

GH169 高温合金孔挤压强化层的微观结构

宋德玉 罗治平 杨玉荣 张少卿
(北京航空材料研究所 4 室, 北京, 100095)

MICROSTRUCTURE OF THE HOLE EXPANSION STRENGTHENED LAYER
OF HIGH TEMPERATURE ALLOY GH169

Song Deyu, Luo Zhiping, Yang Yurong, Zhang Shaoqing
(4th Laboratory, Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing, 100095)

摘要 采用透射电子显微术, 研究了 GH169 高温合金孔挤压强化层的微观结构。实验结果表明, 强化层内位错呈现平面状滑移和交滑移混合特征。随距孔边距离的增加, 滑移带变得不甚明显, 位错胞的直径略有增加。强化层内的孪晶数量很少, 孪生不是 GH169 合金的主要变形方式。在合金中的 ζ 、 η 及 D 相周围, 存在着高密度的位错缠结结构; GH169 合金具有较大范围的孔挤压强化层, 约为 3 mm 的深度。

关键词 耐热合金 孔 挤压 微观结构

中图分类号 V2501.3, V2521.1, TG1421.73

Abstract By TEM analysis, the microstructure of the hole expansion strengthened layer of high temperature alloy GH169 was studied. The results revealed that the dislocations show planar and cross-slip characteristics. With increasing the distance from the hole edge, the slip bands were getting obscure, while the diameter of the dislocation cell increased a little. Few of twins in the strengthened layer were present, and thus the twinning was not the main deformation mode in the alloy. It was observed that many dislocations were tangled around the ζ , η and D phases in the regions with high density of dislocations. According to the experimental results, it was shown that the alloy GH169 has a strengthened layer with nearly 3 mm depth from the hole edge.

Key words heat resistant alloy hole expansion microstructure

GH169 高温合金由于其优异的高温性能和综合性能, 广泛应用于飞机发动机的涡轮盘、轴和叶片等部件^[1,2]。这些带孔的高温零部件, 在孔边的应力集中很大, 往往在孔边产生疲劳破坏。针对带孔零部件进行孔挤压强化是提高疲劳寿命的非常有效方法^[3], 这一方法已在航空工业中得到了推广应用。本文采用透射电子显微术, 研究了 GH169 高温合金孔挤压强化层内的微观结构, 为 GH169 高温合金的孔挤压强化机理研究和构件的安全使用提供微观组织结构的依据。

1 实验方法

实验材料为双真空冶炼的优质 GH169 高温合金, 经轧制后, 取 8mm @ 22mm @ 170mm 的小板片, 首先进行直接时效处理 (DA), 然后加工成中间带有直径 6 mm 孔的试样。利用自制设备进行孔挤压强化实验, 变形量为 0.35 mm。经孔挤压强化后, 环绕孔周逐层线切割成 0.1 mm 厚的薄片, 经机械减薄后, 用常规双喷方法制成 TEM 薄膜样品。

在 H-800 透射电镜上进行实验操作, 采用双倾样品台倾转样品以进行衍衬分析, 工作电压为 200 kV。

2 实验结果与分析

(1) 位错组态在未经孔挤压强化的试样中, 难以观察到明显的位错线, 而经孔挤压变形后, 强化层内出现了明显的滑移带、位错缠结和位错胞的形态, 表现出位错平面和交滑移运动的混合特征。

在距孔边缘 0124 mm 处, 可观察到许多滑移带, 滑移带的间距较小, 并且在 3 个方向上分布 (见图 1 (a)), 说明在 3 个方向的滑移被激活, 可见该处的孔挤压变形程度很大。在距孔边缘 0172 mm 处, 仅观察到两个方向的滑移带, 如图 1 (b) 所示。距孔边缘 0196 mm 处, 主滑移带之间的距离较宽, 而在另一方向的次滑移带状的趋势已减弱, 如图 1 (c) 所示 (变形的程度有所下降)。距孔边缘 1168 mm 处, 仅出现一个方向的滑移带, 但不明显, 并且滑移带间距较宽, 如图 1 (d) 所示。根据迹线分析方法, 确定滑移面均为 $\{111\}$ 。

