

文章编号: 1672-8785(2013)10-0020-06

遥感仪器光机系统用高体分 SiCp/Al 复合材料的疲劳研究

刘晓丰 何 欣 刘 强

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林长春 130033)

摘 要: 由于高体分铝基复合材料应用在空间遥感的结构设计中可能会存在疲劳问题, 对高体分 SiCp/Al 复合材料的疲劳破坏行为进行了研究。首先, 介绍了疲劳试验方法, 确定采用常规试验方法来研究高体分铝基复合材料的疲劳强度, 并对疲劳试验进行了规划。然后通过用三参数幂函数模型处理实验数据获取了 S-N 曲线中关键参数的数学模型, 提出了振动试验中的振动频率选取方法。最后利用振动试验台对 5 个疲劳试件进行了试验, 并用三参数幂函数模型对观测值进行了拟合。结果表明, 高体分 SiCp/Al 复合材料的疲劳强度为 161 MPa。该研究结果能够有效地指导航天遥感的结构设计工作。

关键词: 高体分; 反射镜; 三参数; 振动; 疲劳强度

中图分类号: V45 **文献标识码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1672-8785.2013.10.005

Research on Fatigue of High Volume Fraction SiCp/Al Composite Material Used in Opto-mechanical System of Remote Sensing Instrument

LIU Xiao-feng, HE Xin, LIU Qiang

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

Abstract: Since there may be a fatigue problem when a high volume fraction SiCp/Al-based composite material is used in the structure design of a space remote sensor, the fatigue failure behavior of the material is studied. Firstly, several fatigue testing methods are presented. A conventional testing method is selected to test the fatigue strength of the material. The fatigue test is planned. Then, a mathematic model of the key parameters in the S-N curve is established by using a three-parameter exponential function model to process the experimental data. A method for selecting vibration frequency in the vibration test is proposed. Finally, five specimens are tested on a vibrating table. The observed test data are fitted by using the three-parameter exponential function model. The result shows that the material has a fatigue strength of 161 MPa. This result is very helpful to the structure design of space remote sensors.

Key words: high volume fraction; mirror; three-parameter; vibration; fatigue strength

收稿日期: 2013-08-27

基金项目: 中国科学院三期创新工程资助项目 (074Z3JN70)

作者简介: 刘晓丰 (1984-), 男, 吉林长春人, 硕士, 主要从事空间光学遥感的结构设计研究。

E-mail: liuxiaofengshen@163.com

0 引言

高体分 (55% ~ 57%) 碳化硅颗粒增强铝基复合材料具有比强度、比模量等比基体更高的优越机械性能以及低热膨胀系数、高导热和高导电等优良物理性能, 在国外已经在反射镜和扫描镜制备以及支撑结构设计方面得到广泛应用。国内一些高校和研究所也对高体分 SiCp/Al 复合材料进行了大量研究, 并且采用无压浸渗法制备出了用于航天遥感器的反射镜支撑结构、电子封装结构以及框架设计^[2-4]的高体分 SiCp/Al 复合材料^[1]。

实际上, 在航天遥感器的研制过程中, 需要对 SiCp/Al 复合材料进行多次单件级和组件级力学试验以验证结构的稳定性。每次试验的结构形式、试验量级、试验频率和振动时间之间都存在很大差别。SiCp/Al 复合材料试件所受载荷较大的区域有可能会发生基体与增强体之间的滑移或者脱开^[5-8]。滑移或脱开的界面会失去载荷的传递能力, 导致复合材料中有效增强体的含量下降; 持续加载会使复合材料的损伤产生累积, 最后形成疲劳破坏。因此, 研究高体分铝基复合材料的疲劳破坏具有重要意义。

很多研究人员对铝基复合材料的疲劳行为进行了研究。李伟等人^[9]研究了喷丸强化对 SiC 颗粒增强铝基复合材料疲劳性能的影响, 并分析了喷丸强化后复合材料的高周疲劳强度大幅增强的原因; 左涛等人^[10]通过研究低体分 SiC 颗粒增强铝基复合材料 (SiC 含量为 15%) 的疲劳断裂行为, 得到了增强体的加入可有效提高复合材料的屈服强度、弹性模量和疲劳性能的结论; 李微^[11]研究了喷射沉积 SiCp/Al 复合材料的疲劳行为, 并分析了 SiC 颗粒的尺寸对疲劳强度的影响。

