

## TC6 钛合金叶片形变热处理工艺

陆彦良, 吴永斌, 黄联杰, 赵春燕

(中国航发贵州黎阳航空动力有限公司, 贵州 贵阳 550000)

**摘要:** 针对 TC6 钛合金叶片在热处理后发生严重变形的问题, 设计了不同的形变热处理工艺, 对热处理前后叶片叶型关键尺寸变化以及热处理后试样的金相组织和力学性能进行检测, 研究了通过形变热处理工艺控制 TC6 钛合金叶片热处理后变形的可行性。结果表明: 采用“终锻+热处理 ( $900 \sim (T_{\beta}-40) ^{\circ}\text{C}$ , 保温 12~16 min, 终锻, 10 s 内将锻件转移至空气中冷却至室温) → 低温退火 ( $640 ^{\circ}\text{C}$ , 保温 120~130 min, 0.1 MPa 氩气冷却至  $60 ^{\circ}\text{C}$  后空冷)”或“终锻 ( $(T_{\beta}-40) ^{\circ}\text{C}$ , 保温 12~16 min, 终锻) → 热校+热处理 ( $850 \sim 900 ^{\circ}\text{C}$ , 保温 12~16 min, 热校, 10 s 内将锻件转移至空气中冷却至室温) → 低温退火 ( $640 ^{\circ}\text{C}$ , 保温 120~130 min, 0.1 MPa 氩气冷却至  $60 ^{\circ}\text{C}$  后空冷)”的形变热处理工艺, 可降低 60% 以上的 TC6 钛合金叶片的热处理变形量; 在终锻之后的热校正工序中进行形变热处理可获得预期的组织及性能, 能够满足叶片锻件的技术要求; 为满足强度与塑性双重性能指标对叶片锻件形变热处理后的预期组织的要求, 可适当调整形变热处理时的保温温度或保温时间。

**关键词:** TC6 钛合金; 形变; 热处理; 热校; 叶片

**DOI:** 10.13330/j.issn.1000-3940.2024.11.023

**中图分类号:** TG156.93

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1000-3940 (2024) 11-0169-06

## Deformation heat treatment process of TC6 titanium alloy blades

Lu Yanliang, Wu Yongbin, Huang Lianjie, Zhao Chunyan

(The Aviation Power Co., Ltd. of AVIC Guizhou Liyang, Guiyang 550000, China)

**Abstract:** For the problem of serious deformation of TC6 titanium alloy blades after heat treatment, different deformation heat treatment processes were designed. The changes in key dimensions of blade profile before and after heat treatment and the metallographic structure and mechanical properties of samples after heat treatment were tested to study the feasibility of controlling the deformation of TC6 titanium alloy blades after heat treatment through deformation heat treatment process. The results show that adopting the deformation heat treatment process of “final forging + heat treatment ( $900 \sim (T_{\beta}-40) ^{\circ}\text{C}$ , holding for 12–16 min, final forging, and transferring the forgings to air and cooling to room temperature within 10 s) → low temperature annealing ( $640 ^{\circ}\text{C}$ , holding for 120–130 min, cooling to  $60 ^{\circ}\text{C}$  with 0.1 MPa argon gas and then air cooling)” or “final forging ( $(T_{\beta}-40) ^{\circ}\text{C}$ , holding for 12–16 min, final forging) → thermal correction + heat treatment ( $850 \sim 900 ^{\circ}\text{C}$ , holding for 12–16 min, thermal correction, and transferring the forgings to air and cooling to room temperature within 10 s) → low temperature annealing ( $640 ^{\circ}\text{C}$ , holding for 120–130 min, cooling to  $60 ^{\circ}\text{C}$  with 0.1 MPa argon gas and then air cooling)” reduces the heat treatment deformation amount of TC6 titanium alloy blade by more than 60%. Deformation heat treatment in the thermal correction process after final forging obtains the expected microstructure and properties, which meets the technical requirements of blade forgings. Thus, in order to meet the requirements of dual performance indicators of strength and plasticity for the expected microstructure of blade forgings after deformation heat treatment, the holding temperature or time during deformation heat treatment can be appropriately adjusted.

