

# 用于可充气展开结构的热固性复合材料耐折叠性能研究

刘宇艳 朱琦 万志敏 王友善 杜星文

(哈尔滨工业大学, 哈尔滨 150001)

**文 摘** 对以芳纶纤维/环氧预浸布和碳纤维/环氧预浸布为内层、聚酰亚胺膜为外层的复合薄膜材料进行了耐折叠性能测试,考察了折叠半径、折叠时间、贮存期对材料拉伸性能的影响,分析了折叠引起材料性能下降的原因。结果表明:折叠半径、折叠时间对两种材料的模量和拉伸强度的影响规律各不相同,碳纤维/环氧耐折叠性能不如芳纶纤维/环氧复合材料,折叠损伤主要表现在纤维损伤和树脂堆积。

**关键词** 空间可充气展开结构,复合薄膜材料,耐折叠性能,折叠损伤

## Fold-Resistant Characteristics of Thermosetting Laminate Composites for Deployable Structure

Liu Yuyan Zhu Qi Wan Zhimin Wang Youshan Du Xingwen

(Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

**Abstract** Fold-resistant characteristics of laminate composites, which use aramid fiber/epoxy or carbon fiber/epoxy prepregs as inside material and polyimide film as outside material, are analyzed through experiments for reflecting the effects of folding time, folding radius and storage. Furthermore, scanning electrical microscopy is used to observe the folding damage. The results show that folding radius and folding time affect the tensile modulus and tensile strength in different ways. Fold-resistant characteristics of carbon fiber/epoxy composites are not as good as the aramid fiber/epoxy composites. And the folding damages are mainly fiber break and resin accumulation.

**Key words** Space inflatable structure, Laminate composites, Fold-Resistant characteristics, Folding damage

### 1 前言

空间可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,一旦进入到太空,则通过向结构内部充入气体而使结构充气展开,生成预先设计的形状,并实现其功能要求<sup>[1-2]</sup>。

目前,可充气膨胀形式的太空结构在国际上受到越来越多的关注,这是因为与传统形式的太空结构相比,可充气太空结构具有质量轻、占用发射体积小、费用低、可靠性高的优势<sup>[3]</sup>。这些独有的优势,使其在军用和民用两方面均有着广阔的应用前

景<sup>[4]</sup>。

热固性复合薄膜材料是可充气展开结构中广泛应用的一种先进刚化材料,因此,对这种材料在折叠、贮存过程中性能损伤的研究十分值得关注。

### 2 实验

#### 2.1 材料

实验所用的试样采用在芳纶纤维/环氧和碳纤维/环氧预浸布两侧分别覆上聚酰亚胺膜,形成了三层复合薄膜材料,试样的参数见表1。试样为条状试件,尺寸为260 mm × 20 mm。

收稿日期:2004-10-15;修回日期:2005-02-24

作者简介:刘宇艳,1971年出生,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

表 1 试样性能参数

Tab 1 Performance parameters of specimen

增强材料	复合材料	树脂含量 / %	厚度 / mm
Hexcel芳纶平纹布	芳纶纤维 / 环氧	53 ~ 66	0.10
T300平纹布	碳纤维 / 环氧	45 ~ 55	0.25

### 2.2 耐折叠性能测试

折叠实验:折叠试验如图 1所示。试样折叠放置在上下两个平板之间,通过两平板间距来控制折叠半径,平板间距可以通过位移表读数读出,位移表读数可以精确到 0.01 mm。拉伸测试:将折叠后的试样固化,固化制度为 125 / 90 min。在 NSTRON 5569测试仪上对固化后的试样进行拉伸试验,按 GB3354—82进行。测试条件为:拉伸速率 2 mm / min,引伸仪标距 100 mm。

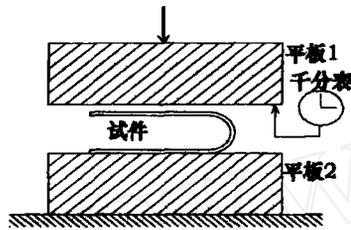


图 1 折叠实验示意图

Fig 1 Sketch of folding experiment

## 3 结果与讨论

### 3.1 芳纶纤维 / 环氧树脂复合材料耐折叠性能

#### 3.1.1 折叠半径的影响

未折叠试样的平均模量为 13.7 GPa,拉伸强度为 291 MPa,将折叠后试样的拉伸性能数据与未折叠的对比,得到拉伸强度的下降率(见表 2)。可以看出,当折叠半径在 0 ~ 4.0 mm 范围内,折叠时间为 4 h 的条件下,试样的拉伸强度均有不同程度的降低。随着折叠半径的减小,强度下降率增大,当折叠半径为 0 mm 时,强度降低了 23.3%,此时拉伸强度为 223 MPa。

