УДК 532.526.4, 533.694.71, 533.694.72, 533.69.048.1, 533.6.013.122

Турбулентный пограничный слой на удлиненном осесимметричном теле при наличии вдува воздуха и шероховатости проницаемой поверхности^{*}

В.И. Корнилов

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

E-mail: kornilov@itam.nsc.ru

Представлены результаты расчетных и экспериментальных исследований эффективности распределенного вдува воздуха через перфорированный участок поверхности осесимметричного тела вращения в условиях его обтекания существенно несжимаемым потоком при числе Рейнольдса $\text{Re}_L = 4,24 \cdot 10^6$. Коэффициент вдува C_b менялся в диапазоне 0 – 0,00885. Число Рейнольдса Re^{**} , вычисленное по толщине потери импульса δ^{**} впереди перфорированного участка, составляло 5600. Показано, что по мере увеличения продольной координаты *x*, вплоть до расстояния $600\delta^{**}$ от области вдува, наблюдается устойчивое снижение локального трения, максимальная величина которого достигает 56,5 % непосредственно в области вдува при максимальной его интенсивности. Обнаружено, что при самопроизвольном вдуве, реализующемся за счет естественного перепада между барометрическим и статическим давлениями в рабочей части трубы, можно также обеспечить снижение коэффициента поверхностного трения, величина которого в отмеченной выше области течения в основном рабочем режиме составляет 28,5 %. В рамках численного моделирования проанализирована специфика обтекания тела вращения при наличии шероховатости перфорированной поверхности и обоснована необходимость и важность учета этого сопутствующего вдуву фактора.

Ключевые слова: осесимметричное тело, турбулентный пограничный слой, распределенный вдув, перфорированная секция, трение.

Введение

Поиск новых экономичных способов управления сдвиговым течением, способствующих уменьшению аэродинамических сил, действующих на движущиеся объекты, в частности, летательные аппараты (ЛА), суда, подводные лодки, торпеды и скоростные поезда, позволяет обнаруживать пути, с помощью которых можно улучшить аэродинамическую эффективность современных транспортных средств. Исследования последних двух десятилетий охватывают широкий спектр применяемых методов управления, в том числе вдув или отсос внешней среды как на плоской стенке [1–12], так и на криволинейных в продольном направлении поверхностях [13–25]. Наблюдаются значительные

^{*} Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 22-29-00003). Эксперименты выполнены на базе ЦКП «Механика» ИТПМ СО РАН.

[©] Корнилов В.И., 2022

продвижения в изучении эффективности вдува воздуха в высокоскоростное сжимаемое течение [26] и даже в сверхзвуковой поток [27], а также вдува инородного газа [28].

Вместе с тем одним из методов управления, который не нашел должной оценки и логического завершения, является инжекция (вдув) газа в турбулентный пограничный слой тел вращения (ТВ). Причем применительно к аэродинамическим элементам в виде фюзеляжа или корпуса ракеты и подводной лодки технология распределенного вдува в условиях развитого турбулентного режима течения оказалась слабо изученной даже на схематизированных конструкциях ЛА. Более того, даже базовые (при отсутствии управляющего воздействия) осесимметричные пограничные слои не были исследованы с той степенью полноты, как плоские. Основная причина — трудности, связанные прежде всего с обеспечением соосности обтекания осесимметричного тела и отсутствием его прогиба [29]. Следует, однако, отметить, что и способы воздействия на такое течение не отличаются большим разнообразием. Можно привести немногочисленные примеры использования, например, риблет [30] или разрушителей вихревых структур [31] в качестве способов управления обтеканием ТВ.

Интерес к подобного рода методам управления возобновился отчасти в связи с появлением исследований [32], в которых для снижения сопротивления ТВ использовались податливые покрытия. Было получено 7 %-ое уменьшение сопротивления трения вместе с ослаблением пристенных пульсаций давления и флуктуаций скорости. Авторы работы [33] сообщали о 17 %-ом уменьшении трения на ТВ в водном потоке при числах Рейнольдса, превышающих 1·10⁶. Другим примером является активный способ управления турбулентным пристенным течением на осесимметричном теле при помощи локального периодического вдува/отсоса через кольцевые щели [34, 35]. Указанный метод управления позволяет достичь снижения составляющей трения на ограниченном по длине участке осесимметричного тела, а уменьшение полного аэродинамического сопротивления достигается лишь при очень низких значениях числа Рейнольдса.

Что касается управления обтеканием ТВ путем распределенного вдува, то по существу такие исследования ограничены несколькими работами, где эта проблема рассматривалась в той или иной степени. В частности, в работе [36] было прямо измерено трение на осесимметричном теле с передней частью, образованной непроницаемой гладкой стенкой, за которой располагалась слабошероховатая цилиндрическая пористая стенка, через которую осуществляется вдув. Пористая стенка изготавливалась путем спекания стальных частиц, размер которых колебался от 40 до 70 мкм (75%), а также более мелких частиц, количество которых составляло 25%. В этих условиях даже при отсутствии вдува был обнаружен рост локального трения на обтекаемой поверхности примерно на 30%. При наличии вдува в низкоскоростной турбулентный поток снижение трения составляло порядка 36%. Тем не менее, уменьшение поверхностного трения ниже той величины, которая была обнаружена на твердой гладкой стенке при тех же условиях, оказалось возможным лишь при существенной интенсивности вдува. Очевидно, что состояние проницаемой поверхности играет важную роль в процессе снижения турбулентного трения.

Новые технологии создания современных мелкоперфорированных материалов, и прежде всего электронно-пучковая, существенно повысили возможности управляемого вдува, в том числе на ТВ. В работе [37] было показано, что микроструйный вдув воздуха через перфорированный участок длиной $\Delta l/L = 0,0289$ позволяет обеспечить устойчивое снижение локального трения не только в самой области вдува, но и существенно ниже по течению. Таким образом, распределенный вдув воздуха в пограничный слой осесимметричного тела представляется одной из немногих возможностей, позволяющих активно управлять структурой пристенной турбулентности и тем самым влиять прежде всего на распределение трения. Поскольку в такого рода течениях составляющая трения является преобладающей в общем балансе сопротивления, есть основания полагать, что в этом случае можно рассчитывать и на уменьшение полного аэродинамического сопротивления всей компоновки.

