

超声速来流边界层厚度对浅腔声学特性的影响

杨党国, 李建强, 范召林, 罗新福, 蒋卫民

(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, 绵阳 621000)

摘 要: 通过分析不同来流边界层厚度与空腔深度比(δ/D)下腔内中心线上的脉动声压级的分布和不同测点的声压频谱特性, 讨论了超声速来流边界层厚度对浅腔(长深比分别为 12 和 15)声学特性的影响. 试验来流马赫数为 1.5, 基于每米的雷诺数为 2.26×10^7 . 结果表明, δ/D 减小导致浅腔内的噪声更加强烈, 腔前后部的声压级分布更不均匀; 除了个别离散频率外, 腔内不同测点其余离散频率对应的声压级都有不同程度的增大. δ/D 减小引起空腔前部和后部区域几乎整个离散频率范围内的噪声声压级有明显升高; 因超声速浅腔流动, 腔中部产生的激波的干扰因素的影响, 边界层流动特性对浅腔中部区域的声学特性影响较小.

关 键 词: 浅腔; 边界层厚度; 声学特性; 超声速; 声压级; 声压频谱

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Shallow cavity noise influencing by boundary-layer thickness at supersonic speeds

YANG Dang guo, LI Jian qiang, FAN Zhao lin,
LUO Xin fu, JIANG Wei min

(State Key Laboratory for Aerodynamics,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: An experimental investigation had been constructed to perform effects of boundary-layer thickness on shallow cavity noise characteristics, and sound pressure level (SPL) distributions and sound pressure frequency spectrum (SPFS) characteristics inside shallow cavities with length to depth ratios of 12 and 15 at supersonic speeds were analyzed. The data presented herein was obtained over a Mach number of 1.5 at a Reynolds number of 2.26×10^7 per meter. The results show that decrease in ratios of the boundary-layer thickness to the cavity depth (δ/D) causes flow oscillation amplification, noise enhancement inside the shallow cavities. Decrease in δ/D leads to obvious increases in SPL in the most frequencies at different positions measurement in the forward and rearward of the shallow cavities. Shock waves in the middle of the shallow cavities which induced by supersonic free stream flow disturb the flow structure, which makes boundary layer flow characteristics has few influences on the aeroacoustic characteristics in the middle of the shallow cavities. Generally, decrease in boundary-layer thickness has significant influences on flow oscillations and noise characteristics of shallow cavity at supersonic speeds.

Key words: shallow cavity; boundary layer thickness; noise characteristics;
supersonic speeds; sound pressure level; sound pressure frequency spectrum

高速空腔流动涉及了非定常分离流、涡动力学、剪切层不稳定性、紊流剪切层中相干结构及声与流动相互作用等许多基本的流体力学前沿问题;超声速空腔流动,当满足一定的空气动力学和几何条件时,腔外剪切流与腔内流动相互作用,流动可能出现自持振荡,并伴随压力等剧烈脉动,产生较强烈噪声,如飞行器武器舱内噪声声压级可高达 170 dB,给舱内安装系统、储藏物与空腔自身结构带来了较严重的结构振动和疲劳损坏^[1]。

早期 Hemsch, Stallings 等人依据腔内静态压力分布按长深比(L/D)不同将空腔流动大致分为三种主要流动类型,即闭式流动($L/D > 13$)、过渡式流动($10 \leq L/D \leq 13$)和开式流动($L/D < 10$)^[2-4]。浅腔一般指长深比较大的空腔,普遍存在于航空航天领域,主要涵盖了闭式和过渡式空腔,流动特征是腔内存在膨胀波、激波/激波的相互干扰,具有较复杂的流场结构。上世纪 50 年代起,国外对空腔声学特性进行了大量的试验研究,内容涵盖了亚跨超声速^[5-8]。数值研究空腔非定常流动特性也得到了广泛开展^[9-10]。国内对空腔流动特性的研究起步较晚,主要是数值模拟研究^[11-13],试验研究相对较少,中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所的杨党国等人对空腔流动特性和声学特性做了一些研究^[14-15],并初步建立了高速风洞空腔内噪声测量方法,取得了一些初步的成果。随着流动显示技术的发展和计算气动声学方法的兴起,对空腔噪声产生机理的研究越来越多,但对空腔内剪切层中涡脱落、自激振荡产生机理和噪声影响因素等仍未达成一致解释。本文利用浅腔(过渡式和闭式空腔长深比分别为 12 和 15)底面中心线上不同测点测得的动态压力信息,通过对比分析两期试验结果,研究了超声速来流边界层厚度对浅腔绕流声学特性的影响。

