

УДК 532.526.4 + 532.526.7 + 533.696.5

ФИЗИЧЕСКОЕ И МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОСЕСИММЕТРИЧНОГО ТУРБУЛЕНТНОГО ОБТЕКАНИЯ ТЕЛА ВРАЩЕНИЯ БОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ

В. И. Корнилов, Е. А. Шквар^{*,**}

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,
630090 Новосибирск, Россия

* Чжэцзянский педагогический университет, 321004 Цзиньхуа, Китай

** Институт гидромеханики НАН Украины, 03680 Киев, Украина
E-mails: kornilov@itam.nsc.ru, shkvar.eugene@qq.com

Выполнен расчетно-экспериментальный анализ свойств и особенностей турбулентного пограничного слоя на удлиненном осесимметричном теле вращения в условиях его обтекания несжимаемым потоком при числе Рейнольдса $Re_L = 4,33 \cdot 10^6$. Показано, что экспериментальные значения локальных и интегральных параметров пограничного слоя на теле вращения с удовлетворительной точностью согласуются с данными численного расчета, выполненного путем решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса с использованием низкорейнольдсовой версии $(k-w)$ -SST-модели турбулентности. Полученные данные свидетельствуют о необходимости тщательного профилирования кормовой части тела вращения с целью минимизации потерь, обусловленных донным сопротивлением заднего торца.

Ключевые слова: турбулентный пограничный слой, тело вращения, эксперимент, численный расчет, свойства течения.

DOI: 10.15372/PMTF20210313

Введение. Исследование структуры пристенных турбулентных течений и механизмов, обеспечивающих ее формирование, необходимо для изучения возможности уменьшения сопротивления движущегося объекта, особенно составляющей поверхностного трения. Известно, что одним из эффективных способов уменьшения трения является управление энергосодержащими вихрями, формирующимися в пристенной области пограничного слоя. Многочисленные существующие методы и подходы требуют отдельного анализа. Заметим лишь, что для аэродинамических элементов типа фюзеляжа самолета технология управляемого турбулентного пограничного слоя (ТПС) не изучена даже на схематизированных конструкциях летательных аппаратов. Более того, даже неуправляемые пограничные слои, особенно осесимметричные, имеющие дополнительный масштаб длины, учитывающий поперечную кривизну, в силу ряда причин не изучены настолько хорошо, как плоские, несмотря на то что их исследованию посвящен ряд работ.

Между тем изучение обтекания тела вращения (ТВ) при нулевом или малом угле атаки имеет большое значение для различных инженерных приложений включая обтека-

Работа выполнена в рамках государственного задания (номер госрегистрации 121030500158-0). Эксперименты проведены на базе центра коллективного пользования “Механика”.

ние фюзеляжей самолетов, корпусов крылатых ракет, подводных лодок и торпед, гондол и воздухозаборников авиационных двигателей. Интерес к исследованию этой проблемы обусловлен также тем, что, например, сопротивление корпуса дирижабля в общем балансе сопротивления составляет приблизительно 66 %, а сопротивление фюзеляжа транспортного самолета при полностью турбулентном обтекании достигает 48 % [1]. С точки зрения практического использования данная задача, по сути, сводится к поиску формы тела, при которой сопротивление минимально.

Рассмотрим выявленные к настоящему времени основные отличительные признаки осесимметричного течения. Одно из наиболее ранних численных исследований осесимметричных пограничных слоев выполнено в работе [2], в которой показано, что в этом случае как для ламинарного, так и для турбулентного режима обтекания значение трения повышено по сравнению с трением на плоской пластине. Подобная особенность сопротивления трения отмечалась также в [3–5]. В работах [3, 6] вдали от стенки обнаружено более интенсивное затухание турбулентности в радиальном направлении. В экспериментальной работе [7], в которой рассматривался осесимметричный ТПС при благоприятном градиенте давления в случае внутренних течений, обнаружено существенное отклонение профилей средней скорости от универсального логарифмического закона стенки.

В работе [8], в которой в рамках интегрального подхода рассматривалось формирование вдоль осевой линии осесимметричного пограничного слоя на круговом цилиндре, исследовалось в основном влияние градиента давления и поперечной кривизны на такие параметры пограничного слоя, как коэффициент трения C_f и формпараметр $H = \delta^*/\delta^{**}$. Показано, в частности, что при наличии поперечной кривизны коэффициент C_f увеличивается независимо от состояния пограничного слоя. Это согласуется с известными данными для осесимметричных пограничных слоев при нулевом и неблагоприятном градиентах давления.

