

C919 飞机边线噪声级预测算法

闫国华,杨宗耀*

中国民航大学航空工程学院,天津 300300

摘 要 为了新飞机试飞前能获得飞机边线噪声级,缩短新飞机噪声合格审定周期,对飞机边线有效感觉噪声级预测方法进行了研究,利用飞机相关物理参数及声压公式建立了完整的飞机边界噪声级预测算法。以波音、空客、CRJ 系列飞机为例,验证该算法的有效性。控制飞机单一物理参数变化,分析各参数对飞机边线有效感觉边界噪声值的影响等级,提出降低飞机边线有效感觉噪声值的建议。将该算法应用于预测 C919 飞机边线噪声值,阐明了该算法在飞机噪声适航审定工作中的重要作用。

关键词 边线噪声级;预测算法 C919 飞机;声压公式;有效感觉噪声级

中图分类号 X593 文献标识码 A 文章编号 1673-9108(2017)07-4445-08 DOI:10.12030/j.cjee.201604214

C919 aircraft lateral noise level prediction algorithm

YAN Guohua, YANG Zongyao*

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

Abstract In order to obtain a lateral noise level before a new aircraft begins flight, and to reduce noise pollution through the examination, approval, and qualification of the new aircraft, the algorithm for predicting its lateral effective perceived noise level was studied. Aircraft-related physical parameters and the sound pressure formula were used to establish a complete aircraft lateral noise level prediction algorithm. Boeing, Airbus, and CRJ series aircraft were used to verify the validity of the algorithm. The physical parameters for the aircraft were changed individually, and the effect of each parameter on reducing the aircraft lateral effective perceived noise value was assessed. The algorithm was applied to predict the C919 aircraft lateral noise value, illustrating how the algorithm plays an important role in aircraft noise airworthiness approval work.

Key words lateral noise level; prediction algorithm; C919 aircraft; sound pressure formula; EPNL

随着人民生活水平的提高以及航空制造业的发展,人们对飞机噪声的要求越来越严格,希望在提高飞机性能的同时获得更小的飞机噪声值。飞机噪声适航审定成为了越来越严格的一个环节。传统飞机噪声测量是通过标准的飞机试飞程序来完成的^[1],试飞测量飞机有效感觉噪声值若不符合噪声适航审定标准,就要重新设计飞机或对飞机部件做出更改^[2],这无疑加大了飞机噪声适航审定的周期以及整个飞机的设计周期。为了解决这个问题,本文研究一个飞机噪声预测算法,并且使计算的有效感觉噪声值与认证值^[3]之差在很小的误差范围内,因此,在飞机各物理参数确定之后便能通过计算预测出飞机的边线有效感觉边界噪声值。

1 数据来源

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^[3]。预测飞机边界噪声值只需获得飞机的相关物理参数,如发动机最大起飞推力 F_{ts} 、发动机涵道比 u 、飞机起飞最大重量 m 、飞机翼展面积 A_w 、发动机静止喷气速度 V_{js} 、飞机升力系数参考值 C_{lref} ^[4]。

其中发动机最大起飞推力 F_{ts} 、发动机涵道比 u 可以从发动机制造商网站获得,飞机起飞最大重量 m 、

基金项目:中国航空工业集团西安飞机设计研究所项目(401207)
收稿日期:2016-04-26;录用日期:2016-07-25
第一作者:闫国华(1964—),男,博士,教授,研究方向:飞机噪声适航审定。E-mail:ghyan@cauc.edu.cn
* 通信作者,E-mail:zongyaoy@163.com

飞机翼展面积 A_w 可以从飞机制造商网站获得,为已知参数。

飞机升力系数参考值 C_{lref} 与发动机静止喷气速度 V_{js} 为需要估计的参数。美国国家航空航天局 (NASA) 研究发现,发动机静止喷气速度 V_{js} 和发动机涵道比 u 存在着一定的关系^[5],发动机涵道比越大其静止喷气速度越小,关系如图 1 所示。

