DOI: 10.15593/2224-9982/2016.45.03

УДК 532.526.4:532.546.6:532.526.72

В.И. Корнилов, А.В. Бойко

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

ПУТИ И ВОЗМОЖНОСТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ВДУВОМ ЧЕРЕЗ ПРОНИЦАЕМУЮ СТЕНКУ И ПЕРСПЕКТИВЫ ЕГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

Обсуждаются современные достижения, состояние и перспективы исследований по проблеме снижения турбулентного трения и аэродинамического сопротивления с помощью вдува воздуха через проницаемую стенку. Особое внимание уделяется вопросам физического моделирования процесса вдува в пограничный слой в рамках теории размерностей, анализу важнейших экспериментальных и численных результатов, полученных для различных случаев вдува воздуха через высокотехнологичную мелкоперфорированную стенку, в том числе за счет внешнего напорного потока в аэродинамической трубе, выявлению физических механизмов, ответственных за снижение турбулентного трения на обтекаемой поверхности. Показывается, что использование вдува через высокотехнологичную мелкоперфорированную стенку, обладающую низкой эффективной шероховатостью и изготовленную с соблюдением максимально необходимых требований к качеству и геометрии отверстий, является вполне оправданным, в меру простым, доступным и надежным способом управления пристенным турбулентным течением в условиях аэродинамического эксперимента и при численном моделировании, причем в рамках данного подхода можно обеспечить устойчивое снижение локальных значений коэффициента поверхностного трения по длине модели, достигающее в некоторых случаях 90 %.

Ключевые слова: турбулентный пограничный слой, плоская пластина, мелкоперфорированная поверхность, вдув, входное устройство, трение, управление потоком, снижение трения, эксперимент, численное моделирование.

V.I. Kornilov, A.V. Boiko

Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics,
Siberian Branch of Russian Academy of Sciences,
Novosibirsk, Russian Federation

TOWARDS IMPROVING THE EFFICIENCY OF BLOWING THROUGH A PERMEABLE WALL AND PROSPECTS OF ITS USE FOR A FLOW CONTROL

Modern achievements, status and prospects of studies on reducing the turbulent friction and aerodynamic drag with the help of the blowing through a permeable wall method are discussed in the present paper. The main focuses are placed upon a physical modeling of the process of boundary layer blowing in the framework of the dimensional theory, a critical analysis of experimental and numerical

results for different conditions of air blowing through a high-tech finely perforated wall including the case of external-pressure-flow air supply in wind tunnel, and elicitation of the physical mechanisms responsible for the reduction of turbulent friction at flow-exposed surfaces. It is shown that the use of air supply through the high-tech micro-perforated wall with low effective roughness, which is manufactured in compliance with the highest requirements to quality and geometry of orifices, is quite a justified means for easy, affordable, and reliable control of near-wall turbulent flows in laboratory experiment and numerical simulation. This approach can provide a sustained reduction of local skin friction coefficient along flat plate, which in some cases reaches 90%.

Keywords: turbulent boundary layer, flat plate, finely perforated surface, blowing-in (injection), input device, friction, flow control, drag reduction, experiment, numerical simulation.

Введение

Известно, что проблема энергосбережения является одной из актуальных проблем нашего времени. При этом дальнейший прогресс воздушного высокоскоростного транспорта, а также наземных транспортных средств едва ли возможен без развития новых экономичных способов управления пристенными течениями [1–3]. Однако управление таким течением применительно к транспортному самолету – непростая задача. Она осложняется тем, что при обтекании многих элементов летательных аппаратов (ЛА), таких как фюзеляж самолета и корпус ракеты, пограничный слой в широком диапазоне чисел Рейнольдса находится в турбулентном состоянии (рис. 1, *а*). Основным источником сопротивления при наборе высоты и крейсерском режиме полета дозвукового транспортного самолета, на преодоление которого расходуется до 90 % топлива, является сопротивление трения, которое в общем балансе сопротивления достигает 50 % (рис. 1, *б*). Для подводных лодок и торпед вклад этой величины возрастает до 70 %. Уменьшение указанной составляющей сопротивления ЛА и других движущихся объектов по-прежнему остается главной проблемой, особенно в части ее решения для реальных практических приложений.

Существуют два основных пути уменьшения составляющей сил трения [4]. Первый из них традиционно базируется на совершенствовании аэродинамических форм ЛА и качества отделки его поверхности. По существу, это направление имеет целью затягивание положения перехода из ламинарного течения в турбулентное. Однако при полете обычного транспортного самолета числа Рейнольдса достигают величин порядка 10^8 , при которых разработать экономичный режим поддержания ламинарной формы течения затруднительно. Можно с уверенностью утверждать, что все крупные резервы снижения сопротивления такого подхода близки к пределу.

