

# 零质量射流对开式空腔气动噪声抑制效果分析

杨党国\*, 吴继飞, 罗新福

中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000

**摘要:** 高速开式空腔流动, 腔内存在较复杂的流场结构, 在一定条件下腔内存在较为严重的压力、速度等脉动, 诱发强烈噪声, 声压级(SPL)甚至可高达 170 dB, 对腔内的储藏物与空腔自身结构安全构成较大威胁, 因此开式空腔噪声抑制方法成为争相研究的热点。为此, 对跨、超声速流动条件(马赫数  $Ma=0.9, 1.5$ )下、无零质量射流时开式空腔(长深比  $L/D=6$ )气动声学特性进行了较详细地分析, 并通过综合对比分析空腔底面中心线上的声压级分布和不同测点的声压频谱(SPL)特性, 探讨了不同零质量射流方式对空腔气动噪声的抑制效果。研究表明, 跨声速( $Ma=0.9$ )条件下, 采用的零质量射流对空腔内噪声有一定抑制效果, 使得空腔前部区域声压级降低幅度比后部区域大, 射流出口位于腔前壁上(射流方向平行来流)的射流方式对腔内噪声抑制效果要比射流出口位于腔前壁前(射流方向垂直来流)的射流方式好; 超声速( $Ma=1.5$ )条件下, 采用的零质量射流对空腔内气动声学特性影响很小, 对腔内噪声几乎无抑制效果。

**关键词:** 空腔; 零质量射流; 气动噪声; 抑制方法; 声压级; 声压频谱

**中图分类号:** V211; TB84 **文献标识码:** A

绕空腔流动普遍存在于航空航天飞行器中, 如物体表面的切口、凹槽、燃烧室、飞机起落架舱及空腔等。高速气流流过空腔时, 若满足一定的空气动力学条件和几何条件, 由于腔外剪切流与腔内流动的相互作用, 流动可能出现自激振荡, 出现压力、速度等剧烈脉动, 并产生强烈噪声。已有研究表明腔内噪声声压级(SPL)可达 170 dB, 易引起腔内的装置设备及电子控制器件的振动和结构疲劳、甚至损坏<sup>[1]</sup>。

从 20 世纪 50 年代起, 人们对空腔流动特性做了较多研究<sup>[2-13]</sup>, 指出开式空腔(长深比  $L/D \leq 10$ )内存在强烈噪声, 流动形成自激振荡, 存在多个声压峰值激振频率。为改善空腔流动特性、抑制腔内噪声, 国外学者利用多孔底板进

行了泄压试验<sup>[14]</sup>, Taborda 和 Zhang 等<sup>[15-16]</sup>分别研究了腔内添加一定高度栅栏对空腔流动特性的影响, 结果表明这种控制方式改善了空腔前后部的压力梯度。还有一些学者进行前缘吹气<sup>[17-21]</sup>空腔噪声抑制方法研究, 虽然这些措施很有效, 但结构较复杂, 在飞机上应用受到一定限制。前缘细圆悬杆被动噪声抑制方法<sup>[22-24]</sup>结构简单、安装方便, 但可能使全机阻力增大, 噪声抑制效果普适性较差。

零质量射流是一种基于旋涡运动的流动控制方式, 其本质是将机械振动能量转换成射流流体能量。它的产生不需要气源, 是一种无源射流, 结构简单、安装方便且易于实现。近年来, 国外学者利用零质量射流对空腔流场和声学特性进行控制

收稿日期: 2010-07-16; 退修日期: 2010-10-19; 录用日期: 2011-03-14; 网络出版时间: 2011-03-24 12:01:07

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20110324.1201.007.html

DOI: CNKI:11-1929/V.20110324.1201.007

基金项目: 国家自然科学基金(10972233)

\* 通讯作者. Tel.: 0816-2462268 E-mail: yangdg-cardc@163.com

引用格式: 杨党国, 吴继飞, 罗新福. 零质量射流对开式空腔气动噪声抑制效果分析[J]. 航空学报, 2011, 32(6): 1007-1014. Yang Dangguo, Wu Jifei, Luo Xinfu. Investigation on suppression effect of zero-net-mass-flux jet on aerodynamic noise inside open cavities[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(6): 1007-1014.

