

УДК 533.6.071.4 + 533.69.048.1 + 533.6.011.32
DOI: 10.15372/PMTF202215114

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ОСЕСИММЕТРИЧНОГО ТЕЛА ПРИ ОТСУТСТВИИ СВОБОДНЫХ ГРАНИЦ ПОТОКА

В. И. Корнилов, А. Н. Попков

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

E-mails: kornilov@itam.nsc.ru, popkov@itam.nsc.ru

Представлены результаты экспериментальных и численных исследований обтекания удлиненного осесимметричного тела вращения в аэродинамической трубе малых скоростей с закрытой рабочей частью и в свободном потоке. Число Рейнольдса, вычисленное по длине тела вращения, менялось в диапазоне $2,75 \cdot 10^6 \div 9,40 \cdot 10^6$. Численное решение задачи выполнено в предположении осесимметричного стационарного несжимаемого течения с использованием программного пакета ANSYS Fluent. Показано существенное влияние стенок рабочей части аэродинамической трубы на характер обтекания и аэродинамические характеристики тела вращения для случая, когда коэффициент загромождения рабочей части моделью тела вращения формально не превышает 2 %.

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

Введение. Важнейшим этапом разработки практически любого летательного аппарата являются испытания модельного объекта в аэродинамической трубе (АТ) с целью определения действующих на него аэродинамических нагрузок. Эта задача наиболее актуальна при использовании искусственных методов управления турбулентным течением на обтекаемом теле (вдув, отсос, периодический вдув (отсос) и др.). При этом реальное уменьшение аэродинамического сопротивления нередко составляет единицы процентов или даже доли процента. В таких случаях проблема корректной оценки эффективности используемого метода управления приобретает особое значение. Однако результаты исследований (см., например, [1–3]) показывают, что измеренные в АТ коэффициенты аэродинамических сил, моментов, а также давление и трение на поверхности отличаются от соответствующих значений, полученных в условиях безграничного потока. Это обусловлено не только неточным моделированием числа Рейнольдса в АТ, хотя влияние данного критерия на аэродинамические коэффициенты трудно переоценить [4], но и в значительной степени соотношением между размерами модели и поперечными размерами рабочей части АТ, конфигурацией модели, конструкцией АТ (закрытый или открытый тип) и другими особенностями. Частично по этой причине обтекание летательного аппарата в АТ может отличаться от обтекания соответствующего геометрически подобного аналога наличием безграничного потока, даже при равенстве чисел Рейнольдса.

Работа выполнена в рамках государственного задания (номер госрегистрации 121030500158-0), эксперименты проведены на базе центра коллективного пользования “Механика” Института теоретической и прикладной механики СО РАН.

Проблема учета влияния границ потока на аэродинамику исследуемого объекта известна достаточно давно. Однако ситуация усугубляется тем, что часто реальная структура потока при обтекании объекта сложная, в то время как размер тестовой модели недостаточен для точного описания всех деталей структуры. В этом случае возможны два пути решения задачи: 1) увеличение масштаба тестовой модели, что сопряжено с ростом влияния стенок АТ; 2) создание более крупной АТ, что требует больших финансовых затрат. Неслучайно в последние годы наиболее эффективными считаются CFD-методы, позволяющие выполнить корректировку результатов трубных испытаний на основе детального изучения интерференции модели, поддерживающих устройств и границ рабочей части [5]. Созданы также приближенные методики [6, 7], которые позволяют скорректировать результаты измерений в АТ путем введения поправок, например на загромождение потока моделью и спутной струей. Однако рекомендуемые поправочные коэффициенты ненадежны, поскольку зависят не только от перечисленных, но и от ряда других факторов. Таким образом, несмотря на большой мировой опыт исследований в АТ, проблема учета границ потока и положения модели относительно стенок рабочей части АТ не утратила актуальности.

В ходе исследований свойств турбулентного пограничного слоя на осесимметричном теле вращения (ТВ) в условиях вдува воздуха авторы работы [8] обнаружили влияние стенок рабочей части АТ на результаты измерений, несмотря на то что размеры ТВ были выбраны в соответствии с рекомендациями, взятыми из литературы. Это послужило основанием для выполнения настоящей работы, целью которой является изучение возможности учета данного фактора при проведении экспериментов на ТВ в АТ закрытого типа.

1. Условия и методика эксперимента. Опыты 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 основной режимной скорости потока $U_\infty = 24,7$ м/с, что соответствовало значению числа Рейнольдса, вычисленному по длине модели L и равному $Re_L = 4,33 \cdot 10^6$. Данная установка характеризуется высоким качеством потока. Следует отметить, что безразмерный скоростной напор q/q_∞ на выходе из рабочей части (РЧ) не превышает значения 1,02 [9]. Это достигается частично за счет специальной профилировки сопла, контур которого отличается от традиционного профиля Витошинского.