В работе [9] экспериментально получены распределение давления, профили средней скорости и рейнольдсовых напряжений в ТПС большой толщины в окрестности кормовой части осесимметричного тела и показано, что поведение толстого пограничного слоя отличается от поведения тонкого слоя. В [10] выполнены измерения давления на теле оживально-цилиндрической формы, результаты которых описывают характер изменения течения при переходе от ламинарного режима к турбулентному в широком диапазоне значений угла атаки и числа Рейнольдса. Путем измерения давления и с использованием данных визуализации потока в [11] исследовано поле течения вокруг цилиндра с затупленным носком при различных углах тангажа и рыскания.

Настоящая работа посвящена расчетно-экспериментальному анализу свойств и особенностей турбулентного течения на удлиненном осесимметричном теле, оценке возможности предсказания такого течения с использованием RANS-модели и низкорейнольдсовой версии $(k-w)$ -SST-модели турбулентности и является первым этапом исследований эффективности управления турбулентным течением с помощью стационарного распределенного вдува воздуха через перфорированный участок поверхности.

1. Условия и методика эксперимента. Эксперименты проводились в дозвуковой аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики СО РАН с размерами рабочей части $1 \times 1 \times 4$ м при скорости невозмущенного потока в контрольном сечении $U_\infty = 25$ м/с, что соответствовало значению числа Рейнольдса, вычисленному по длине модели L и равному $Re_L = 4,33 \cdot 10^6$.

Исследования проводились с использованием модели тела вращения длиной $L = 2600$ мм, установленной вдоль оси симметрии рабочей части трубы с помощью хвостовой державки на пилоне (рис. 1). Модель состоит из головной части, представляющей собой эллипсоид вращения с большой полуосью длиной 300 мм, цилиндрического участка

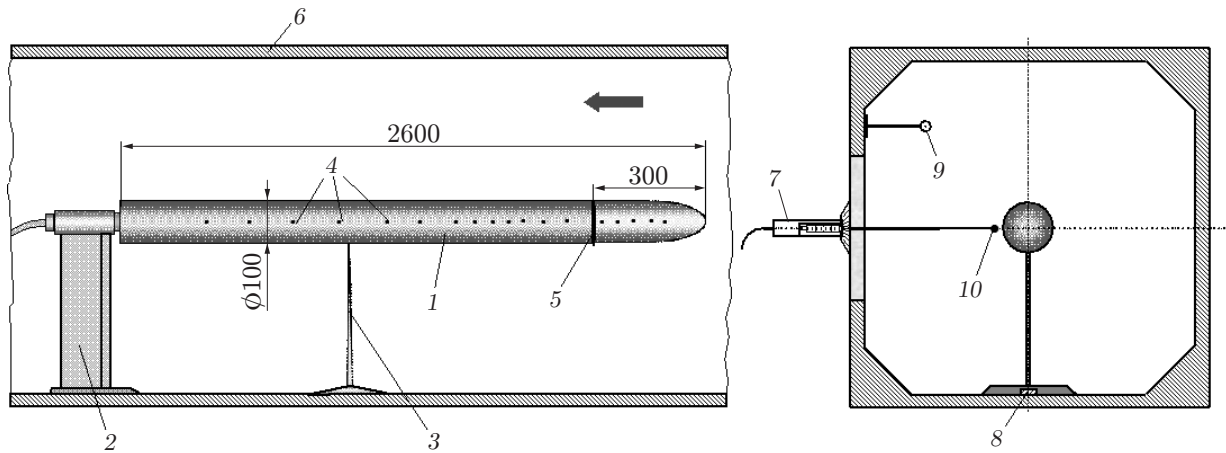


Рис. 1. Схема эксперимента с установленной в рабочей части аэродинамической трубы моделью:

1 — тело вращения, 2 — пилон, 3 — дополнительная поддерживающая стойка, 4 — приемники давления, 5 — турбулизатор пограничного слоя, 6 — стенка рабочей части трубы, 7 — координатный механизм, 8 — направляющая, 9 — трубка Пито — Прандтля, 10 — датчик; стрелка — направление потока

диаметром 100 мм и длиной 2300 мм с затупленной кормовой частью. Вдоль одной из образующих ТВ расположены приемные отверстия диаметром 0,4 мм. С целью обеспечения развитого турбулентного течения на большей части модели пограничный слой искусственно турбулизирован путем установки в месте сопряжения головной части и цилиндрического участка кольца из проволочного прутка диаметром 1,6 мм.

