

# 空间充气展开结构用刚化材料和刚化技术的研究现状

The Situation of the Rigidizable Materials and Rigidization Technology Used in Space Inflatable Structures

刘宇艳, 孟秋影, 谭惠丰, 杜星文  
(哈尔滨工业大学, 哈尔滨 150001)

LIU Yuyan, MENG Qiuying, TAN Huirong,  
DU Xingwen (Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**摘要:** 刚化技术和刚化材料是空间充气展开结构的一项关键技术。根据其基本材料, 刚化材料可被分成几类: 热固性复合材料; 热塑性(和轻度交联热固性)复合材料; 铝/聚合物层合板。本文介绍了这几种材料的典型刚化技术, 分别介绍了刚化体系的特点、研究现状以及该刚化技术相应的优势与局限性。

**关键词:** 空间充气展开结构; 刚化材料; 刚化技术

中图分类号: TB332 文献标识码: A 文章编号: 1001-4381(2008)02-0076-05

**Abstract:** The rigidizable materials and rigidization technology are the key technologies of space inflatable structures. Rigidizable materials can be classified into several categories base on their base materials properties. There are thermosetting composites, thermoplastic (and lightly cross-linked thermosetting) composite materials, and aluminum/polymer laminates. This paper reported the typical rigidization technology of these rigidizable materials. The characteristics and current situation of each rigidization system were introduced respectively. And the major benefits and limitations of these rigidization technologies were also discussed.

**Key words:** space inflatable structure; rigidizable materials; rigidization technology

空间充气展开结构是由柔性薄膜材料制造而成的一种新型太空结构。这种结构在发射时以折叠的形式储存在运载火箭发射舱里, 进入到太空后通过向结构内部充入气体而使结构充气展开, 达到预先设计的形状, 并实现其功能要求<sup>[1,2]</sup>。

与传统形式的太空结构相比, 可充气太空结构具有以下几方面的优势: 质量轻、占用发射体积小、费用低、可靠性高等。目前, 充气展开结构主要应用于太阳能电池、雷达和反射天线、太阳帆航行、太阳能集中器、太空居住、太阳防护罩、返回和制动系统等方面。该项技术目前已经成为国际空间技术研究的热点, 已经推出很多试验产品, 并进行了部分相关的试验验证, 有部分成果已经接近实用阶段<sup>[3]</sup>。

开发空间充气展开结构的一项关键技术就是选择合适的材料来满足体系要求, 多数情况下选用刚化材料。在空间充气展开技术中, 刚化材料被定义为<sup>[4]</sup>: 起始柔软以便于膨胀或展开, 受到一定外界影响后变硬的材料。这些外界影响有几种形式, 例如热、冷、紫外

辐射, 甚至膨胀气体本身也可以作为外界因素。根据其基本材料的不同特性, 刚化材料可被分成几类: (1) 热固性复合材料; (2) 热塑性(和轻度交联热固性)复合材料; (3) 铝/聚合物层合板。其中, 热固性复合材料刚化方式包括热固化、紫外固化、泡沫硬化和充气气体反应。热塑性复合材料刚化方式包括二级相转变、形状记忆聚合物以及增塑剂或溶剂挥发体系等。铝/聚合物层合板为薄壁结构, 由铝和聚合物膜层合而成。

## 1 热固性复合材料

### 1.1 热固化热固性复合材料及刚化技术

热刚化热固性复合材料是一种具有优异的结构特性和设计灵活性的刚化材料。复合材料由浸润过热固性聚合物树脂的纤维增强材料组成。其中基体树脂通过加热能够进行化学固化或交联。固化过程根据基体树脂的不同, 可以是 1h 到几小时不等。加热方法有太阳光照加热和预埋加热单元加热<sup>[5]</sup>。

热固化刚化复合材料虽然直到最近才广泛应用于太空中,但已成为最先进的刚化材料之一。早期限制其应用的主要因素是材料储存期有限和基体树脂固化需能量较高。近几年材料技术的进步促进了这种刚化技术的发展。20 世纪 60 年代开始关于热固化刚化材料早期研究。这些研究是由美国空军领头,在许多公司的合作下开展的。主要研究的是胺固化环氧树脂,通过太阳能辐射来使树脂固化,但是通过这种方式固化的树脂贮存期较短。