В качестве объекта исследования использовалась модель ТВ (рис. 1) длиной $L = 2640$ мм, установленная вдоль оси симметрии РЧ трубы. При изучении характеристик сдвигового течения на ТВ модель с помощью хвостовой державки крепилась на пилоне. ТВ состоит из головной части, представляющей собой эллипсоид вращения с большой по-

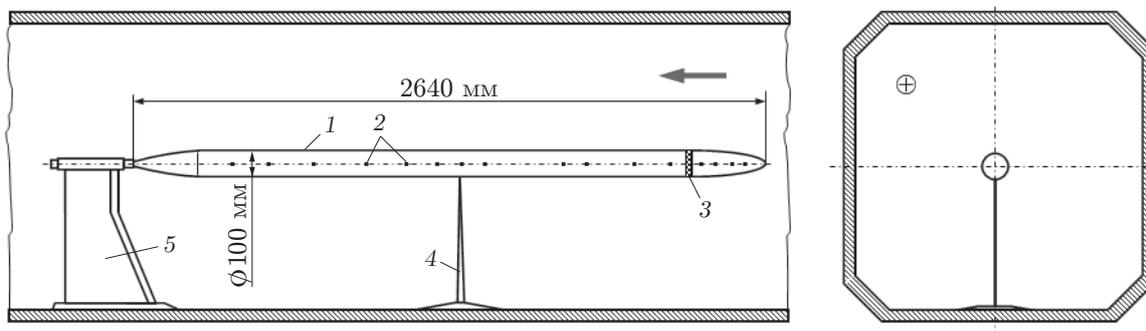


Рис. 1. Модель тела вращения в аэродинамической трубе:

1 — тело вращения, 2 — датчики давления, 3 — турбулизатор пограничного слоя, 4 — стойка, 5 — пилон; стрелка — направление потока

луосью, равной 300 мм, цилиндрического участка диаметром 100 мм, длиной 2080 мм и хвостовой части, профиль которой, как и в [10], описывается соотношением

$$r/r_{\text{цил}} = [1 - (x_{\text{хв}}/l_{\text{хв}})^2]^{0,9},$$

где $l_{\text{хв}}$ — длина хвостовой части; $x_{\text{хв}}$ — продольная координата, отсчитываемая от сечения сопряжения цилиндрической и хвостовой частей. Вдоль одной из образующих ТВ размещены датчики давления диаметром 0,4 мм. С целью обеспечения развитого турбулентного течения на большей части модели пограничный слой был искусственно турбулирован путем установки кольца (турбулизатора), изготовленного из прутка диаметром 0,8 мм и самоклеящейся противоскользящей ленты средней зернистости высотой $h = 0,6$ мм и длиной 25 мм, в области сопряжения головной части и цилиндрического участка.

Расстояние от входа в рабочую часть АТ до носовой части ТВ составляло $1,2H$ (H — поперечный размер АТ). Степень загромождения рабочей части АТ моделью и поддерживающими устройствами не превышала 2 %.

Скоростной напор набегающего потока q_{∞} контролировался по перепаду между полным P_0 и статическим P_{∞} давлением, измеряемому с помощью штатной трубки Пито, установленной на расстоянии $0,6H$ перед ТВ.

Для выполнения измерений в пограничном слое (ПС) использовался координатник с тремя степенями свободы, установленный на боковой стенке РЧ трубы с ее внешней стороны.

Аэродинамическое сопротивление ТВ измерялось с помощью внемоделльных однокомпонентных тензометрических весов с кремниевыми тензорезисторами, закрепленных позади модели на специальном пилоне, установленном на полу РЧ трубы. В этом случае модель ТВ подвешивалась в РЧ на восьми проволочных растяжках. Нагрузка от модели на тензометрические весы передавалась с помощью хвостовой миниатюрной двухсекционной державки. Для определения калибровочных коэффициентов по компоненте силы сопротивления X были выполнены многократные статические калибровки тензовесов, а также методические эксперименты с целью измерения сопротивления тел простой геометрии, для которых известны значения коэффициента C_x . Полученные данные подтвердили корректность и надежность принятой методики измерений. При вычислении коэффициента аэродинамического сопротивления C_x аэродинамическая сила X , измеренная в скоростной системе координат, нормировалась на величину $q_{\infty}S$ (q_{∞} — скоростной напор; S — характерная площадь, определяемая по диаметру цилиндрической части модели). Более подробно методика эксперимента изложена в [11].

2. Основные уравнения. Расчетная область. Вычислительная сетка. Методология численного моделирования состояла в том, чтобы расчетным путем определить аэродинамическое сопротивление ТВ при его осесимметричном обтекании и сравнить полученные значения с экспериментальными данными. Решалась система осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса (RANS) в предположении стационарного несжимаемого турбулентного течения воздуха:

$$\begin{aligned} \nabla \cdot \mathbf{V} &= 0, \\ (\mathbf{V} \cdot \nabla) \mathbf{V} &= -\frac{\nabla p}{\rho} + \nabla \cdot (\nu \nabla \mathbf{V} + \boldsymbol{\sigma}_{tij}). \end{aligned}$$

Здесь \mathbf{V} — вектор скорости; P — давление; ν — кинематическая вязкость; $\rho = 1,225$ кг/м³ — плотность; $\boldsymbol{\sigma}_{tij} = -\overline{u'_i u'_j}$ — дополнительные напряжения Рейнольдса, которые появляются в результате диссипативного турбулентного обмена. Для замыкания системы уравнений использовались модели турбулентности ($k-\omega$)-SST, $k-\omega$, $k-\varepsilon$, ($k-\varepsilon$)-RNG, Спаларта — Аллмараса (S-A) [12], однако в результате тестирования (см. п. 3) за основу была принята модель ($k-\omega$)-SST.