Положение модели относительно вектора скорости набегающего потока периодически контролировалось путем измерения разности полного и статического давлений $P_0 - P_\infty$ с помощью четырех имеющих одинаковую геометрию трубок Пито, установленных на поверхности ТВ в двух диаметрально противоположных плоскостях в поперечном сечении $x = 2000$ мм.

Для выполнения измерений в пограничном слое использовался координатный механизм (см. рис. 1) с тремя степенями свободы, установленный на внешней стороне боковой стенки рабочей части трубы. Поскольку перемещение координатного механизма в направлении оси x ограничено, в конструкции модели предусмотрена возможность ее перемещения по длине рабочей части трубы с помощью специальной направляющей.

Скоростной напор набегающего потока q_∞ контролировался путем измерения разности полного P_0 и статического P_∞ давлений с помощью трубки Пито — Прандтля, установленной в невозмущенном потоке.

Средняя скорость U и продольная компонента пульсаций скорости u'_{rms} в исследуемой точке поля сдвигового потока измерялись с помощью комплекса термоанемометрической аппаратуры 55M01 (DANTEC, Дания). Сбор измеряемой информации осуществлялся следующим образом. Выходной сигнал с линейаризатора 55D10 подавался на многоканальный высокочастотный 14-разрядный внешний модуль E-440 фирмы L-CARD, предназначенный для преобразования входных аналоговых сигналов в цифровые, а с него выходной сигнал через USB-порт передавался в компьютер. В каждой измеряемой точке пограничного слоя в компьютер вводилось 120 000 отсчетов. Время сбора информации составляло 3 с. В качестве первичного преобразователя использовался мини-датчик с чувствительным элементом в виде вольфрамовой нити диаметром 5 мкм и длиной 1,2 мм.

Определение локальных значений коэффициента поверхностного трения C_f осуществлялось несколькими способами, в первую очередь с использованием метода Престона [12], применяемого в случае, когда распределение средней скорости в пограничном слое подчиняется закону стенки. В зависимости от условий эксперимента использовались две трубки Престона, внешние диаметры которых равны $d = 1,602; 1,060$ мм, а отношение внутреннего диаметра к внешнему равно 0,62. Известно, что связь между измеряемым трубкой Престона безразмерным динамическим давлением $(P_0 - P_w)d^2/(4\rho\nu^2)$ и касательным напряжением $\tau_w d^2/(4\rho\nu^2)$ описывается в этом случае одной или несколькими эмпирическими функциями. В рассматриваемом случае касательное напряжение вычислялось с использованием градуировочной зависимости Пейтеля [13]. Поскольку трубка Престона оказывает влияние на показания расположенного вблизи нее приемника статического давления, при регистрации показаний последнего эта трубка удалялась из зоны измерений.

2. Основные уравнения. Расчетная область. Вычислительная сетка. Цель численного моделирования состояла в том, чтобы расчетным путем получить значения основных распределенных характеристик на ТВ $C_p(x)$, $C_f(x)$, интегральных толщин δ^* , δ^{**} и формпараметра $H = \delta^*/\delta^{**}$, а также профили средней скорости и пульсаций скорости при осесимметричном обтекании ТВ и сравнить их с полученными в эксперименте. В предположении, что течение является осесимметричным стационарным, несжимаемым и преимущественно турбулентным, решалась система осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса (RANS)

$$\nabla \cdot \mathbf{V} = 0, \quad (\mathbf{V}\nabla)\mathbf{V} = -\nabla p/\rho + \nabla \cdot (\nu\nabla\mathbf{V} + \sigma_{tij}),$$

где \mathbf{V} — вектор скорости; p — давление; $\rho = 1,225$ кг/м³ — плотность воздуха; $\sigma_{tij} = -\overline{u_i u_j}$ — дополнительные напряжения Рейнольдса. Турбулентность моделировалась с использованием низкорейнольдсовой версии $(k-w)$ -SST-модели турбулентности [14], которая позволяет при умеренных затратах времени воспроизвести с приемлемой точностью параметры течения включая распределение кинетической энергии турбулентности. Допустимые максимальные остаточные значения невязок для всех моделируемых переменных выбирались равными $\varepsilon = 10^{-6}$.

