

УДК 533.6.01

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ И ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ФРОНТА ПЕРЕХОДА ЛАМИНАРНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ В ТУРБУЛЕНТНЫЙ НА СТРЕЛОВИДНОМ КРЫЛЕ ПРИ $M = 6$

© 2021 г. Ф. Чжан^{a,*}, С. Х. Йи^a, Х. Б. Нью^a, С. Г. Лу^a, С. С. Ванг^a

^a Колледж аэрокосмических наук и машиностроения, Национальный университет оборонных технологий, Чангша, Хунань, КНР

*E-mail: zhangfeng_nudt@163.com

Поступила в редакцию 03.04.2020 г.

После доработки 07.08.2020 г.

Принята к публикации 01.10.2020 г.

Для предсказания перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный на стреловидном крыле проведены экспериментальные и численные исследования для получения данных о точном положении фронта перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный и оценки эффективности предсказания ламинарно-турбулентного перехода при использовании двух моделей. Была проведена визуализация течения и выполнены измерения температуры на стреловидном крыле с углом стреловидности 65° при числе Маха $M = 6$ при использовании в экспериментах системы рассеяния на наночастицах лазерным ножом и метода термочувствительных красок. Кроме того, в численном исследовании для предсказания перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный были использованы $k_T-k_L-\omega$ и $\gamma-Re_{\theta t}$ модели турбулентности. Экспериментальные результаты отражают тот факт, что фронт ламинарно-турбулентного перехода на крыле состоит из трех частей, которые представляют собой, во-первых, ламинарно-турбулентный переход, вызванный отрывом потока в окрестности корневой части крыла, во-вторых, ламинарно-турбулентный переход, определяемый стационарными вихрями, вызванными поперечным течением, и, в-третьих, ламинарно-турбулентный переход в смежной области. Сравнение результатов численного моделирования и экспериментов показывает, что $k_T-k_L-\omega$ модель турбулентности позволяет лучше предсказать форму и положение фронта ламинарно-турбулентного перехода, а также предельные линии тока, чем $\gamma-Re_{\theta t}$ модель турбулентности. Таким образом, $k_T-k_L-\omega$ модель турбулентности является более подходящей для предсказания перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный для рассмотренного типа стреловидных крыльев.

Ключевые слова: стреловидное крыло, пограничный слой, визуализация течения, фронт ламинарно-турбулентного перехода

DOI: 10.31857/S0568528121030117

Стреловидное крыло широко используется в качестве типовой компоненты конструкции в сверх- и гиперзвуковых летательных аппаратах. Для эффективного применения стреловидных крыльев требуется решить неизбежно возникающую задачу ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое, поскольку такой переход зачастую приводит к существенному росту поверхностного трения и потока тепла. В условиях гиперзвукового потока изучение характеристик ламинарно-турбулентного перехода на стреловидных крыльях является чрезвычайно важным для улучшения аэродинамического качества летательного аппарата и проектирования системы тепловой защиты.

На стреловидном крыле механизм перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный полностью отличается от механизма ламинарно-турбулентного перехода на пластине. На стреловидном крыле пограничный слой является трехмерным и потеря им устойчивости включает в себя, в качестве основных элементов, неустойчивость линии присоединения [1], неустойчивость Тэйлора–Гёртлера [2], неустойчивость Толмина–Шлихтинга [3] и неустойчивость, вызванную поперечным течением [4, 5]. Неустойчивость Толмина–Шлихтинга и неустойчивость, вызван-

ная поперечным течением, являются основными механизмами, индуцирующими ламинарно-турбулентный переход в трехмерном пограничном слое [6].

Многочисленные исследования ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на стреловидных крыльях были выполнены при условиях дозвукового и сверхзвукового течения. Среди этих исследований, в [7], используя сублимационный метод визуализации течения, было изучено влияние передней кромки стреловидного крыла, угла атаки и толщины передней кромки на ламинарно-турбулентный переход на плоском крыле при $M = 4.04$. Было найдено, что линия ламинарно-турбулентного перехода в основном параллельна передней кромке крыла, рост угла стреловидности и угла атаки сдвигают переход вверх по потоку. Теоретические [8] и экспериментальные [9] исследования показали, что существуют два вида возмущений, вызванных поперечным течением, а именно, стационарная вихревая мода и мода в виде нестационарной бегущей волны. Стационарная вихревая мода представляет собой последовательность стационарных вихрей в пограничном слое, которые упорядочены и вращаются в одном и том же направлении по размаху крыла. Мода в виде бегущей волны представляет собой нестационарное боковое движение вниз по потоку с большим углом наклона. В [10] поведение фронта ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на поверхности стреловидного крыла было исследовано для $M = 3.5$, используя термочувствительные краски и сублимационный метод визуализации течения. Экспериментальные результаты были сопоставлены с результатами численного моделирования и было найдено, что волновое возмущение, индуцированное поперечным течением, на частоте 40–60 кГц является основным фактором, доминирующим в ламинарно-турбулентном переходе в пограничном слое. В [11] было найдено, что e^N метод предсказания ламинарно-турбулентного перехода, который основывается на линейной теории нарастания возмущений, не может обеспечить приемлемые результаты для предсказания ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на стреловидном крыле и влияние возмущения, обусловленного поперечным течением, должно быть рассмотрено в рамках модели предсказания ламинарно-турбулентного перехода. В [12] развитие высокочастотной вторичной неустойчивости на стреловидном крыле, вызванное стационарным волновым возмущением поперечного течения, индуцированным неровностями поверхности крыла, было изучено методом горячей проволоочки при среднем уровне турбулентности в обтекающем потоке. Положение ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на стреловидном крыле было найдено сублимационным методом визуализации течения при различных уровнях турбулентности и исследовано влияние уровня турбулентности на изучаемое явление.

В рамках численного моделирования, ввиду вышеупомянутых недостатков e^N метода в предсказании ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на стреловидном крыле [11, 13], методы исследования перехода, основывающиеся на решении уравнений Навье–Стокса, осредненных по Рейнольдсу, стали основными в этой области исследования. В [14] разные методы были использованы для моделирования течений на поверхности крыльев с различными углами стреловидности при малых скоростях течения и были оценены возможности применения для этого $\gamma-Re_{\theta t}$ [15] и $k_T-k_L-\omega$ [16] моделей турбулентности, а также использования метода крупных вихрей для изучения трехмерного распада вихревого течения, сдвиговой неустойчивости и ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое. В [17] была предложена $\gamma-Re_{\theta t}$ модель для ламинарно-турбулентного перехода, вызванного неустойчивостью Толмина–Шлихтинга. В [18, 19] $\gamma-Re_{\theta t}$ модель была распространена на предсказание поведения трехмерного пограничного слоя с поперечным течением и некоторое улучшение в понимании рассматриваемого явления было достигнуто.

