

# 前缘射流对空腔噪声抑制效果的试验研究

延浩<sup>1,2</sup>, 黄文超<sup>1,2</sup>, 潘凯<sup>1,2</sup>, 刘兴强<sup>1,2</sup>

(1.中国飞机强度研究所, 西安 710065; 2.航空声学与振动航空科技重点实验室, 西安 710065)

**摘要:** **目的** 通过在开式空腔前缘增加矩形口射流、九孔射流和九斜孔射流, 探究三种射流方式对空腔自激振荡噪声的抑制效果。**方法** 通过风洞试验对亚、跨声速 ( $Ma=0.3, 0.45, 0.6$ ) 下基于前缘射流的空腔噪声抑制方法开展研究, 在空腔指定位置安装传声器, 获取不同工况下空腔内的噪声信息, 综合对比三种射流方式下空腔峰值频率、空腔底部及后壁声压级分布、总声压级分布及不同测点处的频率曲线特征, 评估三种前缘射流方式对空腔噪声的控制效果。**结果** 在来流速度  $Ma=0.3$  时, 三种射流方式对空腔峰值频率处的声压级均有一定抑制效果, 但由于前缘射流的引入导致空腔前端底部噪声总声压级提高; 在来流速度  $Ma=0.45$  时, 三种射流方式对空腔峰值频率处的声压级及宽频噪声均有显著抑制效果; 在来流速度  $Ma=0.6$  时, 除矩形口射流对空腔噪声有明显的抑制作用, 其他两种射流方式使得空腔内噪声水平增强。**结论** 在空腔前缘引入射流在一定来流速度下能够实现空腔峰值频率处噪声及宽频噪声的有效降低, 前缘射流对空腔噪声的抑制效果随射流方式的不同而存在较大差异。

**关键词:** 空腔噪声; 主动流动控制; 射流

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2020.09.019

**中图分类号:** V211.42 **文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2020)09-0106-07

## Experiment on the Effect of Front-edge Jet on Cavity Noise Suppression

YAN Hao<sup>1,2</sup>, HUANG Wen-chao<sup>1,2</sup>, PAN Kai<sup>1,2</sup>, LIU Xing-qiang<sup>1,2</sup>

(1. Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China; 2. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Aviation Acoustics and Vibration, Xi'an 710065, China)

**ABSTRACT:** The work aims to investigate the suppression effects of three jet methods on cavity self-excited oscillation noise by adding rectangular mouth jet, nine-hole jet and nine-slope-hole jet. The method of cavity noise suppression based on front-edge jet at subsonic and transonic speed ( $Ma=0.3, 0.45, 0.6$ ) was studied by wind tunnel test. The microphone was installed at the designated position of the cavity to obtain the noise information in the cavity under different working conditions. The peak frequency of the cavity, the sound pressure level distribution at the bottom and back wall of the cavity, the total sound pressure level distribution and the frequency curve characteristics at different measuring points were comprehensively compared under the three jet methods, and the suppression effects of the three front-edge jet methods on the cavity noise were evaluated. When the flow velocity was  $Ma=0.3$ , the three jet methods had certain suppression effects on the sound pressure level at the peak frequency of the cavity, but the introduction of the front-edge jet led to an increase in the total sound pressure level of the noise at the bottom of the front-bottom of the cavity. When the flow velocity was  $Ma=0.45$ , the three jet methods had significant suppression effects on the sound pressure level and broadband noise at the peak frequency of the cavity. When the flow velocity

收稿日期: 2020-07-07; 修订日期: 2020-08-12

Received: 2020-07-07; Revised: 2020-08-12

作者简介: 延浩(1987—), 硕士, 工程师, 主要研究方向为航空声学。

**Biography:** YAN Hao(1987—), Master, Engineer, Research focus: aeroacoustics.

was  $Ma=0.6$ , the noise level in the cavity was enhanced by the other two jet methods except the rectangular mouth jet. Introducing jet at the front-edge of the cavity can effectively reduce the noise at the peak frequency of the cavity and broadband noise at a certain flow velocity, and the suppression effect of front-edge jet on cavity noise varies greatly with different jet methods.