1 风洞、模型与仪器

1.1 试验风洞

试验风洞为中国空气动力研究与发展中心高速所代号为 FL-21 的半回流暂冲式亚跨超三声速风洞。试验段截面积为 $0.6 \text{ m} \times 0.6 \text{ m}$, 长 1.775 m。马赫数 Ma 范围为 0.4~3.5。亚跨声速试验时,试验段上下壁板为开闭比 22.5% 的直孔壁板,两侧壁为实壁;超声速时,试验段四壁均为实壁。跨超声速试验时上下壁均有 0.5° 的扩张角。

1.2 试验模型

两期试验脉动压力测点均布置在空腔底面中心线上。一期模型长度 L , 宽度 W 和深度 D 分别为 0.15, 0.056 m 和 0.01 m, 模型直接安装在风洞侧壁上,试验过程中保持其 W 和 D 不变,通过在后端添加矩形块的方法来改变 L 实现 L/D 变化;二期采用空腔-平板模型,模型 L , W 和 D 分别为 0.267, 0.104 m 和 0.0178 m, 模型安装在矩形平板上,平板安装在风洞的侧壁,在试验过程中保持 L 和 W 不变,通过一个丝杠带动底板方法改变 D 实现 L/D 变化。两期模型风洞试验照片见图 1。

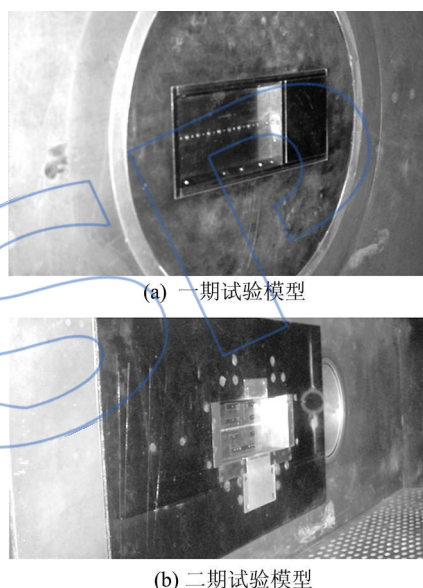


图 1 风洞试验模型照片

Fig. 1 Photographs of the test models

1.3 试验条件

试验迎角、侧滑角和滚转角均为 0° , 来流马赫数为试验马赫数 Ma 为 1.5, 基于每米的雷诺数为 2.26×10^7 , 空腔长深比(L/D)分别为 12 和 15。

1.4 试验仪器

动态压力传感器作用是测量测点的脉动压力信号, 其是 Endevco 公司的型号为 8514-10 的压阻式传感器, 量程约为 68 kPa, 固有频率约为 200 kHz, 灵敏度约为 $4.35 \times 10^{-3} \text{ mV/Pa}$ 。

1.5 边界层厚度测量

为获得湍流边界层, 第一期试验采用在风洞侧壁试验段入口处粘贴粗糙带的方法进行人工扰动, 第二期试验采用在平板前缘粘贴粗糙带的方

法进行人工转捩,粗糙带的宽度均为 3 mm. 为了确定空腔模型入口处的边界层厚度,第一期试验采用总压耙的办法测量总压分布,第二期试验采用单点皮托管移动的方法进行总压分布的测量.

