

文章编号:1674-8190(2014)01-018-07

长深比对空腔流动与声学特性的影响分析

谢露,艾俊强,李权,侯银珠

(中国航空工业集团公司第一飞机设计研究院,西安 710089)

摘要:长深比(L/D)是影响空腔流动的最重要外形参数。为了对空腔的流动机理有更深入的认识,采用基于 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型的脱体涡模拟(DES)数值方法,研究空腔 L/D 的变化对空腔流动与声学特性的影响。选取的来流马赫数为 0.85,基于空腔长度的雷诺数为 6.84×10^6 。结果表明:随着 L/D 的增加,空腔前部的压强系数逐渐降低,后部的压强系数逐渐升高,导致空腔内的静压梯度逐渐增大;整个空腔内的压强脉动强度减弱,噪声环境有所改善。研究结果可为空腔流动类型的划分提供一定的依据。

关键词:空腔;DES;长深比;压强分布;压强脉动;声学特性

中图分类号: V221

文献标识码: A

Effect of Length-to-depth Ratio on Flow and Aeroacoustic Characteristics of Cavity

Xie Lu, Ai Junqiang, Li Quan, Hou Yinzh

(The First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: Cavity flow depends greatly on the length-to-depth ratio(L/D) of the cavity itself. To make the mechanism of cavity flow more clear, the effect of L/D on flow and aeroacoustic characteristics of cavity is studied using detached eddy simulation(DES) based on Realizable $k-\epsilon$ turbulent model when the Mach number is 0.85 and the Reynolds number is 6.84×10^6 . The results indicate that the pressure distribution gradient becomes larger with the increase of L/D . In addition, the pressure fluctuation intensity is reduced and aeroacoustic environment is improved. These results show the traits of different cavity flow type, and provide a basis for the division of cavity flow type.

Key words: cavity; DES; L/D ; pressure distribution; pressure fluctuation; aeroacoustic characteristics

0 引言

空腔流动既是一个经典的流体力学问题,又广泛存在于航空航天领域,如内埋武器舱、起落架舱等。

近年来,人们对空腔流动进行了大量的试验、理论分析和计算研究,发现空腔的长深比(L/D)是空腔流动类型的重要影响因素。根据不同 L/D 下空腔底部中轴线上的静态压强分布形式变化,把超音速条件下的空腔分为四种不同类型,即开式空

腔、过渡/开式空腔、过渡/闭式空腔和闭式空腔^[1-2]。对于闭式空腔,内部存在较大的静态压强梯度,导致内部装载在分离过程中产生很大的抬头力矩,不利于内部装载的安全分离;对于开式空腔,空腔上方的自由剪切层发生自持振荡,引发空腔内部及附近产生强烈的气动噪声,噪声声压级可高达 170 dB,给腔内安装系统、储藏物与空腔自身结构安全带来较大威胁^[2]。根据 C. Rowley 等^[3]的研究结果,开式空腔内流场的噪声产生机理为跨过空腔上部的不稳定的剪切层和剪切层撞击空腔后壁面引起的压力波之间的耦合作用。对空腔底部测压点的噪声特性进行分析,发现其声压频谱曲线上存在多个不同模态的单调声^[4]。

收稿日期:2013-11-13; 修回日期:2013-12-17

通信作者:谢露,799278125@qq.com

综上所述,空腔流动的复杂性不仅体现在静态压强分布,更体现在动态压强分布和声学特性方面,故对其流动类型的划分,应该综合考虑以上三个方面。

本文采用脱体涡模拟(DES)的数值方法,对空腔标模 M219 进行计算,验证本文所用数值计算方法的可靠性。在 M219 空腔模型的基础上,通过改变空腔的深度 D ,使空腔的 L/D 分别为 3、5、8、14 和 17,用以研究 L/D 的变化对空腔流动与声学特性的影响,从腔内静态压强分布、脉动压强分布以及声学特性三个方面进行分析,以期为空腔流动类型的划分提供一定的依据。

