

# 空间环境与碳 / 环氧复合材料交互作用的研究现状\*

## Research Status on Interaction Between Space Environment and Carbon/Epoxy Composites

沈阳航空航天大学航空航天工程学部 高禹 徐晋伟 王伯臣  
 哈尔滨工业大学材料科学与工程学院 董尚利  
 北京航空材料研究院结构性碳纤维复合材料国家工程实验室 包建文

**[摘要]** 随着航天技术的迅速发展,要求航天器长寿命、高可靠性、高精度和多用途,这对航天器所用材料的性能提出了越来越高的要求。碳 / 环氧复合材料不仅具有密度小、比强度和比刚度高等特点,而且在真空条件下质损率低,热膨胀系数小,在航天领域得到了越来越广泛的应用。在大多数的空间环境因素的长期作用下,碳 / 环氧复合材料的各项性能将发生变化,进而会对航天器在轨服役的可靠性及寿命产生影响。

**关键词:** 碳 / 环氧复合材料 空间带电粒子辐射 真空热循环 辐照损伤

**[ABSTRACT]** The rapid development of space technology increasingly demands for the materials with improved properties for spacecraft to suit the requirement such as long life, high reliability, high accuracy and multi-purpose. Carbon/epoxy composites, which not only have low density, high specific strength and high specific stiffness characteristics, but also have low mass loss (ML) rate and low coefficient of thermal expansion (CTE) in the vacuum condition, are more widely used in the aerospace industry. Under the long-term effects of most space environmental factors, the properties of carbon/epoxy composites will be changed, and then affect the reliability and lifetime of spacecraft during service.

**Keywords:** Carbon/epoxy composites Space charged particle radiation Vacuum thermocycling Radiation-induced damage

碳 / 环氧复合材料相比于金属材料密度小、比强度和比刚度高,并且在真空条件下质损率低、热膨胀系数小,更加符合现代航天器的要求,被广泛应用于航天领域中的卫星天线结构、卫星本体结构、太阳电池阵基板结构等航天器重要组成部分。碳 / 环氧复合材料对空

间环境因素尤其是真空、热循环、电子与质子辐射等作用较为敏感。在空间环境因素的长期作用下,碳 / 环氧复合材料的各项性能将发生变化,进而会对航天器在轨服役的可靠性及寿命产生影响,深入研究碳 / 环氧复合材料在空间环境因素作用下的损伤效应及机理,具有重要的工程应用背景和理论研究价值。

本文综述了空间环境与碳 / 环氧复合材料交互作用的研究现状,探讨了碳 / 环氧复合材料的损伤效应及机理,以期新型碳 / 环氧复合材料研制及其在轨寿命预测研究提供必要的理论依据。

### 1 高真空与碳 / 环氧复合材料的交互作用

低地球轨道上真空度为  $10^{-7} \sim 10^{-9} \text{Pa}$ <sup>[1]</sup>。碳 / 环氧复合材料在高真空环境下会产生析气。析气的产物主要包括水、吸附的气体、低分子量溶剂和添加剂等<sup>[2]</sup>。在高真空下析出的大量可凝挥发物,会污染航天器外表面及与其相邻的部分,特别是对光学器件、热控涂层、电路表面和滑动摩擦副等产生不利影响。同时,还会使自身的性能下降、外形尺寸发生变化,对航天器结构的稳定性造成威胁。

材料在真空环境下的总质量损失(TML)和收集到的可凝挥发物(CVCM)量的多少是判断其能否作为航天材料使用的重要判据。TML和CVCM分别作为耐受性指标和污染指标。世界各国航天机构公认的标准为TML应小于1.00%和CVCM应小于0.10%,一直被作为航天器材料的淘汰标准<sup>[3]</sup>。

文献[4]应用扩散理论研究了多种材料在真空条件下的析气行为。实际测试表明,在质损率-时间图上呈一条具有饱和趋势的曲线。例如,单向碳纤维板的质损率-时间变化规律是,随着时间的增加,质损率增加,当超过一定时间(约60h)变化趋于平缓。碳 / 环氧复合材料在真空条件下的析气产物都是通过扩散向材料外表面析出。由于降解速度远大于扩散速度,得知质损过程取决于扩散。根据“叠加式扩散”理论模型,并推广到多种析出成分的综合扩散,得到质损双指数函数:

\* 国家自然科学基金项目(50603014和51073094)、航空科学基金项目(2011ZF54019)、辽宁省高等学校杰出青年学者成长计划项目(LJQ2011013)资助。

$$w(t) = \zeta [1 - \exp(-\alpha_0 t)] + \eta [1 - \exp(-kt)] \quad (1)$$

式中,  $k$  为降解速率常数;  $t$  为时间;  $\zeta$ ,  $\eta$  及  $\alpha_0$  为与试件状况及测试温度有关的因子, 即:

$$\xi = \frac{4D}{\delta\alpha_0} \left[ C_1 + (C_0 - C_1) \exp(-\alpha_0\tau) - \frac{R}{\alpha_0 - k} \right] \quad (2)$$

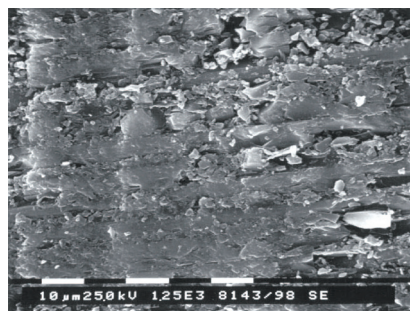
$$\eta = \frac{4D}{\delta k} \left( \frac{R}{\alpha_0 - k} \right) \quad (3)$$

$$\alpha_0 = \frac{D\pi^2}{\delta^2} \quad (4)$$

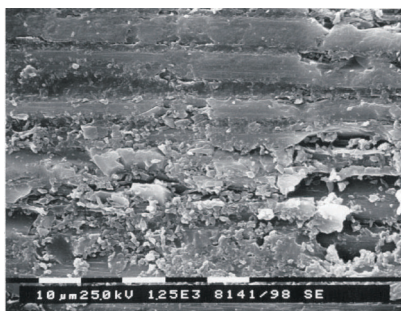
$$R = MN_0/2V \quad (5)$$

式中,  $D$  为扩散系数;  $C_1$  为测试前预处理环境确定的边界浓度;  $C_0$  为试样最初具有的均匀浓度;  $\tau$  为预处理时间;  $\delta$  为试件厚度;  $M$  为降解的分子量;  $N_0$  为降解初始聚合物体系的弱键总数;  $V$  为试样体积。

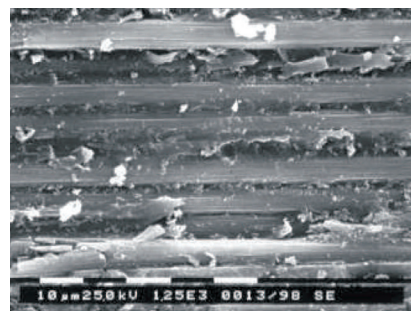
对 9 种材料 120~5000h 的质损试验曲线用式(1)进行计算机拟合, 结果吻合良好。因此在长时间服役条件下质损预报工作中, 式(1)是很有实用价值的经验公式<sup>[4]</sup>。



(a) 未经热循环试样表面形貌



(b) 8次热循环后试样表面形貌



(c) 80次热循环后试样表面形貌

图1 真空热循环前后石墨、环氧复合材料试样表面形貌的SEM照片<sup>[6]</sup>

Fig.1 Surface morphology of exposed graphite/epoxy composite specimens using scanning electron microscope

## 2 热循环与碳 / 环氧复合材料的交互作用

航天器在轨服役期间反复进出地球阴影区域, 其表面温度一般在  $-160 \sim +120^\circ\text{C}$  范围内变化。由于碳纤维与基体树脂之间的热膨胀系数相差一个数量级以上, 在这种循环交变的温度场作用下, 复合材料内部会产生与温度场相关的交变热应力和热应变, 导致材料受到损伤, 力学性能下降<sup>[5]</sup>。对这种交变的热应力和热应变, 现在还没有试验方法能定量分析。应用有限元分析方法进行数值模拟是一个切合实际的定量分析方法。

Kwang<sup>[6]</sup> 等人针对石墨 / 环氧复合材料, 在模拟低地球轨道热循环和高真空的条件下, 对力学性能、质量和热膨胀系数的变化进行了研究。模拟的热循环温度范围为  $-70 \sim +100^\circ\text{C}$ , 真空度为  $10^{-4}\text{Pa}$ 。结果表明, 随热循环次数的增加, 除了层剪强度基本保持不变以外, 其他力学性能均下降。在性能变化当中弯曲强度的变化

