

УДК 532.526.4

© 1996 г. В.К. КУЗЕНКОВ, В.Н. ЛЕВИЦКИЙ, Е.У. РЕПИК,  
Ю.П. СОСЕДКО

## ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЗМА СНИЖЕНИЯ ТУРБУЛЕНТНОГО ПОВЕРХНОСТНОГО ТРЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ РАЗРУШИТЕЛЕЙ ВИХРЕВЫХ СТРУКТУР

Приводятся результаты экспериментального исследования механизма снижения поверхностного трения с помощью установки в турбулентном пограничном слое параллельно обтекаемой поверхности тонких пластин – разрушителей вихревых структур. Определены условия, при которых имеет место максимальное снижение поверхностного трения. Показано, что присутствие системы пластин в турбулентном пограничном слое приводит к уменьшению частоты выбросов замедленной жидкости из пристенной области во внешнюю область пограничного слоя.

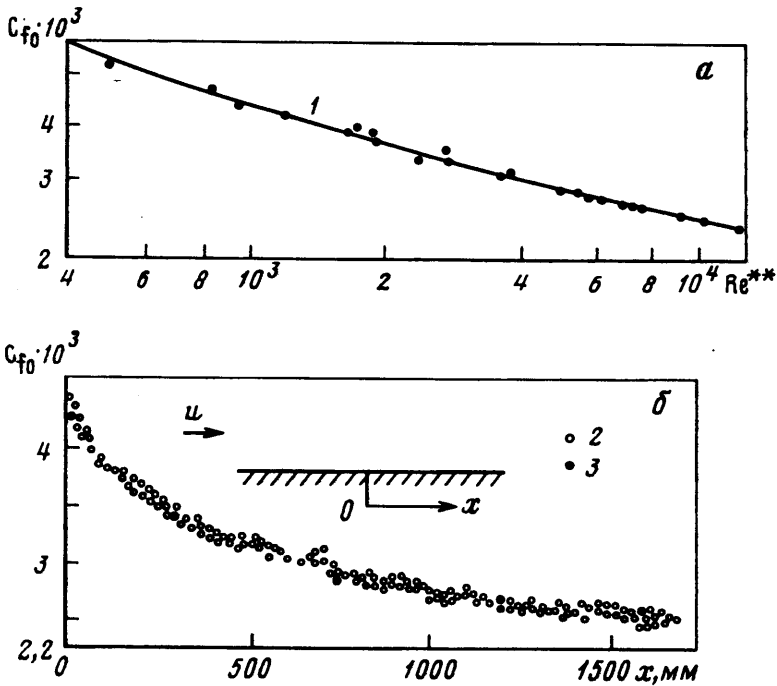
Вопросу уменьшения поверхностного трения с помощью пассивных методов воздействия на развитие турбулентного пограничного слоя посвящено много экспериментальных исследований. К числу наиболее эффективных из этих методов можно отнести метод риблетов – продольно обтекаемых ребер с острыми кромками, и метод разрушителей вихревых структур, основанный на использовании специальных манипуляторов. В качестве манипуляторов обычно используются тонкие пластины, устанавливаемые внутри турбулентного пограничного слоя параллельно обтекаемой поверхности.

В настоящее время воздействие риблетов на развитие пограничного слоя изучено достаточно полно, в то время как условия оптимального использования тонких пластин для уменьшения турбулентного трения изучены мало. Имеющиеся в литературе сведения по этому вопросу носят в основном фрагментарный характер, поскольку они относятся к отдельным конкретным значениям параметров, влияющих на конечный результат, при этом рассматривается главным образом влияние разрушителей вихрей на интегральные характеристики пограничного слоя, в частности на коэффициент поверхностного трения. Противоречивыми являются опытные данные об оптимальных условиях работы пластин и эффективности их применения. Не ясен механизм процессов, протекающих в турбулентном пограничном слое при их наличии.

Наиболее полный обзор выполненных в последние годы работ по исследованию эффективности разрушителей вихревых структур приведен в [1, 2].

В настоящей статье приводятся результаты систематического экспериментального исследования по определению характера воздействия основных определяющих параметров тонкой пластины как на интегральные, так и на структурные характеристики турбулентного пограничного слоя. Исследовалось влияние геометрических размеров пластины (длины и высоты ее установки над обтекаемой поверхностью) и числа Рейнольдса пограничного слоя на эффективность снижения местного коэффициента поверхностного трения в пограничном слое. Определялись также оптимальные расстояния вниз по потоку от пластины, на которых наблюдается максимальное снижение местного поверхностного трения. Особое внимание уделялось исследованию влияния разрушителя вихрей на структуру потока в пограничном слое.