1 数值方法

随着 CFD 技术的进步,结合大涡模拟(LES)和雷诺平均 N-S 方程(RANS)的脱体涡数值模拟(DES)方法,非定常大分离流的数值模拟在成本和可信度方面得到了平衡^[5-6]。对空腔噪声的数值模拟过程中,在几乎不增加计算量的情况下 DES 能够得到比 RANS 更好的结果,因此越来越多的学者使用 DES 方法进行空腔噪声的数值模拟。Fred Mendonca 等^[7]采用 DES 方法成功预测了空腔流动的单频和宽频噪声,并且证实了 DES 方法可以在很宽的来流马赫数范围内与试验结果吻合得很好^[8]。R. H. Nichols 等^[9]应用不同的 CFD 方法对不同构型的武器舱流动进行了模拟,并比较了各自的优缺点。国内的谭玉婷等^[10]采用基于 SA 模型的 DES 方法研究了二维和三维空腔流动的特性。

DES 方法结合 LES 和 RANS 的优点,在以耗散为主要特征的物面附近区域采用 RANS 方法,在以大涡输运为主要特征的区域采用 LES 方法。湍流模型为 Realizable $k-\epsilon$ 模型,湍流尺度参数由 k 和 ϵ 计算得到,即

$$l_{k\epsilon} = k^{3/2} / \epsilon \quad (1)$$

根据 DES 的思想,将湍流尺度参数修改为

$$l_{DES} = \min(l_{k\epsilon}, C_{DES} \Delta) \quad (2)$$

式中: $\Delta = \max(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$ 为网格单元的最大边长;常数 $C_{DES} = 0.61$ 。

在靠近物面的边界层中, $l_{k\epsilon} \leq C_{DES} \Delta$, 该模型退化为 $k-\epsilon$ 模型;当远离物面, $l_{k\epsilon}$ 增大到大于 $C_{DES} \Delta$ 时,该模型充当大涡模拟中的亚格子雷诺应力模型。

2 方法验证

Fred Mendonca 利用 M219 空腔模型在 QinetiQ 风洞中进行了一系列的风洞试验^[7],得到的数据真实可靠,故将其作为研究对象,以检验所用数值计算方法的可靠性。

M219 模型的尺寸如图 1 所示,一个矩形空腔位于头部为尖劈形的平板内。空腔的尺寸为长 20 in($L=0.508$ m),宽 4 in($W=0.1016$ m),深 4 in($D=0.1016$ m)。

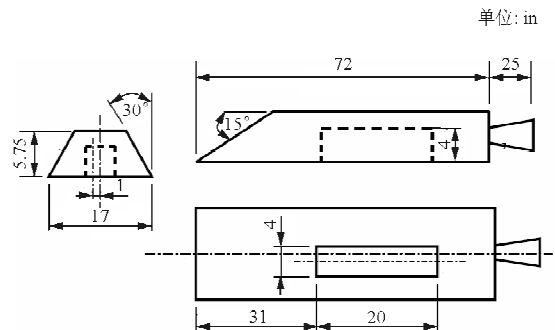


图 1 M219 空腔试验标模

Fig. 1 Standard model of M219 cavity

M219 的风洞试验中,沿着空腔底部中心线偏离 1 in 等距分布 10 个脉动压强测量点,分别计为 $K20 \sim K29$,如图 2 所示。其中, $K20$ 距离空腔前壁面的距离为 1 in。定义 x 为空腔底板中轴线上的纵向距离,空腔底板与前壁相交位置为原点, x/L 为弹舱底部上的相对位置。 $K20 \sim K29$ 对应的 x/L 分别为 0.05、0.15、0.25、0.35、0.45、0.55、0.65、0.75、0.85、0.95。

