

文章编号:1000-8055(2020)08-1716-08

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2020.08.016

大涵道比涡扇发动机喷流降噪实验

刘常春¹, 高亢¹, 周驯黄¹, 陈俊¹, 李晓东²

- (1. 中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241;
2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 对大涵道比分开排气喷管的缩比模型进行了吹风实验,模拟了双涵道喷流在加热条件下的远场噪声特性,分析了 4 种不同几何参数的锯齿构型对喷流噪声的影响。结果表明:喷流噪声以大尺度涡产生的低频噪声为主导,主要贡献方向为下游 150°附近;锯齿喷管可以有效抑制低频部分及下游方向的噪声,最高可降低峰值声压级(SPL)约 6 dB;锯齿的切入程度可以显著的影响降噪量,4 种锯齿构型中切入程度高的外涵锯齿构型降噪效果最优,总声压级(OASPL)最高可降低 3 dB;内涵锯齿构型的降噪效果比外涵锯齿低,总声压级最高降噪量在 1 dB 以内;内外涵锯齿构型可以在外涵锯齿的基础上进一步抑制低频噪声,下游方向总声压级最高降噪量为 1.7 dB。

关 键 词: 大涵道比; 分开排气喷管; 喷流噪声; 锯齿喷管; 降噪

中图分类号: V224⁺.2; O422.2

文献标志码: A

Test of high-bypass-ratio turbofan engine jet noise reduction

LIU Changchun¹, GAO Kang¹, ZHOU Xunhuang¹,
CHEN Jun¹, LI Xiaodong²

- (1. Commercial Aircraft Engine Company Limited,
Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China;

2. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A scale model test of high-bypass-ratio separated exhaust nozzle was conducted on the jet noise test facility for simulating a dual-stream hot flow to provide far-field noise characteristic of the turbofan engine. A baseline axisymmetric nozzle and four chevron nozzle were tested and analyzed to provide insight into some basic mechanisms and trends of this technology. Spectral and directivity results showed that high-bypass-ratio jet noise was mainly dominated by low frequency component generated by large scale turbulence, leading to the maximum directivity in 150 degree. Chevron nozzle was most effective at lower frequencies and at aft directivity angles, and the nozzle was shown to produce peak sound pressure level (SPL) reduction up to 6 dB. Penetration of chevron can significantly affect the noise reduction. Bypass chevron configuration with high penetration provided the best noise reduction among four chevron configurations, and the maximum over-all sound pressure level (OASPL) attenuation was 3 dB. Core chevron configuration reduction was less than bypass

收稿日期:2020-02-19

基金项目:国家自然科学基金青年基金(51706215)

作者简介:刘常春(1986—),男,工程师,博士,主要从事民用航空发动机及短舱噪声设计研究。

引用格式:刘常春,高亢,周驯黄,等.大涵道比涡扇发动机喷流降噪实验[J].航空动力学报,2020,35(8):1716-1723. LIU Changchun,GAO Kang,ZHOU Xunhuang,et al. Test of high-bypass-ratio turbofan engine jet noise reduction[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(8):1716-1723.

chevron configuration, in which the maximum OASPL attenuation was less than 1 dB. The combination of core and bypass chevron can lower SPLs compared with bypass chevron, and the maximum OASPL reduction was 1.7 dB.

Key words: high-bypass-ratio; separated exhaust nozzle; jet noise; chevron nozzle; noise reduction

喷流噪声是动力装置噪声的主要分量之一,在边线工况下喷流噪声对飞机适航的有效感觉噪声级(EPNL)贡献很大,对于涵道比较低的发动机,喷流噪声是动力装置的第一大分量^[1]。自 20 世纪 50 年代,飞机的喷流噪声水平在持续地降低,这主要归功于双涵道的应用和不断增大的涵道比。大涵道比使得产生相同推力的喷气速度降低,可以有效抑制喷流噪声的水平。现如今新一代的民用涡扇发动机涵道比都在 8 以上,喷流噪声的贡献已经低于风扇噪声,但仍是动力装置主要噪声分量,其降噪设计仍然受到工业界和研究机构的关注。

除了增大涵道比外,降低喷流噪声的主要方法是增强喷流射流与周围大气的掺混,从而缩短高湍流度流动区域和声源区域的长度^[2-3]。喷流降噪最具可行性是对喷管尾缘形状进行优化设计,比如增加锯齿、突片^[4]或者波瓣等形状^[5],进而产生流向涡(也叫“纵向涡”)来强化喷流的掺混。突片和波瓣的设计会带来比较大的气动性能损失^[6],目前工业界中最主流的设计是锯齿形尾缘,其已经成功应用在如 Boeing 737MAX、Boeing 787、ARJ21 等多个飞机型号设计上。研究表明,良好的锯齿设计可以在推力性能损失很小的情况下降低 2~3 dB 的适航噪声^[7]。近 20 年来,国外工业界通过数值和实验的手段对锯齿尾缘的降噪设计开展了大量的研究^[8-13]。Callender 等^[8-10]通过实验研究了双涵冷喷流下内涵锯齿的近场和远场噪声特性,并通过粒子图像测速仪对流场进行测量,分析了锯齿的降噪机理。Bridges 等^[11]研究了单股热喷流下锯齿数、切入角、锯齿长度等不同变量对喷流噪声的影响,认为锯齿是降低喷流噪声最理想的方法。Rask 等^[12]对中等涵道比下内涵锯齿、外涵锯齿和内外涵锯齿的降噪效果进行了实验研究,结果表明内外涵锯齿的降噪效果与单一锯齿效果接近。Loheac 等^[13]对 CFM56 发动机的排气喷管模型进行了锯齿设计,并在风洞中进行了吹风实验,结果表明锯齿设计在高工况下可降低有效感觉噪声级 2.5 dB,外涵锯齿在该发动机下收益不高,安装效应可削弱锯

