某大涵道比涡扇发动机风扇激波 噪声降噪设计

李旦望^{1,2,*},杨小贺^{1,2},夏烨^{1,2},唐慧敏^{1,2} 1.中国航发商用航空发动机有限责任公司,上海 201108 2.上海商用飞机发动机工程技术研究中心,上海 201108

摘 要:为了研究民用大涵道比涡扇发动机风扇叶片弯掠造型对风扇激波噪声的影响,本文在基准风扇叶型的基础上,增大 风扇叶片尖部前掠,加宽风扇叶片中下部和根部,设计了一种改型风扇叶片,并对基准风扇和改型风扇的前缘脱体激波噪声 的一维传播特性进行了对比分析。结果表明,在海平面标准大气条件起飞工况和最大爬升工况下,改型风扇的激波噪声水 平较基准风扇叶型低,证明该风扇叶型的弯掠改型设计有助于降低风扇激波噪声。

关键词:大涵道比涡扇发动机,风扇弯掠造型,激波噪声,降噪设计

中图分类号:V231

文献标识码:A

大涵道比涡扇发动机的风扇噪声主要由转静干涉单音 噪声、激波噪声和宽频噪声等^[1]组成。

对于超声速转子,定常叶片气动力以激波形式出现,会 产生一种噪声谱特征为多重单音的强烈噪声,称为激波噪 声,它的频率是发动机轴频率的倍数。

风扇激波噪声是大涵道比涡扇发动机最主要噪声源之一,因此在设计中有必要针对风扇激波噪声开展低噪声设计。其中风扇叶片的弯掠造型优化设计是降低风扇激波噪声的一种手段^[2]。

本文在某大涵道比涡扇发动机基准风扇叶型的基础 上,通过增大风扇叶片尖部前掠,加宽风扇叶片中下部和根 部,设计了一种改型风扇叶片,并对两种风扇叶片的前缘脱 体激波噪声的一维传播特性进行了对比分析。

1 激波噪声预测理论分析

本文把实际风扇/压气机转子的复杂激波波系沿管道 内的传播,简化为二维叶栅前缘脱体激波在自由空间中的 一维传播^[3],如图1所示。图中*d*为栅距,λ为波长,*Ma*_x为

收稿日期: 2019-02-21;退修日期: 2019-03-21;录用日期: 2019-03-30 基金项目:国家自然科学基金(51506189)

*通信作者.Tel: 18521353996 E-mail: lidanwangkiddy@126.com

引用格式: Li Danwang, Yang Xiaohe, Xia Ye, et al.Low noise design for fan shock wave noise of a high bypass ratio turbofan engine[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(05): 25-28. 李旦望, 杨小贺, 夏烨, 等. 某大涵道比涡扇发动机风扇激波噪声降噪设计 [J]. 航空科学技术, 2019, 30(05): 25-28.

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.05.005

轴向马赫数, φ为激波与轴向夹角, Ma, 为叶尖马赫数, μ为 马赫角, Ma_{rel}为相对马赫数, β为相对流动角。

图1 二维叶栅激波模型 Fig.1 2D cascade shock wave model

在大涵道比涡扇发动机运行的实际情况中,由于不同 的转子叶片安装角存在一定的差异,因此每个转子叶片产 生的激波噪声幅值也存在差别^[4]。

由于强激波和弱激波的传播速度不同,随着激波不断 向前的旋转传播,相邻两个激波相互归并^[5-8],出现非规则 现象。





本文的激波噪声预测基于频域法^[9,10]开展。将激波的 非线性传播用Riemann方程描述如下:

$$\frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\gamma + 1}{2p_0 c_0} p \frac{\partial p}{\partial x} = 0 \tag{1}$$

式中:*a*₀为当地声速,γ为空气绝热指数,*p*₀为大气压。引入 无量纲变量,代入式(1)中可以得到无量纲化的简单波动 方程:

$$\frac{\partial P}{\partial T} + \frac{2\pi}{B} P \frac{\partial P}{\partial X} = 0$$
 (2)

对于式(2),假设其解可写作傅里叶级数的形式:

$$P(X,T) = \sum_{m=-\infty}^{\infty} C_m(T) e^{imX}$$
(3)

式中: $C_{-m} = \tilde{C}_m \pm C_0 = 0$,得到耦合谱方程^[3]:

$$\frac{\mathrm{d}C_m}{\mathrm{d}T} = -\frac{im\pi}{B} \left(\sum_{l=1}^{m-1} C_{m-l} C_l + 2 \sum_{l=m+1}^{\infty} C_l \tilde{C}_{l-m} \right)$$
(4)