Обзор литературы обнаруживает, что имеется совсем немного исследований, выполненных для изучения явления ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на стреловидном крыле. Однако имеется насущная необходимость оценки возможности использования моделей, описывающих ламинарно-турбулентный переход, и их сравнение с имеющимися точными экспериментальными результатами. В настоящей работе была проведена визуализация течения и выполнены измерения температуры для исследования поведения фронта ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на стреловидном крыле при $M = 6$ и разных числах Рейнольдса. Кроме того, при численном моделировании были одновременно использованы две модели турбулентности, а именно, $k_T-k_L-\omega$ и $\gamma-Re_{\theta t}$ модели, для изучения поведения фронта ламинарно-турбулентного перехода. Были оценены возможности использования этих двух моделей для предсказания ламинарно-турбулентного перехода в условиях эксперимента. Оценено влияние числа Рейнольдса на ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое на стреловидном крыле.

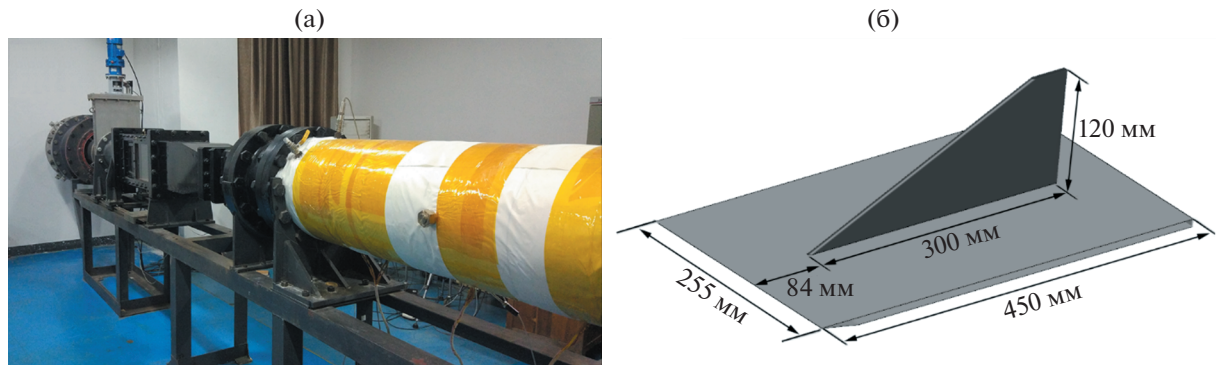


Рис. 1. Гиперзвуковая аэродинамическая труба ($M = 6$) (а); схематическое изображение модели (б).

1. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА И МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ОПЫТОВ

1.1. Гиперзвуковая аэродинамическая труба

Эксперименты были выполнены в гиперзвуковой аэродинамической трубе ($M = 6$) с низким уровнем шума, установленной в Национальном университете оборонных технологий, которая действует за счет вдува и всасывания. Труба состоит из источника воздуха высокого давления, нагревателя, форкамеры, гиперзвукового сопла, измерительной (рабочей) секции, вакуумной камеры и т.д. Источник чистого воздуха, а также сопло, которое было спроектировано на основе некоторой B -сплайн кривой и изготовлено при специальной обработке, обеспечивали уровень турбулентности входного набегающего потока ниже 0.3%. Длина рабочей секции составляла 700 мм, а ее поперечное сечение было 260×260 мм. Аэродинамическая труба изображена на рис. 1а. Из-за ограничений на ракурс съемки на рисунке можно видеть только форкамеру, гиперзвуковое сопло и измерительную (рабочую) секцию. В настоящем исследовании эксперименты проводились при разных числах Рейнольдса. Параметры поля течения, принятые в настоящем исследовании, приведены в табл. 1.

1.2. Модель

Модель изображена на рис. 1б. Для моделирования фюзеляжа использовалась пластина длиной 450 мм и шириной 255 мм с заостренной передней кромкой. Стреловидное крыло с затупленной передней кромкой было жестко связано с пластиной через монтажные отверстия, и передняя кромка стреловидного крыла располагалась в 84 мм от передней кромки пластины, что обеспечивало ламинарную картину течения на передней кромке стреловидного крыла при условиях эксперимента. Стреловидное крыло имело длину 300 мм и высоту 120 мм, радиус передней кромки равнялся 3 мм, а угол стреловидности составлял 65° . Для улучшения качества экспериментальных результатов тестовая модель для визуализации течения была изготовлена из углеродистой стали, а тестовая модель для термочувствительных красок была изготовлена из бакелита. Поверхность модели была максимально сглажена при обработке.

Таблица 1. Параметры течения

Число Маха M	Полное давление P_0 , Мпа	Полная температура T_0 , К	Число Рейнольдса на единицу длины Re_∞/M , m^{-1}
6.0	0.6	420	7.05×10^6
6.0	0.9	420	1.06×10^7
6.0	1.2	420	1.41×10^7

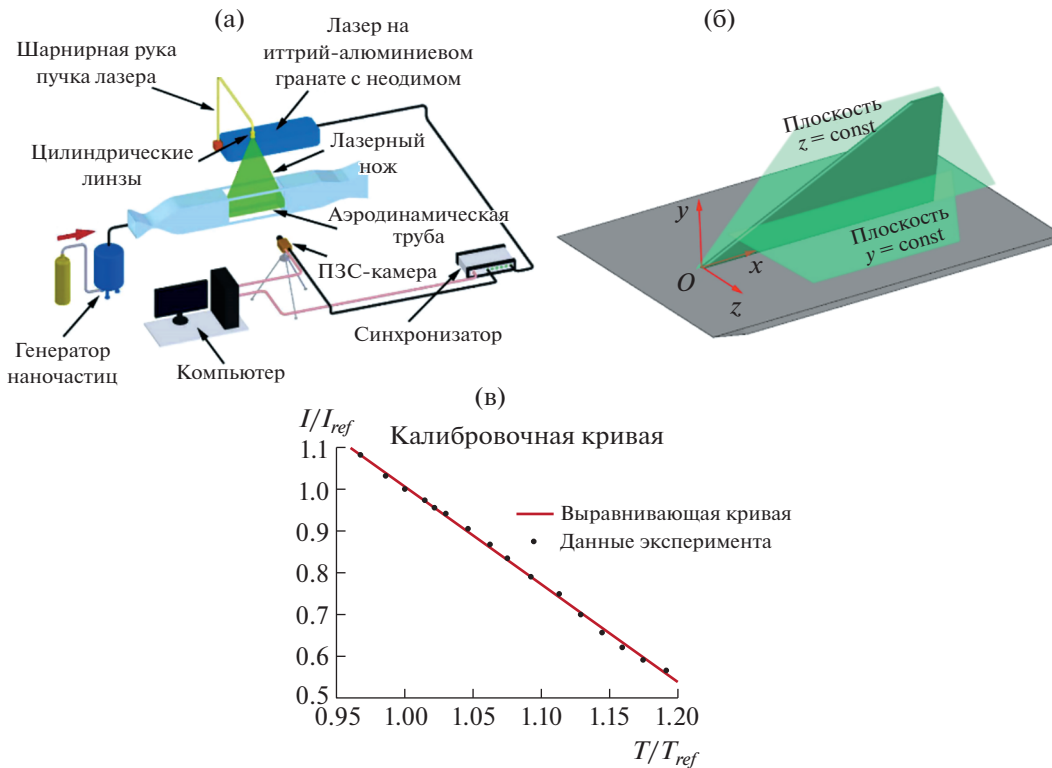


Рис. 2. Компоненты системы рассеяния на наночастицах лазерным ножом (а); система координат и позиции лазерного ножа (б); статическая калибровочная кривая для термочувствительных красок (в).