2 声学数据处理

数据分析的上限截止频率为 1×10^4 Hz, 频域分辨率为 4.88 Hz, 样本长度为 1 024, 取 32 个样本作总体平均以减小随机误差. 同时, 为了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的影响. 试验中信号调节放大系统选用了 0.1 Hz 高通滤波, 对信号进行了预处理, 即去除了信号中的直流成份. 声压级 L_{sp} (sound pressure level, 简称 SPL) 反映接收点压力脉动的强弱特性; D_{sp} 为应用快速傅里叶变换计算得到的脉动压力功率谱密度函数 (power spectrum density, 简称 PSD), 描述脉动压力能量随频率的分布; 声压频谱 F_{sp} (sound pressure frequency spectrum, 简称 SPFS) 反映接收点脉动压力能量的频域特性. 斯特劳哈尔数 Sr 是描述空腔流激振荡频率特性的一个无量纲参数. 上述声学参数的计算公式分别如下:

$$L_{sp} = 10 \lg \frac{\overline{p^2}}{p_{ref}^2} \tag{1}$$

$$D_{sp} = \lim_{\Delta f \rightarrow 0} \frac{1}{\Delta f} \left[\lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T p^2(t, f, \Delta f) dt \right] \tag{2}$$

$$F_{sp} = 10 \lg \frac{D_{sp}}{p_{ref}^2} \tag{3}$$

$$Sr = \frac{fL}{U_{\infty}} \tag{4}$$

其中 f 是测量点的压力脉动的频率; Δf 是用于分析脉动压力频域特性的频率区间; T 是数据的采用时间; $\overline{p^2}$ 是脉动压力的均方根值, 其是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的; p_{ref} 为基准声压, 对于空气其值为 20 μ Pa; U_{∞} 是自由来流速度; L 是空腔长度.

3 结果分析

3.1 分析参数

两期试验模型的宽深比 W/D 不同, 依据文献[3]和本次试验结果可知, W/D 对空腔中心线上的声学特性影响较小. 因此, 当马赫数 Ma 和

L/D 相同时, 两期试验结果的差异主要来自于边界层厚度与空腔深度比 δ/D , 见表 1.

表 1 边界层厚度与空腔深度比

Table 1 Boundary layer thickness to cavity depth ratios

L/D	δ/D	
	一期试验	二期试验
12	2.4	0.25
15	2.4	0.31

3.2 过渡式空腔

图 2 给出了马赫数为 1.5 时 ($L/D=12$) 的过渡式空腔的流场结构和声学特性. 超声速时过渡式空腔流动, 来流剪切层在空腔前缘处分离向腔内膨胀, 并在腔前壁处形成膨胀波, 随后剪切层继续向空腔下游流动, 并在空腔中部撞击空腔底面后随即向外偏折离开空腔, 在腔中部形成了一道激波, 随后剪切层继续向下游运动并与腔后壁发生碰撞, 在移出空腔时在腔后壁形成了膨胀波, 腔内流动被激波分成了两个区域 (见图 2(a)). δ/D 不同, 腔内声压级从腔前壁逐渐递增到后壁, 分布规律基本相同, 量值上存在差异; 原因可能是 δ/D 减小, 剪切层内气流的平均速度增大, 剪切层与腔内流动相互作用的能量增加, 从而引起腔内 (除了腔前缘 $0 < X/L < 0.15$) 的声压级 SPL 增大, 如图 2(b) 所示. 由于剪切层与后壁相撞产生的声波向腔前缘的反馈回路受到腔中部激波的限制, 不能完全到达空腔前缘激发新的剪切层涡脱落与腔后壁发生再次碰撞产生噪声, 因此腔内的自激振荡受到干扰, 故而声压频谱图上几乎没有出现声压峰值频率. δ/D 减小, 除了使得腔内前部区域的测点 1 ($X/L=0.12$) 在 $0 < Sr < 0.1$ 范围内声压级略微降低外, 其余离散频率对应的声压级均有较大幅度的增大; δ/D 减小, 使得腔中部的测点 2 ($X/L=0.62$) 和腔后部的测点 3 ($X/L=0.95$) 的声压级在整个激振频率范围内 ($0 < Sr \leq 2.0$) 不同离散频率对应的声压级都有明显升高 (特别是对测点 3 而言), 如图 2(c) 所示. 可见, δ/D 减小使得过渡式空腔内的噪声更加强烈, 且不同离散频率对应的噪声声压级普遍升高 (特别是腔前部和后部区域更明显), 引起这种现象的主要原因是来流边界层流动特性直接影响空腔前部区域的流动力学特性, 边界层厚度相对腔深度减小, 导致剪切层内的流动与腔内流动作用的能量增大, 使得空腔内的噪声更强烈, 且不同离散频率对应的声压级均有不同程度的升高.