Основные размеры расчетной области, имеющей C-топологию, определялись радиусом, равным $6D$ дуги окружности (перед ТВ), и длиной в осевом направлении, равной $29D$ (D — диаметр цилиндрической части ТВ). Внутри этой области строилась структурированная сетка (рис. 2), сгущавшаяся по мере приближения к поверхности ТВ при условии, что значение высоты пристенных ячеек в координатах закона стенки удовлетворяет неравенству $y_1^+ \leq 1$. Этого удалось достичь при общем количестве узлов 260 000. В соответствии с принятой в ANSYS Fluent формализацией скорость на внешней поверхности расчетной области задавалась продольной $V_x = U_\infty$ и нормальной $V_y = 0$ компонентами; интенсивность турбулентности составляла 0,05 % значения U_∞ ; избыточное давление на задней грани равно нулю; обтекаемая поверхность тела представляла собой неподвижную стенку с условием непроницаемости $V_x = V_y = 0$; на осевой линии задавалось условие осевой симметрии.

3. Результаты исследований. На начальном этапе исследований выполнялись анализ состояния пристенного течения на ТВ и оценка возможного влияния стенок рабочей части трубы на развитие пограничного слоя на ТВ. Для этого осуществлялся контроль за распределением коэффициента давления $C_p = (P_w - P_\infty)/q_\infty = f(x/L)$ на поверхности ТВ. (Координата x направлена от носка модели вдоль оси симметрии ТВ.) Результаты измерений, представленные на рис. 3, показывают, что начиная с расстояния $x/L \geq 0,3$ на кривой зависимости $C_p(x/L)$ имеет место участок стабилизации течения, на котором статическое давление в пределах погрешности эксперимента можно считать практически постоянным. Таким образом, на большей части поверхности течения имело номинально

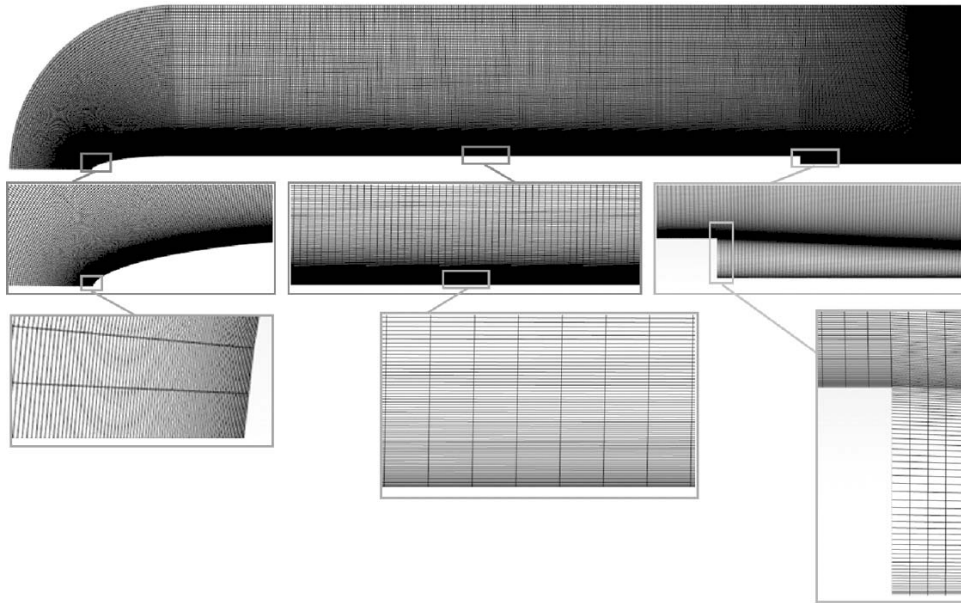
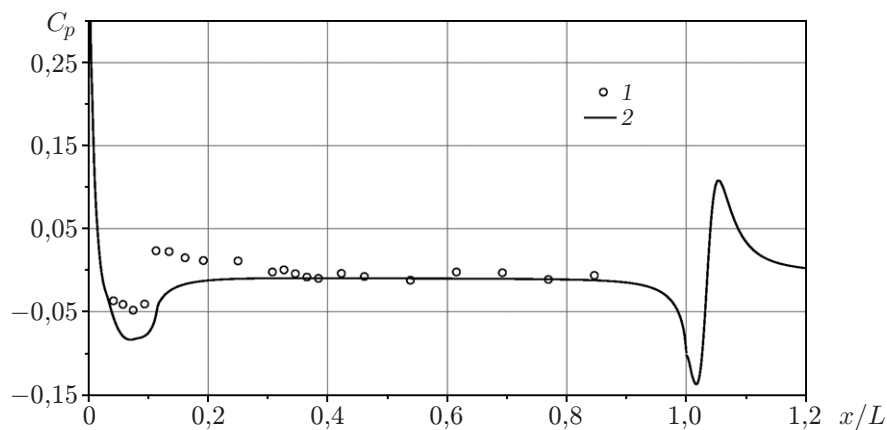


