

УДК 532.526.4 + 532.5.013

НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ ТУРБУЛЕНТНОГО ТЕЧЕНИЯ НА ТЕЛЕ ВРАЩЕНИЯ В ПРИСУТСТВИИ УСТРОЙСТВ РАЗРУШЕНИЯ ВИХРЕЙ

В.Г. ГОРШКОВ¹, В.И. КОРНИЛОВ²

¹*Новосибирский государственный университет*

²*Институт теоретической и прикладной механики СО РАН,
Новосибирск*

Экспериментально исследовано влияние устройств разрушения вихрей (УРВ) на характеристики турбулентного пограничного слоя, формирующегося на осесимметричном теле вращения при номинально безградиентном его обтекании несжимаемым потоком. Показано, что характеристики исходного течения (без УРВ) не противоречат известным физическим представлениям о свойствах турбулентного пограничного слоя, формирующегося на теле с поперечной кривизной. Использование тандемной схемы размещения УРВ в пограничном слое, состоящей из двух плоских кольцевых элементов, длина которых не превышает 75 % толщины пограничного слоя, позволяет уменьшить сопротивление трения позади таких устройств не менее чем на 15–20 % по сравнению с исходной конфигурацией. Установлено, что увеличение хорды кольцевых элементов приводит к ослаблению эффективности используемых устройств.

ВВЕДЕНИЕ

Известно, что в последние два-три десятилетия с особой остротой встала проблема энергосбережения. Не вызывает сомнений, что в будущем этот процесс будет только усиливаться. В части, касающейся воздушного и водного транспорта, указанная проблема стимулирует исследования, направленные на изучение возможности снижения сопротивления движущегося объекта и в особенности составляющей поверхностного трения. Действительно, доля сопротивления трения магистрального пассажирского самолета в общем балансе сопротивления в диапазоне околозвуковых скоростей достигает 50 %, 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. Неслучайно 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.

Существуют два основных пути уменьшения составляющей сил трения. Один из них традиционно базируется на совершенствовании аэродинамических форм и улучшении качества отделки поверхности летательного аппарата. Однако все, по крайней мере крупные, резервы снижения сопротивления здесь практически

исчерпаны. Второй путь основан на использовании искусственных методов управления структурой пристенной турбулентности. Опыт изучения возможности снижения турбулентного трения с помощью различных как пассивных, так и активных методов управления турбулентными сдвиговыми течениями систематизирован в [1–6]. Наибольшее развитие в настоящее время получили активные методы, в основе которых в большинстве случаев лежат или система, отвечающая на какие-либо действия, или — с обратной связью, или даже наиболее совершенная — самонастраивающаяся система. Однако и пассивные методы управления не потеряли своего значения в основном по той причине, что при их использовании не требуется вкладывать энергию для достижения эффекта уменьшения сопротивления. Поэтому рабочая стоимость таких способов управления много меньше, чем активных.

Настоящая работа посвящена экспериментальному исследованию особенностей использования в турбулентном сдвиговом потоке устройств разрушения крупных вихрей (УРКВ) (Large Eddy BreakUp Devices), относящихся к классу пассивных методов управления течением. Опыт исследований подобного рода течений показывает, что основополагающие механизмы уменьшения сопротивления значительно более разнообразные и сложные, чем простое разрушение крупных вихрей, поэтому в дальнейшем мы будем использовать аббревиатуру УРВ.

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.

В абсолютном большинстве работ [7–14] анализировалась эффективность УРВ, установленных в пограничном слое, формирующемся вдоль плоской поверхности, и состоящих из одного или двух (схема “тандем”) элементов. В ряде случаев [8, 11] продемонстрирована исключительно высокая эффективность таких устройств. Однако насколько известно авторам, подобные исследования на телах фюзеляжеобразной формы выполнены лишь в [15]. Между тем именно такие конфигурации представляют наибольший практический интерес, поскольку 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 отмеченное, акцент настоящей работы сконцентрирован на изучении влияния некоторых режимных параметров и геометрических характеристик УРВ (тандемная схема) на эффективность используемых устройств. Необходимость таких исследований очевидна. Анализ показывает, что даже на плоской пластине большинство литературных данных, относящихся к оптимизационным характеристикам УРВ, получено в отличающихся условиях эксперимента и имеют достаточно разрозненный и часто несогласующийся характер. Вероятно по этой причине не было предпринято каких-либо попыток обобщить полученный материал. В ряде работ делается вывод о том, что, например, длина l УРВ должна быть порядка толщины пограничного слоя δ_0 . Указывается, что отклонение от данного соотношения в меньшей степени влияет на сопротивление, тогда как положение h УРВ по высоте слоя — более важный параметр. В этой связи влияние этого параметра было предметом рассмотрения [16]. В целом подтвердилось, что положение УРВ по высоте слоя имеет существенное значение. Однако обнаружилось принципиальные особенности, свидетельствующие о невозможности механического

перенесения полученных (например, в [11]) оптимальных геометрических соотношений УРВ на случай обтекания тела вращения и о необходимости специального рассмотрения влияния длины УРВ. Что касается расстояния s между элементами тандемной схемы в направлении координаты x , то в большинстве работ считается, что наибольшей эффективности можно достичь при s порядка $(10 \div 12)\delta_0$. Это дает основание надеяться, что влияние указанного параметра не столь велико, и можно положиться на рекомендации других авторов. Эксперименты [16, 17] подтвердили справедливость такого подхода.

1. УСЛОВИЯ И МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Опыты проводились в дозвуковой аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН при скорости невозмущенного потока в контрольном сечении $U_\infty = 8, 15, 25, 32$ м/с, что соответствовало числу Рейнольдса $Re_L = 1,44, 2,61, 4,35, 5,54 \cdot 10^6$, вычисленному по длине модели L .