2 有效感觉噪声级预测算法

有效感觉噪声级预测算法通过发动机工作方程^[6]及声学相关基础公式^[7]推导而出,此算法由以下两个部分组成。

2.1 声压级公式

发动机推力公式为:

$$F_t = m(V_j - V_f) \quad (1)$$

流过发动机的质量流量定义为:

$$m = \rho_j V_j A_j \quad (2)$$

已知参数涵道比 u ,查找涵道比和静止喷气速度关系图获得静止喷气速度 V_{js} ,求得静止喷气马赫数 M_{js} :

$$M_{js} = \frac{V_{js}}{340} \quad (3)$$

定义飞机起飞安全速度 V_2 :

$$V_2 = \sqrt{\frac{mg}{C_{lref} \times \rho_0 \times A_w}} \quad (4)$$

查阅飞机相关数据可知,A380 飞机最大起飞重量 575 000 kg,翼展面积 845 m²,测量点空气密度 ρ_0 取 1.2 kg · m⁻³。最大重量标准起飞模式下 A380 飞机 V_2 速度取 300 km · h⁻¹,代入式(4)可求得 $C_{lref} = 0.8$ 。应用 C_{lref} 和式(4)可求得不同飞机的 V_2 值。

测量点飞行速度 $V_f = V_2 + 20 \text{ kts}$,求得测量点飞行马赫数 M_f :

$$M_f = \frac{V_f}{340} \quad (5)$$

测量点发动机喷气马赫数 M_j 因为飞行马赫数 M_f 的影响并不等于静止喷气马赫数 M_{js} ,测量点发动机喷气马赫数 M_j 与静止喷气马赫数 M_{js} 的关系为:

$$M_j = M_{js} \times \sqrt{\frac{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_f^2\right) \pi_{fan}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\pi_{fan}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}} \quad (6)$$

其中 π_{fan} 定义为:

$$\pi_{fan} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{js}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (7)$$

由 M_j 求得测量点发动机喷气速度:

$$V_j = M_j \times 340 \quad (8)$$

假设飞机从静止加速至飞行速度 V_f 时流过发动机的空气密度保持不变,则有飞机静止时的发动机空气流量 m 与飞行速度 V_f 时发动机空气流量 m_s 的关系为:

$$\frac{m}{m_s} = \frac{V_j}{V_{js}} \quad (9)$$

得到发动机起飞最大推力和测量点发动机推力的关系:

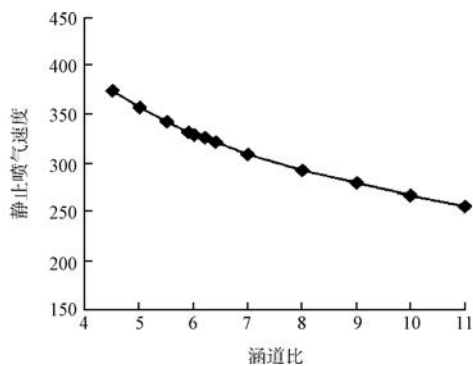


图 1 涵道比-静止喷气速度关系图

Fig. 1 Bypass ratio-static jet speed diagram

$$\frac{F_t}{F_{ts}} = \frac{m}{m_s} \times \frac{V_j - V_f}{V_{js}} = \frac{V_j(V_j - V_f)}{V_{js}^2} \quad (10)$$

使用等式(10)可求得测量点发动机实际推力 F_t 。

定义有效喷气速度:

$$V_e = V_j \left(\frac{V_j - V_f}{V_j} \right)^{a_{rel}} \quad (11)$$

式中:

$$a_{rel} = \frac{m_{rel} - 1}{n - 2}$$

对于一个给定的喷嘴,喷射混合噪声主要取决于喷气速度 V_j 和飞行速度 V_f 。排放角度等于 90° 的发动机,在距离为 r 的地方其混合喷射噪音的声压定义为:

$$p^2 \propto p_0^2 \frac{A_j}{r^2} \left(\frac{V_j}{a_0} \right)^n \left(\frac{V_j - V_f}{V_j} \right)^{m_{rel}} \quad (12)$$