齿喷管的降噪效果。国内方面,庄家煜、李晓东^[14]对各种形状的喷口进行了实验研究,结果表明锯齿喷口的降噪效果明显,且推力损失最低。汪洋海、李晓东^[15]对超声速喷流进行了实验研究,研究表明锯齿喷口明显降低了超声速噪声的强度。何敬玉等^[16]实验研究了 V 形槽喷管对双涵冷喷流噪声的降噪特性,验证了其对于下游方向具有较好的降噪效果。何敬玉、李晓东^[17-18]对带有吊挂的双涵热喷流噪声进行了实验研究,结果表明内涵添加锯齿的喷口可以抑制高频噪声的产生,综合降噪效果最好,吊挂改变了喷流噪声周向的频谱特性。

总地来看,目前学术界主要的研究对象为中等及以下涵道比的喷流噪声,即涵道比在 3~8 之间,而对大涵道比发动机喷流噪声特性及降噪方法的研究相对较少。本文通过实验的方法研究了涵道比为 10 的涡扇发动机分开排气喷管的喷流噪声特性,设计了 4 种不同的锯齿构型,实验测量了各种锯齿构型的喷流噪声远场频谱,并分析了锯齿设计对其降噪特性的影响,对大涵道比喷流噪声的降噪设计具有指导意义。

1 实验系统

本文对大涵道比涡扇发动机分开排气喷管的缩比模型进行了吹风实验,外涵气源为空气压缩机常温供气,内涵气源采用燃烧加热的方式来模拟发动机热喷流,通过在远场布置麦克风来测量喷管喷流的噪声特性。本次吹风实验是在全消声室的环境下进行的,消声室尺寸为 9 m×7 m×4.6 m,截止频率为 200 Hz。

图 1 给出了双涵道热喷流噪声实验台的示意图,该双涵道热喷流噪声实验台主要由气源、调节阀、消声器、稳压箱、燃烧室及外涵与内涵实验段构成。实验所需的气源来自储存在高压气罐内的空气,高压空气由空气压缩机压缩得到,可连续提供持续时间不小于 15 min、压力不小于 0.4 MPa 的干燥压缩空气。高压空气通过 2 个调节阀分别进入外涵与内涵,其中外涵空气进入消声器进行消声,以减少来流的湍流噪声以及压缩机噪声,内

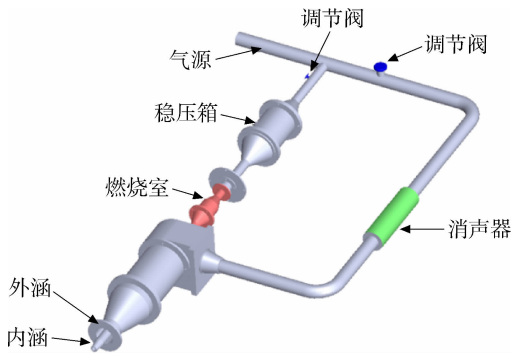


图 1 双涵道热喷流噪声实验台示意图
Fig. 1 Sketch of dual-stream hot jet noise test facility

涵空气经过稳压箱后进入燃烧室参与燃烧,转化为高温高压的燃气,最终外涵常温空气与内涵燃气共同通过实验段排出,以模拟涡扇发动机双涵道热喷流的流动状态。

为了观测双涵道热喷流噪声实验台供气管路系统中的压力和温度,以便于调整实验工况,在管路系统中设置了多个压力和温度传感器,如图 2 所示。在内涵稳压箱内设置有总压感头,主要用来测量内涵稳压箱内的压力,以监测燃烧室的前端压力;在燃烧室的出口位置设置有 3 个总温感头,主要监测燃烧室的燃烧情况与出口的温度分布;在外涵的稳压箱内设置有总压感头,主要用来监测外涵的总压;在内涵喷管的出口位置设有总温和总压复合感头,用来监测内涵出口的总压和总温。

