

中国宇航学会
中国力学学会
中国航空学会

第六届全国复合材料 会议论文集



DILIUJIE QUANGUO FUHECAILIAO
HUIYI LUNWENJI

目 录

金属基、陶瓷基、碳基复合材料

碳化硅纤维/铝复合材料截锥壳体工艺和性能研究

..... 郝元恺 潘进 黄大瞰 (1)

A1—FRP 层间超混杂复合材料层间热应力研究 盛尚仲 苏波 (4)

C/A1 复合材料的弯曲特性

..... 李瑞祥 金城 姜佐耀 程均琦 孔凡公 王怡之 吴人洁 (10)

钛—硼 CVD 液态浸渍法制造的石墨/铝复合材料界面结构的初步研究

..... 何成 张国定 吴人洁 (14)

C/A1 金属基复合材料的冲击能量吸收机制 陈荣 吴人洁 张国定 (17)

压力浸渍过程中 P—55 纤维和铝合金界面反应的控制

..... 张国定 冯绍仁 李琼 J. T. Blucher J. A. Cornie (21)

加载热循环对碳/铝复合材料性能的影响 赵昌正 刘新祥 (24)

碳/铝复合材料新工艺及设备的研制 唐风军 郭树启 隋全武 (29)

影响碳—铝复合材料耐蚀性的因素 郭树启 刘钢 隋全武 唐风军 (32)

国产 ARALL 超混杂复合材料研究动态 顾星若 林德春 (36)

预拉伸对 ARALL 力学性能的影响 胡魁 顾星若 姜天玉 (39)

陶瓷短纤维—铝合金复合材料中纤维与基体间作用

..... 李振中 王东升 成建国 齐丕骥 吴建民 (42)

热压 SiC/A1 复合材料强度及强度保留率 魏克泰 杨德明 赵恂 姜冀湘 (45)

碳化硅颗粒增强铝基复合材料特性的研究

..... 吕毓雄 毕敬 马宗义 申红伟 高荫轩 (49)

SiC_w/A1 复合材料界面晶体结构的研究 姚忠凯 耿林 (53)

熔融铝对 SiC 纤维和 B 纤维强度的影响 张军 汪雨生 于琨 (57)

SiC/A1 复合材料界面结构对断裂行为的影响 蒲天游 彭维周 曾汉民 于翹 (61)

挤压铸造法制备 (SiC/A1)/A1 复合材料 姜冀湘 魏克泰 赵恂 (65)

SiC_p/LY12 复合材料在不同温度下力学性能和断口特征 吴运学 张涛 (68)

旋涡搅拌法制备 SiC_p/A1 复合材料工艺研究

..... 李功哲 张智明 陈欣伟 吕宏军 苏肇健 (72)

SiC_w/A1—Li 复合材料的热处理强化效应

..... 毕敬 马宗义 吕毓雄 申红伟 高荫轩 (75)

SiC_p/A1—Li 复合材料的显微组织对性能的影响

..... 马宗义 吕毓雄 毕敬 申红伟 高荫轩 (78)

SiC _p /Al—Li 合金复合材料的时效特性和力学性能	司为民 李鹏兴	(82)
SiC _p /Al—2%Mg 铸造复合材料的锻造和轧制	苏肇健 吕宏军 陈欣伟 张智明 李功吉吉	(85)
碳/镁复合丝的组织 and 性能	宋清 李贤淦	(90)
挤压石墨短纤维增强镁合金复合材料的热膨胀性能	费铸铭 李贤淦 王鸿华 庄伟东	(94)
碳纤维涂覆 SiO ₂ 涂层和 C/Mg 复合材料的制造	李贤淦 陈荣	(98)
C/Mg 复合材料界面区微观结构研究	彭维周 蒲天游	(101)
涡卷状碳纤维/铜复合材料的线膨胀系数	魏光霞 应美芳 王成福	(105)
铈对 Al ₂ O ₃ 中锰钢界面润湿性的影响及其机理分析	刘耀辉 何镇明 李庆春	(108)
SiC 纤维/Ti(合金)复合丝的界面研究	黄江春 吴渝英 张国定	(111)
纤维增强金属基复合材料拉伸断裂过程计算机模拟研究	李道明 赵占国 姚枚	(114)
三向碳/碳复合材料的致密特性	朱良杰 黄葛伟 廖东娟	(118)
抗氧化 C—C 层压材料的探索研究	陈英	(120)
碳—碳复合材料抗氧化涂层的试验研究	李承新 郭正	(124)
纤维对碳/碳复合材料性能的影响	赵稼祥 张涛 胡云涛	(127)
短纤维热压碳/碳复合材料的宏观性能研究	林德春 王俊 李林远	(131)
原材料及工艺过程对短纤维热压碳/碳复合材料性能的影响	王俊 李林远 林德春	(135)
碳/碳复合材料高温防氧化涂层的研制	沈焱 过梅丽 刘士昕 孙宏荣	(139)
SiC 晶须增韧 Si ₃ N ₄ 陶瓷复合材料	李建保 黄勇 乐恢榕 陈敏华 吴建铤	(142)
SiC 晶须分散工艺对 SiC _w /Y—TZP 复合材料性能的影响	刘维良 陈汴琨	(145)
SiC _w /Y—TZP 复合材料制备工艺及力学性能的研究	刘维良 陈汴琨	(150)
金属基及陶瓷基复合材料界面脱胶引起刚度下降的估算	蒋咏秋 叶林 李苹	(155)
热压温度对 Nicalon SiC/LAS 玻璃陶瓷复合材料中纤维的影响	王晓光 周整 金宗哲	(159)
C/SiC 复合材料热性能及抗氧化性能的研究	王晓君 刘凤荣 张长瑞	(163)
聚碳硅烷热解制备 SiC/SiC 材料性能的研究	陈朝辉 黄凯兵 张长瑞 张凌 冯春祥	(166)
喷铸金属基陶瓷颗粒复合材料的初步研究	彭晓东 钱翰城 张晓梅 肖肖	(171)
碳纤维增强可切削金云母微晶玻璃复合材料(CPMC)的制备和特性	林广新 林永渭 吴叙勤 诸培南 张元民	(174)

