АКУСТИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Том XIII 1967 Вып. 4

УДК 534.836

ВЛИЯНИЕ СКОРОСТИ ПОЛЕТА НА ПРОЛЕТНЫЙ ШУМ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ШУМА НА СУБЪЕКТИВНУЮ ОЦЕНКУ ЕГО ИНТЕНСИВНОСТИ

Г. И. Губкина, Б. Н. Мельников

На основании обобщения характеристик шума отечественных пассажирских самолетов установлена взаимосвязь между шумом, излучаемым в статических условиях, и при полете самолета. Приведена оценка влияния продолжительности шума на субъективную оценку его интенсивности.

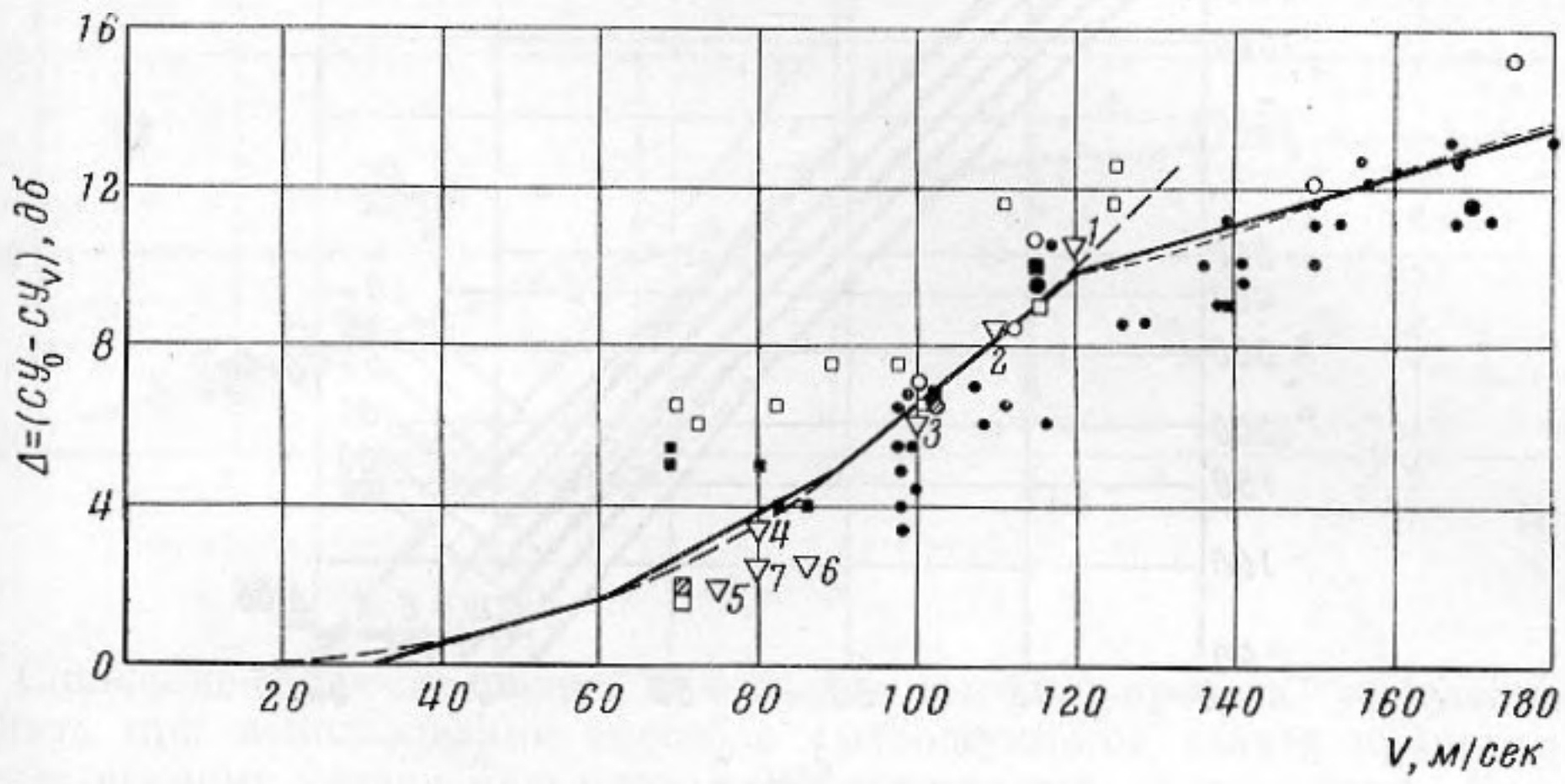
Пролетный шум, создаваемый при взлете и посадке самолетов на местности в окрестностях аэропортов, ограничивается в настоящее время уровнями воспринимаемого шума 110—112 *PN дб* днем и 102 *PN дб* ночью.