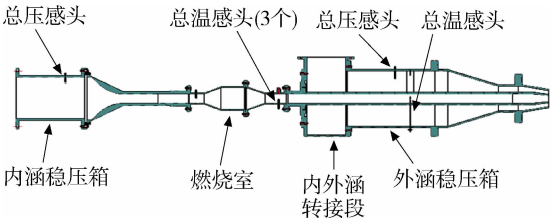


图 2 气流参数测量示意图
Fig. 2 Sketch of aerodynamic parameters measurement

实验所用到的远场传声器为丹麦 GRAS 公司的 1/4 英寸 (6.35 mm) 自由场传声器,测量的频率范围为 200~60 000 Hz,标定使用的声源为 B&K(Brüel & Kjær)4228 号标准声源,该声源的标准输出声压级为 94 dB,频率为 1 000 Hz。在实验进行前,利用标准声源对传声器进行逐一标定,获得每只传声器的电压时域信号,再对时域信号进行相关的处理后得到该频率下的电压信号幅值,通过标准声源的标准声压级进行换算,得到每只传声器的标定值。

远声场麦克风布置如图 3 所示,综合考虑消

声室尺寸及远场条件,在距离喷口 45 倍喷口直径的位置布置 11 只传声器,角度范围为上游 $\alpha=60^\circ$ 到下游 $\alpha=160^\circ$,相邻传声器之间的角度为 10° ,以较为准确地捕捉喷流噪声的远场指向特性。

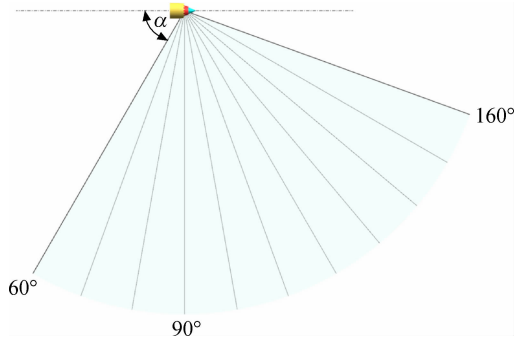


图 3 远声场麦克风布置示意图
Fig. 3 Sketch of far-field microphone installation

2 实验件与实验工况

本文研究的喷流噪声实验件基于大涵道比涡扇发动机的分开排气喷管,实验件照片见图 4,包括未采用降噪措施的轴对称基准构型喷管,以及经过降噪设计的锯齿喷管构型,包括外涵锯齿设计、内涵锯齿设计以及内外涵锯齿设计。

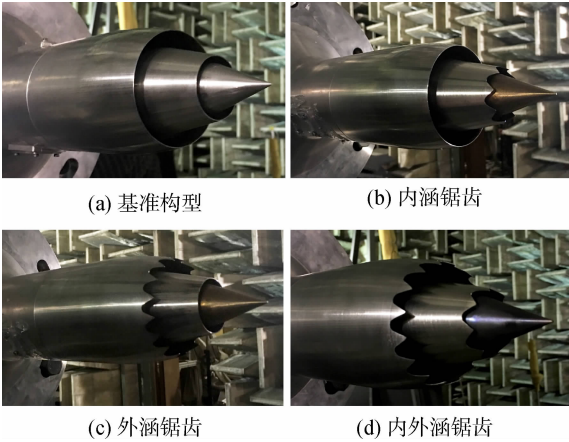


图 4 喷流噪声实验件照片
Fig. 4 Photograph of jet noise test samples

锯齿喷管的主要参数包含有锯齿齿数、切入角 θ 及其他参数,齿数指喷管锯齿的周向总个数,切入角为齿根处切线与齿根-齿尖连线的夹角,反映的是锯齿切入到流场的大小程度,如图 5 所示。

本文研究的喷流噪声实验件参数主要包括锯齿的分布和切入程度,具体实验件参数见表 1。需要说明的是,不同实验件除表内参数不同外,其余参数均相同。

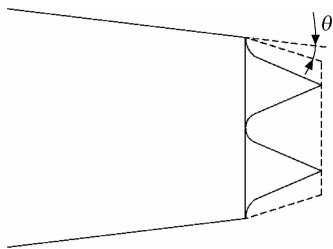


图 5 锯齿切入角示意图
Fig. 5 Sketch of chevron penetration angle

表 1 喷流噪声实验件参数

Table 1 Geometry parameters of jet noise test samples

编号	齿数		切入程度	
	内涵	外涵	内涵	外涵
Config-0				
Config-1		16	中等	
Config-2		16	高	
Config-3	8		中等	
Config-4	8	16	中等	中等

实验工况为飞机起飞边线工况,受实验条件的限制,消声室内无法模拟来流的飞行条件,故环境大气为静止状态,其余条件均与实际典型发动机的工况一致。喷管外涵压比为 1.5,温度为常温,喷管内涵压比为 1.23,燃烧加热后总温为 700 K,外涵出口速度为 266 m/s,内涵出口速度为 292 m/s,涵道比为 10。

3 实验结果分析

3.1 流动特性分析

为探究锯齿降噪机理,对实验工况下的喷流流场进行了 CFD 模拟。喷流噪声产生的主要机理为湍流发声,因此湍动能(k)是定性表征声源位置和强度的参数。图 6 为基准轴对称喷管(Config-0)与外涵锯齿喷管(Config-1)在流向上的湍动能分布对比。与基准轴对称喷管相比,锯齿的切入明显改变了喷口附近的流场,使得其附近的喷流在齿根位置被向外挤压,从而导致更多的气流卷入了与大气的掺混,喷口局部湍动能增强,而下游区域则由于掺混过程加速,湍动能相比基准轴对称喷管有所减弱。

