

УДК 533.06.011

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПЕРЕХОДА В ГИПЕРЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА ПЛАСТИНЕ ПРИ УГЛЕ СКОЛЬЖЕНИЯ 45°

© 2020 г. Сяогэ Лу^{a,*,**}, Шихэ И^a, Линь Хэ^a, Сяолин Лю^a, Хайбо Ню^a

^a College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology,
109, Deya Road, Changsha, Hunan, China, 410073

*E-mail: luxiaoge18@163.com

**E-mail: luxiaoge11@nudt.edu.cn

Поступила в редакцию 22.03.2019 г.

После доработки 09.07.2019 г.

Принята к публикации 20.08.2019 г.

Экспериментальное исследование процесса перехода в пограничном слое на плоской пластине при угле скольжения 45° и числе Маха набегающего потока 6.0 выполнено в гиперзвуковой малошумной аэродинамической трубе. Мгновенные тонкие структуры течения в пограничном слое в продольном и поперечном направлениях исследованы методом рассеяния на наночастицах лазерным ножом (Nano-tracer Planar Laser Scattering, NPLS). Изучены пространственно-временные характеристики перехода пограничного слоя из ламинарного в турбулентный. Обнаружено, что при угле скольжения 45° и единичном числе Рейнольдса $1.67 \times 10^7 \text{ м}^{-1}$ плоскость перехода параллельна передней кромке пластины. Расстояние от начала турбулентной зоны до передней кромки пластины равно $18.9R$. Полоса ламинарного течения расположена под углом 9° к плоскости основного течения. При помощи метода термочувствительных красок (Temperature-Sensitive Paints, TSP) получено распределение градиента температуры по поверхности скользящей пластины; при этом регулярная картина перехода в пограничном слое, полученная по распределению градиентов температуры, находится в соответствии с когерентными структурами, полученными методом NPLS.

Ключевые слова: гиперзвуковые течения, пограничный слой, пластина под углом скольжения, метод рассеяния на наночастицах лазерным ножом, метод термочувствительных красок

DOI: 10.31857/S0568528120010089

Проблема перехода пограничного слоя из ламинарного в турбулентное состояние представляет собой классическую проблему, привлекавшую в течение многих лет внимание исследователей. И по сей день она остается актуальной проблемой в механике жидкости и газа. Исследование перехода пограничного слоя в гиперзвуковых течениях имеет большое научное значение и обширные технические приложения. К последним относятся течения в двигателях и на поверхностях рулей направления гиперзвуковых летательных аппаратов. Переход пограничного слоя оказывает существенное влияние на такие ключевые проблемы аэродинамики, как аэродинамический нагрев и запуск двигателя гиперзвукового летательного аппарата, поскольку сопротивление трения поверхности и тепловой поток к поверхности аппарата обычно многократно возрастают в турбулентном течении [1]. Обычно полагают, что состояние течения в пограничном слое аппарата оказывает непосредственное влияние на его сопротивление трения и теплозащиту. Следовательно, изучение перехода в пограничном слое и правильное предсказание положения перехода имеют важное значение для снижения сопротивления гиперзвукового летательного аппарата к тепловому потоку к его поверхности, и улучшения его аэродинамического качества и аэродинамических характеристик.

На переход в пограничном слое влияют многие факторы. Согласно [2], к ним относятся уровень шума в набегающем потоке, затупление передней кромки тела, числа Маха и Рейнольдса в набегающем потоке, температура стенки, угол атаки, шероховатость поверхности тела и т.д. Еще в 1994 г. в работе [3] была построена дорожная карта перехода в пограничном слое. Определенные результаты были получены на таких моделях, как стреловидное крыло и скользящая пласти-

на при малых скоростях потока. Трехмерный пограничный слой на пластине с прямой стреловидностью с углом 45° при наличии искусственных возмущений исследован в работе [4]. Рост первоначально заданных возмущений измерялся при помощи термоанемометра. Экспериментально исследовано течение, возникающее при взаимодействии со скошенным затупленным элементом оперения. Однако в высокоскоростном потоке характеристики пограничного слоя существенно изменяются вследствие эффекта сжимаемости, причем такие переменные, как скорость, температура и плотность, обладают большими градиентами и подвержены сложным флуктуациям, что повышает нелинейность и случайный характер течения. В работе [5] при помощи измерения степени теплообмена с поверхностью и шлирен-фотографии течения исследована аэродинамическая интерференция в гиперзвуковом ламинарно-турбулентном пограничном слое: экспериментально изучено влияние скошенного затупленного кия на течение. В работах [6, 7] в гиперзвуковой аэродинамической трубе проведено детальное экспериментальное исследование влияния горячей линии на устойчивость пограничного слоя на остром и затупленном конусах при различных углах атаки. Однако развитие исследований показало, что турбулентность не является полностью случайным процессом. Обнаружение квазипорядоченных структур дает возможность изучения механизма турбулентности [8]. Однако до сих пор такое исследование остается в основном сосредоточенным на случае несжимаемых течений. Между тем в сжимаемом потоке структура и масштабы турбулентности, перемежаемость и способ перехода могут быть отличны, что требует проведения большого числа дополнительных исследований [9, 10]. Для случая гиперзвукового пограничного слоя в работе [11] выполнено экспериментальное исследование при числе Маха 8.0 с использованием методом рэлеевского рассеяния. Проанализировано влияние чисел Маха и Рейнольдса на структуру турбулентного пограничного слоя и сделан вывод, что главным фактором, определяющим фрактальную структуру турбулентности и перемежаемость, является число Рейнольдса, а не Маха. Число экспериментальных исследований сравнительно невелико, ибо в последние годы исследовательская работа в основном сосредоточена на развитии и применении методов прямого численного моделирования течений в гиперзвуковых пограничных слоях [12, 13].

