

等温精密锻造技术的研究进展

郭鸿镇¹, 姚泽坤¹, 毓迎光², 刘广义², 李园春³

(1. 西北工业大学 材料科学与工程学院, 西安 710072;

2. 陕西宏远航空锻造有限责任公司, 三原 713801;

3. 北京航空材料研究院, 北京 100095)

摘要: 难变形材料等温锻造是一种先进的热加工工艺。结合课题研究与成果应用, 介绍分析国内钛合金等材料等温锻造技术从简单盘件到复杂结构件、从小型锻件到大型整体锻件、从均匀锻件到功能梯度锻件等的研究进展情况, 并讨论等温锻造技术未来的发展方向。

关键词: 钛合金材料; 超塑性; 等温精密模锻; 整体框; 双性能叶盘

中图分类号: TF 804.3

文献标志码: A

Research progress of isothermal precision forging technology

GUO Hong-zhen¹, YAO Ze-kun¹, GUO Ying-guang², LIU Guang-yi², LI Yuan-chun³

(1. School of Materials Science and Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Shann'xi Hong Yuan Aviation Forging Industry Co., Ltd., Sanyuan 713801, China;

3. Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

Abstract: The isothermal forging of difficult-to-deformation materials is one of the advanced hot working processes in the world. From our research and the application of achievements, the research progresses of isothermal forging technology of titanium alloys from simple disks to complicated structure components, from medium and small-sized forgings to large and whole ones from homogeneous forgings to functionally graded forgings were introduced and analyzed. Finally, the future trend and development of isothermal forging technology were discussed.

Key words: titanium alloys material; superplasticity; isothermal precision die forging; whole bulkhead; dual property disk

随着航空航天工业的迅速发展和飞行器性能的大幅度提高, 钛合金和高温合金等难变形材料的用量越来越多。这些耐高温、难变形、难切削以及价格昂贵新型材料的大量采用, 使 21 世纪航空航天构件广泛采用少无余量精密成形技术成为必然。为了提高结构效益, 航空航天构件往往是以薄腹板(1.5~3.0 mm)、窄筋(筋的高宽比可达 20:1)、截面突变等复杂形状为特征的, 并且设计采用大型整体复杂构件也是今后发展的重要方向。这些与越来越多地采用难变形材料产生了很大矛盾, 发展等温或超塑性少无余量精密成形技

术是解决这一矛盾的有效途径。

等温锻造是把模具加热到和锻坯相同的温度, 在恒温条件下以较低的变形速率和较少的锻造火次成形出形状复杂的精密锻件。它是一种先进的热加工工艺^[1], 具有一系列优点: 1) 显著减小锻造材料的抗变形能力, 从而大大提高现有锻造设备的生产能力; 2) 提高锻造材料的塑性(甚至达到超塑性), 使一些低塑性合金的锻造成为可能; 3) 锻件体内及表层温度分布均匀、变形均匀, 从而导致锻件的组织性能均匀; 4) 工艺条件易于准确控制, 产品质量稳定; 5) 避免模具激

冷, 大大提高锻造材料的流动性及充填模腔的能力, 减少锻造残余应力, 使少无余量精密成形成为可能, 并使锻件流线分布非常合理; 6) 采用等温精锻件将节约大量贵重原材料, 大大减少机械加工工时, 加快航空航天器批量生产速度。生产达到一定批量时, 可降低生产总成本。

钛合金和高温合金等难变形材料复杂构件采用等温锻造方法制造, 早已被国外生产实践证明是合理的^[2-4]。我国等温锻造技术近年发展较快^[4-5], 连续建造 8~10 kt 等温模锻专用压力机 3 台, 建造和改造的其它较小吨位等温模锻压力机多台, 等温模锻设备的吨位和控制系统水平已接近国外, 钛合金压气机盘等温锻技术已比较成熟, 钛合金结构件、高温合金等材料的等温锻造技术正在开发。等温锻造技术已迅速接近或达到国外先进水平。本课题组各从事航空锻件等温锻造技术研究已有二、三十年的历史, 本文作者结合近年的课题研究与成果应用情况, 浅谈国内等温锻造技术的研究现状与发展方向。

