

ВЛИЯНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ НА УРОВНИ АВИАЦИОННОГО ШУМА В ОКРЕСТНОСТЯХ АЭРОПОРТА

Для оценки уровней шума самолета два фактора являются определяющими – параметры расположения траектории относительно точки контроля и параметры режима работы двигателя. Вклад данных факторов может быть эквивалентен по величине, поэтому вычисление уровней шума для реальных условий атмосферы только с учетом поправки на различие акустических импедансов может быть недостаточным. Оценка радиусов шума (NPD-зависимостей) для каждого типа самолета с использованием их акустической модели для конкретных параметров атмосферы необходима для более высокой точности вычисления уровней шума в окрестностях аэропорта.

Оценка шума самолета – многоцелевая процедура. Главными из этих целей являются следующие: проектирование самолета с низкими уровнями шума; оптимизация маршрутов полета и режимов пилотирования; зонирование и использование земельных участков в окрестностях аэропортов; оценка воздействия на окружающую среду (ОВОС, экологическая экспертиза проекта); мониторинг состояния окружающей среды. Имеются определенные требования к точности и надежности оценки авиационного шума (АШ) для всех перечисленных процедур. В задачах планирования шума (зонирование и использование земельных участков, ОВОС) ошибки существующих методов для эквивалентных уровней шума величиной в 1 дБА являются причиной для смещения контура зоны ограничения воздействия шума на 1–5 км в каждую из сторон по курсу взлета/посадки (в зависимости от времени дня, типа самолета, интенсивности полетов и т.д.). Несоответствие значений уровней АШ в процессе осуществления мониторинга результатам их вычислений как для отдельного случая, так и для усредненных во времени величин в течение короткого и длительного периодов наблюдения могут быть также большими. Таким образом, современное видение требований к их точности и надежности указывает на необходимость их усовершенствования.

Оценка контура шума самолета – сложная (комплексная) процедура из-за разнообразия используемых схем маршрутов и процедур полета вокруг аэропорта, эксплуатируемых типов самолетов и двигателей. Она требует большого количества исходных данных, включая данные шума, курсы полета, параметры маршрутов и параметры окружающей среды, которые могут влиять на генерирование и распространение шума. Причем в задачах планирования шума необходимо выполнять оценку для наиболее неблагоприятных условий образования уровней АШ в районе аэропорта, а для задач мониторинга и оперативного использования эксплуатационных методов снижения шума – текущие значения параметров окружающей среды и параметров режимов полета самолетов. Поэтому задача оценки влияния всех эксплуатационных факторов является весьма актуальным и наиболее важным элементом совершенствования существующих методов оценки (расчета) уровней АШ (и шума других транспортных источников) на современном этапе.

Уровни шума самолетов вокруг аэропортов – результат влияния многих факторов: акустических характеристик самолетов, интенсивности их движения вокруг аэропорта, схемы маршрутов и профилей траекторий движения (и на аэродроме, и при взлете/посадке), распределения типов самолетов между маршрутами, рекомендуемых эксплуатационных процедур, которые используются на различных маршрутах для каждого типа самолета; эксплуатационных факторов, таких, как полетная масса самолета, метеорологические характеристики, характеристики состояния взлетно-посадочной полосы (ВПШ), наличия акустических экранов в зоне распространения звуковых волн, в том числе наличия любых искусственных объектов, обуславливающих дифракцию и интерференцию

распространяющихся прямых и отраженных звуковых волн, естественных топографических условий в месторасположении аэропорта.