**Key words:** TC6 titanium alloy; deformation; heat treatment; thermal correction; blade

钛合金的密度低, 一般在  $4.51 \text{ g} \cdot \text{cm}^{-3}$  左右, 仅为钢的 60%, 但一些高强度钛合金的强度超过了许多合金结构钢, 因其具有比强度高、刚性好、质

量轻以及抗腐蚀性能好等一系列优点, 被广泛应用于飞机的发动机构件、骨架、蒙皮、紧固件、转动件及起落架等<sup>[1]</sup>。而 TC6 钛合金 (相当于俄罗斯牌号 BT3-1) 是目前应用最广泛的 Ti-Al-Mo-Cr-Fe-Si 系钛合金<sup>[2]</sup>, 为马氏体型  $\alpha+\beta$  两相热强钛合金, 因其为双相钛合金, 相较于近  $\alpha$  单相钛合金, 其叶片在热处理过程中受锻造残余应力释放、自身重力作用、温度变化引起的热效应及组织转变引起的体积

收稿日期: 2024-02-05; 修订日期: 2024-05-15

基金项目: 贵州省专项基金资助项目 (2018036)

作者简介: 陆彦良 (1988-), 男, 学士, 高级工程师

E-mail: wugaoaliang@163.com

效应等综合作用更容易发生变形,成为叶片制造中的一大行业共性难题。

传统的叶片锻造方式为大余量模锻,其热处理过程中主要是通过控制材料相变来获得预期组织,从而使其具有所需性能<sup>[3]</sup>,精密叶型尺寸则通过机械调整加工去除预留余量的方式来获得,但是该加工方式效率较低、刀具损耗大且成本偏高。随着近净成形技术的发展及生产任务对效能提升的需求,叶片及其他重要零部件的锻造方式逐步由传统的大余量锻造演变为小余量锻造甚至为精锻<sup>[4]</sup>,相应的热处理变形逐步成为突出问题。

近年来叶片制造企业逐步将热处理变形预补偿至模具中<sup>[5]</sup>,但是在科研和实际生产过程中,热处理变形量较大且变形不规律给模具预补偿工作带来很大困扰。本项目团队前期通过优化热处理夹具使叶片尽可能竖直悬挂于夹具上以降低叶片自身重力作用<sup>[6]</sup>,并通过增加气流挡板来降低气淬过程中的热应力,均取得了较明显的降低叶片热处理变形的效果<sup>[7]</sup>,但是叶片热处理变形量还是较大,其扭角变化大于 $1^\circ$ 、轮廓变化超过 $0.08\text{ mm}$ (公差范围)、弯曲变化超过 $0.1\text{ mm}$ 。

本文设计并实施了几组不同的形变热处理工艺,并对比分析不同形变热处理工艺对叶片组织、性能及叶型变形的影响,探讨分析形变热处理工艺在控制 TC6 钛合金叶片热处理变形中的可行性。

## 1 试验

### 1.1 试验准备

试验选取某型进口整流 TC6 钛合金叶片为典型试验件,原材料选用宝钛集团有限公司生产的 $\Phi 13\text{ mm}\times 2000\text{ mm}$ 的棒料,其相变温度 $T_{\beta}=973\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,再结晶温度 $T_{\text{再}}=821\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,共投料 60 件叶片及 60 根试样。试验准备阶段的主要工艺路线为:长棒料→下料(短棒料,单件)→顶锻→预锻,其坯料形状变化如图 1 所示,其中顶锻坯料尺寸变化如图 2 所示,需满足锻件充型成形需求<sup>[8]</sup>。

### 1.2 试验分组及试验过程

试验分为 6 组,分别为 S0、S2、S3、S4、S9 和 S10,各组均包括 10 件压扁试棒和 10 件叶片,各试验组的试验参数<sup>[9]</sup>如表 1 所示,其中终锻变形量基本一致,为 $50\%\sim 60\%$ ,热校变形量基本一致,为 $4\%\sim 7\%$ ,终锻及热校前的加热保温时间为 $12\sim 16\text{ min}$ ,终锻及热校的上模温度为 $(190\pm 10)\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、

