内埋弹舱典型结构振动响应分析与试验验证

沈重，王虎寅，赵斌，陈忠明
（沈阳飞机设计研究所，沈阳 110035）

摘要：目的 提高隐身飞机内埋式弹舱结构，在武器发射时由于气流的强烈扰动产生极高的噪声和结构振动环境下的使用寿命。**方法** 选取内埋弹舱典型结构进行随机振动响应分析，根据分析结果确定加速度传感器和应变花布置位置，并进行地面振动台振动试验验证。**结果** 频率计算结果与扫频结果较为接近，加速度计算结果与试验结果最大误差为 23.2%，应力计算结果与试验结果的平均误差基本在 20%以下。**结论** 试验前后试验件未发现工程目视可检裂纹等破坏现象，达到了规定的抗振能力，表明内埋弹舱采用的加筋结构形式合理，有限元计算结果能够满足动强度在工程上的计算精度要求。

关键词： 内埋弹舱；振动响应；振动试验
DOI： 10.7643/ issn.1672-9242.2018.09.008
中图分类号： TJ410 **文献标识码：** A
文章编号： 1672-9242(2018)09-0037-04

Analysis and Test Verification of Typical Structural Vibration Response of Internal Weapon Bay

SHEN Zhong, WANG Hu-yin, ZHAO Bin, CHEN Zhong-ming
(Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China)

ABSTRACT: Objective To improve the internal bay of stealth aircraft and increase its service life in the environment of vibration and extremely high noise caused by the strong disturbance of air flow. **Methods** A typical structure of internal bayd was selected for random vibration response analysis. According to the result of the analysis; the location of the acceleration sensor and the strain sensor was determined; and the vibration test of the ground vibration station was verified. **Results** The result of frequency calculation was close to the result of sweep frequency. The maximum error of acceleration and test result was 23.2%. The average error of stress calculation and experimental results was basically less than 20%. **Conclusion** No destructive phenomena such as visual inspection cracks is found in the test before and after the test, and the required anti vibration ability was achieved. The results show that the reinforced structure adopted in the internal bay is reasonable, and the FEM calculation results can meet the accuracy requirement of dynamic strength in engineering.

KEY WORDS: internal bay; vibration response; vibration test

高隐身飞机均采用内埋式弹舱结构，因此在超音速及跨音速下打开武器舱门时，不稳定气流进入弹舱内，在舱内前后产生膨胀波和压缩波，这种膨胀波和压缩波诱导结构产生强烈振动[1-2]。在该环境下，结构极易产生疲劳破坏，影响飞机飞行安全。

内埋弹舱振动、噪声特性研究始于针对空腔的流动激励研究。早期，针对空腔振动、噪声研究只限于风洞试验方法。1964 年，Rossiter[3]首先对亚、跨声速条件下的空腔流动机理进行了大量的试验研究。通过显示技术，Rossiter 发现了空腔周围的脱落涡和压力波，并推导出用于估算空腔流动自持振荡频率的半经验公式。后续众多学者[4-6]对空腔噪声进行了详细

收稿日期： 2018-06-25；**修订日期：** 2018-07-25
作者简介： 沈重（1983—），男，高级工程师，主要从事振动与噪声控制方面工作。

的研究，完善了空腔流动理论。

通过 Rossiter 半经验公式可知，弹舱后部结构，特别是后壁板所处的环境最为恶劣，因此，文中针对内埋弹舱后壁板典型结构形式进行了振动响应分析，并与振动试验进行了对比。结果表明，内埋弹舱采用的加筋结构形式合理，有限元计算结果能够满足动强度在工程上的计算精度要求。

1　试验

内埋弹舱的典型结构如图 1 所示，采用加筋板结构形式，长约 377 mm，宽约 400 mm，高约 25 mm，结构材料为抗疲劳性能较的 7050 铝合金。利用 MSC.PATRAN 对该结构进行有限元建模，壁板及筋条采用 shell 单元模拟，共有 8389 个 shell 单元，8507 个节点，边界采用固支模拟，有限元模型如图 2 所示。

