

03

Экспериментальное моделирование вдува воздуха в турбулентный пограничный слой при помощи внешнего напорного потока

© В.И. Корнилов, А.В. Бойко

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН,
630090 Новосибирск, Россия
e-mail: kornilov@itam.nsc.ru

(Поступило в Редакцию 23 ноября 2015 г. В окончательной редакции 10 марта 2016 г.)

Экспериментально исследованы характеристики несжимаемого турбулентного пограничного слоя на плоской пластине при пассивном вдуве воздуха через расположенную заподлицо с ней мелкоперфорированную поверхность путем подачи внешнего напорного потока в аэродинамической трубе с использованием входного устройства, оборудованного приспособлением для слива пограничного слоя на „нерабочей“ стороне пластины. Обнаружено устойчивое уменьшение локальных значений коэффициента поверхностного трения по длине пластины, достигающее порядка 80% в конце перфорированного участка. Показана возможность управления поверхностным трением путем изменения скорости внешнего потока и подбора сеток и фильтров на входе в проточный тракт.

Введение

Дальнейший прогресс высокоскоростного воздушного транспорта, а также наземных транспортных средств едва ли возможен без развития новых экономических способов управления пристенными течениями [1,2]. Имеющийся на сегодня опыт управления ламинарными течениями [3] является хорошей стартовой основой для разработки эффективных методов воздействия на турбулентный пограничный слой. Следует, однако, учитывать некоторые особенности таких течений. Дело в том, что при кажущейся простоте ламинарное течение при высоких числах Рейнольдса на самом деле представляет собой достаточно сложный для изучения объект. В частности, тонкие ламинарные пограничные слои чрезвычайно чувствительны к дефектам обтекаемой поверхности [4]. Такие дефекты могут быть как следствием неизбежных производственных допусков в конструкции летательного аппарата (ЛА), так и наличия стыков и сопряжений различных аэродинамических элементов, а также загрязнения от насекомых или дефектов, возникающих в результате соударения передней кромки крыла, носовой части фюзеляжа и мотогондол с частицами песка и мелкого мусора. Ясно, что управление таким течением применительно к транспортному самолету — очень непростая задача. К тому же при обтекании многих элементов ЛА, таких как фюзеляж самолета, корпус ракеты, пограничный слой в широком диапазоне чисел Рейнольдса находится в турбулентном состоянии. Поэтому использование искусственных способов управления турбулентными течениями, в частности путем пассивного вдува газа [5–10] через высокотехнологичную мелкоперфорированную проницаемую поверхность, 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. Нельзя также не отметить другую практическую проблему, в которой используется вдув (впрыск жидкости) через пористую стенку, — это тепловая защита поверхностей, подверженных воздействию высокоэнthalпийных течений (лопатки газовых турбин, стенки камер сгорания и другие элементы ракетного двигателя) [11,12 и др.].

Начатые ранее авторами исследования [13] были связаны с изучением эффективности пассивного вдува воздуха через гидравлически гладкую мелкоперфорированную стенку путем подвода внешнего напорного потока в аэродинамической трубе через входное устройство, расположенное непосредственно на „нерабочей“ поверхности модели. Настоящая работа предпринята с целью изучения возможности повышения эффективности пассивного подвода воздуха через усовершенствованное входное устройство, расположенное во внешнем потоке и отделенное от стенки приспособлением для слива пограничного слоя.

1. Техника, методика и условия исследований

Эксперименты проводились в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 с размерами рабочей части $1 \times 1 \times 4$ м Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН и охватывали диапазон скоростей невозмущенного потока в контрольном сечении U_∞ от 9 до 23 м/с, что соответствовало числам Рейнольдса на 1 м $Re_1 = (0.60–1.53) \cdot 10^6 m^{-1}$.

Измерения выполнялись на модели плоской пластины из дюралюмина Д16Т с размерами 2204.5×993.0 мм в плане и толщиной 6 мм (рис. 1, а). Как передняя, так и

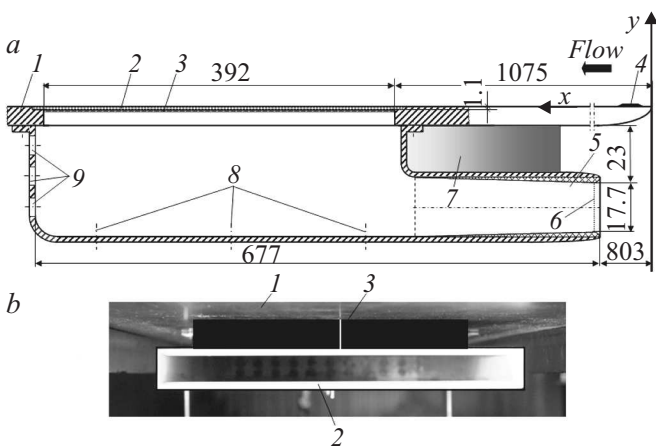


Рис. 1. *a* — схема модели (не в масштабе): 1 — плоская пластина, 2 — мелкоперфорированный образец, 3 — мелкоячеистый фильтр, 4 — турбулизатор пограничного слоя, 5 — входное устройство, 6 — сетка + фильтр, 7 — устройство слива пограничного слоя, 8 — приемники давления, 9 — регулируемые разгрузочные отверстия; *b* — фото входного устройства (вид по потоку): 1 — „нерабочая“ сторона пластины, 2 — эллиптические обводы, 3 — устройство слива пограничного слоя. (На задней стенке проточного тракта видны разгрузочные отверстия.)

задняя части пластины (1) с „нерабочей“ стороны имеют форму полуэллипса с соотношением полуосей 1:12. На оси симметрии пластины имеется ряд приемников статического давления диаметром 0.4 mm.

