

УДК 533; 534.2; 533.6

## **Влияние шероховатости затупленной носовой части конуса на положение ламинарно-турбулентного перехода \***

**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

В статье приведены данные по влиянию шероховатости затупленной носовой части конуса на положение ламинарно-турбулентного перехода. Исследования выполнялись при числе Маха 5,95. Получено, что положение шероховатости играет существенную роль в процессе перехода, обнаружены критические числа Рейнольдса, при которых ламинарно-турбулентный переход происходит на носке модели. Впервые обнаружен гистерезис положения перехода.

**Ключевые слова:** гиперзвуковой пограничный слой, ламинарно-турбулентный переход, шероховатость поверхности.

### **Введение**

Проблеме ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) при гиперзвуковых скоростях на затупленных моделях посвящено большое количество работ (например, [1–3]). Значительную часть этих работ занимают исследования по влиянию распределенной шероховатости на ЛТП. Интерес к ЛТП, происходящему за счет распределенной шероховатости на затупленном носке, обусловлен большой практической важностью перехода этого типа.

За счет высоких тепловых нагрузок, которые испытывают спускаемые космические аппараты, происходит абляция материала носовой части, что неизбежно приводит к образованию шероховатости. При входе в более плотные слои атмосферы возрастают числа Рейнольдса, и образовавшаяся шероховатость в большинстве случаев приводит к преждевременному ламинарно-турбулентному переходу на носовой части летательного аппарата (ЛА). Кроме того, некоторые исследователи связывают такое малоизученное явление, как реверс перехода на затупленных телах, с наличием шероховатости на носике [4].

Большинство авторов уделяли основное внимание получению эмпирических зависимостей критического числа Рейнольдса от различных параметров (см., например, [5–7]). Были созданы научные программы, в рамках которых изучались указанные корреляции: Passive Nostip Technology (PANT), Nostip Transition Experimentation Program (NTEP).

---

\* Исследование выполнено за счет гранта РФ (проект №14-11-00490).

Подобные исследования имеют большое практическое значение для проектирования ЛА, однако не проясняют физику процессов ламинарно-турбулентного перехода. Изучение данного явления — это сложная многопараметрическая задача, поэтому получение новых экспериментальных данных по этой проблеме имеет большое значение.

В настоящей работе приведены данные о влиянии положения и высоты распределенной шероховатости различной геометрии на область ЛТП. Впервые получен гистерезис положения конца перехода.

### Экспериментальное оборудование

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе «Транзит-М» ИТПМ СО РАН при числе Маха  $M = 5,95$ , температуре торможения  $T_0 = 360 \div 457$  К и давлении торможения  $P_0 = 6,9 \div 43,1$ . Единичное число Рейнольдса при этом варьировалось в диапазоне  $Re_1 = (7,7 \div 65,7) \cdot 10^6$  1/м. Модель представляла собой конус с углом полураствора  $7^\circ$  и длиной 0,45 м (см. рис. 1), изготовленный из пластика РЕЕК. Носик модели длиной 65 мм был изготовлен из алюминиевого сплава и имел радиус притупления 2 мм. Модель выставлялась под нулевым углом атаки. На поверхности модели вдоль образующей конуса было установлено шесть датчиков пульсаций давления РСВ132А31 (РСВ1–РСВ6). Седьмой датчик располагался симметрично пятому с противоположной стороны. На этом же рисунке показана конфигурация затупленного носика, имеющего распределенную шероховатость, нанесенную в пределах телесного угла  $\theta$ .

Сбор данных с датчиков РСВ осуществлялся с частотой 1,7 МГц двумя четырехканальными модулями АЦП L-card E20-10. Для анализа данных рассчитывались спектры мощности пульсаций давления при помощи быстрого преобразования Фурье. Спектральные распределения вычислялись для отдельных блоков, после чего выполнялось осреднение по блокам. Число блоков в реализации варьировалось от 428 до 858, при этом количестве точек в блоке составляло от 1024 до 512 соответственно. Измерения тепловых потоков на поверхности модели были выполнены с помощью тепловизора Flir sc7000. Частота кадров в экспериментах составляла 350 Гц. За время пуска поверхность модели нагревалась на 1–2 градуса. Для нахождения величины нестационарного теплового потока был применен алгоритм Кука–Фельдермана [8], позволяющий получать решение задачи о распространении тепла в полубесконечном теле.

Исследования проводились с тремя видами шероховатости: пескоструйной, изготовленной с помощью пескоструйного аппарата; выдавленной, полученной путем выдавливания на поверхности каверн; и песчаной, сформированной наклеиванием на поверхности модели калиброванного песка.