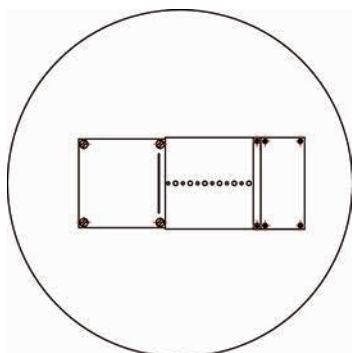
并取得了较丰富的研究成果<sup>[25-29]</sup>。研究结果指出该方法不仅能够有效降低空腔内不同测点的总声压级,也使单调音的声压峰值有明显的降低。近年来,国内学者对零质量射流特性和应用也有较多研究,但将零质量射流用于空腔噪声抑制相关试验的文献很少。作为一种主动流动控制方式,零质量射流特性复杂,影响因素较多,特别是高速流动条件下的控制效果仍是国际上的一个研究热点和难点。

为此,本文将零质量射流应用于高速流动条件下的空腔噪声抑制,通过对比有、无零质量射流后腔内底面中心线上的声压级分布和不同测点的声压频谱(SPFS)特性,综合对比分析了不同零质量射流方式对空腔气动噪声的抑制效果。

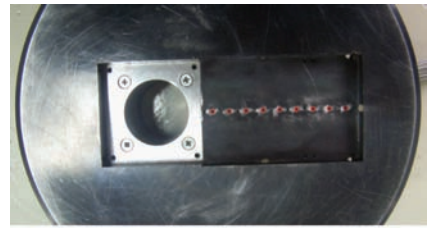
## 1 风洞试验

### 1.1 试验模型与条件

空腔模型长度  $L=60$  mm,宽度  $W=60$  mm,深度  $D=10$  mm,长深比  $L/D=6$ 。空腔底面中心线上布置 9 个动压测点,后壁上 2 个动压测点,依次间隔 10 mm(见图 1(a)和图 1(b))。定义空腔底面为  $Z=0$  平面,指向腔外为正;腔前壁面为  $X=0$  平面,指向腔后壁为正;腔中轴面为  $Y=0$  平面,顺气流方向看,指向右侧为正。活塞安装在空腔模型前端,与活塞相连的控制装置安装在空腔背面圆盘支架上。空腔模型安装在风洞侧壁上,流动控制装置安装在风洞驻室内(见图 1(c))。试验迎角、侧滑角和滚转角均为  $0^\circ$ 。试验运行马赫数  $Ma$  为 0.9 和 1.5,基于每米



(a) Sketch of test model



(b) Photograph of cavity



(c) Photograph of cavity in wind tunnel

图 1 空腔试验模型

Fig. 1 Test model of cavity

的雷诺数分别为  $1.73 \times 10^7$  和  $2.26 \times 10^7$ ,在空腔前缘贴有宽为 3 mm 的粗糙带,以获得湍流边界层。

狭缝型射流出口长度均为 40 mm,安装位置分为在堵块上表面和侧面两种(见图 2),射流出口代号和相关参数见表 1。

表 1 射流堵块参数

Table 1 Parameters of jet blocks

Parameter	Symbol of jet block		
	1	2	3
Exit shape	Slit	Slit	Slit
Jet orientation	Vertical freestream	The angle of exit and fore wall of cavity is $45^\circ$	Vertical fore wall of cavity
Distance of exit and fore wall of cavity/mm	5		
Distance of exit and surface of cavity/mm		2	2
Jet exit thickness/mm	2.5	2.5	2.5
Jet exit width/mm	0.5	1.0	1.0

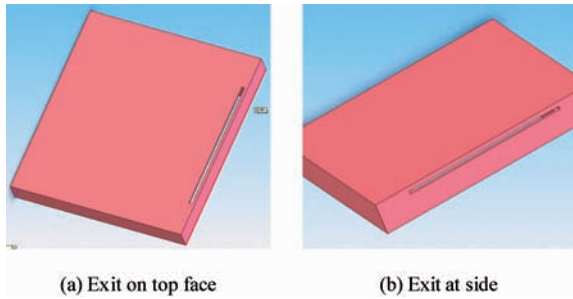


图2 射流出口在射流堵块上的位置示意图  
Fig. 2 Sketch of position of jet installed in jet block

### 1.2 试验设备与仪器

试验风洞是中国空气动力研究与发展中心高速所的 FL-21 风洞。风洞试验段横截面为  $0.6\text{ m} \times 0.6\text{ m}$ ，试验段长度为  $1.775\text{ m}$ ，试验运行马赫数范围为  $0.4 \sim 3.5$ ，跨声速时试验段上下为开孔壁，两侧为实壁，超声速时四壁均为实壁。

脉动压力传感器作用是测量测点的脉动压力信号，采用美国 Endevco 公司型号为 8514-10 的压阻式传感器，量程为  $10\text{ PSI}$ ，固有频率为  $200\text{ kHz}$ ，名义灵敏度为  $4.35 \times 10^{-3}\text{ mV/Pa}$ 。