Исследовался турбулентный пограничный слой в безградиентном потоке ( $dp/dx = 0$ ) при значениях скорости набегающего потока  $u_\infty = 10\text{--}40$  м/с. На фиг. 1,а приведены



Фиг. 1. Коэффициент турбулентного поверхностного трения при отсутствии пластины в пограничном слое в зависимости от числа Рейнольдса (а) и расстояний  $x$ , отсчитываемого от начала координат, соответствующего задней кромке пластины, в случае, когда разрушитель вихрей установлен в пограничном слое (б): 1 – формула (1); 2 – опытные значения коэффициентов поверхностного трения, полученные с помощью усовершенствованного метода Престона [4]; 3 – с помощью метода Клаузера [3]

результаты измерения коэффициента поверхностного трения  $C_{f_0} = 2\tau_w/\rho u_\infty^2$  при отсутствии пластины в зависимости от числа Рейнольдса, вычисленного по толщине потери импульса,  $Re^{**} = u_\infty \delta^{**}/\nu$ . Значения  $C_{f_0}$  определялись с помощью метода Клаузера [3] по измеренным профилям скорости в пограничном слое, при этом в универсальном логарифмическом законе распределения скорости

$$\frac{u}{u_\tau} = A \lg \frac{yu_\tau}{\nu} + B$$

где  $u_\tau = \sqrt{\tau_w/\rho}$  – динамическая скорость, постоянные коэффициенты принимались равными  $A = 5,62$  и  $B = 5$  [4].

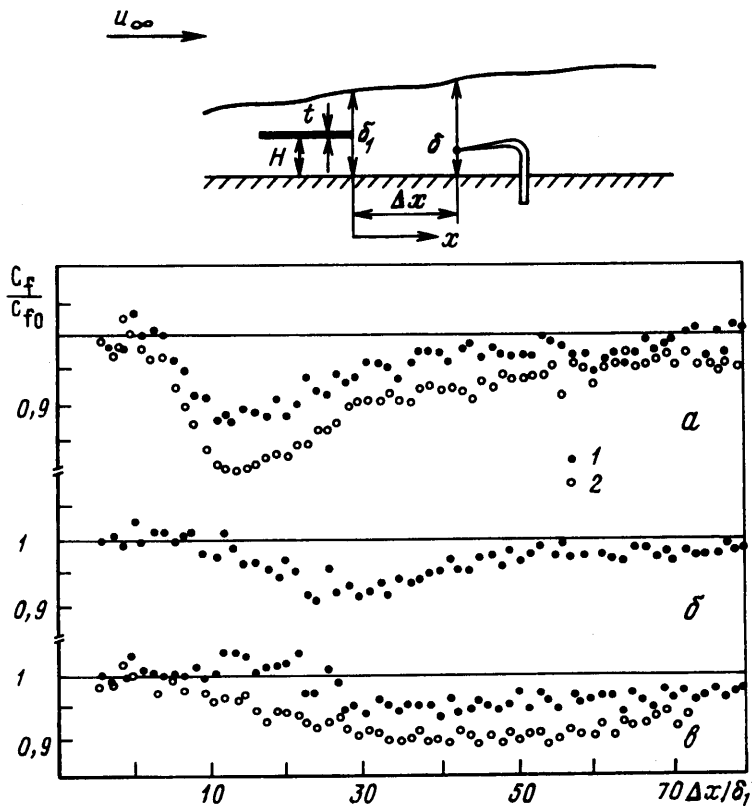
На основании обработки опытных данных получена эмпирическая зависимость 1 (см. фиг. 1,а)

$$C_{f_0} = (0,285 + 4,934 \lg Re^{**})^{-2} \quad (1)$$

которая описывает опытные точки со среднеквадратичной относительной погрешностью  $\sigma = 0,02$ .

В дальнейшем зависимость (1) используется для определения исходных значений  $C_{f_0}$  (при отсутствии пластины), относительно которых осуществляется количественная оценка снижения поверхностного трения с помощью разрушителей вихрей.

Поскольку в настоящих опытах уделялось особое внимание достоверности опытного определения коэффициента поверхностного трения, то измерения дублировались с использованием двух принципиально разных методов: метода Клаузера и усовершенствованного метода Престона [4].