**KEY WORDS:** cavity noise; active flow control; front-edge jet

空腔流动问题是目前国际上空气动力学领域的一个研究热点。空腔流动在工程实际中经常遇到，如飞行器的起落架舱、武器舱、汽车天窗等，空腔结构在气流的作用下，会产生剧烈的流激振荡，并对外辐射噪声。空腔流动包含声-涡干涉及非定常流等问题，具有很大的研究意义。

空腔在较高的来流速度下将产生强烈的气动噪声，会对飞机、汽车等产生许多负面作用，主要危害有：使结构承受非定常载荷，易造成结构疲劳损伤；在强噪声环境下，腔内电子设备（尤其是灵敏元件）可能受到影响或者损坏<sup>[1-3]</sup>。

国外对空腔流动的机理及流激振荡等开展了较多的研究<sup>[4-7]</sup>，并提出空腔振荡流声共振反馈模型、波涡干涉<sup>[8-9]</sup>、压力波<sup>[10]</sup>等理论，有效解释了空腔流激振荡的机理。为降低空腔流动引起的噪声，国外开展了多种形式的流动控制方法来抑制空腔噪声，包括前缘扰流板、后缘斜坡等被动控制方法<sup>[11-12]</sup>，前缘高频强迫力、射流、等离子体等主动控制方法。

在主动流动控制方法中，射流因其结构简单，安装方便且易实现受到众多学者的关注。A. Hamed 利用数值方法研究了前缘质量注入对空腔噪声抑制效果，结果表明了这种方法可行<sup>[13]</sup>。Sarohia 通过在空腔底板注入气流的方法来抑制空腔噪声，研究表明向腔内注入气流使腔内涡系发生改变，在一定程度上抑制了腔内噪声<sup>[14]</sup>。Bueno 采用在空腔前缘开孔吹气方式抑制噪声，结果表明这种方法对腔内噪声有一定影响<sup>[15]</sup>。Abraham J Meganathan 开展了前缘吹气对腔内噪声的抑制效果研究，对比了不同流量吹气方式的影响效果，射流的引入导致空腔剪切层结构的改变，减弱了空腔流激振荡的反馈机制，从而降低了腔内噪声<sup>[16]</sup>。

本文将通过试验的方法验证空腔前缘加射流对抑制空腔噪声的效果，探究矩形口射流、九孔射流及九斜孔射流这三种射流方式的引入对空腔内声场分布、噪声频率特性及噪声强度的影响。

## 1 空腔模型及射流几何参数

试验空腔（图 1）几何参数见表 1。空腔前缘为射流板安装位置，本次试验共有 4 种空腔挡板，分别为无射流板、前缘矩形口射流板（矩形口尺寸  $6\text{ mm} \times 3\text{ mm}$ ）、前缘九孔射流板（孔径  $5\text{ mm}$ ，孔间

距  $7\text{ mm}$ ）、前缘九斜孔射流板（孔径  $5\text{ mm}$ ，孔间距  $7\text{ mm}$ ），射流板相关参数如图 2 所示。空腔内共安装了 12 个高声强传声器，底板 10 个，后壁 2 个，按照气流流向依次编号为 1 号—12 号，传声器安装位置如图 3 所示。