1.3. Система рассеяния на наночастицах лазерным ножом

Метод рассеяния на наночастицах лазерным ножом представляет собой способ визуализации течения, развитый в последние годы, который может визуализировать структуру течения с высоким разрешением во времени и пространстве [20]. Как изображено на рис. 2а, система состоит из компьютера, синхронизирующего устройства, полупроводниковой камеры на приборе с зарядовой связью (ПЗС-камеры для преобразования светового изображения в цифровое), импульсного лазера и генератора наночастиц. Во время эксперимента генератор наночастиц распределяет трассирующие частицы TiO_2 с заданным диаметром 5 нм, равномерно смешивая их с набегающим потоком. Двухрезонаторный лазер на иттрий-алюминиевом гранате с неодимом используется для генерирования лазерного импульса шириной 6 нс. После прохождения через систему линз лазерный луч трансформируется в плоский световой лазерный нож толщиной около 0.5 мм, который освещает зону в поле течения, где должны производиться измерения. ПЗС-камера с двукратной экспозицией улавливает сигналы лазерного излучения, рассеянные на частицах, с разрешением 2048×2048 пиксел и минимальным интервалом 200 нс. Точность контроллера синхронизации достигает 250 пс. В соответствии с системой команд процессора, стартовый сигнал посылается на лазер и ПЗС-камеру так, чтобы время излучения лазера соответствовало двум экспозициям ПЗС-камеры и сигналы, рассеянные на частицах от двух пучков лазерного излучения, были записаны на двух изображениях соответственно.

Для более наглядного описания была введена декартова система координат, изображенная на рис. 2б. Начало координат находится в центральной точке передней кромки крыла на пластине. Ось x направлена по потоку, ось y перпендикулярна пластине и ось z направлена так, что система координат была правосторонней. Визуализируемая плоскость определялась регулировкой положения лазерного ножа. В настоящем исследовании были измерены структуры течения в пограничном слое на стреловидном крыле в плоскостях, перпендикулярных осям Oy и Oz , а именно, в плоскостях $y = \text{const}$ и $z = \text{const}$.

1.4. Метод термочувствительных красок

В аэродинамических трубах длительного действия термочувствительные краски используют уже давно [21]. Метод термочувствительных красок основывается на термическом гашении

свечения органического красителя. Флуоресцирующие молекулы, возбужденные источником света в виде LED-светодиода, будут излучать свет с большой длиной волны, причем интенсивность излучения будет расти с ростом температуры. Температура и поток тепла измеряются в соответствии с этой характеристикой.

Перед экспериментом поверхность модели равномерно покрывалась термочувствительной краской с помощью краскопульты и затем модель помещалась на несколько часов в термостатический резервуар для просушки. Во время эксперимента покрытие в виде термочувствительных красок будет флуоресцировать при возбуждении светом, интенсивность флуоресценции связана с температурой вокруг люминесцентных молекул. В то же время, поскольку длина волны флуоресценции зачастую больше, чем длина волны возбуждающего света, удобно обнаружить и записать сигналы излученного света без интерференции с возбуждающим светом, используя подходящий оптический фильтр. Наконец, после последующей обработки сигнала можно получить распределения температуры и потока тепла на поверхности модели.

Статическая градуировка покрытия в виде термочувствительных красок была выполнена в термостате. Пластина, покрытая термочувствительными красками, помещалась в термостат и для точного измерения температуры использовалась термопара. Кроме того, были собраны данные об интенсивности света для соответствующей температуры. В настоящем исследовании область температур градуировки составляла $10^{\circ}\text{C} \sim 80^{\circ}\text{C}$, шаг градуировки был 5°C . На рис. 2в приведена градуировочная кривая для опорной температуры 20°C .

2. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

2.1. Процесс моделирования

Для исследования характеристик и возможностей двух моделей турбулентности ($k_t-k_L-\omega$ и $\gamma-\text{Re}_{\theta t}$ моделей), обычно используемых для предсказания положения фронта ламинарно-турбулентного перехода на гиперзвуковом стреловидном крыле, уравнения Навье–Стокса, осредненные по Рейнольдсу, решались с помощью пакета Fluent V18.0 с целью моделирования поля течения. Градиенты течения были представлены с использованием пространственной дискретизации в форме базовой сетки Грина–Гаусса и потоки были рассчитаны с использованием адвективного метода второго порядка расщепления потоков против течения, предложенного в [22]. Параметры модели и поля течения, принятые в численных расчетах, выбирались в согласии с экспериментом, чтобы моделировать эксперимент наиболее точно и уменьшить ошибки, вызванные граничными условиями.

Используя коммерческий пакет Ansys ICEM для генерирования структурных сеток, были генерированы приблизительно 10.2 млн ячеек сетки в расчетной области, чтобы получить достаточно точное пространственное разрешение. Для шифрования сетки вблизи поверхностей пластины и крыла для анализа пограничного слоя использовалась степень удлинения с коэффициентом 1.05. Высота первого слоя сетки была гарантирована на y^+ меньше, чем 0.2, чтобы обеспечить возможность разрешения температурного пограничного слоя [23]. Условие сходимости итераций состояло в том, что остаточные значения по массе и количеству движения были меньше 10^{-6} , а остаточное значение по энергии меньше 10^{-7} . Было выполнено несколько предварительных расчетов для того, чтобы убедиться, что расчеты не зависят от размеров сетки.

2.2. Критерий идентификации вихрей

Для результатов визуализации течения суждение о положении ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое зависит от наблюдений вихрей в пограничном слое. Чтобы облегчить сравнение, результаты моделирования подвергались последующей обработке с помощью ϵ_m -критерия идентификации вихрей, который позволяет точно идентифицировать пристеночные вихри. Для трехмерного течения значение ϵ_m определяется как отношение квадрата длины тензора ротора и тензора вращения, а именно

$$\epsilon_m = \frac{\left(\frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial z} - \frac{\partial w}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial z} - \frac{\partial w}{\partial y}\right)^2}{2\left(\frac{\partial u}{\partial x}\right)^2 + 2\left(\frac{\partial v}{\partial y}\right)^2 + 2\left(\frac{\partial w}{\partial z}\right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y}\right)^2}. \quad (1)$$

Вообще говоря, большие значения ϵ_m соответствуют более сильному вихрю.