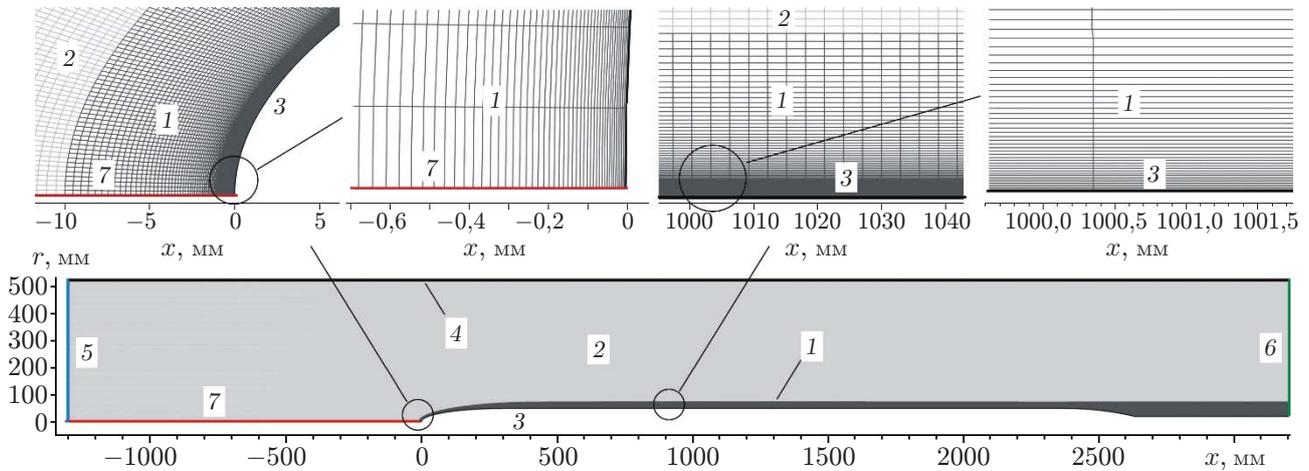


Рис. 2. Расчетная область и сетка при моделировании обтекания тела вращения в аэродинамической трубе:

1 — внутренняя область, прилегающая к поверхности ТВ, 2 — область внутри рабочей части АТ, 3 — поверхность ТВ с державкой, 4 — верхняя граница расчетной области, соответствующая стенке АТ, 5 — входная граница расчетной области, 6 — выходная граница, 7 — ось симметрии

При численном моделировании обтекания ТВ в аэродинамической трубе в качестве характерного поперечного размера использовался гидравлический диаметр $D_r = 4F/\Pi$ (F — площадь поперечного сечения РЧ; Π — периметр). При таком подходе величина D_r сохраняется практически постоянной по длине РЧ, несмотря на то что фактический контур РЧ с целью компенсации ПС на стенках меняется в направлении оси x . Расчетная область определялась дугой окружности радиусом $6D_r$ (перед ТВ), высотой $1D_r$ (в радиальном направлении), что соответствовало условиям эксперимента, и длиной $26D_r$ (в осевом направлении) (рис. 2). Внутри этой области с помощью модуля GAMBIT строилась структурированная сетка, которая по мере приближения к поверхности ТВ сгущалась таким образом, чтобы известный безразмерный параметр не превышал значения $y_1^+ = 1$. Этого удалось достигнуть при общем количестве узлов 375 000. На входной границе задавались средняя скорость набегающего потока и параметры турбулентности. Интенсивность турбулентности составляла 0,05 % значения средней скорости, а отношение коэффициентов турбулентной и молекулярной вязкостей выбрано равным единице. На поверхности тела и на верхней границе расчетной области, соответствующей стенке АТ, задавалось условие прилипания. Пограничный слой на стенке трубы вычислялся с использованием пристенной функции. В этом случае значение безразмерного параметра равно $y^+ = 80 \div 160$. На выходной границе расчетной области задавались “мягкие” граничные условия, вычисляемые как средневзвешенное между параметрами потока внутри расчетной области и фиксированными параметрами на выходной границе, которые задавались следующим образом. Давление принималось равным стандартному атмосферному (101 325 Па), параметры турбулентности — такими же, как на входной границе. На оси симметрии радиальная компонента скорости и радиальные градиенты параметров потока равны нулю. Допустимые максимальные остаточные значения невязок для всех моделируемых переменных выбирались равными $\varepsilon = 10^{-13}$, что достигалось путем использования машинной технологии двойной точности.