上述研究基本上都是基于低体分 SiCp/Al 复合材料的疲劳失效问题, 分析如何提高 SiC 增强铝基复合材料的疲劳强度, 或者是研究了其疲劳断裂行为。目前还没有人通过试验方法确切地给出过高体分 SiCp/Al 复合材料的疲劳强度, 这

对于系统可靠性要求较高的航天遥感器结构设计是远远不够的。

本文通过振动试验, 利用三参数幂函数模型对高体分 SiCp/Al 复合材料的疲劳强度进行了研究, 首次给出了高体分 (55% ~ 57%) SiC 增强体铝基复合材料的疲劳强度, 为高体分铝基复合材料在航天遥感器结构设计中的应用提供了参考。

1 理论背景

1.1 三参数幂函数模型

大量研究结果表明, 三参数幂函数模型可以较好地描述长寿命区的 P-S-N 曲线^[12]。其疲劳寿命模型为

$$(S_{max} - S_0)^m N_f = C \quad (1)$$

式中, S_{max} 为应力水平; S_0 为理论疲劳极限; N_f 为应力水平 S_{max} 下材料的疲劳寿命; m 和 C 为待定常数。对式 (1) 两边取对数, 可以得到:

$$-m \lg(S_{max} - S_0) + \lg C = \lg N_f \quad (2)$$

令 $Y = \lg N_f$ 、 $A = \lg C$ 、 $B = -m$, 可以得到:

$$Y = A + B \lg(S_{max} - S_0) \quad (3)$$

估计疲劳寿命模型中的材料常数最常用的方法是最小二乘法。设有 n 组疲劳试验数据 $(X_i, Y_i) (i = 1, 2, \dots, n)$, 那么疲劳寿命模型中 A 和 B 的解为

$$A = \bar{Y} - B\bar{X} \quad (4)$$

$$B = \frac{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})(Y_i - \bar{Y})}{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^2} \quad (5)$$

式中, $\bar{X} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n X_i$; $\bar{Y} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n Y_i$; $X_i = \lg(S_{max} - S_0)$ 。

若要求解这三个参数, 还需要一个补充方程。该方程需要使得式 (3) 的拟合相关系数 R_{xy} 达到最大。将 R_{xy} 定义为

$$R_{xy} = \sqrt{1 - \frac{\sum_{i=1}^n (Y_i - \tilde{Y}_i)^2}{\sum_{i=1}^n (Y_i - \bar{Y})^2}} \quad (6)$$

其中

$$\tilde{Y}_i = A + B \lg(X_i - S_0) \quad (7)$$

定义

$$\left\{ \begin{array}{l} F_{XY} = \sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})(Y_i - \bar{Y}) \\ F_{XX} = \sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^2 \\ F_{YY} = \sum_{i=1}^n (Y_i - \bar{Y})^2 \end{array} \right. \quad (8)$$

由式 (4) ~ 式 (7) 可得:

$$R_{xy} = \sqrt{1 - \frac{\sum_{i=1}^n [Y_i - \bar{Y} - (X_i - \bar{X})F_{XY}/F_{XX}]^2 / F_{YY}}{F_{YY}}} \quad (9)$$

R_{xy} 越接近于 1, 总体拟合效果就越好。将 X_i 代入式 (9), 使得 R_{xy} 达到最大值, 求得 S_0 ; 然后再将其代入式 (4) 和式 (5), 求得 A 和 B 。

1.2 振动频率的选取

对于存在阻尼的单自由度系统, 其运动方程为

$$m\ddot{x}(t) + c\dot{x}(t) + kx(t) = F(t) \quad (10)$$

考虑简谐激励情况, 设 $F(t) = kf(t) = kA \cdot \cos(\omega t)$, 其中 ω 为激励频率。

系统的稳态响应为

$$x(t) = \text{Re} \left(\frac{\omega_n^2 A e^{i\omega t}}{\omega_n^2 - \omega^2 + 2j\zeta\omega\omega_n} \right) \quad (11)$$