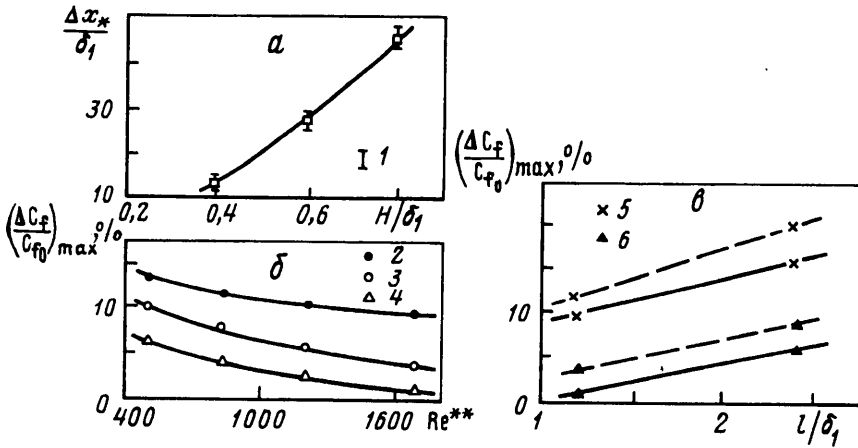
Фиг. 2. Типичное распределение относительной величины поверхностного трения в зависимости от безразмерного расстояния от задней кромки пластины при разных значениях относительной высоты ее установки: а -  $H/\delta_1 = 0,4$ ; б -  $0,6$ ; в -  $0,8$

Сравнение опытных значений коэффициентов поверхностного трения  $C_f$ , полученных при  $u_\infty = 30$  м/с с помощью метода Клаузера и трубки Престона диаметром  $d = 0,775$  мм, которая перемещалась по обтекаемой поверхности вдоль по потоку, приведено на фиг. 1,б. Точки 2 получены с помощью метода Престона, точки 3 - с помощью метода Клаузера. Видно, что в пределах разброса опытных точек оба метода определения  $C_f$  дают одинаковые результаты.

Разрушитель вихревых структур, выполненный в виде тонкой пластины толщиной  $t = 0,4$  мм и длиной  $l = 9-18$  мм (по потоку), устанавливался внутри пограничного слоя толщиной  $\delta$  на расстоянии  $H$  от обтекаемой поверхности. Для оценки его воздействия на развитие пограничного слоя вниз по потоку от пластины измерения параметров пограничного слоя проводились на разных расстояниях  $\Delta x$  от ее задней кромки (см. фиг. 2).

Типичные результаты измерений относительной величины  $C_f/C_{f0}$  при скорости потока  $u_\infty = 20$  м/с ( $Re^{**} = 830$ ) в зависимости от безразмерного расстояния  $\Delta x/\delta_1$  при разных значениях относительной высоты  $H/\delta_1$  установки пластины приведены на фиг. 2. Здесь  $C_f$  - коэффициент поверхностного трения при установленной в пограничном слое пластине;  $\delta_1$  - толщина пограничного слоя в сечении, соответствующем задней кромке пластины.

Из фиг. 2 видно, что коэффициент поверхностного трения достигает своего минимального значения  $C_{f_{min}}$  на некотором определенном расстоянии  $\Delta x = \Delta x_*$  вниз по



Фиг. 3. Относительное оптимальное расстояние от задней кромки пластины, на котором поверхностное трение принимает минимальное значение в зависимости от относительной высоты установки пластины в пограничном слое (а). Величина максимального снижения местного поверхностного трения (в процентах) в зависимости от числа Рейнольдса (б) и от относительной длины пластины (в) при разных значениях относительной высоты ее установки: 1 – разброс опытных данных; 2 –  $H/\delta_1 = 0,4$ ; 3 – 0,6; 4 – 0,8; 5 – 0,4; 6 – 0,8

потoku от задней кромки пластины, после чего начинает возрастать до своей исходной величины. Отметим, что каждому значению высоты  $H/\delta_1$  установки пластины в пограничном слое соответствует свое расстояние  $\Delta x_*/\delta_1$ , при котором относительный местный коэффициент поверхностного трения принимает минимальное значение  $(C_f/C_{f0})_{min}$ .

На фиг. 2 показано также влияние длины пластины на распределение относительного коэффициента поверхностного трения в пограничном слое вниз по потоку за пластиной. Точки 1 соответствуют значению  $l/\delta_1 = 1,2$  ( $l = 9$  мм), точки 2 –  $l/\delta_1 = 2,4$  ( $l = 18$  мм). Из опыта следует, что с увеличением длины пластины эффективность разрушителя вихрей возрастает при всех исследованных значениях  $H/\delta_1$  и скоростях набегающего потока  $u_\infty$ .

На фиг. 3,а приведена осредненная зависимость  $\Delta x_*/\delta_1$  от отношения  $H/\delta_1$ . Эта зависимость остается справедливой во всем исследованном диапазоне изменения чисел Рейнольдса ( $490 < Re^{**} < 1680$ ) и относительной длины пластины ( $1,2 \leq l/\delta_1 \leq 2,4$ ). На графике обозначение 1 – разброс опытных данных.