### 1.3 零质量射流控制系统

活塞式零质量射流控制系统由驱动装置、控制装置、联轴器、偏心飞轮、连杆、活塞和汽缸等组成(见图3)。驱动装置为直流电机，用于提供运动所需的能量；控制装置用于调节活塞运动频率，实现射流频率的控制；联轴器将旋转运动转化为往复直线运动；连杆用于推拉活塞做往复运动，当活塞向上运动时，汽缸内的气体通过射流出口狭缝抽出，

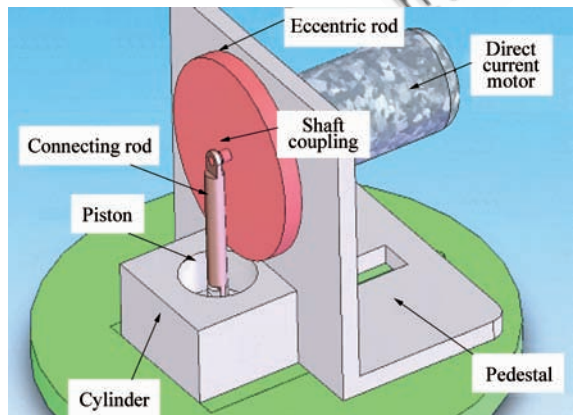


图3 零质量射流控制系统示意图  
Fig. 3 Sketch of zero-net-mass-flux jet system

当活塞向下运动时，气体通过射流出口狭缝吸入汽缸，完成一个周期内净质量流率为零的控制。

## 2 声学参数

动态压力数据上限截止频率取  $1 \times 10^4\text{ Hz}$ ，频域分析的分辨率为  $4.88\text{ Hz}$ ，样本长度为  $1\ 024$ ，取  $32$  个样本做总体平均以减小随机误差。为减少因在时域截断信号而在频域产生的渗漏误差，数据处理时加了海宁窗，并修正了加窗对声压频谱密度幅值带来的影响。信号调节放大系统选用了  $0.1\text{ Hz}$  高通滤波，对信号进行了预处理，即去除了信号中的直流影响因素。

声压级反映接收点压力脉动的强弱特性； $P(F)$  为应用快速傅里叶变换计算得到的动态压力功率谱密度(PSD)，描述动态压力能量随频率的分布；声压频谱反映接收点动态压力能量的频域特性。它们的计算公式分别为

$$\text{SPL} = 10 \lg \frac{(\overline{p'})^2}{p_{\text{ref}}^2} \quad (1)$$

$$\text{PSD} = P(F) = \lim_{\Delta F \rightarrow 0} \left( \frac{1}{\Delta F} \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T p'^2(t, F, \Delta F) dt \right) \quad (2)$$

$$\text{SPFS} = 10 \lg \frac{P(F)}{p_{\text{ref}}^2} \quad (3)$$

式中： $(\overline{p'})^2$  为脉动压力的均方根值。

斯特劳哈尔数( $Sr$ )是描述空腔流振荡频率特性的一个无量纲参数，其计算公式为

$$Sr = \frac{FL}{U_{\infty}} \quad (4)$$

式(1)~式(4)中： $F$  为测量点压力脉动的频率； $\Delta f$  为用于分析动态压力频域特性的频率区间； $T$  为数据采集时间； $\overline{p'}$  为动态压力的均方根值，通过将功率谱密度函数  $P(F)$  在接收点压力脉动频率分析范围内积分后开方求得； $p_{\text{ref}}$  为基准声压，对于空气其值为  $20\ \mu\text{Pa}$ ； $U_{\infty}$  为自由来流速度。

## 3 结果分析

图4和图5分别给出了  $Ma=0.9$  时射流堵块1对空腔内声压级分布和声压频谱特性的影响。相比无射流(射流频率为  $0\text{ Hz}$ )时，射流频率为  $40\text{ Hz}$  时，腔前部区域( $0 \leq X/L \leq 0.40$ )内测点声压级有明显降低，腔中后部区域( $0.40 < X/L \leq 1.00$ )内测点声压级变化很小(见图4)，腔前



部测点( $X/L=0.12$ )相同激振频率对应的声压峰值减小较明显(见图(5a)),腔中后部测点(如  $X/L=0.62, 0.95$ )的声压频谱特性变化较小,声压峰值激振频率对应的  $Sr$  变化很小。 $Ma=0.9$  时,垂直来流的射流方式对来流边界层流动特性和结构产生较大影响,从而引起腔上方剪切层形态发生变化,导致剪切层与腔内流动(特别是与腔前部区域流动)相互作用减弱,故腔前部区域测点声压级降低较明显。

