

# 支承舱减振性能分析

沈林<sup>†</sup> 秦川 胡迪科 柳征勇

(上海宇航系统工程研究所, 上海 201109)

**摘要** 支承舱是运载火箭与航天器之间的重要连接结构,支承舱的振动特性是力学环境设计需要考虑的因素之一. 本文从振动环境控制的角度进行支承舱结构动力学分析,阐述了一种基于支承舱振动特性研究的改善航天器力学环境的方法. 在有限元建模过程中,引入了材料级性能试验. 计算并比较了不同材料支承舱结构对航天器振动环境的作用,比较了连接面形式对振动环境的影响. 基于分析结果给出了进一步研究的建议.

**关键词** 振动环境, 振动控制, 支承舱, 振动测试

DOI: 10.6052/1672-6553-2014-053

## 引言

运载火箭主动段飞行过程中,航天器在整流罩内要经历复杂和严酷的振动力学环境作用,为保证飞行可靠性,航天器均要进行地面试验以考核其对力学环境的适应性. 随着火箭飞行任务的不断增加以及卫星形式的多样化,火箭需要适应不同卫星平台、结构布局、有效载荷和重量的变化,更需要为航天器改善主动段力学环境、提供更为准确、合理的环境条件,以适应星上精密仪器的要求,减少卫星不必要的设计和试验环节,有利于节约研制经费,缩短研制周期、降低整星的质量、提高卫星的寿命. 国内一般对于星箭界面振动环境的匹配主要通过加强卫星的结构,或者增加整星隔振装置来实现改善主动段飞行振动环境,两种途径均会带来重量的损失,造成飞行器研制成本增加,降低了载荷比,不利于运载火箭的市场竞争力<sup>[2-7,9-10]</sup>.

运载火箭支承舱是航天器与火箭之间的重要连接结构,支承舱的振动特性是星箭力学环境设计的主要因素之一. 本文阐述了一种基于支承舱振动特性研究的改善航天器力学环境的方法,通过动力学建模、材料级性能试验、支承舱结构材料对比、支承舱结构连接形式改进等方面研究了对振动环境的改善作用,提出了进一步的研究方向.

## 1 动力学建模

### 1.1 支承舱结构

典型的运载火箭与航天器连接方式如图1所示,图中支承舱(PSB, payload supported bay)结构上端连接适配器(Adapter),适配器上端与卫星结构连接,整个星箭(SC/LV, spacecraft & launch vehicle)连接结构均在整流罩(PLF, payload fairing)空间内.

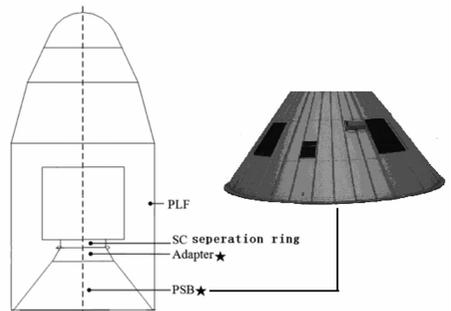


图1 整流罩内星箭布局和支承舱结构示意图

Fig. 1 SC/LV arrangement in fairing & PSB structure

支承舱结构一般为锥形薄壁结构,下端接口与火箭末级匹配,承受从结构传递而来的振动激励,振动环境通过上端与适配器结构的匹配传递给卫星. 所以,支承舱结构的振动特性对星箭力学环境有着重要的影响.

## 1.2 有限元模型

针对支承舱结构特点,有限元建模时以板壳单元为主、梁单元辅助的方式.为研究支承舱动力学特性对星箭力学环境的作用,将支承舱模型与适配器、卫星模型组装成为组合体,如图2所示.为研究不同结构材料的影响,分别建立了金属材料 and 复合材料的支承舱模型.