近期的工作是 20 世纪 90 年代由 ILC Dover 公司进行的。ILC 工程师们开发了嵌入热阻元件的热固化方法,这种方法通过提供严格的循环加热控制和最优化的热分布控制,明显提高了基体树脂的固化质量并延长了使用寿命。化学改性使基体树脂在室温下的贮藏寿命达两年以上,在低温下储藏寿命达 6 年以上。

可刚化热固性复合材料的性能主要受所选择的基体树脂和增强纤维决定。目前所用的大部分增强材料是石墨纤维,但是其他高韧性纤维体系,如 Vectran, Kevlar 和 PBO 等也正处于研究之中。

热固性复合薄膜材料最大的一个优点就是可以通过嵌入加热系统固化树脂以优化刚化控制过程。层合板的加热是可控的、可预测的,因而热应力和扭曲可忽略不计。但是它也具有局限性,包括:储存能力差;基体树脂固化所需能量高;刚化过程不可逆。所有这些缺点将限制系统的地面测试,并使飞行器的设计复杂化。

## 1.2 紫外固化复合材料及刚化技术

紫外固化复合材料是由基体树脂(如环氧或聚酯)和增强纤维组成,由太阳或结构内部能源提供的紫外线能量(通常波长在 250~380nm)来引发和维持其基体树脂刚化过程。因此,可通过改变材料厚度、光源波长等来赋予结构设计的灵活性。固化时间由所用树脂材料本身性能、光引发剂和紫外线能量大小等因素共同决定,可以从几分钟到几小时。由于要求增强体必须对紫外线透明,因而增强纤维仅限于玻璃纤维与石英纤维,因此复合材料不能表现出高性能纤维(如石墨纤维和 PBO 纤维)增强复合材料所具有的力学性能。但可以通过设计改性(编织方法,应用杂化增强材料、光导纤维等等)应用高性能纤维来提高结构性能<sup>[6]</sup>。

紫外光引发固化技术进行的大部分早期研究都是聚酯/玻璃纤维复合材料结构,这些研究主要是美国 Hughes 飞行器公司引导、美国空军(USAF)飞行器推进实验室赞助的,研究促进了可充气太阳能收集器和集中器的发展<sup>[7,8]</sup>。

紫外光引发复合材料的一个优点就是它可用

从太阳光得到的紫外线能量来固化,因而简化了系统设计。但是,利用太阳能来固化,可能使固化过程难以控制,形成阴影区,从而导致不均匀固化和结构的形状畸变;同时,还要考虑材料热膨胀系数(CTE)对形状精度的影响和组成结构变硬对加热和软化的影响。

除了用太阳能来固化结构,也可利用内部辐射来优化过程的控制。这样就要求在支撑管外壁使用多层绝热层(MLI)来为结构提供热保护以降低 CTE 的影响和热扭曲。同样紫外光引发材料是热固性的且不可逆,因而只能实现一次性刚化过程。

## 1.3 充气气体反应式刚化技术

充气气体反应式刚化技术采用充气气体与复合材料发生化学反应来达到刚化目的。在此法中,结构的外壁是一种浸润了树脂的纤维增强复合材料层合板,充气气体内包含可与树脂基体发生反应的催化剂。充气结构外壁通常用薄膜进行保护,以防止未固化的材料黏结成块,而薄膜内侧必须能够使气体中的催化剂透过,而且复合材料层合板的厚度也要适中,这样才能保证催化剂与树脂快速完全的反应。

在早期空间充气展开工作中,研究了许多不同的树脂/催化剂和增强纤维复合体系。其中包括水蒸汽固化聚氨酯、聚酯;胺或其它气相催化剂固化环氧。早期研究所用的增强纤维几乎一直是玻璃纤维。在 20 世纪六七十年代许多商业和政府机构都进行了研究,包括 Goodyear 航空公司和 Hughes 飞行器公司,这些早期工作集中在应用于太空居住舱、天线、太阳能集中器的展开材料上。

