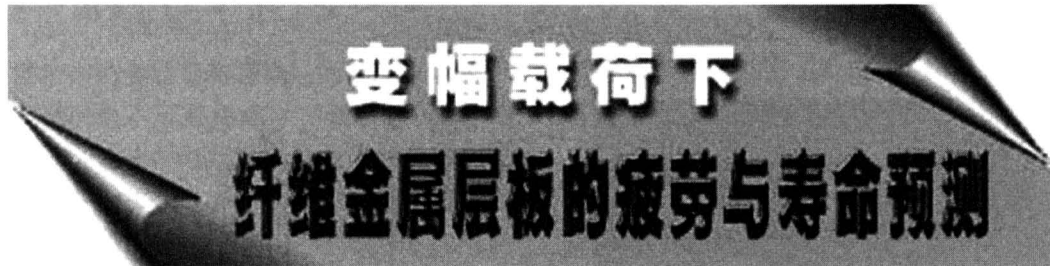


学术论文



吴学仁, 郭亚军

(北京航空材料研究院, 北京 100095)

[摘要] 文章建立了纤维金属层板等幅疲劳载荷下的疲劳裂纹扩展速率与寿命预测模型。在此基础上对玻璃纤维-铝合金层板 (GLARE) 的疲劳裂纹扩展与分层扩展行为进行了试验研究, 探讨了层板过载疲劳行为的机理, 提出了纤维金属层板变幅载荷下疲劳寿命预测的等效裂纹闭合模型, 并在 GLARE 层板上得到了验证。

[关键词] 纤维金属层板; 疲劳; 桥接; 分层; 寿命预测

1 前言

纤维金属层板 (FRMLs) 是由金属薄板和纤维复合材料胶结而成的一种层间混杂复合材料 (图 1), 具有优异的疲劳性能。目前已商品化的有两类层板: 芳纶-铝合金层板 (ARALL) 和玻璃纤维-铝合金层板 (GLARE)。ARALL 层板已在 C-17 军用运输机的货舱门和 Fokker-27 飞机的下机翼蒙皮等得到了成功应用^[1,2]

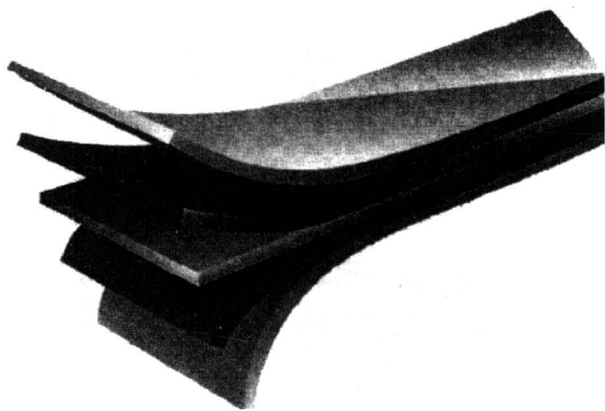


图 1 3/2 铺层的纤维金属层板示意图

Fig. 1 Schematic of 3/2 - FRMLs

层板疲劳裂纹扩展速率与寿命预测是材料研制和结构设计的共同需要。疲劳裂纹扩展的预测模型可对层板疲劳寿命的各种影响因素进行分析, 优化层板性能, 并为层板的损伤容限设计提供分析手段。纤维金属层板的损伤通常表现为金属层的疲劳裂纹以及金属与纤维层之间的分层扩展。桥接是层板具有优异疲劳性能的主要机制。Marissen 假定分层形状为椭圆形, 导出了沿裂纹面均匀分布的桥接应力解析表达式^[3]。但实际上, 疲劳试验中观察到的分层形状在多数情况下是不规则的, 更接近于三角形^[4,5]。因此, 必须改进现有模型以提高精度。

纤维金属层板主要用于抗疲劳部件上, 疲劳裂纹扩展速率与寿命预测是这类部件的损伤容限设计的重要内容。变幅载荷下此类层板的疲劳寿命预测难度很大, 至今尚未在公开文献中见到报道。

