

УДК 532.526.4+532.5.013

ПРЯМЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ СОПРОТИВЛЕНИЯ ТЕЛА ВРАЩЕНИЯ В НЕСЖИМАЕМОМ ПОТОКЕ В УСЛОВИЯХ ВОЗДЕЙСТВИЯ УСТРОЙСТВ РАЗРУШЕНИЯ ВИХРЕЙ

В.И. КОРНИЛОВ

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

Экспериментально исследовано лобовое сопротивление осесимметричного тела вращения при номинально безградиентном его обтекании несжимаемым потоком в условиях воздействия устройств разрушения вихрей (УРВ). Показано, что использование в пограничном слое УРВ дает возможность уменьшить полное сопротивление тела вращения в сравнении с соответствующим значением для исходной конфигурации примерно на 1,75 %. Установлено, что увеличение хорды одноэлементных устройств и высоты их установки в пограничном слое приводит к постепенному ослаблению эффективности УРВ и последующему росту полного сопротивления в сравнении с исходной конфигурацией.

Проблема энергосбережения, вставшая с особой остротой в последние десятилетия перед воздушным, водным и наземным транспортом, стимулирует исследования, направленные на изучение возможности снижения сопротивления движущегося объекта. Основной составляющей полного сопротивления в общем балансе сопротивления является составляющая трения, которая для магистрального пассажирского самолета в диапазоне околозвуковых скоростей достигает 50 % [1], а для подводных лодок и торпед вклад этой величины возрастает до 65–70 %. Отсюда ясно, что уменьшение сопротивления трения летательного аппарата и других движущихся тел представляет собой крупный резерв экономии энергоресурсов. Не случайно поиск путей и методов воздействия на структуру пристенного течения с целью снижения поверхностного трения летательного аппарата и его элементов продолжает оставаться одной из основных задач прикладной аэродинамики.

Настоящая работа является логическим продолжением начатых в [2, 3] экспериментальных исследований принципиальных свойств и особенностей турбулентного течения на теле вращения, в пограничном слое которого размещено устройство разрушения вихрей (УРВ), относящееся к классу пассивных методов управления сдвиговым течением, и посвящена изучению полного сопротивления указанного тела вращения при наличии УРВ варьированной геометрии.

Напомним, что сущность идеи применения УРВ состоит в использовании чаще всего горизонтальных, ориентированных в направлении потока, тонких пластин (либо других элементов), расположенных в турбулентном пограничном слое и предназначенных для разрушения больших вихревых (когерентных) структур, масштаб которых соизмерим с толщиной пограничного слоя. Уменьшая характерный масштаб турбулентности, они изменяют механизм массообмена между различными слоями жидкости и в конечном итоге способствуют снижению поверхностного трения.

© Корнилов В.И., 2006

В большинстве работ [4–11 и др.] изучение эффективности УРВ ограничивается анализом поверхностного трения позади УРВ, размещенных в пограничном слое плоской поверхности. В ряде случаев [5, 8] продемонстрирована исключительно высокая эффективность таких устройств с точки зрения снижения сопротивления трения. Однако, насколько известно автору, прямые измерения полного сопротивления, тем более тел фюзеляжеобразной формы в присутствии УРВ, выполнены лишь в [12]. Важность исследования таких конфигураций для практических приложений отмечена в [2] и состоит в том, что в отличие от крыловых поверхностей, где формируется достаточно обширная область ламинарного течения и где существует широкий спектр методов управления, на указанных телах пограничный слой нередко почти с самого начала находится в турбулентном состоянии, и способы воздействия на такое течение носят ограниченный характер.

Учитывая вышеизложенное, акцент настоящей работы сконцентрирован на изучении влияния некоторых режимных параметров и геометрических характеристик УРВ на эффективность используемых устройств с точки зрения снижения полного сопротивления. Необходимость таких исследований очевидна и из других соображений. Даже при исследованиях на плоской пластине большинство литературных данных, относящихся к оптимизационным характеристикам УРВ, имеют достаточно разрозненный и часто несогласующийся характер [3]. Противоречивая информация получена в отношении таких важных геометрических параметров как длина (хорда) l УРВ и высота h его расположения в пограничном слое. Кроме того, в [2, 13] выявлены принципиальные особенности, свидетельствующие о невозможности механического перенесения полученных, например, в [8] оптимальных геометрических соотношений УРВ на случай обтекания тела вращения и о необходимости специального рассмотрения влияния длины УРВ. Все это свидетельствует о необходимости прямых измерений полного сопротивления тела вращения при наличии УРВ.

