

# 600℃ 高温钛合金双性能整体叶盘 锻件制备技术研究进展

## Research Progress in Manufacturing Technology of 600℃ High Temperature Titanium Alloy Dual Property Blisk Forging

蔡建明<sup>1</sup>, 田 丰<sup>2</sup>, 刘 东<sup>3</sup>, 李 娟<sup>1</sup>, 弭光宝<sup>1</sup>, 叶俊青<sup>2</sup>

(1 中国航发北京航空材料研究院 先进钛合金航空科技重点实验室, 北京 100095; 2 贵州安大航空锻造有限责任公司, 贵州 安顺 561005; 3 西北工业大学 材料学院, 西安 710072)

CAI Jian-ming<sup>1</sup>, TIAN Feng<sup>2</sup>, LIU Dong<sup>3</sup>, LI Juan<sup>1</sup>, MI Guang-bao<sup>1</sup>, YE Jun-qing<sup>2</sup>

(1 Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Advanced Titanium Alloys, AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China; 2 Guizhou Anda Aviation Forging Co., Ltd., Anshun 561005, Guizhou, China; 3 School of Materials Science and Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**摘要:** 为了进一步挖掘 600℃ 高温钛合金整体叶盘的性能潜力, 通过材料技术和工艺技术的优化, 创新发展了双性能整体叶盘设计思路及制备技术, 即控制叶片和盘体分别采用最为适合航空发动机实际使用工况要求的组织状态, 实现材料性能和结构设计的融合。在回顾整体叶盘结构发展历程及应用的基础上, 分析先进发动机结构设计由追求均质整体叶盘向双性能整体叶盘转变的原因, 重点介绍 600℃ 高温钛合金 TA29 双性能整体叶盘锻件制备技术的最新研究进展。与分区控温锻造相比, 分区控温热处理更容易实现双重组织的控制, 即叶片获得等轴均匀细小的双态组织, 盘体通过精确可控的  $\beta$  区热处理得到细晶的片层组织, 过渡区的显微组织沿整体叶盘径向平缓变化。最后, 指出 600℃ 高温钛合金双性能整体叶盘应用研究未来拟解决的关键问题, 包括整体叶盘叶片和盘体组织性能精确控制、过渡区位置及尺寸控制、关键服役性能评价与研究等。

**关键词:** 600℃ 高温钛合金; 双性能整体叶盘; 分区控温热处理; 组织控制

**doi:** 10.11868/j.issn.1001-4381.2018.000004

**中图分类号:** TG146.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4381(2018)05-0036-08

**Abstract:** In order to further explore the potential performance of 600℃ high temperature titanium alloy blisk, the design idea and corresponding manufacturing technology of dual property blisk (DP-Blisk) have been innovated by optimizing of material technology and process technology, namely, microstructural control of blade region and disc body are respectively suitable for the actual service condition requirements of aeroengine to integrate material properties and structural design perfectly. Based on reviewing the development process and application of titanium alloy blisk, the reasons for the development from homogeneous blisk to DP-Blisk of structural design in advanced aeroengines were analyzed, the latest research progress in manufacturing technology of 600℃ high temperature titanium alloy TA29 DP-Blisk forging was introduced. Compared with separated region temperature-controlled forging (SRTCF) process, separated region temperature-controlled heat treatment (SRTCHT) process can achieve the expected dual microstructure more easily, that is, the blade region obtains uniform and fine bi-modal structure, and the disc body obtains fine lamellar structure by means of controllable SRTCHT process, the microstructure of transitional region changes gradually along the radial direction of the blisk forging. Finally, key issues need to be solved in the future in application research of DP-Blisk of 600℃ high temperature titanium alloy were proposed, including precise control of microstructure and performance of blade and disc body, position and size control of the transitional region, and key service performance evaluation and research.

**Key words:** 600℃ high temperature titanium alloy; dual property blisk; separated region temperature-controlled heat treatment; microstructural control

现代军用飞机优异作战性能强烈依赖于先进高推重比航空发动机的应用,而发动机日益减重的设计目标需要使用轻质耐高温材料及与之相适应的高效整体结构,结合工艺创新制备了如整体叶盘等轻量化结构,减少零件数量,减轻结构质量,降低零件本身承载应力及对压气机轴等配合件的负荷,从而提高发动机的推重比和使用可靠性。

整体叶盘将叶片、轮盘等零件集成设计为一个整体构件,较之传统的榫齿连接结构,整体叶盘减重约 30%,消除了因连接和装配引起的零件间接触应力,避免了叶片榫头与轮盘榫槽之间因微动磨损疲劳失效的潜在风险,消除了气流在榫头与榫槽间的泄漏,减小了叶片与轮盘转子组件的径向温度梯度,有效降低热机械疲劳风险,改善压气机气动稳定性,提高整体叶盘的使用可靠性<sup>[1]</sup>。因而,在一些新型发动机中将采用整体叶盘作为改善性能的一项重要结构措施。除上述的优势外,整体叶盘因无榫齿连接结构榫头与榫槽连接处的机械阻尼,存在叶片振动问题包括盘体与叶片耦合振动等<sup>[2]</sup>。同一级整体叶盘零件沿径向具有较大的温度梯度和应力梯度,不同区域对材料性能的要求有差异,叶片强调具有高的周疲劳性能,盘体强调具有高的蠕变抗力和损伤容限性能,使得常规的单一合金均质整体叶盘在材料及组织选择时要做出妥协。为了进一步发挥整体叶盘结构材料的性能潜力,叶片和盘体可以采用更适应使用性能要求的合金材料和组织状态,为此创新提出了钛合金双性能整体叶盘的设计思路,改变传统设计所追求的均匀组织,优化了整体叶盘结构和实现性能的最优化。