Исследования выполнялись на модели тела вращения 1 (рис. 1) длиной $L=2600$ мм, установленной в рабочей части трубы с помощью хвостовой державки на пилоне 2. Модель состоит из головной части, представляющей собой эллипсоид вращения с большой полуосью, равной 300 мм, и цилиндрического участка диаметром 100 мм, в месте сопряжения которых закреплено кольцо 5 диаметром 1,6 мм для искусственной турбуликации пограничного слоя. С целью исключения прогиба и достижения необходимой жесткости модель имеет дополнительную хорошо обтекаемую опору 3. Вдоль одной из образующей тела вращения выполнена группа из двадцати двух дренажных отверстий 4 диаметром 0,4 мм, наиболее часто расположенных в окрестности УРВ.

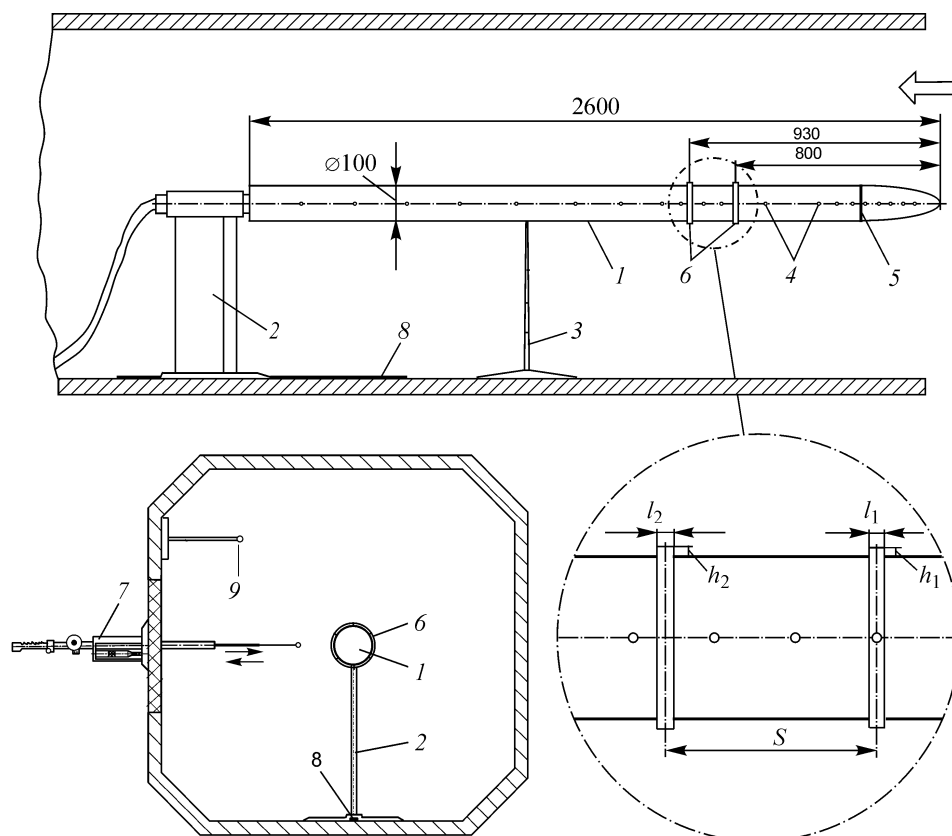


Рис. 1. Модель тела вращения, УРВ и координатное устройство.

Устройство разрушения вихрей b представляет собой два плоских кольца, изготовленных из стальной шлифованной пружинной ленты толщиной 0,13 мм и установленных эквидистантно поверхности модели на расстоянии $s = 130$ мм друг от друга. 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 регулируемых по высоте цилиндрических стоек, диаметр которых (0,7 мм) выбран минимально возможным из соображений обеспечения наименьшего аэродинамического сопротивления. Расстояние от передней кромки модели до середины длины первого по потоку и второго кольцевого элемента во всех экспериментах составляло соответственно 800 мм и 930 мм. 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, приведены в таблице. Положение h каждого из УРВ по высоте пограничного слоя приведено также в координатах закона стенки.

Отметим также, что высота установки и длина второго элемента выбирались с учетом нарастания пограничного слоя между первым и вторым кольцами, т.е. в сечении $x = x_0 + s$. Это означает, что безразмерные параметры второго кольцевого элемента, отнесенные к местной толщине пограничного слоя, были примерно такими же, как и у первого элемента.

Для выполнения измерений в пограничном слое использовался координатник 7 (см. рис. 1) с тремя степенями свободы, установленный на боковой стенке рабочей части трубы с ее внешней стороны. Вследствие ограничения хода координатного устройства в направлении оси x в конструкции модели была предусмотрена возможность ее перемещения по длине рабочей части трубы с помощью специальной направляющей 8. При этом осуществлялся тщательный контроль положения модели относительно вектора скорости набегающего потока путем измерения полного давления P_0 с помощью четырех геометрически одинаковых трубок Престона, установленных в двух диаметрально противоположных плоскостях тела вращения в поперечном сечении $x = 2000$ мм.

Скоростной напор набегающего потока q_∞ контролировался по перепаду между полным P_0 и статическим P_∞ давлениями, измеряемыми с помощью трубки Пито — Прандтля 9, установленной в невозмущенном потоке, и регистрируемому наклонным спиртовым микроанометром системы DISA, а также дублировался путем измерения перепада ($P_{0ф} - P_{рч}$).

Средняя скорость U и продольная компонента пульсаций скорости $\sqrt{u'^2}$ в исследуемой точке поля сдвигового потока измерялись с помощью комплекта термоанемометрической аппаратуры фирмы DANTEC. Блок-схема измерений включала термоанометр 55M01, к выходу которого подключен линейаризатор 55D10. Постоянная составляющая линейаризованного сигнала, соответствующая средней скорости течения, измерялась вольтметром постоянного тока 55D31. Переменная составляющая фильтровалась блоком 55D25 и измерялась вольтметром средне-

Основные геометрические параметры УРВ

Конфигурация УРВ	l_1/δ_0	h_1/δ_0	h_{1v^*}/v	l_2/δ_0	h_2/δ_0	h_{2v^*}/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

квадратичных значений 55D35. Визуальный контроль за характером пульсационного сигнала производился с помощью осциллографа С1-73. В качестве первичного преобразователя использовался миниатюрный датчик с чувствительным элементом в виде вольфрамовой нити диаметром 5 мкм и длиной 1,2 мм.