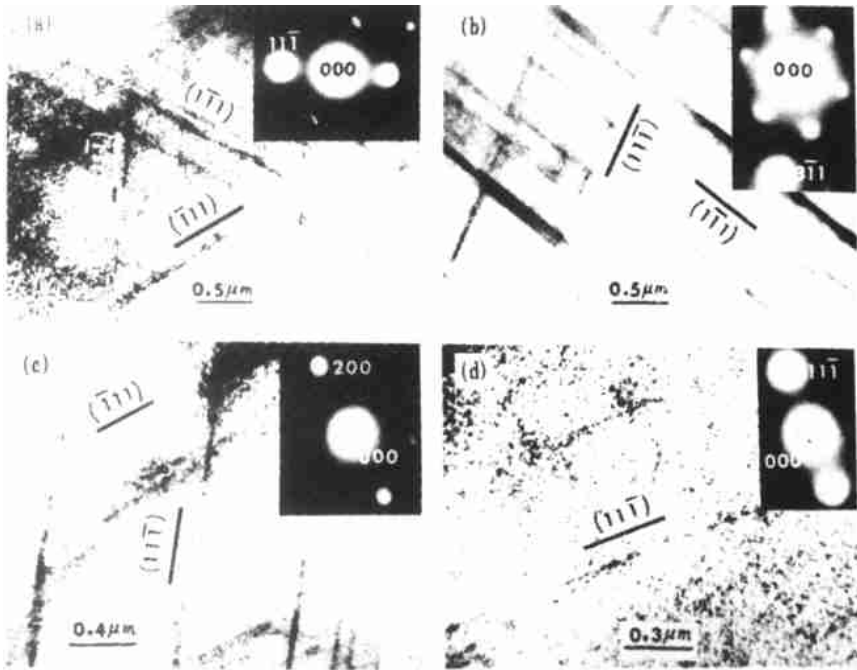


图 1 强化层内的滑移带

(a) 距孔边缘 0124mm; (b) 距孔边缘 0172mm

(c) 距孔边缘 0196mm; (d) 距孔边缘 1168mm

在挤压强化试样中, 位错胞的尺寸总是非常小, 只有在高倍下利用弱束暗场像才清晰可辨。图 2 给出了两组位错胞的明场、 $g/3g$ 弱束暗场像及双光束衍射照片。图 2 (a~c) 为 0196 mm 深处的位错胞, 其尺寸很小; 对比 1144 mm 深处的位错胞 (图 2 (d~f)), 可见随距孔边距离的增加, 位错胞的直径有所增加。

当距孔边缘距离超过 3112 mm 后, 难以观察到明显的位错结构, 与未进行孔挤压变形状态的结构基本相同。

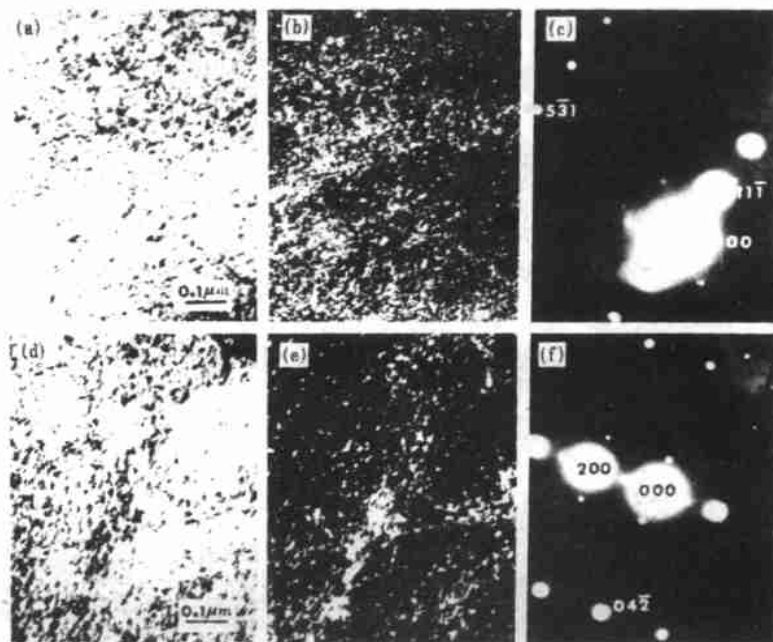


图 2 强化层内的位错胞明场、弱束暗场、衍射谱
(a~ c) 距孔边缘 0196mm; (d~ f) 距孔边缘 1144mm

(2) 形变孪晶 实验观察到, 强化层内的孪晶数量很少, 孪生不是其主要的变形方式。图 3 为距孔边缘 1144 mm 处的孪晶, 孪晶的尺寸很大, 呈现片状形态。根据衍射分析, 倒易矢 $g_{1\bar{1}1}$ 严格垂直于明场像中孪晶界的迹线, 因而确定其孪晶面为 $(1\bar{1}1)$ 。相应地, 其晶向变换矩阵为

$$T_{1\bar{1}1} = \begin{bmatrix} -0.1333 & -0.1667 & 0.1667 \\ -0.1667 & -0.1333 & -0.1667 \\ 0.1667 & -0.1667 & -0.1333 \end{bmatrix}$$

