

УДК 532.526

МЕТОДИКА КОЛИЧЕСТВЕННОГО ОПИСАНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА НА СКОЛЬЗЯЩЕМ КРЫЛЕ ПРИ ПОВЫШЕННОЙ СТЕПЕНИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НАБЕГАЮЩЕГО ПОТОКА

А. В. Иванов, Д. А. Мищенко, А. В. Бойко

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,
630090 Новосибирск, Россия
E-mails: andi@itam.nsc.ru, misch2005@yandex.ru, boiko@itam.nsc.ru

Описывается новая экспериментальная методика панорамного бесконтактного определения положения ламинарно-турбулентного перехода в трехмерном пограничном слое. Показано, что данная методика позволяет точно определить положение границ области перехода как при низкой, так и при повышенной степенях турбулентности набегающего потока.

Ключевые слова: пограничный слой, ламинарно-турбулентный переход, панорамные методы измерений, скользящее крыло, вихри поперечного течения, гидродинамическая неустойчивость.

DOI: 10.15372/PMTF20200210

Введение. Экспериментальное определение положений начала и конца (продолжительности) ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) на различных аэродинамических поверхностях при изменении условий обтекания имеет большое значение для улучшения калибровок полуэмпирических и полностью эмпирических моделей ЛТП [1]. В случаях, когда процесс ЛТП является существенно трехмерным, как, например, часто происходит при доминировании в пограничном слое стационарных вихрей (например, вихрей поперечного течения), существенным преимуществом в плане временных затрат на проведение эксперимента обладают панорамные методы визуализации положения перехода.

Известен способ определения положения ЛТП по разности теплоотдачи в ламинарной и турбулентной областях пограничного слоя на испытываемой аэродинамической модели. В данной методике теплообмен между потоком газа и испытываемой лабораторной аэродинамической моделью, как правило, искусственно интенсифицируется путем подогрева или охлаждения модели по сравнению с окружающей средой. Так, если модель имеет более высокую температуру и охлаждается более холодным газом, то вследствие более интенсивного теплообмена между моделью и потоком в турбулентном состоянии в турбулентных областях устанавливаются более низкие температуры поверхности, чем в ламинарных областях. Таким образом, температура поверхности модели выбирается в качестве определяющего параметра состояния диагностируемого пограничного слоя. Для визуализации

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (код проекта 18-19-00460).

© Иванов А. В., Мищенко Д. А., Бойко А. В., 2020

положения ламинарных и турбулентных зон в этом случае можно применять термочувствительные пленки или краски либо тепловизионные камеры.

Однако определение ламинарных и турбулентных зон обтекания аэродинамической модели по температуре ее поверхности может быть существенно затруднено или даже невозможно в случаях, когда лабораторная модель не может быть однородно прогрета или является конструктивно неоднородной, например включает области с различной теплопроводностью и (или) теплоемкостью. В таких случаях температура поверхности модели при установившемся теплообмене между моделью и потоком газа в значительной степени может определяться указанными факторами, а не разностью уровней теплообмена в ламинарной и турбулентной областях обтекания модели.

Избежать данных трудностей можно, применяя в качестве определяющего параметра скорость изменения температуры поверхности модели. Для этого вместо одиночных термограмм необходимо записывать и анализировать последовательность тепловизионных кадров, т. е. массивы данных об изменениях температуры поверхности модели во времени. Так, в экспериментах по управлению ЛТП на скользящем крыле авторами [2, 3] обнаружено, что определение скорости охлаждения модели (т. е. производной температуры поверхности модели T_s по времени t : dT_s/dt) позволяет избавиться от нежелательных фоновых неоднородностей прогрева и неоднородных теплофизических свойств исследуемой модели и успешно оценивать положение ЛТП на скользящем крыле в случае низкой степени турбулентности (НСТ) набегающего потока. Заметим, что в случае ЛТП при НСТ доминирующими возмущениями являются стационарные вихри неустойчивости поперечного течения (порождаемые шероховатостью передней кромки), в то время как влияние нестационарных возмущений, порождаемых турбулентностью набегающего потока, незначительно [4]. В этом случае линия перехода существенно неоднородна по размаху скользящего крыла (имеет характерную пилообразную форму), причем переход из ламинарного в турбулентное состояние вдоль отдельных вихрей происходит практически скачкообразно, вследствие чего граница между ламинарной и турбулентной областями при обтекании модели, как правило, является достаточно контрастной. Методика определения положения ЛТП на скользящем крыле по скорости охлаждения модели применена в [3] для нахождения осредненного положения ЛТП в режимах с НСТ, в том числе с помощью компьютерных алгоритмов.