Рис. 2. Вычислительная сетка

Рис. 3. Распределение коэффициента давления по длине тела вращения:
1 — эксперимент, 2 — расчет

безградиентный характер, который поддерживался во всей серии опытов. Причем результаты эксперимента удовлетворительно согласуются с данными расчета. Лишь в окрестности турбулизатора различие превышает допустимую погрешность эксперимента, что обусловлено формированием неравновесной (по Клаузеру) области течения. При приближенном воспроизведении в расчете геометрии турбулизатора (в виде выступа, высота которого близка к высоте турбулизатора) появляются лишь небольшие aberrации распределений $C_p(x)$, $C_f(x)$. Этим обусловлена необходимость адекватного учета данной особенности при математическом моделировании обтекания удлиненного ТВ.

Следует также отметить, что в окрестности кормовой части распределение давления имеет неравномерный характер. Причиной этого является формирование в окрестности сочленения заднего торца и хвостовой державки (рис. 4) обширной рециркуляционной области течения, которая достигает размера, приблизительно равного высоте шести уступов в направлении основного потока. Результаты расчетов показывают, что, несмотря на значительное удлинение ТВ, вклад в общее сопротивление донного сопротивления заднего

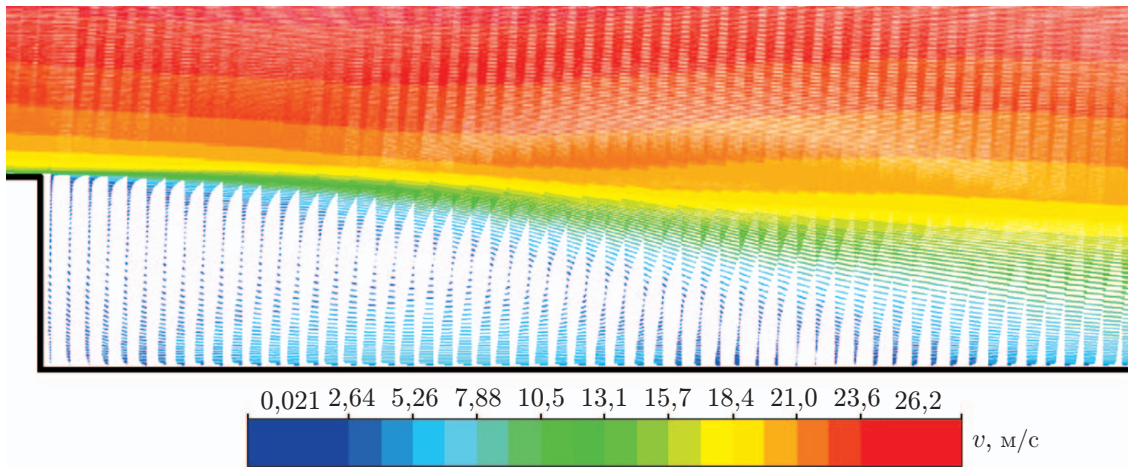


Рис. 4. Структура течения в области задний торец — хвостовая державка

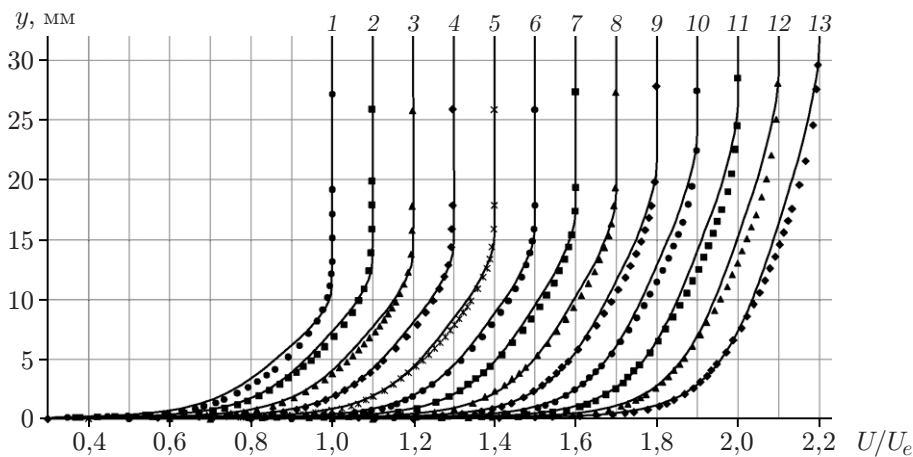


Рис. 5. Профили средней скорости в пограничном слое в различных сечениях x/L :