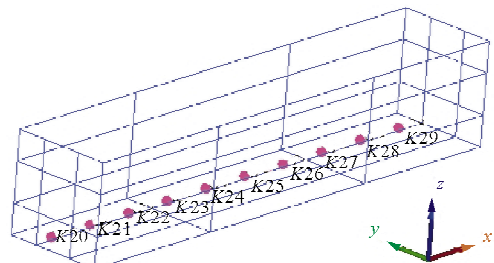


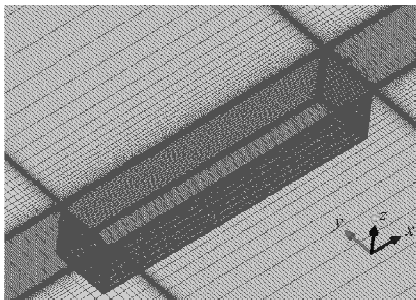
图 2 空腔底部测压点的位置示意图

Fig. 2 Schematic diagram of pressure measuring point on cavity ceiling

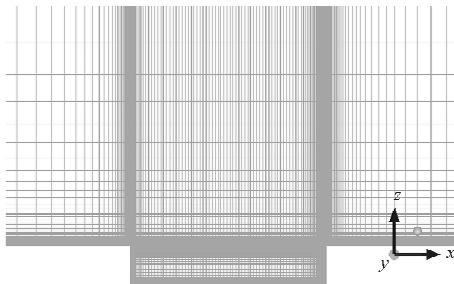
风洞的自由来流参数为: $Ma_\infty = 0.85$, $p_\infty =$

$6.21 \times 10^4 \text{ Pa}$, $T_\infty = 263 \text{ K}$ 。基于空腔长度的试验雷诺数为 $Re = 6.84 \times 10^6$ 。

使用通用网格生成器 ICEM-CFD 对模型划分结构网格, 网格数量约 217 万。空腔外部的物面第一层网格法向距离为 $1 \times 10^{-4} \text{ m}$ 。由于空腔内部的物面剪切力相对较小, 故第一层网格法向距离可以适当变大, 取为 $2 \times 10^{-3} \text{ m}$ 。空腔内部网格分布为 $121 \times 77 \times 69$, 计算模型的网格示意图如图 3 所示。



(a) 空腔 M219 表面网格



(b) x - z 切面网格

图 3 计算网格

Fig. 3 Computational mesh

边界条件设置为: 空腔壁面和平板为绝热无滑移条件, 入口、出口和上部边界条件取远场无反射边界条件, 两侧边界取对称边界条件。固定时间步长取为 $2 \times 10^{-5} \text{ s}$ 。

空腔底部压强均方根的计算与试验对比如图 4 所示, 监测点 K29 声压频谱特性的计算与试验对比如图 5 所示。通过将计算结果与试验结果进行对比分析, 发现 DES 方法能够较好的模拟空腔的非定常流动(如图 4 所示), 并能捕捉到空腔振荡的主要模态(如图 5 所示), 验证了本文所用数值方法的可靠性。

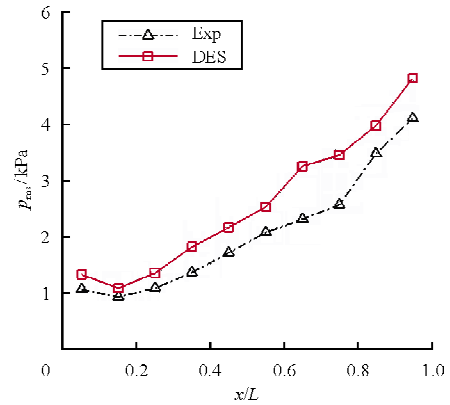
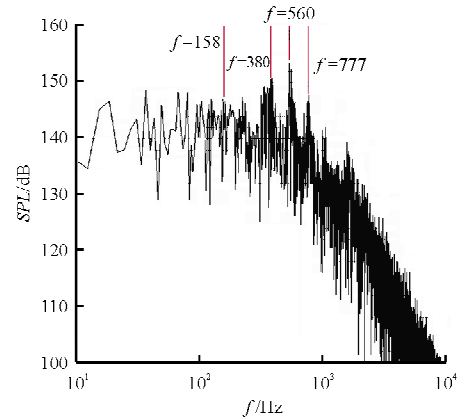
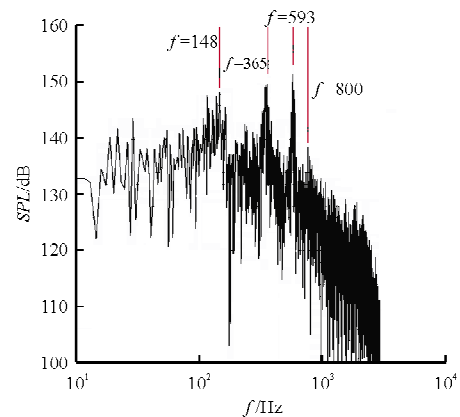