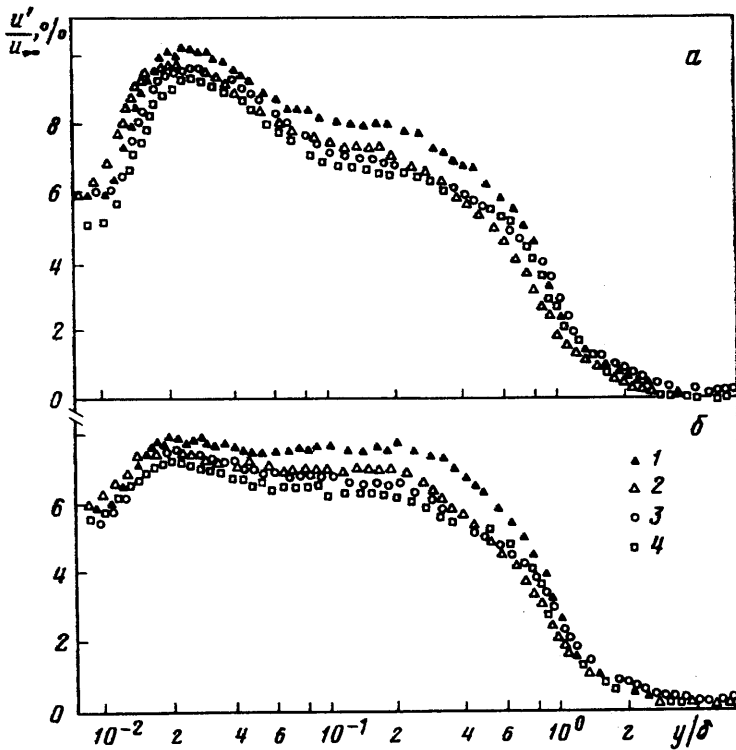
Величина максимального снижения местного поверхностного трения  $\Delta C_f$ , которая соответствует минимальному значению поверхностного трения  $C_{f_{min}}$  за пластиной

$$(\Delta C_f / C_{f_0})_{max} = (C_{f_0} - C_{f_{min}}) / C_{f_0}$$

зависит от числа Рейнольдса  $Re^{**}$ , относительной высоты  $H/\delta_1$  установки пластины в пограничном слое и относительной длины пластины  $l/\delta_1$ .

Из фиг. 3,б видно, что величина  $(\Delta C_f/C_{f_0})_{max}$  уменьшается с увеличением числа Рейнольдса пограничного слоя  $Re^{**}$ , отнесенного к толщине потери импульса  $\delta^{**}$  в области задней кромки пластины, при всех исследованных значениях  $H/\delta_1$ , при этом значения  $(\Delta C_f/C_{f_0})_{max}$  уменьшаются с ростом  $H/\delta_1$ . Точки 2–4 соответствуют значениям  $H/\delta_1 = 0,4; 0,6; 0,8$ . Однако протяженность зоны за пластиной, где наблюдаются значения  $C_f/C_{f_0} < 1$ , с ростом  $H/\delta_1$  возрастает (фиг. 2).

Влияние относительной длины  $l/\delta_1$  на значение  $(\Delta C_f/C_{f_0})_{max}$  для двух значений  $H/\delta_1 = 0,4$  и  $0,8$  и чисел Рейнольдса  $Re^{**} = 830$  и  $1680$ , показано на фиг. 3,в. Точки 5



Фиг. 4. Типичное распределение интенсивности пульсаций продольной составляющей скорости по толщине пограничного слоя при  $u_{\infty} = 20$  м/с (а) и  $u_{\infty} = 40$  м/с (б): 1 – при отсутствии пластины в пограничном слое; 2–4 – разрушитель вихрей установлен в пограничном слое соответственно  $H/\delta_1$ ,  $(\Delta x/\delta_1) = 0,4$  (14,5); 0,6 (23,5); 0,7 (40)

соответствуют  $H/\delta_1 = 0,4$ , точки б –  $H/\delta_1 = 0,8$ , при этом сплошная кривая соответствует  $Re^{**} = 1680$ , а штриховая –  $Re^{**} = 830$ . Видно, что при  $H/\delta_1 = 0,8$  увеличение  $l/\delta_1$  более эффективное, чем при  $H/\delta_1 = 0,4$ , хотя по абсолютной величине выигрыш  $\Delta C_f/C_{f_0}$  при  $H/\delta_1 = 0,4$  больше, чем при  $H/\delta_1 = 0,8$ .

