

УДК 532.526 : 536.24

© 2002 г. В.М. ФИЛИППОВ

ВЛИЯНИЕ НАГРЕВА НОСОВОЙ ЧАСТИ ПЛАСТИНЫ НА РАЗВИТИЕ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ

Приведены результаты экспериментального исследования влияния локального нагрева в области металлической носовой части теплоизолированной пластины на развитие пограничного слоя над ней. Показана возможность посредством нагрева оптимизировать обтекания передней кромки, подавлять турбулизирующее воздействие ее шероховатости. Нагревом получено существенное затягивание перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный при сравнительно малых числах Рейнольдса.

Разработке методов управления ламинарно-турбулентным переходом уделяется большое внимание в теоретической и экспериментальной аэродинамике как с целью увеличения аэродинамического качества летательных аппаратов [1], так и с совершенствованием аэродинамических труб [2, 3]. Среди активных методов управления наиболее полно изучен метод ламинаризации пограничного слоя отсосом через обтекаемую поверхность небольшого количества заторможенного газа; широко известны возможности управления развитием пограничного слоя посредством теплового метода (охлаждения) [4]. Охлаждение делает профиль скорости в пограничном слое более выпуклым, что увеличивает критическое число Рейнольдса. При нагреве обтекаемой поверхности тепловой поток направлен к пограничному слою, что понижает устойчивость ламинарного слоя и приводит к более раннему возникновению турбулентного режима течения. В последнее время опубликован ряд теоретических и экспериментальных работ по управлению развитием малых возмущений и затягиванию ламинарно-турбулентного перехода локальным нагревом передней кромки обтекаемого тела [5–10].

Так в [5] теоретически показано, что принудительное увеличение температуры поверхности вблизи передней кромки пластины приводит к заметному уменьшению коэффициента пространственного нарастания волн Толлмина – Шлихтинга и некоторому смещению точки перехода вниз по течению. В [6] рассмотрен вопрос устойчивости ламинарного пограничного слоя в газовом потоке с неравномерным распределением температуры поверхности как при ее охлаждении, так и нагреве. Установлено, что при определенных условиях возможно как значительное повышение, так и понижение устойчивости течения. Необходимость введения для моделирования развития малых возмущений при локальном нагреве (охлаждении) наряду с критериями подобия – безразмерной частоты и числа Рейнольдса, дополнительного критерия числа Рейнольдса, определенного с учетом длины области нагрева (охлаждения), рассмотрена в [7].

Экспериментальные подтверждения влияния неравномерности температуры поверхности на характеристики устойчивости ламинарного пограничного слоя на металлических пластинах были получены в [8–10]. В [8] при скорости потока 10 м/с нагревом носовой части примерно на 50° достигнуто увеличение протяженности ламинарного участка на 5%. Более значительное смещение положения ламинарно-турбулентного перехода (70%) за счет нагрева носовой части пластины на 85° при скорости

потока 46 м/с имело место в работе [9]. В [10] исследовали возможности применения локального нагрева для реламинаризации турбулентного пограничного слоя при скорости потока до 33.5 м/с и высказаны рекомендации его использования при высоких скоростях и ламинаризации потока на стенках рабочей части аэродинамических труб.

В настоящей работе приведены результаты исследований, иллюстрирующие возможность эффективного использования теплового метода (нагрева) для управления характером обтекания передней кромки пластины, снижение турбулизирующего воздействия ее шероховатости. На теплоизолированной пластине с металлическим носиком получено существенное увеличение числа Рейнольдса ламинарно-турбулентного перехода в условиях значительных возмущений пограничного слоя, поступающих со стороны обтекаемой поверхности.

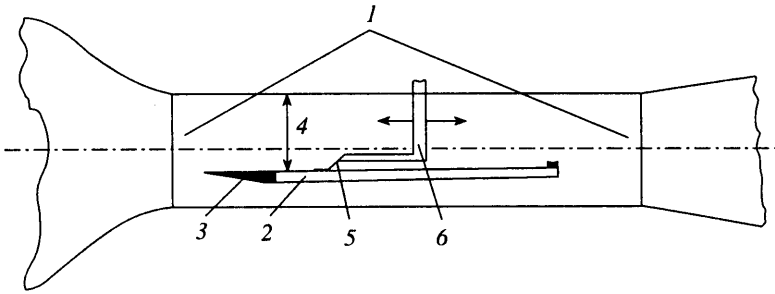
1. Экспериментальное оборудование и измерительная аппаратура, методика проведения испытаний. Работа выполнена в аэродинамической трубе (фиг. 1) прямооточного типа с рабочей частью (1) сечением $500 \times 350 \text{ мм}^2$ длиной 2610 мм. Турбулентность

$\epsilon_u = \sqrt{\langle u^2 \rangle} / U$ в пустой рабочей части в диапазоне скоростей $U = 30\text{--}60 \text{ м/с}$ равнялась 0.07–0.12%. Моделью служила пластина (2) размерами $496 \times 1250 \text{ мм}^2$. Носовая часть пластины длиной 250 мм и толщиной 6 мм (3) изготовлена из стали 20. Верхняя рабочая поверхность передней кромки выполнена в виде полуэллипса с соотношением полуосей 1 : 33, малая полуось равнялась 2 мм, с нижней стороны носик срезан под углом $6^\circ 40'$ к плоскости пластины. Хвостовая часть пластины изготовлена из фанеры, ее шероховатость $R_a \approx (3\text{--}6) \text{ мкм}$. Шероховатость металлической модели $R_a \leq (6\text{--}8) \text{ мкм}$ и была обусловлена в значительной степени термоиндикаторной краской. Исследования проводили также после шпаклевки и шлифовки, при этом $R_a \leq 1.1\text{--}2.4 \text{ мкм}$. В последнем случае возмущающие воздействия пограничного слоя со стороны обтекаемой поверхности, вероятно, вызывались ее волнистостью. В рабочей части пластины устанавливалась горизонтально и разделяла ее на два прямоугольных канала. Высота верхнего канала (4) над рабочей поверхностью пластины равнялась 0.2 мм. Для управления местоположением линии торможения его аэродинамическое сопротивление могло регулироваться [1].