Необходимость соблюдения регламентируемых уровней пролетного шума на относительно небольшом удалении от аэропорта (обычно на расстоянии 4—6 *км* от начала разбега самолетов, на котором, как правило, начинается жилая застройка вокруг аэропортов) приводит к необходимости применения различных мероприятий, направленных на снижение шума [1], среди которых большая роль принадлежит увеличению угла наклона траектории начального набора высоты за счет специальных приемов пилотирования. Набирая высоту более круто, самолет пролетает над населенными пунктами на большей высоте и суммарный уровень пролетного шума в децибелах уменьшается при прочих равных условиях приблизительно на $\Delta СУ_H = 20 \lg H / h$, где h и H — высота пролета над населенным пунктом соответственно при стандартном наборе высоты, выполняемом с разгоном, и при крутом, выполняемом на пониженной постоянной скорости. Однако уменьшение скорости полета ведет к возрастанию пролетного шума и может существенно снизить положительный эффект от увеличения высоты полета. Поэтому приводимая ниже оценка влияния скорости полета на пролетный шум имеет существенное практическое значение.

На фиг. 1 представлены данные о влиянии скорости полета на разность между максимальным суммарным уровнем стационарного шума $СУ_0$ и суммарным уровнем пролетного шума $СУ_V$ на том же удалении от самолета, полученные для отечественных пассажирских самолетов и заимствованные для самолетов DC-8 и Каравелла из литературы [2]. На графике малыми значками обозначены результаты отдельных измерений: черными кружками и квадратами соответственно для самолетов типа Ту-104 и Ту-124 при полетах на максимальном режиме работы двигателей, светлыми — при полетах на номинальном режиме. Большими значками обозначены средние результаты больших групп измерений; сплошными кружками и квадратами для самолетов типа Ту-104 и Ту-124 при полете на максимальном режиме работы двигателей, светлыми — на номинальном режиме, заштрихованными — на максимальном режиме и 0,8 — на номинальном. Треугольниками с индексами от 1 до 5 обозначены средние результаты больших групп измерений при полетах на максимальном или номинальном режимах работы двигателей для самолетов соответственно Ту-114, Ил-18, Ан-10, Ан-24, Ил-14, треугольником с индексом 6 — для

самолета DC-8 при полете на максимальном режиме работы двигателей и с индексом 7 — для самолета Каравелла при полете на номинальном режиме. Измерения выполнялись на различных высотах полета. Кривая на фиг. 1 является геометрическим местом средних значений всех экспериментальных данных при определенной скорости полета. Построение ее произведено с учетом того, что малым значкам соответствуют отдельные измерения, а большим — группы из различного количества измерений.

Хотя механизм влияния скорости полета на шум реактивного самолета и самолета с турбовинтовыми или поршневыми двигателями различен, тем не менее, в конечном счете, согласно обширным экспериментальным данным, это практически не оказывает воздействия на изменение уровня



Фиг. 1

шума в зависимости от скорости полета; точно так же изменение уровня шума, вызванное изменением скорости полета, не зависит ни от высоты полета, ни от режима работы двигателей. Так, например, если столь различные самолеты, как Ил-14, Ту-124 или Каравелла совершают полет примерно на одной скорости (см. фиг. 1), то их максимальный стационарный шум уменьшается практически на одну и ту же величину.