Рис. 1. Условная схема, иллюстрирующая постановку задачи и способ ее решения

Второй путь основан на использовании искусственных методов управления структурой пристенной турбулентности, таких как: пассивные (податливые стенки, лунки, шероховатость, пассивные пористые стенки, охлаждение поверхности) и активные (синтетические струи, вдув газа, микроэлектромеханические системы, периодический вдув/отсос, подвод энергии, диэлектрический барьерный разряд, нагрев/охлаждение пограничного слоя, осцилляция стенки) методы воздействия на структуру пристенной турбулентности. Однако и на этом пути имеются существенные трудности.

Совершенно очевидно, что создание эффективного метода управления турбулентным пограничным слоем возможно лишь при наличии глубоких знаний о динамике развития пристенной турбулентности. Известно, что пристенное турбулентное течение характеризуется большим многообразием реализующихся в нем когерентных структур: стриков (полосчатых структур), подковообразных вихрей, крупномасштабного и сильно крупномасштабного движений (см., например, [5]), каждая из которых вносит соответствующий вклад в процесс порождения и диссипации кинетической энергии турбулентности.

Однако в последние два десятилетия появился ряд концептуальных моделей, характеризующих динамику развития когерентных структур в пограничном слое, подтверждающих также данными эксперимента [6 и др.]. В этом случае основные события представляются в виде некоего квазипериодического процесса, основными элементами которого являются сменяющие друг друга явления в вязком подслое, которые именуются нисходящими и восходящими выбросами (sweeps и ejections) и вклад которых в производство энергии турбулентности по некоторым оценкам достигает 80 % полной энергии.

Использование искусственных способов управления турбулентными течениями, в частности путем пассивного вдува газа через проникаемую стенку (рис. 1, в), представляется одним из обнадеживающих путей, с помощью которого можно уменьшить сопротивление трения и полное аэродинамическое сопротивление и, тем самым, повысить аэродинамическую эффективность ЛА. Как следствие, это дает возможность увеличить дальность полета и полезную нагрузку, снизить затраты на топливо и уменьшить прямые эксплуатационные расходы ЛА.

История изучения путей уменьшения турбулентного трения с помощью тех или иных экспериментальных и численных методов управления охватывает период в несколько десятилетий. Что касается вдува, то развитие этого направления началось еще в 70-е гг. прошлого века. Однако проникаемые поверхности, изготовленные по традиционным технологиям, характеризуются большим паразитным сопротивлением, обусловленным эффективной шероховатостью поверхности [7]. Ситуация изменилась лишь в последнее десятилетие с появлением современной, в частности электронно-пучковой, технологии, позволяющей создавать гидравлически гладкие поверхности с микроотверстиями в диапазоне актуальных чисел Рейнольдса.

В настоящей работе обсуждаются современные достижения, состояние и перспективы исследований по проблеме снижения турбулентного трения и аэродинамического сопротивления с помощью указанного выше метода. Особое внимание уделяется вопросам физического моделирования процесса вдува в пограничный слой плоской пластины, расположенной при номинально нулевом угле атаки, в рамках теории размерностей, анализу важнейших экспериментальных и численных результатов, полученных для различных случаев вдува

воздуха через высокотехнологичную мелкоперфорированную стенку (рис. 1, *з*), выявлению физических механизмов, ответственных за снижение турбулентного трения на обтекаемой поверхности. Из-за обширности обзорного материала основной акцент сосредоточен на вопросах трения и сопротивления. В заключение даны ключевые выводы и рекомендации.

Анализ размерностей

В дальнейшем будем считать, что ось x направлена вдоль потока, y – по нормали поверхности пластины, а z – перпендикулярно плоскости xy . Предварительно в рамках теории размерностей были проанализированы геометрические и физические параметры моделирования [8]. Простая модельная конфигурация для исследования несжимаемого стационарного пристенного течения с вдувом воздуха через перфорированную стенку должна включать ряд геометрических и физических параметров: длину L и толщину t стенки, диаметр отверстий d ; схему их расположения (например, $\Delta x = \Delta z$), угол наклона φ ; плотность воздуха ρ ; пористость Π ; коэффициент вдува $C_b = v_b / U_\infty$, где v_b – скорость вдува; число Рейнольдса Re .