表 2 折叠半径对芳纶纤维 / 环氧树脂复合材料拉伸性能的影响

Tab 2 Effect of folding radius on tensile properties of

aram id / epoxy composites

折叠半径 / mm	拉伸强度下降率 / %
0	23.3
0.25	18.4
0.50	10.7
0.75	10.8
1.5	5.97
2.0	5.53
4.0	4.61

#### 3.1.2 折叠时间的影响

保持折叠半径为 0.50 mm,改变折叠时间,将折叠

后试样的拉伸性能与未折叠的对比,结果见表 3。

表 3 折叠时间对芳纶纤维 / 环氧树脂复合材料拉伸性能的影响

Tab 3 Effect of folding time on tensile properties of

aram id / epoxy composites

折叠时间	模量下降率 / %	拉伸强度下降率 / %
10 min	9.76	0.05
30 min	11.5	5.58
1 h	13.3	8.16
2 h	14.6	9.78
4 h	15.6	10.9
12 h	21.3	22.6
30 d	27.4	29.4
60 d	32.8	33.8

可看出:折叠使试样的拉伸模量和拉伸强度均降低;且随折叠时间的增加,试样拉伸强度开始降低较快,当折叠时间超过 12 h 后,拉伸模量和拉伸强度下降的程度均明显减慢。折叠时间仅为 10 min 时,试样的强度变化较小,表明短时间折叠带来损伤为树脂的堆积所致,能在固化过程中恢复;当折叠时间增加到 12 h,模量和强度的降低都已超过 20%,此时已经有纤维受到损伤。试样在折叠状态下低温存放 60 d 后,强度下降 33.8%,为 192 MPa。

### 3.2 碳纤维 / 环氧树脂复合材料耐折叠性能

#### 3.2.1 折叠半径的影响

折叠半径在 0 ~ 4.0 mm 范围内变化,折叠时间均为 4 h,将折叠后试样的拉伸性能数据与未折叠(测得其平均模量为 46.2 GPa,平均拉伸强度为 439 MPa)的进行对比,结果见表 4。可以看出,随着折叠半径的增加,拉伸强度降低程度逐渐减小,当折叠半径为 0 mm 时,经过 4 h 的折叠,试样的强度下降了 67.9%,为 141 MPa。而当折叠半径增长到 4.0 mm 时,强度下降了 27.2%,为 320 MPa。

表 4 折叠半径对碳纤维 / 环氧树脂复合材料拉伸性能的影响

Tab 4 Effect of folding radius on tensile properties of

carbon / epoxy composites

折叠半径 / mm	拉伸强度下降率 / %
0	67.9
0.25	63.0
0.50	62.9
1.0	48.7
1.5	37.9
2.0	32.8
4.0	27.2

#### 3.2.2 折叠时间的影响

保持折叠半径为 0.50 mm,折叠时间分别为 1、10、30、60、120、240 min 时,将折叠后试样的拉伸性能与未折叠的对比,结果见表 5。可以看出,开始模

量随折叠时间的增加而降低,当折叠时间超过 1 h 后,模量基本不再变化。同模量相比,拉伸强度随着折叠时间下降的幅度非常显著。拉伸强度随着折叠时间的延长而持续降低,当折叠时间为 4 h 时,强度同未折叠试样相比下降了 62.9%,为 163 MPa,强度这样大幅下降对空间结构十分不利。

表 5 折叠时间对碳纤维/环氧树脂复合材料拉伸性能影响

Tab 5 Effect of folding time on tensile properties of carbon/epoxy composites

折叠时间 /min	模量下降率 /%	拉伸强度下降率 /%
1	6.04	18.2
10	6.33	26.8
60	8.06	29.4
120	8.06	40.6
240	8.06	62.9

