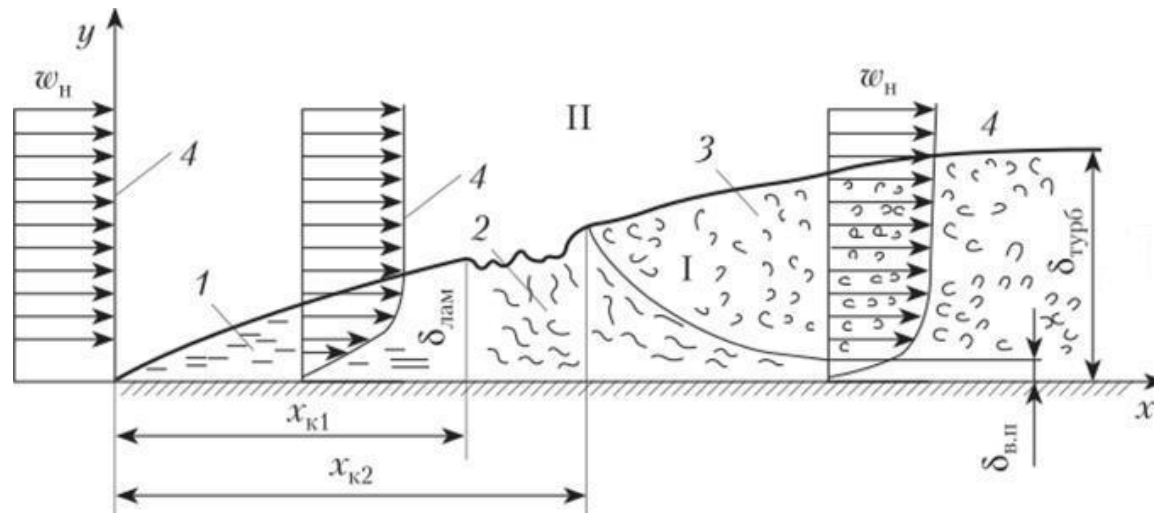


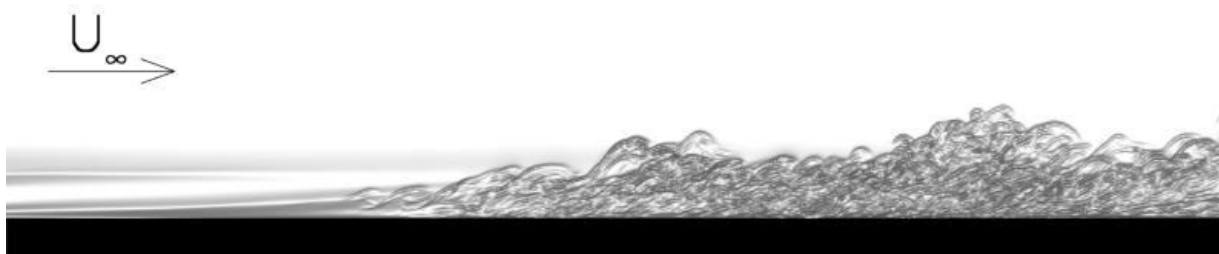
ШУМ ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ

Понятие пограничного слоя в гидродинамике введено Людвигом Прандтлем (1904, Гейдельберг, Германия). При движении тел в сплошной среде (обтекании тел движущейся средой) у обтекаемой поверхности образуется турбулентный пограничный слой, излучающий шум.

Схема развития пограничного слоя



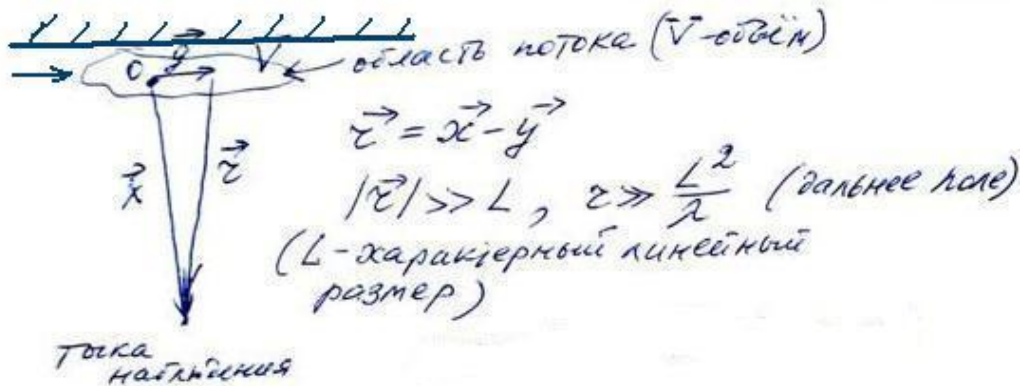
1 — ламинарный гидродинамический пограничный слой; 2 — переходное течение; 3 — турбулентный пограничный слой; 4 — эюры скоростей; I — пограничный слой; II — основной поток; w_u — скорость набегающего потока; $\delta_{лам}$, $\delta_{турб}$ — толщина ламинарного и турбулентного пограничных слоев; $x_{к1}$ — длина участка ламинарного пограничного слоя; $x_{к2}$ — участок перехода к турбулентному пограничному слою; $\delta_{в,л}$ — толщина ламинарного подслоя.