高压压气机整体叶盘是在高温、高压、高转速特别是快的加减速瞬变造成应力和热负荷高低周交变条件下工作,承受的温度、应力、环境极其复杂和苛刻<sup>[3]</sup>,要求材料在 350~600℃范围内具有高的比强度、比模量、蠕变、疲劳和断裂等性能,且随着使用温度的提高,愈加强调蠕变与疲劳性能及两者的交互作用,即保载疲劳<sup>[4]</sup>。然而,钛合金在 600℃以上的蠕变与抗氧化性急剧下降,已难以胜任发动机苛刻的使用要求<sup>[5]</sup>,600℃被认为是传统固溶强化型钛合金的“热障”温度,国际上典型的 600℃高温钛合金有英国的 IMI834,美国的 Ti-1100,俄罗斯的 BT18y 与 BT36,中国的 TA29<sup>[6-7]</sup>与 TA33<sup>[8]</sup>。国际上 600℃高温钛合金的研究和应用以 IMI834 最为成熟,应用于 EJ200 高压压气机第 3 级整体叶盘、F119 高压压气机后机匣、PW150 和 PW300 压气机离心叶轮、TRENT 系列发动机高压压气机转子(轮盘、鼓筒及后轴用电子束焊接成整体转子)等<sup>[9]</sup>。

本文在回顾整体叶盘结构发展历程及应用的基础上,以 600℃高温钛合金 TA29 双性能整体叶盘锻件制备技术为例,重点分析分区控温锻造(SRTCF)法和分区控温热处理(SRTCHT)法等工艺对组织性能控制的最新研究进展。

## 1 整体叶盘结构的发展与应用

整体叶盘结构的设计始于 20 世纪 60 年代,早期主要应用于涡轴发动机压气机结构,将轴流式压气机转子的叶片、盘、轴做成一体,采用数控铣削加工成零件<sup>[10]</sup>。目前,一些小型的发动机如 PW300 和 PW500,其轴流式压气机广泛采用了钛合金整体叶盘结构。基于小型发动机上的成功应用,整体叶盘结构逐渐应用于大型发动机的风扇和压气机,并采用两种主导制造方法:第一,采用数控铣削或电化学加工方法从锻件上直接加工成零件,多用于叶片尺寸较小的压气机整体叶盘;第二,叶片与盘单独制造并采用线性摩擦焊连接成整体叶盘,用于叶片尺寸较大的风扇整体叶盘。

整体叶盘是国外第三代航空发动机如 F414, F110, F100 和第四代发动机如 EJ200, F119, F135 采用的典型结构,其温度相对较低的风扇和高压压气机前段一般选用钛合金材料。F414 发动机风扇第 2 级和第 3 级采用宽弦叶片的 Ti-17 钛合金整体叶盘,利用电化学加工方法加工,与数控铣削方法相比,加工时间可减少约 85%,还可避免产生加工残余应力。将两个整体叶盘零件焊接在一起形成整体转子,使风扇转子比原型的 F404 发动机(推重比约 7.5)减轻 20.43kg,并可以避免螺栓连接方式带来的整体叶盘螺栓孔或螺栓疲劳断裂的潜在危害<sup>[11]</sup>;高压压气机前 3 级采用整体叶盘,其中第 1 级和第 2 级采用 Ti-17 钛合金且焊成一体;F414 将几个整体叶盘串起焊成一体的设计,显著减小转子质量,推重比达到 9.1。1995 年,GE 公司改进 F110-GE-129 为 F110-GE-129G 时,风扇采用了宽弦叶片与整体叶盘结构。同时期,PW 公司改进 F100-PW-229 为 F100-PW-229A 时,将 3 级风扇叶片改为宽弦设计,后两级风扇转子采用整体叶盘,第 1 级仍用常规的榫齿连接结构。EJ200 发动机从最初的验证机到生产型,验证机风扇最初只在第 3 级采用电子束焊接的整体叶盘,后来第 2 级和第 1 级亦采用了整体叶盘;2000 年开始,RR 与 MTU 合作,用线性摩擦焊制造第 1~3 级风扇整体叶盘<sup>[12]</sup>;高压压气机结构做了较大改进,由验证机的 5 级全榫齿结构改为原型机的第 3 级采用 IMI834 整体叶盘,其余 4 级仍为榫齿结构;到了生产型,改为第 1~3 级采用整体叶盘,后两

级为榫齿结构;到最终定型时,改为5级全部整体叶盘结构<sup>[1]</sup>。F119发动机3级风扇和6级高压压气机转子全部采用整体叶盘结构,第1级风扇叶片采用超塑成形和扩散连接方法制成的空心结构,用线性摩擦焊将空心叶片焊接到盘上形成整体叶盘。F135发动机由F119派生而来,其3级风扇和6级高压压气机(前两级用钛合金,后4级用镍基高温合金)全部采用整体叶盘;两级对转轴流式升力风扇系统采用RR公司设计制造的整体叶盘,用线性摩擦焊将空心结构叶片焊接到盘上形成整体叶盘。将几级整体叶盘焊接在一起形成整体转子,可以进一步提高结构完整性和工作效率,并允许叶片弦长做得更大,增强了抗外物损伤能力和抗疲劳性能,提高了失速裕度<sup>[13]</sup>。随着整体叶盘结构设计和加工能力的提升及工程应用经验的积累,其在发动机中的应用技术不断发展成熟。

基于整体叶盘结构在军用发动机上的成功应用,将这一结构也逐渐应用于商用发动机,并取得良好的使用效果,如TRENT XWB发动机中压压气机采用Ti-6246钛合金整体叶盘;GENx发动机高压压气机第1级、第3级和第5级采用整体叶盘;PW1000G发动机3级风扇均采用整体叶盘,高压压气机除第8级转子叶片装在轮盘环形燕尾槽外,其余7级均采用整体叶盘<sup>[14]</sup>。当前,随着整体叶盘叶片增材制造修复技术的发展和日趋成熟,修复后的叶片强度与原叶片相当,使整体叶盘焕发了新的生命力<sup>[15]</sup>。