最大, 80 次循环后大约损失 34%。受基体控制的性能, 如横向弯曲强度和横向拉伸强度, 都表现出随循环次数增加而大幅度下降的特性, 其原因是高真空和热循环使复合材料表面基体被剥离(见图 1)。复合材料的热膨胀系数随循环次数的增加而减小, 其原因同样是高真空和热循环使复合材料表面基体被剥离。

文献 [7-8] 的研究结果表明, 随真空热循环次数的增加, M40J/AG-80 复合材料的  $90^\circ$  和  $0^\circ$  拉伸强度均下降, 分别在热循环 48 次和 40 次后趋于平缓; 弯曲强度表现出先上升后下降, 经 97 次热循环后趋于平缓变化的特征; 层剪强度变化不明显。 $90^\circ$  和  $0^\circ$  拉伸强度的变化与界面脱粘程度密切相关, 弯曲强度变化主要反映真空热循环时树脂基体交联密度增加效应的影响, 层剪强度变化是界面脱粘与树脂基体交联密度增加两种因素综合作用的结果。在评价真空热循环作用下单向碳 / 环氧复合材料力学行为时, 应充分考虑  $90^\circ$  与  $0^\circ$  拉伸性能及弯曲性能的变化, 而对层剪性能变化不敏感。有限

元数值模拟表明, 在一次热循环结束后, 复合材料内有残余应力存在, 其最大值出现在界面层, 表明此处存在应力集中。在临近界面层的树脂基体内出现残余应力的最小值。随热循环次数的增加, 残余应力会逐渐累积, 当界面层处的累积残余应力达到一定值时, 在应力集中的作用下, 界面层会受到损伤, 出现界面脱粘。另外, 随热循环次数的增加, 树脂基体内的残余应力会逐渐累积, 导致树脂基体内出现裂纹。

## 3 电子辐射与碳 / 环氧复合材料的交互作用

带电粒子作用于物质时, 使物质原子、分子电离和激发。由于带电粒子的能量远大于聚合物分子的电离能(约  $5 \sim 25\text{eV}$ )及化学键能( $2 \sim 10\text{eV}$ ), 当一个人射带电粒子进入物质时, 损失的全部能量足以使许多个分子电离和激发, 而且在粒子入射路径上的任何分子、任何部位都可能受到影响, 并没有选择性; 同时初始电离作用

产生的次级电子,往往还具有足够高的能量,它们也能使聚合物分子激发和电离。

电子和质子都属于带电粒子。由于它们能被物质强烈地吸收,所产生的电离密度大,而射程却很短<sup>[9]</sup>。在材料中,电子以电离和辐射两种形式损失能量,具有能量为  $E_0$  的电子在材料中的射程 ( $R_m$ ) 可用以下经验公式计算:

$$R_m = 0.542E_0 - 0.133 \quad (E_0 > 0.8\text{MeV}) \quad (6)$$

$$R_m = 0.407E_0^{1.38} \quad (0.15\text{MeV} \leq E_0 \leq 0.8\text{MeV}) \quad (7)$$

上式中,  $R_m$  用质量厚度来表示,单位为  $\text{g}/\text{cm}^2$ 。采用质量厚度所表征的射程近似地与吸收物质的密度无关。电子在碳/环氧复合材料中的入射深度一般是  $0.1\sim 0.3\text{mm}$ 。一般碳/环氧复合材料表面层都是由厚度约  $20\mu\text{m}$  的环氧树脂构成,电子与碳/环氧复合材料发生的交互作用可以深入到纤维与树脂基体之间的界面层,并且通过对界面层的作用使复合材料的性能发生改变。辐照后碳纤维复合材料力学性能变化的趋势和幅度主要决定于:聚合物本身的化学结构,辐照剂量,复合材料的纤维体积含量,纤维排布方式,铺层形式及材料种类<sup>[9-12]</sup>。

