

基于伴随方法的矩形喷口湍流混合噪声空间模态分析



赵雯

中国航发商用航空发动机有限责任公司 上海商用飞机发动机工程技术研究中心, 上海 200241

摘要:修改喷管出口的几何形状是一种低成本、高效率的喷流噪声降噪方法。为了深入分析非轴对称喷口的降噪原因,本文以矩形喷口为研究对象,基于伴随格林函数,对矩形喷口产生的小尺度湍流混合噪声进行空间模态分解,避免了常规试验方法中试验误差及高频限制等方面的局限性。研究结果表明,声能量向高阶周向模态的转移,导致部分声能量的损失,是矩形喷口与圆形喷口相比更具有降噪效果的原因。基于空间分解得到的主波阶简化算法,能够实现对矩形喷口湍流噪声快速预测,预测结果与试验数据吻合较好。

关键词:伴随格林函数;小尺度湍流噪声;空间模态分析;简化算法

中图分类号:0422.8

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.07.004

在过去的几十年里,人们付出了巨大的努力去了解喷流噪声的排放及其潜在来源,目的在于系统地开发降噪技术^[1]。修改喷管出口的几何形状是一种低成本、高效率的降噪方法。其中,矩形喷口由于能够在一定程度上加剧湍流的掺混作用,从而起到被动降噪的效果,同时可以在一些特定的方向反射雷达电波推动飞行器隐身的发展^[2],因此在近50年里吸引了许多学者进行矩形喷口的设计及研究。根据Viswanath等^[3]的试验结果,圆形喷口产生的远场噪声OASPL比矩形喷口相差超过4dB。

为了研究矩形喷口喷流噪声的周向分布特征,空间模态分解是一种有效的方法。Cavalieri^[4]将由6个传声器组成的环形阵测得的射流湍流下游声场分解为方位角傅里叶模态,研究亚声速喷流声场中的超定向波包信号。Henrywood^[5]为了在更高频率下获得空间模态,选用了由24个传声器组成的环形阵列,对非轴对称的喷口产生的湍流下游声场进行模态分解。

虽然现有的研究取得了较好的成果,但是计算结果的可信度受到频率的影响(Cavalieri^[4]提到,该方法的适用范围仅在斯特劳哈尔数 $St < 1$)。除此之外,现阶段对于矩形喷口产生的降噪效果及降噪原因的分析,仍主要依赖于试验测量的方式,受到试验误差的影响,以及灵活性差等条件的限制。

伴随方法是基于互易定理得到的小尺度湍流混合噪声的半解析计算方法^[6],已成功应用于准确评估轴对称^[7]以及非轴对称^[8]的湍流远场辐射噪声水平。本文基于伴随格林函数,分解矩形喷口湍流噪声的周向空间模态,深入探索矩形喷口湍流噪声频谱特征,为新型降噪喷口的设计工作提供理论参考。

1 空间模态分解

为了研究矩形喷口喷流噪声的周向分布特征,空间模态分解是一种有效的方法。这里的空间模态分解,特指在表示周向方位角的一组完备正交基下,进行正交分解得到各阶分量的方法。非平行流条件下的伴随格林函数 p_c (下标 c 表示伴随参数)在柱坐标 (x, r, ϕ) 下可以表示为:

$$p_c = \frac{-i\omega}{8\pi^2 c^2 R} e^{i\frac{\omega}{c}(R-x\cos\theta)} \sum_{m=0}^{\infty} p_m(r) \cos m\phi \quad (1)$$

式中: R 为观点距离, θ 为观点角度, c 为环境声速, $p_m(r)$ 为与距离有关的函数。令 $p_{mx} = \frac{-i\omega}{8\pi^2 c^2 R} \exp\left(i\frac{\omega}{c}(R-x\cos\theta)\right) p_m(r)$,则伴随格林函数可以表示为:

收稿日期: 2021-03-11; 退修日期: 2021-04-15; 录用日期: 2021-05-05

引用格式: Zhao Wen. Spatial model analysis on rectangular jet turbulence noise with adjoint method[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(07): 27-31. 赵雯. 基于伴随方法的矩形喷口湍流混合噪声空间模态分析[J]. 航空科学技术, 2021, 32(07): 27-31.

$$p_c = \sum_{m=0}^{\infty} p_{mx} \cos m\theta \quad (2)$$

这是一个关于 $\cos m\theta$ ($m = 0, 1, 2, \dots$) 的完备正交基。每一个 m ($m > 0$) 对应的 $p_{mx} \cos m\theta$ 表示一个在方位角 $[0, 2\pi)$ 上有 m 个周期变化的波, $m=0$ 时表示各个方位角上的波具有相同的变化, 即为图 1 所示的柱面波。 p_{mx} 表示第 m 阶柱面波的幅值。由此, 可用式 (3) 表示各阶柱面波传播:

$$p_{cm} = p_{mx} \cos m\phi \quad (3)$$

结合声场计算方法, 可以近似得到各阶柱面波的功率谱密度函数:

$$S_m = 4\pi \left(\frac{\pi}{\ln 2} \right)^2 \iint_{\infty} |p_{cm}|^2 \frac{A^2 l_s^3(\omega)}{\tau_s} \times \left\{ \frac{\exp \left[-\frac{\omega^2 l_s^2(\omega)}{\bar{u}^2 (4 \ln 2)} \right]}{1 + \omega^2 \tau_s^2 \left(1 - \frac{\bar{u}}{a} \cos \theta \right)^2} \right\} dx \quad (4)$$

式中: A 为经验系数 (取值 0.577), l_s 为湍流特征长度尺度, τ_s 为湍流特征时间尺度, $\bar{u}$ 为平均流轴向速度。

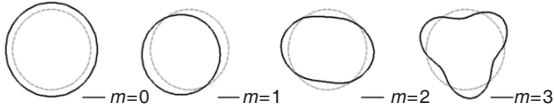


图 1 不同阶柱面波

Fig.1 Cylindrical waves

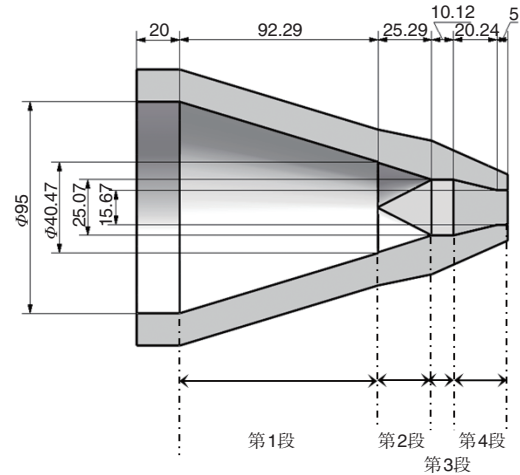
至此, 即可基于式 (4) 对湍流噪声的各阶柱面波的能量分布进行分析。

2 几何模型及流场仿真

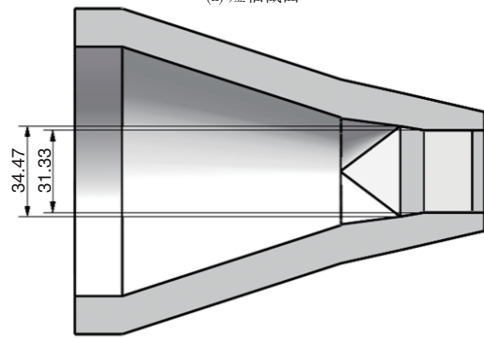
在进行声场计算之前, 需要进行流场计算以获得湍流场参数。具体工作包括搭建几何模型、划分流场网格, 以及 RANS 湍流计算。流场计算结果的准确性直接决定了声场计算结果的可靠性, 因此流场计算非常重要。但由于篇幅所限, 且流场计算部分偏离了本文研究工作的主旨, 只为了获得声场计算的输入参数, 因此流场计算的详细工作在此处不多赘述, 详细内容可参考文献 [9]。此处只对矩形喷口的几何模型以及流场计算结果进行简要说明。