Вместе с тем механизм уменьшения сопротивления обтекаемого тела и эффективность технологии микровдува, а также непосредственное применение мелкоперфорированной стенки как элемента управления пристенным течением остаются не вполне изученными даже для плоских конфигураций. Основная причина состоит в том, что рассматриваемая проблема очень сложна и включает многомасштабные взаимодействия. Действительно, исследования [2] показали, что при численном моделировании даже четырех рядов отверстий и использовании в качестве граничного условия лишь половины толщины набегающего пограничного слоя, для завершения расчета требуется 10 часов процессорного времени на компьютере Cray YMP. Установлено, что поток пограничного слоя может проникать в отверстие на глубину, в два раза превышающую его диаметр, прежде чем снова выйти из него в виде очень сложной вихревой структуры. В целом этот процесс можно рассматривать как смешение массива микроструй с макропоперечным потоком, а учитывая особенности течения в отверстии, — как обтекание тела с вдувом/отсосом.

Обращает также на себя внимание [2], что вихревая структура может быть нестационарной и, следовательно, характеристики пристенного течения невозможно корректно оценивать в стационарном приближении. Заметим, что в представленных ниже экспериментах общее число отверстий составляет порядка 208000, и очевидно, что с учетом нестационарности вихревой структуры смоделировать их очень сложно. Все это свидетельствует о том, что поиск эффективных проницаемых материалов по-прежнему остается актуальной задачей. Важность выбора оптимальных геометрических характеристик перфорированной поверхности отмечалась в работе [38].

Цели настоящей работы заключаются в экспериментальном исследовании возможности повышения эффективности распределенного вдува воздуха в турбулентный пограничный слой осесимметричного тела через ограниченную по длине перфорированную секцию, изготовленную на основе современной электронно-пучковой технологии, и оценки возможности численного предсказания такого течения с использованием RANSуравнений и модели турбулентности Спаларта–Аллмараса.

1. Модель. Методика эксперимента и численного расчета

Эксперименты проводились в дозвуковой аэродинамической трубе T-324 ИТПМ СО РАН с размерами рабочей части $1 \times 1 \times 4$ м³ при основной режимной скорости невозмущенного потока в контрольном сечении $U_{\infty} = 25,2$ м/с, что соответствовало значению числа Рейнольдса Re_L, вычисленному по длине модели L, равному 4,24·10⁶. В этом случае число Рейнольдса Re^{**}, вычисленное по толщине потери импульса в сечении, расположенном на расстоянии 31 мм (x/L = 0,345) вверх по потоку от перфорированной секции, составляло 5600.

В качестве объекта исследования использовалась модель тела вращения (рис. 1) длиной L = 2530,9 мм, установленная вдоль оси симметрии рабочей части трубы на пилоне с помощью хвостовой державки. Модель состоит из головной части, представляющей



Рис. 1. Схема эксперимента с моделью в рабочей части аэродинамической трубы.
 1 — тело вращения, 2 — датчик, 3 — цилиндрическая перфорированная секция, 4 — приемники давления, 5 — турбулизатор пограничного слоя, 6 — термопара, 7 — трубка Пито-статики, 8 — стойка, 9 — направляющая, 10 — координатный механизм, 11 — пилон, 12 — магистраль подвода воздуха.

собой эллипсоид вращения с большой полуосью, равной 300 мм, цилиндрического участка диаметром 100 мм длиной 1976,9 мм и хвостовой части, контур которой, как и в исследовании [31], описывается соотношением

$$r/r_{\rm IIMI} = \left[1 - \left(x_{\rm XB}/l_{\rm XB}\right)^2\right]^{0.9},\tag{1}$$

где l_{xB} — длина хвостовой части, x_{xB} — продольная координата, отсчитываемая от сечения сопряжения хвостовой и цилиндрической частей к заднему торцу хвостовой части.

Чтобы избежать асимметрии обтекания TB, в частности, вследствие формирования переходной области течения, пограничный слой искусственно турбулизировался. Турбулизирующее устройство представляет собой комбинацию проволочного кольца из прутка диаметром 0,8 мм и самоклеящейся противоскользящей ленты средней зернистости высотой h = 0,6 мм и длиной 25 мм, установленных в месте сопряжения головной части модели и цилиндрического участка. Положение и размеры турбулизатора для данных аэродинамических условий подбирались итерационным путем, конечной целью которого было обеспечение равновесного (по Клаузеру) турбулентного течения впереди области вдува.

Для исключения прогиба и снижения уровня вибраций модель поддерживалась дополнительной хорошо обтекаемой опорой. Вдоль одной из образующих ТВ выполнено 17 приемников давления диаметром 0,4 мм. В случае необходимости модель можно было перемещать по длине рабочей части трубы с помощью специальной направляющей.

Для организации распределенного вдува воздуха применялась заделанная заподлицо с основной поверхностью цилиндрическая перфорированная секция длиной 120 мм ($\Delta l/L = 0,0474$), передняя граница которой располагалась на расстоянии 904,4 мм (x/L = 0,357)



Рис. 2. Вид цилиндрической перфорированной секции тела вращения.

от носка ТВ. Общий вид секции, изготовленной с использованием промышленного перфорированного материала, можно видеть на рис. 2. Особое внимание уделялось обеспечению равномерности распределения расхода вдуваемого воздуха в продольном и окружном направлениях ТВ. В частности, с этой целью внутренняя поверхность перфорированной стенки была снабжена многослойным мелкоячеистым фильтром SEFAR PET 1500 150/380 -34Y и расположенной под ним камерой давления. Подвод сжатого воздуха в пограничный слой ТВ осуществлялся по схеме: подводящая магистраль диаметром 28 мм \rightarrow диффузор \rightarrow основная камера давления диаметром 60 мм, продольный размер которой превышал длину рабочего участка перфорированного участка, \rightarrow 252 радиальных отверстия диаметром 5 мм, расположенных в 11 сечениях под углом 15° друг к другу, \rightarrow выравнивающая сетка \rightarrow дополнительная камера давления \rightarrow пограничный слой.

При использовании количественной характеристики вдуваемого воздуха предпочтение было отдано безразмерному коэффициенту $C_b = \rho_b v_b / \rho_\infty U_\infty$, который определялся по объемному расходу воздуха, контролируемому с помощью расходомера Electronic Mass Flow Meter фирмы AALBORG с погрешностью, не превышающей 1,5 % от максимального значения. Здесь $\rho_b v_b$ — произведение плотности и осредненной по площади скорости вдуваемого воздуха, а $\rho_\infty U_\infty$ — произведение плотности и скорости набегающего потока.

Измерение средней скорости U и продольной компоненты пульсаций скорости u' в исследуемой точке поля потока выполнялось с помощью комплекса термоанемометрической аппаратуры 55М0 фирмы DANTEC. В качестве первичного преобразователя использовался мини-датчик термоанемометра с чувствительным элементом в виде вольфрамовой нити диаметром 5 мкм и длиной 1,2 мм, который эксплуатировался в режиме постоянной температуры при перегреве 1,7. Датчик был ранее откалиброван во внешнем потоке с целью получения его скоростной и угловой характеристик [37]. Полученные данные показали, что в пределах примерно 5-процентной ошибки датчик нечувствителен к углам скоса потока, достигающих 40°.