Визуализация пограничного слоя (хорошо виден переход от ламинарного течения к турбулентному)

Основы теории шума турбулентного пограничного слоя

Присутствие границ существенно влияет на излучение шума турбулентностью: 1) поверхность изменяет характер излучения шума турбулентностью: наличие поверхности приводит к появлению дипольных и монопольных источников шума, доминирующих в турбулентном пограничном слое; 2) шум отражается от границ и дифрагирует на них; 3) в некоторых случаях наличие тел в потоке может привести к автоколебательным процессам за счет обратного влияния звука на поток.



Рассмотрим поверхность, обтекаемую потоком.

Основы теории излучения шума турбулентным пограничным слоем были созданы английским акустиком Кёрлом (N. Curle) в 1955 году как обобщение теории Лайтхилла на случай турбулентного потока у поверхности. Кёрл получил общее решение уравнения Лайтхилла при наличии границ:

$$\rho - \rho_0 = \frac{1}{4\pi c_0^2} \left\{ \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int_V \frac{T_{ij}}{r} dV + \frac{\partial}{\partial x_i} \int_S \frac{\rho v_i v_n - p_i}{r} dS - \int_S \frac{\partial(\rho v_n)}{\partial t} \frac{dS}{r} \right\}, \quad (1)$$

где T_{ij} – тензор турбулентных напряжений Лайтхилла, v_n – нормальная к поверхности (границе) составляющая скорости, p_i – i -я составляющая силы, действующей со стороны жидкости на границу, S – площадь обтекаемой поверхности, V – объем, занятый потоком, r – расстояние от области, занятой потоком, до точки наблюдения (считаем, что точка наблюдения находится на достаточно большом удалении от области потока, т.е. $|\vec{x}| \approx r$), все подынтегральные выражения берутся с учетом запаздывания, т.е. в момент времени $t-r/c_0$).

Первое слагаемое, описывающее собственный шум турбулентного потока, носит квадрупольный характер (этот вид излучения был рассмотрен нами раньше). Второе слагаемое описывает шум, возникающий вследствие обмена импульсом между жидкостью и податливой стенкой (первое слагаемое под интегралом) и вследствие силового воздействия турбулентных вихрей на обтекаемую поверхность (второе слагаемое под интегралом), и имеет дипольный характер (заметим, что «силовой» шум будет отличен от нуля даже в случае жесткой поверхности). Третье слагаемое в (1) описывает шум, создаваемый колебаниями обтекаемой поверхности под действием вихрей (т.н. вторичное излучение шума податливой обтекаемой поверхностью, колеблющейся под действием турбулентных пульсаций давления вблизи стенки), оно имеет монопольный характер (из этого следует, что эффективность вторичного излучения шума обтекаемой границей может быть достаточно высокой).

Рассмотрим наиболее простой случай – обтекание жесткой поверхности ($v_n = 0$). Учтем также, что собственный шум турбулентности (квадрупольный шум свободного турбулентного потока, описываемый первым слагаемым в выражении (1)), как правило, существенно слабее дипольного и монопольного шума, обусловленного влиянием границы, т.е.