Конструкция пластины (1) предусматривала возможность установки заподлицо с основной ее поверхностью сменного плоского мелкоперфорированного образца (2) толщиной $t = 1.1$ mm достаточно больших размеров в плане (420×250 mm), что позволяло контролировать локальные свойства течения (среднюю скорость, трение, пульсации скорости) на значительной длине x . Параметры проницаемости перфорированного образца, выбранные на основе данных [14], составляют: пористость (суммарная относительная площадь отверстий) 17.1%, средний диаметр d отверстий, расположенных в шахматном порядке, 0.17 mm, отношение $t/d = 6.47$.

В процессе эксперимента напорный воздух набегающего потока поступал во входное устройство прямоугольного сечения с размерами 236.5×25.5 mm (рис. 1, *b*) с закругленными (по всей длине проточного тракта) углами, расположенное непосредственно под перфорированным образцом. Слив пограничного слоя, развивающегося на „нерабочей“ поверхности модели, осуществляется с помощью приспособления (3) высотой 18 mm, контур которого с боковых сторон выполнен по профилю Витошинского. Из входного устройства (5) (рис. 1, *a*) через промежуточный мелкоячеистый двухслойный фильтр SEFAR PET 1500 150/380–34Y (3) и саму перфорированную стенку (2) воздух подавался в пограничный слой.

В целом два соображения были положены в основу выбора геометрии входного устройства: достижение безотрывного обтекания на входе и создание повышенного давления в проточной части указанного устройства. С этой целью профилирование внешних обводов и входной кромки выполнялось из условия минимума аэродинамического сопротивления. Кроме того, для достижения указанных выше условий задняя стенка проточного тракта имела регулируемые разгрузочные отверстия (9), суммарная площадь которых в полностью открытом состоянии составляла 57.8% от площади миделевого сечения входного устройства. Приемники давления (8) диаметром 0.4 mm, размещенные на одинаковом расстоянии друг от друга, служили для измерения давления в проточном тракте входного устройства.

Пограничный слой на рабочей стороне пластины был искусственно турбулизирован путем размещения в области максимального изменения давления (окрестность передней кромки) полосы длиной 30 mm крупнозернистого калиброванного песка с размером зерна $h = 0.8$ mm (4).

Сбор и обработка регистрируемой в ходе эксперимента информации осуществлялись непосредственно в темпе эксперимента и оперативно анализировались программными средствами, разработанными на базе пакета MATLAB. Методика измерений мгновенной скорости u в исследуемой точке поля сдвигового потока, основанная на использовании комплекса термоанемометрической аппаратуры 55M0 фирмы DANTEC, подробно изложена в [7]. Отметим лишь, что в качестве первичного преобразователя использовался миниатюрный датчик, известный в литературе как датчик пограничного слоя, с чувствительным элементом в виде вольфрамовой нити диаметром $5 \mu\text{m}$ и длиной 1.2 mm, который эксплуатировался в режиме постоянной температуры при перегреве.

Обоснование метода определения местного коэффициента поверхностного трения C_f как основной определяющей величины в неканоническом турбулентном течении, который, в частности, может формироваться при наличии вдува в пограничный слой, дано в [15]. Отметим кратко, что метод позволяет учесть охлаждающий эффект стенки на показания термоанемометра и корректно описывать распределение скорости в пограничном слое и, как следствие, определять C_f не только по логарифмической части профиля скорости (если таковая имеется), но и (что особенно важно) используя для этой цели область ламинарного подслоя турбулентного пограничного слоя.

О величине случайной погрешности измерения наиболее характерных величин можно судить по результатам определения местного коэффициента поверхностного трения C_f в исследованном диапазоне скоростей потока, полученного двумя способами при отсутствии протока (таблица): по распределению скоростей в логарифмической области пограничного слоя (закон стенки) и по методике авторов, распространенной на область вязкого подслоя. Как видно, максимальная разница в C_f между ними составляет менее 1.0%.

Результаты определения местного коэффициента поверхностного трения, полученного двумя способами (проток отсутствует)

U_∞ , m/s	$Re_x^\circ \cdot 10^{-6}$	δ^{**} , mm	$C_f^\circ \cdot 10^3$		ΔC_f , %
			логарифмическая область	ламинарный подслой	
9	0.936	3.195	3.399	3.393	0.18
11	1.104	3.145	3.288	3.287	0.03
13	1.305	3.068	3.211	3.210	0.03
15	1.506	3.007	3.135	3.129	0.19
17	1.707	2.934	3.081	3.066	0.49
19	1.908	2.875	3.038	3.024	0.46
21	2.108	2.824	2.980	2.969	0.37
23	2.309	2.777	2.949	2.943	0.20
9	1.037	3.628	3.281	3.262	0.58
11	1.267	3.543	3.175	3.167	0.25
13	1.498	3.438	3.089	3.086	0.10
15	1.728	3.373	3.012	3.001	0.37
17	1.958	3.283	2.963	2.951	0.41
19	2.189	3.224	2.908	2.911	0.10
21	2.419	3.170	2.864	2.845	0.67
23	2.650	3.109	2.838	2.837	0.04

2. Результаты исследований

2.1. Характеристики течения при отсутствии протока воздуха через входное устройство (исходный пограничный слой)

Характер изменения статического давления на рабочей поверхности в областях течения, расположенных выше и ниже по потоку от перфорированного образца, свидетельствует о том, что в указанных областях (за исключением окрестностей передней и задней кромок пластины) реализуются участки практически безградиентного течения, где статическое давление в пределах погрешности эксперимента можно считать почти постоянным.

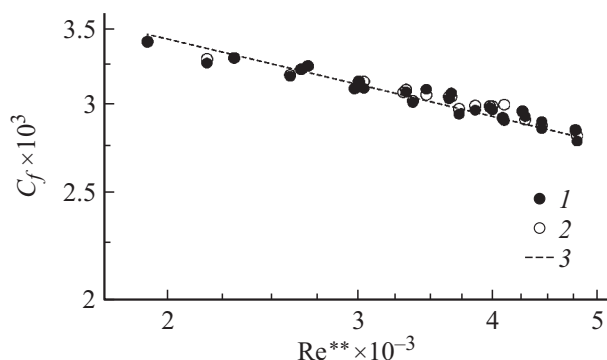


Рис. 2. Зависимость коэффициента поверхностного трения от числа Рейнольдса (исходный пограничный слой — вдув отсутствует): из логарифмической области пограничного слоя (1), по методике авторов (2), расчет по методике Себеси (3).