Одним из факторов, существенно усложняющих определение положения ЛТП на скользящем крыле с помощью тепловизора, является повышенная степень турбулентности (ПСТ) набегающего потока. До настоящего времени определить начало и конец зоны ЛТП на скользящем крыле в условиях ПСТ с помощью тепловизионных методов не удавалось. Это обусловлено тем, что в данном случае роль нестационарных возмущений пограничного слоя, порождаемых турбулентностью набегающего потока, существенно возрастает, и резкая стационарная граница между ламинарным и турбулентным участками течения, наблюдаемая при НСТ, размывается, а разность температур уменьшается. Вследствие этого методика, разработанная в [3] и использованная для режимов с НСТ ($Tu \approx 0,09$ %), не применима для определения положения ЛТП на используемой модели скользящего крыла СП-35 в режимах с использованием турбулизирующих сеток, т. е. при $Tu > 0,5$ %.

Целью настоящего исследования является разработка экспериментальных методов диагностики положения ЛТП на скользящем крыле при ПСТ и определения в этих условиях не только осредненного положения ЛТП, но и протяженности зоны перехода, т. е. положения границ начала и конца ЛТП. Заметим, что авторам не известны работы, в которых с помощью тепловизионной техники решается подобная задача.

1. Экспериментальная установка и модель скользящего крыла. Экспериментальные исследования проводились в малотурбулентной дозвуковой аэродинамической

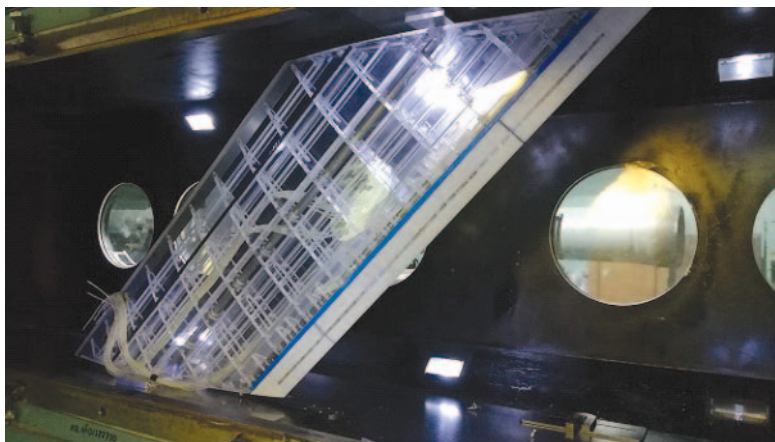


Рис. 1. Модель скользящего крыла СП-45 в рабочей части малотурбулентной аэродинамической трубы Т-324

трубе Т-324 в Институте теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (г. Новосибирск). Размеры рабочей части трубы $1 \times 1 \times 4$ м. Установка характеризуется низким уровнем турбулентности, сопоставимым с условиями крейсерского полета летательного аппарата ($Tu = 0,02$ % на частотах выше 1 Гц в пустой рабочей части), вследствие чего пригодна для изучения сценариев ЛТП в аэродинамических приложениях. Для изучения сценариев ЛТП с повышенным уровнем турбулентности набегающего потока необходимо использование турбулизирующих сеток.

Лабораторная модель скользящего крыла СП-45, показанная на рис. 1, имеет ламинированный профиль НАСА 67 1–215, модифицированный на нижней стороне, и угол стреловидности, равный 45° . Модель состоит из жесткого каркаса, включающего акриловые нервюры и стрингеры; поверхность модели крыла сформирована прозрачными акриловыми листами толщиной 3 мм. Цельнофрезерованная передняя кромка модели (длинной $0,1C$) окрашена и имеет шероховатость со среднеквадратичной амплитудой порядка 8,5 мкм. Длина хорды C модели крыла по нормали к передней кромке составляет 700 мм. Продольная координата x отсчитывается от передней кромки вдоль хорды модели. Стержень из нержавеющей стали, установленный внутри каркаса на расстоянии $x = 0,5C$, служит осью вращения крыла для изменения его угла атаки α .

