УЧЕНЫЕ ЗАПИСКИ ЦАГИ

Том XXXIX *2008* *№ 1—2*

УДК 532.526.3
533.6.071.082:532.526

ВЛИЯНИЕ ЛОКАЛЬНОГО НАГРЕВА НА ОБТЕКАНИЕ И СОПРОТИВЛЕНИЕ ТЕЛА ВРАЩЕНИЯ

В. М. ЛИТВИНОВ, А. А. УСПЕНСКИЙ, В. Г. ШУМИЛКИН

В дозвуковой аэродинамической трубе на модели осесимметричного тела вращения исследовано влияние локального нагрева носовой части на ламинарно-турбулентный переход и сопротивление. Показано, что нагрев поверхности на участке течения с отрицательным градиентом давления приводит к затягиванию перехода и, как следствие, к снижению полного сопротивления модели.

Одно из актуальных направлений исследований в аэродинамике связано с возможностью управления переходом ламинарного пограничного слоя в турбулентный с целью снижения поверхностного трения. Воздействие на развитие возмущений, обусловливающих переход к турбулентности, может осуществляться двумя способами — перестройкой профилей скорости и температуры в пограничном слое и непосредственным активным подавлением возмущений без перестройки основного течения. В последнее время к известным традиционным методам снижения трения, таким как отсос части воздуха из пограничного слоя, создание благоприятного градиента давления на профиле, введение искусственных возмущений в противофазе с волной неустойчивости, охлаждение поверхности, добавился нетрадиционный метод — метод локального нагрева обтекаемого тела в окрестности передней кромки.

Проведенный в работах [1—4] теоретический анализ показал, что нагрев поверхности вблизи передней кромки приводит к повышению устойчивости ламинарного течения и к смещению перехода вниз по потоку. Выполненные к настоящему времени экспериментальные исследования [5—11] полностью подтвердили прогнозы теоретических расчетов.

В результате комплексных экспериментальных исследований на моделях плоских пластин было установлено, что при благоприятном или безградиентном течении на пластине число Рейнольдса перехода за счет локального нагрева поверхности может быть увеличено на 70—90%. Указанный эффект уменьшается при увеличении турбулентности набегающего потока, а также при неблагоприятном градиенте давления на обтекаемой поверхности [9, 10].

Основные исследования указанного метода управления переходом проведены на моделях в виде пластины и профиля, но проблема расширения зоны ламинарного течения и снижения сопротивления не менее актуальна и для осесимметричных тел вращения типа фюзеляжа.

Ниже приведены результаты экспериментальных исследований влияния локального нагрева носовой части модели, выполненной в виде тела вращения, на ламинарно-турбулентный переход и на полное сопротивление, измеренное весовым способом.

1. Модель представляла собой прямой полый цилиндр из дюраля диаметром $D = 100$ мм с носовой и хвостовой частями эллипсоидальной формы. Общая длина модели составляла $L = 1000$ мм. Носовая часть имела относительное удлинение $\bar{\lambda}_{\text{нос}} = L/D = 1.5$ и дополнительный цилиндрический участок длиной 50 мм. Таким образом, общая длина цилиндрической части модели была равна 550 мм, а отношения длин цилиндрической и хвостовой частей к диаметру миделевого сечения составляли соответственно $\bar{\lambda}_{\text{ц}} = 5.5$ и $\bar{\lambda}_{\text{хв}} = 3$. Носовая и хвостовая части

модели были выполнены полыми внутри и съемными для выполнения монтажа пневмотрасс и проводов.

Было изготовлено и испытано два варианта носовой части с идентичными внешними обводами. Первая носовая часть была выполнена из дюраля и предназначалась для измерения распределения давления по поверхности модели и имела семь дренажных отверстий диаметром 0.5 мм, глубиной 1 мм. На хвостовой части имелось десять аналогичных дренажных отверстий. Согласно работе [12] выбранные геометрические размеры дренажных отверстий обеспечивают погрешность измерения давления, не превышающую 0.5%.

Вторая носовая часть модели была выполнена из меди с возможностью нагрева передней части носика длиной 35 мм за счет теплопроводности от омического нагревателя, расположенного внутри носовой части. Носик был теплоизолирован от остальной части модели с помощью проставки толщиной 10 мм из материала АГ-4, имеющего малый коэффициент теплопроводности (0.45 Вт/м К). Конструктивная схема выполнения носовой части с внутренним нагревателем приведена на рис. 1, *б*.

Измерение распределения температуры по поверхности носовой части модели осуществлялось системой из шести хромель-копелевых термопар. Нагрев носовой части модели при исследовании влияния на характеристики течения характеризовался относительной температурой $\overline{T}_w = T_w / T_{w0}$, где T_{w0} и T_w соответственно исходная (начальная) и текущая температура поверхности носика. Указанный параметр менялся в диапазоне $\overline{T}_w = 1 — 2.2$ в зависимости от величины подводимой к нагревателю мощности, максимальное значение которой в опытах достигало ~ 400 Вт.