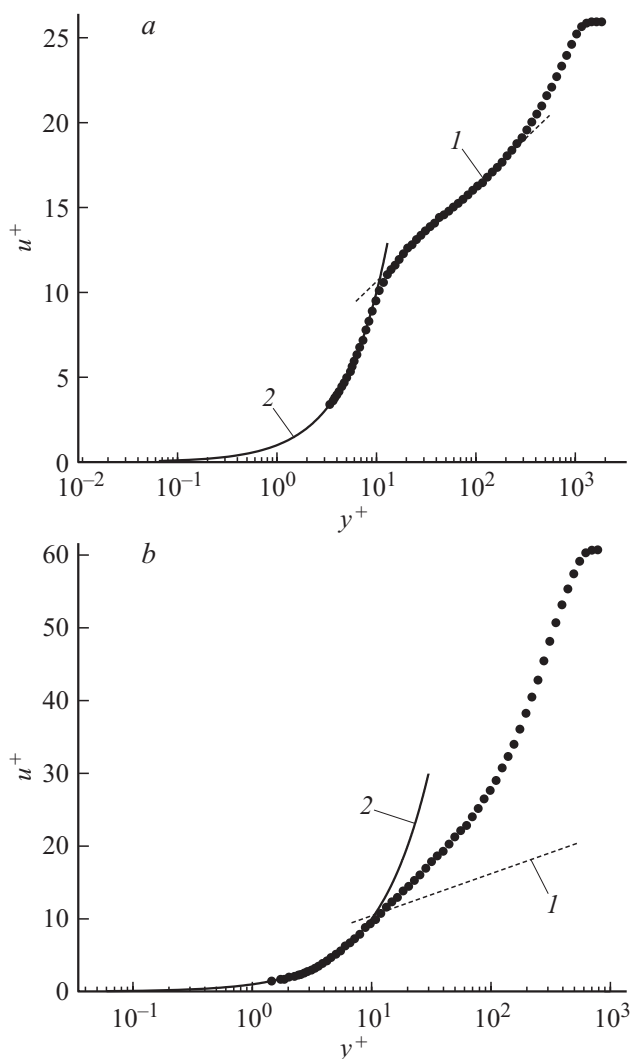


Рис. 3. Профили средней скорости в пограничном слое в переменных закона стенки в сечении $x = 1432$ мм: исходный пограничный слой — вдув отсутствует (a), вдув $C_b = 3.95 \cdot 10^{-3}$ (b); $u^+ = 5.62y^+ + 5.0$ (1), $u^+ = y^+$ (2).

Локальные и интегральные параметры течения непосредственно в пограничном слое показывают, что характеристики сдвигового потока на перфорированной поверхности полностью соответствуют физическим представлениям о свойствах турбулентного пограничного слоя, формирующегося на гладкой непроницаемой плоской пластине при номинально безградиентном ее обтекании. В качестве примера на рис. 2 приведена зависимость, характеризующая изменение местного коэффициента поверхностного трения C_f от числа Re^{**} , где Re^{**} — число Рейнольдса, вычисленное по толщине потери импульса пограничного слоя δ^{**} . Здесь для сравнения приведены также данные численного расчета, выполненного авторами по методике Себеси [16] для гладкой плоской пластины в предположении безградиентного ее обтекания. В целом имеет место вполне удовлетворительное согласие полученных двумя способами экспериментальных значений C_f друг с другом,

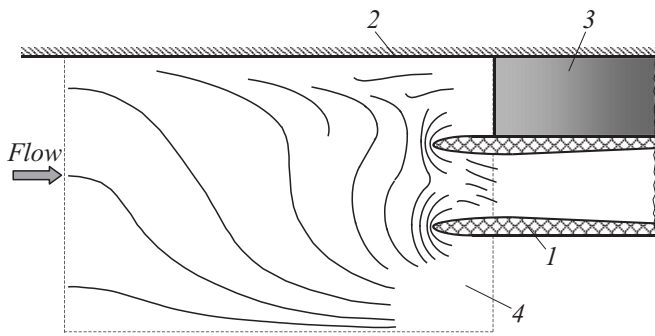


Рис. 4. Картина предельных линий тока в плоскости симметрии входного устройства: 1 — эллиптические обводы, 2 — „нерабочая“ сторона пластины, 3 — устройство слива пограничного слоя, 4 — плоскость визуализации. $U_\infty = 21$ м/с.

а также с результатами численного расчета. Некоторое расхождение в C_f заметно в начальном интервале значений Re^{**} . Однако максимальное отклонение экспериментальных значений C_f от расчетных, в том числе полученных на самой проницаемой поверхности, не превышает 3–4%. Данный результат является прямым подтверждением того важного факта, что обтекание мелкоперфорированной стенки при отсутствии протока через входное устройство практически эквивалентно обтеканию гидравлически гладкого аналога.

Поведение локальных характеристик течения во внутренней области турбулентного пограничного слоя можно понять из анализа измеренных по длине модели профилей средней скорости, пример которых приведен на рис. 3, а в координатах закона стенки $u^+ = f(y^+)$

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

для сечения x , близко расположенного к середине перфорированного образца. Видно, что в этом случае распределение скорости в логарифмической области пограничного слоя вполне удовлетворительно описывается классическим профилем скорости $u^+ = A \log y^+ + B$ с коэффициентами $A = 5.62$ и $B = 5.0$ [17]. Важно также отметить, что экспериментальное распределение скорости в ламинарном подслое хорошо аппроксимируется линейным законом распределения скорости $u^+ = y^+$, что дает возможность корректно определять C_f при наличии вдува в пограничный слой.