2. Тепловизионная камера и процедура измерений. Для панорамной диагностики пограничного слоя на модели скользящего крыла использовалась высокочувствительная тепловизионная камера FLIR SC7300 с чувствительностью 0,02 К и размером матрицы 320×256 пикселей. Камера позволяет осуществлять высокоскоростную запись термограмм с частотой до 235 кадр/с. Объектив тепловизора направлен на поверхность исследуемой модели через круглое окно рабочей части. Для исключения попадания на матрицу отраженных ИК-лучей камера направлялась на модель крыла под небольшим углом (с отклонением от нормали), а также тщательно накрывалась плотной черной тканевой завесой. Принятые меры позволили значительно уменьшить уровень паразитных сигналов на термограммах. Дополнительные измерения показали, что данные тепловизора близки к температуре поверхности модели, контролируемой другими приборами. В экспериментах использовалось окно с максимально возможным диаметром прозрачной для ИК-излучения части, что позволяло получить область обзора поверхности модели с диаметром порядка 560 мм. Таким образом, в поле обзора камеры попадала значительная часть размаха модели крыла, что позволяло существенно повысить статистическую достоверность оценки положения перехода.

Перед каждым запуском аэродинамической трубы модель СП-45 предварительно нагревалась с помощью специального подогревателя на основе 32 равномерно распределенных галогеновых ламп [2]. Подогреватель устанавливался рядом с моделью и удалялся из рабочей части трубы, когда достигалась желаемая степень перегрева (порядка $+6\text{ }^{\circ}\text{C}$), и аэродинамическая труба запускалась. Запись последовательности термограмм (т. е. ИК-фильма) начиналась практически одновременно с запуском аэродинамической трубы, время записи ИК-фильма составляло, как правило, $40 \div 70$ с. При использовавшихся скоростных режимах этого времени было достаточно для выхода на требуемую скорость течения, установления тепловых потоков и достижения максимального контраста термограмм. Координаты модели крыла соотносились с пикселями термограмм с использованием наиболее поздних кадров ИК-фильма, когда оболочка модели крыла теряла большую часть накопленного тепла и внутренние структурные части (нервюры и стрингеры с заранее известными координатами) становились хорошо видимыми вследствие их более высокой теплоемкости.

3. Методика определения положения перехода. На рис. 2, *a* приведена наиболее контрастная термограмма из ИК-фильма, записанного при скорости набегающего потока $Q = 30$ м/с и НСТ набегающего потока $Tu = 0,09\%$. Модель крыла установлена под углом атаки $\alpha = -5^{\circ}$, вследствие чего поток на верхней части модели ускоряется вплоть до достижения продольной координаты $x = 0,7C$, неустойчивость к волнам Толлмина — Шлихтинга подавлена, а переход вызывается неустойчивостью стационарных вихрей поперечного течения. Приведенная термограмма (ИК-кадр) соответствует 30-й секунде записи (приблизительно 20-й секунде после установления скоростного режима аэродинамической трубы). Поскольку процесс турбулизации течения вдоль стационарных вихрей в режимах НСТ происходит взрывообразно, а разность температур поверхности модели в ламинарной и турбулентной областях достаточно велика (более $1,5\text{ }^{\circ}\text{C}$), характерная зигзагообразная граница между ламинарной и турбулентной областями отчетливо выражена на термограмме в диапазоне координат $x = 0,35C \div 0,60C$. Однако вследствие неоднородности предварительного нагрева модели и неоднородности теплоемкости модели тепловизионная картина ЛТП подвержена “искажениям”, о чем свидетельствует “холодная” передняя кромка модели (от 0 до $0,1C$), находящаяся в зоне ламинарного обтекания (см. рис. 2, *a*).