Эксперименты были проведены в малотурбулентной аэродинамической трубе прямоточного типа с рабочей частью сечением 350×500 мм^2 и длиной 2610 мм. Скорость потока в испытаниях варьировалась в диапазоне $10 \div 60$ м/с. Общий уровень интенсивности пульсаций скорости в потоке не превышал 0.06%.

Схема установки модели в трубе показана на рис. 1, *а*. Модель устанавливалась в рабочей части трубы горизонтально и крепилась в центральном сечении на вертикальной державке. Державка проходила через профилированную продольную щель в нижней стенки рабочей части и монтировалась вне трубы на двухкомпонентных цилиндрических тензовесах, которые были установлены на массивной платформе. Державка была выполнена в виде крылового симметричного профиля с хордой 200 мм и относительной толщиной 17.5%. Внутри державки имелся канал диаметром 20 мм для вывода пневмотрасс, проводов для омического нагревателя и термопар.

Основная часть державки внутри трубы была закрыта обтекателем. Обтекатель крепился на нижней стенке рабочей части и воспринимал на себя большую часть силы, которая могла бы действовать на державку со стороны потока. Зазоры между державкой и обтекателем и между верхним торцом обтекателя и моделью составляли соответственно ~2 и 4 мм. Для исключения протекания наружного воздуха в рабочую часть на внешней стороне нижней стенки вне трубы крепился

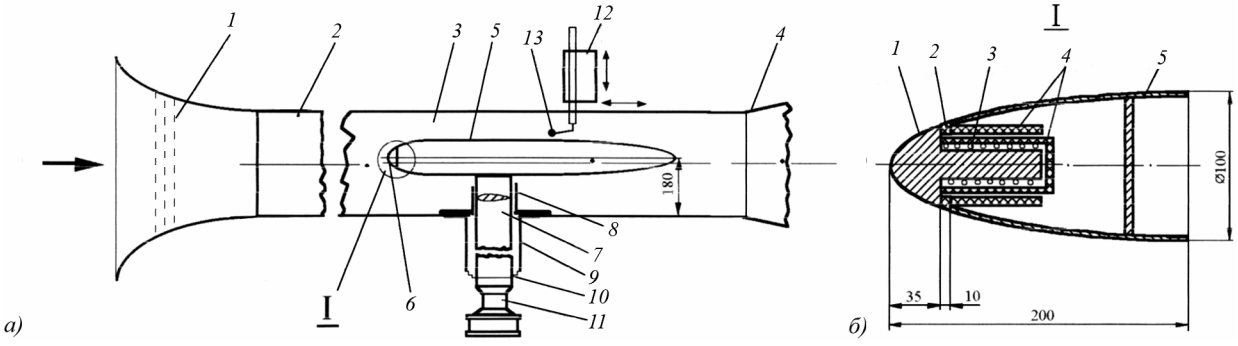


Рис. 1:

а — схема установки модели в трубе (*1* — форкамера с детурбулизирующими сетками; *2* — сопло; *3* — рабочая часть; *4* — диффузор; *5* — модель фюзеляжа; *6* — нагреваемая часть модели; *7* — державка; *8* — обтекатель; *9* — герметизирующий кожух; *10* — пленка; *11* — тензометрические весы; *12* — микрокоординатник; *13* — термоанемометр); *б* — конструктивная схема выполнения носовой части с внутренним нагревателем (*1* — нагреваемая часть; *2* — теплоизолирующая проставка; *3* — электронагреватель; *4* — теплоизолирующие экраны; *5* — цилиндрический участок носовой части)

герметизирующий кожух, при этом зазор между державкой и стенками кожуха (≈ 5 мм) герметизировался с помощью тонкой полиэтиленовой пленки. На державке в ее нижней части монтировалась коммутационная панель со специальными герметичными выводами для пневмотрасс и проводов.

Расстояние от начала рабочей части трубы до передней точки модели составляло $x = 790$ мм. Пневматические трассы приемников были выполнены из гибких полихлорвиниловых трубок (внешний диаметр трубки ~2 мм, внутренний — 1.6 мм), что позволяло выполнять измерения распределения давления одновременно с весовыми испытаниями.

Измерение профилей скорости в пограничном слое осуществлялось насадком полного напора, который имел эллиптическое приемное отверстие с внешними размерами 0.4×1.46 мм при толщине стенок 0.1 мм. Перепад давления измерялся наклонным микроманометром конструкции ЦАГИ.

Положение ламинарно-турбулентного перехода определялось с помощью термоанемометра 55M01 фирмы DISA по максимуму относительных среднеквадратичных пульсаций продольной составляющей скорости $\varepsilon = \sqrt{\overline{u'^2}} \Big/ U_\infty$. Использовался однониточный датчик с длиной чувствительного элемента 1 мм и диаметром 5 мкм.