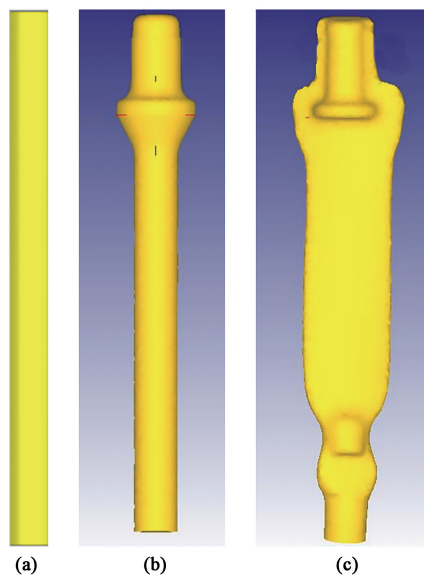


图 1 锻造过程中坯料形状变化示意图

(a) 下料 (b) 顶锻 (c) 预锻

Fig. 1 Schematic diagrams of shape changes for blank during forging process

(a) Blanking (b) Upset forging (c) Pre-forging

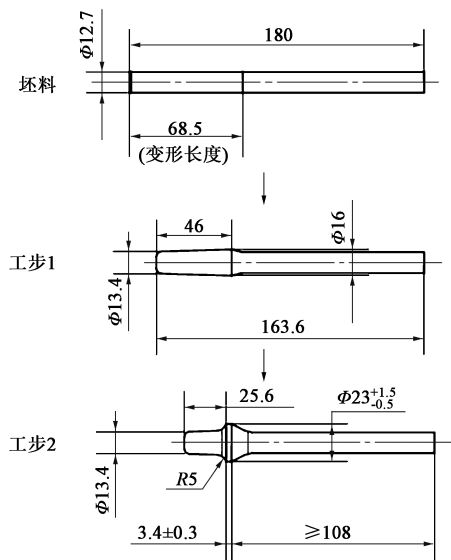


图 2 顶锻工步坯料尺寸变化示意图

Fig. 2 Schematic diagrams of dimension changes for blank in upset forging step

下模温度为 $(220\pm 10)\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

热处理试验分为正常等温退火热处理和形变热处理,其不同组别的热处理工艺曲线如图 3 所示。

热处理前后对所有叶片型面按照 HB5647—1998<sup>[10]</sup>进行尺寸检测,最后按 HB 7726—2002<sup>[11]</sup>的技术要求对叶片进行金相检测,并对随炉压扁试棒进行力学性能检测。

表 1 各试验组的热处理过程及试验参数

Table 1 Heat treatment process and test parameters for each test group

试验组	热处理工艺类型	终锻加热温度/ ℃	终锻转移至 空冷时间/s	热校参数	热校转移至 空冷时间/s	热处理制度
S0	形变热处理	$(T_{\beta}-40) \pm 10$	$\leq 10$	—	—	保温温度： $(640 \pm 10) ^\circ\text{C}$ ， 保温时间：120 ~ 130 min， 冷却方式：充 0.1 MPa 氩气 冷却至 $60 ^\circ\text{C}$ 以下，然后空 冷至室温
S2		$(T_{\beta}-40) \pm 10$	$\leq 10$	850 $^\circ\text{C}$ ，压下 0.1 mm	$\leq 10$	
S3		900	$\leq 10$	—	—	
S4		$(T_{\beta}-40) \pm 10$	$\leq 10$	900 $^\circ\text{C}$ ，压下 0.1 mm	$\leq 10$	
S10		$(T_{\beta}-50) \pm 10$	$\leq 10$	—	—	
S9	正常等温退火 热处理	$(T_{\beta}-40) \pm 10$	$\leq 10$	—	—	升温至 $(880 \pm 10) ^\circ\text{C}$ ，保温 60 ~ 70 min，然后炉冷至 $(640 \pm 10) ^\circ\text{C}$ ，保温 120 ~ 130 min，充 0.1 MPa 氩气 冷却至 $60 ^\circ\text{C}$ 以下，然后空冷 至室温