本课题组研究项目主要来源于国家预研、型号、外贸、国家自然科学基金等, 涉及到的等温锻造原材料包括各种钛合金、高温合金、粉末高温合金、铝合金、镁合金、金属间化合物和金属复合材料共二十多个牌号。研制的等温锻件种类包括盘类、轴类、复杂结构件和叶片等, 其中大部分已投入生产应用。陕西宏远航空锻造有限责任公司建有系列等温锻造压力机组(将进一步扩大建成 1 000~20 000 t 的压力机组), 近年建造的 10 kt 等温模锻专用液压机, 设备工作参数通过计算机系统精确控制, 活动横梁速度范围可达 0.002~0.5 mm/s, 应变速率可达 $5.0 \times 10^{-5} \sim 1.0 \times 10^{-1} \text{ s}^{-1}$, 能很好地满足钛合金等难变形材料超塑性等温锻造工艺的要求, 正在航空航天产品的批量生产中发挥重要的作用。

1 钛合金等材料的流变特性及超塑性

等温锻造技术研究主要包括锻造过程模拟技术、锻件设计技术、模具设计技术、模具材料技术、模具真空熔铸技术、模具机加工及电加工技术、制坯技术、润滑技术、等温超塑成形技术、锻件组织与性能控制技术、防止精锻件翘曲变形技术、精锻件数控加工技术等。其中关于各种锻件材料的流变特性及超塑性研究也是重要的基础研究之一, 本课题在这方面进行了大量系统的研究工作。

TA15 钛合金属于高铝含量近 α 型合金(相当于俄罗斯的 BT20 合金), 是飞机和发动机结构用的重要钛合金材料。本研究在 850~1 030 °C 温度范围及 $10^{-4} \sim 1 \text{ s}^{-1}$ 应变速率范围内对 TA15 合金进行恒应变速率等温压缩试验。实验曲线(见图 1)表明: TA15 合金的等温压缩流动应力对应变速率非常敏感, 例如在 850 °C 时, 当应变速率由 1 s^{-1} 减小到 10^{-4} s^{-1} 时, 最大流动应力值由 272 MPa 减小到 18 MPa, 相差 15.1 倍; 在 960 °C 时, 当应变速率为 1 s^{-1} 时, 最大流动应力值为 91 MPa, 当应变速率减小到 10^{-3} s^{-1} 和 10^{-4} s^{-1} 时, 最大流动应力值分别减小到 19 MPa 和 10 MPa, 相差 4.8 倍和 9.1 倍。由图 1 还可看出, 变形温度对流动应力有很大影响, 这种影响与应变速率大小有关, 随着应变速率的降低, 这种影响明显减弱。实验得到的一系列曲线揭示流动应力随应变速率及变形温度的变化规律, 为等温变形工艺的确定提供实验依据, 并满足等温成形过程有限元模拟的需要。

