

纤维增强铝锂合金层板不同加载方式下的疲劳性能

孟维迎¹, 谢里阳¹, 刘建中², 佟安时¹
(1. 东北大学 机械工程与自动化学院, 辽宁 沈阳 110819; 2. 北京航空材料研究院, 北京 100095)

摘 要: 对纤维增强铝锂合金 2/1 层板及 3/2 层板材料进行疲劳寿命试验,通过对每种材料试样施加不同循环特征的循环应力(恒幅循环应力,应力比为 $R = -1$;高-低加载,Mini-Twist 谱载),共获得了 6 种应力-寿命试验数据.使用样本信息聚集原理,拟合出了各材料的 $P-S-N$ 曲线.通过比较相同加载方式不同材料的 $S-N$ 曲线的差异,对比分析了不同复合结构的材料疲劳性能的特点.结果表明:在 $5 \times 10^4 \sim 5 \times 10^5$ 寿命范围内,恒幅 $R = -1$ 及高-低加载载荷下,纤维增强铝锂合金 3/2 层板疲劳寿命性能均优于 2/1 层板;Mini-Twist 谱载下,纤维增强铝锂合金 3/2 层板的疲劳性能总体上也优于 2/1 层板.

关 键 词: 纤维增强铝锂合金层板;疲劳试验;循环应力;不同加载方式;疲劳性能

中图分类号: V 257 文献标志码: A 文章编号: 1005-3026(2017)05-0690-05

Fatigue Properties of Fiber Reinforced Al-Li Alloy Laminates Under the Conditions of Different Loading Modes

MENG Wei-ying¹, XIE Li-yang¹, LIU Jian-zhong², TONG An-shi¹
(1. School of Mechanical Engineering & Automation, Northeastern University, Shenyang 110819, China;
2. Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China. Corresponding author: XIE Li-yang, professor, E-mail: lyxie@mail.neu.edu.cn)

Abstract: The 2/1 laminates and 3/2 laminates of fiber reinforced Al-Li alloy were taken for fatigue life tests. Each type of the materials was applied to cyclic stress, which has different cycle characteristics (constant amplitude with the stress ratio -1 , high and low load and Mini-Twist spectrum load). Six kinds of test data on stress life were obtained and the $P-S-N$ curve of each material was fitted by using the principle of sample polymerization. The $S-N$ curve differences of varied materials in the same loading mode were compared with each other in order to analyze the fatigue performance characteristics of the materials with different compounding patterns. The results showed that in the range of $5 \times 10^4 \sim 5 \times 10^5$ life, the fatigue life performance of 3/2 laminate materials is better than that of 2/1 laminates under constant amplitude and high and low load; and the fatigue life performance of 3/2 laminate materials is superior to that of 2/1 laminates on the whole under Mini-Twist spectrum load.

Key words: fiber reinforced Al-Li alloy laminates; fatigue test; cyclic stress; different loading modes; fatigue performance

纤维增强金属层板是通过胶结形式把纤维层与合金层进行交替铺放而成的材料,是新一代替代铝合金的航空结构材料.目前,最典型最通用的纤维金属层板是 ARALL 和 GLARE 等.该类层板可通过不同铺放方向的纤维层来获得不同的材料性能^[1].纤维金属层板的特点是减重效果明显、疲劳性能优异以及抗阻尼性能和冲击性能良好^[2].上述机械性能的提高主要是通过纤维层与金属层的有效结合来实现的.鉴于上述优点,该类层板在空中客车 A380 的前缘及机身等部位^[1,3-6]已广泛应用,同时在航空航天领域必将受到越来越多的关注.因此,研究疲劳性能特点及认识疲劳失效模式