Уровни шума от отдельно пролетающего (движущегося) самолета в точках (x, z) вычислительной сетки, определенной на поверхности вокруг аэропорта, рассчитываются по следующей формуле:

$$L(x, z) = L_{RN} + \Lambda(\beta, R) + \Delta L_{\Theta} + \Delta L_v + \Delta L_t + \Delta L_s, \quad (1)$$

где L_{RN} – уровень шума, определяемый NPD-зависимостью или радиусом шума (R_n - зависимостью), которые описаны в работе [1], для расстояния R_n (или D_0) между самолетом и точкой сетки (точкой контроля); Λ – дополнительное ослабление звука на пути распространения, бокового к направлению движения самолета с расстоянием R_n и углом визирования β ; ΔL_{Θ} – поправка для угла направленности генерирования и распространения шума Θ ; ΔL_v – поправка для изменения скорости полета; ΔL_t – поправка для изменения в продолжительности звучания для рассматриваемого случая шумового воздействия; ΔL_s – ослабление звука различными экранами (искусственными и естественными).

В работе [1] доказано, что NPD-зависимости различны из-за влияния многих факторов: типа самолета, процедуры пилотирования, метеорологических характеристик и т.д. Значения NPD-зависимости для 25 °С (неблагоприятные условия) и для других температур, возможных при наблюдении, проиллюстрированы рис. 1. Для целей планирования необходимо их использовать в соответствии с неблагоприятными условиями, поэтому если используемые методы вычисления ориентированы только на эти задачи, они имеют ограничение для использования в других задачах (мониторинга и оперативной оценки).

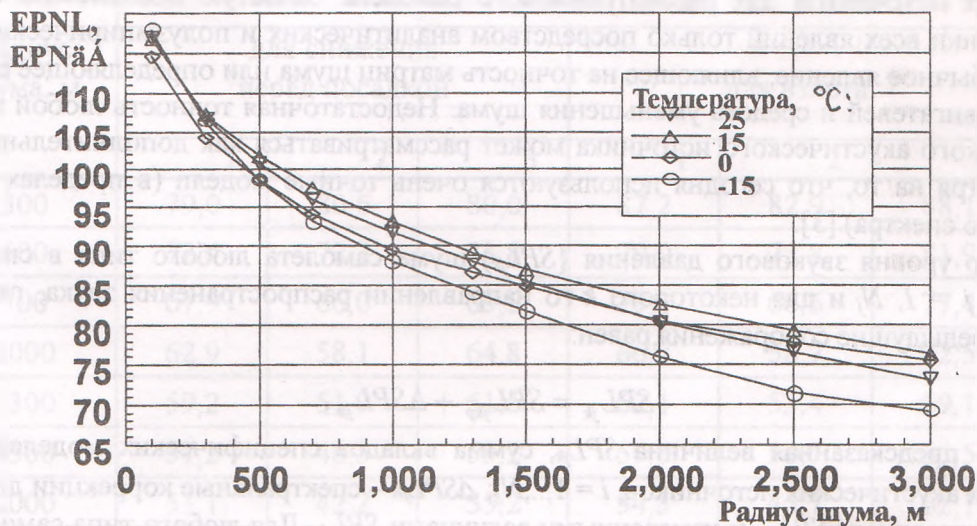


Рис. 1. Зависимости радиуса шума для максимального режима работы двигателя от температуры окружающего воздуха (полетная аэродинамическая конфигурация, постоянная скорость полета 90 м/с)

Различия для идентичных режимов работы настолько велики (до 10 EPNдБ на расстояниях 1–3 км), что они являются причиной исследования NPD-зависимостей в соответствии с температурными изменениями – сезонными или суточными. Простые коррекции оценок расчета из-за изменений акустических импедансов атмосферного воздуха, учитывающих влияние окружающей воздушной температуры, так как они используются в некоторых существующих методах вычисления АШ, выглядят весьма недостаточными. Например, для диапазона температур от минус 15 до плюс 30 °С поправка на изменение акустического импеданса составляет 1–1,5 дБ. Кроме того, изменения в NPD-зависимостях (см. рис. 1) не монотонные, потому что наблюдается влияние генерирования шума (прежде всего изменяется вклад источников шума) в такой же степени, как изменяются характеристики поглощения звука в воздухе.