指数 n 和相对速度指数 m_{rel} 取决于排放角度。当排放角为 90° 时,如果考虑飞机的辐射声功率则取 $n = 8.5$, 否则 $n = 8$ ^[8]。当排放角等于 90° 时, TANNA 等^[9]、SZEWCZYK^[10] 以及 STEVENS 等^[11], 建议 $m_{rel} = 5 \cdots 6$, VISWANATHAN 等^[12] 则建议更小的 m_{rel} 值, 取 $m_{rel} = 3.2 \cdots 3.6$ 。通过计算研究发现, m_{rel} 的取值还与飞机类型和发动机涵道比有关系。

根据式(1)和式(2)标准化上述声压公式得到:

$$\frac{p^2}{F_t} \propto \frac{p_0}{r^2} \frac{\rho_0}{\rho_j} \left(\frac{V_j}{a_0} \right)^{n-2} \left(\frac{V_j - V_f}{V_j} \right)^{m_{rel}-1} \quad (13)$$

应用式(11)得:

$$\frac{p^2}{F_t} \propto \frac{p_0}{r^2} \frac{\rho_0}{\rho_j} \left(\frac{V_e}{a_0} \right)^{n-2} \quad (14)$$

忽略 ρ_j 可能变化的影响,全声压级被定义为:

$$L_p = L_{p,ref} + 10 \lg \frac{F_t}{F_{t,ref}} - 20 \lg \frac{r}{r_{ref}} + 10(n-2) \lg \frac{V_e}{V_{e,ref}} \quad (15)$$

飞机噪声水平还取决于噪声信号的持续时间,噪声持续时间 T 与飞机的飞行速度 V_f 成反比,与飞行高度 H 成正比^[13], 定义为:

$$T = T_{ref} \frac{H}{H_{ref}} \frac{V_{f,ref}}{V_f} \quad (16)$$

由式(15)和(16),获得飞机有效感觉噪声值计算公式:

$$\begin{aligned} \text{EPNL} = & \text{EPNL}_{ref} + 10 \lg \left(\frac{F_t}{F_{t,ref}} \right) - \\ & 10 \lg \left(\frac{H}{H_{ref}} \right) - 10 \lg \left(\frac{V_f}{V_{f,ref}} \right) + \\ & 10(n-2) \lg \left(\frac{V_e}{V_{e,ref}} \right) \end{aligned} \quad (17)$$

2.2 边线有效感觉噪声级

边线噪声测量点位于与跑道中心线平行,距离跑道中心线 450 m 的边线上。因为整个边线噪声测量过程,发动机处于全推力状态,所以测得的噪音主要取决于发动机。飞机和边线噪音测量点麦克风之间的距离在不同的飞机型号和起飞重量下并没有变化很多,所以飞行高度在不同认证状态下也是变化很小的,

飞行高度的不同对边线有效感觉噪声级的影响可以忽略。

边线测量点有效感觉噪声值可由边界测量点实际推力 F_t 、飞行速度 V_f 、爬升率 $\beta = \frac{V_e}{V_f}$ 化为一个标准化的有效感觉噪声值:

$$EPNL_{norm} = EPNL_{meas, lat} - 10lg\left(\frac{F_t}{F_{t, ref}}\right) + 10lg\left(\frac{V_f}{V_{f, ref}}\right) - A_e lg\left(\frac{\beta}{\beta_{ref}}\right) \tag{18}$$

式中:经验参数 $F_{t, ref} = 100\text{ kN}$, $V_{f, ref} = 100\text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, $\beta = 0.15$, $A_e = 2$ 。本文中取 $\beta = 0.1$ 。应用标准化有效感觉噪声级和有效喷气速度能够获得一条相关线供预测飞机噪声值使用。