2 桥接应力分布

桥接应力的确定是纤维金属层板疲劳寿命预测的前提。根据桥接纤维伸长、分层前沿胶粘剂的剪切变形与裂纹张开位移的协调关系, 可确定桥接应力^[6]:

$$H_{ij}\sigma_{br,j} = Q_i, \quad (1)$$

[收稿日期] 1999-07-15; 修回日期 1999-09-01

[基金项目] 航空科学基金资助项目 (95G21010)

[作者简介] 吴学仁 (1946-), 男, 江苏宜兴市人, 瑞典皇家理工学院博士, 北京航空材料研究院研究员, 博士生导师

式中 $\sigma_{br,j}$ 为离开裂纹中心 x_j 处的桥接应力 (见图 2); Q_i 为远程应力引起的裂纹张开位移:

$$Q_i = \frac{2\sigma_0}{E_{la}} \sqrt{a^2 - x_i^2} \cdot \sqrt{\sec(\pi a/w)}, \quad (2)$$

式中 E_{la} 为层板载荷方向的杨氏模量, σ_0 为远程应力;

$$H_{ij} = (P_i + D)\delta_{ij} + g_{ij}L_j, \quad (3)$$

上式中右边的三项分别代表桥接纤维伸长、胶粘剂的剪切变形和桥接应力引起的裂纹张开位移, δ_{ij} 为 Kronecker δ , 如果 $i = j$, $\delta_{ij} = 1$; 如果 $i \neq j$, $\delta_{ij} = 0$.

四个参数 (P_i, D, g_{ij}, L_j) 定义如下:

$$P_i = \frac{t_{la}}{E_{fm}t_{fm}} f(x_i), \quad (4)$$

式中 E_{fm}, t_{fm} 分别为纤维层的模量和总的厚度, t_{la} 为层板的厚度, $f(x_i)$ 为分层形状函数。

$$D = \frac{1}{E_{la}} \cdot \sqrt{\frac{F_{la}F_{Al}}{N_L F_{ad}F_{fm}}}, \quad (5)$$

式中 N_L 为层板层间数。 F_{la}, F_{Al}, F_{fm} 分别为层板、金属层和纤维层的拉伸刚度, F_{ad} 为层间胶粘剂的剪切刚度。

$$g_{ij} = G(-x_i, x_j) + G(x_i, x_j), \quad (6)$$

$G(x_i, x_j)$ 为位移格林函数, 表示单位分段均匀载荷作用下中心裂纹拉伸试样的裂纹张开位移:

$$G(x_i, x_j) = \frac{2}{\pi E_{la}} \left\{ \cos h^{-1} \left[\frac{a^2 - b_2 x_i}{a | b_2 - x_i |} \right] \cdot (b_2 - x_i) - \cos h^{-1} \left[\frac{a^2 - b_1 x_i}{a | b_1 - x_i |} \right] (b_1 - x_i) + \sqrt{a - x_i^2} \left[\sin^{-1} \left(\frac{b_2}{a} \right) - \sin^{-1} \left(\frac{b_1}{a} \right) \right] \right\} \cdot \left[\frac{\sin^{-1} B_2 - \sin^{-1} B_1}{\sin^{-1}(b_2/a) - \sin^{-1}(b_1/a)} \right] \cdot \sqrt{\sec(\pi a/w)}, \quad (7)$$

式中 $B_k = \frac{\sin(\pi b_k/w)}{\sin(\pi a/w)}$, $b_1 = x_j - w_j$; $b_2 = x_j + w_j$, 见图 2。

参数 $L(x_j, y_j)$ 为载荷偏离裂纹面对裂纹张开位移影响的修正因子, 因为桥接应力作用于分层的边界:

$$L(x_j, y_j) = \sqrt{\frac{1}{2}(a^2 - x_j^2)} \cdot \left\{ \frac{B}{\sqrt{A}} + y_j^2 \left(\frac{BC}{A^{3/2}} - \frac{\sqrt{A} + C}{2BA} \right) \right\}, \quad (8)$$