## 2 钛合金双性能整体叶盘的设计思路及制造方法

### 2.1 双性能的设计思路与实践

航空发动机盘件的双性能设计思路首先在高温合金涡轮盘上得到发展与实践。涡轮盘的盘辐工作温度相对较低,细晶组织更符合盘辐高的屈服强度和低周疲劳性能要求;盘缘温度相对较高,粗晶组织具有高的蠕变和损伤容限性能,适应榫槽可能出现的微裂纹<sup>[16]</sup>。在单一合金双组织涡轮盘基础上,又发展了双合金涡轮盘,盘辐和盘缘采用不同的合金材料,美国IHPTET计划验证了双合金涡轮盘,盘缘用IN100合金,具有优良的抗冲击损伤能力,盘辐用AF2-DA1镍基粉末合金制造,能承受更高的拉应力作用<sup>[17]</sup>。双合金涡轮盘存在三大不足:第一,异种合金的连接界面可能是一个“弱”区域;第二,异种合金弹性模量的差异导致界面上有较大的热应力;第三,采用同一种热处理工艺会妥协两种合金的力学性能<sup>[18]</sup>。

GE公司于1994年采用盘缘加热和盘辐绝热内

封,通过气冷盘辐形成温度梯度的方法制备双性能涡轮盘,盘辐得到等轴细晶组织,盘缘为粗大再结晶组织,以适应更高温度对高蠕变强度的要求,成功获得双重组织<sup>[19]</sup>,2002年该项技术再次升级<sup>[20]</sup>。PW公司于1997年采用双重组织热处理工艺(Dual Microstructure Heat Treatment, DMHT)制造了IN100双性能粉末涡轮盘,即将盘辐封入绝热箱并依靠导热块吸热,盘缘置于热处理炉内加热,沿盘体径向产生可控的温度梯度<sup>[21]</sup>,盘辐温度低于盘缘,通过控制热处理温度与 $\gamma'$ 相溶解温度的差值,使盘缘晶粒长大(约 $30\sim 80\mu\text{m}$ , ASTM E112的5~7级),盘辐保持细晶(约 $10\mu\text{m}$ , ASTM E112的11~12级),并成功应用于F119发动机<sup>[22]</sup>。DMHT要求有特殊的电气和软件控制系统,工艺装置的设计与制造是技术核心,关键在于能否在盘辐和盘缘之间形成精确的温度梯度。尽管工艺概念简单,但实际操作需要对时间和温度的动态变化有非常精确的掌控,尤其是热处理后要在限定时间内进行淬火处理,操作难度大。此外,每制造一种材料和一种尺寸的双性能涡轮盘,要专门设计制造与之相匹配的导热块,导致生产成本高。

### 2.2 钛合金整体叶盘从追求均质向双性能的变化

航空发动机整体叶盘工作时在温度相关(热疲劳、热机械疲劳)、时间相关(蠕变、保载疲劳)和速率相关(拉伸)载荷的共同作用下,呈现的力学行为复杂,且存在各类损伤的耦合<sup>[3]</sup>。整体叶盘不同部位工作状况差异大,叶片主要承受高频低幅的振动应力作用,高周疲劳性能是影响叶片使用可靠性的第一要素;盘体承受大的离心应力和热应力的作用,并考虑到高温长时工作时叶片与机匣之间始终需保持较小的叶尖间隙,因此,低周疲劳和蠕变性能是保证盘体使用可靠性的第一要素,并应考虑盘体的损伤容限性能。

传统钛合金转子的榫齿连接结构,叶片和盘分开制造,可以灵活选用不同材料或同一材料不同组织状态,叶片采用 $\alpha+\beta$ 区变形和 $\alpha+\beta$ 区热处理得到的细小双态组织,获得高的强度、塑性和高周疲劳强度;盘采用 $\beta$ 区加工( $\beta$ 锻或 $\beta$ 热处理)得到网篮组织或片层组织,获得高温蠕变、低周疲劳及损伤容限性能的最佳组合。整体叶盘零件将叶片、盘等做成一个整体构件,单一合金/单一组织状态的整体叶盘在合金材料和显微组织的选择上要做出妥协,采用同一种组织状态,往往难以满足叶片和盘不同的受力和受热条件要求,在一定程度上各自损失了一些性能<sup>[2]</sup>。为了挖掘整体叶盘的性能潜力,发展了双性能整体叶盘技术,突破传统热加工技术追求均一组织的惯性思维,根据叶片和盘的实际使用工况,选用恰当的合金材料及组织状态,实

现不同部位采用不同热处理工艺的精细控制,达到构件整体性能的最优化<sup>[16]</sup>。此外,为了避免单一合金整体叶盘只能选择同一种材料的限制,提出了双合金整体叶盘的概念,叶片与盘体选择不同的合金材料,更具灵活性。双合金整体叶盘也可以认为是对常规单一合金双性能整体叶盘的一种变化。

### 2.3 钛合金双性能整体叶盘制造方法

钛合金双性能整体叶盘(含双性能盘)一般采用同一种合金,其制造方法主要有锻造法、热处理法和焊接法。锻造法<sup>[23-24]</sup>首先通过  $\beta$  热处理或  $\beta$  锻制备一个钛合金预制坯,随后在  $\alpha+\beta$  区对预制坯选定部分进行锻造变形,促使初生  $\alpha$  等轴化,其余部分不进行有效变形,因变形量不充分导致初生  $\alpha$  等轴化程度不够,基本保留原始的片层  $\alpha$  形态。曾经提出过差温锻造的思路,即锻造前锻坯不同部位采用不同的加热温度,这在理论上是可行的,但实际操作却难以实现加热温度的精确控制。

