

波瓣混合器喷流降噪技术实验

邵万仁^{1,2}, 何敬玉¹, 吴 飞², 李晓东¹

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 在消声室内的喷流噪声实验台上, 对大涵道比涡扇发动机混合式排气系统缩比模型进行了冷喷流噪声实验, 以环形混合器为基准, 研究了采用波瓣混合器的喷管喷流远声场频谱特性和降噪效果。研究结果表明: 与采用环形混合器的基准型喷管相比, 波瓣混合器喷管在低频段有很好的降噪效果但高频段的声压级有所升高, 波瓣混合器喷管下游方向($\theta=150^\circ$)的总声压级明显降低而中游方向和上游方向的总声压级升高。随着波瓣混合器出口处内外涵气流速度差的增大, 波瓣混合器喷管低频段的降噪效果越来越明显但高频段声压级的升高也会不同程度地增大, 在波瓣混合器喷管下游方向($\theta=150^\circ$)的总声压级降低更加明显的同时中游方向和上游方向的总声压级也有所升高。

关 键 词: 大涵道比涡扇发动机; 混合式排气系统; 波瓣混合器; 缩比模型实验; 喷流降噪

中图分类号: V231

文献标志码: A

Experiment of jet noise reduction technology using lobed mixer

SHAO Wan-ren^{1,2}, HE Jing-yu¹, WU Fei², LI Xiao-dong¹

- (1. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Shenyang Engine Design and Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: On the basis of the baseline nozzle with annular mixer, the far field noise spectra performance and the noise reduction of the nozzle with lobed mixer were investigated under cold jet condition through scaled model experiments of high bypass ratio turbofan engine mixing exhaust system. The experiments were carried out on the jet noise experiment rig in the anechoic chamber. The experimental results show that, compared with the baseline nozzle with annular mixer, the nozzle with lobed mixer has better jet noise reduction at low frequencies, but the sound pressure level increases at high frequencies, while overall sound pressure level reduces at downstream ($\theta=150^\circ$) but increases at middlestream and upstream. With increased velocity differences between core exit flow and fan exit flow of lobed mixer, the nozzle with lobed mixer has better noise reduction at low frequencies, but the sound pressure level increases at high frequencies, while overall sound pressure level reduces at downstream ($\theta=150^\circ$) but increases at middlestream and upstream.

Key words: high bypass ratio turbofan engine; mixing exhaust system; lobed mixer; scale model experiment; jet noise reduction

从 20 世纪 60 年代开始, 喷气式民用飞机的使用得到了快速发展并逐渐普及, 飞机噪声污染

问题日趋严重, 国际民航组织(ICAO)和各国的适航机构相继制定和颁布了严格的飞机噪声适航标

准^[1],而发动机喷流噪声是飞机的主要噪声源之一。

大涵道比涡扇发动机的排气系统分为分开式和混合式两种,混合器是混合式排气系统用来使内外涵气流混合的装置,其中波瓣混合器是20世纪70年代末开始发展起来的一种新型混合器,与环形混合器相比,它可对大涵道比涡扇发动机内外涵气流进行更有效的掺混,降低喷流噪声,并能获得增加推力/降低油耗的收益。例如:美国的高效节能发动机实验研究^[2]表明,优化设计的波瓣混合器可在很短的混合长度内使内外涵气流的混合效率达到80%左右,而压力损失仅为0.6%,可比分开式排气系统降低油耗2.5%~3%,降低喷流噪声2~4 dB。文献[3-5]研究表明波瓣混合器的主要机理:一是增加了内外涵气流混合界面的面积;二是波瓣结构可诱导出一个大尺度流向涡排,从而增强内外涵气流的混合;三是能从波瓣结构尾缘周期性排出不稳定法向涡,可产生比较强的湍流。尽管波瓣混合器已在国内外大涵道比涡扇发动机上得到实际应用^[6],但为满足更高的性能要求和飞机噪声适航标准,波瓣混合器的研究工作仍在持续^[7-10]。国内近几年陆续开展了大涵道比涡扇发动机波瓣混合器气动性能研究^[11-15]和分开式排气系统喷流降噪技术研究^[16-18],但波瓣混合器喷流降噪技术研究基本未开展。由于喷流噪声的声学机理比较复杂,声波辐射与流场结构及流场气动特性密切相关,喷流噪声的理论分析、数值预测以及数值模拟仍然面临许多技术挑战,实验研究在喷流噪声研究中显得尤为重要。本文以环形混合器为基准,通过缩比模型冷喷流噪声实验,研究了大涵道比涡扇发动机波瓣混合器喷管喷流远声场频谱特性和降噪效果,并分析了内外涵气流速度差的影响。

