

УДК 532.526

## ВЛИЯНИЕ МАЛЫХ УГЛОВ АТАКИ НА ВОЗНИКНОВЕНИЕ ТУРБУЛЕНТНОСТИ В СВЕРХЗВУКОВЫХ ПОГРАНИЧНЫХ СЛОЯХ НА СТРЕЛОВИДНЫХ КРЫЛЬЯХ

© 2023 г. А. Д. Косинов<sup>а,\*</sup>, В. Л. Кочарин<sup>а,\*</sup>, А. В. Ливерко<sup>б,\*\*</sup>, А. Н. Семенов<sup>а,\*</sup>,  
Н. В. Семенов<sup>а,\*</sup>, Б. В. Смородский<sup>а,\*</sup>, С. Н. Толкачев<sup>б,\*\*</sup>, А. А. Яцких<sup>а,\*</sup>

<sup>а</sup>Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН,  
Новосибирск, Россия

<sup>б</sup>Центральный аэрогидродинамический институт, Жуковский, Московская область, Россия

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

\*\*E-mail: info@tsagi.ru

Поступила в редакцию 18.11.2022 г.

После доработки 19.12.2022 г.

Принята к публикации 25.12.2022 г.

Представлены новые (при числах Маха  $M = 3$  и  $3.5$ ) и обобщающие (для чисел Маха от 2 до 4) результаты экспериментальных исследований по влиянию малых углов атаки на ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковом пограничном слое стреловидного крыла с углом скольжения передней кромки  $72^\circ$ . Изменение угла атаки имело сильное влияние на числа Рейнольдса перехода. Получено уменьшение числа Рейнольдса перехода с ростом числа Маха. Измерения проводились термоанемометром постоянного сопротивления по отработанной процедуре для определения положения перехода. Впервые использован метод  $e^N$  для численной оценки чисел Рейнольдса перехода в сверхзвуковом пограничном слое стреловидного крыла с углом скольжения передней кромки  $72^\circ$ . Расчеты нарастания амплитуд стационарных и нестационарных мод поперечного течения в пограничном слое проводились по линейной теории устойчивости в рамках полной системы уравнений Лиза-Линя. Численные результаты говорят о том, что, по условиям экспериментов, ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое на модели стреловидного крыла определяется нарастанием стационарных мод неустойчивости поперечного течения.

*Ключевые слова:* эксперимент, сверхзвуковой пограничный слой, стреловидное крыло, угол атаки, угол скольжения, ламинарно-турбулентный переход, число Рейнольдса перехода, линейная теория устойчивости

DOI: 10.31857/S1024708422600919, EDN: TMSYIS

Исследования возникновения турбулентности и разработка на основе полученных данных новых инженерных методов предсказания положения и управления ламинарно-турбулентным переходом в пространственных пограничных слоях находятся в центре внимания специалистов многих стран. Такие исследования имеют практический интерес, так как подобные течения реализуются при обтекании стреловидного крыла самолета. Сценарии ламинарно-турбулентного перехода на стреловидных крыльях приведены в работах [1–4]. Отметим, что процесс возникновения турбулентности в пограничном слое на стреловидных крыльях качественно отличается от двумерного случая плоской пластины, где переход вызывает неустойчивость волн Толлмина-Шлихтинга (ТШ). В трехмерном пограничном слое на стреловидном крыле кроме волн ТШ, не существенно нарастающих из-за благоприятного градиента давления, также может возникнуть неустойчивость поперечного течения, выражающаяся в виде роста вниз по потоку стационарных и бегущих возмущений. Развитие всех этих возмущений и их относительная роль в процессе перехода сильно зависят от условий обтекания модели [4, 5].

В связи с этим малое изменение угла атаки стреловидных крыльев может приводить к изменению чисел Рейнольдса перехода. Рассмотрим результаты экспериментов [6], выполненных на модели треугольного крыла с углом скольжения  $77.1^\circ$  при  $M = 3.5$ , что соответствовало режиму обтекания с дозвуковой передней кромкой. С помощью визуализации на верхней поверхности

модели получено, что при увеличении угла атаки от  $-2$  до  $3^\circ$  ламинарно-турбулентный переход смещается вверх по потоку. Заметим, что в следе за носиком треугольных крыльев существует область неоднородного течения [7, 8], поэтому лучше рассматривать данные по переходу у боковых кромок дельта крыла. В [6] показано, что в этом случае переход происходит параллельно боковой кромке модели. В работе [9] с помощью визуализации получены данные по переходу на моделях крыла NASA64A008 с углами стреловидности  $45$  и  $65^\circ$  при  $M = 2$  при изменении угла атаки в диапазоне  $-4$ – $4^\circ$ . Реализованы случаи сверхзвуковой и дозвуковой передней кромки соответственно. Получено, что увеличение угла атаки приводит к стабилизации течения, т.е. к увеличению числа Рейнольдса перехода.

В [10] использована модель тонкого крыла с двумя углами стреловидности при числе Маха 2. Угол стреловидности крыла около фюзеляжа составлял  $66$  и  $61.2^\circ$  в его окончании. Угол атаки изменялся от  $-1.5$  до  $+5.5^\circ$ . Для положения поверхностных датчиков термоанемометра в  $70\%$  вдоль размаха крыла получено монотонное увеличение числа Рейнольдса перехода от  $Re_{cr} \approx 0.6 \times 10^6$  до  $Re_{cr} \approx 1.3 \times 10^6$  с ростом угла атаки. Однако для положения датчиков в  $30\%$  вдоль размаха крыла зафиксирован максимум в распределении  $Re_{cr}(\alpha)$  при угле атаки  $\alpha = 1.73^\circ$ . Незначительное изменение угла атаки от этого значения приводило к существенному изменению положения перехода вверх по потоку.