Используемые в процессе измерений датчики (например, зонд статического давления, датчик термоанемометра) закреплялись в координатном механизме с тремя степенями свободы, смонтированном на боковой стенке аэродинамической трубы (см. рис. 1). Скоростной напор набегающего потока q_{∞} контролировался по перепаду между полным давлением P_0 и статическим давлением P_{∞} , измеряемым штатной трубкой Пито-статики 7, установленной в невозмущенном потоке.

Локальные значения коэффициента поверхностного трения C_f на TB определялись с помощью известного метода Престона [39]. Для повышения надежности измерений использовались две трубки Престона с внешними диаметрами d, равными 1,06 мм и 1,602 мм, и отношением внутреннего диаметра к внешнему, равным 0,62. Как известно, связь между измеряемым трубкой Престона безразмерным динамическим давлением $(P_0 - P_w)d^2/4\rho v^2$ и касательным напряжением $\tau_w d^2/4\rho v^2$ представляется в этом случае одной или несколькими эмпирическими функциями. В настоящей работе вычисление касательного напряжения $\tau_{\rm w}$ осуществлялось на основе градуировочной зависимости Пейтеля [40], широко использующейся в практике эксперимента. Причем вследствие влияния трубки Престона на показания расположенного рядом с ней приемника статического давления предпочтение было отдано раздельному способу измерения величин P₀ и P_w. В этом случае регистрация показаний P_w выполнялась при удаленной из зоны измерений трубки Престона. Хорошее согласование результатов, полученных с помощью трубок Престона разного диаметра (см. далее рис. 11, 12), указывает на корректность выполненных измерений. Физически это означает, что обе трубки находятся в логарифмической области турбулентного пограничного слоя, что, как следствие, приводит к одинаковому значению коэффициента C_f.

Случайная погрешность определения наиболее характерных величин, в частности, местного коэффициента поверхностного трения, находилась по результатам трехкратных измерений указанного выше перепада давления $P_0 - P_w$ при отсутствии вдува и составила $\pm 3 \sigma C_f = 1.0$ %.

Цель численного моделирования состояла в отработке методологии расчета локальных, распределенных и интегральных характеристик турбулентного пограничного слоя при осесимметричном обтекании ТВ, в том числе в условиях вдува, и сравнении полученных результатов с экспериментальными данными. Решалась система осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса (RANS) в предположении осесимметричного стационарного, несжимаемого и преимущественно турбулентного потока воздуха:

$$\nabla \cdot \boldsymbol{V} = \boldsymbol{0},\tag{2}$$

$$(V\nabla)V = -\nabla p/\rho + \nabla \cdot (\nu \nabla V + \mathbf{\sigma}_{t\,ij}),$$

где V— вектор скорости, p— давление, $\rho = 1,225$ кг/м³— плотность, $\sigma_{tij} = -u_i u_j$ — дополнительные напряжения Рейнольдса, которые являются результатом диссипативного механизма турбулентного обмена. При моделировании турбулентности течения на ТВ применялась модель Спаларта–Аллмараса [41]. Это обусловлено прежде всего простотой ее структуры (одно уравнение переноса для турбулентной вязкости) в сравнении с более информативными дифференциальными моделями, моделирующими эволюцию двух и большего числа параметров турбулентного обмена. Отметим, что для рассматриваемого ТВ сравнительно простой геометрии, превалирующую часть которого составляет цилиндрическая поверхность, различные модели турбулентности, особенно при отсутствии массообмена через поверхность, обеспечивают вполне сопоставимые результаты [6, 24, 37, 42]. Однако сделанный выбор обусловлен желанием наиболее простым и рациональным способом учесть сопутствующее вдуву и поперечной кривизне

влияние шероховатости перфорированной вставки. Комбинированное влияние этих трех факторов представляет самостоятельный интерес, но наиболее важным и требующим пристального внимания является эффект совместного воздействия вдува через мелкоперфорированную поверхность и ее шероховатости. О необходимости учета данного фактора свидетельствует и экспериментальная зависимость $C_{f}(x/L)$, которая имеет более пологое снижение в окрестности начала перфорированной секции и более затянутую релаксационную область за ней, чем это наблюдалось в прежних подобных экспериментах [37]. Удлиненная область релаксации величины C_f обнаруживалась и в ранних экспериментах на различных телах и с различными перфорированными материалами [5,6], что позволяет предположить ее связь именно со структурой рельефа перфорации. Более того, как показали данные [5, 37], эта особенность течения за областью вдува плохо воспроизводится в расчетах, и, судя по всему, причина заключается именно в отсутствии учета неизменно сопутствующего вдуву фактора шероховатости проницаемой поверхности. Принимая это во внимание, на данном этапе не ставилась задача построить некую универсальную модель указанного взаимодействия, что, судя по результатам [43], вряд ли возможно. Поэтому одной из приоритетных целей было проверить сформулированное предположение с помощью максимально упрощенной, но рационально обоснованной моделируемыми физическими особенностями модификации численной расчетной модели. Такая проверка в рамках модели Спаларта-Аллмараса проводится на основе модификации пристенного потока турбулентной вязкости, обусловленной влиянием шероховатости. Способ реализации данного подхода представлен ниже при описании общей технологии моделирования массообмена через обтекаемую перфорированную поверхность. Отметим лишь то важное обстоятельство, что шероховатость перфорированной поверхности проявляет здесь свое влияние сложнее, чем в традиционном более детально изученном случае непроницаемой стенки. Принципиальное отличие состоит в том, что по мере роста интенсивности влува воздействие шероховатости также увеличивается. что, возможно, отчасти обусловлено и возрастанием турбулизации пристенного потока на стенках микроканалов, объясняющее необходимость соблюдения требования к их достаточному удлинению — $t/d \ge 6$ [2, 38]. При этом указанная шероховатость может вполне значимо проявлять себя при наличии вдува даже в случае, когда на базовой конфигурации ее влияние не выходит за пределы условия гидравлической гладкой поверхности.

Величина допустимых максимальных остаточных значений невязок для всех моделируемых переменных составляла $\varepsilon = 10^{-6}$. В связи с необходимостью учета фактора массообмена через обтекаемую поверхность корректность окончательного численного решения дополнительно контролировалась проверкой условия соблюдения интегрального баланса массы на внешней границе расчетной области и обтекаемой поверхности профиля с учетом массообмена, задаваемого посредством «пользовательских функций» (user defined functions — UDF), и величина расхождения всегда соответствовала условию $\varepsilon_{\Sigma} \leq 3.10^{-8}$.