复合材料性能测试

复合材料横向残余应力实验研究	郭明洁 肖隆秀	(178)
用自洽场法分析复合材料的热膨胀系数和热应力场	周本濂 胡建阳	(184)
混杂复合材料冲击拉伸性能的实验研究	杨振昌 夏源明	(189)
热塑性树脂基体 PEK—C 的评定	曾山英 史国芳 张凤翻	(192)
含相间损伤的颗粒填充复合材料的塑性分析	汤羽 汤国栋	(196)
树脂基短纤维复合材料 Schapery 本构参数的试验测定	张双寅 高云峰 刘济庆	(199)
用云纹法和散斑法测定复合材料层合板孔边的位移和应变	成传贤 罗又华	(203)
发射导弹时的复合材料翼面的动响应分析	何连珠 赵沛霖	(206)
复合材料光弹性分析的工程方法	许陆文 王志伟	(210)
碳纤维/环氧叠层板干涉配合接头孔边应变场的云纹法分析	刘一兵	(215)
用随机微分方程和矩法分析复合材料的模量及应力应变场	胡建阳 孟光霞	(219)
复合材料机身夹层结构的分析与试验研究	樊发芬 全永吉 孙坚石	(224)
复合材料层合板的 I 型层间断裂韧性	矫桂琼 李建为 潘文戈	(228)
复合材料无缺口试样拉—压疲劳性能研究	王连玉 曹立群 韩希鹏	(233)
碳/环氧复合材料层间拉伸断裂与断口分析	陶杰 肖军 李顺林	(237)
复合材料微气孔含量、纤维体积含量超声测量方法研究	何双起 蒋福棠 孙德	(240)
复材舵面典型盒段声振疲劳试验研究	方玉龙	(244)
复合材料的 He—Ne 激光全息照相无损检测	田光义 黎逢春 刘战捷	(248)
复合材料的疲劳损伤和寿命预报	张汝光 周国寅 潘文友 戴明军	(254)
复合材料二次固化胶接构件的无损检测	刘于藩 潘载德	(257)
用反向气相色谱测定碳纤维的表面特性	张凤英 王培华 陈监远	(261)
SMC 板块的超声检测研究	谢明 陆荣林 杜英飞	(264)
碳化硅纤维/铝复合材料损伤声发射表征	金周庚 潘向华 朱成 宋国贵	(266)
用云纹干涉法测复合材料的固化残余应变	戴福隆 周伯明	(271)
单向纤维复合材料受剪细观破坏过程的图象分析	费云鹏 沈华英 肖淑敏 陆荣林	(275)
基体材料强度实验研究	马新政 迟之范	(279)
铝合金/玻璃纤维增强环氧复合层板 GLALL 的拉伸断裂过程分析	刘丹梅 杨为奉 曲伟 姚枚 顾震隆	(284)
复合材料表面工作温度的测量	黄湘泰 黄林根	(289)
单纤维复合材料界面剪切强度的统计模型与 AE 监测	杨光松 王兴业 蒋咏秋 吴键	(291)
复合材料热导率热扩散率的概念和测量	李铁真	(295)
[$\pm 0/90_2$] _s 碳/环氧层板横向裂缝与分层的声发射测试分析	沈杏娟 敖明 李重庵	(300)

碳化硅纤维/铝复合材料截 锥壳体工艺和性能研究

郝元恺 潘 进 黄大墩

(国防科技大学五系)

一、引 言

现代宇航科技的发展对材料的要求日益苛刻,金属材料正大范围被树脂基复合材料(简称 PMC)和金属基复合材料(简称 MMC)所取代。MMC 具有高比强度、高比模量和低膨胀系数。与 PMC 相比,还具有优秀的高温抗氧化性、高温强度以及耐腐蚀、抗热震、抗辐射、高导电导热、不吸湿、不放气、不老化、尺寸稳定等优点,在宇航候选材料中竞争力很强。近年来,各国政府在制订新材料研究计划时,都把 MMC 的预研作为一项重要内容,并作了较大投资。据报道,1932~1986 年,美国在“大型金属基复合材料结构计划”中投资 1200 万美元;日本通产省工业技术院(MITI)在“下世纪产业基础技术研究开发体制”所进行的为期 8 年(1981~1988)的计划中,在复合材料方面就包含纤维增强金属的预制丝制造技术的开发和用预制丝制造复合材料成型技术的开发。

预制丝可看成是复合材料成型前的半成品或中间产品。1988 年日本报道,采用超声波集振溶浸制造法,通过添加镍,得到室温平均拉伸强度为 1692MPa 的尼卡龙碳化硅铝预制丝,在 450°时其抗拉强度仍保持 1689MPa。

