

文章编号: 1000 8055(2010)07-1567-06

超声速空腔流激振荡与声学特性研究

杨党国, 范召林, 李建强, 蒋卫民, 田 军

(中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 绵阳 621000)

摘 要: 基于高速风洞试验研究了超声速时空腔流激振荡与声学特性. 试验马赫数为 1.5, 基于每米的雷诺数为 2.26×10^7 , 来流边界层厚度为 0.024m, 试验空腔长深比分别为 15、12 和 6. 结果表明: 空腔内形成的剪切层与腔后壁相撞诱发腔内较强烈噪声, 噪声从腔后缘向腔前缘传播时受到腔内流动的干扰, 故同频率下腔后缘处的声压均高于腔前中部区域的声压. 闭式和过渡式空腔长深比较大, 剪切层与腔底面相撞在腔内形成的压缩波或激波, 干扰了从腔内声波反馈回路、限制了流激振荡的形成, 故腔内未出现明显的声压峰值激振频率; 开式空腔长深比较小, 剪切层直接跨过空腔中部与腔后壁相撞, 产生的噪声向腔前缘传播, 腔内形成流激振荡, 并出现多个声压峰值激振频率.

关 键 词: 空腔; 流激振荡; 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

Cavity flow oscillations and aeroacoustic characteristics at supersonic speeds

YANG Dang guo, FAN Zhao lin, LI Jian qiang, JIANG Wei min, TIAN Jun

(High Speed Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: Cavity flow oscillations and aeroacoustic characteristics at supersonic speeds were investigated based on flow fields of three types of cavity flow. The data presented here in was obtained over Mach number of 1.5 at a Reynolds number of 2.26×10^7 per meter with a boundary-layer thickness of approximately 0.024m. The length-to-depth ratios of the cavities were 15, 12 and 6, respectively. The results indicate that the intense noise resulted from impingement of shear-layer and the cavity rear-face occurs in the cavities. Sound pressure level (SPL) in the region upstream of the cavity rear-face is more than that in the region downstream of the cavity front-face and in the middle of the cavity. The compressible or shock waves induced by impingement of shear layer and the cavity floor disturb the sound feedback mechanism from the cavity rear-face to the front-face at supersonic speeds, causing self-sustained flow oscillations and peak frequencies of the cavity tone inside cavities for transitional and closed cavities with large length-depth ratios. However, the shear-layer bridges the open cavity, which has no influence on the mechanism. The self-sustained flow oscillations and some peak frequencies occur inside the open cavity.

Key words: cavity; flow oscillation; aeroacoustic characteristics; supersonic speeds; sound pressure level (SPL); sound pressure frequency spectrum (SPFS)

收稿日期: 2009-05-29; 修订日期: 2010-01-26

基金项目: 气动预研重点基金(6140516)

作者简介: 杨党国(1980-), 男, 陕西武功人, 助理研究员, 博士生, 研究方向: 气动声学与流动控制.

绕空腔流动普遍存在于航空航天领域,如物体表面的切口、凹槽、燃烧室、飞机起落架舱及武器舱等.超声速气流流过空腔,当满足一定的空气动力学条件和几何条件时,由于腔外剪切流与腔内流动的相互作用,流动可能出现自持振荡,出现压力、速度等剧烈脉动,并产生强烈的噪声.已有研究表明腔内脉动声压级可达 170 dB,易引起腔内的安装装置及电子控制元件的结构振动和疲劳损坏^[1].另空腔流动本身涉及了流体力学中的许多基本的前沿问题,如非定常流、涡动力学、流体动力不稳定性、自由剪切层内的膨胀波、激波/激波相互干扰,声与流动的相互作用和振荡抑制措施等,故其已成为空气动力学界的一个研究热点.