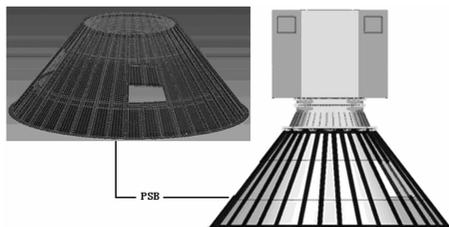


图2 支撑舱和组合体模型  
Fig.2 PSB & Assembly model

## 1.3 材料性能试验

支承舱模型中,材料属性参数(如弹性模量  $E$ )对动力学响应的影响较明显,金属材料各向同性,其材料参数离散度较小,而对于复合材料支承舱,为了控制建模误差,通过材料级性能试验研究其刚度、阻尼性能,按照标准 GB/T18258-2000《阻尼材料阻尼性能测试方法》,采用一端固支悬臂梁的自由振动衰减法测量.根据支承舱结构设计,取不同铺层数(不同厚度)的材料试片共90片进行试验.

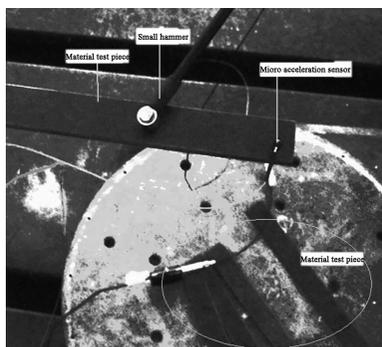


图3 材料性能测试  
Fig.3 material characteristics test

表1 修正前后支承舱频率对比

Table 1 PSB frequency comparison between pre-modification & post-modification

No.	Pre/ Hz	Post/ Hz	modal test/ Hz	inaccuracy /%
1	105.09	95.932	95.45	0.50
2	114.09	104.15	106.08	-1.82
3	124.79	113.92	114.38	-0.40

均值约为理论值的70~80%,将复材支承舱材料刚度修正前后的固有频率计算结果与模态试验对比,见表1,经修正后,频率误差在3%以内.

## 2 减振性能对比

研究金属材料和复合材料组合体的频率响应.为便于对比,支承舱底部激励条件设置为5~100Hz,1.0g.根据经验,金属材料阻尼一般设置模态阻尼比为3~5%,复合材料较高,支承舱模型的阻尼设置时按照以上原则,复合材料支承舱结构取6%.计算输出星箭界面(SC/LV interface, SC/LV I/F)和卫星质心处的加速度响应,见表2,复合材料支承舱组合体分析结果表明,卫星质心(SC CoG)响应比金属材料支承舱组合体响应降低20%以上.

表2 振动响应仿真结构对比-复合材料与金属材料

Table 2 vibration response simulation results comparison - composite & metal material PSB structure

Direction	Response(g)/frequency(Hz)			
	SC/LV I/F		SC CoG	
	composite	metal	composite	metal
lateral	1.86/29.2	1.91/30	7.28/29.8	9.46/30.4
	7.34/90.2	12.25/92.2	4.72/90.4	8.27/92.4
axial	5.47/71	7.36/72.4	7.57/71	9.98/72.4

## 3 连接形式改进

支承舱对星箭力学环境的作用效果需要通过适配器传递,其间的连接结构是主要的传立路径,一般通过端面对接方式实现连接,为了研究对接方式对振动环境的影响,设计了以下仿真模型:(1)支承舱上端面内翻边-适配器下端面内翻边、(2)支承舱上端面外翻边-适配器下端面外翻边,与(3)支承舱上端面内翻边-适配器下端面外翻边对比,见图4.响应计算结果见表3.

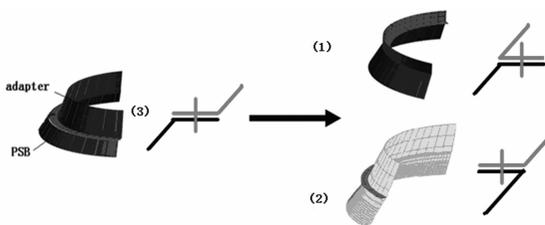


图4 适配器下端面和支承舱上端面连接形式  
Fig.4 the connection form between adapter's lower frame and PSB upper frame

测试结果表明,复合材料试片实际弹性模量平

表3 振动响应对比 - 支承舱上端面连接形式  
Table 3 vibration response comparison - PSB upper frame connection form

Direction	Response(g)/frequency(Hz)			
	SC/LV I/F		SC CoG	
	(3) inversion	(2) extroversion	(3) inversion	(2) extroversion
lateral	2.80/24.4	1.91/30	10.3/24.6	9.46/30.4
	11.79/90.2	12.25/92.2	7.43/90.4	8.27/92.4
axial	10.53/60	7.36/72.4	12.88/60	9.98/72.4