近期研究是 20 世纪 80 年代由 Contraves AG 进行的。Contraves 在开发可充气展开反射器、太阳防护罩和用于制造它们的可刚化材料方面做了很多细致的工作。Contraves 与 Ciba Geigy 合作确定、优化和测试了几种备选材料。此法利用太阳光来加热一种染色结构,通过注入气相催化剂来引发或维持固化反应以加快固化过程。增强纤维使用的是 Kevlar 纤维。最终得到的预浸料在未固化态是柔软的,并且挥发物浓度较低,表现出了良好的抗紫外线能力和热稳定性<sup>[9]</sup>。

充气气体反应式刚化技术的最大优点是不需要携带能量进行刚化,而且反应物彼此隔离,延长了储藏时间。其缺点是:为保证渗透以及树脂与催化剂的反应适当,限制了结构壁的厚度,从而在一些情况下限制了结构性能;刚化过程控制困难,不平衡刚化会造成应力分布不均,以及结构形状控制困难;未反应气体的泄漏以及气体对飞行器部件的污染问题;刚化过程不可逆。

## 2 热塑性(和轻度交联热固性)复合材料

### 2.1 二级相转变刚化技术和形状记忆聚合物复合材料

与热固性树脂不同,热塑性树脂中分子链线性排列,彼此之间无交联,分子间通过分子力结合,加热和加压可使其改变形状,冷却后形成新的形状。热塑性树脂的一个最重要的指标就是玻璃化转变温度( $T_g$ ),在  $T_g$  以下,树脂硬化,当温度在  $T_g$  以上时,树脂表现出弹性行为。二级相变硬化技术便是利用热塑性树脂在  $T_g$  上下所表现出的不同行为来实现结构硬化的。

形状记忆聚合物(SMP)是指具有初始形状的聚合物制品经形变固定后,通过加热等外部刺激手段的处理又可使其恢复初始形状的聚合物。热塑性或轻度交联的树脂有时在工程上表现出形状记忆行为,由此树脂制备的形状记忆聚合物,当加热到其  $T_g$  以上时,就会表现出本身的形状恢复能力而恢复成原来的形状。

可充气展开太空结构中使用热塑性复合材料二级相变刚化技术不是一个新的概念。在太空展开系统实验之初,这项技术就引起了人们的极大兴趣,从 20 世纪 60 年代开始,关于此方面的理论和实验室研究一直在进行,但直到现在,还没有实际空间应用,研究仍停留在实验室阶段。然而,由于二级相变硬化技术具有其它技术不可比拟的优势,正逐渐成为研究关注的热点。

国外在此项技术上的主要研究机构是美国的 ILC Dover 和 L' Gard,他们进行了大量的理论探讨和实验研究,已有了比较成型的技术指标和一些较为成功的实验室产品。ILC Dover, L' Gard 以及 CTD 正研究几种热塑性和形状记忆聚合物材料的性能、生产工艺及展开单元设计,他们制造和测试了几种柱状桁架结构,这些都是由热塑性材料和 SMP 材料制造的,如图 1, 2 所示<sup>[10-12]</sup>。

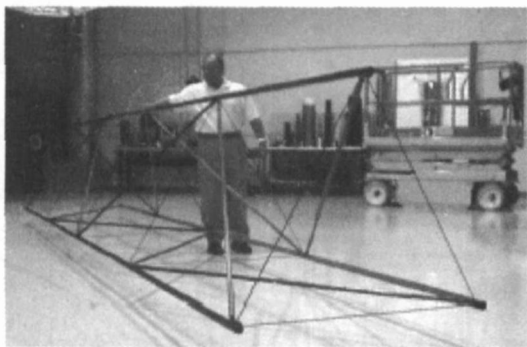


图 1 8m 太阳能帆板桁架

Fig. 1 8 meter solar truss structure

二级相变硬化技术具有较好的应用前景,同其它技术相比具有以下优点:节约能量;硬化过程可逆,可

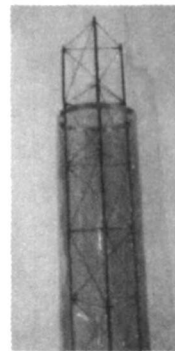


图 2 SMP 空间充气展开支架

Fig. 2 ILC Dover SMP inflatable space frame

进行多次的地面测试;室温条件下,几乎可以无限期存储而无明显的性能降低;固化条件简单;无最大厚度限制;通过对树脂合成工艺条件,参数等的控制,可以制得具有不同玻璃化转变温度的树脂品种;通过结构设计可获得具有近于零的 CTE 值;能够实现无缺陷末端连接。