从原理上讲,  $\gamma$  射线和高能电子束与材料发生交互作用时的原初反应基本一致。 $^{60}\text{Co}$  放射源成本低、使用方便,所以很多研究者使用  $^{60}\text{Co}$  放射源放射出的  $\gamma$  射线来研究其与材料的交互作用。 $\gamma$  射线在材料内的穿透深度较大,会使复合材料内纤维-基体之间的界面层受到破坏,从而使复合材料的力学性能下降。国内外学者<sup>[10,13]</sup> 研究表明,复合材料经过  $\gamma$  射线辐照后层剪强度有所下降,碳纤维复合材料的脆性和硬度增加,拉伸强度明显降低,弯曲强度和模量也有所变化,其原因可能是复合材料发生界面脱粘,以及纤维和环氧树脂变脆的综合结果所致。

文献 [14-15] 的研究结果表明,在小于  $200\text{keV}$  电子辐照条件下,随辐照剂量增加, M40J/AG-80 复合材料的弯曲模量单调降低,电子能量越高其降低速率越大。 $160\text{keV}$  电子辐照剂量约小于  $6.3 \times 10^{15}\text{cm}^{-2}$  时,弯曲强度和层剪强度增加,并在辐照剂量进一步增加后减小。 $120\text{keV}$  电子辐照时,弯曲强度和层剪强度随辐照剂量增加呈增加趋势。层剪强度的变化幅度小于弯曲强度和弯曲模量的变化幅度。随辐照剂量增加, AG-80 环氧树脂表面颜色逐渐加深,产生放电烧蚀,并且表面放电烧蚀痕迹的数量增加。辐照剂量约超过  $6.3 \times 10^{15}\text{cm}^{-2}$  后,表面放电烧蚀痕迹的数量不再增加。辐照剂量相同条件下,  $120\text{keV}$  电子辐照导致表面放电烧蚀痕迹的数量比  $160\text{keV}$  电子辐照时小。在小于  $200\text{keV}$  电子辐照作用下, AG-80 环氧树脂质损率发生变化的原因是表面放电烧蚀、表层降解和表面出现碳化趋势的综合作用

结果。

S. Wu<sup>[16]</sup> 等人从聚合物承受辐照前后电性能的变化方面来研究其耐辐照的能力。研究表明,环氧体系聚合物辐照后的介质损耗角正切 ( $\text{tg}\delta$ )、介电系数 ( $\epsilon$ )、电导 ( $\gamma$ ) 以及活化能 ( $E$ ) 的变化,不仅与辐照剂量大小有关,还与固化体系的结构有关。受辐照后环氧树脂的电压-电流特性曲线变化,特别是辐照后电流增大倍数,可预示材料受辐照破坏的程度或作为材料耐辐照性能的判据之一。

#### 4 质子辐射与碳/环氧复合材料的交互作用

由于地面模拟试验条件的限制,针对  $200\text{keV}$  以下能量质子辐照对材料损伤效应的研究较少,多数文献研究都集中在  $1\text{MeV}$  以上的能量区间。质子在材料中的射程要远小于相同能量电子的射程,入射深度约为  $2\mu\text{m}$ 。因此,在研究质子辐射与碳/环氧复合材料的交互作用时,直接把基体材料(环氧树脂)作为研究对象<sup>[17]</sup>。

V. A. Romanov<sup>[18]</sup> 等人的研究表明,质子辐照后环氧树脂表面变为深红色,辐照深度约  $0.7\text{mm}$ 。不同质子辐照剂量时环氧树脂的拉伸强度值示于表 1。在辐照初始阶段,随辐照剂量的增加,环氧树脂的强度增加,进一步增加辐照剂量,环氧树脂的强度又开始减小,最终恢复到未辐照时的强度值。环氧树脂强度的最大值出现在辐照剂量为  $1.2 \times 10^{13}\text{cm}^{-2}$  时。

表 1 质子辐照条件下环氧树脂拉伸强度的变化<sup>[18]</sup>

辐照剂量 / $(\text{cm}^{-2})$	吸收剂量 / $\text{kGy}$	拉伸强度 / $\text{MPa}$	精准度 / $\text{MPa}$	误差 / $\%$
0	0	52	0.8	0
$6.0 \times 10^{12}$	50	61	1.0	+17
$1.2 \times 10^{13}$	100	65	1.1	+25
$3.0 \times 10^{13}$	250	60	1.0	+15
$6.0 \times 10^{13}$	500	56	1.0	+8
$1.2 \times 10^{14}$	1000	50	0.8	-4

