

И.С.Загузов

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ИСТОЧНИКОВ ШУМООБРАЗОВАНИЯ НА ОСНОВЕ
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ АМПЛИТУДНО-ЧАСТОТНЫХ
ХАРАКТЕРИСТИК ШУМА САМОЛЕТА

Рассматриваются вопросы идентификации основных источников шумообразования по экспериментально полученным амплитудно-частотным характеристикам шума самолета в наземных и летных условиях. Проведен анализ явлений интерференции звука и кромочной дифракции, вносящих заметные искажения в амплитудно-частотные характеристики шума самолета и затрудняющих идентификацию действительных источников шумообразования.

Проблема снижения шума существующих самолетов и создания новых самолетов, уровни шума которых должны удовлетворять требованиям международного стандарта ИКАО, является важной экологической задачей. Для успешного решения этой задачи необходимо исследование (в первую очередь – экспериментальное) источников шума самолета и методов снижения их интенсивности до требуемых уровней в стандартных контрольных точках (при взлете, наборе высоты и заходе самолета на посадку).

При проведении наземных или летных акустических испытаний микрофонами фиксируется суммарный шум ГТД или самолета. Поэтому для выявления источников шума, вносящих наибольший вклад в суммарный шум, необходимо их идентифицировать с тем, чтобы внедрять необходимые акустические мероприятия. Кроме того, нужно учитывать и такие сложные явления при проведении экспериментальных исследований, как отражение звука от поверхности земли и фюзеляжа самолета, кромочная дифракция и другие, которые вносят заметные искажения в замеренные амплитудно-частотные характеристики (спектры) шума. Эти явления называются вторичными акустическими факторами, их также необходимо идентифицировать и иск-

Вывести из полученных при испытаниях амплитудно-частотных характеристик шума двигателя или самолета, поскольку эти явления затрудняют идентификацию действительных источников шумообразования.

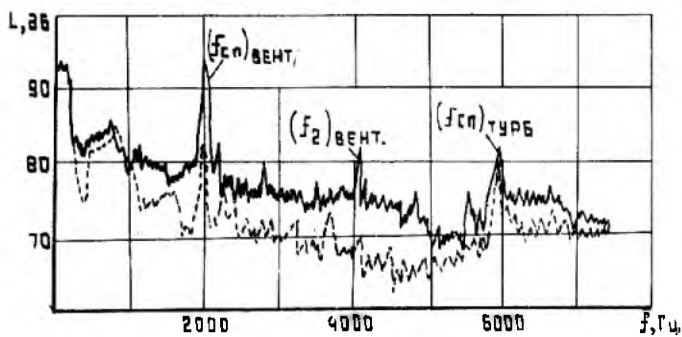
С целью выявления действительных источников авиационного шума и вторичных акустических факторов, вызывающих искажения спектров, необходимо проводить тщательный анализ амплитудно-частотных характеристик шума ГТД или самолета по измеренной в эксперименте акустической информации.

Шум вентилятора имеет аэродинамическое происхождение. Причиной его возникновения являются различного рода нестационарные процессы, характерные для аэродинамики вентилятора. При нестационарном обтекании профиля на нем возникают нестационарная эпюра статического давления и нестационарная подъемная сила, которая создает возмущения потока, распространяющиеся от каждой лопатки в виде волн звукового давления (шума). Различают три вида шума вентилятора: дискретный (тональный) шум, широкополосный шум и шум ударных волн (комбинационный шум).