1. УСЛОВИЯ И МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Опыты проводились в дозвуковой аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН при скорости невозмущенного потока в контрольном сечении U_∞ от 6,8 до 52,1 м/с, что соответствовало числу Рейнольдса Re_L от $1,23 \cdot 10^6$ до $9,42 \cdot 10^6$, вычисленному по длине модели L .

Исследования выполнялись на модели тела вращения 2 (рис. 1) длиной $L = 2640$ мм, установленной горизонтально вдоль центральной оси симметрии рабочей

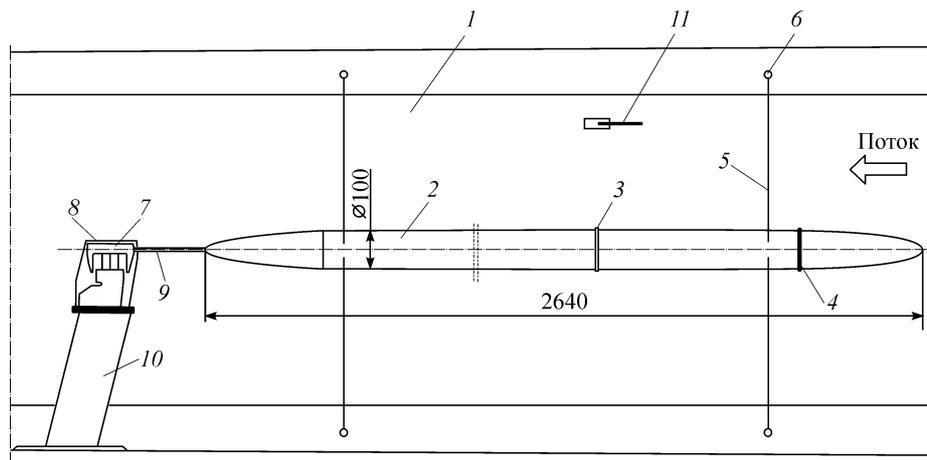


Рис. 1. Модель тела вращения, схема подвески и тензометрические весы.

1 — рабочая часть аэродинамической трубы, 2 — модель тела вращения, 3 — устройство разрушения вихрей, 4 — турбулизирующее кольцо, 5 — проволочные растяжки, 6 — талреп, 7 — тензометрические весы, 8 — обтекатель весов, 9 — державка, 10 — пилон, 11 — трубка Пито–Прандтля.

части трубы l на подвеске из восьми проволочных растяжек 5 диаметром 0,5 мм. Модель состоит из головной части, представляющей собой эллипсоид вращения с большой полуосью, равной 300 мм, цилиндрического участка диаметром 100 мм, в месте сопряжения которых закреплено кольцо 4 диаметром 1,6 мм для искусственной турбулизации пограничного слоя, и хвостовой части длиной 340 мм, форма которой выбрана в соответствии с зависимостью

$$r = [x_3(2 - x_3)]^m,$$

где x_3 — продольная координата, отсчитываемая вдоль оси симметрии от хвостика модели, обезразмеренная по длине хвостовой части, r — текущий радиус хвостовой части, отнесенный к радиусу цилиндрического участка, а m — показатель степени, равный 0,9.

