

# 航空发动机构件先进热处理技术

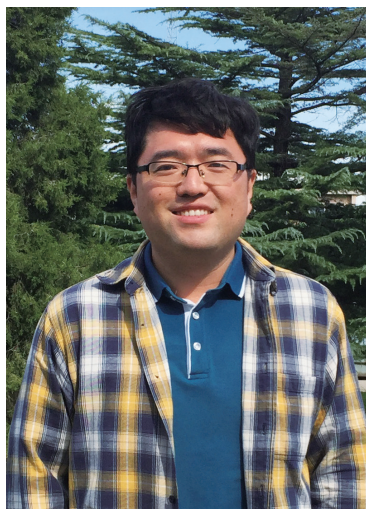
孙 枫,贺瑞军,江志华,王 琳,佟小军,韩 劲,周 舸

(中国航发北京航空材料研究院,北京 100095)

[摘要] 热处理技术是发动机制造领域的基础、共性技术,是构件获得服役性能的关键因素。结合近些年的研究和实践,综述了先进热处理技术的发展现状,对真空热处理、化学热处理、特种热处理技术在叶片、涡轮盘、齿轮、轴承、转子等关键构件制造中的应用进行重点讨论,并对未来我国航空发动机热处理技术的研究工作进行了展望。

关键词:航空发动机构件;真空热处理;化学热处理;特种热处理

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2016.20.030



孙 枫

硕士,高级工程师,2007年至今在北京航空材料研究院从事热处理技术研发工作,获中国航空工业集团公司科学技术奖三等奖1次。

伴随着第三、四代航空飞行器的发展,航空发动机的研制迎来了前所未有的新高度,为适应新型发动机的需要,新材料和新工艺不断的研发和制造,保证构件的高性能、高可靠性和长寿命制造是必然的发展趋势。热处理技术是材料基础、共性的关键技术,同时也是构件获得极限性能的

关键因素、获得极限服役性能的重要途径,既具有很强的理论性,又具有很强的实践性,一直是“材料科学与工程”和“机械制造”两大学科的研究前沿,同时也是发达国家的研究热点,美、德、日等发达国家都有专门的发展路线图和规划,以不断的技术创新,确保其关键构件的领先水平<sup>[1]</sup>。

发动机制造对热处理技术提出越来越严苛的要求,热处理技术自身为满足发展的需要,也在不断地进步,向精密化、复合化、功能化、数字化方向发展,通过对关键构件(特别是构件表层)微观组织结构、应力状态、尺寸精度、变形等关键因素的控制,赋予其满足设计要求的服役性能。本文就航空发动机叶片、涡轮盘、齿轮、轴承、发电机转子等关键构件制造,对先进热处理技术的应用情况进行了介绍和分析。

## 真空热处理技术

真空热处理技术可以使材料脱脂、脱气,有效避免表面污染和氢脆,具有无氧化、无脱碳、无元素贫化的特点,有效提高材料性能,同时还具有自动化、柔性化和清洁热处理等优点。这些优点使得真空热处理技术

在发动机构件制造中广泛应用,并获得迅速发展,是发动机高温合金、单晶合金、功能材料、钛合金、钢材料构件的热处理必选工艺。

真空热处理技术加热过程中的关键技术已经突破,以单晶叶片构件为例,其合金特点对固溶、时效过程的温度窗口、表面贫化、变形控制要求严格,通过炉温均匀性控制( $\leq \pm 5^\circ\text{C}$ )、惰性气体分压等手段解决,同时采用负载温度传感器进行实时监控,保证处理温度的准确、均匀,已形成规范,在产品的生产过程中取得了良好的效果。

目前,冷却过程是真空热处理技术研究的重点,冷却方式可以分为油冷、水冷、气冷或炉冷,其中真空加压气冷的冷却压力氮气最高达 2MPa,氩气最高达 1.2MPa,大大提高了冷却速度,可代替传统的气冷、部分材料的油冷或分级淬火,实现控制冷却,达到合理冷却的目的,因此近些年真空加压气冷技术得到重视和应用。

真空加压气冷技术的核心是冷却速度的控制,这与两个因素有关。首先是设备的冷却能力,包括气体喷嘴的分布、风机的功率、气流的循环

方式、冷却水的温度和压力、冷却气体的种类、冷却气体的压力、卡具的结构、摆放方式、制件的外形尺寸及装炉量等,加热和冷却分开的双室结构冷却室处于室温,比单室结构具备更强的冷却能力,单室真空炉各种压力气冷的冷却速度,其结果如图1所示<sup>[2]</sup>;然后是材料的成分起关键作用,一般规律是碳含量的提升会降低材料淬硬能力,合金元素含量的增加会提高材料的淬硬能力,同时材料截面尺寸越大淬硬能力越低,在现有的设备能力下很多钢材料的临界淬透直径超过了 $\phi 200\text{mm}$ <sup>[3]</sup>。真空加压气冷技术与设备和制件相关性极强,影响因素众多,比常规的真空油淬技术更为复杂,在航空制造中的应用需要切实可靠的数据进行支撑。