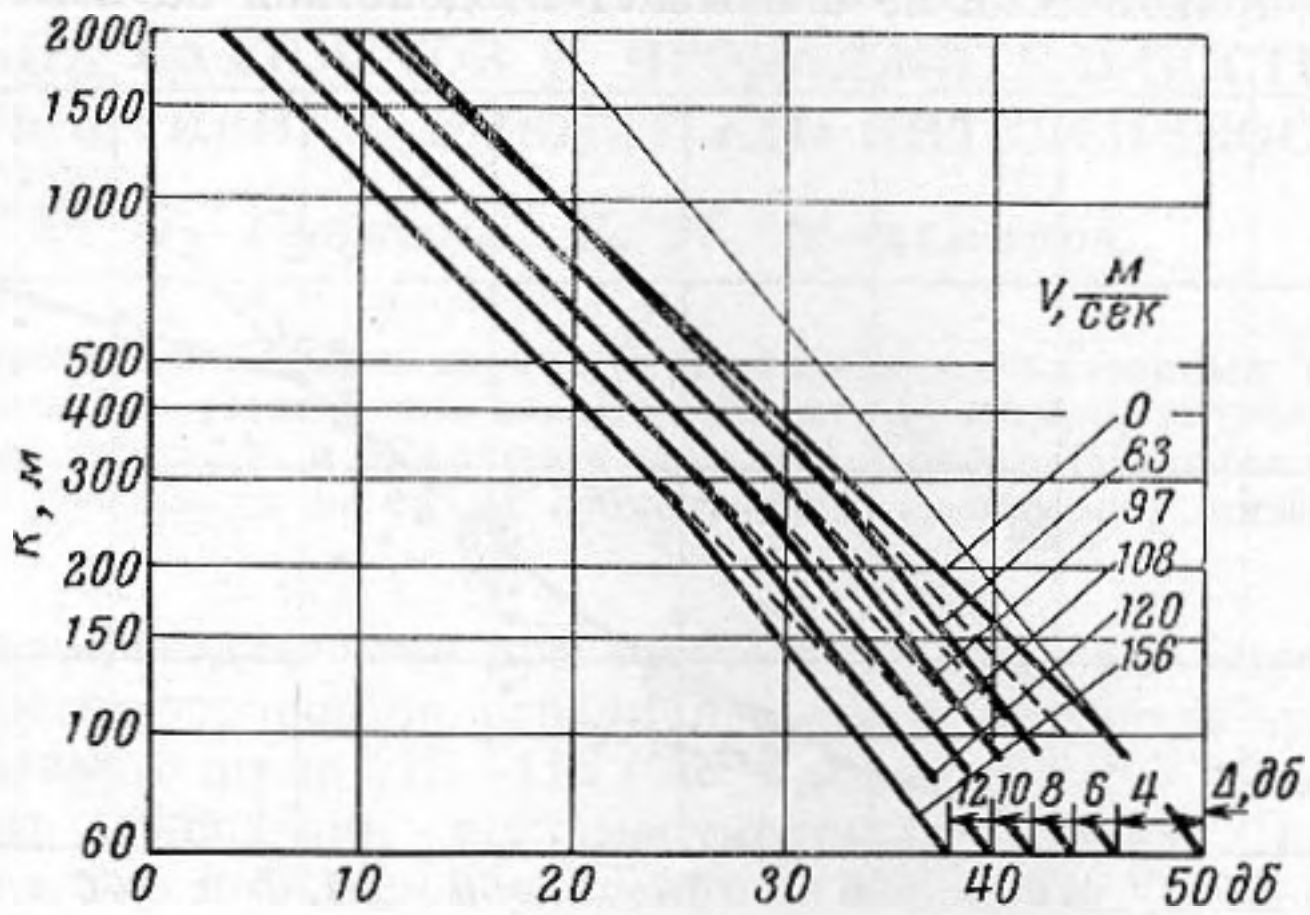
Величина изменения уровня шума в зависимости от изменения скорости может быть определена из фиг. 1 графически, либо по эмпирическим формулам. В диапазоне скоростей полета от 0 до 120 *м/сек* среднее значение величины $\Delta = СУ_0 - СУ_V$ может быть рассчитано по эмпирической формуле: $\Delta = 6{,}3 \cdot 10^{-5} V^{2,5}$ *дб* (пунктирная линия на фиг. 1), а при больших скоростях — по формуле: $\Delta = 0{,}234 \cdot V^{0,78}$ *дб* (точечный пунктир на фиг. 1). Расчет изменения Δ может быть произведен также по упрощенной эмпирической формуле, соответствующей на фиг. 1 сплошной ломаной кривой: $\Delta = a_1 V_1 b_1 - a_2 V_2 - b_2$, где Δ — увеличение суммарного уровня или уровня воспринимаемого шума в зависимости от изменения скорости, V_1, *м/сек* — исходная скорость полета, V_2, *м/сек* — новая скорость полета, влияние которой оценивается. Коэффициенты a и b определяются таблицей:

V, *м/сек*	a	b
30—60	+0,06	—1,8
60—90	+0,1	—4,2
90—120	+0,17	—10,5
120—180	+0,06	+2,7

Приведенная зависимость дает возможность расчетного определения пролетных шумов для любого самолета, если известен в результате непосредственного измерения или расчета по значениям параметров силовой установки максимальный уровень шума $СУ_0$ в стационарных условиях на удалении R от самолета, удовлетворяющем условию $60 \leqslant R \leqslant 100$ *м*.

Определение пролетных шумов выполняется при помощи графика, представленного на фиг. 2. На нем для произвольно выбранных условных уровней звукового давления (ось абсцисс) построена тонкой линией квадратичная зависимость ослабления звука с расстоянием, обусловленная расхождением звукового сферического фронта, а затем с учетом экспериментально полученного избыточного ослабления нанесена зависимость фактического затухания стационарного шума с расстоянием (кривая для $V = 0$).

Для определения величин пролетного шума, квадратичная зависимость затухания $СУ_0$ (тонкая линия) сдвигается влево параллельно самой себе



Фиг. 2

на величину Δ, взятую из фиг. 1, кроме того для высот, превышающих 300 *м*, вводится полученная нами экспериментальная поправка, учитывающая избыточное ослабление суммарного уровня пролетного шума в результате поглощения в воздухе. Таким образом, получаются зависимости изменения пролетного шума с расстоянием для Δ, равным 4, 6, 8, 10 и 12 *дб*, представленные на фиг. 2 сплошными линиями. Для самолетов с турбореактивными двигателями, отличающихся характерной направленностью звукового излучения, необходимо ввести еще одну поправку в связи с тем, что в момент возбуждения максимального шума в данной точке на земле, расстояние от самолета до точки превышает высоту пролета над ней. С учетом этой поправки проведены пунктирные линии на фиг. 2.

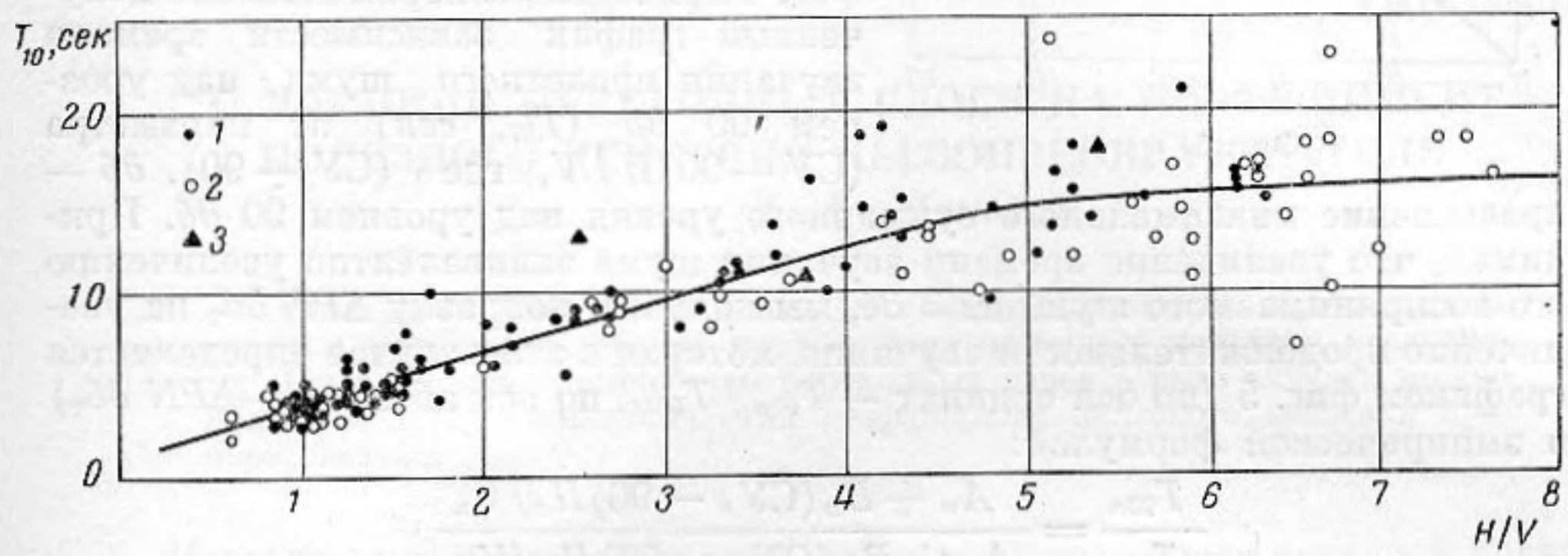
При помощи графиков фиг. 2 можно определять пролетный шум, создаваемый любым современным пассажирским самолетом при полете на различных высотах H, скоростях V и режимах работы двигателей (а также максимальный стационарный шум на удалениях до 2000 *м*), если известен максимальный стационарный шум $СУ_0$ при данном режиме работы двигателей на удалениях от самолета $60 \leqslant R \leqslant 100$ *м*.

