

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ШУМА РЕАКТИВНЫХ САМОЛЕТОВ ПРИ СНИЖЕНИИ НА ПОСАДКУ

В. Е. Квитка, Б. Н. Мельников

Шум, создаваемый самолетом на местности, в силу существующих ограничений является одной из важнейших эксплуатационных характеристик современного пассажирского самолета. Совершенствование конструкции самолетов и методов их эксплуатации, использование шумоглушащих сопел на турбореактивных двигателях и широкое применение двухконтурных двигателей позволили несколько снизить шум при взлете; однако уровни шума при снижении самолета на посадку остаются теми же.

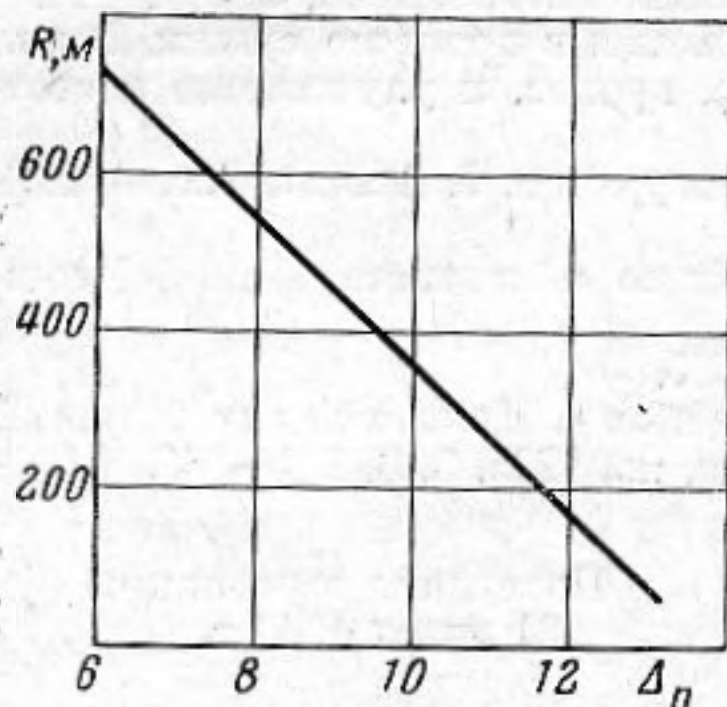
Для существующих реактивных самолетов интенсивность посадочного шума превышает 120 *PN* *дб* на расстоянии 1,5 км от торца взлетно-посадочной полосы, т. е. примерно на 5—10 *PN* *дб* выше, чем при взлете. Важным обстоятельством на этом этапе полета является то, что практически сложно уменьшить шум путем увеличения угла глисады (оптимальным считается угол 2°40' — 3°) или более глубокого дросселирования двигателей.

В связи с этим очевидна необходимость снижения посадочного шума и определения его расчетным способом. Тем не менее, если характеристики взлетного шума в настоящее время могут быть достаточно точно получены расчетом, то рекомендации по определению характеристик посадочного шума практически отсутствуют.

Как показали результаты экспериментальных исследований характеристик посадочного шума отечественных и некоторых типов зарубежных реактивных самолетов, основными источниками шума при их полете на режиме предпосадочного планирования является система выхлопа и компрессор.

Из диаграмм направленности, полученных в стационарных условиях, при работе турбореактивного или двухконтурного двигателя с небольшой степенью двухконтурности на характерном посадочном режиме, следует, что шум выхлопа по суммарному уровню несколько превышает шум компрессора. Поэтому акустическая мощность, излучаемая в этом случае, может быть рассчитана по известной формуле Лайтхилла.

Шум, излучаемый компрессором и турбиной, является более высокочастотным и расчет соответственных уровней воспринимаемого шума следует производить с учетом этого спектра. Шум компрессора и турбины — аэродинамического происхождения, его спектр сплошной широкополосный, на фоне которого выделяются дискретные составляющие шума вращения.



Известные из литературы [1, 2] соотношения для расчета характеристик шума, излучаемого компрессором, не могут быть использованы для определения суммарного уровня и уровня воспринимаемого шума при снижении самолета на посадку, поскольку в последнем случае имеется несколько определяющих источников шума с различными характерными спектрами. Поэтому в настоящее время методика расчета характеристик посадочного шума может быть построена лишь на основе полуэмпирических зависимостей, полученных с учетом результатов экспериментальных характеристик шума эксплуатируемых самолетов.

Максимальный уровень пролетного шума, создающегося на местности при снижении самолета на посадку, определяется следующей зависимостью, которая может быть легко получена в предположении излучения шума точечным источником нулевого порядка: $L_n = 10 \lg W + 109 + 10 \lg n - 20 \lg R + k_1 - k_2$ *дб*, где W — акустическая мощность в ваттах, излучаемая одним двигателем на посадочном режиме, n — количество двигателей, R — кратчайшее расстояние до траектории пролетающего самолета в метрах, $k_1 = 5$ *дб* — коэффициент, учитывающий фактор направленности, k_2 — коэффициент, учитывающий дополнительное ослабление посадочного шума с расстоянием $k_2 = 0,005 R$, *дб*.