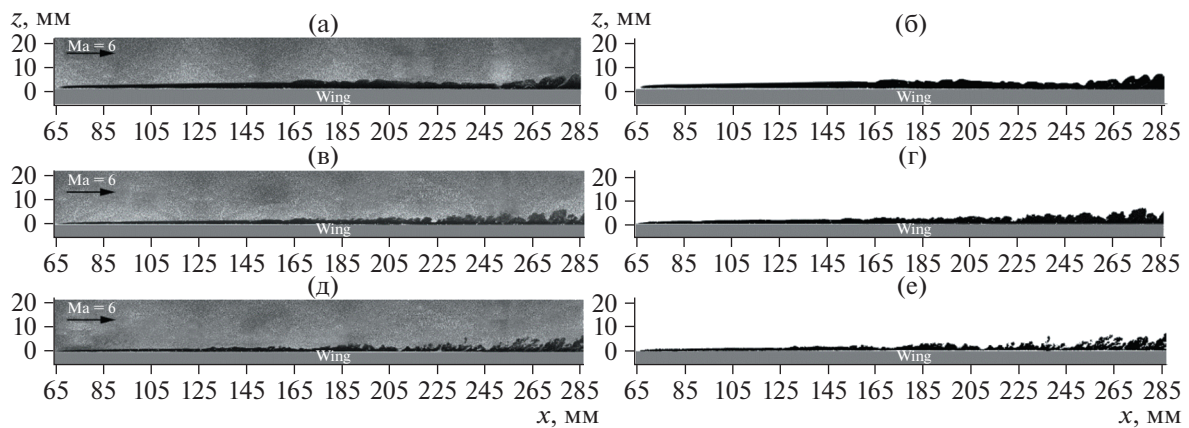


Рис. 3. Оригинальные и бинаризованные результаты для пограничного слоя на стреловидном крыле (а и б: $Re = 7.05 \times 10^6/\text{м}$; в и г: $Re = 1.06 \times 10^7/\text{м}$; д и е: $Re = 1.41 \times 10^7/\text{м}$).

3. РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

3.1. Результаты визуализации течения в пограничном слое на стреловидном крыле при $y = 30$ мм

Чтобы проанализировать толщину пограничного слоя и его развитие вдоль потока и, кроме того, дать методические указания для визуализации потока при тестовом измерении положения фронта ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на крыле, пограничный слой на поверхности стреловидного крыла был визуализирован на расстоянии 30 мм от корневой части крыла.

На рис. 3а, 3в и 3д воспроизведены результаты для пограничного слоя на поверхности крыла на высоте 30 мм от корневой части крыла при трех числах Рейнольдса соответственно. В плоскости $y = 30$ мм передняя кромка стреловидного крыла находится на расстоянии $x = 65$ мм, и пограничный слой начинает развиваться в этом положении. Для каждого числа Рейнольдса пограничный слой проходит через ламинарное, переходное и турбулентное состояния. При $Re = 7.05 \times 10^6/\text{м}$ начальное положение ламинарно-турбулентного перехода расположено вблизи $x = 165$ мм и завершающее положение перехода расположено вблизи $x = 265$ мм. При $Re = 1.06 \times 10^7/\text{м}$ начальное положение перехода расположено вблизи $x = 145$ мм и завершающее положение перехода около $x = 225$ мм. При $Re = 1.41 \times 10^7/\text{м}$ начальное положение перехода расположено вблизи $x = 125$ мм и завершающее положение перехода вблизи $x = 210$ мм. Следует отметить, что положение ламинарно-турбулентного перехода нестабильно из-за не стационарности поля гиперзвукового течения, но общий тренд состоит в том, что положение перехода сдвигается вперед с ростом числа Рейнольдса.

3.2. Анализ перемежаемости

Для зафиксированного места в турбулентном пограничном слое турбулентные структуры не заполняют его целиком в течение всего времени [24]. Обычно перемежаемость турбулентности описывается с помощью коэффициента перемежаемости γ , который определяется как отношение времени, в течение которого турбулентность проявляется ($T_{\text{тур}}$), к общему времени T .

Для выделения границы раздела между турбулентным и основным течением необходимо бинаризовать изображения, на которых течение визуализировано, что достигалось за счет использования метода среднего критического значения для различных интенсивностей светового излучения. На рис. 3б, 3г и 3е изображены бинаризованные результаты для каждого случая. Для некоторого опорного положения коэффициент перемежаемости для этой позиции может быть вычислен по формуле

$$\gamma = 1 - \text{Gray_ave}/(2^n - 1), \quad (2)$$

где Gray_ave есть средний масштаб оттенков серого цвета некоторой последовательности изображений и n — битовая глубина изображения (число битов, используемых для изображения каждого пиксела, определяемое тоновым диапазоном). Кривая распределения коэффициента пере-

межаемости была получена после статистического усреднения 50 результатов, полученных в одном тесте. Чем меньше коэффициент перемежаемости, тем ближе его соответствующее положение к основному течению. Таким образом, абсцисса, которая соответствует нулевому значению коэффициента перемежаемости, может быть использована для получения толщины пограничного слоя при разных опорных положениях.

На рис. 4а, 4б и 4в приведены результаты анализа перемежаемости пограничного слоя при $Re = 7.05 \times 10^6/м$, $1.06 \times 10^7/м$ и $1.41 \times 10^7/м$ соответственно. Здесь абсцисса d есть расстояние от поверхности стреловидного крыла, а ордината представляет собой коэффициент перемежаемости. При $Re = 7.05 \times 10^6/м$, в случае положения, в котором ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое изображен на рис. 3а в виде начального (опорного) положения, выбранные опорные (начальные) положения перехода вдоль по потоку есть расстояния $x = 165, 205$ и 245 мм. В этом диапазоне положения перехода толщина пограничного слоя возрастает примерно от 4.8 до 6.5 мм. Коэффициент перемежаемости меняется наиболее быстро на расстоянии около 3 мм от поверхности, так что, когда эксперимент по визуализации течения для фронта ламинарно-турбулентного перехода проводится при этом числе Рейнольдса, для измерений нужно выбирать плоскость расположения лазерного ножа с высотой 3 мм. При $Re = 1.06 \times 10^7/м$ выбранные начальные (опорные) положения перехода вдоль по потоку есть $x = 145, 185$ и 225 мм. В этом диапазоне положения перехода толщина пограничного слоя возрастает примерно от 4.2 до 6.0 мм, что немного меньше, чем при $Re = 7.05 \times 10^6/м$. Положение, в котором коэффициент перемежаемости меняется наиболее быстро, находится на расстоянии около 2.5 мм от поверхности. При $Re = 1.41 \times 10^7/м$ начальные (опорные) положения перехода вдоль по потоку находятся в абсциссах $x = 125, 165$ и 205 мм. Толщина пограничного слоя возрастает примерно от 2.8 до 5.2 мм, что еще меньше, чем при $Re = 1.06 \times 10^7/м$. Положение, в котором коэффициент перемежаемости меняется наиболее быстро, находится на расстоянии около 2.0 мм от поверхности.

3.3. Эксперименты по ламинарно-турбулентному переходу в пограничном слое на стреловидном крыле

3.3.1. Результаты визуализации течения в пограничном слое на стреловидном крыле. Согласно анализу перемежаемости, пограничный слой становится тоньше с ростом числа Рейнольдса. Для наилучшего обеспечения визуализации поля течения, в качестве положений визуализации в экспериментах были выбраны значения расстояния $d = 3, 2.5$ и 2 мм при $Re = 7.05 \times 10^6/м$, $1.06 \times 10^7/м$ и $1.41 \times 10^7/м$ соответственно.