1 — $x/L = 0,252$, 2 — $x/L = 0,308$, 3 — $x/L = 0,327$, 4 — $x/L = 0,346$, 5 — $x/L = 0,365$,
 6 — $x/L = 0,385$, 7 — $x/L = 0,423$, 8 — $x/L = 0,461$, 9 — $x/L = 0,538$, 10 — $x/L = 0,615$,
 11 — $x/L = 0,692$, 12 — $x/L = 0,769$, 13 — $x/L = 0,846$; точки — эксперимент, линии — расчет

торца составляет 18,3 %. Это позволяет сделать вывод о необходимости тщательного профилирования кормовой части ТВ с целью минимизации потерь, обусловленных донным сопротивлением.

Для исследования турбулентного течения выполнены достаточно подробные измерения средней скорости в пограничном слое ТВ и среднеквадратичных значений ее продольных пульсаций в диапазоне частот $1 \div 50 \cdot 10^3$ Гц, а также поверхностного трения в среднем в 13 поперечных сечениях. При этом соотношение толщины формирующегося пограничного слоя и радиуса поперечного сечения тела менялось в диапазоне $0,217 \div 0,514$, в силу чего свойства исследуемого сдвигового течения не могли анализироваться в рамках подходов, справедливых для плоского пограничного слоя. В этом случае требовался учет влияния поперечной кривизны ТВ [15]. На рис. 5 представлены полученные с использованием данного подхода экспериментальные профили средней скорости $U/U_e = f(y)$ в пограничном слое в различных сечениях x/L (индекс e соответствует внешней границе пограничного

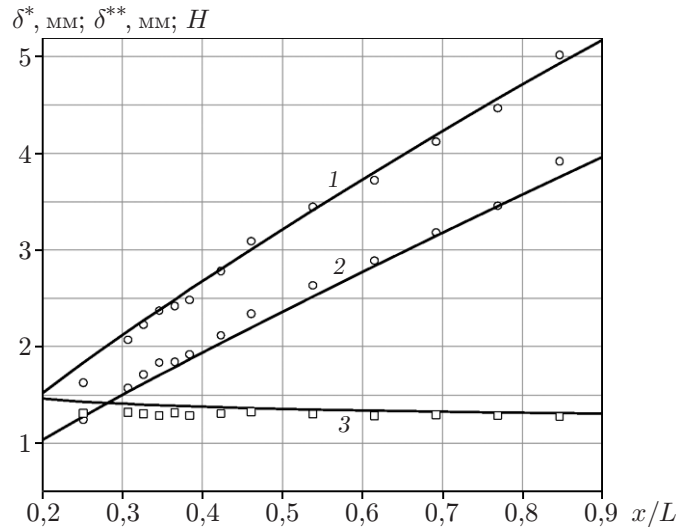


Рис. 6. Распределение интегральных характеристик пограничного слоя по длине тела вращения:
 1 — толщина вытеснения, 2 — толщина потери импульса, 3 — формпараметр; точки — эксперимент, линии — расчет

слоя). Для сравнения на рис. 5 показаны также вычисленные без использования каких-либо экспериментальных данных профили скорости. С учетом этого можно предположить, что распределение средней скорости в пограничном слое ТВ удовлетворительно предсказывается с использованием рассматриваемой математической модели.

Представляет интерес исследование возможности численного моделирования важнейших характеристик пограничного слоя: толщины вытеснения δ^* , толщины потери импульса δ^{**} и формпараметра H на удлиненном ТВ. В рассматриваемом случае указанные интегральные толщины определялись с учетом влияния поперечной кривизны ТВ [15]:

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

Следует отметить, что с учетом естественного разброса измеренных и вычисленных значений δ^* , δ^{**} , H расчетные и экспериментальные значения анализируемых интегральных параметров хорошо согласуются (рис. 6). Кроме того, результаты сравнения с данными для плоского течения (при прочих равных условиях) [16] показывают, что для исследуемого осесимметричного пограничного слоя значения δ^* , δ^{**} меньше.

На рис. 7 представлена зависимость локального коэффициента поверхностного трения C_f от длины ТВ $C_f = f(x/L)$, а также результаты сравнения экспериментальных значений C_f , полученных с помощью двух методов, с расчетными. На значительной части поверхности ТВ результаты измерений согласуются в пределах погрешности, не превышающей 5%. Лишь в первом измерительном сечении наблюдается различие, превышающее погрешность эксперимента. Это обусловлено тем, что пограничный слой еще не достиг равновесного (по Клаузеру) состояния. В целом на большей части поверхности ТВ ($x/L \geq 0,2$) расчетные и экспериментальные значения C_f хорошо согласуются. Заметим также, что значения C_f в случае анализируемого осесимметричного пограничного слоя при прочих равных условиях больше, чем в случае плоского слоя [16].