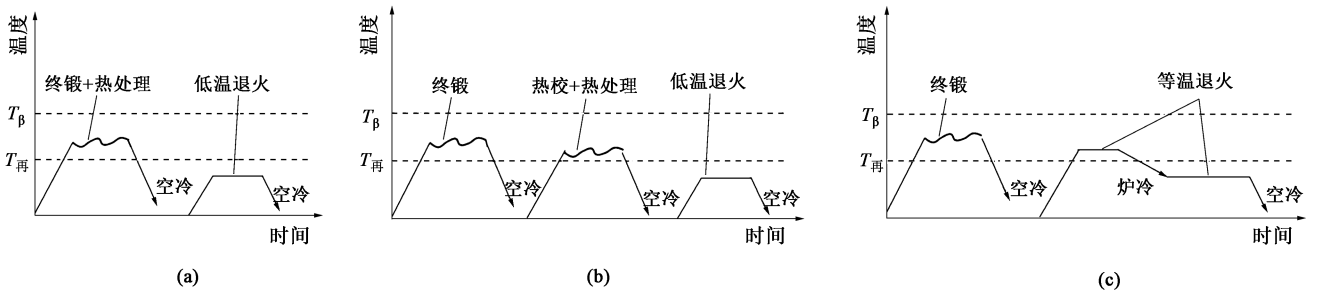


图 3 各试验组的热处理工艺曲线示意图

(a) S0, S3, S10 (b) S2, S4 (c) S9

Fig. 3 Schematic diagrams of heat treatment process curves for each test group

2 结果及分析

2.1 形变热处理对降低 TC6 钛合金叶片热处理变形量的可行性分析

不同热处理工艺对叶片锻件热处理前后变形影响的结果如图 4 所示，其中，设计图规定需检测的 10 个截面如图 4a 所示，截面实际检测叶型与理论叶型对比的线轮廓示意图见图 4b。由图 3、图 4 及表 1 分析可知，采用形变热处理工艺后，叶片盆背轮廓变化最大，为 0.03 mm，弯曲变化最大，为 0.07 mm，扭角变化最大，为 0.2°。相较正常等温退火热处理前后检测的叶型尺寸变化，采用形变热处理工艺减少了高温热处理过程，可使叶片热处理变形量大大降低，盆背轮廓变形量降低 62%，弯曲变形量降低近 90%，扭角变形量降低近 90%。

2.2 形变热处理对 TC6 钛合金叶片基材组织的影响

图 5 为叶片经过不同试验组热处理后的金相组

织，由 S0、S3 和 S10 组的金相组织及工艺参数分析可知，将形变热处理放置在终锻并只进行后续的低温退火热处理时，其组织主要是终锻后的组织形态，即为较拉长的初生  $\alpha$  相+ $\beta$  相，其锻造温度越高，初生  $\alpha$  相相对越大，这是因为有足够的能量驱使初生  $\alpha$  相长大<sup>[12]</sup>。对比 S0、S3、S10 组和 S2、S4 组的金相组织及工艺参数可知，将形变热处理放置在终锻工序之后的热校工序中并进行再结晶温度以下的退火时，在该  $(\alpha+\beta)$  相温度区的热校工艺参数下可促使  $\beta$  相转变，组织中析出一些细小的圆棒状和条状的次生  $\alpha$  相，且热校温度越高，空冷下催生的次生  $\alpha$  相越多，在后续的低温退火过程中次生  $\alpha$  相会弥散更均匀，起到的强化效果更好<sup>[13]</sup>。对比 S2、S4 组和 S9 组的金相组织及工艺参数可知，因热校加热保温时间较短，没有充足的能量驱使初生  $\alpha$  相等轴化和长大以及次生  $\alpha$  相长大，故 S9 组的金相组织中次生  $\alpha$  相稍微长大，而 S2 和 S4 组的金相组织中依旧保留较为细小弥散的次生  $\alpha$  相，起到较好