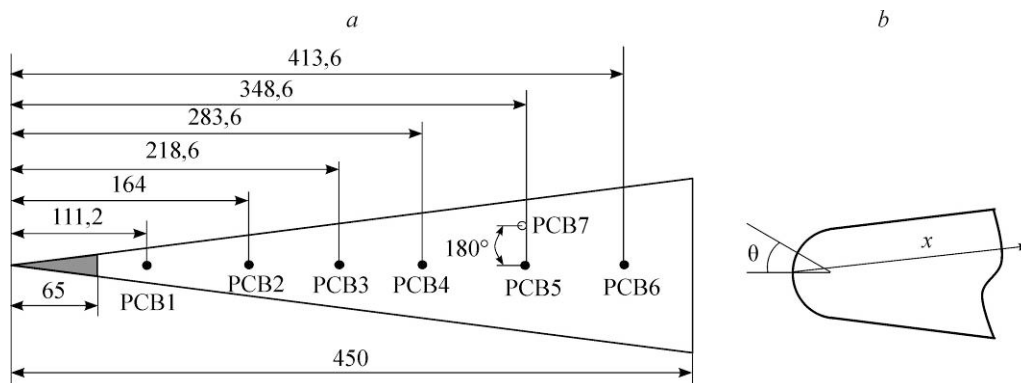


Рис. 1. Схематическое изображение модели (а) и увеличенный носик модели с обозначением координат (б). Размеры приведены в миллиметрах.

Определение характерного размера (высоты)  $k$  распределенной шероховатости — задача сложная и неоднозначная. До сих пор исследователи измеряют высоту  $k$  разными способами: как среднеквадратичное отклонение координат поверхности от средней линии; по наиболее высоким пикам и низким углублениям в распределении шероховатости (отношение peak-to-peak); как высоту, которую превышает 50 % пиков в распределении высот шероховатости и пр. Например, в работе [6] была разработана оригинальная методика определения характерной высоты распределенной шероховатости. В зависимости от выбранной методики высота  $k$  может изменяться в 2–3 раза. В настоящей работе высота шероховатости  $k$  измерялась при помощи трехмерного анализатора структуры поверхности Zygo Newview 6300 (США) и определялась как среднеквадратичное отклонение координаты поверхности от средней линии. Высота пескоструйной шероховатости  $k$  равнялась 13 мкм, выдавленной шероховатости — 30 мкм и песчаной — 45 мкм (рис. 2). Для гладкого носика  $k$  составляла около 2 мкм.

Одним из принятых параметров оценки влияния шероховатости на ЛТП является число Рейнольдса, посчитанное по параметрам потока на высоте шероховатости  $Re_{kk} = U_k k / \nu_k$ , где  $U_k$  — скорость течения на высоте шероховатости,  $k$  — высота шероховатости  $\nu_k$  — кинематическая вязкость на высоте шероховатости. Существует множество инженерных корреляций для определения критических чисел  $Re_{kk}$ . Одной из наиболее распространенных, в силу своей простоты, является корреляция Реда  $Re_{kk} = 250$ , полученная из обобщения баллистических испытаний [7, 9]. Однако в силу вышеуказанной проблемы определения высоты шероховатости в реальном эксперименте, а также из-за трудности определения параметров течения на высоте шероховатости, разброс чисел Рейнольдса, при котором происходит переход на носике модели, может составлять от 200 до 800. Для определения в эксперименте  $Re_{kk}$  необходимо знать параметры течения возле стенки на носике модели. Измерить эти параметры в эксперименте не представлялось возможным, поэтому были проведены двумерные расчеты осесимметричного обтекания конуса с помощью пакета ANSYS Fluent при условиях эксперимента [10]. Необходимые параметры течения были взяты из расчетов, что позволило сделать оценку  $Re_{kk}$  для экспериментальных данных.

На рис. 3 приведены графики из работы [10]. На них хорошо видно, что для различных величин шероховатости и разных единичных чисел Рейнольдса максимум  $Re_{kk}$  расположен в области  $\theta \approx 45^\circ$ . Примерно в этой же области ( $\theta \approx 43\text{--}44^\circ$ ) проходит звуковая линия, т.е. течение из дозвукового становится сверхзвуковым.

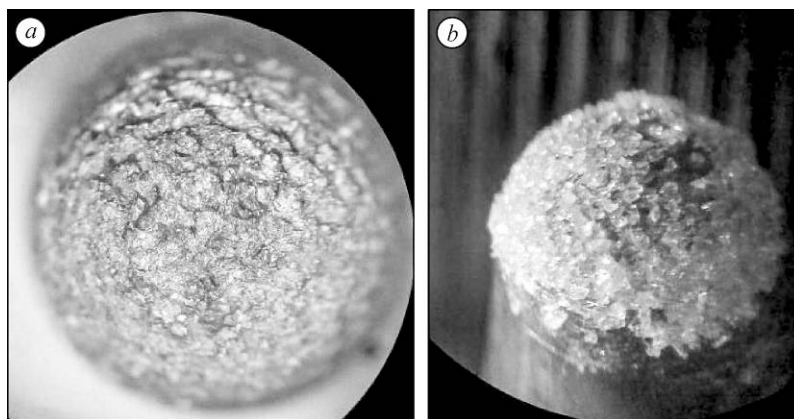


Рис. 2. Носик модели с нанесенной шероховатостью.  
Увеличенное изображение носика с выдавленной шероховатостью ( $\theta \approx 90^\circ$ ) (a)  
и с песчаной шероховатостью ( $\theta \approx 90^\circ$ ) (b).