Аэродинамическая сила сопротивления модели $F_\text{с}$ измерялась с помощью тензовесов, сигнал с моста которых в виде напряжения постоянного тока, пропорционального деформации упругого элемента, усиливался по току и далее регистрировался с помощью ПЭВМ. Градуировка тензовесов осуществлялась после установки модели в рабочей части трубы.

Коэффициент лобового сопротивления модели рассчитывался по формуле:

$$c_D = F_\text{с} / q S_\text{мид},$$

где $q = \dfrac{\rho U_\infty^2}{2}$ — скоростной напор, $S_\text{мид}$ — площадь миделевого сечения модели.

В опытах с нагревом носовой части определялся относительный коэффициент сопротивления:

$$\overline{c}_D = (c_D)_\text{гор} \Big/ (c_D)_\text{хол},$$

где $(c_D)_\text{хол}$ и $(c_D)_\text{гор}$ — соответственно коэффициенты сопротивления без нагрева и с нагревом носика модели.

2. На первом этапе было измерено распределение давления по поверхности дренированной модели. Изменение коэффициента давления $c_p = \dfrac{p_i - p_\text{ст}}{q}$ от относительной продольной координаты $\overline{x} = x/L$, полученное при скорости потока 20 и 60 м/с, приведено на рис. 2, *а*, где p_i — давление, измеренное в *i*-ой точке поверхности относительно статического давления $p_\text{ст}$. Можно отметить, что в области носовой части давление резко падает и при $\overline{x} \approx 0.1$ достигает минимального значения $c_p = -0.25$. Далее, с увеличением расстояния от носка, давление растет и на цилиндрической части модели выходит на «полку».

Были проведены термоанемометрические измерения распределения относительной скорости потока $\overline{U} = \dfrac{U}{U_\infty}$ вдоль верхней образующей поверхности модели вне пограничного слоя ($y = 40$ мм) в плоскости *xy* при скоростях потока $U_\infty = 20,$ 40 и 60 м/с. Полученные данные, представленные на рис. 2, *б*, свидетельствуют о наличии участка ($\overline{x} = 0$—0.1) с разгонным течением, на котором градиент давления отрицательный. Видно, что скорость течения вблизи поверхности модели превышает величину скорости набегающего потока на 6—7%, что обусловлено загромождением потока моделью, площадь поперечного миделевого сечения которой составляла 4.5% от площади поперечного сечения рабочей части трубы. На цилиндрическом участке модели

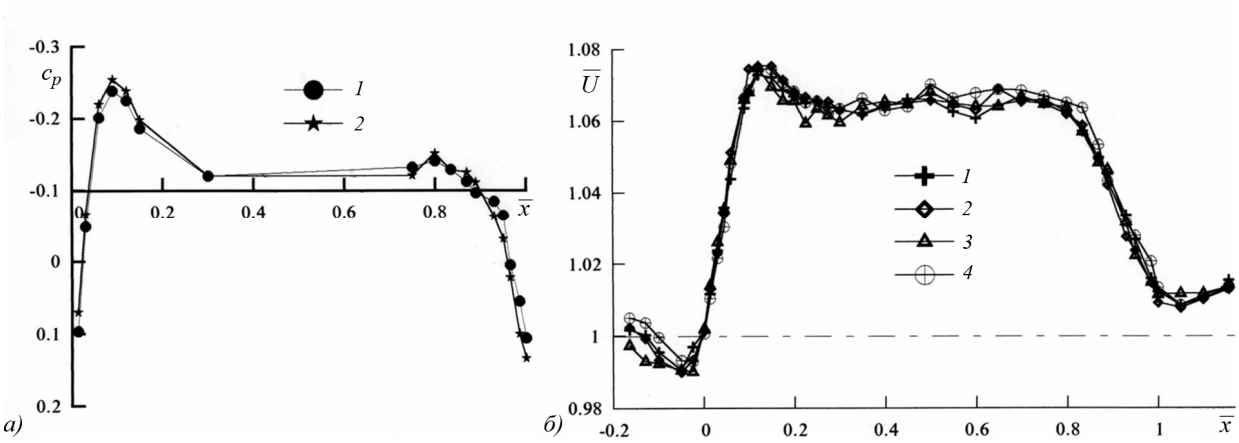


Рис. 2:

а — распределение давления по поверхности модели (*1* — $U_\infty = 20$ м/с; *2* — $U_\infty = 60$ м/с); *б* — распределения относительной скорости потока вблизи поверхности модели (*1* — $U_\infty = 20$ м/с; *2* — $U_\infty = 40$ м/с; *3* — $U_\infty = 60$ м/с; *4* — $U_\infty = 40$ м/с (с нагревом носовой части модели)

устанавливалось практически безградиентное течение вплоть до хвостовой части, где скорость постепенно уменьшалась до уровня скорости набегающего потока. При скорости потока 40 м/с была снята для сравнения зависимость $\overline{U} = f(\overline{x})$ в условиях нагрева носовой части модели до относительного уровня температуры $\overline{T}_w \approx 2$ (кривая *4* на рис. 2, *б*). При этом заметного влияния нагрева носовой части на распределение скорости вне пограничного слоя не отмечалось.

