# 马赫数3的空腔噪声及分离安全性 扰流板控制效果研究



熊超,鲁文博,宋文成

航空工业空气动力研究院 高速高雷诺数气动力航空科技重点实验室, 辽宁 沈阳 110034

**摘 要:**针对内埋式挂载飞机在*Ma*≥2速域的武器发射需求,通过风洞试验研究了*Ma*=3的空腔气动噪声特性,在此基础上设计了多种形式的前缘扰流板,用于研究不同扰流板参数对噪声控制及分离安全性的控制效果。结果表明,当空腔长深比由5增加到10时,腔体内部噪声水平减弱,流动越来越趋于稳定,长深比为5时空腔内会出现明显的模态峰值特征,其中4阶 主频峰值明显高于其他主频,流场呈开式流动特性;此时扰流板能有效降低空腔噪声,可使空腔总声压级最大降低9dB,峰值声压级最大降低19dB;随扰流板高度增加,峰值噪声的控制效果明显提高,但在高度增加到1.5倍空腔前缘附面层厚度后,控制效果的提升已不明显;30°与45°扰流板的噪声控制效果基本一致,且略优于90°的扰流板;下部通气与不通气扰流板的噪声控制效果基本一致,且略优于90°的扰流板;下部通气与不通气扰流板

关键词:超声速;空腔;风洞试验;扰流板;气动噪声;分离安全性

## 中图分类号:V211.71

## 文献标识码:A

21世纪以来,随着临近空间作战及高速察打一体战略需 求的出现,高超声速隐身作战飞机的研究也逐渐兴起。此类 飞行器的飞行速度一般不小于Ma3,具有快速响应、超强突 防、灵活机动等特点,如2007年美国洛克希德-马丁公司提 出新型战略隐身多用途飞机 SR-72,该机巡航速度可达 Ma6,可在临近空间进行内埋武器发射<sup>[1]</sup>。更高的速度条件 下,弹舱内的剪切层更不稳定,激波/激波、激波/膨胀波、激 波/剪切层之间的干扰更为强烈和复杂,流动产生的气动噪 声及对武器分离安全性的影响仍然是需要重点关注的问题。

以往*Ma* < 2速域内的内埋舱流动机理研究结果表明,机 体扰流经过弹舱形成的空腔时,会产生复杂的非定常流动, 当弹舱扰流参数与几何形状满足一定条件时,舱内气流将出 现自持振荡,产生高强度的脉动压力及气动噪声,导致舱体、 武器及其发射装置的振动,容易造成弹舱内部机体及系统结 构疲劳损伤,严重时甚至产生灾难性的破坏<sup>[2-3]</sup>。此外,对于 长深比较小的开式腔体,空腔底部压力分布相对比较均匀, 但在后壁前由于撞击,有一个逆压区域,这个逆压梯度会使 武器在分离过程中产生抬头力矩,对武器分离产生不利影

## DOI:10.19452/j.issn1007-5453.2021.08.005

响,如果不加控制,内埋武器具有上仰碰撞机体的可能[4-5]。

扰流板作为一种结构简单、可靠性高、经济性好的被动 控制技术,得到了广泛研究与应用[6-8]。但该方法的普适性 不高,即原先控制效果很好的扰流板方案在弹舱尺寸、马赫 数等改变到某一程度后,其控制效果可能出现明显的减弱。 例如,在F-22的后期研制过程中普遍采用求解纳维-斯托 克斯方程、离散涡模拟(DES)或大涡模拟(LES)等高精度计 算流体力学(CFD)方法及风洞试验方法获得内埋舱的气动 噪声量级和分布,用于研究各种主被动流动控制措施的控 制效果,其中前缘扰流片和扰流孔板在飞行马赫数由亚声 速变为跨声速时,其控制效果迅速削弱<sup>[9]</sup>。Ukeiley等<sup>[10]</sup>采 用数学建模、CFD、风洞试验等多种方法对Ma<2的空腔流 动声学特性及主被动控制措施开展了较为详尽的研究,提 出的一种空腔前缘锯齿形扰流板在亚跨声速时具有良好的 噪声控制效果,但在Ma=1.4时效果不佳。此外,即使研究 状态相同,不同的扰流板形式、参数对其控制效果也有很大 影响,如谢露等凹通过风洞试验研究了跨声速空腔的流动 控制技术,结果表明,前缘多孔扰流板的安装高度、展向宽