В работах [11, 12] впервые выполнено исследование влияния малых углов атаки на развитие естественных возмущений в пограничном слое на стреловидном крыле со сверхзвуковой передней кромкой и проведено сравнение с результатами расчетов по линейной теории устойчивости. В силу природы естественных пульсаций (случайной и не контролируемой по волновым характеристикам) получено только качественное соответствие результатов расчета с данными экспериментов. Выполнено сравнение полученных в эксперименте чисел Рейнольдса перехода для различных углов атаки модели и расчетных зависимостей по продольной координате или по числу Рейнольдса значений  $N$ -фактора, полученных для наиболее сильно растущих волн. Показано, что оценка положения ламинарно-турбулентного перехода на основании расчетов по методу  $e^N$  может проводиться и для пограничных слоев на моделях стреловидных крыльев, имеющих сверхзвуковую переднюю кромку.

Экспериментальные результаты, рассмотренные в [11, 12], получены в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325. Применялась модель крыла с углом скольжения передней кромки  $\chi = 45^\circ$  при числе Маха  $M = 2$ . Это соответствует случаю сверхзвуковой передней кромки, а в [13] на стреловидном крыле с  $\chi = 72^\circ$  при  $M = 2, 2.5$  (дозвуковая передняя кромка) и  $M = 4$  (сверхзвуковая передняя кромка). Получено, что на обеих моделях крыла изменение угла атаки оказывает достаточно сильное влияние на число Рейнольдса перехода. Нам не удалось выполнить измерения, рассмотренные в [13] при  $M = 4$  в полном объеме. Были получены только две точки перехода по углу атаки из-за методических проблем. Поэтому потребовались дополнительные данные при  $M = 3$  и  $3.5$ , что обеспечивало переход режима обтекания передней кромки с дозвукового на сверхзвуковой, что необходимо было для выполнения численного анализа результатов экспериментов.

С одной стороны, состояние пограничного слоя лучше интерпретировать из измерений пульсаций в пограничном слое термоанемометром. С другой стороны, измерения перехода трубкой полного напора на полированной поверхности модели практически нельзя проводить, перемещая ее вниз по потоку. Геометрия модели не плоская. Поэтому вопрос об отработке методики определения ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковом пограничном слое модели крыла большой стреловидности термоанемометром при фиксированном положении датчика. Это позволит отработать и другие методы измерения перехода в этом течении.

Очевиден интерес к экспериментальным данным о положении ламинарно-турбулентного перехода в пограничных слоях на стреловидных крыльях, полученных в малозумных условиях. В сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН малозумные режимы реализуются при числах Маха  $M = 2$  и  $2.5$  [14]. При больших числах Маха шум существенно снижен и реализуется стабилизация уровня фоновых возмущений при увеличении единичного числа Рейнольдса. Поэтому экспериментальные результаты могут использоваться при разработке инженерных методов предсказания положения ламинарно-турбулентного перехода.

Данная работа является продолжением исследований по влиянию малых углов атаки на положение ламинарно-турбулентного слоя на стреловидных крыльях при сверхзвуковых скоростях потока [11–13] и посвящена отработке методики определения ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковом пограничном слое термоанемометром на модели стреловидного крыла с

$\chi = 72^\circ$  при малых углах атаки. Новые данные позволили обобщить результаты по переходу, полученные в Т-325 на модели стреловидного крыла с  $\chi = 72^\circ$  при малых углах атаки и впервые выполнить их сопоставление с расчетами по методу  $e^N$ .

### МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЙ

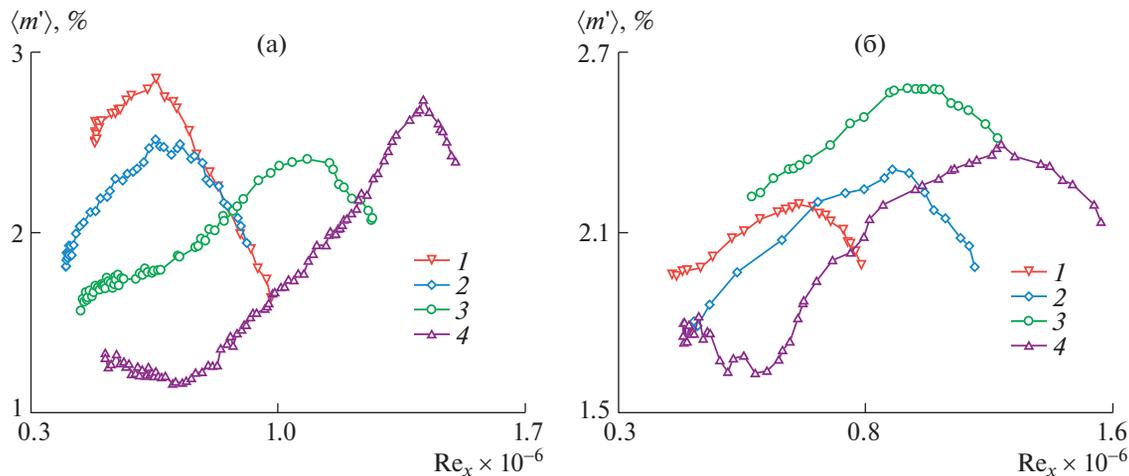
Эксперименты выполнены в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 Института теоретической и прикладной механики СО РАН при числе Маха  $M = 3$  и  $3.5$ . Измерения проводились на модели скользящего крыла с 3% профилем у основания с изменяемой длиной хорды по размаху (хорда у основания – 498 и 200 мм в конце крыла). Угол скольжения передней кромки составляет  $72$  градуса, что при  $M = 3$  соответствует случаю дозвуковой передней кромки, а при  $M = 3.5$  – случаю сверхзвуковой передней кромки. Измерения проводились на верхней поверхности модели. Схема модели и область измерений приведены в работе [13].