本研究对 TA15 钛合金采用高低温形变热处理等细化改锻工艺, 改锻后初生 α 相的尺寸小于 10 μm 。对经改锻的合金进行超塑性拉伸试验, 以研究合金在

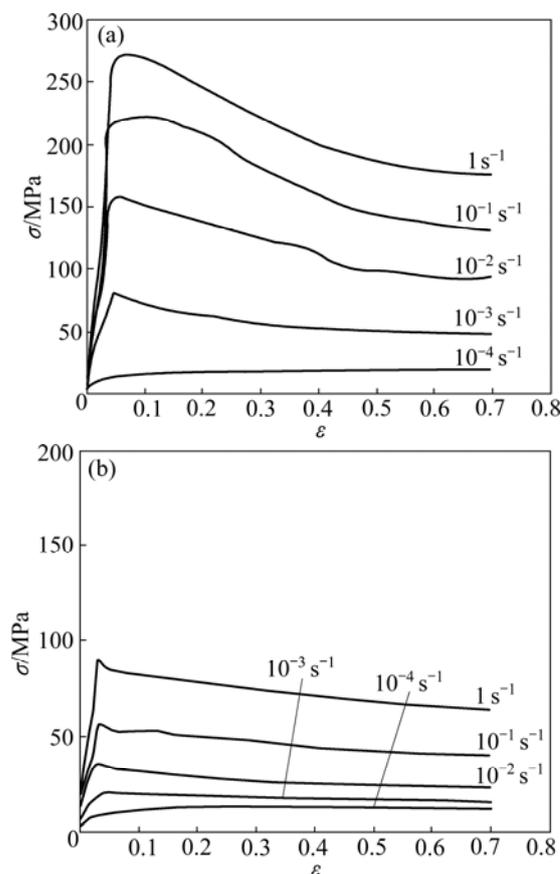


图 1 不同温度和应变速率下的流动应力—应变曲线

Fig.1 Flow stress—strain curves at different temperatures and strain rates: (a) 850 °C; (b) 960 °C

各种工艺条件下的超塑性能、显微组织、断口形貌及其变化规律,最终达到优化超塑成形工艺参数的目的。在电子拉伸机上以初始应变速率 $3.3 \times 10^{-4} \text{ s}^{-1}$ 测定合金在 $760 \sim 980 \text{ }^\circ\text{C}$ 范围内的超塑性,所得伸长率 δ 与拉伸温度的关系曲线如图 2 所示^[6]。

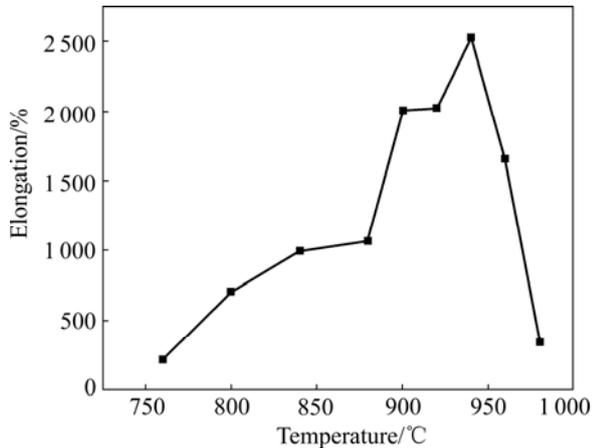


图 2 拉伸温度对 TA115 合金伸长率的影响

Fig.2 Effect of tensile temperature on elongation of TA115 alloy

由图 2 可见,在 $760 \sim 980 \text{ }^\circ\text{C}$ 的拉伸温度范围内,TA15 合金均呈现出超塑性,伸长率随温度的升高有着显著的变化, δ 值在 $219\% \sim 2743\%$ 之间变化。在拉伸温度范围内,伸长率先随温度升高而增加,在 $940 \text{ }^\circ\text{C}$ 达到最大值,平均值为 2526% ,其中个别试样的伸长率高达 2743% ,表明该合金具有良好的超塑成形潜力。随着温度的继续升高,伸长率下降,但仍具有一定的超塑性。可以认为,TA15 合金是一种具有较宽超塑性温度范围的良好超塑性合金。在图 2 中,伸长率—拉伸温度曲线具有极值点,这主要与合金中两相的比例、再结晶程度及稳定性等因素有关。

图 3 所示为经细晶化工艺制坯的 Ti-1023 合金的超塑性拉伸曲线^[7]。由图 3 可看出,在 $750 \text{ }^\circ\text{C}$ 、 $3.3 \times 10^{-4} \text{ s}^{-1}$ 最佳超塑性条件下,平均伸长率为 845% ,最高伸长率为 1087% ,比原棒材平均伸长率(532%)显著提高。图 4 所示为拉伸温度对 Ti_3Al 基合金伸长率的影响。由图 4 的 Ti_3Al 基合金的超塑性拉伸曲线可看出,在 $980 \text{ }^\circ\text{C}$ 、 $3.3 \times 10^{-4} \text{ s}^{-1}$ 最佳超塑性条件下,平均伸长率高达 1570% ,而国外文献未见这样的报道。

