АКУСТИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Том XIV 1968 Вып. 3

УДК 534.833.2

РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК ШУМА РЕАКТИВНЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

Е. В. Власов, В. Е. Квитка, Б. Н. Мельников, А. Г. Мунин, Л. И. Соркин, М. Н. Толстошеев

На основании анализа характеристик шума отечественных и зарубежных пассажирских самолетов получены соотношения, позволяющие с достаточной для практических целей точностью рассчитать суммарные уровни и соответствующие уровни воспринимаемого максимального шума, создающегося на местности при эксплуатации пассажирских самолетов с реактивными двигателями.

Шум, создаваемый на местности, является одной из важнейших эксплуатационных характеристик современного пассажирского самолета. При оценке зашумленности аэропорта и его окрестностей, сравнении самолетов различных типов по создаваемому ими шуму и определении их соответствия существующим нормам, разработке мероприятий по снижению шума и оценке их эффективности, планировке аэропортов и жилого строительства вокруг них и т. д. необходимо рассчитывать характеристики шума проектируемых и эксплуатируемых самолетов. Простой и надежный способ расчета основных характеристик шума позволил бы также свести к минимуму комплекс обычно очень трудоемких и дорогостоящих наземных и летных исследований акустических характеристик самолета нового типа.

Известные работы советских [1, 2] и зарубежных авторов [3—5] не позволяют определить все необходимые характеристики шума реактивных самолетов; соответствующие расчеты громоздки или не всегда дают результаты, подтверждаемые экспериментом.

Шум, создаваемый самолетом в данной точке на местности, характеризуется суммарным уровнем максимального шума, соответствующим значением уровня воспринимаемого шума в *PN дб* и временем воздействия. Система оценки раздражающего действия самолетного шума в *PN дб* в настоящее время принята практически повсеместно, хотя уровни воспринимаемого шума не учитывают такие факторы, во многом определяющие субъективную реакцию населения, как продолжительность одиночного воздействия и частоту повторяемости шумовых раздражений (интенсивность эксплуатации). Эти факторы в принципе могут быть учтены в виде поправок к уровням в *PN дб*.

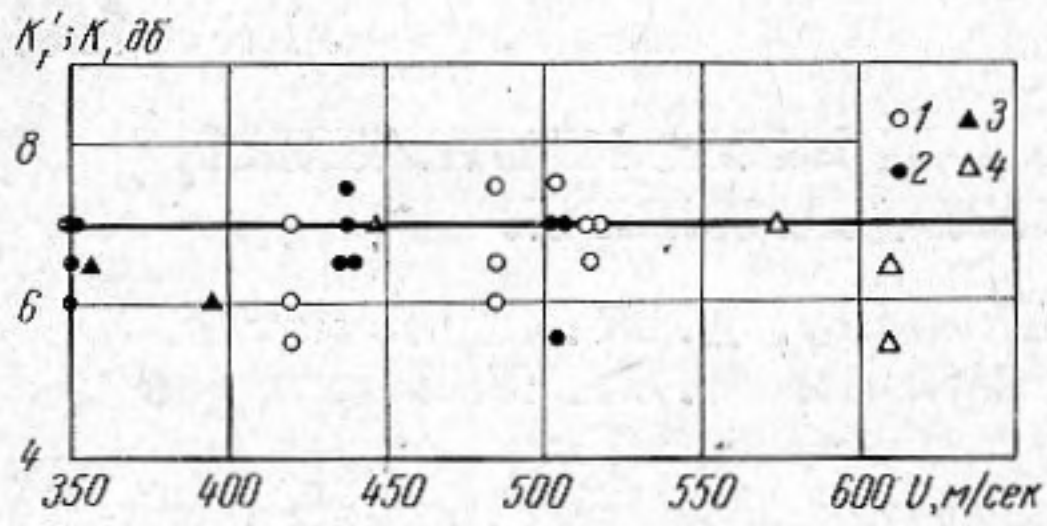
Изложенная ниже методика расчета характеристик шума реактивных самолетов на местности является результатом обобщения значительного материала по шуму как отечественных, так и зарубежных пассажирских самолетов. Она позволяет с достаточной для практических целей точностью определять характеристики шума при разбеге, взлете и наборе высоты. Методика расчетного определения характеристик шума распространяется на самолеты с турбореактивными или двухконтурными двигателями с предварительным смешением потоков двух контуров и небольшой степенью двухконтурности при перепаде давления в сопле $\pi_c \leqslant 2{,}4$, имеющих обычные сужающиеся конические сопла либо шумоглушащие сопла небольшой