Расчетная область имела С-топологию, и ее основные размеры определялись дугой окружности радиусом 6D (впереди ТВ) и длиной 29D (в осевом направлении), где D — диаметр цилиндрической части ТВ. Внутри этой области строилась структурированная сетка (рис. 3), сгущение которой по мере приближения к поверхности ТВ выбиралось исходя из обеспечения условия высоты пристенных ячеек в координатах закона стенки $y_1^+ \le 1$, что удалось достичь при общем количестве узлов 260 000. Результаты верификации сетки в процессе предварительного тестирования показали, что дальнейшее

Корнилов В.И.



Рис. 3. Вычислительная область и фрагменты сетки.

увеличение числа узлов и уменьшение y_1^+ не дают сколько-нибудь значимых изменений в результатах численных расчетов, но приводят к увеличению потребных вычислительных затрат.

В соответствии с принятой в программе ANSYS Fluent формализацией скорость на внешней поверхности расчетной области задавалась соответственно продольной ($V_x = U_\infty$) и нормальной ($V_v = 0$) компонентами, интенсивность турбулентности — 0,05 % от U_{∞} , на задней грани — избыточное давление 0 Па, обтекаемая поверхность тела соответствовала неподвижной стенке с условием непроницаемости $V_x = V_y = 0$, а на осевой линии задавалось условие осевой симметрии обтекания. Особого внимания требует задание граничных условий в областях массообмена через обтекаемую поверхность с учетом рассматриваемой модификации. Для решения этой задачи использовалась методология пользовательских функций (UDF), которые формировались для каждого из решаемых уравнений с целью вычисления потоков соответствующей уравнению переменной через каждую из граней сетки, примыкающих к обтекаемой поверхности в месте расположения перфорированных секций. В частности, потоки массы, нормальной компоненты количества движения и турбулентной вязкости $\mu_t = \rho v_t$ при массообмене со средней скоростью v_{n1} через произвольную пристенную грань площадью ΔS в пределах перфорированной секции определяются выражениями $Q_{n1} = \rho v_{n1} \Delta S$, $K_{my1} = Q_{n1} v_{n1}$, $K_{\mu y^1} = Q_{n1} v_{t1}$. В условиях отсутствия данных, характеризующих пульсационное движение в окрестности стенки, единственный рациональный способ проверки гипотезы о необходимости учета влияния шероховатости состоит в нахождении в процессе вычислительного эксперимента наиболее приемлемых значений μ_{t1} для измеренных интенсивностей вдува C_{b} и дальнейшей аппроксимации полученной зависимости, в результате чего определено выражение $K_{\mu\nu1} = 1,95 (C_b)^{0.4} \Delta S$. Не претендуя на универсальность приведенного результата и даже не стремясь на данном этапе представить его в универсальных координатах закона стенки, а также выразить найденные числовые параметры через геометрические характеристики рельефа шероховатости, отметим, что полученная зависимость концептуально соответствует данным [43], продемонстрировавшим увеличение влияния шероховатости перфорированной поверхности по мере роста интенсивности вдува.

2. Обсуждение результатов

2.1. Распределение давления

Неточность установки модели ТВ относительно вектора скорости набегающего потока, близость стенок рабочей части аэродинамической трубы и относительные размеры модели могут заметно повлиять на характер развития пограничного слоя на ТВ. В этой связи в процессе эксперимента осуществлялся тщательный контроль за распределением коэффициента давления $C_p = (P_w - P_\infty)/q_\infty$ на поверхности ТВ. Как видно из результатов измерений статического давления по длине базовой модели TB ($C_b = 0$), представленных на рис. 4 в виде зависимости C_p(x/L), непосредственно в рабочей области исследований $(0,25 \le x/L \le 0,85)$ реализуется участок относительно слабого неблагоприятного градиента давления ($dC_P/dx \le -0.0165$ м⁻¹), основной причиной которого является нарастание пограничного слоя на стенках рабочей части аэродинамической трубы. Этот факт подтверждается удовлетворительным согласованием полученных результатов с данными независимых измерений, выполненных с помощью миниатюрного зонда статического давления диаметром 0,75 мм с полусферической головной частью, который в пределах однопроцентной ошибки имеет область нечувствительности к углам скоса потока порядка $\pm 7,5^{\circ}$ (рис. 5). Причем аналогичное поведение зависимости $C_p(x/L)$ наблюдается при изменении скорости потока в пределах $U_{\infty} = (11, 1-30, 9)$ м/с. Очевидно, что при малых значениях продольной координаты (x/L ≤ 0,25) характер распределения давления определяется ускорением потока на носовой части модели и его торможением в окрестности турбулизатора пограничного слоя, положение которого показано на рис. 4 сплошными вертикальными линиями. Также следует отметить, что в окрестности перфорированного участка поверхности x/L = 0.357 - 0.405 (вертикальные штриховые линии) сколько-нибудь существенного изменения давления не видно. Вместе с тем обнаружено некоторое изменение уровня статического давления на ТВ при его перемещении вдоль рабочей части (на рисунке не показано), связанное преимущественно с отмеченным выше изменением толщины пограничного слоя на стенках трубы.

Несомненный интерес представляет вопрос о распределении статического давления по высоте пограничного слоя, в том числе при изменении интенсивности вдува. В качестве примера на рис. 6 приведена зависимость $C_p(y)$, полученная с помощью зонда статического давления в сечении, совпадающем с серединой перфорированной секции (x/L = 0,381) (координата y отсчитывается от поверхности модели). Видно, что



Рис. 4. Изменение коэффициента давления по длине тела вращения. *1* — измерения приемниками давления, *2* — измерения зондом статического давления, *3* — линейная аппроксимация.

Корнилов В.И.







в пределах случайной погрешности измерений (вертикальные штриховые линии) величина C_p при отсутствии вдува ($C_b = 0$) (1) почти не меняется, тогда как при $C_b =$ = 0,00885 (2) ее значение не остается постоянным. Лишь на расстоянии $y \approx R$ (где R — радиус TB) C_p практи-

Рис. 6. Изменение коэффициента статического давления по высоте пограничного слоя в поперечном сечении x/L = 0,381при $C_b = 0$ (1), 0,00885 (2).