纤维增强复合材料(简称 FRM)目前还没有一种实用的、成熟的制造工艺。日本自从开发碳化硅纤维/铝预制丝以来,利用预制丝建立了多种成型方法,如热压、轧制和挤压铸造,都可以获得优良的复合材料。在 MITI 第三期(1986~1988)计划中,重点发展复合材料的成型加工技术,特别注重典型结构元件制造技术的开发。

所有的增强纤维与熔融铝接触时,产生的表面化学反应都有使纤维降级的倾向。尼卡龙纤维很细,平均直径 12~15 μm ,大约是大直径 CVD 法碳化硅纤维的 1/10,其横截面约为后者的 1/100,因此表面化学反应的影响更为敏感,这意味着在制造复合材料时,应避免尼卡龙纤维与液态铝长时间接触。

在国内,碳化硅纤维/铝预制丝已由国防科技大学首先研制成功,由于预制丝大大减少了热和机械原因导致的纤维损伤,改善了纤维与铝的润湿性,因而获得较高的拉伸强度。利用预制丝铺排、热压或热轧方法制成的碳化硅/铝复合材料室温拉伸强度已接近和达到混合物定则(ROM)预测值。

在利用预制丝制造非平板型构件时,除其可铺排、可弯曲、可缠绕的特性能够满足制造复合材料构件的工艺要求外,在制造方法上采用热压扩散结合法也是可行的。热压扩散结合的工艺关键是:

(1)在一定温度下加热和加压,利用微小的塑性变形使预制丝或铝箔表面粗糙不平的

部分展平,使预制丝之间、预制丝与铝箔之间形成紧密接触;

(2)在一定温度下保温和保压,使接触面处有充分时间相互溶解、扩散,获得结合良好的二次界面。

本文作者研究了用束丝碳化硅纤维增强铝复合材料制造截锥型薄壁壳体的复合工艺技术,对该构件的结合质量、二次加工性能和抗腐蚀性也作了检测和探讨。

二、截锥体和端框的制造与连接

1. 主要原材料

尼卡龙碳化硅纤维;纯铝锭(L2)、纯铝板($t2\text{mm}$)和纯铝箔($t0.1\text{mm}$);清洁剂(酒精、丙酮等);脱模剂(二硫化钼、石蜡、机油等)。

2. 主要设备

100t 油压机;专用模具和加热炉;预制丝溶浸、拉制、缠绕专用设备;氩弧焊机;超声波探伤仪等。

3. 碳化硅纤维/铝预制丝的制备

碳化硅纤维束丝通过熔融铝液,利用超声波振动所产生的空泡作用使铝液浸润纤维,从模孔拉出并冷却,绕取后即得到连续的碳化硅/铝预制丝。其室温拉伸强度大于 1000MPa ,弯曲半径为 15mm 。从图1预制丝横断面的金相图片可见,纤维与铝润湿良好,且纤维在铝中分布比较均匀。

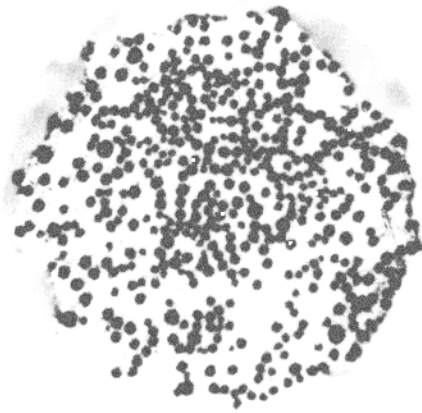


图1 预制丝中的纤维分布 $\times 100$

4. 截锥壳体的纤维铺排与缠绕

(1)截锥壳体的尺寸和纤维铺层

考虑常用宇航典型构件的特征,截锥壳体的形状、锥度和尺寸选择如下:锥度为 9° ,截锥大端直径为 222mm ,高度为 138mm ,壁厚为 2mm 。束丝纤维采取正交对称铺层,即 $[0/90]_n$,以保证构件在锥壳母线方向和周向的强度和刚度。

(2)预制丝的铺排和缠绕

为实现预制丝沿锥壳的母向紧密铺排,可先把按锥体表面展开图剪裁的铝箔制成波

纹沟槽,再把预制丝安放在沟槽内固定,将铝波纹板包在有锥度的包套上,再在其上缠绕周向预制丝,最后用氩弧焊机封焊,并焊接真空管道。

5. 热压扩散结合及外形整理

将包套置于模具内,在油压机上热压扩散结合,控制好工艺参数(温度、压力和时间),制得的碳化硅/铝复合材料锥壳坯件经机械加工达到规定尺寸,如图 2 所示。

6. 端框的制造与连接

利用模内热压扩散结合工艺方法制造碳化硅/铝复合材料大、小端框。大端框尺寸为: $\Phi_{外}$ 222mm, $\Phi_{内}$ 192mm;小端框尺寸为: $\Phi_{外}$ 178mm, $\Phi_{内}$ 148mm,厚度均为 4mm。采用电子束焊接工艺将大、小端框与碳化硅/铝截锥壳体连接起来(如图 3 所示)。

