

# PMI 泡沫材料在航天器结构中应用的可行性研究

马立<sup>1</sup>, 刘芑<sup>2</sup>, 胡培<sup>3</sup>

(1. 北京卫星制造厂, 北京 100190; 2. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;  
3. 赢创德固赛(中国)投资有限公司上海分公司, 上海 201108)

**摘要:** 文章通过试验研究了两个牌号的 PMI 泡沫材料的物理及力学性能, 着重研究了它们的吸湿性能、压缩蠕变率及在热真空环境下的放气性能, 并与航天器结构常用的铝蜂窝芯材作了相应比较。研究表明, 优良的介电性能、低热导率、易于加工复杂外形、可设计性等特性使得 PMI 泡沫材料有望应用于航天器的多功能结构, 变截面结构, 杆、梁结构, 天线结构等, 而 PMI 泡沫材料采取一定的增强措施后也可作为航天器的承力结构。

**关键词:** 泡沫材料; 聚甲基丙烯酸酯; 夹层结构; 材料性能

中国分类号: TB303

文献标识码: A

文章编号: 1673-1379(2010)02-0164-05

DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2010.02.008

## 1 引言

目前, 航天器夹层结构所用的芯材主要有铝蜂窝和Nomex蜂窝, 其中铝蜂窝的用量最大, 广泛用于承力结构。近年来, 欧美航天领域开始在一些航天器的结构上使用泡沫夹层结构, 如Delta火箭的整流罩、鼻锥、隔热屏等结构, SAR天线的多边形夹层结构板, 探测器桁架结构的支撑杆等。在众多的泡沫材料中, 聚甲基丙烯酸酯(简称PMI)是在相同密度的条件下, 比强度和比模量最高的泡沫材料。目前已商品化的PMI泡沫有德国赢创德固赛(Evonik Degussa)公司生产的ROHACELL<sup>®</sup>和日本积水化学公司生产的FORMAC<sup>®</sup>。

虽然泡沫夹层结构在国外的航天器上已使用多年, 但国内航天领域对它的研究和应用才刚刚起步<sup>[1-3]</sup>, 无论是在材料性能还是工艺研究方面, 都还需广泛、深入地开展研究。本文针对ROHACELL<sup>®</sup>51WF(以下简称51WF)和ROHACELL<sup>®</sup>71XT(以下简称71XT)两个牌号的泡沫材料进行了研究, 得到了一些试验数据, 并将其与常用的铝蜂窝芯材作了比较分析, 展望了其在航天器结构上应用的前景。

## 2 两种泡沫材料的性能

本文通过试验研究了两种泡沫材料作为航天器材料的几个重要性能, 试验数据来源于中国空间技术研究院、德国赢创德固赛公司和NASA等研究机构的试验报告。

### 2.1 一般物理性能

作为一般夹层结构的芯材, 人们关注的物理性能指标包括密度、热膨胀系数等; 作为功能结构的芯材, 除了这两个指标外, 热性能和电性能也是重点考虑的因素。表1列出51WF和71XT的主要物理性能。

表1 物理性能  
Table 1 Physical properties

性能	51WF	71XT
密度/(kg·m <sup>-3</sup> )	52	75
热膨胀系数 (20℃)/K <sup>-1</sup>	3.11×10 <sup>-5</sup>	3.13×10 <sup>-5</sup>
热导率/(W·m <sup>-1</sup> ·K <sup>-1</sup> )	0.028~0.034	—
热变形温度/℃	205	240
介电常数 (2.0~26.5 GHz)	1.05~1.11	—
损耗角正切值 (2.0~26.5 GHz)	(3~61)×10 <sup>-4</sup>	—