эффективности (3—6 *дб*). Предполагается, что двигатели работают на режимах, когда определяющим источником шума является реактивная струя.

Исходным для расчета акустической мощности, излучаемой турбулентными струями, является известное соотношение Лайтхилла:

$$W = k\text{Л},\ вт,$$

где $\text{Л} = \rho A u^8 c_0^{-5}$ — параметр Лайтхилла. Здесь ρ — среднемассовая плотность струи в выходном сечении сопла, A — площадь среза сужающегося сопла, u — скорость истечения в выходном сечении сопла, c_0 — скорость звука в окружающей неподвижной среде.



Фиг. 1

На основе анализа результатов экспериментальных исследований характеристик шума турбореактивных и двухконтурных двигателей на самолетах типа Ту-104, Ил-62 и ряда других отечественных и зарубежных двигателей получено, что расчетное значение коэффициента акустической мощности k равно $k = 1{,}5 \cdot 10^{-4}$. Таким образом, акустическую мощность, излучаемую реактивным двигателем, в общем случае при движении самолета со скоростью v целесообразно определять по формуле

$$W = k\rho(u - v)^8 A c_0^{-5},\ вт.$$

Здесь $k = 1{,}5 \cdot 10^{-4}$ и плотность $\rho = \left(1 - \frac{k_г - 1}{k_г + 1}\lambda_c^2\right)^{1/k_г - 1} \cdot \frac{P_c^*}{R_г T_c^*}$ где $k_г$ — показатель адиабаты, λ_c — приведенный коэффициент скорости, $R_г$ — газовая постоянная, P_c^*, T_c^* — давление торможения и температура торможения газового потока в выходном сечении сопла.

Максимальный уровень шума, создающегося при опробовании двигателей в стационарных условиях или при разбеге самолета определяется зависимостью

$$L_м' = 10 \lg W + 112 - 20 \lg R' + k_1' - k_2' + k_3',\ дб.$$

Для пролетного шума аналогичная зависимость имеет вид

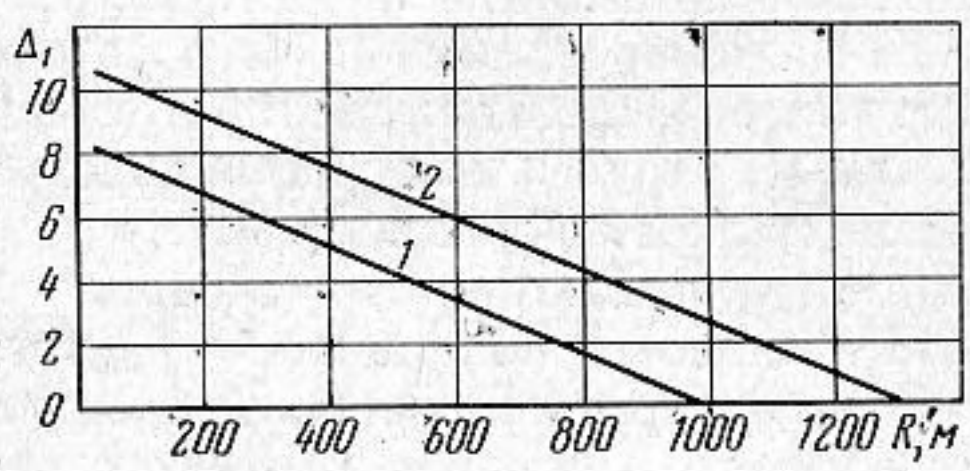
$$L_м = 10 \lg W + 109 - 20 \lg R + k_1 - k_2 + k_3,\ дб.$$