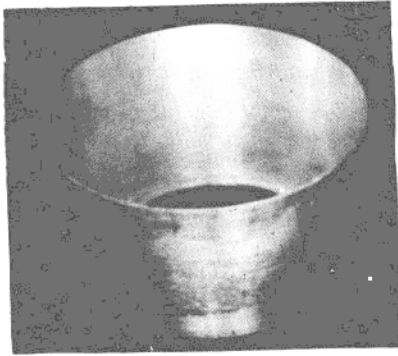


图 2 SiC/Al 截锥壳体

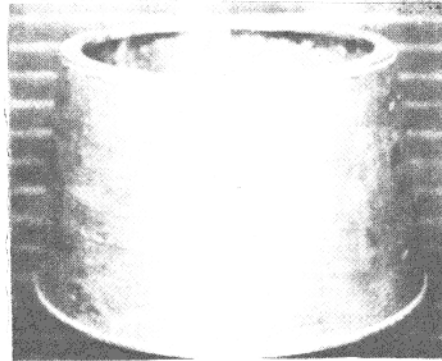


图 3 端框与 SiC/Al 截锥壳体电子束焊接后的形貌

三、制件的质量检测及性能测试

1. 截锥壳体的无损检测

采用超声波水浸穿透法、超声 C—扫描和 X 光探伤法,对碳化硅/铝截锥壳体进行无损检测,均证明锥壳中碳化硅纤维与铝及二次界面结合质量良好,未发现直径 1mm 以上的结构缺陷,说明在正交铺层纤维交叉处不存在孔洞。图 4 金相照片表明正交铺层复合材料结构致密,锥壳与端框的电子束焊缝区亦未发现气孔等缺陷。

2. 碳化硅/铝的耐腐蚀性能

将碳化硅/铝复合材料试样经磨制抛光后,分别置于室温、50℃和 70℃蒸馏水、3.5%氯化钠水溶液和盐雾室中长期浸泡与暴露,结果表明,预制丝和试样具有良好的抗腐蚀性能,试样未出现分层或开裂现象。强度试验表明,碳化硅/铝复合材料在蒸馏水和 3.5% NaCl 水溶液腐蚀介质中浸泡 15d 后仍具有较高的强度保留率(87%)。

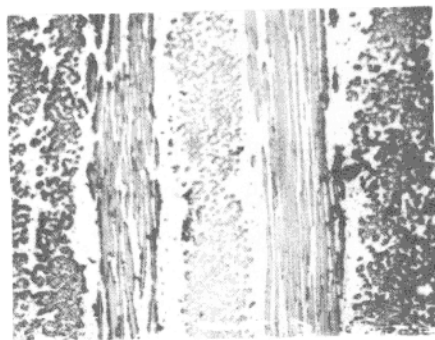


图 4 SiC/Al 截锥壳体中纤维正交铺层形貌

四、结 论

A1/FRP 层间超混杂复合材料 层间热应力研究

盛尚仲 苏 波

(国防科技大学五系)

一、前 言

超混杂复合材料是由金属材料、各种单一复合材料(包括蜂窝芯、泡沫塑料夹芯等)所组成的材料,同时它也是一种结构。由于金属和单一复合材料相互“取长补短”、“协同作用”,因而它获得了金属和复合材料两者的优点而具有极其优异的使用性能。A1/FRP SHCM 就是近几年开发出来的一种性能优异的结构材料,具有良好的综合性能:高比强、高比模,保留了铝金属材料的优点,改善了铝的疲劳性能和 FRP 的冲击性能及其它理化性能,提高了构件的寿命和可靠性,故 A1/FRP 极有希望成为宇航、航空上的新一代结构材料。

A1/FRP SHCM 的主要缺点是层间剪切强度偏低,客观存在的较大的层间残余热应

力是一个主要原因。由于铝和 FRP 热膨胀系数相差悬殊,随温度变化而产生的热应力沿厚度方向分布不均,界面处对应着突变值;界面层中产生的较大的热应力有可能导致材料分层破坏。因此,分析和研究 Al/FRP 之间界面层,弄清楚界面层的性质对 Al/FRP SHCM 层间热应力大小和分布的影响,找出其在热载荷作用下的破坏规律,对于我们设计和使用这种很有希望的新材料具有重要的指导作用。

二、理论分析

在本文的工作中,将主要从 Al/FRP 双层板这一非对称基本单元在热载荷作用下发生翘曲这一现象出发,运用材料力学和弹性力学理论来分析研究 Al/FRP SHCM 层间热应力。

考虑图 1 所示的双层板,中间界面层是具有一定厚度 h_0 的三维界面。双层板一般满足下面两条假设:

- 1) 各单层都符合简单梁理论,可忽略剪切应力变形;
- 2) 中间界面层树脂模量低,可忽略其轴向应力。

同时有: $a) B/L \ll 1, H/L \ll 1$;

$$b) E_0/E_i \ll 1, G_0/G_i \ll 1 \quad (i = \text{Al, FRP})$$

分析图 2 所示的各单元体受的热应力,有:

$$N_1 = N_2 = N \tag{1}$$

$$M_1 + M_2 = N \left(\frac{h_1}{2} + h_0 + \frac{h_2}{2} \right) = N \cdot h \tag{2}$$

$$\Gamma_1 + \Gamma_2 + \Gamma_0 = \Gamma_1 + \Gamma_2 + \tau_0 h_0 = 0 \tag{3}$$

$$\tau_0 = dN/dr \tag{4}$$

$$\sigma_0 = d\Gamma/dr \tag{5}$$

$$\Gamma_0 dx - \tau_0 dx \cdot \frac{h_0}{2} - dM_i = 0 \tag{6}$$

1. 用 SiC/Al 预制丝铺排、缠绕、热压扩散结合及二次加工制造 $\Phi 222\text{mm}$ 、锥度 9° 、壁厚 2mm 的复合材料截锥壳体的工艺方法是可行的。