鉴于纵横比为 2 的矩形喷口在飞行器上的应用前景, 本文在此纵横比下, 设计等效面积为 $4.91 \times 10^{-4} \text{m}^2$ 的矩形喷口。为了减小喷嘴内部的流动分离以及喷嘴出口平面的速度不均匀性, Frate^[10] 提出基于计算流体力学 (CFD) 计算结果, 为了得到均匀的出口速度剖面, 采用分段收缩的方法

构造矩形喷口。因此为了产生干净的出口条件, 本文通过设计 4 段收缩段实现喷口尾端从圆形向矩形的过渡。矩形喷口模型剖面图如图 2 所示。



(a) 短轴截面



(b) 长轴截面

图 2 矩形喷口剖面图 (单位: mm)

Fig.2 Sections of the rectangular nozzle (Unit: mm)

基于商用软件 Fluent 中 RANS 湍流模型计算矩形喷口下的湍流流场, 垂直于流动方向的截面流场云图如图 3 所示, 原点坐标位于喷口出口中心点处, x 轴正向方向为喷流下游方向, y 轴和 z 轴分别为矩形喷口短轴方向和长轴方向。

3 降噪分析

将流场计算结果带入声功率谱密度函数中, 得到不同空间模态的频谱, 前 11 阶柱面波 ($m=0, 1, 2, \dots, 10$) 的频谱如图 4 所示。由图 4 可知, 矩形喷口在 3kHz 以下的频率范围, 0 阶模态的贡献最大, 而对于其他模态, 模态数越低, 其贡献相对越大; 而在 3kHz 频率以上时, 1 阶模态及更高阶模态具有明显优势, 甚至大于 0 阶模态的贡献。同时, 随着模态数的升高, 能量也向高频方向发生偏移。

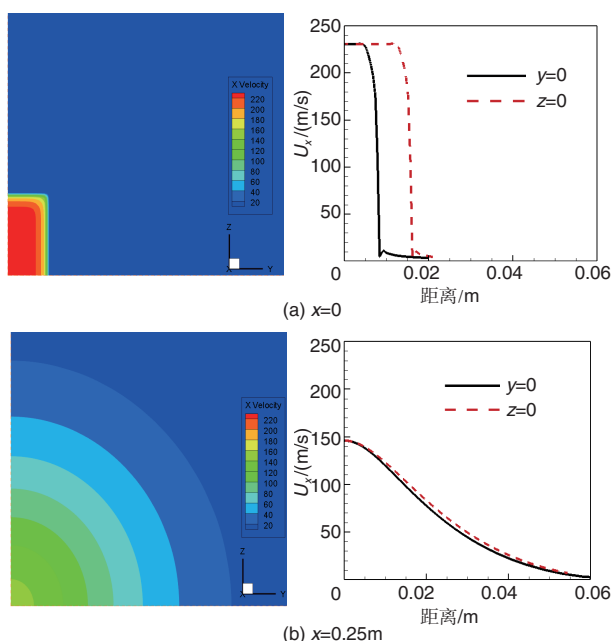


图3 流场仿真计算结果
Fig.3 Calculation of flow field

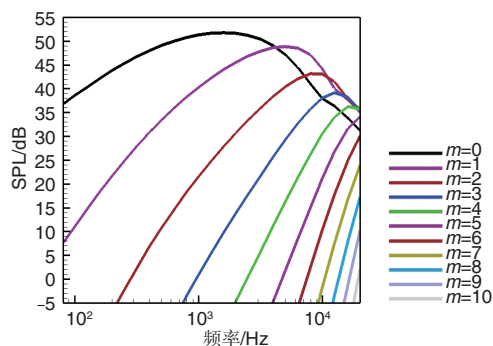


图4 矩形喷口各阶模态频谱分布
Fig.4 Spectral of cylindrical waves in rectangular nozzle

为了深入分析矩形喷口与圆形喷口的差异,从而阐述其降噪的原因,图5表示矩形喷口与圆形喷口占主要能量的低阶模态的频谱对比。图5中,实线表示矩形喷口产生的小尺度湍流噪声的模态分布,虚线表示圆形喷口的模态分布。可以看出低阶模态($m \leq 2$)时,圆形喷口较矩形喷口略大,而在较高阶模态($m > 2$)时,矩形喷口的各阶模态甚至呈现比圆形喷口大的趋势。