标准化有效感觉噪声值和测量点有效感觉噪声值的关系为:

$$EPNL_{norm} = EPNL_{ref, lat} + A_1 lg\left(\frac{V_e}{V_{e, ref}}\right) \tag{19}$$

式中 A_1 定义为:

$$A_1 = 10(n - 2)$$

本文中取 $n = 8.5$, 因此 $A_1 = 65$ 。当 $V_{e, ref} = 150\text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, $EPNL_{ref, lat} = 69\text{ EPNLdB}$ 。

使用式(19)和式(20)得到飞机边线有效感觉噪声值计算式:

$$EPNL = EPNL_{ref, lat} + 10lg\left(\frac{F_t}{F_{t, ref}}\right) + A_1 lg\left(\frac{V_e}{V_{e, ref}}\right) - 10lg\left(\frac{V_f}{V_{f, ref}}\right) + A_e lg\left(\frac{\beta}{\beta_{f, ref}}\right) \tag{20}$$

3 算法有效性分析

根据上述预测算法计算飞机边线有效感觉噪声级,将计算结果与飞机认证的有效感觉噪声级比较,从而确定预测算法的有效性。

3.1 根据预测算法计算 EPNL

应用 Visual Basic 程序设计语言,将飞机边界噪声级预测算法编译为可执行的应用程序,用来计算飞机边线有效感觉噪声值。Visual Basic 应用程序界面中飞机类型空格处填写飞机制造厂商编号,其中波音飞机系列编号为1,空客飞机系列编号为2,CRJ飞机系列编号为3。输入飞机类型参数和飞机控制物理参数即可算得飞机边线有效感觉噪声值和标准边线有效感觉噪声值。各飞机实验参数如表1所示。

表 1 计算各飞机边线有效感觉噪声级原始数据

Table 1 Calculate the aircraft lateral EPNL original data

飞机型号	发动机型号及数量	最大推力/kN	最大起飞重量/kg	机翼面积/m ²	涵道比
B737-400	CFM56-3B-2 × 2	98	68 050	105.4	5.9
B737-700	CFM56-7B20 × 2	91.6	70 080	124.58	5.5
B737-800	CFM56-7B27 × 2	121.4	79 010	124.58	5.1
B747-800	GENx-2B67 × 4	296	447 696	554	8
B757-200	PW2037 × 2	162.8	115 680	181.25	6
B757-300	PW2043 × 2	189.4	123 600	181.25	6
B767-300	CF6-80C2 × 2	263	158 760	283.3	5.15
B787-800	GENx-1B70 × 2	300	228 000	325	9
A318-112	CFM56-5B-9 × 2	100	68 000	122.6	5.9
A319-113	CFM56-5A-4 × 2	98	75 500	122.6	6.2
A320-212	CFM56-5A-3 × 2	118	78 000	122.6	6
A321-112	CFM56-5B-2 × 2	140	89 000	128	5.5
A330-243	Trent772B-60 × 2	316	242 000	361.6	5
A340-300	CFM56-5C-4 × 4	151	276 500	361.6	6.4
A340-500	Trent556-61 × 4	249	372 000	439.4	7.6
A380-800	Trent970 × 4	344	575 000	845	8.5
ERJ190-100	CF34-10E × 2	81.34	50 300	92.5	5
ERJ190-200	CF34-10E × 2	81.34	50 790	92.5	5
CRJ700	CF34-8C5B1 × 2	56.4	32 999	70.61	5
CRJ900	CF34-8C5 × 2	59.4	36 504	70.61	5
CRJ1000	CF34-8C5A1 × 2	60.6	40 824	77.4	5