Практическое использование графиков фиг. 2 мы поясним на конкретном примере. Пусть требуется определить пролетный шум, создаваемый самолетом Ту-104 при пролете на различных высотах на максимальном режиме работы двигателей со скоростью 115 *м/сек*, если известно, что в стационарных условиях на удалении $R = 60$ *м* и максимальном режиме работы двигателей $СУ_0 = 133$ *дб*.

При $R = 60$ *м* условный уровень звукового давления, согласно фиг. 2, равен 50 *дб*. Разность $d = 133 - 50 = 83$ *дб*. Скорость полета 115 *м/сек* соответствует разности $\Delta = 9$ *дб* (фиг. 1) и, следовательно, кривой, проходящей между второй и третьей кривыми слева на фиг. 2. Проводя мысленно эту кривую с учетом того, что для реактивного самолета она должна быть на малых высотах эквидистантна пунктирным кривым, получаем для

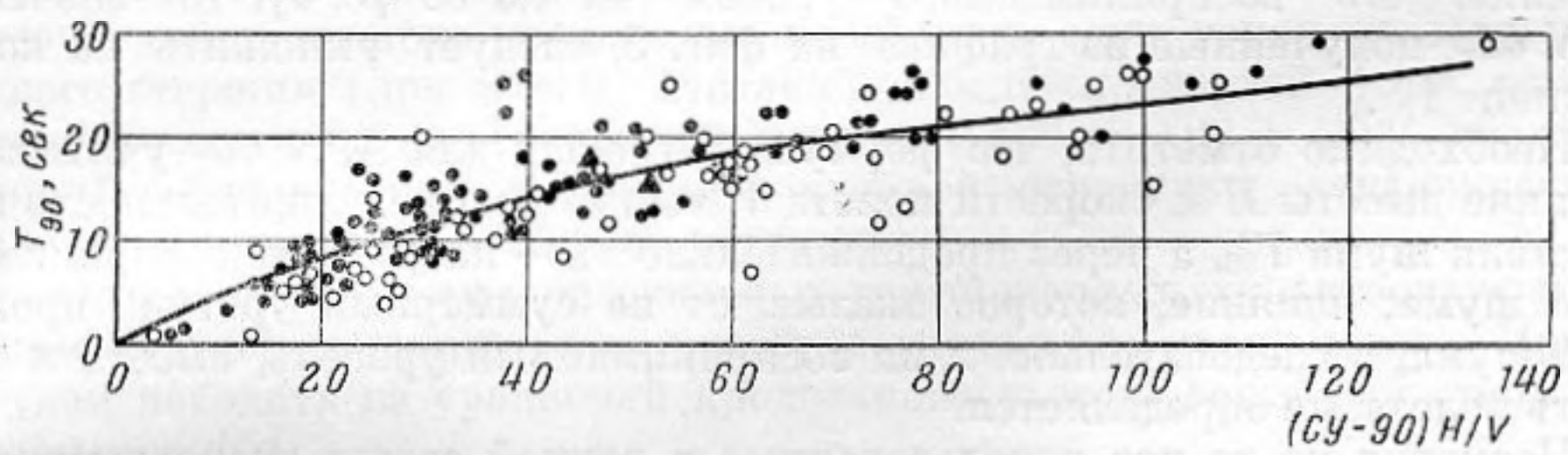
высот полета $H = 100, 200, 300, 400, 500$ *м* условные уровни звукового давления, равные соответственно 38,5; 31; 27; 24; 21,5 *дб* или, прибавляя к этим значениям $d = 83$ *дб*,— суммарные уровни пролетного шума, равные 121,5; 114; 110; 107 и 104,5 *дб*. Соответствующие осредненные экспериментальные значения при скорости полета 115 *м/сек* равны 119,5; 113; 110; 107 и 105 *дб*.