### Результаты эксперимента

Эксперименты с пескоструйной шероховатостью показали, что высоты  $k = 13$  мкм недостаточно, чтобы обеспечить переход течения в турбулентное состояние на носике модели при максимальных параметрах потока в аэродинамической трубе. Данные, полученные с пескоструйной шероховатостью, полностью совпали с данными, полученными на затупленном носике без шероховатости ( $k = 2$  мкм).

Согласно литературе, ключевую роль в ЛТП на шероховатом носике играет область звуковой линии. Например, исследования [6, 9] показали, что именно в этой области происходит ламинарно-турбулентный переход. Из приведенных результатов расчетов (рис. 3) можно видеть, что одна и та же шероховатость, размещенная при различных  $\theta$ , дает разное значение  $Re_{kk}$ . Именно вблизи звуковой линии это значение максимально. Для проверки того, что местоположение шероховатости играет роль, выданная шероховатость ( $k = 30$  мкм) сначала была нанесена с угловым размером  $\theta \approx 35^\circ$  и затем расширена до  $\theta \approx 90^\circ$ .

Из рис. 4 видно, что при числах Рейнольдса, далеких от критического  $Re_{kk}$ , шероховатость никак не влияет на процессы в пограничном слое: распределения тепловых потоков для гладкого и шероховатых носиков абсолютно идентичны (рис. 4а); спектры пульсаций давления, полученные на датчике РСВ6 ( $x = 413$  мм) для гладкого и шероховатых носиков, также идентичны (рис. 4б). На рисунке  $A_f$  обозначает амплитуду, полученную после Фурье-преобразования сигналов датчиков давления. Тепловые потоки показаны числами Стантона, которые определены как  $St = Q / (Re_{1e} \mu_e C_p (T_r - T_w))$ , где  $Q$  — измеренный тепловой поток,  $Re_{1e}$  — единичное число Рейнольдса на границе пограничного слоя,  $\mu_e$  — вязкость, рассчитанная по температуре на границе пограничного слоя,  $C_p$  — теплоемкость воздуха,  $T_r$  и  $T_w$  — температура восстановления и температура стенки модели. Распределения показывают классическую картину ламинарно-турбулентного перехода: тепловые потоки в ламинарной области постепенно падают, затем в переходной области начинают быстро расти. Окончание ЛТП в данных пусках аэродинамической трубы достигнуто не было. Спектры показывают присутствие второй моды неустойчивости (пик с центром на частоте  $f \approx 300$  кГц), что характерно для гиперзвукового пограничного слоя. Именно эта мода является наиболее неустойчивой, и ее рост приводит к ламинарно-турбулентному переходу. Обращает на себя внимание факт, что для носика с  $k = 30$  мкм и  $\theta \approx 90^\circ$  амплитуда низкочастотных колебаний ( $f \approx 10-200$  кГц) несколько выше, чем для остальных носиков, что, скорее всего, связано с непостоянством аэродинамического шума установки от пуска к пуску.

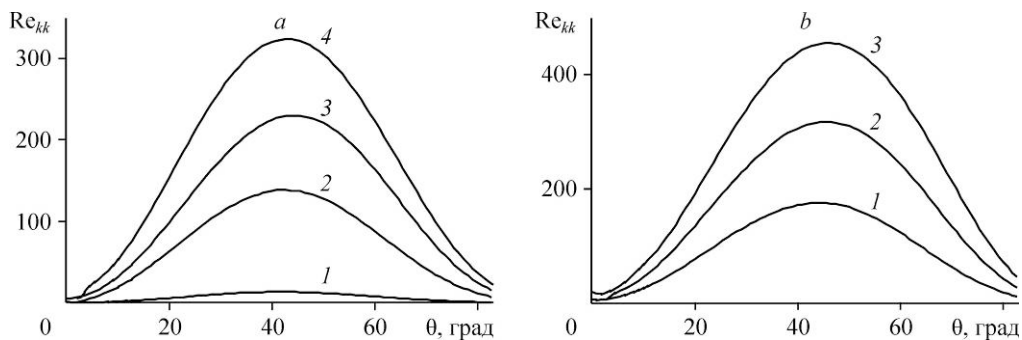


Рис. 3. Распределение числа Рейнольдса  $Re_{kk}$  по углу  $\theta$  при разной высоте шероховатости ( $Re_1 = 35 \cdot 10^6 \cdot 1/м$ ) (а), при фиксированной высоте шероховатости ( $k = 20$  мкм) и трех значениях  $Re_1$  (б).

а:  $k = 2$  (1), 10 (2), 15 (3), 20 (4) мкм при  $M_\infty = 6$ ,  $Re_1 = 35 \cdot 10^6 \cdot м^{-1}$ ,  $T_0 = 370$  К;

б:  $Re_1 = 20 \cdot 10^6$  (1),  $35 \cdot 10^6$  (2),  $50 \cdot 10^6$  (3)  $м^{-1}$  при  $M_\infty = 6$ ,  $K = 0,2$  мм,  $T_0 = 370$  К.