Для определения местных значений коэффициента поверхностного трения C_f применялся метод диаграмм Клаузера.

Случайная погрешность основных измеряемых величин (расстояний от стенки y и вниз по потоку x , коэффициента давления C_p , скоростного напора q_∞ , средних скоростей U_∞ (U_e) и U , касательного напряжения τ_w , пульсаций скорости $\sqrt{u'^2}$ составляет: y — 0,005 мм; x — 0,5 мм; C_p — $\pm 0,3$ %; q_∞ — $\pm 0,25$ %; U_∞ — $\pm 0,5$ %; τ_w — $3 \div 5$ %; U — $\pm 0,5$ %; $\sqrt{u'^2}$ — ± 2 %.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

В процессе исследований [17] установлен важный факт, который свидетельствует о необходимости проведения экспериментов как на исходной конфигурации, так и при наличии УРВ в единой серии опытов. В идеальном случае это должно выглядеть следующим образом. Сначала, например, проводятся эксперименты с установленными УРВ, а затем, не меняя положение модели в рабочей части трубы, — без них. Такая процедура оказалась реализованной лишь частично, поскольку, как отмечалось выше, из-за ограничения хода координатного устройства пришлось перемещать модель по длине рабочей части трубы.

2.1. Исходное течение

Целью начальной стадии экспериментов был анализ состояния пограничного слоя на исходной конфигурации, т. е. при отсутствии УРВ. Как показали результаты [17], начиная с расстояния $\bar{x} \geq 0,3$, реализуется участок стабилизации течения, на котором статическое давление в пределах погрешности эксперимента можно считать постоянным. Это означает, что на большей части поверхности достигнут безградиентный характер течения, который поддерживался таковым и в данной серии опытов.

Для понимания характера исходного течения выполнены достаточно подробные измерения профилей средней скорости в пограничном слое и среднеквадратичных значений ее продольных пульсаций в полосе частот от 1 до $50 \cdot 10^3$ Гц, а также поверхностного трения в среднем в 15 поперечных сечениях x по длине модели. При этом соотношение между толщиной формирующегося на теле вращения пограничного слоя и радиусом поперечного сечения тела менялось в пределах $0,27 \div 0,52$, т. е. было таким, что анализ характеристик сдвигового течения на основе подходов, справедливых для плоского пограничного слоя, неприемлем. Поэтому анализ свойств исследуемого пограничного слоя выполнялся с учетом влияния поперечной кривизны [18]. Он показывает, что характеристики исходного сдвигового потока не противоречат физическим представлениям о свойствах турбулентного пограничного слоя, формирующегося на теле с поперечной кривизной при номинально безградиентном его обтекании.

В качестве примера на рис. 2 в виде зависимости $\lg \text{Re} \delta^{**} = f(\lg \text{Re}_{\text{эф}})$, где $\text{Re}_{\text{эф}}$ — число Рейнольдса, вычисленное по координате $x_{\text{эф}}$, приведены данные об изменении величины δ^{**} :

$$\delta^{**} = \int_0^{\delta} \frac{U}{U_e} \left(1 - \frac{U}{U_e} \right) \left(1 + \frac{y}{R} \right) dy,$$

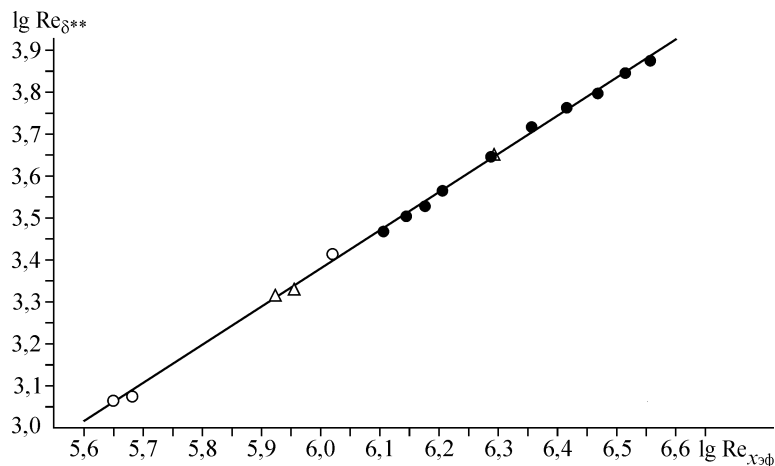


Рис. 2. Зависимость, характеризующая изменение толщины потери импульса пограничного слоя от числа Рейнольдса (УРВ отсутствует).

$Re_L \cdot 10^{-6}$: 1,44 (o); 2,61 (Δ); 4,35 (\bullet).

являющейся аналогом толщины потери импульса на плоской пластине. (Здесь $x_{\text{эф}}$ — эффективное начало развития турбулентного пограничного слоя, которое определялось из условия совпадения в первом измерительном сечении экспериментально найденного значения δ^{**} и рассчитанного по методике Сполдинга (в [19]) и последующего расчета до точки x , где $\delta^{**} = 0$.)

Как видно, при скорости потока, изменяющейся от 8 до 25 м/с, данная зависимость имеет линейный характер, что свидетельствует о формировании развитого турбулентного течения даже на нижней границе указанного диапазона. Распределение других интегральных характеристик также не содержит ничего необычного. Тем не менее встает вопрос о том, насколько они соответствуют характеру изменения подобных величин на теле с поперечной кривизной. В этой связи на рис. 3 в виде зависимости $C_f = f(\lg Re_{x_{\text{эф}}})$ представлены результаты сравнения экспериментальных и расчетных значений местного коэффициента поверхностного трения. Видно, что результаты расчета, выполненного по методике [20], которая не требует