二级相变硬化技术也存在一些不足:材料的应用受到环境温度的限制,只能在  $T_g$  以上使用,这就需要整个充气展开结构具有优异的保温性能,相应需要有多层的复合材料保温层,这使得整个结构的厚度和质量增加。

### 2.2 增塑剂或溶剂挥发复合材料刚化技术

增塑剂或溶剂挥发复合材料刚化技术是在复合材料中添加增塑剂或溶剂,通过增塑剂或溶剂的挥发对展开结构进行刚化。这类复合材料增强材料主要有棉纤维、Kevlar、玻璃纤维和石墨纤维,基体树脂有凝胶、聚乙烯醇(PVA)等。这种技术的主要缺点是溶剂的挥发将导致材料体积收缩,表面出现褶皱,因而此方法不利于制作高精度充气结构<sup>[13]</sup>。

20 世纪 60 年代,对于此种刚化过程进行的大量研究都是针对开发居住舱、空间站和太阳能集中器。该研究由美国空军推进实验室和 NASA 兰利研究中心领导,许多商业公司包括 Goodyear 航空公司、Sheldahl 公司和 Hughes 飞行器公司等对材料及结构的开发与测试起了重要作用。许多材料在制造居住舱原型和太阳能集中器结构方面达到了最佳状态,其中一些已在热真空环境中通过测试。在 20 世纪 90 年代初期, L' Gard Inc. 与 JPL 共同发展了凝胶管束结构,制造了复合材料管结构,并测试应用不同增强纤维时管的性能。

此刚化技术在早期就受到大量关注,原因之一是其工艺可逆。由这些材料制得的结构在固化、测试之后,可以将其置于高湿度环境中或者仅是简单的浸湿来使它们再次软化。加工简单也是该材料吸引人的原因之一。作为复合材料层压板,在优化结构质量上有

很好的设计灵活性。该材料在软化态时非常柔软,因而可很方便的封装,而且良好的柔顺性使得结构能消除褶皱,可达到精确的设计形状。

同时,由于此种刚化方式有许多局限,减少了其应用的范围。最明显的是在太空环境中由于漏气而引起的大量的质量损失。刚化过程中显著收缩也是在使用这些材料前必须考虑的一个主要因素,因为这会对结构形状精确性产生影响,并且引发板层合板产生应力。固化时基体的收缩需要纤维保持取向,因为这关系到结构的性能和质量。另一个需考虑的因素就是在封装状态下树脂流动的影响和层合板潜在的干燥区会降低结构的完善性。材料的贮藏因素(冷冻、干燥、高湿度等等),发射前材料的适当准备及其对航天器运行的影响也都应加以考虑。所有这些因素都将限制这种刚化方式在大多数充气结构中的应用。

### 2.3 泡沫刚化材料及填充泡沫刚化技术

填充泡沫刚化技术通过填充可固化泡沫对展开结构进行刚化。使用该项技术需要考虑填充的均匀性、可控制性,展开的可靠性,以及储存时间等问题。填充泡沫不仅本身可以作为结构材料进行刚化,也可作为结构展开所使用的一种填充补强介质<sup>[14]</sup>。

早期关于泡沫刚化技术的研究开始于 20 世纪 60 年代。1965 年,Goodyear 航空公司及 Hughes 航空公司对太阳能集中器反射镜进行研究,尝试应用了泡沫刚化技术。这一领域近期研究主要是由 Thiokol 公司和 NASA 喷气推进实验所(JPL)进行的。Thiokol 正在与 USAFRL 合作,开发聚酰亚胺泡沫展开材料和技术,以及溶剂溶胀聚酰亚胺和聚苯乙烯体系的挤出。开发的这些体系与紫外固化的外部壳体管状结构相连接后,用于制造太阳能集中器的支持结构。