从 50 年代起,国外就有人对空腔流动特性进行了大量的试验研究,80 年代以来,以数值模拟求解 Navier-Stokes (N-S) 方程来研究空腔流动特性的文章也日趋增加^[2].由于空腔流动类型主要受其长深比(L/D)的影响,文献[3-4]依据不同 L/D 下腔内的静态压力分布将空腔流动大致可分为三种流动类型,即闭式流动($L/D > 13$)、过渡式流动($10 \leq L/D \leq 13$)和开式流动($L/D < 10$).国外也在空腔动态特性及流动显示方面做了一些研究^[5-8].另外空腔其他几何参数如宽深比 W/D 、来流参数如马赫数 Ma 等不但对空腔的流动类型、静态流动特性,而且对其非定常流动特性也有一定的影响^[9].

国内对空腔非定常流动特性的研究起步较晚,仅有的一些研究多集中在小尺寸空腔的数值模拟方面^[10-12],空腔绕流声学特性的相关试验文献较少,中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所对空腔静态、动态流动特性进行过试验研究^[13-15].因此,本文对超声速空腔绕流流激振荡与声学特性进行了较为详细地分析.

1 风洞试验介绍

1.1 试验模型与条件

试验模型长度(L)为 150 mm,宽度(W)为 55 mm,深度(D)为 10 mm,试验中模型被安装在风洞侧壁上(见图 1),动态压力测点布置在空腔底面的中心线上(见图 2).在腔后部添加不同长度的矩形块来改变空腔 L/D ,试验迎角、侧滑角和滚转角均为 0°.空腔 L/D 分别为 15、12 和 6,试验马赫数 Ma 为 1.5,基于每米的雷诺数为 2.26×10^7 ,在空腔前缘的洞壁上贴有一条宽为 0.003 m 的粗糙带,以便获得在空腔前缘获得湍

流边界层,采用测压耙测得试验中速度边界层厚度为 0.024 m.



图 1 空腔模型风洞试验照片

Fig. 1 Photograph of the cavity in wind tunnel test

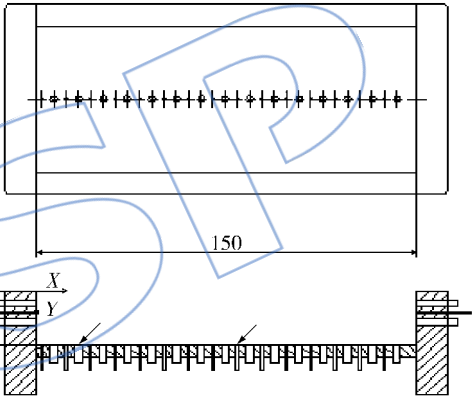


图 2 试验模型上的测压点分布

Fig. 2 Pressure tap distributions on test model

1.2 试验设备与仪器

中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所的 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 m,试验运行马赫数范围为 0.3~4.0,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.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 $4.35 \times 10^{-3}\text{ mV/Pa}$.

2 声学数据处理

数据分析的上限截止频率为 $1 \times 10^4\text{ Hz}$,频域分辨率为 4.88 Hz,样本长度为 1024,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 $SPL(L_{sp})$ 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 (PSD), 描述脉动压力能量随频率的分布; 声压频谱 $SPFS(F_{sp})$ 反映接收点脉动压力能量的频域特性. 计算公式分别如下:

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

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

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

其中 f 是指测量点的压力脉动的频率; Δf 是指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 μPa .