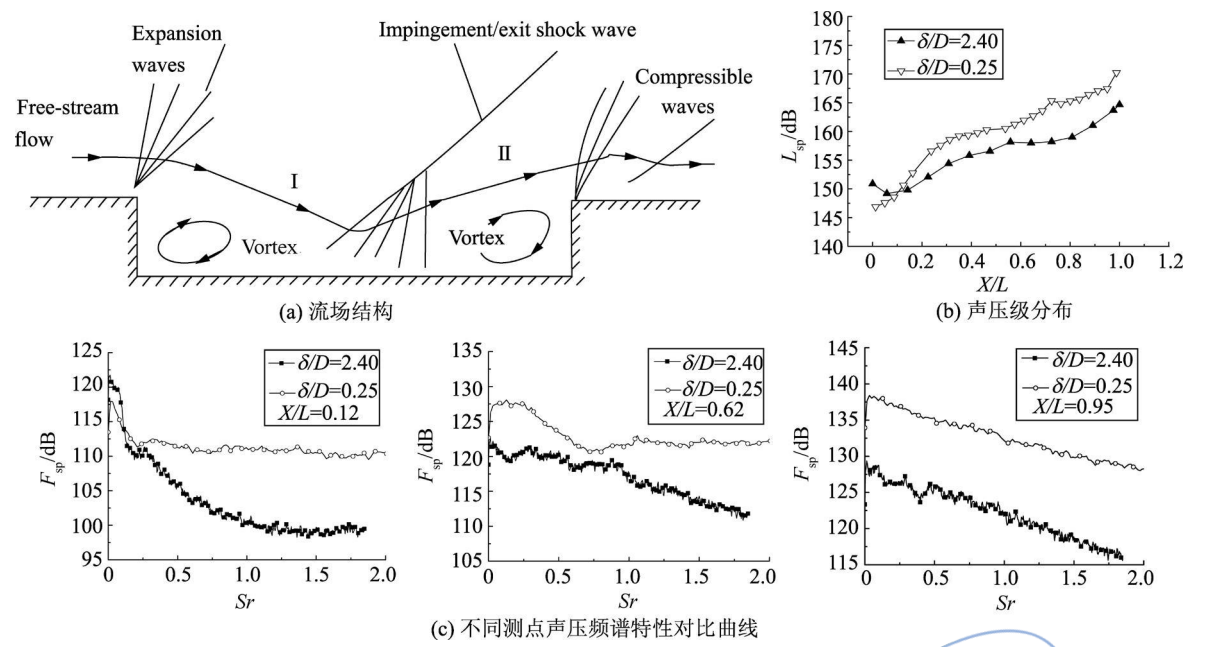


图 2 过渡式空腔流动声学特性 ($L/D = 12$)

Fig. 2 Aeroacoustic characteristics of transitional cavity flow ($L/D = 12$)

3.3 闭式空腔

马赫数为 1.5 时闭式空腔流动 ($L/D = 15$) 的流场结构、腔内中心线上的声压级分布及不同测点的声压频谱特性如图 4 所示. 超声速来流流经闭式空腔前缘时向腔内膨胀, 并形成膨胀波; 在腔中部由于剪切层与腔底面的撞击和脱离, 形成了两道激波; 剪切层继续流动, 与腔后壁发生碰撞产生噪声, 且腔内流动被两道激波分成了三个区域,

在腔前壁后和后壁前的区域分别形成了涡 (见图 3(a)). 声压级在第 I 区域 (腔前壁后) 稍微降低, 而后逐渐增大, 在第 II 区域内 (两道激波之间) 流动受腔前缘来流剪切层向腔内膨胀和腔后壁声波反馈的影响较小, 故在腔中部声压级变化较小, 出现了平台; 在第 III 区域 (腔后壁前) 声压级再次升高至后壁最大值 (见图 3(b)). 同理 δ/D 的变化对腔内不同测点的声压频谱特性产生了重要影响,