式中, Re 表示对括号中的表达式取实部; ω_n 为系统的自然频率, $\omega_n = \sqrt{k/m}$; ζ 为阻尼因子, $\zeta = \frac{c}{2m\omega_n}$ 。

系统的稳态响应 $x(t)$ 与激振力 $f(t)$ 成正比, 其比例因子为

$$H(\omega) = \frac{x(t)}{f(t)} = \frac{1}{1 - \left(\frac{\omega}{\omega_n}\right)^2 + 2j\zeta\frac{\omega}{\omega_n}} \quad (12)$$

由式 (12) 可见, 幅值因子 $|H(\omega)|$ 等于响应幅值 X 与激励幅值 A 的比值, 即

$$|H(\omega)| = \frac{1}{\left\{ \left[1 - \left(\frac{\omega}{\omega_n}\right)^2 \right]^2 + \left[2\zeta \left(\frac{\omega}{\omega_n}\right)^2 \right]^2 \right\}^{1/2}} \quad (13)$$

当结构形式一定时, 阻尼比基本不变。在一定的阻尼比条件下, 幅值因子 $|H(\omega)|$ 与 ω/ω_n 的关系曲线见图 1。

设曲线峰值频率比为 p , 当频率比 $\omega/\omega_n > p$ 时, 考虑到定频振动试验在从起始频率到试验频率的过程中经过共振峰, 有可能会使试件发生共振破坏, 达不到试验目的, 所以选取 $\omega/\omega_n < p$ 。如果 ω/ω_n 过小, 那么幅值因子 $|H(\omega)|$ 必然很小, 试件的形变量也相应较小。试件最大应力点处的应力可能大于材料的疲劳强度 σ_p , 也可能小于 σ_p 。一方面, 当试件的最大应力小于 σ_p 时, 理论上无论经过多长时间试件都不会发生破坏, 这种情况是没有意义的。另一方面, 当试件的最大应力大于 σ_p 时, 要经过很长的时间才能发生疲劳破坏, 此时振动试验台是无法承受的。所以频率比要小于峰值频率, 而且要尽可能大些。 ω/ω_n 越大, 系统的响应越大, 失效时间越小, 也就越容易实现。

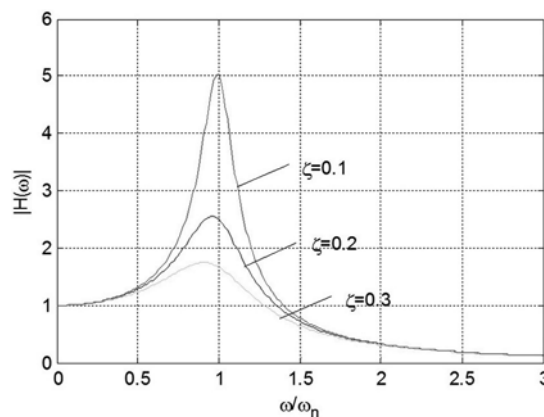


图 1 简谐激励响应曲线

在工程应用中, 通常取 $0.75 < \omega/\omega_n < 1.25$ 区间作为共振区^[13], 所以本文选取频率比的范围为 $0.5p < \omega/\omega_n < 0.75p$ 。

2 高体分 SiCp/Al 复合材料疲劳试验

2.1 疲劳试验方法

疲劳试验方法主要包括常规疲劳试验方法、升降法和成组试验法三种^[14]。

常规疲劳试验方法适合于试样个数有限、生产任务紧迫或者为了节省费用而不宜进行大

量试验的情况,用于测定材料或零件的 $S-N$ 曲线。常规疲劳试验方法一般从最高应力水平开始,逐级降低应力水平,并记录试件在各级应力水平下的疲劳寿命,直到完成全部试验为止。最后根据这些观测值拟合出疲劳寿命曲线。