Результаты визуализации течения в пограничном слое на стреловидном крыле для этих трех значений числа Рейнольдса изображены на рис. 5а, 6а и 7а соответственно. Как продемонстрировано на рисунках, зоны ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое можно разделить на три части, а именно, переход в области А вблизи корневой части крыла, где доминирует отрыв, переход в области С вдали от корневой части крыла, где доминируют полосчатые вихри и переход, вызванный комбинированным действием вышеупомянутых факторов, в области В, где зоны действия этих факторов соприкасаются. Сравнивая полученные результаты с линиями тока, полученными с помощью численного моделирования, можно видеть, что полосчатые вихри на дальнем конце края имеют характеристики развития вдоль линий тока и распределения по размаху крыла, которые могут быть рассмотрены как стационарные вихри, индуцированные поперечным течением, для которых фронт ламинарно-турбулентного перехода в основном параллелен передней кромке стреловидного крыла. Чтобы облегчить сравнительный анализ положений фронта перехода, на рисунках проведена пунктирная линия, параллельная передней кромке стреловидного крыла, которая проходит через точку перехода, ближайшую к области вверх по потоку от области С, как опорное положение перехода без возмущения, вызванного корневой частью крыла. В области А вблизи корневой части крыла пограничный слой на стреловидном крыле находится под воздействием возмущения, обусловленного отрывом, и положение ламинарно-турбулентного перехода зачастую ближе к линии отрыва, которая, по-видимому, ближе к области вверх по потоку, чем к положению перехода, удаленному от корневой части крыла. В сопряженной области В, в которой два рассматриваемых фактора действуют совместно, присутствует зоны затягивания перехода, в которой фронт перехода отстает от двух соседних положений и находится за ними.

При рассмотрении разных чисел Рейнольдса можно видеть, что положение перехода в области А подвержено меньшему воздействию значения числа Рейнольдса и по большей части расположено вблизи абсциссы $x = 50$ мм. Для ламинарно-турбулентного перехода, вызванного ста-

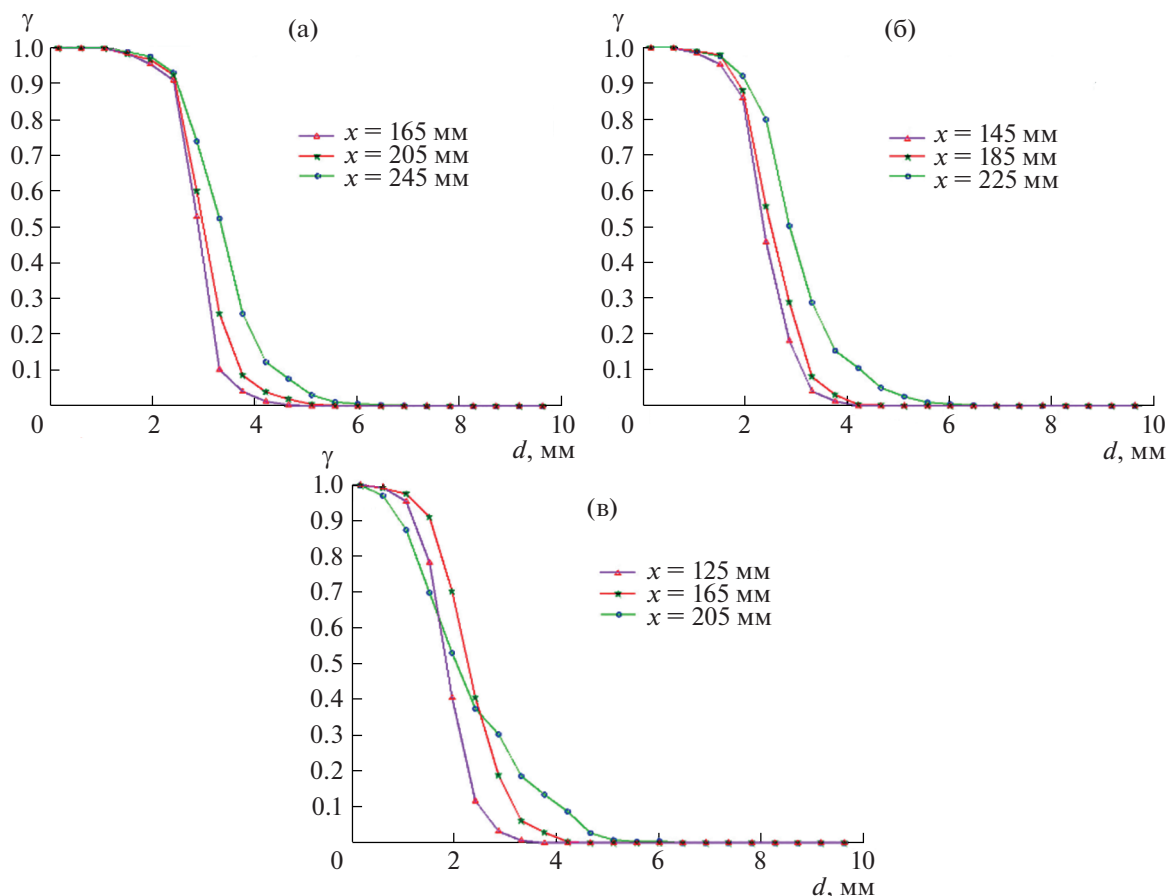


Рис. 4. Результаты анализа перемежаемости для пограничного слоя на стреловидном крыле (а: $Re = 7.05 \times 10^6/\text{м}$; б: $Re = 1.06 \times 10^7/\text{м}$; в: $Re = 1.41 \times 10^7/\text{м}$).

ционными вихрями, индуцированными поперечным течением в области С, при $Re = 7.05 \times 10^6/\text{м}$, $1.06 \times 10^7/\text{м}$ и $1.41 \times 10^7/\text{м}$, расстояние по вертикали между опорными (начальными) положениями перехода и передней кромкой составляет 31.12, 28.70 и 27.00 мм соответственно. При росте числа Рейнольдса положение ламинарно-турбулентного перехода смещается вверх по потоку и структуры вихрей становятся более изломанными. В промежуточной области В, в которой два вышеупомянутых фактора действуют совместно, эффект затягивания перехода постепенно убывает с ростом числа Рейнольдса и в основном исчезает, когда значение числа Рейнольдса достигает $1.41 \times 10^7/\text{м}$.

3.3.2. Изменение температуры на стреловидном крыле в течение экспериментов. На рис. 5б, 6б и 7б показаны результаты расчета изменения температуры пограничного слоя на стреловидном крыле в течение экспериментов для трех значений числа Рейнольдса. Пилообразная форма фронта перехода является другой характеристикой появления ламинарно-турбулентного перехода, вызванного стационарными вихрями, индуцированными поперечным течением. Путем сравнения с результатами визуализации течения может быть найдено, что форма фронта перехода, полученная из анализа результатов изменения температуры, в основном согласуется с результатами визуализации течения. Однако положение перехода заметно ближе к области вниз по потоку и положения соответствующих опорных положений перехода находятся на расстояниях 50.05, 42.69 и 38.4 мм от передней кромки, будучи смещенными вниз по потоку на 18.93, 14.59 и 11.40 мм соответственно по сравнению с результатами визуализации течения. Это происходит потому, что результаты изменения температуры улавливают температурный эффект, вызванный ламинарно-турбулентным переходом в пограничном слое, и положение, в котором температура существенно возрастает во время перехода, обычно расположено ближе к области вниз по потоку, чем положение, в котором малое возмущение имеет место в ламинарно-турбулентном пере-