первым слагаемым в (1) можно пренебречь. Учтем также, что в дальнем поле $\frac{\partial}{\partial x_i} \approx -\frac{x_i}{c_0 |\vec{x}|} \frac{\partial}{\partial t}$, причем в данном случае

$$|\vec{x}| \approx r.$$

В этом случае решение (1) принимает вид:

$$\rho - \rho_0 = \frac{x_i}{4\pi c_0^3 r^2} \int_S \frac{\partial p_i}{\partial t} dS. \quad (2)$$

Для среднеквадратичного значения звукового давления шума, создаваемого пограничным слоем, получаем из (2) с учетом коррелированности турбулентных вихрей в слое и в предположении о том, что турбулентные пульсации давления в погранслое представляют собой стационарный во времени и пространстве случайный процесс, а размеры вихрей (т.е. коррелированных участков) в пограничном слое существенно меньше размеров обтекаемой поверхности:

$$\overline{p^2} = \frac{1}{16\pi^2 c_0^2 r^2} \int_S B(\xi, \nu) d\xi d\nu, \quad (3)$$

где B – корреляционная функция производных пульсаций давления по времени в пограничном слое, ξ и ν – пространственные разделения между точками измерения пульсаций давления.

Таким образом, задача о шуме турбулентного пограничного слоя сводится к нахождению корреляции временных производных турбулентных пульсаций давления в погранслое. Поскольку обычно измеряется не корреляция производных пульсаций давления, а корреляция самих пульсаций, то удобнее перейти в формуле (3) к корреляции пульсаций давления. Это удобно сделать, используя понятие взаимного по пространству спектра пульсаций давления, который определяется следующим образом:

$$\Gamma(\xi, \nu, \omega) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} B_p(\xi, \nu, \tau) e^{-i\omega\tau} d\tau, \quad (4)$$

где ω – частота, τ – временное разделение, B_p – корреляционная функция пульсаций давления.

Связь взаимного по пространству спектра с корреляцией производных пульсаций давления по времени нетрудно получить, совершая обратное по отношению к (4) преобразование Фурье, дважды дифференцируя полученный результат по τ и вновь совершая преобразование Фурье:

$$\Gamma(\xi, \nu, \omega) = \frac{1}{\omega^2} \int_{-\infty}^{+\infty} B(\xi, \nu, \tau) e^{-i\omega\tau} d\tau. \quad (5)$$

Используя (3) и (5), можно получить выражение для спектральной плотности шума турбулентного пограничного слоя:

$$E(\omega) = \frac{\omega^2}{16\pi^2 \rho_0 c_0^3 r_s^2} \int_S \Gamma(\xi, \nu, \omega) d\xi d\nu. \quad (6)$$

Таким образом, если известен взаимный по пространству спектр турбулентных пульсаций давления в пограничном слое, то задачу нахождения шума турбулентного пограничного слоя можно считать решенной.

Однако, теория турбулентности не дает возможности вычислить взаимный по пространству спектр. Поэтому для решения задачи о шуме погранслоя обычно используются эмпирические формулы или упрощенные модели пристеночной турбулентности (в основе также эмпирические).

Одним из наиболее плодотворных оказался подход Коркоса (G.M. Corcos, 1963), выдвинувшего на основе анализа экспериментальных данных довольно простые, но весьма эффективные гипотезы о свойствах взаимного по пространству спектра $\Gamma(\xi, \nu, \omega)$. Эти гипотезы получили название гипотез подобия и перемножения. В соответствии с гипотезами Коркоса, упрощенное эмпирическое выражение для взаимного по пространству спектра пульсаций давлений в турбулентном пограничном слое может быть представлено в виде

$$\Gamma(\xi, \nu, \omega) = G(\omega) \cdot \gamma_1\left(\xi \frac{\omega}{U_k}\right) \cdot \gamma_2\left(\nu \frac{\omega}{U_k}\right) e^{-i \frac{\omega}{U_k} \xi}, \quad (7)$$

где $G(\omega)$ - спектр мощности пульсаций давления в пограничном слое, U_k – скорость конвекции турбулентных вихрей в погранслое, для вычисления которой можно использовать эмпирическую формулу

$$U_k \approx U_\infty \cdot \left(0,59 + 0,3 \cdot e^{-0,89 \frac{\omega \delta_*}{U_\infty}} \right),$$

U_∞ - характерная скорость потока за пределами пограничного слоя (приближенно можно считать, что $U_k \approx 0,8 \cdot U_\infty$, т.е. турбулентные вихри в погранслое как бы «отстают» от общего потока; вихри в данном случае – это фактически коррелированные участки потока в погранслое),