升降法从高于疲劳极限的应力水平开始,然后逐级降低。在应力水平 σ_0 下对第一根试件进行试验。该试件在达到指定的寿命 $N = 10^7$ 次循环之前发生破坏,于是第二根试样就在低一级的应力水平 σ_1 下进行试验。按照这样的思路,若直到某一应力水平 σ_i 下经过 10^7 次循环后没有发生破坏(越出),则下一次试件就在高一级的应力水平 σ_{i-1} 下进行。图 2 所示为升降法的试验思路。

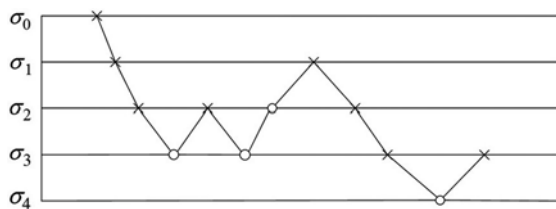


图 2 升降法 ($N = 10^7$) ; × —— 破坏; ○ —— 越出

成组试验法对每一个应力水平都需要一组试件。该方法根据一组试件的试验结果进行统计分析,可以求得具有某一存活率 P 的安全寿命 N_P 。用曲线对几个不同应力水平下分别求得的安全寿命进行拟合,可得到精度相对较高的 $P-S-N$ 曲线。

高体分铝基复合材料的机械加工与金属材料之间存在很大的区别,其加工周期长,而且加工费用昂贵,不可能在很短的时间内加工出一大批零件。另外,迫于现有试验设备无法满足疲劳极限的 10^7 次的考核量级,本文采取常规疲劳试验方法。

2.2 试验规划

材料疲劳强度的计算方法一般是通过大量试验得到不同条件疲劳极限下的载荷循环周数,然后再根据疲劳强度理论确定 $S-N$ 曲线方程,进而得到材料的疲劳强度。

本文采用振动试验方法。图 3 为试验原理图。首先给定一个输入量级,计算出在此量级下试件最大应力点处的应力 σ_i ,并将其作为材料条件疲劳极限。在固定频率下,经过一定循环周数 N_i 后试件发生破坏,得到一组数据 (σ_i, N_i) 。 n 次试验后可以得到 n 组试验数据。利用三参数幂函数模型估计 $S-N$ 曲线。

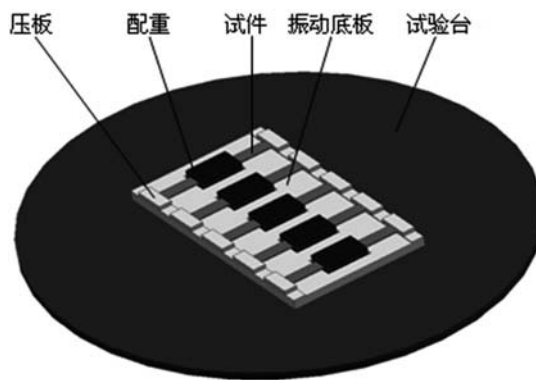


图 3 试验原理图

表 1 列出了疲劳试验的试验参数。试件的两端固定,中间部分的有效尺寸为 200 mm。配重块固定在试件中间。加载时,通过配重的响应加速度可以计算出试件的应力状态。

3 疲劳试验与结果

将疲劳试验试件夹在振动工装上,并将工装固定在振动试验台上。采用两点平均控制方式将传感器布置在配重块上,并使其方向与主振方向保持一致。通过特征扫描得到系统的特征频率,然后根据上述振动频率选用合适的方法来确定振动频率。图 4 为疲劳试验的实物图。图 5 所示为疲劳试验后的试件破坏状态。

表 2 列出了疲劳试验结果。

根据得到的 5 组数据,利用三参数幂函数模型对 $S-N$ 曲线方程中的 3 个参数进行估计,得到 $S_0 = 161$, $A = 19.6681$, $B = -1.9942$ 。