Результаты верификации сетки для модели $(k-\omega)$ -SST показывают, что дальнейшее увеличение числа узлов и уменьшение y_1^+ до значения 0,1 не приводит к изменению результатов численных расчетов, лишь увеличивая вычислительные затраты. Для проверки

сходимости решения выполнен численный расчет на сетке, линейные размеры ячеек которой по осям x и y в два раза меньше исходных. При этом параметр y_1^+ менялся в диапазоне $0,05 \div 0,18$. Различие расчетных значений C_x для нормальной сетки и сетки с увеличенными в два раза размерами ячеек по осям x и y не превышает $0,025\%$.

При численном моделировании обтекания ТВ в свободном потоке размеры расчетной области определялись радиусом окружности $150D_T$ (перед ТВ и в радиальном направлении) и длиной $100D_T$ (в хвостовой части ТВ и в спутном потоке). Расчетная сетка содержала 550 000 четырехугольных ячеек. Значение параметра y^+ находилось в том же интервале, что и в ограниченном потоке.

Расчет продольной силовой нагрузки на ТВ осуществлялся по формулам

$$F_x = \mathbf{e}_x \cdot \mathbf{F}_p + \mathbf{e}_x \cdot \mathbf{F}_f,$$

где \mathbf{e}_x — единичный вектор, направленный вдоль оси x ; \mathbf{F}_p — вектор силы давления; \mathbf{F}_f — вектор силы трения.

Выражение для компоненты сил давления имеет вид

$$\mathbf{F}_p = \sum_{i=1}^N (p - p_\infty) s \mathbf{n},$$

где N — количество ячеек; s — площадь ячейки; \mathbf{n} — вектор единичной нормали к ячейке. Соответствующие аэродинамические коэффициенты вычисляются путем обезразмеривания сил трения и давления на скоростной напор потока и площадь миделевого сечения модели.

3. Результаты исследований. На начальном этапе исследований анализировалось состояние течения в рабочей части АТ при отсутствии в ней модели ТВ. Поскольку ядро потока характеризуется равномерным распределением средней скорости [9], основное внимание уделялось изучению характера развития течения на стенках РЧ. На рис. 3 приведены выборочные экспериментальные профили средней скорости $U/U_e = f(y)$ в ПС, формирующемся на боковой стенке АТ на различных расстояниях x от входа в РЧ (индекс “e” соответствует внешней границе ПС). Видно, что представленные профили являются стандартными и, как показывают результаты обработки, в переменных закона стенки (рис. 4) при значениях коэффициентов $A = 5,62$, $B = 5,0$, рекомендованных для плоской пластины в качестве канонических в материалах Стэнфордской конференции [13], коррелируют с известным распределением $U^+ = A \lg y^+ + B$ (сплошная линия), где

$$U^+ = U/v_*, \quad y^+ = yv_*/\nu,$$

$v_* = (\tau_w/\rho)^{1/2}$ — динамическая скорость; ρ — плотность воздуха. Локальное значение касательного напряжения τ_w определялось на основе метода Престона [14]. При этом использовалась трубка Престона с внешним диаметром $d = 1,602$ мм и отношением внутреннего диаметра к внешнему $0,62$. В этом случае 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 одной или несколькими эмпирическими функциями. В рассматриваемом случае вычисление значения τ_w осуществлялось на основе градуировочной зависимости Пейтеля [15]. В целом на основе полученных на рис. 4 данных можно сделать вывод, что ПС на стенке АТ находится в развитом турбулентном состоянии.

Поскольку конечной целью исследований является анализ состояния течения на удлиненном ТВ при наличии боковых границ потока, определенный интерес представляет изучение характера развития ПС по длине РЧ. Эти данные представлены на рис. 5 в виде зависимости $\delta_{0,99} = f(x)$ ($\delta_{0,99}$ — толщина ПС, определенная как расстояние от стенки, на котором локальная скорость составляет 99% скорости на внешней границе ПС). Видно,

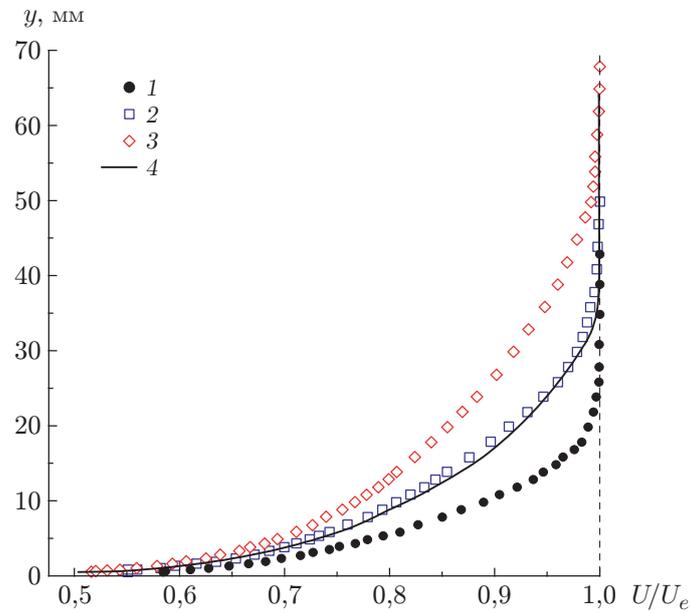


Рис. 3. Экспериментальные (1–3) и расчетный (4) профили средней скорости в пограничном слое на боковой стенке рабочей части трубы при $U_\infty = 24,7$ м/с в различных сечениях:

1 — $x = 633$ мм, 2, 4 — $x = 1968$ мм, 3 — $x = 3363$ мм

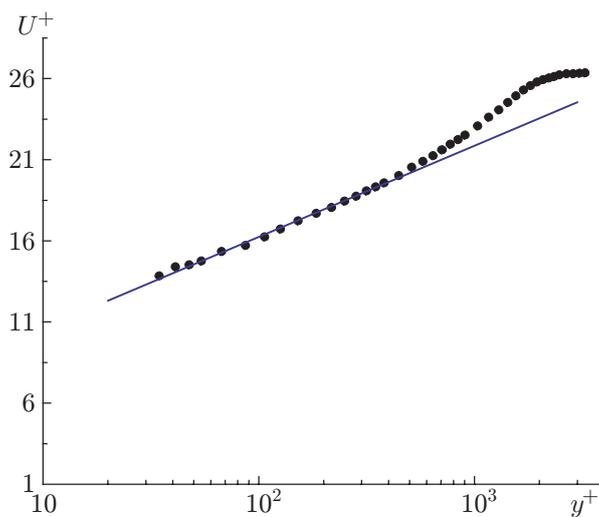


Рис. 4. Профиль средней скорости в переменных закона стенки при $x = 1968$ мм: точки — эксперимент, линия — расчет по формуле $U^+ = 5,62 \lg y^+ + 5$ [13]

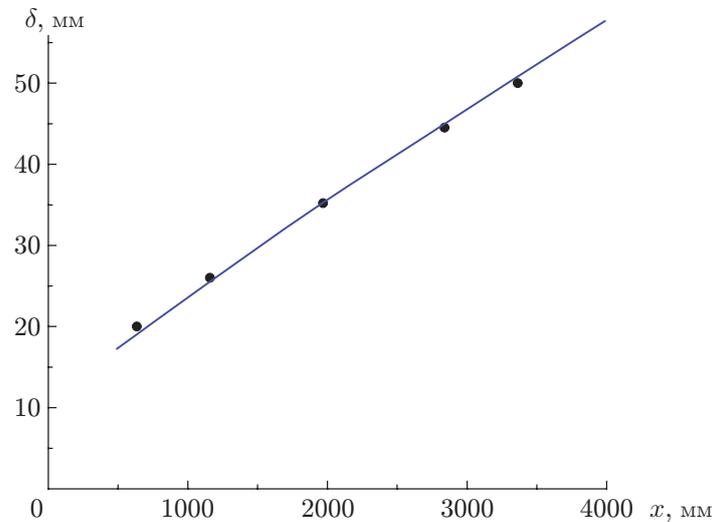


Рис. 5. Распределение толщины пограничного слоя вдоль боковой стенки рабочей части трубы при $U_\infty = 24,7$ м/с:
 точки — эксперимент, линия — расчет

что при скорости потока $U_\infty = 24,7$ м/с значение толщины ПС меняется от 12,6 мм на входе в РЧ ($x = 0$) до 56,5 мм на выходе из нее ($x = 4000$ мм), что подтверждается данными расчета. При этом, как и ожидалось, ПС начинает нарастать в сопловой части АТ. В предположении, что аналогичный характер развития ПС имеет место на смежных стенках РЧ, проходное сечение с равномерным распределением средней скорости на выходе из РЧ уменьшается за счет роста ПС приблизительно на 21 %. С учетом асимптотического характера роста локальной скорости при последующем увеличении поперечной координаты указанное выше проходное сечение еще более сужается.

При варьировании скорости потока U_∞ в диапазоне $12,8 \div 30,3$ м/с динамика локальной скорости в ПС имеет предсказуемый характер (рис. 6), что подтверждается данными расчета (на рис. 6 не показаны). При этом существенного изменения толщины ПС не наблюдается. Поэтому можно предположить, что эффективное проходное сечение в указанном диапазоне скоростей практически не меняется.

Следует отметить еще один результат, характеризующий состояние ПС на стенке АТ. В частности, рис. 7 свидетельствует о том, что статическое давление постоянно по высоте ПС, как и предполагалось. Различие результатов измерений с помощью мини-зонда статического давления P_z и аналогичных результатов измерения давления в набегающем потоке P_∞ , составляющее менее 1 %, может быть обусловлено погрешностью измерений. При этом экспериментальные данные хорошо согласуются с результатами расчета, в соответствии с которыми колебания статического давления по высоте ПС не превышают 1 %.