Типичное распределение температуры поверхности носовой части модели, измеренное в эксперименте при скорости потока 50 м/с, представлено на рис. 3. Видно, что реализуется резкий перепад температуры на теплоизолирующей проставке от $\overline{T}_w = \overline{T}_{w2} \approx 2$ непосредственно

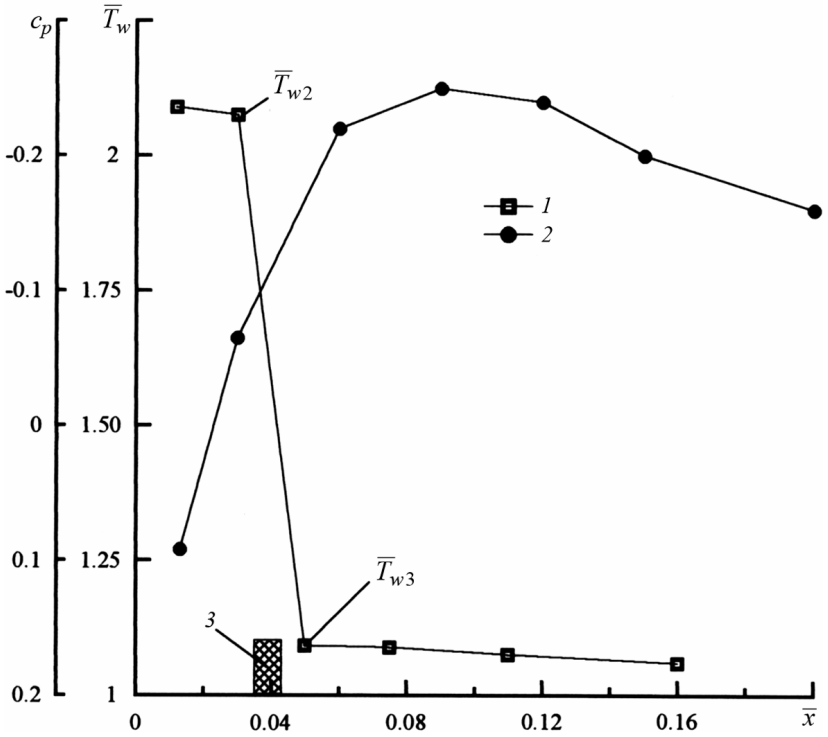


Рис. 3. Распределение относительной температуры и коэффициента давления по поверхности носовой части модели:

1 — $\overline{T}_w$; *2* — $\overline{P}$; *3* — термоизолирующая проставка

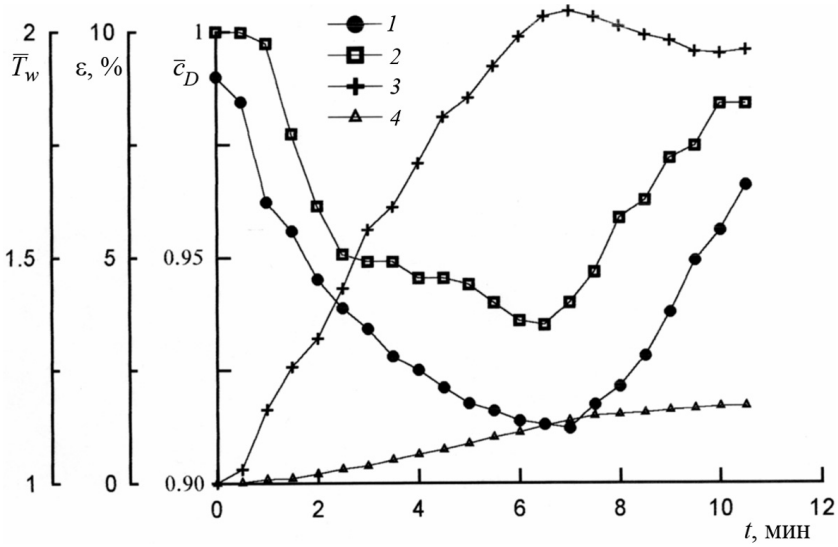


Рис. 4. Зависимости температуры поверхности нагреваемой носовой части модели, пульсаций скорости в пограничном слое и коэффициента сопротивления модели от времени нагрева:

1 — относительные среднеквадратичные пульсации скорости; *2* — относительный коэффициент сопротивления модели; *3* — температура поверхности нагреваемого носика; *4* — температура поверхности носовой части за теплоизолирующей проставкой

на носике до температуры, близкой к начальной $\left(\overline{T}_{w0} = \overline{T}_{w3} \approx 1\right)$, на остальной части поверхности. На этом же рисунке приведено распределение давления c_p по поверхности носовой части модели. Из сопоставления приведенных графиков видно, что нагрев носовой части осуществлялся на участке ($\overline{x} = 0$—0.04), где градиент давления отрицательный, который, как известно, оказывает стабилизирующее воздействие на течение.