В этих соотношениях W — излучаемая одним двигателем акустическая мощность в ваттах, R', R — расстояние в метрах до самолета в момент излучения максимального шума, k_1', k_1 — коэффициенты, учитывающие направленность излучения шума; k_2', k_2 — коэффициенты, учитывающие дополнительное ослабление шума; k_3', k_3 — коэффициенты, учитывающие количество и взаимное расположение двигателей на самолете.

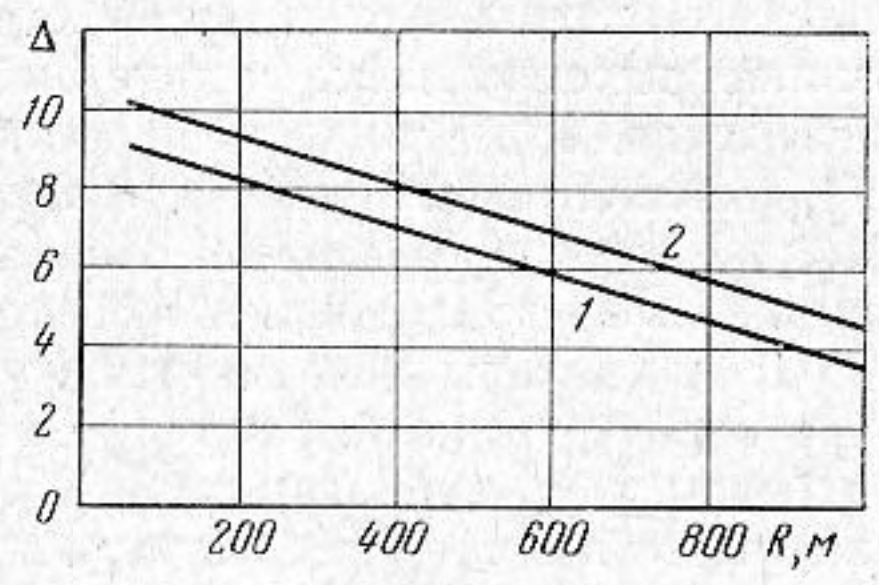
Поскольку двигатели, используемые на современных пассажирских самолетах, имеют на рабочих режимах сравнительно небольшой диапазон изменения скоростей истечения, можно принять угол максимального излучения шума постоянным, не зависящим от скорости истечения и полета. Этот угол равен 40° к направлению истечения струи, когда самолет находится на земле, и 45° — при полете самолета, т. е. $R \approx 1{,}4\,H$ (H — высота полета) при пролете над точкой прослушивания шума, и $R = \sqrt{2H^2 + y^2}$ — при пролете пункта, расположенного на удалении y от проекции траектории полета на земную поверхность.

Коэффициенты k_1' и k_1, представляющие собой разность между максимальным и среднепространственным уровнем шума, мы принимаем по-