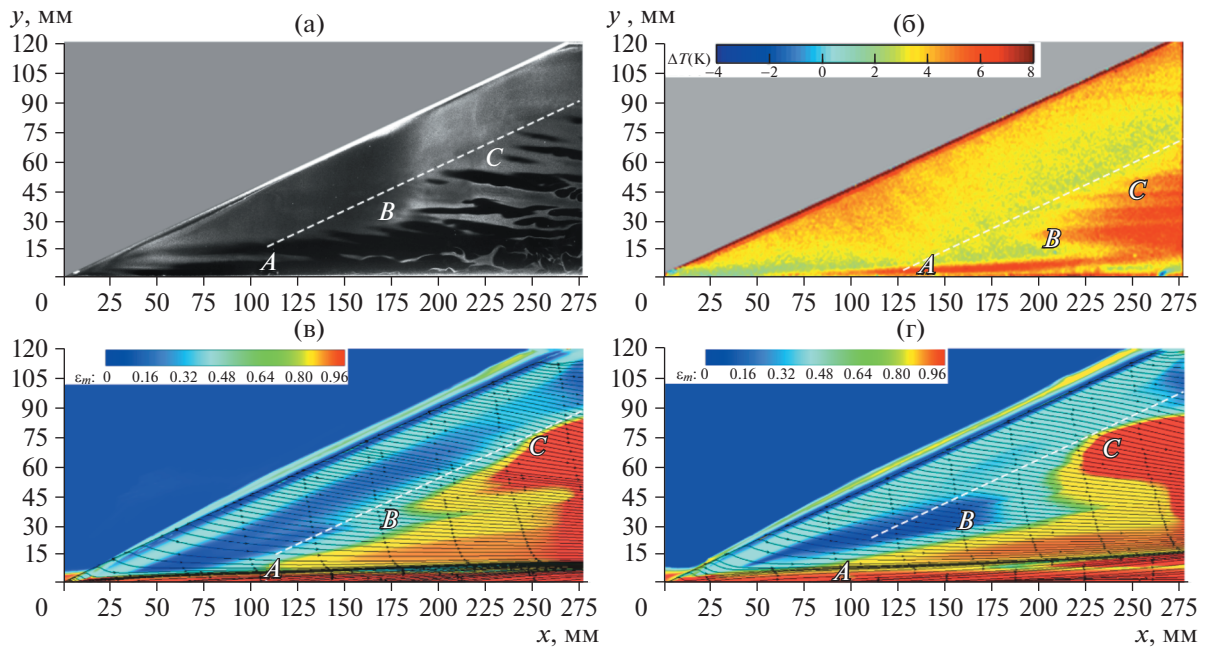


Рис. 5. Результаты при $Re = 7.05 \times 10^6/\text{м}$: визуализация течения (а); изменение температуры во время эксперимента (б); предельные линии тока и распределение ε_m , полученное по $k_T-k_L-\omega$ модели (в); предельные линии тока и распределение ε_m , полученное по $\gamma-Re_{\theta t}$ модели (г).

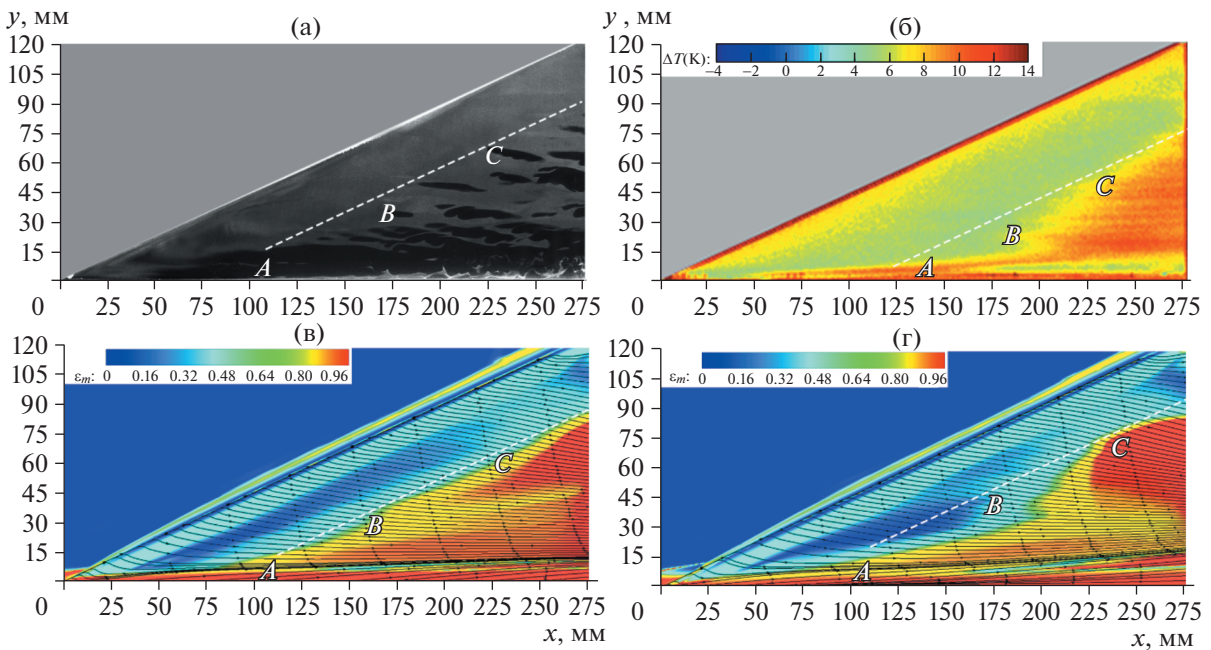


Рис. 6. Результаты при $Re = 1.06 \times 10^7/\text{м}$: визуализация течения (а); изменение температуры во время эксперимента (б); предельные линии тока и распределение ε_m , полученное по $k_T-k_L-\omega$ модели (в); предельные линии тока и распределение ε_m , полученное по $\gamma-Re_{\theta t}$ модели (г).

ходе в пограничном слое. Кроме того, при росте числа Рейнольдса расстояние между положением, в котором происходит малое возмущение, и положением, в котором температура существенно возрастает, постепенно уменьшается. При увеличении числа Рейнольдса рост температуры на