В соответствии с π -теоремой, имея десять определяющих параметров и три независимых размерных параметра, получаем шесть безразмерных (Re_L , C_b , Re_d , t/d , $\Delta x/d$, σ) и одну размерную (φ) комбинации для определения силы трения F :

$$\frac{F}{0,5\rho U_\infty^2 L \cdot 1} = C_F = h\left(\frac{\rho U_\infty L}{\mu_\infty}, \frac{v_b}{U_\infty}, \frac{\rho U_\infty d}{\mu_\infty}, \frac{t}{d}, \frac{\Delta x}{d}, \varphi, \sigma\right),$$

т.е.

$$C_F = h\left(Re_L, C_b, Re_d, \frac{t}{d}, \frac{\Delta x}{d}, \varphi, \sigma\right),$$

где σ – безразмерный коэффициент неоднородности скорости в сечении уз выше по потоку перфорированного образца. Заметим, что зависимость от пористости выпадает. Это связано с тем, что обезразмеренная пористость является параметром, выражаемым через L , Δx и d [8]. В дальнейшем полученный комплекс параметров использовался для параметрического изучения основных свойств течения в пограничном

слое при наличии вдува через мелкоперфорированную стенку. Диапазон изменения этих параметров представлен ниже.

Диапазон изменения параметров:

$Re_L \times 10^{-6}$	Re_d	$Re_x \times 10^{-6}$	$C_b \times 10^3$	t/d	$\Delta x/d$	$\Delta z/d$	φ	Π
0,24–0,94	102–397	0,60–2,35	0–,5	6,0	1,88	1,88	90°	18 %

Методика эксперимента

Эксперименты проводились в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т–324 с размерами рабочей части $1 \times 1 \times 4 \text{ м}^3$ Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН при скоростях невозмущенного потока в контрольном сечении U_∞ от 9 до 23 м/с, что соответствовало числам Рейнольдса $Re_1 = (0,60 \dots 1,53) \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. Основные измерения выполнялись на модели плоской пластины размером $2204,5 \times 993 \text{ мм}^2$ в плане и толщиной 6 мм (рис. 2), установленной горизонтально в рабочей части трубы. Как передняя, так и задняя части пластины с нерабочей стороны имеют форму полуэллипса с соотношением полуосей 1 : 12. На оси симметрии пластины выполнен ряд приемников статического давления диаметром 0,4 мм. Задняя часть пластины оборудована регулируемым хвостовым закрылком с хордой 170 мм, с помощью которого осуществлялось управление характером течения в окрестности носика. Распределение давления на остальной части пластины могло корректироваться путем ее установки на небольшой угол атаки (порядка 10°). Конструкция пластины предусматривала возможность установки вровень с основной ее поверхностью плоского сменного мелкоперфорированного образца толщиной 1,1 мм, имеющего достаточно большой размер в плане ($420 \times 250 \text{ мм}^2$), что позволяло контролировать локальные свойства течения (среднюю скорость, трение, пульсации скорости) на значительной длине x .

Основные измерения выполнялись с помощью полностью автоматизированного дистанционно управляемого координатного устройства с двумя степенями свободы x и y . Перемещение рабочего органа координатника по высоте пограничного слоя y осуществлялось по заранее заданной программе, предусматривающей выбор требуемого шага (до 1 мкм), а также необходимых параметров сбора информации о полях средней скорости и параметрах турбулентности. Как сбор, так и обработка регистрируемой в ходе эксперимента информации осуще-

ствлялись непосредственно в темпе эксперимента и оперативно анализировались программными средствами, разработанными на базе пакета MATLAB.

Рис. 2. Образец модели для исследования распределенного вдува

Методика измерений мгновенной скорости u в исследуемой точке поля сдвигового потока, основанная на использовании комплекса термоанемометрической аппаратуры фирмы DANTEC, подробно изложена в работе [9]. Отметим лишь, что в качестве первичного преобразователя использовался миниатюрный датчик пограничного слоя с чувствительным элементом в виде вольфрамовой нити диаметром 5 мкм и длиной 1,2 мм, который эксплуатировался в режиме постоянной температуры при коэффициенте перегрева 1,7.

Обоснование метода определения местного коэффициента поверхностного трения C_f в неканоническом турбулентном течении, которое может формироваться при наличии вдува, приведено в работе [10]. Этот метод позволяет учесть охлаждающее влияние стенки на показания термоанемометра, корректно описать распределение скорости в пристенной части профиля и, как следствие, определить C_f не только по логарифмической части профиля скорости (если таковая имеется), но и используя для этой цели область вязкого подслоя.