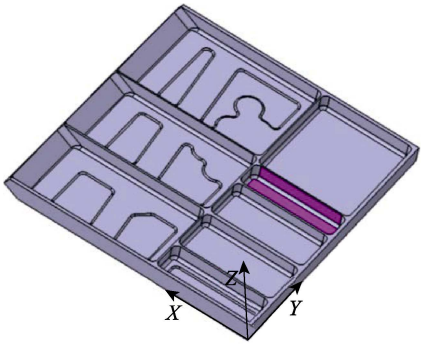

图 1　内埋弹舱典型结构

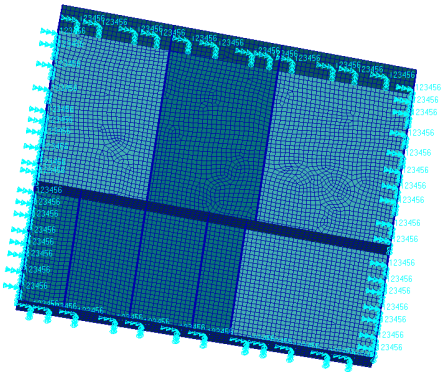

图 2　内埋弹舱典型结构有限元模型

2　动力学分析

2.1　模态分析

利用 MSC.NASTRAN SOL103 模块对该结构进行模态分析，可得前三阶固有频率为 493、652、784 Hz，第一阶振型如图 3 所示。

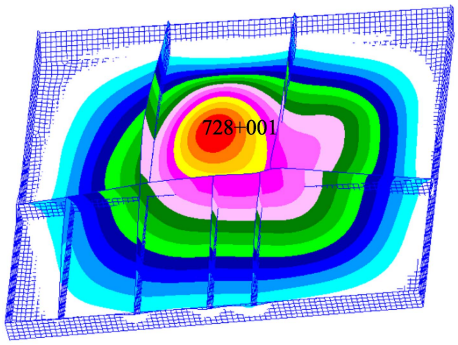

图 3　内埋弹舱典型结构第一阶振型

2.2　随机响应分析

随机振动响应分析是由系统输入的统计特性计算系统输出的统计特性，研究的基本问题是由输入的自相关函数或功率谱密度函数来确定系统输出的自相关函数或功率谱密度函数，从而确定系统响应的方差和均方差。结构动力学方程为[7]：

$$\boldsymbol{M}\ddot{y}+\boldsymbol{C}\dot{y}+\boldsymbol{K}y=F(x,y)$$

式中：$\boldsymbol{M}$ 为质量矩阵；$\boldsymbol{C}$ 为阻尼矩阵；$\boldsymbol{K}$ 为刚度矩阵。若初始速度和位移为 0，则系统响应只由随机激励引起，求杜哈梅（Duhamel）积分得到时域响应，也可用积分变换得到频域响应：

$$y(t)=\int_0^t h(t-\tau)f(t)\mathrm{d}\tau \Rightarrow Y(\omega)=H(\omega)F(\omega)$$

式中：$h(t)$为脉冲响应函数；$H(\omega)$为频率响应函数，与 $h(t)$为一对傅里叶变换对。

计算所用的振动载荷谱如图 4 所示，得到各位置的加速度响应及应力响应结果，用于指导后续试验中传感器布置及结果对比。

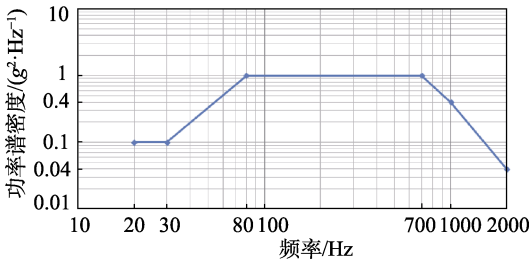

图 4　振动载荷谱

3　试验验证

3.1　测点布置

根据随机响应计算结构，确定了振动试验时的加速度及应变的测点位置，如图 5、图 6 所示，共两件试验件。

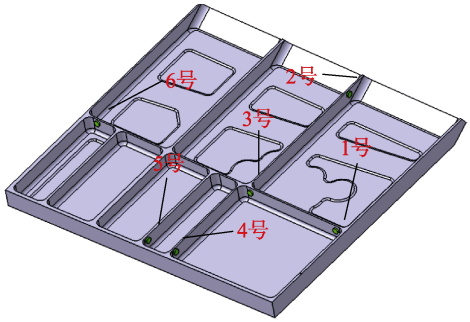

图 5　应变花粘贴位置

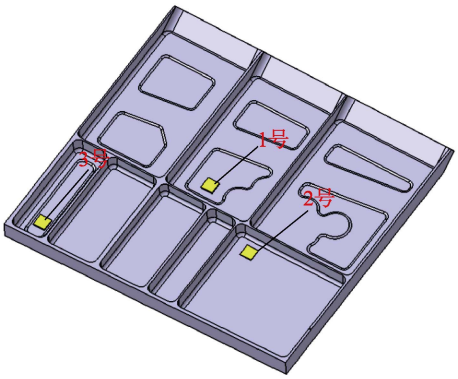

图 6　加速度传感器粘贴位置

3.2　扫频结果对比分析

对两件试验件进行正弦扫频试验，1 号试验件第一阶峰值频率约为 509 Hz，2 号试验件第一阶峰值频率约为 495 Hz。根据模态分析结果可知，有限元计算的第一阶频率与试验扫频结果较为接近，因此，有限元模型及边界条件模拟较为准确。