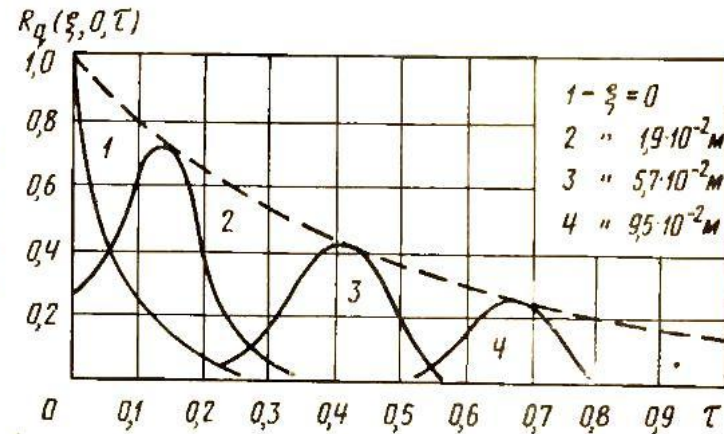
γ_1 и γ_2 – функции, аппроксимирующие данные эксперимента (они характеризуют спад корреляции пульсаций давления в направлениях по потоку и перпендикулярно потоку):

$$\gamma_1\left(\xi \frac{\omega}{U_k}\right) = \exp(-a_1 |\xi| \frac{\omega}{U_k}), \quad \gamma_2\left(\nu \frac{\omega}{U_k}\right) = \exp(-a_2 |\nu| \frac{\omega}{U_k}),$$

где $a_1 \approx 0,1$, $a_2 \approx 0,7$ – эмпирические константы. Пространственная переменная ξ направлена по потоку, ν - перпендикулярно потоку в плоскости границы. Экспоненциальный множитель в формуле (7) описывает «снос» корреляционной функции пульсаций давления потоком по продольной переменной ξ , а константы a_1 и a_2 характеризуют скорость спада корреляционной функции по мере увеличения пространственных разделений по потоку и перпендикулярно потоку. Отметим, что скорость конвекции турбулентных вихрей в погранслое не равна скорости

потока за пределами погранслоя, т.е. завихренность в пограничном слое движется с несколько меньшей скоростью, чем среда во внешнем потоке.

Рис. 2.47. Продольная пространственно-временная корреляционная функция пульсаций давления в турбулентном пограничном слое



Названия гипотез подобия и перемножения связаны с тем, что функции $\gamma_1(\xi)$ и $\gamma_2(u)$, описывающие зависимость взаимного спектра (фактически, корреляции) от пространственных переменных («разделений») ξ и u , являются подобными (гипотеза подобия), причем эти функции (каждая из которых зависит только от одной пространственной координаты), как и функция $G(\omega)$, описывающая частотный спектр пульсаций давления, в формуле (7) перемножаются (гипотеза перемножения).

Впоследствии были предложены и иные аппроксимации взаимного по пространству спектра пульсаций давления в турбулентном пограничном слое. Однако аппроксимация Коркоса была предложена одной из первых и оказалась весьма компактной и удачной.

Для описания спектра $G(\omega)$ также используются эмпирические соотношения, например, следующее (в формуле ниже использована не циклическая частота ω , а линейная f):

$$G(f) = \frac{\langle q^2 \rangle}{\left(\frac{\pi f_0}{2} \right) \cdot \left[1 + \left(\frac{f}{f_0} \right)^2 \right]}, \quad (8)$$

где $\langle q^2 \rangle$ - квадрат среднеквадратичного значения пульсаций давления в пограничном слое, f_0 – частота, определяемая постоянством «погранслоного» числа Струхала, т.е. критерия подобия течения в пограничном слое: $Sh_* = \frac{f_0 \delta_*}{U_\infty} = 0,2$; U_∞ - характерная скорость потока за пределами пограничного слоя, δ_* – толщина вытеснения пограничного слоя (фактически, это толщина пограничного слоя), определяемая соотношением

$$\delta_* = \frac{1}{U_\infty} \int_0^\infty [U_\infty - v(z)] dz,$$

z – координата, перпендикулярная плоскости обтекаемой поверхности, $v(z)$ – профиль скорости в пограничном слое. Толщина пограничного слоя на крыле самолета составляет обычно от 1 мм до 1 см в зависимости от режима полёта.

Среднеквадратичное значение пульсаций давления в пограничном слое $\sqrt{\langle q^2 \rangle}$, как показывает эксперимент, пропорционально скоростному напору потока в диапазоне чисел Маха потока $0,5 < M < 1,6$:

$$\sqrt{\langle q^2 \rangle} \approx 0,006 \cdot \frac{\rho_0 U_\infty^2}{2} \quad (9)$$

(коэффициент 0,006 пригоден только для аэродинамически гладкой поверхности, на шероховатой он может возрастать на порядок).