Отметим, что при указанном распределении температуры обтекаемой поверхности тепловой поток в области носика направлен от поверхности к газу. Ниже по потоку за теплоизолирующей проставкой, наоборот, от газа к поверхности, где, как это следует из рис. 3, давление, достигнув минимума, начинает расти. Нагревание поверхности от потока теплого газа приводит, как свидетельствуют результаты расчетов на основе линейной теории устойчивости [13], а также приведенные ниже данные (рис. 5, *б*), к дестабилизирующему воздействию на течение.

На рис. 4 проиллюстрирован процесс ламинаризации течения и снижения лобового сопротивления модели в результате постепенного по времени нагрева носика, где приведены зависимости относительных среднеквадратичных пульсаций скорости ε, относительного лобового коэффициента сопротивления модели $\overline{c}_D$, температуры $\overline{T}_{w2}$ поверхности нагреваемого носика и температуры $\overline{T}_{w3}$ поверхности за теплоизолирующей проставкой от времени нагрева, начиная от момента включения нагревателя. Скорость набегающего потока в опыте составляла 39 м/с. Измерение пульсаций скорости осуществлялось в пограничном слое вблизи верхней образующей модели в точке течения $\overline{x} = 0.5$, $y = 0.3$ мм. Мощность, подводимая к нагревателю, была на уровне 400 Вт.

Как видно из рис. 4, в промежутке времени $t = 0$—6.5 мин температура носика подрастала до уровня $\overline{T}_{w2} \approx 2$, а пульсации скорости уменьшались с 9 до 1.2%, т. е. происходила ламинаризация течения. Одновременно снижалось и сопротивление модели $\overline{c}_D$, достигая минимума. При этом относительная температура поверхности за изолирующей проставкой составляла $\overline{T}_{w3} \approx 1.126$. В дальнейшем, при увеличении времени нагрева, сопротивление модели и пульсации скорости начинали расти, что связано с ростом температуры поверхности за изолирующей проставкой $\overline{T}_{w3}$, оказывающей дестабилизирующее воздействие на течение.

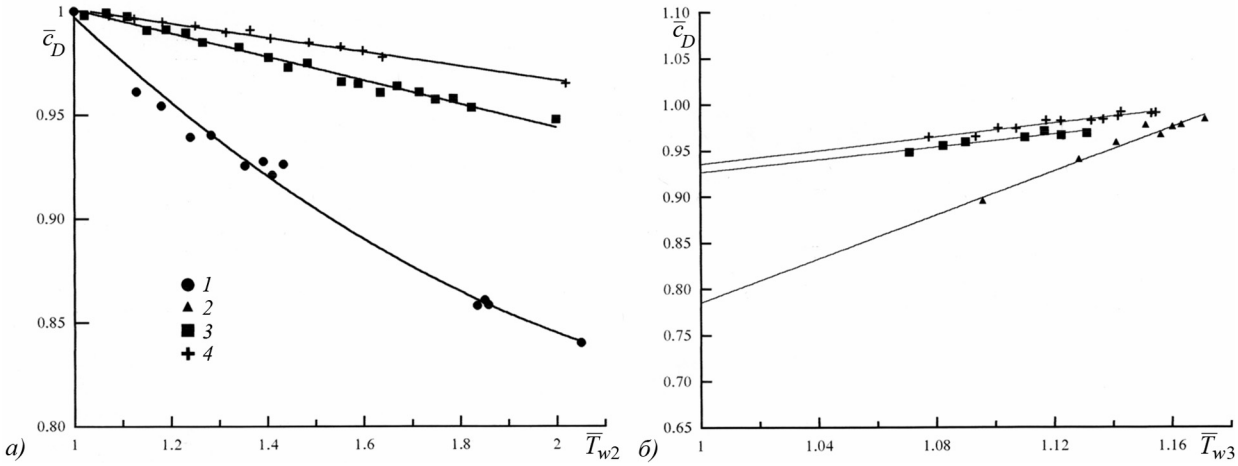


Рис. 5. Зависимость относительного коэффициента сопротивления модели от относительной температуры поверхности носика (*а*) и относительной температуры поверхности носовой части за теплоизолирующей проставкой (*б*) при различных числах Рейнольдса:

1 — $\mathrm{Re}_D = 2.2\cdot10^5$; *2* — $\mathrm{Re}_D = 2.4\cdot10^5$; *3* — $\mathrm{Re}_D = 2.85\cdot10^5$; *4* — $\mathrm{Re}_D = 4.1\cdot10^5$

На рис. 5, *а* приведены зависимости сопротивления модели $\bar{c}_D$ от температуры $\bar{T}_{w2}$ поверхности носика при различных числах Рейнольдса $\mathrm{Re}_D = \dfrac{U_\infty D}{\nu}$. Видно, что увеличение относительной температуры носика в диапазоне $\bar{T}_{w2} = 1 \div 2.2$ приводило к уменьшению сопротивления модели $\bar{c}_D$. Максимальный эффект снижения сопротивления составлял $\sim 17\%$ при числе Рейнольдса $\mathrm{Re}_D = 2.2\cdot10^5$. Данные, приведенные на рис. 5, *а*, были получены при температуре поверхности за теплоизолирующей проставкой $\bar{T}_{w3} = 1.1 \div 1.12$.