1 实验系统

1.1 实验件

以波瓣混合器气动性能研究^[11-15]为基础,设计了两种喷管缩比模型实验件(图1),即:采用环形混合器的基准型喷管1件,环形混合器出口处内外涵内径分别为25.4 mm和41.8 mm;波瓣混合器喷管1件,波瓣混合器喷管出口处内外涵气动面积与基准型喷管相同,凹扇修形波瓣混合器的波瓣数目为16,凹扇修形椭圆长半轴与短半轴的长度之比为3:2,与波瓣高度的比值为0.45。

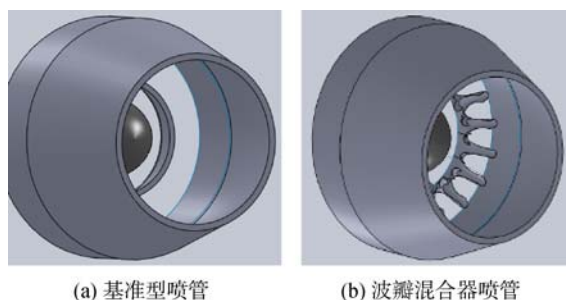


图1 缩比模型实验件示意图

Fig. 1 Schematic diagram of scaled model experiment nozzles

1.2 实验台及测试系统

冷喷流噪声实验研究在满足自由声场条件的消声室内进行,截止频率为250 Hz,消声室内6个表面均铺设吸声系数特别高的尖劈,不包括尖劈的净空间体积为8.9 m×6.8 m×4.65 m。内外涵同轴冷喷流噪声实验台(图2)主要包括实验段、气流控制段和气源3个部分,实验段和气流控制段均位于消声室内,其中实验段用于安装实验件以及测量装置,气流控制段采用气动压力阀的PID(比例-积分-微分)智能压力变送器和压力调节器控制实验件内外涵出口的总压,压力精度为1.5%;气源位于实验室外,根据实验需要提供干燥的压缩空气。

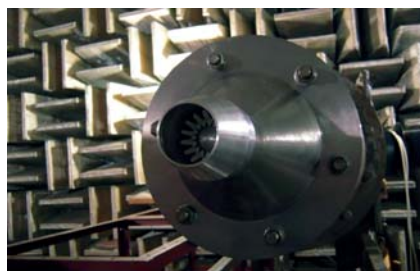


图2 内外涵同轴冷喷流噪声实验台

Fig. 2 Dual-flow cold jet noise experiment rig

1.3 测量方案

为测量喷流噪声的声场指向性以及喷流噪声各成分的幅值、频率特性,本文采用在远声场布置8个传声器阵列的测量方案(图3),即:在以混合式排气系统的喷管出口中心为圆心,测量半径 $R=60D_j$ (D_j 为混合式排气系统的喷管出口直径)的圆弧上,以喷流来流方向 $\theta=45^\circ$ 为起点, $\theta=150^\circ$ 为终点,每间隔 15° 布置一个传声器。

声学测量采用的是1/4英寸(0.635 cm)的B&K4939系列传声器(动态范围为56~170 dB,

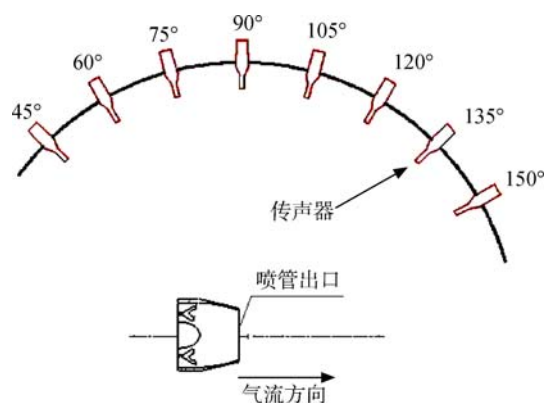


图 3 远声场测量方案俯视图

Fig. 3 Vertical view of far field noise measurement scheme

灵敏度为 1.33 mV/Pa), 信号放大器型号为 2690-AS04, 采集卡为 64 通道的 NI-PXI4496 动态信号数据采集卡. 采集的声学数据以二进制的时域信号接收和存储, 后处理采用的是定制开发的 Lab-View 程序.