2 超薄异形复杂锻件的高精度成形

飞机结构等复杂构件一般由筋和腹板组成,其断

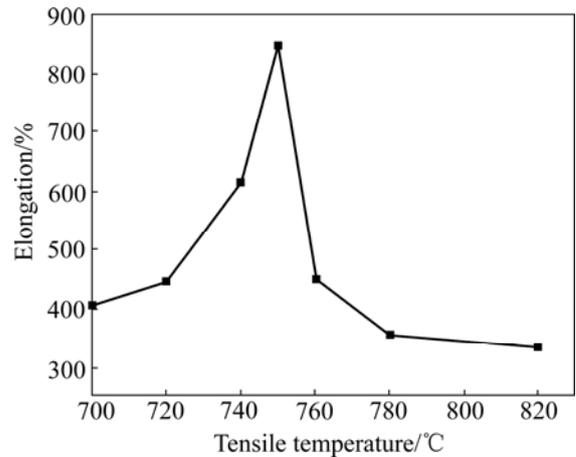


图 3 拉伸温度对 Ti-1023 合金伸长率的影响^[7]

Fig.3 Effect of tensile temperature on elongation of Ti-1023 alloy^[7]

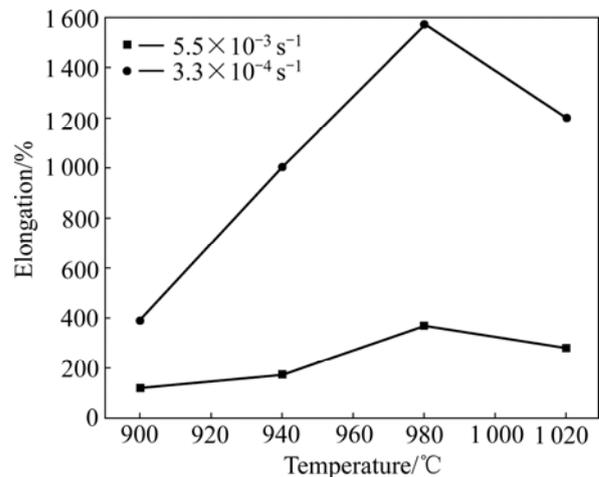


图 4 拉伸温度对 Ti_3Al 基合金伸长率的影响

Fig.4 Effect of tensile temperature on elongation of Ti_3Al -based alloy

面形状有 H、U、Z、T 及十字形等。由于筋窄且高、腹板薄而宽及非对称,对于这种超薄异形复杂构件若采用自由锻造或普通模锻方法制造,其材料利用率一般低于 10% ,甚至仅为 $2\% \sim 3\%$, 90% 以上的昂贵材料变为切屑,机加工周期更是无法满足批量生产的需求。为了解决这类锻件的精密体积成形问题并获得最佳力学性能,锻件成形工艺的最佳选择是等温或超塑性精密模锻。在钛合金等材料复杂锻件精密化成形方面等温模锻具有普通模锻难于替代的地位,例如美国 F-15 战斗机 Ti-6Al-4V 某隔框零件质量为 10 kg ,普通模锻件质量高达 154 kg ,而等温近净形模锻件质量仅为 29 kg ,每件减少了 125 kg 的机加工量。

