

文章编号:1006-1355(2017)01-0093-05

C919 飞机减推力飞越噪声级预测算法研究

闫国华, 刘宁宁

(中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300)

摘要:为了在新设计飞机首飞测试前能够预测飞机减推力飞越噪声级,节省人员物力的消耗,缩短新设计飞机的设计周期,对飞机减推力有效感觉噪声级预测方法进行研究;利用飞机的相关控制参数和有效感觉噪声级公式推导了减推力飞越噪声级的预测方法;以空客、波音飞机为例,验证预测方法的有效性;并将该算法应用在国产C919飞机飞越噪声级的预测中。

关键词:声学;飞机减推力;飞越噪声;有效感觉噪声级;C919飞机

中图分类号:O422.6

文献标识码:A

DOI编码:10.3969/j.issn.1006-1355.2017.01.021

Study on Prediction Algorithm of the Flyover Noise Level of the C919 Aircraft on Cutback Thrust

YAN Guo-hua, LIU Ning-ning

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

Abstract: In order to reduce the period of new aircraft design and save the consumption of resources, the prediction algorithm of the flyover noise level of the aircraft on cutback thrust is studied. The related control parameters and the effective perceived noise level (EPNL) formula is used to establish the prediction algorithm of the flyover noise level of the aircrafts on cutback thrust. With the Airbus and Boeing series aircrafts as examples, the validity of the algorithm is verified. Finally, the algorithm is applied to the prediction of the flyover noise level of the domestic C919 aircrafts.

Key words: acoustics; aircraft cutback thrust; flyover noise; effective perceived noise level; C919 aircraft

飞机适航审定过程中,飞机制造商要证明该飞机符合国际民航组织制定的噪声标准——附件16第4章。随着国际航空运输业的迅速发展,人们对民用航空飞机环保性能要求日益提高,国际民航界对民用航空飞机的噪声控制水平要求越来越高,国际民航组织制定了新的噪声标准——附件16第14章。常规的飞机飞越噪声级测量是按照标准的试飞程序^[1]或者等效切入程序^[2]进行的,若测量的飞越噪声级不符合标准,就要对飞机部件进行更改设计,这就造成了人员物力资源的浪费,也加长新飞机的设计周期。本文进行的飞机飞越噪声级预测方法研究可以有效地解决这个问题,本算法使得预测值与认证值^[3]的误差在 $\pm 2\text{EPN dB}$ 范围内,阐明本算法预测飞机飞越噪声级的有效性。

1 相关物理控制参数

适航审定的各类飞机飞越有效感觉噪声级可以在噪声型号合格证书上找到,噪声型号合格证书刊登在欧洲航空安全局的官网^[4]上。通常情况下,飞机制造商要以每种类型飞机的最大起飞重量进行飞越噪声级的适航认证。各类型飞机的最大起飞重量 m 、机翼面积 A_w 、最大起飞推力 F_t 可以在飞机制造商的官方网站上获得,是已知的参数。飞机的升力系数 $C_{l_{ref}}$ 和发动机的静止喷气速度 V_{js} 是需要估计的物理参数。

查阅各类飞机静止喷气速度涵道比的大量数据,通过数据的函数拟合发现,发动机静止喷气速度与涵道比具有相关性涵道比越小,其静止喷气速度越大,见图1。

根据欧洲航空安全局认证的飞机飞越有效感觉噪声级相关的数据(见表1)和飞机的最大起飞重量,利用Matlab软件可以拟合出一条线,见图2。表明飞越有效感觉噪声级可以根据飞机的最大起飞重量进行简单的预测。