对于材料的研发及应用是十分重要的。

层间的分层扩展和层板金属材料的裂纹扩展是纤维金属层板损伤行为通用的表现形式,其中裂纹扩展现象发生于层板的金属层,分层扩展现象存在于层板中金属与非金属两种材料胶结面,这两种现象的共同作用关系是相当复杂的^[7],可以这样认为,该类型层板的疲劳性能的优劣与这种复杂的现象息息相关.当层板金属材料萌生疲劳裂纹并进行扩展时,相应的纤维部分在裂纹区域内不发生断裂,这时在两种材料的胶结面上产生了分层现象,该类层板的分层现象具有降低纤维金属层板中金属层的裂纹尖端的应力场的特点,对裂纹扩展起到抑制的作用^[8-9],该作用称为纤维的桥接作用.正是纤维的桥接作用导致了层板具有优异的疲劳性能^[10-12].然而,层板不但产生桥接作用,同时也有层间剪应力的产生.该剪应力使得金属层与纤维层出现分层现象,又进一步抑制纤维的桥接效应.

国内外许多学者^[13]广泛、深入地研究了变幅加载和恒幅加载^[14]两种情况下 GLARE 层板的疲劳性能.在疲劳寿命预测的研究、力学性能表征及材料制造技术方面, GLARE 层板已取得相应进展.然而,对于新型纤维铝锂合金层板,其变幅及恒幅加载疲劳性能尚未见有文献报道.

本文针对玻璃纤维铝锂合金 3/2 层板 ([Al-Li/F/Al-Li/F/Al-Li]) 及 2/1 层板 ([Al-Li/F/Al-Li]) 进行疲劳寿命试验,其加载方式分别为(恒幅 $R=-1$,高-低加载,Mini-Twist 谱载).通过分析试验结果,比较相同加载方式下不同材料疲劳寿命性能的差异,为研发及应用新型材料提供理论支持.

1 材料、试样形式及研究方案

1.1 材料性能及试样形式

玻璃纤维增强铝锂合金层板采用 2060 铝锂合金,疲劳试样形式为开孔平板试验件,试样取材方向沿材料纵向,各组分属性如表 1 所示,试样如图 1 所示.其中玻璃纤维环氧树脂材料(预浸料)的铺设方向为试样取材方向.

| 表 1 层板各组分属性 Table 1 Properties of each component | | | |
|---|----------------|-------|-------|
| 材料 | E/GPa | μ | 厚度/mm |
| 金属层 | 72.4 | 0.300 | 1.9 |
| 预浸料 | 54.6 | 0.252 | 0.9 |

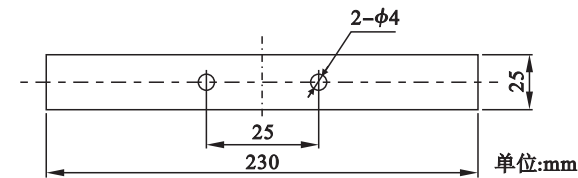


图 1 层板 S-N 曲线试验件
Fig. 1 S-N curve specimen for laminates

1.2 试验机

本文所采用的试验设备为低频疲劳试验机,生产厂家为日本岛津公司.该试验机采用电液伺服原理,型号为 EHF-EV101k1-040-1A,可以实现工程及科研中常见的恒幅及变幅加载,设备情况如图 2 所示,设备参数见表 2.



图 2 低频疲劳试验机
Fig. 2 Low frequency fatigue test machine

| 表 2 设备参数 Table 2 Machine parameters | | |
|--|------|-------|
| 量程/kN | 动态误差 | 静态误差 |
| 100 | <3% | <0.5% |

1.3 研究方案

试验的研究方案采用我国国家航空标准 (HB5287—1996) 试验方法,即《金属材料轴向加载疲劳试验方法》^[15].试验方案所规定的试验环境为空气环境,试验温度为室温,以正弦波作为疲劳寿命试验加载的波形.试验设计的加载方式为:高-低加载,Mini-Twist 谱载,恒幅 (CA) 载荷 $R=-1$,其中高-低加载过载比为 1.4,低载荷 $R=0.06$,变幅加载示意图,见图 3.该疲劳试验方案采用三级应力水平,每级 3~5 根试样.疲劳失效模式为层板中金属层完全断裂.