本项目通过大量的应用技术基础研究、计算机模拟和现场技术攻关,研制出达到工业化水平的钛合金超薄异形复杂结构件等温超塑性精密锻造新技术,并用该项技术成功研制 Ti-1023 合金典型飞机结构等温精锻件(见图 5,最大外廓尺寸 350 mm),达到了超薄异形复杂飞机结构件高精度成形的技术效果:最小腹板厚度 2.5 mm,最小筋宽 2.5 mm,最小圆角半径 1.5 mm,最小出模斜度 0°,尺寸公差达到 ± 0.3 mm;锻件非加工面占到 70%以上,表面粗糙度 0.4~3.2 μm ,少量配合面留加工余量 1~3 mm;精锻件质量由原钢自由锻件的 122 kg 和普通钛模锻件的 15.5 kg 下降到 1.9 kg,材料利用率分别由 1.98%和 9.1%提高到 74.2%;机加工量和自由锻件、普通模锻件相比减少 90%以上,机加工周期从 45 d 缩短为 5 d;流线沿精锻件外形合理分布,显微组织和力学性能完全满足技术标准要求(见表 1),并显著优于自由锻件和模锻件,解决普通 Ti-1023 模锻件强度偏低、需要重复热处理等生产瓶颈问题;以钛合金精锻件代替钢结构件,零件质量可减



图 5 Ti-1023 合金飞机框段成品精锻件

Fig.5 Precise forging of aircraft bulkhead for Ti-1023 alloy

表 1 Ti-1023 合金精锻件的室温力学性能

Table 1 Mechanical properties of Ti-1023 precise forgings at room temperature

Item	Orientation	σ_b/MPa	$\sigma_{0.2}/\text{MPa}$	$\delta/\%$	$\psi/\%$	$K_{IC}/(\text{MPa}\cdot\text{mm}^{1/2})$
Billet	Longitudinal	1 180	1 150	12	46	61.8
		1 170	1 140	11	57	
	Transverse	1 160	1 120	7.8	31	
		1 210	1 160	6.5	31	
Precise forging	Longitudinal	1 220	1 150	11	44	—
		1 230	1 160	12	47	
	Transverse	1 230	1 180	11	47	
		1 230	1 170	11	47	
Technical standard	L/T ¹⁾	$\geq 1\ 105$	$\geq 1\ 035$	8/6	15/10	≥ 60 (T-L)

1) L presents longitudinal; T presents transverse.

少 40%以上。

该项研究成果填补了国内复杂飞机结构锻件少且无余量精密锻造技术的空白,使我国等温锻件的精度有了一个大跨度的提高,研究成果整体达到国际先进水平。

3 大型关键承力构件的整体化成形

锻件的大型化和整体化是航空关键锻件发展的重要方向。就飞机机身用重要承力隔框而言,若将传统的多段组合框改为整体框,这样既可以减少零件或连接件的数量,避免螺栓机械连接或焊接连接的薄弱面,减少应力集中源和避免金属流线中断、提高飞机隔框的抗疲劳、抗应力腐蚀等性能和安全可靠。另外,还可以设计更薄的构件剖面,大大减轻飞机结构质量(约 20%)和提高飞机结构效益。

美国第四代战斗机 F-22 采用了多个长约 4 m、投影面积高达 5 m² 以上的钛合金整体式隔框模锻件。俄罗斯安-22 运输机采用了 20 个投影面积为 3.5 m² 的 B95 合金大型整体隔框模锻件,减少了 800 个零件,机体质量减轻 1 000 kg。

除了采用巨型锻压设备试制生产大型、整体模锻件外,采用超塑性等温模锻,也是航空航天锻件大型整体化的一条重要技术途径,因为等温模锻的压力仅为普通模锻的 1/5~1/10,可以克服锻造设备吨位不足,采用较小吨位设备生产出大型整体模锻件。