收稿日期:2016-10-13

作者简介:闫国华(1964—),男,博士,教授,天津市人,主要从事飞机噪声适航与排放研究。

E-mail: ghyan@cauc.edu.cn

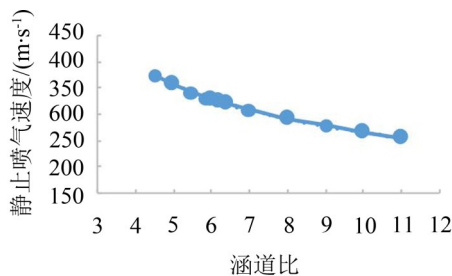


图1 涵道比-静止喷气速度关系图

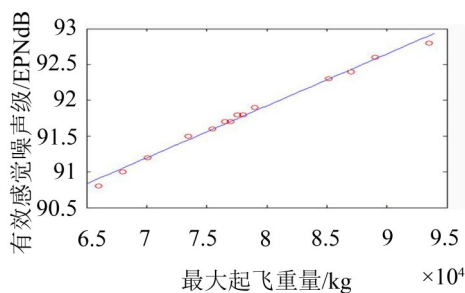


图2 最大起飞重量-有效感觉噪声级关系图

在飞机设计之初可以给飞机最大起飞重量确定提供借鉴,但是对于飞机的其他物理参数的确定没有作用。

2 有效感觉噪声级预测算法

有效感觉噪声级预测算法是根据发动机工作原理^[5]和声学基础原理^[6]推导的,包含声压级公式和飞越有效感觉噪声级组成。

2.1 声压级公式

发动机推力 F_t 定义为

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

通过发动机的气体质量流量 \dot{m} 定义为

$$\dot{m} = \rho_j V_j A_j \quad m = \rho_j V_j A_j \quad (2)$$

已知发动机的涵道比 u , 通过查找静态喷气速度与涵道比关系图(见图1)可以获得发动机静态喷气速度 V_{js} , 通过式(3)计算静态喷气马赫数 M_{js}

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

其中 V_{js} 是发动机静态喷气速度。

飞机起飞安全速度 V_2 定义为

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

从飞机制造商官网和发动机制造商官网可以查到,B787飞机的最大起飞重量是227 930 kg,翼展面积是325 m²。测量点的空气密度 ρ_0 取1.2 kg/m³,最大起飞重量标准起飞程序起飞B787的起飞安全速度 V_2 取298 km/h,将以上数据代入式(4)可以得到 $C_{lref} = 0.85$ 。使用 C_{lref} 和式(4)可以计算任何飞机的起飞安全速度 V_2 。

本文中测量点的飞行速度取

$$V_f = V_2 + 20 \text{ kts}$$

可以求得测量点飞行马赫数 M_f

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

测量点的喷气马赫数定义为

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

其中 π_{fan} 定义为

表1 各飞机飞越有效感觉噪声级与最大起飞重量数据

飞机型号	最大起飞重量/kg	涵道比	飞越有效感觉噪声/dB
A318-111	68 000	6.0	91.1
A319-111	75 500	6.0	91.6
A319-112	76 500	6.0	91.7
A320-214	77 000	6.0	91.7
A320-214	73 500	6.0	91.5
A320-232	78 000	4.8	91.8
A321-211	93 500	6.0	92.8
A321-214	87 000	5.9	92.4
A321-232	89 000	4.8	92.6
B737-600	65 998	5.4	90.8
B737-700	77 564	5.1	91.8
B737-700	70 080	5.6	91.2
B737-800	79 016	5.1	91.9
B737-800	79 015	5.3	91.9
B737-900ER	85 139	5.1	92.3

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

其中 γ 为等熵指数

由此求得测量点发动机喷气速度 V_j

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

飞机减推力飞越测量点的推力 F_{cb} 取最大起飞推力的 90%，保证 4% 的爬升率^[7]。

有效喷气速度 V_e 可被定义为

$$V_e = V_j \left(\frac{V_j - V_f}{V_j} \right)^{a_{\text{rel}}} \quad V_e = V_j \left(\frac{V_j - V_f}{V_j} \right)^{a_{\text{rel}}} \quad (9)$$

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

其中 m_{rel} 是相对速度指数

对于一个给定的飞机发动机喷嘴，喷射混合噪声主要取决于喷气速度 V_j 和飞行速度 V_f 。喷射角度为 90 度的发动机，在距离为 r 的地方其混合喷射噪声的声压定义为

$$p^2 \propto p_0^2 \frac{A_j}{r^2} \left(\frac{V_j}{a_0} \right)^n \left(\frac{V_j - V_f}{V_j} \right)^{m_{\text{rel}}} \quad (10)$$

喷射角度影响指数 n 和相对速度指数 m_{rel} 的值。当喷射角为 90 度时 $\theta = 90^\circ$ ，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 度时 $\theta = 90^\circ$ ，Tanna、Morris 和 Szewczyk 建议 $m_{\text{rel}}=5 \cdots 6$ ， $m_{\text{rel}}=5 \cdots 6$ ，Viswanathan 和 Czech 则建议更小的 m_{rel} 值，取 $m_{\text{rel}}=3.2 \cdots 3.6$ ， $m_{\text{rel}}=3.2 \cdots 3.6$ 。