式中 $A = (a^2 - x_j^2 + y_j^2)^2 + 4x_j^2 y_j^2$,

$$B = \sqrt{a^2 - x_j^2 + y_j^2} + \sqrt{A},$$

$$C = a^2 + x_j^2 + y_j^2, \quad y_j = f(x_j).$$

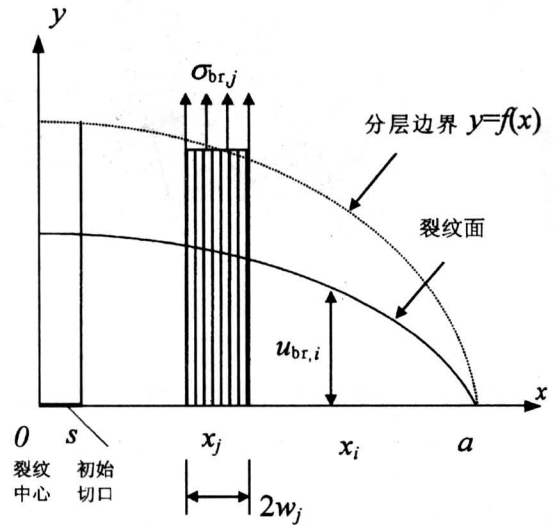


图 2 桥接应力引起的裂纹张开位移

Fig.2 Crack opening displacement caused by bridging stress

用本模型对不同分层形状与锯切裂纹长度下的 GLARE 层板的 CCT 试样的桥接应力进行了计算, 并与云纹法测定的结果进行了比较^[6], 计算结果与实测结果吻合很好, 见图 3。基于本模型的参数分析表明: 影响桥接应力分布的主要因素为分层形状与尺寸以及锯切裂纹长度。

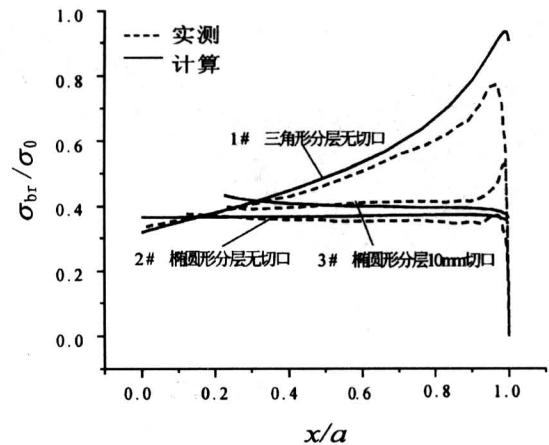


图 3 桥接应力的计算结果与实测结果比较

Fig.3 Comparison between the calculated bridging stresses and the test results

3 等幅疲劳载荷下疲劳裂纹扩展预测

由于层板内的金属层和纤维层的热膨胀系数的差异，固化后层板不可避免地存在残余温度应力。通常情况下，在固化即时状态，金属层存在残余拉应力，对疲劳裂纹扩展有不利影响。考虑此影响，引入裂纹张开应力

$$S_{op} = \frac{E_{la}}{E_{Al}} \cdot \sigma_{r, Al}, \quad (9)$$

式中 $\sigma_{r, Al}$ 为层板金属层的残余温度应力。

层板的疲劳裂纹扩展速率可由其金属层材料的裂纹扩展速率方程计算得到：

$$\frac{da}{dN} = C[(1 - R_c)^{m-1} \Delta K_{eff}]^n, \quad (10)$$

这里 ΔK_{eff} 为金属层裂纹尖端的有效应力强度因子幅，即外载引起的应力强度因子减去桥接应力引起的应力强度因子； C 、 m 和 n 是金属层材料的裂纹扩展速率常数。由于金属层所受的应力与其杨氏模量成正比，故有效应力强度因子幅为

$$\Delta K_{eff} = \frac{E_{Al}}{E_{la}} \Delta S_{eff} \cdot f \sqrt{\pi a}, \quad f = f_0 - f_{br}, \quad (11)$$