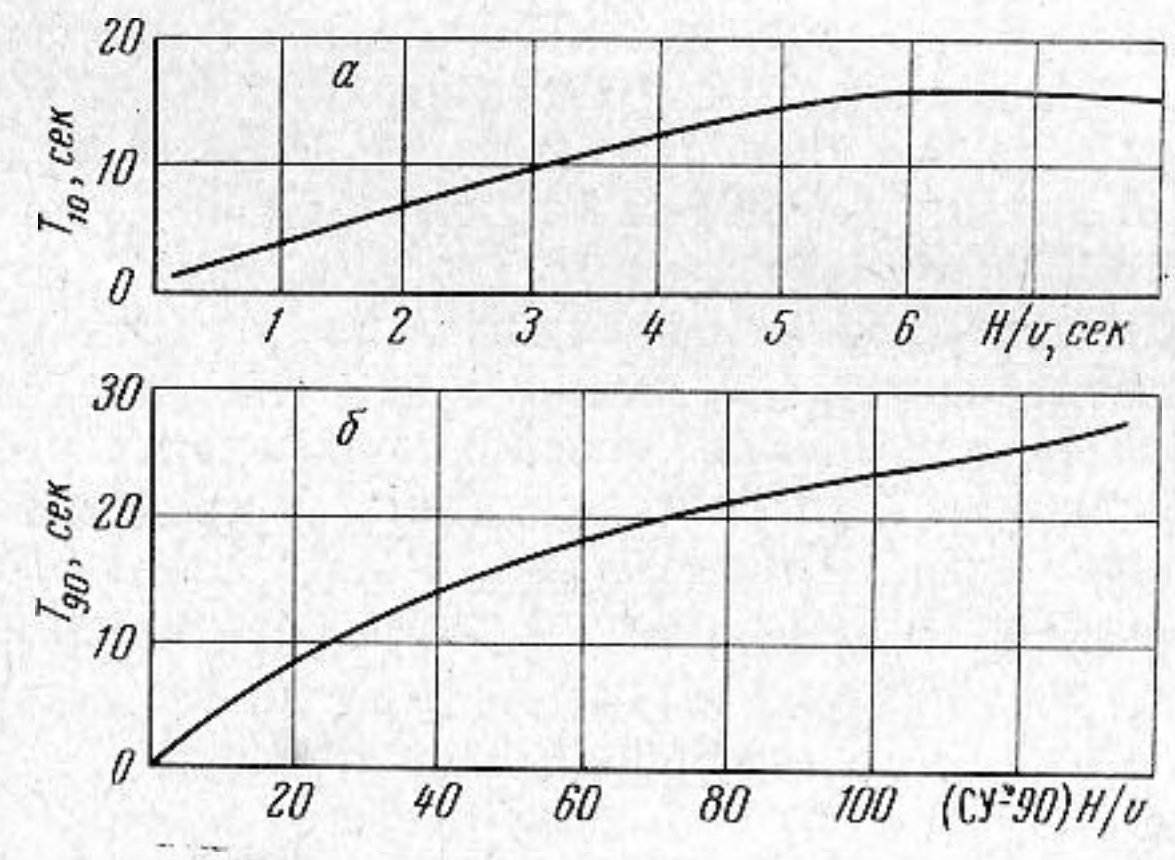
стоянными и равными 7 *дб*. Соответственный график с нанесенными экспериментальными точками для самолетов различных типов приведен на фиг. 1. Здесь *1* — результаты исследования стационарного шума в дальнем акустическом поле для самолетов типа Ту-104, *2* — для самолетов Ту-124 (характерной считалась скорость истечения струи из внутреннего контура), *3* для Ил-62 и *4* — по литературным данным для самолетов Каравелла 1 и 3. Среднепространственный уровень определялся по диаграмме



Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4

направленности шума, полученной экспериментально на различных удалениях от самолета при работе двигателя на различных режимах.

Как установлено многочисленными опытами, среднее значение дополнительного ослабления шума по суммарному уровню равно $k_2' = 0{,}003\ R'$, *дб* при его распространении вдоль земной поверхности и $k_2 = 0{,}005\ R - 1{,}5$, *дб* при распространении шума от пролетающего самолета к земле (для $R \geqslant 300$ *м*).

При пакетном расположении на самолете n двигателей ($n \geqslant 2$) в горизонтальной плоскости на удалении, соответствующем $x / d > 4$ (здесь x — расстояние между центрами соседних сопел и d — диаметр сопла), коэффициент k_3' равен $k_3' = 5 \lg n$, *дб* и $k_3' = 0$ при $x / d \leqslant 4$. При полете самолета $k_3 = 10 \lg n$, *дб*, когда $x/d > 1{,}5$ и $k_3 = 10 \lg n - 2$, *дб* — при $x / d \leqslant 1{,}5$.