Устройство разрушения вихрей 3 представляет собой два (или одно) плоских кольца, изготовленные из стальной шлифованной пружинной ленты толщиной 0,13 мм и установленные эквидистантно поверхности модели на варьируемом расстоянии h от стенки. Первый (по потоку) кольцевой элемент размещен в области равновесного (по Клаузеру) турбулентного пограничного слоя на расстоянии 500 мм от турбулизатора. В случае использования tandemной схемы интервал s между элементами не менялся и составлял 130 мм. Передняя и задняя кромки каждого из кольцевых элементов выполнены в виде клина с углом раствора около 40° . Положение УРВ в пограничном слое фиксировалось с помощью шести радиально установленных под углом 60° друг к другу пилонов, толщина которых (0,15 мм) выбрана минимально возможной из соображений обеспечения необходимой жесткости и наименьшего аэродинамического сопротивления. Основные геометрические параметры УРВ, нормированные по толщине исходного пограничного слоя δ_0 в сечении установки первого кольцевого элемента, вычисленной из условия $U/U_\infty = 0,99$ и равной 12,5 мм (для $Re_L = 4,25 \cdot 10^6$), приведены в таблице 1. В этом случае число Рейнольдса Re^{**} , определенное по толщине потери импульса δ^{**} , составляет 2755. Положение h каждого из УРВ по высоте пограничного слоя приведено также в координатах закона стенки.

Для измерения лобового сопротивления тела вращения использовались однокомпонентные внемоделные тензометрические весы 7 (см. рис. 1) с кремниевыми тензорезисторами, закрепленные позади модели на стреловидном пилоне 10, установленном на полу рабочей части аэродинамической трубы. Нагрузка от модели на тензовесы передается с помощью хвостовой миниатюрной разрезной державки 9. Такое связующее звено между моделью и весами вызвано единственным соображением: передать на весы без искажения искомую силу X за счет сведения к минимуму влияния других аэродинамических сил и моментов. Выполненные ранее калибровки показали, что при использовании разрезной державки удается на стыке двух ее частей обеспечить минимальную величину трения скольжения от имитируемых нагрузок Y и Z и, тем самым, свести к минимуму влияние на компоненту X других аэродинамических сил и моментов.

Таблица 1
Основные геометрические параметры УРВ

Конфиг. УРВ	l_1/δ_0	h_1/δ_0	h_1v_w/v	l_2/δ_0	h_2/δ_0	h_2v_w/v	s/δ_0
1	0,77	0,46	395	0,85	0,51	431	10,7
2	1,02	0,46	395	1,11	0,51	431	10,7
3	1,37	0,46	395	1,48	0,51	431	10,7

Известно, что кремниевые тензорезисторы весьма чувствительны к изменению температурных условий окружающей среды. С целью компенсации температурной погрешности в одно из плеч мостовой схемы последовательно с тензорезистором включено сопротивление R_T , пропорциональное, но обратное по знаку величине, реализующейся вследствие изменения температуры. Однако полностью устранить это явление не удалось. Поэтому при обработке исходной информации в показания тензочувствительных весов вводилась поправка, обусловленная изменением температуры потока в процессе эксперимента. Зависимость показаний весов от температуры была получена в результате размещения весов в электрической печи сопротивления с фиксируемой регулируемой температурой. Как оказалось, эта зависимость носит линейный характер.

Для определения калибровочных коэффициентов по компоненте X были выполнены многократные статические калибровки тензочувствительных весов. Они проводились непосредственно в рабочей части трубы, т. е. схема измерений в этом случае была в точности такой же как и в экспериментах. В процессе калибровок фиксировалась зависимость величины напряжения на выходе тензочувствительного элемента E от величины прикладываемой тарной нагрузки G_x . Всего было выполнено семь циклов таких калибровок. Дальнейшая обработка результатов калибровок осуществлялась следующим образом: на основе многократных измерений величины E при конкретном значении G_x определялось среднее арифметическое значение выходного напряжения и его среднее квадратическое отклонение. Полученные данные проверялись по критерию грубых погрешностей для отбраковки и исключения резко выделяющихся значений выходного напряжения как неслучайных (таковых не оказалось), после чего зависимость $E = f(G_x)$ для каждого цикла калибровок аппроксимировалась линейной зависимостью по методу наименьших квадратов и определялся калибровочный коэффициент весов K_x . Полученный таким образом ряд значений K_x использовался далее для нахождения среднего арифметического значения K_{xcp} и его среднего квадратического отклонения σK_{xcp} . Среднее арифметическое значение калибровочного коэффициента тензочувствительных весов в диапазоне нагрузок, имеющих место непосредственно в эксперименте, составляет $K_{xcp} = 44,357$ г/мВ, а дорожка разброса $\pm 2\sigma K_{xcp}$ равняется 0,09 г/мВ, т. е. приблизительно 0,2 % от величины K_{xcp} .

