

利用 ANP 数据预测飞机边线噪声方法研究

闫国华, 李灏楠

(中国民航大学航空工程学院, 天津 300300)

摘要: 不同于飞机进场和起飞时噪声的测量点位置基本固定, 在实际噪声测量过程中, 边线噪声测量点的位置无法固定, 使得边线噪声级难以准确测量。而利用美国汽车工程师学会(Society of Automotive Engineers, SAE)提供的飞机噪声与性能数据库(Aircraft Noise and Performance, ANP), 可以计算出不同飞机起飞过程中的边线噪声有效感觉噪声级。其中包括计算起飞剖面航迹, 利用噪声-功率距离 (Noise-Power-Distance, NPD)数据插值计算, 确定噪声级修正参数等内容。通过得出的不同机型在标准状态下的边线噪声数据, 可以进一步判定边线噪声测量点的摆放位置, 从而使得在实际测量过程中可以得到更准确的噪声数据。这不仅对同类型飞机的边线噪声预测起到一定的帮助作用, 还可以缩短新飞机噪声的合格审定周期。

关键词: 边线噪声预测; 边线噪声测量点; 噪声与性能数据库; 有效感觉噪声级

中图分类号: X593

文献标识码: A

文章编号: 1000-3630(2017)-06-0574-06

DOI 编码: 10.16300/j.cnki.1000-3630.2017.06.013

Research on the method of using ANP data to predict aircraft lateral noise

YAN Guo-hua, LI Hao-lei

(College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: The measurement points for the approach and takeoff noises are basically fixed. However, in the actual noise measurement process, the measurement points for lateral noise can not be fixed, so the lateral noise level is difficult to measure accurately. By using the ANP database provided by SAE, we can calculate the effective perceived lateral noise levels of different aircraft during takeoff. This includes the calculation of takeoff profile track and the use of NPD (Noise-Power-Distance) data interpolation calculation to determine the noise level correction parameters. Through the lateral noise data of different types of aircraft obtained under standard state, we can further determine the lateral noise measurement positions, so that more accurate noise data can be gathered in the actual measurement process. This can not only help to predict the noise of the same type of aircraft, but also shorten the cycle of new aircraft noise certification.

Key words: prediction algorithm; lateral noise measurement point; ANP database; effective perceived noise level (EPNL)

0 引言

我国在航空领域的发展速度非常快, 快速的发展使得航空市场进一步扩大, 机场的业务也越来越繁忙, 但高频率的航班带来的不只是利润, 还有机场周边不断产生的噪声, 引起的问题不容小觑。如何解决噪声问题, 其中之一在于如何精确地测量噪声^[1], 只有准确地对噪声级进行测量, 才能对噪声的强度以及影响程度做一个客观的评测, 使其符合飞机噪声适航的评定标准^[2]。

飞机噪声合格审定程序中明确规定, 要想进行

有效的噪声合格审定, 必须对飞机的进场、边线、起飞测量点进行噪声测量^[3], 且对测量点的位置的选择也有着严格的要求, 测量点摆放位置如图 1 所示。例如, 进场噪声基准测量点位于跑道中心线延长线上, 距跑道入口 2 000 m; 起飞噪声基准测量

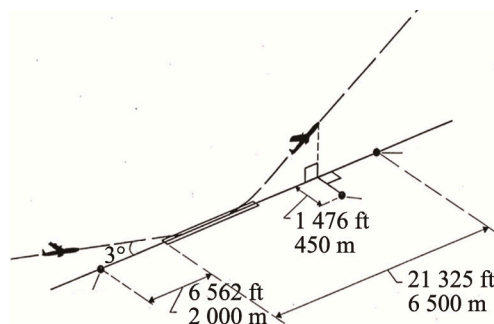


图 1 噪声测量点摆放位置

Fig.1 Locations of noise measurement points

收稿日期: 2017-04-12; 修回日期: 2017-06-11

作者简介: 闫国华(1964—), 男, 陕西韩城人, 教授, 研究方向为飞机噪声适航与排放。

通讯作者: 李灏楠, E-mail: 455639019@qq.com

点同样位于跑道中心线延长线上，距飞机滑跑起始点 6 500 m。而边线噪声基准测量点不同于上述两者，在噪声测量过程中其位置难以确定^[4]，它是位于与跑道中心线延长线平行的边线上的一点，距中心线延长线 450 m，且在此点边线噪声达到最大值，按照适航相关规定，将以边线噪声的有效感觉噪声级作为适航审定的标准。因此，找到测量边线噪声的基准测量点对于噪声测量就显得尤为重要。