其中辐照剂量的计算公式为:

$$D_p = F(\text{LET})(1/d) \quad (8)$$

式中,  $D_p$  为质子辐照的吸收剂量; LET 为线性能量传递值;  $d$  为环氧树脂的密度 ( $1.1\text{g}/\text{cm}^3$ )。

文献 [18] 还给出了类似于“复合理论”的假设,认为经质子辐照后的环氧树脂试样是由两层构成的。一层是经质子辐照后物性发生改变的环氧树脂,另一层是未受质子辐照影响的环氧树脂。经质子辐照后环氧树脂试样的拉伸强度是由上述两层的拉伸强度“复合”而成,具体公式如下:

$$\sigma = \nu\sigma_i + (1+\nu)\sigma_u \quad (9)$$

式中,  $\sigma$  为经质子辐照后环氧树脂试样的拉伸强度 (MPa);  $\sigma_i$  为未受质子辐照影响的环氧树脂的拉伸强度 (MPa);  $\sigma_u$  为经质子辐照后物性发生改变的环氧树脂的拉伸强度 (MPa);  $\nu$  为未受质子辐照影响的环氧树脂占整个试样的体积百分比(在试验中取  $\nu=0.18$ )。

计算结果与试验数据吻合较好。环氧树脂的结构和性能的变化直接与质子辐照剂量相关。当吸收剂量小于 1.5~2.0MGy 时, 三维空间网络结构形成, 固化过程占优势; 当吸收剂量大于 1.5~2.0MGy 时, 聚合物链段受到严重的破坏, 降解过程占优势, 环氧树脂的拉伸强度开始降低。

C. L. Snead<sup>[19]</sup> 对多种聚合物及复合材料在质子辐照后力学性能的变化进行了研究, 发现质子辐照会使热固性树脂的强度提高, 并且自由基发生了交联。强度提高的幅度与所用固化剂的种类、增韧剂的用量及树脂本身的固化程度有关。R. Mishra<sup>[20]</sup> 等人在研究质子辐照聚合物时也发现了经质子辐照后聚合物表面颜色加深的现象。

文献 [21-22] 的研究结果表明, 在小于 200keV 质子辐照条件下, 随辐照剂量增加, M40J/AG-80 复合材料的力学性能呈非单调变化趋势。辐照剂量约小于  $5.5 \times 10^{15} \sim 6.3 \times 10^{15} \text{cm}^{-2}$  时, 弯曲强度、弯曲模量和层剪强度增加, 并在辐照剂量进一步增加后降低。层剪强度的变化幅度小于弯曲强度及弯曲模量的变化幅度。随辐照剂量增加, AG-80 环氧树脂表层 C 元素和 C-C 键含量单调增加, N 元素和 C-N 键含量单调减少。质子辐照会使 C-C、C-N 和 C-O 键发生断键。辐照剂量约为  $5.5 \times 10^{15} \sim 6.3 \times 10^{15} \text{cm}^{-2}$  时, 未完全固化的环氧基在质子辐照作用下开环固化, 并且相邻主链彼此间在空间位阻较小的区域发生断键的重新键合, 导致交联密度增加。辐照剂量进一步增加后, 环氧树脂表面出现碳富集现象。

## 5 结束语

碳 / 环氧复合材料现已成为各种航天器广泛应用的结构材料, 空间环境作用下, 该材料受到的损伤将直接影响航天器在轨服役行为。由于问题本身的复杂性, 时至今日仍有空间环境因素导致的航天器故障或事故不时发生。该领域将是航天技术发展的十分关注的课题和重要基础, 并且伴随航天技术的发展将不断会有新的问题出现。因此, 通过理论分析、地面模拟试验与原位测量、计算机模拟等多种研究手段, 可以实现对空间典型环境损伤效应、材料性能演化与表征、建立空间环境效应损伤模型等研究取得突破性进展。深入研究环