2 试验过程、结果及数据处理

按照以上试验方案,完成疲劳寿命试验,试验过程如图 4 所示.

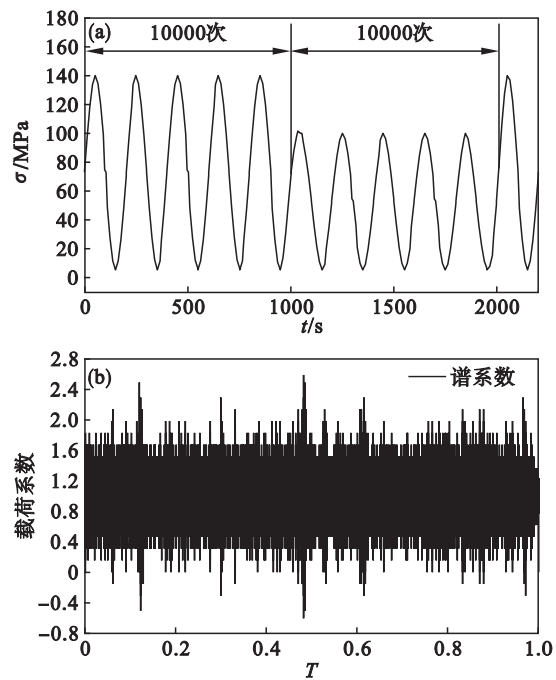


图 3 循环载荷示意图
Fig. 3 Cyclic loading diagram
(a)—高—低加载; (b)—Mini—Twist 谱载.

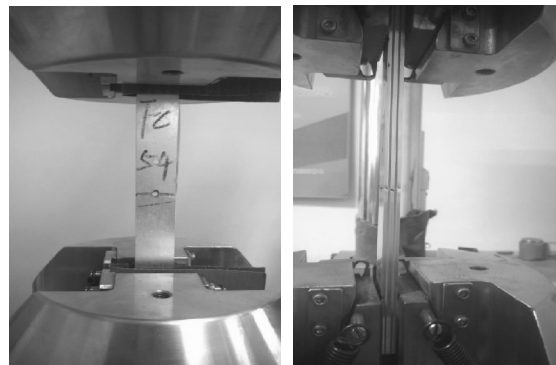


图 4 2/1 层板及 3/2 层板试验过程
Fig. 4 Test procedure of 2/1 laminates and 3/2 laminates

在不同加载方式下,两种材料试样共获得 6 条 S - N 曲线数据,其寿命结果主要是在 $5 \times 10^4 \sim 5 \times 10^5$ 范围内,详见表 3.

根据 HB 5287—1996 标准,对所获得的疲劳试验数据进行处理及统计分析.即对原始试验数据进行查看,当每级寿命之间相差10倍以上

| 表 3 S - N 曲线有效数据个数 Table 3 Effective data number of S-N curve | | |
|--|--------|--------|
| 加载方式 | 2/1 层板 | 3/2 层板 |
| 恒幅 | 13 | 15 |
| 高 - 低加载 | 12 | 13 |
| Mini - Twist 谱 | 12 | 12 |

时,使用剔除粗大误差数据的 Dixon 准则,剔除无效数据(不合理数据)及整理有效数据,以减小异常数据对 S - N 曲线拟合的影响,使拟合出的曲线更能反映材料真实的疲劳性能,其统计分析结果如表 4 所示.通过对上述有效数据进行线性回归分析,获得了两种层板不同加载方式下的 6 条可靠度为 0.5 的 S - N 曲线,其曲线方程的参数列于表 5. 本文采用样本信息聚集原理^[16],拟合出 P - S - N 曲线,其可靠度分别为 0.90 和 0.99,如图 5 所示.