Отметим, что результаты, приведенные на фиг. 2 и 3, качественно, а в ряде случаев и количественно согласуются с опытными данными других авторов (см. [1] и др.).

Ниже рассматривается воздействие разрушителей вихревых структур на структурные характеристики турбулентного пограничного слоя. Исследовалось влияние установки пластины в пограничном слое на частоту выбросов замедленной жидкости из пристеночной области во внешнюю область пограничного слоя, т.е. получен ответ на вопрос, как влияет разрушитель на период  $T = 1/f$  обновления течения в непосредственной близости от стенки.

Согласно современным представлениям, течение в вязком подслое турбулентного пограничного слоя является существенно нестационарным и состоит из участков ламинарного слоя длиной  $x_0$ , периодически развивающегося до определенной толщины  $\delta_0$  и затем разрушающегося под действием некоторого механизма неустойчивости. Такая модель течения обосновывает появление интенсивных пульсаций скорости вблизи стенки, что не может быть объяснено исходя из классической модели Прандтля. Схема течения в пристенной области турбулентного пограничного слоя в соответствии с этой моделью течения представлена на фиг. 6,а, штриховой линией обозначена осреднен-

ная граница вязкого подслоя. Такой характер течения вблизи обтекаемой стенки впервые нашел экспериментальное подтверждение в опытах [5], где визуально с помощью подкрашивания жидкости было обнаружено, что вблизи стенки появляются пятна возмущений, представляющие собой струйки жидкости с замедленной скоростью по сравнению со скоростью окружающей среды. В процессе своего развития эти объемы замедленной жидкости постепенно удаляются от стенки и, достигнув некоторого критического расстояния от стенки, полностью разрушаются, образуя хаотическую, турбулентную форму движения жидкости.

Экспериментально установлено, что эти процессы обновления вязкого подслоя турбулентного пограничного слоя имеют строгую периодичность в статистическом смысле [5, 6]. Частота обновления подслоя регулирует процесс порождения турбулентности в пограничном слое и, следовательно, существенно влияет на интегральные характеристики пограничного слоя. Значение безразмерного параметра  $T^{\circ} = u_{\infty} f \delta$ , определяющего среднестатистический период обновления подслоя, пропорционально осредненной толщине вязкого подслоя  $\delta$ , которая, как известно, и определяет во многом величину турбулентного поверхностного трения.

На фиг. 4, а, б приведены типичные результаты сравнения распределений интенсивности пульсаций продольной составляющей скорости  $\sqrt{\langle u^2 \rangle} / u_{\infty} = u' / u_{\infty}$  по толщине пограничного слоя (соответственно для значений скорости  $u_{\infty} = 20$  и  $40$  м/с) при отсутствии пластины (точки 1) и в случае, когда она установлена в пограничном слое на расстоянии  $H / \delta_1$  от обтекаемой стенки и расстоянии  $\Delta x_* / \delta_1$  вниз по потоку от пластины, соответствующем минимальному значению  $C_f / C_{f_0}$ . Точки 2–4 соответствуют  $H / \delta_1 = 0,4, 0,6, 0,75$  и  $\Delta x_* / \delta_1 = 14,5, 23,5, 40$ . Видно, что установка разрушителя вихрей в пограничном слое приводит к заметному уменьшению уровня пульсаций скорости  $u' / u_{\infty}$  в пограничном слое. С ростом скорости набегающего потока общий уровень пульсаций  $u' / u_{\infty}$  в пограничном слое уменьшается.

Из результатов измерений следует, что присутствие пластины в пограничном слое приводит также к некоторому уменьшению интегрального масштаба турбулентности по всей толщине пограничного слоя.

Можно полагать, что уменьшение уровня пульсаций скорости и масштаба турбулентности, вызванное установкой пластины в пограничном слое, непосредственно связано со снижением поверхностного трения.

Результаты исследования влияния разрушителя вихрей на частоту  $f$  выбросов замедленной жидкости из пристенной зоны течения во внешнюю область пограничного слоя приведены на фиг. 5 и 6.

В настоящих опытах использовался метод определения частоты выбросов по максимуму распределения по частотам спектрального момента первого порядка  $fE(f)$  [7].

