circ$ при изменении угла атаки приблизительно от -1° до 0.3° происходит увеличение числа Рейнольдса перехода Re_{tr} от 0.9×10^6 до 1.8×10^6 с ростом угла атаки, а на модели с $\chi = 45^\circ$ при изменении угла атаки приблизительно от -2° до 2.5° происходит увеличение Re_{tr} от 1.4×10^6 до 2.4×10^6 . Причиной такого влияния может

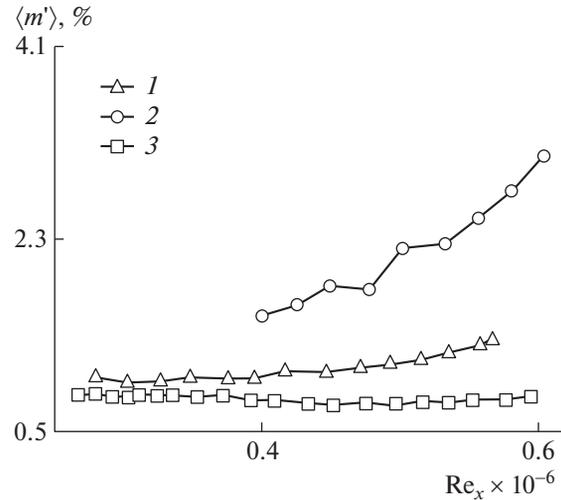


Рис. 5. Зависимость среднеквадратичных пульсаций массового расхода от числа Рейнольдса при $M = 2$: 1 – $\alpha = 0^\circ$, $Re_1 = 4.6 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$, $\chi = 72^\circ$; 2 – $\alpha = -1^\circ$, $Re_1 = 5 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$, $\chi = 72^\circ$; 3 – $\alpha = 0^\circ$, $Re_1 = 5 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$, $\chi = 45^\circ$.

быть определяющая роль стационарных возмущений в процессе ламинарно-турбулентного перехода на модели стреловидного крыла с дозвуковой передней кромкой.

При числе Маха $M = 2.5$ изменение угла атаки приблизительно от -1° до 0.5° приводит к увеличению числа Рейнольдса перехода от 0.7×10^6 до 1.4×10^6 с ростом угла атаки. Получена незначительная дестабилизация течения при $M = 2.5$, и ламинарно-турбулентный переход наступает раньше (приблизительно на 10–20%) по сравнению с $M = 2$.

При числе Маха 4 изменение угла атаки от 0° до приблизительно 0.5° приводит к увеличению числа Рейнольдса перехода от 0.7×10^6 до 0.8×10^6 , что находится в пределах погрешности. Уменьшение числа Рейнольдса перехода с ростом числа Маха, зафиксированное для модели крыла с углом стреловидности $\chi = 72^\circ$, хорошо согласуется с экспериментальными данными для модели крыла с $\chi = 45^\circ$ при нулевом угле атаки, полученными также в аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН [11].

Дополнительно были проведены исследования развития возмущений на ранних стадиях возникновения турбулентности в пограничном слое крыла с дозвуковой передней кромкой. Исследования были выполнены на модели крыла с углом стреловидности $\chi = 72^\circ$ при $M = 2$ для углов атаки $\alpha = -1^\circ$ и 0° . Измерения проводились при постоянном значении единичного числа Рейнольдса потока вдоль продольной координаты: для $\alpha = -1^\circ$ при $Re_1 = 5 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$, а для нулевого угла атаки – при $Re_1 = 4.6 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$. Полученные зависимости среднеквадратичных пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ от числа Рейнольдса (Re_x) представлены на рис. 5. Для сравнения на этом же графике представлена кривая нарастания возмущения для случая $\alpha = 0^\circ$, $\chi = 45^\circ$ и $Re_1 = 5 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$, описание этих экспериментов представлено в статье [12]. В указанной работе была проведена проверка на линейность, и показано, что при $Re_x < 0.6$ нарастание возмущений происходит в линейной области. Данные, представленные для $\chi = 45^\circ$, измерены в области линейного развития возмущений. В случае дозвуковой передней кромки при нулевом угле атаки при $Re_x < 0.4$ уровень возмущений остается практически постоянным, а при $Re_x > 0.4$ наблюдается слабый рост возмущений. При $\alpha = -1^\circ$ во всем измеренном диапазоне наблюдается интенсивный рост уровня возмущений. В работе [12] показано, что интенсивное нарастание интегральных пульсаций связано с нелинейным развитием возмущений. Отметим, что в целом представленные данные коррелируют с результатами измерения положения ламинарно-турбулентного перехода (см. рис. 2).

Эволюция амплитудно-частотных спектров при $M = 2$ представлена на рис. 6а и рис. 6б для углов атаки $\alpha = 0^\circ$ и $\alpha = -1^\circ$ соответственно. В случае $\alpha = -1^\circ$ наблюдается нарастание пульсаций в диапазоне частот до 20 кГц, на больших частотах пульсации практически не нарастают вниз по потоку. Такое поведение спектров возмущений характерно для нелинейного развития, на что также указывает интенсивный рост среднеквадратичных пульсаций массового расхода (рис. 5).