表 1 空腔几何参数

Tab.1 Cavity geometric parameters

几何参数	尺寸
空腔长度	200 mm
空腔深度	33.33 mm
空腔宽度	66.66 mm
空腔长深比	6



图 1 试验空腔

Fig.1 Test cavity

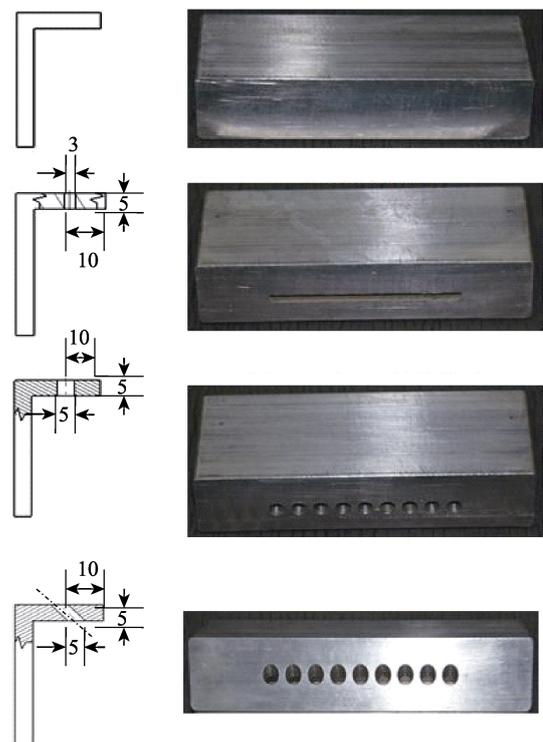


图 2 射流板及其几何参数

Fig.2 Jet plate and its geometric parameters

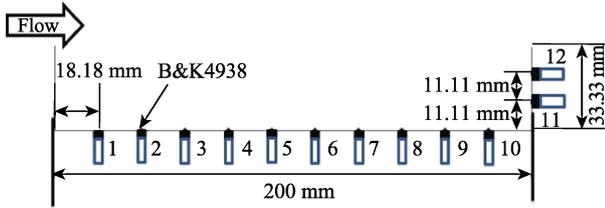


图3 传声器安装位置示意

Fig.3 Schematic diagram of the installation position of the microphone

## 2 前缘射流对空腔噪声抑制效果试验装置

前缘射流对空腔噪声抑制效果的验证试验在中国飞机强度研究所航空声学与振动航空科技重点实验室的声学风洞中进行。其中全消声室容积为 144 m<sup>3</sup>，长 6 m、宽 4 m、高 6 m，有效噪声测量频率为 50 Hz~20 kHz，出口尺寸为 300 mm×130 mm。试验现场布置如图 4 所示，试验来流速度分别为 0.3、0.45、0.6 Ma。

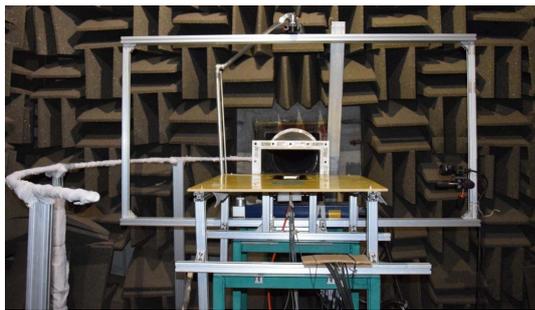


图4 试验装置  
Fig.4 Test device

噪声测量使用高声强传声器 B&K4938，声学数据采集装置为 B&K3660D，射流供气采用空气压缩机将空气压缩到 0.3 m<sup>3</sup> 的高压储气罐中，待储气罐中气压稳定至 0.6 MPa 后，通过图 5 所示橙色硬质导管将空气导入射流装置中，橙色硬管与空腔前缘连接处做了密封消声处理。相关的试验设备参数见表 2。

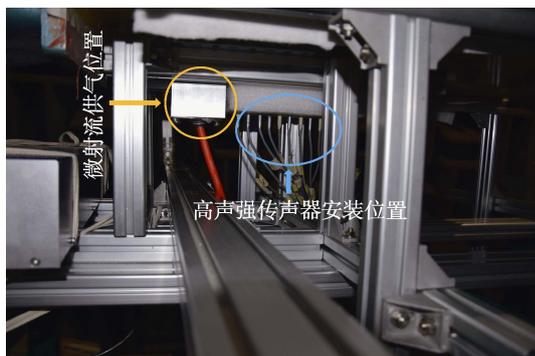


图5 射流供气方式及传声器安装位置  
Fig.5 Jet supply method and microphone installation position

表2 试验测量设备及供气设备

Tab.2 Test measurement and gas supply equipment		
名称	型号	主要参数
高声强传声器	B&K4938(12个)	频率范围: 4~70 kHz; 动态范围: 42~172 dB
声学采集系统	B&K3660	幅值精度: ±0.01 dB; 动态范围: 160 dB
空气压缩机	无	最大压力 0.8 MPa
高压储气罐	无	容积 0.3 m <sup>3</sup> ; 最大承压 4 MPa

## 3 试验结果分析

### 3.1 无射流空腔噪声试验

空腔后壁 11 号与 12 号噪声测点处为气流剪切层对空腔后壁的冲击区域，试验测点噪声最大。图 6—图 8 分别给出了不同来流速度条件下无射流时空腔噪声最大测点的频谱曲线。表 3 为试验得到的空腔流激振荡峰值频率与 Rossiter 经验公式得到的峰值频率的对比。Rossiter 经验公式可对亚声速和跨声速范围内空腔噪声峰值频率具有较好的预估，是评估空腔试验结果准确性的重要参考。试验结果显示，在 0.3 Ma 与 0.45 Ma 来流条件下得到的噪声峰值频率较

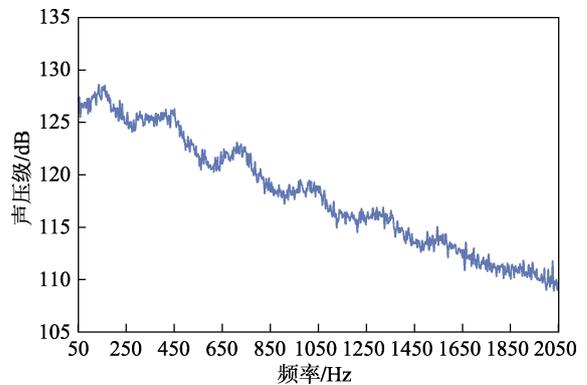


图6 空腔 12 号噪声测点频谱曲线 (Ma=0.3)  
Fig.6 Noise spectral curve of No.12 cavity (Ma=0.3)