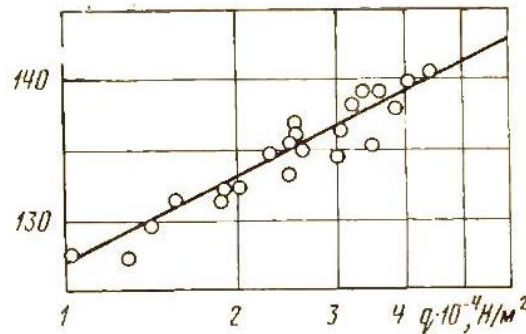


Рис. 2. 45. Зависимость среднеквадратичного значения пристеночных пульсаций давления (в дБ) в турбулентном пограничном слое от скоростного напора q_*

Спектр мощности турбулентных пульсаций давления в пограничном слое имеет широкополосный характер, что связано с широким спектром масштабов турбулентных вихрей в погранслое. Спектр шума пограничного слоя, как следует из формул (6)-(8), определяется спектром мощности пульсаций давления и также является широкополосным.

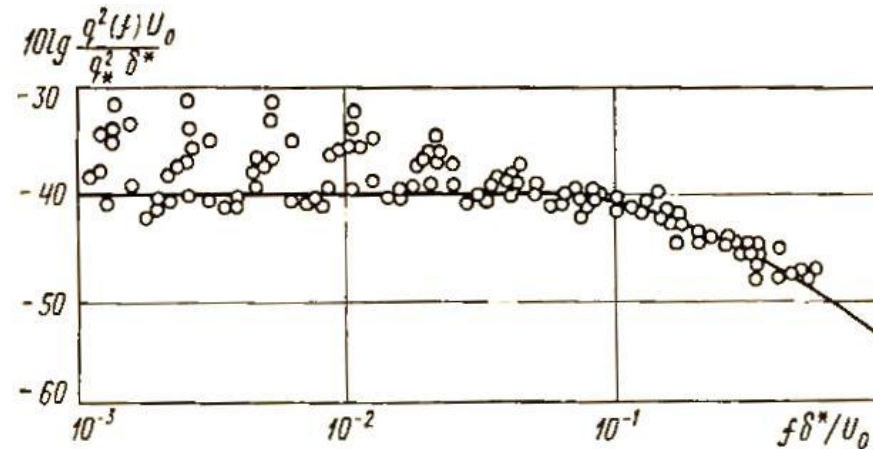


Рис. 2.46. Безразмерные спектры пристеночных пульсаций давления в турбулентном пограничном слое

Высокочастотный спад спектра шума погранслоя наблюдается вблизи частоты, соответствующей значению «погранслойного» числа Струхала $Sh_* = \frac{f_0 \delta_*}{U_\infty} = 0,2$.

Широкий спектр шума погранслоя легко услышать, например, на этапе снижения самолета с задним расположением двигателей (Ту-134, Ту-154, CRJ-200 и т.п.), когда шум двигателей на режиме малого газа совсем небольшой и можно слышать шум пограничного слоя (шум обтекания), он напоминает шум сильного ветра, где есть самые разные частоты.

Используя соотношения (6)-(8), можно вычислить мощность, уровень, спектр и другие характеристики шума турбулентного пограничного слоя.

С физической точки зрения основную роль в генерации шума пограничного слоя на жесткой стенке играет силовое воздействие гидродинамических турбулентных пульсаций давления на обтекаемую границу: эти пульсации давления не являются звуковыми, они движутся со скоростью конвекции вихрей U_k , но в результате их воздействия на границу

возникает дипольное акустическое излучение, описываемое формулой (2). Эти гидродинамические пульсации часто называют «псевдозвуковыми» по той причине, что приемник звука (микрофон, гидрофон), расположенный на обтекаемой поверхности, воспринимает их как звук (приемник звукового давления не может «отличить» гидродинамические пульсации давления от звуковых). Другими словами, псевдозвук – это турбулентные пульсации давления в погранслое, воспринимаемые приемником давления как звук, хотя звуком они не являются, т.к. не связаны со сжимаемостью среды и являются чисто гидродинамическими, а не акустическими.

Заметим, что при малых размерах приемной поверхности (существенно меньше радиуса корреляции псевдозвуковых пульсаций) псевдозвуковые пульсации воспринимаются приемником чётко и могут создать существенную помеху при приеме звуковых волн, а при больших размерах приемника усредняются и уровень вызванных ими помех снижается.