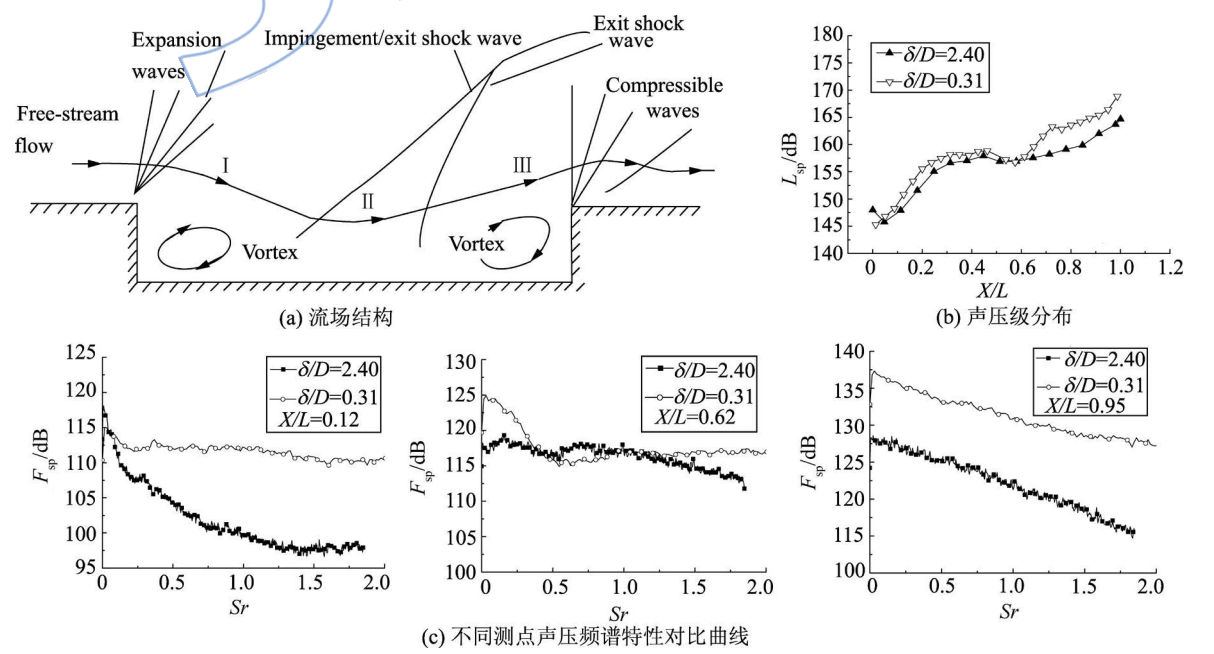


图 3 闭式空腔流动声学特性 ($L/D = 15$)

Fig. 3 Aeroacoustic characteristics of closed cavity flow ($L/D = 15$)

δ/D 减小主要引起了测点 1 ($X/L = 0.12$) 在高频区域 ($0.1 < Sr < 2.0$) 内的声压级升高; δ/D 减小引起测点 2 ($X/L = 0.62$) 在 $0 < Sr \leq 0.4$ 范围内的声压级有不同程度升高, $0.4 < Sr < 1.0$ 范围内的声压级略微降低, $1.0 \leq Sr < 2.0$ 范围内的声压级有所增大; δ/D 减小引起测点 3 ($X/L = 0.95$) 在整个激振频率范围 ($0 < Sr < 2.0$) 内的声压级都有明显升高, 如图 3(c) 所示. 因超声速流在闭式空腔内形成了两道激波, 它们阻断了腔后壁的噪声通过腔中部向前缘的传播, 限制了反馈回路的形成, 从而在空腔内未出现声压峰值频率, 流动未形成自持振荡. 可见, δ/D 减小, 主要是起了闭式空腔前部和后部流动区域的噪声更加强烈, 且不同激振频率对应的噪声声压级 (SPL) 均有不同程度的升高; 因腔中部激波影响, δ/D 减小对腔中部区域的声学特性影响较小.