其中 f_0 和 f_{br} 分别为单位远程应力 ($\sigma_0 = 1$) 及其相应的桥接应力引起的应力强度因子，可用权函数方法求解^[7]。 ΔS_{eff} 和 R_c 分别为有效应力幅和有效应力比。

对 GLARE 层板疲劳过程中的分层扩展，本文作如下假定：**a.** 根据疲劳过程中实际观察到的分层形状（见图 4），设层板的分层形状为三角形；**b.** 锯切裂纹尖端处的分层尺寸最大，其分层扩展速率由该点的桥接应力唯一控制，并由该点的能量释放率唯一表征^[8]。该处的分层扩展速率由分层扩展速率方程计算，该方程由 2/1 铺层的层板双面裂纹搭接剪切试样（DCLS）用柔度-解析法测定。

根据以上分析，可确定疲劳过程中层板裂纹尖端的有效应力强度因子和分层前沿的能量释放率。前者用于计算层板的疲劳裂纹扩展速率，后者用于计算层板的分层扩展速率。通过叠代分析计算，即可模拟层板的疲劳裂纹扩展和分层扩展过程，以及二者的交互作用。

以上模型用 2/1 和 3/2 铺层的 GLARE 层板进行了实验验证。图 5 是预测结果与实测结果的比较，可见当裂纹长度与试样宽度之比 ($2a/w$) 小

于 0.6 时，两者吻合得相当好，对于 2/1 铺层的情况尤为理想。对 3/2 铺层的预测精度不如 2/1 铺层，这是因为分析中借用了 2/1 层板的分层扩展速率的基本数据。