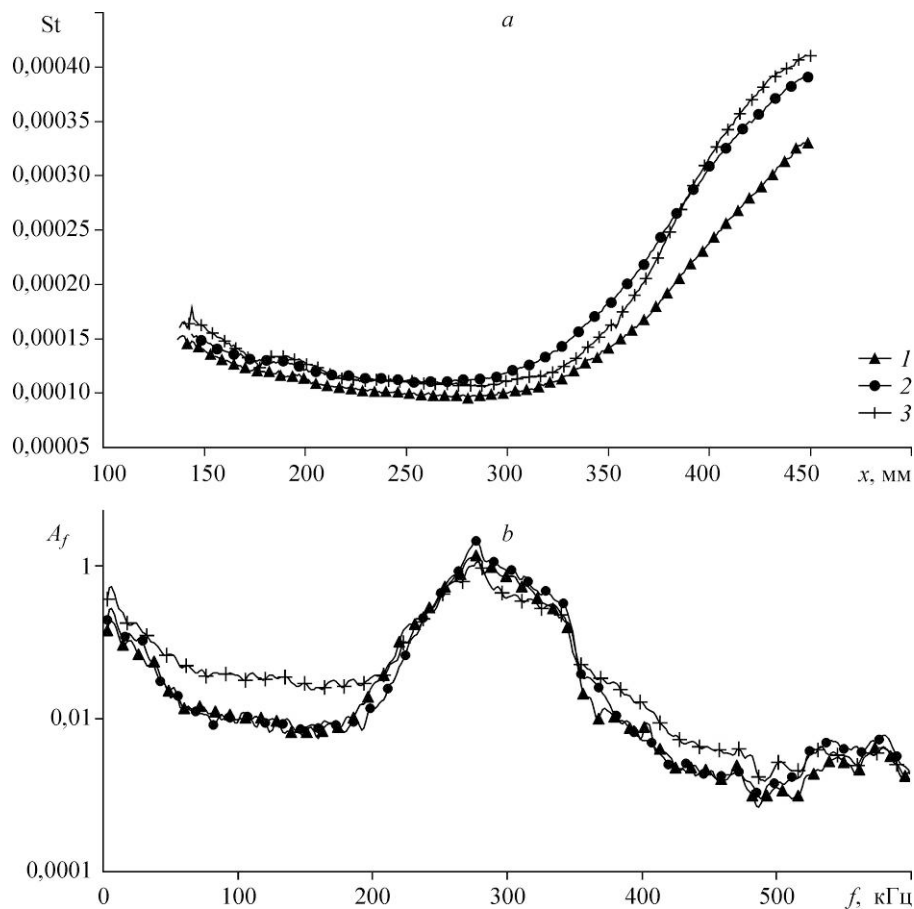


Рис. 4. Распределение тепловых потоков (а) и спектры пульсаций на датчике РСВ6 при  $x = 413$  мм (б) для трех типов затупленных носиков.

1 — гладкий носик ( $k = 2$  мкм,  $Re_1 = 20,8 \cdot 10^6 \cdot 1/м$ ), 2 — носик с выдавленной шероховатостью при  $k = 30$  мкм и  $\theta = 35^\circ$  ( $Re_1 = 21 \cdot 10^6 \cdot 1/м$ ), 3 — носик с выдавленной шероховатостью при  $k = 30$  мкм и  $\theta = 90^\circ$  ( $Re_1 = 21 \cdot 10^6 \cdot 1/м$ ).

При большем числе Рейнольдса ситуация заметно меняется (рис. 5). На гладком носике наблюдается классическая картина ламинарно-турбулентного перехода (рис. 5, кривая 1). Спектры показывают рост амплитуд пульсаций вниз по потоку (рис. 6а). В спектрах последних двух датчиков ( $x = 348$  и  $413$  мм) наблюдается присутствие второй моды неустойчивости: широкий пик на высоких частотах  $f \approx 300\text{--}600$  кГц. Спектр пульсаций на последнем датчике ( $x = 413$  мм) близок к турбулентному. Конец перехода, определенный как максимум в распределении тепловых потоков, наблюдается при  $x_{п} = 443$  мм. При определении положения перехода следует, однако, помнить, что разные методы дают разные значения положения [11]. Шероховатость, нанесенная под углом  $\theta \approx 35^\circ$ , заметно сдвигает положение перехода (рис. 5, кривая 2,  $x_{п} = 378$  мм). Полученные спектры, кроме перечисленного, показывают постепенный рост амплитуд пульсаций также, как для гладкого носика (рис. 6б). Начиная с четвертого датчика ( $x = 283$  мм) спектры фактически становятся турбулентными. Обращает на себя внимание тот факт, что в спектрах всех датчиков отсутствуют возмущения второй моды. Возможно, это указывает на то, что ламинарно-турбулентный переход здесь происходит без участия волн второй моды, т.е. шероховатость на носике модели изменяет сценарий перехода. Однако данная гипотеза требует дальнейшей экспериментальной проверки.