чески совпадает с соответствующим значением при отсутствии вдува. Следует, однако, отметить, что погрешность измерений в этом случае может превышать границы указанной на рисунке области. Это связано с тем, что истинные углы скоса потока в окрестности обтекаемой поверхности при наличии вдува неизвестны. Если скос потока превышает диапазон нечувствительности зонда статики, то возможна дополнительная систематическая ошибка. В целом полученные результаты дают основание утверждать, что при обтекании базовой конфигурации TB с искомой поперечной кривизной, как и в плоском случае, справедливо допущение о постоянстве статического давления по высоте пограничного слоя.

На рис. 7 приведены экспериментальные данные, характеризующие изменение коэффициента давления C_p на поверхности ТВ при увеличении интенсивности вдува C_b . Как видно, за перфорированной секцией (x/L = 0,427), где эффект вдува еще достаточно велик, величина C_p заметно меняется при изменении C_b . Причем такое поведение C_p характерно для всей области течения в непосредственной окрестности перфорированной секции. Вполне естественно, что по мере удаления вниз по течению (x/L > 0,595) влияние вдува ослабевает и вследствие этого статическое давление начинает плавно приближаться к постоянному значению, характерному для базового течения. Как и следовало ожидать, в этом случае изменение величины C_p по высоте пограничного слоя также уменьшается.



Рис. 7. Изменение коэффициента статического давления в зависимости от коэффициента вдува. x/L = 0,427 (1), 0,595 (2), 0,684 (3), 0,763 (4).

2.2. Характеристики пограничного слоя

Представлялось важным выяснить, соответствуют ли характеристики базового сдвигового потока на ТВ перед областью управления физическим представлениям о свойствах турбулентного пограничного слоя, формирующегося на теле с поперечной кривизной. Отметим предварительно, что хотя обтекание осесимметричного тела может описываться лишь двумя независимыми переменными (x, r), между таким течением и двумерным может оказаться существенная разница. По этой причине экспериментальный профиль скорости в пограничном слое ТВ в переменных закона стенки представлен в виде $U^+ = f(\eta^+)$ (рис. 8), т.е. с учетом влияния поперечной кривизны [44]

$$U^{+} = U \Big/ v_{*}, \ \eta^{+} = 4\eta \Big/ \Big[1 + (1 + \eta / \eta_{0})^{1/2} \Big]^{2},$$

$$\eta = v v_{*} / v, \ \eta_{0} = R v_{*} / v,$$
(3)

где $v_* = (\tau_w / \rho)^{1/2}$ — динамическая скорость, v — кинематическая вязкость воздуха, R радиус цилиндрической части ТВ. Для срав- U^+ нения на рисунке показан также профиль 23 · скорости $U^+ = A \lg v^+ + B$ (сплошная линия) 21 с коэффициентами A = 5,62 и B = 5,0, реко-19 · мендованными в качестве канонических 17 для плоской пластины материалами из-15 13 вестной Стэнфордской конференции 11 1968 г. [45]. Как видно, экспериментальное









Рис. 9. Профиль продольной компоненты пульсаций скорости в переменных закона стенки в поперечном сечении x/L = 0,345.

распределение скорости не содержит ничего необычного и вполне удовлетворительно соответствует каноническому профилю. Отметим дополнительно, что при наличии вдува закон стенки также соблюдается [37], с той лишь разницей, что при увеличении интенсивности вдува протяженность логарифмической области уменьшается.

Несомненный интерес представляют данные о распределении турбулент-

ных пульсаций скорости. Профиль среднеквадратичных (rms) пульсаций скорости, масштабированных в переменных закона стенки, представлен на рис. 9 в поперечном сечении x/L = 0,350 в виде зависимости $u'_{\rm rms}/v_* = f(\eta^+)$. Очевидно, что профиль пульсаций имеет типичный для классического турбулентного пограничного слоя вид, и это вполне естественно. Однако с увеличением поперечной координаты *у* наблюдается систематическое отклонение уровня пульсаций на TB от соответствующих значений на плоской пластине. Как было показано в работе [37], в пределах большей части пограничного слоя уровень $u'_{\rm rms}$ на TB заметно меньше, чем на плоской пластине в аналогичных условиях. Это не противоречит физическим представлениям о природе турбулентного пограничного слоя, формирующегося на теле с поперечной кривизной.

Данные о распределении линий тока и изолиний продольной компоненты скорости в окрестности области управления представлены на рис. 10. Хотя масштаб изображения по осям x и y разный, тем не менее видно, что воздействие вдува на структуру пристенного турбулентного течения в исследуемом случае обеспечивает ожидаемые свойства течения. Действительно, даже при минимальной интенсивности вдува C_b (рис. 10*a*) в области управления, условно ограниченной вертикальными штриховыми линиями,



Рис. 10. Линии тока и изолинии продольной компоненты скорости в окрестности области управления. $C_{\rm b} = 0,00186~(a), 0,00531~(b), 0,00885~(c).$

имеет место заметное оттеснение указанных линий в сторону внешней части пограничного слоя, и этот процесс усиливается как по мере приближения к задней границе области вдува, так и при увеличении интенсивности вдува (рис. 10a - 10c). Вполне естественно, что с увеличением C_b возрастает толщина вязкого подслоя и уменьшается градиент средней скорости вблизи стенки в сравнении с неуправляемым течением. В целом это согласуется с численными результатами на плоской пластине [12], которые получили достаточно подробное распределение этих линий в промежутке между микроотверстиями.

2.3. Трение и полное аэродинамическое сопротивление

Один из основных вопросов, который возникает при использовании распределенного вдува, как способа управления свойствами пограничного слоя, состоит в том, имеется ли снижение коэффициента трения C_f , и если да, то какова протяженность этой области по длине ТВ. Полученные расчетные и экспериментальные результаты приведены на рис. 11 в виде зависимости $C_f = f(x/L)$, где координата x отсчитывается от носка ТВ. Здесь для сравнения показаны также данные измерений для базового течения. Как видно, непосредственно в области вдува, границы которой обозначены штрихпунктирными линиями, C_f весьма интенсивно уменьшается, достигая минимума, величина которого существенно зависит от расхода вдуваемого воздуха. В соответствии с экспериментальными данными, максимальное снижение турбулентного трения достигает 56,5 % при вдуве интенсивностью $C_b = 0,00885$. По мере увеличения расстояния x/L вниз по потоку величина C_f сначала резко, а затем плавно возрастает, приближаясь к своему значению, реализующемуся в базовом течении. Таким образом, в достаточно широкой области, вплоть до значения $\Delta x/\delta^{**} \approx 600$, где Δx отсчитывается от начала проницаемого участка, величина C_f остается ниже соответствующего значения, характерного для базового течения.



Рис. 11. Изменение локального коэффициента поверхностного трения вдоль тела вращения.