将计算值与欧洲航空安全局为各飞机测量认证的飞机边线有效感觉噪声值列于表 2,并计算其差值,结果如表 2 所示。

表 2 各飞机边线有效感觉噪声预测值与认证值

Table 2 Aircraft lateral effective perceived noise values and certified values

机型	预测噪声水平 (dB)	认证噪声水平 (dB)	差值 (dB)
B737-400	91.28	90.7	0.58
B737-700	90.63	89.8	0.83
B737-800	92.5	94	-1.5
B747-800	94.54	94	0.54
B757-200	93.29	92.9	0.39
B757-300	93.76	94.3	-0.54
B767-300	96.16	96.9	-0.74
B787-800	91.19	91.8	-0.61
A318-112	92.28	91.9	0.38
A319-113	91.28	92.1	-0.82
A320-212	92.43	93.9	-1.47
A321-112	94.08	95.4	-1.32
A330-243	98.49	97.4	1.09
A340-300	95.21	96.1	-0.89
A340-500	94.97	95.9	-0.93
A380-800	95.58	94.2	1.38
ERJ190-100	91.6	91.5	0.1
ERJ190-200	91.95	91.8	0.15
CRJ700	89.47	89.6	-0.13
CRJ900	89.29	90	-0.71
CRJ1000	89.3	89.4	-0.1

从表 2 可得,应用预测算法计算的计算值与欧洲航空安全局的认证值差值都在 2 EPNdB 以内,一半以上的计算值误差在零点几分贝,说明该预测算法能够准确计算出飞机边线有效感觉噪声值。根据 CCAR36 部规定^[14],计算值误差在 2 EPNdB 内即认为该计算值有效。

3.2 应用有效喷气速度求 EPNL

将各飞机的标准有效感觉噪声值-有效喷气速度数值点绘制在同一坐标图中可得有效喷气速度与标准有效感觉噪声值的相关线,如图 3 所示。从图 3 可得当有效喷气速度增加,标准边线有效感觉噪声值增大,增大的幅度随有效喷气速度的增加有所减缓。该相关线直观地反映了有效喷气速度与标准有效感觉噪声值之间的关系。应用该相关线当已知飞机的有效喷气速度即可预测飞机的有效感觉噪声级。

3.3 分析控制物理参数对 EPNL 的影响

由式 (20) 可知,控制物理参数变化时,飞机边线噪声值也随之改变。通过改变飞机的单一控制物理



图 2 VB 应用程序界面截图

Fig. 2 VB application program print screen

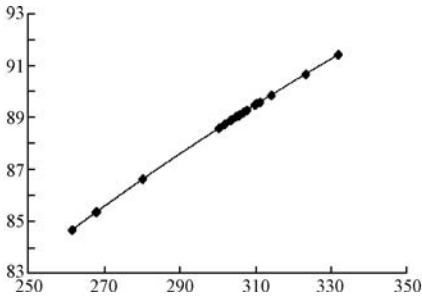


图 3 标准有效感觉噪声值与有效喷气速度关系图

Fig. 3 Correlation of normalized lateral effective perceived noise level with effective jet speed

参数保持其余参数不变,查看每一控制物理参数每增加或减少 10% 对边线有效感觉噪声级的影响大小,其结果如表 3~6 所示:

表 3 A320 飞机涵道比变化对边界有效感觉噪声级的影响
Table 3 Influence of A320 aircraft bypass ratio chang to lateral EPNL

涵道比	4.8 (- 20%)	5.4 (- 10%)	6	6.6 (+ 10%)	7.2 (+ 20%)
EPNL	94.91	93.31	92.43	91.21	90.13
△ EPNL	2.48	0.88	0	- 1.22	- 2.3

表 4 A320 飞机起飞推力变化对边界有效感觉噪声级的影响
Table 4 Influence of A320 aircraft takeoff thrust chang to lateral EPNL

起飞推力 (kN)	94.4 (- 20%)	106.2 (- 10%)	118	129.8 (+ 10%)	141.6 (+ 20%)
EPNL	91.46	92.71	92.43	92.18	91.96
△ EPNL	- 0.97	- 0.46	0	0.42	0.79

表 5 A320 飞机起飞重量变化对边界有效感觉噪声级的影响
Table 5 Influence of A320 aircraft takeoff weight chang to lateral EPNL