Важными свойствами гиперзвуковых пограничных слоев являются большие числа Рейнольдса и Маха и сильная сжимаемость, что накладывает серьезные требования к экспериментальной технике, в частности, в том, что касается высокого пространственного и временного разрешения. Традиционные оптические средства измерений, такие как фотография методом полос и теневая фотография, дают возможность получить интегральные характеристики, но вряд ли способны различать тонкие структуры. Хотя метод рэлеевского рассеяния (RS) [14, 15] и метод флуоресценции, индуцированной плоским лазером (PLIF) [16, 17], способны обеспечить высокое разрешение, они обладают рядом недостатков, таких как низкое отношение сигнала к шуму и сложный метод тарировки. Метод трассирования частицами достаточно полно определяет характеристики поля течения и имеет высокое отношение сигнала к шуму. Трассирование наночастицами, хорошо отслеживающими поток, может обеспечить измерение тонких структур. Метод NPLS представляет собой метод тонкого зондирования поля течения, независимо разработанный авторской исследовательской группой. Его пространственное разрешение достигает до одного микрона, а временное разрешение до 6 нс; коррелированное во времени разрешение составляет 200 нс. Тестирование проведено для сверхзвукового поля течения и показало хорошие результаты [18–23]. В эксперименте решены проблемы равномерного распределения частиц с высокой точностью и синхронного управления различными опытными системами. Одновременно изучается процесс перехода в гиперзвуковом пограничном слое на скользящей пластине.

1. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ УСТАНОВКА И МЕТОДИКА

1.1. Гиперзвуковая малозумная аэродинамическая труба и экспериментальная модель

Экспериментальное исследование перехода в пограничном слое на пластине с углом скольжения 45° и затупленной передней кромкой было выполнено в гиперзвуковой малозумной аэродинамической трубе (рис. 1) при числе Маха $Ma = 6.0$ в лаборатории аэродинамики Национального университета оборонных технологий. Это вакуумная аэродинамическая труба прямого действия, не имеющая ромбовидной секции в рабочей части, что позволяет избежать волнового воздействия на переход в пограничном слое. Таким образом, труба хорошо приспособлена для исследования тонкой структуры переходного пограничного слоя [24]. Устройство, обеспечивающее высокие температуру и давление, снабженное системой осушки воздуха и удаления пыли, находится вверх по потоку от форкамеры. Вниз по потоку от рабочей части расположена сфери-

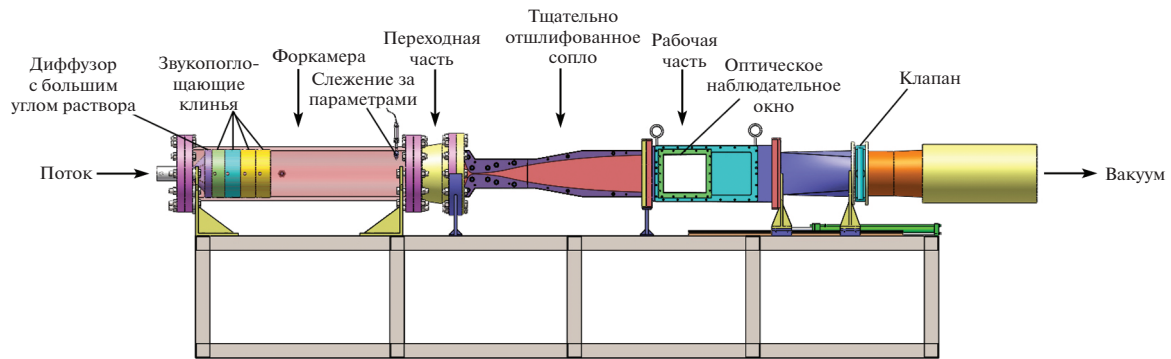


Рис. 1. Фотография гиперзвуковой малозумной аэродинамической трубы.

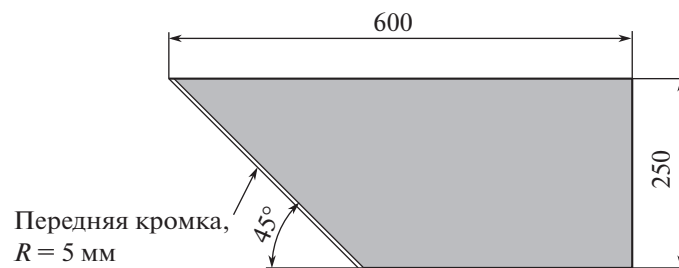


Рис. 2. Фотография модели пластины с углом скольжения 45°.

ческая вакуумная камера. Размеры выходного сечения сопла трубы 260×260 мм; длина рабочей части 600 мм. Для измерения поля течения с разных направлений в четырех стенках рабочей части имеются оптические наблюдательные окна больших размеров. Труба работает при единичных числах Рейнольдса от 2.0×10^6 до $3.0 \times 10^7 \text{ м}^{-1}$. Эффективное время работы превышает 30 с. Для калибровки уровня турбулентности в невозмущенном течении в трубе использован высокочастотный сенсор пульсаций давления Kulite XCE-062-30A; уровень турбулентности менее 5%. Основные параметры поля течения в аэродинамической трубе приведены в табл. 1.

Экспериментальная модель представляет собой плоскую пластину с углом скольжения 45° , радиусом затупления передней кромки 5 мм и шероховатостью поверхности 0.15 мкм. Размеры модели указаны на рис. 2.

1.2. Система NPLS для гиперзвуковой аэродинамической трубы

Схематическое изображение системы NPLS представлено на рис. 3. Ее главные элементы — CCD камера проходного типа с двукратной экспозицией, устройство синхронизации, неодимовый двухполостной лазер, генератор наночастиц и компьютерная система. Разрешение CCD камеры составляет 245×2058 пикселей, уровень серости выходного изображения равен 4096 и минимальный интервал времени между двумя последовательными изображениями составляет 200 нс. Длина волны лазерного луча 532 нм, энергия импульса 350 мДж, а толщина перетяжки луча менее 1 мм. Длительность одиночного импульса составляет 6 нс. В методе NPLS в качестве маркеров используются наночастицы TiO_2 благодаря их способности хорошо отслеживать поток в гиперзвуковых течениях. Подробное описание метода содержится в работе [25]. Точность отсчета времени синхронизатором составляет 0.25 нс, что далеко превосходит характерные времена ра-