氧树脂和碳 / 环氧复合材料在空间环境因素作用下的损伤效应及机理, 具有十分重要的工程应用背景和理论研究价值。

## 参考文献

- [1] Grossman E, Gouzman I. Space environment effects on polymers in low earth orbit. *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research B*, 2003, 208: 48-57.
- [2] Dauphin J. Materials in space: working in a vacuum. *Vacuum*, 1982, 32 (10/11): 669.
- [3] 薛大同, 张景钦. 航天材料的真空性能. 中国国防科学技术报告. GF-A0017381G, 1995.
- [4] 达道安. 空间真空技术. 北京: 宇航出版社, 1995: 12-27, 335-411.
- [5] Sperber R S. Analysis of the public record of spacecraft Anomalies. AIAA-90-0781, 1990.
- [6] Wang B S, Chun G K, Chang S H, et al. Prediction of failure thermal cycles in graphite/epoxy composite materials under simulated low earth orbit environments. *Composites Part B*, 2000, 31: 223-235.
- [7] Gao Y, He S, Yang D, et al. Effect of vacuum thermo-cycling on physical properties of unidirectional M40J/AG-80 composites. *Composites Part B-Engineering*, 2005, 36: 351-358.
- [8] Guo Y, Dong S L, He S, et al. Characterization on stress distribution and thermal expansion behavior for M40J/AG-80 composites experienced vacuum thermo-cycling. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 2006, 25(16): 1647-1657.
- [9] [苏联] T. C. 尼基季娜. 电离辐射对高聚物的作用. 杨昌正, 译. 北京: 中国工业出版社, 1964.
- [10] 张建可, 冀勇夫, 李智华, 等. 粒子辐照对碳纤维复合材料力学性能的影响. *中国空间科学技术*, 1998, 18(1): 56-59.
- [11] Evans D, Morgan J H. A review of the effects of ionizing radiation on plastic materials at low temperatures. *Adv. Cryogenic Engng. (Materials)*, 1982, 28: 147-164.
- [12] Egusa S. Irradiation effects and degradation mechanism on the mechanical properties of polymer matrix composites at low temperatures. *Adv. Cryogenic Eng. (Materials)*, 1990, 36: 861-868.
- [13] Megusar J. Low temperature fast-neutron and gamma irradiation of glass fiber/epoxy composite. Part I: Deformation and Fracture. *Journal of Nuclear Materials*, 1996, 228: 168-175.
- [14] Gao Y, Dong S L, Yang D Z, et al. Damage effects of 120-keV electron radiation on AG-80 resin. *Journal of Polymer Science: Part B: Polymer Physics*, 2006, 44(1): 177-184.
- [15] Gao Y, Jiang S L, Sun M R, et al. Effect of Irradiation with < 200 keV electrons on AG-80 resin. *Radiation Physics and Chemistry*, 2005, 73(6): 348-354.
- [16] Wu S, Gedeon S, Fourecer R A, et al. The effect of  $\gamma$ -irradiation of the electrical properties of epoxy resin system. *J. Uncler Materials*, 1988 (151): 141-150.
- [17] Evans D, Reed R P. The permeability of resin based composite materials to radiolytic gases. *Cryogenics*, 1998, 38(1): 149-154.
- [18] Romanov V A, Khorasanov G L, Konstantinov I O, et al. Durability changes of epoxy resins under action of protons and gamma rays.

(下转第 82 页)

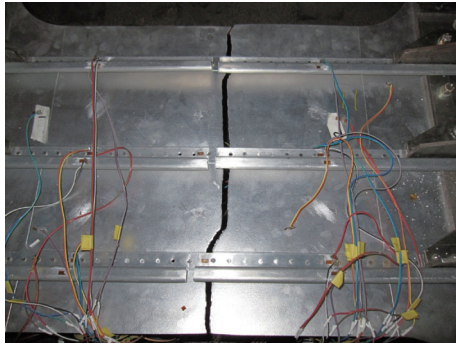


图1 钣金长桁壁板拉伸试验破坏形式  
Fig.1 Test broken form of panel with forming stringers

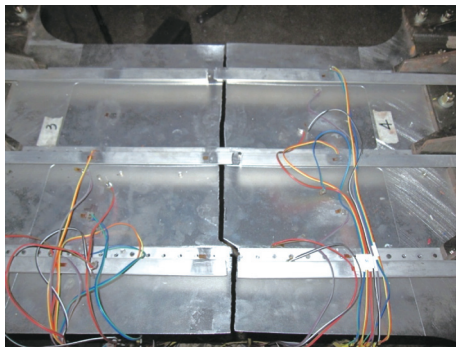


图2 挤压长桁壁板拉伸试验破坏形式  
Fig.2 Test broken form of panel with extrusion stringers

表2 两种构型壁板的拉伸破坏载荷

试验件类型	破坏载荷 /kN	加载端位移 /mm
钣金长桁	494.408	20.136
挤压长桁	567.719	16.548

生断裂导致承载能力大幅下降时的载荷。

#### 4 试验结果分析

由表 2 可以看出,挤压长桁的破坏载荷明显大于钣金长桁,但挤压长桁的加载端位移明显小于钣金长桁。因此,钣金长桁较挤压长桁而言有更好的延展性,但挤压长桁的蒙皮壁板在轴向拉伸载荷下有更好的承载能力。