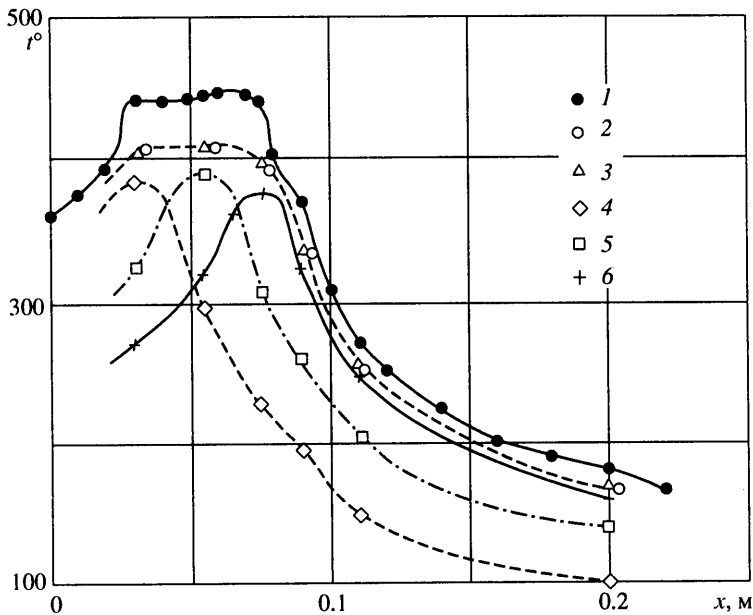
Нагревательная система модели состояла из трех автономно питаемых электронагревательных элементов, размещенных в пазах модели размерами $12 \times 476 \text{ мм}^2$ с нижней стороны параллельно передней кромке. Дно всех пазов находилось в плоскости, параллельной рабочей поверхности пластины, на расстоянии 2 мм от последней. Середина нагревателей 1–3 располагалась на расстоянии $x = 30; 55; 75 \text{ мм}$ от передней кромки. В сечении $x = 100 \text{ мм}$ был сделан теплоизолирующий паз. Измерения распределения температуры вдоль носовой части модели проводили посредством стационарных термопар с горячими спаями в сечениях $x = 30, 55, 75, 90, 100$ и 200 мм . Спаи термопар располагались вдоль прямой, образующей со средней линией пластины угол 12° . Спаи первой от кромки термопары находился на расстоянии 200 мм от средней линии.

Для измерения распределения температуры дополнительно применялись термоиндикаторные краски. Цветная картина "цветов побежалости" фиксировала ход изотерм при сравнительно высоких температурах поверхности без какого-либо их искажения. Соответствие между цветом поверхности и ее температурой, а также между показаниями различных термопар измерялось при отсутствии потока посредством специальной переносной (контактной) термопары.

На фиг. 2 приведен пример стационарного распределения температуры по носовой части модели при раздельной и одновременной работе всех трех нагревателей ($U = 0$). Вдоль центральной линии пластины $Z = 0$ температура поверхности была примерно на 10% выше, чем в местах расположения стационарных термопар. В этих условиях на расстоянии $x \approx 25\text{--}80 \text{ мм}$ имела место температурная полка с $t \approx 440^\circ$, где поверхность металла приобретала темно-коричневый цвет. Первые изменения обычного цвета поверхности начинались со слабого ее пожелтения при температуре 200° . В попереч-



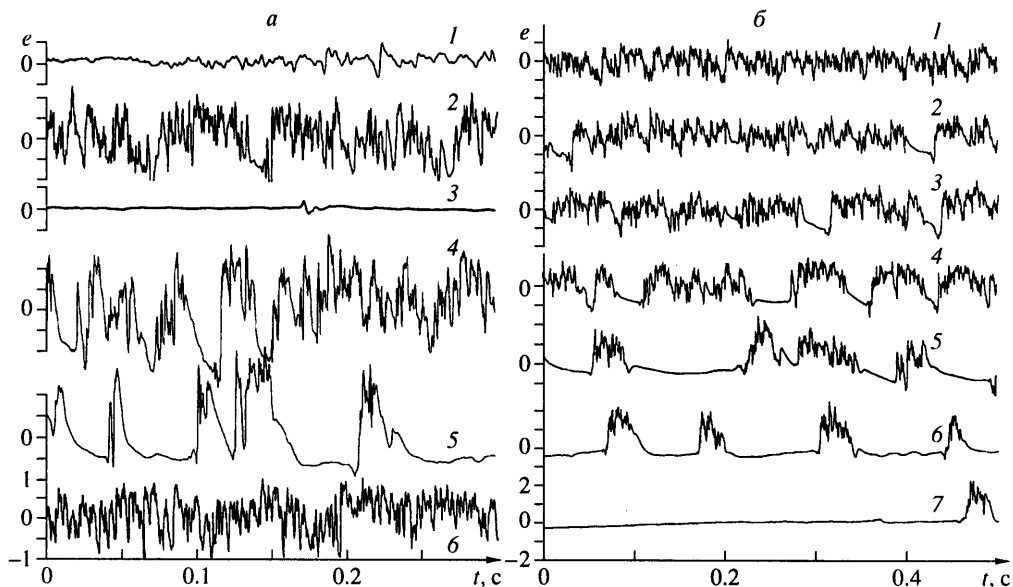
Фиг. 1. Расположение пластины и измерительного оборудования в рабочей части (1) аэродинамической трубы, 2 – пластина, 3 – стальная носовая часть пластины, 4 – верхний "канал" над рабочей поверхностью пластины, 5 – насадок термоанемометра, 6 – координатное устройство