4 结 论

通过分析马赫数为 1.5 时不同来流边界层厚度与空腔深度比 (δ/D) 下腔内中心线上的声压级的分布和不同测点的声压频谱特性, 讨论了超声速来流边界层厚度对浅腔声学特性的影响. 研究结果表明, 来流边界层厚度对浅腔声学特性有重要的影响. δ/D 减小导致过渡式空腔和闭式空腔内的噪声更加强烈, 除了在个别离散频率下的脉动声压级降低外, 大部分离散频率对应的声压级都有较明显的升高, 腔前后部的声压级分布更不均匀; 且 δ/D 减小引起浅腔前部区域的较高频率范围内 ($0.1 < Sr < 2.0$) 的声压级升高; 因超声速流动浅腔中部有激波产生, 导致来流边界层特性因激波干扰对腔中部的声学特性影响较小; δ/D 减小对浅腔后部区域的声学特性影响较大, 引起了整个激振频率范围内不同离散频率对应的声压级都有较明显的升高, 且增加的幅度基本相等. 总之, 超声速流动条件下浅腔前缘边界层流动特性改变 (如 δ/D 减小) 对浅腔内的流激振荡与声学特性产生了较大的影响.

参考文献:

- [1] Shaw L L, Clark R, Talmadge D, et al. F 111 generic weapons bay acoustic environment[R]. AIAA 1987-0168, 1987.
- [2] Hensch M J. 战术导弹空气动力学基本论题[M]. 洪金森, 译. 北京: 宇航出版社, 1999.
- [3] Stallings R L, Jr, Forrest D K. Separation characteristics of internally carried stores at supersonic speeds[R]. NASA-TP 2993, 1990.
- [4] Wilcox F, Jr. Experimental investigation of porous floor effects on cavity flow fields at supersonic speeds[R]. NASA-TP-3032, 1990.
- [5] Murray R C, Elliott G S. Characteristics of the compressible shear layer over a cavity[J]. AIAA Journal, 2001, 39(5): 846-858.
- [6] Gloerfelt X, Bogey C, Bailly C, et al. Aerodynamic noise induced by laminar and turbulent boundary layers over rectangular cavities[R]. AIAA Paper 2002-2476, 2002.
- [7] Ukeiley L, Murray N. Velocity and surface pressure measurements in an open cavity[R]. Experiments in Fluids, 2005, 38: 656-671.
- [8] Lada C, Kontis K. Fluidic control of cavity configurations at subsonic and supersonic speeds[R]. AIAA 2005-1298, 2005.
- [9] Aradag S, Yan H, Knight D. Energy deposition in supersonic cavity flow[R]. AIAA 2004-514, 2004.
- [10] Aradag S, Knight D. Simulation of supersonic flow over a cavity[R]. AIAA 2005-848, 2005.
- [11] 夏刚, 王承尧, 杨晓辉. 跨声速母弹空腔流的数值模拟[J]. 国防科技大学学报, 1999, 21(6): 32-36.
XIA Gang, WANG Chengyao, YANG Xiaohui. Numerical computations of transonic dispenser cavity flow[J]. Journal of National University of Defense Technology, 1999, 21(6): 32-36. (in Chinese)
- [12] 陈伟芳, 尹乐, 吴雄, 等. 开式空腔流动的蒙特卡罗直接模拟[J]. 力学季刊, 2003, 24(3): 342-345.
CHEN Weifang, YIN Le, WU Xiong, et al. Flow simulation in open cavity by direct simulation Monte Carlo method[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2003, 24(3): 342-345. (in Chinese)
- [13] 肖虹, 高超, 党云卿. 飞行器腹部空腔绕流的数值模拟[J]. 航空计算技术, 2007, 37(4): 44-46.
XIAO Hong, GAO Chao, DANG Yunqing. Numerical simulation of aircraft's belly cavity flow[J]. Aeronautical Computing Technique, 2007, 37(4): 44-46. (in Chinese)
- [14] 杨党国, 李建强, 罗新福, 等. 弹穴流动特性高速风洞试验研究[J]. 实验流体力学, 2006, 20(4): 33-39.
YANG Dangguo, LI Jianqiang, LUO Xinfu, et al. Investigation on flowing characteristics of the internal weapon cavity in wind tunnel[J]. Chinese Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20(4): 33-39. (in Chinese)
- [15] 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, 2008, 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, 2008, 27(3): 378-383. (in Chinese)