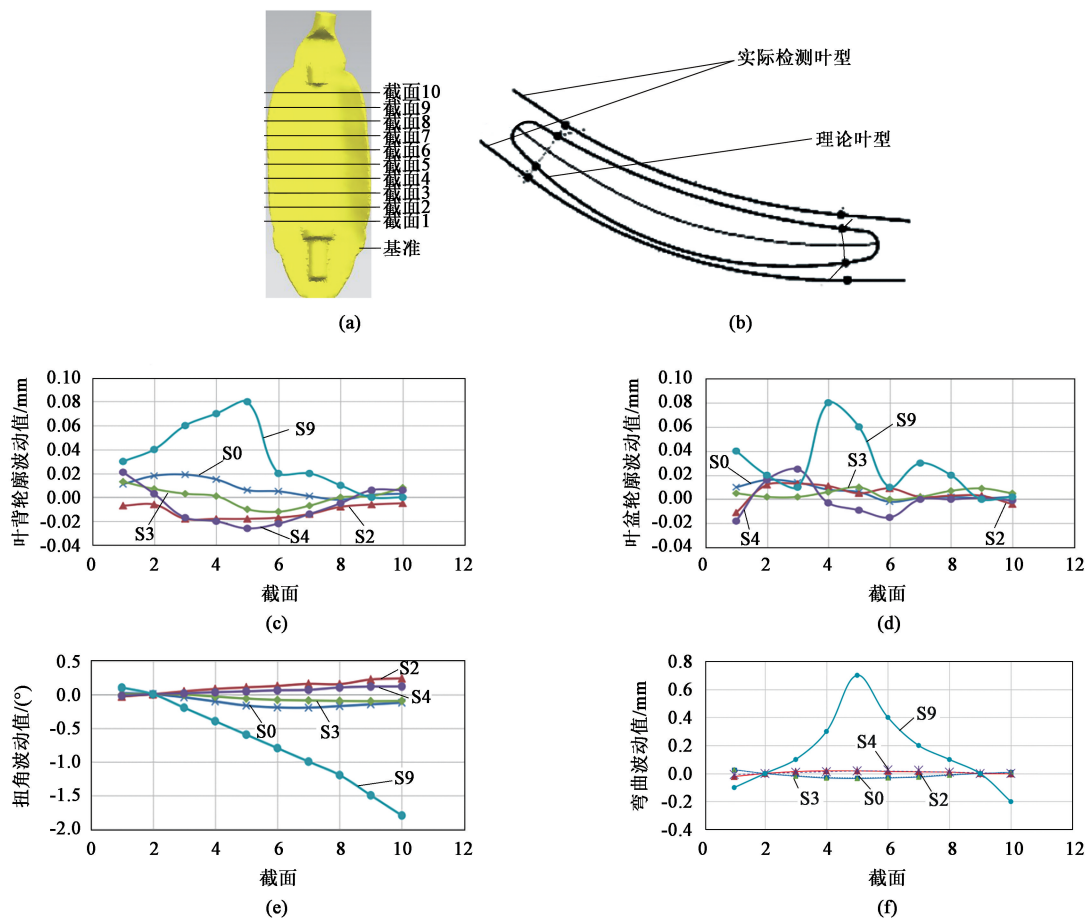


图 4 不同热处理工艺对盆背轮廓、扭角、弯曲的影响

(a) 叶身截面 (b) 叶型线轮廓示意图 (c) 叶背轮廓 (d) 叶盆轮廓 (e) 扭角 (f) 弯曲

Fig. 4 Effect of different heat treatment processes on basin and back contour, torsion angle and bending

(a) Blade sections (b) Schematic diagram for line contour of blade shape (c) Back contour of blade