Возмущения в потоке регистрировались термоанемометром постоянного сопротивления. Датчик термоанемометра изготавливался из вольфрамовой нити диаметром 10 мкм и длиной около 1.5–1.7 мм. Величина перегрева нити датчика устанавливалась 0.8. В этом случае измеренные возмущения соответствовали пульсациям массового расхода [15]. Измерения пульсационных и средних характеристик потока проводились автоматизированной системой сбора данных. Обработка экспериментальных данных проводилась при помощи быстрого преобразования Фурье, определялись спектры мощности по полным осциллограммам. Более подробно постановка эксперимента, автоматизированная система сбора данных, процедура обработки данных и методика определения среднеквадратичных значений пульсаций массового расхода ( $m'$ ) описаны в [15]. В результате измерений определялась зависимость амплитуды возмущений от числа Рейнольдса  $Re_x = Re_1 \times x$ . Принято связывать максимум в распределении пульсаций массового расхода с положением ламинарно-турбулентного перехода.

Для условий экспериментов на крыле с углом стреловидности передней кромки  $72$  градуса проведены расчеты среднего течения в сверхзвуковом пограничном слое и расчеты по линейной теории гидродинамической устойчивости (ЛТУ). Численные результаты получены для всех чисел Маха. Была реализована стандартная процедура: сначала расчет среднего течения в пакете *Ansys Fluent*, а затем расчет диаграмм по линейной теории устойчивости в рамках полной системы Лиза-Линя [16] для условий экспериментов, выполненных в аэродинамической трубе Т-325. Для расчетов среднего течения в пограничном слое на крыле построена его геометрия (по измерениям размеров реальной модели) и выполнено численное моделирование сжимаемого течения путем интегрирования полных трехмерных (3D) уравнений движения вязкого теплопроводного газа. Реализуемый подход и некоторые результаты расчетов среднего течения приведены в [17]. В рамках линейной задачи устойчивости поле потока в сжимаемом пограничном слое было представлено в виде суммы среднего движения и малого возмущения. В настоящей работе рассматривается пространственная задача устойчивости, в которой частота считается вещественной величиной, а продольное волновое число – комплексным. При проведении анализа устойчивости течения в пограничном слое скользящего крыла в локально-параллельном приближении обычно используется предположение о том, что локализованные возмущения растут по амплитуде в направлении внешнего течения  $x$ , а периодические по трансверсальному направлению возмущения нарастают по хорде  $s$  [18]. Подробно процедура расчетов описана в работе [19].

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

Выполнено экспериментальное исследование влияния угла атаки на положение ламинарно-турбулентного перехода в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое на модели стреловидного крыла с углом скольжения  $72^\circ$  при  $M = 3$  и  $3.5$ . Предварительно были проведены методические испытания для отработки процедуры измерения. Получены кривые нарастания (зависимости интегральных среднеквадратичных пульсаций массового расхода от числа Рейнольдса  $Re_x = Re_1 \times x$ , где  $x$  – продольная координата). Измерены профили пульсаций и определены положения ламинарно-турбулентного перехода для нескольких значений угла атаки. В анализе результатов экспериментов использовались амплитудно-частотные спектры и статистические распределения пульсаций в сверхзвуковом пограничном слое на модели стреловидного крыла. Измерения положения перехода выполнялись при фиксированном положении датчика, а значение единичного числа Рейнольдса  $Re_1$  монотонно увеличивалось до значений, при которых положение перехода можно было зафиксировать по максимуму уровня пульсаций на диаграмме, отоб-



**Рис. 1.** Зависимости величины среднеквадратичных пульсаций массового расхода от числа Рейнольдса при  $x = \text{const}$ ,  $z = 60$  мм: (а) –  $M = 3$ ;  $\alpha = -0.75^\circ$ ,  $x = 80$  мм – 1;  $\alpha = -0.75^\circ$ ,  $x = 70$  мм – 2;  $\alpha = 0^\circ$ ,  $x = 80$  мм – 3;  $\alpha = 0.45^\circ$ ,  $x = 80$  мм – 4, (б) –  $M = 3.5$ ;  $\alpha = -0.8^\circ$ ,  $x = 50$  мм – 1;  $\alpha = 0^\circ$ ,  $x = 55$  мм – 2;  $\alpha = 0.45^\circ$ ,  $x = 80$  мм – 3;  $\alpha = 0.45^\circ$ ,  $x = 70$  мм – 4.

ражаемой в темпе эксперимента на экране персонального компьютера. Диаграммы нарастания возмущений получены при  $z = 60$  мм для следующих значений угла атаки  $\alpha$  и расстояний от передней кромки модели  $x$ :  $M = 3$   $\alpha = -0.75^\circ$ ,  $x = 80$  мм;  $\alpha = -0.75^\circ$ ,  $x = 70$  мм;  $\alpha = 0^\circ$ ,  $x = 80$  мм;  $\alpha = 0.45^\circ$ ,  $x = 80$  мм;  $M = 3.5$   $\alpha = -0.8^\circ$ ,  $x = 50$  мм;  $\alpha = 0^\circ$ ,  $x = 55$  мм;  $\alpha = 0.45^\circ$ ,  $x = 70$  мм;  $\alpha = 0.45^\circ$ ,  $x = 80$  мм. Результаты измерений представлены на рис. 1 для чисел Маха  $M = 3$  (а) и 3.5 (б).

По данным, представленным на рис. 1, были получены числа Рейнольдса перехода  $Re_{tr}$ , соответствующие максимумам в зависимостях среднеквадратичных пульсаций от числа Рейнольдса  $\langle m' \rangle$  ( $Re_x$ ). На рис. 2 показаны зависимости числа Рейнольдса перехода  $Re_{tr}$  от угла атаки  $\alpha$  на модели крыла с  $\chi = 72^\circ$  при  $M = 3$  и 3.5. Кривые нарастания и зависимости  $Re_{tr}(\alpha)$  для  $M = 2, 2.5$  и 4 были получены в [13] и так же представлены на рис. 2. Для сравнения на этом же графике представлены результаты измерений, выполненных на модели с углом скольжения передней кромки  $\chi = 45^\circ$  при  $M = 2$ , взятые из [12].