Акустическая мощность, излучаемая двигателем при работе на посадочном режиме, может быть рассчитана по формуле $W = k\rho(U - V)^2 A c_0^{-5}$, где $k = 1,35 \cdot 10^{-3}$ — коэффициент акустической мощности, ρ — среднemasсовая плотность на срезе реактивного сопла, U — скорость истечения, V — скорость полета (закрылки, шасси выпущены), A — площадь среза сопла, c_0 — скорость звука в невозмущенной среде.

Другим более простым выражением для определения максимального уровня посадочного шума с использованием экспериментального значения уровня шума L , измеренного в зоне максимального излучения на радиусе r (обычно 60—100 м) в статических условиях, имеет вид $L_{\text{п}} = L + 10 \lg n - 20 \lg R/r - k_2$, дб. По этой формуле может быть рассчитан уровень шума при снижении на посадку также и винтовых самолетов.

Для выражения посадочного шума в PN , дб необходимо к полученным для различных высот полета максимальным уровням $L_{\text{п}}$ прибавить соответствующее значение $\Delta_{\text{п}} \neq PN$, дб — Cy , дб, представляющее разность между уровнем воспринимаемого шума и суммарным уровнем.

Как показывает опыт, эти величины для различных самолетов при данной высоте полета незначительно отличаются друг от друга. Среднее значение $\Delta_{\text{п}}$ определяется в зависимости от удаления до самолета по графику, приведенному на фигуре, который построен по экспериментальным данным для самолетов Ту-104 с турбореактивными двигателями РД-3М, Ту-124 с двухконтурными двигателями Д-20П, DC-8 с турбореактивными двигателями JT3С-6 и двухконтурными двигателями JT3D-1 и Комета-4 с турбореактивными двигателями RA-29.

Расчет по приведенным соотношениям показывает хорошее совпадение с результатами экспериментального определения характеристик посадочного шума отечественных и некоторых зарубежных реактивных самолетов.

ЛИТЕРАТУРА

1. F. B. Greatrex. Aircraft approach noise comes from bypass engine compressors. SAE J., 1961, 7, 5, 9—11.
2. S. L. Bragg, R. Bridge. Noise from turbojet compressors. J. Roy. Aeronaut. Soc., 1964, 68, 637, 1—10.

Москва

Поступило в редакцию
22 февраля 1966 г.

УДК 534.222.2

ВОЛНЫ СЖАТИЯ В ПОРОПЛАСТЕ

В. М. Крячко, Г. А. Остроумов

Образец поропласта (полиуретан) размерами $10 \times 15 \times 15$ мм, поставленный на массивное основание, подвергся удару разогнанного пружиной бойка. Узкая вертикальная полоска длиной 15 мм его боковой шероховатой поверхности, ярко освещенная искрой при высоковольтном разряде конденсатора, снималась фоторегистратором СФР-2М в режиме развертки. Полученные негативы обмеривались на измерительном микроскопе. Типичный пример деформации образца со временем изображен на фиг. 1. Здесь левая часть 1 отвечает неподвижному образцу; точки шероховатой поверхности, выделенные на ней светом, не изменяют своего расстояния от основания O (сплошные горизонтальные прямые). Буквой Y помечена движущаяся нижняя поверхность падающего бойка. Средняя часть 2 фигуры отвечает образцу в состоянии прогрессирующего сжатия: сплошные горизонтальные линии претерпели излом и наклонились в сторону основания. В рамках точности опыта они остались параллельными друг другу. Их наклон соответствует массовой скорости избранных точек образца около 7,5 м/сек. Эта скорость оказалась практически не зависящей от пройденного волной расстояния, т. е. заметного поглощения падающая волна не испытывает. Наклон линии раздела областей 1 и 2 (показана пунктиром) соответствует скорости распространения падающей волны $c_{\text{п}} = 560$ м/сек. Область 3 в правой стороне графика соответствует распространению волны, отраженной от основания. Линия раздела областей 2—3 (пунктир) имеет наклон, соответствующий скорости распространения этой волны $c_0 = 400$ м/сек — на 28% меньше, чем для падающей. При переходе через линию раздела 2—3 избранные точки изменяют свою массовую скорость. В отличие от первого случая (падающей волны) линии теперь не параллельны, а сходящиеся: угол излома убывает, скачок массовой скорости в отраженной волне ослабевает по мере удаления от основания. На фиг. 2 изображен натуральный логарифм этого скачка массовой скорости в функции от пройденного отраженной волной расстояния. Оказалось, что скачок убывает по показательному закону в e раз на протяжении 0,8 см — наблюдается поглощение волны. Сравнение величины скачка скорости у самого основания со зна-