图 4 空腔底部压强均方根的计算与试验对比图

Fig. 4 Comparison of p_{rms} between DES and experiment along the cavity ceiling



(a) 计算值



(b) 试验值

图 5 监测点 K29 声压频谱特性的计算与试验对比图

Fig. 5 Comparison of SPL spectrum between DES and experiment for K29

3 计算结果分析

在 M219 空腔的基础上 ($L/D = 5$), 通过改变

空腔的深度 D , 使空腔的长深比 L/D 分别为 3, 8, 14, 17。计算状态保持不变, $Ma_\infty = 0.85$, $p_\infty = 6.21 \times 10^4 \text{ Pa}$, $T_\infty = 263 \text{ K}$, 基于空腔长度的雷诺数为 $Re = 6.84 \times 10^6$ 。参考 M219 的网格划分与计算策略, 对长深比 $L/D = 3, 5, 8, 14, 17$ 共五种构型的空腔进行详细的计算分析。

3.1 L/D 对腔内静压分布的影响

由于本文进行的是非定常计算, 得到的原始数据只有空腔底部的脉动压强, 为了能够得到空腔底部的静态压强分布, 具体的处理方法为: 将计算得到的脉动压强数据进行平均以消除脉动量, 从而得到静态压强。各个静压点的压强系数按以下公式计算:

$$C_{p_i} = \frac{p_i - p_\infty}{q_\infty} \quad (3)$$

式中: p_i 为空腔底部测压点的脉动压强平均值; p_∞ 为试验段静压; q_∞ 为速压; C_{p_i} 为压强系数。

空腔底部压强分布随长深比的变化规律如图 6 所示。

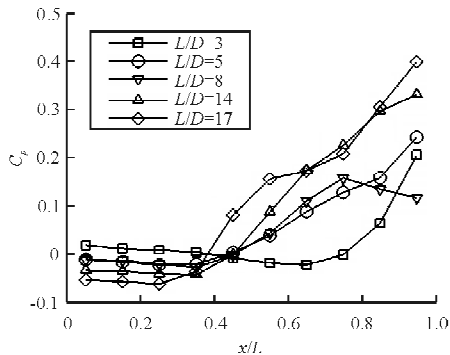


图 6 空腔底部压强分布随 L/D 的变化曲线
Fig. 6 Pressure distribution along the cavity ceiling for different L/D