Профили турбулентных пульсаций скорости в пограничном слое в переменных закона стенки $u'/v_* = f(y^+)$ и параметра равновесности Клаузера $G = [(H - 1)/H](2/C_f)^{0.5}$, где $H = \delta^*/\delta^{**}$ — формпараметр пограничного слоя (см. далее рис. 10), также подтверждают, что в этом случае характеристики сдвигового течения над перфорированной стенкой не противоречат физическим представлениям о свойствах турбулентного пограничного слоя, формирующегося на гладкой плоской пластине в условиях безградиентного течения.

2.2. Характеристики течения с протоком воздуха через входное устройство

В процессе выполнения предыдущих исследований [13] авторами обнаружено наличие нестационарного характера течения в проточном тракте входного устройства, обусловленного формированием переходного режима течения на „нерабочей“ стороне пластины. В этой связи настоящие эксперименты проводились в условиях, когда входное устройство было вынесено во внешний поток, но сам пограничный слой здесь также искусственно турбулизовался. Однако данный прием оправдал себя лишь частично. Поэтому в дополнение к этому использовались различные комбинации проволоочной сетки и мелкоячеистого фильтра варьируемой степени проницаемости, установленных в миделевом сечении входного устройства. В этом случае результаты измерений давления на нижней стенке проточного тракта показывают равномерный характер давления по всей его длине практически для всех режимов подвода воздуха. Вместе с тем при низкой степени проницаемости комбинации „сетка + фильтр“, например, при высокой плотности фильтра проточный тракт не в состоянии полностью пропустить массовый расход воздуха при заданной скорости внешнего потока. Действительно, известно, что при обтекании передней части дозвукового воздухозаборника могут реализоваться две основные схемы течения, искажающие нормальный режим течения на его входе:

- с ускорением жидкости, когда на входе скорости ниже расчетных значений или если массовый расход превышает расчетное значение;
- с замедлением жидкости, когда скорости на входе превышают расчетные значения, и устройство вследствие конструктивных особенностей не в состоянии пропустить весь массовый расход.

Эксперименты показывают, что при некоторых комбинациях „сетка + фильтр“ на входе в устройство реализуется именно вторая схема течения. Для изучения этого вопроса была выполнена визуализация течения методом масляной пленки, состоящей из смеси двуокиси титана, силиконового масла, керосина и олеиновой кислоты, объемное соотношение которых подобрано с учетом реализующейся здесь низкой скорости. Как видно (рис. 4), линии тока на входе существенно искривлены, поток отклоняется, огибая входное устройство с нижней стороны, указывая на то, что такое устройство не в состоянии пропустить всю массу воздуха. Можно предположить, что данное устройство не может в этих условиях обеспечить минимальные потери и однородное поле скоростей потока в проточной части тракта. По мере увеличения степени проницаемости комбинации „сетка + фильтр“, например, при уменьшении плотности фильтра искривление линий тока уменьшается, указывая на формирование более равномерного потока на входе и возрастании расхода воздуха через проточный тракт.

Рассмотрим теперь некоторые локальные и интегральные характеристики сдвигового течения на самой

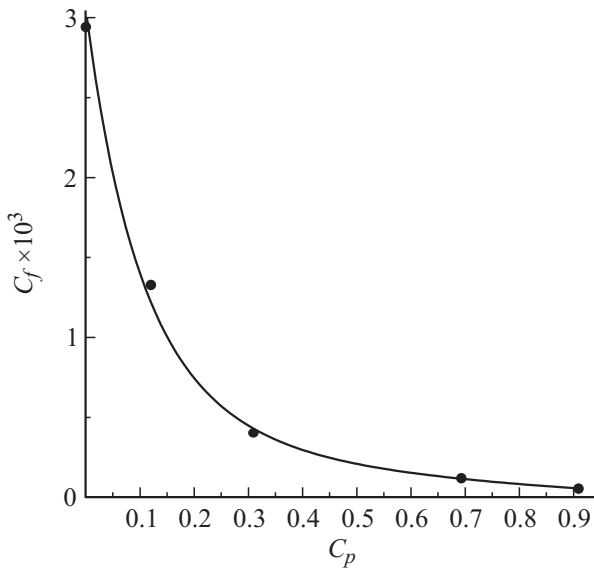


Рис. 5. Изменение коэффициента поверхностного трения в сечении $x = 1577 \text{ mm}$ ($Re_x = 2.218 \cdot 10^6$) в зависимости от осредненного (по длине) коэффициента давления в проточном тракте.

перфорированной поверхности. В этом случае профиль средней скорости в пограничном слое при наличии потока воздуха через входное устройство в принципе имеет тот же вид, как и при принудительной подаче воздуха через камеру давления [7,18]. В частности, распределение скорости во внутренней (логарифмической) области пограничного слоя обнаруживает явно выраженное отклонение экспериментальной зависимости $u^+ = f(y^+)$ от классического закона стенки (рис. 3, *b*). Поскольку переменные закона стенки u^+ и y^+ масштабируются динамической скоростью $v_* = \sqrt{\tau_w/\rho}$, где τ_w — касательное напряжение, ясно, что данный факт является косвенным признаком существенного уменьшения трения, обнаруживая тем самым ту же тенденцию, которая имеет место при принудительном вдуве.

Более важным является тот факт, что путем изменения скорости внешнего напорного потока и соответствующих условий на входе в устройство можно обеспечить регулируемый расход воздуха через проточный тракт и перфорированную пластину, а следовательно, и вдув в пограничный слой. Тем самым такой пассивный подвод воздуха может рассматриваться как способ воздействия на состояние и характеристики турбулентного пограничного слоя на обтекаемой поверхности, что в свою очередь позволяет оценивать эффективность такого способа управления с точки зрения снижения трения.