收稿日期: 2021-04-15; 退修日期: 2021-05-25; 录用日期: 2021-06-25

引用格式: Xiong Chao, Lu Wenbo, Song Wencheng. Spoiler control for acoustic suppression and store separation of cavity at Mach 3[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(08): 29-36. 熊超, 鲁文博, 宋文成. 马赫数3的空腔噪声及分离安全性扰流板控制效果 研究[J]. 航空科学技术, 2021, 32(08): 29-36. 度为流动控制效果的主要影响参数。何飞等<sup>[12]</sup>通过求解非 定常雷诺平均纳维 – 斯托克斯方程(RANS)研究了亚声速 时,不同高度前缘扰流板的噪声控制效果,结果表明,25% 与50%空腔高度的扰流板能有效减少空腔噪声峰值频率与 幅值,且随着扰流板高度的增加,降噪效果也越来越明显。

综合国内外研究现状来看,在*Ma*>2速域内的空腔噪声 特性及被动控制方面的研究成果很少,流动产生的气动噪 声及对武器安全分离的影响是否与*Ma*<2相同,扰流板这 种经济可靠的流动控制措施还能否起到良好的控制效果, 其控制效果与扰流板形式、参数有何关系,这些问题亟待研 究阐明。因此,本文通过风洞试验研究了*Ma*=3、空腔长深 比5~10的空腔气动噪声特性,并设计了一种无锯齿襟板型 扰流板,通过改变扰流板高度、倾斜角度等参数来研究其噪 声控制效果,最后通过动力相似投放试验,研究了扰流板对 武器分离安全性的影响。

## 1 试验设备和模型

## 1.1 风洞

试验在中国航空工业空气动力研究院FL-60风洞中进行。该风洞是一座直流吹引式亚、跨、超三声速风洞,试验 Ma范围为0.3~4,试验段横截面尺寸为1.2m×1.2m(宽×高)。

## 1.2 空腔模型

空腔模型长度 L=508mm,宽度 W=101.6mm,深度 D 可 通过更换不同的底板调节,来实现不同长深比(L/D=5,7.5, 10),模型如图1所示。腔底与后壁中心线沿纵向布置了14



图 1 空腔平板试验模型 Fig.1 Cavity plate test model

个脉动压力传感器,编号及相对空腔长度的纵向站位(x/L) 与相对空腔深度的垂向站位(y/D)如图2所示。进行动力相 似投放试验时,将空腔口向下安装,内埋弹通过弹射机构安 装在空腔中,并在弹射指令发出后弹出。

## 1.3 内埋弹模型

内埋弹模型为缩比1:10的MK82航空炸弹模型,采用



Fig.2 Sensor mounting position

轻模型法来设计,其结构如图3所示。模型质量特性设计结果及加工误差见表1,其中惯性矩坐标系为弹体轴美系坐标系,质心按照弹头距离给出。



#### 表1 内埋弹质量特性设计结果

Table 1 Results of store model mass property

	氏县/。	惯性矩/(kg·m²)		质心/
	/贝里/g	I <sub>xx</sub>	$I_{yy}/I_{zz}$	mm
理论值	443.6	2.235×10-5	1.076×10 <sup>-3</sup>	94.04
设计值	442.7	2.369×10-5	1.071×10 <sup>-3</sup>	94.08
相对误差/%	-0.20%	0.47%	-0.46%	0.04%

## 1.4 弹射器模型

弹射器模型用于固定内埋弹,并且在弹射指令发出后, 在规定的弹射冲程内,以设定的弹射速度将弹弹出。本文 设计的弹射器模型如图4所示。弹射器由固定装置、加速 装置、弹射力调节及解锁装置构成。弹射力由弹簧提供,不



同的弹簧初始压缩量能提供不同大小的弹射力。本文弹射器能为内埋弹提供2~8m/s的初始分离速度。

## 1.5 试验测量设备

脉动压力测量系统由高精度动态传感器和HBM高速数据采集系统构成。传感器采用KULITE公司的XCQ062-50A柱状动态压力传感器,传感器直径0.062in,量程50PSI,动态采样频率设为50000Hz,采样时间3s。