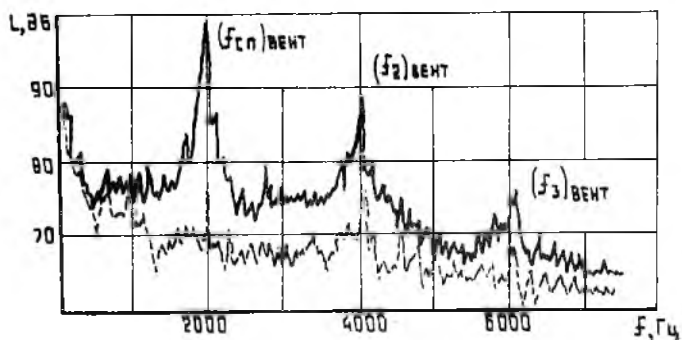
Дискретный шум вентилятора превалирует при дозвуковых скоростях потока в вентиляторе и проявляется в дальнем звуковом поле в виде определенных тонов с частотой следования лопаток рабочих колес (РК) и ее гармониками. Дискретный шум распространяется в ГТД как из воздухозаборника в переднюю полусферу, так и из канала наружного контура (или выхлопного канала) в заднюю полусферу. Следовательно, он присутствует в амплитудно-частотных характеристиках шума как при полете самолета к контрольной точке, так и при удалении от нее. Величина дискретной частоты шума при взаимодействии лопаток РК со следами от лопаток впередистоящего направляющего аппарата (НА) или внешнего направляющего аппарата (ВНА), или при взаимодействии следов от лопаток РК с лопатками последующего НА равна частоте следования лопаток РК f_{cl}

$$f_{cl} = \frac{n Z_{pk}}{60}$$
, где n - число оборотов ротора в минуту,

Z_{pk} - число лопаток РК), а также дискретной частоте высших гармоник f_k ($f_k = k f_{cl}$, где $k = 2, 3, \dots$). Обычно в амплитудно-частотных характеристиках шума ГТД присутствуют дискретные составляющие с частотой следования лопаток и двумя-тремя ее гармониками, проявляющиеся в виде резкого увеличения уровня звука в



а



б

Р и с. 1. Узкополосные спектры шума двигателя НК-86 на режиме посадки: а - в задней полусфере ($\theta = 130^\circ$); б - в передней полусфере ($\theta = 60^\circ$); — без средств шумоглушения; --- с мероприятиями по снижению шума вентилятора

узких полосах частот (рис. 1). Максимальная интенсивность дискретного шума наблюдается на направлениях $\theta = 50 \dots 70^\circ$ и $110 \dots 130^\circ$ от входа в воздухозаборник.

Идентификация дискретного шума вентилятора при экспериментальном анализе источников шума ГТД или самолета является наиболее простой задачей, благодаря характерным особенностям в ампли-

амплитудно-частотных характеристиках шума (резкие острые пики на частотах следования лопаток РК и их гармониках). По известным значениям чисел лопаток РК и оборотов вентилятора определяют частоту следования РК вентилятора и ее гармоники. Затем проводят сравнение рассчитанных частот с характерными частотами пиковых значений уровней звукового давления на узкополосных (или третьоктавных) спектрах шума (желательно, на пониженных режимах работы двигателя, где дискретный шум вентилятора идентифицируется наиболее достоверно). При совпадении значений частот следования лопаток РК вентилятора и их гармоник со значениями характерных экспериментальных частот на амплитудно-частотных характеристиках шума задачу идентификации дискретных составляющих вентиляторного шума можно считать выполненной.

Необходимо отметить, что в полете происходит заметное снижение уровней дискретного шума вентилятора по сравнению с наземными условиями [1]. Это объясняется тем, что наличие спутного потока приводит к меньшей неоднородности и турбулентности потока на входе в воздухозаборник и, как следствие, к меньшей интенсивности генерируемого вентилятором шума.

Шум ударных волн вентилятора, возникающий при сверхзвуковых скоростях потока в вентиляторе, распространяется только в сторону воздухозаборного канала, поэтому его можно заметить в амплитудно-частотных характеристиках шума в основном при подлете самолета к контрольной точке. Шум ударных волн является результатом взаимодействия потока и лопаток РК сверхзвукового вентилятора. При сверхзвуковых относительных скоростях потока на периферии РК на передних кромках рабочих лопаток возникают ударные волны, движение которых по окружности вызывает генерацию шума вращения. Вследствие неоднородности головных волн по фронту решетки из-за технологического разброса в значениях геометрических параметров и расположения лопаток (в пределах производственных допусков) шум ударных волн генерируется не только на частоте вращения ротора $f_{ydr} = \frac{n}{60}$, но и на частотах, кратных роторной частоте $f_{ydr,k} = k f_{ydr}$ где $k = 2, 3, \dots$