На рис. 8 представлены профили турбулентных пульсаций скорости $u'_{rms}/U_e = f(y)$, которые также подтверждают, что характеристики течения на ТВ не противоречат физи-

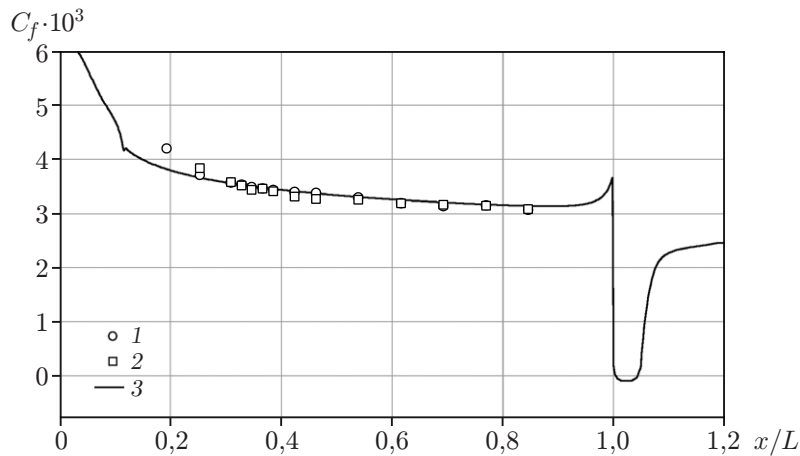


Рис. 7. Экспериментальные (1, 2) и расчетное (3) распределения локального коэффициента поверхностного трения по длине тела вращения:

1 — с использованием метода Престона, 2 — с использованием диаграмм Клаузера

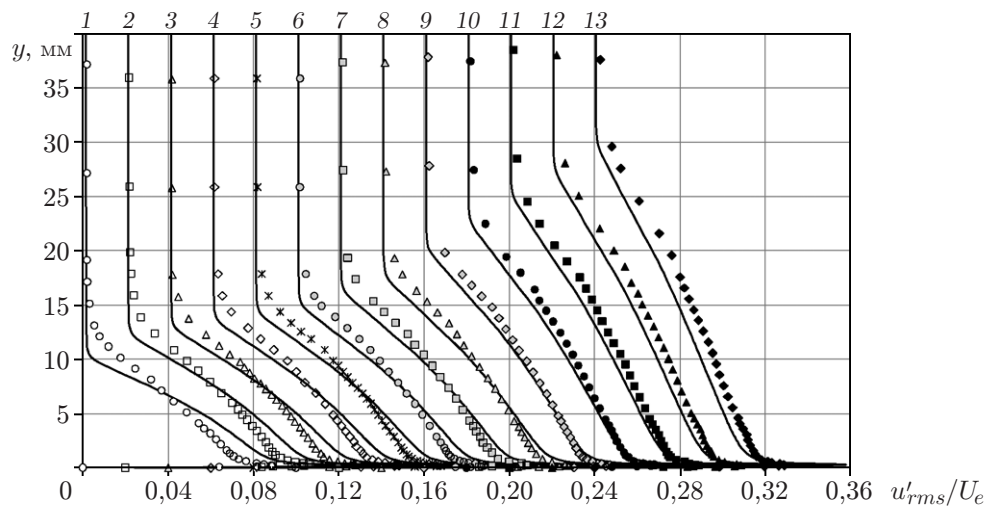


Рис. 8. Профили турбулентных пульсаций скорости в пограничном слое в различных сечениях x/L :

1 — $x/L = 0,252$, 2 — $x/L = 0,308$, 3 — $x/L = 0,327$, 4 — $x/L = 0,346$, 5 — $x/L = 0,365$, 6 — $x/L = 0,385$, 7 — $x/L = 0,423$, 8 — $x/L = 0,461$, 9 — $x/L = 0,538$, 10 — $x/L = 0,615$, 11 — $x/L = 0,692$, 12 — $x/L = 0,769$, 13 — $x/L = 0,846$; точки — эксперимент, линии — расчет

ческим представлениям о свойствах ТПС на теле с поперечной кривизной. Однако видно, что точность математического моделирования турбулентных пульсаций уступает точности моделирования осредненных характеристик потока. (При этом экспериментальная информация также не использовалась.) Вместе с тем учет низкорейнольдсовой коррекции позволяет установить основную причину имеющегося рассогласования, заключающуюся в формировании неравновесного (по Клаузеру) участка течения позади турбулизатора, что является ожидаемым. Данную структурную особенность течения необходимо учитывать при математическом моделировании обтекания удлиненного ТВ.