Таблица 1. Параметры течения в трубе

Ma_∞	P_0 , МПа	T_0 , К	ρ_∞ , $\text{кг} \cdot \text{м}^{-3}$	U_∞ , $\text{м} \cdot \text{с}^{-1}$	μ , $\text{Па} \cdot \text{с}$	Re , м^{-1}
6.0	1.6	450	0.064	891.2	3.43×10^{-6}	1.67×10^7

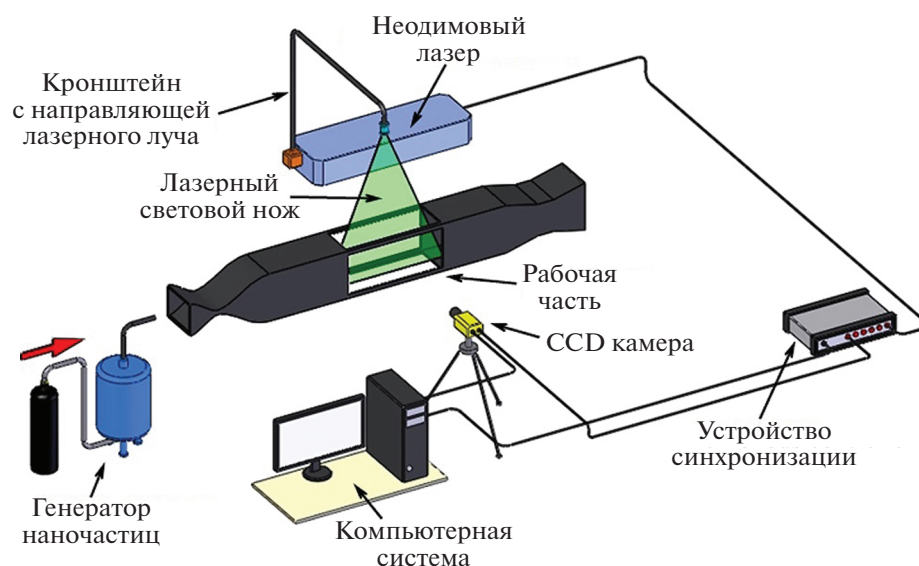


Рис. 3. Схематическое изображение экспериментальной NPLS системы.

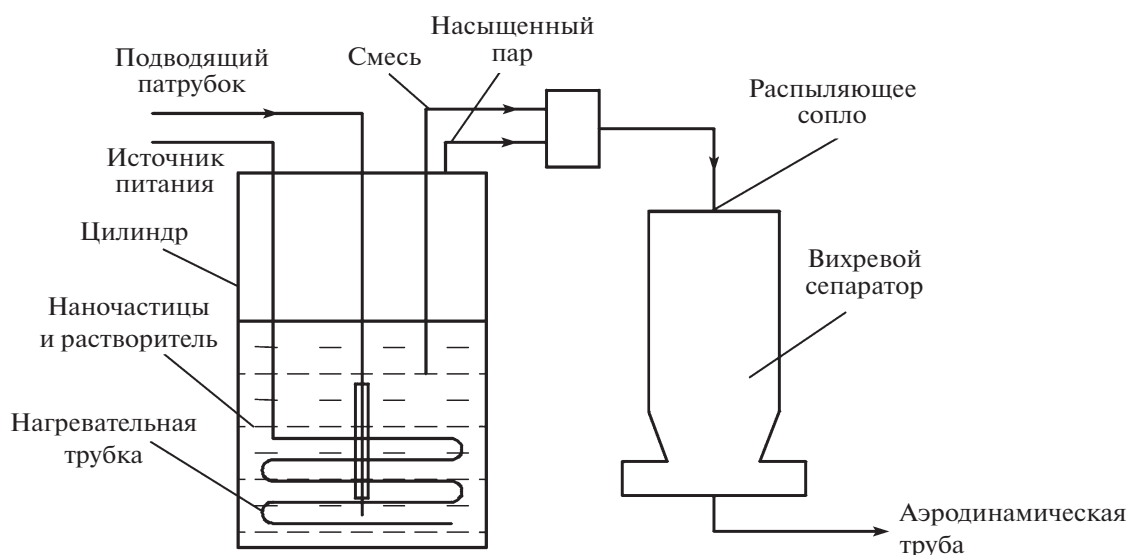


Рис. 4. Схематическое изображение генератора наночастиц.

боты CCD камеры и импульсного лазера; таким образом, обеспечена точная синхронизация работы каждой подсистемы.

Итак, в отличие от обычных сверхзвуковых аэродинамических труб, для изучения полей течения в гиперзвуковой аэродинамической трубе используется метод NPLS. В экспериментах в гиперзвуковой аэродинамической трубе газ находится при высоких температуре и давлении. Необходимо решить проблему рассеяния наночастиц, управления их распределением и равномерного смешения с потоком газа. Генератор наночастиц, используемый в гиперзвуковой аэродинамической трубе, специально разработан для этой цели. Его принципиальная схема представлена на рис. 4

В соответствии с условиями эксперимента, генератор частиц рассчитан на давление 5 МПа. Наночастицы TiO_2 смешиваются с растворителем в цилиндре генератора. Внутри генератора находится нагревательный элемент, обеспечивающий максимальную температуру нагрева до 500 К. В описываемом эксперименте смесь наночастиц нагревалась до 450 К. С одной стороны, части-

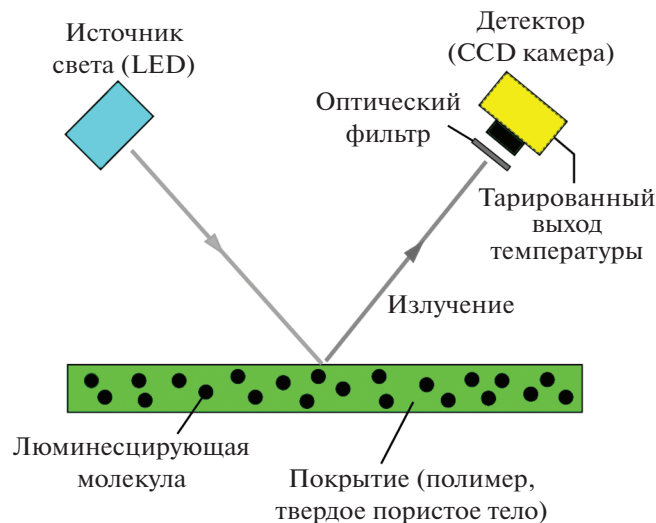


Рис. 5. Схематическое изображение системы TSP.