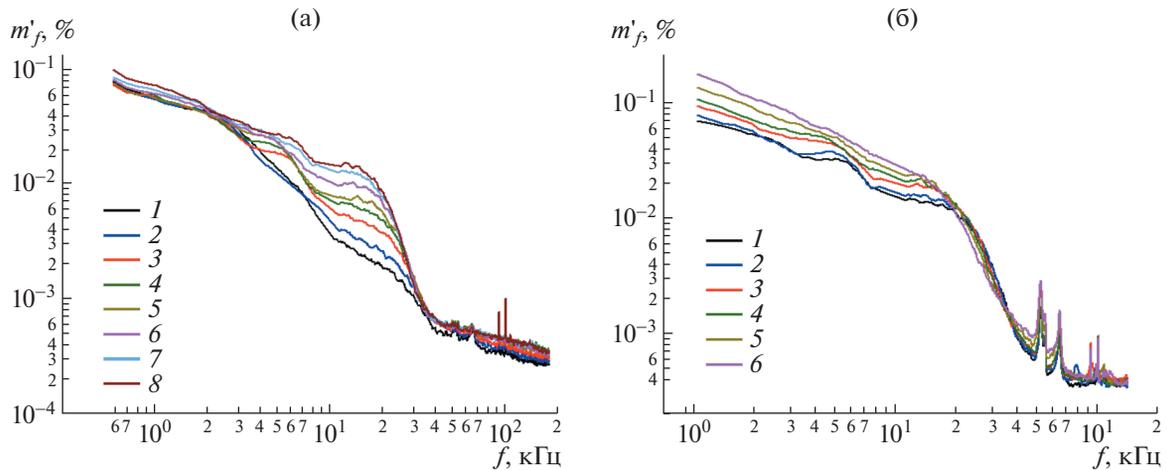


Рис. 6. Амплитудно-частотные спектры пульсаций массового расхода: (а) – $\alpha = 0^\circ$, $Re_1 = 4.6 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$; $Re_x = (0.32, 0.37, 0.32, 0.41, 0.44, 0.48, 0.53, 0.56) \times 10^6 (1-\delta)$; (б) – $\alpha = -1^\circ$, $Re_1 = 5 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$; $Re_x = (0.40, 0.43, 0.48, 0.50, 0.55, 0.60) \times 10^6 (1-\delta)$.

При нулевом угле атаки наибольший рост пульсаций наблюдается в диапазоне частот 7–30 кГц. Такое поведение спектров возмущений характерно для ранних стадий ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковых пограничных слоях на моделях стреловидных крыльев, а наиболее растущие возмущения связаны с неустойчивостью поперечного течения. Амплитудно-частотные спектры возмущений, полученные на крыле с дозвуковой передней кромкой, по подобным результатам, полученным при $M = 2$ на модели со сверхзвуковой передней кромкой [4]. Получено хорошее согласование экспериментальных и расчетных диапазонов усиливающихся частот. В случае $\alpha = -1^\circ$ подобные спектры наблюдались в нелинейной области развития возмущений (при $Re_x \approx 10^6$ [12]) на модели крыла с $\chi = 45^\circ$ при близких параметрах набегающего потока.

Представленные данные по развитию возмущений и ламинарно-турбулентному переходу в пограничном слое крыла с дозвуковой передней кромкой могут быть использованы для верификации методов предсказания положения перехода для этого класса течений. Отметим, что для стреловидного крыла со сверхзвуковой передней кромкой было получено хорошее согласование теоретических расчетов с экспериментальными данными. В работе [5] для случая $M = 2$ и $\chi = 45^\circ$ проведено сравнение полученных в эксперименте чисел Рейнольдса перехода для различных величин угла атаки модели и расчетов положения перехода по методу e^N для различных значений N -фактора по линейной теории устойчивости. Полученные результаты расчетов по теории линейной устойчивости при значении N -фактора $N = 7-8$ хорошо согласуются с экспериментальными данными. В работе [4] получено хорошее согласие расчетных и определенных из эксперимента степеней нарастания возмущений для модели крыла с $\chi = 45^\circ$ и нулевого угла атаки. Расхождение между расчетами и результатами измерений наблюдается только на частотах ниже 12 кГц и вызвано, скорее всего, шумом аэродинамической трубы.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выполнено экспериментальное исследование влияния угла атаки на положение ламинарно-турбулентного перехода в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое на модели стреловидного крыла с углом стреловидности 72° , при числах Маха $M = 2, 2.5$ и 4. Эксперименты при $M = 2$ и 2.5 проведены в условиях малошумного потока и соответствуют случаю дозвуковой передней кромки.