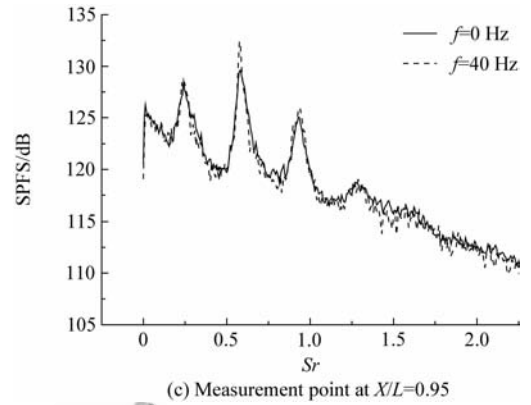


图5 腔内声压频谱特性(堵块1,  $Ma=0.9$ )

Fig. 5 SPFS characteristics for Block 1 at  $Ma=0.9$

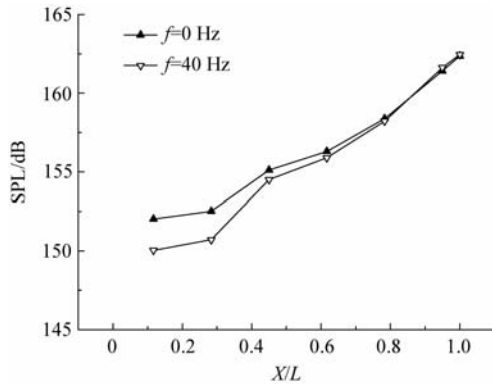
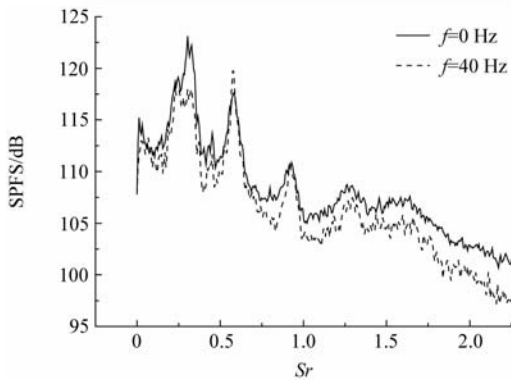
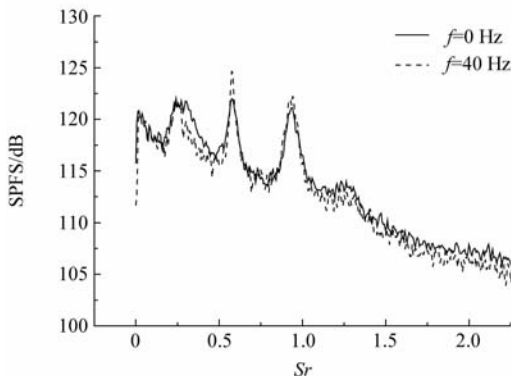


图4 腔内声压级分布(堵块1,  $Ma=0.9$ )

Fig. 4 SPL distribution for Block 1 at  $Ma=0.9$



(a) Measurement point at  $X/L=0.12$



(b) Measurement point at  $X/L=0.62$

图6和图7分别给出了  $Ma=0.9$  时射流堵块2对空腔内声压级分布和声压频谱特性的影响。可看出,射流频率从0 Hz增大到40 Hz时,腔内全部测点的声压级均有不同程度的降低,特别是腔中前部区域( $0 \leq X/L \leq 0.60$ )内测点声压级降低幅度较大(见图6),腔内测点( $X/L=0.12$ )相同离散频率( $Sr$ )对应的声压值均有不同程度的减小(见图7(a)),另外两个测点( $X/L=0.62, 0.95$ )相同离散频率对应的声压值略微减小,分别见图7(b)和图7(c)。 $Ma=0.9$  时,射流堵块2出口位于腔前壁上,射流方向与腔前壁成  $45^\circ$ ,射流对空腔内流动特性和空腔上方剪切层结构影响较大,打破了剪切层内的大涡结构,减弱了脱落涡与腔后壁的撞击作用,且这种影响在  $Ma=0.9$  时能够遍及整个空腔全场,因此,射流堵块2对空腔内全部测点的噪声都有一定的抑制效果。