На рис. 5 представлены результаты измерений экспериментальных значений коэффициента поверхностного трения в сечении $x = 1577 \text{ mm}$ в виде зависимости $C_f = f(C_p)$, где $C_p = (P_{fp} - P_\infty)/q_\infty$ — средний (по длине проточного тракта) коэффициент давления. (Здесь значение $C_p = 0$ соответствует условиям заглушенного входного устройства.) Понятно, что чем выше давление

в проточном тракте, тем больше расход воздуха через проницаемую стенку, а следовательно, ниже коэффициент трения C_f на обтекаемой поверхности, о чем и свидетельствуют приведенные здесь данные. Интересно, что несмотря на существенное при повышенных значениях C_p снижение трения, отрывной характер профилей скорости еще не достигнут, но, судя по всему, уже реализуется предотрывное состояние пограничного слоя.

На рис. 6 приведены аналогичные данные, характеризующие изменение коэффициента поверхностного трения C_f при варьировании относительной площади разгрузочных отверстий на задней стенке проточного тракта. (Здесь значения $F/F_{op} = 0$ и 1 соответствуют полностью закрытому и открытому положению отверстий.) Как видно, изменяя проходное сечение этих отверстий, можно в достаточно широких пределах менять величину C_f на перфорированной поверхности. Это и понятно, поскольку, например, при росте величины F/F_{op} , что равнозначно постепенному увеличению площади проходного сечения отверстий, часть воздуха сбрасывается во внешний поток, давление в проточном тракте уменьшается и соответственно уменьшается расход (а следовательно, и вдув) воздуха через проницаемую часть пластины в пограничный слой. Следует, однако, иметь в виду, что дросселирование потока через круглые отверстия может, по-видимому, вызвать большие гидравлические потери, сравнимые с потерями при истечении через решетку, расположенную перпендикулярно потоку [19].

На рис. 7 представлены данные о распределении экспериментальных значений коэффициента поверхностного трения $C_f = f(x)$ вдоль плоской пластины с потоком воздуха (I) через входное устройство. Для сравнения показаны осредненные данные на исходной конфигурации, т.е. при заглушенном входном устрой-

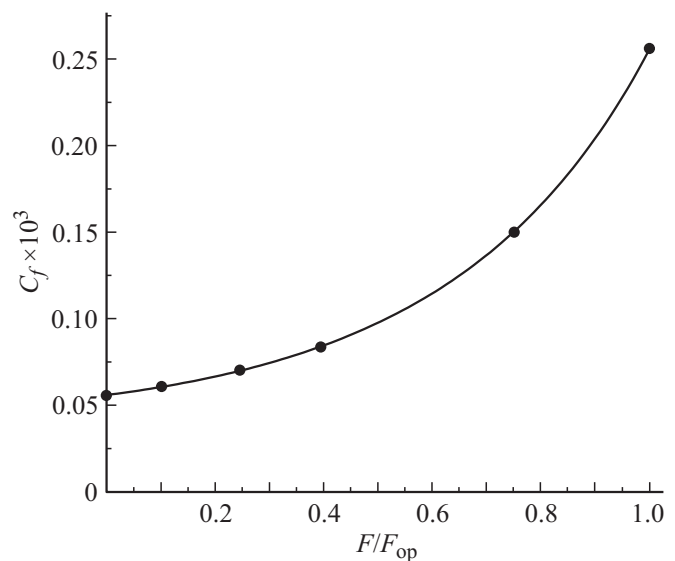


Рис. 6. Изменение коэффициента поверхностного трения в сечении $x = 1577 \text{ mm}$ ($Re_x = 2.218 \cdot 10^6$) в зависимости от относительной площади разгрузочных отверстий.

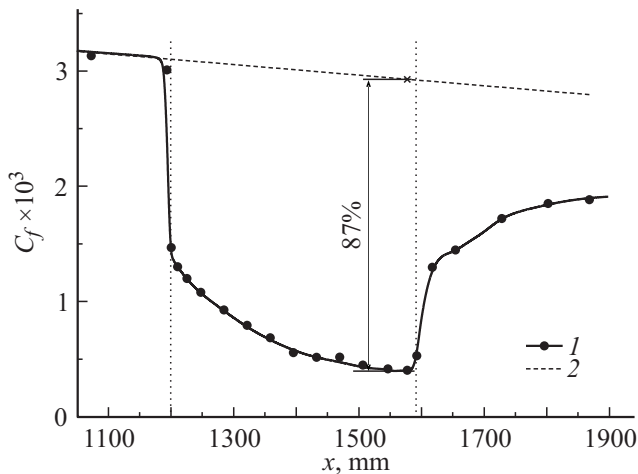


Рис. 7. Распределение коэффициента поверхностного трения по длине модели. Значения C_b : $3.95 \cdot 10^{-3}$ (1) и 0 (осредненные экспериментальные значения) (2). Вертикальные штриховые линии — границы перфорированного образца.

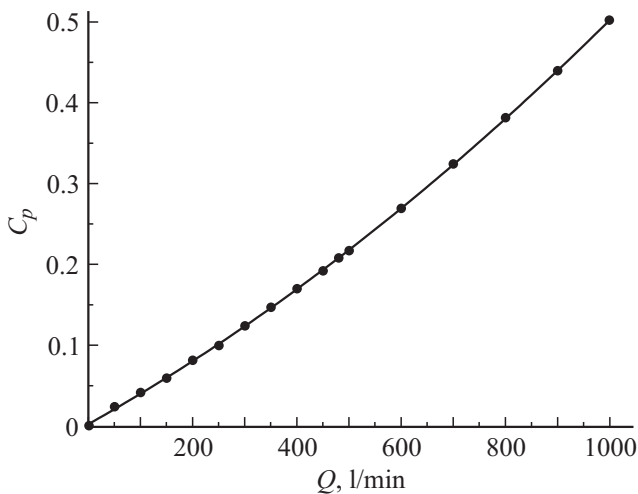


Рис. 8. Калибровочные данные, характеризующие зависимость коэффициента давления в камере давления от расхода воздуха при принудительном способе вдува.