从图 6 可以看出: 随着 L/D 的增大, 压强分布的形式发生改变, 空腔前部的压强逐渐降低, 空腔后部的压强逐渐增大, 从而使整个空腔的静压梯度逐渐增大。

3.2 L/D 对腔内脉动压强分布的影响

空腔底部监测点的脉动压强均方根 (p_{rms}) 是

测量压强脉动的常用指标, 其计算公式为

$$p_{rms} = \sqrt{\frac{\sum (p - p_{mean})^2}{N}} \quad (4)$$

式中: p_{mean} 为压强平均值; N 为采样次数。

计算得到的 p_{rms} 值随 L/D 的变化情况如图 7 所示。

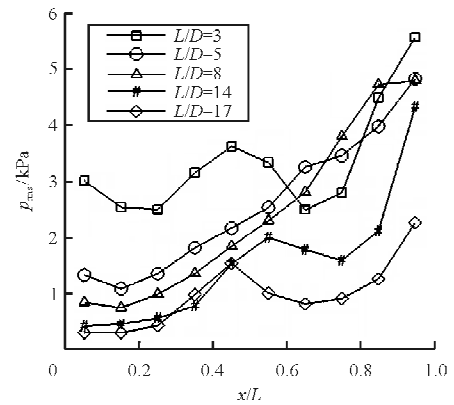


图 7 空腔底部压强均方根随 L/D 的变化曲线
Fig. 7 p_{rms} distribution along the cavity ceiling for different L/D

从图 7 可以看出, 随着 L/D 的增大, 整个空腔内的压强脉动强度变弱, 并且其分布形式发生变化。

3.3 L/D 对空腔声学特性的影响

对于空腔流动, 为了了解噪声的特性, 利用快速傅里叶变换, 将脉动压强的时间函数变换为频谱函数, 得到不同测点的声压频谱特性。声压级 (SPL) 反映空腔内噪声强度的大小, 计算公式为

$$SPL = 20 \log \left(\frac{\sqrt{PSD}}{2 \times 10^{-5}} \right) \quad (5)$$

$$PSD = \lim_{\Delta f \rightarrow 0} \frac{1}{\Delta f} \left[\lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T p^2(t, f, \Delta f) dt \right] \quad (6)$$

式中: f 为测量点的压强脉动的频率; Δf 为用于分析脉动压强频域特性的频率区间; T 为数据的采用时间。

由于篇幅的限制, 选取空腔底部具有代表性的测压点 K29 进行声压级频谱分析, 如图 8 所示。K29 位于空腔后壁附近, 压强脉动强度最大。

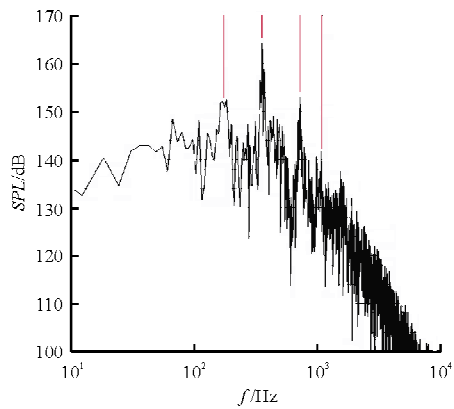
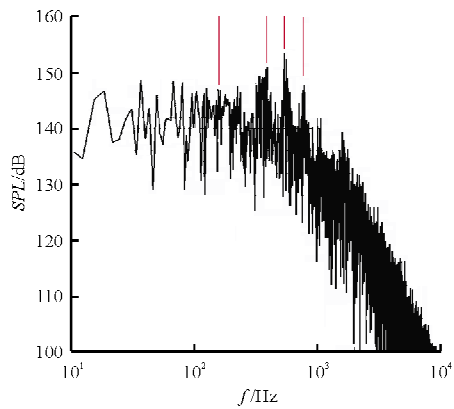
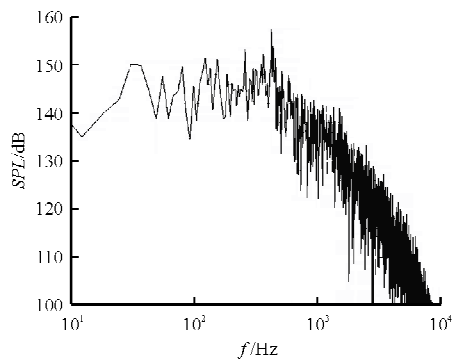
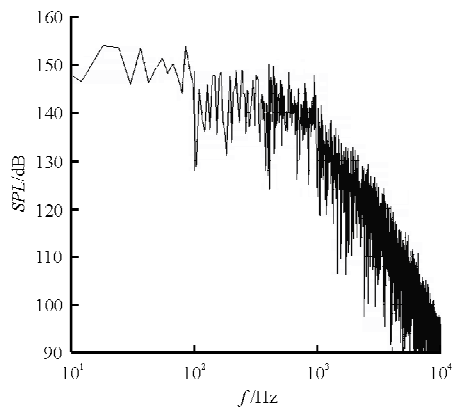
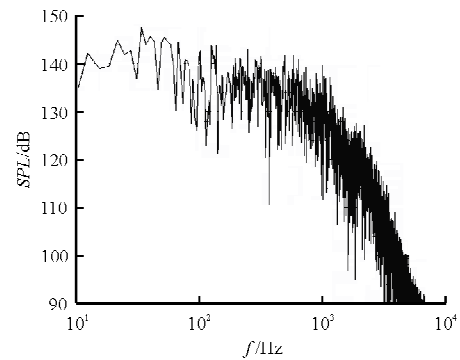
(a) $L/D=3$ (b) $L/D=5$ (c) $L/D=8$ (d) $L/D=14$ (e) $L/D=17$