Фиг. 2. Распределение температуры по носовой части пластины при отсутствии течения и различных мощностях, потребляемых электронагревателями: точки 1–3 при $W_1 = 0.42$, $W_2 = 0.13$, $W_3 = 0.53$ кВт, 1 – контактная термопара ($Z = 0$ вдоль средней линии пластины), 2 – в местах расположения стационарных термопар, 3 – стационарные термопары. Точки 4–6 – стационарные термопары: 4 – $W_1 = 0.69$, 5 – $W_2 = 0.67$, 6 – $W_3 = 0.73$ кВт

ном направлении изотермы располагались параллельно передней кромке на большей части пластины независимо от скорости потока, четко реагируя на малейшие изменения температуры. Полученные данные показали возможность использования цветов побежалости для визуализации температурного поля в ходе экспериментов.

Величину скорости набегающего на пластину потока U определяли по соответствующим величинам температуры и давлений. Характеристики пограничного слоя определяли при помощи термоанемометра фирмы ДИЗА. Насадок термоанемометра (фиг. 1, 5) перемещали вдоль потока на расстоянии его нитевого чувствительного элемента от поверхности пластины в несколько десятых миллиметра при помощи специального координатного устройства (6). В ходе эксперимента измеряли величины постоянной E и пульсационной $\sqrt{\langle e^2 \rangle} = \langle e \rangle$ составляющих сигнала термоанемометра

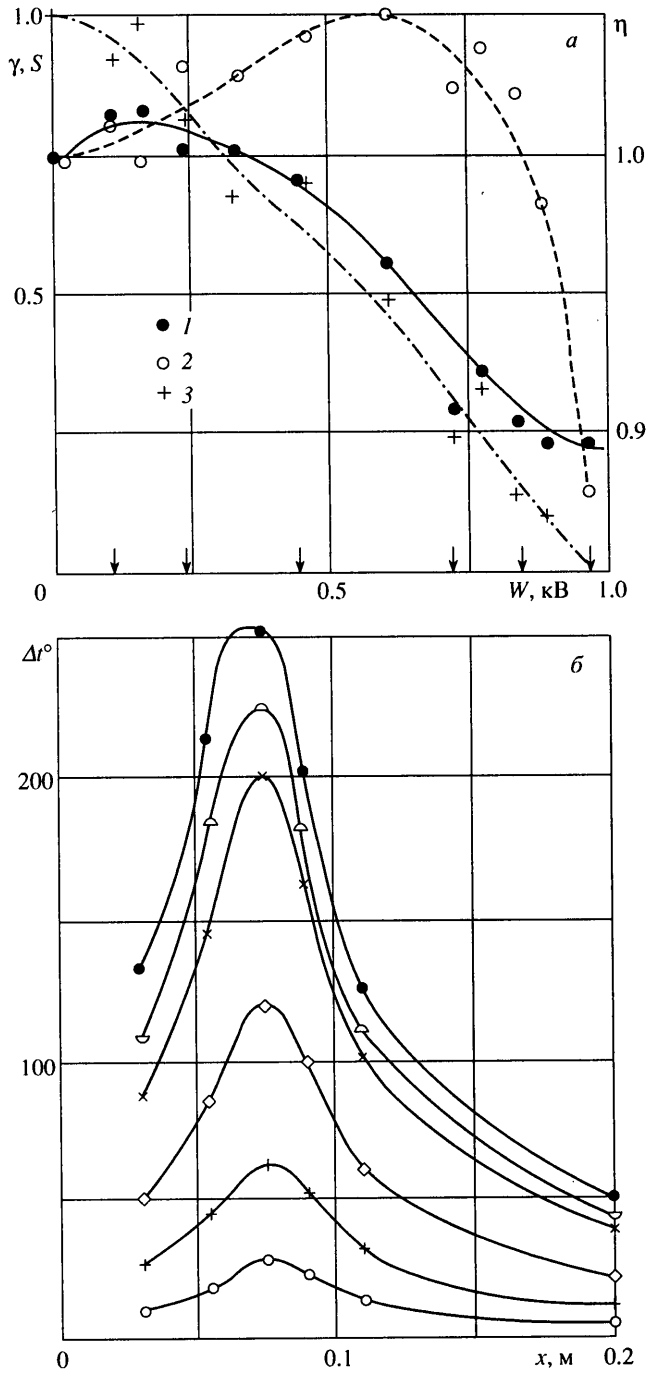


Фиг. 3. Влияние нагрева носовой части пластины на характер обтекания передней кромки, $Re_1 \approx 0.5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. *a* – холодный режим: 1–6 – $x = 70, 200, 250, 300, 300, 450$ мм, *б* – горячий режим $x = 950$ мм: 1–5 – $W_3 = 0.16, 0.24, 0.33, 0.61, 0.73$ кВт, 6 – $W_2 = 0.11, W_3 = 0.73$ кВт, 7 – $W_2 = 0.16, W_3 = 0.73$ кВт