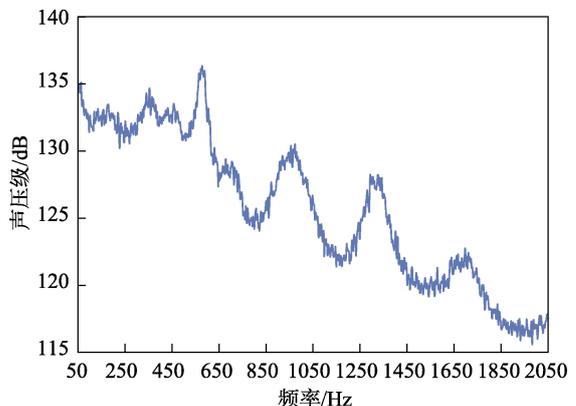


图7 空腔 11 号噪声测点频谱曲线 (Ma=0.45)  
Fig.7 Noise spectral curve of No.11 cavity (Ma=0.45)

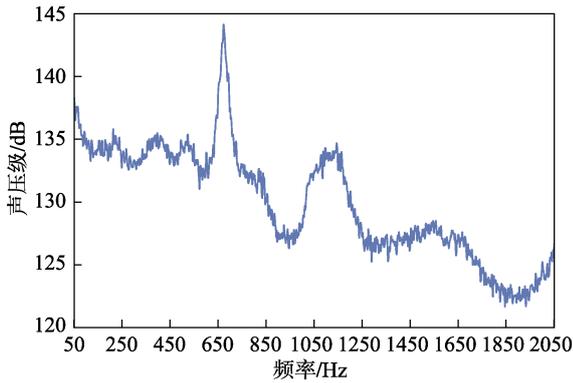


图 8 空腔 11 号噪声测点频谱曲线 ( $Ma=0.6$ )  
Fig.8 Noise spectral curve of No.11 cavity ( $Ma=0.6$ )

表 3 试验与 Rossiter 公式峰值频率对比  
Tab.3 Comparison between test result and Rossiter of peak frequency

速度/ $Ma$	方法	频率/Hz		
		第二阶	第三阶	第四阶
0.3	试验	438	712	976
	Rossiter	402	650	896
0.45	试验	572	966	1322
	Rossiter	562	909	1256
0.6	试验	674	1146	1560
	Rossiter	701	1135	1568

经验公式偏高，在 0.6  $Ma$  得到的噪声峰值频率较经验公式偏低，但总体偏差不超过 5%。

### 3.2 引入三种射流方式的空腔噪声试验

图 9 为来流速度为 0.3  $Ma$  时三种射流方式对空腔底部及后壁不同测点处总声压级分布的影响曲线，由曲线可以看出，在空腔前缘引入不同形式射流对空腔底部噪声的总声压级影响存在明显差异，其中矩形口射流与九斜孔射流的引入，使得空腔前端底部噪声总声压级明显提升，最大提高了 6 dB，引起空腔前端区域噪声增强的主要原因是两种射流的引入导致空腔上游剪切层内涡的生成、发展与脱落过程更为复杂。此外，前缘的射流虽然进行了消音处理，但高压气体由射流孔喷出时仍会产生较大的射流噪声，来流速度偏低，气流噪声无法完全将其遮掩。空腔前缘加九孔射流对空腔前端底部噪声总声压级几乎没有影响，但对空腔后壁区域有明显的降噪效果，其主要原因是九孔射流的引入，抬高剪切层，降低了来流对空腔后壁的冲击作用。

图 10—12 为来流速度为 0.3  $Ma$  时三种射流方式与无射流时的空腔内噪声 12 号测点的频谱对比曲线，由频谱曲线可以看出三种射流方式均能有效地降低并抹平空腔峰值频率处的噪声，部分峰值频率处降噪量大于 3 dB，矩形射流与九斜孔射流对空腔噪声宽频噪声成分影响较小，部分频率段还有增强作用。九