Необходимо отметить, что для комбинационного шума характерен перенос звуковой энергии с тонов колебаний на частоте следования лопаток РК и ее гармоник на частоту роторную и кратную ей, что

вызвано нелинейной природой распространения ударных волн. В результате этого при увеличении режима работы ГТД в момент перехода на сверхзвуковое обтекание лопаток РК вентилятора (т.е. в момент образования шума ударных волн) уровни дискретных составляющих шума вентилятора уменьшаются. Спектр шума ударных волн представляет собой в дальнем звуковом поле набор гармоник колебаний на комбинационных частотах с высокими уровнями шума. Шум ударных волн наиболее характерен для одноступенчатых вентиляторов без ВНА. ВНА заметно снижает уровень шума ударных волн, поскольку является определенным препятствием на пути их распространения. Идентификация шума ударных волн проводится путем сравнения характерных частот (меньшие частоты следования лопаток РК) пиковых значений уровней звукового давления в экспериментальных амплитудно-частотных характеристиках шума двигателя (или самолета) на направлениях $\theta = 40 \dots 70^\circ$ (где шум ударных волн наиболее интенсивный), полученных на максимальных режимах работы (при сверхзвуковой относительной скорости на периферии РК вентилятора), с известной частотой вращения ротора $f = \frac{n}{60}$ и ее гармониками.

Широкополосный шум вентилятора возникает на всех рабочих частотах вращения и ее гармониках и распространяется в ТРДД как в переднюю, так и в заднюю полусферы. Широкополосный шум обусловлен взаимодействием случайной неоднородности потока с профилями лопаточных венцов. Спектр его в дальнем звуковом поле является сплошным, гладким, с пологим максимумом на частоте следования лопаток РК вентилятора. Максимальное значение излучаемой акустической энергии широкополосного шума вентилятора по диаграмме направленности находится на направлениях, близких к направлениям излучения максимальной энергии дискретного шума ($\theta = 50 \dots 70^\circ$ и IIО. I30°). Поэтому идентификацию широкополосного шума следует проводить на этих направлениях, желательно на пониженных режимах работы ГТД (например, на посадочном).

Шум турбины имеет примерно ту же физическую природу, что и шум вентилятора (дискретный и широкополосный). По аналогии с вентиляторами у турбин основными источниками шума следового взаимодействия являются колебания давления на поверхности лопаток ротора при их прохождении (в процессе вращения ротора) через аэродинамический след элементов соплового аппарата (СА) с сильно изогнутым

вращением. Кроме того, имеет место аналогичное взаимодействие сле-
 довающих лопаток ротора с СА последующей ступени турбины. Эти процессы
 сопровождаются генерацией шума основной гармоник с частотой, со-
 ответствующей частоте следования лопаток РК турбины $f_{cl} = \frac{n_{\text{РК}}}{60}$
 (где $n_{\text{РК}}$ — число лопаток РК турбины) и высших гармоник $f_k = k f_{cl}$
 ($k = 2, 3, \dots$). Дискретный шум турбины расположен в высокочас-
 тотной области спектра ГТД (обычно на режиме захода самолета на
 посадку $f_{cl} \geq 4000$ Гц) и его интенсивность значительно меньше ин-
 тенсивности незаглушенного шума вентилятора (рис. 1).

Однако в современных малощумных двигателях большой степени
 шумоконтурности, имеющих пониженную скорость истечения струи и
 малошумные вентиляторы, шум незаглушенной турбины в дальнем зву-
 ковом поле становится основным источником общего шума ГТД, осо-
 бенно на режимах захода на посадку. Типичный спектр шума турбины
 состоит из высокочастотных дискретных тонов, наложенных на широ-
 кополосный шум. Турбина излучает шум в заднюю полусферу. Макси-
 мум интенсивности шума турбины по диаграмме направленности нахо-
 дится под углом $\theta = 110 \dots 120^\circ$. Шум турбины более заметен на
 режимах пониженной тяги, когда другие источники шума ГТД стано-
 вятся более слабыми. Шум турбины высокого давления (ВД) значи-
 тельно затухает при прохождении через лопатки последующих ступе-
 ней. Поэтому определяющим является шум предпоследней или послед-
 ней ступени турбины низкого давления (НД), который беспрепятст-
 венно излучается со стороны выхлопа двигателя.