 $C_{\rm b} = 0~(1), 0,00186~(2), 0,00354~(3), 0,00531~(4), 0,00708~(5), 0,00885~(6);$ символы — данные эксперимента (измерения трубкой Престона разного диаметра), сплошные линии — расчет с учетом шероховатости перфорированной поверхности, штриховые линии — расчет без учета шероховатости перфорированной поверхности.

Важно также отметить, что практически во всей исследуемой области результаты измерений $C_{\rm f}$ двумя методами согласуются друг с другом в пределах погрешности, не превышающей 3–4 %.

На рис. 12 приведена зависимость $C_f = f(x/L)$, которая представляется интересной с точки зрения возможностей использования данного метода управления пограничным слоем для практических целей. Она получена при основной режимной скорости потока, но не при принудительном, а самопроизвольном вдуве, реализующемся за счет естественного перепада между барометрическим и статическим давлениями в рабочей части трубы. Как видно, в целом поведение этой зависимости по длине ТВ носит аналогичный принудительному вдуву характер. При этом в области течения над перфорированной секцией достигается снижение коэффициента поверхностного трения порядка 28,5 %. Как и следовало ожидать, при увеличении режимной скорости потока U_{∞} отмеченный перепад давления возрастает, что, в свою очередь, обеспечивает более высокий расход воздуха через перфорированную секцию, приводящий к еще большему снижению трения. Диапазон режимной скорости в эксперименте невелик, поэтому относительное снижение трения $C_{\rm f}/C_{\rm f\,0}$ по мере увеличения U_∞ является довольно слабым. Тем не менее, динамика этого процесса просматривается достаточно отчетливо на основе расчетных данных, которые указывают на непрерывное уменьшение величины C_f/C_{f0} при росте скорости U_{∞} , вплоть до $U_{\infty} = 200$ м/с.

Характер поведения зависимостей $C_f(x/L)$ при принудительном и самопроизвольном вдуве показывает, что эффективность технологии вдува не зависит от способа подвода вторичного воздуха к обтекаемой поверхности, что также существенно расширяет привлекательность и возможность применения данного метода управления для различных высокоскоростных транспортных средств.

Как следует из рис. 11 и 12, построенная с учетом влияния шероховатости перфорированной секции расчетная модель позволяет с приемлемой для практического применения точностью воспроизвести особенности динамики полученной экспериментальной



Рис. 12. Изменение локального коэффициента поверхностного трения вдоль тела вращения при самопроизвольном вдуве.



зависимости $C_f(x/L)$ как при принудительном (рис. 11), так и самопроизвольном (рис. 12) вдуве. Видно, что в этом случае имеет место удовлетворительное соответствие между указанными экспериментальными данными и результатами расчета, выполненного по изложенной выше технологии в диапазоне значений $C_b = 0 - 0,00885$. Максимальное расхождение $(C_{f_9} - C_{f_9})/C_{f_{563}}$ не превышает 5,5 %. Результаты проведенных расчетов показывают, что отсутствие учета влияния шероховатости приводит к недооценке снижения величины C_f в области вдува от ~ 30 % для $C_b = 0,00885$ до ~ 50 % при $C_b = 0,00186$. Фактически это эквивалентно неиспользуемому потенциалу технологии вдува, который теоретически может быть частично реализован при повышении качества перфорированной поверхности. С другой стороны, обусловленный шероховатостью рост C_f , снижая эффективность вдува, естественным образом затягивает наступление отрывного режима течения, что крайне важно при практическом применении данной технологии на летательных аппаратах с позиций обеспечения безопасности полета.

В целом полученные результаты демонстрируют, что учет шероховатости позволяет существенно улучшить качественное и количественное соответствие экспериментальных и расчетных распределений $C_f(x/L)$. В этом смысле поставленную цель уточнения расчета за счет эмпирического учета указанного фактора можно считать достигнутой.

В заключение уместно привести некоторые данные, характеризующие полное аэродинамическое сопротивление ТВ при наличии вдува. Специальные измерения, направленные на определение аэродинамических сил, действующих на ТВ, требуют полного изменения методики испытаний (демонтажа модели, замены подвесных устройств, переналадки оборудования и т.п.), что оказалось невозможным в рамках данной серии экспериментов. Однако выполненные в настоящей работе численные расчеты показывают, что при использовании существующей перфорированной секции и максимальной интенсивности вдува ($C_b = 0,00885$) можно достичь снижения коэффициента аэродинамического сопротивления C_x на 5,84 %. Увеличение длины секции до 400 мм ($\Delta l/L = 0,158$) позволяет уменьшить величину C_x на 13,2 % (рис. 13).

Несомненный интерес вызывают вопросы практического использования анализируемого метода управления пограничным слоем. В этой связи особую важность приобретает оценка его энергетической эффективности, которая существенно зависит от способа отбора потребного для этой цели вдува воздуха. В качестве первого приближения напрашивается рассмотрение возможности использования имеющейся на борту транспортного



Рис. 13. Процентное снижение полного аэродинамического сопротивления тела вращения при увеличении длины перфорированной секции при $C_b = 0,00885$.

Корнилов В.И.

самолета системы кондиционирования воздуха (СКВ). При эксплуатации многих типов транспортных самолетов отбор воздуха в СКВ может производиться от компрессоров двигателей, вспомогательной силовой установки или наземного источника воздуха высокого давления. Предварительные оценки показывают, что предложенный здесь метод управления обтеканием ТВ вряд ли будет эффективным при использовании СКВ. Однако его можно было бы успешно использовать при отборе потребного для вдува воздуха непосредственно от компрессора двигателя. Например, для одного из самых распространенных типов ближне-среднемагистральных пассажирских самолетов B-737-NG (модификация 600-900) повышенной экономичности массовый расход воздуха через один двигатель CFM56-7В (диаметр вентилятора 1,55 м) на режиме крейсерского полета составляет 307 кг/с при суммарном расходе всей силовой установки 614 кг/с. Пересчет геометрических и физических параметров описанного выше модельного эксперимента на условия крейсерского режима полета данного самолета показывает, что потребный отбор воздуха на обеспечение вдува составляет 3,82 кг/с, что соответствует 0,62 % суммарного массового расхода B-737-NG. Эта величина вполне укладывается в рамки типичных значений (1-2%) относительного расхода воздуха, отбираемого от компрессора высокого давления на нужды воздушного судна (главным образом на кондиционирование салона). Выполненные таким образом оценки дают основание полагать, что при достижении посредством вдува снижения коэффициента аэродинамического сопротивления фюзеляжа на 9-10 % дополнительный отбор воздуха от компрессора, по-видимому, целесообразен.

Заключение

На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы.