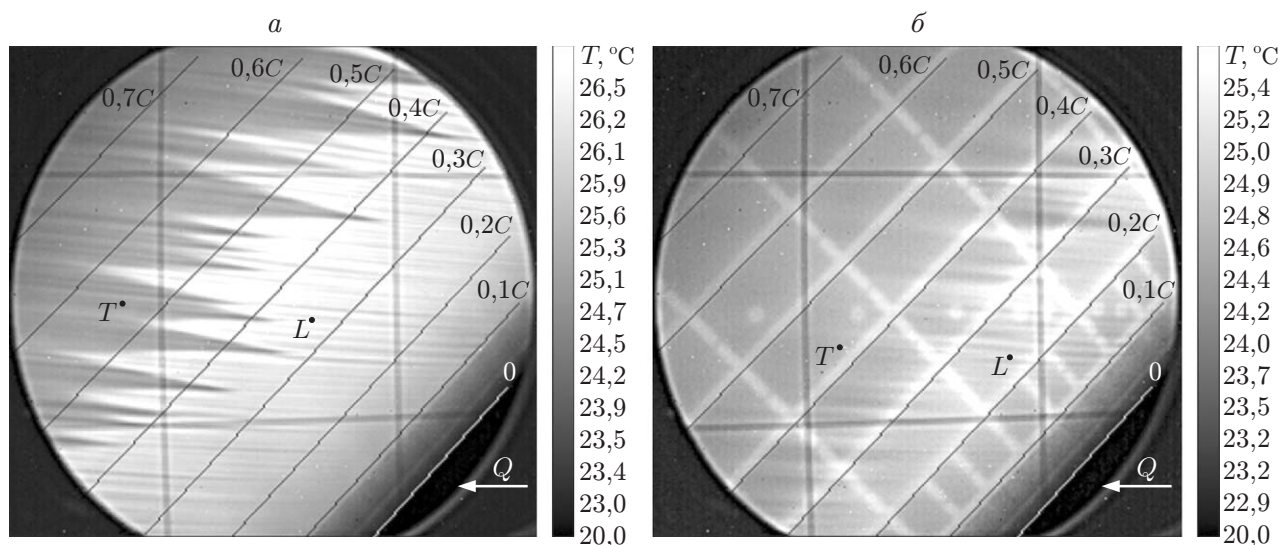


Рис. 2. Карты температуры поверхности T_s модели скользящего крыла при угле атаки $\alpha = -5^{\circ}$, $Q = 30$ м/с и различной степени турбулентности:
a — $Tu = 0,09\%$, *b* — $Tu = 0,84\%$

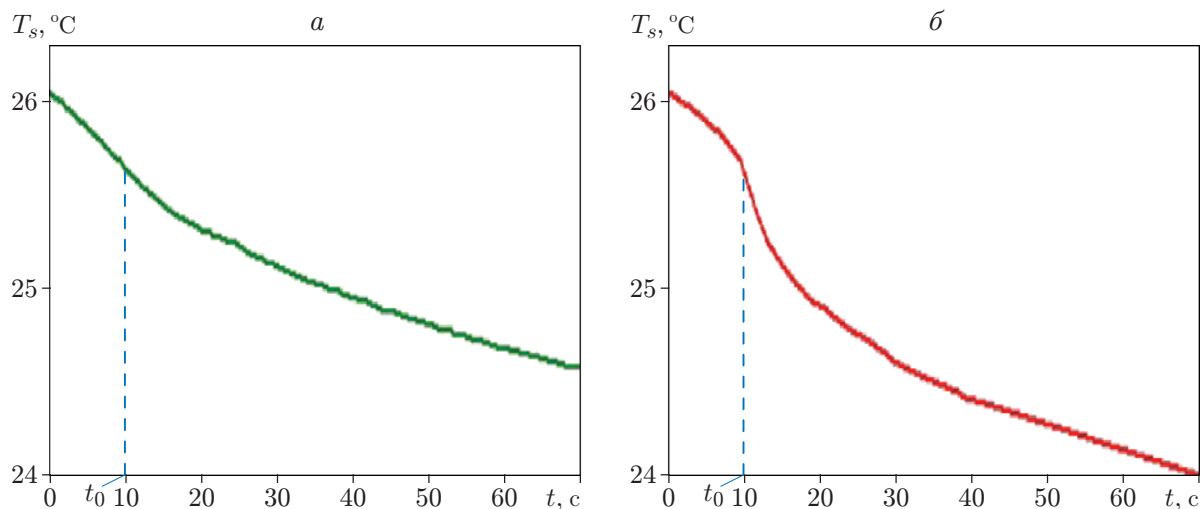


Рис. 3. Зависимость температуры поверхности от времени в ламинарной (*а*) и турбулентной (*б*) областях обтекания модели