Идентификация шума турбины проводится по экспериментальным
 амплитудно-частотным характеристикам шума ГТД (самолета) обычно
 на пониженных режимах работы в направлении ($\theta = 100 \dots 130^\circ$).
 По известным значениям чисел лопаток РК и оборотов турбины кас-
 када НД определяют частоты следования РК турбины и их гармоники.
 Затем проводят сравнение этих частот с характерными частотами пи-
 ковых значений экспериментальных уровней звукового давления в ди-
 апазоне частот 4...10 кГц.

Шум реактивной струи при дозвуковых скоростях истечения об-
 разуется за срезом сопла вследствие турбулентного перемешивания
 частиц газа с окружающим воздухом. При этом создаются интенсивные
 турбулентные пульсации, которые являются мощными генераторами
 шума. При сверхзвуковом истечении реактивной струи к шуму турбу-

лентности добавляется шум, генерируемый скачками уплотнения. Струя является протяженным источником шума, турбулентное перемешивание струи с окружающей средой простирается вниз по течению на расстояние, равное (10...15) калибрам от среза сопла. Турбулентные пульсации, образовавшиеся в зоне смешения (пограничном слое), распространяются в дальнем звуковом поле в виде звуковых колебаний. При удалении потока от среза сопла увеличивается масштаб турбулентных пульсаций и доля низкочастотных составляющих шума в нем.

Наиболее интенсивные источники шума находятся в конце начального участка струи, который простирается вниз по течению на (4...5) калибров. Этот участок характеризуется наличием ядра постоянных скоростей, относительно небольшой ширины области смешения, большим градиентом скорости, мелкомасштабной турбулентностью. По мере дальнейшего удаления потока от среза сопла шум струи становится все более низкочастотным и менее интенсивным. Спектры шума дозвуковой и сверхзвуковой струй на расчетном режиме течения, измеренные в дальнем звуковом поле, являются сплошными со слабо выраженным максимумом на безразмерной частоте $Sh = \frac{fD_c}{v_c}$, где коэффициент Струхала $Sh = 0,15$ - для сверхзвуковой струи и $0,2...0,5$ - для дозвуковой струи; D_c - диаметр сопла; v_c - скорость струи.

В спектре шума струи при увеличении угла между входом в воздухозаборник и направлением излучения (θ) увеличивается доля низкочастотных составляющих шума струи и максимум спектра становится более выраженным. При увеличении скорости истечения в спектре шума реактивной струи возрастает доля высокочастотных составляющих, при увеличении диаметра сопла - доля низкочастотных составляющих шума. Высокочастотный шум струи излучается, в основном, на направлении $\theta = 90...100^\circ$, низкочастотный - на направлении $135...150^\circ$. В спектре шума сверхзвуковой струи на нерасчетном режиме появляется дискретная составляющая, которая излучается под углами $60...120^\circ$.

Характеристики направленности шума реактивной струи имеют следующие особенности. Для холодных струй ($T_c^* < 600$ К, где T_c^* - среднemasсовая температура потока на срезе сопла) со скоростями истечения $0,5 < M < 1,0$ максимальное излучение шума наблюдается в направлении $\theta \sim 150^\circ$. С увеличением температуры максимум уров-

ни шума струи перемещается на направления, которые меньше 150° (например, для струи с температурой 1000 К угол $\theta_{max} = 135^\circ$). При дальнейшем уменьшении θ уровень шума струи падает и на направлениях передней полусферы становится меньше по акустической мощности на 10...15 дБ. Характеристика направленности шума сверхзвуковой струи на расчетном режиме течения имеет максимум по интенсивности в направлении $\theta = 150...155^\circ$.