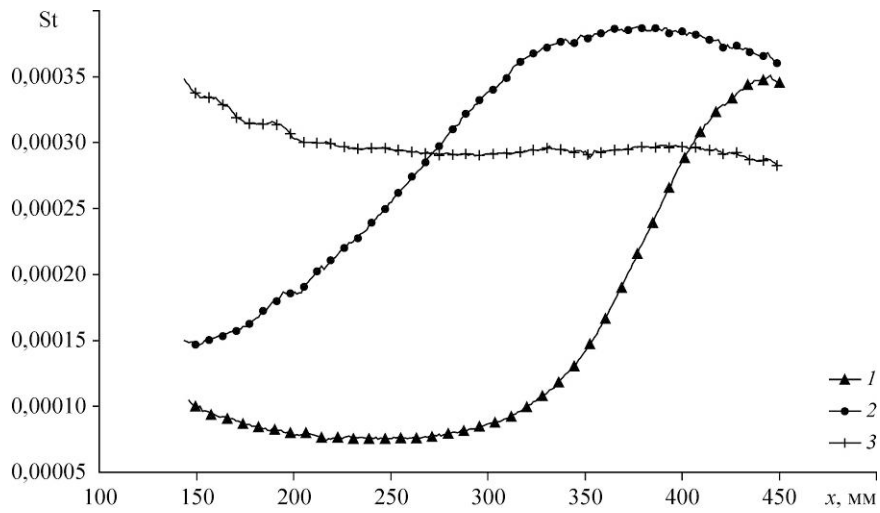


Рис. 5. Распределение тепловых потоков вдоль конуса.

1 — гладкий носик ( $k = 2$  мкм) при  $Re_1 = 57,7 \cdot 10^6 \cdot 1/м$ , 2 — шероховатый носик ( $k = 30$  мкм,  $\theta \approx 35^\circ$ ) при  $Re_1 = 60,5 \cdot 10^6 \cdot 1/м$ , 3 — шероховатый носик ( $k = 30$  мкм,  $\theta \approx 90^\circ$ ) при  $Re_1 = 52,3 \cdot 10^6 \cdot 1/м$ .

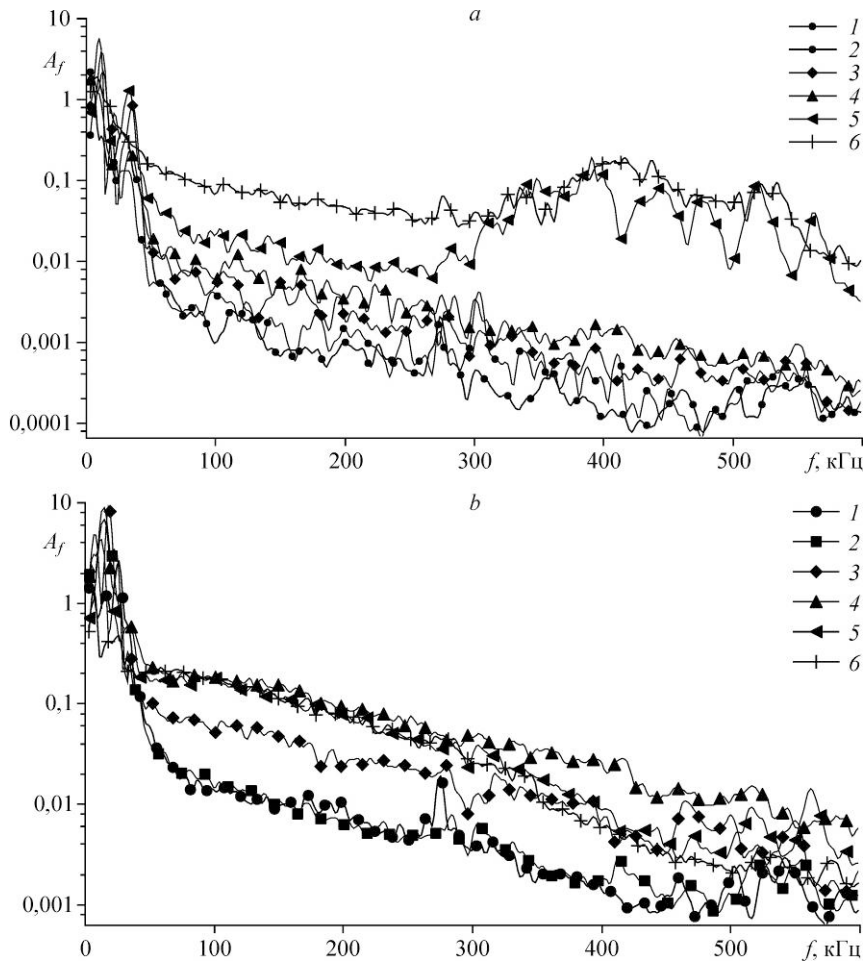


Рис. 6. Спектры пульсаций линейки датчиков давления для двух режимов.