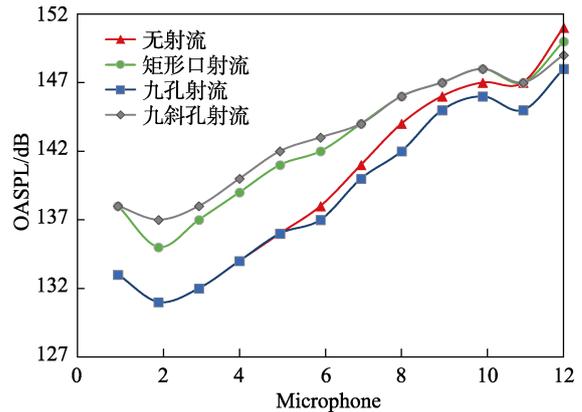


图 9 空腔内总声压级分布曲线 ( $Ma=0.3$ )  
Fig.9 Total sound pressure level curves in the cavity ( $Ma=0.3$ )

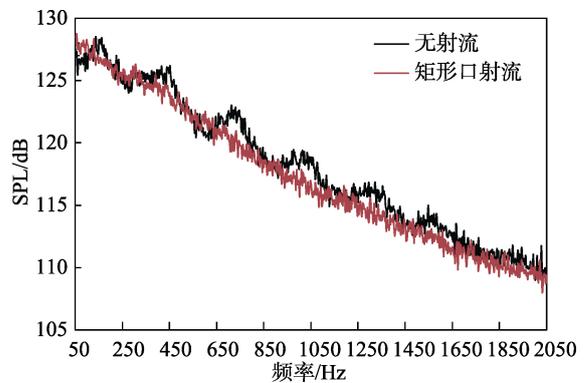


图 10 矩形口射流空腔 12 号噪声测点处频谱曲线 ( $Ma=0.3$ )

Fig.10 Noise spectrum curve of No.12 cavity with rectangular jet ( $Ma=0.3$ )

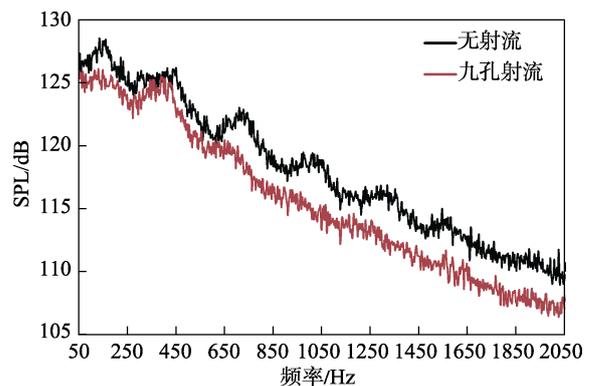


图 11 九孔射流空腔 12 号噪声测点处频谱曲线 ( $Ma=0.3$ )  
Fig.11 Noise spectrum curve of No.12 cavity with nine-hole jet ( $Ma=0.3$ )

孔射流方式在降低峰值频率处声压级的同时对宽频噪声的降低也有一定作用，引起这一结果的主要原因是前缘九孔射流在抬升剪切层的同时对剪切层内的涡系运动也有较大的影响。

图 13 为来流速度为 0.45  $Ma$  时三种射流方式对空腔内噪声测点总声压级分布的影响曲线，可以看出三种射流方式均能明显降低空腔底部及后壁的噪声

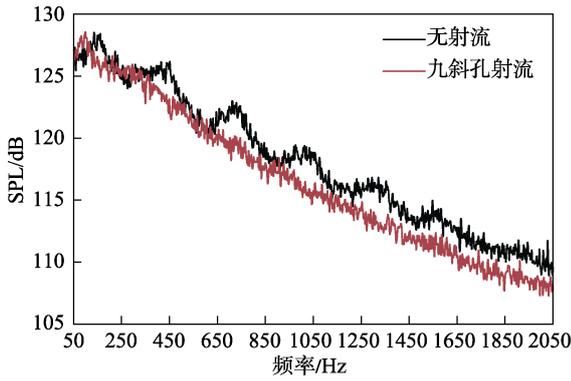


图 12 九斜孔射流空腔 12 号噪声测点处频谱曲线 ( $Ma=0.3$ )

Fig.12 Noise spectrum curve of No.12 cavity with nine-slope-hole jet ( $Ma=0.3$ )