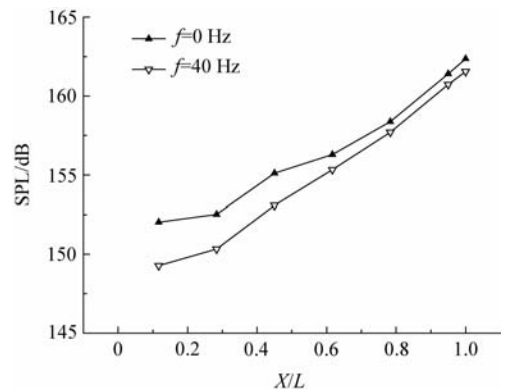
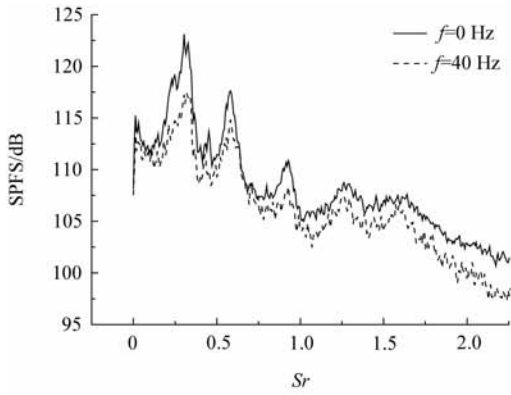
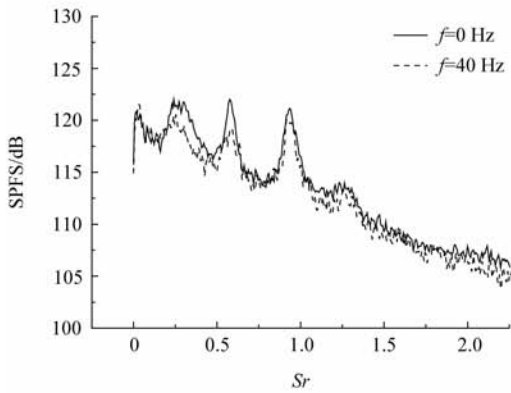


图6 腔内声压级分布(堵块2,  $Ma=0.9$ )

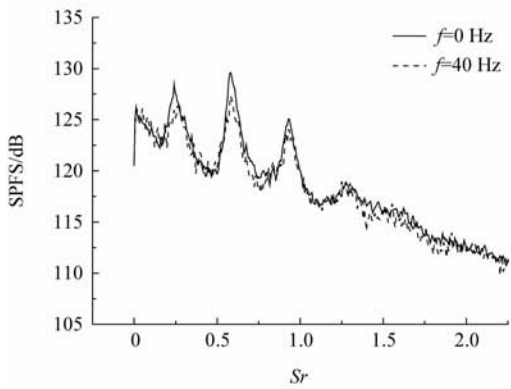
Fig. 6 SPL distribution for Block 2 at  $Ma=0.9$



(a) Measurement point at  $X/L=0.12$



(b) Measurement point at  $X/L=0.62$



(c) Measurement point at  $X/L=0.95$

图 7 腔内声压频谱特性(堵块 2,  $Ma=0.9$ )

Fig. 7 SPFS characteristics for Block 2 at  $Ma=0.9$

图 8 和图 9 分别给出了  $Ma=0.9$  时射流堵块 3 对空腔内声压级分布和声压频谱特性的影响。可看出,相比无射流存在时,射流频率为 40 Hz 时,腔内全部测点的声压级均有不同程度的降低,腔中前部区域测点声压级降低幅度较大,比腔后部区域测点降低明显(见图 8),腔中前部区域测点( $X/L=0.12, 0.62$ )相同离散频

率对应的声压值均有较明显减小(见图 9(a)和图 9(b)),腔后部测点( $X/L=0.95$ )的声压频谱特性变化较小。射流堵块 3 射流出口位于腔前壁上,射流方向垂直于腔前壁,同射流堵块 2 一样,射流对腔内流动特性和空腔上方剪切层结构有一定影响, $Ma=0.9$  时这种影响能够传播至腔后部区域,引起腔内全部测点声压值均有不同程度的降低。

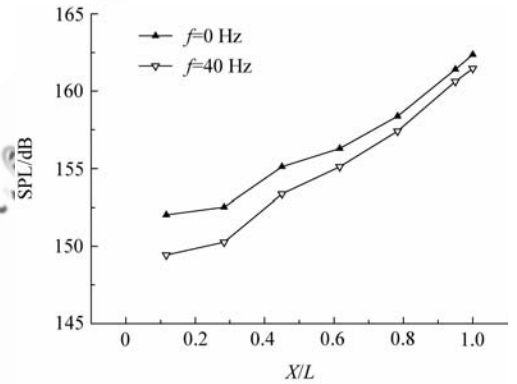
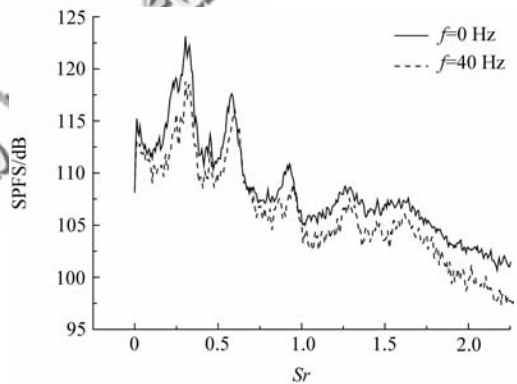
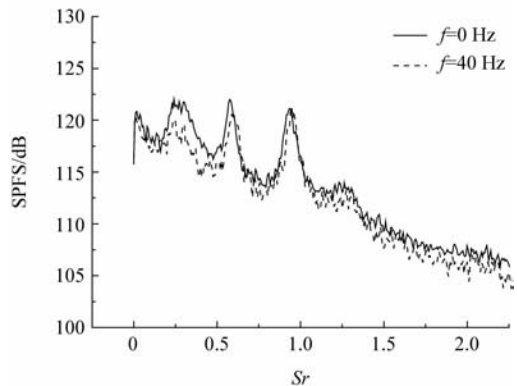