цы, выходящие из генератора в основной поток гиперзвуковой аэродинамической трубы, имеют температуру, максимально близкую к температуре основного потока в эксперименте; таким образом, минимизируются пульсации температуры в основном потоке. С другой стороны, кинетическая энергия диффузии наночастиц могла бы быть и увеличена, с тем чтобы эти частицы легче отделялись от основного потока. Генератор частиц с помощью подающего газа под высоким давлением осуществляет впрыск наночастиц в экспериментальный поток газа. Подающий газ входит в цилиндр генератора через множество периферийных звуковых сопел. Затем происходит разделение наночастиц вихревым сепаратором, чтобы предотвратить попадание крупных частиц в аэродинамическую трубу. Отделенные частицы входят в камеру смешения, где они равномерно распределяются в окружном направлении при помощи распыляющего сопла, благодаря чему осуществляется их равномерное смешение с основным потоком. Между цилиндром и камерой смешения также находятся дроссельный и соленоидальный клапаны, управляющие уровнем распределения и количеством частиц, которые могут быть различны в разных экспериментальных условиях. Экспериментальные результаты показывают, что частицы, доставляемые генератором, хорошо следуют за потоком и достаточно равномерно распределены.

1.3. Метод термочувствительных красок

Метод термочувствительных красок (TSP) представляет собой оптический неинтрузивный метод измерений, позволяющий получить глобальные распределения температуры и теплового потока по поверхности модели. Он отображает картину течения в переходной и пристеночной областях пограничного слоя. Его составными элементами являются термочувствительное покрытие, источник света, возбуждающий люминесценцию, фильтр, детектор и система сбора данных. Принципиальная схема представлена на рис. 5. В описываемом эксперименте в качестве адгезивного термочувствительного покрытия использован поливинилбутираль, растворителем был 99.9-процентный этиловый спирт, наносимый на поверхность модели посредством высоконапорного пистолета-распылителя; толщина покрытия составляла примерно 20 мкм. Предварительная калибровка системы проводилась в термостате; тарировочная кривая представлена на рис. 6. Затем модель помещалась в рабочей части аэродинамической трубы. В детекторе при помощи CCD камеры записывались изображения модели до и после проведения эксперимента. Результатом обработки полученных данных были распределения температуры и теплового потока по поверхности модели.

2. АНАЛИЗ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

2.1. Тонкая структура течения в продольной и поперечной плоскостях

Используется декартова система координат. Начало координат находится в точке пересечения направления вертикального потока и центральной поверхности передней кромки пластины.

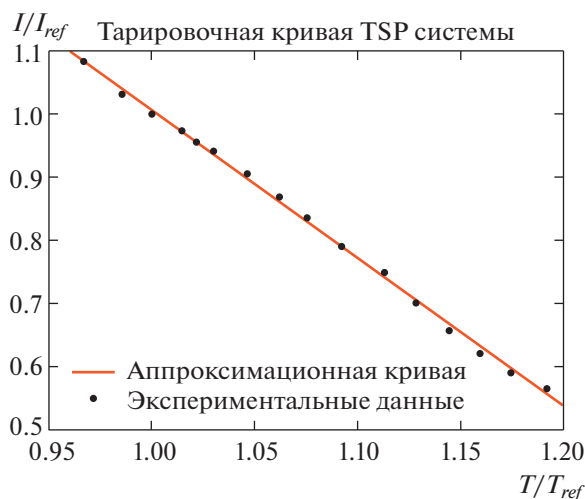


Рис. 6. Тарировочная кривая системы TSP.



Рис. 7. Схема измерений на модели скользящей пластины: (а) схема измерений в продольной плоскости; (б) схема измерений в поперечной плоскости.

(точка o). Направление потока совпадает с положительным направлением оси x , а ось y направлена вертикально вверх по отношению к пластине. Направление, перпендикулярное плоскости x - y и указывающее на начальную точку скользящей пластины, принято за положительное направление оси z , плоскость x - y определена как продольная плоскость в пограничном слое, а плоскость x - z как поперечная плоскость пограничного слоя. На рис. 7а и 7б представлены схемы измерений в продольной и поперечной плоскостях соответственно.

На рис. 8а и 8б представлены мгновенные изображения структуры течения в пограничном слое в продольной плоскости на скользящей пластине, полученные методом NPLS. Изображение на рис. 8а получено в центральной плоскости при $x/R = 24 \sim 48$, пространственное разрешение изображения составляет 69 мкм/пиксель, а поток направлен слева направо. Видно, что перед затупленной кромкой образуется головная ударная волна. Хорошо различим процесс превращения ламинарного пограничного слоя сначала в переходной, а затем в полностью турбулентный. Течение перед ударной волной равномерное, но после прохождения скачка в поле течения можно видеть несколько неровных полос; их происхождение связано с образующимся энтропийным слоем. На интервале $x/R = 24 \sim 32$ течение в пограничном слое ламинарное, его толщина нарастает по линейному закону, но степень роста велика, так что при $x/R = 32$ начинается дестабилизация пограничного слоя. В интервале $x/R = 32 \sim 42$ постепенно образуются крупномасштабные вихревые структуры, а в своем дальнейшем развитии пограничный слой распадается на мелкомасштабные структуры. При $x/R = 42$ пограничный слой полностью развитый и турбулентный. На рис. 8б изображение дано в центральной плоскости скользящей пластины при