Результаты для модели крыла с  $\chi = 45^\circ$  взяты из [12], а данные для  $\chi = 72^\circ$  при  $M = 2, 2.5$  и 4 из [13].

Из сравнения данных, полученных при  $M = 2$  на разных моделях, видно, что ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковом пограничном слое стреловидного крыла с дозвуковой передней кромкой наступает при меньших числах Рейнольдса, чем на модели со сверхзвуковой передней кромкой. Этот результат получен при одних и тех же параметрах внешнего потока. Изменение угла атаки более интенсивно влияет на ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое скользящего крыла с дозвуковой передней кромкой, в отличие от модели крыла со сверхзвуковой передней кромкой. Например, на модели крыла с углом скольжения  $\chi = 72^\circ$  при изменении угла атаки приблизительно от  $-1^\circ$  до  $0.3^\circ$  происходит увеличение числа Рейнольдса перехода  $Re_{tr}$  от  $0.9 \times 10^6$  до  $1.8 \times 10^6$  с ростом угла атаки, а на модели с  $\chi = 45^\circ$  при изменении угла атаки приблизительно от  $-2^\circ$  до  $2.5^\circ$  происходит увеличение  $Re_{tr}$  от  $1.4 \times 10^6$  до  $2.4 \times 10^6$  с ростом угла атаки. При числах Маха  $M = 2.5$  и 3 изменение угла атаки приблизительно от  $-1^\circ$  до  $0.5^\circ$  приводит к увеличению числа Рейнольдса перехода от  $0.7 \times 10^6$  до  $1.4 \times 10^6$  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  $M = 3.5$  изменение угла атаки  $\alpha$  от  $-0.8$  до  $0.45^\circ$  приводит к увеличению числа Рейнольдса перехода от  $0.7 \times 10^6$  до  $1.0 \times 10^6$ , а при  $M = 4$  изменение  $\alpha$  от 0 до приблизительно  $0.5^\circ$  приводит к росту числа  $Re_{tr}$  от  $0.7 \times 10^6$  до  $0.8 \times 10^6$ . 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  $\chi = 45^\circ$  без угла атаки [20]. Для разных аэродинамических установок зависимости числа Рейнольдса перехода от числа Маха могут иметь различный вид, что обусловлено их

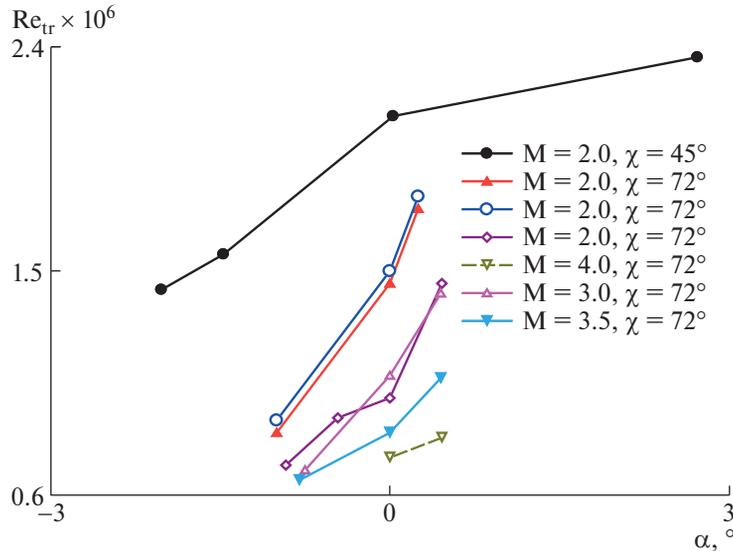


Рис. 2. Зависимости числа Рейнольдса перехода от угла атаки для различных чисел Маха.

конструктивными особенностями, к которым, как минимум, можно отнести однородность течения и уровень шума в рабочей части, а также ее размеры [21].

## РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ

Для условий экспериментов проводились расчеты среднего течения в сверхзвуковом пограничном слое на модели крыла, а также анализ его устойчивости в рамках линейной теории. Расчеты устойчивости пограничного слоя на модели скользящего крыла выполнялись для различных значений числа Маха  $2 \leq M \leq 4$  и единичного числа Рейнольдса  $Re_1$  при величине температуры торможения потока  $T_0 = 293$  К. Учитывались углы атаки  $\alpha$  установки модели. Параметры всех рассчитанных вариантов сведены ниже в табл. 1. В столбцах приводятся число Маха набегающего потока  $M$ , статическая температура потока, угол атаки модели  $\alpha$ , статическое давление  $P$ , значение единичного числа Рейнольдса  $Re_1$ , экспериментально определенное значение числа Рейнольдса перехода  $Re_{tr} = Re_1 \times x_{tr}$ . Максимальная скорость пространственного нарастания моды неустойчивости поперечного течения  $-\alpha_{i,max} = \max_{f,\beta^*}(-\alpha_i)$  рассчитывалась для  $x = 50$  мм.

Профили среднего течения в пограничном слое, полученные в результате 3D численного моделирования в *Ansys Fluent* вдоль линии симметрии расчетной области, аппроксимировались при помощи сглаживающего сплайна. Затем проводился анализ устойчивости рассматриваемого течения на основе линейной теории устойчивости (ЛТУ). Отметим, что расчетная сетка дает достаточно хорошее разрешение: на толщину пограничного слоя приходилось от 30 ( $x = 10$  мм) до 140 ( $x = 140$  мм) узлов сетки. В [17] приведена постановка задачи и рассчитаны профили продольной  $U = U(y)$  и трансверсальной  $W = W(y)$  компонент скорости среднего течения, а также профили температуры  $T = T(y)$  для чисел Маха  $M = 2$  и  $2.5$  при нулевом угле атаки. В данной работе проведены расчеты для чисел Маха  $M = 2, 2.5, 3, 3.5$  и  $4$  и всех углов атаки, которые приведены в табл. 1. При этом использовалась модифицированная постановка процедуры расчетов в плане выбора сеток, верифицированная на известных данных и оптимизированная для сокращения расчетного времени.