2 实验结果及分析

2.1 喷流远声场频谱特性

图 4 为内涵出口马赫数 $Ma_{ce} = 0.9$, 不同外涵出口马赫数 Ma_{fe} 条件下基准型喷管和波瓣混合器喷管的远声场频谱对比, 其中内外涵出口马赫数为混合器喷管出口截面处的内外涵气流马赫数, 通过控制内外涵进口的总压参数来获得. 图 4

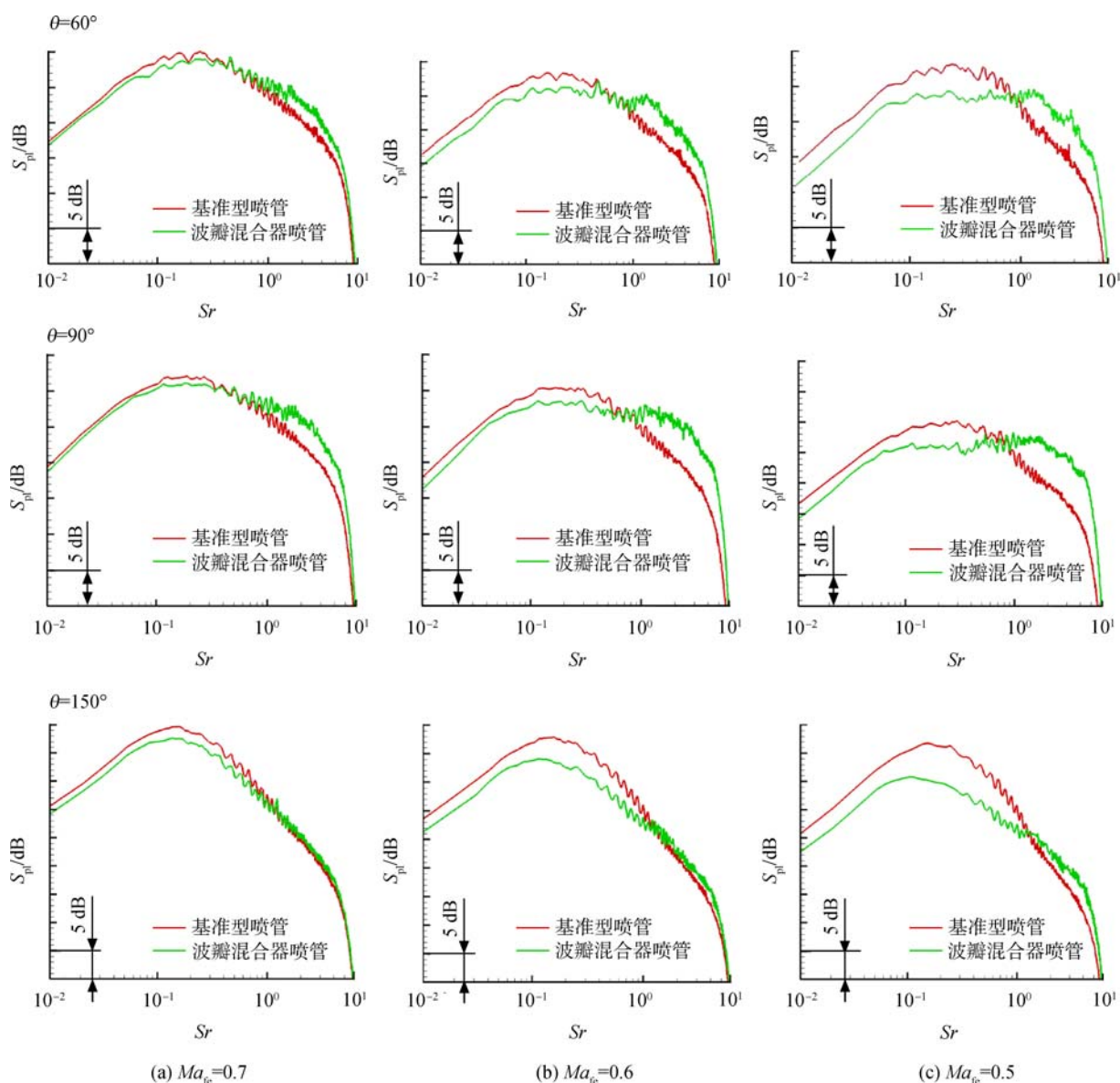


图 4 基准型喷管和波瓣混合器喷管的远声场频谱对比

Fig. 4 Comparison of far field noise spectra between baseline nozzle with annular mixer and nozzle with lobed mixer