1 ANP 数据及飞机起飞剖面航迹

各类型飞机的认证有效感觉噪声值可以从欧洲航空安全局下载获得^[5]。

在进行噪声适航审定时，飞机的噪声级与飞行航迹存在着直接的联系，在测算飞机边线噪声级之前，需要按照适航规章来计算飞机基准起飞航迹^[6]，这是飞机噪声合格审定中一个重要的环节。

飞机起飞剖面航迹反映的是飞机在与地面垂直的平面上的运动，完整反映航迹需要一系列参数，如飞机位置、速度、倾斜角、发动机功率等。本文依据 ECAC.CEAC 文件^[7]中关于航迹的计算公式，借用 ANP 数据库^[8]中提供的各项参数，如大气环境、飞机型号、运行重量以及如表 1 中所示的飞

表 1 飞机默认起飞程序
Table 1 Default aircraft departure procedure

Profile ID	Stage length	Step number	Step type	Thrust rating
DEFAULT	4	1	Takeoff	MaxTakeoff
DEFAULT	4	2	Climb	MaxTakeoff
DEFAULT	4	3	Accelerate	MaxTakeoff
DEFAULT	4	4	Accelerate	MaxTakeoff
DEFAULT	4	5	Accelerate	MaxClimb
DEFAULT	4	6	Climb	MaxClimb
DEFAULT	4	7	Accelerate	MaxClimb
DEFAULT	4	8	Climb	MaxClimb
DEFAULT	4	9	Climb	MaxClimb
DEFAULT	4	10	Climb	MaxClimb
Flap ID	End point altitude/ft	Rate of climb /(ft/min)	End point CAS/kt	
15				
15	1 000.0			
15		1 741.0	154.0	
5		1 306.0	164.0	
INT		1 000.0	199.0	
ZERO	3 000.0			
ZERO		1 000.0	250.0	
ZERO	5 500.0			
ZERO	7 500.0			
ZERO	10 000.0			

行程序等信息，可以对不同飞机进行基准起飞航迹的计算。

1.1 航迹计算

1.1.1 推力

静推力 F 代表发动机总推力水平，根据空气动力学及声学计算，静推力需要进行修正，将其修正到海平面上的标准大气压下，作为修正静推力值，发动机推力公式为：

$$F_n/\delta = E + F \cdot V_C + G_A \cdot h + G_B \cdot h^2 + H \cdot T \quad (1)$$

式中： δ 为机身周围大气压力与标准大气压力的比值； F_n/δ 为发动机修正净推力 lbf (1 lbf=4.448 2 N)； h 为飞机所处位置高度，单位为 ft； T 为飞机所处位置的大气温度，单位为 °C； E 为发动机推力变量，单位为 lb·s/ft (1 lb=0.453 59 kg, 1 ft=0.304 8 m)； F 为发动机推力变量，单位为 lb/kn； G_A 为发动机推力变量，单位为 lb/ft； G_B 为发动机推力变量，单位为 lb/ft²； H 为发动机推力变量，单位为 lb/°C；

真实空速 V_T 可以通过校准空速 V_C 得到：

$$V_T = V_C / \sqrt{\sigma} \quad (2)$$

式中： V_C 为校准空速 (Calibrated Air Speed, CAS)，单位为 kn； σ 为飞机所处高度的空气密度与海平面处标准空气密度的比值。

推力的变化对于飞机噪声级的影响是显著的，根据相关规定，在实际操作过程中，飞机起飞重量低于最大起飞重量或者机场跑道的长度超过了在使用最大起飞推力起飞时的滑跑长度，则起飞程序可以加入减推力起飞，以此来延长发动机寿命并且减小起飞过程中产生的噪声。

1.1.2 起飞滑跑

飞机沿跑道滑跑起飞，默认侧风为 8 kn，从松开刹车开始滑跑到回收起落架，滑跑及飞过的距离作为等效起飞滑跑距离，用 s_{TOS} 表示。

等效起飞滑跑距离表达式为

$$s_{TOS} = \frac{B_8 \cdot \theta \cdot (W/\delta)^2}{N \cdot (F_n/\delta)} \quad (3)$$