1. Тело вращения, длина которого соизмерима с длиной рабочей части аэродинамической трубы, представляет собой непростой в методологическом отношении объект, даже когда площадь загромождения рабочей части вместе с поддерживающим устройством не превышает 1,8-2,0 %. В этом случае возможно заметное отклонение характера распределения давления от безградиентного состояния даже на цилиндрическом участке такого тела, основной причиной которого является нарастание толщины пограничного слоя на стенках рабочей части аэродинамической трубы.

2. Распределенный вдув через участок поверхности длиной $\Delta l/L = 0,0474$ обеспечивает существенный выигрыш в сопротивлении трения ТВ в сравнении с аналогичной величиной на базовой конфигурации. Начиная с передней границы указанного участка и далее вниз по течению, вплоть до расстояния $x \approx 600\delta^{**}$, наблюдается устойчивое снижение локального трения, величина которого достигает 56,5 % непосредственно в области вдува при максимальной его интенсивности.

3. Самопроизвольный вдув, реализующийся за счет естественного перепада между барометрическим и статическим давлениями в рабочей части трубы, также позволяет снизить коэффициент поверхностного трения, величина которого в отмеченной выше области течения при основной режимной скорости потока составляет 28,5 %. Обнаружено, что хотя диапазон режимной скорости в эксперименте невелик, ее увеличение способствует дальнейшему уменьшению трения, подтверждая тем самым основной механизм этого явления. Полученная информация может оказаться полезной при анализе возможных способов управления пограничным слоем с целью оценки наиболее перспективных подходов. 4. Результаты численных расчетов показывают, что за счет увеличения длины перфорированной секции до величины $\Delta l/L = 0,158$ полное аэродинамическое сопротивление тела вращения можно снизить на 13,2 %. Вследствие технических трудностей, обусловленных необходимостью существенного изменения методики испытаний, проверка отмеченного результата возможна лишь путем проведения специальной серии экспериментов.

5. Результаты численных исследований показывают, что шероховатость тонкого (t/d = 0,57) образца перфорированной поверхности оказывает существенное комплексное воздействие на эффективность технологии вдува на теле вращения, повышая локальное трение на 30-50 % в исследованном диапазоне значений C_b . Вместе с тем, учитывая бо́льшую доступность и меньшую стоимость подобных перфорированных материалов, данный подход обеспечивает более широкие возможности их практического применения при использовании технологии микровдува.

Список литературы

- 1. Jimenez J., Uhlmann M., Pinelli A., Kawahara G. Turbulent shear flow over active and passive porous surfaces // J. Fluid Mech. 2001. Vol. 442. P. 89–117.
- Hwang D. Review of research into the concept of the microblowing technique for turbulent skin friction reduction // Prog. Aerosp. Sci. 2004. Vol. 40. P. 559–575.
- Li J., Lee C.-H., Jia L., Li X. Numerical study on the flow control by micro-blowing // Proc. 47th AIAA Aerospace Sci. Meeting and the New Horizons Forum and Aerospace Exhibit 2009, 5–8 January 2009, Orlando, Florida. P. 8928–8946.
- Kametani Y., Fukagata K. Direct numerical simulation of spatially developing turbulent boundary layers with uniform blowing or suction // J. Fluid Mech. 2011. Vol. 681. P. 154–172.
- Bazovkin A.V., Kovenya V.M., Kornilov V.I., Lebedev A.S., Popkov A.N. Effect of micro-blowing of a gas from the surface of a flat plate on its drag // J. Appl. Mech. Tech. Phys. 2012. Vol. 53, Iss. 4. P. 490–499.
- Kornilov V.I. Current state and prospects of researches on the control of turbulent boundary layer by air blowing // Prog. Aerosp. Sci. 2015. Vol. 76. P. 1–23.
- 7. Kametani Y., Fukagata K., Orlu R., Schlatter Ph. Effect of uniform blowing/suction in a turbulent boundary layer at moderate Reynolds number // Int. J. Heat Fluid Flow. 2015. Vol. 55. P. 132–142.
- Ferro M., Fallenius B.E., Fransson J.H.M. On the turbulent boundary layer with wall suction // Progress in Turbulence VII. 2017. P. 39–44.
- 9. Fan Y., Zhang Y., Ye Z., Zou J., Zheng Y. Effect of micro-blowing on flow characteristics in a turbulent flat plate boundary layer and its mechanism of drag reduction // Acta Aeronautica et Astronautica Sinica. 2020. Vol. 41, No. 10. P. 123814-1–123814-14.
- Mahfoze O.A., Laizet S., Wynn A. Bayesian optimisation of intermittent wall blowing for drag reduction of a spatially evolving turbulent boundary layer // Tenth Intern. Conf. on Computational Fluid Dynamics (ICCFD10), Barcelona, Spain, July 9–13, 2018. ICCFD10-2018-53. P. 1–17.
- Mahfoze O.A., Moody A., Wynn A., Whalley R.D., Laizet S. Reducing the skin-friction drag of a turbulent boundary-layer flow with low-amplitude wall-normal blowing within a Bayesian optimization framework // Physical Review Fluids 4. 2019. P. 094601-1–094601-23.
- Xie L., Zheng Y., Zhang Y., Ye Z.-xian, Zou J.-feng Effects of localized micro-blowing on a spatially developing flat turbulent boundary layer // Flow, Turbulence and Combustion. 2021. Vol. 107. P. 51–79.
- Huang L., Huang P.G., LeBeau R.P. Numerical study of blowing and suction control mechanism on NACA0012 airfoil // J. Aircr. 2004. Vol. 41. P. 1005–1013.
- Liu P.Q., Duan H.S., Chen J.Z., He Y.W. Numerical study of suction-blowing flow control technology for an airfoil // J. Aircr. 2010. Vol. 47. P. 1229–1239.
- Abbas A., Vicente de J., Valero E. Aerodynamic technologies to improve aircraft performance // Aerosp. Sci. and Technol. 2013. Vol. 28. P. 100–132.
- 16. Yousefi K., Saleh R., Zahedi P. Numerical study of blowing and suction slot geometry optimization on NACA 0012 airfoil // J. Mech. Sci. Technol. 2014. Vol. 28, Iss. 4. P. 1297–1310.
- Heathcote D.J., Al-Battal N., Gursul I., Cleaver D.J. Control of wing loads by means of blowing and mini-tabs // Proceedings Eur. Drag Reduction and Flow Control Meeting (EDRFCM 2015), 23–26 Mar. 2015, Cambridge. Univ. of Cambridge, UK. 2015. P. 61–62.