При вычислении коэффициента лобового сопротивления C_x аэродинамическая сила X , измеренная в скоростной системе координат, относилась к величине $q_\infty S$, где q_∞ — скоростной напор, а S — характерная площадь, определяемая по диаметру цилиндрической части модели. При этом коэффициент сопротивления поддерживающих устройств принят пренебрежимо малым. К тому же их вклад в полное сопротивление практически одинаков как при отсутствии, так и в присутствии на модели УРВ.

Скоростной напор набегающего потока q_∞ контролировался по перепаду между полным P_0 и статическим давлением P_∞ , измеряемому с помощью трубки Пито–Прандтля II (см. рис. 1), установленной в невозмущенном потоке, и регистрируемому наклонным спиртовым микроманометром системы DISA, а также дублировался путем измерения перепада ($P_{0ф} - P_{рч}$), где $P_{0ф}$ и $P_{рч}$ — давление торможения в камере трубы и статическое давление в рабочей части соответственно.

Случайная погрешность определения коэффициента лобового сопротивления σC_x определялась по результатам семикратных измерений силы сопротивления тела вращения при наличии в пограничном слое одного из вариантов тандемных кольцевых элементов. Поскольку представить величину σC_x в масштабе соответствующих графиков из-за ее малости затруднительно, она дана в табл. 2.

Случайная погрешность измерения коэффициента лобового сопротивления тела вращения при наличии УРВ

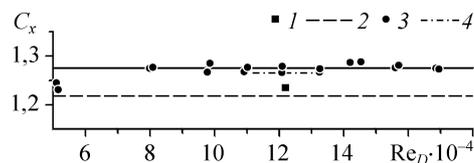
$Re_L \cdot 10^{-6}$	σC_x
1,239–1,255	0,00194
2,651–2,674	0,00153
4,172–4,211	0,00080
5,078–5,118	0,00049
5,678–5,720	0,00147
6,281–6,311	0,00098
6,879–6,905	0,00099
7,633–7,680	0,00095
8,240–8,298	0,00094
8,869–8,911	0,00080

Некоторым подтверждением надежности и корректности принятой методики эксперимента являются результаты измерений силы лобового сопротивления, действующей на передний плоский торец упругой системы используемых тензовесов (рис. 2, 1). Такие измерения были возможны при снятом обтекателе тензовесов, который был неизменным атрибутом всех последующих экспериментов. Как видно, полученные данные хорошо коррелируют с приведенными в [14] результатами испытаний поперечно обтекаемого бруса квадратного сечения удлинением $\lambda = 2,666$ (см. рис. 2, 2), что эквивалентно удлинению торца весов. Разница ΔC_x в значениях коэффициента лобового сопротивления составляет около 2 %, что вполне естественно, поскольку схема обтекания переднего торца тензовесов не вполне соответствует схеме обтекания бруса квадратного сечения.

Другим подтверждением правильности выбора методики являются результаты измерений силы лобового сопротивления диска, установленного перпендикулярно вектору скорости набегающего потока, представленные также на рис. 2 в виде зависимости $C_x = f(Re_D)$, где D — диаметр диска, равный 50,7 мм. Такое тело было выбрано по той причине, что при его обтекании нет меняющегося положения перехода пограничного слоя при изменении числа Рейнольдса, а сам процесс обтекания по существу определяется фиксированным отрывом потока с острых кромок диска. В этом случае экспериментальные значения C_x (3) отличаются от соответствующих численно-аналитических значений (4), полученных по программе Б. Моссева*, не более, чем на 4,7 %.

Рис. 2. Коэффициент лобового сопротивления.

1 — передний торец упругой системы тензовесов, 2 — данные [14], 3 — диск, расположенный перпендикулярно вектору скорости набегающего потока, 4 — численно-аналитический расчет по программе Б. Моссева.