На рис. 2,б показан аналогичный максимально контрастный кадр, записанный приблизительно через 20 с после установления скоростного режима и иллюстрирующий ЛТП при тех же параметрах, но при $Tu = 0,84$ %. Видно, что в этом случае информативность термограммы уменьшается в такой степени, что даже оценка осредненного по размаху положения перехода вызывает трудности. Как указывалось выше, картина усложняется вследствие увеличения влияния на процесс перехода нестационарных возмущений, что приводит к существенной нестационарности и существенному удлинению зоны ЛТП [4]. Задача значительно усложняется также вследствие того, что при достижении приемлемой для анализа контрастности тепловизионных кадров оболочка модели уже переохлаждена и на термограммах начинает проявляться внутренний каркас модели, имеющий большую теплоемкость (см. рис. 2,б).

Рассмотрим на поверхности модели крыла две произвольные точки, одна из которых расположена в ламинарной области, а вторая — в турбулентной области обтекания модели (точки *L* и *T* соответственно на рис. 2,б). На рис. 3,а показано изменение со временем температуры поверхности модели в точке *L*. Видно, что в этой точке поверхность модели охлаждается ламинарным потоком достаточно монотонно в течение всего времени записи термограмм (70 с), температура поверхности уменьшается по закону, близкому к экспоненциальному. В точке *T*, которая при установлении скоростного режима оказывается в зоне турбулентного обтекания модели, поведение температуры имеет особенность, наблюдаемую в течение нескольких секунд после момента t_0 , а именно интенсивное уменьшение температуры поверхности модели. Это обусловлено тем, что при разгоне аэродинамической трубы и достижении критического значения числа Рейнольдса в задней части модели возникает зона турбулентного обтекания, которая при дальнейшем увеличении скорости движется вверх по потоку, до тех пор пока труба не выйдет на требуемый скоростной режим и положение ЛТП не зафиксируется. Характерный момент времени t_0 соответствует времени прихода зоны турбулентного обтекания в точку наблюдения, после чего начинается переходный термодинамический процесс установления тепловых потоков, характерных для турбулентного режима обтекания. На рис. 3,б видно, что в этом малом временном интервале происходит наиболее интенсивное охлаждение модели турбулентным потоком, т. е. формируется основное температурное различие между областями ламинарного и турбулентного обтекания. Таким образом, для оценки положения ЛТП по температуре поверхно-