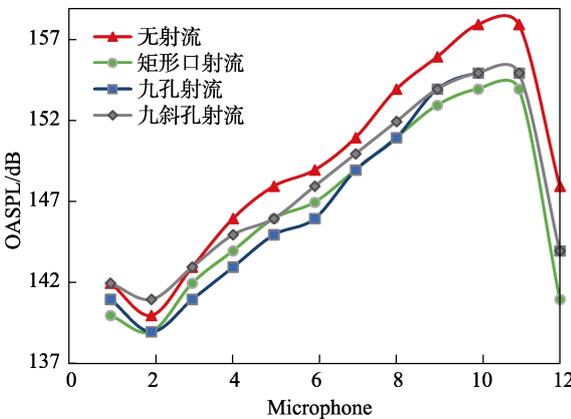


图 13 空腔内总声压级分布曲线 ( $Ma=0.45$ )

Fig.13 Total sound pressure level curves in the cavity ( $Ma=0.45$ )

水平, 降噪效果明显, 后壁噪声总声压级最大降低 4 dB 以上。

图 14—16 为来流速度为 0.45  $Ma$  时三种射流方式与无射流时的空腔内 11 号噪声测点的频谱对比曲线, 由频谱曲线可以看出三种射流方式均能有效地降低并抹平部分空腔的峰值频率处的噪声, 峰值频率处的降噪量大于 5 dB, 此外三种射流方式均能够明显降低空腔噪声的宽频噪声。引起这一结果的主要原因是射流速度与来流速度相匹配, 射流自噪声被来流噪声掩盖, 射流不仅能够抬升剪切层的高度, 而且对剪切层内的流动形式也有一定改变, 剪切层的抬升减弱了剪切层与后壁的碰撞强度, 从而减弱声波的反射, 达到了噪声降低的目标。

图 17 是来流速度为 0.6  $Ma$  时三种射流方式对空腔内噪声测点总声压级分布的影响曲线, 可以看出矩形口射流方式由于其连续性可以整体提升来流剪切层的高度, 因而有较好的降噪效果, 能明显降低空腔底部及后壁噪声, 空腔中部噪声总声压级最大降低 4 dB。另外两种射流方式均使得空腔内噪声更为剧烈, 其主要原因是随着来流速度的提升, 射流的作用明显降低, 且由于九孔之间存在孔间距, 来流可以绕过孔

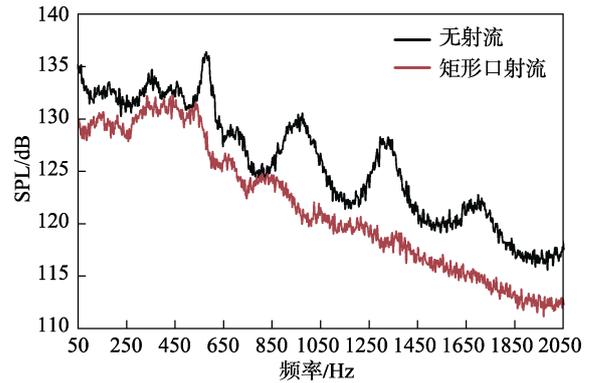


图 14 矩形口射流 11 号噪声测点处频谱曲线 ( $Ma=0.45$ )

Fig.14 Noise spectrum curve of No.11 cavity with rectangular jet ( $Ma=0.45$ )

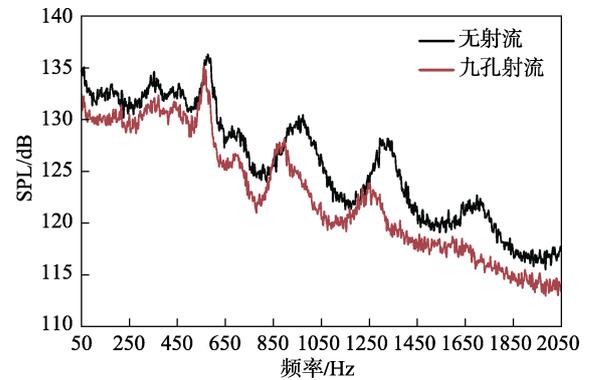


图 15 九孔射流 11 号噪声测点处频谱曲线 ( $Ma=0.45$ )

Fig.15 Noise spectrum curve of No.11 cavity with nine-hole jet ( $Ma=0.45$ )

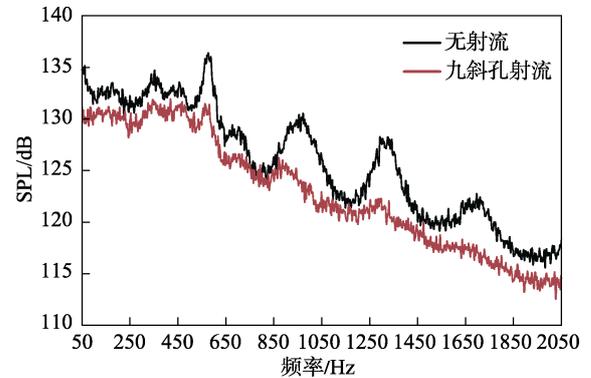


图 16 九斜孔射流空腔 11 号噪声测点处频谱曲线 ( $Ma=0.45$ )