* <http://www.mtu-net.ru/mossev/cd-disk.htm>

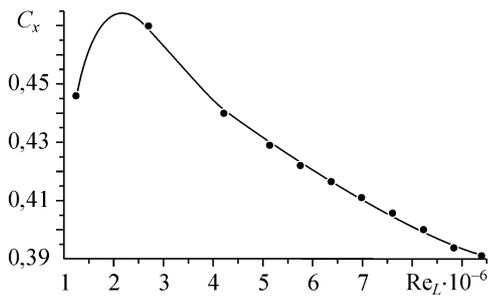


Рис. 3. Коэффициент лобового сопротивления тела вращения (УРВ отсутствует). Символы — измерения, кривая — аппроксимация измеренных значений.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Для достижения приемлемой точности эксперимента и, тем самым, получения достоверных результатов все измерения лобового сопротивления тела вращения, в том числе при наличии УРВ, выполнены в одном цикле испытаний без съема модели с подвесных устройств. При этом каждый из исследованных вариантов модели взвешивался многократно. Количество измерений в зависимости от стабильности работы аппаратуры и некоторых других факторов менялось от 2 до 7. Основные полученные результаты представлены на рис. 3–5 в виде зависимости коэффициента лобового сопротивления тела вращения C_x от некоторых параметров, характеризующих геометрию УРВ и их положение по высоте пограничного слоя. В некоторых случаях (см. рис. 4, 5) при одинаковых числах Re_L приведено несколько значений C_x , полученных в разные временные периоды, отличающиеся более, чем на полгода.

2.1. Влияние высоты установки УРВ

В [2] на основе физического эксперимента показано, что выбор высоты h расположения УРВ в пограничном слое имеет важное значение с точки зрения снижения сопротивления трения. С другой стороны, оптимальное значение h , полученное по данным опубликованных литературных источников при исследовании эффективности УРВ на плоской пластине, имеет существенный разброс. В этой связи в настоящем цикле экспериментов решено расширить диапазон анализируемых значений h/δ_0 , где δ_0 — толщина пограничного слоя в месте расположения УРВ. Указанным экспериментам предшествовали тщательные многократные измерения лобового сопротивления исходной конфигурации, результаты которых представлены на рис. 3 в виде зависимости $C_x = f(Re_L)$. (Здесь и далее число Re реализовывалось за счет изменения скорости потока, а в качестве характерного размера при его вычислении использовалась длина модели L .) Кривая характеризует результат осреднения экспериментальных значений C_x и другой смысловой нагрузки не несет. Она получена

Рис. 4. Изменение коэффициента лобового сопротивления тела вращения в зависимости от числа Рейнольдса (УРВ, $l = 9,4$ мм). Значение $h = 3,75$ (a), 5,37 (b), 7,5 (c), 9,25 (d), 10,8 (e), 12,5 (f) мм. Кривая — исходная конфигурация (осредненные данные).

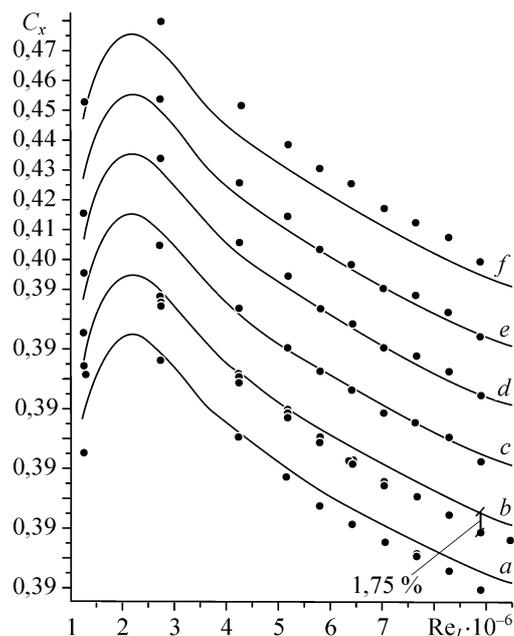


Рис. 4.

путем подбора показателя степени и коэффициентов аппроксимирующей полиномиальной зависимости. При этом итерационный цикл осуществлялся до тех пор, пока отклонение указанной зависимости от экспериментальных значений не уменьшалось до уровня экспериментальной погрешности. В целом зависимость имеет плавный характер, за исключением диапазона низких значений числа Рейнольдса $Re_L \leq 2 \cdot 10^6$. Можно предположить, что в отмеченном диапазоне чисел Re_L , соответствующих низким скоростям потока, используемый турбулизатор пограничного слоя неэффективен, и течение на передней части модели скорее всего является ламинарным.