泡沫材料一般达不到预期优势的状态,因此在空间充气结构中只有有限的应用。其优点是可以不用复杂的大质量体系,而确实能提高结构的强度。当在空间结构中应用泡沫材料时所应考虑的问题包括漏气率、低压下单元结构的塌陷、质量、展开可靠性、材料的均一性和可重复性、贮藏寿命和刚化周期的持续时间。当选择热固性材料时,还应考虑体系测试的可逆性。

### 3 铝/聚合物层合板刚化技术

铝/聚合物薄膜由柔软可延展的铝箔和聚合物薄膜如 Mylar 或 Kapton 通过黏合剂黏结成层合板。这种层合结构常用于制造薄壳结构,如球体或管子。该结构能被折叠成很小的体积,然后通过充气压力展开而达到预定的形状。充气压力消除了结构壁折叠时产生的褶皱,之后在层合铝的塑性变形范围内继续加压

到接近其硬化应力,这样能够稍微提高层合板的结构性能,并永久消除其中的褶皱。在此应力范围内,聚合物薄膜在其弹性范围内。因此,当气体压力消除后,聚合物材料会对铝层有一个压缩作用。这将导致支撑管的承载能力下降。这些效应可以通过以下方式加以最小化:使用铝比聚合物含量高的结构,或者对铝施加应力超过其弹性极限。当膨胀过程完成时,结构以一种无推进力的方式排气,结果得到刚性的薄壁铝结构。

层合铝技术是最成熟的空间可充气/刚化技术。铝/聚合物薄膜是 20 世纪 50 年代后期, NASA 兰利研究中心为支持 ECHO II 计划而首次开发的。直径为 30m 的球形 ECHO II 卫星就是由 1100-0 铝箔和聚脂薄膜层合制造的, ECHO II 在轨道上运行数年,铝层合板成功地完成了预期任务。在过去二十多年中, L' Garde Inc. 进行了几项研究项目以表征和改善管状铝/聚合物薄膜的性能。L' Garde Inc. 最近的研究项目进一步发展提高了这项技术,如 ITSAT 太阳能阵列和 Techsat 21 可展开球体。在 2000 年 L' Garde 的 Optical Calibration Sphere 飞行中使用了层合铝体系<sup>[15]</sup>,如图 3 所示。



图 3 层合铝刚化球体(L' Garde Inc)

Fig. 3 Rigidized IOSS sphere

铝层合板刚化体系比其他的复合材料刚化技术具有明显的优势。此刚化体系的展开不需要特殊的热环境,无论冷或热环境都能固化。展开不需要额外的能量,只需要刚化必需的内部压力。此外,该体系不需要 MLI 层来进行热控制,没有气体渗漏,储存期长,同时能够有效抵抗空间环境例如原子氧和辐射的损害。使用该刚化技术的优势是它的可测试性,也就是说,刚化单元在飞行前可进行多次地面测试<sup>[16]</sup>。

铝层合板刚化方法潜在的限制因素是层合板中的厚度限制,使得性能设计能力是有限的。层合结构自身在封装时易于形成褶皱式的缺陷,造成结构变形。层合结构在折叠时也易于产生针眼型孔洞,造成气体

喷出改变航天器的方向。

## 4 结束语

刚化材料技术是空间充气展开结构体系得以应用的一个重要因素。对于许多展开结构来说, 结构在柔软状态下展开和刚化的能力非常重要。在过去 40 年中, 空间任务要求的复杂性与多样性促使了几种刚化方式的发展, 从实验室测试到成功地用于空间飞行。尤其近年来材料技术的进步更加促进了技术的成熟。不久的将来, 几个飞行试验计划将为此技术提供更进一步的经验, 这将为空间结构的更大应用铺平道路。