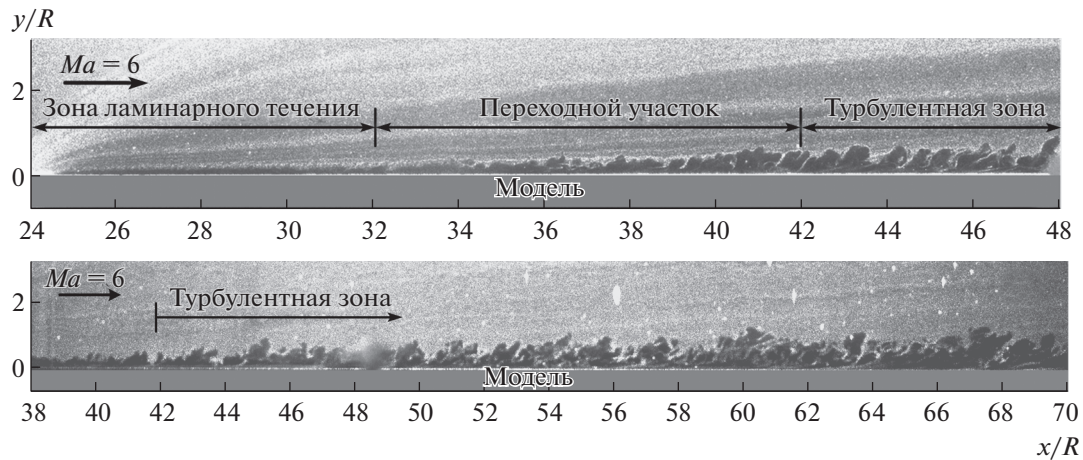


Рис. 8. Структура обтекания скользящей пластины в продольной плоскости: (а) $x/R = 24 \sim 48$, $z/R = 0$; (б) $x/R = 38 \sim 70$, $z/R = 0$.

$x/R = 38 \sim 70$; пространственное разрешение изображения 88 мкм/пиксель и поток направлены слева направо. Четкие критерии ламинарной, переходной и турбулентной зон отсутствуют. Однако при просмотре сотен изображений, полученных в ходе одного эксперимента, основные тенденции развития пограничного слоя хорошо прослеживаются. Хотя граница между зонами совершает небольшие колебательные движения, они находятся в диапазоне, не превышающем $1.3R$. Основная причина, возможно, состоит в том, что пограничный слой на скользящей пластине полностью переходит в турбулентное состояние на расстоянии $18.9R$ от передней кромки. Процесс развития происходит быстрее, чем на обычной плоской пластине без скольжения. Именно быстрое завершение процесса перехода приводит к тому, что влияние параметров набегающего потока на положение перехода в целом пренебрежимо, а само положение, определяемое методом NPLS, обладает большим постоянством.

На рис. 9а и 9б представлены мгновенные изображения структуры течения в пограничном слое в поперечной плоскости, полученные методом NPLS при $x/R = 24 \sim 46$ и $z/R = -10 \sim 10$. Расстояния от пластины до лазерного ножа на рис. 9а и 9б равны $y/R = 0.5$ и $y/R = 0.24$ соответственно. Пространственное разрешение изображений составляет 63 мкм/пиксель, а поток направлен слева направо. На рис. 9а в задней части пластины заметна разрушающаяся вихревая структура, но вверх по потоку не наблюдается никаких очевидных структур. Это говорит о том, что выше по течению на высоте $y/R = 0.5$ пограничный слой находится в ламинарном или переходном состоянии. Для того чтобы проследить за развитием пограничного слоя в пристеночной области, следует обратиться к рис. 9б, где высота лазерного ножа уменьшена до $y/R = 0.24$. И здесь в начальной области скользящей пластины структуры течения отсутствуют. Это указывает на то, что толщина пограничного слоя в этой области меньше, чем $y/R = 0.24$ а расстояние между этой областью и передней кромкой пластины около $18.9R$. В области ниже по течению хорошо различимы зона ламинарного течения, крупномасштабная вихревая структура и полностью разрушенная мелкомасштабная вихревая структура. Полоса ламинарного течения составляет угол 9° с продольной плоскостью. В целом фронт переходной зоны параллелен фронту скользящей пластины, а развитие пограничного слоя происходит быстрее, чем в случае, когда скольжение отсутствует.

На рис. 10 интервал времени между двумя последовательными изображениями составляет 5 мкс. В правой части рисунка подробно показана область $x/R = 36 \sim 40$. В части пограничного слоя, находящейся в переходной зоне, нет заметных изменений толщины слоя. Масштабный анализ коррелированной во времени вихревой структуры I, относящейся к переходной зоне, показывает, что смещение этой особенности вдоль потока составляет $0.628R$ в течение интервала 5 мкс, а рассчитанная скорость перемещения вихревой структуры I равна примерно 628 м/с. Движение вихревой структуры I в основном поступательное. В окрестности $x/R = 40$ имеют место значительный рост толщины пограничного слоя и явление, сходное с давлением разрежения; далее возникают крупномасштабные структуры. Анализ вихревой структуры II в отрывной зоне показывает, что поток уже не параллелен стенке, и структура перемещается в двух направлениях. Ве-