На рис. 4, *a-f* приведены данные об изменении величины C_x при переменной высоте установки h в пограничном слое одноэлементного УРВ, но при фиксированной его длине $l = 9,4$ мм. Полученные результаты сравниваются с соответствующими данными для исходной конфигурации (кривая). Как видно, выигрыш в C_x , составляющий порядка 1,75 %, имеет место лишь при малой высоте установки УРВ в пограничном слое ($h = 3,75$ и $5,3$ мм) (рис. 4, *a, b*), что согласуется с выводами физического эксперимента [2, 3]. Отметим, кстати, что указанный эффект снижения величины C_x существенно превышает погрешность измерений (см. табл. 2). По мере увеличения h (рис. 4, *c*) эффективность УРВ снижается и при его размещении в окрестности внешней границы пограничного слоя (рис. 4, *f*) коэффициент лобового сопротивления заметно выше, чем для исходной конфигурации. Таким образом, в отличие от имеющихся в литературе рекомендаций для течения на плоской пластине, нет оснований, по крайней мере для тела вращения, утверждать, что расположение УРВ в окрестности внешней границы слоя является предпочтительным.

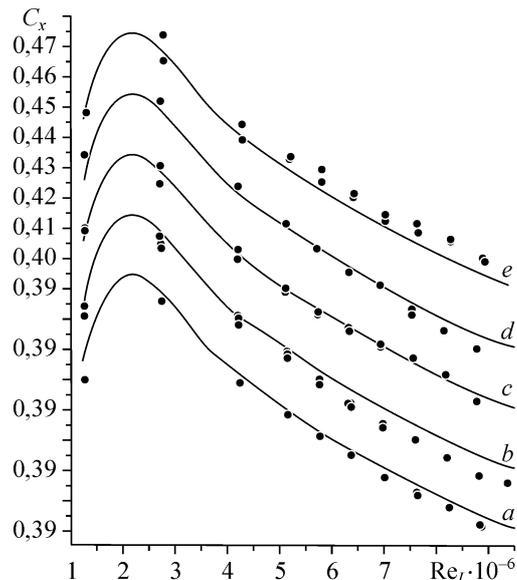
2.2. Влияние длины УРВ

На рис. 5, *a-e* приведены данные об изменении величины C_x при переменной длине l одноэлементного УРВ, установленного на фиксированной высоте $h = 5,3$ мм в пограничном слое. Выше было показано, что при установке УРВ на указанной высоте обеспечивается наибольший выигрыш в сопротивлении.

Видно, что максимальный эффект от использования УРВ достигается при $l = 9,4$ мм (рис. 5, *b*). Увеличение длины устройства (рис. 5, *c, d*) не способствует повышению его эффективности.

Более того при максимальной исследованной длине УРВ (рис. 5, *e*) коэффициент лобового сопротивления превышает соответствующее значение для исходной конфигурации. Причины этого явления представляются вполне понятными и состоят в следующем. Поскольку составляющая сил давления при изменении l

Рис. 5. Изменение коэффициента лобового сопротивления тела вращения в зависимости от числа Рейнольдса (УРВ, $h = 5,3$ мм). Значение $l = 6,6$ (*a*), $9,4$ (*b*), $12,8$ (*c*), $17,1$ (*d*), $26,0$ (*e*) мм. Кривая — исходная конфигурация (осредненные данные).



при прочих равных условиях остается примерно постоянной, то ясно, что отмеченное ослабление обусловлено ростом поверхностного трения самого устройства.

В целом, хотя динамика изменения C_x с ростом величины l носит монотонный характер, определенная особенность имеет место при $l = 17,1$ мм. Не исключено, что существует вторая область значений l , в которой при больших числах Рейнольдса вновь появляется эффект снижения сопротивления. Не случайно, согласно данным некоторых работ на плоской пластине [15 и др.], оптимальное значение l составляет более толщины пограничного слоя.