3 试验结果分析

3.1 闭式空腔声学特性

超声速来流流经闭式空腔 ($L/D = 15$), 在空腔前缘因通道面积增大, 气流向腔内扩张加速, 形成膨胀波、流动产生分离, 诱发的剪切层流入腔内后在空腔中部撞击空腔底面, 并因气流方向偏折形成一道斜激波; 随后剪切层附着空腔底面流过中部, 在空腔后壁前移出空腔时, 因遇到空腔后壁阻碍受到压缩后气流方向发生改变, 又形成一道斜激波; 气流在空腔前壁后和后壁前的区域发生分离, 诱发了空腔前缘处和后缘处分别出现了涡旋 (见图 3(a) 的压力等值线与流线图). 气流流经空腔前壁后向腔内膨胀导致声压稍微降低, 而后在 $0.05 \leq X/L < 0.4$ 范围内迅速递增, 因受剪切层撞击空腔底面形成的激波的影响约在 $X/L = 0.4$ 处声压开始缓慢下降, 在两道激波之间声压沿流动方向逐渐降低, 受剪切层移出空腔形成的激波影响约在 $X/L = 0.7$ 处声压级又迅速增加至后壁最大值 (见图 3(b) 的腔内声压级分布).

超声速闭式空腔绕流, 腔内流场结构较复杂, 包括膨胀波与激波、激波与激波、激波与剪切层的干扰, 而且剪切层撞击空腔底面和移出空腔时在腔内形成的两道激波, 阻碍了因剪切层与腔后壁

相撞产生的噪声从腔后缘向前缘的传播, 腔内的声波反馈回路受到限制, 故腔内未形成流动自激振荡, 腔内三个不同测点处都未出现噪声声压峰值激振频率, 且噪声声压随频率增大而降低, 但闭式空腔内的噪声能量仍然较大 (见图 3(c)); 测点 1 ($X/L = 0.12$) 处于腔前壁和第一道激波之间, 离噪声主要产生区域最远, 故同频率下声压级最低且衰减最快; 第 2 个测点 ($X/L = 0.62$) 处于两道激波之间, 故受剪切层影响和腔后壁噪声的影响