Подчеркнутые несоответствия – предмет большого беспокойства, и главное предложение по их предотвращению находится в использовании комбинации различных подходов к моделированию АШ, применяемых сегодня для специфических вычислений. Все их главные характеристики оценены в работе [1], в данной работе наиболее специфические и полезные из них пересматриваются. Мощные возможности современных компьютеров и дружественных интерфейсов пользователя для разрабатываемых программных средств – дополнительные причины для такого предложения.

Существующие методы моделирования генерирования, распространения и ослабления шума основаны на аналитических и полуэмпирических результатах исследования АШ. Сегодняшняя тенденция совершенствования методов – к менее эмпирическим и более аналитическим методам. Основной подход, предлагаемый в данной работе, основан на анализе 1/3-октавных спектров шума любого типа самолета для любого этапа полета или в течение их обслуживания в районе аэропорта [2,3]. Этот подход обеспечивает оценку любого типа критерия оценки АШ посредством рассмотрения набора спектров шума, изменяющихся в течение специфического случая воздействия шума.

Таким образом, самолет представляется набором матриц шума, каждая зависит от режима полета и состоит из спектров уровней звукового давления (SPL) (в 1/3-октавных спектрах шума) для определенного числа направлений распространения звука от акустического источника. В некоторых случаях матрицы шума могут быть получены экспериментально, в других – они определяются посредством вычислений, основанных на моделях для специфических акустических источников для рассматриваемого самолета. Зачастую невозможно определить характеристики всех явлений только посредством аналитических и полуэмпирических моделей. Наиболее обычное явление, влияющее на точность матриц шума или определяющее ее – влияние установки двигателей и средств уменьшения шума. Недостаточная точность любой модели для специфического акустического источника может рассматриваться как дополнительный фактор, даже несмотря на то, что сегодня используются очень точные модели (в пределах 1 дБА для оценки всего спектра) [3].

Спектр уровня звукового давления $\{SPL_{jk}\}$ шума самолета любого типа в спектральных полосах N_j , $j = 1, N_j$ и для некоторого k -го направлении распространения звука, где $k = 1, N_k$, учитывая предыдущие соображения, равен:

$$SPL_{jk} = SPL_{jkp} + \Delta SPL_{jk}, \quad (2)$$

где SPL_{jkp} – предсказанная величина SPL_{jk} , сумма вкладов специфических моделей SPL_{jki} для характерных акустических источников, $i = 1, \dots, N_s$; ΔSPL_{jk} – спектральные коррекции для различий между предсказанным SPL_{jkp} и измеренными величинами SPL_{jk} . Для любого типа самолета спектр SPL_{jkp} определяется как

$$SPL_{jkp} = \sum_{i=1}^{N_s} SPL_{jki}. \quad (3)$$

Спектральные коррекции ΔSPL_{jk} определяются как спектральные функции передачи для полной акустической модели самолета. Метод для идентификации спектральной функции передачи ΔSPL_{jk} основан на использовании подхода правдоподобия в решении задачи идентификации [2]. Таким образом, базовая (основная) акустическая модель самолета любого типа строится из матриц шума и значение каждой компоненты матрицы определяется формулой (2). Модели представлены в терминах параметров полета самолета (режима двигателя) (модели для специфических источников SPL_{jki} разработаны как функции параметров полета и режима работы двигателя) и состояния окружающей среды, так что они могут использоваться для оценки любого аспекта проблемы шума в районе аэропорта. Результаты оценки спектров с использованием усовершенствованной и исходной моделей показаны на рис. 2.