图 8 腔内声压级分布(堵块 3,  $Ma=0.9$ )

Fig. 8 SPL distribution for Block 3 at  $Ma=0.9$



(a) Measurement point at  $X/L=0.12$



(b) Measurement point at  $X/L=0.62$

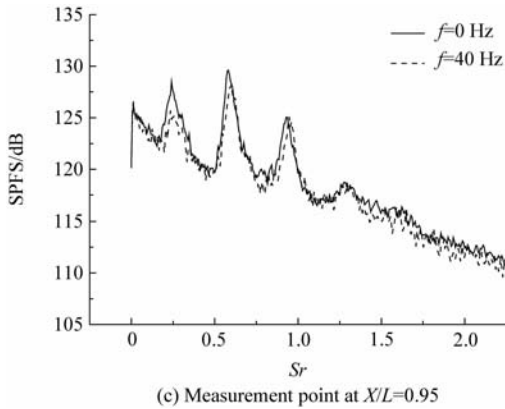
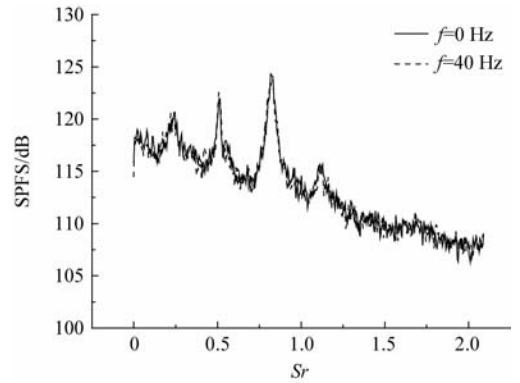
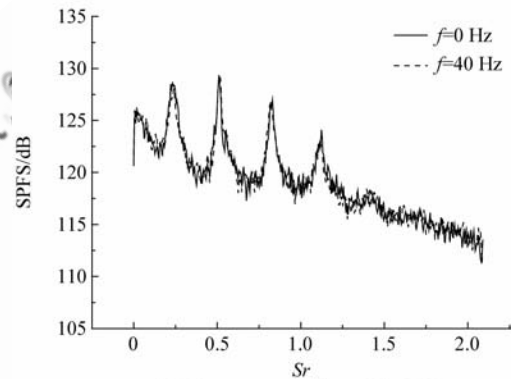
(c) Measurement point at  $X/L=0.95$ (b) Measurement point at  $X/L=0.62$ 

图9 腔内声压频谱特性(堵块3,  $Ma=0.9$ )  
Fig. 9 SPFS characteristics for Block 3 at  $Ma=0.9$

图10和图11分别给出了 $Ma=1.5$ 时射流堵块3对空腔内声压级分布和声压频谱特性的影响。可看出,超声速流动条件下( $Ma=1.5$ ),射流频率为0 Hz和40 Hz时,腔内声压级分布变化趋势和量值都基本相同,腔内3个测点的声压频谱特性也基本类似,表明采用的零质量射流对腔内

(c) Measurement point at  $X/L=0.95$ 图11 腔内声压频谱特性(堵块3,  $Ma=1.5$ )Fig. 11 SPFS characteristics for Block 3 at  $Ma=1.5$ 