3.3　加速度测试结果对比分析

对两件试验件按振动谱进行随机振动试验，振动控制谱精度满足国军标要求，试验结果与有限元计算结果见表 1。可以看出，1 号点、3 号点的有限元计算得到的加速度响应与试验结果较为接近，2 号点与试验结果相差较大，误差为 23.2%，基本满足工程计算结果要求。

3.4　应变测试结果对比分析

应力测试结果与计算结果对比见表 2。从表 2 可以看出，应力计算结果与试验测试结果存在一定误差。主要是由于有限元模型建模过程中进行了简化，去除了倒角等细节信息，此外各阶的模态阻尼无法在有限元模型中准确地模拟导致计算误差。在各应变测试点中，3 号测点的计算结果与试验测试结果误差最大，为–39.1%，其他测点二者误差大多在 20%以下。两件试验件平均误差基本在 20%以下，表明有限元计算结果能够满足动强度在工程上的计算精度要求。

表 1　加速度测试结果与计算分析结果对比表

测点序号	1 号试验件			2 号试验件		
	测试值/*g*	计算值/*g*	误差/%	测试值/*g*	计算值/*g*	误差/%
1 号	302.9	291	4.1	301.2	291	3.5
2 号	228.6	185.5	23.2	216.5	185.5	16.7
3 号	32.2	30.8	4.5	32.4	30.8	5.2

表 2　应力测试结果与计算分析结果对比表

测点序号	1 号试验件			2 号试验件			两件试验件平均误差/%
	测试值/MPa	计算值/MPa	误差/%	测试值/MPa	计算值/MPa	误差/%	
1 号	12.5	15.4	–18.8	16.8	15.4	9.1	–4.9
2 号	10.3	10.1	2.0	13.4	10.1	32.7	17.3
3 号	5.6	9.2	–39.1	8.9	9.2	–3.3	–21.2
4 号	7.3	7.4	–1.3	5.9	7.4	–20.3	–10.8
5 号	7.8	8.0	–2.5	7.6	8.0	–5.0	–3.8
6 号	21.1	15.8	25.6	15.1	15.8	–10.1	14.6

4　结论

文中通过对内埋弹舱典型结构进行振动试验及有限元分析，可以得到以下结论：

1）内埋弹舱典型结构试验件在本次试验规定的振动载荷和试验条件下完成了试验，试验件未发现工程目视可检裂纹等破坏现象，达到了规定的抗振能力，表明内埋弹舱选择该种加筋结构形式合理，满足动强度设计要求。

2）通过对有限元计算结果与测试结果对比可知，有限元计算结果能够满足动强度在工程上的计算精度要求。

参考文献：

[1] MURRAY N E, UKEILEY L S. Flow Field Dynamics in Open Cavity Flows[C]//Proceedings of 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. AIAA 2006-2428, 2006.

[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.

[3] ROSSITER J E. Wind-Tunnel Experimental on the Flow over Rectangular Cavities at Subsonic and Transonic Speeds[R]. R&M No. 3438, 1964.

[4] TRACY MB, PLENTOVICH EB, CHU J. Measurements of Fluctuating Pressure in a Rectangular Cavity in Transonic Flow at High Reynolds Numbers[R].Technical Memorandum 4363, NASA, 1992.

[5] GHARIB M, ROSHKO A.The Effect of Flow Oscillations on Cavity Drag[J].Journal of Fluid Mechanics, 1987, 177: 510-530.

[6] ROSS JA, PETO JW.The Effect of Cavity Shaping:Front Spoilers and Ceiling Bleed on Loads Acting on Stores and on the Unsteady Environment within Weapons Bays[R]. Technical Report DERA/AS/HWA/CR97010/1/1, QinetiQ, 1997.

[7] 林家浩, 张亚辉. 随机振动的虚拟激励法[M]. 北京: 科学出版社, 2004.