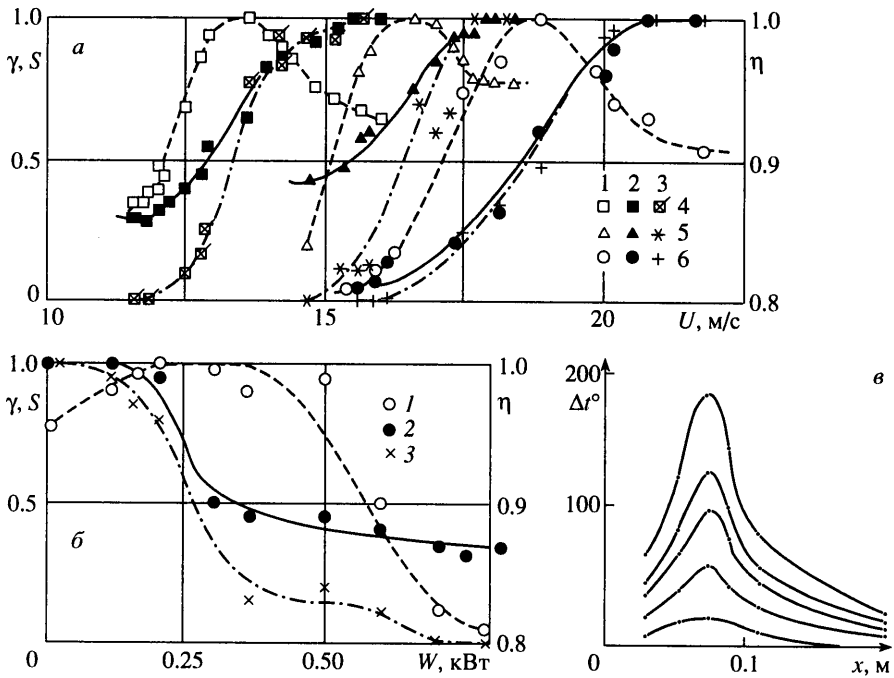
в диапазоне частот от 1 Гц до 5 кГц с одновременной записью сигнала e на ЭВМ. Полученные зависимости $E = f(x, U)$, $\langle e \rangle = f(x, U)$ использовали для определения границ области ламинарно-турбулентного перехода. Регистрация сигнала e на ЭВМ позволяла получать изменения коэффициента перемежаемости γ и частоты смен режимов течения n вдоль области перехода, а также фрагменты осциллограмм для иллюстрации установленных закономерностей развития пограничного слоя.

2. Результаты исследований. Влияние локального нагрева на характер течения у передней кромки модели исследовалось на пластине длиной 2 м при единичном числе Рейнольдса $Re_1 \approx 0.5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ ($U = 8.2$ м/с). Положение линии торможения оказывает существенное влияние на развитие пограничного слоя [11]. Нахождение линии торможения на нижней (нерабочей) поверхности или на самой кромке пластины приводит к сильным начальным возмущениям течения и переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный может возникать при предельно малых числах Рейнольдса.

Изменение пульсационной составляющей выходного сигнала термоанемометра e по длине пластины в холодном режиме иллюстрируют осциллограммы фиг. 3, *a*. Начиная с минимального в данном опыте расстояния от передней кромки $x = 70$ мм (1) пограничный слой был сильно возмущен (сравнительно небольшая величина сигнала обусловлена нахождением чувствительного элемента датчика термоанемометра во внешней части тонкого здесь пограничного слоя). Течение носило нестационарный характер: ламинарный и турбулентный режим перемежались между собой с низкой частотой (3). Это, возможно, связано с изменением положения линии торможения относительно передней точки носика пластины. При положении линии торможения на рабочей (верхней) поверхности пластины происходило плавное развитие пограничного слоя (3). Аэродинамическое сопротивление потока верхнего канала (над пластиной) уменьшалось, а скорость течения в нем относительно скорости нижнего канала увеличивалась, и при этом линия торможения смещалась на нижнюю поверхность пластины. Обтекание передней кромки проходило теперь возвратным потоком,



Фиг. 4. Зависимость относительной величины постоянной η (1), пульсационной S (2) составляющих сигнала термоанемометра и коэффициента перемежаемости γ (3) от потребляемой мощности нагревательными элементами W (а). Распределения температуры перегрева $\Delta t = t_w - t_e$ по рабочей поверхности носовой части пластины, t_w, t_e – температура нагретой и холодной (без нагрева) поверхности для значений W , отмеченных на фиг. а стрелками (б)