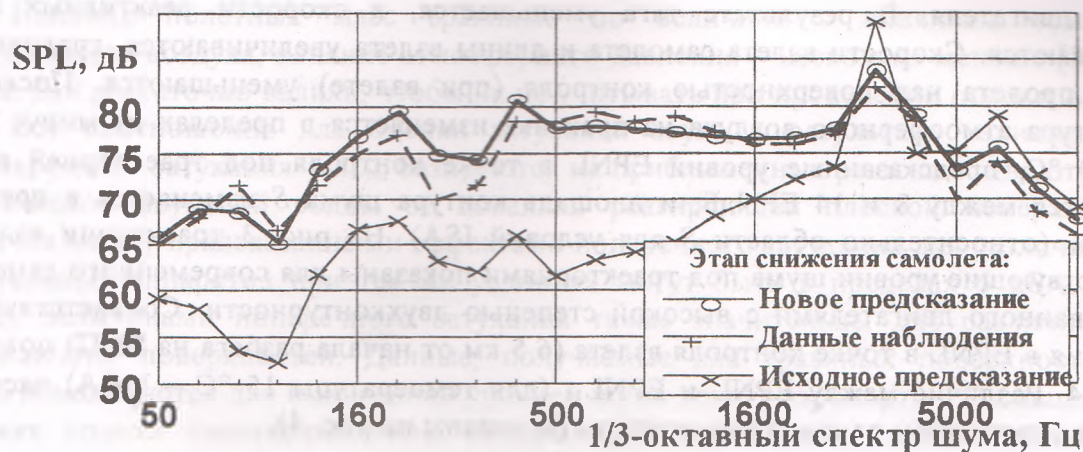


Рис. 2. Результаты решения задачи идентификации для самолета Як-40

Базовая акустическая модель самолета может использоваться для оценок радиуса шума. В таблице, приведены результаты оценок радиуса шума для самолета Як-40: (1) для усовершенствованной модели, (2) для исходной (предварительной, с нулевой функцией передачи) модели и (3) для метода оценки, используемого сегодня в национальной практике.

Радиус шума, м	Результаты оценки радиусов шума для L_{max}					
	для снижения перед посадкой			для взлета		
	1	2	3	1	2	3
300	79,0	80,6	80,0	87,2	82,9	88,1
500	72,4	72,3	73,8	79,0	73,8	81,9
700	67,9	66,0	69,5	73,1	66,6	77,4
1000	62,9	58,1	64,8	66,7	58,7	72,5
1300	59,2	51,9	61,6	62,1	53,4	69,1
1500	57,2	48,5	59,2	59,6	50,7	66,5
2000	53,1	42,2	55,2	54,5	45,7	62,1

Отклонения наблюдаются меньше всего между улучшенной моделью и используемым национальным методом оценки. Отклонения увеличиваются для больших значений радиуса шума (большие расстояния между источником шума и точкой приемника), особенно для этапа взлета самолета. Однако ошибка в аппроксимациях, используемых в текущем методе оценки, может быть большей для больших расстояний, так как большинство экспериментальных данных для их определения получено в диапазонах расстояний между 500 и 1000 м при взлете и между 100 и 200 м при посадке. Обычно эти результаты затем экстраполируются на большие расстояния, что приводит к указанным ошибкам.

Влияние атмосферных параметров проанализировано полностью в работах [1,3]. Например, влияние температуры на уровни шума самолетов – результат изменения параметров траекторий полета, генерирования шума основными акустическими источниками и поглощения атмосферой. Увеличение температуры и соответствующее ему уменьшение плотности воздуха обуславливают уменьшение расхода воздуха в

трактах двигателя. В результате тяга уменьшается, а скорости реактивных струй увеличиваются. Скорости взлета самолета и длины взлета увеличиваются, градиенты и высоты пролета над поверхностью контроля (при взлете) уменьшаются. Поскольку температура атмосферного воздуха на практике изменяется в пределах от минус 20 до плюс 30 °С, предсказанные уровни EPNL в точке контроля под траекторией взлета изменяются между 8 и 14 EPNдБ, и площадь контура шума S изменяется в пределах 20...30 % (относительно области S для условий ISA). На рис. 3 траектории взлета и соответствующие уровни шума под траекториями показаны для современного самолета, оборудованного двигателями с высокой степенью двухконтурности. Соответствующие изменения в EPNL в точке контроля взлета (6,5 км от начала разбега на ВПП) показаны на рис. 4. Различие между EPNL и EPNL₁₅ (для температуры 15 °С – MCA) частично является результатом влияния температуры (показаны на рис. 4).