Нашедшая широкое применение за последнее время система нормирования шума в *PN дб* не учитывает продолжительности воздействия шума при пролете самолетов. Тем не менее этот фактор во многом определяет раздражающее воздействие шума на население [3].



Фиг. 3

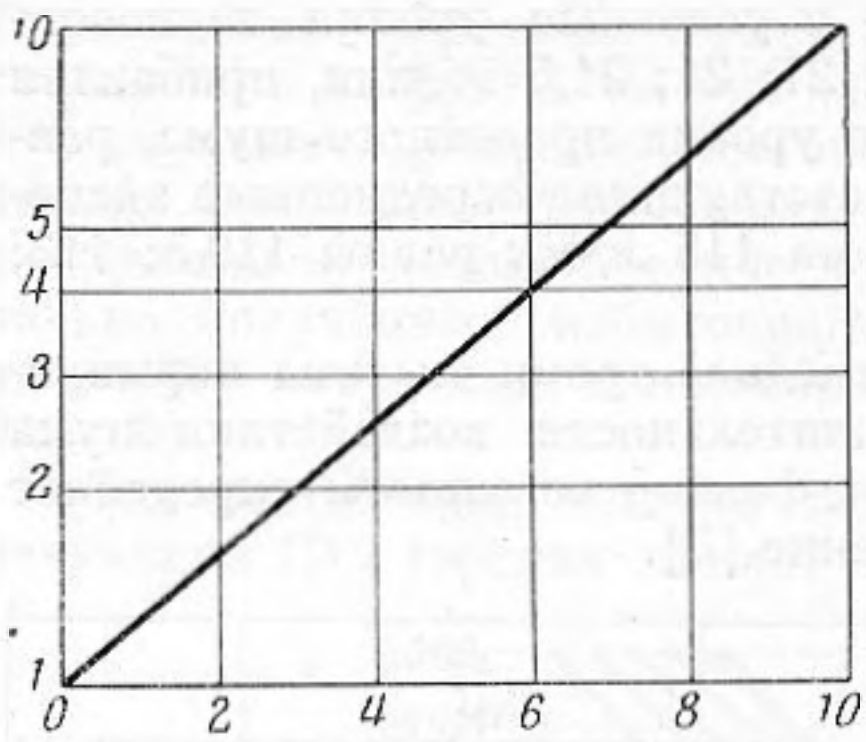
Снижение скорости полета и бо́льшая высота пролета населенного пункта при использовании способов «малошумного» взлета приводят к существенному увеличению продолжительности воздействия шума. Удвоение времени звучания шума эквивалентно увеличению его уровня на 3 *дб*, если предположить, что при этом удваивается суммарная звуковая энергия, облучающая человека. По результатам работы [4], удвоение времени звучания воспринимается как увеличение его интенсивности даже более, чем на 3 *дб* (до 4,5 *дб*).