根据某一特定形状和尺寸的整体叶盘锻件,分区控温热处理法设计和采用一套较为复杂的局部包覆强制冷却装置,将盘体置于炉膛通过电炉辐射加热,叶片区域放置水冷或其他强制冷却装置,通过改变循环水或其他冷却介质流动速率实现温度梯度的精确控制,实现双性能整体叶盘的制造,工艺参数可控性强。

美国哥伦比亚空军材料实验室采用焊接法制备了 Ti-6242 钛合金双性能盘。焊接法亦可实现异种材料的连接,如西北工业大学对 TC11 与  $\text{Ti}_3\text{Al}$  或  $\text{Ti}_2\text{AlNb}$  双合金的电子束焊接构件进行等温锻造,使异种合金熔焊接头铸造组织改变成变形组织,并锻合焊接气孔,提高焊接接头的抗拉强度<sup>[25-26]</sup>。焊接法的最大问题是连接区域往往会成为整个构件的薄弱环节,这对于强调高可靠性和长寿命的航空发动机高速转动部件来说是个重要隐患,随着叶片与盘零件焊接技术的发展与不断成熟,如采用线性摩擦焊等方法逐步解决技术难题,线性摩擦焊在双性能整体叶盘的制造与修复方面具有较大技术优势。

德国 MTU 公司开发和验证了双材料钛合金线性摩擦焊整体叶盘(Dual Material Titanium Alloy Linear Friction Welded Blisk, DUTIFRISK)项目<sup>[27]</sup>,将不同合金、不同组织状态的叶片和盘采用线性摩擦焊方法连接,盘采用高强高断裂韧度的 Ti-6246 或 Ti-17(网篮组织),叶片采用高强的 Ti-6246, Ti-6242 或 Ti-6Al-4V(双态组织或片层组织),使得叶片和盘的材料与组织状态选择更适应整体叶盘实际工况,对各项力学性能有更针对性的特定要求,提高整体叶盘零件的疲劳性能和使用可靠性。MTU 公司计划在下一代发动机上使用双合金整体叶盘技术。

随着增材制造技术的发展和不断成熟,逐渐将这一技术应用到整体叶盘叶片的修复<sup>[28]</sup>,甚至直接在盘体上增材生长出叶片,通过同轴送粉激光熔覆方法,在钛合金盘体边缘预先加工出凸台,逐层堆积成钛合金叶片。

### 3 600℃ 高温钛合金双性能整体叶盘锻件制备技术及组织控制

近  $\alpha$  型 600℃ 高温钛合金具有优异的热强性,适用于先进航空发动机高压压气机 500~600℃ 以下高温段的部件,最具标志性的应用对象是整体叶盘。采用复杂及恰如其分的合金化保证合金关键力学性能外,合适的性能匹配还需通过合理控制显微组织才能得以充分发挥。组织状态对 600℃ 高温钛合金力学性能的影响显著,细小的双态组织具有最佳的高周疲劳性能、强度和塑性,符合叶片使用工况要求;细小的片层组织具有最佳的高温蠕变抗力和损伤容限性能,符合盘体使用工况要求。如果将 600℃ 高温钛合金整体叶盘的叶片和盘体分别获得细小的双态组织与片层组织,就可以尽量发挥材料不同组织状态的优势,也有助于发动机结构的设计优化,更好地满足航空发动机长寿命和高可靠性的使用要求。以 600℃ 高温钛合金 TA29(名义成分为 Ti-5.8Al-4Sn-4Zr-0.7Nb-1.5Ta-0.4Si-0.06C)双性能整体叶盘锻件为例,对比分析分区控温锻造和分区控温热处理的优缺点、可行性及组织性能的影响。

#### 3.1 分区控温锻造法工艺实验

选择某型发动机高压压气机整体叶盘锻件为试制对象。为了实现 TA29 钛合金双性能整体叶盘锻件的双重组织,设计采用两火锻造成形,第一火在  $\beta$  区锻造变形得到片层组织,根据整体叶盘成形过程数值模拟的研究结果,优化设计了预成形坯料的形状和尺寸,见图 1(a),叶片区呈哑铃状;第二火在  $\alpha+\beta$  区进行模锻成形,为避免产生折叠,模锻前坯料表面涂覆玻璃润滑剂以促进顺畅成形,等效应变分布见图 1(b)。盘体区等效应变小于 0.3,保证盘体保留片层组织形态。叶片 1 区的等效应变为 0.5~0.75,2 区等效应变为 0.75~1,4 区等效应变最大,最大为 1.8,以促进  $\alpha$  相的扭折和等轴化。过渡区大部分区域等效应变在 0.4~1 之间,3 区等效应变稍大,在 1.25~1.5 之间,组织形态介于片层组织与等轴组织的过渡状态。大变形的叶片区宽度约 82mm,小变形的盘体区宽度约 175mm,过渡区宽度约 32mm。采用分区控温锻造法制备的 TA29 钛合金双性能整体叶盘锻件见图 2,锻件采用  $\alpha+\beta$  区固溶时效处理。