стве (2). Результаты (1) получены при среднем (по площади) коэффициенте вдува $C_b = \rho_b v_b / \rho_\infty U_\infty$, равном $3.95 \cdot 10^{-3}$, где индекс „b“ происходит от англ. blowing (вдув). Поскольку прямо величину C_b измерить не удалось, она определялась при следующем допущении. В процессе предыдущих экспериментов, выполнявшихся при принудительном вдуве воздуха в пограничный слой, контролировался не только расход воздуха Q (прецизионным расходомером), но и коэффициент давления C_p в камере давления, связь между которыми показана на рис. 8. Используя данную калибровочную зависимость, нетрудно по измеренным значениям C_p в проточном тракте определить расход Q , а следовательно, и величину коэффициента вдува. Понятно, что особенности подвода воздуха в этих двух случаях не позволяют их считать полностью адекватными друг другу. Поэтому

полученное здесь значение C_b , вообще говоря, требует уточнения независимыми методами.

Отметим факт существенного уменьшения коэффициента поверхностного трения, усиливающегося по мере удаления от передней границы перфорированного образца (рис. 7). Наибольшего снижения трения удается достичь в конце перфорированного участка, где разница с исходным течением (индекс „0“), определяемая как $\Delta C_f / C_{f0} = (C_f - C_{f0}) / C_{f0}$, составляет порядка 80%. Аналогичные данные (здесь не приведены), полученные при более высокой плотности фильтра на входе в проточный тракт, показывают, что выигрыш в трении уменьшается.

Что касается основного механизма снижения трения, достаточно подробно изложенного в [13], то он становится понятным из анализа профилей интегральной интенсивности пульсаций скорости $u' / v_* = f(y)$. Коротко, он состоит в следующем. Вверх по потоку от перфорированного образца ($x = (1-2)\delta$ и выше) профили пульсаций в принципе имеют типичный для классического турбулентного пограничного слоя характер, что вполне естественно. На самой перфорированной поверхности максимум пульсаций скорости, несколько возрастая по абсолютной величине с увеличением продольной координаты x , постепенно смещается в сторону внешней границы пограничного слоя. Причем здесь имеет место такое же распределение u' по высоте пограничного слоя, как и обнаруженное нами ранее при принудительном вдуве воздуха через камеру давления. Оно характеризуется наличием как минимум двух областей течения: с пониженными (в сравнении с исходным течением) значениями u' непосредственно вблизи стенки и повышенными значениями u' при удалении от нее. В первом случае это указывает на то, что при наличии протока через входное устройство происходит оттеснение максимума турбулентных пульсаций скорости от стенки, что свидетельствует об утолщении вязкого подслоя и, как следствие, о снижении поверхностного трения.

Данный факт подтверждается сравнительными амплитудно-частотными спектрами возмущений в пограничном слое, приведенными на рис. 9 в полосе частот $\Delta f = 10$ kHz в сечении $x = 1432$ mm для случаев $C_b = 0$ и $C_b = 3.95 \cdot 10^{-3}$, полученными на расстоянии $y / \delta^{**} = 0.045$ от стенки (рис. 9, a), где разница между пульсациями продольной компоненты скорости при $C_b \neq 0$ и $C_b = 0$ отрицательна, и на расстоянии $y / \delta^{**} = 2.20$ (рис. 9, b), где эта разница положительна. Как видно, в области течения, расположенной близко к стенке (рис. 9, a), уровень возмущений во всем диапазоне частот при наличии вдува заметно ниже, а сам спектр не содержит ничего необычного и, что самое важное, не имеет выделенных дискретных частот. Наоборот, при увеличении относительной координаты y / δ^{**} (рис. 9, b) уровень возмущений при наличии вдува заметно выше, но сам спектр также не содержит выделенных дискретных частот. Заметим, что значительное изменение спектра в области низких

частот, где интенсивность возмущений существенно уменьшается (ср. распределения (1) и (2) на рис. 9, а), может свидетельствовать о разрушении низкочастотных когерентных структур за счет пассивного вдува воздуха в пограничный слой.

Вновь, как и во всех случаях принудительного вдува [7,18], мы вынуждены констатировать наличие областей пониженных значений C_f , охватывающих не только саму перфорированную поверхность, но и непроницаемую часть пластины, расположенную ниже по потоку. Характер зависимости $C_f = f(x)$ в этой последней области обусловлен двумя механизмами:

— релаксацией сдвигового турбулентного потока к своему естественному равновесному (по Клаузеру) состоянию,

— особенностями течения на границе „проницаемая/непроницаемая стенка“.