其中： B_8 为标准大气压下、且 8 kn 侧风时，与飞机和襟翼相关的参数 (ft/lbf)； W 为飞机松刹车时起飞总重 (lbf)； N 为飞机装备发动机数量； θ 为气温比。

1.1.3 恒速初始爬升

末点静推力通过公式(1)计算得到。

校准初始爬升速度 V_{CTO}

$$V_{CTO} = C \cdot \sqrt{W} \quad (4)$$

式中， C 取自 ANP 数据表格，为适用于襟翼参数设置的一个系数。

平均爬升角

在默认侧风速度为 8 kn 的情况下, 平均爬升角计算公式为:

$$\gamma = \arcsin\left(K \cdot \left[N \cdot \frac{F_n/\delta}{W/\delta} - \frac{R}{\cos \varepsilon}\right]\right) \quad (5)$$

式中: R 为在某襟翼条件下, 飞机阻力系数与升力系数的比值; K 作为与速度相关的常数, 当 $V_C \leq 200$ kn, 取值 1.01, 当 $V_C > 200$ kn, 取值 0.95; ε 为飞机飞行时的倾斜角, 单位为 rad, 本文假设飞机倾斜角为 0。

航迹在地面投影长度的计算公式为

$$\Delta S = \frac{(h_2 - h_1)}{\tan \gamma} \quad (6)$$

式中 h_2 与 h_1 分别为飞机的起点高度和末点高度。

1.1.4 加速爬升

按照表 1 中的默认起飞程序, 如果恒速爬升阶段结束后是加速爬升和襟翼收缩阶段, 则对飞行航段来说, 开始点的高度、真实速度、推力等就是上一航段末点对应的参数值。在爬升阶段, 末点的校准空速以及平均爬升率(Rate of Climb, ROC)都是由 ANP 数据库提供的已知参数, 通过各个参数之间的相互关系, 可以通过迭代法继续求得其余参数。

1.1.5 算 列

结合上述计算方法, 以 DC-9 飞机为例, 通过 ANP 数据库获其基本数据后, 计算基准起飞剖面航迹, 可以得到航迹数据, 如表 2 所示。

表 2 航迹计算结果
Table 2 Track calculation results

航段地面投影 距滑跑起始点 距离/ft	航段所在位置 高度/ft	发动机净推力 /lbf	飞机起飞飞行 速度/kn
3 633	0	12 638	144
9 527	1 000	12 630	144
11 725	1 293	12 605	154
13 262	1 421	12 581	164
18 505	1 713	10 957	199
28 103	3 000	10 944	199
39 244	3 491	10 788	250
56 646	5 500	10 768	250
76 374	7 500	10 769	250
105 862	10 000	10 724	250

利用 Python 语言将所算数据图像化, 可以得到 DC-9 飞机的起飞航迹示意图, 如图 2 所示。

2 求边线有效感觉噪声级

在噪声-功率-距离(Noise-Power-Distance, NPD)