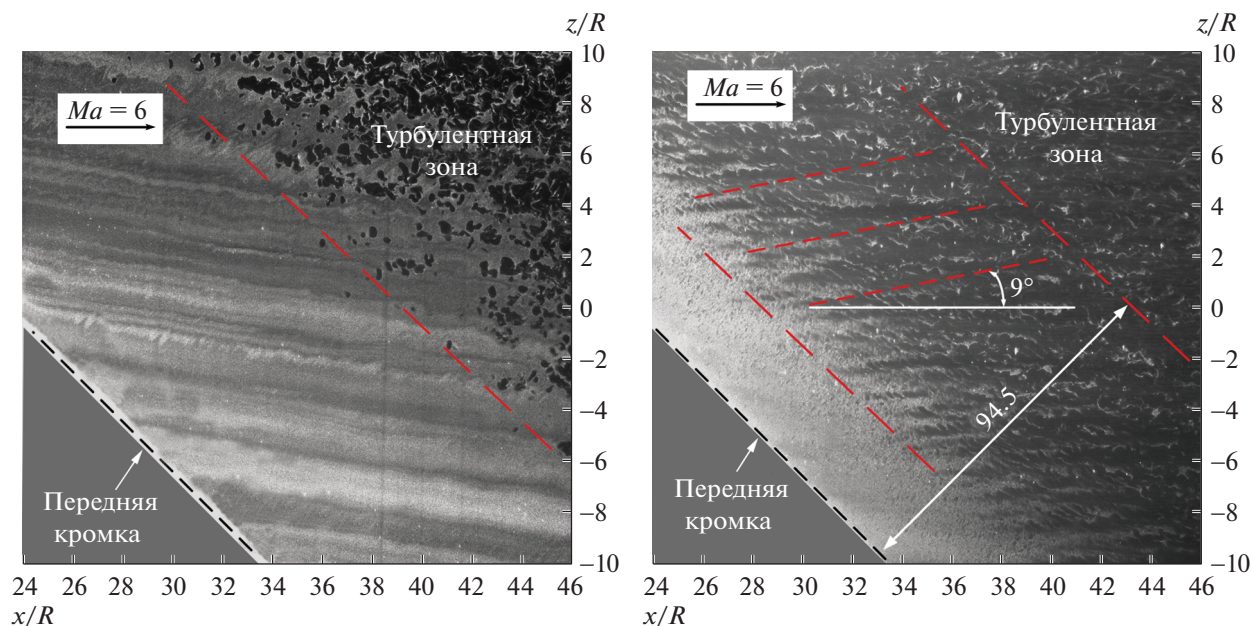


Рис. 9. Структура обтекания скользящей пластины в поперечной плоскости: (а) $y/R = 0.5$; (б) $y/R = 0.24$.

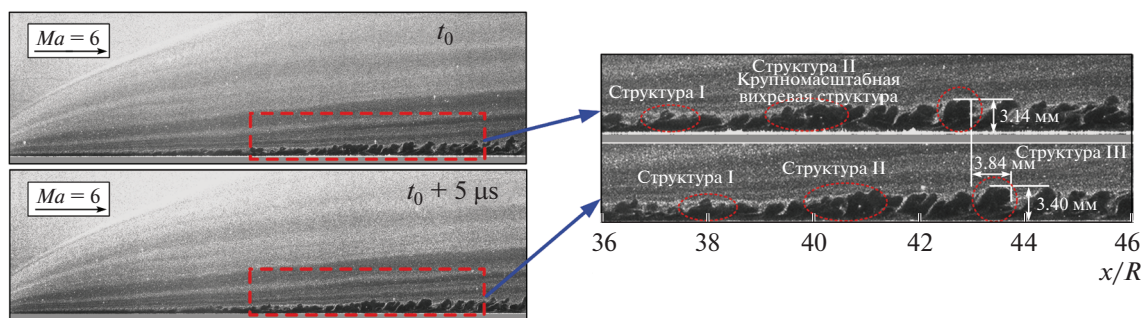


Рис. 10. Коррелированные во времени картины течения.

личина смещения в направлении потока составляет $0.67R$, а соответствующая скорость перемещения равна приблизительно 628 м/с. При этом скорость перемещения в вертикальном направлении равна $0.042R$, а скорость вертикального перемещения приблизительно 42 м/с. После $x/R = 40$ пограничный слой полностью турбулентный. Анализ вихревой структуры III, находящейся в переходной зоне, показывает, что ее перемещение также происходит в двух направлениях. Смещение в направлении потока составляет $0.768R$, соответствующая скорость перемещения равна примерно 768 м/с, тогда как смещение в вертикальном направлении равно $0.052R$, а скорость перемещения в этом направлении примерно 52 м/с. Вихревая структура III и ее структурные деформации в основном ориентированы вдоль направления потока.

2.2. Анализ результатов, полученных методом термочувствительных красок

Измерения методом термочувствительных красок (TSP) проводились в той же области скользящей пластины, что и визуализация течения методом NPLS; результаты измерений представлены на рис. 11. Результаты, показанные на рис. 11а, получены до начала проведения эксперимента, а результаты на рис. 11б получены в ходе работы аэродинамической трубы. Распределение температуры в переходной зоне можно видеть на рис. 11б. Передняя кромка переходной зоны в основном параллельна передней кромке скользящей пластины. Повышение температуры в начале переходной зоны сменяется ее падением.

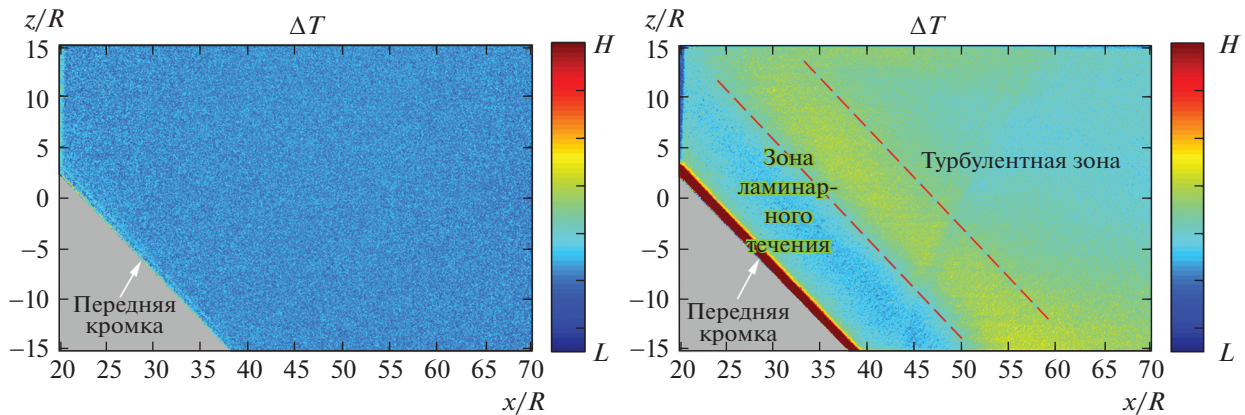


Рис. 11. Анализ результатов, полученных методом TSP: (а) — до начала работы трубы; (б) в ходе работы трубы.