| 表 4 试验数据统计特征 Table 4 Data statistical characteristics | | | | |
|--|----------------|-----------------------|---------|--------------------|
| 材料 | 加载方式 | $\frac{S_{max}}{MPa}$ | 标准差 | $\frac{N_{50}}{次}$ |
| 2/1 层板 | 恒幅 | 120 | 0.025 2 | 37 636 |
| | | 100 | 0.019 1 | 76 289 |
| | | 60 | 0.147 7 | 554 914 |
| 3/2 层板 | 恒幅 | 120 | 0.022 9 | 50 193 |
| | | 100 | 0.035 1 | 100 986 |
| | | 80 | 0.060 1 | 317 381 |
| 2/1 层板 | 高 - 低加载 | 130 | 0.011 2 | 639 05 |
| | | 110 | 0.085 6 | 117 166 |
| | | 90 | 0.109 8 | 237 706 |
| 3/2 层板 | 高 - 低加载 | 150 | 0.058 1 | 500 62 |
| | | 120 | 0.039 8 | 984 02 |
| | | 90 | 0.106 2 | 466 724 |
| 2/1 层板 | Mini - Twist 谱 | 175 | 0.090 6 | 588 85 |
| | | 155 | 0.123 9 | 148 039 |
| | | 130 | 0.099 8 | 322 293 |
| 3/2 层板 | Mini - Twist 谱 | 180 | 0.037 8 | 728 04 |
| | | 170 | 0.016 5 | 123 382 |
| | | 140 | 0.012 1 | 253 995 |

| 表 5 S - N 曲线方程 $\sigma = CN^B$ 拟合参数 Table 5 Fitting parameters of S-N curve equation $\sigma = CN^B$ | | | |
|---|----------------|--------------------------|--------------------|
| 材料 | 加载方式 | B | C |
| 2/1 层板 | 恒幅 | -2.5756×10^{-1} | 1.81×10^3 |
| | 高 - 低加载 | -2.7839×10^{-1} | 2.81×10^3 |
| | Mini - Twist 谱 | -1.7239×10^{-1} | 1.17×10^3 |
| 3/2 层板 | 恒幅 | -2.1744×10^{-1} | 1.25×10^3 |
| | 高 - 低加载 | -2.2158×10^{-1} | 1.60×10^3 |
| | Mini - Twist 谱 | -2.0467×10^{-1} | 1.81×10^3 |