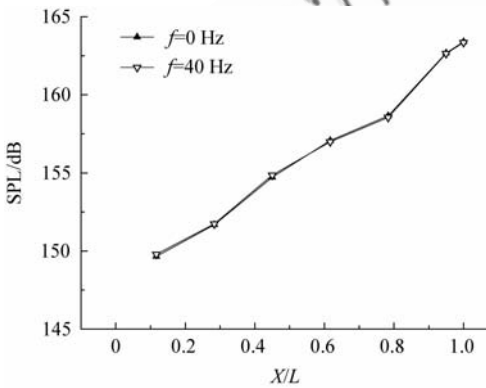
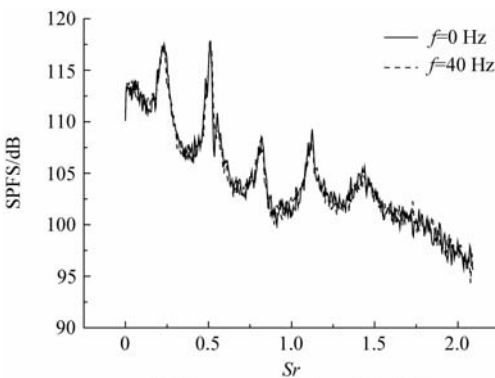
气动声学特性影响较小。其主要原因可能是,超声速时空腔前缘边界层厚度较小,腔前后缘存在压缩波或激波,腔内噪声较强烈,射流能量略显不足,对腔内剪切层和流场结构影响较小,故零质量射流对腔内气动噪声抑制效果较差。

#### 4 结论

(1) 跨声速( $Ma=0.9$ )条件下,零质量射流对空腔内噪声有一定抑制效果,且腔前部区域声压级降低幅度比后部区域大,射流出口位于腔前壁上的射流方式对腔内噪声的抑制效果比射流出口垂直来流的方式要好。

(2) 超声速( $Ma=1.5$ )条件下,零质量射流对空腔内气动声学特性影响较小,对腔内噪声几乎无抑制效果。

(3) 本文零质量射流对空腔内噪声抑制初显成效,为下一步开展更深入的空腔噪声抑制技术研究提供了参考和借鉴。

图10 腔内声压级分布(堵块3,  $Ma=1.5$ )Fig. 10 SPL distribution for Block 3 at  $Ma=1.5$ (a) Measurement point at  $X/L=0.12$

## 参 考 文 献

- [1] Heller H H, Bliss D B. Aerodynamically induced pressure oscillations in cavities-physical mechanisms and suppression concepts[R]. AFFDL-TR-74-133, 1975.
- [2] Meganathan A J, Vakili A D. An experimental study of open cavity flows at low subsonic speeds[R]. AIAA-2002-0280, 2002.
- [3] Hamed A, Basu D, Das K. Detached eddy simulations of supersonic flow over cavity[R]. AIAA-2003-549, 2003.
- [4] Ashcroft G B, Takeda K, Zhang X. A numerical investigation of the noise radiated by a turbulent flow over a cavity[J]. Journal of Sound and Vibration, 2003, 265(1): 43-60.
- [5] Chang K S, Park S O. Hybrid RANS/LES simulation of deep cavity flow[R]. AIAA-2004-53, 2004.
- [6] Hamed A, Das K, Basu D. Numerical simulations of fluidic control for transonic cavity flows[R]. AIAA-2004-429, 2004.
- [7] Bertier N, Courbet B, Dutoya D, et al. Large-eddy simulation of a subsonic flow over a cavity on general unstructured grids[R]. AIAA-2004-679, 2004.
- [8] Rowley C W, Juttijudata V, Williams D R. Cavity flow control simulations and experiments [R]. AIAA-2005-0292, 2005.
- [9] Rubio G, de Roeck W. Numerical study of noise generation mechanisms in rectangular cavities[C]// Proceedings of the Euromech Colloquium 467 Turbulent Flow and Noise Generation. 2005.
- [10] 罗柏华. 二维高亚声速空腔流激振荡的数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2002, 20(1): 84-88.  
Luo Baihua. Numerical simulation of 2D high subsonic cavity flow oscillation [J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2002, 20(1): 84-88. (in Chinese)
- [11] 侯中喜, 易仕和, 王承尧. 超声速开式空腔流动的数值模拟[J]. 推进技术, 2001, 22(5): 400-403.  
Hou Zhongxi, Yi Shihe, Wang Chengyao. Numerical analysis of supersonic open cavity[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(5): 400-403. (in Chinese)
- [12] 李晓东, 刘靖东, 高军辉. 空腔流激振荡发声的数值模拟研究[J]. 力学学报, 2006, 38(5): 599-604.  
Li Xiaodong, Liu Jingdong, Gao Junhui. Numerical simulation of flow-induced oscillation and sound generation in a cavity[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2006, 38(5): 599-604. (in Chinese)
- [13] 杨党国, 范召林, 李建强, 等. 弹舱流动特性数值模拟及风洞试验研究[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(3): 378-383.  
Yang Dangguo, Fan Zhaolin, Li Jianqiang, et al. Studies on flow characteristics of cavity by numerical simulation and wind tunnel test[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2009, 27(3): 378-383. (in Chinese)
- [14] Wilcox F J. Experimental investigation of porous-floor effects on cavity flow fields at supersonic speeds [R]. NASA-TP-3032, 1990.
- [15] Taborda N, Bray D, Knowles K. Passive control of cavity resonances in tandem configurations [R]. AIAA-2001-2770, 2001.
- [16] Zhang J, Morishita E, Okunuki T, et al. Experimental and computational investigation of supersonic cavity flows [R]. AIAA-2001-1755, 2001.
- [17] Rona A, Brooksbank E J. Injection parameters for an effective passive control of cavity flow instability [R]. AIAA-2002-0119, 2002.
- [18] Meganathan A J, Vakili A D. Upstream mass-injection effects on cavity flow oscillations(PIV measurements and numerical simulations)[R]. AIAA-2003-0224, 2003.
- [19] Rona A. Control of transonic cavity flow instability by streamwise air injection[R]. AIAA-2004-682, 2004.
- [20] Sahoo D, Annaswamy A, Zhuang N, et al. Control of cavity tones in supersonic flow [R]. AIAA-2005-793, 2005.
- [21] Lada C, Kontis K. Fluidic control of cavity configurations at subsonic and supersonic speeds[R]. AIAA-2005-1298, 2005.
- [22] Smith B R, Welterlen T J, Maines B H, et al. Weapons bay acoustic suppression from rod spoilers[R]. AIAA-2002-0662, 2002.
- [23] Arunajatesan S, Shipman J D, Sinha N, et al. Mechanisms in high-frequency control of cavity flows [R]. AIAA-2003-0005, 2003.
- [24] Ukeiley L S, Ponton M K, Seiner J M, et al. Suppression of pressure loads in cavity flows [J]. AIAA Journal, 2004, 42(1): 70-79.
- [25] Williams D R, Drazen F, Morrow J. Experiments on controlling multiple acoustic modes in cavities [R]. AIAA-2000-1903, 2000.
- [26] Amitay M, Smith D R, Kibens V, et al. Aerodynamic flow control over an unconventional airfoil using synthetic jet actuators[J]. AIAA Journal, 2001, 39(3): 361-370.
- [27] Rowley C W, Williams D R. Control of forced and self-sustained oscillations in the flow past a cavity[R]. AIAA-2003-0008, 2003.
- [28] Debiassi M, Yan P, Little J, et al. An experimental study of subsonic cavity flow-physical understanding and control [R]. AIAA-2004-2123, 2004.
- [29] Efe M O, Debiassi M, Yan P, et al. Control of subsonic cavity flows by neural networks-analytical models and experimental validation[R]. AIAA-2005-294, 2005.