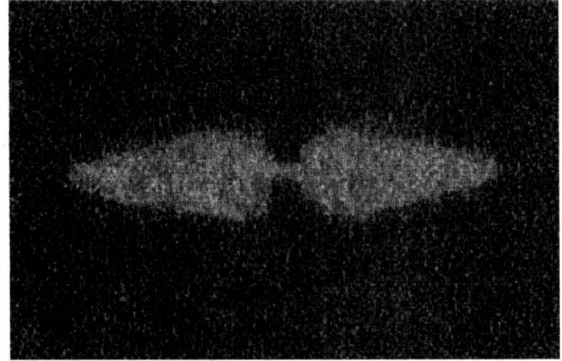


图 4 2/1-GLARE 层板 CCT 试样疲劳过程中的分层形状

Fig. 4 Delamination in CCT specimen of 2/1-GLARE under cyclic loading

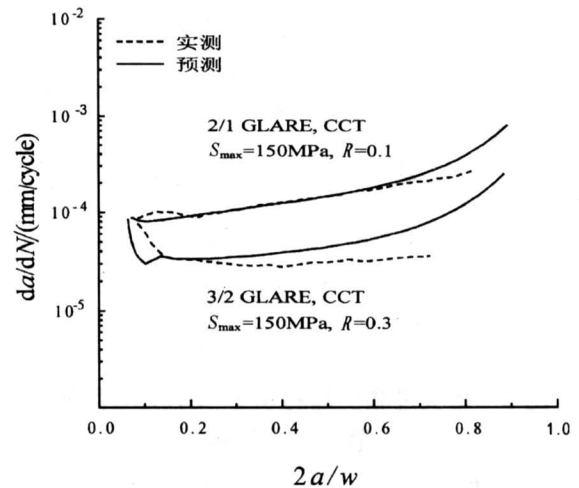


图 5 GLARE 层板的疲劳裂纹扩展速率预测结果与实测结果比较

Fig. 5 Fatigue crack growth rates of GLARE: predicted and test results

本模型的数值试验表明：层板的单层厚度（或总厚度不变时的层间数）、纤维层的刚度以及残余应力对层板的疲劳性能有显著影响，而层间结合强度的影响相对较小^[9]。

4 变幅载荷下的疲劳行为与寿命预测

4.1 单峰过载对疲劳裂纹扩展速率的影响

众所周知，金属材料的裂纹扩展行为存在过载迟滞效应。对 GLARE 层板同样观察到了过载引起的裂纹扩展延迟。以疲劳裂纹稳定扩展特性为基础，本文研究了纤维金属层板疲劳裂纹的过载延迟机理。经过一定的循环次数后，GLARE 层板的裂纹扩展速率趋于稳定，在此稳定阶段，选择三点施加相同的单峰过载（过载应力比为 1.47）。过载前后的裂纹扩展曲线如图 6 所示，每次过载引起的延迟均在 20 000 次循环左右。由于每次施加过载时层板的裂纹扩展速率基本相同，因此有效应力强度因子也相同。图 6 的结果表明，只要有效应力强度因子相同，所产生的过载延迟也相同。因此可以推论：层板的裂纹扩展过载延迟受层板有效应力强度因子唯一控制。

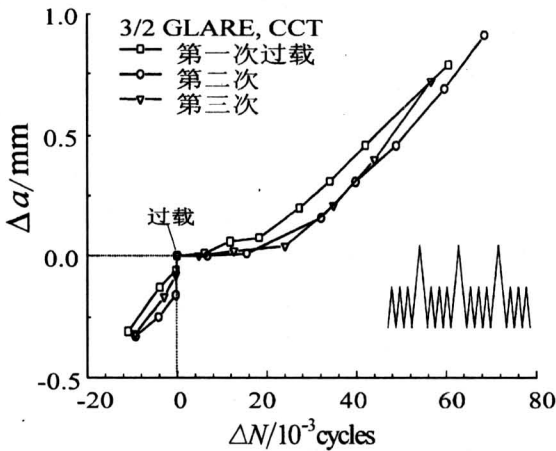


图 6 每次过载引起的 3/2 - GLARE 层板的裂纹扩展延迟

Fig.6 Retardation of the crack growth in 3/2 - GLARE caused by each overload

4.2 单峰过载对层板分层扩展速率的影响

双面裂纹搭接剪切 (DCLS) 试样 (图 7 上) 被用来研究分层扩展的过载疲劳行为。过载前后的分层扩展曲线如图 7 下所示。可见过载前后的分层扩展速率基本相同。因而过载对分层扩展速率的影响可忽略不计。但过载的瞬间，观察到了瞬态分层扩展现象。

4.3 等效裂纹闭合模型

利用裂纹闭合模型预测纤维金属层板在变幅载荷下的疲劳裂纹扩展速率，关键是如何将纤维桥接的影响和分层扩展的影响剥离开。由于层板的疲

劳裂纹扩展延迟受层板有效应力强度因子 (ΔK_{eff}) 唯一控制， ΔK_{eff} 的确定就成为预测的前提。对此文献 [10] 提出了一个唯象模型：

$$\Delta K_{eff} = \frac{\sqrt{l_0}/F}{\sqrt{(a-s) + l_0/F_0^2}} \cdot \Delta K, \quad (12)$$

式中 ΔK 为所施加的应力强度因子， l_0 为层板的等效裂纹长度， F 为裂纹构形因子， $F_0 = F|_{a=s}$ 。有效应力强度因子与所施加的应力强度因子之比为

$$\gamma = \frac{\Delta K_{eff}}{\Delta K} = \frac{\sqrt{l_0}/F}{\sqrt{(a-s) + l_0/F_0^2}}. \quad (13)$$

由于应力强度因子与应力成正比，因此可以推论：在某一疲劳载荷下 (如 S_{max} , S_{min})，纤维金属层板的疲劳裂纹扩展速率应等于其金属层材料在另一特定疲劳载荷下 (γS_{max} , γS_{min}) 的裂纹扩展速率。根据这一思路，可以利用特征系数 γ 将桥接应力与分层扩展的影响剥离，以利用金属材料的裂纹闭合模型定量预测纤维金属层板在变幅谱载荷下的疲劳裂纹扩展速率与寿命。应该注意的是，特征系数 γ 是裂纹长度的函数，在裂纹扩展过程中是变化的。