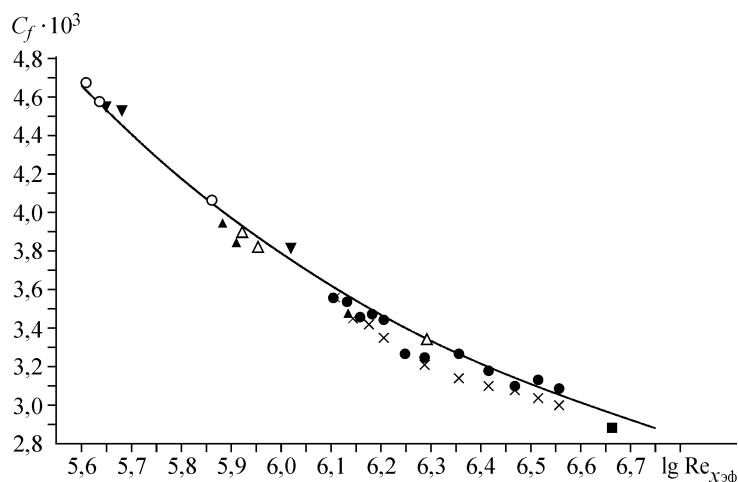
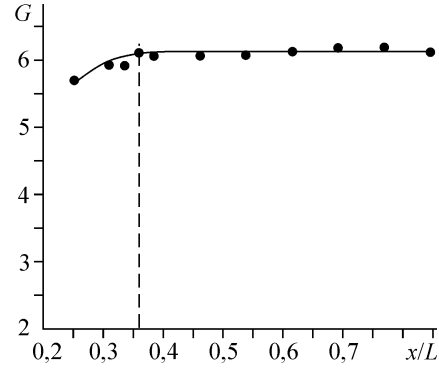


Рис. 3. Зависимость местного коэффициента поверхностного трения от числа Рейнольдса (УРВ отсутствует).

Значки — эксперимент ($Re_L = 1,44 \div 5,54 \cdot 10^6$); сплошная линия — расчет по методике [20].

Рис. 4. Параметр неравновесности Клаузера (УРВ отсутствует).

$Re_L = 4,35 \cdot 10^6$, штриховая линия — положение второго элемента в экспериментах с УРВ.



введения никаких опытных данных, кроме радиуса кривизны тела, в пределах примерно 5 % согласуются с экспериментальными значениями C_f . С другой стороны, результаты эксперимента [17], полученные методами Пресмона и Клаузера, хорошо согласуются между собой, что в определенной степени позволяет судить о их надежности.

Параметр неравновесности Клаузера G , который сохраняет приблизительно постоянное значение с изменением координаты x/δ_0 (рис. 4), свидетельствует о формировании равновесного по длине модели состояния течения. Однако сама величина этого параметра примерно на 13 % меньше, чем на пластине в сходных условиях, где она составляет 6,7 [21].

Другие экспериментальные результаты, в частности, касающиеся распределения турбулентных пульсаций скорости, подтверждают, что характеристики течения на теле вращения при отсутствии УРВ не противоречат физическим представлениям о свойствах турбулентного пограничного слоя, формирующегося на теле с поперечной кривизной.

2.2. Свойства течения в присутствии УРВ

Отметим кратко, что при наличии в пограничном слое УРВ на большей части поверхности модели распределение давления не содержит ничего неожиданного, за исключением узкой окрестности самого устройства, а значения C_p в пределах погрешности эксперимента согласуются с аналогичными данными, полученными для исходного течения.

Одной из основных определяющих величин для оценки эффективности используемых УРВ является местный коэффициент поверхностного трения. В [17] показано, что большинство анализируемых методов, особенно эмпирических, не гарантирует абсолютной надежности в условиях течения с существенными по длине модели градиентами C_f позади УРВ. В то же время предпочтение можно отдать методам Престона и диаграмм Клаузера, обнаруживающим удовлетворительное согласование друг с другом. Необходимо, однако, заметить, что второй из отмеченных методов можно использовать лишь до некоторых минимальных высот h расположения УРВ в пограничном слое. В качестве примера на рис. 5 в полулогарифмических координатах представлен экспериментальный профиль скорости непосредственно позади задней кромки УРВ в переменных закона стенки $U^+ = f(\lg \eta^+)$:

$$U^+ = U/v^*, \quad \eta^+ = \frac{4\eta}{(1 + \sqrt{1 + \eta/\eta_0})^2},$$

где $\eta = \frac{yv^*}{\nu}$; $\eta_0 = \frac{Rv^*}{\nu}$,

а $v^* = \sqrt{\tau_w/\rho}$ — динамическая скорость, ν — коэффициент кинематической вязкости и R — радиус цилиндрической части тела вращения. Здесь для сравнения показан также профиль скорости $U^+ = A \lg \eta^+ + B$ с коэффициентами $A = 5,62$ и $B = 5,0$,

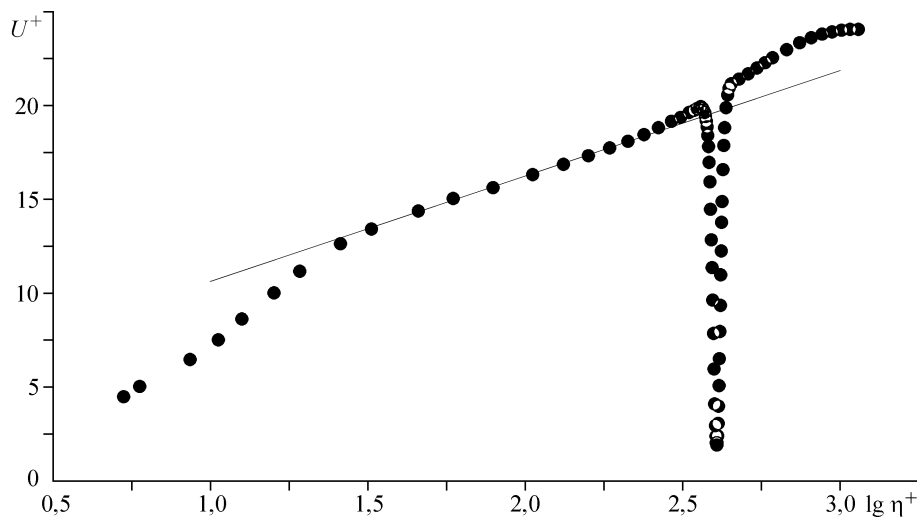


Рис. 5. Профиль скорости в переменных закона стенки позади УРВ 2 ($\Delta x/\delta_0 = 0,059$).
 $Re_L = 4,35 \cdot 10^6$, (●) — эксперимент, сплошная линия — $U^+ = 5,62 \lg \eta^+ + 5,0$.