В ряде случаев в качестве дополнительных методов использовались интерферометрический метод масляной капли (пленки) (LISF), трубки Престона, планка-выступ и визуализация методом масляной пленки и шелковинками.

Рис. 3. Характеристики исходного течения ($C_b = 0$; $Re_d = 238$; $Re_L = 0,56 \times 10^6$): a – изменение коэффициента поверхностного трения [11]; b – изменение параметра равновесности Клаузера [10]

Важный результат использования высокотехнологичной мелкоперфорированной поверхности состоит в том, что местный коэффициент поверхностного трения при обтекании перфорированной стенки без вдува практически не отличается от соответствующих значений при обтекании гидравлически гладкой непроницаемой поверхности (рис. 3, a). Другим важным показателем, характеризующим свойства исходного течения, является постоянство параметра равновесности Клаузера $G = (H - 1) / H \sqrt{2 / C_f}$, где H – формпараметр пограничного слоя (рис. 3, b), что соответствует состоянию полного гидродинамического равновесия [12].

Результаты исследований

Принудительный равномерный подвод воздуха

В качестве примера на рис. 4 приведено поведение коэффициента поверхностного трения C_f при изменении коэффициента вдува (рис. 4, а) и по длине модели (рис. 4, б), полученное при принудительном подводе воздуха в несжимаемый турбулентный пограничный слой. Отметим факт существенного уменьшения величины C_f , усиливающегося по мере удаления от передней границы перфорированного образца. Наибольшего снижения трения удастся достичь в конце перфорированного участка, где разница с исходным течением (индекс “0”), определяемая как $\Delta C_f / C_{f0} = (C_f - C_{f0}) / C_{f0}$, достигает порядка 87 %.

Рис. 4. Коэффициент поверхностного трения при равномерном вдуве [8]: при изменении коэффициента вдува $C_b = (0 \dots 7,72) \cdot 10^{-3}$ ($Re_d = 238$; $Re_L = 0,56 \cdot 10^6$; $Re_x = 1,92 \cdot 10^6$) (а); распределение коэффициента поверхностного трения по длине модели при постоянном коэффициенте вдува $C_b = 3,95 \cdot 10^{-3}$ (б)

Важно также отметить, что область пониженных значений трения охватывает не только всю длину перфорированного образца. В протяженной области, расположенной ниже по потоку от перфорированного образца, также имеют место пониженные значения трения, что играет важную роль в балансе полного сопротивления. Этот факт можно использовать для дополнительного снижения сопротивления.

Рис. 5. Коэффициент поверхностного трения при вдуве воздуха через стенку, состоящую из проницаемых и непроницаемых по длине участков: а – эксперимент [13]; б – расчет [14]

Принудительный неравномерный подвод воздуха

Было смоделировано течение вдоль перфорированной поверхности, состоящей из чередующихся по длине перфорированных участков [13]. На рис. 5 видно, что приблизительно две начальные трети каждого участка проницаемые, а конечная треть – непроницаемая. Над проницаемыми участками наблюдается ожидаемое снижение трения.

Однако значительная часть выигрыша сохраняется далее над непроницаемыми участками, поскольку течение не успевает релаксировать к равновесному состоянию. При этом, как и в предыдущем случае, область с пониженным трением за пределами последнего активного участка вдува весьма протяженная – она распространяется вниз по течению на расстояние порядка длины самого перфорированного участка.

Для ряда случаев были выполнены расчеты с помощью двухпараметрической дифференциальной модели турбулентности k – ϵ , реализованной в пакете ANSYS Fluent, один из результатов которых, полученный в двумерной постановке, показан на рис. 5, б. В целом данные расчета качественно правильно отражают поведение экспериментальной зависимости. В то же время наличие особенностей на границах раздела проницаемая/непроницаемая поверхность, которые в расчетах воспринимаются как особые точки, затрудняют получение адекватного решения вниз по течению от этих границ, что видно по существенному количественному различию между экспериментальными и расчетными данными.

Представляет интерес вопрос о том, как меняется эффективность метода управления при изменении интенсивности вдува по длине пластины. С этой целью разработана модель, камера давления которой (для принудительного вдува) состояла из нескольких секций. Из рис. 6 видно, что, варьируя интенсивность вдува, можно обеспечить уменьшение коэффициента поверхностного трения до 65–70 %.