2. SiC/Al 复合材料端框与截锥壳体的连接采用电子束焊接工艺是可行的。

3. 无损检测表明采用上述工艺方法制造的截锥壳体结合质量良好,焊缝区无气孔等缺陷, SiC/Al 复合材料在蒸馏水和 3.5% 氯化钠水溶液中腐蚀后强度保留率高。

致谢 谨向协助本论文工作的金镜泉、彭维周、费肖卿、胡 艳、杨德明、魏克泰、赵 恂等深表谢忱

双层的变形协调方程为:

$$\Gamma_0 = (u_1 - u_2)/h \quad (7)$$

根据简单梁理论有:

$$\frac{1}{\rho_1 - h} = 1/\rho_2 \quad (8)$$

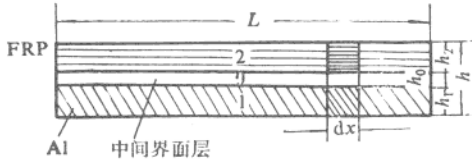


图1 Al/FRP 双层板示意图

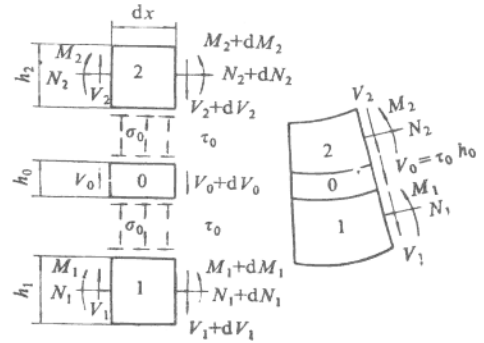


图2 单元体热应力分析

引入应力-应变关系和线性热膨胀系数有:

$$\frac{du_1}{dx} = \epsilon_1 = -\frac{N}{E_1 h_1} + \frac{6M_1}{E_1 h_1^2} + \alpha_1 \Delta T \quad (9)$$

$$\frac{du_2}{dx} = \epsilon_2 = \frac{N}{E_2 h_2} - \frac{6M_2}{E_2 h_2^2} + \alpha_2 \Delta T \quad (10)$$

$$\gamma_0 = \tau_0/E_0 \quad (11)$$

令 $R = E_1/E_2$, 则 $M_1 = RM_2$

$$(12)$$

联立上述方程可得:

$$\frac{dM_2}{dx^2} - C_1 M_2 = C_2 \quad (13)$$

其中 $C_1 = \frac{G_0}{1+R} \left(\frac{6R}{E_1 h_1^2} + \frac{6}{E_2 h_2^2} - \frac{1+R}{E_1 h h_1} - \frac{1+R}{E_2 h h_2} \right)$

$$C_2 = \frac{G_0}{1+R} (\alpha_1 - \alpha_2) \cdot \Delta T$$

解微分方程(13)并代入边界条件得:

$$M_2 = \frac{C_2}{C_1} [(e^{\sqrt{C_1} x} + e^{-\sqrt{C_1} x})/C - 1] \quad (14)$$

$$\tau_0 = \frac{1+R}{h} \cdot \frac{C_2}{C \sqrt{C_1}} (e^{\sqrt{C_1} x} - e^{-\sqrt{C_1} x}) \quad (15)$$

$$\sigma_0 = [1 - \frac{(1+R)h_2}{h}] \frac{C_2}{C} \cdot (e^{\sqrt{C_1} x} + e^{-\sqrt{C_1} x}) \quad (16)$$

其中 $-L/2 \leq x \leq L/2$, $C = e^{\frac{L}{2}\sqrt{c_1}} + e^{-\frac{L}{2}\sqrt{c_1}}$

$$\bar{\tau}_0 = \int_0^{L/2} \frac{1+R}{h} \frac{c_1}{c\sqrt{c_1}} (e^{\sqrt{c_1}x} - e^{-\sqrt{c_1}x}) dx / L/2 = 2 \cdot \frac{1+R}{h} \cdot \frac{C_2}{C_1} \quad (17)$$

三、结果与讨论

(一) 影响层间热应力的主要因素

根据上述理论分析,影响层间热应力的主要因素有:

1. $\Delta\alpha$, 是两种材料热性能不匹配的一种量度。 $|\Delta\alpha|$ 越大, τ_0 、 σ_0 越大。

2. $R = M_1/M_2$, 是两种材料模量不匹配的量度。两种材料模量差别越大, τ_0 、 σ_0 集中程度越严重。

3. 界面层:

① 界面层厚度 h_0 : h_0 越大, 界面层中热应力集中程度越小, 热应力部分被缓解。

② G_0 : 界面层树脂剪切模量, 是界面层柔性量度。 G_0 越小, 即界面层柔性越好, 热应力分布越为平缓, 应力集中程度越小。

综合①、②, 令 $P_0 = G_0/h_0$ 对层间热应力的影响见图 3、图 4。

(二) Al/FRP 层合板的层间热应力

由图 3 和图 4 可以看到, 层间热剪应力 τ_0 远比侧向应力 σ_0 大, 可忽略 σ_0 的影响。计算表明, $\bar{\tau}_0$ 虽小, 但 τ_0 的分布极不均匀, 应发集中温度很大, τ_0 应力集中系数一般在 10~60 范围内。