(d) Back contour of blade (e) Torsion angle (f) Bending

的强化效果。

### 2.3 形变热处理对 TC6 钛合金叶片热处理性能的影响

表 2 为不同试验组热处理后的叶片随炉压扁试棒的室温拉伸及室温冲击力学性能测试结果, 表 3 为不同试验组热处理后的叶片随炉压扁试棒在 400 ℃ 下的高温拉伸及高温持久力学性能检测结果。钛合金的使用性能由组织结构决定, 而组织结构取决于合金的成分、热加工和热处理手段<sup>[14]</sup>。对比 S0、S3、S10 组和 S2、S4 组的金相组织及力学性能可知, 在终锻与低温退火间增加热校工序可使初生  $\alpha$  相稍微长大, 并适当降低其强度以满足 HB 7726—2002<sup>[11]</sup> 中叶片锻件的技术要求。对比 S2、S4 组和 S9 组的金相组织及力学性能可知, 为进一步降低形变热处理的强度, 可适当增加形变热处理的保温时间或适当降低形变热处理的保温温度, 以保留更多的

初生  $\alpha$  相或让初生  $\alpha$  相及次生  $\alpha$  相适当长大。

## 3 结论

(1) 采用“终锻+热处理 ( $900 \sim (T_{\beta} - 40) ^\circ\text{C}$ , 保温 12~16 min, 终锻, 10 s 内将锻件转移至空气中冷却至室温) → 低温退火 ( $640 ^\circ\text{C}$ , 保温 120~130 min, 0.1 MPa 氩气冷却至  $60 ^\circ\text{C}$  后空冷)”或“终锻 ( $(T_{\beta} - 40) ^\circ\text{C}$ , 保温 12~16 min, 终锻) → 热校 + 热处理 ( $850 \sim 900 ^\circ\text{C}$ , 保温 12~16 min, 热校, 10 s 内将锻件转移至空气中冷却至室温) → 低温退火 ( $640 ^\circ\text{C}$ , 保温 120~130 min, 0.1 MPa 氩气冷却至  $60 ^\circ\text{C}$  后空冷)”的形变热处理工艺, 可降低 TC6 钛合金叶片超 60% 的热处理变形量。