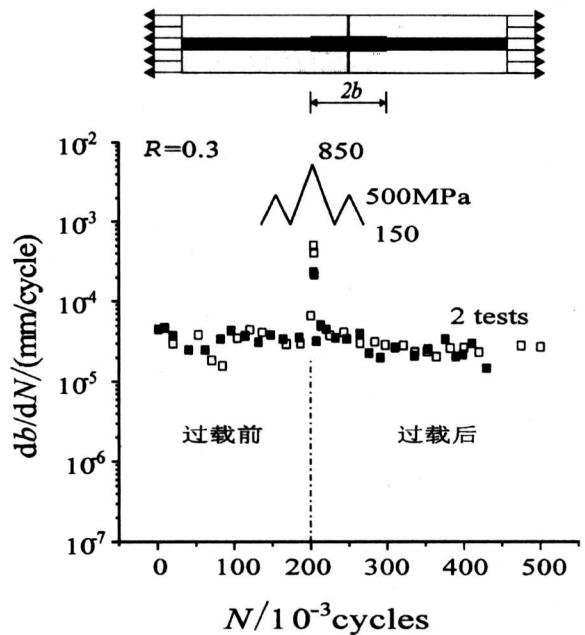


图 7 过载对分层扩展速率的影响

Fig.7 Effect of overload on the delamination growth rates

3/2 铺层的 GLARE 层板中心裂纹拉伸

(CCT) 试样在 Mini-TWIST 谱载下的疲劳裂纹扩展曲线如图 8 所示。可见，等效裂纹闭合模型的预测结果与实测结果较为接近，而线性累积损伤模型的预测结果与实测结果相差很大。因此在预测变幅谱载荷下纤维金属层板的疲劳裂纹扩展速率时，载荷间相互作用的影响必须加以考虑。从图 8 还可以看出，预测寿命稍大于实测结果，这可能是由于本模型未考虑过载引起的瞬态分层扩展。如将此影响考虑在内，将可进一步提高等效裂纹闭合模型的预测精度。

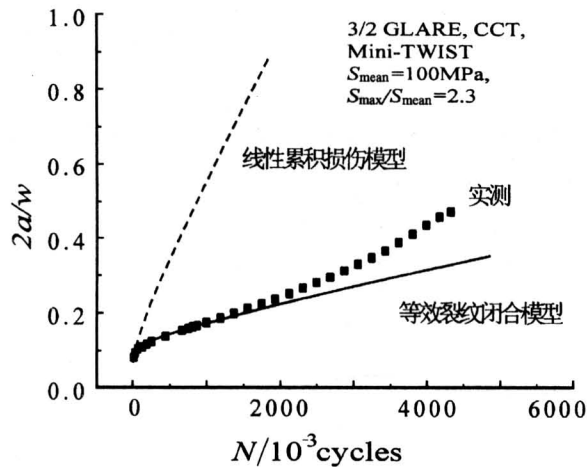


图 8 Mini-TWIST 谱载下裂纹扩展速率预测结果与实测结果的比较

Fig.8 Comparison between the predicted crack growth rates and the test results for Mini-TWIST load spectrum

5 结论

建立了纤维金属层板桥接应力分布的计算模型。模型分析表明，影响桥接应力分布的主要因素为分层形状与尺寸以及锯切裂纹长度。建立了等幅疲劳载荷下基于层板的疲劳损伤机理的疲劳裂纹扩展速率与寿命预测模型，并在 GLARE 层板上得到了实验验证，表现出很好的预测精度。分析表明，层板的疲劳性能可通过增加层数（保持总厚度不变）、提高纤维层的刚度和调整残余应力得到显著提高。

纤维金属层板有着与金属材料类似的疲劳过载延迟现象，其疲劳过载延迟行为受有效应力强度因子唯一控制。除过载引起的瞬态分层扩展外，过载

对分层扩展速率的影响很小，可不予考虑。

提出了变幅谱载荷下层板疲劳裂纹扩展速率与寿命预测的等效裂纹闭合模型，用该模型预测 GLARE 层板在 Mini-TWIST 谱载下的疲劳裂纹扩展速率与试验结果符合较好。