$a$  — кривая 1 на рис. 5,  $b$  — кривая 2 на рис. 5;

положение датчиков:  $x = 111$  (1), 164 (2), 218 (3), 283 (4), 348 (5), 413 (6) мм.

Тепловые потоки для носика с такой же шероховатостью, но нанесенной по всей образующей притупления ( $\theta \approx 90^\circ$ ), показывают, что ламинарно-турбулентный переход происходит на самом носике модели (рис. 5, кривая 3). Спектры всех датчиков совпадают и являются турбулентными. Таким образом, положение шероховатости действительно является одним из ключевых параметров, влияющих на положение перехода.

Для определения критического числа Рейнольдса были проведены эксперименты на шероховатом носике ( $k = 30$  мкм,  $\theta = 90^\circ$ ) при нескольких числах Рейнольдса (рис. 7). Из полученных данных можно проследить, как ламинарно-турбулентный переход перемещается практически скачком с конца модели на её носик. Для  $Re_1 = 13,5$  и  $21 \cdot 10^6 \cdot 1/м$  влияние шероховатости не наблюдается (рис. 7, кривые 1 и 2). При приближении к  $Re_1 \approx 40 \cdot 10^6 \cdot 1/м$  характер тепловых потоков резко меняется: при  $Re_1 = 38,7 \cdot 10^6 \cdot 1/м$  (рис. 7, кривая 3) переход все еще виден на хвосте модели, хотя распределение тепловых потоков сильно отличается от распределения при меньших числах Рейнольдса или на гладком носике (рис. 5); при незначительном повышении числа Рейнольдса до  $Re_1 = 41,3 \cdot 10^6 \cdot 1/м$  положение перехода смещается на носик модели. Дальнейшее увеличение числа Рейнольдса картину течения не меняет: ЛТП происходит на носике модели.

Экспериментальный режим, в котором положение перехода скачком перемещается на носик модели, исследовался более подробно. Используя то обстоятельство, что в установке «Транзит-М» параметры торможения вначале нарастают, а затем падают, был выбран режим, когда в течение пуска переход последовательно наблюдался на хвосте и на носике модели. На рис. 8 показано значение средних параметров в течение пуска. В начале пуска, при  $Re_1 = 38,4 \cdot 10^6 \cdot 1/м$  (рис. 9, кривая 1) наблюдается классическая картина перехода с падением теплового потока от носика к хвосту модели, последующим ростом, достижением максимума и опять падением с ростом толщины турбулентного пограничного слоя. С увеличением  $Re_1$  до  $42,1 \cdot 10^6 \cdot 1/м$  тепловые потоки на носике становятся выше, чем на хвосте модели, что говорит о смещении положения перехода на носик модели (рис. 9, кривая 2). При максимальном  $Re_1 = 43,3 \cdot 10^6 \cdot 1/м$  тенденция сохраняется (рис. 9, кривая 3).

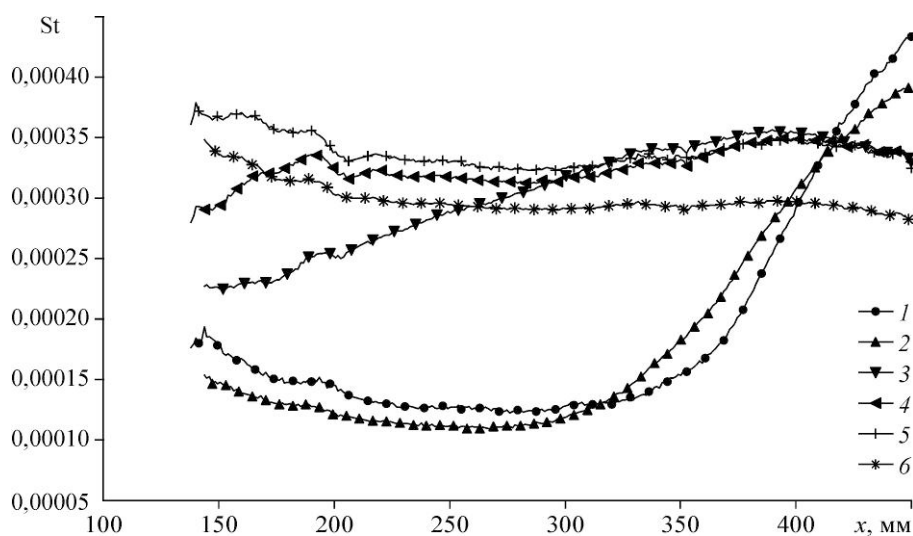


Рис. 7. Распределение тепловых потоков вдоль модели с шероховатым носиком ( $k = 30$  мкм,  $\theta = 90^\circ$ ) для набора единичных чисел Рейнольдса.  $Re_1 = 13,5 \cdot 10^6$  (1),  $21 \cdot 10^6$  (2),  $38,7 \cdot 10^6$  (3),  $41,3 \cdot 10^6$  (4),  $43,5 \cdot 10^6$  (5),  $52,3 \cdot 10^6$  (6)  $1/м$ .