### 2.2 力学性能

作为夹层结构的芯材, PMI泡沫的基本力学性

收稿日期: 2009-09-11; 修回日期: 2010-03-15

基金项目: 自主研发基金资助项目

作者简介: 马立(1973-), 女, 硕士学位, 高级工程师, 从事航天器复合材料结构件的研制工作。联系电话: (010)68744137。

能是结构设计所需要的,表 2 给出了试验测得的 51WF 和 71XT 的各项力学性能。

表 2 力学性能  
Table 2 Mechanical properties

性能	51WF	71XT	试验方法
压缩强度/MPa	0.8	1.7	ISO 844
拉伸强度/MPa	1.6	2.2	ISO 527-2
剪切强度/MPa	0.8	1.4	DIN 53294
弹性模量/MPa	75	105	ISO 527-2
剪切模量/MPa	24	42	DIN 53294
断裂延伸率/%	3	4	ISO 527-2

### 2.3 吸湿性能

虽然 PMI 是闭孔泡沫,但由于加工的原因,表面还是有开放性的微孔存在,在空气中会吸收水分子。吸湿会带来两方面不利的影响:一是降低了压缩蠕变性能,使得泡沫夹层结构的尺寸稳定性变差;二是可能造成夹层结构的面板与芯材脱粘。因此,通过试验测试了 51WF 和 71XT 的吸湿性能。试验环境条件为温度 23℃,相对湿度 50%。在测试前对它们进行了 130℃、2h 的干燥处理。图 1 是泡沫材料的吸湿量与存放时间的关系曲线。图中的 71XT-HT 表示经过高温热处理:130℃、2h;180℃、48h(以下 HT 如未特殊说明,其含义与此相同)。由图 1 可以看出:51WF 的饱和吸湿量为 2.6%左右;71XT 的饱和吸湿量约为 5%,而经过高温处理后的 71XT-HT 干燥后,其吸湿量明显降低,饱和吸湿量约为 3.7%。这两个牌号的泡沫材料均在约 50d 后吸湿达到饱和。

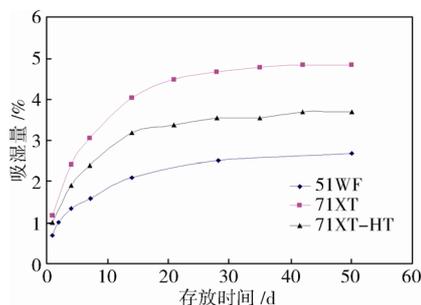


图 1 吸湿量与存放时间的关系

Fig. 1 Moisture absorption percentage vs. storage time

### 2.4 压缩蠕变性能

除了一般物理性能、力学性能、吸湿性能以外,还需要确认泡沫材料作为芯材能否满足夹层结构的成型工艺要求。通常在固化过程中,泡沫材料必须能够在一段时间内承受温度和压力的综合作用。

所谓的蠕变性能是指材料在一定的温度情况下,经过一定的时间,在特定压力下产生的形变。作为聚合物泡沫材料,PMI 具有一定的蠕变性能。

通过热压罐试验测得未经干燥处理的 51WF 和 71XT 的质量损失率和压缩蠕变率,结果见表 3,其中:试验条件 1 为 165℃、0.55 MPa、2h;试验条件 2 为 130℃、0.12 MPa、2h。在试验条件 1 下,两种泡沫材料均发生了严重的收缩,横截面由原来的矩形变成了梯形。

表 3 质量损失率与压缩蠕变率  
Table 3 Mass loss & compressive creep

牌号	51WF	71XT
热压罐试验条件 1	质量损失率/%	1.72
	压缩蠕变率/%	—
热压罐试验条件 2	质量损失率/%	1.97
	压缩蠕变率/%	3.46

针对 51WF 进行干燥(或干燥+高温)处理后,又测试了 3 个试验条件下的压缩蠕变率,结果见表 4,其中:试验条件 3 为 125℃、0.3 MPa、2h;试验条件 4 为 180℃、0.7 MPa、2h;RTM 试验条件为注射压力 0.6 MPa,固化温度 180℃。