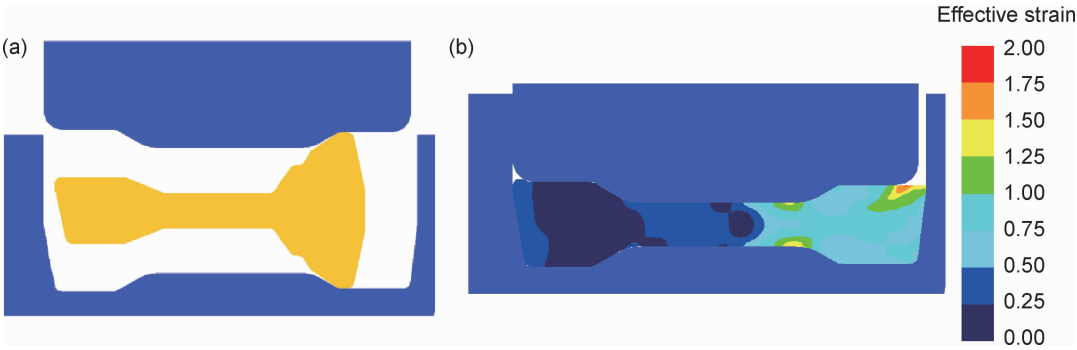


图 1 分区控温锻造法制备 TA29 钛合金双性能整体叶盘的预制坯(a)及锻件等效应变分布(b)  
Fig.1 Preformed stock (a) and equivalent strain distribution (b) of TA29 titanium alloy  
DP-Blisk forging by means of SRTCF



图 2 TA29 钛合金双性能整体叶盘锻件  
Fig.2 TA29 titanium alloy DP-Blisk forging

图 3 为分区控温锻造法制备的 TA29 钛合金双性能整体叶盘叶片和盘体对应的显微组织,叶片为扭曲条状初生  $\alpha$  的双态组织,初生  $\alpha$  未能很好地球化,盘体组织中的初生  $\alpha$  全部保留平直状。经过一个火次单一方向的  $\alpha+\beta$  区锻造变形,尽管有效应变较大并经固溶时效处理,叶片区原始片状组织不能完全转化为等轴组织,得到的扭曲  $\alpha$  组织具有明显的方向性排列,而且残留原始  $\beta$  晶界痕迹。分区控温锻造法制备的 TA29 钛合金双性能整体叶盘锻件叶片和盘体典型力学性能见表1,叶片与盘的性能相比较,盘体具有更好的高温

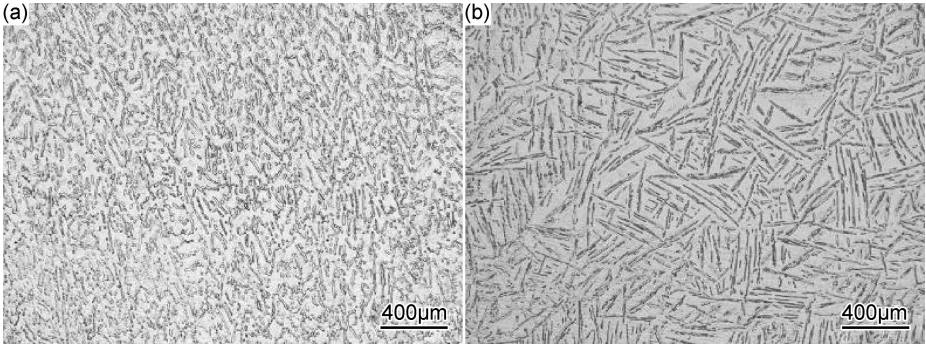


图 3 分区控温锻造法制备 TA29 双性能整体叶盘锻件显微组织 (a)叶片区;(b)盘体区  
Fig.3 Microstructures of TA29 titanium alloy DP-Blisk forging by means of SRTCF (a)blade region;(b)disc region

表 1 分区控温锻造法制备 TA29 钛合金双性能整体叶盘锻件典型力学性能

Table 1 Typical mechanical properties of TA29 titanium alloy DP-Blisk forging by means of SRTCF

Region	Room temperature tensile				600℃ tensile				600℃/160MPa/100h	Room temperature fracture
	$\sigma_b$ /MPa	$\sigma_{0.2}$ /MPa	$\delta_5$ /%	$\psi$ /%	$\sigma_b$ /MPa	$\sigma_{0.2}$ /MPa	$\delta_5$ /%	$\psi$ /%	creep strain $\epsilon_p$ /%	toughness $K_{IC}/(MPa \cdot m^{1/2})$
Blade	1020	940	9.5	15.5	645	515	13	23.5	0.115	45
Disc	982	892	8.2	13.8	640	510	11	24.0	0.039	55

蠕变抗力和断裂韧度,抗拉强度和塑性略低;叶片的抗拉强度、塑性略有优势,因叶片区无法得到理想的等轴细晶组织,致使其拉伸塑性、热稳定性和疲劳性能有所损失。

3.2 分区控温热处理法工艺实验

为了改善叶片区初生  $\alpha$  相的球化程度,提出了一种新的制造方法,即分区控温热处理法。针对某 TA29 钛合金整体叶盘锻件的结构特征,设计了一套



分区控温热处理装置,即将整体叶盘锻件叶片区附加空心的风冷套结构,风冷套外壁包覆隔热材料,风冷套内设置压缩空气通风管路,风冷套装置连同锻件一起组装完成后整体进行  $\beta$  区热处理,盘体暴露于炉膛。采用常温的压缩空气对风冷套内的叶片区进行强制冷却,通过调节通风参数控制叶片区的温度,从而沿整体叶盘锻件径向形成较大且稳定的温度梯度,见图 4,叶片和盘体固溶处理温度的差异是获得双重组织整体叶盘的关键。热处理工装上装有负载热电偶,实时记录和监控热处理过程中炉膛和锻件不同位置的温度,并与热处理炉控制箱连接,当风冷套内温度达到设定值,压缩空气阀自动打开进气口并调节进风量,保证风冷套内叶片区的温度始终小于设定值,可以实现自动控制。这种结构的梯度加热控温装置可以在整体叶盘锻