На следующем этапе работы анализировалось состояние течения непосредственно на ТВ и оценивалось возможное влияние стенок РЧ трубы на аэродинамическое сопротивление ТВ. Для этого проводился тщательный контроль за распределением коэффициента статического давления $C_p = (P_w - P_\infty)/q_\infty = f(x/L)$ (индекс “w” соответствует поверхности) вдоль ТВ. На рис. 8 видно, что величина C_p в пределах погрешности эксперимента не зависит от скорости потока при ее изменении от 13,1 до 29,8 м/с. Некоторая аномалия в распределении C_p имеет место в окрестности турбулизатора, что обусловлено формированием неравновесной (по Клаузнеру) области течения. В целом увеличение скорости потока по длине РЧ, обусловленное нарастанием ПС на стенках АТ, приводит к уменьшению

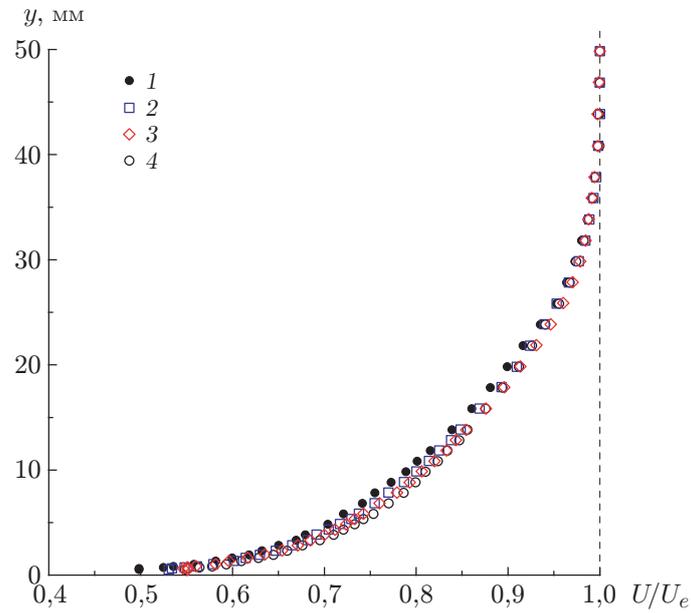


Рис. 6. Профили средней скорости в пограничном слое на боковой стенке рабочей части трубы при $x = 1968$ мм и различных значениях скорости потока: 1 — $U_\infty = 12,8$ м/с, 2 — $U_\infty = 18,6$ м/с, 3 — $U_\infty = 24,7$ м/с, 4 — $U_\infty = 30,3$ м/с

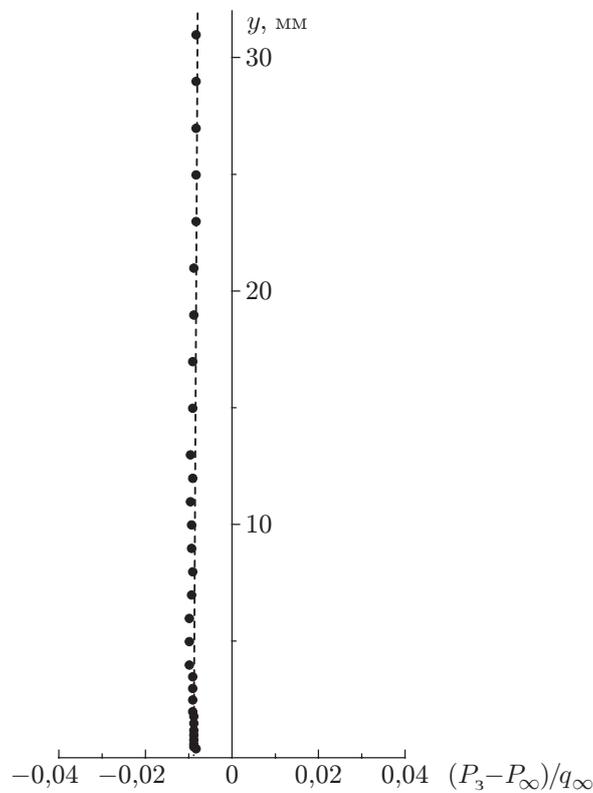


Рис. 7. Распределение статического давления по высоте пограничного слоя при $U_\infty = 24,7$ м/с, $x = 1968$ мм:
 точки — эксперимент, линия — расчет

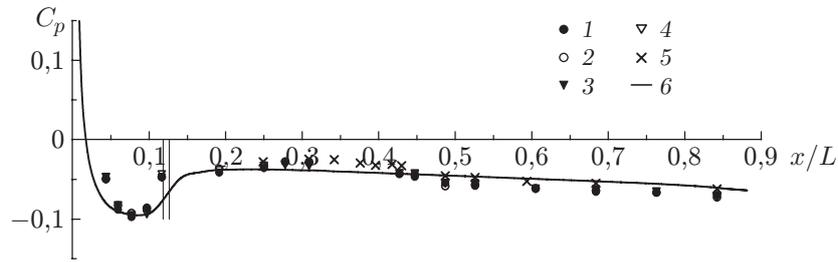


Рис. 8. Распределение статического давления вдоль тела вращения при различных значениях скорости потока:

1–5 — эксперимент (1 — $U_\infty = 13,1$ м/с, 2 — $U_\infty = 19,9$ м/с, 3 — $U_\infty = 24,7$ м/с, 4 — $U_\infty = 29,8$ м/с (измерения с помощью датчиков статического давления), 5 — $U_\infty = 24,7$ м/с (измерения с помощью зонда статического давления)), 6 — расчет

Таблица 1
 Результаты расчета полного сопротивления ТВ в свободном потоке для различных моделей турбулентности при $Re_L = 4,54 \cdot 10^6$

Модель турбулентности	C_x	
	Эксперимент [16]	Численный расчет
$(k-\omega)$ -SST	0,340	0,346
$k-\omega$		0,356
$k-\varepsilon$		0,541
$(k-\varepsilon)$ -RNG		0,505
S-A		0,354

давления на ТВ и формированию отрицательного градиента давления по его длине, что согласуется с данными расчета. Как показано ниже, это способствует росту аэродинамического сопротивления ТВ в трубном эксперименте по сравнению со случаем свободного обтекания.