В качестве примера на рис. 3 приведены кривые нарастания амплитуд возмущений наиболее быстро растущих стационарных ( $f = 0$ ) вихрей неустойчивости поперечного течения в зависимости от  $Re_x = Re_1 \times x$ , рассчитанные для случая  $M = 2, \chi = 72^\circ$ . Аналогичные расчеты выполнены для всех вариантов из табл. 1, т.е. чисел Маха, углов атаки.

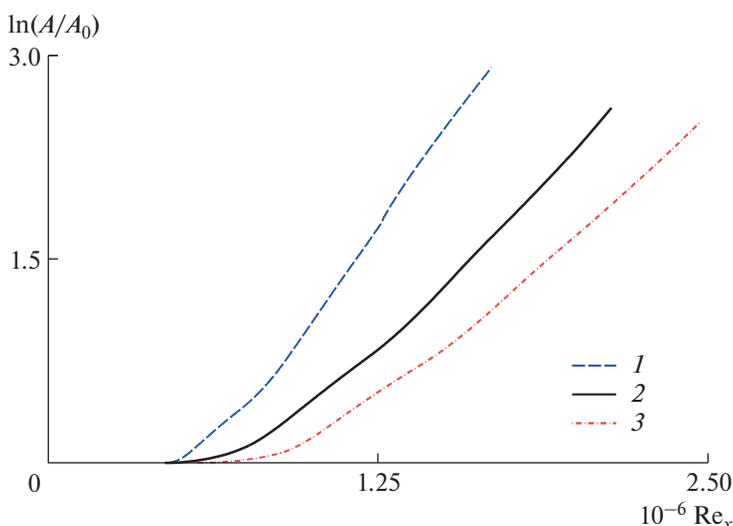
Видно, что в выбранных координатах быстрее всего нарастает амплитуда вихрей при отрицательном угле атаки (кривая *Д*), где в эксперименте именно для отрицательного угла атаки полу-

Таблица 1

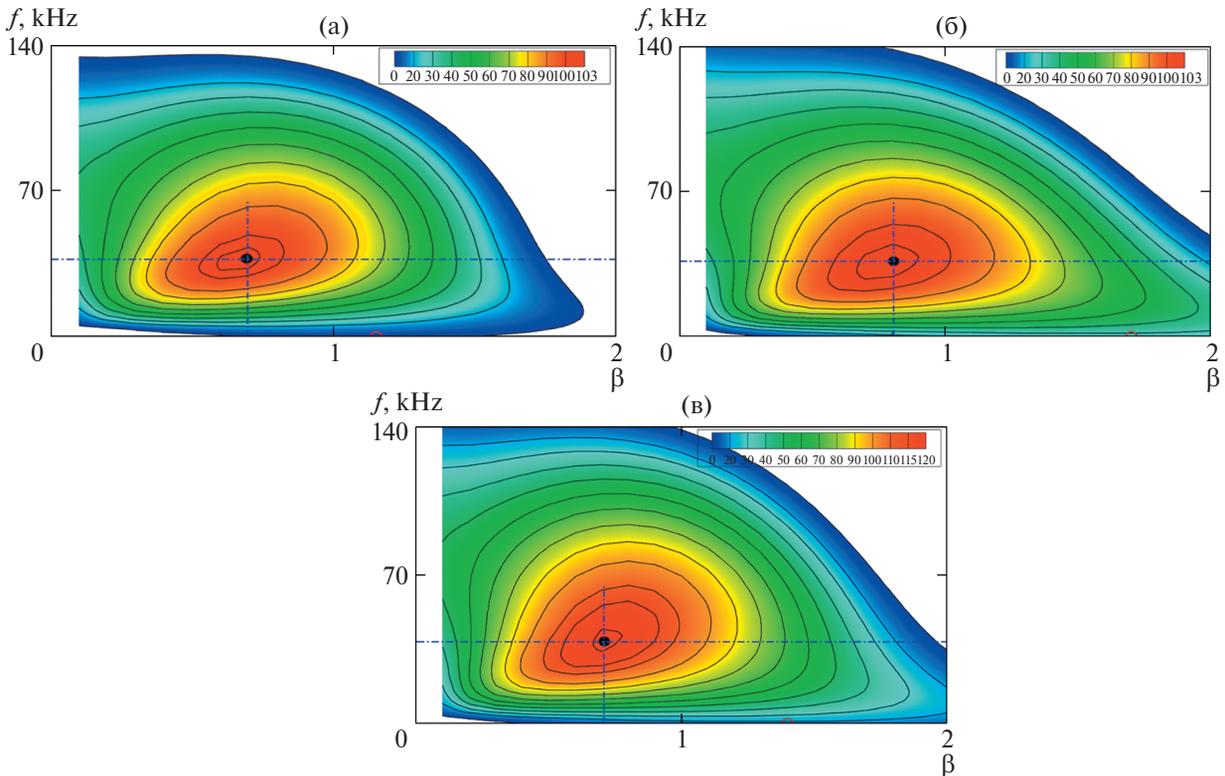
№	M	$T_\infty$ , К	$\phi^\circ$	$P_\infty$ , Па	$Re_{l_\infty} \times 10^{-6}$ $M^{-1}$	$Re_{x,tr} \times 10^{-6}$	$-\alpha_{i,max}$ , $M^{-1}$
1			-1	9240	9	0.90	104
2	2	164	0	15600	15.3	1.53	107
3			0.3	18024	17.6	1.76	121
4			-0.46	6000	10	0.91	77
5	2.5	131	0	6600	11	0.99	81
6			0.46	6600	11	1.45	82
7			-0.75			0.81	71
8	3	103	0	5400	13	1.12	76
9			0.45			1.42	80
10	3.5	86	0	2500	11	0.7	73
11			0	1420	10	0.75	62
12	4	70	0.46	1280	9	0.83	56

чено наименьшее значение числа Рейнольдса перехода  $Re_{tr}$ . В целом поведение расчетных кривых 1, 2, 3 на рис. 3 качественно согласуется с увеличением  $Re_{tr}$  при увеличении угла атаки.