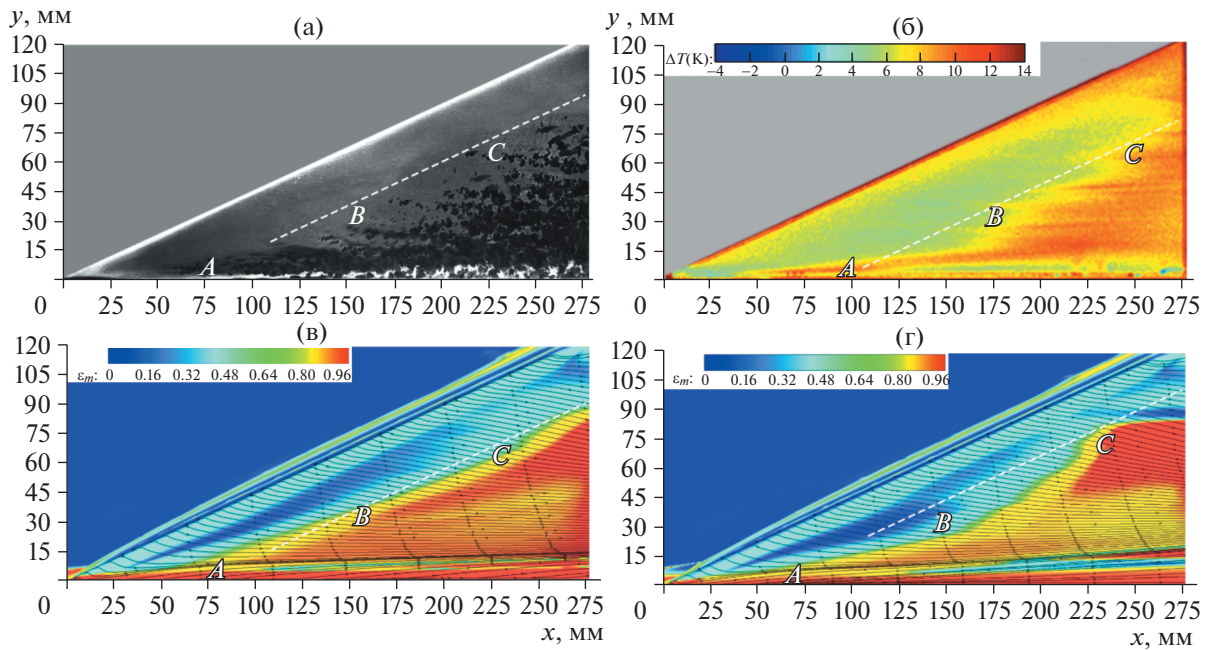


Рис. 7. Результаты при $Re = 1.41 \times 10^7/m$: визуализация течения (а); изменение температуры во время эксперимента (б); предельные линии тока и распределение ϵ_m , полученное по $k_T-k_L-\omega$ модели (в); предельные линии тока и распределение ϵ_m , полученное по $\gamma-Re_{\theta t}$ модели (г).

стреловидном крыле заметно возрастает. Положение перехода в области А находится под меньшим воздействием числа Рейнольдса, тогда как положение перехода в области С смещается вверх по потоку при увеличении числа Рейнольдса и эффект затягивания перехода в области В постепенно уменьшается с ростом числа Рейнольдса. Все это находится в согласии с выводами, сделанными на основе анализа результатов визуализации течения.

3.4. Результаты численного моделирования пограничного слоя на стреловидном крыле

На рис. 5в, 6в и 7в приведены предельные линии тока и распределение критерия идентификации вихрей ϵ_m по поверхности стреловидного крыла, полученные с помощью численного моделирования с использованием $k_T-k_L-\omega$ модели для трех значений числа Рейнольдса. Как можно видеть из этих рисунков, форма фронта перехода, предсказанная $k_T-k_L-\omega$ моделью турбулентности, находится в хорошем согласии с результатами визуализации течения. Расстояния между соответствующими опорными положениями перехода и передней кромкой составляют 35.50, 33.77 и 30.75 мм, что смещено вниз по потоку на 4.38, 5.07 и 3.75 мм по сравнению с результатами визуализации течения. Однако, что касается предсказания положения фронта перехода в области В, положение перехода, предсказанное на основе $k_T-k_L-\omega$ модели турбулентности, более сильно смещено вверх по потоку, чем положение, полученное на основе результатов визуализации течения. Когда число Рейнольдса на единицу длины достигает $1.41 \times 10^7/m$, в этой области ламинарно-турбулентный переход появляется выше по потоку, что не согласуется с выводами, сделанными на основе визуализации течения и изменений температуры.

На рис. 5г, 6г и 7г изображены предельные линии тока и распределение ϵ_m -критерия идентификации вихрей по поверхности стреловидного крыла, полученные с помощью численного моделирования с использованием $\gamma-Re_{\theta t}$ модели для трех значений числа Рейнольдса соответственно. Как следует из рассмотрения формы фронта ламинарно-турбулентного перехода, результат не так адекватен, как тот, что получен на основе $k_T-k_L-\omega$ модели турбулентности. Основное отличие отражается в форме областей В и С. В области С фронт ламинарно-турбулентного перехода, полученный с использованием $\gamma-Re_{\theta t}$ модели турбулентности, не параллелен передней кромке стреловидного крыла. Относительное выпячивание вперед фронта перехода в об-

ласти С приводит к такой опорной позиции перехода, выбранной нами, которая не может отобразить фактическую ситуацию с положением ламинарно-турбулентного перехода. Больше не имеет смысла сравнивать результаты, полученные по этой модели турбулентности, с опорной позицией перехода. В области В положение ламинарно-турбулентного перехода, предсказанное этой моделью турбулентности, относительно запаздывает по сравнению с результатами экспериментов и затягивание перехода более очевидно и зона затягивания перехода больше.

Распределения предельных линий тока сравнивались с результатами визуализации течения и найдено, что предельные линии тока, полученные на основе $k_T-k_L-\omega$ модели турбулентности, находятся в лучшем согласии с направлением развития стационарных вихрей, индуцированных поперечным течением, на изображениях визуализации потока. Что касается линии отрыва вблизи корневого сечения крыла, линия отрыва, полученная по $k_T-k_L-\omega$ модели турбулентности, расположена ближе к корневому сечению крыла, чем линия отрыва для $\gamma-Re_{\theta t}$ модели, что также лучше согласуется с расположением области роста температуры вблизи корневого сечения крыла в результатах расчета изменения температуры.

Таким образом, ϵ_m -критерий идентификации вихрей может правильно отразить распределение вихрей по результатам численного моделирования. Обе использованные модели турбулентности предсказывают существование зоны перехода в окрестности линии отрыва вблизи корневого сечения крыла и области перехода, обусловленного стационарными вихрями, вызванными поперечным течением, и зону затягивания перехода там, где эти два механизма сочетаются. Однако $k_T-k_L-\omega$ модель турбулентности превосходит $\gamma-Re_{\theta t}$ модель в том, что касается формы фронта перехода, предсказания положения ламинарно-турбулентного перехода и распределения предельных линий тока на стреловидном крыле. Единственный недостаток состоит в том, что эффект затягивания перехода, предсказанный $k_T-k_L-\omega$ моделью в области В, слабее чем этот эффект, полученный в эксперименте, что приводит к положению фронта перехода в этой области выше по потоку по сравнению с результатами экспериментов.

ВЫВОДЫ

В аэродинамической трубе при $M = 6$ проведена визуализация течения и выполнены измерения температуры на стреловидном крыле с углом стреловидности 65° . Кроме того, поле течения численно моделировалось с использованием $k_T-k_L-\omega$ и $\gamma-Re_{\theta t}$ моделей турбулентности. Проанализировано влияние числа Рейнольдса на ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое на стреловидном крыле. Произведена оценка возможностей каждой модели по предсказанию формы фронта ламинарно-турбулентного перехода. Основные выводы выглядят следующим образом:

1. Пограничный слой становится тоньше при увеличении числа Рейнольдса. Чтобы точно измерить положение ламинарно-турбулентного перехода с помощью визуализации течения, необходимо надлежащим образом определить расстояние между плоскостью лазерного ножа и поверхностью крыла в согласии с результатами анализа перемежаемости.