图 8 监测点 K29 声压频谱曲线

Fig. 8 SPL spectrum for K29

从图 8(a)可以看出,其声压频谱曲线上存在多个明显的能量尖峰——对应不同模式的单调声。对其他监测点进行分析,表现出相同的模式特征,表明自持振荡具有全局性,所有测点均受同一激励机制作用,不同测点在声学特性上具有高度相关性。

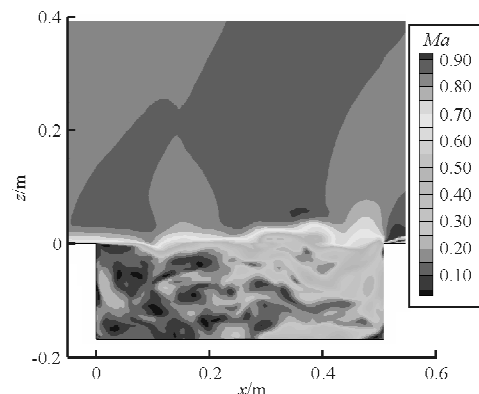
从图 8(b)和图 8(c)可以看出,K29 表现出模式特性,但是不太明显。

从图 8(d)和图 8(e)可以看出,K29 没有表现出模式特性。

通过对比分析发现,随着 L/D 的增大,不仅模式对应的声压幅值逐渐减小,而且整个宽频噪声的幅值也在逐渐减小。因此,对于 L/D 较小的深腔,其噪声问题是关注的重点。