рекомендованными в качестве канонических материалами известной Стэнфордской конференции 1968 г. [22]. Как видно, экспериментальный профиль не содержит ничего необычного и вполне соответствует классическому. Хотя позади УРВ формируется отчетливо выраженный узкий след ($\lg \eta^+ \approx 2,6$), характеризующийся дефектом скорости на высоте установки УРВ, его влияние практически не распространяется на логарифмическую область пограничного слоя. Это дает основание с достаточной степенью надежности применять в таких случаях метод диаграмм Клаузера, справедливый в предположении существования в пограничном слое закона стенки.

Один из основных вопросов, который возникает при выполнении подобных исследований, состоит в том, имеется ли снижение локального трения позади кольцевого тандемного устройства, и если да, то какова протяженность этой области вдоль оси x . Типичные результаты для одного из исследованных вариантов УРВ приведены на рис. 6 в виде зависимости $C_f = f(\Delta x/\delta_0)$, где координата Δx

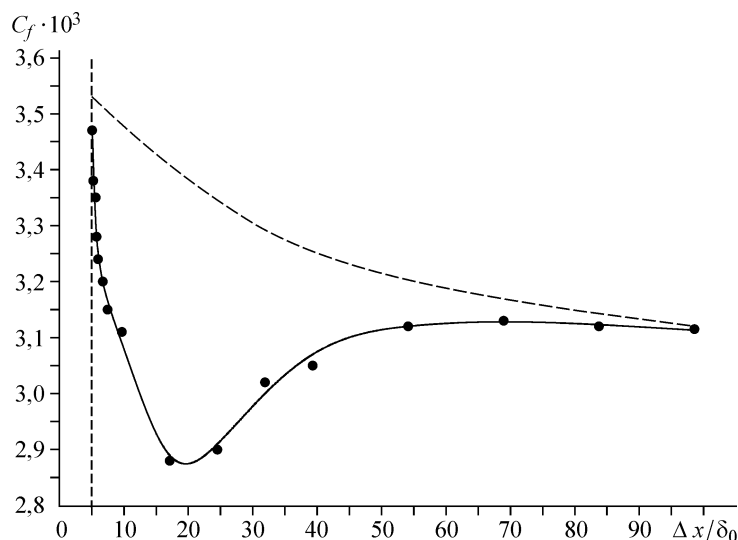


Рис. 6. Изменение местного коэффициента поверхностного трения позади УРВ 2.
 $Re_L = 4,35 \cdot 10^6$, штриховая линия — исходная конфигурация (осредненные данные).

отсчитывается от задней кромки УРВ. Здесь для сравнения показаны также осредненные данные, полученные на исходной конфигурации. Как видно, C_f непосредственно позади УРВ резко уменьшается и при $\Delta x/\delta_0 \approx 15$ достигает минимума, положение которого, как оказалось, незначительно смещается вниз по потоку с изменением длины l УРВ. В представленном случае максимальное снижение турбулентного трения достигает примерно 15 %.

При дальнейшем росте $\Delta x/\delta_0$ величина C_f сначала резко, а затем плавно возрастает, приближаясь к своему значению в исходном течении. В этой области, вероятно, осуществляется передача энергии внешнего течения во внутреннюю часть пограничного слоя, что приводит к увеличению наполненности профилей скорости, а следовательно, и к росту поверхностного трения. В достаточно широкой области, вплоть до значений $\Delta x/\delta_0$, превышающих 90, при которых осуществляется полный выход локального трения к исходному состоянию, величина C_f остается ниже соответствующего значения, характерного для отмеченного состояния. Полученные результаты показывают, что в этом случае величина δ^{**} в первом измерительном сечении возрастает примерно на 5 %. Однако темп роста этой величины вниз по потоку заметно ниже, чем на исходной конфигурации, что, естественно, и способствует уменьшению поверхностного трения.

Обращает также на себя внимание следующая особенность сдвигового течения позади УРВ [23]. Как и для одноэлементного устройства [17], имеет место заметное подавление уровня турбулентных пульсаций скорости в области течения между стенкой и некой поверхностью, условно являющейся продолжением УРВ в направлении оси Δx . Данный факт в определенной степени подтверждает справедливость отмеченного в литературе механизма, суть которого состоит в том, что тонкий след является своеобразной разделительной пластинкой. Он препятствует обмену импульсов между внешними слоями жидкости пограничного слоя и внутренними, уменьшая, тем самым, уровень не только поперечной, но и продольной компоненты пульсаций скорости, что в итоге способствует снижению турбулентного трения. По мере удаления вниз по потоку различие в профилях пульсаций при наличии УРВ и на исходной конфигурации уменьшается.

Вместе с тем представляется более интересным оценить интегральный эффект снижения турбулентных пульсаций скорости во всей области течения, включая ту ее часть, которая расположена выше УРВ. С этой целью предпринята попытка выполнить подобную оценку на основе безразмерной толщины избытка (потери) кинетической энергии для пульсационной составляющей скорости:

$$E_t = \int_0^1 \left(\overline{u_{урв}^{\prime 2}} - \overline{u^{\prime 2}} \right) d(y/\delta) / \int_0^1 \left(\overline{u^{\prime 2}} \right) d(y/\delta).$$

Полученные результаты приведены на рис. 7 для одного из исследованных вариантов УРВ в виде зависимости $E_t = f(\Delta x/\delta_0)$. Здесь значение $E_t = 0$ (ось абсцисс) соответствует исходному состоянию; любое отличие от $E_t = 0$ следует интерпретировать как эффект снижения или увеличения суммарных турбулентных пульсаций скорости позади УРВ в сравнении с аналогичной величиной в исходном течении.