由上可知,矩形喷口产生的辐射噪声仍然是以0阶模态为主要能量来源,但是由于其非轴对称性,能量向高阶模态的柱面波发生了偏移,导致其低阶模态的能量相较于圆形喷口有所降低,而高阶模态的能量有所升高。当能量向更高阶模态发生偏移时,也向更高频的方向发生偏移,而对于高频

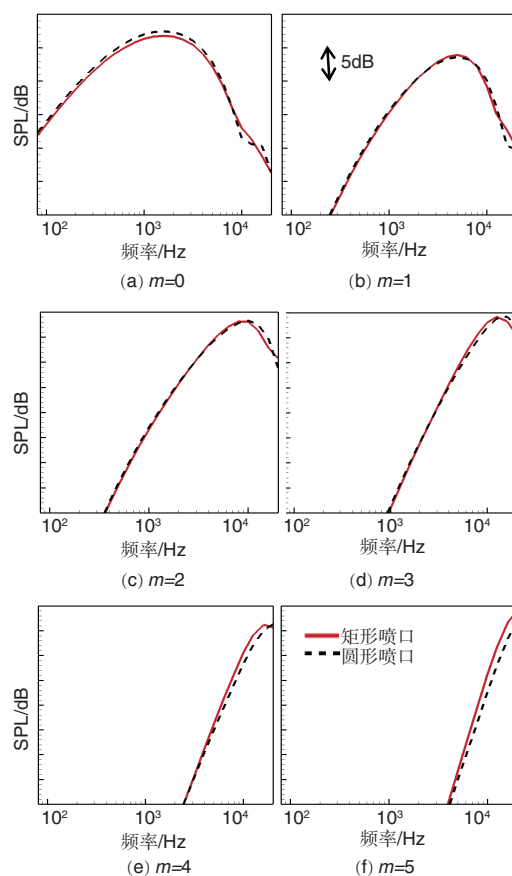


图5 矩形喷口与圆形喷口各阶模态频谱对比
Fig.5 Comparison of cylindrical waves between rectangular and axisymmetric nozzles

声波,在空气中传播中更容易被损耗掉。部分能量从人耳关注的频段上消失,导致矩形喷口产生的噪声小于圆形喷口产生的辐射噪声,这就是矩形喷口具有降噪特点的原因。

当矩形喷口噪声模态数大于2的时候,各阶模态的能量与圆形喷口相当,甚至在模态数为4的时候,具有明显变大的趋势。这是因为矩形喷口产生的辐射噪声的能量分布更集中在矩形的对角线方向,具有相同发展趋势的模态得到了加强,而在其他模态上的能量受到了抑制。事实上,我们可以进一步推断,当喷口的轴对称性更差时,声能量会向更高阶模态的柱面波偏移,从而更多的声能量消失,预计可以起到更好的降噪效果。

4 主波阶简化算法

为了量化占主要贡献的柱面波模态与频率之间的关系,以 90° 观测角为例,假设当某一阶柱面波提供的能量与相应频率下的总能量差大于30dB时,即可忽略该模态的贡献,从而得到占主要能量的柱面波的阶数随斯特劳哈尔数

Sr 线性变化的拟合方程:

$$Nm(Sr)_{\text{rec}} = \text{ROUNDUP} \left[\frac{5}{\sqrt{2}} \times Sr + \sqrt{\frac{5}{2}} \right] \quad (5)$$

