

下, 高温变形机制是基于亚晶界的形成, 这与文献 [10] 中报导的结果相一致。

表 2 NiAl-33.5Cr-0.5Zr 合金的流变应力-应变速率按温度补偿的幂规律拟合的结果

Table 2 Temperature-compensated power-law fitting of true compressive flow stress-strain rate data for NiAl-33.5Cr-0.5Zr alloy

Alloy	T/K	B/ s ⁻¹	n	Q/kJ /mol	r
Cast NiAl-33.5Cr-0.5Zr	1273 ~ 1373	0.0066	5.32	334	0.93
HIP NiAl-33.5Cr-0.5Zr	1273 ~ 1373	53.87	3.06	311	0.88
NiAl-28Cr-6Mo ^[4]	1200 ~ 1400	0.0199	6.38	456.6	0.992
NiAl [001] ^[4]	1100-1300	0.00148	6.3	439.3	

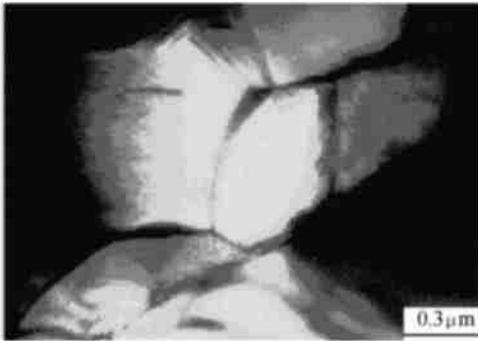


图4 1273K 应变速率为 $1.04 \times 10^{-4} \text{ s}^{-1}$ 压缩至 18.4% 应变时形成的亚晶界

Fig. 4 TEM micrograph of subgrain boundaries at 1273K and an initial strain rate of $1.04 \times 10^{-4} \text{ s}^{-1}$ to 18.4% strain

3 结论

(1) 铸态 NiAl-33.5Cr-0.5Zr 合金由 NiAl, α -Cr 相组成共晶胞, Heusler (Ni_2AlZr) 相半连续地分布在胞界上。合金经热等静压处理后, 共晶胞的尺寸变化不大, 但 α -Cr 相变粗、变大, 同时, Heusler 相转变为富 Zr 相。

(2) 热等静压处理使这种合金的高压压缩屈服强度明显增加, 1273K 时压缩屈服强度由高应变速率时增加约 50% 到低应变速率时增加约一倍。1373K 时压缩屈服强度增加的幅度略小。

(3) 这种合金的高温变形可以很好地用幂指数规律和温度补偿的幂指数规律加以描述, 铸造和 HIP 处理的高温压缩行为分别描述为:

$$\epsilon = 0.0066\sigma^{5.32} \exp\left(-\frac{334}{RT}\right),$$

$$\epsilon = 53.87\sigma^{3.06} \exp\left(-\frac{311}{RT}\right),$$

且高温变形由亚晶粒的形成控制。

参考文献

- [1] 杨锐. 金属学报, 1997, 33: 107.
- [2] E Cline and J L Walter. Metall Trans, 1970, 1: 2910.
- [3] D R Johnson, X F Chen, B F Oliver. Intermetallics, 1995, 3: 99.
- [4] D R Johnson, X F Chen, B F Oliver, R D Noebe, J D Whittenberger. Intermetallics, 1995, 3: 113.
- [5] R S Polvani, W S T zeng, P R Strutt. Metall Trans, 1976, 7A: 33.
- [6] R R Bowman, R D Noebe, S V Raj, I E locci. Metall Trans, 1992, 23A: 1493.
- [7] R S Chen, J T Guo, J Y Zhou. Mater Lett, 2000, 42: 80.
- [8] W R Freeman. Met Progr, 1977, 112: 33.
- [9] J D Whittenberger, R D Noebe. Metall Trans, 1996, 27A: 2628.
- [10] J D Whittenberger. J Mater Sci, 1987, 22: 401.

基金项目: 本研究得到国家自然科学基金重大项目 (合同号 59895152) 和 "863" 高技术项目 (合同号 863-715-005-0030) 的资助。
收稿日期: 2000-08-18

作者简介: 齐义辉, (1965-), 男, 博士研究生, 主要从事钢的化学热处理和高温结构材料研究, 联系地址: 中国科学院金属研究所, 沈阳市文化路 72 号 (110015)

* * * * *

航空航天用的 PM γ -MET 薄板和箔材

目前, γ -TiAl 合金已经有了适合于先进轻重量航空航天结构, 如涡轮发动机热防护系统壁板、喷管、防火壁、导弹等构件的可用的型材、规格和质量标准。预料在制造新一代可返回式飞行器时, γ -TiAl 合金的产量将有一个突破, 因为它可能是其热防护系统的必需材料。在 600 ~ 900 范围, γ -TiAl 合金以其优异的性能成为高温合金的有力竞争者。

Plansee 公司的 PM γ -MET 是一个可用作航空航天高温薄板结构的 γ -TiAl 合金。 γ -MET 的化学成分 (at%) 为 Ti-46.5Al-4 (Cr, Nb, Ta, B), 性能优异, 且各向同性。已对 PM γ -MET 板材进行了大量热成形试验, 其在 900 ~ 1100 超塑性成形的长的 "帽形" 截面的金相评定中未显示板材微疏松的增大。NASA Glenn 研究中心和 Plansee 联合进行了一个计划, 用 1mm 的 γ -MET 板材在标准压机的匹配模具热成形为一种桁架夹芯截面, 然后化学铣削, 并用它们钎接成 180mm \times 20mm \times 40mm 的桁架夹芯结构。这种夹芯结构的强度比预料的要高。

Plansee 公司也正在发展其厚度小于 300 μm 的 PM γ -MET 箔材。

(全宏声)