(2) 当采用形变热处理工艺时, 应放在终锻之后的热校工序中, 可获得预期组织及性能, 并使其



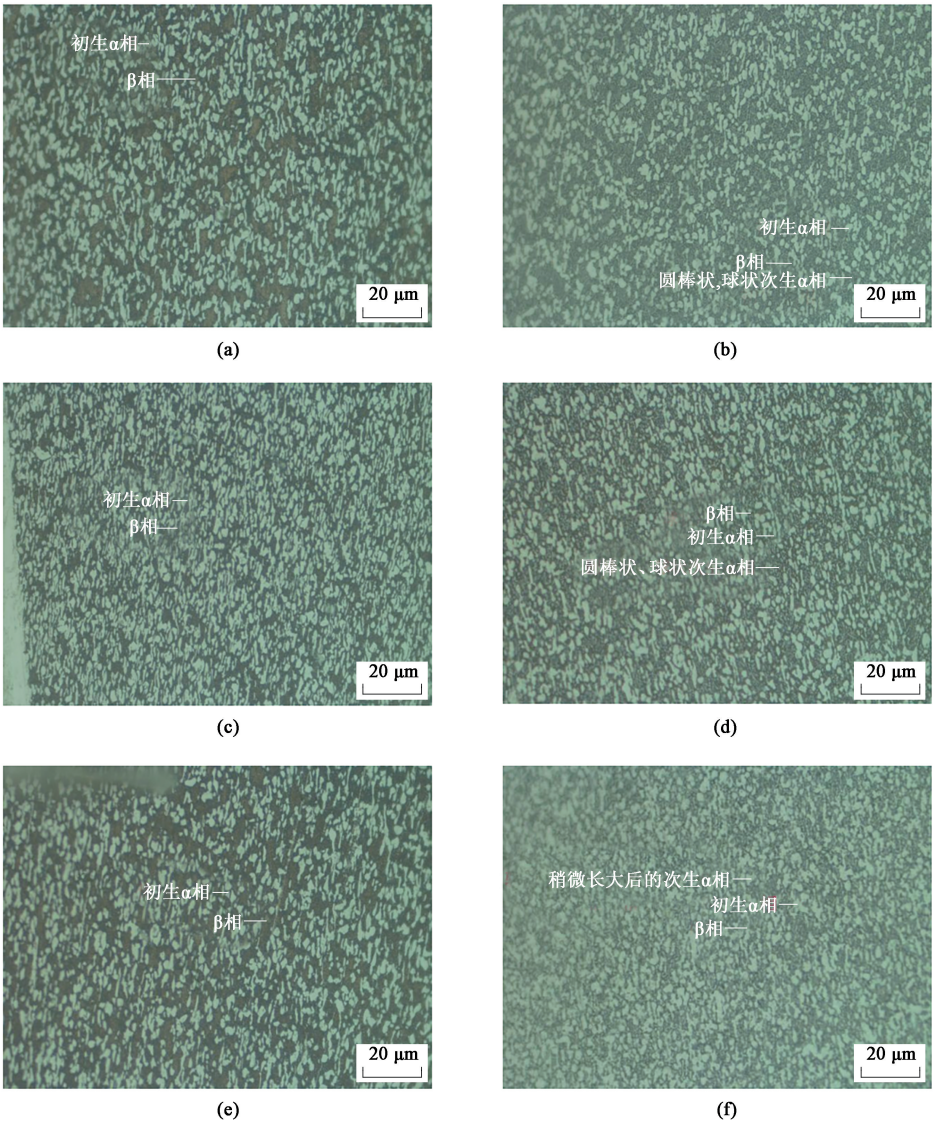


图 5 叶片经过不同试验组热处理工艺后的金相组织  
(a) S0 (b) S2 (c) S3 (d) S4 (e) S10 (f) S9

Fig. 5 Metallographic structures of blades after heat treatment process for different test groups

表 2 各试验组热处理后的室温力学性能

Table 2 Mechanical properties at room temperature after heat treatment for each test group							
试验组	抗拉强度/ MPa	规定塑性延伸 强度/MPa	断后伸长率/%	断面收缩率/%	硬度/HBW	冲击功/(J·cm <sup>-2</sup> )	检测结果
S0	1186	1170	17	53.9	363	67	不合格
S2	1111	1109	18.2	55.0	341	67	合格
S3	1215	1200	17.3	53.9	354	54	不合格
S4	1169	1161	17.8	51.2	354	62	合格
S10	1185	1170	15.3	52.3	359	60	不合格
S9	1035	1032	20.6	54.8	317	77	合格
HB7726— 2002 要求	980~1180	≥840	≥10	≥25	269~363	≥25	—

表 3 各试验组热处理后的 400 ℃力学性能  
Table 3 Mechanical properties at 400 ℃ after heat treatment for each test group

试验组	抗拉强度/MPa	断后伸长率/%	断面收缩率/%	试验力/MPa	持续时间/h	是否断裂	检测结果
S0	872	13.7	59.2	665	101	未断	合格
S2	822	16.8	59.0	665	101	未断	合格
S3	884	12.6	58.2	665	101	未断	合格
S4	872	18.0	56.4	665	101	未断	合格
S10	878	15.6	61.7	665	101	未断	合格
S9	757	21.8	61.5	665	101	未断	合格
HB7726— 2002 要求	≥735	≥12	≥38	665	≥100	—	—

满足叶片锻件技术要求。

(3) 为使叶片锻件通过形变热处理降低热处理变形量，并更好地使叶片锻件在形变热处理之后获得预期组织以满足强度与塑性双重性能指标，可适当调整热校过程中形变热处理的保温温度或保温时间。

参考文献：

[1] 刘静安. 钛合金的特性与用途 [J]. 有色金属加工, 2002, 31 (4): 1-9, 59.  
Liu J A. Properties and applications of titanium alloy [J]. Nonferrous Metals Processing, 2002, 31 (4): 1-9, 59.

[2] 王泽均, 李明强, 李长亮, 等. 航空发动机用 BT3-1 (TC6) 钛合金棒材的试制 [J]. 钛工业进展, 2003 (1): 43-45.  
Wang Z J, Li M Q, Li C L, et al. Trial-production of BT3-1 (TC6) Ti alloy bars for aircraft engines [J]. Titanium Industry Progress, 2003 (1): 43-45.