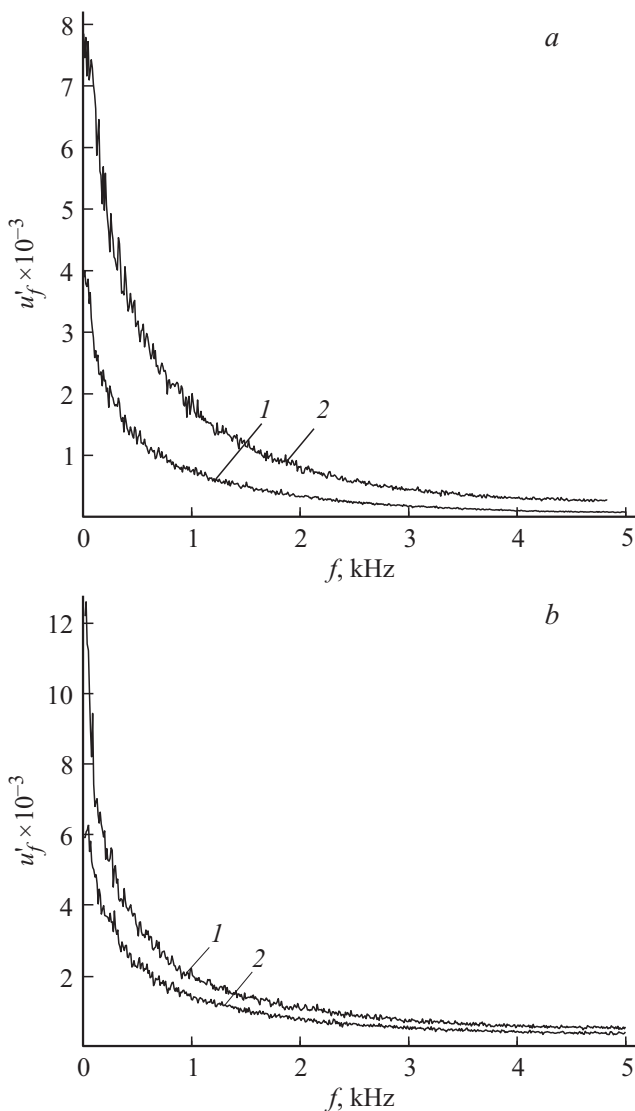


Рис. 9. Амплитудно-частотные спектры возмущений в пограничном слое в сечении $x = 1432$ mm ($Re_x = 2.01 \cdot 10^6$) на расстоянии $y/\delta^{**} = 0.045$ от стенки (а) и $y/\delta^{**} = 2.20$ (б). Значения C_b : $3.95 \cdot 10^{-3}$ (1) и 0 (2).

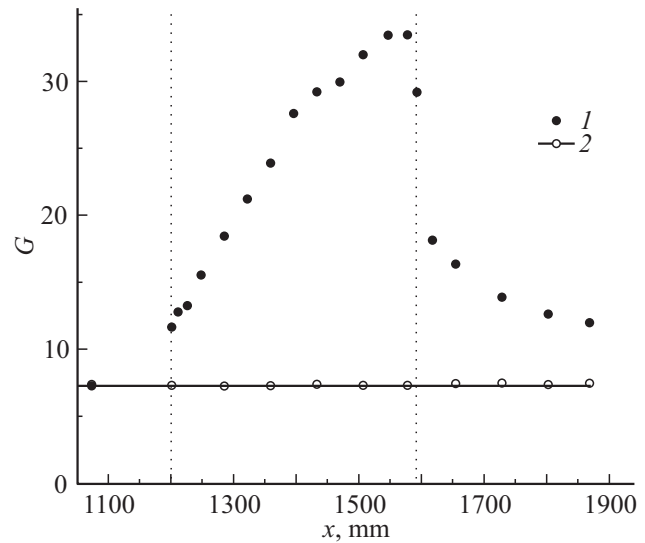


Рис. 10. Изменение параметра равновесия Клаузера по длине модели. Значения C_b : $3.95 \cdot 10^{-3}$ (1) и 0 (2). Вертикальные штриховые линии — границы перфорированного образца.

Первый из указанных механизмов подтверждается характером распределения параметра равновесия Клаузера G по длине модели (рис. 10). Как известно, указанный параметр характеризует баланс между процессом порождения и диссипации кинетической энергии турбулентности. В равновесном состоянии этот баланс соблюдается, поэтому величина G имеет постоянное значение, как это имеет место для исходного пограничного слоя (символы 2). При наличии же вдува возникает иная картина течения (символы 1). Как видно, при пересечении передней границы „непроницаемая/проницаемая стенка“ параметр G от своего равновесного состояния начинает возрастать, и эта тенденция сохраняется вплоть до границы „проницаемая/непроницаемая стенка“, после чего начинает уменьшаться, приближаясь к своему равновесному (по Клаузеру) состоянию. Таким образом, над перфорированной поверхностью и даже вниз по потоку от нее течение находится в сильно неравновесном состоянии. Такой класс течений, как правило, характеризуется пониженными значениями трения [20].

Второй механизм состоит в следующем. Ясно, что естественный рост толщины пограничного слоя в направлении оси x , усиливающийся за счет вдува воздуха, должен способствовать развороту вектора скорости над перфорированной поверхностью в направлении внешнего потока. При достижении сдвиговым потоком границы раздела „проницаемая/непроницаемая стенка“ нормальная составляющая скорости (по крайней мере, та ее часть, которая обусловлена вдувом) исчезает, что приводит к обрушению потока с образованием вихря, типа вихря качения с угловой скоростью вращения ω_z . Это в свою очередь замедляет темп роста поверхностного трения при его стремлении к равновесному состоянию в некой ограниченной области течения, расположенной позади перфорированного образца. Поскольку источников энергии для подпитки вихря больше не существует,

по мере увеличения продольной координаты x его интенсивность ослабевает, и, в конце концов, он полностью диссипирует. Как следствие, C_f постепенно достигает соответствующего значения, близкого к своему равновесному (по Клаузеру) состоянию.

Следует также еще раз подчеркнуть, что отмеченная выше обширная область течения, характеризующаяся пониженными значениями трения позади перфорированного образца, имеет немаловажное значение при оценке баланса полного аэродинамического сопротивления комбинации „пластина/входное устройство“ при наличии протока воздуха. Действительно, коэффициент сопротивления C_x исследуемой модельной конфигурации в самом общем случае можно представить как сумму внешнего коэффициента сопротивления C_{xw} , определяемого потерей импульса в пограничном слое рабочей поверхности, внутреннего коэффициента сопротивления ΔC_x , эквивалентного мощности, затрачиваемой на процесс вдува, коэффициента сопротивления самого входного устройства C_{xint} и интерференционной составляющей ΔC_{xint} комбинации „пластина/входное устройство“:

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

Вклад каждой из этих составляющих в баланс полного аэродинамического сопротивления — тема отдельного исследования. Заметим, однако, что поскольку первая составляющая определяется по результатам интегрирования зависимости $C_f = f(x)$ вдоль пластины, включающей и область течения позади перфорированного образца, за счет этого можно получить значительный дополнительный выигрыш в сопротивлении. Составляющая ΔC_x , эквивалентная величине дополнительной мощности самой аэродинамической трубы, требующейся для обеспечения пассивного протока воздуха через входное устройство при заданном режиме набегающего потока, по-видимому, невелика. Третья составляющая в значительной степени определяется силами, действующими на внешние поверхности входного устройства, зависящими от характера его обтекания потоком, местоположения и способа установки устройства на пластине, а также скорости потока и качества внешних обводов устройства. При оценке вклада этой составляющей, по-видимому, трудно обойтись без использования обстоятельных параметрических расчетов. В общем случае наибольшую трудность представляет определение интерференционной составляющей комбинации „пластина/входное устройство“. Чаще всего такая составляющая определяется методом раздельного измерения сил и моментов, действующих в потоке на аэродинамические элементы, подверженные эффекту взаимодействия. Поскольку в нашем случае входное устройство вынесено во внешний поток, можно надеяться, что эта величина не слишком велика.