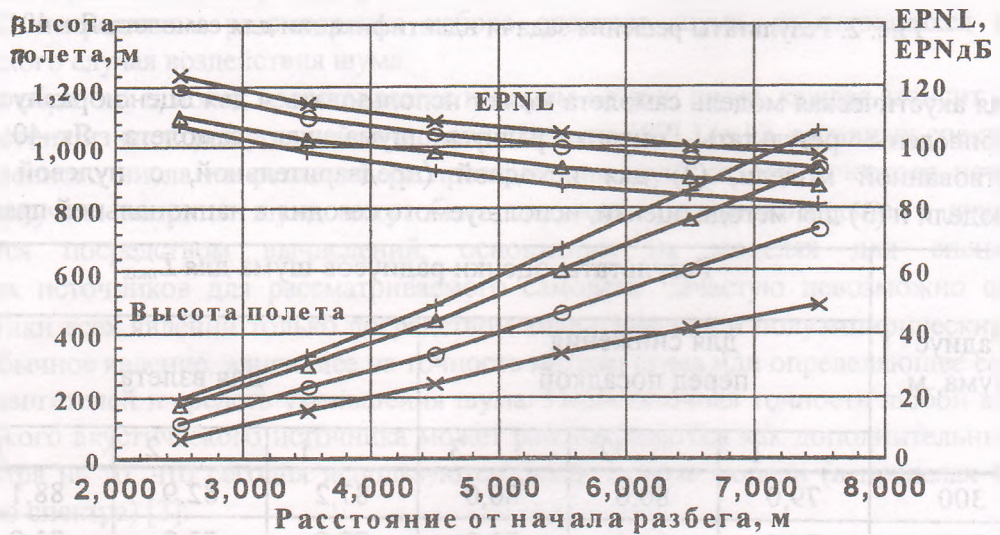


Рис. 3. Влияние температуры окружающего воздуха на шум под траекторией взлета

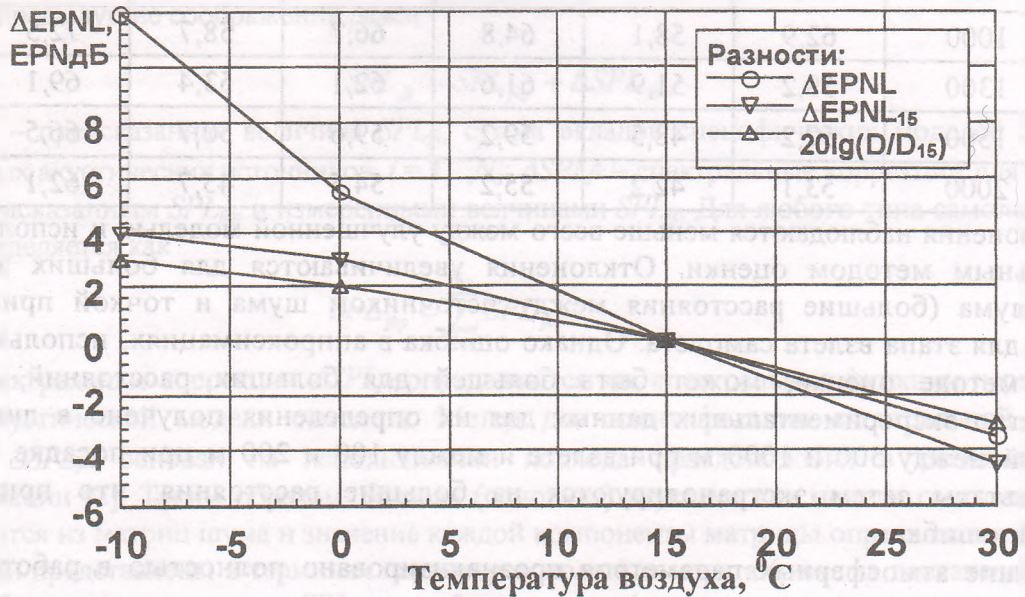


Рис. 4. Различия EPNL в контрольной точке 2 при сравнении с условиями MCA для анализа любых вкладов