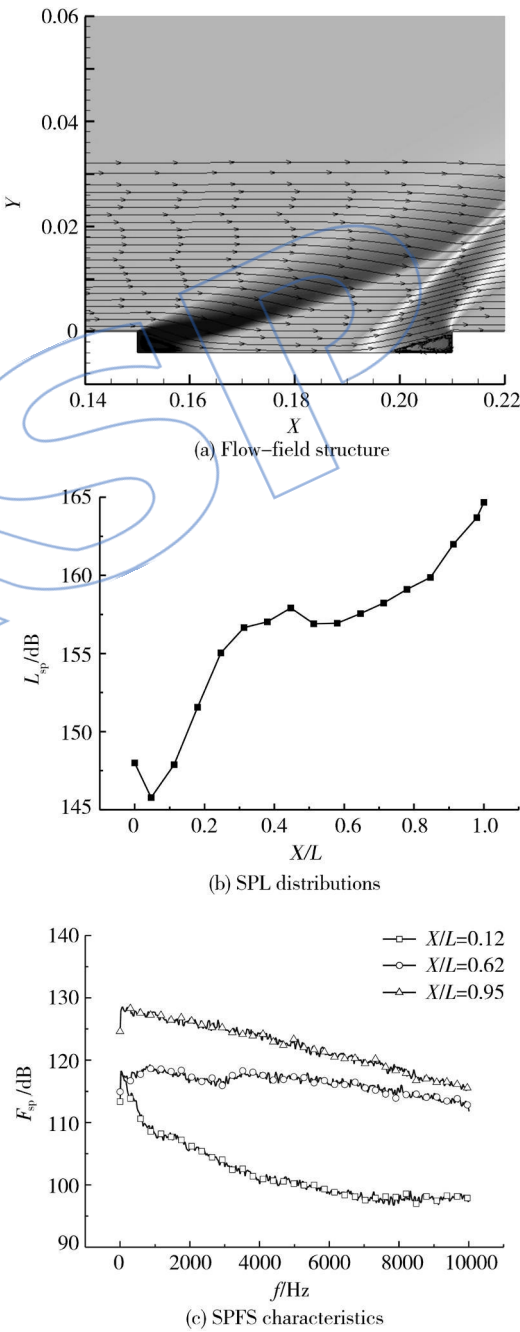


图 3 闭式空腔内声学特性
Fig. 3 Aeroacoustics inside closed cavities

较小,其声压随离散频率变化基本不变;而第 3 个测点($X/L=0.95$)在腔后壁附近,处于噪声产生区域,故在相同离散频率下声压最高。

3.2 过渡式空腔

马赫数为 1.5 时过渡式空腔流动($L/D=12$)的流场结构、声压级分布及声压频率特性分别如图 4 所示。超声速来流剪切层流经过渡式空腔,气流在空腔前缘同样向腔内扩张,在腔前壁处形成膨胀波,导致前缘处声压级也有略微降低;且过渡式空腔深度相对较小,因腔前壁后的流动分离形成的剪切层,在空腔中部撞击腔底面后随即转过方向、偏离腔底面,导致在空腔中部气流受到压缩,

并产生压缩波或激波;随后剪切层继续流过空腔,在腔后壁前流动再次发生分离,一部分气流与腔后壁相撞向腔壁面运动,并产生了较强烈的噪声,另一部分气流移出空腔;在空腔内形成了两个涡且相互连通(见图 4(a))。从图 4(b)可知,腔内声压级在腔前缘处有略微降低,随后逐渐增大到后壁的最大值,且在空腔中部($0.4 \leq X/L \leq 0.8$)因剪切层的作用声压级增加较缓慢。超声速来流剪切层流经过渡式空腔,在腔中部气流受到压缩,形成的压缩波或激波限制了因剪切层与腔后壁相撞产生的噪声从腔后缘向腔前缘的传播,腔内流动自激振荡和声波反馈回路受到干扰,因此在腔内 3 个测点处几乎未出现声压峰值激振频率,但腔内仍存在较高声压级,说明腔内噪声较为强烈。测点 1($X/L=0.12$)处因声波反馈回路受到限制,同频率下的声压级最低,但随频率增大衰减的速度最大;测点 2($X/L=0.62$)因受激波影响,同频率下声压级较测点 1 大、较测点 3($X/L=0.95$)小;空腔后部测点 3 因与腔后壁最近,处于腔内主要噪声产生区域,故受到噪声影响最大,因此同频率下的声压最高。

3.3 开式空腔声学特性

图 5 给出了马赫数为 1.5 时 $L/D=6$ 的开式空腔绕流的流场结构、声压级分布及声压频谱特性。图 5(a)是计算获得的空腔流场结构,可看出超声速来流流经开式空腔,因空腔深度较大,气流在空腔上方形成的剪切层在空腔前缘处不在向腔内扩张,而是受到压缩,并诱导产生压缩波,气流压缩减速,随后剪切层径直流过空腔中部同腔后壁相撞,在腔后缘处产生压缩波或激波;空腔上方形成的剪切层没有触及腔底面,直接跨过腔中部与后壁相撞,腔内形成了相对较为稳定的流动区域,腔前半部分的低压和后半部分的高压通过腔内的涡相互连通。

由于超声速来流在腔前壁受到压缩后,形成的剪切层直接跨过空腔中部与后壁相撞的流动特点,在 $0 \leq X/L < 0.2$ 范围内声压级沿来流方向略微降低,而后在 $0.2 \leq X/L \leq 1.0$ 范围内单调递增至腔后壁处的最大值,如图 5(b)所示。因剪切层与腔后壁相撞,在腔后缘处产生了较强烈的噪声,声压级约为 165 dB;产生的噪声从腔后缘经腔内部向腔前缘传播,与腔前壁相撞后又激发新的剪切层沿流动方向向腔后壁运动,当剪切层受激发的频率与声波反馈频率满足一定相位条件时,便在腔内形成流动自激振荡,腔内出现多个噪声声