基于三参数幂函数得到的 $S-N$ 曲线方程为

$$\lg N_f = 19.6681 - 1.9942 \times \lg(\sigma_{max} - 161) \quad (14)$$

图 6 所示为 $S-N$ 曲线。

表 1 疲劳试验参数

试件编号	试件尺寸 (mm)	试件质量 (kg)	配重质量 (kg)	配重尺寸 (mm)
1	$a=240.01$	0.041	0.482	$x=73.98$
	$b=20.01$			$y=40.05$
	$h=3.002$			$z=19.98$
2	$a=240.03$	0.040	0.480	$x=74.11$
	$b=20.02$			$y=40.05$
	$h=3.005$			$z=19.96$
3	$a=240.07$	0.041	0.480	$x=73.96$
	$b=20.01$			$y=39.99$
	$h=3.003$			$z=20.01$
4	$a=240.02$	0.041	0.482	$x=73.93$
	$b=20.03$			$y=40.03$
	$h=2.998$			$z=20.03$
5	$a=240.09$	0.042	0.481	$x=74.04$
	$b=20.03$			$y=40.06$
	$h=3.002$			$z=19.99$

表 2 疲劳试验结果

试件编号	一阶频率 /Hz	振动频率 /Hz	输入加速度 /g	响应加速度 /g	最大应力 /MPa	循环周数 / 10^4
1	125	89	7.47	20.52	210.8	14.072
2	122	90	9.6	21.91	225	8.722
3	126	90	9.6	28.60	295	2.097
4	120	88	9.0	23.22	238.5	6.768
5	122	88	9.0	24.64	253.4	3.412

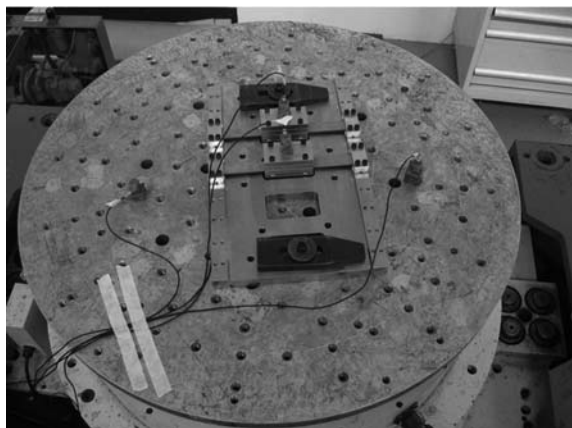


图 4 振动试验的实物图

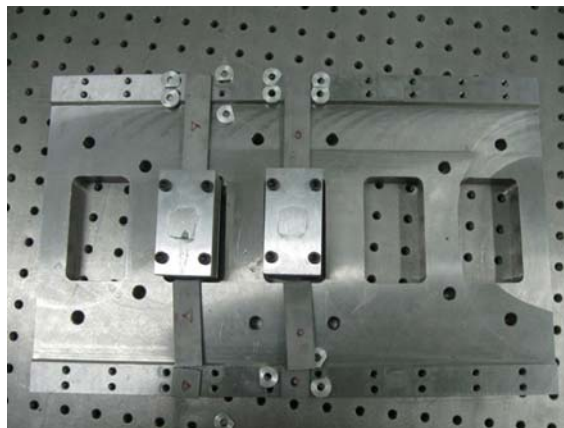


图 5 疲劳试验后试件的破坏状态

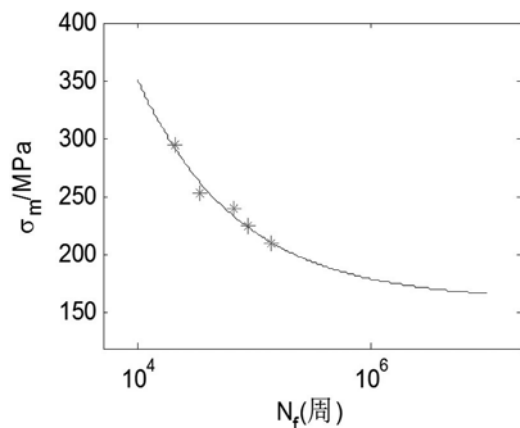


图6 高体分 SiCp/Al 复合材料的 S-N 曲线

4 结束语

本文利用三参数幂函数模型和常规疲劳试验方法,通过振动试验对高体分 SiCp/Al 复合材料的机械疲劳问题进行了研究。依据疲劳试验数据对高体分疲劳强度进行了计算。结果表明,采用无压浸渗工艺制备的高体分 (55% ~ 57%) SiC 颗粒增强铝基复合材料的疲劳强度为 161 MPa。高体分铝基复合材料由于具有良好的机械性能和物理性能而被越来越多地应用在航天遥感器的反射镜、反射镜支撑以及电子封装和框架设计中。本文给出的高体分铝基复合材料的疲劳强度能够为航天遥感器的结构设计提供参考。