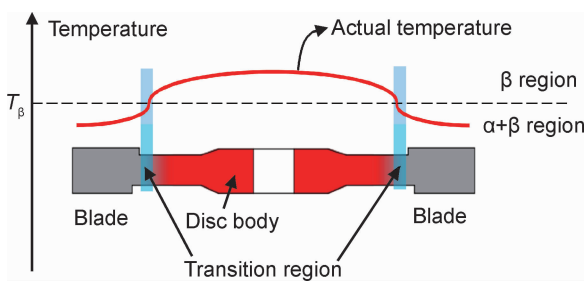


图 4 分区控温热处理时整体叶盘锻件径向温度梯度分布  
Fig. 4 Radial temperature gradient distribution of blisk forging during SRTCHT

件径向形成大于  $150^{\circ}\text{C}$  的温度梯度,过渡区的位置与尺寸通过隔热层和风冷套的厚度进行调控。

实际操作时,将热处理工序置于预先固溶处理和时效处理之间,预先固溶处理一般在  $\alpha+\beta$  区进行,固溶温度的选择依据所要求的初生  $\alpha$  相含量来确定。热处理加热温度根据盘体所需要的组织状态确定,如要得到片层组织,应将加热温度控制在  $\beta$  区。图 5 和图 6 是分区控温热处理法制备的 TA29 双性能整体叶盘锻件典型的径向低倍组织以及锻件叶片、过渡区和盘体的显微组织。可见,叶片保持了  $\alpha+\beta$  区固溶条件下的组织状态,低倍为完全的模糊晶,高倍为双态组织,初生  $\alpha$  含量约 40% (体积分数,下同),说明风冷套内的温度始终低于设定值;盘体低倍为细小的清晰晶,高倍为片层组织,说明热处理时盘体温度落入了  $\beta$  区;过渡区组织是从盘体的片层组织到叶片的

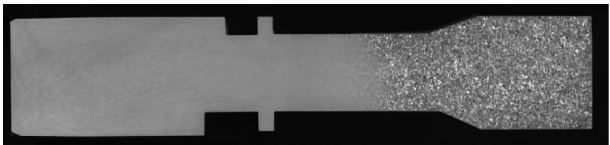


图 5 分区控温热处理法制备的 TA29 双性能整体叶盘锻件径向低倍组织  
Fig. 5 Radial macrostructure of TA29 DP-Blisk forging by means of SRTCHT

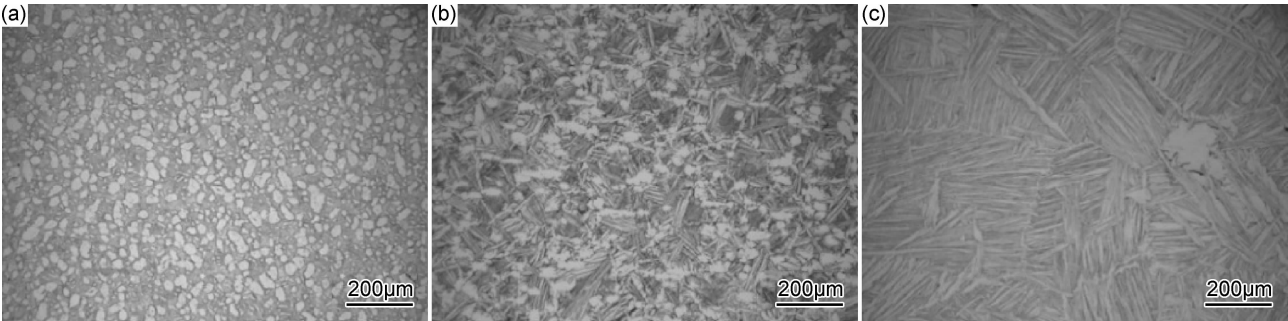


图 6 分区控温热处理法制备 TA29 双性能整体叶盘锻件径向不同位置的显微组织 (a)叶片;(b)过渡区;(c)盘体  
Fig. 6 Microstructures at different regions of TA29 DP-Blisk forging by means of SRTCHT (a)blade;(b)transition region;(c)disc

TA29 钛合金双性能整体叶盘锻件叶片和盘体典型力学性能见表 2,叶片与盘体性能相比较,片层组织

的盘体具有更好的蠕变性能和断裂韧性,更符合大离心应力使用条件对高蠕变抗力和损伤容限性能的要

表 2 分区控温热处理法制备 TA29 双性能整体叶盘锻件典型力学性能  
Table 2 Typical mechanical properties of TA29 DP-Blisk forging by means of SRTCHT

Region	Room temperature tensile				600℃ tensile				Thermal stability*				600℃/160MPa/ 100h creep strain	Room temperature fracture toughness
	$\sigma_b$ / MPa	$\sigma_{0.2}$ / MPa	$\delta_5$ / %	$\psi$ / %	$\sigma_b$ / MPa	$\sigma_{0.2}$ / MPa	$\delta_5$ / %	$\psi$ / %	$\sigma_b$ / MPa	$\sigma_{0.2}$ / MPa	$\delta_5$ / %	$\psi$ / %	$\epsilon_p$ /%	$K_{IC}/(\text{MPa} \cdot \text{m}^{1/2})$
Blade	964	882	13.6	21.0	595	490	14.5	30.5	900	800	10	19.5	0.109	45
Disc	957	853	8.2	15.6	565	490	5.5	22.0	895	800	4	11.0	0.050	65

\* Tensile test at 120℃ with oxidation scale after 600℃/100h thermal exposure

求,但抗拉强度、塑性和热稳定性有所损失;而双态组织的叶片在抗拉强度、塑性、热稳定性、高低周疲劳性能方面有优势,更符合高频振动使用条件的要求。

## 4 未来拟解决的关键问题

为了实现 600℃ 高温钛合金双性能整体叶盘锻件的稳定制造与可靠应用,需根据整体叶盘零件实际服役工况和使用寿命要求,进一步开展深入研究工作,未来重点解决以下方面的关键问题。