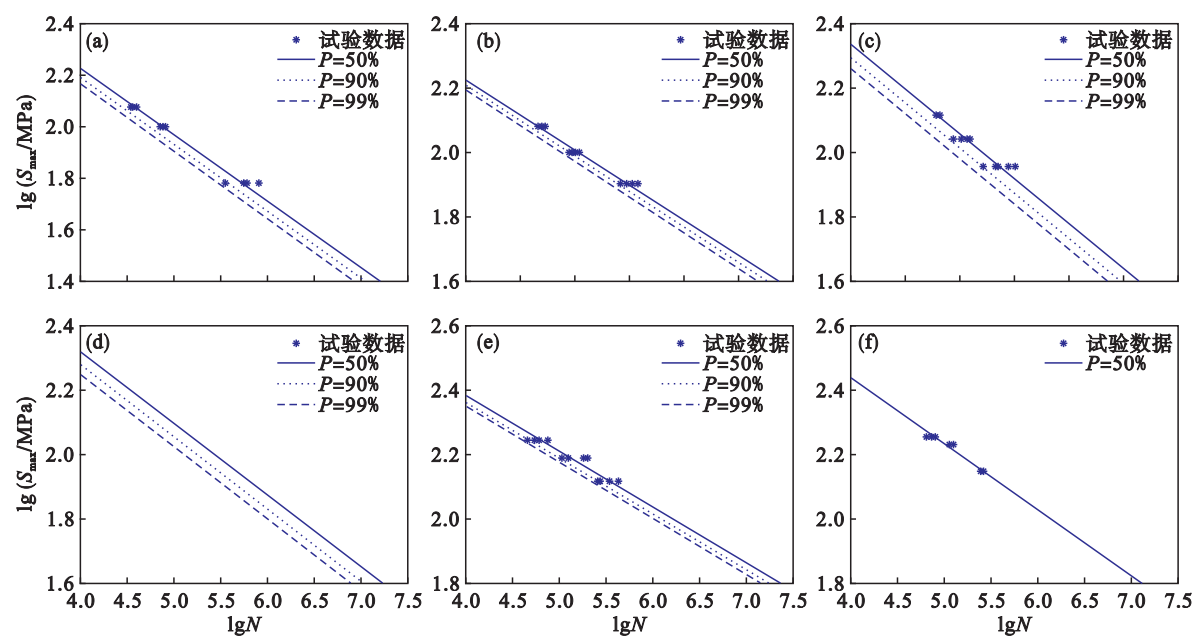


图 5 试验数据及 P-S-N 曲线
Fig. 5 Test data and P-S-N curves

(a)—2/1 层板,恒幅 $R = -1$; (b)—3/2 层板,恒幅 $R = -1$; (c)—2/1 层板,高-低加载;
(d)—3/2 层板,高-低加载; (e)—2/1 层板,Mini-Twist 谱; (f)—3/2 层板,Mini-Twist 谱。

3/2 层板在 Mini-Twist 谱载下,由于每级试验数据分散性过小,未能拟合出合理的 P-S-N 曲线。

处理试验数据后,可以发现:对于这两种结构的层板,在不同加载方式下,疲劳试验寿命数据均具有较小的分散性(其标准差不超过 0.147 7)。其中高-低加载下 2/1 层板及恒幅载荷下 3/2 层板的试验数据具有一定规律性,即疲劳寿命数据的分散性随着应力水平的降低呈增大趋势。

拟合有效试验数据后获得中值 S-N 曲线,可以发现:分别将 S-N 曲线的横、纵坐标取对数形式,不同应力等级下疲劳寿命数据点的排列规则趋于线性特征,线性回归的结果均具有很高的相关系数(大于 99%)。本文研究标准主要为 5×10^4 , 1×10^5 及 5×10^5 次寿命水平。

3 两种层板疲劳性能分析

对两种结构层板的疲劳性能特点作进一步讨论,通过对比不同材料相同加载的 S-N 曲线,研究其疲劳寿命性能之间的差异。

层板结构的特殊性决定了裂纹扩展寿命成为层板的疲劳寿命主要部分^[1],而纤维桥接效应的直接作用是产生优异的裂纹扩展寿命。同时,层板结构、试样尺寸^[1]与桥接效应大小有直接关系。

相同远程应力条件下,对于 2/1 层板及 3/2

层板,其金属层受到应力通过简单分析计算可知 3/2 层板应力较大,以至于 3/2 层板的金属层材料具有较短的裂纹萌生寿命;相同尺寸情况时,3/2 层板在金属和非金属胶结面内具有更加明显的桥接现象^[17],该效应使得 3/2 层板金属层尖端裂纹较 2/1 层板相比具有更小的应力强度因子,导致较 2/1 层板具有更高的裂纹扩展寿命。

3.1 2/1 层板与 3/2 层板恒幅及高-低加载下疲劳性能分析

图 6 为不同材料在不同条件下的 S-N 曲线。从图 6a 及图 6b 中可以看出,在寿命水平相同条件下,2/1 层板所受应力低于 3/2 层板 10~20 MPa。因为相同远程应力下两种材料裂纹扩展寿命之差大于裂纹萌生寿命之差,导致 3/2 层板的疲劳寿命优于 2/1 层板的疲劳寿命。