忽略密度变化的影响，根据公式(1)、式(2)、式(9)标准化声压等式，总声压级可以定义为

$$L_p = L_{p,\text{ref}} + 10 \lg \frac{F_t}{F_{t,\text{ref}}} - 20 \lg \frac{r}{r_{\text{ref}}} + 10(n-2) \lg \frac{V_e}{V_{e,\text{ref}}} + 10(n-2) \lg \frac{V_f}{V_{f,\text{ref}}} \quad (11)$$

有效感觉噪声级是经过三分之一倍频噪声谱频率加权后的噪声，它不同于总声压级。加权后的有效感觉噪声级 EPNL 考虑到了噪声信号持续时间的影响，噪声信号的持续时间正比于飞越高度 H ，反比于飞行速度 V_f 。

有效感觉噪声级可定义为

$$\text{EPNL} = \text{EPNL}_{\text{ref}} + 10 \lg \left(\frac{F_t}{F_{t,\text{ref}}} \right) - 10 \lg \left(\frac{H}{H_{\text{ref}}} \right) - 10 \lg \left(\frac{V_f}{V_{f,\text{ref}}} \right) + 10(n-2) \lg \left(\frac{V_e}{V_{e,\text{ref}}} \right) + 10(n-2) \lg \left(\frac{V_f}{V_{f,\text{ref}}} \right) \quad (12)$$

其中 EPNL_{ref} 是有效感觉噪声级基准值

2.2 减推力有效感觉噪声级

飞机飞越噪声级测量点在跑道中心线的延长线距离起飞滑跑起始点 6 500 m 处。因为整个减推力飞越噪声测量过程，发动机处于由全推力状态减推力至百分之九十，所以测得的噪音主要取决于发动机。飞机和减推力噪声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变化不大，因此飞越测量点的有效感觉噪声级的主要影响因素是减推力下的有效喷气速度和飞越测量点时的高度。

飞越测量点高度是距离滑跑点 6 500 m 处的垂直高度，可以通过起飞跑道长度进行预测。

起飞跑道长度定义为

$$L = \frac{mg}{\rho_0 A_w c_l F_{t,\text{lat}}} C V_e = V_j \left(\frac{V_j - V_f}{V_j} \right)^{a_{\text{rel}}} \quad (13)$$

其中 C 是通过实验测得的自由常数， $C=1.3$ ；飞机起飞时的质量等于最大起飞质量。

飞越点的垂直高度可定义为

$$H = \frac{(6500 \text{ m} - L)(V_{cl}/V_f)}{1 + b \left(\frac{V_{cl}/V_f}{V_{c2}/V_f} \right)} \quad (14)$$

假设推力消减发生在距离滑跑点 6 500 m- bH 的地方，此时 $b=2$ ， V_{cl}/V_f 是全推力爬升率， V_{c2}/V_f 是减推力爬升率。

标准化飞机飞越测量点的 EPNL 可以被定义为

$$\begin{aligned} \text{EPNL} = & \text{EPNL}_{\text{ref},f_0} + 10 \lg \left(F_t / F_{t,\text{ref}} \right) + \\ & A_l \lg \left(V_e / V_{e,\text{ref}} \right) - 10 \lg \left(\frac{V_f}{V_{f,\text{ref}}} \right) - 10 \lg \left(H / H_{\text{ref}} \right) + \\ & 10 \lg \left(\frac{V_f}{V_{f,\text{ref}}} \right) - A_c \lg \left(\frac{\beta}{\beta_{\text{ref}}} \right) \end{aligned} \quad (15)$$

其中 A_l 定义为 $A_l = 10(n-2)$ 。本文中 n 取 $n=8.5$ ，因此 $A_l = 65$ 。

其中参考值为 $F_{t,\text{ref}}=100$ kN， $V_{f,\text{ref}}=100$ m/s， $H_{\text{ref}}=500$ m。双发飞机的 $\text{EPNL}_{\text{ref},f_0}=74$ EPN dB，四发飞机的 $\text{EPNL}_{\text{ref},f_0}=79$ EPN dB。

3 应用算例

将以上减推力飞越噪声级预测算法应用到已经取得适航认证的飞机上，并将计算结果与飞机认证的有效感觉噪声级进行比较，验证该算法的有效性。首先要收集预测算法要求的原始数据，见表 2。