表 4 51WF 的压缩蠕变率  
Table 4 Compressive creep of 51WF

牌号	51WF	51WF-HT
热压罐试验条件 3	1.5%	—
热压罐试验条件 4	—	3.5%
RTM 试验条件	1.5%	—

针对 71XT 进行干燥(或干燥+高温)处理后,测试了在不同外压条件下的压缩蠕变率(见图 2)。其中:71XT 的试验条件为 180℃、2h;71XT-HT 的试验条件为 190℃、4h。由图 2 可以看出,在一定的温度、时间下,71XT 和 71XT-HT 的压缩蠕变率均随着压力的增大而升高。经过干燥+高温处理后的 71XT-HT 的压缩蠕变率低于仅做干燥处理的 71XT。

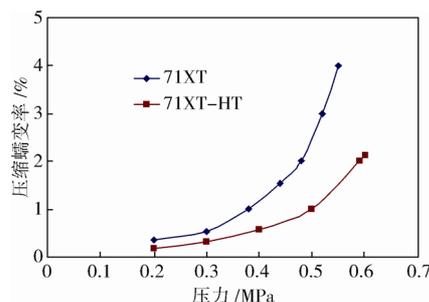


图 2 71XT 的压缩蠕变率与压力的关系

Fig. 2 71XT's compressive creep vs. pressure

### 2.5 热真空性能

航天器运行在空间环境中,其材料必须能耐受真空和冷热交变的考验,为此测试了 51WF 和 71XT 在热真空条件下的体积变化率和质量损失率。试验中的所有试件均未经预处理。

热真空试验条件如下:

(1) 真空度  $\leq 1.3 \times 10^{-3}$  Pa;

(2) 温度为  $-20 \sim +80$  °C;

(3) 升降温速率为  $0.5$  °C/min;

(4) 保温时间为首末循环 6 h, 中间循环 4.5 h;

(5) 循环次数为 6.5 次。

图 3 给出试验过程中温度、真空度与时间的关系曲线。表 5 给出了热真空试验后 51WF、71XT 试样的体积变化和质量损失,其中原试样体积视为 1。

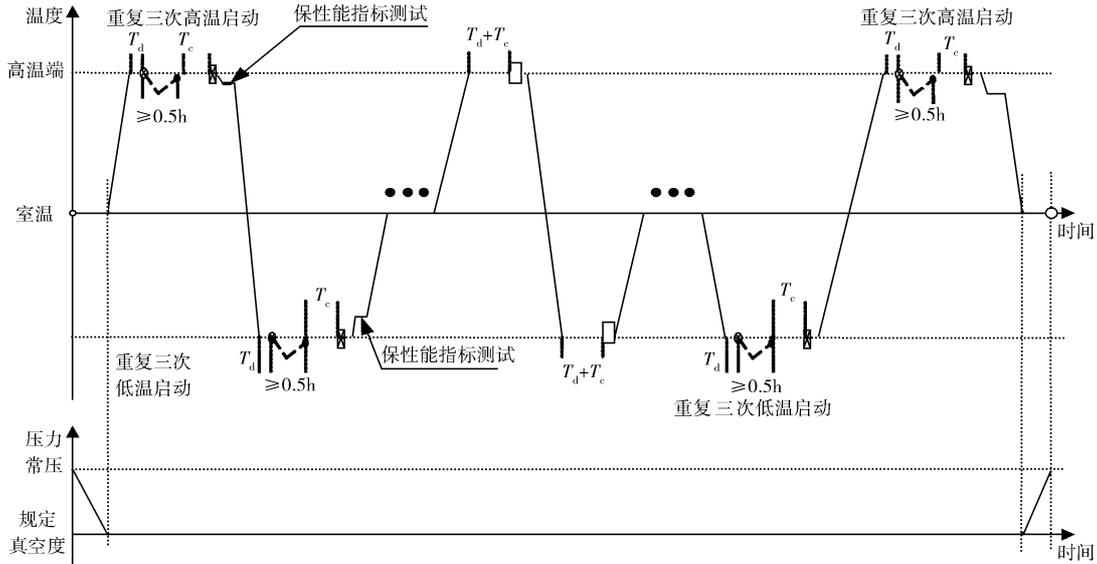


图 3 热真空试验条件

Fig. 3 Thermal vacuum testing conditions

表 5 热真空试验后的体积、质量损失

Table 5 Volume & mass variation after thermal vacuum test

牌号	51WF-1	51WF-2	71XT-1	71XT-2
体积变化率/ %	0.98	0.87	0.94	0.90
质量损失率/ %	1.48	1.25	2.13	2.01