起飞重量 (kg)	62 400 (- 20%)	70 200 (- 10%)	78 000	85 800 (+ 10)	93 600 (+ 20)
EPNL	93.01	92.71	92.43	92.18	91.7
△ EPNL	0.58	0.28	0	- 0.25	- 0.5

表 6 A320 飞机翼展面积变化对边界有效感觉噪声级的影响
Table 6 Influence of A320 aircraft wing area chang to lateral EPNL

翼展面积 (m ²)	95.08 (- 20%)	100.34 (- 10%)	122.6	134.86 (+ 10%)	147.12 (+ 20%)
EPNL	91.77	91.91	92.43	92.68	92.9
△ EPNL	- 0.66	- 0.52	0	0.25	0.48

从表 3~6 可知,发动机涵道比变化对边线有效感觉噪声级的影响大于其余 3 个物理参数,证明了高涵道比发动机是减小飞机噪音的主要方法。起飞推力变化的影响大于起飞重量和翼展面积变化的影响。起飞重量和翼展面积变化影响飞机起飞速度,所以飞机起飞速度对边线噪声值的影响很小。因此,在等式 (4) 中由 C_{lref} 产生的对飞机起飞安全速度 V_2 的误差所带来的对噪声预测值的影响可以忽略。

4 C919 飞机边线噪声预测

C919 飞机是我国首款按照国际适航标准研制的干线客机,飞机于 2008 年开始研发,计划在 2016 年第三季度进行首飞。该飞机采用 CFM 国际发动机公司研发生产的 LEAP-1C 系列发动机,发动机推力范围 124.5 KN-133.4 KN,涵道比 u 为 11,是一款高涵道比发动机。飞机翼展面积 115 m²,标准型起飞最大重量为 77 300 kg。将以上数据输入 VB 应用程序,计算得 C919 飞机边线有效感觉噪声值为 85.2 EPNdB。C919 飞机的主要竞争机型为 B737 系列飞机和 A320 系列飞机,将 3 个系列飞机的主要参数对比如表 7 所示。

表 7 C919 飞机及其竞争机型主要参数

Table 7 C919 and its competitive aircraft main parameters

飞机型号	座位数	飞机总 长度/m	飞机总 高度/m	翼展 /m	机翼面 积/m	最大起飞 重量/kg	最大推力 /kN	涵道比	EPNL 实测值	EPNL 预测值	EPNL 限制值
B737-800	175	39.5	12.5	35.7	124.6	79 010	121.4	5.1	94	92.5	97
A320-212	164	37.57	11.76	35.8	122.6	78 000	118	6	93.9	92.4	97
C919	168	38.9	11.95	35.8	115	77 300	133.4	11	*	85.2	92.9

从表 7 中可看出 3 个系列飞机的主要参数除了发动机涵道比外,其他参数都非常接近,但是 C919 飞机的边线 EPNL 比其竞争机型小了 7 EPNdB 左右,这也印证了在 3.3 节中所说的高涵道比发动机对减小飞机噪声有显著效果。

B737-800 飞机和 A320-200 飞机属于第三阶段大型客机,而 C919 飞机属于第四阶段大型客机(1977 年 10 月 6 日到 2006 年 1 月 1 日之间受理其原型机适航证的亚音速喷气飞机为第三阶段飞机,2006 年 1 月 1 日或其后提交型号合格证申请的亚音速喷气飞机为第四阶段飞机),根据国际民用航空公约附件 16 第 I 卷中关于飞机噪声的要求,对第四阶段大型客机的噪声限制为:每个噪声测量点的噪声值不能超过第三阶段的要求,并且三个噪声测量点的噪声值总和与第三阶段的差值不能小于 10 EPNdB,任何 2 个噪声测量点的噪声值总和与第三阶段的差值不能小于 2 EPNdB。因此,假定第四阶段飞机边线、飞越、进场噪声限制值分别为在第三阶段的基础上 -4 EPNdB、-3 EPNdB 和 -3 EPNdB 即可满足要求。国际民用航空公约附件 16 第 I 卷中关于第三阶段飞机最大边线噪声级的规定^[15],在起飞边线噪声测量点对于最大起飞质量为 400 000 kg 及更大的飞机,噪声审定限定值为 103 EPNdB,并随着飞机质量的对数线性减小至 35 000 kg 的 94 EPNdB,低于这个重量后不再变化。将以上规定用公式表述为:

$$y = 3.694\,4\ln x + 55.345$$

(21)