На рис. 4, как пример выполненных расчетов, приведены диаграммы устойчивости пограничного слоя в виде изолиний размерных скоростей пространственного роста  $-\alpha_i$  [ $M^{-1}$ ], рассчитанных для значения продольной координаты (расстояния от передней кромки модели)  $x = 50$  мм. Данные представлены для тех же параметров потока и углов атаки, как и на рис. 3. Указанные изолинии приведены на плоскости: безразмерное трансверсальное волновое число  $\beta$  – размерная частота  $f$  [кГц]:  $-\alpha_i = -\alpha_i(\beta, f)$ . На диаграммах приводится только область  $\beta > 0$ , соответствующая наиболее неустойчивым возмущениям моды поперечного течения, распространяющимся против направления вторичного течения. Видно, что при различных углах атаки  $\alpha$  (рис. 4 а,б,в) область неустойчивости занимает диапазон частот  $0 \leq f < 140$  кГц и находится в диапазоне трансверсальных волновых чисел  $0 < \beta < 2$ . Расчеты диаграмм устойчивости были проведены для всех вариантов в табл. 1. Все диаграммы выглядят аналогично приведенным на рис. 4. Наблюдается



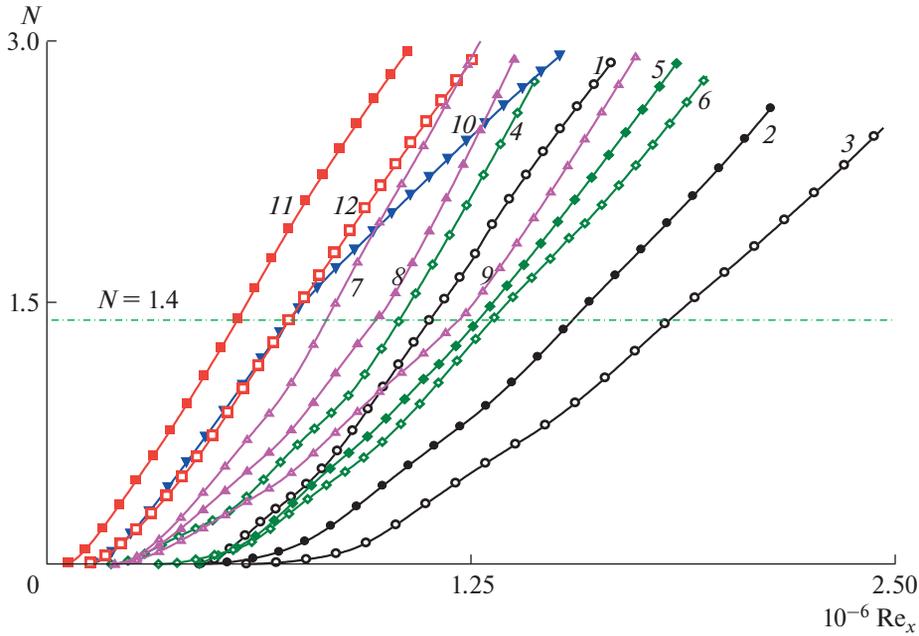
**Рис. 3.** Кривые нарастания амплитуд возмущений стационарных ( $f = 0$ ) вихрей неустойчивости поперечного течения, рассчитанные по методу  $e^N$  для  $M = 2$ ,  $\chi = 72^\circ$ , где: 1 –  $\alpha = -1^\circ$ , 2 –  $\alpha = 0^\circ$ , 3 –  $\alpha = 0.3^\circ$ .



**Рис. 4.** Диаграммы устойчивости пограничного слоя на модели стреловидного крыла:  $-\alpha_i$  [ $\text{м}^{-1}$ ], рассчитанных для значения продольной координаты (расстояния от передней кромки модели)  $x = 50$  мм для  $M = 2$ ,  $\chi = 72^\circ$ , где: (а)  $-\alpha = -1^\circ$ , (б)  $-\alpha = 0^\circ$ , (в)  $-\alpha = 0.3^\circ$ .

количественное уменьшение максимальных скоростей пространственного роста возмущений при увеличении числа Маха. Их величины приводятся в табл. 1.