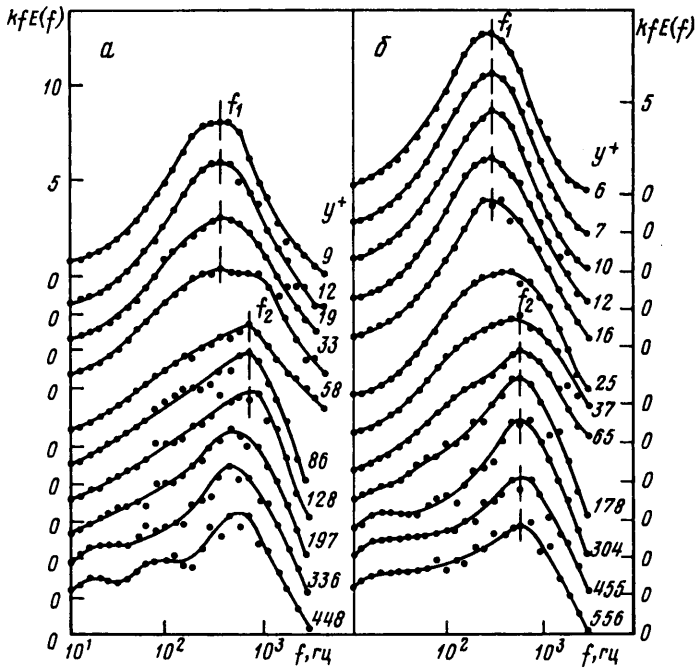
Сущность метода заключается в следующем. Энергетический спектр продольных пульсаций скорости  $u'$  представляет собой распределение по частотам доли  $\langle u^2(f) \rangle = E(f)$ , приходящейся на данное значение частоты  $f$ , от полной энергии  $\langle u^2 \rangle_{\Sigma}$  пульсаций скорости. Тогда по определению имеем

$$\langle u^2 \rangle_{\Sigma} = \int_0^{\infty} E(f) df$$

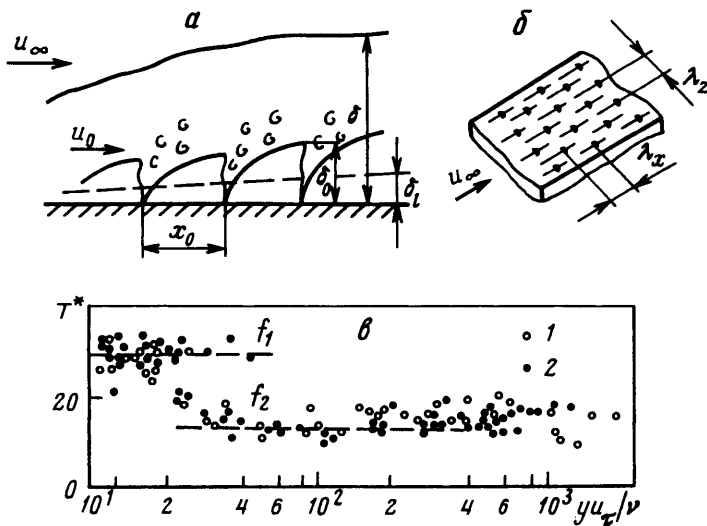
Запишем это соотношение в виде

$$\langle u^2 \rangle_{\Sigma} = \int_{-\infty}^{\infty} fE(f) d \ln f$$

Если теперь построить величину  $fE(f)$  в зависимости от  $\ln f$ , то площадь под опытной кривой будет соответствовать полной энергии продольной пульсации скорости. Такой способ представления энергетических спектров удобен тем, что позволяет сравнительно легко определить наиболее энергосодержащий диапазон частот.



Фиг. 5. Типичное распределение энергетических спектров в турбулентном пограничном слое на разных расстояниях от обтекаемой поверхности при отсутствии пластины (а) и при ее установке в пограничном слое (б)



Фиг. 6. Схема течения в пристенной области турбулентного пограничного слоя (а) и расположения зон выбросов замедленной жидкости (б). Распределение по толщине пограничного слоя безразмерного периода обновления подслоя, определяемого по частотам  $f_1$  и  $f_2$ , соответствующим максимумам спектра (в): 1 – пластина отсутствует; 2 – разрушитель вихрей установлен в пограничном слое

Спектральное распределение определялось путем применения преобразования Фурье к автокорреляционным функциям, полученным опытным путем. Типичный пример распределения величины  $kfE(f)$  (здесь  $k$  – произвольный аппаратный коэффициент), измеренной в пограничном слое на разных расстояниях от стенки  $y^+ = u_c \tau / \nu$ , приведен на фиг. 5 как при отсутствии пластины (а), так и при ее наличии в пограничном слое (б). Видно, что вблизи обтекаемой стенки (в зоне границы вязкого подслоя) максимумы спектров наблюдаются при некоторой частоте  $f_1$ , а на некотором расстоянии от стенки – при частоте  $f_2$ . Существование этих двух максимумов в энергетических спектрах, т.е. двух превалирующих значений частоты в спектре, определяющих характерные периоды в процессе обновления подслоя, имеет определенный физический смысл.