Наконец представляют интерес еще два результата (не показаны), которые были получены в процессе экспериментов. Первый из них касается эффективности тандемного устройства. Результаты исследований показали, что такого рода устройство не способствует улучшению ситуации. Выигрыш в C_x оказался даже меньше, чем для одноэлементного устройства, что, вообще говоря, не вполне согласуется с выводами физического эксперимента. Справедливости ради надо отметить, что расстояние z между элементами тандемной схемы в направлении координаты x не менялось и составляло порядка $(10 \div 12)\delta_0$. Поэтому окончательные выводы об эффективности тандемного устройства, по-видимому, можно делать только после дополнительных исследований.

Второй результат относится к эффективности одноэлементного и тандемного устройств, расположенных под небольшим положительным углом атаки ($\alpha \approx 1,8^\circ$). Хотя использование таких устройств несомненно способствует улучшению ситуации, они не оправдали тех ожиданий, которые на них возлагали. И в этом случае выигрыш в C_x оказался меньше отмеченного выше значения, равного 1,75 %.

Итак, максимальный выигрыш в коэффициенте лобового сопротивления тела вращения за счет применения УРВ составляет около 1,75 %, что в абсолютном выражении эквивалентно величине $\Delta C_x = (C_x - C_{x0})$ порядка 0,006. Почему же использование УРВ обеспечивает относительно небольшой выигрыш в C_x , хотя данные о распределении коэффициента турбулентного трения, приведенные на рис. 6 в виде зависимости $C_f = f(\Delta x/\delta_0)$ [2], казалось бы свидетельствуют об обратном? И, вообще, насколько коррелируют эти две величины друг с другом?

Прежде всего нужно заметить, что разница в C_f в сравнении с исходной конфигурацией, достигающая 16 % (см. рис. 6), — это максимальное значение, реализующееся на расстоянии Δx , составляющем примерно $15\delta_0$ от задней кромки УРВ. При дальнейшем же росте $\Delta x/\delta_0$ величина C_f сначала резко, а затем плавно возрастает, приближаясь к своему значению в исходном течении. Поэтому если проинтегрировать данные о распределении C_f по продольной координате x для сравниваемых случаев, то суммарный выигрыш в трении $\Delta C_F = (C_F - C_{F0})/C_{F0}$ составит 5,2 %. Однако снижение трения реализуется в данном случае на длине порядка $90\delta_0$, что эквивалентно расстоянию $\Delta x = 1270$ мм, т. е. 48,8 % длины модели.

С другой стороны, экспериментальные данные [1] показывают, что доля трения в общем балансе сопротивления составляет около 50 %. Поскольку по результатам настоящих

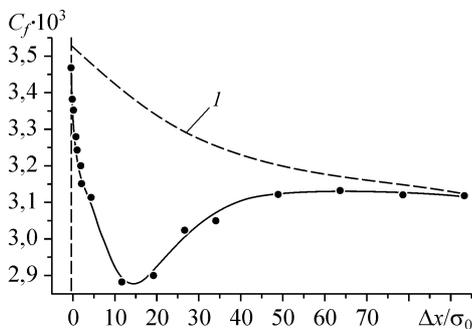


Рис. 6. Изменение местного коэффициента поверхностного трения позади УРВ. $Re_L = 4,35 \cdot 10^6$. 1 — исходная конфигурация (осредненные данные).

экспериментов $C_x \approx 0,4$, то с учетом результатов работы [1] вклад сопротивления трения C_F в общий баланс сопротивления должен составлять $0,4 \times 0,5 = 0,2$. Однако воздействие УРВ осуществляется не на всю составляющую трения, а только на ту ее часть, которая охватывает область, эквивалентную 48,8 % длины модели. Таким образом доля трения в суммарном сопротивлении тела вращения будет равна $0,2 \times 0,488 = 0,0976$.

Поскольку выигрыш в трении ΔC_F равен 5,2 %, то в абсолютном выражении это составит $0,052 \times 0,0976 = 0,0051$. Как было показано выше, примерно такой выигрыш и получается по результатам измерений суммарного сопротивления с помощью тензосвесов. Это означает, что данные, характеризующие эффект снижения поверхностного трения и полного сопротивления, вполне коррелируют.