### (1) 整体叶盘叶片和盘体组织性能的精确控制

通过调整热机械处理工艺参数可以调控整体叶盘叶片和盘体的力学性能。叶片要求有高的低周疲劳强度,同时兼顾高温蠕变性能,为此,初生  $\alpha$  相含量控制在 10%~30% 最为适宜,固溶温度的精确控制至关重要,实际热处理时须严格控制合金相变点的测试精度、炉温均匀性和保温时间等。盘体通过控制  $\beta$  热处理的加热温度、保温时间及随后的冷却速率,得到细小等轴的  $\beta$  晶粒,晶内为细小的片层组织,从而获得高的蠕变、断裂韧度及抗拉强度,以适应高推重比发动机大应力使用条件对整体叶盘更高的性能设计要求。

### (2) 整体叶盘过渡区位置、尺寸及组织性能控制

整体叶盘是轴对称设计,应保证双性能整体叶盘过渡区位置的同心和等圆,过渡区尺寸适中,为此,工装设计和实际装配时应设置一些定位机构。从整体叶盘的盘体到叶片的过渡区,要求组织是平稳渐过渡,需要研究和掌握过渡区组织形态(包括组织类型、晶粒尺寸、 $\alpha$  相晶体取向)梯度变化对关键力学性能及残余应力场的影响规律和机制。

### (3) 整体叶盘关键服役性能评价与研究

近  $\alpha$  型钛合金具有高的保载敏感性,特别是当显微组织中  $\alpha$  相在微小尺度区域存在集中的晶体取向(即微织构)时,保载敏感性增加。为此,应充分评估在模拟工况条件下整体叶盘片层组织区域的保载疲劳性能,确定保载应力、保载时间、微织构等对疲劳性能的影响规律。阻燃性能是衡量发动机用钛合金使用安全性的关键性能指标之一<sup>[29]</sup>,开展模拟服役气流环境下整体叶盘的阻燃性能研究,揭示显微组织、力学性能与阻燃性能的相关性。

此外,还需开展整体叶盘锻件的水浸超声检测研究,提高检测灵敏度,锻件全部区域得到可靠检测,排除影响使用的内部缺陷;开展整体叶盘表面完整性研究,降低整体叶盘零件如螺栓孔、R 角等结构处的应力集中程度,通过优化和控制机械加工、表面处理等工艺,降低零件内部有害的残余应力,提高抗疲劳性能。

## 5 结束语

钛合金整体叶盘从单一合金单一组织的状态向双性能方向的发展,需要充分融合发动机设计、材料选择和制造技术,对于发动机设计选材和挖掘材料性能潜力等方面打开了新的思路。

制造钛合金双性能整体叶盘锻件的方法有多种,各有优点和不足之处。较之于分区控温锻造工艺,采用分区控温热处理工艺,在叶片与盘体之间更容易形成稳定可控的温度梯度,从而得到所需要的双重组织,而且工艺过程操作相对容易,一致性好。分区控温热处理法改变了传统热处理空间维度温度场均一、时间维度温度变化单一的模式,建立了空间和时间范围内所期望的温度控制。经过数值模拟和工艺实验,不断改进分区控温热处理装置和优化工艺及相应的操作细节,分区控温热处理法可以稳定可靠地制备 600℃ 高温钛合金双性能整体叶盘锻件。叶片区获得细小均匀等轴的双态组织,根据具体服役条件,通过控制预先固溶处理的温度调控等轴初生  $\alpha$  含量,盘体在  $\beta$  区热处理得到细小均匀的片层组织,过渡区组织变化平缓。精确控制双性能整体叶盘叶片、盘体、过渡区的组织与性能,合理布局过渡区的位置和尺寸,掌控保载疲劳、阻燃等服役性能及其影响因素,为钛合金双性能整体叶盘在先进航空发动机上的可靠应用奠定技术基础。

## 参考文献

- [1] 陈光. EJ200 发动机高压压气机结构设计改进[J]. 航空发动机, 2004, 30(2): 1-4.  
CHEN G. Improved design of the EJ200 HP compressor[J]. Aeroengine, 2004, 30(2): 1-4.
- [2] 江和甫, 古远兴, 卿华. 航空发动机的新结构及其强度设计[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(2): 1-4.  
JIANG H F, GU Y X, QING H. New structure and strength design of aeroengine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(2): 1-4.
- [3] 李其汉, 王延荣. 航空发动机结构强度设计问题[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014.  
LI Q H, WANG Y R. The design problem of aero-engine structure strength[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2014.
- [4] BACHE M R. A review of dwell sensitive fatigue in titanium alloys: the role of microstructure, texture and operation conditions[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25: 1079-1087.
- [5] WILLIAMS J C. Alternate materials choices-some challenges to the increased use of Ti alloys[J]. Materials Science and Engineering: A, 1999, 263(2): 107-111.
- [6] 蔡建明, 曹春晓. 新一代 600℃ 高温钛合金材料的合金设计及应用展望[J]. 航空材料学报, 2014, 34(4): 27-36.