图 7 为基准轴对称喷管和外涵锯齿喷管在不同剖面处的涡量分布对比。由图可见,外涵锯齿的存在使得锯齿中心线两侧的流动在展向形成了一对流向涡结构,通过这对流向涡,将更多的周围气

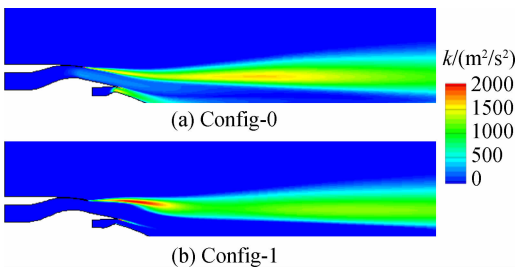


图 6 基准轴对称喷管与外涵锯齿喷管的湍动能分布对比
Fig. 6 Turbulence kinetic energy comparison of baseline axisymmetric and bypass chevron nozzles

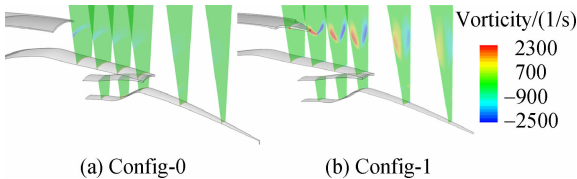


图 7 基准轴对称喷管与外涵锯齿喷管的涡量分布对比
Fig. 7 Vorticity comparison of baseline axisymmetric and bypass chevron nozzles

流卷吸进喷流,在局部形成较大的速度梯度,形成增强掺混的效果。根据这一现象,可以解释锯齿降噪的机理是在锯齿附近增强黏性掺混效应,使得下游的速度梯度降低,以锯齿附近局部声源强度增加换取下游声源强度减弱,以综合达到降噪的目的。

3.2 基准轴对称喷流噪声特性

图 8 为基准轴对称喷管在不同方向角(α)下的喷流噪声频谱特性。可以看到,大涵道比涡扇发动机的喷流噪声在各个方向角内均以低频为主导,随着频率的增加,声压级先增大后减小,呈现典型的抛物线分布,峰值频率的斯特劳哈尔数

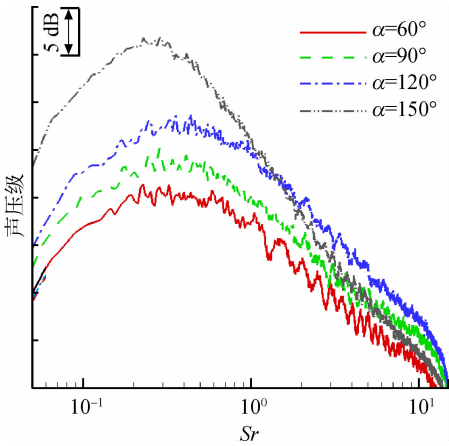


图 8 基准轴对称喷管各方向角的频谱特性
Fig. 8 Baseline axisymmetric nozzle noise spectrum in different polar angles

(Sr)为 0.2~0.4。受篇幅所限,此处仅给出一些具备代表性的方向角的频谱结果,其中 $\alpha=60^\circ$ 代表上游方向, $\alpha=90^\circ$ 代表中游方向, $\alpha=120^\circ$ 和 $\alpha=150^\circ$ 代表下游方向。随着方向角 α 的增大,喷流噪声逐渐升高,尤其是低频范围内更为明显,当方向角 α 处于 150° 时,低频噪声明显增大,且峰值频率向低频方向移动。这主要是由喷流噪声产生的机理决定的, Tam 等^[2,19-20] 认为不同频率的喷流噪声是由不同尺度的涡系结构所贡献的,该结论在后人的实验结果中得到了验证^[21-24],即小尺度涡主导高频噪声,方向性不明显,大尺度涡主导低频噪声,有着相对明显的方向性,且主导方向为下游方向。随着方向角往下游移动,能够感知到越来越多的大尺度涡,导致低频噪声逐渐升高,同时由于所感知的涡的尺度越来越大,峰值频率变低。

图 9 为基准轴对称喷管的喷流噪声总声压级随方向角 α 的变化。总声压级是频率范围内所有能量的总和,随着方向角 α 的增大,喷流噪声总声压级呈逐渐升高的趋势,且随着方向角 α 越来越大,升高的趋势越明显,这同样是由于大尺度涡贡献的低频噪声在下游方向的方向性所导致的。