对图 5 所示的双层板, 根据经典层合板理论 (CLT) 有:

$$F_{yz}^k = \int_{z_0}^{z_k} \sigma_y | \frac{y}{z} |^0 dz = \int_0^h \tau_{yz}^k dy \quad (18)$$

$$F_{zx}^k = \int_{z_0}^{z_k} \tau_{yz} | \frac{y}{z} |^0 dz = \int_0^h \tau_{zx}^k dy \quad (19)$$

$$M_z^k = \int_{z_0}^{z_k} \sigma_y | \frac{y}{z} |^0 dz + F_{yz}^k \cdot Z_k = \int_0^h \sigma_{yz}^k y dy \quad (20)$$

其中 F_{yz} —— 由 τ_{yz} 引起的单位长度上 (x 向) 的层间剪力;

F_{zx} —— 由 τ_{zx} 引起的单位长度上 (y 向) 的层间剪力;

M_z —— 由 σ_z 引起的单位长度上的层间力矩;

$y=0$ —— 表示应力是在 $y=0$ 处的应力值。

平均剪应力 $\bar{Z}_{yz}^k = F_{yz}^k / b$, $\bar{\tau}_{zx}^k = F_{zx}^k / L$

由 CLT 只能得到第 K 个界面平均层间剪应力, 层间剪应力分布是不均匀的, 由 Al/FRP 双层板分析结果, 作者认为在热载荷作用下, Al/FRP 层合板层间热剪应力是按指数函数 $k_2(e^{k_1 y} - e^{-k_1 y})$ 分布的; k_2 是 ΔT 的线性函数, 令 $k_2 = k_2 / \Delta T$, 则 k_1 和 k_2 是和 Al、

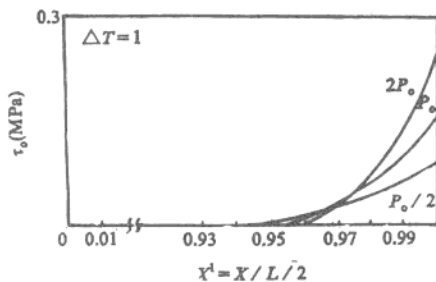


图3 P_0 对 τ_0 影响示意图

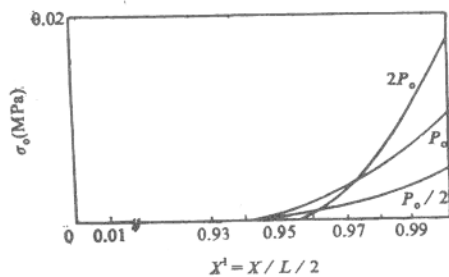


图4 P_0 对 σ_0 影响示意图

(图3、图4除极靠近两边边界外都是正确的)

FRP 材料性质及界面和界面位置有关的两个待定参数,满足静力平衡条件:

$$\int_0^1 k_y (e^{k_1 y} - e^{-k_1 y}) dy = F_{q,1} / \Delta T \quad (y = 1) \quad (21)$$

$$\int_0^1 k_x (e^{k_2 x} - e^{-k_2 x}) dx = F_{q,2} / \Delta T \quad (x = 1) \quad (22)$$

由(21)、(22)式可确定 k_1 、 k_2 。

(三)最大界面剪应力破坏准则

CLT 计算表明 τ_0 一般在 $1 \times 10^{-3} \sim 1 \times 10^{-2}$ MPa/°C 范围内,即使在很高的温度下,界面层热剪应力平均值也要比树脂剪切强度低很多,而实验发现 A1/FRP SHCM 试样在交变温度下易发生分层失效,且分层破坏都是从试样两端开始向中间发展,理论分析和实验都表明了热剪应力集中是导致 A1/FRP SHCM 在交变温度下分层失效的原因。层合板每一层间热剪应力呈指数规律分布,设 τ_0 峰值为 $\tau_{0\max}$,引用最大应力理论,设界面层树脂剪切强度为 S ,则在热载荷作用下,对于 A1/FRP SHCM 层合板,当 1) $\tau_{0\max} < S$ 时,层合板是安全的;2) $\tau_{0\max} \geq S$ 时,层合板是危险的。

此结论可以推广到其它层间混杂板,作为这类层合板在热载作用下是否安全的依据,称之为“最大界面剪应力破坏准则”,对层板有外载作用时,运用叠加原理,可借鉴上述分析。

(四)A1/FRP 层合板失效温度预测

对于给定的 A1/FRP 层合板,可以通过计算得到其每一个界面层热剪应力大小和分布。设具有最大层间热剪应力界面层中 $\tau_0 = k_2 (e^{k_1 x} - e^{-k_1 x})$,则层合板预测失效温度为:

$$T_d = \frac{S}{\tau_{0\max}} + T_f = \frac{S}{k_2 (e^{k_1 L/2} - e^{-k_1 L/2})} + T_f \quad (23)$$

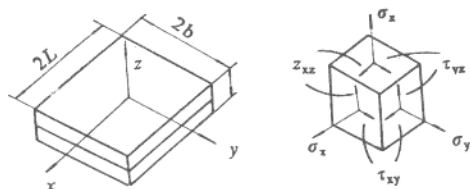


图5 层合板层间热应力示意图

(23)式中 $2L$ ——层合板长；

$2b$ ——层合板宽；

S ——界面层树脂剪切强度；

T_f ——层合板零应力温度。

表1 层合板失效温度

试 样 Td () ()	GLALL	CFALL
预测	324	278
实测	295~300	260~265

四、结 论

1. 在热载荷作用下,界面层中热剪应力集中是引起 Al/FRP SHCM 分层破坏的原因。

2. 界面层中热剪应力呈指数分布为 $k_2(e^{k_1xy} - e^{-k_1xy})$, 影响因素主要有 P_0 、 $\Delta\alpha$ 和 R 。