本研究突破钛合金大型整体飞机隔框等温近净形锻造的制坯与成形、特大型高温合金等温锻模具设计与制造等一系列关键技术,充分开发和利用钛合金的

超塑性,应用等温超塑性精密成形技术,在国内率先成功研制出了TA15钛合金大型整体飞机隔框模锻件。

研制成功的TA15钛合金大型整体飞机隔框等温模锻件如图6所示。由图6可看出,整体钛框锻件包容面积为 1.25 m^2 ,实体投影面积为 0.45 m^2 ,尺寸大(最大外廓 $1\,300\text{ mm}$)、腹板薄(10 mm),筋高,形状复杂,尤其锻件局部高度很高(175 mm ,高度差达3倍以上),沿周向体积分布很不均匀,给制坯和模锻成形带来了很大困难,并且高筋薄腹板锻件在出模和热处理时极易产生翘曲变形。



图6 TA15大型整体钛框等温模锻件照片

Fig.6 Photos of isothermal forging of large and whole bulkhead of TA15 alloy

本课题研制成功的大型整体钛框等温模锻件,无折叠、回流、凹陷、穿筋等缺陷,锻件充填饱满,外形清晰,成形质量很好,单面加工余量仅为 $3\sim 4\text{ mm}$ (精锻件质量仅为 57 kg)。锻件流线沿外形分布,显微组织细小均匀,室温拉伸、冲击、高温拉伸、

持久、断裂韧性等力学性能优异,全部一次性满足11-CL-059C技术标准的要求(见表2),锻件质量明显优于普通模锻件的。

与普通整体模锻件相比,等温精锻件质量减少约64%(单件质量减少约 100 kg),机加工量减少70%以上;与原六段组合框锻件相比,整体框锻件质量减少约56%、机加工量减少60%以上、加工周期缩短约5倍,并取消6条焊缝,提高关键承力构件的安全可靠性。节约大量贵重原材料,大大减少数控加工工时,加快批量生产速度,降低制造总成本。该项目研究成果填补国内大型整体复杂钛框等温近净成形技术的空白,使我国等温锻造技术有一个很大跨度的发展,具有国际先进水平。

4 关键转动件的功能梯度化成形

在工程实际中,有些机械零件的工作环境复杂,其不同部位的工作温度高低、载荷大小、应力性质均不同,所以要求的性能也是不同的。如发动机涡轮叶片,由于高温高压气流垂直冲刷叶身部分,要求抗剪切应力高,最好是柱状晶;而叶身根部和榫头部分,因为叶尖的高频振动,要求它具有疲劳抗力高的细晶组织。又如喷气发动机中的涡轮盘和压气机盘在工作状态不同部位存在大的温度梯度和应力梯度,盘体(盘心至盘辐的整体部分)与轴相连,要承受固定在盘缘榫齿上的叶片高速旋转产生的离心拉应力,以及由于沿轮盘半径和厚度方向受热不均匀而产生的热应力,应力较大但温度较低;盘缘与叶片相连,受到叶片旋转产生的离心拉应力、温度应力和叶片振动产生的应力,

表2 TA15合金大型整体钛框等温模锻件的力学性能

Table 2 Mechanical properties of TA15 isothermal die forging

Sampling direction	Room temperature					500 °C		Fracture toughness, $K_{IC}/(\text{MPa}\cdot\text{m}^{1/2})$
	σ_b/MPa	$\sigma_{0.2}/\text{MPa}$	$\delta/\%$	$\Psi/\%$	α_k	σ_b/MPa	τ/h	
T	1 050	960	16	37	53	675	≥ 51	88.6
	1 050	960	14	36	48	715	≥ 51	89.9
L	1 050	945	15	33	55			
	1 050	955	14	34	55			
H	975	895	15	40				
	990	905	18	41				
Technical standard	930-1 130	≥ 855	$\geq 10(\text{T})$ $\geq 8(\text{L})$ $\geq 7(\text{H})$	$\geq 25(\text{T})$ $\geq 20(\text{L})$ $\geq 16(\text{H})$	$\geq 40(\text{T})$ $\geq 30(\text{L})$	$\geq 635(\text{T})$	$\geq 50(\text{T})$	Tested (T-L direction)