Положение максимума инкремента моды неустойчивости поперечного течения выделено на диаграммах рис. 4, и для случая  $M = 2$ ,  $\alpha = 0$  (рис. 4б) имеет величину  $-\alpha_{i,\max} \approx 10^7 \text{ м}^{-1}$ . Оно находится на частоте  $f_{\max} \approx 36$  кГц и  $\beta_{\max} \approx 0.8$  рад/мм. Рассмотрим увеличение угла атаки установки модели крыла от отрицательных значений к положительным (рис. 4а  $\rightarrow$  рис. 4в). Видно, что это увеличение приводит к некоторому увеличению максимальных локальных скоростей роста возмущений  $-\alpha_{i,\max}$ . Отметим также, что стационарные ( $f = 0$ ) вихри неустойчивости поперечного течения, расположенные на оси абсцисс рис. 3а,б,в, имеют максимальные инкременты  $-i\alpha_{i,0,\max} < 30 \text{ м}^{-1}$ . Это значительно меньше, чем скорости роста  $-\alpha_{i,\max}$  нестационарных ( $f > 0$ ) мод. В таком случае можно было бы ожидать, что переход на стреловидном крыле, вызываемый неустойчивостью поперечного течения, будет определяться усилением нестационарных высокочастотных пульсаций. Сопоставим полученные в эксперименте при  $M = 2$  на стреловидном крыле с углом скольжения  $\chi = 72^\circ$  зависимости числа Рейнольдса перехода от угла атаки модели (рис. 2) с результатами расчетов по линейной теории устойчивости нарастания стационарных ( $f = 0$ ) вихрей (рис. 3) и нестационарных высокочастотных пульсаций поперечного течения. Это позволяет сделать вывод, что в данном случае переход определяется усилением стационарной моды. Такое несоответствие выводов теории и эксперимента объясняется нелинейностью процессов, наблюдаемых в эксперименте. Так, в [19] теоретически изучена линейная стадия неустойчивости поперечного течения и проведено сравнение теории с экспериментами [22], выполненными при  $M = 2$  на крыле с 7.8% чечевицеобразным профилем и углом скольжения передней кромки  $40^\circ$ . Показано, что хорошо согласуются теоретические данные с результатами экспериментов, полученными для поперечных масштабов неустойчивых вихрей вторичного течения. Однако рассчитанные инкременты нарастания возмущений приблизительно в 2 раза выше полученных в результате обработки экспериментальных данных. Это различие объясняется нелинейностью процессов, наблюдаемых в эксперименте. В работе [11] также приводятся результаты сравнения эксперимен-



**Рис. 5.** Степени нарастания амплитуд возмущений стационарных ( $f = 0$ ) вихрей неустойчивости поперечного течения, рассчитанные по методу  $e^N$ , где номер кривой соответствует номеру варианта из табл. 1.

тальных степеней нарастания с результатами расчетов для различных углов атаки. Получено хорошее согласование экспериментальных и теоретических данных для нулевого угла атаки. В то же время такого согласования для углов атаки  $\pm 1^\circ$  достигнуто не было. Теоретические значения степеней нарастания приблизительно более чем в 2 раза выше экспериментальных. Отметим, что в работе [23] показано, что на модели стреловидного крыла с  $\chi = 45^\circ$  при  $M = 2$  и  $Re_1 = 5 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$  нелинейные процессы наблюдаются при  $Re_x \geq 0.6 \times 10^6$  в случае естественных возмущений. Экспериментальные данные для нулевого угла атаки получены для  $Re_x$  в диапазоне  $0.3 \times 10^6 - 0.6 \times 10^6$ , следовательно, для линейной области развития возмущений. А экспериментальные данные для углов атаки  $\pm 1^\circ$  в области нелинейного развития ( $0.6 \times 10^6 < Re_x < 1.1 \times 10^6$ ). Нелинейные процессы в трехмерном пограничном слое на скользящем крыле вызывают механизм вторичной неустойчивости, что и приводит к раннему переходу.

На рис. 5 приводятся рассчитанные в соответствии с методом  $e^N$  кривые нарастания амплитуд возмущений наиболее быстро растущих стационарных ( $f = 0$ ) вихрей неустойчивости поперечного течения в зависимости от  $Re_x$  на стреловидном крыле с  $\chi = 72^\circ$  для различных чисел Маха и углов атаки. Здесь кривая 1 –  $M = 2$ ,  $\alpha = -1^\circ$ , 2 –  $M = 2$ ,  $\alpha = 0$ , 3 –  $M = 2$ ,  $\alpha = 0.3^\circ$ , 4 –  $M = 2.5$ ,  $\alpha = -0.46^\circ$ , 5 –  $M = 2.5$ ,  $\alpha = 0$ , 6 –  $M = 2.5$ ,  $\alpha = 0.46^\circ$ , 7 –  $M = 3$ ,  $\alpha = -0.75^\circ$ , 8 –  $M = 3$ ,  $\alpha = 0$ , 9 –  $M = 3$ ,  $\alpha = 0.45^\circ$ , 10 –  $M = 3.5$ ,  $\alpha = 0$ , 11 –  $M = 4$ ,  $\alpha = 0$ , 12 –  $M = 4$ ,  $\alpha = 0.46^\circ$ .

Сравнение приведенных зависимостей показывает, что увеличение угла атаки от значений отрицательных к значениям положительным приводит к тому, что стационарные вихри начинают свой рост ниже по течению и растут медленнее. Увеличение числа Маха набегающего потока приводит к противоположному результату – более ранней потере устойчивости и более быстрому росту амплитуды вихрей (результаты 2, 5, 8, 10, 11 на рис. 5). Таким образом, данные, представленные на рис. 5, обобщают заключение, сделанное на основании данных, приведенных на рис. 2, 3, 4 для всех значений числа Маха, рассмотренных в рамках настоящей работы. Можно сделать вывод об определяющей роли стационарных возмущений в процессе ламинарно-турбулентного перехода на модели стреловидного крыла с углом скольжения передней кромки  $72^\circ$  в условиях выполненных экспериментов.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведены экспериментальные исследования о влиянии малых углов атаки на ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковом пограничном слое стреловидного крыла с углом скольжения передней кромки  $72^\circ$ . При числах Маха  $M = 3$  и  $3.5$  представлены новые, а для чисел Маха от 2 до 4 – обобщающие результаты. Измерения проводились термоанемометром постоянного сопротивления. Разработана процедура для определения положения перехода. Изменение угла атаки оказывает сильное влияние на число Рейнольдса перехода для всех чисел Маха. Увеличение числа Маха приводило к уменьшению числа Рейнольдса перехода. Показано, что ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое на крыле с дозвуковой передней кромкой более чувствителен к изменению угла атаки по сравнению со случаем обтекания модели крыла со сверхзвуковой передней кромкой. В последнем случае наблюдается корреляция результатов для моделей с  $\chi = 45^\circ$  ( $M = 2$ ) и с  $\chi = 72^\circ$  ( $M = 3.5, 4$ ). Данные по влиянию малых углов атаки на числа Рейнольдса перехода для каждого числа Маха получены при одних и тех же условиях по уровню шума в рабочей части сверхзвуковой аэродинамической трубы Т-325.