Заключение. Выполнена серия расчетно-экспериментальных исследований свойств турбулентного пограничного слоя, формирующегося на осесимметричном теле вращения

большого удлинения при его обтекании несжимаемым потоком. Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы.

Значения локальных и интегральных параметров пограничного слоя на теле вращения являются прогнозируемыми и с удовлетворительной точностью моделируются путем численного расчета с использованием системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса и низкорейнольдсовой версии $(k-w)$ -SST-модели турбулентности.

Формирование на некотором участке поверхности тела вращения неравновесной (по Клаузеру) области течения позади турбулизатора является характерной особенностью, которую необходимо адекватно учитывать при математическом моделировании обтекания такого тела.

Неравномерный характер распределения давления и других параметров в конце цилиндрического участка тела вращения свидетельствует о необходимости тщательного профилирования кормовой части с целью минимизации потерь, обусловленных донным сопротивлением заднего торца.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Lutz T., Wagner S.** Drag reduction and shape optimization of airship bodies // J. Aircraft. 1998. V. 35, N 3. P. 345–351.
2. **Cebeci T.** Laminar and turbulent incompressible boundary layers on slender bodies of revolution in axial flow // J. Basic Engng. 1970. V. 92. P. 545–554.
3. **Корнилов В. И.** Турбулентный пограничный слой на теле вращения при периодическом вдуве/отсосе // Теплофизика и аэромеханика. 2006. Т. 13, № 3. С. 369–385.
4. **Tutty O. R.** Flow along a long thin cylinder // J. Fluid Mech. 2008. N 602. P. 1–37.
5. **Jordan S. A.** A skin friction model for axisymmetric turbulent boundary layers along long thin circular cylinders // Phys. Fluids. 2013. V. 25. 075104.
6. **Lueptow R. M.** Turbulent boundary layer on a cylinder in axial flow // AIAA J. 1990. V. 28. P. 1705–1706.
7. **Fernholz H. H., Warnack D.** The effects of a favourable pressure gradient and of the Reynolds number on an incompressible axisymmetric turbulent boundary layer. Pt 1. The turbulent boundary layer // J. Fluid Mech. 1998. V. 359. P. 329–356.
8. **Kumar P., Mahesh K.** Analysis of axisymmetric boundary layers // J. Fluid Mech. 2018. V. 849. P. 927–941.
9. **Patel V. C., Nakayama A., Damian R.** Measurements in the thick axisymmetric turbulent boundary layer near the tail of a body of revolution // J. Fluid Mech. 1974. V. 63, pt 2. P. 345–367.
10. **Lamont P. J.** Pressures around an inclined ogive cylinder with laminar, ransitional, or turbulent separation // AIAA J. 1982. V. 20, N 11. P. 1492–1499.
11. **Pantelatos D. K., Mathioulakis D. S.** An experimental study of the flow around an axisymmetric body at high angles of attack // RTO AVT Symp. “Advanced flow management. Pt A. Vortex flows and high angle of attack for military vehicles”, Loen (Norway), 7–11 May 2001. S. 1., 2003. P. 4-1–4-11.
12. **Престон Д.** Определение турбулентного поверхностного трения при помощи трубок Пито // Механика. 1955. № 6. С. 64–83.
13. **Patel V. C.** Calibration of the Preston-tube and limitations on its use in pressure gradient // J. Fluid Mech. 1965. V. 23, pt 1. P. 185–208.

14. **Menter F. R.** Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA J. 1994. V. 32, N 8. P. 1598–1605.
15. **Smits A. J., Joubert P. N.** Turbulent boundary layers on bodies of revolution // J. Ship Res. 1982. V. 26, N 2. P. 135–147.
16. **Корнилов В. И., Литвиненко Ю. А.** Сравнительный анализ методов измерений поверхностного трения в несжимаемом градиентном турбулентном пограничном слое. Новосибирск, 2001. (Препр. / СО РАН. Ин-т теорет. и прикл. механики; № 1-2001).

*Поступила в редакцию 18/II 2021 г.,
после доработки — 18/II 2021 г.
Принята к публикации 29/III 2021 г.*
