

КРАТКИЕ СООБЩЕНИЯ

УДК 533.6

**Об определении положения ламинарно-
-турбулентного перехода пограничного слоя
оптическими методами***

**Д.А. Бунтин, Ю.В. Громыко, А.А. Маслов, П.А. Поливанов,
А.А. Сидоренко**

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

E-mail: bountin@itam.nsc.ru

При гиперзвуковых скоростях потока исследования, как правило, проводятся в трубах кратковременного действия. Для таких установок наиболее предпочтительными являются оптические методы диагностики потока. В настоящей работе впервые проводится сравнение двух методов определения конца ламинарно-турбулентного перехода: по распределению тепловых потоков и по шлирен-визуализации течения в пограничном слое. Получены параметрические данные о положении перехода. Их можно использовать в дальнейшем как эталонные для калибровки расчетных полуэмпирических моделей перехода.

Ключевые слова: оптические методы диагностики потока, ламинарно-турбулентный переход, шлирен-визуализация, тепловой поток.

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе «Транзит-М» ИТПМ СО РАН при числе Маха $M = 6$. Модель представляла собой конус с углом полураствора 7° и длиной 0,45 м. Носик модели был сменным, что позволяло изменять радиус притупления: $R_n = 0,07$ мм (острый носик), 0,75, 1,5 и 2 мм. Модель была выставлена под нулевым углом атаки.

Тепловые потоки измерялись при помощи тепловизора «СВИТ», разработанного в Институте теплофизики СО РАН. Максимальная частота кадров тепловизора составляет 100 Гц, разрешение кадров — 128×128 пикселей, чувствительность — $0,025^\circ \text{C}$. Положение конца ламинарно-турбулентного перехода определялось по максимуму в распределении тепловых потоков [1, 2]. Для получения снимков шлирен-визуализации использовалась камера Phantom 310m с частотой кадров 23,5 кГц и разрешением кадра 1280×200 пикселей.

Коэффициент перемежаемости для координаты x равнялся отношению количества кадров, на которых в положении x присутствует турбулентное пятно (ТП), к общему количеству кадров в пуске. Для этого по серии снимков определялась толщина ламинарного пограничного слоя (ПС). Присутствие ТП для каждого кадра определялась как превышение

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФ (проект № 14-11-00490).

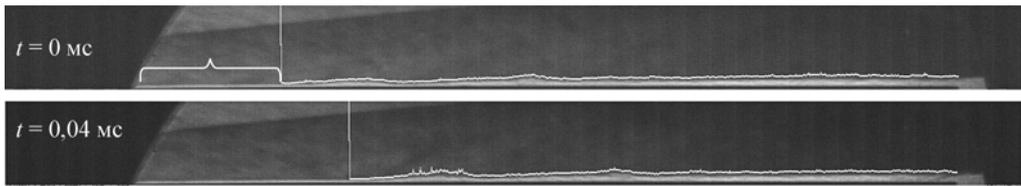


Рис. 1. Эволюция турбулентного пятна на шлирен-визуализации.

толщины ПС над толщиной ламинарного ПС. Рисунок 1 демонстрирует два последовательных шлирен-снимка. Направление течения слева направо. Белая вертикальная линия означает границу между ламинарным и турбулентным ПС. Горизонтальная белая линия показывает контуры ТП и турбулентного ПС. На рисунке хорошо видно как смещается и вырастает по толщине турбулентное пятно. Ниже по потоку от ТП пограничный слой является турбулентным.

На рис. 2 показан пример распределений теплового потока Q на поверхности конуса (тёмные символы) и коэффициента перемежаемости γ (светлые символы) для двух разных притуплений носика модели и чисел Рейнольдса. Хорошо видны максимумы в распределении тепловых потоков, означающие конец ламинарно-турбулентного перехода: $x = 269$ мм для $R_n = 0,75$ мм и $Re_1 = 32,5 \cdot 10^6$ 1/м; $x = 347$ мм для $R_n = 1,5$ мм и $Re_1 = 52,4 \cdot 10^6$ 1/м. Т.е. за точкой максимума коэффициент перемежаемости должен быть равен 1. Тем временем данные по перемежаемости показывают другую картину.