在真空环境下,材料释放出的物质会在热控面板、太阳能电池阵、光学部件等敏感表面上沉积造成污染,严重的表面污染会降低观测窗和光学镜头的透明度、改变热控涂层的性能、减少太阳能电池片的光吸收率,因此,对于泡沫材料真空环境下放气性能的研究十分重要。

按照 ASTM E-595 标准,针对 3 种不同预处理的 51WF 试样做了真空放气试验。51WF-HT<sup>1)</sup>的预处理方法为 121 °C/2 h, 160 °C/20 h, 182 °C/48 h; 51WF<sup>2)</sup>的预处理方法为 121 °C/2 h; 51WF-HT<sup>3)</sup>的预处理方法为 121 °C/2 h, 82 °C/16 h。试验结果见表 6。

表 6 3 种不同预处理的 51WF 试验的真空放气性能

Table 6 Outgassing properties of three samples

编号	51WF-HT <sup>1)</sup>	51WF <sup>2)</sup>	51WF-HT <sup>3)</sup>
总质量损失 (TML) /%	2.09	3.64	2.73
水蒸气回吸量 (WVR) /%	2.05	2.16	1.89
收集的可凝挥发物 (CVCM) /%	0.02	0.03	0.008

### 3 性能分析与对比

#### 3.1 一般物理性能

目前,航天器夹层结构常用的铝蜂窝芯材(如 HC-1、HC-2)的密度为  $27 \sim 52$  kg/m<sup>3</sup>, 51WF 和 71XT 两种泡沫芯材的密度与之相比较低(可参见下节表 7)。

由表 1 的热膨胀系数可知,常温条件下 51WF 和 71XT 的热膨胀系数与铝合金接近,在同一数量级内,较复合材料的热膨胀系数要高一个数量级。在所有传统的非真空隔热体中,闭孔泡沫材料 PMI

的热导率是最低的。

51WF和71XT的热变形温度均在200 °C以上,能够耐受常用夹层结构的固化温度。

在2.0~26.5 GHz的频率范围内,51WF泡沫材料表现出低的、稳定的介电常数和低的损耗角正切值,这意味着它是一种适合宽频域应用的高性能透波材料,适用于制造发射和传输电磁波的结构。

### 3.2 力学性能

选取了航天器夹层结构常用的两种铝蜂窝芯材HC-1、HC-2以及另一种密度和71XT相近的铝蜂窝芯材HC-3,与51WF、71XT对比了结构设计所关心的压缩强度和剪切强度,具体情况见表7。

表7 泡沫芯材与铝蜂窝芯材的比较  
Table 7 Comparison between foam core & aluminum honeycomb core

编号	密度/ (kg·m <sup>-3</sup> )	压缩强度/ MPa	剪切强度/MPa	
			纵向 <i>L</i>	横向 <i>W</i>
HC-1	27	0.45	0.44	0.24
HC-2	52	1.50	1.15	0.67
HC-3	77	2.88	2.18	1.25
51WF	52	0.80	0.80	
71XT	75	1.70	1.40	

由以上数据看出,与同等密度的铝蜂窝芯材相比,51WF、71XT的压缩强度低40%~50%,剪切强度介于铝蜂窝芯材横向剪切强度和纵向剪切强度之间。泡沫材料无方向性,这与铝蜂窝芯材不同。