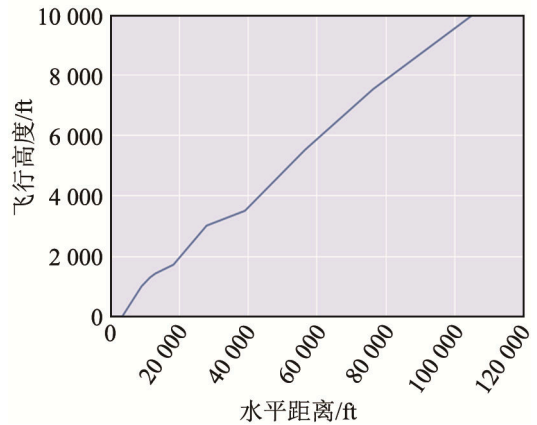


图 2 DC-930 飞机起飞剖面航迹
Fig.2 Takeoff profile track of DC-930

数据库中, 噪声级被设为发动机功率和倾斜距离的函数, 并定义为飞机在恒定速度和功率下飞过理想的无限长水平航迹产生的噪声。通过插值法, 利用发动机功率 p 和距离 d , 可以计算飞机起飞过程中任意一点上的噪声级, 可用于插值计算的噪声级单位包括有效感觉噪声级(Effective Perceived Noise Level, EPNL)、声暴露级(Sound Exposure Level, SEL)等, 均在 NPD 数据库中有所提供, 如果将相同噪声级的坐标点连成线, 可以绘制噪声等值线, 这对于判定机场噪声对于周围环境的影响大小有很大的帮助, 而本文侧重于对边线噪声进行计算测量, 所以将对距飞机跑道中心延长线 450m 处的平行线, 也就是边线上的各点进行噪声级计算。根据 ECAC.CEAC 文件中关于 NPD 数据库的使用^[9], 可以总结出如下算法。

2.1 噪声测量点距离和功率参数

噪声测量点与分段航迹有三种几何位置关系, 分别为噪声测量点位于航段之后、旁侧和之前。

在对边线噪声级的计算过程中, 对于航迹的每个分段, 认为其功率线性变化, 通过计算得出的与航迹分段最接近处的功率, 即为观测点的功率 P 。

与距离 d 相同, 分为三种情况, 当测量点位于分段之前或者之后时, 取功率 P 为 P_1 或者 P_2 , 当测量点位于分段旁侧时, 功率 P 通过插值获得:

$$P = \sqrt{P_1^2 + \frac{q}{\lambda} \cdot (P_2^2 - P_1^2)} \quad (7)$$

其中, λ 为分段航迹的长度。

2.2 插值计算

NPD 数据是飞机在实际飞行过程中以基准航迹为标准所测得的噪声数据, 利用其提供的噪声数据可以进行插值计算, 得出需要的边线噪声级。该数据库提供的噪声数据给出了四种噪声级参数(有

效感觉噪声级 EPNL、声暴露级 SEL、最大纯音修正感觉噪声级(Maximum Tone Corrected Perceived Noise Level, PNLTM)以及 A 计权声级 L_{Amax}), 本文选取有效感觉噪声级进行计算。

在指定的功率下, NPD 数据库内包含了至少 10 个不同距离下的噪声级; 当距离相同时, 噪声数据也被分为了进场和离场两种情况, 并且两种情况各提供几个不同的功率, 为计算提供了充足的数据, 避免了大量插值。

如图 3 所示, 当 P 或 d 介于数据库中给定的 P 或 d 之间时使用内插值计算方法, 反之使用外插值方法。

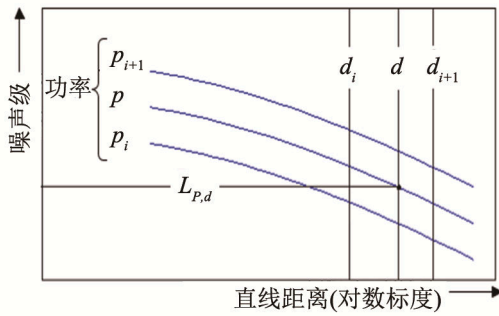


图 3 噪声-功率-距离之间关系示意图

Fig.3 Schematic diagram of the relationship between noise-power-distance

在对边线噪声进行有效感觉噪声级计算时, P 和 d 基本都在给定值范围内, 所以利用内插法, 选取数据库中 (P_i, d_i) 、 (P_i, d_{i+1}) 、 (P_{i+1}, d_i) 和 (P_{i+1}, d_{i+1}) 对应的噪声级 $L(P_i, d_i)$ 、 $L(P_i, d_{i+1})$ 、 $L(P_{i+1}, d_i)$ 、 $L(P_{i+1}, d_{i+1})$ 进行三次插值计算。首先对功率进行插值, 在两个距离 d_i 和 d_{i+1} 处分别进行插值, 见式(8)、(9), 求出两个距离处功率 P 对应的噪声级 $L(P, d_i)$ 和 $L(P, d_{i+1})$; 然后对距离进行插值, 使用两个距离处的噪声级 $L(P, d_i)$ 和 $L(P, d_{i+1})$ 进行插值, 求出距离 d 处的噪声级, 见式(10)。

$$L(P, d_i) = L(P_i, d_i) + \frac{L(P_{i+1}, d_i) - L(P_i, d_i)}{P_{i+1} - P_i} \cdot (P - P_i) \quad (8)$$

$$L(P, d_{i+1}) = L(P_i, d_{i+1}) + \frac{L(P_{i+1}, d_{i+1}) - L(P_i, d_{i+1})}{P_{i+1} - P_i} \cdot (P - P_i) \quad (9)$$

$$L(P, d) = L(P, d_i) + \frac{L(P, d_{i+1}) - L(P, d_i)}{\lg d_{i+1} - \lg d_i} \cdot (\lg d - \lg d_i) \quad (10)$$