Идентификация шума реактивной струи в измеренных амплитудно-частотных характеристиках шума двигателя (самолета) проводится путем сравнения характерной частоты максимального излучения шума на низких частотах (\sim до 400 Гц) с расчетной частотой струйного шума, определяемой по формуле $f = \frac{Sh v_0}{Dc}$. Целесообразно шум реактивной струи идентифицировать по экспериментальным данным на максимальном режиме работы ГТД (например, при взлете самолета) на направлениях $\theta = 130...160^\circ$, соответствующих максимальной интенсивности струйного шума.

Необходимо отметить, что в полете по сравнению с наземными условиями происходит определенная трансформация амплитудно-частотных характеристик шума в области струйных частот [1]: уменьшение уровней шума в задней полусфере (после пролета самолетом контрольной точки) и увеличение в передней (до пролета контрольной точки). Снижение шума струи объясняется наличием случного потока, уменьшающего градиент скорости в зоне смешения с окружающей атмосферой. Завышение шума на струйных частотах в передней полусфере некоторые исследователи [5] связывают с воздействием на струю в летных условиях внешнего пограничного слоя, сходящего с задней кромки gondoly двигателя. Другие считают, что при наличии скорости полета происходит постоянное, связанное с конвективным усилением увеличение шума струи, излучаемого в переднюю полусферу, и снижение шума струи, излучаемого в заднюю полусферу.

Источниками шума камеры сгорания являются процесс турбулентного горения (прямой шум горения) и неоднородность температуры газа за камерой сгорания при ее движении по ступеням турбины через области с градиентами статического давления (косвенный шум горения). Уровень акустической мощности косвенного шума горения, как показали исследования, оказался на 10...15 дБ ниже уровня прямого шума горения. Поэтому доминирующим источником шума камер

сгорания современных ГТД является прямой шум горения, излучаемый в заднюю полусферу. Его диаграмма направленности имеет вид плавной кривой с максимумом на углах $120...130^\circ$.

Камера сгорания генерирует шум в низкочастотном диапазоне, максимум интенсивности которого в дальнем звуковом поле расположен в спектре шума в районе частот 250...630 Гц. Спектр шума камеры сгорания во многом аналогичен спектру шума реактивной струи, что иногда затрудняет идентификацию этих источников шума двигателя. Исследования показали, что доля шума двигателя от камеры сгорания возрастает при снижении режима работы. Это объясняется тем, что акустическая мощность реактивной струи пропорциональна скорости потока в восьмой степени, а камеры сгорания — в четвертой. Поэтому идентификацию шума камеры сгорания следует проводить по экспериментальным амплитудно-частотным характеристикам шума ГТД (самолета) на направлениях задней полусферы (после пролета самолетом контрольной точки) на пониженных режимах работы двигателя (например, на посадочном).

Аэродинамический шум планера самолета при взлете незначителен по сравнению с шумом, генерируемым силовой установкой. Однако при заходе на посадку современных самолетов с двигателями большой степени двухконтурности и полной акустической обработкой планер и силовая установка создают примерно одинаковый шум. В настоящее время шум планера всего на (5...7) *EPA* дБ ниже современных требований стандарта ИКАО по авиационному шуму в контрольной точке при заходе на посадку и препятствует дальнейшему снижению шума самолета при посадке (путем внедрения акустических мероприятий только в конструкцию двигателя).

Поэтому для снижения суммарного шума самолета при заходе на посадку должны рассматриваться оба источника одновременно и мероприятия по снижению шума должны затрагивать как конструкцию силовой установки, так и планера.

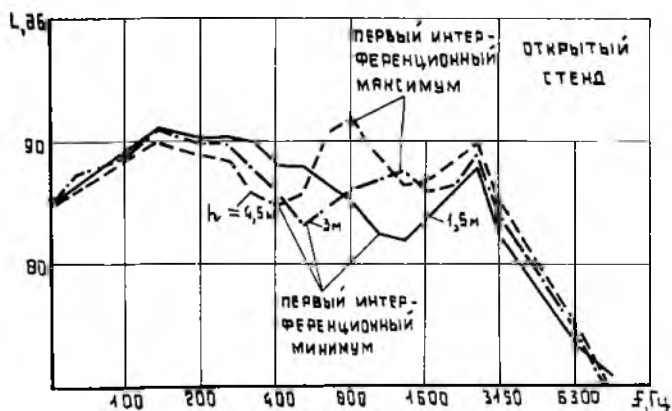
Основными источниками шума планера являются [2]: крыло, шасси (носовое и главное), закрылки и предкрылки, горизонтальное и вертикальное хвостовое оперение, выступающие элементы (стойки, шарниры, направляющие устройства и т.д.).