Поскольку надежных экспериментальных данных, полученных в свободном потоке для ТВ данной геометрии, в литературе найти не удалось, тестирование вычислительного алгоритма осуществлялось путем расчета коэффициента аэродинамического сопротивления ТВ с использованием моделей турбулентности $(k-\omega)$ -SST, $k-\omega$, $k-\varepsilon$, $(k-\varepsilon)$ -RNG, S-A, а также путем сравнения полученных результатов с данными [16] для тела аналогичной геометрии (табл. 1). Установлено, что модели турбулентности $(k-\omega)$ -SST и S-A позволяют получить физически обоснованные данные, которые, по крайней мере, не противоречат результатам [16]. Имеющееся различие значений C_x в основном обусловлено различием формы кормовой части ТВ, которая в работе [16] плавно заострена, тогда как в настоящей работе имеет плоский концевой срез диаметром $0,4D$ и державку. Поскольку остальные модели в основном дают завышенные по сравнению с экспериментом значения C_x , модель турбулентности $(k-\omega)$ -SST принята за основу при расчете аэродинамических характеристик исследуемого ТВ.

Окончательные результаты представлены на рис. 9 в виде зависимости $C_x = f(Re_L)$ коэффициента аэродинамического сопротивления ТВ от числа Рейнольдса, определенного по длине ТВ. (Число Рейнольдса Re_L варьировалось путем изменения скорости потока.) Утроенное значение ($\pm 3\sigma C_x$) случайной экспериментальной погрешности измерения коэффициента C_x , определенной по результатам семи измерений, показано вертикальными отрезками.

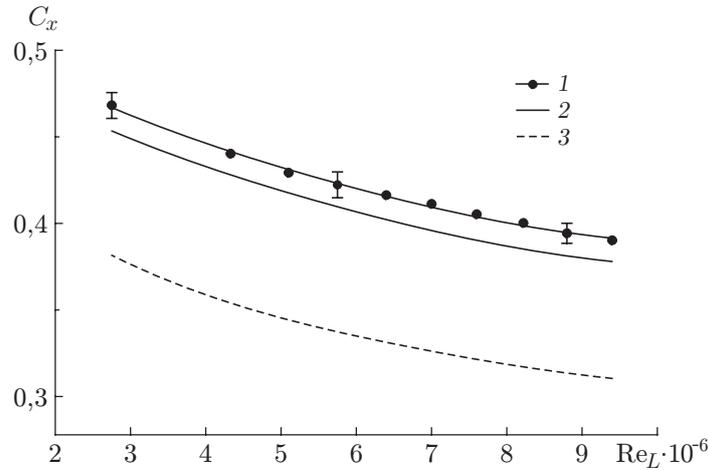


Рис. 9. Зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления тела вращения от числа Рейнольдса:

1 — эксперимент, 2 — расчет для условий аэродинамической трубы, 3 — расчет для условий свободного потока; вертикальные отрезки — погрешность измерений

Таблица 2

Вклад составляющих трения и давления
в полное сопротивление ТВ при $Re_L = 4,544 \cdot 10^6$

Условия течения	$C_f/C_x, \%$	$C_{xp}/C_x, \%$
Свободный поток	98,53	1,47
Аэродинамическая труба	89,21	10,79

На рис. 9 видно, что измеренные в трубном эксперименте значения коэффициента сопротивления C_x приблизительно на 19 % превышают соответствующие значения, полученные для условий свободного потока. Результаты расчета составляющих полного аэродинамического сопротивления (табл. 2) показывают, что основная причина состоит в увеличении в трубном эксперименте роли компоненты сопротивления C_{xp} , обусловленной силами давления и существенно возрастающей вследствие интенсивного роста ПС как на стенках АТ, так и на ТВ. Причем отмеченная динамика, сопровождающаяся формированием отрицательного (неблагоприятного) градиента давления по длине РЧ, характерна для всех используемых в настоящей работе моделей турбулентности. Важную роль выполняет ПС на ТВ, который, как показывают результаты экспериментов, имеет бóльшую толщину при прочих равных условиях по сравнению с соответствующими значениями на плоской пластине. Указанные факторы являются основной причиной интерференции ТВ и стенок АТ даже при относительно небольшой степени загромождения РЧ. Результаты расчета показывают также, что вклад обеих составляющих практически не зависит от числа Рейнольдса.