[3] 顾忠明, 张起, 乔恩利, 等. 热处理工艺对大规格 Ti6246 钛合金棒材组织与性能的影响 [J]. 金属世界, 2024 (4): 54-58.  
Gu Z M, Zhang Q, Qiao E L, et al. Effect of heat treatment process on the microstructure and properties of large-size Ti6246 titanium alloy bar [J]. Metal World, 2024 (4): 54-58.

[4] 裴颖脱. 基于计算机模拟的安全阀阀体多向模锻精密成形工艺 [J]. 锻压技术, 2022, 47 (5): 12-18.  
Pei Y T. Multi-directional die forging precision forming process of safety valve body based on computer simulation [J]. Forging & Stamping Technology, 2022, 47 (5): 12-18.

[5] 姚贵, 张勇, 王利歌, 等. 一种精锻叶片厚度塑性变形补偿方法 [P]. 中国: CN103244195A, 2013-08-14.  
Yao G, Zhang Y, Wang L G, et al. A compensation method for plastic deformation of precision forged blade thickness [P]. China: CN103244195A, 2013-08-14.

[6] 陆彦良, 陈玉珍, 夏玥, 等. 一种用于航空发动机叶片装夹热处理的热具优化方法 [P]. 中国: CN112395742A, 2021-02-23.  
Lu Y L, Chen Y Z, Xia Y, et al. A fixture optimization method for heat treatment of aircraft engine blade clamping [P]. China: CN112395742A, 2021-02-23.

[7] 陆彦良, 胡吉云, 夏玥. 一种用于航空发动机精锻叶片真空热处

理的装夹装置 [P]. 中国: CN112921168A, 2021-06-08.  
Lu Y L, Hu J Y, Xia Y. A clamping device for vacuum heat treatment of precision forged blades in aircraft engines [P]. China: CN112921168A, 2021-06-08.

[8] 王斌, 王琪伟, 宗影影, 等. 5A06 铝合金环形连接框等温模锻坯料设计及工艺验证 [J]. 锻压技术, 2023, 48 (1): 29-45.  
Wang B, Wang Q W, Zong Y Y, et al. Design on isothermal die forging billet for 5A06 aluminum alloy ring connecting frame and process validation [J]. Forging & Stamping Technology, 2023, 48 (1): 29-45.

[9] 陆彦良, 曹敏, 潘柳成, 等. 一种航空发动机 TC6 钛合金叶片锻件制备方法 [P]. 中国: CN117531941A, 2024-02-09.  
Lu Y L, Cao M, Pan L C, et al. A method for preparing TC6 titanium alloy blade forgings for aircraft engines [P]. China: CN117531941A, 2024-02-09.

[10] HB 5647—1998, 叶片叶型的标注、公差与叶身表面粗糙度 [S].  
HB 5647—1998, Labeling, tolerances, and surface roughness of blade profiles [S].

[11] HB 7726—2002, 航空发动机用钛合金叶片精锻件规范 [S].  
HB 7726—2002, Specification for precision forgings of titanium alloy blades for aeroengine [S].

[12] 孙坤, 徐媛, 叶青, 等. 不同原始组织 TC6 钛合金高温变形微结构演化及其力学性能 [J]. 稀有金属材料与工程, 2012, 41 (3): 406-412.  
Sun K, Xu Y, Ye Q, et al. Microstructure evolution and mechanical properties of TC6 alloys with different original microstructures during high temperature deformation [J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2012, 41 (3): 406-412.

[13] 黄帆, 海敏娜, 孙虎代, 等. 热处理对航空紧固件用 TC16 钛合金棒材组织性能的影响 [J]. 金属世界, 2022 (5): 46-50.  
Huang F, Hai M N, Sun H D, et al. Effect of heat treatment on microstructure and properties of TC16 titanium alloy bar [J]. Metal World, 2022 (5): 46-50.

[14] Mustafi L. TC6 钛合金的相变与热变形行为 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.  
Mustafi L. Phase Transformation and Thermal Deformation Behavior of TC6 Titanium Alloy [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016.