Фиг. 4

Общепринятой в настоящее время мерой продолжительности воздействия самолетного шума является время звучания его верхних 10 *дб* [5]. На фиг. 3 приведена зависимость этой величины (T_{10}, *сек*) от параметра, представляющего отношение высоты H, *м* к скорости полета V, *м/сек*, полученная в результате экспериментальных исследований, выполнявшихся при пролетах самолетов типа Ту-104 (*1*), Ту-124 (*2*) и Каравелла (*3*) на различных высотах в диапазоне 60—600 *м* с различной скоростью при работе двигателей на взлетном, номинальном, крейсерском и посадочном режимах.

Время звучания верхних 10 *дб*, на наш взгляд, не может полностью характеризовать степень раздражения при пролете самолета, т. к. при прочих равных условиях раздражающее действие определяется максимальным уровнем пролетного шума. Представляется, что одно и то же время звучания верхних 10 *дб* при максимальном его уровне 120 *дб* вызовет у



Фиг. 5

человека большее раздражение, чем при максимальном уровне 100 или 90 *дб*. В связи с этим предлагается принимать за время действия шума время звучания его над уровнем 90 *дб* (характерной величиной фона в зоне современного аэропорта с интенсивным воздушным движением в дневное время) или 80 *дб* для взлетно-посадочных площадок, расположенных, скажем, в черте города. На фиг. 4 приведен экспериментально полученный график зависимости времени звучания пролетного шума над уровнем 90 *дб* (T_{90}, *сек*) от параметра (СУ — 90) H / V, где (СУ — 90), *дб* — превышение максимального суммарного уровня над уровнем 90 *дб*. Принимая, что увеличение времени звучания шума эквивалентно увеличению его воспринимаемого шума на 3 *дб*, мы получим поправку ΔPN *дб*$_т$ на увеличение продолжительности звучания, которая в этом случае определяется графиком фиг. 5 (по оси ординат — T_{90n} / T_{90m}, по оси абсцисс — ΔPN *дб*$_т$) и эмпирической формулой:

$$\frac{T_{90n}}{T_{90m}} = \frac{A_n + B_n(\text{СУ}_n - 90)H_n/V_n}{A_m + B_m(\text{СУ}_m - 90)H_m/V_m}$$

где T_{90n}, *сек* — время звучания шума над уровнем 90 *дб* при условиях n, характеризующихся величинами СУ$_n$, *дб*, H_n, *м* и V_n, *м/сек*; T_{90m} — то же, при условиях m, $T_{90n} > T_{90m}$. Коэффициенты A и B определяются таблицей:

(СУ-90) H/V	A	B
0—30	0	0,4
30—70	6	0,2
70—130	11	0,125

Если принять, что увеличение времени звучания шума эквивалентно увеличению его воспринимаемого уровня на 4,5 *дб* [3, 4], то значения ΔPN *дб*$_т$, полученные из графика на фиг. 5, следует умножить на коэффициент 1,5.

Необходимо отметить, что формула и график для ΔPN *дб*$_т$ учитывают влияние высоты H и скорости полета V только на продолжительность воздействия шума T_{90}, а через продолжительность — на уровень воспринимаемого шума; влияние, которое оказывают на суммарный уровень пролетного шума, а следовательно, и на воспринимаемый уровень, высота и скорость полета, не определяется.

Несмотря на то что использованные в данной статье экспериментальные исследования относятся главным образом к самолетам типа Ту-104 и Ту-124, проверка на имеющемся экспериментальном материале показывает, что приведенные соотношения применимы и для других типов реактивных пассажирских самолетов, а в первом приближении — и для самолетов с турбовинтовыми двигателями.

ЛИТЕРАТУРА

1. Aeroport de Paris — Le Bourget. Consignes anti — bruit No. 03, 1963. Aeroport de Paris — Orly. Consignes anti — bruit No. 03, 1963.
2. F. Ingerslev, E. Smed. Acoustic tests on jet aircraft. The Danish Academy of technical sciences. Copenhagen, 1961.
3. Wilson committee report on noise. Aircraft Engng., 1963, **35**, 8, 218—219.
4. K. D. Kryter, K. S. Pearsons. Some effects of spectral content and duration on perceived noise level. J. Acoust. Soc. America, 1963, **35**, 866—886.
5. Bolt, Beranek, Newman. Inc. Studies of noise characteristics of the Comet 4 jet airliner and of large conventional propeller — driven airliners, 1958.

Москва

Поступила в редакцию
22 февраля 1966 г.