3.2 2/1 层板与 3/2 层板 Mini-Twist 谱载下疲劳性能分析

从图 6c 中可以看出,在 5×10^4 及 1×10^5 寿命水平下,2/1 层板所受应力低于 3/2 层板 10~20 MPa。原因为:相同远程应力下两种层板裂纹扩展寿命之差大于裂纹萌生寿命之差,因此 3/2 层板的疲劳寿命优于 2/1 层板的疲劳寿命。在 5×10^5 寿命水平下,3/2 层板对应的应力与 2/1 层板相近。这是由于相同远程应力下两种材料裂纹扩展寿命之差与裂纹萌生寿命之差相近。造成上述现象原因是:在高应力作用下,两种材料裂纹萌生

寿命均很小,两者之差较小,裂纹扩展寿命占主要部分;在低应力作用下,两种材料裂纹萌生寿命所占总寿命比例增大,两者之差相对增加。

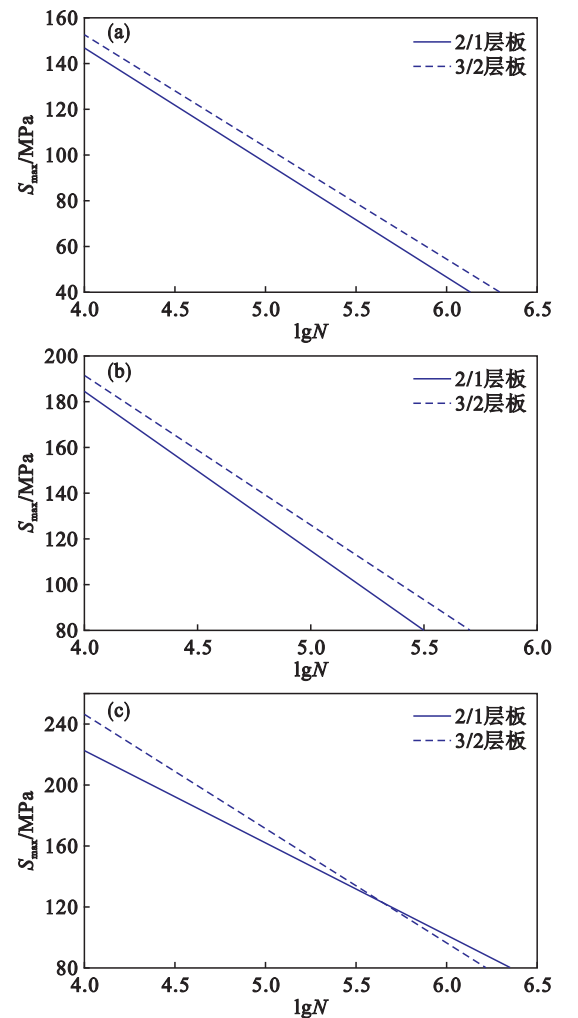


图 6 相同加载方式不同材料下的 S - N 曲线
Fig. 6 S-N curves under same loading modes of the different material

(a)—恒幅 $R = -1$; (b)—高低加载; (c)—Mini - Twist 谱。

4 结 论

- 1) 在恒幅 $R = -1$ 及高 - 低加载载荷下,纤维增强铝锂合金 3/2 层板疲劳寿命性能优于 2/1 层板。
- 2) 在 Mini - Twist 谱载下,随着应力水平降低,纤维增强铝锂合金 3/2 层板的疲劳寿命由高于 2/1 层板逐渐变成低于 2/1 层板寿命。但总体上看,3/2 层板疲劳寿命性能优于 2/1 层板。
- 3) 不同结构的纤维增强铝锂合金层板疲劳性能的优劣与加载方式及所受远程应力大小有关。

参考文献:

[1] Homan J J. Fatigue initiation in fiber metal laminates [J]. *International Journal of Fatigue*, 2006 (28) :366 - 374.