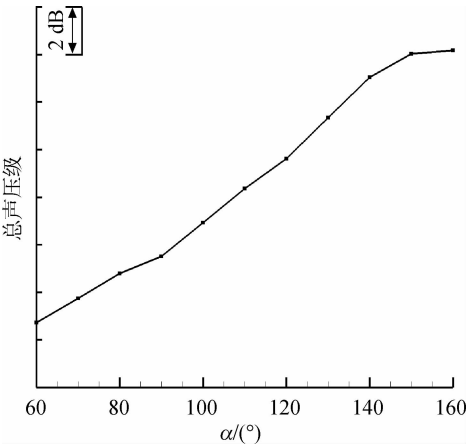


图 9 基准轴对称喷管各方向角的总声压级
Fig. 9 Over-all sound pressure level of baseline axisymmetric nozzle with different polar angles

3.3 外涵锯齿降噪特性

锯齿降噪的设计需要充分考虑对喷管气动性能的影响,良好的锯齿设计可以将推力损失降低在 0.5% 以内。锯齿的设计由多个几何参数决定,本文研究的锯齿降噪构型综合了这些几何设计参数对喷管气动性能的影响。由于本文的重点在锯齿降噪性能上,气动性能的部分不在讨论范围内,这里仅分析不同锯齿构型对喷管喷流噪声

特性的影响。

图 10 为轴对称喷管与外涵锯齿构型在各个方向角内的频谱特性对比,其中 Config-1 和 Config-2 分别为不同切入程度的外涵锯齿构型。对比 Config-0 和 Config-1 可以看到,外涵锯齿构型的

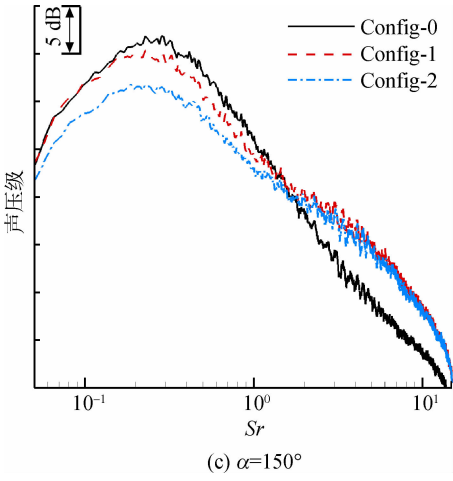
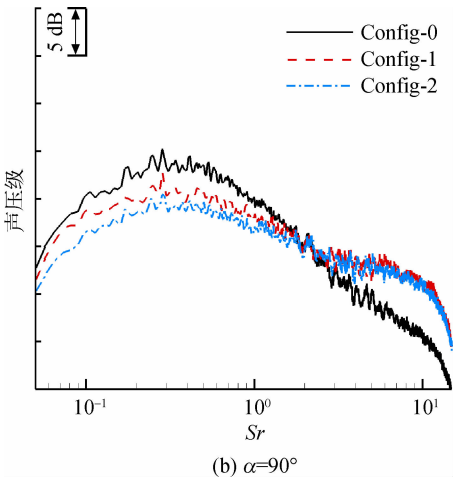
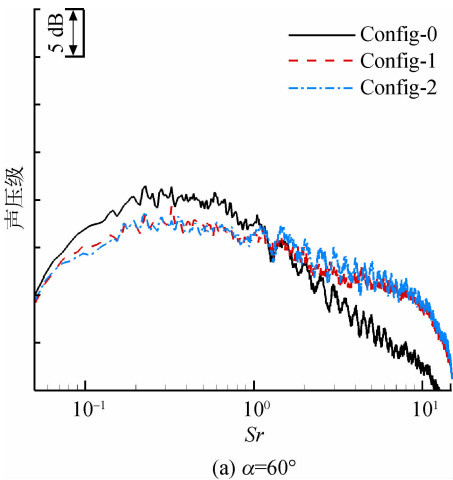


图 10 外涵锯齿构型各方向角的频谱特性
Fig. 10 Spectral comparison of bypass chevron nozzle with different polar angles

频谱特性相比基准轴对称喷管有着相对明显的变化,首先是在低频部分,外涵锯齿构型比基准轴对称喷管有明显的降低,在不同方向角内,Config-1 比 Config-0 在峰值频率上声压级可以降低 2~3 dB。与此同时,外涵锯齿构型的高频噪声比基准轴对称喷管有着明显的增加,尤其是在 $Sr=10$ 附近声压级增加约为 3~6 dB。这主要是由于低频部分的噪声是由外涵与环境大气间的剪切作用产生的大尺度涡贡献的,外涵锯齿加强了外涵与环境大气的掺混作用,引入了更多的流向涡,使得大尺度涡转化为了小尺度涡,从而降低了低频噪声,但同时增加了高频噪声。