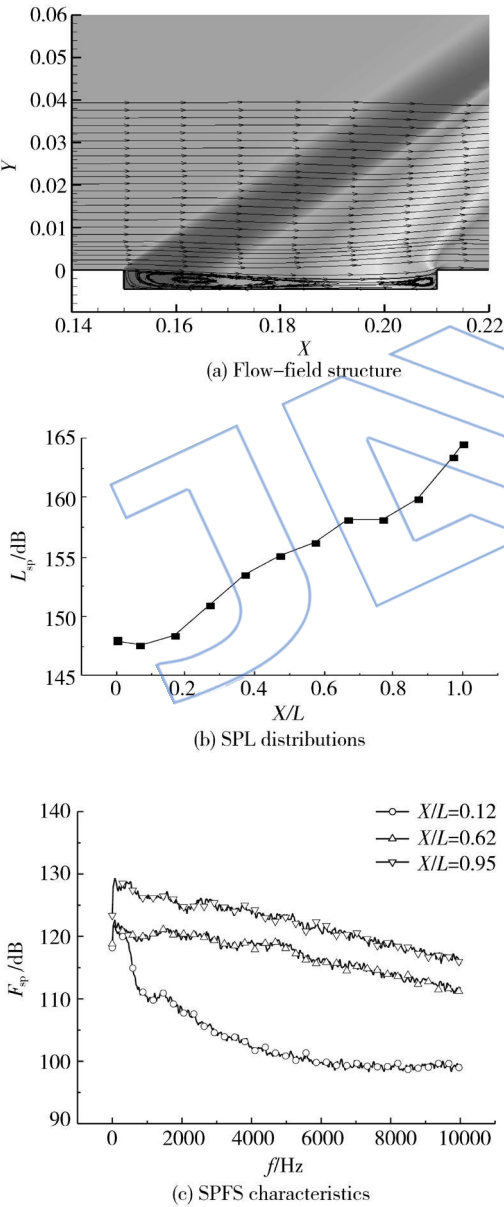
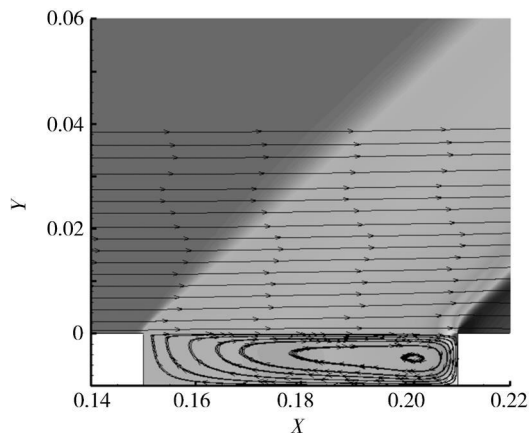


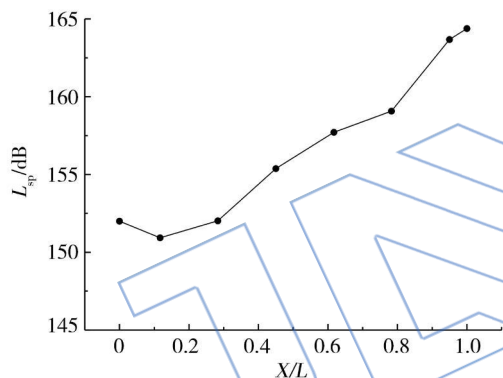
图 4 过渡式空腔声学特性

Fig. 4 Aeroacoustics inside transitional cavities

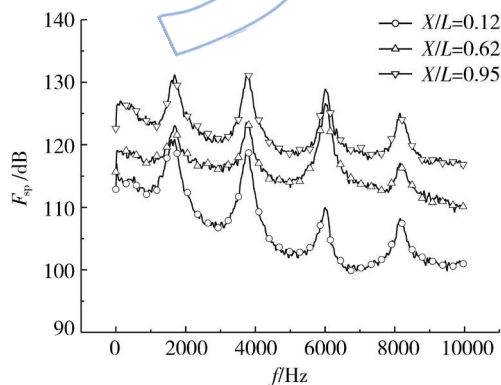
压峰值激振频率(见图 5(c)). 由于腔内流动受剪切层和腔外流影响较小, 故腔前部、中部及后部不同测点处的声压频谱特性变化趋势类似, 声压峰值频率基本相同, 但因离噪声源距离不同, 噪声声压量值存在差别, 腔后缘处噪声较为强烈.