При обработке результатов, полученных методом TSP, данные по температуре на линии $z/R = 0$ вычитаются и строится кривая градиента температуры в направлении потока в области $x/R = 20 \sim 68$; она представлена на рис. 12а. В ходе детального анализа кривая местного градиента давления при $x/R = 24 \sim 48$ вычитается из кривой, построенной на рис. 12а; в результате получается кривая, представленная на рис. 12б. Согласно результатам NPLS визуализации структур течения, пограничный слой в области $x/R = 26 \sim 30$ ламинарный, что соответствует зоне низкой температуры на температурной кривой. Ниже по течению от $x/R = 30$ пограничный слой становится неустойчивым и развивается переходная зона; этому соответствует повышение температуры в этой же области. Однако при $x/R > 40$ имеет место падение температуры, при том что толщина пограничного слоя заметно возрастает. В соответствии с визуализированными структурами течения, коррелированными во времени, можно предположить, что в районе $x/R = 40$ имеют место явление давления разрежения и образование небольшой отрывной зоны, где пограничный слой быстро нарастает. Этот отрыв, по-видимому, и является причиной падения температуры вниз по потоку от фронта переходной зоны.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Исследование пограничного слоя на пластине под углом скольжения выполнено методами рассеяния на наночастицах лазерным ножом (NPLS) и термочувствительных красок (TSP). Тонкая структура пограничного слоя на пластине при угле скольжения 45° исследована в гиперзвуковой малозумной аэродинамической трубе при числе Маха 6.0. Полученные изображения течения в продольной и поперечной плоскостях течения демонстрируют переход пограничного слоя из ламинарного в турбулентный. Также ясно прослеживается тонкая структура турбулентного пограничного слоя, а его эволюция во времени проанализирована в соответствии с коррелированной во времени последовательностью картин течения. Согласно результатам визуализации течения, переходной пограничный слой развивается параллельно скосу пластины. Под влиянием поперечного течения пограничный слой полностью переходит в турбулентное состояние на коротком расстоянии. При помощи метода TSP получено распределение градиента температуры на поверхности скользящей пластины, причем картина перехода в пограничном слое, определенная этим методом, согласуется с картиной когерентных структур, полученных при визуализации течения методом NPLS. Получено соотношение между изменениями температуры стенки и структуры течения в процессе перехода пограничного слоя. Пограничный слой является ламинарным при $x/R = 26 \sim 30$, что соответствует области низкой температуры на температурной кривой. Ниже по потоку от положения $x/R = 30$ пограничный слой теряет устойчивость и находится в переходной зоне, где температура растет. Явление давления разрежения, имеющее место приблизительно при $x/R = 40$, по-видимому является причиной падения температуры ниже по потоку от фронта переходной зоны.

Поскольку методы визуализации течений в гиперзвуковых условиях еще находятся в стадии разработки, авторы предполагают продолжить исследование процесса развития пограничного слоя при различных затуплениях передней кромки пластины, числах Рейнольдса и углах атаки.

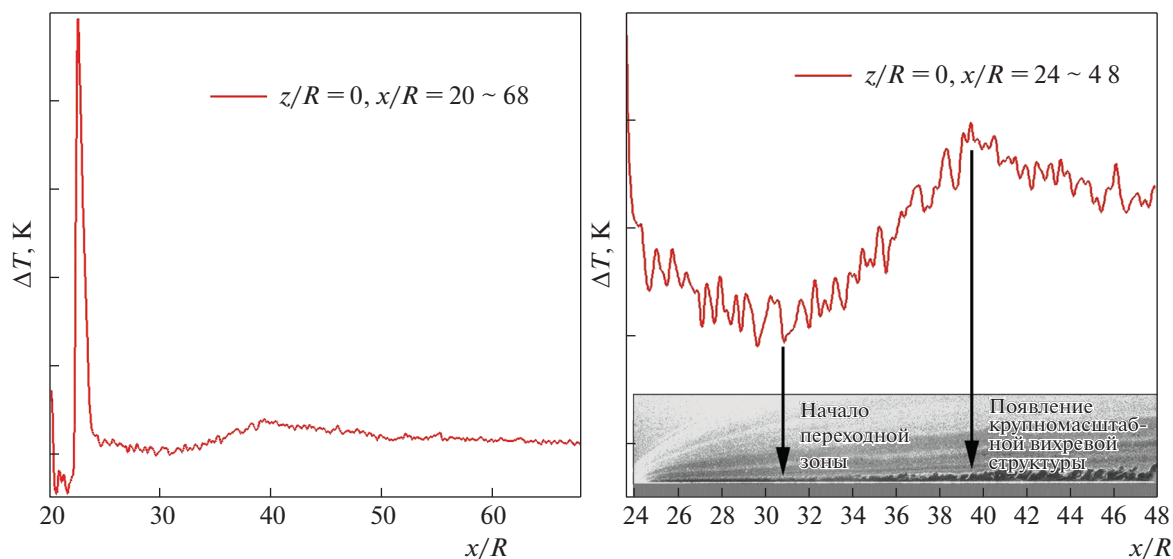


Рис. 12. Сравнение NPLS изображений и TSP измерений: (а) $z/R = 0$, $x/R = 20 \sim 68$; (б) $z/R = 0$, $x/R = 24 \sim 48$.