当距离 $d < 30$ m, 噪声级与距离的关系变得复杂, 不再遵循上述规律, 所以 $d = \max(d, 30)$ 。

2.3 噪声测量点修正参数

上述插值计算过程时假设 NPD 数据库中的噪声数据是基于分段航迹的, 实际上 NPD 数据库中的噪声数据是基于无限长航段, 因此需要对插值计

算中的基准噪声级作修正处理^[10]:

$$EPNL = L_{E, \infty}(P, d) + \Delta_v + \Delta_l(\phi) - \Lambda(\beta, l) \quad (11)$$

式中: Δ_v 、 $\Delta_l(\phi)$ 、 $\Lambda(\beta, l)$ 分别为有效感觉噪声级的不同修正参数, 如下所述:

(1) 持续时间修正 Δ_v :

$$\Delta_v = 10 \cdot \lg(V_{ref}/V_{seg}) \quad (12)$$

其中: V_{ref} 为数据库中对应飞机的基准速度; V_{seg} 为航段内的等效速度; $V_{seg} = V/\cos\gamma$, $\gamma = \tan^{-1}\left(\frac{h_2 - h_1}{s_2 - s_1}\right)$ 为该航段内的平均爬升角。

(2) 发动机安装修正 $\Delta_l(\phi)$:

发动机安装修正因子用 $\Delta_l(\phi)$ 来表示, 图 4 表现了飞机在飞行状态下与地面之间的几何关系, ε 为飞机的转弯倾斜角, 即机翼与地平面之间的夹角; β 为仰角, 即测量点仰视飞机的视线和地平面之间的夹角; $\phi = \beta \pm \varepsilon$, 当飞机相对于观测点向右转弯时取“+”, 向左转弯则取“-”。

$$\Delta_l(\phi) = 10 \cdot \lg\left[\frac{(a \cdot \cos^2 \phi + \sin^2 \phi)^b}{(c \cdot \sin^2 2\phi + \cos^2 2\phi)}\right] \quad (13)$$

当机翼下方安装发动机时,

$$\alpha = 0.00384, b = 0.0621, c = 0.8786;$$

机身上安装发动机时,

$$\alpha = 0.1225, b = 0.3290, c = 1;$$

(3) 边线衰减

$$\Lambda(\beta, l) = \Gamma(l) \cdot \Lambda(\beta) \quad (14)$$

当 $0 \leq l \leq 914$ m 时,

$$\Gamma(l) = 1.089 \cdot [1 - \exp(-0.00274l)] \quad (15)$$

当 $l > 914$ m 时, $\Gamma(l) = 1$ (16)

当 $0^\circ \leq \beta \leq 50^\circ$ 时,

$$\Lambda(\beta) = 1.137 - 0.0229\beta + 9.72 \cdot \exp(-0.142\beta) \quad (17)$$

当 $50^\circ \leq \beta \leq 90^\circ$ 时, $\Lambda(\beta) = 0$ (18)

特别情况下, 如 $\beta < 0^\circ$ 时, 取 $\Lambda(\beta) = 10.57$

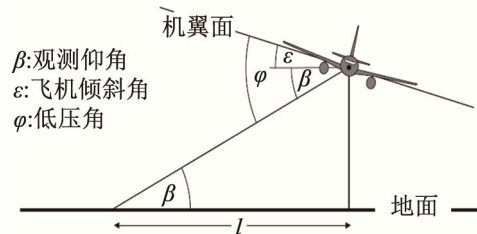


图 4 航迹垂直面中飞机和观测点的位置关系

Fig.4 The relationship between the aircraft location and the observation point in the track vertical plane