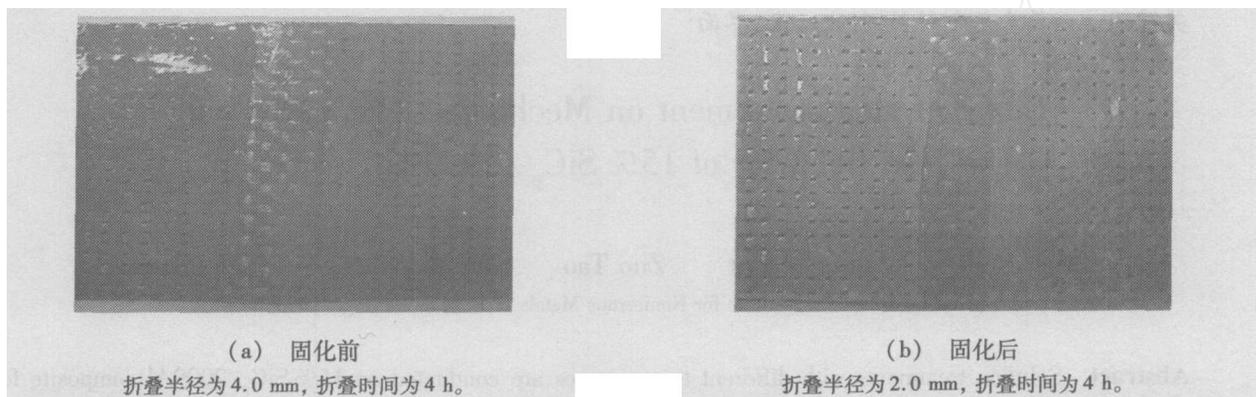


图 2 折叠试样固化前后的照片

Fig 2 Optical graph of folded specimen before and after cure

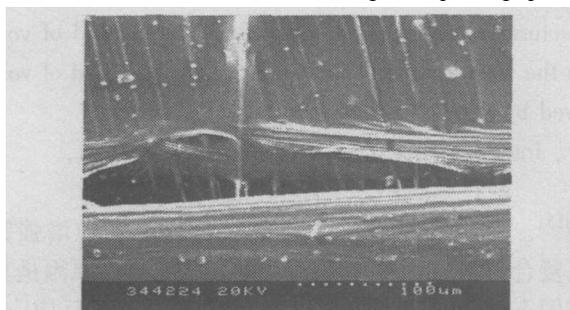


图 3 折叠部位扫描电镜照片

Fig 3 SEM photomicrographs of folded specimen  
折叠半径为 0 mm, 折叠时间为 4 h。

由图 3 可以看出,试样在折叠中心处树脂受挤压而向两边分散,原来均匀分布的树脂膜产生了撕裂,造成了折叠部位由于缺胶而纤维裸露,而树脂堆积产生褶皱,导致了树脂与纤维的浸润结合破坏,并且有纤维的断裂,拉伸强度明显下降。

#### 4 结论

### 3.3 折叠损伤微观观察

在耐折叠实验的过程中发现,折叠后的试样在折叠部位除了有折叠引起的形变外,还存在树脂的堆积以及纤维损伤的情况。图 2 (a)为折叠试样固化前的照片,上面覆有聚酰亚胺薄膜,此时折叠半径较大,折叠引起的变形在固化过程中可以消除,树脂分布均匀。随着折叠半径的减小以及折叠时间的延长,折叠引起树脂的堆积在固化后依然存在。图 2 (b)为折叠试样固化后的照片。可以看到,折叠部位树脂严重缺乏,纤维裸露,而与贫胶区紧邻的部位树脂堆积严重,且树脂与纤维并未实现良好的浸润结合而只是堆积在纤维表面。树脂没有起到传递应力的作用,导致强度降低。

(1)芳纶/环氧树脂复合材料的耐折叠性能明显优于碳纤维/环氧树脂复合材料,由于碳纤维容易脆性断裂,当折叠半径很小或者折叠时间较长时,碳纤维/环氧树脂复合材料的拉伸性能下降程度大于芳纶纤维/环氧树脂复合材料。

(2)折叠半径越小、折叠时间越长,复合材料强度下降越严重。当折叠半径为 0 mm、折叠 4 h 后,芳纶/环氧树脂材料与碳纤维/环氧树脂复合材料的拉伸强度分别下降为 23.3%和 67.9%,分别为 223 MPa 和 141 MPa;折叠半径为 0.50 mm、折叠时间为 60 d,芳纶/环氧树脂复合材料的拉伸强度下降了 33.8%,为 193 MPa。

(3)折叠造成了复合材料增强纤维的损伤和树脂的堆积,致使拉伸性能下降,其中纤维损伤起了主要的作用,当折叠半径比较小时,树脂堆积并不严重时,纤维损伤对于拉伸性能下降起主要作用。

(下转第 37 页)