Работа поддержана Национальным проектом исследования и развития основного научного инструментария Китая (грант 11527802) и Основным исследовательским планом Национального фонда естественных наук Китая (грант. 91752102), а также Инновационным проектом для молодых ученых г. Чанша (KQ1802031). Авторы выражают благодарность за эту поддержку.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Liu X.L., Yi S.H., Niu H.B., Lu X.G. Influence of laser-generated perturbations on hypersonic boundary-layer stability // *Acta Phys. Sin.* 2018. V. 67(July).
2. Zhong X.L. Direct numerical simulation of 3-D hypersonic boundary layer receptivity to freestream disturbances // *The 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, ed: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998.
3. Morkovin M.V., Reshotko E., Herbert T. Transition in open flow systems: a reassessment // *Bull. APS.* 1994. V. 39. P. 31.
4. Wu Y.J., Ming X. Experimental study of initial disturbance growth for cross flow instability // *Acta Aerodynamica Sinica*. 2000. V. 18.
5. Li S.X., Ma J.K., Guo X.G. Experimental study of hypersonic interaction flow induced by high sweep fin model // *Physics of Gases*. 2016. V. 1.
6. Stetson K.F., Thompson E.R., Donaldson J.C., Siler L.G. Laminar boundary layer stability experiments on a cone at Mach 8. Part 1: Sharp cone[C] // *AIAA Paper 83-1761*, 1983.
7. Stetson K.F., Thompson E.R., Donaldson J.C., Siler L.G. Laminar boundary layer stability experiments on a cone at Mach 8. Part 2: Blunt Cone[C] // *AIAA Paper 84-0006*, 1984.
8. Kline S.J., Reynolds W.C., Schranb F.A., Runstadler P.W. The structure of turbulent boundary layer // *J. Fluid Mech.* 1967. V. 30. № 4. P. 741–774.
9. Theodorsen T. Mechanism of turbulence //: *Proceedings of the Second Midwestern Conference on Fluid Mechanics*. Ohio State University, USA. 1952.
10. Head M.R., Bandyopadhyay P.R. New aspects of turbulent boundary-layer structure // *J. Fluid Mech.* 1981. V. 107. P. 297–338.
11. Baumgartner M.L., Erbland P.J., Etz M.R., Yalin A., Muzas B.K., Smits A.J., Lempert W.R., Miles R.B. Structure of a Mach 8 turbulent boundary layer // *35th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit Reno, NV*. 1997.
12. Martin M.P. Direct numerical simulation of hypersonic turbulent boundary layers. Part 1. Initialization and comparison with experiments // *J. Fluid Mech.* 2007. V. 570. P. 347–364.
13. Li X.L., Fu D.X., Ma Y.W. Assessment of the compressible turbulence model by using the DNS data // *Chinese J. Theor. Appl. Mech.* 2012. V. 44. № 2.
14. Smith M.W., Smits A.J. Visualization of the structure of supersonic turbulent boundary layers // *Experiments in Fluids*. 1995. V. 18. P. 288–302.

15. *Smith M.W., Smits A.J., Miles R.B.* Cinematic visualization of coherent density structures in a supersonic turbulent boundary layer // *Opt. Lett.* 1988. V. 14. P. 916.
16. *Danehy P.M., Wilkes J.A., Alderfer D.W., Jones S.B., Robbins A., Patry D., Schwartz R.* Planar laser-induced fluorescence (PLIF) investigation of hypersonic flow fields in a Mach 10 wind tunnel // *AIAA Paper* 2006-3442, 2006.
17. *Bathel B.F., Danehy P.M., Inman J.A., David A., Scott B.* PLIF visualization of active control of hypersonic boundary layers using blowing // *AIAA Paper* 2008-4266. 2008.
18. *He L., Yi S.H., Tian L.F., Chen Z., Zhu Y.Z.* Simultaneous density and velocity measurements in a supersonic turbulent boundary layer // *Chin. Phys.* 2013. V. 2. P. 328–334.
19. *Zhu Y.Z., Yi S.H., Chen Z., Ge Y., Wang X.H., Fu J.* Experimental investigation on aero-optical aberration of the supersonic flow passing through an optical dome with gas injection // *Acta Phys. Sin.* 2013. V. 8. P. 259–266.
20. *Chen Z., Yi S.H., He L., Tian L.F., Zhu Y.Z.* An experimental study on fine structures of supersonic laminar/turbulent flow over a backward-facing step based on NPLS // *Chinese Science Bulletin.* 2011. V. 57. P. 584.
21. *He L., Yi S.H., Lu X.G.* Experimental study on the density characteristics of a supersonic turbulent boundary layer // *Acta Phys. Sin.* 2017. V. 66 (July).
22. *He L., Yi S.H., Zhao Y.X., Tian L.F., Chen Z.* Visualization of coherent structures in a supersonic flat-plate boundary layer // *Chinese Science Bulletin.* 2011. V. 54. P. 1702.
23. *He L., Yi S.H., Zhao Y.X., Tian L.F., Chen Z.* Experimental study of a supersonic turbulent boundary layer using PIV // *Chinese Science Bulletin.* 2011. V. 56. P. 489.
24. *He L. M. S.* Dissertation // Changsha: National University of Defense Technology. 2006 (на китайском языке).
25. *Zhao Y.X., Yi S.H., Tian L.F., Cheng Z.Y.* Supersonic flow imaging via nanoparticles // *Sci. China. Ser. E.* 2009. V. 52. P. 3640.

Перевод М.Г. Лебедева

Experimental Investigation of the Hypersonic Boundary Layer Transition on a 45° Swept Flat Plate*

Xiaoge Lu^{a,*,##}, Shihe Yi^a, Lin He^a, Xiaolin Liu^a, and Haibo Niu^a

^a*College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology,
No. 109, Deya Road, Changsha, Hunan, China, 410073*

[#]*E-mail: luxiaoge18@163.com*

^{##}*E-mail: luxiaoge11@nudt.edu.cn*

Abstract In this paper, the experimental study on the transition process of a boundary layer on a 45° swept flat plate is performed in the Mach 6.0 hypersonic low-noise wind tunnel. The instantaneous fine structures of the boundary layer on the swept flat plate in streamwise and spanwise planes have been investigated based on the Nano-tracer Planar Laser Scattering (NPLS) technique, respectively. The spatiotemporal evolution characteristics of the boundary layer translating from laminar to turbulence are analyzed. The transition process from laminar to turbulent flow is shown, and its spatiotemporal evolution characteristics are analyzed. It is found that the transitional plane is parallel to the leading edge of the 45° swept flat plate under the unit Reynolds number of $1.67 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$. The distance from the turbulent zone to the leading edge of the swept flat plate is 18.9R. The laminar strip is at an angle of 9° to the streamwise plane. Using Temperature-Sensitive Paints (TSP) technique, the temperature gradient distribution on the surface of the 45° swept flat plate wall was obtained, and the boundary layer transition regular pattern obtained by temperature gradient was agree with the coherent structures obtained from the NPLS images. Compared the TSP result with the NPLS images, the correlation between flow structure and wall temperature gradient was obtained.

Keywords: hypersonic, boundary layer, swept flat plate, NPLS, TSP