利用晶向变换矩阵, 标定了孪晶的衍射谱, 如图 3 (c) 所示。

(3) 合金相 GH169 合金在 DA 状态下, 存在 α_2 、 α' 及 D 相, 并且具有较大的体积百分数。经孔挤压变形后, 在细小的 α_2 和 α' 相的周围, 往往缠结有高密度的位错, 如图 4 (a) 所示。在合金中颗粒状的 D 相周围, 也观察到了高密度的位错缠结, 如图 4 (b) 所示。

3 讨论

实验结果表明, 孔挤压强化层内存在高密度的位错结构, 并且片状孪晶的数量很少。在位错区域, 晶体点阵中规则的原子排列受到破坏, 产生点阵畸变。这种由于位错产生的内应力称为第三类应力; 它所具有的能量潜在于孔挤压强化层内, 将阻碍着疲劳裂纹的萌生与扩展过程, 从而起到强化作用。GH169 合金强化层范围约为 3 mm 深度。

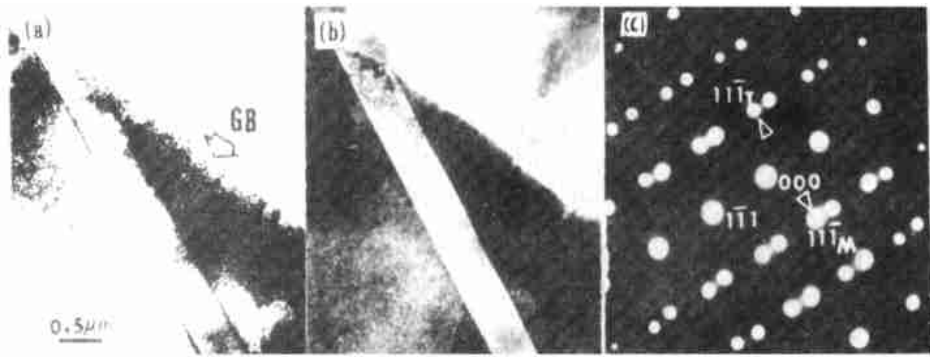


图 3 强化层内的孪晶

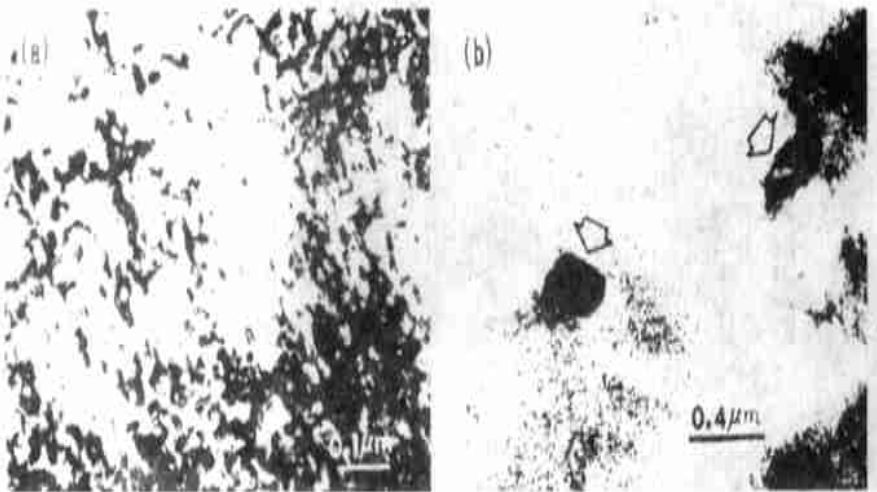
(a) 明场; (b) $(11\bar{1})$ 暗场; (c) 衍射谱

图 4 强化层内的析出相与位错

(a) G 与 G' 相; (b) D 相

4 结 论

- (1) 强化层内位错呈现平面状滑移和交滑移混合特征, 随距孔边距离的增加, 滑移带变得不甚明显, 位错胞的直径略有增加;
- (2) 强化层内的孪晶的数量很少, 孪生不是 GH169 合金的主要变形方式;
- (3) 合金中的 G、G' 及 D 相周围存在高密度的位错缠结;
- (4) GH169 合金的孔挤压强化层范围较大, 约为 3 mm 深度。

参 考 文 献

- 1 Loria E Al The status and prospects of alloy 718 J Metals, 1988; (7): 36- 41
- 2 Radavich J Fl Superalloy 718)) A look at the first 30 years! J Metals, 1988; (7): 35
- 3 宋德玉 1 航空零件孔内表面强化对疲劳强度的影响 1 航空材料, 1981; (2): 20- 23