除锯齿切入程度不同外,Config-1 和 Config-2 的其他几何参数均相同,对比可以看到,在 $\alpha=60^\circ$ 方向,两者的频谱相差不大,随着方向角的增大,外涵锯齿切入程度的影响变得明显, $\alpha=90^\circ$ 方向,Config-2 比 Config-1 在峰值频率上降低约 1.5 dB, $\alpha=150^\circ$ 方向,Config-2 比 Config-1 在峰值频率上降低约 3.5 dB,相比 Config-0 最高可降低峰值声压级约 6 dB。可见外涵锯齿的切入程度可显著的影响低频噪声的幅值,尤其是在下游方向,而不同的切入程度对高频噪声的影响比较小。分析其原因:一方面是锯齿的切入程度影响外涵与环境大气的掺混作用,导致更多的大尺度涡转化为小尺度涡,故其对下游方向的低频噪声作用明显;另一方面虽然更多的小尺度涡会增大对高频噪声的贡献,但由于小尺度涡没有明显的方向性,在所有方向角范围内都有影响,体现某一个方向角上的影响较小。

3.4 内涵锯齿降噪特性

图 11 为轴对称喷管与内涵锯齿构型在各个方向角内的频谱特征对比。可以看到,仅在内涵

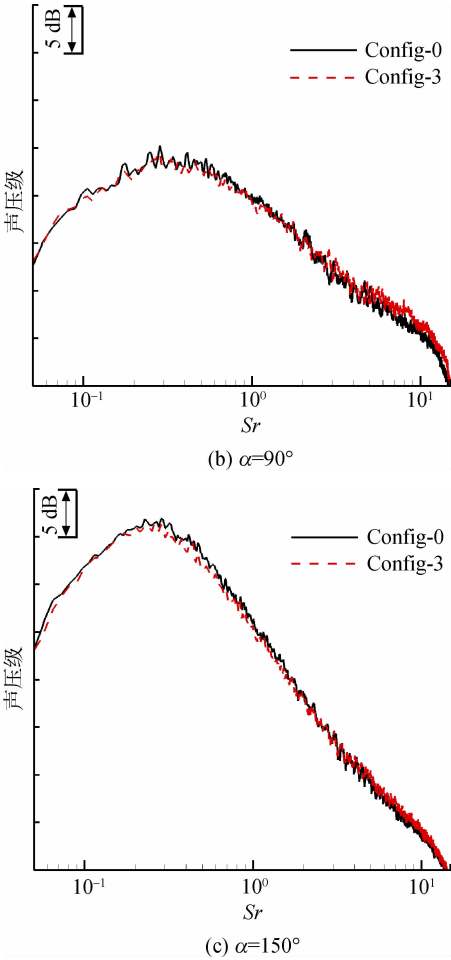
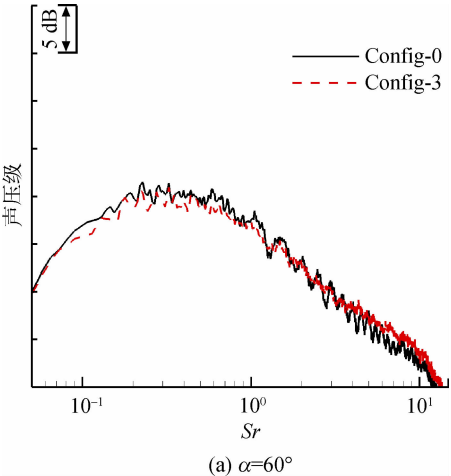


图 11 内涵锯齿构型各方向角的频谱特性
Fig. 11 Spectral comparison of core chevron nozzle with different polar angles

采用锯齿降噪构型在各个方向角的频谱特征相比基准轴对称喷管有一定的降幅,低频部分降低 0.5~1 dB,高频部分有微弱的增加,其综合降噪效果没有外涵锯齿构型大,分析其原因可能来源于两方面:一是本文的研究对象基于大涵道比涡扇发动机,内涵流量约为外涵流量的 1/10,而内涵锯齿的作用是增强内涵与外涵气流的掺混,由于外涵流量远大于内涵流量,掺混效果并不明显;二是掺混的效果同样取决于两者气流的速度差,本文中内涵出口气流与外涵出口气流的速度是比较接近的,在没有其他措施的情况下,单独内涵锯齿能够提供的降噪效果比较有限。

3.5 内外涵锯齿降噪特性

图 12 为轴对称喷管与内外涵锯齿构型在各个方向角内的频谱特征对比,为了便于说明,将 Config-1 也一同进行分析对比。对比 Config-0 与 Config-4,内外涵锯齿构型的频谱特性与外涵锯齿构型类似,其在低频部分有明显的降低,高频部



分有明显的增加。对于 Config-1 与 Config-4, 两者的外涵锯齿几何参数一致, 区别仅在于有无内涵锯齿, 可以看到在内涵添加锯齿可以在外涵锯齿构型的基础上进一步降低低频噪声, 在峰值频率上可降低 0.5~1.5 dB, 而高频部分则只有略微的增加。可以看到此时内涵锯齿产生的降噪效果要稍大于单独内涵锯齿相比基准轴对称喷管的降