较高的强度。因此可以认为,挤压态的复合材料中界面结合强度较差,即所观察到的界面开裂实际应为第一种情况,由此导致复合材料的力学性能较低。经过热处理后,界面结合强度与基体合金强度增加,使颗粒的强化作用得以发挥,因而提高了复合材料的强度。热处理对提高复合材料界面结合强度的作用目前还未见详细报道,但根据 W. J. Kim<sup>[7]</sup>等人对 20% SiC<sub>p</sub>/2124 复合材料的差热分析研究表明,由于界面处存在溶质原子偏析,使界面在较低温度下会出现微区域熔化,弥补了因粉末冶金工艺温度较低所导致的界面结合较弱的情况,这有利于提高界面结合强度。此外,高温有利于促进原子扩散,这对提高界面结合也有一定作用。因此,固溶处理温度越高,界面结合强度越高,因而可以提高材料强度。另外,高的固溶温度可以提高合金元素固溶度<sup>[6]</sup>,有利于提高复合材料与基体合金的塑性(表 1)。此外,从表 1 还可见,基体合金与复合材料随着固溶温度以及热处理状态的变化规律基本相同,说明基体合金的性能对复合材料的性能起决定性作用。

#### 4.2 热处理对复合材料基体行为的影响

在对挤压态复合材料的断口和动态拉伸进行观察发现裂纹并不只在界面附近形成。由于基体合金强度较低,与热处理后状态相比,基体中可能产生裂纹和孔洞的几率较大[图 4(a)],随着载荷增加,这些孔洞裂纹相互连接使材料断裂。从断口上看,这些孔洞或裂纹都有明显的增加[图 2(c),如箭头所示],在基体合金中则观察不到这种现象<sup>[4]</sup>。裂纹形核位置的增加和相互连接,以及界面结合强度较低,这些因素的共同影响使得挤压态的复合材料强度和塑性都比热处理状态低。

## 5 结论

使用粉末冶金工艺制备的 15% SiC<sub>p</sub>/2009 复合材料,经过热处理后拉伸强度比相应的基体合金高出约 16.1%~17.8%,断裂延伸率下降约 60%。随着固溶温度升高,复合材料强度与塑性都提高,其中延伸率增加约 12.6%~31%。在拉伸过程中,挤压态复合材料的裂纹主要在界面和基体合金内形核并相互连接。经过热处理后,复合材料断裂特点为裂纹在界面附近的基体内形核以及颗粒开裂产生的裂纹在基体中扩展。

#### 参考文献

- 1 Hasson D F, Crowe C R. Strength of metals and alloys In: ICMA 7, Pergamon Press, Oxford, UK, 1985: 1 515
- 2 Fishman S G Role of interfaces in material damping ASM, Materials Park, OH, 1985: 33
- 3 Srivatsan T S, Sudarshan T S Rapid solidification technology: an engineers guide Technomic Publishing Company, Lancaster, PA, 1988: 23
- 4 Srivatsan T S, Al-Hajri M, Smith C et al The tensile response and fracture behavior of 2009 aluminum alloy metal matrix composite Mater Sci Eng A, 2003; 346: 91~100
- 5 肖伯律,毕敬,赵明久,马宗义. SiC 尺寸对铝基复合材料拉伸性能和断裂机制的影响. 金属学报, 2002; 38(9): 1 006~1 009
- 6 Thomas M P, King J E. Improvement of the mechanical properties of 2124/SiC<sub>p</sub> MMC plate by optimization of the solution treatment. Composites Sci Technol, 1996; 56: 1 141~1 147
- 7 Kim W J, Yeon J H, Shin D H et al Deformation behavior of powdermetallurgy processed high-strain-rate superplastic 20% SiC<sub>p</sub>/2124 Al composite in a wide range of temperature. Mater Sci Eng A, 1999; 269: 142~151

(编辑 李洪泉)

(上接第 33 页)

#### 参考文献

- 1 Beauchamp P M, Rodgers D H. New concepts for inflatable structures applied to spaceborne radars AIAA - 95 - 3795, 1995: 1~8
- 2 Mabne P K, Williams G T. Lightweight inflatable solar array. Journal of Propulsion and Power, 1996; 12(5): 1~9
- 3 Scatter C M, Freeland R E. Inflatable structure technology applications and requirements AIAA 95 - 3737, 1995 (7): 3~5
- 4 Costa Cassapakis, Mitch Thomas. Inflatable structures technology development overview. AIAA - 95 - 3738, 1995: 1~10

(编辑 吴坚)