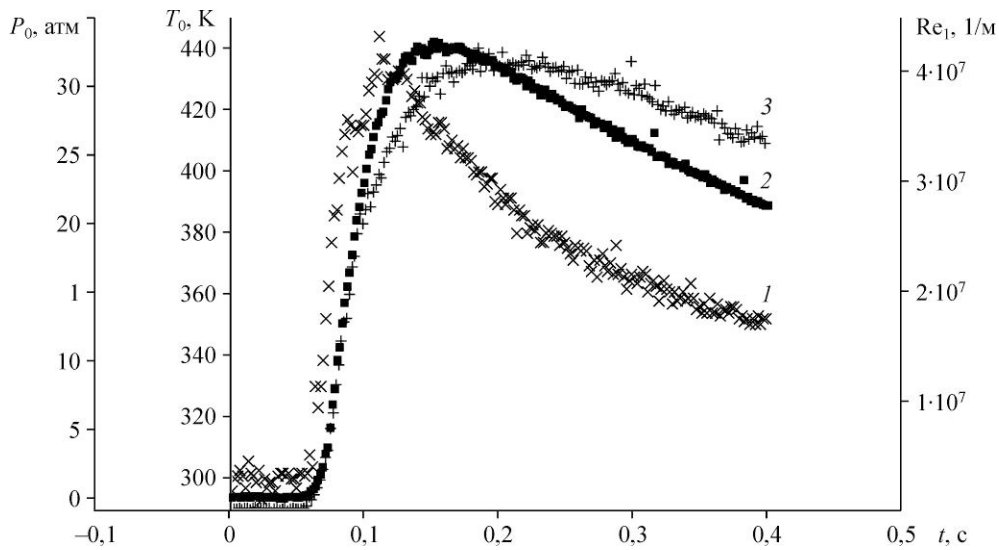


Рис. 8. Распределение параметров торможения в течение пуска аэродинамической трубы «Гранзит-М».

1 —  $T_0$ , 2 —  $P_0$ , 3 —  $Re_1$ .

При незначительном уменьшении единичного числа Рейнольдса ( $Re_1 = 42,8 \cdot 10^6 \cdot 1/m$ ) максимум тепловых потоков опять оказывается ближе к хвосту модели (рис. 9, кривая 4), где и остается до конца пуска ( $Re_1 = 39,7 \cdot 10^6 \cdot 1/m$ , рис. 9, кривая 5). При этом положение перехода не возвращается в то же место, как при растущих параметрах. Здесь наблюдается гистерезис положения перехода по единичному числу Рейнольдса. Авторам не известно описание данного явления в литературе, и объяснения ему пока не найдено. Из рис. 8 видно, что, несмотря на то, что единичное число Рейнольдса изменяется слабо,

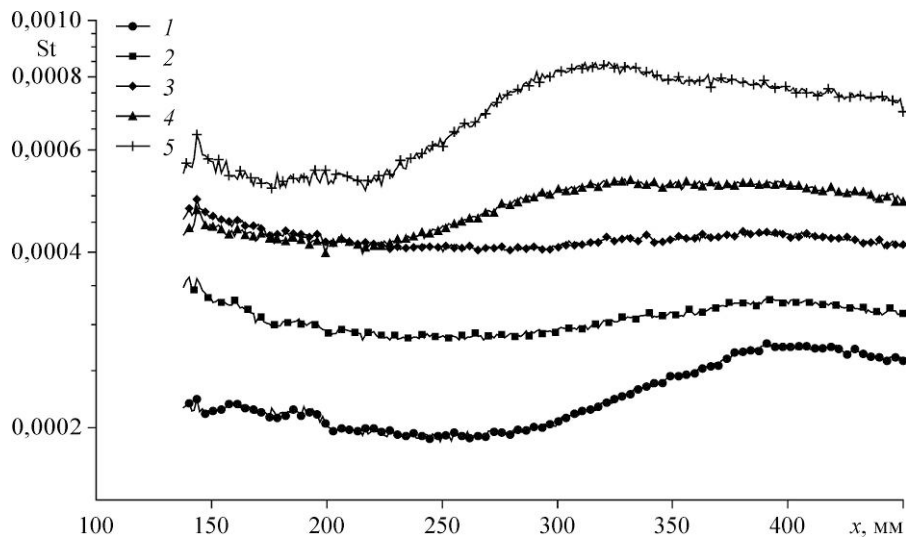


Рис. 9. Распределение тепловых потоков вдоль конуса в разные моменты времени в одном пуске аэродинамической трубы.

$Re_1 = 38,4 \cdot 10^6$  (1),  $42,1 \cdot 10^6$  (2),  $43,3 \cdot 10^6$  (3),  $42,8 \cdot 10^6$  (4),  $39,7 \cdot 10^6$  (5) 1/м.