Фиг. 5. Влияние интенсивности нагрева носовой части пластины на подавление турбулизирующего эффекта шероховатости передней кромки: *a* – зависимость параметров области ламинарно-турбулентного перехода S (1), η (2), γ (3) от скорости набегающего потока U при фиксированной шероховатости рабочей поверхности в окрестности передней кромки пластины в холодном режиме в сечениях $x = 0.67, 0.57, 0.33$ м; (4–6); *b* – в зависимости величин S , η , γ в сечении $x = 0.67$ м при $U = 16.4$ м/с от мощности ($W_2 = W_1 = 0$), *v* – распределения температур $\Delta t = f(x)$ для $W_3 = 0.12, 0.31, 0.5, 0.6; 0.82$ кВт

создающим сильные нестационарные возмущения в зоне зарождения пограничного слоя. В результате слой турбулизовался (2), сопротивление верхнего канала возрастало, его скорость уменьшалась, линия торможения вновь перемещалась на верхнюю поверхность пластины и т.д. Для сечения $x = 300$ мм нестационарность режима обтекания передней кромки пластины иллюстрируют фрагменты осциллограмм 4, 5.

Описанный выше процесс развития пограничного слоя удавалось координатным образом изменять нагревом носовой части пластины посредством нагревательных элементов 3 ($x = 75$ мм) и 2 ($x = 55$ мм). На фиг. 3, б показаны изменения характера течения в сечении $x = 0.95$ м под влиянием нагрева носовой части модели. Соответствующие изменения относительной величины средней $\eta = E/E_0$, пульсационной $S = \langle e \rangle / \langle e \rangle_{\max}$ составляющих сигнала термоанометра и коэффициента перемежаемости γ от потребляемой нагревательными элементами мощности показаны на фиг. 4, а возникающее при этом распределение температур $\Delta t = f(x)$ построено на фиг. 4, б. Опыт до $W = 0.73$ кВт проводился только с нагревательным элементом 3, при $W_3 = 0.73$ кВт включался нагревательный элемент 2. При каждой фиксированной мощности все измерения проводились после выхода на стационарный режим. Из осциллограмм фиг. 3, б и графиков фиг. 4, а следует, что реламинаризация слоя при нагреве носика модели проходила постепенно путем роста частоты появления и протяженности ламинарных зон. Первоначально в сечении $x = 0.95$ м пограничный слой был устойчиво турбулентным ($\gamma = 1$), при нагреве поверхности в точке $x \approx 75$ на $253^\circ - W_2 = 0.24$ кВт, $W_3 = 0.73$ кВт слой был стабильно ламинарным ($\gamma = 0$).

$x, \text{ м}$	$U_0, \text{ м/с}$	$Re_0 \cdot 10^{-6}$	$\bar{U}, \text{ м/с}$	$\bar{Re} \cdot 10^{-6}$	$U', \text{ м/с}$	$Re' \cdot 10^{-6}$
0.33	16.5	0.36	18.5	0.41	20.5	0.45
0.57	15.0	0.57	16.3	0.62	17.5	0.67
0.67	12.0	0.55	13.5	0.62	16.0	0.74

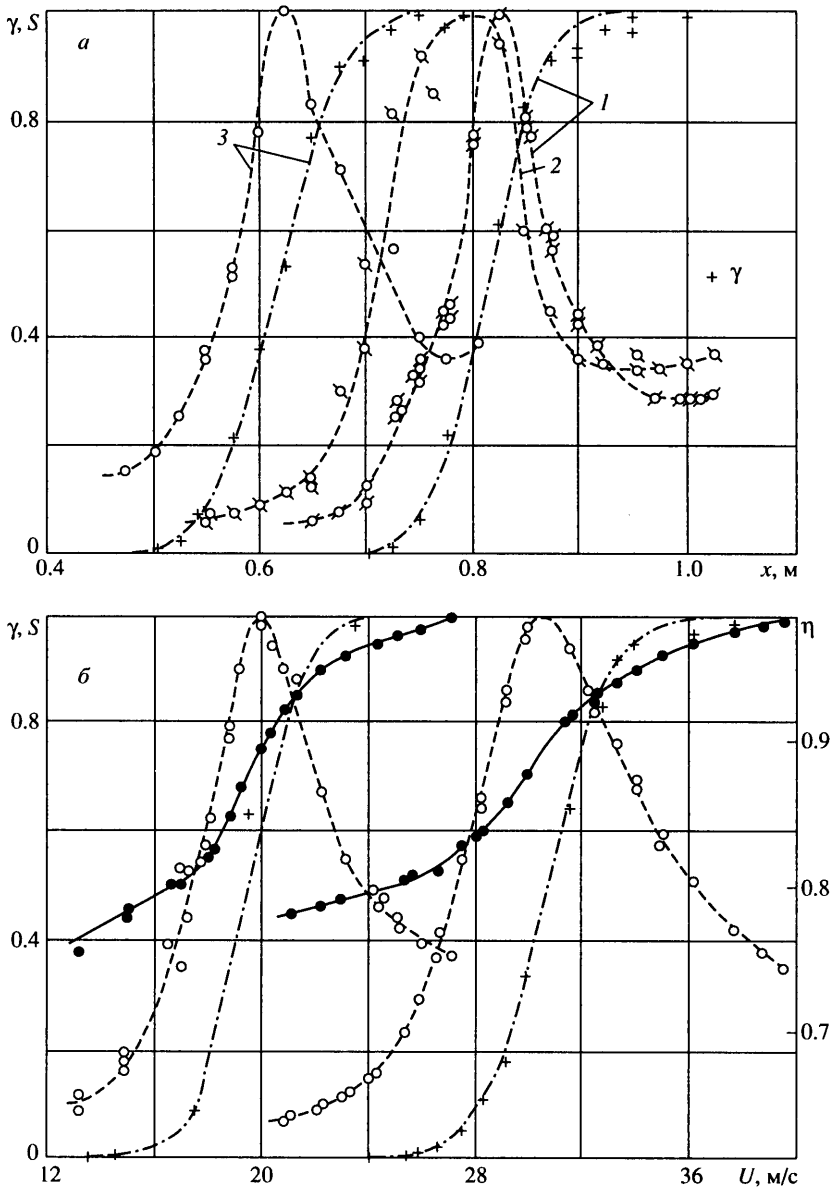
Положительное влияние локального нагрева на затягивание ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя было получено снижением возмущающего воздействия распределенной шероховатости рабочей поверхности в окрестности передней кромки пластины длиной 1.25 м. Дополнительная шероховатость в виде дискретных элементов диаметром порядка 1 мм и высотой 0.1 мм возникала при нагреве в результате плавления термоиндикаторной краски, нанесенной на носовую часть в форме трех продольных полос с целью измерения распределения температуры вдоль средней части пластины. На фиг. 5, а приведены результаты экспериментов для холодного режима, показывающие зависимость характеристик области ламинарно-турбулентного перехода от скорости для трех сечений пограничного слоя: $x = 0.33; 0.57; 0.67$ м. Полученные соответствующие примерные значения скорости (числа Рейнольдса) начала области перехода $-U_0(Re_0)$, ее середины $\bar{U}(\bar{Re})$ и конца $U'(Re')$ даны в табл. 1.