将原始数据代入预测算法，计算值与欧洲航空安全局认证的飞越有效感觉噪声值进行差值比较见表 3

从表 3 可以得到，应用飞机减推力飞越噪声级预测算法计算的噪声值与欧洲航空安全局认证的噪

表 2 计算各飞机飞越有效感觉噪声级原始数据

飞机型号	发动机型号及数量	最大推力/kN	最大起飞重量/kg	涵道比	机翼面积/m²
A380-800	Trent 970×4	344	575 000	8.5	845
B787-800	GEnx-1B70×2	300	228 000	9	325
A340-500	Trent 556-61×4	249	372 000	7.6	439.4
B767-300	CFM56-80C2×2	263	158 760	5.15	283.3
B737-800	CFM56-7B27×2	121.4	79 010	5.1	124.58
A340-642	Trent 556-61×4	249.1	372 000	7.6	439.4
A320-214	CFM56-5A-3×2	118	78 000	6	122.6

表 3 各类型飞机飞越有效感觉噪声级预测值与认证值分析

机型	预测噪声水平/dB	认证噪声水平/dB	差值/dB
A380-800	104.22	106	- 1.78
B787-800	97.94	97.8	0.14
A340-500	104.85	105.9	- 1.05
B767-300	97.27	96.8	0.47
B737-800	90.83	94.9	- 1.06
A340-642	102.14	104.1	- 1.96
A320-214	91.40	91.7	- 0.30

声值的差值都在 2 EPN dB 范围内,说明该预测方法能够准确计算飞机减推力飞越有效感觉噪声值。

3.2 飞越有效感觉噪声级与有效喷气速度 V_e 的关系

将各类型飞机的飞越有效感觉噪声值-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。

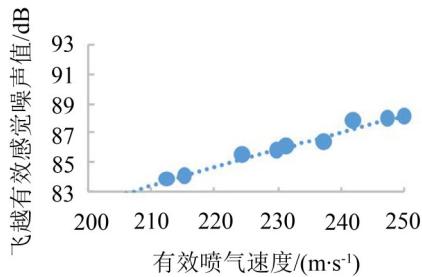


图 3 飞越有效感觉噪声值与有效喷气速度关系图

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。

4 C919 飞机减推力飞越噪声预测

C919 中型客机是中国首款按照最新适航标准研制的干线飞机,飞机首架机于 2015 年 11 月生产下线,计划于 2016 年底进行首飞。C919 飞机的发动机选用的是 CFM 发动机公司生产的 LEAP-1C 系列发

动机,其涵道比为 11。飞机的最大起飞重量是 77 300 kg,机翼翼展面积是 115 m²,起飞跑道长度是 2 200 m。将 C919 飞机的参数代入预测算法,计算出 C919 飞机减推力飞越有效感觉噪声值为 89.14 EPN dB。将 C919 飞机和它的竞争机型 B737 系列及 A320 系列飞机的主要参数进行对比如表 4 所示。

由上表的对比结果可以看出,这三个系列飞机除了发动机涵道比差别较大,其他主要参数都非常接近,但是 C919 飞机的减推力飞越有效感觉噪声值比其竞争机型小了很多。说明国产大飞机 C919 在这一阶段的飞机中更具竞争力。

目前所有申请的型号合格证和标准适航证都必须符合第 4 阶段噪声限值(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 4 阶段飞机)。国际民航组织航空环境保护委员会(CAEP-前身为 CAN)的第五次会议上,讨论要求进一步调整喷气飞机噪声限制。委员会决定三点测量噪声级的总和必须比第三阶段飞机噪声限制总和要低(10 dB),在任何两个测量点的噪声级的总和必须是比相应第三阶段声限制总和至少低 2 dB。

假设第 4 阶段飞机边线、飞越、进近有效感觉噪声级分别在第 3 阶段的基础上 - 4 EPN dB、- 2.5 EPN dB、- 3.5 EPN dB。国际民用航空公约附件 16 第 I 卷^[9]中规定第 3 阶段飞机最大飞越有效感觉噪声级为:1)装有两台或少于两台发动机的飞机对于审定最大起飞质量为 385 000 kg 或更大的飞机为 101 EPN dB,并随质量的对数成线性变化减少。质