полное давление и особенно полная температура заметно падают на нисходящей ветви кривой  $Re_1$ . Вероятно, именно это падение играет существенную роль в смещении положения ЛТП.

Оценки критического числа Рейнольдса, сделанные на основе расчетов, дают величину  $Re_{kk} \approx 500$ . Эта величина лежит в пределах разброса, который приводится в литературе.

Эксперименты с песчаной шероховатостью ( $k = 45$  мкм) показали, что единичное число Рейнольдса, при котором происходит ламинарно-турбулентный переход на носике, уменьшается до  $Re_{kk} \approx 350$ . Уменьшение  $Re_{kk}$  скорее всего связано с отличием в типе шероховатости, поскольку кроме характерной высоты, шероховатость обладает характерным поперечным размером и характерным расстоянием между её элементами.

### Выводы

В работе исследовано влияние распределенной шероховатости, расположенной на затупленном носике конической модели, на положение ламинарно-турбулентного перехода. При нанесении шероховатости на всю область скругления затупленного носика модели в экспериментах наблюдался скачок положения ЛТП на носик модели при достижении определенного числа Рейнольдса. Однако при частичном нанесении шероховатости под углом  $\theta \approx 35^\circ$  от точки растекания при том же единичном числе Рейнольдса скачка положения перехода не происходило. Тем не менее, влияние частично нанесенной шероховатости наблюдалось в виде сдвига положения ЛТП к носику модели. При этом в спектрах пульсаций давления на поверхности модели не была зафиксирована вторая мода неустойчивости. Данный факт может свидетельствовать в пользу того, что ламинарно-турбулентный переход в этом случае происходит без участия второй моды.

Таким образом, получено, что при определенном (критическом) числе Рейнольдса ламинарно-турбулентный переход скачком перемещается с хвостовой части на носик модели ( $Re_{kk} = 350\text{--}500$  в зависимости от типа шероховатости). Обнаружено, что область нанесения шероховатости влияет на характер поведения ЛТП. Ключевую роль в процессе перехода играет шероховатость, нанесенная возле звуковой линии.

Используя то обстоятельство, что параметры потока в аэродинамической установке изменяются в течение её пуска, были проведены подробные исследования положения перехода при критическом числе Рейнольдса. Обнаружено, что в течение одного пуска с возрастанием единичного числа Рейнольдса положение ЛТП скачком перемещается на носик модели, а затем при уменьшении единичного числа Рейнольдса возвращается обратно в хвостовую часть модели, однако в положение, существенно смещенное к носику. Таким образом, наблюдается гистерезис положения ЛТП. Описанное явление обнаружено впервые.

### Список литературы

1. Stetson K., Thompson E., Donaldson J., Siler L. Laminar boundary layer stability experiments on a cone at Mach 8. P. 2: Blunt Cone // AIAA Paper. 1984. No. 84-006.
2. Schneider S.P. Hypersonic laminar instability on round cones near zero angle of attack // AIAA Paper. 2001. No. 2001-0206.
3. Maslov A.A., Shipluyk A.N., Bountin D.A., Sidorenko A.A. Mach 6 boundary-layer stability experiments on sharp and blunted cones // J. of Spacecraft and Rockets. 2006. Vol. 43, No. 1. P. 71-76.
4. Александрова Е.А., Новиков А.В., Утюжников С.В., Федоров А.В. Экспериментальное исследование ламинарно-турбулентного перехода на затупленном конусе // Прикладная механика и техническая физика. 2014. Т. 55, № 3. С. 5-16.

5. **Laderman A.J.** Effect of surface roughness on blunt body boundary-layer transition // J. of Spacecraft and Rockets. 1977. Vol. 14, No. 4. P. 253–255.
6. **Batt R.G., Legner H.H.** A review of roughness-induced nosetip transition // AIAA J. 1983. Vol. 21, No. 1. P. 7–22.
7. **Reda D.C.** Review and synthesis of roughness-dominated transition correlations for reentry applications // J. of Spacecraft and Rockets. 2002. Vol. 39, No. 2. P. 161–167.
8. **Cook W.J., Felderman E.J.** Reduction of data from thin film heat transfer gauges: a concise numerical technique // AIAA J. 1966. Vol. 4, No. 3. P. 561–562.
9. **Юрченко И.И., Каракотин И.Н., Кудинов А.С.** Турбулентно-ламинарный переход на поверхности ракет в условиях выведения // Наука и образование: МГТУ им. Н.Э. Баумана, Электрон. журн., 2014. № 9. С. 88–105.
10. **Kirilovskiy S.V., Poplavskaya T.V.** Effect of a single roughness element on wave processes in the boundary layer on a blunted cone // XVIII ICMAR, Perm, Russia, June 27–July 3, 2016. P. 96–98.
11. **Бунтин Д.А., Громыко Ю.В., Маслов А.А., Поливанов П.А., Сидоренко А.А.** Об определении положения ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя оптическими методами // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т. 22, № 6. С. 797–800.

*Статья поступила в редакцию 5 апреля 2016 г.*