На графиках фиг. 5, б представлена зависимость γ, S и η от мощности нагревательного элемента 3 в точке $x = 0.67$ м при $U = 16.4$ м/с. В правой части фигуры показано соответствующее распределение температуры для ряда значений $-W_3$.

Влияние нагрева на реламинаризацию в этом случае начиналось от $\Delta t_3 \approx 20^\circ$ ($W_3 \approx 0.1$ кВт), при $\Delta t_3 \approx 45^\circ$ (0.25 кВт) $\gamma \approx 0.5$, а перегрев $\Delta t_3 \approx 140^\circ$ (0.65 кВт) приводил к 100% ламинаризации слоя. Нагревательный элемент 3 не только позволял осуществлять полную реламинаризацию турбулентного пограничного слоя в сечении $x = 0.67$ м при $U = 16.4$ м/с, но затем практически подавить все заметные возмущения в ламинарном пограничном слое. Это обеспечивало сохранение чисто ламинарного режима течения в точке $x = 0.67$ м при $W_3 = 0.9$ кВт, $\Delta t_3 \approx 180^\circ$ вплоть до $U_0 = 18,5$ м/с; тогда как в холодном режиме $U_0 = 12$ м/с. Величина скорости конца области перехода U' при этом увеличивалась за счет нагрева ($\Delta t_3 \approx 150^\circ$) от 16 до 23 м/с. Учитывая, что в холодном режиме при $U = 23$ м/с ламинарно-турбулентный переход завершался в точке $x \approx 0.2$ м заключаем, что число Рейнольдса конца области перехода Re' за счет нагрева возрастало более чем в 3 раза от $0.31 \cdot 10^6$ до $1.05 \cdot 10^6$. Измерения характеристик пограничного слоя вдоль пластины при работе нагревательного элемента 3, $W_3 = 0.9$ кВт, $\Delta t_3 = 210^\circ$ показали смещение начала области перехода за счет нагрева из точки $x = 0.33$ м в точку $x = 0.95$ м, т.е. примерно трехкратное увеличение числа Re_0 . При перемещении зоны нагрева к передней кромке (нагреватели 2 и 1) эффект ламинаризации ослабевал.

Рассмотрим развитие пограничного слоя на пластине с улучшенной рабочей поверхностью. Наибольшие величины чисел Рейнольдса ламинарно-турбулентного перехода были получены при расположении линии торможения на верхней рабочей поверхности пластины длиной 1.25 м после ее шпаклевки и шлифовки.

В холодном режиме исследования развития пограничного слоя были проведены вдоль пластины при скоростях $U = 27.4, 29.8, 39.3$ м/с, которым соответствовали единичные числа Рейнольдса $-Re_1 = 1.84 \cdot 10^6, 2 \cdot 10^6, 2.68 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ (фиг. 6, а), и в сечениях $x = 0.75, 1.0$ м (фиг. 6, б). Определенные в опытах с учетом материалов фиг. 6 значения характеристик точек области перехода приведены в табл. 2.



Фиг. 6. Распределение коэффициента перемежаемости γ относительных величин пульсационной S и постоянной η составляющих сигнала термоанемометра по длине области перехода: $a - U = 27.4, 29.8, 39.3$ м/с; (1-3) $b - x = 0.75, 1.0$ м – правая и левая части фиг. соответственно

Малая величина числа Рейнольдса ламинарно-турбулентного перехода ($Re_0 \leq 2 \cdot 10^6$) при сравнительно низком уровне турбулентности набегающего потока $\epsilon_u \leq 0.07\%$ свидетельствовала о главенствующей роли возмущений, поступающих в пограничный слой со стороны поверхности модели [11]. Штрихпунктирные кривые фиг. 6, a и для $x = 0.75$ м фиг. 6, b , характеризующие изменение коэффициента перемежаемости вдоль области перехода, рассчитаны для общего нормального распределения вероятности случайной величины