为了提高泡沫夹层结构的压缩性能和剪切性能,近年来出现了几种新的工艺方法。

(1) 利用Z向纤维增强夹层结构。这种方法包括缝合法和穿刺法。缝合法是指借助专用的缝合设备,通过缝线将面板与泡沫芯材缝合在一起。西北工业大学的郑锡涛等人<sup>[4]</sup>对全厚度缝合泡沫夹层结构的力学性能进行了研究。穿刺法是借助特殊的针具将面板增强材料中的部分短纤维植入泡沫芯材,在夹层结构成型过程中,树脂流入芯材的孔洞并浸渍其中的短纤维,固化后成为复合材料柱,使得面板与芯材联为一体。哈尔滨工业大学的张剑、李地红、王兵等人<sup>[5,6]</sup>研制出这种新型的泡沫夹层结构并研究了其力学性能。

(2) 利用Z向销钉增强复合材料面板的夹层结构。Aztex公司利用Z-Fiber<sup>®</sup>(完全固化的纤维/树脂

针)在厚度方向增强夹层结构,其产品包括X-Cor<sup>™</sup>和K-Cor<sup>™</sup>。据Aztex公司的资料介绍,与未加强的泡沫材料相比,其剪切强度提高4倍以上,压缩强度提高10倍以上,损伤容限也有所提高<sup>[7]</sup>。

### 3.3 吸湿与压缩蠕变性能

由吸湿性能研究结果得知PMI泡沫的吸湿率较高,如果不对泡沫材料进行干燥(或干燥+高温)处理,经过热压罐工艺试验条件后,其质量损失较大(1%~3%),压缩蠕变率也较大(>3%),有些甚至严重收缩。因此在使用前,泡沫芯材必须经过干燥(或干燥+高温)处理。

一般认为,压缩蠕变率<2%是可接受的。使用泡沫材料前,需通过试验找出压缩蠕变率与压力的关系(见图2),从而掌握泡沫材料所能承受的最高温度、最大外压以及保温时间。

在夹层结构固化成型过程中,有两个因素影响着尺寸稳定性,尤其是厚度方向:一个是压缩蠕变;另一个是泡沫材料受热膨胀而产生反压力。所以为了准确地控制泡沫夹层结构的厚度,需通过工艺试验来确定泡沫芯材的过盈量。

### 3.4 热真空性能

为了避免材料在真空环境下放气对航天器某些部组件造成污染,一般对航天器用结构材料的放气性能要求为<sup>[8]</sup>:总质量损失(TML)<1%;收集的可凝挥发物(CVCM)<0.1%。

由热真空性能试验结果得知PMI泡沫的总质量损失为1%~4%,但通过比较水蒸气回吸量(WVR)发现,其质量损失主要是泡沫内部水气蒸发的结果,除去水蒸气的量,TML基本在1%以内,CVCM满足<0.1%的要求。

## 4 可行性及应用前景分析

### 4.1 可行性分析

如果仅作为承力结构考虑,一般的泡沫芯夹层结构在结构效率方面不如铝蜂窝芯夹层结构。但是,如果采用Z向纤维或Z向销钉增强的方法,则可以使力学性能达到甚至超过相同密度的铝蜂窝夹层结构<sup>[9]</sup>,而且这种增强方法具有可设计性,能根据力学性能要求设计Z向纤维或销钉的角度、密度等。

## 4.2 应用前景

PMI泡沫材料的独特的物理性能和优良的加工工艺性能,使得它在航天器的一些结构中有望得到应用。

### 4.2.1 多功能结构

(1) 利用PMI低热导率的特性,可以设计出既有一定承载能力,又能有效隔热的结构舱/件。

(2) 利用PMI优异的介电性能和隔热性能,制造微带阵单元。微带阵单元不仅可用于天线,也可作为卫星/飞船的结构板。

(3) 利用PMI优异的介电性能,可制造夹层结构的集成电路板。此种夹层结构既可以作为结构件使用,也同时具备电路板的功能。

### 4.2.2 变截面结构

航天器使用夹层结构的主要目的是提高结构的稳定性。对于封闭结构件来说,芯材如能在其传递载荷的端部逐渐缩减,使内、外面板最终合在一起,不仅能使载荷直接传递到夹层结构的内、外面板上,而且可以简化连接处的设计。此设计不仅可以提高结构承载效率,还可以大量减少金属连接件和泡沫胶的使用。加工变截面的铝蜂窝芯材难度较大且精度不易保证,而使用泡沫芯材则可以有效地解决上述问题。