参考文献

- [1] Fredell R. The development of inspection and repair methods for the C-17 Aircraft cargo door [R]. Faculty of Aerospace Engineering, Delft University. The Netherlands. Report LR-704, 1992
- [2] Gunnink J W, van der Schee P A. Design of the AR-ALL F-27 lower wing fatigue panel [A]. Proceedings of the 4th International Conference on Composite Structures [C]. Scotland, 1987
- [3] Marissen R. Fatigue crack growth in ARALL: A hybrid aluminum - aramid composite material crack growth mechanisms and quantitative predictions of the crack growth rates [D]. Ph. D. Thesis, Delft University of Technology. The Netherlands, 1988
- [4] Schijve J. Development of fiber-metal laminates (AR-ALL and GLARE), New Fatigue Resistant Materials [A]. Proceedings of Fatigue'93 [C], Eds. Bailon J, Dickson I. EAMS, 1993
- [5] Guo Y J, Wu X R. A theoretical model for predicting fatigue crack growth rates in fiber reinforced metal laminates [J]. Fatigue Fract. Mater. Struct., 1998, 21: 1133~1145
- [6] Guo Y J, Wu X R. Bridging stress distribution in center-cracked tension (CCT) specimen of fiber reinforced metal laminates (FRMLs): modeling and experiment [J]. Engng. Fract. Mech. 1999, 63: 147~163
- [7] Wu X R, Carlsson A J. Weight functions and stress intensity factor solutions [M]. Pergamon Press, 1991
- [8] Guo Y J, Wu X R, Zhang Z L. Characterization of delamination growth behavior of hybrid bond laminates [J]. Fatigue Fract. Mater. Struct., 1997, 20: 1699~1708
- [9] Guo Y J, Wu X R. Factors affecting fatigue crack growth rates of fiber reinforced metal laminates [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 1998, 11 (2): 152~156
- [10] Guo Y J, Wu X R. A phenomenological model for predicting crack growth in fiber reinforced metal laminates under constant amplitude loading [J]. Composites Science and Technology, 1999, 59: 1825~1831

Fatigue Life Prediction of Fiber Reinforced Metal Laminates Under Variable Amplitude Loading

Wu Xueren, Guo Yajun

(*Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China*)

[**Abstract**] Fiber reinforced metal laminates (FRMLs), a new type of hybrid composites, are finding wide applications in the aerospace industry. The material is featured by its excellent fatigue performance and damage tolerance. Reliable life prediction methods are required for the successful application of this material. For this purpose, a mechanism-based fatigue model was developed for the prediction of the fatigue lives of FRMLs under constant amplitude loading. The model was based on an analytical approach for the determination of the bridging stress over the crack faces by intact fibers.

The fatigue behaviors of glass fiber reinforced laminates (GLARE), including crack growth and delamination, under constant amplitude loading following a single overload were investigated experimentally, and the mechanism of the effect of an overload on the crack growth rates was identified. An equivalent crack closure model for predicting crack growth in FRMLs under variable amplitude loading was presented. All the models in this paper were verified by applying to GLARE under constant amplitude loading and Mini-TWIST load sequence. Good agreement was achieved.

[**Key words**] fiber reinforced metal laminates; fatigue; bridging stress; delamination; life prediction

(cont. from p. 34)

A Design of TMA Functions for New Submarine Combat System

Ren Keming, Pan Yue, Wang Yan

(*Marine Systems Engineering Research Institute, CSSC, Beijing 100036, China*)

[**Abstract**] This paper overviews a few methods of TMA (target motion analysis), such as only bearing TMA, multiple information fusion TMA, bearing-Doppler TMA, distance estimation with bearing and noise energy, matched-field location combined with TMA etc. We herein provide a new idea for the design of TMA functions in fully integrated and distributed submarine combat system.

We enhance the TMA functions from the point of view of submarine combat system, fully applying the information of multi-sensors and the operator's subjective decisions in automatic and in manual modes. It will serve better in tactical decision making and provide more accurate results of target motion parameters. Compared with the normal design of TMA, this design has developed a function of target manoeuvre recognition, added the manual TMA function, and designed a display on which the operator can easily observe TMA output, target motion and therefor improving track of targets.

[**Key words**] target motion analysis (TMA); submarine; combat system; display