表4 C919飞机及其竞争机型主要参数

对比项目飞机型号	A320-214	B737-800	C919
最大起飞重量/kg	78 000	79 010	77 300
座位数	158	159	156/168
机翼面积/m	122.6	124.6	115
最大推力/kN	118	121.4	133.4
减推力/kN	106.2	109.26	120.06
涵道比	6	5.1	11
EPNL实测值	85.6	85.8	*
EPNL限制值	91.7	91.9	*
EPNL预测值	91.4	90.83	86.8

量每减少一半,噪声级减少4 EPN dB,一直到减至89 EPN dB时,即保持不变。2)装有三台发动机的飞机与1)相同。但是其中对应的一句改为:对于审定量大,起飞质量为325 000 kg或更大的飞机为104 EPN dB; 3)装有四台发动机的飞机与1)相同,但是其中对应的一句改为:对于审定量大,起飞质量为325 000 kg或更大的飞机为106 EPN dB。因此计算第4阶段民用客机四台发动机飞机和两台发动机飞机的最大减推力飞越噪声限值^[10]分别为

$$y = 89 + 4 [\log(w/20\ 263) / \log 2]$$

$$y = 89 + 4 [\log(w/48\ 194) / \log 2]$$

已知国产大型客机C919飞机的最大起飞重量为77 300 kg,应用上述公式计算的飞越最大噪声限制值为91.72 EPN dB。通过预测算法计算的C919客机的飞越有效感觉噪声值为89.14 EPN dB,因此可以预测国产客机C919符合第4阶段飞机的飞越噪声合格认证要求。

5 结语

(1)应用发动机工作原理和声压基础公式推导出飞机减推力飞越噪声级的预测的公式算法,以波音、空客等系列的飞机为例,计算其减推力飞越有效感觉噪声值,将其与认证的飞越有效感觉噪声值进行比较,结果表明预测值与认证值的误差均在2EPN dB内,验证了本算法的有效性。

(2)应用该预测算法计算国产大型客机C919飞机减推力飞越有效感觉噪声值,提前预测飞机飞越噪声等级,有利于缩短C919飞机噪声适航审定的周期。

参考文献:

- [1] 国际民航组织. 环境技术手册 航空器噪声合格审定程序[S]. 2010:1-45.
- [2] 闫国华,段子瑜. 确定切入飞行等效剖面的方法研究[J]. **噪声与振动控制**, 2014, 34(3): 82-85.
- [3] European Aviation Safety Agency. Type- Certificate Data for noise[S]. Cologne: EASA, 2015.
- [4] EASA Noise Type Certificates[S]. <http://easa.europa.eu/certification/type-certificates/noise.php>.
- [5] 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, 2006:54-56.
- [6] 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, 2014:31-47.
- [7] 国际民航组织. 机场周围噪声等值线建议计算方法[S]. Doc 9911号文件,附录C-3, 2008.
- [8] VISWANATHAN K. Scaling laws and a method for identifying components of jet noise[J]. **AIAA**, Vol 44, 2006: 2074-2085.
- [9] ICAO. Environmental Protection. Sixth Edition[S]. Volume I, Aircraft Noise, July 2011.
- [10] 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, 2014:73-74.

(上接第85页)

- [3] 王伟,曾京,罗仁. 列车车轮不圆顺的研究现状[J]. **运用与检修**, 2009(1):39-43.
- [4] MORYS B. Enlargement of out-of-round wheel profiles on high speed trains[J]. **Journal of Sound and Vibration**. 1999, 227(5): 965-978.
- [5] 吴磊,钟硕乔,金学松,等. 车轮多边形化对车辆运行安全性能的影响[J]. **交通运输工程学报**, 2011, 11(3):47-54.
- [6] 韩光旭. 高速动车组车内异常噪声振动特性与车轮非圆

化关系研究[J]. **机械工程学报**, 2011, 11(3):47-54.

- [7] 韩光旭,温泽峰,张捷,等. 车轮非圆化对高速列车振动噪声的影响[J]. **噪声与振动控制**, 2014, 34(4): 10-13.
- [8] 张玉梅,肖新标,温泽峰,等. 低地板车结构传声及车内噪声特性[J]. **噪声与振动控制**, 2014, 34(4): 1-4.
- [9] 黄照伟. 车轮磨耗及其对车辆动力学性能的影响[D]. 成都:西南交通大学, 2012.