Для условий экспериментов на крыле с углом стреловидности передней кромки  $72$  градуса проведены расчеты среднего течения в сверхзвуковом пограничном слое и расчеты по линейной теории гидродинамической устойчивости. Впервые использован метод  $e^N$  для численной оценки чисел Рейнольдса перехода в сверхзвуковом пограничном слое стреловидного крыла с углом скольжения передней кромки  $72^\circ$ . Расчеты нарастания амплитуд стационарных и нестационарных мод поперечного течения в пограничном слое проводились по линейной теории устойчивости в рамках полной системы уравнений Лиза-Линя. Показано, что быстрее всего нарастает амплитуда вихрей при отрицательном угле атаки. С увеличением угла атаки степень нарастания стационарных возмущений падает. Для нулевого угла в зависимости от числа Маха получено, что стационарные моды возмущений более устойчивы при числе Маха 2, а с увеличением числа Маха степень нарастания увеличивается. Анализ этих данных и полученных в экспериментах чисел Рейнольдса перехода позволяет сделать вывод об определяющей роли стационарных возмущений в процессе ламинарно-турбулентного перехода на модели стреловидного крыла с углом скольжения передней кромки  $72^\circ$  в условиях выполненных экспериментов.

## БЛАГОДАРНОСТЬ

Работа выполнена в рамках государственного задания ИТПМ СО РАН и в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня “Сверхзвук” на 2020–2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 17 мая 2022 г. № 075-15-2022-1023).

Эксперименты выполнены на базе ЦКП “Механика”.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Устинов М.В. Ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое (обзор) часть 1. Основные виды ламинарно-турбулентного перехода на стреловидном крыле // Уч. зап. ЦАГИ. 2013. Т. 44. № 1. С. 1–42.
2. Reed H.L., Saric W.S. Stability of three-dimensional boundary layers // Ann. Rev. FluidMech. 1989. V. 21. P. 235–284.
3. Бойко А.В., Грек Г.Р., Довгаль А.В., Козлов В.В. Возникновение турбулентности в пристенных течениях. Новосибирск: Наука. Сиб. отделение, 1999. 328 с.
4. Deyhle H., Bippes H. Disturbance growth in an unstable three-dimensional boundary layer and its dependence on environmental conditions // J. Fluid Mech. 1996. V. 316. P. 73–113.
5. 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.
6. Cattafesta L.N. III, Iyer V., Masad J.A., King R.A., Dagenhart J.R. Three-dimensional boundary-layer transition on a swept wing at Mach 3.5 // AIAA J. 1995. V. 33. № 11. P. 2032–2037.
7. Бражко В.Н., Ваганов А.В., Дудин Г.Н., Ковалева Н.А., Лунатов И.И., Скуратов А.С. Экспериментальное исследование особенностей аэродинамического нагревания треугольного крыла при больших числах Маха // Труды МФТИ. 2009. Т. 1. № 3. С. 57–66.
8. 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.

9. *Yoshida S., Nakano K., Shiozava N.* An Experimental and Numerical Study on the Compressible laminar flow control // Special publication of national aerospace laboratory SP-31. 1996. P. 81–90.
10. *Sugiura H., Yoshida K., Tokugawa N., Takagi S., Nishizawa A.* Transition Measurements on the Natural Laminar Flow Wing at Mach 2 // *J. Aircraft.* 2002. V. 39. № 6. P. 996–1002.
11. *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>
12. *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>
13. *Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Кочарин В.Л., Семенов А.Н., Семенов Н.В., Шипуль С.А., Яцких А.А.* Влияние малых углов атаки на ламинарно-турбулентный переход сверхзвукового пограничного слоя на стреловидном крыле  $C\chi = 72^\circ$  // *Известия РАН. Механика жидкости и газа.* 2022. № 1. С. 32–38. <https://doi.org/10.31857/S0568528122010030>
14. *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>
15. *Kosinov A.D., Semionov N.V., Yermolaev Yu.G.* Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel. Novosibirsk, 1999. (Preprint Institute of Theoretical and Applied Mechanics; № 6–99). P. 24.
16. *Жигулев В.Н., Тумин А.М.* Возникновение турбулентности. Новосибирск: Наука, 1987. 282 с.
17. *Semenov A.N., Kocharin V.L., Semionov N.V.* Numerical simulation of stationary flow around a wing with a subsonic leading edge at  $M = 2$  and  $2.5$  // *J. Physics: Conf. Ser.* 2019. V. 1404. № 1. P. 012121. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1404/1/012121>
18. *Asai M., Saitoh N., Itoh N.* Instability of compressible three-dimensional boundary layer to stationary disturbances // *Trans. Japan Soc. Aeronaut. Space Sci.* 2001. V. 43. № 142. P. 190–195.
19. *Гапонов С.А., Смородский Б.В.* Линейная устойчивость трехмерных пограничных слоев // *Прикладная механика и техническая физика.* 2008. Т. 49. № 2. С. 3–14.
20. *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>
21. *Швалев Ю.Г.* Исследования перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный на моделях в аэродинамической трубе Т-116 ЦАГИ // *Труды ЦАГИ.* 2011. № 2693.
22. *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. № 3. С. 357–368.
23. *Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В.* Экспериментальное исследование нелинейных процессов в пограничном слое на скользящем крыле при числе Маха = 2 // *Прикладная механика и техническая физика.* 2014. Т. 55. № 5. С. 45–54.