Вначале измеряемой области коэффициент перемежаемости близок к нулю. Постепенно увеличиваясь, он достигает значения единицы. Для $R_n = 0,75$ мм и $Re_1 = 33,1 \cdot 10^6$ 1/м коэффициент перемежаемости достигает значения 1 при $x = 300$ мм, что на 11,5 % больше, чем координата максимума в распределении тепловых потоков для тех же параметров течения. Для $R_n = 1,5$ мм, $Re_1 = 52,3 \cdot 10^6$ 1/м и $Re_1 = 51,6 \cdot 10^6$ 1/м коэффициент перемежаемости становится равным 1 при $x = 403$ мм и $x = 395$ мм соответственно, тогда как координата конца перехода по тепловым потокам оказывается на 15 % меньше. Из рисунка видно, что максимум в распределении тепловых потоков соответствует

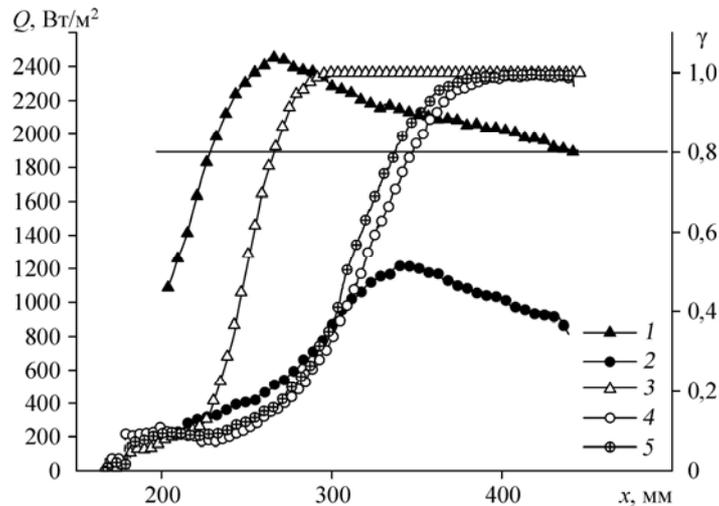


Рис. 2. Распределение тепловых потоков и коэффициента перемежаемости.

- 1 — тепловой поток, $R_n = 0,75$ мм, $Re_1 = 32,5 \cdot 10^6$ 1/м; 2 — тепловой поток, $R_n = 1,5$ мм, $Re_1 = 52,4 \cdot 10^6$ 1/м;
 3 — перемежаемость, $R_n = 0,75$ мм, $Re_1 = 33,1 \cdot 10^6$ 1/м; 4 — перемежаемость, $R_n = 1,5$ мм, $Re_1 = 52,3 \cdot 10^6$ 1/м;
 5 — перемежаемость, $R_n = 1,5$ мм, $Re_1 = 51,6 \cdot 10^6$ 1/м.

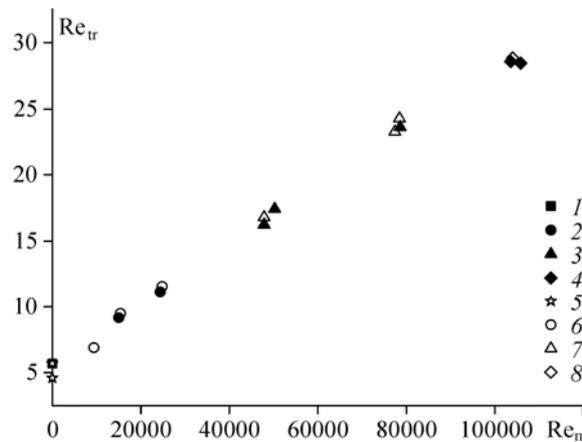


Рис. 3. Обобщающая зависимость числа Рейнольдса перехода.

Данные по тепловым потокам: 1 — острый конус, $Re_1 = 11,8 \cdot 10^6$ 1/м; 2 — $R_n = 0,75$ мм, $Re_1 = 20 \cdot 10^6, 32,5 \cdot 10^6$ 1/м; 3 — $R_n = 1,5$ мм, $Re_1 = 31,9 \cdot 10^6, 33,5 \cdot 10^6, 52,4 \cdot 10^6$ 1/м; 4 — $R_n = 2$ мм, $Re_1 = 51,8 \cdot 10^6, 52,9 \cdot 10^6$ 1/м.