投放试验中,在风洞侧壁观察窗外,采用两台 Photron公司的 FASTCAM SAX 超高速摄像机组建双目视觉测量系统,如图 5 所示。试验测量视场为 1000mm×1000mm,图像分辨率为 1024px×1024px,图像采集频率为 5000fps。



图5 视频测量系统 Fig.5 Video measuring system

# 2 空腔噪声特性分析

定义无流动控制措施构型为基本状态,研究长深比为 5,7.5,10的空腔噪声特性,模型迎角 a=0°。

典型开式流动空腔内部存在明显的声学纯音,由脉动 压力频谱曲线(PSD)可以看出明显的模态振荡频率和峰值, 且通常采用Rossiter 经典主频公式<sup>[13]</sup>进行振荡模态估计。 图6、图7为不同长深比构型,空腔底部*x/L*=0.6(5测点)及 后壁*y/D*=0.857(14测点)的脉动压力频谱曲线。由图可知, 长深比5构型的腔内出现了明显的振荡情形,特别是4阶主 频的峰值明显高于其他主频,流场呈开式流动特征,而长深 比7.5和10这两种构型无明显的反馈激励振荡,频域范围 内没有特征峰值出现,流场呈过渡/闭式流动特征。

图8、图9为不同长深比构型,空腔底部及后壁测点的 总声压级(OASPL)曲线。由图可知,长深比7.5和10这两种 构型的腔底噪声相近,且明显低于长深比5构型;三个构型 的后壁噪声相近,靠近腔底后壁附近处,长深比5构型的噪 声最大。即随空腔长深比的增加,腔体内部噪声水平减弱, 流动越来越趋于稳定。





# 3 扰流板控制效果分析

## 3.1 扰流板设计

湍流边界层(旧称附面层)厚度δ的计算公式<sup>[14]</sup>为:

 $\delta = 0.37 x / R e_x^{\frac{1}{5}} \tag{1}$ 

式中:x为特征长度;Re<sub>x</sub>为当地雷诺数。

由此估算*Ma*=3时空腔上游来流边界层厚度,此时x为 空腔前缘平板长度,值为385mm, $Re_x$ =6.58×10<sup>6</sup>,则由式(1) 可知 $\delta$ =6.17mm。据此设计了6.17mm(1 $\delta$ )、9.25mm(1.5 $\delta$ )、 12.34mm(2 $\delta$ )三种扰流板高度。其他扰流板参数包括:倾斜 角度、安装位置、下部是否通气。表2和图10给出了本文设 计的7种前缘襟板型扰流板的具体参数和示意图。

表	2	前缘扰流板
Table 2	Le	eading edge spoile

扰流板编号	<i>H</i> /mm	<i>θ/</i> (°)	其他
1	12.34	45	
2	9.25	45	
3	6.17	45	
4	6.17	90	
5	6.17	30	
6	6.17	45	前移15mm
7	6.17	45	下部通气

#### 3.2 扰流板空腔噪声控制效果

选择空腔振荡模态特征明显的长深比5构型进行试验,模型迎角α=0°。

## 3.2.1 扰流板高度影响

图 11、图 12 为不同高度扰流板的空腔底部及后壁总 声压级曲线。由图可知,在平均气动噪声控制方面,不同 高度扰流板均能有效降低空腔气动噪声,且控制效果差异 不大,能使总声压级降低5~9dB,其中在空腔底部后半段



(x/L>0.6)及靠近底部的后壁区域(y/D<0.4)的降噪效果最明显。

图 13、图 14为不同高度扰流板的空腔 5 测点、14 测点 的脉动压力频谱曲线。由图可知,在峰值气动噪声控制方 面,不同高度扰流板均能有效降低空腔的宽频与主频噪声, 其中宽频噪声的降低在空腔后壁明显体现,且与扰流板高 度关系不大,声压级降低约5dB,而主频噪声的降低在4阶 主频上明显体现,且随扰流板高度增加控制效果越好。1δ 高度扰流板的4阶主频噪声峰值声压级最大降低19dB,优 于1.5δ高度扰流板5dB,但在扰流板高度由1.5δ增加到2δ 时,其4阶主频控制效果已无明显差距。