将式(5)代入式(4)计算远场辐射噪声,即可得到忽略微波能量的主波阶简化算法。为了验证式(5)用于表示提供主要能量的柱面波阶数和频率关系的可靠性,将此方法计算结果与消声室喷流噪声的试验数据进行对比。喷流台架与试验环境可参考文献[11]。试验设备的布放以及矩形喷口的安装如图6所示。

测试喷流马赫数 Ma 为0.7,观测距离为 $50D_j$ (喷口等效直径 $D_j = 25\text{mm}$),观测角度为 $60^\circ \sim 120^\circ$,观测方向有短轴方向和长轴方向,预测结果与试验数据的对比结果如图7、图8所示。在较宽的频率范围内,计算结果和试验数据吻合较好。因此我们可以认为式(5)表示的主波阶简化算法可以准确地预测小尺度湍流噪声。同时,主波阶简化算法与所有频率都用25个模态求和计算的方法相比,计算得到的声压级相差不超过0.1dB,但计算效率提高了20倍。这表明,所提出的主波阶简化算法可以准确、有效地预测噪声,能够在确保准确性的前提下,减少不必要的计算过程,提高计算效率,这对于需要考虑

对多个观测点计算的情况下具有明显的优势。除此之外,由主波阶简化算法得到的预测结果与试验数据吻合,在一定程度上验证了空间模态分解方法的可靠性。



图6 矩形喷口试验示意图

Fig.6 Experiment of rectangular nozzle

5 结论

为了打破试验测量方法分析矩形喷口空间模态的局限性,本文提出基于伴随格林函数的方法分解矩形喷口辐射噪声周向模态,分析矩形喷口产生的湍流噪声各阶模态分布特征,阐述其降噪原因。研究结果表明:

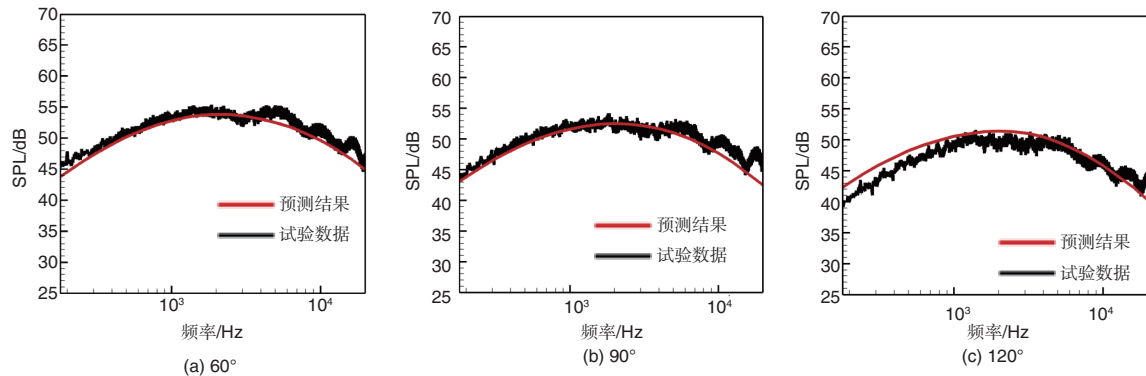


图7 短轴方向声场测量数据与预测值对比结果

Fig.7 Comparison between prediction and experiment in minor axis

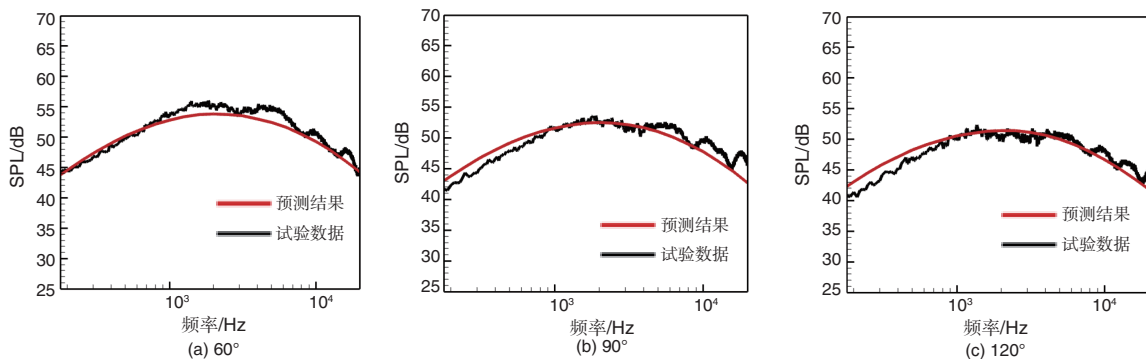


图8 长轴方向声场测量数据与预测值对比结果

Fig.8 Comparison between prediction and experiment in major axis

(1)与轴对称喷口相比,矩形喷口产生的辐射噪声,仍然是以0阶模态为主要能量来源,但是由于其非轴对称性,能量向高阶模态的柱面波发生了偏移。

(2)由于声能量向高阶模态转移,导致部分声能量的损失,这可能是矩形喷口与圆形喷口相比具有降噪效果的原因。

(3)根据矩形喷口湍流噪声各阶周向模态的分布特征,本文提出了忽略微能量柱面波的主波阶简化算法,计算结果与试验数据吻合较好,实现了对矩形喷口湍流噪声的简化计算,计算效率提高了20倍。

AST

参考文献

- [1] 徐悦. 航空发动机尾喷流微喷降噪技术研究进展[J]. 航空科学技术, 2011,20(2): 56-58.
Xu Yue. Research progress on aeroengine jet noise reduction by microjet[J]. Aeronautical Science & Technology, 2011, 20(2): 56-58. (in Chinese)
- [2] 闫晓婧, 杨涛, 药红红. 国外第六代战斗机概念方案与关键技术[J]. 航空科学技术, 2018, 29(4): 18-26.
Yan Xiaojing, Yang Tao, Yao Honghong. Conceptual scheme and key technologies of sixth generation fighters abroad [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(4): 18-26. (in Chinese)
- [3] Viswanath K, Johnson R F, Corrigan A T, et al. Noise Characteristics of a rectangular vs circular nozzle for ideally expanded jet flow[C]//AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2016.
- [4] Cavalieri A V G, Jordan P, Colonius T, et al. Axisymmetric superdirectivity in subsonic jets[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2012, 704(2): 388-420.
- [5] Henrywood R, Agarwal A, Kanjere K. The aeroacoustics of a subsonic rectangular jet[C]// AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2016.
- [6] Tam C K W, Auriault L. Mean flow refraction effects on sound radiated from localized sources in a jet[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2002, 370(370): 149-174.
- [7] Tam C K W, Auriault L. Jet mixing noise from fine-scale turbulence[J]. AIAA Journal, 1999, 37(2): 145-153.
- [8] Tam C K W. Subsonic jet noise from Nonaxisymmetric and tabbed nozzles[J]. AIAA Journal, 1999, 38(38): 592-599.
- [9] Zhao W, Mao D X, Jiang Z X. Comparative study of the propagation of jet noise in static and flow environments[J]. Sound and Vibration, 2019, 53(1): 37-46.
- [10] Frate F, Bridges J. Extensible rectangular nozzle model system [C]// AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum & Aerospace Exposition, 2011.

Spatial Model Analysis on Rectangular Jet Turbulence Noise with Adjoint Method

Zhao Wen

AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China

Abstract: It is an efficient method to reduce jet noise by changing the geometry of nozzles. In order to explain why the non-axisymmetric nozzles could reduce noise, fine-scale turbulence noise of the rectangular jet is decomposed by spatial model analysis based on adjoint Green function, which could avoid experimental errors and high frequency limitations. The study shows that the possible reason that rectangular nozzle could reduce noise is because the sound energy is transported to high orders of cylindrical waves, which is likely to reduce the total energy. A simplified method is also proposed based on the spatial model analysis to predict rectangular jet noise quickly and accurately.

Key Words: adjoint Green function; fine-scale turbulent noise; spacial model analysis; simplified method