В соответствии с результатами визуальных исследований картины течения в пристеночной области турбулентного пограничного слоя [8, 9] выбросы, возникающие в результате разрушения струек замедленной жидкости, происходят не изолированно друг от друга, а в виде коррелированной совокупности процессов, в которой несколько выбросов наблюдаются одновременно на некотором участке обтекаемой поверхности (фиг. 6, а, б). При этом расстояние  $\lambda_z$  между соседними выбросами в поперечном направлении  $z$  в среднем составляет  $\lambda_z^+ = \lambda_z u_c / \nu \approx 100$ , а в продольном направлении  $x$  (между двумя соседними рядами выбросов) –  $\lambda_x^+ \approx 500$ .

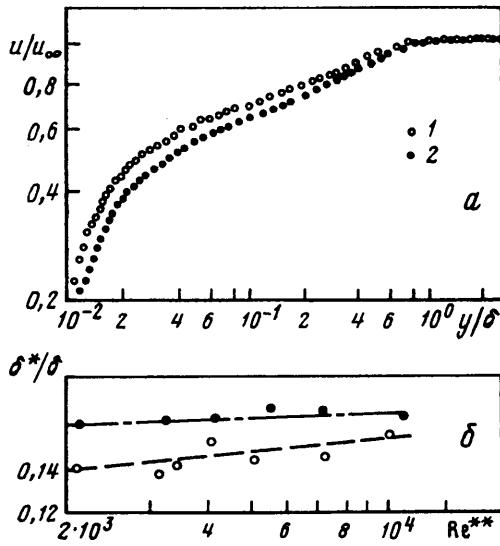
Существенная особенность рассматриваемой картины течения состоит в том, что в двух последовательных циклах выбросов, разделенных расстоянием  $\lambda_x$ , зоны выбросов смещены по  $z$  на величину  $1/2 \lambda_z$ , т.е. расположены на обтекаемой поверхности в шахматном порядке. Приведенная на фиг. 6, б схема расположения зон выбросов изображена в системе координат, движущейся относительно стенки со скоростью конвекции  $u_c \approx 0,8 u_\infty$ . Таким образом, если вблизи стенки расположен датчик, регистрирующий средний период  $T = 1/f$  между выбросами, то измеряемая при этом частота выбросов  $f_1$  должна соответствовать расстоянию  $2\lambda_x$  между выбросами, расположенными вдоль одной линии тока, т.е.  $f_1 = u_c / 2\lambda_x$  и  $T_1 = 1/f_1 = 2\lambda_x / u_c$ .

По мере удаления от стенки масштаб возмущений, связанных с выбросами, возрастает по всем координатам, в том числе и по  $z$ , что в конечном итоге должно привести к смыканию двух соседних по  $z$  возмущений. Следовательно, если устройство, регистрирующее период между выбросами, расположено вдали от стенки, где возмущения от соседних по  $z$  выбросов смыкаются между собой, то измеряемая при этом частота выбросов  $f_2$  должна удвоиться по сравнению с частотой  $f_1$ , регистрируемой вблизи стенки:  $f_2 = u_c / \lambda_x = 2f_1$  и соответственно  $T_2 = 1/f_2 = 1/2 T_1$ . Именно такой эффект и наблюдается на фиг. 5.

На фиг. 6, в приведены результаты определения безразмерного периода обновления подслоя  $T^* = u_\infty / f \delta^*$  на разных расстояниях от стенки  $y^+ = u_c \tau / \nu$  ( $u_c$  – динамическая скорость,  $\delta^*$  – толщина вытеснения пограничного слоя). Точки 1 соответствуют случаю, когда пластина в пограничном слое отсутствует, а точки 2 – случаю, когда она установлена в пограничном слое. Опыты проводились при разных значениях скорости ( $u_\infty = 10-40$  м/с) и при разных расстояниях пластины от стенки ( $H/\delta_1 = 0,4-0,75$ ,  $l/\delta_1 = 2,4$ ). Видно, что безразмерный период обновления подслоя  $T^* = u_\infty / f \delta^*$  практически не зависит от того, присутствует или отсутствует пластина в пограничном слое, а также от условий течения. При этом средние значения  $T^*$  вблизи стенки и во внешней области пограничного слоя хорошо согласуются с результатами более ранних опытов [7].