Кроме того, одним из интенсивных источников шума обтекания самолета являются полости (ниши), из которых выпускаются шасси,

при этом значительное возрастание аэродинамического шума планера в широком диапазоне частот наблюдается, когда эти полости открыты и выпущены посадочные устройства [6]. Спектр шума при обтекании полости потоком имеет широкополосный характер с максимумом при числе Струхалия, равным 4,0. Диаграмма направленности этого шума имеет примерно круговой характер с несколько большим уровнем шума в направлении против течения относительно ниш шасси. В противоположность нишам шасси и самим шасси, генерирующим интенсивный низкочастотный шум, основными источниками высокочастотного шума являются крыло, оперение, закрылки.

Расчетные и экспериментальные данные по шуму планера, приведенные для ряда самолетов, показывают, что в спектрах шума, измеренных при акустических летных испытаниях, аэродинамический шум планера можно идентифицировать по определенным максимумам в двух частотных областях: в районе 100 Гц – низкочастотный шум, и в районе 1000 Гц – высокочастотный шум планера.

Интерференционные и дифракционные явления, обусловленные взаимодействием звукового поля двигателя (на открытом стенде) или самолета (в условиях полета) с земной поверхностью или корпусом самолета, являются наиболее важным вторичным фактором, значительно деформирующим спектры шума [3]. В результате сложения звуковых волн, генерируемых двигателем (самолетом) и отраженных от земной поверхности, в измеренных спектрах шума появляются характерные минимумы и максимумы. На протекание интерференционных минимумов и максимумов в спектрах шума двигателя (самолета) как в наземных (рис. 2), так и в летных условиях оказывает значительное влияние высота расположения источника (H) и микрофона (h) над уровнем земли, импеданс земной поверхности, частотный состав и диаграмма направленности шума, состояние приземного слоя атмосферы и другие факторы. В то же время явление интерференции в полете отличается от наземного частотой и значениями уровней звукового давления на характерных ослаблениях и усилениях. Это связано с движением источника шума [4], иным соотношением высот расположения двигателя и микрофона, иным состоянием земной поверхности. Целесообразно отметить, что в условиях полета частоты интерференционных минимумов и максимумов зависят от направления излучения шума самолета. На рис. 3 приведе-



Р и с. 2. Третьооктавные спектры шума двигателя НК-86 на режиме набора высоты в направлении 60°
 ($l = 100$ м; $H = 4,5$ м)

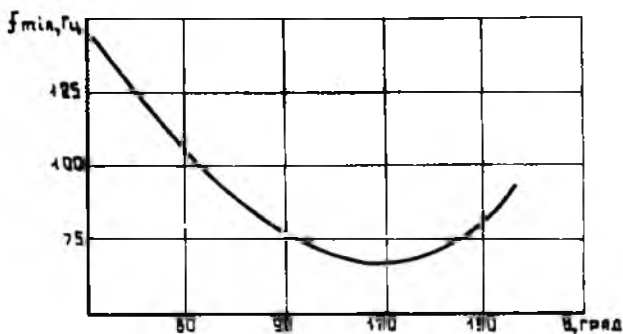
но изменение частоты первого интерференционного минимума в спектрах шума самолета Ил-86 от направления (в контрольной точке при наборе высоты). Видно, что этот интерференционный провал, вносящий в спектры шума самолета наибольшие искажения, смещается в область меньших частот при приближении самолета к контрольной точке и в сторону больших частот — с его удалением от микрофона.

Из рассмотрения явления интерференции в приближении геометрической акустики можно предложить упрощенные соотношения для определения частот интерференционных минимумов и максимумов в определенный момент времени (или на определенном направлении излучения шума).