受力较小但温度较高。因此, 要求盘体有高的室温拉伸强度、塑性和低周疲劳强度, 而盘缘要求有高的的高温拉伸强度、断裂韧性和蠕变持久强度。生产具有双重组织、双重性能要求的发动机盘件是有重大意义的。并且多性能复合盘也在研制之中。

国内开展双性能压气机盘的研究是在 20 世纪 80 年代末由西工大、北京航材院、安大锻造厂、黎阳发动机公司承担的“七五”和“八五”部级预研课题, 探索出用形变热处理制坯加普通模锻(或等温模锻)的方法制造钛合金双性能盘技术, 并成功锻造出了某发动机 TC11 钛合金双性能压气机盘, 满足技术要求, 达到国外同类产品水平。于 1993 年获国防专利, 1995 年参加国防科工委军口“八五”预研成果展, 1996 年通过航空工业总公司验收, 1996 年通过航空工业总公司的装机评审。同行专家评审认为, 该项技术具有创新性, 填补了国内空白, 处于国际先进水平。

本研究在“七五”、“八五”专利技术的基础上, 于 2009 年研制成功某发动机 TC17 合金双性能整体叶盘(见图 7, $d1\ 000\ \text{mm}$)。经出、入厂解剖检验达到了双重组织、双重性能的设计要求, 盘体部位为网篮组