Fig.16 Noise spectrum curve of No.11 cavity with nine-slope-hole jet ( $Ma=0.45$ )

间, 削弱了这两种射流的效果; 此外, 由于射流的引入等效于为来流速度注入更多质量, 从而增强剪切层对后壁的冲击, 声压强度明显增强。

图 18—20 是来流速度为 0.6  $Ma$  时三种射流方式与无射流时的空腔内 11 号噪声测点的频谱对比曲线。由频谱曲线可以看出矩形口射流能有效降低部分空腔的峰值频率处的噪声量级, 第二阶峰值频率处噪声的降噪量大于 3 dB, 另外两种射流方式能够明显增强空腔第二阶峰值频率处噪声的声压级, 且三种射流

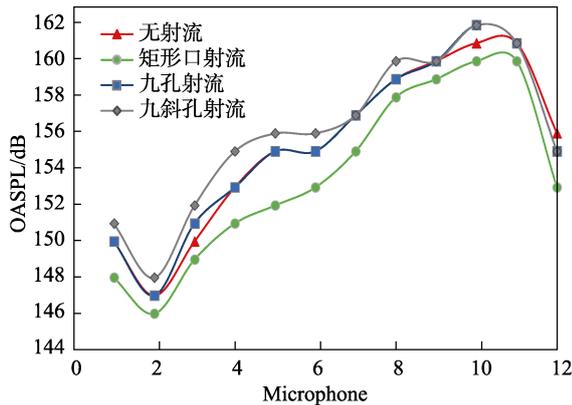


图 17 空腔内总声压级分布 ( $Ma=0.6$ )

Fig.17 Total sound pressure level curves in the cavity ( $Ma=0.6$ )

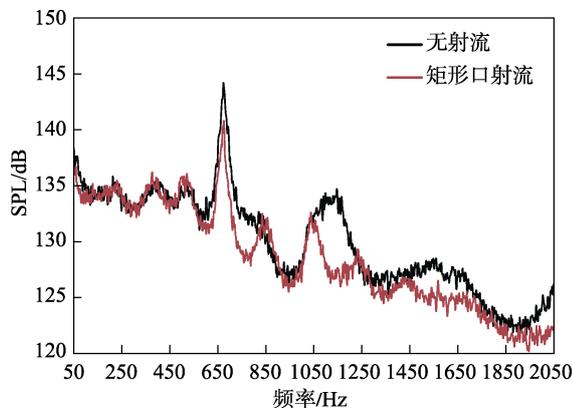


图 18 矩形口射流 11 号噪声测点处频谱曲线对比 ( $Ma=0.6$ )

Fig.18 Comparison of noise spectrum curve of No.11 cavity with rectangular jet ( $Ma=0.6$ )

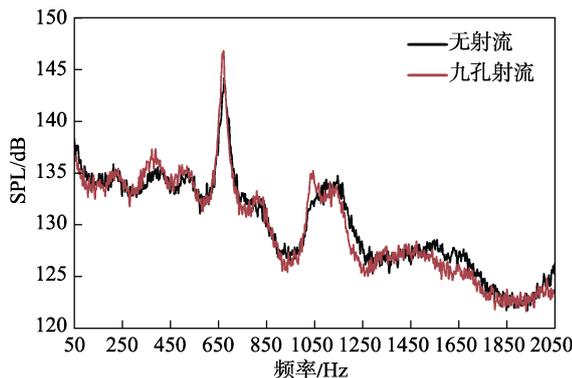


图 19 九孔射流 11 号噪声测点处频谱曲线对比 ( $Ma=0.6$ )

Fig.19 Comparison of noise spectrum curve of No.11 cavity with nine-hole jet ( $Ma=0.6$ )