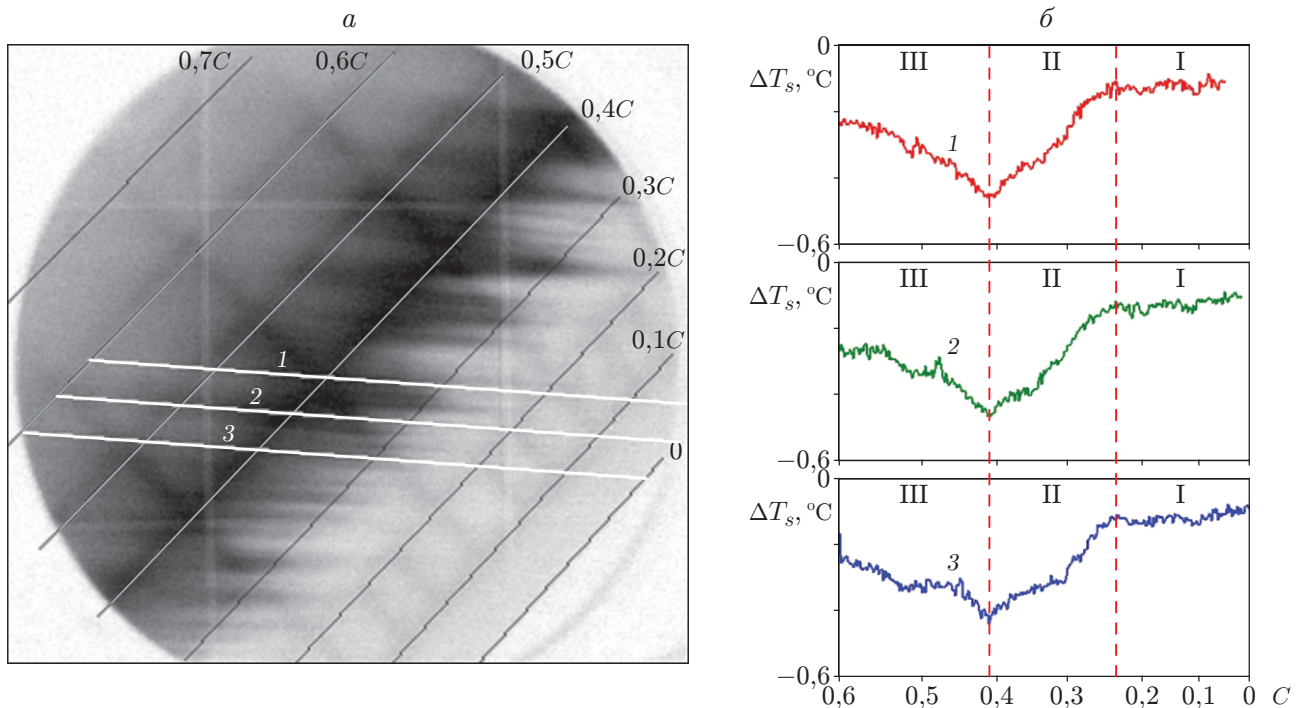


Рис. 4. Распределения разности температур ΔT_s по поверхности модели (направление потока справа налево) (а) и вдоль линий 1, 2, 3 (б) при $Tu = 0,84 \%$, $\alpha = -5^\circ$, $Q = 30$ м/с:
 I — область ламинарного обтекания, II — область ЛТП, III — область турбулентного обтекания

сти предпочтительно использовать максимально контрастные термограммы, получаемые через $10 \div 20$ с после момента установления скоростного режима t_0 , тогда как максимальная разность скоростей охлаждения модели dT_s/dt наблюдается непосредственно после установления скоростного режима (см. рис. 3,б).

На рис. 4,а показано изменение температуры поверхности модели крыла $\Delta T_s = T_s(t_0) - T_s(t_1) \approx (t_1 - t_0)(dT_s/dt)$, полученное путем попиксельного вычитания термограммы, записанной в момент времени t_0 , из термограммы, записанной через 2 с после момента t_0 ($t_1 = t_0 + 2$ с). Видно, что рассматриваемое изменение температуры ΔT_s , прямо пропорциональное скорости охлаждения поверхности dT_s/dt , позволяет более точно разделить зоны ламинарного и турбулентного обтекания модели, чем собственно температура поверхности T_s (см. рис. 2,б). Это обусловлено тем, что вычитание выбранных термограмм позволяет в значительной степени избавиться от паразитных и фоновых сигналов, обеспечивает хорошее соотношение сигнал — шум и как следствие точное определение положения ЛТП, который на рис. 4,а легко различим в окрестности продольной координаты $x = 0,3C$.

Рассмотрим более детально изменение температуры ΔT_s вдоль произвольных линий 1–3 (см. рис. 4,а), ориентированных приблизительно вдоль стационарных вихрей неустойчивости, т. е. вдоль линий нарастания возмущений. Распределения изменения температуры ΔT_s по выбранным линиям свидетельствуют о том, что в течение 2 с после контрольного момента времени t_0 температура поверхности всей начальной части модели крыла уменьшается на величину порядка $0,1^\circ\text{C}$. Наблюдаемое плато $\Delta T_s \sim 0,1^\circ\text{C}$ распространяется вниз по течению до достижения координаты $0,23C \div 0,25C$ и соответствует ламинарному состоянию пограничного слоя. Ниже по потоку интенсивность охлаждения