Влияние температуры $\bar{T}_{w3}$ поверхности за изолирующей проставкой на сопротивление модели проиллюстрировано на рис. 5, *б*. Видно, что повышение температуры $\bar{T}_{w3}$ (при почти постоянной температуре носика $\bar{T}_{w2} = 2 \div 2.1$) на участке, где градиент давления становится положительным, приводило к увеличению сопротивления модели.

Линейная аппроксимация экспериментальных данных, приведенных на рис. 5, *б*, позволяет при конкретных значениях чисел Рейнольдса определить максимальный уровень снижения сопротивления модели, который можно было бы получить в случае принудительного охлаждения участка за теплоизолирующей проставкой до температуры набегающего потока. Эти минимальные значения сопротивления модели $\bar{c}_D$ соответствуют на рис. 5, *б* точкам пересечения аппроксимирующих прямых с вертикальной осью при значении $\bar{T}_{w3} = 1$.

На основании полученных данных на рис. 6, *а* построены зависимости коэффициента лобового сопротивления c_D модели от числа Re_D при нагреве (кривая *1*) носика ($\bar{T}_{w2} \approx 2$ и $\bar{T}_{w3} \approx 1.1$) и отсутствии (кривая *2*) нагрева ($\bar{T}_{\mathrm{w}2} = \bar{T}_{w3} = 1$). Эффект снижения сопротивления наблюдается во всем исследуемом диапазоне изменения чисел Рейнольдса.

На рис. 6, *б* показан относительный выигрыш в полном сопротивлении $\bar{c}_D$, полученный за счет нагрева носовой части модели. На этом же рисунке нанесены значения сопротивления модели (кривая *4*), которые соответствуют аппроксимационным точкам на рис. 5, *б* для изотермического случая, если бы температура поверхности модели за теплоизолирующей проставкой поддерживалась бы на уровне $\bar{T}_{w3} = 1$. При этом положительный эффект снижения сопротивления при нагреве носика до температуры $\bar{T}_{\mathrm{w}2} \approx 2$ составлял бы при числе $\mathrm{Re}_D = 2.2\cdot10^5$ порядка 30%.

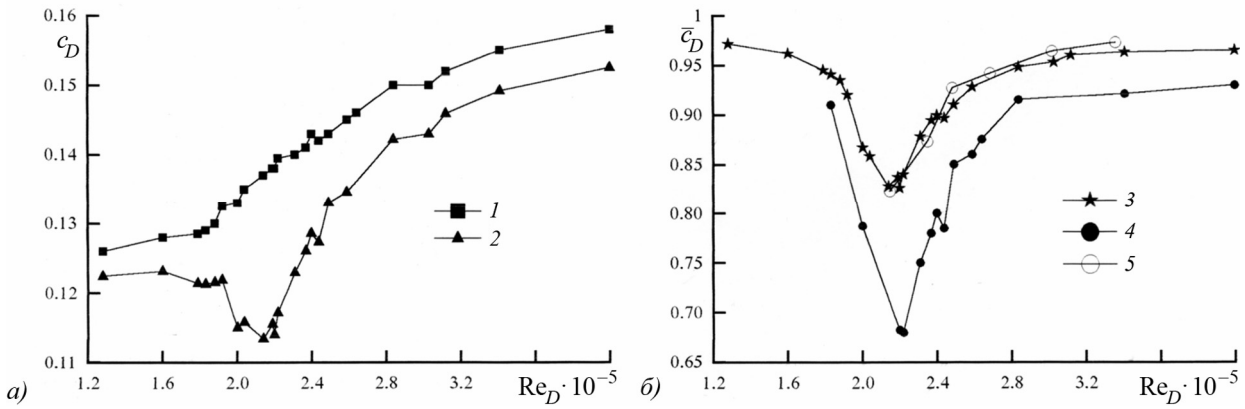


Рис. 6. Зависимости коэффициента лобового сопротивления при наличии и отсутствии нагрева носовой части модели (*а*) и относительного коэффициента лобового сопротивления модели при нагреве носовой части (*б*) от числа Рейнольдса:

1 — без нагрева; *2* — с нагревом; *3* — с нагревом при относительной температуре поверхности носика $\bar{T}_{w2} \approx 2.1$ (при $\bar{T}_{w3} = 1.1$ — 1.12); *4* — с нагревом $\left(\bar{T}_{w2} \approx 2.1\right)$ при аппроксимации экспериментальных данных для изотермической поверхности $\left(\bar{T}_{w3} = 1\right)$; *5* — расчетные оценки