计算第四阶段大型客机最大边线噪声限制值为:

$$y = 3.694\,4\ln x + 51.345$$

(22)

已知标准型 C919 飞机起飞最大重量为 77 300 kg,应用式(22)求得 $y = 92.9$,即标准型 C919 飞机最大边线有效感觉噪声限制值为 92.9 EPNdB。由预测算法计算得 C919 飞机边线有效感觉噪声值为 85.2 EPNdB,因此,可以预测 C919 符合第四阶段飞机的边线噪声合格审定要求。

5 结论

1)通过掌握飞机有效感觉噪声级测量过程以及对发动机工作方程和声压公式的研究,建立了计算有效感觉噪声级的完整算法,以波音、空客和 CRJ 等系列的飞机为例,表明使用该算法计算得到的有效感觉噪声级与认证的有效感觉噪声级误差很小,均在 2 dB 内,证明该预测算法的有效性。

2)通过分析涵道比、起飞推力、起飞重量和翼展面积的变化对飞机边线有效感觉噪声级的影响可得涵道比变化对飞机边线有效感觉噪声级的影响最大,高涵道比发动机对减小噪声有效果显著。

3)应用噪声预测算法计算 C919 飞机边线有效感觉噪声值,提前确定飞机噪声等级,有助于缩短 C919 飞机噪声适航审定周期。计算结果表明,C919 飞机得益于高涵道比发动机,其边线噪声值满足第四阶段飞机的噪声限制。

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. 中国民用航空规章[S]. 北京:中国民用航空局, 2007

[3] European Aviation Safety Agency. Type-Certificate Data for noise[R]. Cologne: EASA, 2015

-
- [4] MICHEL U. Correlation of aircraft certification noise levels EPNL with controlling physical parameters[R]. [http://www. researchgate. net/publication/269053402](http://www.researchgate.net/publication/269053402)
- [5] GYNN M D, BERTON J J, FISHER K L, HALLER W J, TONG M T, THURMAN, D R. Refined exploration of turbofan design options for an advanced single-aisle transport. Tech. Rep[R]. NASA/TM-2011-216883, NASA, 2011
- [6] 瞿红春, 林兆福. 民用航空燃气涡轮发动机原理[M]. 北京: 兵器工业出版社, 2006
- [7] 闫国华, 杨小军. 航空环境保护导论[M]. 天津: 中国民航大学出版社, 2014
- [8] VISWANATHAN K. Scaling laws and a method for identifying components of jet noise[J]. American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal, 2006, 44: 2074-2085
- [9] TANNA H K, MORRIES P J. In-flight simulation experiments on turbulent jet mixing noise[J]. Journal of Sound and Vibration, 1977, 53(2): 389-405
- [10] SZEWCZYK V M. Coaxial Jet Noise in Flight[R]. AIAA-79-0636, 1979
- [11] STEVENS R, BRYCE W. Noise from a bypass engine in flight[R]. AIAA-83-0751, Atlanta: AIAA 8th Aeroacoustics Conference, 1983: 11-13
- [12] VISWANATHAN K, CZECH M J. Measurement and modeling of effect of forward flight on jet noise[J]. American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal, 2011, 49(1): 216-234
- [13] SAE ARP 876C. Gas turbine jet exhaust noise prediction[R]. Aerospace Recommended Practice, Society of Automotive Engineers, 1985
- [14] 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
- [15] ICAO. Annex 16-Environmental Protection, Volume I, Maximum Noise Level[S]. Montreal: ICAO, 2008