3.4 空腔流动类型的划分

空腔底部监测点的切面马赫数云图如图 9 所示。

(a) $L/D=3$

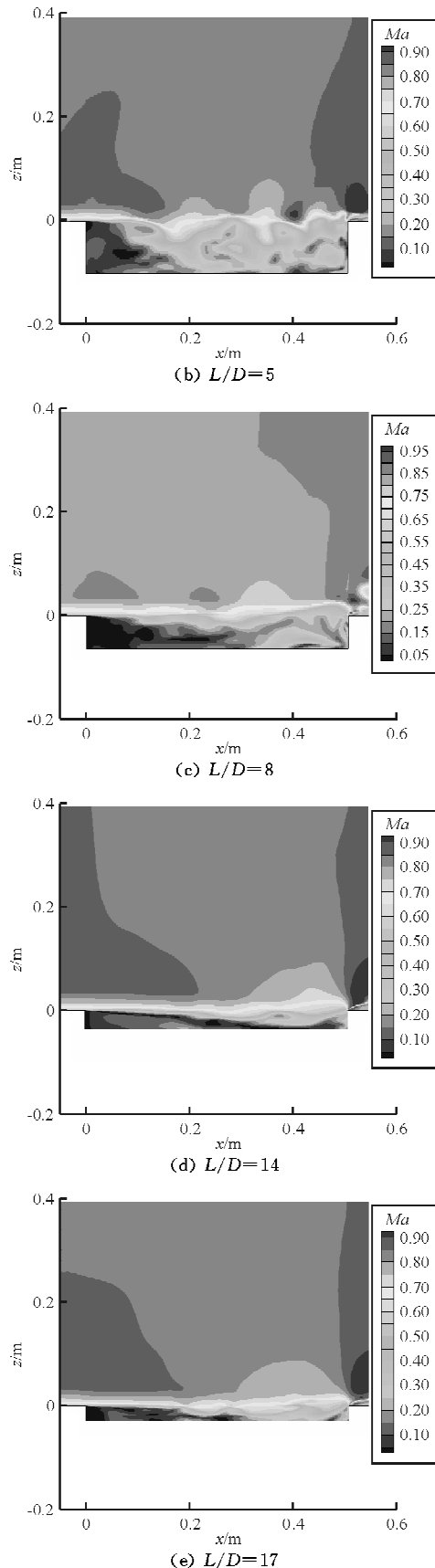


图 9 空腔流场的马赫数云图

Fig. 9 Contour of Mach number of cavity flow field

从图 9(a)可以看出:当 $L/D=3$ 时,分离剪切层跨过空腔口,直接撞击到空腔后缘,剪切层得到充分发展,剪切层与空腔底面之间有充分的距离,使回流在空腔内可以自由发生,腔内流场脉动剧烈。

从图 9(b)可以看出:当 $L/D=5$ 时,剪切层得到充分发展,但是剪切层与空腔底面之间没有充分的距离,从而使回流在空腔内的发生受到一定的阻碍。

从图 9(c)可以看出:当 $L/D=8$ 时,剪切层更加接近底面;底面的存在阻碍了剪切层向下的自由发展,并把剪切层向上推,从而使剪切层与后壁的撞击强度降低;其既未表现出开式空腔所具有的高度振荡的剪切层,也未表现出闭式空腔所具有的前后分开的回流区。

从图 9(d)可以看出: $L/D=14$ 时,剪切层和底面接近,把回流区分为两部分,在回流中形成了两个新的循环,这就阻碍了从空腔后部通过回流对前部流体的补充,导致前壁附近的压强进一步下降。

从图 9(e)可以看出:当 $L/D=17$ 时,气流在空腔前缘分离并向腔内扩张,之后撞击腔底,回流被分成两个区域,并且在两个区域间存在一个再附边界层。此时,空腔底部压强分布的特征是在空腔中部存在压强平台。

结合不同 L/D 下的腔内静压分布、脉动压强分布和声学特征的相关性,可知 $L/D=3$ 的空腔为典型的开式空腔流动, $L/D=5$ 的空腔为过渡—开式流动, $L/D=8$ 的空腔为过渡式空腔, $L/D=14$ 的空腔为过渡—闭式空腔流动, $L/D=17$ 的空腔为典型的闭式空腔流动。