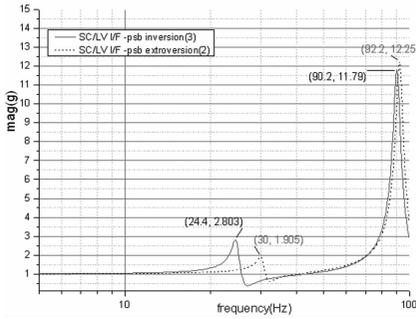


图5 星箭界面响应对比(横向)

Fig. 5 SC/LV I/F response comparison (lateral)

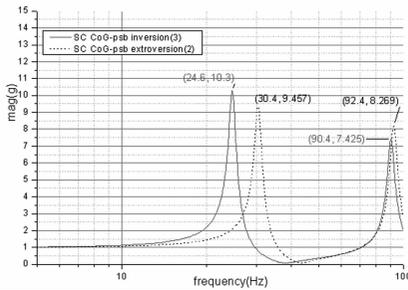


图6 卫星质心响应对比(横向)

Fig. 6 SC CoG response comparison (lateral)

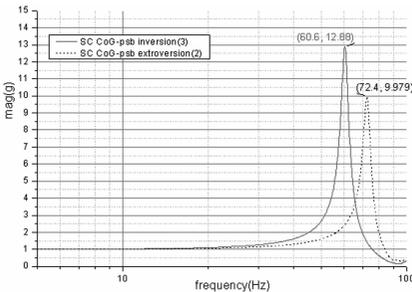


图7 卫星质心响应对比(纵向)

Fig. 7 SC CoG response comparison (axial)

支承舱上端面由内翻改为外翻后,各阶频率提高,星箭界面和卫星质心位置的纵向、横向一阶频率响应特性有改善,界面响应减低20%以上,质心响应降低约10%,说明外翻边方案有利于振动响应的改善.对于内翻边方案(1),其分析结果与方案(2)类似,这是由于两个方案与(3)对比,改善传

力路径的效果相同,缩短了支承舱与适配器端面连接的传递路径.

#### 4 试验验证

通过地面振动试验研究支承舱减振特性,试验对象为金属材料支承舱组合体、复合材料支承舱组合体,在振动台上完成了传递特性试验,见图8.在星箭界面和卫星质心位置安装了加速度测点,部分传递特性对比见图9~10.

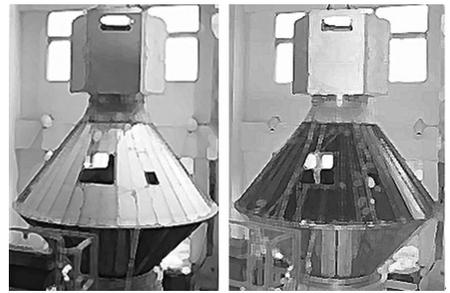


图8 振动试验

Fig. 8 vibration test

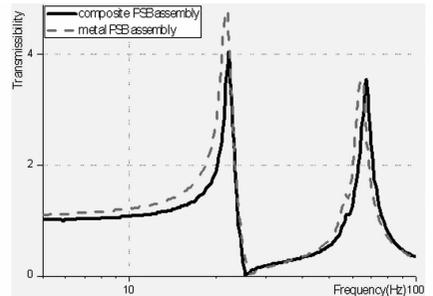


图9 横向传递特性 - 支承舱底部至卫星质心

Fig. 9 Lateral transmissibility - PSB bottom to SC CoG

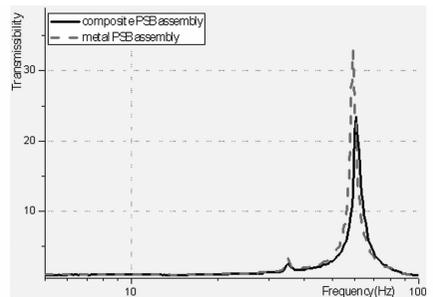


图10 纵向传递特性 - 支承舱底部至卫星质心

Fig. 10 Axial transmissibility - PSB bottom to SC CoG

复材组合体与金属组合体相比,横向质心一阶放大系数降低约15%,纵向质心放大系数降低约29%.