作者简介:

杨党国(1980—) 男,博士,助理研究员。主要研究方向:气动声学及流动控制。

Tel: 0816-2462268

E-mail: yangdg-cardc@163.com

## Investigation on Suppression Effect of Zero-net-mass-flux Jet on Aerodynamic Noise Inside Open Cavities

YANG Dangguo<sup>\*</sup>, WU Jifei, LUO Xinfu

State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China

**Abstract:** Complex unsteady flow characteristics and flow-field structures occur in a high speed flow past open cavities, such as fluctuating pressure and velocity. Some sound pressure level (SPL) inside the cavities can reach 170 dB, which may damage certain installed apparatuses inside the cavity and its structural components. Noise suppression for open cavities is therefore a focus of research. This paper presents an analysis of the aero-acoustic characteristics inside an open cavity of a length-depth ratio ( $L/D$ ) of 6 with or without a zero-net-mass-flux jet at Mach numbers of 0.9 and 1.5. The suppression effects of different zero-net-mass-flux jets on aerodynamic noise are discussed by analyzing the sound pressure level distribution on the centerline of the cavity floor and the sound pressure frequency spectrum (SPFS) characteristics at different measurement points. The results indicate that the jet can suppress aerodynamic noise inside the cavity, and that, at a Mach number of 0.9, it is more effective in SPL reduction in the front range of the cavity than in the rear. The suppression effect of the jet on the aerodynamic noise within the cavity is better when its exit is on the cavity-fore-face, with its direction parallel to the free-stream, than when its exit is in front of the cavity-fore-face with its direction vertical to the free-stream. The jet has little effect at a Mach number of 1.5.

**Key words:** cavity; zero-net-mass-flux jet; aerodynamic noise; suppression method; sound pressure level; sound pressure frequency spectrum

Received: 2010-07-16; Revised: 2010-10-19; Accepted: 2011-03-14; Published online: 2011-03-24 12:01:07

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20110324.1201.007.html DOI: CNKI:11-1929/V.20110324.1201.007

Foundation item: National Natural Science Foundation of China(10972233)

\* Corresponding author. Tel.: 0816-2462268 E-mail: yangdg-cardc@163.com