Рис. 6. Изменение интенсивности вдува вдоль модели: распределение нормированного коэффициента поверхностного трения по длине модели [15]: $Re_d = 238$; $Re_L = 0,56 \cdot 10^6$; 1 – $C_b = 2,58 \cdot 10^{-3}$; 2 – $C_b = 3,10 \cdot 10^{-3}$; 3 – $C_b = 3,28 \cdot 10^{-3}$

Подвод воздуха за счет естественного перепада давления

Определенный интерес представляет возможность организации процесса вдува лишь за счет естественного перепада между барометрическим давлением и статическим давлением в трубе. Соответствующие данные показаны на рис. 7. При этом использовались те же подводные трубопроводы, что и в случае принудительного вдува из системы сжатого воздуха. Разница лишь в том, что они сообщались с атмосферой. Как и ранее, передняя и задняя границы проницаемых участков перфорированного образца, а также непроницаемые перегородки, отделяющие одну камеру от другой, изображены вертикальными линиями. Из них видно, что данным методом можно обеспечить более чем 30%-ное уменьшение величины C_f . Эти данные ясно указывают на возможность управления турбулентным пограничным слоем в наземных условиях за счет пассивного вдува воздуха из атмосферы.

Рис. 7. Вдув воздуха, вызванный естественным перепадом между барометрическим давлением и статическим давлением в трубе [8]

Эффективность подобного метода управления возрастает при увеличении скорости набегающего потока U_∞ . В этом можно убедиться, рассмотрев рис. 8, где показано изменение локального относительного значения коэффициента поверхностного трения C_f в зависимости от U_∞ . Очевидно, что с увеличением скорости U_∞ статическое давление в рабочей части трубы уменьшается, а следовательно, возрастает перепад давления ($p_6 - p_\infty$), где p_6 – барометрическое давление, и, соответственно, увеличивается расход воздуха через перфорированную поверхность.

Рис. 8. Распределение нормированного коэффициента поверхностного трения в зависимости от скорости внешнего потока при $C_b = 0,0011$ [14]

Подвод воздуха за счет внешнего напорного потока

Большой интерес представляет собой возможность снижения трения за счет использования ресурсов внешнего напорного потока. В качестве примера на рис. 9 приведено распределение коэффициента поверхностного трения C_f по длине модели, полученное при пассивном подводе воздуха (как показано на схеме) в несжимаемый турбулентный пограничный слой за счет внешнего напорного потока в аэродинамической трубе, когда входное устройство частично утоплено в пограничный слой. По мере удаления от передней границы перфорированного образца наблюдается монотонное уменьшение величины C_f . Наибольшего снижения трения удастся достичь в конце перфорированного участка, где разница с исходным течением достигает более 80 %.

Рис. 9. Вдув воздуха за счет ресурсов внешнего напорного потока: $Re_d = 238$; $Re_L = 0,56 \cdot 10^6$ [16]

Механизм и оценка эффективности управления

Профили турбулентных пульсаций скорости u'_{rms} (рис. 10) дают определенное объяснение основному механизму управления с помощью микровдува. Можно выделить три характерных области по высоте пограничного слоя, нормированной по толщине потери импульса δ^{**} , в которых наличие вдува с увеличением координаты y вызывает различные эффекты: рост u'_{rms} в области $0,11 \leq y/\delta^{**} \leq 2,3$ (2), последующее уменьшение этой величины при $y/\delta^{**} \geq 2,3$ (3) и пониженные значения u'_{rms} в области течения, непосредственно примыкающей к стенке ($0 \leq y/\delta^{**} \leq 0,11$) (1). Это указывает на то, что с увеличением вдува происходит смещение максимума турбулентных пульсаций скорости от стенки, утолщение вязкого подслоя и, как следствие, снижение поверхностного трения. При этом даже при максимальных коэффициентах вдува в пограничном слое реализуется безотрывный характер течения, что видно по линейному характеру распределения скорости в ламинарном подслое. Причем линейное распределение скорости в ламинарном подслое имеет место при всех значениях C_b [13].