Из рис. 7 следует, что интегральный эффект снижения анализируемой величины отчетливо реализуется до расстояний Δx порядка $25\delta_0$. При дальнейшем возрастании Δx величина E_t даже несколько превосходит соответствующее значение для исходного состояния. Однако нельзя с полной уверенностью утверждать находится ли эта разница в пределах экспериментальной погрешности или на самом деле в этой области течения наблюдается эффект противоположного знака.

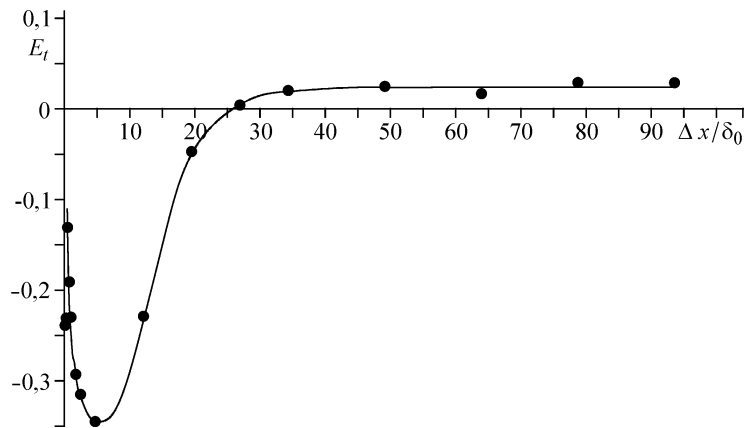


Рис. 7. Безразмерная толщина избытка (потери) кинетической энергии для пульсационной составляющей скорости позади УРВ 2.
 $Re_L = 4,35 \cdot 10^6$.

Отметим еще одну особенность структуры течения позади УРВ, которая представляется важной с точки зрения дальнейшей оптимизации таких устройств. На рис. 8 представлены линии равных скоростей $U/U_e = \text{const}$ в ближней области течения позади одного из вариантов УРВ. Нельзя не заметить, что продольная ось следа от УРВ располагается под углом около $1,5-2^\circ$ к вектору скорости набегающего потока, хотя само устройство установлено под нулевым углом атаки. Это означает, что установка такого устройства на малый положительный угол атаки может обеспечить дополнительный эффект снижения сопротивления трения. Неслучайно подобный эффект отмечался в процессе исследований на плоской пластине [8].

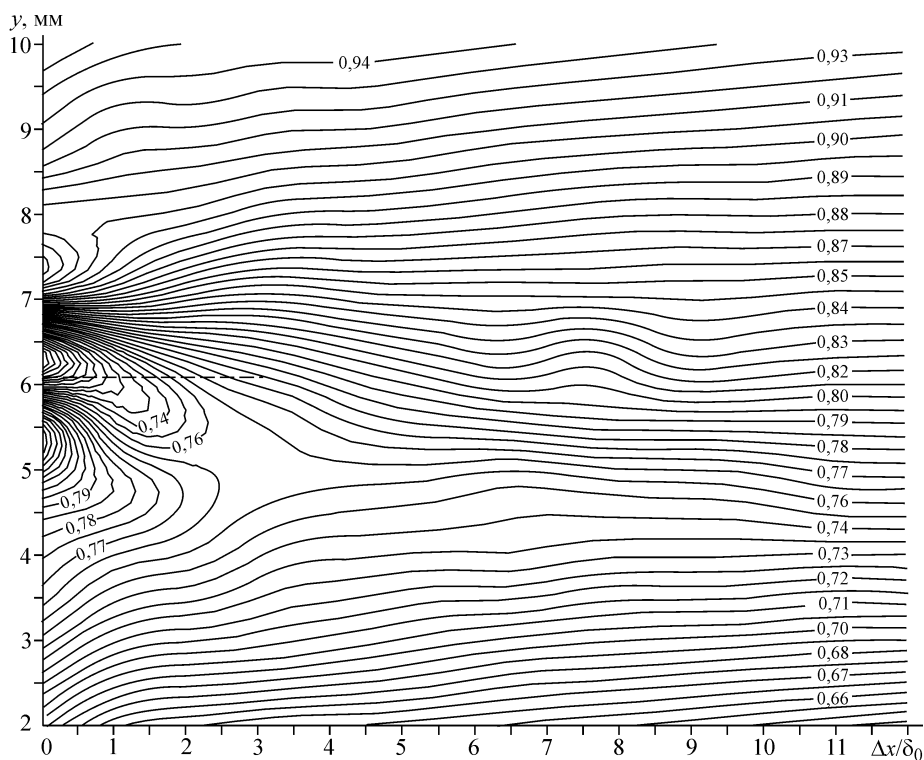


Рис. 8. Линии равных скоростей $U/U_e = \text{const}$ в ближней области течения позади УРВ 2.
 $Re_L = 4,35 \cdot 10^6$, штриховая линия — положение второго элемента.

Наличие двух максимумов подинтегральной функции $U/U_e(1 - U/U_e)$ величины δ^{**} [16], а также частотные спектры пульсаций, характеризующиеся выраженным дискретным тоном [23], указывают на формирование в следе за УРВ вихревой дорожки. Поскольку подобная структура, как правило, носит упорядоченный характер, именно она может служить одним из необходимых условий снижения турбулентного трения [10]. Реализующиеся в следе вихри, взаимодействуя с окружающей турбулентностью, изменяют характерный масштаб вихрей и способствуют перераспределению энергии турбулентности, что в конечном итоге приводит к уменьшению трения. Приведенная на рис. 9 картина линий равных значений продольной компоненты пульсаций скорости $\sqrt{u'^2}/U_e = \text{const}$ свидетельствует о формировании весьма сложной структуры течения в ближней области течения позади тандемного УРВ и может служить косвенным подтверждением существования отмеченного выше механизма уменьшения трения, проявляющегося во взаимодействии реализующихся в следе вихрей с окружающей турбулентностью. Обращает также на себя внимание пониженный уровень турбулентных пульсаций скорости в области течения, которая формируется между стенкой и УРВ.