ВЫВОДЫ

Выполнена серия экспериментальных исследований, направленных на изучение эффективности устройств разрушения вихрей, установленных в развитом несжимаемом турбулентном пограничном слое осесимметричного тела вращения. Полученные данные позволяют сделать следующие выводы:

– выигрыш в коэффициенте лобового сопротивления C_x , составляющий порядка 1,75 %, имеет место лишь при малой высоте установки УРВ в пограничном слое ($h = 3,75$ и 5,3 мм). По мере увеличения h эффективность УРВ снижается, и при его установке в окрестности внешней границы пограничного слоя C_x более, чем на 2 % выше соответствующего значения для исходной конфигурации;

– увеличение длины УРВ в исследуемых пределах не способствует повышению его эффективности. При максимальной длине устройства ($l = 26$ мм) коэффициент лобового сопротивления примерно на 1,7 % превышает соответствующее значение для исходной конфигурации;

– вопреки выводам физического эксперимента, не выявлено никаких преимуществ тандемной схемы расположения УРВ в сравнении с одноэлементным, равно как и их установки под малым (порядка $1,5 - 2^\circ$) положительным углом атаки.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Schmitt V. Reduction de la trainee de l'avion de transport subsonique. Tendances et perspectives actuelles // Aeronautique et Astronautique. — 1988. — Vol. 2, No. 129. — P. 4–18.
2. Kornilov V.I. Skin friction reduction on a body of revolution using boundary layer alteration devices // AIAA J. — 2005. — Vol. 43, No. 10. — P. 2125–2137.
3. Горшков В.Г., Корнилов В.И. Некоторые особенности турбулентного течения на теле вращения в присутствии устройств разрушения вихрей // Теплофизика и аэромеханика. — 2005. — Т. 12, №1. — С. 13–26.
4. Wark C.E., Naguib A.M., Nagib H.M. Effect of plate manipulators on coherent structures in a turbulent boundary layer // AIAA J. — 1990. — Vol. 28, No. 11. — P. 1877–1884.
5. Guezennec Y.G., Nagib H.M. Mechanisms leading to net drag reduction in manipulated turbulent boundary layers // AIAA J. — 1990. — Vol. 28, No. 2. — P. 245–252.
6. Sahlin A., Alfredsson P.H., Johansson A.V. Direct drag measurement for a flat plate with passive boundary layer manipulators // J. Phys. Fluids. — 1986. — No. 29 (3). — P. 696–700.
7. Bertelrud A., Truong T.V., Avellan F. Drag reduction in turbulent boundary layers using ribbons // AIAA 9th Atmospheric Flight Mechanics Conf.: Proc. — San Diego, 1982. — No. 82-1370. — P. 148–164.
8. Plesniak M.W., Nagib H.M. Net drag reduction in turbulent boundary layers resulting from optimized manipulation // AIAA Paper. — 1985. — No. 0518. — 11 p.
9. Гудилин И.В., Енютин Г.В., Ким А.Ю. и др. Экспериментальное исследование совместного влияния продольного оребрения и разрушителей вихревых структур на турбулентное трение // Уч. Зап. ЦАГИ. — 1989. — Т. 20, № 6. — С. 8–14.
10. Гудилин И.В., Лашков Ю.А., Шумилкин В.Г. Совместное влияние продольного оребрения и разрушителей вихревых структур на турбулентное трение на пластине // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. — 1995. — № 3. — С. 39–46.

11. Кузенков В.К., Левицкий В.Н., Репик Е.У. и др. Исследование механизма снижения турбулентного поверхностного трения с помощью разрушителей вихревых структур // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. — 1996. — № 5. — С. 80–89.
12. Гудилин И.В., Лашков Ю.А., Шумилкин В.Г. Экспериментальное исследование влияния риблетов и разрушителей вихревых структур на сопротивление тела вращения // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. — 1996. — № 3. — С. 154–157.
13. Корнилов В.И. Characteristics of axisymmetric turbulent boundary layer controlled by ring manipulators // : Proc. Intern. Conf. on Boundary and Interior Layers, Toulouse, 2004. — P. 187–192.
14. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. — М.: Машиностроение, 1975. — 559 с.
15. Savill A.M., Mumford J.C. Manipulation of turbulent boundary layers by outer-layer devices: skin-friction and flow-visualization results // J. Fluid Mech. — 1988. — Vol. 191. — P. 389–418.

Статья поступила в редакцию 26 апреля 2006 г.