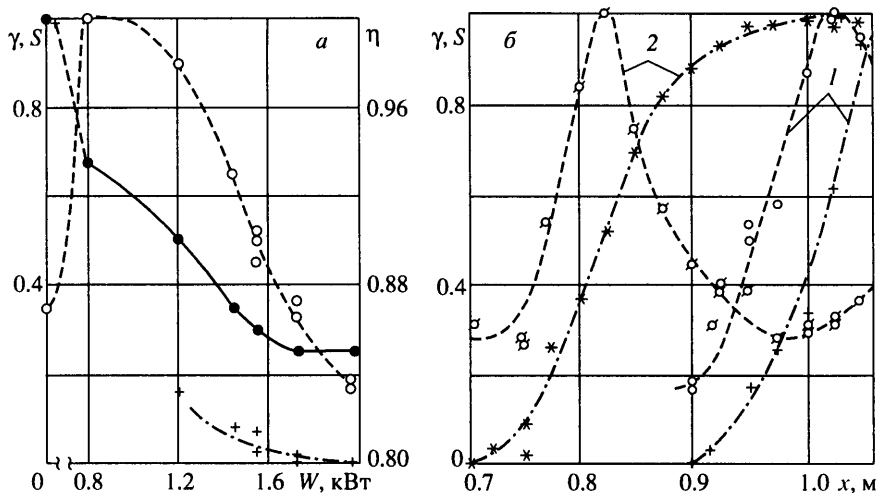
$$\gamma(x) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \int_0^x \exp\left[-\frac{(x-\bar{x})^2}{2\sigma^2}\right] dx$$

U , м/с	27.4	29.8	39.3	x , м	0.75	1.0
x_0 , м	0.74	0.65	0.54	U_0 , м/с	26.0	16.5
\bar{x} , м	0.82	0.79	0.62	\bar{U} , м/с	30.6	19.7
x' , м	0.95	0.90	0.75	U' , м/с	37.5	23.5

где x – текущая координата; \bar{x} , σ – среднее значение и стандартное отклонение распределения. В условиях настоящих испытаний расчетные кривые систематически отклонялись от экспериментальных точек только в конце области перехода в сторону более быстрого ее завершения. В случае использования экспоненциальной функции [12, 13] расхождения между результатами расчетов и опытов увеличивались.

В сечении $x = 1$ м при $U = 24,3$ м/с пограничный слой в холодном режиме был турбулентным (фиг. 6, б). Нагревом носовой части пластины его можно было полностью ламинаризовать. Число Re_0 при этом возрастало на 50%: примерно от $1.1 \cdot 10^6$ до $1.64 \cdot 10^6$. Графики фиг. 7 иллюстрируют влияние нагрева за затягивание ламинарно-турбулентного перехода. На фиг. 7, а приведены зависимости величин γ , S и η от суммарной мощности нагревательных элементов W , полученные в сечении $x = 0.9$ м при скорости $U = 29.8$ м/с ($Re_1 = 2 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$), обеспечивающей устойчиво турбулентное течение в пограничном слое при испытаниях без нагрева (см. кривую 2, фиг. 6, а). В ходе всего опыта мощность нагревательного элемента $W_3 = 0.8$ кВт. Увеличение мощности до 1.44 кВт достигалось включением нагревательного элемента 2, а далее за счет нагревательного элемента 1 при $W_2 = 0.53$ кВт. Рост пульсационной S и падение постоянной η составляющих сигнала термоанемометра сразу после включения нагрева указывали на значительную ламинаризацию пограничного слоя. При $W = 1.2$ кВт ламинарный режим течения в пограничном слое сохранялся более 80% времени наблюдения ($\gamma \approx 0.2$), а при $W = 1.8$ кВт был все время ($\gamma = 0$). Изменения величин S и γ по длине области перехода для наибольшей мощности нагревателей (1.97 кВт) показаны на фиг. 7, б. Ламинарно-турбулентный переход начинался в точке $x_0 = 0.92$ м ($Re_0 = 1.8 \cdot 10^6$), $\bar{x} = 1.01$ м ($\bar{Re} = 2 \cdot 10^6$); конец области перехода выходил из зоны измерений. Число Рейнольдса перехода за счет нагрева возрастало примерно на 40%.

Особенностью настоящих исследований по затягиванию ламинарно-турбулентного перехода на гладкой пластине нагревом ее носовой части является то, что они выполнены на теплоизолированной пластине в низкотурбулентном набегающем потоке при малых числах Рейнольдса естественного перехода. Так, в холодном режиме при $U = 24.3$ м/с число Рейнольдса начала перехода $Re_0 = 1.1 \cdot 10^6$, при $U = 39,3$ м/с – $Re_0 = 1.4 \cdot 10^6$. В случае, когда определяющим фактором перехода является турбулентность набегающего потока ϵ , данные величины чисел Re_0 соответствуют значениям $\epsilon \approx 0.39$ и 0.33% [4], что во много раз выше максимальных значений в данных экспериментах. Вероятно, определяющие переход возмущения в пограничный слой пластины поступали не из набегающего потока, а формировались непосредственно на обтекаемой поверхности. Такой причиной могли служить микродефекты стыка металлического носика пластины с ее фанерной частью, микроуступы и микровыступы крепежных винтов, их соединяющих. Испытания цельнометаллической пластины с зеркальной поверхностью и идентичным профилем носовой части при неизменном расположении в рабочей части трубы показали, что величина числа Рейнольдса перехода монотонно уменьшалась с ростом скорости потока и при скорости $U = 40$ м/с $Re_0 = 3 \cdot 10^6$, а $Re' = 4 \cdot 10^6$.