Заключение

1. Распределение основных характеристик исследуемого пограничного слоя (профилей средней скорости,

пульсаций скорости и спектрального состава возмущений, интегральных параметров течения и локального трения) при пассивном вдуве воздуха через мелкоперфорированную стенку за счет ресурсов внешнего напорного потока подчиняется тем же закономерностям, что и в случае принудительного вдува. Это означает, что данный способ подвода воздуха является вполне надежным средством воздействия на турбулентный пограничный слой на обтекаемой поверхности и проверки его аэродинамической эффективности как способа управления.

2. Обнаружено устойчивое уменьшение локальных значений коэффициента поверхностного трения C_f по длине модели, которое при $C_b = 3.95 \cdot 10^{-3}$ может достигать порядка 80% в конце перфорированного образца. При этом сохраняется резерв дальнейшего уменьшения C_f за счет совершенствования данного метода управления пограничным слоем.

3. Предложенная конфигурация проточного тракта входного устройства в состоянии обеспечить приемлемый расход воздуха через перфорированную стенку лишь в относительно узком диапазоне скоростей потока, что вполне естественно. Необходимы параметрические исследования численными методами расчета, на базе которых можно получить предварительную информацию об оптимальной конфигурации проточного тракта в широком диапазоне исследуемых условий и использовать такую информацию непосредственно в эксперименте для более эффективного управления пограничным слоем.

Таким образом, полученные результаты свидетельствуют о том, что при рассмотренном способе управления турбулентным пограничным слоем принудительный подвод воздуха не является необходимым условием. Вместо этого обеспечить регулируемый расход воздуха через проточный тракт, проникаемую стенку и далее в пограничный слой с целью управления распределением и величиной поверхностного трения на обтекаемой поверхности можно варьировать скорости внешнего напорного потока и условий на входе в подводящее устройство. Такой подход является простым и доступным инструментарием для решения поставленной задачи и, как следствие, позволяет потенциально снизить увеличение веса всей конструкции по сравнению с принудительным подводом воздуха.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 14-08-00020).

Список литературы

- [1] Wood R. // SAE International TP-2004-01-1306. 2004. 21 p.
- [2] Abbas A., de Vicente J., Valero E. // Aerosp. Sci. Technol. 2013. Vol. 28. P. 100–132.
- [3] Lord W.K., Zysman S.H., Tillman T.G., Johnson W.A. Laminar flow control experiment on a large-scale nacelle model. Pratt & Whitney Rep. PWA 6420-55. Dec. 1995.
- [4] Bushnell D.M. Proc. IMechE. 2003. G00602. P. 1–18.

- [5] *Hwang D.* // *Progr Aerosp. Sci.* 2004. Vol. 40. P. 559–575.
- [6] *Tillman T.G., Hwang D.P.* // *Proc. of the 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, Jan. 1999.* AIAA Paper N 1999–0130.
- [7] *Kornilov V.I., Boiko A.V.* // *AIAA J.* 2012. Vol. 50. N 3. P. 724–732.
- [8] *Lin Y.L., Chyu M.K., Shih T.I.P., Willis B.P., Hwang D.P.* // *AIAA Paper.* N 98–0359.
- [9] *Li J., Lee C.-H., Jia L., Li X.* // *Proc. of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, FL, Jan. 2009.* AIAA Paper N 2009–779.
- [10] *Kornilov V.I.* // *Progr. Aerosp. Sci.* 2015. Vol. 76. P. 1–23.
- [11] *Silva F.A.P., Cruz D.O.A., Pellegini C.C.* // *Int. J. Heat Mass Transf.* 1995. Vol. 38 (13). P. 2507–2515.
- [12] *Bellettre J., Bataille F., Lallemand A.* // *Int. J. Therm. Sci.* 1999. Vol. 38. P. 492–500.
- [13] *Корнилов В.И., Бойко А.В., Кавун И.Н.* // *Инж.-физ. журн.* 2015. Т. 88. № 6. С. 1448–1459.
- [14] *Hwang D.* // *Proc. of the 23rd Cong. of the Int. Council of the Aeronautical Sci.* Ed. by I. Grant. Toronto, Canada: Optimage Ltd., 2002. P. 2101.1–2101.7.
- [15] *Бойко А.В., Корнилов В.И.* // *Теплофизика и аэромеханика.* 2010. Т. 17. № 4. С. 613–623.
- [16] *Cebeci T.* *Analysis of Turbulent Flows.* Oxford: Elsevier Ltd., 2004. 376 p.
- [17] *Proc. of the Stanford Conf. AFOSR-IFP, 1968–1969 / Eds. D.E. Coles, E.A. Hirst.* Stanford University, 1969. Vol. 2. 519 p.
- [18] *Kornilov V.I., Boiko A.V.* // *AIAA J.* 2014. Vol. 52. N 1. P. 93–103.
- [19] *Идельчик И.Е.* *Справочник по гидравлическим сопротивлениям.* М.: Машиностроение, 1975. 559 с.
- [20] *Корнилов В.И., Меклер Д.К.* // *Изв. СО РАН СССР. Сер. техн. наук.* 1989. Вып. 6. С. 38–46.