Рис. 10. Профили пульсаций скорости: $Re_d = 238$; $Re_L = 0,56 \times 10^6$; число Рейнольдса по толщине потери импульса $Re^{**} = 4641$ [8]

Для оценки энергоэффективности представленного метода были рассмотрены энергозатраты на процесс вдува по методике [17], в соответствии с которой коэффициент полного сопротивления воздуха C_x складывается из внешнего коэффициента сопротивления C_{xw} , опреде-

ляемого по потерям количества движения в пограничном слое, и внутреннего коэффициента сопротивления ΔC_x , который вводится как эквивалент мощности, требуемой для ускорения воздуха до скорости U_∞ :

$$C_x = C_{xw} + \Delta C_x.$$

В таблице приведены результаты для коэффициента вдува $C_b = 6,09 \cdot 10^{-3}$. Как видно, в этом случае в лабораторных условиях можно достичь снижения полного сопротивления на величину порядка 7 %. В практической ситуации необходимо решить ряд дополнительных задач, связанных, например, с размещением на борту ЛА автономного компрессора или организацией отбора воздуха от одной из ступеней компрессора двигателя и т.д.

Оценка снижения полного сопротивления

$C_b \cdot 10^3$	$2C_b/C_{f0}$	$\Delta C_x \cdot 10^3$	$C_x \cdot 10^3$	$(C_{x0} - C_x)/C_{x0}, \%$
0	0	–	3,040	–
6,09	4	2,200	2,812	7,5

Заключение

Рассмотрены различные случаи моделирования вдува воздуха в пограничный слой и показано, что вдув воздуха через высокотехнологичную проницаемую поверхность, обладающую низкой эффективной шероховатостью и изготовленную с соблюдением максимально необходимых требований к качеству и геометрии отверстий, является эффективным способом воздействия на структуру пристенной турбулентности. Снижение коэффициента поверхностного трения достигается без возникновения отрывного состояния пограничного слоя даже при высоких значениях C_b , причем при коэффициенте вдува $C_b = 7,75 \cdot 10^{-3}$ на плоской пластине снижение коэффициента поверхностного трения достигает 90 %, что свидетельствует о широких возможностях и резерве для дальнейшего совершенствования данного метода. Однако, как и любой пассивный метод управления пограничным слоем, вдув не может быть универсальным и не будет иметь одинаковый эффект в широком диапазоне чисел Рейнольдса.

Данный способ управления в состоянии обеспечить снижение полного аэродинамического сопротивления C_x на уровне порядка 7 %. Формирование позади секции вдува дополнительной области пони-

женного трения, протяженность которой соизмерима с длиной самого перфорированного образца, представляет собой существенный резерв снижения полного сопротивления.

Вдув через мелкоперфорированную поверхность, состоящую из чередующихся по длине проницаемых и непроницаемых участков, может, при том же расходе воздуха, обеспечить дополнительное уменьшение полного аэродинамического сопротивления C_x . Однако оптимальное сочетание проницаемых и непроницаемых участков нуждается в дополнительных исследованиях.

За счет пассивного вдува воздуха через перфорированную поверхность, создаваемого естественным перепадом между барометрическим давлением и статическим давлением в рабочей части аэродинамической трубы, можно достичь более чем 30%-ного снижения поверхностного трения. Увеличение скорости набегающего потока приводит к росту интенсивности вдува и соответствующему уменьшению трения, что открывает возможность успешного управления турбулентным пограничным слоем подобным способом в условиях повышенных скоростей, вплоть до сверхзвуковых.

Пассивный подвод воздуха через мелкоперфорированную стенку за счет ресурсов внешнего напорного потока также является эффективным средством управления турбулентным потоком. В рамках данного подхода обнаружено устойчивое уменьшение локальных значений коэффициента поверхностного трения по длине модели, которое может достигать 90 % в конце перфорированного участка. Однако выигрыш в полном сопротивлении всей комбинации в этом случае невозможен, и данный способ воздействия на пограничный слой следует рассматривать, скорее, как инструмент для изучения эффективности вдува воздуха.

Результаты численного расчета качественно правильно отражают изменение локальных параметров турбулентного пограничного слоя над перфорированной поверхностью, в том числе трения. Дальнейшее продвижение в решении этой задачи возможно посредством разработки более совершенных алгоритмов расчета, предусматривающих учет особенностей взаимодействия микроструй друг с другом и пограничным слоем, а также релаксационных свойств течения ниже границы проницаемая/непроницаемая стенка.

Эффективность использования технологии вдува на борту летательного аппарата в значительной степени зависит от подводящей системы, оптимизация которой в каждом практическом случае приобретает особое значение. Если достигнутое уменьшение сопротивления, эквивалентное экономии в топливе, больше паразитной составляющей, обусловленной затратами на поддержание веса источника мощности и подводящей системы, тогда цель можно считать достигнутой.