Частотный состав шума двигателей учитывается прибавлением к полученным значениям уровней $L_м'$ и $L_м$ экспериментальных поправок Δ_1 или Δ, т. е.

$$L_{вш}' = L_м' + \Delta_1, PN\ дб \quad и \quad L_{вш} = L_м + \Delta, PN\ дб,$$

где поправки Δ_1 и Δ могут быть определены по графикам на фиг. 2 и 3, либо подсчитаны по формулам $\Delta_1 = 8{,}3 - 0{,}0083\ R'$ — для турбореактивных или двухконтурных двигателей без глушителя (фиг. 2, *1*); $\Delta_1 = 10{,}8 - 0{,}0083\ R'$ — для двигателей с глушителями небольшой (3—6 *дб*) эффективности (фиг. 2, *2*); $\Delta = 9{,}3 - 0{,}0056\ R$ — для двухконтурных двигателей без глушителей или при низкой их эффективности (фиг. 3, *1*); $\Delta = 10{,}4 - 0{,}0056\ R$ — то же для турбореактивных двигателей (фиг. 3, *2*).

Эти данные получены осреднением результатов многочисленных экспериментальных исследований характеристик шума отечественных и зарубежных пассажирских самолетов различных типов. Уровни воспринимаемого шума определялись по методике и данным, приведенным в работе [6], с использованием в качестве исходных осредненных спектров шума. Основная информация по характеристикам зарубежных пассажирских самолетов заимствована из отчетов фирмы Болт, Беранек и Ньюмен.

По известным для данных условий взлета траектории начального набора высоты, режима работы двигателей и скорости полета, после расчета исходных характеристик шума обычно строится график изменения уровней воспринимаемого шума под траекторией полета и кривые характеристик равных уровней *PN дб* на местности по курсу взлета.

Время воздействия самолетного шума существенно влияет на реакцию населения, проживающего вблизи аэропортов. По результатам исследований [6], удвоение времени звучания воспринимается как увеличение его интенсивности даже более чем на 3 *дб* (до 4,5 *дб*). На фиг. 4 приведена зависимость продолжительности звучания верхних 10 *дб* (4, *а*) и времени звучания над характерным уровнем, например 90 *дб* (4, *б*), соответственно от параметров H / v и (СУ-90) $\cdot H / v$, где (СУ-90), *дб* — превышение максимального суммарного уровня над уровнем 90 *дб*. Эти зависимости получены в результате экспериментальных исследований, выполненных при пролетах самолетов типа Ту-104 и Ту-124 на различных высотах в диапазоне 60—600 *м* с различной скоростью и взлетах рейсовых самолетов типа Каравелла [7]. Приведенные данные о продолжительности воздействия пролетного шума самолетов могут быть использованы для определения соответствующей поправки к уровню воспринимаемого шума.

ЛИТЕРАТУРА

1. А. Г. Мунин, Б. К. Скрипач. Приближенный расчет шума, создаваемого свободной струей газа. Пром. аэродинамика, 1959, 14, 17—22.
2. Е. В. Власов, А. Г. Мунин. Исследование акустических характеристик свободной турбулентной струи. Акуст. ж., 1964, **10**, 3, 271—275.
3. G. M. Coles. Estimating jet noise. Aeronautic. Quarterly, 1963, **14**, 1, 1—16.
4. M. Kobrynski. Methode de calcul du bruit produit par des avions a réaction sur leur trajectoire de décollage. Note Techn. ONERA, 1965, 81, 1—65.
5. M. Kobrynski. Sur une généralisation du calcul du bruit des avions a réaction. 5-e Congrés international d'acoustique. Liége (Belgique), 1965, **1**, L45.
6. K. D. Kryter, K. S. Pearsons. Some effects of spectral content and duration on perceived noise level. J. Acoust. Soc. America, 1963, 35, 6, 866—883.
7. Г. И. Губкина, Б. Н. Мельников. Влияние скорости полета на пролетный шум пассажирских самолетов и продолжительности шума на субъективную оценку его интенсивности. Акуст. ж., 1967, **13**, 4, 562—566.

Поступила в редакцию
15 марта 1967 г.