Fig.13 PSD of point 5 with different heights of spoiler



#### 3.2.2 扰流板倾斜角度影响

图15、图16为不同倾斜角度扰流板的空腔底部及后壁总 声压级曲线。图17、图18为不同倾斜角度扰流板的空腔5测 点、14测点的脉动压力频谱曲线。由图可知,30°与45°的扰流 板在平均气动噪声和峰值气动噪声的控制效果基本一致,且 略优于90°的扰流板,其中在总声压级上控制效果最大差异约





1dB,4阶主频的峰值声压级上控制效果最大差异约5dB。 3.2.3 扰流板不同形式影响

试验对扰流板前移与扰流板下部通气的噪声控制效果 进行了研究。图19、图20为不同形式扰流板的空腔底部及





后壁总声压级曲线。图21、图22为不同形式扰流板的空腔 5测点、14测点的脉动压力频谱曲线。由图可知,下部通气 与不通气扰流板的噪声控制效果相当,而扰流板前移之后 控制效果明显降低。相对于未前移情况,扰流板前移后,空 腔总声压级最大降低量少了4dB,宽频噪声声压级最大降 低量少了2dB,主频噪声声压级最大降低量少了9dB。





#### 3.3 扰流板对内埋弹分离安全性的改善效果

试验选择的空腔长深比为5,模型迎角α=0°。武器分 离是否安全除与流场及武器自身气动特性有关外,还与初 始分离速度密切相关,速度越小对武器分离越不利,即每一 个投放状态都有一个初始分离速度的最小安全边界。前期 研究表明,无流动控制措施时,内埋弹在初始分离速度v= 2.5m/s时无法安全分离,而在v=3.5m/s时可安全分离,则此 工况下内埋弹初始分离速度的最小安全边界在2.5~3.5m/s。 因此本文选择2.5m/s作为扰流板分离安全性改善试验的初 始分离速度。









图23~图25为基本状态及扰流板2、扰流板3的内埋弹 分离图像。可以看出,无扰流板时,内埋弹出腔后出现明显 的抬头趋势,进而返回空腔,撞击了后缘平板,分离不安全, 而采用前缘扰流板后,内埋弹的抬头趋势被明显抑制,轨迹 始终沿远离空腔方向,分离是安全的,且随扰流板高度从1δ 增加到1.5δ,内埋弹的分离抬头趋势进一步减小,分离更趋 于安全。由此可见,扰流板能扩大内埋弹初始分离速度的 最小安全边界,改善其分离安全性。



图23 基本状态内埋弹分离轨迹(v=2.5m/s) Fig.23 Store separation trajectory without spoiler (v=2.5m/s)



图24 1δ扰流板内埋弹分离轨迹(v=2.5m/s) Fig.24 Store separation trajectory with 1δ spoiler (v=2.5m/s)

# 4 结论

本文通过风洞试验,研究了Ma=3的不同长深比空腔的 噪声特性,并以未加流动控制措施的构型为基本状态,对比 了不同参数前缘襟板扰流板对空腔气动噪声以及对内埋弹 分离安全性的影响,得到以下结论。

(1)长深比5的空腔内会出现明显的模态峰值特征,流



图25 1.5ō扰流板内埋弹分离轨迹(v=2.5m/s) Fig.25 Store separation trajectory with 1.5δ spoiler (v=2.5m/s)

场为开式流动类型,其中4阶主频峰值明显高于其他主频, 且随空腔长深比的增加,腔体内部噪声水平减弱,流动越来 越趋于稳定,空腔开式流动向过渡式流动转换,转换长深比 在7.5附近。

(2)长深比5构型时,扰流板能有效降低空腔噪声,使 空腔总声压级最大降低9dB,峰值声压级最大降低19dB。 而不同扰流板参数对噪声控制效果的影响体现在:随扰流 板高度增加,峰值噪声的控制效果明显提高,但在高度增加 到1.5δ后,控制效果的提升已不明显,继续增加高度,收益 不大;30°与45°扰流板的噪声控制效果基本一致,且略优于 90°的扰流板;下部通气与不通气扰流板的噪声控制效果相 当,而扰流板前移之后控制效果明显降低。

(3)长深比5构型时,扰流板能有效减小内埋弹安全分离所需的初始弹射速度,改善分离安全性,且随扰流板高度从1δ增加到1.5δ,改善效果越好。

#### 参考文献

[1] 田宏亮.临近空间高超声速武器发展趋势[J].航空科学技术,
 2018,29(6):1-6.