- CAI J M, CAO C X. Alloy design and application expectation of a new generation 600℃ high temperature titanium alloy [J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2014, 34(4): 27-36.
- [7] 蔡建明, 弭光宝, 高帆, 等. 航空发动机用先进高温钛合金材料技术研究与进展[J]. *材料工程*, 2016, 44(8): 1-10.
- CAI J M, MI G B, GAO F, et al. Research and development of some advanced high temperature titanium alloys for aero-engine [J]. *Journal of Materials Engineering*, 2016, 44(8): 1-10.
- [8] 王清江, 刘建荣, 杨锐. 高温钛合金的现状与前景[J]. *航空材料学报*, 2014, 34(4): 1-26.
- WANG Q J, LIU J R, YANG R. High temperature titanium alloys: status and perspective[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2014, 34(4): 1-26.
- [9] LÜTJERING G, WILLIAMS J C. *Titanium*[M]. Berlin, Germany: Springer, 2003: 245.
- [10] 黄春峰. 现代航空发动机整体叶盘及其制造技术[J]. *航空制造技术*, 2006(4): 94-100.
- HUANG C F. Modern aeroengine integral blisk and its manufacturing technology[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2006(4): 94-100.
- [11] WILLIAMS J C, STARKE E A. Progress in structural materials for aerospace systems[J]. *Acta Materialia*, 2003, 51: 5775-5799.
- [12] 薛松柏, 张亮, 皋利利, 等. 航空器制造中的焊接技术[J]. *航空制造技术*, 2009(19): 26-29.
- XUE S B, ZHANG L, GAO L L, et al. Welding technology of aircraft manufacturing[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2009(19): 26-29.
- [13] 萨拉瓦纳穆图 H I H, 罗杰斯 G F C, 科恩 H, 等. 燃气涡轮原理[M]. 6版. 北京: 航空工业出版社, 2015.
- SARAVANAMUTTOO H I H, ROGERS G F C, COHEN H, et al. *Gas turbine theory*[M]. 6th ed. Beijing: Aeronautical Industry Press, 2015.
- [14] 李杰, 陈光, 吕跃进. 世界著名商用航空发动机要览[M]. 北京: 航空工业出版社, 2016.
- LI J, CHEN G, LV Y J. The summary of world famous commercial aeroengines[M]. Beijing: Aeronautical Industry Press, 2016.
- [15] NOWOTNY S, SCHAREK S, BEYER E, et al. Laser beam build-up welding: precision in repair, surface cladding, and direct 3D metal deposition[J]. *Journal of Thermal Spray Technology*, 2007, 16(3): 344-348.
- [16] 高峻, 罗皎, 李森泉. 航空发动机双性能盘制造技术与机理的研究进展[J]. *航空材料学报*, 2012, 32(6): 37-43.
- GAO J, LUO J, LI M Q. Advance in manufacture technology and mechanism of aero-engine dual property disk[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2012, 32(6): 37-43.
- [17] 方昌德. 航空发动机的发展研究[M]. 北京: 航空工业出版社, 2009.
- FANG C D. Development research of aero-engine[M]. Beijing: Aeronautical Industry Press, 2009.
- [18] GAYDA J, FURRER D. Dual microstructure heat treatment [J]. *Advanced Materials & Processes*, 2003, 7: 36-40.
- [19] MATHEY G F. Method of making superalloy turbine disks having graded coarse and fine grains; US 5312497[P]. 1994-05-17.
- [20] GANESH S, TOLVERT R C. Differentially heat treated article and apparatus and process for the manufacture thereof; US 6478896B1[P]. 2002-11-12.
- [21] GAYDA J, GABB T P, KANTZOS P T. Heat treatment devices and method of operation thereof to produce dual microstructure superalloy discs; US 6660110B1[P]. 2003-12-09.
- [22] 陈光. 航空发动机结构设计分析[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- CHEN G. Structural design analysis of aero-engine[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006.
- [23] GORMAN M D. Dual-property alpha-beta titanium alloy forgings; US 5795413[P]. 1998-08-18.
- [24] 姚泽坤, 郭鸿镇, 刘建超, 等. 双性能钛合金压气机盘的成形机理[J]. *中国有色金属学报*, 2000, 10(3): 378-382.
- YAO Z K, GUO H Z, LIU J C, et al. Forging mechanism of two-phase Ti-alloy compressor disc with dual-property disk[J]. *The Chinese Journal of Nonferrous Metals*, 2000, 10(3): 378-382.
- [25] 刘莹莹, 姚泽坤, 秦春, 等. Ti<sub>3</sub>Al/TC11 合金焊接界面的高温性能[J]. *稀有金属材料与工程*, 2012, 41(10): 1828-1832.
- LIU Y Y, YAO Z K, QIN C, et al. Elevated temperature properties of the welding interface for Ti<sub>3</sub>Al/TC11 alloy[J]. *Rare Metal Materials and Engineering*, 2012, 41(10): 1828-1832.
- [26] QIN C, YAO Z K, NING Y Q, et al. Hot deformation behavior of TC11/T-22Al-25Nb dual-alloy in isothermal compression[J]. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*, 2015, 25(7): 2195-2205.
- [27] HELM D. Recent titanium research and development in Germany[C]// *Ti-2007 Science and Technology*, 11th World Conference on Titanium. New Osaka: Metallurgy Industry Press, 2007: 5-7.
- [28] 张小伟. 金属增材制造技术在航空发动机领域的应用[J]. *航空动力学报*, 2010, 31(1): 10-16.
- ZHANG X W. Application of metal additive manufacturing in aero-engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 31(1): 10-16.
- [29] 弭光宝, 黄旭, 曹京霞, 等. 航空发动机钛火试验技术研究新进展[J]. *航空材料学报*, 2016, 36(3): 20-26.
- MI G B, HUANG X, CAO J X, et al. Experimental technique of titanium fire in aero-engine[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2016, 36(3): 20-26.

收稿日期: 2018-01-05; 修订日期: 2018-02-05

通讯作者: 弭光宝(1981—), 男, 博士, 高级工程师, 主要从事先进高温钛合金及其纳米复合材料、阻燃性能等方面研究, 联系地址: 北京市 81 信箱 15 分箱(100095), E-mail: miguangbao@163.com