Влияние полетных масс сравнимо по величине с влиянием температуры окружающего воздуха, влияние атмосферного давления – несколько меньше [3]. Тем не менее они достаточно велики, чтобы их не учитывать при проведении оценки АШ.

Все соотношения для оценки затухания звука в результате «влияния земли» ("поперечного затухания") ΔL_{int} базируются на приближенных решениях для отраженной сферической звуковой волны от локально реагирующей плоской поверхности [4]. Отличия между предсказанными эффектами поперечного затухания для различных типов летательных аппаратов при тех же условиях могут быть в пределах 6 дБА. Отличия между величинами поперечного затухания также значительны для различных типов отражающих поверхностей. Данные, получаемые для травяных поверхностей, чаще всего используются для вычислений уровней шума вокруг аэропортов. В специфических случаях оценки смешанные типы поверхностей отражения (изменяющиеся внутри района аэродрома или сезонные их изменения – снежный покров, грунтовый, травяной, т.д.) наблюдаются благодаря различиям во влиянии их импедансных характеристик. Они могут достигать значений поправки ΔL_{int} до 25–30 дБА в зависимости от поперечного расстояния и угла визирования β .

Различия между специфическими (для типа самолета) характеристиками направленности и обобщенным соотношением, предлагаемым ИКАО, могут быть также большими – до 10 дБА в определенных направлениях излучения шума. Характеристики направленности значительно зависят от особенностей спектров шума в различных направлениях его распространения. Влияние экранирующих объектов ΔL_s также зависит от типа источника шума (типа самолета, типа и режима работы двигателя) и условий распространения шума в окрестности экрана (типа отражающих поверхностей, характеристик экрана и т.д.). Различия для поправки ΔL_s могут достигать 4–8 дБА.

Анализ полученных результатов показывает, что эксплуатационные факторы по своему влиянию на результаты оценки АШ сопоставимы с используемыми поправками (1) – направленностью источников шума, влиянием «поперечного затухания», экранированием шума. Поэтому усовершенствование методов оценки с учетом влияния эксплуатационных факторов необходимо. Главная идея предлагаемого усовершенствования состоит в том, что используется базовая (основная) акустическая модель самолета в виде комбинации главных источников (3), которые вносят вклад в уровни шума самолета с поправкой на несоответствие между реальными (наблюдаемыми) и расчетными значениями (2). Модели основных источников шума в зависимости от параметров режима полета позволяют получить реальные значения NPD-зависимостей для конкретных значений эксплуатационных параметров.

Список литературы

1. Zaporozhets O., Tokarev V. Aircraft noise modelling for environmental assessment around airports // Applied Acoustics, – Vol. 55. – No. 2, 1998. – P. 99–127.
2. Zaporozhets O. The problem of identification of the aircraft acoustic model // Transport Noise and Vibration. Proceedings of the 12-th Int. FASE Symp. – St. Petersburg, 1996. – P. 113–118.
3. Токарев В.И., Запорожец А.И., Страхолец В.В. Снижение шума при эксплуатации пассажирских самолетов. – К.: Техніка, 1990. – 127 с.
4. Zaporozhets O., Tokarev V., Attenborough K., Kai Ming Li. Aircraft noise model corrected by operational and propagation effects // Acta Acustica. – Vol. 85. – No 1. Proceedings of the 2-d FORUM ACUSTICUM. – Berlin, 1999. – P. 139.

Стаття надійшла до редакції 27 жовтня 1999 року.