### 4.2.3 杆、梁结构

分析表明,在杆件内填充轻质芯材可以提高壳结构的抗屈曲承载能力和承载效率,特别是对于复杂截面梁,泡沫夹层结构还可以通过共固化降低制造成本和周期,并且可以方便地设置连接接口。

### 4.2.4 天线结构

(1) 对于固定反射面的天线,利用热成型+机加的工艺可以最大限度地减少泡沫芯材的内应力,从而提高反射面的精度。

(2) 对于平面螺旋天线和阵面天线安装板,结构的主要要求为:除螺旋线外,其余结构材料的介

电常数要尽可能低,而PMI泡沫极低且稳定的介电常数刚好满足这一要求。

(3) 对于微带阵SAR天线,PMI泡沫的作用是不可替代的。

## 5 结论

通过研究发现,PMI泡沫材料在结构承载方面有一定的局限性,但由于它具有优良的介电性能、低的热导率、易于加工复杂外形和可设计性等特点,使得它有望在多功能结构,变截面结构,杆、梁结构,天线结构等方面得到应用,给航天器结构设计、制造提供了更多的选择。

### 参考文献 (References)

- [1] 曹明法, 胡培. 船用玻璃钢/复合材料夹层结构中的泡沫芯材[J]. 江苏船舶, 2004, 21(2): 3-6
- [2] 唐妹红, 居建国. PMI高性能泡沫夹层材料在航天产品中的应用研究[C]//第十五届全国复合材料学术会议论文集(上), 2008: 434-436
- [3] 孙春方, 李文晓, 薛元德, 等. 高速列车用PMI泡沫力学性能研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2006(4): 13-15
- [4] 郑锡涛, 孙秦, 李野, 等. 全厚度缝合复合材料泡沫芯夹层结构力学性能研究与损伤容限评定[J]. 复合材料学报, 2006, 23(6): 29-36
- [5] 王兵, 吴林志, 等. 纤维柱增强泡沫复合材料夹芯板的力学性能研究[C]//第十五届全国复合材料学术会议论文集(上), 2008: 169-173
- [6] 张剑, 李地红, 李兴冀, 等. 复合芯材夹芯结构成型工艺研究[J]. 材料科学与工艺, 2008, 16(1): 76-78
- [7] Freitas G, Frusco T, et al. Z-Fiber technology and products for enhancing composite design[C]//Proc of the 83<sup>rd</sup> Meeting of the AGARDSMP on "Bolted / Bonded Joints in Polymeric Composites". Florence, Italy, 1996-09: 17-1~17-8
- [8] 谭维炽, 胡金刚. 航天器系统工程[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2009: 19
- [9] Carstensen T, Cournoyer D, et al. X-Cor<sup>TM</sup> advanced sandwich core material[J]. Advancing Affordable Materials Technology, 2001: 452-466

Liu Min<sup>1,2</sup>, Yang Yiqiang<sup>1</sup>, Yuan Yafei<sup>1</sup> (1. Beijing Orient Institute of Measurement & Test, Beijing 100086, China; 2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Article ID: 1673-1379(2010)02-0157-03**

**DOI:** 10.3969/j.issn.1673-1379.2010.02.006

**Deployment test of a satellite antenna at low temperature under vacuum condition**

**Abstract:** The deployment tests were carried out for a large scale deployable antenna at low temperature under vacuum condition and ambient pressure with active thermal control methods. The results have verified the antenna's good performance of releasing, deployment and locking in space environment.