Tian Hongliang. Development trend of near space hypersonic weapon[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018,29(6):1-6.(in Chinese)

- [2] Zhuang N, Alvi F S, Alkislar M B, et al. Supersonic cavity flows and their control[J]. AIAA Journal, 2006, 44(9): 2118-2128.
- [3] Prudhomme D, Reeder M F. Flight tests of passive flow control for acoustic suppression[C]// AIAA Aviation Forum, 2019.
- [4] Christopher C N, Alan B C. Prediction of store trajectory res-

ponse to unsteady aerodynamic loads[R]. AIAA-2008-188, 2008.

- [5] Davis M B, Yagle P, Chankaya K M, et al. Store trajectory response to unsteady weapons bay flowfields[R]. AIAA 2009-547,2009.
- [6] Cenko A, Deslandes R, Dillenius M, et al. Unsteady weapon bay aerodynamics-urban legend or flight clearance nightmare[J]. AIAA 2008-189, 2008.
- [7] Ryan F S, Semmelmayer F. Analysis of cavity passive flow control using high speed shadowgraph images[R]. AIAA 2012-0738, 2012.
- [8] Saddington A J, Thangamani V. Comparison of passive flow control methods for a cavity in transonic flow[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(5): 1439-1447.
- [9] Ryan F S, Schwartz D R. High and low frequency actuation comparison for a weapons bay cavity[R]. AIAA 2005-795, 2005.
- [10] Ukeiley L S, Michael K P. Suppression of pressure loads in cavity flow[J]. AIAA Journal, 2004, 42(1): 70-79.

- [11] 谢露,张彦军,侯银珠,等.亚声速武器舱空腔流动压力特性 及其控制方法试验研究[J]. 航空学报, 2020,41(11):288-301.
   Xie Lu, Zhang Yanjun, Hou Yinzhu, et al. Experimental study of cavity flow pressure characteristics and flow control methods at subsonic speed[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020,41(11):288-301.(in Chinese)
- [12] 何飞, 王明. 空腔噪声及扰流板控制措施研究[J]. 航空工程 进展,2011,2(3):245-248.
  He Fei, Wang Ming. Investigation of cavity acoustics and suppression measure of spoiler[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011,2(3):245-248.(in Chinese)
- [13] Rossiter J E. Wind-Tunnel Experiments on the Flow over Rectangular Cavities at Subsonic and Transonic Speeds[R]. Aerospace Engineering Reports, 1964.
- [14] Anderson J D. Fundamentals of Aerodynamics[Z]. The McGraw-Hill Companies, 2005.

# Spoiler Control for Acoustic Suppression and Store Separation of Cavity at Mach 3

Xiong Chao, Lu Wenbo, Song Wencheng

Aero Science Key Lab of High Reynolds Aerodynamic Force at High Speed, AVIC Aerodynamics Research Institute, Shenyang 110034, China

**Abstract:** In order to satisfy the requirements of weapon launch from the bay in  $Ma \ge 2$ , using wind tunnel tests to study the aerodynamic noise of cavity at Ma 3. Several kinds of leading spoiler are designed to study its effect on noise control and the improvement of separation safety. The results show that as the length-depth ratio of the cavity increases, the noise level inside the cavity decreases. When the length-depth ratio is 5, the flow field shows an open flow characteristic, and the 4<sup>th</sup> Rossiter peak noise is particularly obvious. The spoiler can reduce the largest 9dB average sound pressure level and 19dB peak sound pressure level in the cavity. With the increase of the spoiler height, the control effect of peak noise is obviously improved. However, when the height is increased to 1.5 times of the boundary layer thickness of the leading edge, the control effect is not significantly improved. The control effect is basically unchanged after the lower part of the spoiler becomes ventilation, but decreases significantly after the spoiler moves forward. The spoiler can effectively reduce the initial ejection velocity required for the safe separation of the store.

Key Words: supersonic; cavity; wind tunnel test; spoiler; aerodynamic noise; separation safety