方式对于空腔的宽频噪声降低不明显。

## 4 结论

1) 开式空腔试验得到的峰值噪声频率与 Rossiter 经验公式计算得到的峰值噪声频率基本相符, 能够利用 Rossiter 经验公式来预估空腔噪声的

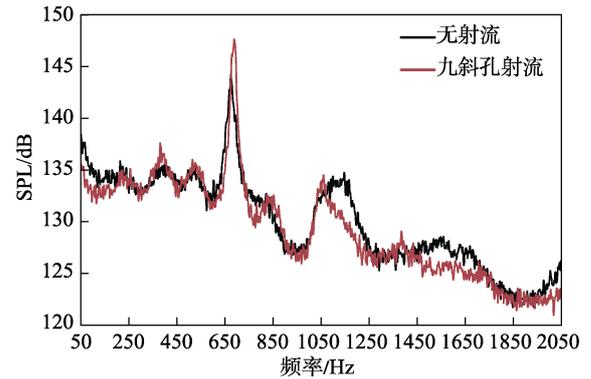


图 20 九斜孔射流 11 号噪声测点处频谱曲线 ( $Ma=0.6$ )

Fig.20 Noise spectrum curve of No.11 cavity with nine-slanted-hole jet ( $Ma=0.6$ )

主要峰值频率。

2) 空腔前缘加不同形式的射流对抑制空腔噪声有较为明显的效果。在来流速度为  $0.3 Ma$  时, 射流对空腔的峰值频率处的降噪效果明显, 对宽频噪声影响较小; 在来流速度为  $0.45 Ma$  时, 射流对空腔的峰值频率处的噪声及宽频噪声的降低均有显著的作用; 在来流速度为  $0.6 Ma$  时, 矩形口射流对空腔的峰值频率处的降噪效果明显, 九孔射流与九斜孔射流明显增强了空腔峰值频率处的噪声水平。

3) 对于同一种射流方式, 射流口压力不变, 来流速度不同, 降噪效果存在较大差异, 说明在来流速度与射流速度之间存在一定匹配关系, 为下一步开展空腔噪声抑制效果与来流速度及射流速度的匹配关系的研究提供了依据。

## 参考文献:

- [1] ROCKWELL D, NAUDASCHER E. Self-sustained Oscillations of Impinging Free Shear Layers[J]. Annual Review Fluid Mechanics, 1979, 11(1): 67-94.
- [2] ROSSITER J E. Wind-tunnel Experiments on the Flow over Rectangular Cavities at Subsonic and Transonic Speeds[J]. ARCR & M, 1964, 1: 3458.
- [3] CATTAFESTA L N, SHUKL A D. Development of an Adaptive Weapons-bay Suppression System[C]//5th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit. [s. l.]: AIAA Paper, 1999.
- [4] HELMHOLTZ H L F. Sensations of Tone[M]. 2nd edition. New York: Dover, 1954.
- [5] NACA TN-3487, KARAMCHETI K. Sound Radiation from Rectangular Cutout[S].
- [6] SLIMON S A, DAVIS D W, WAGNER C A. Far-field Aeroacoustic Computation of Unsteady Cavity Flows[C]//36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. [s. l.]: AIAA Paper, 1998.
- [7] SRINIVASAN S, BAYSAL O. Navier-stokes Calculations of Transonic Flows Past Cavities[J]. Journal of Fluids Engineering, 1991, 113: 368-376.

- [8] BILANINA J, COVERTE E E. Estimation of Possible Excitation Frequencies for Shallow Rectangular Cavities[J]. AIAA Journal, 1973, 11(3): 347-399.
- [9] TAM C K W, BLOCK P J W. On the Tones and Pressure Oscillations Induced by Flow over Rectangular Cavities[J]. Journal of Fluids Mechanics, 1978, 89(2): 373-399.
- [10] ROCKWELL D. Oscillations of Impinging Shear Layers[J]. AIAA Journal, 1983, 21(5): 645-655.
- [11] HELLER H H, BLISS, D B. The Physical Mechanism of Flow Induced Pressure Fluctuations in Cavities and Concepts for Their Suppression[C]//2nd AIAA Aeroacoustics Conference. [s. l.]: AIAA Paper, 1975.
- [12] SHAW L L. Suppression of Aerodynamically Induced Cavity Oscillations[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 1979, 62(S1): 62.
- [13] HAMED A, DAS K, BASU D. Numerical Simulations of Fluidic Control for Transonic Cavity Flows[C]//42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. [s. l.]: AIAA Paper, 2004.
- [14] SAROHIA V, MASSIE P F. Control of Cavity Noise[J]. Journal of Aircraft, 1997, 14(9): 103.
- [15] BUENO P C, CLEMENS N T, DOLLING D S. The Effects of Upstream Mass Injection on a Mach 2 Cavity Flow[C]//40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. [s. l.]: AIAA Paper, 2002.
- [16] ABRAHAM J M, AHMAD D V. Upstream Mass-injection Effects on Cavity Flow Oscillations[C]//AIAA Space 2003 Conference and Exposition. [s. l.]: AIAA Paper, 2003.