Однако следует отметить, что присутствие разрушителя вихрей в пограничном слое приводит к увеличению относительной толщины вытеснения  $\delta^* / \delta$  пограничного слоя, т.е. к менее заполненному профилю скорости. Это иллюстрирует фиг. 7, а, где приведен профиль скорости  $u/u_\infty = f(y/\delta)$  при  $u_\infty = 20$  м/с. Здесь точки 1 соответствуют





Фиг. 7. Распределение осредненной скорости течения в турбулентном пограничном слое при  $u_\infty = 20$  м/с (а) и зависимость относительной толщины вытеснения в пограничном слое от числа Рейнольдса (б): 1 – пластина отсутствует; 2 – разрушитель вихрей установлен в пограничном слое ( $H/\delta_1 = 0,4$ ;  $l/\delta_1 = 2,4$ )

случаю, когда пластина отсутствует, а точки 2 – случаю когда она установлена в пограничном слое ( $H/\delta_1 = 0,4$  и  $l/\delta_1 = 2,4$ ). Влияние разрушителя вихрей в пограничном слое на величину  $\delta^*/\delta$  в зависимости от  $Re^*$  иллюстрирует фиг. 7, б, при этом величина  $Re^{**}$  изменялась как за счет изменения скорости потока ( $u_\infty = 20-40$  м/с), так и за счет увеличения расстояния  $\Delta x$  от задней кромки пластины до измерительного сечения ( $\Delta x/\delta_1 = 14-96$ ). Здесь обозначения те же, что и на фиг. 7, а. Видно, что присутствие пластины приводит к заметному возрастанию относительной величины  $\delta^*/\delta$  во всем диапазоне измерений. Толщина пограничного слоя остается при этом практически неизменной.

Увеличение  $\delta^*$  в присутствии разрушителя вихрей при постоянном значении безразмерного периода  $T^*$  означает уменьшение частоты выбросов  $f$ , а следовательно, увеличение размерного периода обновления подслоя  $T = 1/f$ . Согласно же схеме течения, приведенной на фиг. 6, а, увеличение  $T$  способствует увеличению длины  $\lambda_0$  элементарных ламинарных участков в подслое и их толщины  $\delta_0$ , что эквивалентно увеличению осредненной толщины вязкого подслоя  $\delta_1$ , а следовательно, уменьшению поверхностного трения.

**Заключение.** Представленные данные экспериментальных исследований механизма снижения поверхностного трения за счет установки в турбулентный пограничный слой пластины – разрушителя вихревых структур, показывают, что основным результатом воздействия является уменьшение частоты выбросов замедленной жидкости из приобной зоны во внешнюю область течения. Это приводит к увеличению периода обновления вязкого подслоя и его толщины, что существенно влияет на интегральные характеристики. Определены оптимальные условия максимального снижения поверхностного трения.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта 93-013-16377).

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Savill A.M., Mumford J.C.* Manipulation of turbulent boundary layers by outer-layer devices: skin-friction and flowvisualization results // *J. Fluid Mech.* 1988. V. 191. P. 389–418.
2. *Anders J.B.* Outer-layer manipulators for turbulent drag reduction // *Viscous Drag Reduction in Boundary Layers*. 1990. P. 263–284 ("Progress in Astronaut. and Aeronaut", V. 123).
3. *Clauser F.H.* Turbulent boundary layers in adverse pressure gradients // *J. Aeronaut. Sci.* 1954. V. 21. № 2. P. 91–108.
4. *Репик Е.У., Кузенков В.К., Михайлова Н.П.* Влияние градиента скорости и близости стенки на показания трубки полного напора при измерении поверхностного трения и распределения скорости в турбулентном пограничном слое // *Инж.-физ. журн.* 1985. Т. 48. № 6. С. 895–904.
5. *Kline S.J., Runstadler P.W.* Some preliminary results of visual studies of the flow model of the wall layers of the turbulent boundary layer // *Trans. ASME Ser. E. J. Appl. Mech.* 1959. V. 26. № 2. P. 166–170.
6. *Репик Е.У., Соседко Ю.П.* Исследование прерывистой структуры течения в пристеночной области турбулентного пограничного слоя // *Турбулентные течения*. М.: Наука, 1974. С. 172–184.
7. *Репик Е.У., Соседко Ю.П.* Спектральное исследование квазиупорядоченной структуры течения в турбулентном пограничном слое // *Изв. АН СССР. МЖГ*. 1982. № 3. С. 10–17.
8. *Offen J.R., Kline S.J.* A proposed model of the bursting process in turbulent boundary layers // *J. Fluid Mech.* 1975. V. 70. Pt. 2. P. 209–228.
9. *Beljaars A.C.M., Prasad Krishna K.* A model for periodic structures in turbulent boundary layers // *Lecture Notes Phys.* 1981. № 136. P. 93–118.

Москва

Поступила в редакцию  
1.VI.1995