Многие из методов управления турбулентным течением, в том числе и рассмотренный здесь, демонстрируют впечатляющие результаты в лабораторных условиях. Однако по ряду причин они не могут быть быстро внедрены в продукцию гражданского и военного назначения. Основная причина – различие в применяемых методах исследования, подходах и используемых экспериментальных установках, разница в условиях эксперимента и разброс результатов. Следующий шаг, который должен быть сделан, – полномасштабное исследование, позволяющее обеспечить более высокую степень готовности данной технологии.

Работа выполнена при поддержке гранта Российского фонда фундаментальных исследований № 14–08–00020.

Библиографический список

1. Wood R. Impact of advanced aerodynamic technology on transportation energy consumption // SAE International. – 2004. – TP-2004-01-1306. – P. 21.
2. Abbas A., de Vicente J., Valero E. Aerodynamic technologies to improve aircraft performance // Aerospace Science and Technology. – 2013. – Vol. 28. – P. 100–132.
3. Фомин В.М., Постников Б.В., Ломанович К.А. Изменение режимов обтекания прямого уступа сверхзвуковым потоком введением газопроницаемых вставок // Письма в Журнал технической физики. – 2015. – Т. 41, № 18. – С. 68–73.
4. Корнилов В.И. Проблемы снижения турбулентного трения активными и пассивными методами (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. – 2005. – Т. 12, № 2. – С. 183–208.
5. Soldati A. Particles turbulence interactions in boundary layers // J. Appl. Math. and Mech. – 2005. – Vol. 85, № 10. – P. 683–699.

6. Nature of sweep and ejection events in transitional and turbulent boundary layers / H. Guo, V.I. Borodulin, Y.S. Kachanov, C. Pan, J.J. Wang, Q.X. Lian, S.F. Wang // *J. Turbul.* – 2010. – Vol. 11, № 34. – P. 1–51.

7. Hwang D. Review of research into the concept of the microblowing technique for turbulent skin friction reduction // *Prog. Aerosp. Sci.* – 2004. – Vol. 40, № 8. – P. 559–575.

8. 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.

9. Kornilov V.I., Boiko A.V. Efficiency of air microblowing through microperforated wall for flat plate drag reduction // *AIAA J.* – 2012. – Vol. 50, № 3. – P. 724–732.

10. Бойко А.В., Корнилов В.И. Измерение локального коэффициента поверхностного трения с помощью термоанемометра // *Теплофизика и аэромеханика.* – 2010. – Т. 17, № 4. – С. 613–623.

11. Корнилов В.И., Бойко А.В. Использование микровдува воздуха через пористую стенку для снижения трения на плоской пластине // *Вестник НГУ. Сер.: Физика.* – 2010. – Т. 5, № 3. – С. 38–46.

12. Корнилов В.И., Меклер Д.К. Релаксационные свойства турбулентного сдвигового течения за поперечно обтекаемым цилиндром в присутствии пластины // *ПМТФ.* – 1990. – Т. 31, № 6. – С. 61–67.

13. Kornilov V.I., Boiko A.V. Flat-plate drag reduction with stream-wise noncontinuous microblowing // *AIAA J.* – 2014. – Vol. 52, № 1. – P. 93–103.

14. Корнилов В.И., Бойко А.В., Кавун И.Н. Трение плоской пластины в условиях вдува воздуха через стенку с перемежающейся по длине проницаемостью // *Вестник НГУ. Сер.: Физика.* – 2015. – Т. 10, № 3. – С. 48–62.

15. Корнилов В.И., Кавун И.Н., Попков А.Н. Опыт применения каскадного способа управления турбулентным пограничным слоем при помощи вдува // *Вестник НГУ. Сер.: Физика.* – 2014. – Т. 9, № 1. – С. 49–61.

16. Корнилов В.И., Бойко А.В., Кавун И.Н. Турбулентный пограничный слой на мелкоперфорированной поверхности в условиях вдува воздуха за счет ресурсов внешнего потока // *Инженерно-физический журнал.* – 2015. – Т. 88, № 6. – С. 1448–1459.

17. Groth E. Boundary layer suction experiments at supersonic speeds // *Boundary Layer and Flow Control*. – Oxford: Pergamon Press, 1961. – Vol. 2. – P. 1049–1076.