[2] 吴学仁,郭亚军. 纤维金属层板疲劳寿命预测的研究进展 [J]. *力学进展*,1999,29 (3) :304 - 316.
(Wu Xue-ren, Guo Ya-jun. Development of methodology for predicting fatigue life of fiber reinforced metal laminates [J]. *Advances in Mechanics*,1999,29 (3) :304 - 316.)

[3] Chang P Y, Yeh P C, Yang J M. Fatigue crack initiation in hybrid boron/ glass/ aluminum fiber metal laminates [J]. *Materials Science and Engineering A*, 2008,496:273 - 280.

[4] Frizzell R M, McCarthy C T, McCarthy M A. An experimental investigation into the progression of damage in pin-loaded fiber metal laminates [J]. *Composites Part B: Engineering*, 2008,39:907 - 925.

[5] Gummink J W, Vlot A, de Vries T J, et al. GLARE technology development 1997 - 2000 [J]. *Applied Composite Materials*, 2002,9:201 - 219.

[6] Vermeeren C A J R, Beumler T, de Kanter J L C G, et al. GLARE design aspects and philosophies [J]. *Applied Composite Materials*,2003,10:257 - 276.

[7] Sinke J. Development of fiber metal laminates; concurrent multi-scale modeling and testing [J]. *Material Science*, 2006,41:6777 - 6788.

[8] Marissen R. Fatigue crack growth in ARALL: a hybrid aluminium-aramid composite material crack growth mechanisms and quantitative predictions of the crack growth rates [D]. Delft: Delft University of Technology,1988.

[9] Hyoungseock S. Damage tolerance and durability of GLARE laminates [D]. Los Angeles: University of California Los Angeles,2008.

[10] Yeh P C. Static and dynamic behavior of high modulus hybrid boron/ glass/ aluminum fiber metal laminates [D]. Los Angeles: University of California Los Angeles,2011.

[11] Wu G C. Mechanical behavior damage tolerance and durability of fiber metal laminates for aircraft structures [D]. Los Angeles: University of California Los Angeles, 2005.

[12] 郭亚军,吴学仁. 纤维金属层板疲劳裂纹扩展速率与寿命预测的唯象模型 [J]. *航空学报*,1998,19 (3) :275 - 282.
(Guo Ya-jun, Wu Xue-ren. Phenomenological model for predicting fatigue crack growth in fiber reinforced metal laminates [J]. *Acta Aeronauticae Astronautica Sinica*,1998,19 (3) :275 - 282.)

[13] 陈琪,关志东,黎增山. GLARE 层板性能研究进展 [J]. *科技导报*,2013,31 (7) :50 - 56.
(Chen Qi, Guan Zhi-dong, Li Zeng-shan. Review of GLARE technology [J]. *Technology Review*,2013,31 (7) :50 - 56.)

[14] 中国航空工业总公司. HB5287 - 1996. 金属材料轴向加载疲劳试验方法 [S]. 北京:中国航空工业总公司. 1996 - 09 - 13.
(Aviation Industry Corporation of China. HB5287 - 1996. Test method for axial loading fatigue of metallic materials [S]. Beijing: Aviation Industry Corporation of China. 1996 - 09 - 13.)

[15] Wu G C, Yang J M. The mechanical behavior of GLARE laminates for aircraft structures [J]. *Failure in Structural Materials*, 2005 (1) :72 - 79.

[16] 谢里阳,刘建中. 样本信息聚集原理与 P - S - N 曲线拟合方法 [J]. *机械工程学报*,2013,49 (15) :96 - 104.
(Xie Li-yang, Liu Jian-zhong. Principle of sample polymerization and method of P-S-N curve fitting [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2013,49 (15) :96 - 104.)

[17] Vogelesang L B, Schijve J, Fredell R. Fiber metal laminates; damage tolerant aerospace materials case studies in manufacturing with advanced materials [M]. Amsterdam: Elsevier,1995:253 - 271.