3. “最大界面剪应力破坏准则”可作为 Al/FRP SHCM 在热载荷作用下破坏的判据, 利用该准则可以预测 Al/FRP 层合板的失效温度, 为这种超混杂复合材料的使用温度范围提供了理论依据。

金属基复合材料具有高的比强度、比模量以及良好的热与尺寸稳定性等优良的综合性能,在航天、航空等现代科学领域内具有广泛的应用前景。本文主要对 C/AI 复合材料的三点弯曲特性进行初步研究。

一、试验材料与试验方法

试验使用 M40 和 HM 两种石墨纤维,基体材料为纯 Al 和含 Ti 0.73% 的铝合金两种。试样的形状与尺寸如图 1 所示,试样中纤维体积含量约为 35%。

弯曲试验设备为 DCS-2T 万能试验机,三点弯曲的跨距为 40mm,利用美国 AET 5000 型八通道声发射系统接收和录取声发射信息。在试样的每个力的作用点处均用隔声材料来阻止由机器或压力摩擦等引起的外界干扰噪声。

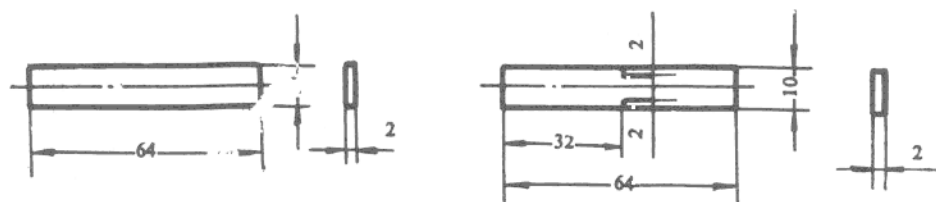


图 1 弯曲试样

图中(a)完整试样;(b)缺口试样

二、试验结果与讨论

C/AI 复合材料弯曲性能如表 1 所示。对于相同基体材料,纤维 M40 增强的比 HM 增强的复合材料性能稍好些;而对于相同增强纤维 M40,具有不同的基体材料,其性能相差较大。这显然是由于合金元素的加入,改善了界面的结合状态,复合较好的结果。

弯曲扫描断口如图 2 所示,纯 Al/M40 复合材料的断口平整,纤维拔出少,这是由于界面反应较为严重所致;而 Al-Ti0.73/M40 和 Al-Ti0.73/HM 复合材料弯曲断口中,纤维拔出较为适中,断口也较复杂,说明界面有较充分的脱粘作用,吸收了大量的能量,因而弯曲性能也好。

1. 声发射事件计数



图2 弯曲扫描断口

图中(a)纯 Al/M10; (b)Al-Ti0.73/M10; (c)Al-Ti0.73/HM。

事件数、事件总数与载荷随时间的变化曲线如图3所示。在一定的弯曲变形范围内,几乎没有收到声发射信息,在应力达到 p_1 点($\sim 0.4p_t$)时,开始有声发射事件发生,在进一步加载过程中,随着应力的增加,事件计数也增加,在A点处出现一个转折点,对应于应力曲线上的 p_2 点($\sim 0.6p_t$),随后有突发性事件产生,事件计数急剧增加,并出现一事件数峰值,这时对应于应力曲线上 p_3 点($\sim 0.7p_t$),这很有可能是因为界面有大的脱粘产生,或者是外层纤维的断裂引起的。在这以后,事件计数增加比较缓慢,在最后断裂前夕,又有一个事件数峰值出现,其转折点对应于应力曲线上的 p_4 点($\sim 0.9p_t$),最后达到断裂,断裂时峰值对应于应力曲线上的断裂时的应力点 p_t 。

通过以上分析,可以看出C/Al复合材料弯曲破坏过程中声发射事件计数的变化规律,以及对应力曲线之间的相互关系。同时,可以把应力曲线上的特征点 p_1 、 p_2 、 p_3 和 p_4 点,粗略地归结为起始损伤、严重损伤开始、严重损伤点、极限破坏起点和极限破坏点。

表1 三点弯曲性能数据

材 料	状 态	弯曲性能		
		弯曲强度(MPa)	弯曲模量(GPa)	挠度(mm)
纯 Al/M10	完整试样	311.4	81	0.9
	缺口试样	302.2	82	0.9
Al-Ti0.73/M10		611.3	137	1.4
Al-Ti0.73/HM		616.4	115	1.3

2. 声发射事件能量分布(EN)

Al-Ti0.73/HM 复合材料弯曲破坏过程中的事件能量分布如图4所示,其能量峰值在

80~100 范围内,说明这种复合材料发生的主要是高能量事件。纯 Al/M40 的事件能量分布如图 5 所示,主要分布在 50~95 范围内,其峰值不只是一个,而是有多个。但是,比起 Al-Ti0.73/HM 复合材料,事件能量值偏低,大部分事件数分布在 55~80 范围。纯 Al/M40 缺口试样能量分布如图 6 所示,峰值主要分布在 55~75,比起完整试样弯曲的能量分布(图 5),其高能量的比率又有所下降,在 70~80 中的事件较少。所以,有了缺口后,应力集中的出现,更易于引起纤维的脆断。但是,弯曲性能下降不很明显,说明纤维增强复合材料对缺口不是非常敏感的。