噪效果, 可能的原因是经过外涵锯齿的作用, 外涵喷流速度降低, 内外涵速度差增大, 使得内涵锯齿的作用体现了出来。

3.6 总声压级分析

图 13 为 5 种喷流噪声实验件的远场总声压级随方位角 α 的变化对比。各个锯齿构型相比基准轴对称喷管在下游方向都有降噪效果, 尤其是在 $140^\circ\sim160^\circ$ 范围内, 与此同时上游方向的声压级有所升高。因为锯齿的结构将大尺度涡转化为小尺度涡, 大尺度涡在下游方向的贡献占主导, 小尺度涡则没有明显的方向性, 在下游方向低频噪声的抑制作用大于高频噪声的增加, 综合效果是总声压级降低, 而在上游方向则是高频噪声的增加大于低频噪声的抑制作用, 综合效果是总声压级增加, 在 $90^\circ\sim120^\circ$ 范围内两者的作用相互抵消, 总声压级差别不大。

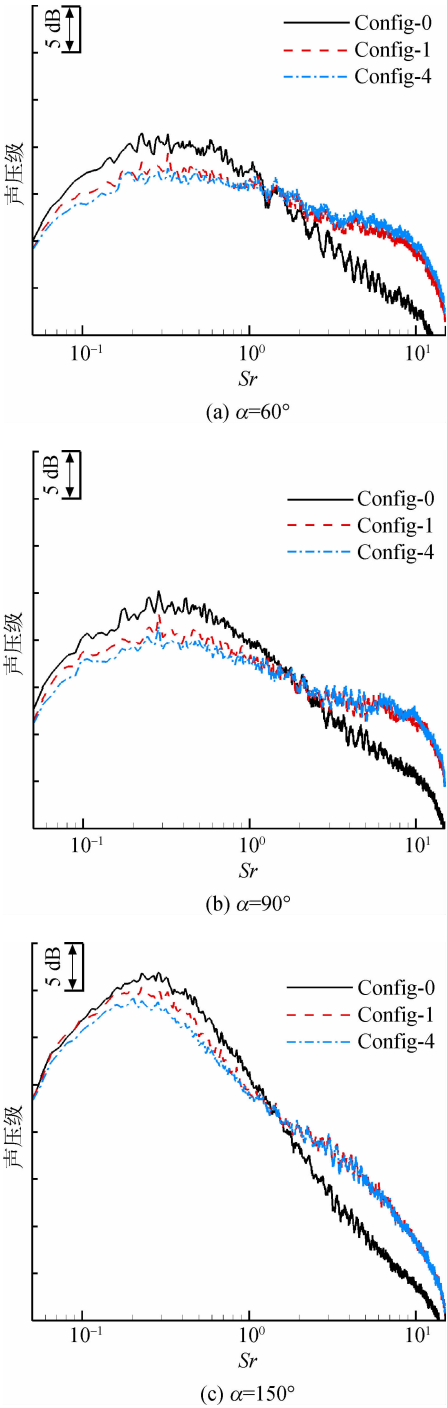


图 12 内外涵锯齿构型各方向角的频谱特性
Fig. 12 Spectral comparison of core and bypass chevron nozzle with different polar angles

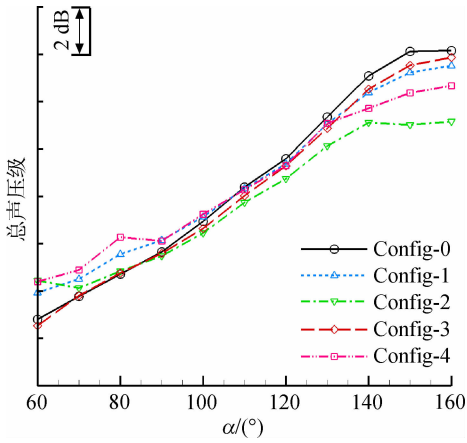


图 13 喷流噪声实验件的远场总声压级对比
Fig. 13 Over-all sound pressure level directivity comparison of different test samples

对比几种锯齿降噪构型, 切入程度高的外涵锯齿构型降噪效果最优, 在下游方向总声压级最高降噪量为 3 dB; 其次为内外涵锯齿构型, 在下游方向总声压级最高降噪量为 1.7 dB, 内涵锯齿构型降噪效果最低, 最高降噪量小于 1 dB。对于上游方向声压级的升高, 在实际的发动机降噪设计中可不予考虑, 因为在该方向范围内喷流噪声不是主要噪声源, 其声压级的升高对发动机噪声的影响有限。

4 结 论

本文对大涵道比涡扇发动机分开排气缩比喷管模型的喷流噪声进行了实验研究, 并对比了不同锯齿构型的降噪特性, 结论如下:

1) 喷流噪声以大尺度涡产生的低频噪声为主导,且有着明显的方向性,主要传播方向为下游 150°附近。

2) 外涵锯齿加强了外涵喷流与环境大气的掺混,使得大尺度涡转化为了小尺度涡,降低了低频噪声,增加了高频噪声,总的效果是总声压级降低。增加外涵锯齿的切入程度可显著地加强降噪效果,尤其是在下游方向的低频噪声,而对高频噪声的影响比较小。切入程度高的外涵锯齿构型降噪效果最优,在下游方向总声压级最高降噪量为 3 dB。

3) 内涵锯齿降低了一定的低频噪声,而高频噪声只有微弱的增加,其总的降噪效果没有外涵锯齿大,总声压级最高降噪量在 1 dB 以内。

4) 内外涵锯齿构型可以在外涵锯齿的基础上进一步降低低频噪声,而高频部分只有微弱的增加,下游方向总声压级最高降噪量为 1.7 dB。

参考文献:

[1] TAM C W. Jet noise: since 1952[J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 1998, 10(1): 393-405.