中横坐标为斯特劳哈尔数(Sr),纵坐标为评价噪声的物理量——声压级(S_{pl} ,单位: dB),计算公式见式(1)和式(2)。

$$Sr = \frac{fD_j}{U_j} \quad (1)$$

式中 f 为观察频率; U_j 为喷管出口气流速度。

$$S_{pl} = 10\lg(p^2/p_0^2) = 20\lg(p/p_0) \quad (2)$$

式中 p 为声压; $p_0 = 2 \times 10^{-5}$ Pa, 为基准声压^[19]。

由图4可见,在喷管上游方向($\theta=60^\circ$)、中游方向($\theta=90^\circ$)和下游方向($\theta=150^\circ$),基准型喷管和波瓣混合器喷管的远声场频谱均呈中间高两侧低的抛物线状分布,满足喷流噪声远声场的相似性规律。此外,在内外涵出口马赫数分别相同的条件下,基准型喷管和波瓣混合器喷管远声场低频段的声压级在喷管上游方向、中游方向和下游方向依次升高,即低频段噪声主要集中在喷管下游方向,这一结果与文献[20]一致。这是因为如图5所示,大涵道比涡扇发动机混合式排气系统喷流中既存在大尺度湍流结构,也包含小尺度湍流结构,两者分别是低频段噪声和高频段噪声产生的主要原因,而喷管下游方向的喷流主要以大尺度湍流结构为主^[19,21-22]。

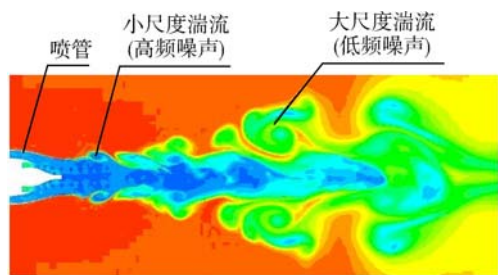


图5 大涵道比涡扇发动机喷流噪声源

Fig. 5 Jet noise sources of high bypass ratio turbofan engine

2.2 内外涵气流速度差对喷流远声场的影响

图4(a)、图4(b)和图4(c)的对比表明,随着内外涵气流速度差的增大(即在 $Ma_{ce}=0.9$ 情况下, $Ma_{fe}=0.7, 0.6, 0.5$),基准型喷管和波瓣混合器喷管远声场低频段声压级逐渐降低。这是因为内外涵气流速度差的增大,提高了环形混合器和波瓣混合器对来自内外涵气流的混合作用,使喷流中更多的大尺度湍流结构转化为小尺度湍流结构。

2.3 波瓣混合器喷管喷流降噪效果分析

由图4可见,在内外涵出口马赫数分别相同

的条件下,与基准型喷管相比,波瓣混合器喷管在喷管上游方向、中游方向和下游方向的低频段均有很好的降噪效果,而高频段的声压级却有不同程度的升高,这一结果与文献[23]一致。相对而言,波瓣混合器喷管在喷管下游方向的降噪效果最好,并且高频段声压级的升高幅度不大,这主要是因为波瓣混合器具有强迫掺混作用,对来自内外涵气流的掺混效果明显高于环形混合器^[2-5,8,12-13,23],使喷流中更多的湍流结构向小尺度湍流结构转变,而小尺度湍流结构产生的高频段噪声主要向喷管上游方向辐射。从图4(a)、图4(b)和图4(c)的对比可知,随着内外涵气流速度差的增大,波瓣混合器喷管低频段的降噪效果越来越明显,降噪频率范围逐渐变大,但高频段声压级的升高幅度也不同程度的增大。尽管波瓣混合器喷管使高频段的声压级有不同程度的升高,但大气对噪声有吸收作用,并且高频段噪声因大气吸收而衰减得更快,因此波瓣混合器喷管能有效地降低喷流噪声。具体分析如下:

1) 在 $Ma_{ce}=0.9, Ma_{fe}=0.7$ 情况下,与基准型喷管相比,波瓣混合器喷管上游方向的低频段有约 0.7~1.1 dB 的降噪效果,但高频段的声压级有所升高,最大增幅约 2.5 dB;波瓣混合器喷管中游方向的低频段有约 0.7 dB 的降噪效果,但高频段的声压级有一定程度的升高并且比波瓣混合器喷管上游方向的明显(最大增幅约 3.3 dB);波瓣混合器喷管下游方向的低频段降噪效果比较好(降噪约 1.4~1.8 dB),并且高频段噪声的增加极小,与波瓣混合器喷管上游方向和中游方向的相比,高频段的声压级明显降低。

2) 在 $Ma_{ce}=0.9, Ma_{fe}=0.6$ 情况下,波瓣混合器喷管上游方向的低频段降噪效果进一步增强(与基准型喷管相比降噪约 1.8~2.3 dB),但高频段的声压级也有所升高(与基准型喷管相比最大增幅约 4.1 dB);波瓣混合器喷管中游方向的低频段降噪效果进一步增强(与基准型喷管相比降噪约 0.8~1.6 dB),而高频段的声压级有一定程度的升高(与基准型喷管相比最大增幅约 5.8 dB),不但比波瓣混合器喷管上游方向的明显,而且也比 $Ma_{fe}=0.7$ 情况的明显;波瓣混合器喷管下游方向的低频段降噪效果更好(与基准型喷管相比降噪约 2.2~3 dB),高频段噪声的增加比较小(即:比 $Ma_{fe}=0.7$ 情况的略大),与波瓣混合器喷管上游方向和中游方向的相比,高频段的声压级明显降低。

3) 在 $Ma_{ce}=0.9, Ma_{te}=0.5$ 情况下,波瓣混合器喷管上游方向的低频段降噪效果再进一步增强(与基准型喷管相比降噪约 2.5~3 dB),但高频段的噪声也相对有所升高(与基准型喷管相比最大增幅约 5 dB);波瓣混合器喷管中游方向的低频段降噪效果再进一步增强(与基准型喷管相比降噪约 1.6~2.5 dB),而高频段的声压级也相对有一定程度的升高(与基准型喷管相比最大增幅约 6.7 dB),不但比波瓣混合器喷管上游方向的明显,而且也比 $Ma_{te}=0.6$ 情况的明显;在波瓣混合器喷管下游方向的低频段降噪量更明显(与基准型喷管相比降噪约 3.2~4.8 dB);高频段噪声的增加不大(与基准型喷管相比最大增幅约 2.8 dB,即比外涵出口 $Ma_{te}=0.7$ 情况的有一定程度的增大),与波瓣混合器喷管上游方向和中游方向的相比,高频段的声压级也明显降低。

2.4 波瓣混合器喷管喷流远声场指向性分析

图 6 为 $Ma_{ce}=0.9$,不同 Ma_{te} 条件下基准型喷管和波瓣混合器喷管喷流远声场指向性的对比。 S_{opl} 为本文实验中 200~50 000 Hz 范围内的总声压级(OASPL), n 个不同声压级之和的总声压级按对数规律进行运算^[19],计算公式见式(3)。

$$S_{opl} = 10\lg(10^{0.1S_{pl,1}} + 10^{0.1S_{pl,2}} + \dots + 10^{0.1S_{pl,n}}) \quad (3)$$