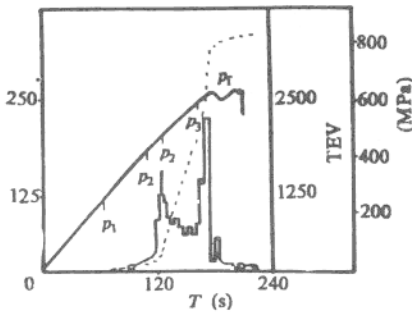


图 3 事件总数与载荷随时间的变化

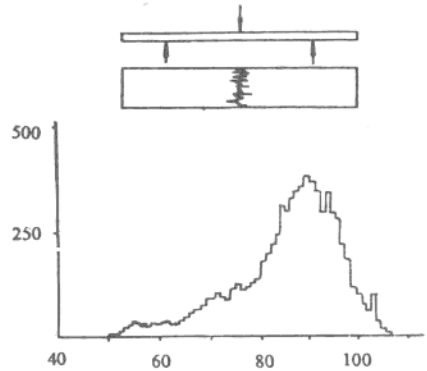


图 4 Al-Ti0.73/HM 事件能量分布

3. 声发射幅度线性累积分布

三点弯曲试样的幅度线性累积分布如图 7 所示,其曲线主要由两部分组成,每一部分可用直线近似地逼近,这与树脂基复合材料的情况相似,小振幅事件($<85\text{dB}$)对应于较小的斜率 b_1 ,认为这主要是由于界面破坏引起的;大振幅事件($>85\text{dB}$),主要对应于大的斜率 b_2 ,这是由于纤维断裂造成的。

4. 声发射振铃计数(RDC)

C/Al 复合材料弯曲的声发射振铃数分布如图 8 所示,Al-Ti0.73/HM 的大振铃数(>25)明显增加,而且振铃数分布范围很宽,弯曲性能较高。而纯 Al/M40 的小振铃数事件较多,主要分布在小于 25 的范围内。对于缺口试样弯曲的振铃数分布与完整试样的分布形状相似,只是事件计数较少些。因此,小振铃数对应于较低弯曲性能,而大振铃数对应于较高的弯曲性能。

三、结论

1. 声发射事件计数可以简略地用来表征 C/Al 复合材料弯曲破坏过程中的损伤扩展程度,区别主要的损伤类型。

2. C/Al 复合材料的弯曲破坏特征,主要表现为界面破坏(包括分层),以及纤维断裂。

3. 声发射可以粗略地表征弯曲破坏机制,能量 $EN > 80$, 幅度 $PA > 85\text{dB}$, 振铃数 $>$

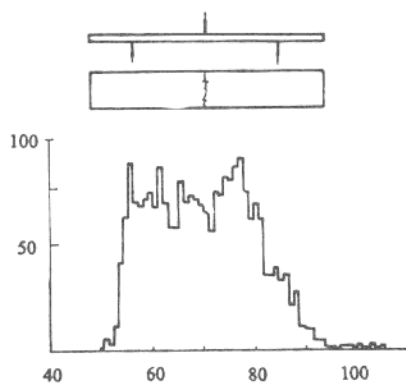


图5 纯 Al/M40 的事件能量分布

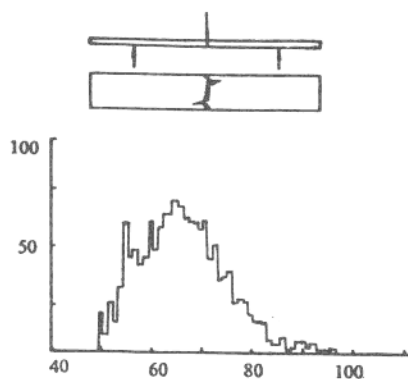


图6 纯 Al/M40 缺口试样能量分布

25, 主要对应于纤维断裂; 能量 $EN < 80$, 幅度 $PA < 85\text{dB}$, 振铃数 < 25 , 主要对应于界面破坏。

4. C/Al 复合材料对缺口不是很敏感。

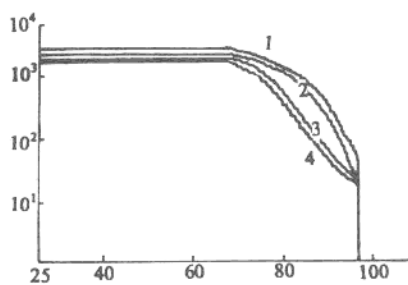


图7 三点弯曲试样幅度线性累计分布

图中: 1. Al-Ti 0.37/M40; 2. Al-Ti 0.73/HM;

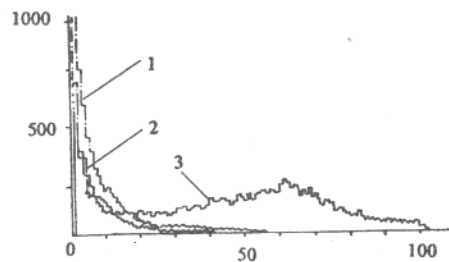


图8 C/Al 弯曲声发射振铃数分布

图中: 1. 纯 Al/M40 完整试样; 2. 纯 Al/M40 缺口试样;

3. 纯 Al/M40; 4. 纯 Al/M40 缺口试样。 3. Al-Ti 0.73/HM 完整试样