Для первых интерференционных минимумов и максимумов, вносящих наибольшие искажения в спектры измеряемого шума,

$$f'_{\min} = \frac{c}{2[\sqrt{e^2 + (h+H)^2} - \sqrt{e^2 + (h-H)^2}]};$$

$$f'_{\max} = \frac{c}{\sqrt{e^2 + (h+H)^2} - \sqrt{e^2 + (h-H)^2}},$$



Р и с. 3. Изменение частоты первого интерференционного минимума в амплитудно-частотных характеристиках шума самолета Ил-86 от направления излучения при наборе высоты

где ℓ - расстояние по горизонтали между двигателем или самолетом до микрофона; c - скорость звука в атмосфере.

Теоретические и экспериментальные исследования шума ГТД в наземных условиях ($H = h = 4,5$ м) показали, что частота первого интерференционного минимума расположена в диапазоне частот 315...630 Гц, а в летных условиях ($h = 1,2$ м) - в диапазоне 63...200 Гц.

Для последующих интерференционных минимумов и максимумов

$$f_{min}^k = (2k-1)f'_{min}; f_{max}^k = k f'_{max},$$

где $k = 2, 3, \dots$

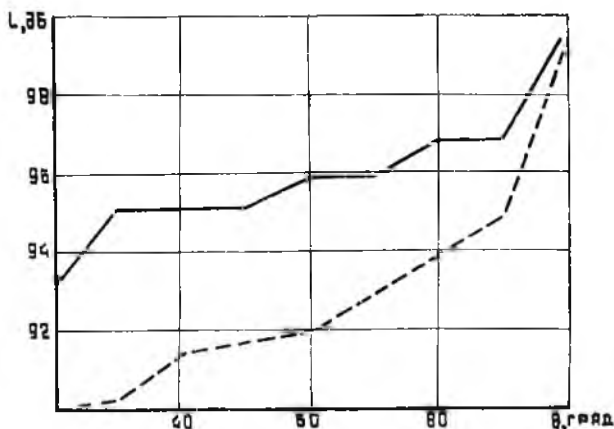
Идентификация интерференционных явлений, обусловленных взаимодействием шума двигателя (самолета) с поверхностью земли, проводится путем сравнения характерных частот минимальных и максимальных значений уровней звукового давления в экспериментальных амплитудно-частотных характеристиках шума с расчетными значениями этих частот. Необходимо отметить, что изменение атмосферных условий, скорости ветра, траекторных параметров и других факторов вызывает определенный разброс интерференционных неравномерностей.

Отечественные и зарубежные исследования показали, что самолет с двигателями, установленными под крылом, может создавать бо-

лее высокие уровни пролетного шума, чем аналогичный самолет с другим расположением двигателей. Это объясняется тем [7], что крыло самолета служит экраном для падающей на него звуковой волны, излучаемой двигателем. Отраженный от крыла и фюзеляжа звук может взаимодействовать с прямой волной, приходящей в контрольную точку непосредственно от двигателя (крыловая интерференция). Кроме того, шум двигателя или обтекания планера самолета, взаимодействуя с кромками крыла и хвостового оперения, вызывает дифракционные эффекты.

Интересно, что явления отражения и кромочной дифракции присутствуют при летных испытаниях, но обычно отсутствуют при измерениях шума ГТД в стационарных условиях и могут быть приписаны наличию крыла и хвостового оперения самолета (т.е. влиянию корпуса самолета). Целесообразно отметить, что явление отражения, особенно при расположении двигателей под крыльями самолета, может увеличить шум на $(2...3)EPN$ дБ по сравнению с данными расчета уровней шума самолета на основе наземных матриц шума двигателя, полученных на открытом акустическом стенде. Таким образом, компоновка самолета вызывает взаимную интерференцию между прямыми, отраженными и кромочно-дифракционными лучами, что обуславливает определенные неравномерности в летных спектрах шума. Частотный диапазон, в котором наблюдается увеличение уровней звукового давления, вызванное взаимодействием звукового поля физических источников шума с корпусом самолета, является низкочастотным и располагается в районе 200 Гц и выше [7].