通过求解可以得出不规则锯齿激波传播过程中的声压 衰减。

2 某大涵道比涡扇发动机风扇弯掠设计方案

针对某大涵道比涡扇发动机风扇叶片,本文开展了弯 掠造型优化设计,在基准方案的基础上,增大风扇叶片尖部 前掠,加宽风扇叶片中下部和根部,设计了一种改型风扇叶 片,如图2所示。



图2 基准方案和改型方案的风扇弯掠造型对比



3 风扇激波噪声水平对比

3.1 流场和声场计算

本文流场计算基于商用软件Numeca,对于单通道风扇的流场进行三维定常计算流体力学(CFD)分析。

由于风扇激波噪声在靠近叶尖处产生,因此可以在激 波强度最大的叶高处截取二维圆柱面,简化为二维平面叶 栅。随后,提取激波强度最大截面处激波波前至计算域进 口的轴向马赫数分布,以及风扇结构参数、工况参数等,作 为声场分析的输入,并基于不规则锯齿波噪声预测的模型, 实现风扇激波噪声总声压级沿轴向的分布计算。

本文对激波噪声总声压级的绝对数值进行了处理,以 海平面标准大气条件起飞(简称为标准天起飞)工况在风扇 前缘激波初始位置处的总声压级为基准,即*R*dB。

3.2 基准风扇叶型激波噪声评估

本节针对基准风扇叶型,分别在标准天起飞工况和最 大爬升工况下,某大涵道比涡扇发动机风扇激波噪声沿轴 向的总声压级分布进行预测。

3.2.1 标准天起飞工况评估

总声压级沿轴向分布如图3所示。由图3可知,对于基 准风扇叶型,标准天起飞工况下,在风扇前缘激波初始位置 处总声压级为*R*dB,轴向坐标0位置处总声压级为(*R*-5.4) dB。



- 图3 标准天起飞工况基准风扇叶型的激波噪声总声压级沿 轴向分布
- Fig. 3 The total sound pressure level axial distribution of shock wave noise (reference case, takeoff at ISA sea level condition)

3.2.2 最大爬升工况评估

总声压级沿轴向分布如图4所示。由图4可知,对于基准 风扇叶型,最大爬升工况下,在风扇前缘激波初始位置处总声 压级为(*R*-0.8)dB,轴向坐标0位置处总声压级为(*R*-4.5)dB。

3.3 改型风扇叶型激波噪声评估

本节针对改型风扇叶片,分别在标准天起飞工况和最 大爬升工况下,某大涵道比涡扇发动机风扇激波噪声沿轴 向的总声压级分布进行预测。

3.3.1 标准天起飞工况评估

总声压级沿轴向分布如图5所示。由图5可知,对于改



图4 最大爬升工况基准风扇叶型的激波噪声总声压级沿轴向分布







Fig.5 The total sound pressure level axial distribution of shock wave noise (modified case, takeoff at ISA sea level condition)

型风扇,标准天起飞工况下,在风扇前缘激波初始位置处总 声压级为(*R*-1.2)dB,轴向坐标0位置处总声压级为(*R*-5.7)dB。

3.3.2 最大爬升工况评估

总声压级沿轴向分布如图6所示。由图6可知,对于改型 风扇,最大爬升工况下,在风扇前缘激波初始位置处总声压级 为(*R*-1)dB,轴向坐标0位置处总声压级为(*R*-4.7)dB。

3.4 两种方案的激波噪声水平对比

本节给出了基准方案和改型方案在初始位置和轴向坐标为0位置的风扇激波噪声总声压级对比。由表1可知,对于本文研究对象,某大涵道比涡扇发动机风扇部件的激波噪声来说,在标准天起飞和最大爬升两个工况下,弯掠改型设计方案的风扇激波噪声均比基准方案的风扇激波噪声低。



图6 改型风扇的激波噪声总声压级沿轴向分布

Fig.6 The total sound pressure level axial distribution of shock wave noise (reference case, max climb condition)

表1 两种风扇叶片方案激波噪声水平对比 Table 1 The comparison of shock wave noise for 2 fans

	标准天起飞工况/dB		最大爬升工况/dB	
	初始位置	轴向坐标0位置	初始位置	轴向坐标0位置
基准方案	R	<i>R</i> -5.4	<i>R</i> -0.8	<i>R</i> -4.5
改型方案	<i>R</i> -1.2	<i>R</i> -5.7	R-1	<i>R</i> -4.7
降噪设计收益	1.2	0.3	0.2	0.2

降噪收益在0.2~1.2dB不等,随着轴向位置变化而不同。

4 结论

本文基于风扇激波噪声的频域预测方法,通过对某大 涵道比涡扇发动机基准风扇和弯掠改型设计风扇的风扇激 波噪声沿轴向总声压级进行了预测,根据计算结果,得到以 下结论:

(1)弯掠改型设计风扇叶片在标准天起飞工况下,激 波噪声水平在初始位置(声源强度)较基准风扇叶型低 1.2dB,但随着激波沿轴向的不断衰减,改型风扇叶片的降 噪设计效果有一定的降低,在轴向坐标0的位置,改型设计 带来的降噪收益约为0.3dB。

(2)弯掠改型设计风扇叶片在最大爬升工况下,激波噪 声水平在初始位置(声源强度)较基准风扇叶型低0.2dB,随着 激波沿轴向的不断衰减,降噪设计效果基本能够保持,在轴向 坐标0的位置,改型设计带来的降噪收益仍为0.2dB。

(3) 基于本文的评估结果,说明改进风扇叶片的弯掠 设计,如增大风扇叶片尖部前掠、加宽风扇叶片中下部和根 部等方式,有助于改善风扇激波强度,在激波初始位置有效 降低风扇激波噪声。

⁴AST

参考文献

[1] 乔渭阳.航空发动机气动声学[M].北京:北京航空航天大学 出版社,2010.

Qiao Weiyang. Aeroacoustics of aero engine[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press,2010. (in Chinese)

- [2] Goldstein A W, Glaser F W, Coats J W. Acoustic properties of a supersonic fan: NASATN D-7096 [R]. Washington: NASA, 1973.
- [3] 陈鹏,李晓东.航空发动机进气道内激波噪声的预测[C]//中 国工程热物理学会第十一届学术会议.北京:中国工程热物 理学会,2005:670-676.

Chen Peng, Li Xiaodong. Fan shock wave noise prediction of turbo engine[C]// The Proceedings of 11th Academic Conference of Chinese Society of Engineering Thermophysics. Beijing: Chinese Society of Engineering Thermophysics,2005:670-676. (in Chinese)

- [4] Stratford B S, Newby D R. A new look at the generation of buzz-saw noise: AIAA 77-1343[R]. Reston:AIAA,1977.
- [5] McAlpine A, Fisher J. On the prediction of "buzz-saw" noise in

aero-engine inlet ducts[J]. Journal of Sound and Vibration, 2001, 248 (1): 123-149.

- [6] McAlpine A, Fisher J. On the prediction of "buzz-saw" noise in acoustically lined aero-engine inlet ducts[J]. Journal of Sound and Vibration, 2003, 265(1): 175-200.
- [7] McAlpine A, Fisher J. "buzz-saw" noise: A comparison of measurement with prediction[J]. Journal of Sound and Vibration, 2006, 290(3-5): 1202-1233.
- [8] McAlpine A, Fisher J. "buzz-saw" noise: A comparison of modal measurements with an improved prediction method[J]. Journal of Sound and Vibration, 2007, 306(3-5): 419-443.
- [9] Fisher M J, Tester B J, Schwaller P J G. Supersonic fan tone noise prediction: AIAA 98-2249[R]. Reston:AIAA,1998.
- [10] McAlpine A, Fisher M J. The effect of acoustic lining on "buzz-saw" noise generated by an aero-engine: AIAA 2001-2201[R]. Reston:AIAA,2001. (责任编辑 皮卫东)

作者简介

李旦望(1987-) 女,硕士,工程师。主要研究方向:航空 发动机气动声学、低噪声设计。 Tel: 18521353996 E-mail:lidanwangkiddy@126.com

Low Noise Design for Fan Shock Wave Noise of a High Bypass Ratio Turbofan Engine

Li Danwang^{1,2,*}, Yang Xiaohe^{1,2}, Xia Ye^{1,2}, Tang Huimin^{1,2}

- 1. AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd. Shanghai 201108, China
- 2. Shanghai Engineering Research Center of Commercial Aircraft Engine, Shanghai 201108, China

Abstract: In order to investigate the effect of sweep and lean fan blade profile on fan shock wave noise of the high bypass ratio turbofan engine, a modified fan blade was designed by increasing the sweep of fan blade tip and widening the middle and lower parts and roots of fan blade on basis of reference fan blade profile. Then the 1D propagation characteristics of detached shock wave noise in the leading edge of reference fan and modified fan were analyzed. The results show that the shock wave noise level of the modified fan is lower than that of the reference fan at the conditions of takeoff at ISA sea level and maximum climb, which proves that the modified design of the sweep and lean fan blade profile is helpful to reduce the shock wave noise of the fan.

Key Words: high bypass ratio turbofan engine; sweep and lean fan blade profile; shock wave noise; low noise design

Received: 2019-02-21; Revised: 2019-03-21; Accepted: 2019-03-30

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51506189)

*Corresponding author. Tel: 18521353996 E-mail: lidanwangkiddy@126.com