3 实际算例

利用 Python 语言将上述计算程序化, 运行后可

以得到一系列结果,其中包括边线上各点对于航迹的有效感觉噪声级和它们所在的位置坐标。将横坐标设为点到滑跑起始点的距离(单位为 ft),将纵坐标设为有效感觉噪声级(单位为 dB),可以标出所设不同位置的噪声测量点对于航迹的噪声级,通过最小二乘法将其拟合成曲线,并作平滑处理,则可得到一条随坐标变化而变化的有效感觉噪声级曲线。根据曲线走势,可以找到在有效区间内噪声级的最大值,即为边线噪声的最大值,同理可获得边线噪声最大值产生时所在坐标。

与欧洲航空安全局所提供的边线噪声的实际值相比,根据 NPD 数据库(如表 3 所示),所算得的边线噪声与实际值基本吻合,因此可以初步确认本文计算结果的有效性。

表 3 DC-9 飞机 NPD 数据库
Table 3 NPD database of DC-9 aircraft

NPD_ID	Noise Metric	Op Mode	Power Setting(*)	d/ft	
				200	400
2JT8DL	EPNL	A	3 000.0	98.9	94.0
2JT8DL	EPNL	A	6 000.0	102.0	97.7
2JT8DL	EPNL	D	8 000.0	106.8	102.1
2JT8DL	EPNL	D	10 000.0	109.6	105.3
2JT8DL	EPNL	D	12 000.0	112.8	108.3
2JT8DL	EPNL	D	14 000.0	115.5	111.5

NPD_ID	d/ft					
	630	1 000	2 000	4 000	6 300	10 000
2JT8DL	90.5	86.3	79.1	71.4	65.5	59.6
2JT8DL	94.3	90.5	84.1	76.7	71.2	65.5
2JT8DL	98.7	94.6	88.2	80.9	75.8	69.9
2JT8DL	102.0	98.2	92.0	85.0	79.9	74.0
2JT8DL	105.3	101.8	96.0	89.0	84.1	78.5
2JT8DL	108.6	105.3	99.5	92.7	88.1	82.8

所以根据上述计算结果,可以确认不同飞机在起飞过程中产生的边线噪声最大值以及产生时在边线上的位置,由此可以得出边线噪声基准测量点的摆放位置,应该尽量向测得最大边线噪声的坐标点靠拢,这样可以使得到的噪声数据更加精确。

本文继续以 DC-9 为例,对其噪声测量点摆放位置做一个简单预测,以供参考。

根据前面计算的飞机起飞航迹,以及适航相关规章^[1],对飞机起飞后产生的边线噪声做重点预测,选取边线上距飞机滑跑起始点 5 000~14 000 ft 为预测范围,每隔 1 000 ft 设一噪声测量点,通过 NPD 数据库提供的相关有效感觉噪声级数据,依据上述算法可以计算出边线上所设各点测到的有效感觉噪声级,如表 4 所示。

将所得数据图像化,可得图 5。

观察图 5,并与飞机航迹图相对比,可以看出

表 4 边线噪声计算结果
Table 4 Calculation results of lateral noise

测量点位置/ft	5 000	6 000	7 000	8 000	9 000
EPNL/dB	94.40	95.89	96.55	96.80	96.83
测量点位置/ft	10 000	11 000	12 000	13 000	14 000
EPNL/dB	96.71	96.47	96.21	95.88	95.38

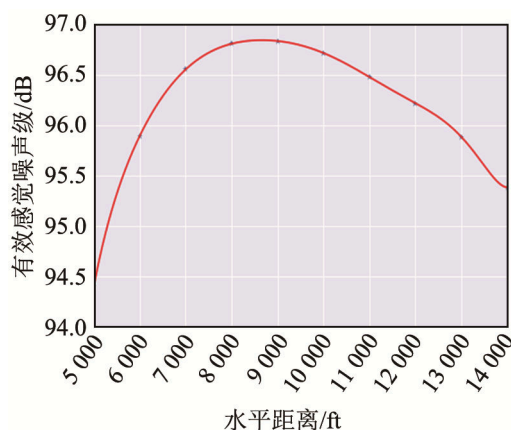


图 5 边线噪声变化曲线

Fig.5 Variation of the lateral noise with horizontal distance

随着飞机滑跑起飞,离开跑道后很快将迎来边线噪声级最大的一点,根据数据显示,其有效感觉噪声级为 96.84 dB,发生在距滑跑起始点 8 756 ft 处。

同理,可取 C919 的三种竞争机型,对其进行边线噪声级计算,可以得出如表 5 所示的结果。

表 5 C919 竞争机型边线噪声预测值及边线噪声测量点位置
Table 5 The prediction values of lateral noise and the locations of noise measurement points for C919 competitive types