图 7 TC17 合金双性能整体叶盘等温模锻件

Fig.7 Isothermal forging of TC17 dual property disk

织, 叶片部位为等轴细晶组织(见图 8), 各项力学性能均满足有关标准要求。已投入试制生产和交付使用。

5 结语

在飞机、发动机和航空材料快速发展的推动下, 等温锻造先进制造技术近年来在国内发展较快, 但还

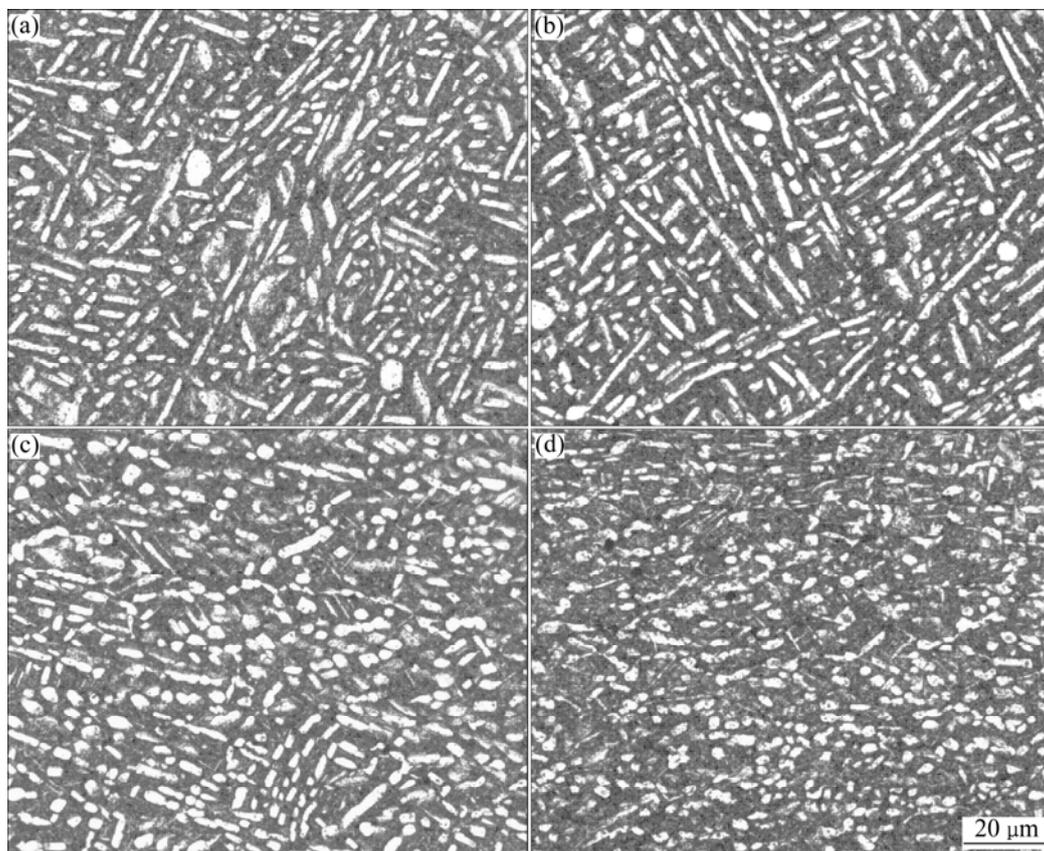


图 8 TC17 合金双性能整体叶盘不同部位的显微组织

Fig.8 Microstructures of different positions of TC17 dual property disk: (a) Hub; (b) Rim; (c) Intermediate zone; (d) Blade

远远未达到大量推广应用的工业化技术水平, 主要在航空钛锻件、高温合金锻件的生产中得到越来越多的应用。今后应更多地研究开发高温合金模具材料, 开展热模锻造研究, 进一步降低等温锻模具费用; 开展高温模具保护涂层和模具修复技术研究, 提高模具寿命; 研究开发高应变速率超塑性, 提高等温锻造生产效率; 开展真空或保护气氛下的等温锻造研究, 以适应高温合金、特种新材料在更高温度下的等温成形。另外, 在高温合金模具结构设计、模具精密铸造、机械加工、润滑技术、计算机模拟等方面尚待进一步深入系统研究, 不断完善等温锻造技术, 开发新产品, 加速扩大工程化应用。

致谢

本课题研究得到了国家有关部门制造技术研究项目和 603 所、172 厂、601 所、112 厂、410 厂等课题组单位的大力支持, 在此表示衷心的感谢。

REFERENCES

- [1] SHEN Gang-shun, FURRER D. Manufacturing of aerospace forgings [J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2000, 98: 189-195.
- [2] CORTT C W, GESSINGER G H, SHABAİK A H. Superplastic inothermal forging: A model metal flow study[J]. *Journal of Mechanical Working Technology*, 1997, 1(1): 35-51.
- [3] WILLIAMS J C. Business directions and materials challenges for the aircraft engine industry [J]. *Acta Metallurgica Sinica*, 1996, 9(6): 407-410.
- [4] 郭鸿镇, 姚泽坤, 兰芳, 苏祖武, 王慈校, 魏迎光, 苏梅英. 等温锻造及热处理对 Ti-1023 合金组织性能的影响[J]. *金属学报*, 1999, 35(增刊 1): s441-s444.
GUO Hong-zhen, YAO Ze-kun, LAN Fang, SU Zu-wu, WANG Ci-xiao, GUO Ying-guang, SU Mei-ying. The effect of isothermal forging and heat treatment on microstructure and mechanical properties of Ti-10V-2Fe-3Al alloy[J]. *Acta Metallurgica Sinica*, 1999, 35(supple 1): s441-s444.
- [5] 庞克昌. 钛合金特大型锻件生产的新途径[J]. *宝钢技术*, 2005(5): 66-69.
PANG Ke-chang. A new way of producing oversize titanium alloys forgings [J]. *Baosteel Technology*, 2005(5): 66-69.
- [6] ZHAO Zhang-long, GUO Hong-zhen, CHEN Li, YAO Ze-kun. Superplastic behaviour and microstructure evolution of a fine-grained TA15 titanium alloy [J]. *Rare Metals*, 2009, 28(5): 523-527.
- [7] GUO Hong-zhen, YAO Ze-kun, ZHAO Xue-ying. Research on super-plasticity of near beta titanium alloy Ti-10V-2Fe-3Al [C]// LUTJERING G, ALBRECHT J. *Ti-2003 Titanium Science and Technology*. Germany: WILEY- VCH Verlag GmbH & Co. KGaA, 2004, 1: 603-609.

(编辑 李艳红)