Значительный интерес представляет оценка качества используемых устройств с точки зрения снижения полного сопротивления трения. Известно, что эта величина складывается из двух составляющих: разности сил трения, обусловленной влиянием устройств и собственного сопротивления таких устройств. В этом случае в качестве критерия эффективности УРВ обычно используют величину $\Delta C_F(x)$ [3, 9–11 и др.]:

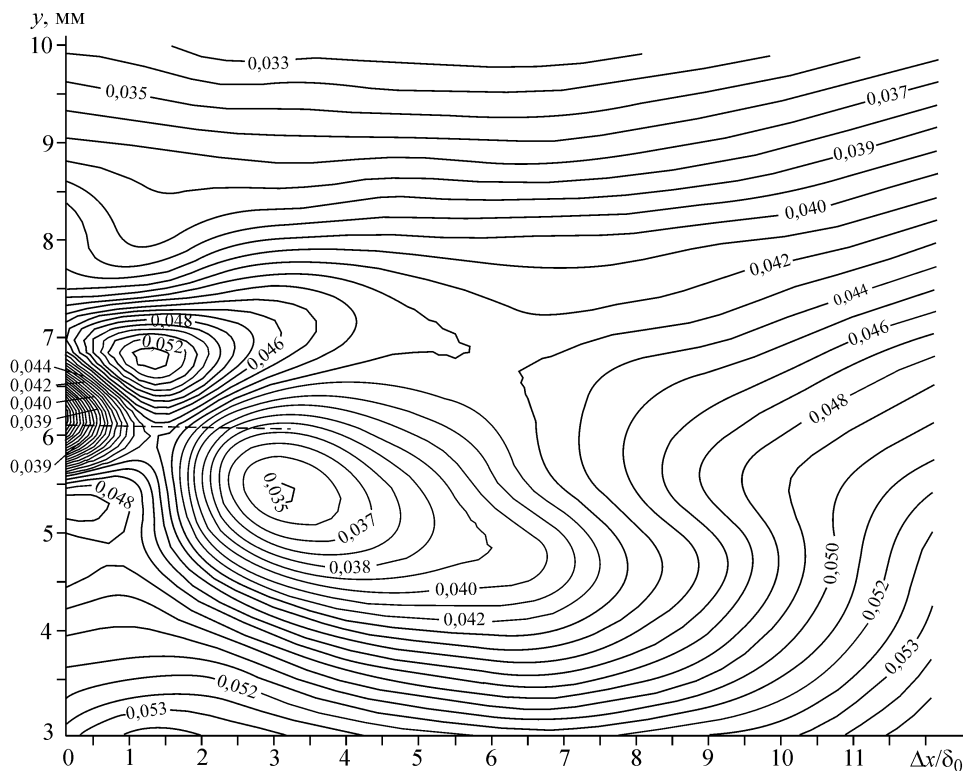


Рис. 9. Линии равных значений продольной компоненты пульсаций скорости $\sqrt{u'^2}/U_e = \text{const}$ в ближней области течения позади УРВ 2.

$Re_L = 4,35 \cdot 10^6$, штриховая линия — положение второго элемента.

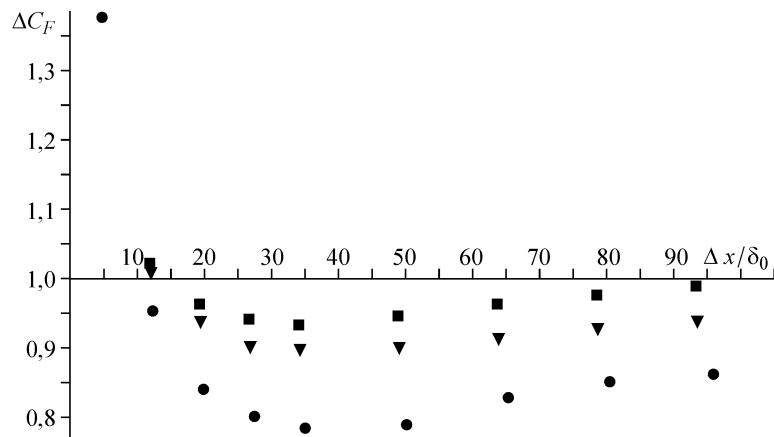


Рис. 10. Изменение коэффициента снижения полного сопротивления поверхности позади УРВ различной длины.

$Re_L = 4,35 \cdot 10^6$, УРВ: 1 (●); 2 (▼); 3 (■).

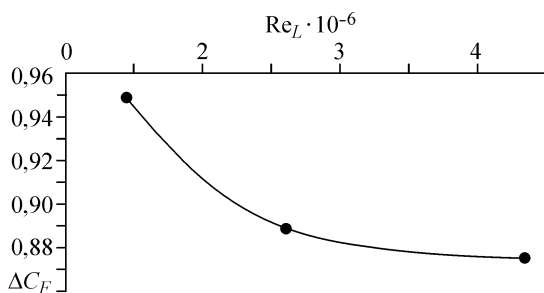
$$\Delta C_F(x) = \frac{(Re^{**}(x) - Re^{**}(x_0))_{урв}}{Re^{**}(x) - Re^{**}(x_0)},$$

которая служит для определения величины снижения полного сопротивления поверхности, включая потери на УРВ. Здесь $Re_{урв}^{**}$ и Re_0^{**} — числа Рейнольдса, вычисленные по толщине потери импульса в сечениях x и x_0 для модели с УРВ (числитель) и без них (знаменатель).

Как следует из рис. 10, начиная с расстояния $\Delta x / \delta_0 \approx 10$, наблюдается устойчивое снижение полного сопротивления поверхности, величина которого явно зависит от длины устройства l . Увеличение l приводит к существенному ослаблению эффекта снижения величины ΔC_F . Причины этого явления представляются вполне понятными и состоят в следующем. Поскольку составляющая сил давления при изменении l при прочих равных условиях остается примерно постоянной, то ясно, что отмеченное ослабление обусловлено ростом поверхностного трения самого устройства. Такое поведение величины ΔC_F при изменении длины УРВ, вообще говоря, противоречит результатам экспериментов на плоской пластине [11 и др.]. Причины обнаруженных расхождений не вполне понятны, но, скорее всего, они кроются в особенностях обтекания тела, имеющего существенную поперечную кривизну.