Отметим также, что в реальных ситуациях обтекаемая поверхность часто является податливой ($v_n \neq 0$), и ее вторичное монопольное излучение, обусловленное ее колебаниями под действием турбулентных пульсаций давления в пограничном слое, может быть основной составляющей шума обтекания. В частности, шум такой природы является одной из основных составляющих шума в кабине самолета, имеющего весьма тонкую обшивку фюзеляжа.

Значительное усиление шума обтекания наблюдается на шероховатой поверхности.

Например, в эксперименте на ракете было получено значение коэффициента в формуле (9), равное 0,05, т.е. на порядок больше, чем значение 0,006, полученное для гладких поверхностей.

Известно, что сопротивление самолета с невымытым фюзеляжем может быть существенно выше (иногда на 10%) по сравнению с чисто вымытым самолетом, что обусловлено шероховатостями на обтекаемой поверхности.

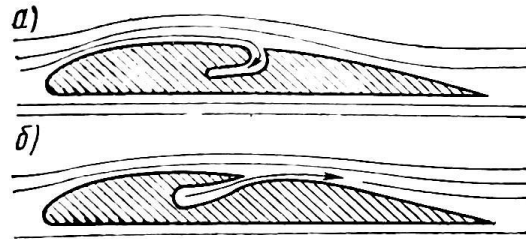
Шум обтекания резко усиливается в случае срыва потока на каких-либо элементах конструкции (особенно плохообтекаемых), а также за скачками уплотнения на околозвуковых и сверхзвуковых скоростях полёта.

Методы снижения шума пограничного слоя

Основным методом снижения шума пограничного слоя является аэродинамическое облагораживание обтекаемой поверхности, устранение шероховатостей, хорошая окраска и чистота поверхности.

Кроме того, разрабатываются методы непосредственного воздействия на гидродинамическую структуру потока в пограничном слое. Среди таких методов в последние десятилетия исследуются 2 метода: 1) внесение в поток растворов

высокомолекулярных полимеров, замедляющих турбулизацию в погранслое или простое его сдувание; 2) механическое удаление пограничного слоя (всасывание его внутрь обтекаемой поверхности), при этом важно, чтобы турбулентный режим сменился не переходным (между турбулентным и ламинарным), а ламинарным (этот метод особенно эффективен, если удастся сменить переходный режим на ламинарный), причем метод в целом более эффективен на сравнительно низких частотах, на высоких же частотах может наблюдаться увеличение шума из-за шума всасывания погранслоя.



Схемы управления пограничным слоем:

а) удаление путем всасывания внутрь крыла; б) сдувание потоком из крыла

Оба метода весьма сложны при технической реализации, особенно на высокоскоростных транспортных средствах, и требуют постоянного технического обслуживания, т.е. не очень удобны в эксплуатационном отношении, поэтому широкого практического применения они пока не нашли.

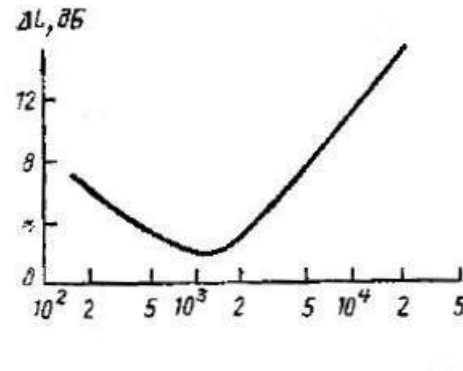


Рис. 40. Ослабление пульсаций давления в пограничном слое при внесении полимерных добавок (скорость водного потока 10 м/с)

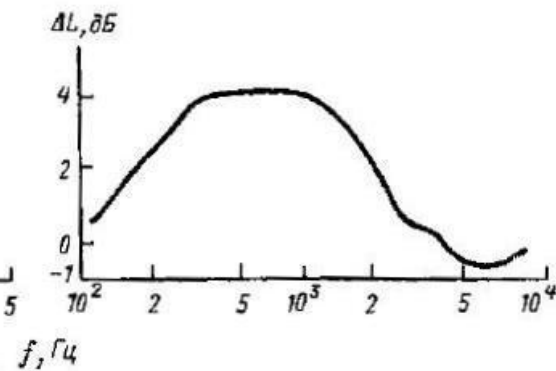


Рис. 41. Ослабление пульсаций давления при отсасывании пограничного слоя (скорость водного потока 4 м/с)