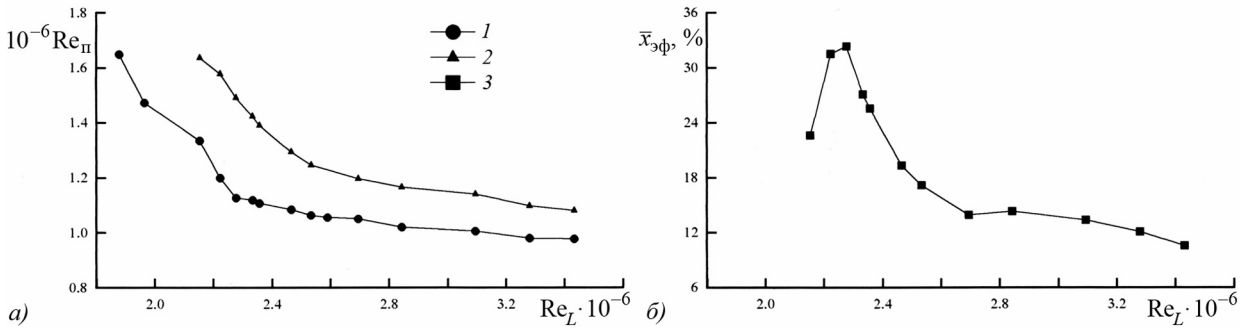


Рис. 7:

а — зависимости числа Рейнольдса перехода $\mathrm{Re}_{\text{п}}$ от числа Re_L, вычисленного по длине модели, при наличии и отсутствии нагрева носовой части модели (*1* — без нагрева; *2* — с нагревом $\left(\bar{T}_{w2} \approx 2.1;\ \bar{T}_{w3} \approx 1.1\right)$; *б* — зависимость относительного смещения перехода при нагреве носовой части модели от числа Re_L

Очевидно, что эффект снижения сопротивления модели при нагреве носика обусловлен расширением зоны ламинарного течения.

Как показали измерения, проведенные с помощью термоанемометра, переход при нагреве носика сдвигался вниз по потоку. Этот факт проиллюстрирован на рис. 7, *а*, на котором построены зависимости числа Рейнольдса перехода $\mathrm{Re}_{\text{п}}$ от числа Re_L, вычисленного по длине модели, при наличии (кривая *2*, $T_{w2} \approx 2.1$ и $\bar{T}_{w3} \approx 1.1$) и отсутствии (кривая *1*) нагрева.

Эффективность нагрева оценивалась по относительному смещению перехода:

$$\bar{x}_{\text{эф}} = \frac{\left(\mathrm{Re}_{x\,\text{п}}\right)_{\text{гор}} - \left(\mathrm{Re}_{x\,\text{п}}\right)_{\text{хол}}}{\left(\mathrm{Re}_{x\,\text{п}}\right)_{\text{хол}}} 100\%,$$

где $\mathrm{Re}_{x\,\text{п}}$ — число Рейнольдса, вычисленное по параметрам потока на внешней границе пограничного слоя, при этом в качестве характерной длины взято расстояние от передней кромки модели до места, где относительные среднеквадратичные значения пульсационной составляющей скорости ε достигали максимума. Индекс «гор» соответствует измерениям при нагреве, а индекс «хол» — без нагрева.

Как видно из рис. 7, *б*, на котором построена зависимость $\bar{x}_{\text{эф}}$ от числа Re_L, нагрев носовой части модели приводил к затягиванию перехода, при этом максимальное относительное смещение перехода (~32%) достигалось при числе $\mathrm{Re}_L \approx 2.3 \cdot 10^6$.

Отметим, что при малых числах Рейнольдса течение на поверхности модели почти на всем протяжении носило ламинарный характер и возможности увеличения ламинарной зоны при нагреве ограничены. При увеличении числа Re_L переход постепенно сдвигался вверх по потоку и при нагреве носика положительный эффект затягивания перехода возрастал, достигая максимального значения при $\mathrm{Re}_L \approx 2.3 \cdot 10^6$. При дальнейшем увеличении числа Re_L эффект затягивания перехода снижался до уровня ~10% (см. рис. 7, *б*).

На основе опытных данных были выполнены расчетные оценки эффекта снижения сопротивления модели, обусловленного затягиванием перехода при нагреве носовой части.

Полное сопротивление c_D тела вращения на дозвуковых скоростях представляет сумму трех составляющих:

$$c_D = c_{D,\,p} + c_{D,\,f} + c_{D,\,\text{д}},$$

где $c_{D,\,p}$, $c_{D,\,f}$ и $c_{D,\,\text{д}}$ — соответственно коэффициенты сопротивления осевой силы, обусловленной распределением давления по поверхности (сопротивление формы), силы поверхностного трения и донного давления.