В работе [1] отмечается, что отражение звука от фюзеляжа, крыльев и хвостового оперения самолета увеличивает уровни звукового давления в диапазоне частот 400...800 Гц на направлениях передней полусферы ($\theta < 90^\circ$). Свидетельством этому являются результаты сравнения спектров шума при испытаниях двигателя НК-86 в самолетной компоновке и одиночного двигателя на открытом стенде. На рис. 4 приведены диаграммы направленности шума этих двигателей на частоте 500 Гц, которые показывают наличие больших уровней шума у двигателя в самолетной компоновке по всей передней полусфере. Идентификацию явлений кромочной дифракции и отражения от корпуса самолета необходимо проводить на максимальных режимах работы ГТД при взлете самолета (например, при измерении шума в контрольной точке сбоку от ВПН).



Р и с. 4. Диаграммы направленности шума двигателя НК-86 на частоте 500 Гц на режиме взлета при наземных испытаниях: — — — двигатель в составе самолета Ил-86 на аэродроме; - - - - двигатель на открытом акустическом стенде

Библиографический список

1. Загузов И.С. Об оценке шума самолета в контрольных точках на основе акустических испытаний ГТД в наземных и летных условиях //Шум реактивных двигателей: Сб. науч. тр. /Труды ЦИАМ № 1031. М.: 1983, вып. 4. С. 245-258.
2. Финк М.Р. Оценка методов расчета шума планера самолета //Аэрогидромеханический шум в технике.М.:Мир, 1980. С.144-165.
3. Загузов И.С. О коррекции методики расчета уровней шума самолета в контрольных точках при летных акустических испытаниях //Авиационная акустика: Сб. науч. тр. /Труды ЦАГИ. М., 1988, вып. 2355. С. 53-58.
4. Гензралов А.В., Загузов И.С. Исследование особенностей звукового поля движущегося источника применительно к анализу шума самолета //Акустика турбулентных потоков: Сб. науч. тр. М.: Наука, 1983. С. 77-86.
5. Sarohia V., Massier P.F. Effects of external boundary-layer flow on jet noise in flight. AIAA Journal, 1977, v. 15, № 5, pp. 559-664.

6. Hardin J. C., Marson J. P. Broadband noise generation by a vortex model of cavity flow. *AIAA Journal*, 1977, v.15. N5, pp. 632-637.

7. Wang M. B. Wing effect on jet noise propagation. *Journal of Aircraft*, 1981, v.18. N4, pp. 295-302.

УДК 621.005

Ю.И.Кондрашов, П.Ю.Жилкокас, Е.В.Шахматов

ДИНАМИЧЕСКАЯ НАГРУЖЕННОСТЬ УПЛОТНИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ СО СТОРОНЫ ПОДВИЖНЫХ ЧАСТЕЙ СИСТЕМЫ ЗАТВОР-ПРИВОД

Предложена методика последовательной оценки динамической нагруженности элементов уплотнения и приводятся результаты исследования типа привода на динамику нагружения уплотнителя.

Широкое внедрение автоматических систем управления технологическими процессами при эксплуатации различных машин и механизмов выдвигает одной из основных задач совершенствование известных и создание новых образцов гидропневмоагрегатов для различных отраслей народного хозяйства: нефтяной, химической, авиационной, судостроительной и др. Следует отметить, что именно гидропневмоагрегаты в основном обуславливают надежность и долговечность систем, в которых они установлены.

Ужесточение условий работы агрегатов: рост требований к быстротедействию, большие динамические нагрузки в условиях циклического изменения температур в широком диапазоне, воздействие внешних перегрузок - приводят к быстрому выходу агрегатов из строя.

В общем случае срабатывание любого агрегата, при котором элементы клапанного уплотнения - тарель и седло вступают в контакт, включает в себя два этапа: тарель перемещается под воздействием управляющих сил и сил сопротивления перемещению; тарель прижимается к седлу вследствие ударного процесса, при котором могут наблюдаться отскоки. При этом агрегаты часто подвергаются воздей-

Динамические процессы в установках ЛА. Куйбышев, 1990.