#### 5 结论

分析了支承舱振动特性对星箭力学环境的作用,研究了支承舱减振性能.在复合材料舱体结构建

模时引入材料级试验结果,可提高模型精度.通过应用复合材料和改进舱段连接形式,对振动环境具有较明显的改善作用,在地面振动试验中得到了验证.

针对复合材料层合板可设计的特点,可进一步研究其铺层设置、角度等参数对振动环境的影响,开展基于减振性能的舱体优化设计.约束阻尼层材料在舱体结构上的应用也值得进一步研究.

## 参 考 文 献

- 倪振华. 振动力学. 西安:西安交通大学出版社. 1989 (Ni Z H. Mechanics of vibration. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press. 1989 (in Chinese))
- Wilke P S, Johnson C D, Fosness E R. Whole - spacecraft passive launch isolation. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1998, 35 ( 5 ) : 690 ~ 694
- 王跃宇,冷力强,李志,李勇. 星箭适配器(PAF)隔振技术的进展. 航天器环境工程, 2007, 24(1): 43 ~ 46 (Wang Y Y, Leng L Q, Li Z, Li Y. The recent development of vibration isolation technique of payload attach fitting. *Spacecraft Environment Engineering*, 2007, 24 ( 1 ) : 43 ~ 46 ( in Chinese ))
- Wang Z, Liu L K, Zheng G T. Optimal design of ccto - strut vibration isolation platform. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, 29(3): 749 ~ 753
- Zhang Y W, Fang B, Chen Y. Vibration isolation performance evaluation of the discrete whole-spacecraft vibration isolation platform for flexible spacecraft. *Meccanica*, 2012, 47(5): 1185 ~ 1195
- Liu L K, Zheng G T, Huang W H. Octo-strut vibration isolation platform and its application to whole spacecraft vibration isolation. *Journal of Sound and Vibration*, 2006, 289 ( 4 ) : 726 ~ 744
- 张军, 谌勇, 骆剑, 华宏星. 整星隔振技术的研究现状和发展. 航空学报, 2005, 26(2): 179 ~ 183 (Zhang J, Chen Y, Luo J, Hua H X. Review of the whole spacecraft isolation techniques. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2005, 26(2): 179 ~ 183 (in Chinese))
- 田利思等. MSC Nastran 动力分析指南. 北京: 中国水利水电出版社, 2012 (Tian L S et al. Guide to MSC Nastran dynamic analysis. Beijing: China WaterPower Press, 2012 (in Chinese))
- 马兴瑞, 于登云, 韩增尧, 邹元杰. 星箭力学环境分析与试验技术研究进展. 宇航学报, 2006, 27(3): 323 ~ 331 (Ma X R, Yu D Y, Han Z Y, Zou Y J. Research evolution on the satellite-rocket mechanical environment analysis & test technology. *Journal of Astronautics*, 2006, 27 ( 3 ) : 323 ~ 331 (in Chinese))
- 张军, 谌勇, 张志谊, 华宏星. 一种整星隔振器的研制. 振动与冲击, 2005, 24(5): 35 ~ 38 (Zhang J, Chen Y, Zhang Z Y, Hua H X. The development of a kind of whole-spacecraft vibration isolation system. *Journal of Vibration and Shock*, 2005, 24(5): 35 ~ 38 (in Chinese))

## THE ANALYSIS OF VIBRATION REDUCTION CHARACTERISTICS OF PAYLOAD SUPPORTED BAY

Shen Lin<sup>†</sup> Qin Chuan Hu Dike Liu Zhengyong

(Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai 201109, China)

**Abstract** Payload supported bay (PSB) is an important structure between launch vehicle and spacecraft(SC), the vibration characteristics of PSB is a factor which must be considered in mechanical environment design. In this paper, the dynamical performance of PSB was studied for vibration environment control. A method to improve the mechanical environment of SC based on the research of PSB vibration characteristics was presented. A test for mechanical properties of structural material was introduced to build finite element(FE) model. The vibration environment of SC assembled on different PSBs which are made of different material was computed and compared. The influence of structural connection form between PSB and SC was also investigated. Further research was provided on the basis of the analysis results.

**Key words** vibration environment, vibration control, payload supported bay, vibration test

Received 20 June 2014, revised 16 July 2014.

<sup>†</sup> Corresponding author E-mail: salen\_20@126.com