Получены кривые нарастания, амплитудно-частотные спектры пульсаций, определены положения ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковом пограничном слое на модели стреловидного крыла для нескольких значений угла атаки. Показано, что изменение угла атаки оказывает сильное влияние на число Рейнольдса перехода при числах Маха потока $M = 2$ и 2.5. При изменении угла атаки приблизительно от -1° до 0.5° происходит увеличение числа Рейнольдса перехода от 0.9×10^6 до 1.8×10^6 при $M = 2$ и от 0.7×10^6 до 1.4×10^6 при $M = 2.5$ с ростом угла

атаки. При числе Маха 4 изменение угла атаки от 0° до приблизительно 0.5° не привело к значительному увеличению числа Рейнольдса перехода, в данном случае число Рейнольдса перехода увеличилось от 0.7×10^6 до 0.8×10^6 , что находится в пределах погрешности. Зафиксированное уменьшение числа Рейнольдса перехода с ростом числа Маха, полученное для модели крыла с углом стреловидности $\chi = 72^\circ$, хорошо согласуется с данными для модели крыла с $\chi = 45^\circ$.

Полученные результаты экспериментальных исследований расширяют знания о влиянии малых углов атаки на ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковых пограничных слоях на стреловидных крыльях в случае дозвуковой передней кромки. Представленные данные по развитию возмущений и ламинарно-турбулентному переходу, совместно с предыдущими данными [4, 5], относящиеся к случаю сверхзвуковой передней кромки, могут быть использованы для верификации методов предсказания положения перехода на крыльях.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект 19-08-00772) с использованием оборудования ЦКП “Механика” (ИТПМ СО РАН).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Nagamatsu H.T., Graber B.C., Sheer R.E. Roughness, bluntness, and angle-of-attack effects on hypersonic boundary-layer transition // J. Fluid Mech. 1966. V. 24. № 1. P. 1–31.
2. Иванов А.К. Особенности перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный на остром конусе под углом атаки в сверхзвуковом потоке газа // Уч. зап. ЦАГИ. 1977. Т. 8. № 4. С. 34–43.
3. Schneider S.P. Hypersonic Laminar-Turbulent Transition on Circular Cones and Scramjet Forebodies // Progress of aerospace sciences. 2004. V. 40. P. 1–50.
4. Semionov N.V., Yermolaev Yu.G., Kocharin V.L., Kosinov A.D., Semenov A.N., Smorodsky B.V., Yatskikh A.A. An effect of small angle of attack on disturbances evolution in swept wing boundary layer at Mach number $M = 2$ // AIP Conf. Proc. 2018. V. 2027. № 1. P. 030156. <https://doi.org/10.1063/1.5065250>
5. Kosinov A.D., Semionov N.V., Yermolaev Y.G., Smorodsky B.V., Kolosov G.L., Yatskikh A.A., Semenov A.N. The influence of moderate angle-of-attack variation on disturbances evolution and transition to turbulence in supersonic boundary layer on swept wing // Journal of Aerospace Engineering: Part G. Proc. of the Inst. of Mech. Engineers. 2020. V. 234. № 1. P. 96–101. <https://doi.org/10.1177/0954410019852804>
6. Yatskikh A.A., Kosinov A.D., Semionov N.V., Smorodsky B.V., Ermolaev Y.G., Kolosov G.L. Investigation of laminar-turbulent transition of supersonic boundary layer by scanning constant temperature hot-wire anemometer // AIP Conf. Proc. 2018. V. 2027. № 1. P. 040041. <https://doi.org/10.1063/1.5065315>
7. 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 // Труды МФТИ. 2013. Т. 5. № 3. С. 164–173.
8. Kosinov A.D., Semionov N.V. The laminar-turbulent transition experiments in supersonic boundary layers // AIP Conf. Proc. 2019. V. 2125. P. 030105. <https://doi.org/10.1063/1.5117487>
9. Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Кочарин В.Л., Семенов А.Н., Семенов Н.В., Шипуль С.А., Яцких А.А. Экспериментальное исследование влияния внешних возмущений на положение ламинарно-турбулентного перехода на стреловидных крыльях при $M = 2$ // Теплофизика и аэромеханика. 2021. Т. 28. № 3. С. 343–350.
10. Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов А.Н., Семенов Н.В., Яцких А.А. Влияние единичного числа Рейнольдса на ламинарно-турбулентный переход на скользящем крыле при сверхзвуковых скоростях потока // Теплофизика и аэромеханика. 2018. Т. 25. № 5. С. 685–692.
11. Semionov N.V., Kosinov A.D., Yermolaev Yu.G. Experimental study of turbulence beginning of supersonic boundary layer on swept wing at Mach numbers 2–4 // Journal of Physics: Conf. Ser. 2011. V. 318. № 032018. P. 1–9. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/318/3/032018>
12. Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В. Экспериментальное исследование нелинейных процессов в пограничном слое на скользящем крыле при числе Маха $M = 2$ // Прикладная механика и техническая физика. 2014. Т. 55. № 5. С. 45–54.