机型	预测噪声水平/dB	标准噪声水平/dB	边线噪声位置/ft
DC-9	96.84	96.33	8 756
B737-800	95.97	95.14	7 961
A320-211	93.72	93.96	8 406

从表 5 可得,利用 ANP 数据对边线噪声预测的结果与欧洲航空安全局提供的噪声值相差在 0.24~0.83 dB 内,符合中国民用航空规章第 36 部^[12]的规定,说明本文计算方法较为准确,且本文还标注了边线噪声产生最大值^[9-12]时所在边线上的位置,观察表 5 中结果,可以初步推断,相同类型的飞机其边线噪声测量点的摆放位置是有迹可循的,这对于之后 C919 飞机的噪声适航可以提供一定的参考。

4 总结

(1) 利用 ANP 数据库,可以按照标准起飞程序对不同型号的飞机计算其起飞剖面航迹,同时利用

涵盖在 ANP 数据库内的 NPD 噪声数据, 可以得出起飞过程中不同位置的噪声级, 建立了对不同飞机的边线噪声预测算法。

(2) 挑选 DC-9 等大型飞机进行算例演示, 将计算结果进行比对, 可以简单预测边线噪声最大值发生的所在位置, 对于噪声测量点位置的摆放, 可以提供较精确的指导, 节省大量的人力物力, 同时对于相同类型的大飞机也能起到参考的作用, 如在对 C919 进行边线噪声测量的过程中, 精确摆放噪声测量点位置, 缩短 C919 的噪声适航审定周期。

参 考 文 献

- [1] International Civil Aviation Organization. Environmental Technical Manual, Volume I, Procedures for the Noise Certification of Aircraft[S]. Montreal: ICAO, 2010.
- [2] 中国民用航空局. 航空器型号和适航合格审定噪声规定[S]. 北京: 中国民用航空局, 2007.
CAAC. Aircraft types and airworthiness approval of qualified noise regulations[S]. Beijing: CAAC, 2007.
- [3] 唐狄毅, 李文兰, 乔渭阳. 飞机噪声基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995, 159-161.
TANG Diyi, LI Wenlan, JOE Weiyang. Aircraft noise base [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1995, 159-161.
- [4] FAA. Airport noise compatibility planning:federal aviation regulations part 150[S]. Washington: FAA, January18, 1985.
- [5] European Aviation Safety Agency. Type-Certificate Data for noise[R]. Cologne: EASA, 2015.
- [6] ICAO. International standards and recommended practices, aircraft noise[S]. Montreal: ICAO. 1993.
- [7] ECAC.CEAC Doc29 3rd Edition, Report on Standard Method of Computing Noise Contours around Civil Airports, Volume1: Applications Guide[S]. EU: ECAC.CEAC, 2005.
- [8] SAE ARP 876C. Gas Turbine Jet Exhaust Noise Prediction. Aerospace Recommended Practice, Society of Automotive Engineers, 1985.
- [9] ECAC.CEAC Doc29 3rd Edition, Report on Standard Method of Computing Noise Contours around Civil Airports, Volume2: Technical Guide[S]. EU: ECAC.CEAC, 2005.
- [10] ICAO. Annex 16-Environmental Protection, Volume I, Maximum noise level[R]. Montreal: ICAO, 2008.
- [11] 中国民用航空总局. 中国民用航空规章第 36 部[S]. 中国民用航空总局, 2005: 16-40.
Civil Aviation Administration of China. Thirty-sixth civil aviation regulations of China[S]. CAAC, 2005: 16-40.
- [12] 中国民用航空局. 航空器型号和适航合格审定噪声规定, 附件 B-根据第 36.103 条运输类和喷气式飞机的噪声[S]. 北京: 中国民用航空局, 2007.
CAAC. Aircraft types and airworthiness approval of qualified noise regulations, Annex B- According to the article 36.103 of the transportation and the noise of jet planes[S]. Beijing: CAAC, 2007.