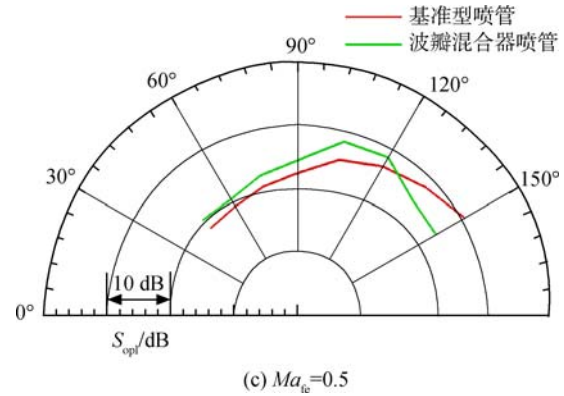
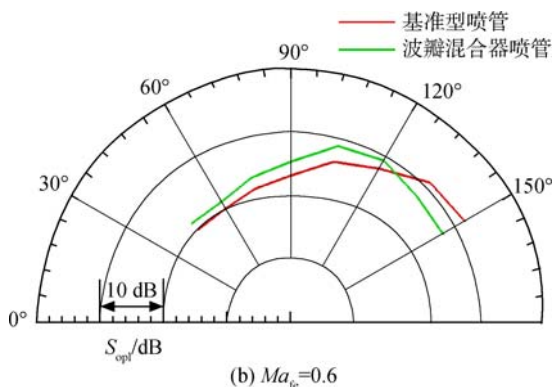
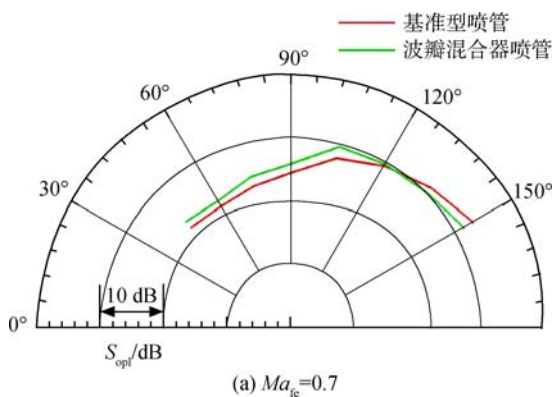


图 6 基准型喷管和波瓣混合器喷管远声场指向性对比
Fig. 6 Comparison of far field noise directivity between baseline nozzle with annular mixer and nozzle with lobed mixer

由图 6 可以看出,在内外涵出口马赫数分别相同的条件下,与基准型喷管相比,波瓣混合器喷管下游方向($\theta=150^\circ$)的总声压级明显降低,却使喷管中游方向和上游方向的总声压级升高。从图 5(a)、图 5(b)和图 5(c)的对比还可看出,随着内外涵气流速度差的增大(即在 $Ma_{ce}=0.9, Ma_{te}=0.7, 0.6, 0.5$ 情况下),波瓣混合器喷管下游方向($\theta=150^\circ$)的总声压级降低更加明显,降低幅度依次约为 1.7, 4, 5.2 dB;同时也引起波瓣混合器喷管中游方向和上游方向的总声压级有所升高,升高幅度依次约为 1.1~1.5 dB, 1.2~2.2 dB, 1.5~2.3 dB。

3 结 论

针对大涵道比涡扇发动机混合式排气系统的实验研究表明,与采用环形混合器的基准型喷管相比,波瓣混合器喷管具有喷流降噪优势。主要结论如下:

1) 基准型喷管和波瓣混合器喷管的远声场频谱均呈现中间高两侧低的抛物线状分布,其中在内外涵出口马赫数分别相同的条件下低频段的声压级在喷管上游方向、中游方向和下游方向依次升高;随着内外涵气流速度差的增大,低频段声压级逐渐降低。

2) 波瓣混合器喷管在低频段具有很好的降噪效果,但使高频段的声压级有所升高,其中在波瓣混合器喷管下游方向具有最好的降噪效果并且其高频段声压级的升高不大;随着内外涵气流速度差的增大,波瓣混合器喷管低频段的降噪效果越来越明显,降噪频率范围逐渐变大,但高频段声压级的升高也不同程度地增大。

3) 波瓣混合器喷管下游方向($\theta=150^\circ$)的总声压级明显地降低,却使波瓣混合器喷管中游方向和上游方向的总声压级升高;随着内外涵气流速度差的增大,波瓣混合器喷管下游方向($\theta=150^\circ$)的总声压级降低更加明显,同时也引起波瓣混合器喷管中游方向和上游方向的总声压级有所升高。

参考文献:

- [1] US Environment Protection Agency. EPA 550/9-76-013, Noise standards for aircraft type certification; modification to FAR part 36[S]. Washington DC: Enviroment Protection Agency, 1994.
- [2] 《高效节能发动机文集》编委会. 高效节能发动机文集:第6分册 排气混合器和短舱[M]. 北京:航空工业出版社, 1991.
- [3] McCormick D C. Vertical and turbulent structure of a lobed mixer free shear layer[J]. AIAA Journal, 1994, 32(9):1852-1859.
- [4] Simon C M, Yu J H Y, Jeffrey K L T. Velocity measurements downstream of a lobed-forced mixer with different trailing-edge configurations[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(1):87-97.
- [5] Simon C M, Yu T H Y, Liu C Y. The mixing characteristics of forced mixers with scalloped lobes[R]. AIAA 96-0117, 1996.
- [6] 陈光. 航空发动机结构设计分析[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2006.
- [7] Babbitt R R, Cohn J A. Advanced high bypass mixed-flow exhaust system design study[R]. AIAA 91-2242, 1991.
- [8] Abolfadl M A, Sehra A K. Experimental investigation of exhaust system mixers for a high bypass turbofan engine [R]. AIAA 93-0022, 1993.
- [9] Vinod G M, William N D. Lobed mixer design for noise suppression, acoustic and aerodynamic test data analysis [R]. NASA-CR-210823, 2002.
- [10] Tester B J, Fische M J. A contribution to the understanding and prediction of jet noise generation in forced mixers[R]. AIAA-2004-2897, 2004.
- [11] 刘友宏,樊超,谢翌,等. 波瓣数对波瓣强迫混合排气系统性能影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8):1683-1689.
LIU Youhong, FAN Chao, XIE Yi, et al. Effect of lobe numbers on the performance of a lobed mixer in the forced mixing exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8):1683-1689. (in Chinese)
- [12] 李腾,刘友宏,谢翌,等. 波瓣高宽比对波瓣强迫混合排气系统性能影响[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8):1736-1743.
LI Teng, LIU Youhong, XIE Yi, et al. Effect of ration of height to width of lobe on performance of forced mixing exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8):1736-1743. (in Chinese)
- [13] 丁玉林,刘友宏,谢翌,等. 尾缘凹扇及综合修形对波瓣混合器性能影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(10):2236-2242.
- [14] DING Yulin, LIU Youhong, XIE Yi, et al. Effect of serrated cut at trailing edge on performance of lobed mixer in forced mixing exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(10):2236-2242. (in Chinese)
- [14] 刘友宏,张少鹏,杨旭,等. 波瓣尾缘切角对涡扇发动机混合排气系统气动热力性能影响[J]. 推进技术, 2013, 34(6):734-740.
LIU Youhong, ZHANG Shaopeng, YANG Xu, et al. Effects of cut angles at trailing edge of lobe on aerothermodynamic performance of forced mixing exhaust system in turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(6):734-740. (in Chinese)
- [15] 刘友宏,杜力伟,谢翌,等. 波瓣凹扇修形对波瓣强迫混合排气系统性能影响[J]. 科学技术与工程, 2013, 13(18):5226-5233.
LIU Youhong, DU Liwei, XIE Yi, et al. Effect of elliptical cut at trailing edge of lobed mixer on aerodynamic and thermal performance of a turbofan forced mixing exhaust system[J]. Science Technology and Engineering, 2013, 13(18):5226-5233. (in Chinese)
- [16] 张正伟,张靖周,邵万仁,等. 外涵偏轴分开排气喷管的流场和声场数值计算[J]. 航空动力学报, 2012, 27(5):1139-1145.
ZHANG Zhengwei, ZHANG Jingzhou, SHAO Wanren, et al. Numerical caculation of flow and acoustics fields for separated exhaust nozzle with bypass offset[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(5):1139-1145. (in Chinese)
- [17] SHAO Wanren, XU Xihai, HE Jingyu, et al. Experimental and numerical study of chevron nozzle for jet noise reduction[R]. Asian Joint Conference on Propulsion and Power Report AJCPP2012-140, 2012.
- [18] 单勇,张靖周,邵万仁,等. 冠状喷口抑制涡扇发动机喷流噪声试验和数值研究[J]. 航空学报, 2013, 34(5):1046-1055.
SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, SHAO Wanren, et al. Experimental and numerical research on jet noise suppression with chevron nozzle for turbofan engines [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(5):1046-1055. (in Chinese)
- [19] 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.
- [20] Tam C K. Jet noise: since 1952[J]. Journal of Fluid Dynamics, 1998, 10(4):393-405.
- [21] Crow S C, Champagne F H. Orderly structure in jet turbulence [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1971, 48(3):547-591.
- [22] Brown G L, Roshko A. On density effects and large structure in turbulent mixing layers[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1974, 64(4):775-816.
- [23] Karavosov R K, Kouznetsov V M, Vlasov Y V. Aeroacoustic characteristics of the jet issuing from bypass nozzle with multi-lobed mixer[R]. AIAA 98-2258, 1998.

(编辑:陈越)