При малых дозвуковых скоростях и плавных обводах носовой и хвостовой частей модели основной вклад в общее сопротивление дает сила трения. Для расчета коэффициента сопротивления трения можно использовать известные зависимости для плоской пластины [13]. При смешанном режиме обтекания модели для оценки коэффициента сопротивления $c_{D,\,f}$ использовалась следующая зависимость:

$$c_{D,\,f} = c_{D,\,T}^{(1)} \frac{S_{\text{бок}}}{S_{\text{мид}}} - \left(c_{D,\,T}^{(2)} - c_{D,\,\text{л}} \right) \frac{\left(\mathrm{Re}_x\right)_{\text{лам}}}{\mathrm{Re}_L} \frac{S_{\text{лам}}}{S_{\text{мид}}},$$

где $c_{D,\,T}^{(1)} = 0.074 \Big/ \sqrt[5]{\mathrm{Re}_L}$ и $c_{D,\,T}^{(2)} = 0.074 \Big/ \sqrt[5]{\left(\mathrm{Re}_x\right)_{\text{лам}}}$ — коэффициенты турбулентного трения (первый из них определялся по числу Рейнольдса, подсчитанному по длине *L* модели, а второй — по числу Рейнольдса, соответствующему длине ламинарного участка $x_{\text{лам}}$); $c_{D,\,\text{л}} = \dfrac{1.328}{\sqrt{\eta \left(\mathrm{Re}_x\right)_{\text{лам}}}}$ — коэффициент ламинарного трения пластины, длина которой равна протяженности ламинарного слоя; $S_{\text{бок}}$ и $S_{\text{лам}}$ — соответственно полная боковая поверхность модели и часть этой поверхности с ламинарным слоем; $\eta = x_{\text{экв}} / x_{\text{лам}}$ — поправочный коэффициент, учитывающий отличие характеристик течения на теле вращения и пластины, изменяющийся в зависимости от числа Рейнольдса в диапазоне $0.62 \div 0.75$. Значение коэффициента η было найдено на основе измерений профилей скорости в ламинарном пограничном слое в различных сечениях по *x*, по которым были определены интегральные параметры течения (толщина вытеснения δ^* и толщина потери импульса δ^{**}) и вычислены по формулам для плоской пластины соответствующие этим величинам эквивалентные расстояния $\left(x_{\text{экв}}\right)$.

Результаты расчетных оценок отражены на рис. 6, *б* в виде светлых кружков, которые практически совпадают с экспериментально полученной зависимостью (кривая *3*). Такое совпадение данных подтверждает тот факт, что снижение лобового сопротивления модели при нагреве носовой части обусловлено эффектом ламинаризации течения.

Авторы благодарят А. В. Казакова и В. В. Скворцова за полезные обсуждения результатов.

Работа выполнена при поддержке Государственной программы поддержки ведущих научных школ (грант НШ-4272.2006.1).

ЛИТЕРАТУРА

1. 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.

2. Лебедев Ю. Б., Фомичев В. М. Устойчивость пограничного слоя на неравномерно нагретой и охлажденной поверхности // Аэрофизика и геокосмические исследования. — М.: Наука, 1985.

3. Струминский В. В., Лебедев Ю. Б., Фомичев В. М. Влияние градиента температуры вдоль поверхности на протяженность ламинарного пограничного слоя газа // Докл. АН СССР. 1985. Т. 289, № 4.

4. Казаков А. В., Коган М. Н., Купарев В. А., Курячий А. П. О нетрадиционных способах управления устойчивостью ламинарного дозвукового пограничного слоя // Труды ЦАГИ. 1988, вып. 2412.

5. Белов И. А., Литвинов В. М., Казаков А. В., Коган М. Н., Купарев В. А. Устойчивость ламинарного пограничного слоя и затягивание перехода на неизотермической поверхности // Изв. РАН. МЖГ. 1989. № 2.

6. Довгаль А. В., Левченко В. Я., Тимофеев В. А. Ламинаризация пограничного слоя путем локального нагревания поверхности // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1989, вып. 3.

7. 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 // Ученые записки ЦАГИ. 1989. Т. XX, № 3.

8. Довгаль А. В., Левченко В. Я., Тимофеев В. А. Воздействие локального нагревания поверхности на переход к турбулентности в трехмерном пограничном слое газа. // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1990, вып. 6.

9. Ефимов Е. С., Лутовинов В. М., Мишакова Е. В., Пилипенко А. А., Рагулин Н. Ф., Филиппов В. М. Экспериментальное исследование по управлению переходом пограничного слоя на пластине посредством локального нагревания поверхности / Проблемы механики и некоторые современные аспекты науки. Под ред. В. В. Струминского. — М.: Наука, 1993.

10. Филиппов В. М., Ефимов Е. С., Лутовинов В. М., Мишакова Е. В. 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.

11. Филиппов В. М. Влияние нагрева носовой части пластины на развитие пограничного слоя // Изв. РАН. МЖГ. 2002. № 1.

12. Репик Е. У., Кузенков В. К. Погрешность измерения статического давления при использовании дренажных отверстий // ИФЖ. 1989. Т. 57, № 6.

13. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. — М.: Наука, 1974.

Рукопись поступила 16/VI 2006 г.