В то же время расчет в рамках модели турбулентности $(k-\omega)$ -SST, выполненный в осесимметричной постановке, приближенно учитывающей геометрию РЧ, позволяет адекватно моделировать обтекание ТВ в АТ закрытого типа. В этом случае отличие расчетных значений C_x от экспериментальных

$$\Delta(C_x/C_{xэ}) = (C_{xэ} - C_{xp})/C_{xэ}$$

находится за пределами экспериментальной погрешности, однако не превышает 3–5 %.

Заключение. В работе выполнена серия расчетно-экспериментальных исследований обтекания существенно несжимаемым потоком осесимметричного тела большого удлинения в низкоскоростной аэродинамической трубе закрытого типа с ограниченными поперечными размерами. Полученные данные позволяют сделать следующие выводы.

Характер развития сдвигового течения на стенках рабочей части аэродинамической трубы соответствует классическому распределению, свойственному развитому турбулентному пограничному слою на плоской пластине. Вместе с тем за счет увеличения толщины пограничного слоя по длине рабочей части проходное сечение с равномерным распределением скорости в исследуемом диапазоне скоростей потока на выходе из испытательной секции уменьшается приблизительно на 21 %. Наряду с формированием утолщенного пограничного слоя на обтекаемом теле это способствует возникновению отрицательного градиента давления по длине рабочей части, что является основной причиной завышения значений коэффициента аэродинамического сопротивления в условиях эксперимента в аэродинамической трубе, несмотря на то что формально степень загромождения рабочей части не превышает 2 %.

Численное моделирование обтекания тела вращения с использованием модели турбулентности $(k-\omega)$ -SST, приближенно учитывающее геометрию рабочей части аэродинамической трубы закрытого типа, позволяет получить адекватные физическим представлениям и имеющимся экспериментальным данным аэродинамические характеристики указанного тела.

ЛИТЕРАТУРА

1. **McCroskey W. J.** A critical assessment of wind tunnel results for the NACA 0012 airfoil: Tech. Rep. / NASA Ames Res. Center. N 87-A-5. Moffett Field, 1987.
2. **Gregory N., O'Reilly C. L.** Low-speed aerodynamic characteristics of NACA 0012 airfoil section, including the effects of upper-surface roughness simulating hoar frost // Aeronaut. Res. Council. Rep. Memoranda. 1970. N 3726.
3. **Буй В. Т., Лапыгин В. И.** Моделирование обтекания модели в закрытой рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей и в свободном потоке // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т. 22, № 3. С. 365–372.
4. **Eastern N., Albert S.** Airfoil section characteristics as affected by variations of the Reynolds number: Rep. / NACA. N NACA-TR-586. S. 1., 1937.
5. **Босняков С. М., Власенко В. В., Курсаков И. А. и др.** Задача интерференции оживального тела вращения с державкой аэродинамической трубы и особенности ее решения с использованием ЭВМ // Учен. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 2011. Т. 42, № 3. С. 25–40.
6. **Garner H. C., Rogers E. W. E., Acum W. E. A., Maskell E. C.** Subsonic wind tunnel wall corrections: Rep. / AGARDograph. N 109. S. 1., 1966.
7. **Wiradidjaja S., Rafie M. A. S., Romli F. I., Ariff O. K.** Aerodynamic interference correction methods case: Subsonic closed wind tunnels // Appl. Mech. Materials. 2012. V. 225. P. 60–66.
8. **Корнилов В. И., Шквар Е. А., Попков А. Н.** Влияние распределенного вдува на турбулентный пограничный слой тела вращения // Инж.-физ. журн. 2022. Т. 95, № 1. С. 134–144.
9. **Поляков Н. Ф.** Методика исследований характеристик потока в малотурбулентной аэродинамической трубе и явления перехода в несжимаемом пограничном слое: Дис. ... канд. техн. наук. Новосибирск, 1973.
10. **Гудилин И. В., Лашков Ю. А., Шумилкин В. Г.** Экспериментальное исследование влияния риблетов и разрушителей вихревых структур на сопротивление тела вращения // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1996. № 3. С. 154–157.

11. **Корнилов В. И.** Прямые измерения сопротивления тела вращения в несжимаемом потоке в условиях воздействия устройств разрушения вихрей // Теплофизика и аэромеханика. 2006. Т. 13, № 4. С. 541–550.
12. **Spalart P. R., Allmaras S. R.** A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. Reno, 1992. (Paper / AIAA; N 92-0439).
13. **Computation** of turbulent boundary layers — 1968 AFOSR-IFP Stanford conference / Ed. by D. E. Coles, E. A. Hirst. Stanford: S. n., 1969. V. 2.
14. **Preston J. H.** The determination of turbulent skin friction by means of Pitot tubes // Roy. Aeronaut. Soc. 1954. V. 58. P. 109–121.
15. **Patel V.** Calibration of the Preston-tube and limitations on its use in pressure gradient // J. Fluid Mech. 1965. V. 23. P. 185–208.
16. **Young A. D.** The calculation of the total and skin friction drags of bodies of revolution at zero incidence // Rep. Memoranda. 1939. N 1874. P. 51–70.

*Поступила в редакцию 13/IV 2022 г.,
после доработки — 14/VII 2022 г.
Принята к публикации 25/VII 2022 г.*