(a) Flow-field structure



(b) SPL distributions



(c) SPFS characteristics

图 5 开式空腔内声学特性

Fig. 5 Aeroacoustics inside open cavities

4 结 论

本文研究了超声速时三种类型空腔(闭式、过

渡式与开式空腔)流激振荡形成、噪声产生的机理与声学特性. 结果表明, 超声速时三种类型空腔内存在较强烈的噪声, 主要是由腔内形成的剪切层与腔后壁相撞诱发. 噪声从腔后缘向腔前缘传播时受到腔内流动特性的干扰, 故同频率下腔后缘处的声压均高于腔前中部区域的声压; 闭式和过渡式空腔长深比较大, 剪切层与腔底面相撞形成的压缩波或激波, 干扰了从腔后缘到腔前缘的声波反馈回路, 阻碍了噪声的传播、限制了流激振荡的形成, 导致腔内未出现明显的声压峰值激振频率; 而开式空腔长深比较小, 剪切层直接跨过腔前中部与腔后壁相撞, 因撞击产生的强烈噪声通过腔内部向腔前缘传播, 腔内形成了流动自激振荡, 并出现多个声压峰值激振频率.

总之, 超声速时空腔内流动较复杂, 存在较强烈的噪声, 且开式空腔内还出现流动自激振荡, 故空腔噪声抑制技术将是下一步的研究重点.

参考文献:

- [1] Heller H H, Bliss D B. Aerodynamically induced pressure oscillations in cavities[R]. Physical Mechanisms and Suppression Concepts, AFFDL-TR-74-133, 1975.
- [2] Bartel H W, Mcavoy J M. Cavity oscillation in cruise missile carrier aircraft[R]. AFWAL-TR-81-3036, 1981.
- [3] Kung M C. A study of transonic rectangular cavity of varying dimensions[R]. AIAA Paper 1999-1909, 1999.
- [4] Shieh C M, Morris P J. Comparison of two and three dimensional turbulent cavity flows[R]. AIAA Paper 2001-0511, 2001.
- [5] Abramam J. An experimental study of open cavity flows at low subsonic speeds[R]. AIAA Paper 2002-0280, 2002.
- [6] Hamed A, Basu D, Das K. Detached eddy simulations of supersonic flow over cavity [R]. AIAA Paper 2003-549, 2003.
- [7] Hamed A, Das K, Basu D. Numerical simulations of fluidic control for transonic cavity flows [R]. AIAA 2004-429, 2004.
- [8] Clarence W R, Vejapong J. Cavity flow control simulations and experiments[R]. AIAA 2005-0292, 2005.
- [9] Tracy M B, Plentovich E B. Characterization of cavity flow fields using pressure data obtained in the langley 0.3 meter transonic cryogenic tunnel[R]. NASA TM 4436, 1993.
- [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.
- [11] LUO Baihua. Numerical simulation of 2D high subsonic cavity flow oscillation [J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2002, 20(1): 84-88. (in Chinese)
- [12] 侯中喜, 夏刚, 秦子增. 三维超声速开式空腔振荡特性研究[J]. 国防科学技术大学学报, 2004, 26(6): 1-4.
- [13] HOU Zhongxi, XIA Gang, QIN Zizeng. The numerical ar

analysis of oscillatory characteristics in 3D supersonic open cavity [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2004, 26(6): 1-4. (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, 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, LU O 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)

[14] 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)

[15] 杨党国. 内埋式武器弹舱流动特性研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2006.

YANG Dangguo. Investigation on flow characteristics of the internal weapon cavity[D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2006. (in Chinese)