2. Фронт ламинарно-турбулентного перехода на стреловидном крыле состоит из трех частей, а именно, переход вблизи корневого сечения крыла, инициированный отрывом потока, переход вдаль от корневого сечения крыла, в котором доминируют стационарные вихри, обусловленные поперечным течением, и переход в сопряженной области. Первая часть расположена вблизи линии отрыва около корневого сечения крыла, а вторая часть в основном параллельна передней кромке стреловидного крыла. Кроме того, в третьей части происходит затягивание перехода.

3. При увеличении числа Рейнольдса фронт ламинарно-турбулентного перехода в зоне с доминированием отрыва испытывает меньшее воздействие, тогда как фронт перехода в зоне, где доминируют стационарные вихри, обусловленные поперечным течением, сдвигается вверх по потоку. При этом эффект затягивания перехода в сопряженной зоне ослабевает.

4. Модель турбулентности $k_T-k_L-\omega$ превосходит $\gamma-Re_{\theta t}$ модель в том, что касается формы фронта перехода, предсказания положения ламинарно-турбулентного перехода и распределения предельных линий тока на стреловидном крыле. Единственный недостаток состоит в том, что эффект затягивания перехода, предсказанный $k_T-k_L-\omega$ моделью в области В, слабее этого эффекта, полученного в эксперименте.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Reibert M., Saric W., Reibert M.* Review of swept-wing transition // Fluid Dynamics Conference. AIAA. 1997. P. 1–14.
2. *Ren J., Liu J.X., Fu S.* The role of Görtler vortices in the hypersonic boundary layer transition // AIAA Aviation 2014. AIAA. 2014. P. 1–16.
3. *Mack L.M.* Boundary layer linear stability theory // Special Course on Stability and Transition of Laminar Flow – AGARD-R-709. AGARD. 1984. P. 301–381.
4. *Saric W., Reed H.* Crossflow instabilities – theory & technology // 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. AIAA. 2003. P. 771–780.
5. *Fedorov A.* Transition and stability of high-speed boundary layers // Annual Review of Fluid Mechanics. 2011. V. 43. № 1. P. 79–95.
6. *Petzold R., Radespiel R.* Transition on a wing with spanwise varying crossflow evaluated with linear stability theory // Fluid Dynamics Conference. AIAA. 2013. P. 1–13.
7. *Dunning R.W., Ulmann E.F.* Effects of sweep and angle of attack on boundary-layer transition on wings at Mach number 4.04 // National Advisory Committee for Aeronautics Collection TN-3473. 1955. P. 1–30.
8. *Malik M., Li F., Chang C.L.* Crossflow disturbances in three-dimensional boundary layers: nonlinear development, wave interaction and secondary instability // Journal of Fluid Mechanics. 1994. V. 268. P. 1–36.
9. *White E.B., Saric W.* Secondary instability of crossflow vortices // Journal of Fluid Mechanics. 2005. V. 525. P. 275–308.
10. *Cattafesta L.N., Lyster V., Masad J.A., King R.A., Dagenhart J.R.* Three-dimensional boundary-layer transition on a swept wing at Mach 3.5 // AIAA Journal. 1995. V. 33. № 11. P. 2032–2037.
11. *Saric W., Gladden R.D., Gabet P.M.* Stages of swept-wing transition // 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. AIAA. 2001. P. 271–281.
12. *Maestrello L., Bayliss A., Krishnan R.* Experimental investigation on the effects of free-stream turbulence on swept-wing transition // Meeting of the Aps Division of Fluid Dynamics. American Physical Society. 2013. P. 571.
13. *Stock H.W.* Infinite swept wing Navier-Stokes computations with e^N transition prediction // AIAA Journal. 2005. V. 43. № 6. P. 1221–1229.
14. *Elkhoury M.* Performance of transition-sensitive models in predicting flow structures over delta wings // Journal of Aircraft. 2014. V. 52. № 1. P. 77–89.
15. *Langtry R.B., Menter F.R., Likki S.R., Suzen Y.B., Huang P.G., Volker S.A.* A correlation-based transition model using local variables – part I: model formulation // Journal of Turbomachinery. 2006. V. 128. № 3. P. 57–67.
16. *Walters D.K., Cokljat D.* A three-equation eddy-viscosity model for Reynolds-averaged Navier–Stokes simulations of transitional flow // Journal of Fluids Engineering. 2008. V. 130. № 12. P. 121401–121415.
17. *Langtry R.B., Menter F.R.* Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes // AIAA Journal. 2009. V. 47. № 12. P. 2894–2906.
18. *Müller C., Herbst F.* Modelling of crossflow-induced transition based on local variables // European Conference on Computational Mechanics. 2014. P. 1–12.
19. *Choi J.H., Kwon O.J.* Enhancement of a correlation-based transition turbulence model for simulating crossflow instability // AIAA Journal. 2015. V. 53. № 10. P. 3063–3072.
20. *Zhao Y.X., Yi S.H., Tian L.F., He L., Cheng Z.Y.* The fractal measurement of experimental images of supersonic turbulent mixing layer // Science in China. 2008. V. 51. № 8. P. 1134–1143.
21. *Borovoy V., Egorov I., Maximenko A., Mosharov V., Struminskaya I.* Three-dimensional shock-wave/boundary-layer interaction at the presence of entropy layer // Progress in Flight Physics. EUCASS. 2013. P. 327–348.
22. *Liou M.S., Steffen C.J.* A new flux splitting scheme // Journal of Computational Physics. 1993. V. 107. № 1. P. 23–39.
23. *Roy C.J., Blottner F.G.* Review and assessment of turbulence models for hypersonic flows // Progress in Aerospace Sciences. 2006. V. 42. № 7. P. 469–530.
24. *Shandarin S.F., Zeldovich Y.B.* The large-scale structure of the universe: turbulence, intermittency, structures in a self-gravitating medium // Reviews of Modern Physics. 1989. V. 61. № 2. P. 185–220.

Перевод с англ. Е.А. Пушкаря

Experimental and Numerical Simulation Research on Boundary Layer Transition Front over a Swept Wing at $M=6$

F. Zhang^{1, #}, S. H. Yi¹, H. B. Niu¹, X. G. Lu¹, and X. X. Wang¹

¹ College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha, Hunan, China, 410073

[#] E-mail: zhangfeng_nudt@163.com

To predict the boundary layer transition on swept wings, experimental and numerical researches were conducted to obtain the accurate boundary layer transition front and to evaluate the performance of two transition predicting models. Flow visualization and temperature measurement over a 65° swept wing were carried out under $M = 6$ with Nano-tracer-based planar laser scattering system and temperature sensitive paints. Meanwhile, the $kT-kL-\omega$ and $\gamma-Re\theta t$ turbulence models were used to predict the boundary layer transition. Experiment results reflect that the transition front on the wing consists of three parts, including the transition near the wing root induced by separation, the transition dominated by stationary crossflow vortices and the transition in the connected region. The comparison between the simulation and experiment shows that the $kT-kL-\omega$ model performs better than $\gamma-Re\theta t$ model in predicting the hypersonic flow shape and position of the transition front, as well as the limiting streamlines. Thus, the $kT-kL-\omega$ model is more suitable in predicting the boundary layer transition for this type of swept wing.

Key words: hypersonic, swept wing, boundary layer, flow visualization, transition front