References

1. Wood R. Impact of advanced aerodynamic technology on transportation energy consumption. *SAE International*, 2004, TP-2004-01-1306, p. 21
2. Abbas A., de Vicente J., Valero E. Aerodynamic technologies to improve aircraft performance. *Aerospace Science and Technology*, 2013, vol. 28, pp. 100-132.
3. Fomin V.M., Postnikov B.V., Lomanovich K.A. Changing the regime of supersonic flow past a rectangular step using gas-permeable inserts. *Tech. Phys. Lett.*, 2015, vol. 41, no. 9, pp. 898-900.
4. Kornilov V.I. Reduction of turbulent friction by active and passive methods (Review). *Thermophys. Aeromech.*, 2005, vol. 12, no. 2, pp. 175-196.
5. Soldati A. Particles turbulence interactions in boundary layers. *J. Appl. Math. and Mech.*, 2005, vol. 85, no. 10, pp. 683-699.
6. Guo H., Borodulin V.I., Kachanov Y.S., Pan C., Wang J.J., Lian Q.X., Wang S.F. Nature of sweep and ejection events in transitional and turbulent boundary layers. *J. Turbul.*, 2010, vol. 11, no. 34, pp. 1-51.
7. Hwang D. Review of research into the concept of the microblowing technique for turbulent skin friction reduction. *Prog. Aerosp. Sci.*, 2004, vol. 40, no. 8, pp. 559-575.
8. 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, pp. 1-23.
9. Kornilov V.I., Boiko A.V. Efficiency of air microblowing through microperforated wall for flat plate drag reduction. *AIAA J.*, 2012, vol. 50, no. 3, pp. 724-732.
10. Boiko A.V., Kornilov V.I. Hot-wire anemometer measurement of local skin friction coefficient. *Thermophys. Aeromechanics.*, 2010, vol. 17, no. 4, pp. 577-586.
11. Kornilov V.I., Boiko A.V. Ispolzovanie mikrovdvua vozdukha cherez poristuyu stenku dlya snizheniya treniya na ploskoy plastine [Application of air microblowing through a porous wall for skin friction reduction

on a flat plate]. *Vestnik Novosibirskogo gosudarstvennogo universiteta. Fizika*, 2010, vol. 5, no. 3, pp. 38-46.

12. Kornilov V.I., Mekler D.K. Relaxational properties of a turbulent shear flow across a cylinder in the presence of a plate. *J. Appl. Mech. Tech. Phys.*, 1991, vol. 31, no. 6, pp. 854-859.

13. Kornilov V.I., Boiko A.V. Flat-plate drag reduction with stream-wise noncontinuous microblowing. *AIAA J.*, 2014, vol. 52, no. 1, pp. 93-103.

14. Kornilov V.I., Boiko A.V., Kavun I.N. Trenie ploskoy plastiny v usloviyakh vduva vozdukhа cherez stenkа s peremezhayushcheysya po dline pronitsаemostyu [Flat-plate skin friction under the conditions of air blowing through a wall with intermittent in length permeability]. *Vestnik Novosibirskogo gosudarstvennogo universiteta. Fizika*, 2015, vol. 10, no. 3, pp. 48-62.

15. Kornilov V.I., Kavun I.N., Popkov A.N. Opyt primeneniya kaskadnogo sposoba upravleniya turbulentnym pogrаnichnym sloem pri pomoshchi vduva [Experience of the using of cascade method for turbulent boundary-layer control through air blowing]. *Vestnik Novosibirskogo gosudarstvennogo universiteta. Fizika*, 2014, vol. 9, no. 1, pp. 49-61.

16. Kornilov V.I., Boiko A.V., Kavun I.N. Turbulent boundary layer on a finely perforated surface under conditions of air injection at the expense of external flow resources. *J. Eng. Phys. Thermophys.*, 2015, vol. 88, no. 6, pp. 1500-1512.

17. Groth E. Boundary layer suction experiments at supersonic speeds. *Boundary Layer and Flow Control*. Oxford: Pergamon Press, 1961. Vol. 2, pp. 1049-1076.

Об авторах

Корнилов Владимир Иванович (Новосибирск, Россия) – доктор физико-математических наук, главный научный сотрудник Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН (630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/1, e-mail: kornilov@itam.nsc.ru).

Бойко Андрей Владиславович (Новосибирск, Россия) – доктор физико-математических наук, главный научный сотрудник Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН (630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/1, e-mail: boiko@itam.nsc.ru).

About the authors

Vladimir I. Kornilov (Novosibirsk, Russian Federation) – Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Senior Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences (4/1, Institutskya st., Novosibirsk, 630090, Russian Federation, e-mail: kornilov@itam.nsc.ru).

Andrey V. Boiko (Novosibirsk, Russian Federation) – Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Senior Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences (4/1, Institutskya st., Novosibirsk, 630090, Russian Federation, e-mail: boiko@itam.nsc.ru).

Получено 27.04.2016