参考文献

- [1] 崔岩,李丽富,李景林,等. 制备空间光机结构件的高体份 SiC/Al 复合材料[J]. *光学精密工程*, 2007, **15**(8): 1175-1180.
- [2] 王永宪,李景林,许艳军,等. 高体份 SiC/Al 复合材料在星载传感器中应用[J]. *光学精密工程*, 2011, **40**(7): 1299-1304.
- [3] 任建岳,陈长征,何斌,等. SiC 和 SiC/Al 在 TMA 空间遥感器中的应用[J]. *光学精密工程*, 2008, **16**(12): 2537-2543.
- [4] 高明辉,张军,李景林,等. 高体份 SiC/Al 反射镜在空间光学应用可行性的分析[J]. *红外与激光工程*, 2012, **41**(7): 1803-1807.
- [5] 肖代红,黄伯云. 增强体颗粒失效对 SiCp/Al 复合材料屈服强度的影响[J]. *机械强度*, 2008, **30**(6): 953-958.
- [6] 宋汶,谢灿强,贺跃辉. 颗粒失效对 SiC 增强铝基复合材料屈服应力的影响模型[J]. *中国有色金属学报*, 2010, **20**(2): 244-249.
- [7] Chawla N, Ganesh V V, Wunsch B. Three-dimensional (3D) Microstructure Visualization and Finite Element Modeling of the Mechanical Behavior of SiC Particle Reinforced Aluminum Composites [J]. *Scripta Materialia*, 2004, **51**: 161-165.
- [8] Srivatsan T S, Al-Hajri M. The Fatigue and Final Fracture Behavior of SiC Particle Reinforced 7034 Aluminum Matrix Composites [J]. *Composites: Part B*, 2002, **33**: 391-404.
- [9] 李伟,李沛勇,何晓磊. 喷丸强化对 SiC 颗粒增强铝基复合材料疲劳性能的影响[J]. *材料工程*, 2009, **30**(Z1): 98-101.
- [10] 左涛,樊建中,肖伯律,等. 颗粒增强铝基复合材料疲劳断裂研究[J]. *稀有金属*, 2007, **31**(4): 569-572.
- [11] 李微. 喷射沉积 SiCp/Al-Si 复合材料的疲劳行为研究[D]. 长沙: 湖南大学, 2011.
- [12] 赵永翔,高庆,王金诺. 估计三种常用应力寿命模型概率设计 S-N 曲线的统一方法[J]. *核动力工程*, 2001, **22**(1): 42-52.
- [13] 张义民. *机械振动力学* [M]. 长春: 吉林科学技术出版社, 1988.
- [14] 徐灏. *疲劳强度* [M]. 北京: 高等教育出版社, 1988.

新闻动态 News

美国雷神公司演示高分辨率、双色第三代前视红外系统

据 www.spacedaily.com 网站报道,美国雷神公司研制的第三代前视红外 (FLIR) 改进型目标获取系统 (ITAS) 及火力控制系统在一系列实验室与现场测试中成功完成概念验证工作。

相关人员表示,雷神公司的 FLIR 改进方案可以在各种距离上为战士们提供更加清晰的图

像,使其能够在更远的距离上对目标进行识别并区分战斗人员与非战斗人员。

测试中,第三代 ITAS FLIR 系统表现出了增强的传感器性能和态势感知能力。

ITAS 系统由美国陆军和海军陆战队使用,为需要应对先进威胁的先遣部队提供高移动性、适应恶劣天气以及昼夜工作的能力。

最新的第三代 ITAS 系统在保持了近视场和宽视场的同时,增加了超窄和超宽视场。另外,雷神公司的第三代 FLIR 在长波红外和中波红外波段都具有高分辨率。 □ 岳桢千