**Key words:** antenna; deployable mechanism; vacuum; low temperature

Cong Qiang, Xu Yanling (Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

**Article ID: 1673-1379(2010)02-0160-04**

**DOI:** 10.3969/j.issn.1673-1379.2010.02.007

**Ground simulation technology for spacecraft on-orbit refueling**

**Abstract:** Based on the studies of spacecraft on-orbit refueling, this paper discusses the ground simulation of spacecraft on-orbit refueling. The simulation systems developed in other countries are reviewed, with a special emphasis on a new ground simulation system. This system is mainly composed of a polished granite test bed, spacecraft simulators, video guidance system, control system on the ground, autonomous docking mechanism, and fluid transferring mechanism. It can not only demonstrate the whole experimentation process, but can also test the key technologies of on-orbit refueling, autonomous docking and separation, fluid transferring and controlling, and video guidance and thrust.

**Key words:** on-orbit refueling; spacecrafts; ground simulation

Huang Yiyong, Li Qiang, Zhao Yong, Chen Xiaoqian (College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Article ID: 1673-1379(2010)02-0164-05**

**DOI:** 10.3969/j.issn.1673-1379.2010.02.008

**Feasibility research of PMI foam in spacecraft structure**

**Abstract:** The performance of two types of PMI foam is studied by tests, including physical, mechanical properties, moisture absorption, compressive creep and outgassing in thermal vacuum environment. A comparison between foam core and aluminum core is made. Advantages and disadvantages of PMI foam in space structures are analyzed. With its advantages, such as, good dielectric performance, low thermal conductivity, and machinability, PMI foam can be applied in the structures of spacecraft, including multi-functional structure, variable-section

structure, rod & beam, and antenna, etc. After being properly reinforced, PMI foam can be used for the primary structure or the secondary structure of spacecraft.

**Key words:** foam; PMI; sandwich structure; material property

Ma Li<sup>1</sup>, Liu Peng<sup>2</sup>, Hu Pei<sup>3</sup> (1. Beijing Satellite Manufactory Factory, Beijing 100190, China; 2. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China; 3. Evonik Degussa (Shanghai) Co. Ltd., Shanghai 201108, China)

**Article ID: 1673-1379(2010)02-0169-04**

**DOI:** 10.3969/j.issn.1673-1379.2010.02.009

**High-accuracy calibration of UV detectors**

**Abstract:** The factors which may influence the optical-electrical equivalence of electrically calibrated pyroelectric detector(ECPR) are analyzed. The 7GLTA-004 detector was used to establish a UV electrically calibrated system and then a UV detector test platform for high-accuracy measurement of UV detectors. The uncertainty of the response test is about 3% to 5%, and that of the relative spectral test is about 3%.

**Key words:** UV detector; radiation spectra calibration; photon absorptiometry; monochromator; radiometer

Shao Xiumei<sup>1,2</sup>, Chen Yu<sup>1,2</sup>, Chen Xinyu<sup>1,2</sup> (1. State Key Laboratory of Transducer Technology, Shanghai Institute of Technical Physics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200083, China; 2. Key Laboratory of Infrared Imaging Materials and Devices, Shanghai Institute of Technical Physics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200083, China)

**Article ID: 1673-1379(2010)02-0173-04**

**DOI:** 10.3969/j.issn.1673-1379.2010.02.010

**The radiation hardening techniques for new generation spacecraft**

**Abstract:** The new generation spacecraft to be developed in future by China will differ greatly from previous satellites in manufacture mode, design techniques, components, materials, and other aspects. This leads to new requirements of radiation hardening techniques, which should be adjusted according to the new trend and characteristics of spacecraft development, based on previous research achievements. This paper discusses the radiation hardening techniques for the new generation spacecraft from a angle with the spacecraft system as a whole.

**Key words:** spacecrafts; radiation hardening; space radiation environment; single event effects; charge and discharge effects; displacement damage

Cai Zhenbo (Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

**Article ID: 1673-1379(2010)02-0177-04**

**DOI:** 10.3969/j.issn.1673-1379.2010.02.011

**A method for correcting parameters of an atomic oxygen undercutting model**

**Abstract:** In the simulation of space atomic oxygen(AO)