[2] TAM C W, GOLEBIEWSKI M, SIENER J M. On the two components of turbulent mixing noise from supersonic jets [R]. AIAA-96-1716, 1996.

[3] BRIDGES J, WERNET M, BROWN C. Control of jet noise through mixing enhancement [R]. NASA/TM-2003-212335, 2003.

[4] BRADBURY L J S, KHADEM A H. The distortion of a jet by tabs[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1975, 70(4): 801-813.

[5] SALIKUDDIN M, MARTENS S, JANARDAN B A, et al. Experimental study for multi-lobed mixer high bypass exhaust systems for subsonic jet noise reduction: Part 2 acoustic results[R]. AIAA-99-1988, 1999.

[6] KROTHAPALLI A, KING C J. The role of streamwise vortices on sound generation of a supersonic [R]. AIAA-93-4320, 1993.

[7] SAIYED N H, MIKKELSEN K L, BRIDGES J E, et al. Acoustics and thrust of separate-flow exhaust nozzles with mixing devices for high-bypass-ratio engines [R]. AIAA-2000-1961, 2000.

[8] CALLENDER B, GUTMARK E J, MARTENS S. A near field acoustic investigation of chevron nozzle mechanisms [R]. AIAA-2003-3210, 2003.

[9] CALLENDER B, GUTMARK E J, MARTENS S. Far-field acoustic investigation into chevron nozzle mechanisms and trends[J]. AIAA Journal, 2005, 43(1): 87-95.

[10] CALLENDER B, GUTMARK E J, MARTENS S. A PIV flow field investigation of chevron nozzle mechanisms [R]. AIAA-2004-191, 2004.

[11] BRIDGES J, BROWN C. Parametric testing of chevrons on single flow hot jets [R]. AIAA-2004-2824, 2004.

[12] RASK O, GUTMARK E J, MARTENS S. Acoustic investigation of a high bypass ratio separate flow exhaust system with chevrons [R]. AIAA-2004-0009, 2004.

[13] LOHEAC P, JULLIARD J, DRAVET A. CFM56 jet noise reduction with the chevron nozzle [C]// Proceedings of the 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Manchester, UK: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004: 3044-3056.

[14] 庄家煜, 李晓东. 喷流噪声控制方法实验研究[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(4): 587-590.

ZHUANG Jiayu, LI Xiaodong. An experimental study of jet noise suppression methods [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(4): 587-590. (in Chinese)

[15] 汪洋海, 李晓东. 超声速喷流噪声的控制方法[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 211-215.

WANG Yanghai, LI Xiaodong. Control methods for supersonic jet screech tones [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(2): 211-215. (in Chinese)

[16] 何敬玉, 邵万仁, 许影博, 等. V 形槽喷管在分开式排气系统中的降噪实验[J]. 航空动力学报, 2015, 30(2): 324-330.

HE Jingyu, SHAO Wanren, XU Yingbo, et al. Experiment of noise reduction in separate flow system using chevron nozzles [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(2): 324-330. (in Chinese)

[17] 何敬玉, 李晓东. 锯齿型喷口抑制热喷流噪声的实验研究 [J]. 推进技术, 2015, 36(2): 167-174.

HE Jingyu, LI Xiaodong. Investigation into hot jet noise reduction mechanisms of chevron nozzles [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(2): 167-174. (in Chinese)

[18] 何敬玉, 李晓东. 吊挂安装效应对热喷流噪声影响实验 [J]. 航空动力学报, 2018, 33(5): 1057-1064.

HE Jingyu, LI Xiaodong. Experimental of the pylon installation effect on hot jet noise [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(5): 1057-1064. (in Chinese)

[19] TAM C W. Computational aeroacoustics-issues and methods [J]. AIAA Journal, 1995, 33(10): 1788-1796.

[20] TAM C W, AURIAULT L. Jet mixing noise from fine-scale turbulence [J]. AIAA Journal, 1999, 37(2): 145-153.

[21] THUROW B S, SAMIMY M, LEMPERT W R, et al. Compressibility effects on turbulence structures of axisymmetric mixing layers [J]. Physics of Fluids, 2003, 15(6): 1755-1765.

[22] DAHL M D, PAPAMOSCHOU D. Analytical predictions and measurements of the noise radiated from supersonic coaxial jets [J]. AIAA Journal, 2000, 38(4): 584-591.

[23] TAM C W, ZAMAN K. Subsonic jet noise from nonaxisymmetric and tabbed nozzles [J]. AIAA Journal, 2000, 38(4): 592-599.

[24] VISWANATHAN K. Analysis of the two similarity components of turbulent mixing noise [J]. AIAA Journal, 2002, 40(9): 1735-1744.