4 结 论

(1) 通过对空腔标模 M219 进行校核计算,证明了本文所用计算方法的可靠性。

(2) 随着 L/D 的增大,空腔前部的压强逐渐降低,空腔后部的压强逐渐增大,从而使整个空腔的静压梯度逐渐增大。

(3) 随着 L/D 的增大,整个空腔内的压强脉动强度是降低,并且前部的压强脉动强度降低的幅度最大。

(4) 随着 L/D 的增大, 不仅各模态对应的声压幅值逐渐减小, 而且整个宽频噪声的幅值也逐渐减小。

参考文献

- [1] 罗柏华, 胡章伟, 戴昌晖. 流动诱导空腔振荡、空腔纯音的研究现状及展望[J]. 噪声与振动控制, 1996(4): 13-16.
Luo Bohua, Hu Zhangwei, Dai Changhui. Present status and prospect of research on flow induced cavity oscillation and cavity tone[J]. Noise and Vibration Control, 1996(4): 13-16. (in Chinese)
- [2] 吴继飞, 罗新福, 范召林. 内埋式弹舱流场特性及武器分离特性改进措施[J]. 航空学报, 2009, 30(10): 1840-1845.
Wu Jifei, Luo Xinfu, Fan Zhaolin. Flow control method to improve cavity flow and store separation characteristics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(10): 1840-1845. (in Chinese)
- [3] Rowley C, Williams D. Dynamics and control of high-Reynolds-number flow over open cavities annual[J]. Review of Fluid Mechanics, 2006, 38: 251-276.
- [4] Rossiter. Wind tunnel experiments on the flow over rectangular cavities at subsonic and transonic speeds[EB/OL]. (1964-10-31)[2013-11-13]. <http://repository.tudelft.nl/view/aereports/uuid:a38f3704-18d9-4ac8-a204-14ae03d84d-8c/>.
- [5] 赵静, 魏英杰, 张嘉钟, 等. 不同湍流模型对空化流动模拟结果影响的研究[J]. 工程力学, 2009, 26(8): 233-238.
Zhao Jing, Wei Yingjie, Zhang Jiazong, et al. Effect of various turbulence models on simulated results of cavitating flow[J]. Engineering Mechanics, 2009, 26(8): 233-238. (in Chinese)
- [6] 夏明, 李栋, 宋笔锋, 等. 利用 DES 方法对大迎角细长旋

成体气动特性受俯仰振荡影响的数值研究[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(4): 372-380.

Xia Ming, Li Dong, Song Bifeng, et al. Numerical study of pitching oscillation effect on aerodynamic characteristics over a slender body using DES[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(4): 372-380. (in Chinese)

- [7] Fred Mendonca, Richard Allen, Julien de Charentenay. CFD prediction of narrowband and broadband cavity acoustics at $M=0.85$ [J]. AIAA-2003-3303, 2003.
- [8] Richard Allen, Fred Mendonca. DES validations of cavity acoustics over the subsonic to supersonic range[R]. AIAA-2004-2862, 2004.
- [9] Nichols R II, Shawn Westmoreland. Comparison of CFD approaches for simulating flow inside a weapons bay[R]. AIAA-2006-0455, 2006.
- [10] 谭玉婷, 伍贻兆, 田书玲. 基于 DES 的二维和三维空腔流动特性研究[J]. 航空计算技术, 2010, 40(1): 67-70.
Tan Yuting, Wu Yizhao, Tian Shuling. Numerical simulation of 2D/3D cavity flows using DES[J]. Aeronautical Computing Technique, 2010, 40(1): 67-70. (in Chinese)

作者简介:

谢 露(1988—), 男, 硕士研究生, 助理工程师。主要研究方向: 气动噪声与流动控制。

艾俊强(1964—), 男, 副总设计师, 研究员。主要研究方向: 航空器发展规划、飞机总体与气动设计等。

李 权(1982—), 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞行器设计与 CFD 应用。

侯银珠(1984—), 女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞机高速气动力计算、气动噪声计算分析。

(编辑: 赵毓梅)

(上接第 6 页)

projectile impact[D]. Xi'an; School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, 2005. (in Chinese)

- [19] Varas D, Zaera R, López-Puente J. Numerical modelling of partially filled aircraft fuel tanks submitted to hydrodynamic ram[J]. Aerospace Science and Technology, 2012, 16(1): 19-28.
- [20] Varas D, Zaera R, López-Puente J. Numerical modelling of the hydrodynamic ram phenomenon[J]. International Journal of Impact Engineering, 2009, 36(3): 363-374.

作者简介:

刘国玺(1990—), 男, 硕士研究生。主要研究方向: 防弹材料的数值模拟。

陈照峰(1969—), 男, 博士, 教授。主要研究方向: 超高温绝热材料、隔热吸音材料。

王永健(1979—), 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 计算流体力学。

刘伟兰(1991—), 女, 硕士研究生。主要研究方向: 防弹材料的数值模拟。

(编辑: 马文静)