### 参考文献

- [1] FREELAND R E, BILYEU G D, VEAL G R, et al. Inflatable deployable space structures technology summary [A]. Proceedings of the 49<sup>th</sup> International Astronautical Congress [C]. Melbourne: International Astronautical Federation, 1998. 1– 10.
- [2] DAROOKA D K, JENSEN D W. Advanced space structure concepts and their development [A]. Proceedings of the 42<sup>nd</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference [C]. Seattle: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001. 1– 10.
- [3] FREELAND R, BILYEN G. Irstep inflatable antenna experiment [A]. Proceedings of the 43<sup>rd</sup> International Astronautical Congress [C]. Washington: International Astronautical Federation, 1992. 1– 16.
- [4] BILLY D. Case studies in inflatable rigidizable structural concepts for space power [A]. Proceedings of the 40<sup>th</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference [C]. Missouri: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999. 58– 74.
- [5] HIROAKI T, YUMI S. Rigidizable membranes for space inflatable structures [A]. Proceedings of the 43<sup>rd</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference [C]. Denver: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002. 1– 7.
- [6] ALLRED R E, HOYT A E, MCELROY P M, et al. UV rigidizable carbon reinforced isogrid inflatable booms [A]. Proceedings of the 43<sup>rd</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference [C]. Denver: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002. 1– 11.
- [7] SIMBURGER E J, GIANTS T W, MATSUMOTO J H, et al. Development, design, and testing of power sphere multifunctional ultraviolet rigidizable inflatable structures [A]. Proceedings of the 44<sup>th</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference [C]. Norfolk: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. 1– 11.
- [8] ALLRED R, HARRAH L, MCELROY P, et al. Inflatable spacecraft using rigidization on command concept. Proceedings of the 41<sup>st</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference [C]. Atlanta: American In-

stitute of Aeronautics and Astronautics, 2000. 1– 11.

- [9] FREELAND R E, VEAL G R. Significance of the inflatable antenna experiment technology [A]. Proceedings of the 39<sup>th</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference [C]. California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998. 1– 16.
- [10] GUIDANEAN K, LICHODZIEJEWSKI D. An inflatable rigidizable truss structure based on new sub  $T_g$  polyurethane composites [A]. Proceedings of the 43<sup>rd</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference [C]. Denver: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002. 1– 11.
- [11] CADOGAN D P, SCARBOROUGH S E, et al. Shape Memory Composite Development for Use in Gossamer Space Inflatable Structures [A]. Proceedings of the 43<sup>rd</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference [C]. Denver: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002. 1– 12.
- [12] MARC R S, WILLIAM H F, DOUGLAS C, et al. Analysis techniques for shape memory composite structures [A]. Proceedings of the 48<sup>th</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference [C]. Hawaii: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007. 1– 11.
- [13] CADOGAN D P, SCARBOROUGH S E. Rigidizable materials for use in gossamer space inflatable structures [A]. Proceedings of the 42<sup>nd</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference [C]. Seattle: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001. 1– 14.
- [14] SCHNELL A R, LEIGH L M, TINKER M L. Deployment, foam rigidization, and structural characterization of inflatable thin film booms [A]. Proceedings of the 43<sup>rd</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference [C]. Denver: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002. 1– 7.
- [15] GUIDANEAN K, VEAL G. An inflatable rigidizable calibration optical sphere [A]. Proceedings of the 44<sup>th</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference [C]. Norfolk: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. 1– 9.
- [16] LICHODZIEJEWSKI D, VEAL G, DERB S B. Spiral wrapped aluminum laminate rigidization technology [A]. Proceedings of the 43<sup>rd</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference [C]. Denver: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002. 1– 8.

基金项目: 哈尔滨工业大学优秀青年教师培养计划(HIT. 2006 32)

收稿日期: 2006-12-15; 修订日期: 2007-06-25

作者简介: 刘宇艳(1971—), 女, 教授, 博士, 主要从事树脂基复合材料和空间充气展开结构方面的研究工作, 联系地址: 哈尔滨工业大学一区 410 信箱(150001)。E-mail: liuyy@hit.edu.cn