Фиг. 7. Влияние нагрева на затягивание ламинарно-турбулентного перехода $x = 0.9$ м, $U = 29.8$ м/с (а) (обозначения см. фиг. 5, б). Распределение величин γ , S вдоль области перехода при $W = 1.97$ кВт $U = 29.8$, $U = 39.3$ м/с (1, 2) (б)

Механизмы зарождения турбулентности при малых числах Рейнольдса естественного перехода в условиях высокой и низкой турбулентности набегающего потока качественно различны. В условиях высокой турбулентности переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный происходит без заметной роли (выделения) дискретных частот в осциллограммах (спектре) сигнала термоанемометра, и тепловой метод не обеспечивает затягивание ламинарно-турбулентного перехода [11, 14]. В условиях низкой турбулентности набегающего потока (настоящая работа) турбулентность в пограничном слое возникала в результате развития пульсаций скорости на отдельных, четко проявляемых частотах независимо от величины числа Рейнольдса перехода и тепловой метод оказывается эффективным средством существенного затягивания ламинарно-турбулентного перехода.

Заключение. Исследования развития пограничного слоя на теплоизолированной пластине показали, что нагрев носовой части позволяет влиять на режим обтекания передней кромки, в значительной степени снижать турбулизирующий эффект ее шероховатости, в несколько раз увеличивая число Рейнольдса ламинарно-турбулентного перехода. При сравнительно малых числах Рейнольдса ламинарно-турбулентного перехода в условиях низкой турбулентности набегающего потока получено существенное затягивание перехода тепловым методом. Тепловой метод ламинаризации эффективен и в случае теплоизолированных моделей.

Цвета побежалости позволяли визуализировать ход изотерм в пределах нагрева поверхности примерно $200\text{--}450^\circ$ без каких-либо возмущений потока.

Работа выполнена при финансовой помощи Международного научно-технического центра, проект № 199, по предложению и поддержке М.Н. Когана.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Алексеев М.А., Баринов В.А., Жебракова Г.В. Ламинаризация пограничного слоя. М.: ЦАГИ, 1968, 119 с.
2. Demetriades A. Stabilization of a Nozzle Boundary Layer by a Local Surface Heating // AIAA J. 1996. V. 34. № 12. P. 2490–2495.
3. Шумилкин В.Г., Филиппов В.М., Гудилин И.В., Шумилкина Е.А. Способ управления турбулентностью в плоскопараллельном потоке. Пат. 2072456РФ/Б1997. № заявки 93037181/06. опубл. 27.01.1997 // Бюл. изобр. 1997. № 3. С. 182.

4. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974. 711 с.
5. Казаков А.В., Коган М.Н., Купарев В.А. О повышении устойчивости дозвукового пограничного слоя при нагреве поверхности вблизи передней кромки обтекаемого тела // Докл. АН СССР. 1985. Т. 283. № 2. С. 333–335.
6. Струминский В.В., Лебедев Ю.Б., Фомичев В.М. Влияние градиента температуры вдоль поверхности на протяженность ламинарного пограничного слоя газа // Докл. АН СССР. 1986. Т. 289. № 4. С. 813–816.
7. Фомичев В.М. Моделирование развития возмущений в дозвуковом ламинарном пограничном слое газа с неравномерным распределением температуры поверхности // Научные основы турбулентных явлений. Отв. ред. В.В. Струминский. М.: Наука, 1992. С. 68–74.
8. Белов И.А., Казаков А.В., Купарев В.А., Литвинов В.М. Экспериментальное исследование влияния неравномерной температуры поверхности на характеристики устойчивости ламинарного пограничного слоя плоской пластины // Учен. зап. ЦАГИ. 1989. Т. 20. № 3. С. 106–110.
9. Довгаль А.В., Левченко В.Я., Тимофеев В.А. Ламинаризация пограничного слоя путем локализованного нагревания поверхности // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1989. Вып. 3. С. 60–65.
10. Maestrello L., Nagabushana K.A. Relaminarization of Turbulent Flow on a Flat Plate by Localized Surface Heating // AIAA Paper 1989. № 89–0985. 7 p.
11. Филиппов В.М. О возникновении турбулентности // Численные методы механики сплошной среды. Новосибирск: ИТПМ АН СССР СО, 1980. Т. 11. № 6. С. 135–149.
12. Dhawan S., Narasimha R. Some Properties of Boundary Layer Flow during the Transition from Laminar to Turbulent Motion // J. Fluid. Mech. 1958. V. 3. Pt. 4. P. 418–436.
13. Филиппов В.М. Распределение коэффициента перемежаемости по длине области перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный // Учен. зап. ЦАГИ. 1976. Т. 7. № 2. С. 52–57.
14. Филиппов В.М., Ефимов Е.М., Лутовинов В.М., Мишакова Е.В., Пилипенко А.А. Влияние нагрева носовой части пластины на развитие возмущений в пограничном слое // Проблемы механики и некоторые современные аспекты науки / Под ред. В.В. Струминского. М.: Наука, 1993. С. 70–81.

Москва

Поступила в редакцию
4.VIII.2000