#### 5 结论

通过有限元计算及试验验证结果可看出,拉伸载荷下铝锂合金挤压长桁构型壁板的破坏载荷比 7000 系列铝合金钣金长桁构型壁板破坏载荷提高 10% 以上。由于两种构型壁板长桁的截面积相同,考虑铝锂合金材料的低密度特性,采用铝锂合金挤压长桁的机身壁板可以提高抗拉能力和减重的双重效果。

#### 参考文献

- [1] 牛春匀. 实用飞机结构工程设计. 航空工业出版社, 2008.  
[2] Niu Chunyun. Airframe Stress Analysis and Sizing. Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press Ltd, 1988. (责编 可岚)

(上接第 69 页)

- Radiation Physics and Chemistry, 1995, 46(4-6): 863-866.  
[19] Snead C L, Morena J J, Czajkowski C J, et al. Mechanical-property changes of polymeric and composite materials after low-temperature proton irradiation. Materials Characterization, 1999, 42: 73-91.  
[20] Mishra R, Tripathy S P, et al. Optical and electrical properties of some electron and proton irradiated polymers. Nuclear Instruments and Methods in Physics Research B, 2000, 168: 59-64.  
[21] Gao Y, Jiang S P, Yang D Z, et al. A study on radiation effect of < 200 keV protons on M40J/Epoxy composites. Nuclear Instruments and Methods in Physics Research - Section B, 2005, 229(2): 261-268.  
[22] Gao Y, Jiang S L, Dong S L, et al. Effect of 120 keV proton irradiation on mass loss and chemical structure of AG-80 epoxy resin. Radiation Effects and Defects in Solids: Incorporating Plasma Science and Plasma Technology, 2010, 165(11): 857-867. (责编 小城)

(上接第 73 页)

#### 参考文献

- [1] 关振中. 激光加工工艺手册. 北京: 中国计量出版社, 1998: 1-2.  
[2] 林鑫, 薛蕾, 陈静, 等. 钛合金零件的激光成形修复. 快速制造技术, 2010(8): 55-56.  
[3] 曹春晓. 航空用钛合金的发展概况. 航空科学技术, 2005, (4): 3-6.  
[4] 曲恒磊, 赵永庆, 朱知寿. 一种高强韧钛合金及其加工方法: 中国, 03105965.1 [P]. 2003-09-30.  
[5] Qu H L, Zhou Y G, Zhou L, et al. Relationship among forging technology, structure and properties of TC21 alloy bars. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2005, 15(5): 1120-1124.  
[6] 赵永庆, 曲恒磊, 冯亮, 等. 高强高韧损伤容限型钛合金 TC21 研制. 钛工业进展, 2004, 21(1): 22-24.  
[7] 张颖楠, 李辉, 曲恒磊, 等. Ti-22-22S 合金的研究进展. 金属热处理, 2002, 27(12): 14-16.  
[8] 张民. 热处理对 TC21 钛合金组织和性能的影响 [D]. 西安: 西北工业大学, 2004.  
[9] Joseph M C. Advances in powder metallurgy processing. Advanced Materials and Processes, 1999, 156(3): 33-36.  
[10] Richard M. Directed light fabrication. Advanced Materials & Processes, 1997, 151(3): 31-33.  
[11] Griffith M L, Schlienger M E. Understanding thermal behavior in the LENS process. Materials and Design, 1999, 20(2/3): 108-109.  
[12] Abbott D, Arcella F. Laser forming titanium components. Advanced Materials & Processes, 1998(5): 29-30.  
[13] Stefansson N, Semiatin S L. Mechanisms of globularization of Ti-6Al-4V during static heat treatment. Metallurgical and Materials Transactions A, 2003, 34A: 691-698.

(责编 小城 深蓝 夏宛)