Данные по коэффициенту перемежаемости: 5 — острый конус, $Re_1 = 12,5 \cdot 10^6, 12,9 \cdot 10^6$ 1/м; 6 — $R_n = 0,75$ мм, $Re_1 = 12,5 \cdot 10^6, 20,5 \cdot 10^6, 33,1 \cdot 10^6$ 1/м; 7 — $R_n = 1,5$ мм, $Re_1 = 31,9 \cdot 10^6, 51,6 \cdot 10^6, 52,3 \cdot 10^6$ 1/м; 8 — $R_n = 2$ мм, $Re_1 = 52 \cdot 10^6$ 1/м.

уровню перемежаемости равному 0,8. Если принять во внимание этот факт и построить зависимость числа Рейнольдса перехода от $Re_n = Re_1 \cdot R_n$, то получится график, показанный на рис. 3. Число Рейнольдса перехода вычислялось как $Re_{т} = Re_{1e} \cdot X_{т}$, где индекс «е» означает условия на границе пограничного слоя, $X_{т}$ бралось в максимуме распределения тепловых потоков и при $\gamma = 0,8$. На графике видно, что данные двух методов прекрасно совпадают.

Причины, почему положение максимума в распределении тепловых потоков и положение $\gamma = 1$ отличаются, до конца не ясны. Возможные погрешности измерений могут быть вызваны: во-первых, ошибками в идентификации ТП и турбулентного ПС при обработке данных шлирен-визуализации, во-вторых — особенностями реализации методов в условиях данного эксперимента. Второй пункт нуждается в пояснении. Положение максимума в распределении теплового потока варьируется поперек модели в пределах ± 10 мм. Для получения положения перехода продольные распределения тепловых потоков усреднялись поперек модели. Теневой метод позволяет определить положение перехода наверху (или снизу) модели, и усреднение происходит по длине оптического пути в ПС, чем можно пренебречь в случае конуса.

В рассматриваемой постановке эксперимента небольшой угол атаки или неравномерность среднего течения может привести к различному положению ламинарно-турбулентного перехода сбоку и сверху модели. Точность установки модели под нулевым углом атаки составляет около $0,1^\circ$. Столь небольшая неопределенность установки не может приводить к такому большому расхождению, которое наблюдается в эксперименте. Поле течения в установке «Гранзит-М» подробно изучалось в работе [3], где было показано, что асимметрия течения не превышает 0,6 %, что является нормой для аэродинамических труб. Таким образом, маловероятно, что особенности реализации методов являются причиной указанного выше расхождения. Тем не менее, этот фактор нельзя полностью исключить из рассмотрения.

Подробная проверка алгоритма обработки шлирен-изображений показала, что количество ошибочных срабатываний алгоритма не превышает 2,5 % в области коэффициента перемежаемости равного 0,8. Однако для того, чтобы объяснить разницу в $\gamma = 1$ и $\gamma = 0,8$ ошибка должна составлять около 20 %.

Выводы

Таким образом, расхождение между двумя методами вероятнее всего связано с механизмом появления и развития турбулентных пятен. Для того, чтобы точно ответить на этот вопрос необходим детальный анализ процессов в ПС в области окончания перехода, а также необходимо провести дополнительные эксперименты с использованием данных методик или с использованием другой базовой методики (например, определенные положения перехода с помощью насадка Пито).

Полученные параметрические данные можно использовать в дальнейшем для калибровки различных расчетных полуэмпирических моделей перехода. Так как в конкретную модель, как правило, закладывается единственный критерий перехода, то наличие данных о положении перехода, полученных разными методами в рамках одной работы является важным, позволяя калибровать различные модели и сравнивать результаты расчетов по ним с использованием одних и тех же тестовых конфигураций.

Список литературы

1. **Softley E.J., Graber B.C., Zempel R.E.** Experimental observation of transition of the hypersonic boundary layer // AIAA J. 1969. Vol. 7, No. 2. P. 257–263.
2. **Бунтин Д.А., Лукашевич С.В., Маслов А.А., Шиплюк А.Н.** Влияние затупления носовой части конуса и ультразвук-поглощающего покрытия на переход в гиперзвуковом пограничном слое // Изв. РАН. МЖГ. 2010. № 6. С. 74–81.
3. **Громыко Ю.В., Поливанов П.А., Сидоренко А.А., Бунтин Д.А., Маслов А.А.** Экспериментальное исследование естественного шума гиперзвуковой аэродинамической трубы «Транзит-М» // Теплофизика и аэромеханика. 2013. Т. 20, № 4. С. 491–504.

Статья поступила в редакцию 21 мая 2015 г.