- Hosseini S.M., Vinuesa R., Schlatter P., Hanifi A., Henningson D.S. Direct numerical simulation of the flow around a wing section at moderate Reynolds number // Int. J. Heat Fluid Flow. 2016. Vol. 61. P. 117–128.
- Al-Battal N., Cleaver D., Gursul I. Lift reduction by counter flowing wall jets // Aerosp. Sci. and Technol. 2018. Vol. 78. P. 682–695.
- Atzori M., Vinuesa R., Schlatter P., Gatti D., Stroh A., Frohnapfel B. Effects of uniform blowing and suction on turbulent wing boundary layers // Proc. Eur. Drag Reduction and Flow Control Meeting (EDRFCM), March 26–29, 2019, Bad Herrenalb, Germany. 2019. P. 93–126.
- Fahland G., Gatti D., Frohnapfel B., Stroh A., Atzori M., Vinuesa R., Schlatter P. RANS investigation of blowing and suction for turbulent flow control on a wing section // European Drag Reduction and Flow Control Meeting (EDRFCM 2019), March 26–29, 2019, Bad Herrenalb, Germany. 2019. P. 95–113.
- 22. Fahland G., Stroh A., Frohnapfel B., Atzori M., Vinuesa R., Schlatter P., Gatti D. Investigation of blowing and suction for turbulent flow control on airfoils // AIAA J. 2021. Vol. 59. P. 4422–4436.
- Eto K., Kondo Y., Fukagata K., Tokugawa N. Assessment of friction drag reduction on a Clark-Y airfoil by uniform blowing // AIAA J. 2019. Vol. 57. P. 2774–2782.
- 24. Корнилов В.И., Шквар Е.А. Расчетно-экспериментальное исследование эффективности управления обтеканием крылового профиля посредством распределенного массообмена // Теплофизика и аэромеханика. 2021. Т. 28, № 2. С. 187–207.
- 25. Fan Y., Atzori M., Vinuesa R., Gatti D., Schlatter Ph., Li W. Decomposition of the mean friction drag on an NACA4412 airfoil under uniform blowing/suction // J. Fluid Mech. 2021. Vol. 932. P. 1–21.
- Cai J., Gao Z.X. Numerical study on drag reduction by micro-blowing/suction compounding flow control on supercritical airfoil // Procedia Engng. 2015. Vol. 99. P. 613 –617.
- Kametani Y., Kotake A., Fukagata K., Tokugawa N. Drag reduction capability of uniform blowing in supersonic wall-bounded turbulent flows // Phys. Rev. Fluids. 2017. Vol. 2, Iss. 12. P. 123904-1–123904-19.
- Prokein D., Wolfersdorf J. Numerical simulation of turbulent boundary layers with foreign gas transpiration using open FOAM // Acta Astronautica. 2019. Vol. 158. P. 253–263.
- 29. Kumar P., Mahesh K. Analysis of axisymmetric boundary layers // J. Fluid Mech. 2018. Vol. 849. P. 927-941.
- 30. Коновалов С.Ф., Лашков Ю.А., Михайлов В.В., Фадеев И.В., Шаповалов Г.К. Влияние продольного микрооребрения на сопротивления тела вращения // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 1992. № 2. С. 174–178.
- 31. Гудилин И.В., Лашков Ю.А., Шумилкин В.Г. Экспериментальное исследование влияние риблетов и разрушителей вихревых структур на сопротивление тела вращения // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1996. № 3. С. 154–157.
- 32. Choi K.S., Yang X., Clayton B.R., Glover T., Atlar M., Semenov B.N., Kulik V.M. Turbulent drag reduction using compliant surfaces // Proc. R. Soc. London, Ser. A. 1997. Vol. 453. P. 2229–2240.
- 33. Bandyopadhyay P.R., Henoch C., Hrubes J.D., Semenov B.N., Amirov A.I., Kulik V.M., Malyuga A.G., Choi K.-S., Escudier M.P. Experiments on the effects of aging on compliant coating drag reduction // Phys. Fluids 2005. Vol. 17, Iss. 8. P. 85–104.
- 34. Kornilov V.I., Boiko A.V. Periodic forcing of the turbulent boundary layer on a body of revolution // AIAA J. 2008. Vol. 46, No. 3. P. 653–663.
- 35. Kornilov V.I., Boiko A.V. Advances and challenges in periodic forcing of the turbulent boundary layer on a body of revolution // Prog. Aerosp. Sci. 2018. Vol. 98. P. 57–73.
- 36. Schetz J.A, Nerney B. Turbulent boundary layer with injection and surface roughness // AIAA J. 1977. Vol. 15, No. 9. P. 1288–1994.
- 37. Корнилов В.И., Шквар Е.А., Попков А.Н. Влияние распределенного вдува на турбулентный пограничный слой тела вращения // Инж.-физ. журнал. 2022. Т. 95, № 1. С. 134–144.
- Hwang D. Experimental study of characteristics of micro-hole porous skins for turbulent skin friction reduction // ICAS Congress. 2002. P. 2101-1–2101-7.
- Preston J.H. The determination of turbulent skin friction by means of pitot tubes // Royal Aeronautical Society. 1954. Vol. 58. P. 109 –121.
- 40. Patel V. Calibration of the Preston-tube and limitations on its use in pressure gradient // J. Fluid Mech. 1965. Vol. 23, No. 2. P. 185–208.
- Spalart P.R., Allmaras S.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows // AIAA Paper. 1992. No. 92-0439.
- 42. Шквар Е.А., Джамеа А., Е Ш.-Ю., Цай Ц.-Ч., Крыжановский А.С. Улучшение аэродинамики высокоскорстных поездов посредством микровдува // Теплофизика и аэромеханика. 2018. Т. 25, № 5. С. 701–714.
- 43. Marchenay Y., Chedevergne F., Loumé M.O. Modeling of combined effects of surface roughness and blowing for Reynolds-averaged Navier–Stokes turbulence models // Phys. Fluids. 2021. Vol. 33. P. 045116-1–045116-14.
- 44. Smits A.J., Joubert P.N. Turbulent boundary layers on bodies of revolution // Ship Research. 1982. Vol. 26, No. 2. P. 135–47.

45. Computation of turbulent boundary layers — 1968 AFOSR-IFP Stanford Conference / Eds. D.E. Coles, E.A. Hirst. Stanford. 1969. Vol. 2. 519 p.

Автор признателен проф. Е.А. Шквару (Чжэцзянский педагогический университет, Китай; Институт гидромеханики НАН Украины) за сформулированную им концепцию учета шероховатости в условиях массообмена через стенку, ее математическую и программную формализации и проведенное на этой основе численное моделирование.

> Статья поступила в редакцию 10 февраля 2022 г., после доработки — 5 марта 2022 г., принята к публикации 22 марта 2022 г.