В целом, наличие минимума в зависимости $\Delta C_F = f(\Delta x / \delta_0)$ при $\Delta x / \delta_0 \approx 35 - 45$ вызвано вкладом в снижение анализируемой величины составляющей поверхностного трения, которая уменьшается в этой области значений $\Delta x / \delta_0$ до минимальной величины.

Определенный интерес представляет динамика изменения эффективности используемых тандемных устройств при изменении числа Рейнольдса. На рис. 11 для одного из вариантов УРВ приведена зависимость $\Delta C_F = f(Re_L)$,



используемых тандемных устройств при изменении числа Рейнольдса. На рис. 11 для одного из вариантов УРВ приведена зависимость $\Delta C_F = f(Re_L)$,

Рис. 11. Изменение коэффициента снижения полного сопротивления поверхности позади УРВ 2.

полученная при $\Delta x/\delta_0 \approx 60$. (Здесь число Re достигалось за счет изменения скорости потока, а в качестве характерного размера при его вычислении использовалась длина модели L .) Как видно, диапазон реализованных чисел Re_L невелик, однако характер зависимости все же дает основания для того, чтобы высказать вполне определенные соображения. Можно полагать, что при увеличении числа Рейнольдса эффективность используемых устройств по крайней мере не уменьшается.

ВЫВОДЫ

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

— тандемная схема УРВ является достаточно эффективным средством воздействия на структуру пристенной турбулентности и обеспечивает выигрыш в сопротивлении трения в сравнении с аналогичной величиной, полученной для исходной конфигурации. Начиная с расстояния от УРВ, составляющего около 10 толщин пограничного слоя δ_0 , и далее вниз по течению вплоть до $90-100\delta_0$ наблюдается устойчивое снижение полного сопротивления поверхности, максимальная величина которого достигает 20 %. Однако эффективность исследованных устройств существенно ослабевает при увеличении относительной длины УРВ;

— полученных данных пока недостаточно для однозначного вывода о влиянии числа Рейнольдса и ожидаемой тенденции при возрастании скорости потока. Вместе с тем они дают основание для осторожного прогноза о том, что при увеличении Re_L эффективность используемых устройств по крайней мере не уменьшается.

— результаты экспериментов указывают на возможность дальнейшей оптимизации УРВ, в частности, за счет их установки под малым (порядка $1,5-2^\circ$) положительным углом атаки, что может обеспечить дополнительный эффект снижения сопротивления трения. Однако техническое исполнение такого устройства на теле вращения представляет определенные трудности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Bushnell D.M.** Turbulent drag reduction of external flows. — AIAA Paper. — No. 0227. — 1983. — 12 p. (См. также: Техн. информация ЦАГИ, серия: Авиационная и ракетная техника. — 1984. — № 3. — С. 8–19.)
2. **Хефнер Дж. Н.** Проблема снижения сопротивления // *Аэрокосмическая техника*. — 1988. — No. 7. — С. 143–153.
3. **Bushnell D.M., Hefner J.N.** Viscous drag reduction in boundary layer // *Progress in Astronautics and Aeronautics*. — 1990. — Vol. 123. — P. 3–50.
4. **Coustols E., Savill A.M.** Turbulent skin-friction drag reduction by active and passive means: Paper Reprinted from AGARD Report 786. Pts. 1 and 2. — 1992. — P. 8-1 – 8-80.
5. **Choi Kwing-So.** European drag-reduction research — recent developments and current status // *Fluid Dyn. Res.* — 2000. — Vol. 26, No. 5. — P. 325–335.
6. **Lofdahl L., Gad-el-Hak M.** MEMS applications in turbulence and flow control // *Progress in Aerospace Sciences*. — 1999. — Vol. 35. — P. 101–203.
7. **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.
8. **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.
9. **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).

10. 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.
11. Plesniak M.W., Nagib H.M. Net drag reduction in turbulent boundary layers resulting from optimized manipulation. — AIAA Paper. — No. 0518. — 1985. — 11 p.
12. 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.
13. Гудилин И.В., Лашков Ю.А., Шумилкин В.Г. Совместное влияние продольного оребрения и разрушителей вихревых структур на турбулентное трение на пластине // Изв. РАН СССР. Механика жидкости и газа. — 1995. — № 3. — С. 39–46.
14. Кузенков В.К., Левницкий 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.
15. 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.
16. Gorshkov V.G., Kornilov V.I. Turbulent boundary layer on a body of revolution under influence of eddy breakup devices // Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research: Proc. Pt 1. — Novosibirsk, 2004. — P. 112–117.
17. Горшков В.Г., Корнилов В.И. Влияние устройств разрушения крупных вихрей на характеристики турбулентного пограничного слоя на теле вращения. — Новосибирск, 2003. — 43 с. — (Препр. Ин-т теорет. и прикл. механики СО РАН; № 4–2003).
18. Smits A.J., Joubert P.N. Turbulent boundary layers on bodies of revolution // J. of Ship Research. — 1982. — Vol. 26, No. 2. — P. 135–147.
19. Долгов В.Н., Шулемович В.М. Конечно-разностный расчет несжимаемого турбулентного пограничного слоя со сложными граничными условиями // Аэрофизические исследования. — Новосибирск: Изд. ИТПМ СО АН СССР, 1976. — С. 113–114.
20. Коваленко В.М., Шулемович В.М. Турбулентный пограничный слой на круговом цилиндре // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. — 1972. — № 13, вып. 3. — С. 8–16.
21. Корнилов В.И., Меклер Д.К. Исследование памяти пограничного слоя на двумерные возмущения. — Новосибирск, 1987. — 46 с. — (Препр. / СО АН СССР. Ин-т теорет. и прикл. механики; № 32–87).
22. Computation of Turbulent Boundary Layer: Proc. — 1968 — AFOSR — IFP — Stanford Conf. — Vol. 2. — Stanford University, 1969.
23. Корнилов В.И. Characteristics of axisymmetric turbulent boundary layer controlled by ring manipulators // Intern. Conf. on Boundary and Interior Layers: Proc. — Toulouse, 2004. — P. 187–192.

Статья поступила в редакцию 10 октября 2004 г.