поверхности увеличивается вследствие начала ЛТП. Завершается ЛТП на расстоянии от передней кромки крыла, приблизительно равном $x = 0,41C$, где наблюдается максимальное охлаждение поверхности (приблизительно на $0,4\text{ }^{\circ}\text{C}$). Таким образом, среднюю длину переходной области можно оценить количественно: в данном режиме измерений она составляет приблизительно $0,16C \div 0,18C$ (для целей инженерного моделирования ЛТП в настоящее время приемлемой, как правило, считается погрешность $5 \div 10\%$ длины модели (см., например, [1])). Таким образом, предлагаемый алгоритм обработки тепловизионных данных позволяет с необходимой точностью количественно определить как положение, так и продолжительность ЛТП на скользящем крыле, в том числе в случае ПСТ набегающего потока.

Наблюдаемые изменения температуры $\Delta T_s = 0,1\text{ }^{\circ}\text{C}$ в ламинарной и $\Delta T_s = 0,4\text{ }^{\circ}\text{C}$ в турбулентной областях прямо пропорциональны скоростям охлаждения dT_s/dt в этих областях. Так, на выбранном двухсекундном интервале наблюдений осредненные скорости охлаждения модели в ламинарной и турбулентной областях различаются в четыре раза (приблизительно $0,05$ и $0,20\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{с}$ соответственно) и могут быть выбраны в качестве определяющего параметра для их разделения. Еще раз заметим, что при выборе для наблюдения более поздних интервалов времени, соответствующих установившимся тепловым потокам, значения скорости охлаждения модели в ламинарной и турбулентной областях быстро сближаются и в конце записи становятся трудноразличимыми (см. рис. 3).

Заключение. В работе предложена и протестирована новая экспериментальная методика количественного определения положения ЛТП на скользящем крыле на основе обработки тепловизионных данных. Основным элементом алгоритма обработки является попиксельное вычитание (дифференцирование) последовательно записанных термограмм, в результате чего оценивается скорость изменения температуры поверхности модели. При использовании модели скользящего крыла со сложной и термодинамически неоднородной конструкцией такой подход позволяет устранить влияние значительных неоднородностей начального нагрева модели и теплоемкости ее конструктивных элементов и таким образом существенно улучшить информативность полученных данных.

Новизна методики определения положения ЛТП заключается в использовании термограмм, записанных в первые несколько секунд после установления скоростного режима в аэродинамической трубе. Установлено, что на этом малом временном интервале скорости охлаждения модели в ламинарной и турбулентной областях различаются на несколько сотен процентов. Это позволило впервые с помощью тепловизора определить с требуемой для инженерного моделирования ЛТП точностью границы ламинарной и турбулентной областей пограничного слоя на скользящем крыле при повышенной степени турбулентности набегающего потока.

Авторы выражают благодарность В. И. Бородулину за полезные обсуждения и многоплановую помощь в проведении эксперимента, а также сотрудникам центра коллективного пользования “Механика” (Институт теоретической и прикладной механики СО РАН) за предоставленное оборудование для проведения экспериментов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бойко А. В., Кириловский С. В., Маслов А. А., Поплавская Т. В. Инженерное моделирование ламинарно-турбулентного перехода: достижения и проблемы (обзор) // ПМТФ. 2015. Т. 56, № 5. С. 30–49.
2. Borodulin V. I., Ivanov A. V., Kachanov Y. S., Hanify A. Visualization of transition control in a 45-degree swept-wing boundary layer // Proc. of the 13th Asian symp. on visualization, Novosibirsk (Russia), 22–26 June 2015. Novosibirsk: Inst. Theor. Appl. Mech. SB RAS, 2015. P. 1–10.

3. **Borodulin V. I., Ivanov A. V., Kachanov Y. S., Hanifi A.** Laminar-turbulent transition delay on a swept wing // AIP Conf. Proc. 2016. V. 1770, N 030065. P. 1–12.
4. **Borodulin V. I., Ivanov A. V., Kachanov Y. S.** Scenarios of swept-wing boundary-layer transition in presence of various kinds of freestream turbulence and surface roughnesses // Proc. Inst. Theor. Appl. Mech. 2015. V. 14. P. 283–294.

*Поступила в редакцию 19/VIII 2019 г.,
после доработки — 19/VIII 2019 г.
Принята к публикации 26/VIII 2019 г.*