图2是单晶叶片不同热处理过程装炉量与真空加压气冷冷却时间的关系,冷却时间的计算方法为从工

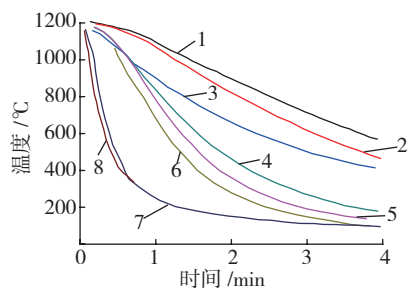
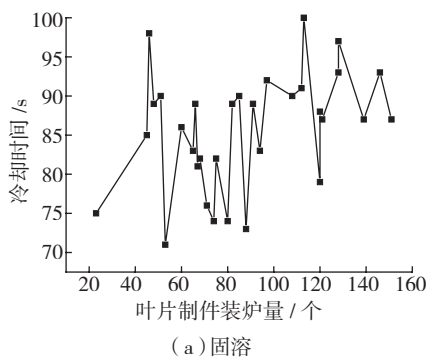


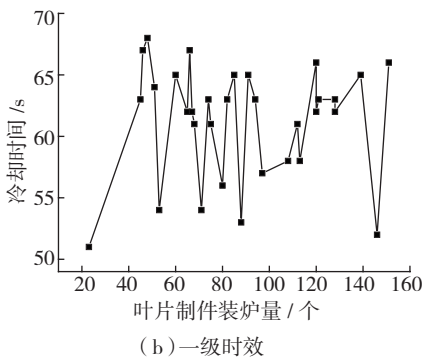
图1 真空加压气冷冷速曲线

Fig.1 Cooling rate of vacuum gas quenching

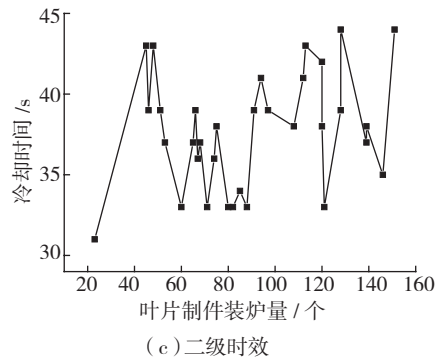
(1-0.05MPa, 2-0.1MPa, 3-静止空气冷, 4-0.2MPa, 5-0.3MPa, 6-0.4MPa, 7-0.5MPa, 8-0.6MPa)



(a) 固溶



(b) 一级时效



(c) 二级时效

艺温度冷至 $100^{\circ}\text{C}$ 。从图2中可以看出,单晶叶片在固溶、一级时效、二级时效的冷却过程中,冷却时间并没有随着装炉量的提高而增加,而是出现了无规律的波动,在相同的工艺条件下叶片实际的冷却速度是不同的,这种现象说明了真空加压气冷技术的复杂性。同时试验结果表明,即使是在同一个叶片构件上,不同部位经过冷却后 $\gamma'$ 相的尺寸也在 $50\sim 70\mu\text{m}$ 间变化,冷速的波动对同炉叶片 $\gamma'$ 相尺寸的影响将会更大,加之设备结构因素,造成同炉不同位置的冷速区别,必然存在工艺控制的危险区,也就是“弱区”,“弱区”内的叶片质量难以保证。“弱区”的影响程度需要进一步的研究来进行表征。

真空加压气冷技术的冷却能力可以满足很多材料的需要,是真空热处理技术研究的重点方向,下一步应结合具体构件的性能要求及变形控制要求进行深入的研究。该技术已经应用于航空下一代轴承的制造,也完全可以满足大尺寸关键齿轮制造的需求,并可有效降低构件的变形,是取代齿轮真空油淬的有效方法。同时针对新一代单晶叶片构件的需要,相应的真空加压双冷速技术和装备的研发工作也正在开展。

## 化学热处理技术

化学热处理技术在航空发动机中的应用主要解决以下3类问题:一是提高高温端制件的抗高温氧化和

抗热腐蚀性能,典型技术叶片的渗铝;二是提高承载能力、功率传递,典型技术是齿轮、轴承的渗碳、渗氮技术;三是提高耐磨损性能,典型技术是钛合金制件的离子渗氮。

### 1 渗铝技术

涡轮发动机由于推重比提高,涡轮前温度随之升高,因而要求构件必须具有抗热冲击、耐高温腐蚀、抗高热交变和复杂应力的能力。渗铝技术是解决叶片抗高温氧化与腐蚀的最好方法,传统的渗铝技术主要有固体渗铝和料浆渗铝两种。但随着发动机涡轮叶片向着提高冷却效率发展,叶片内腔的结构走向精细化和复杂化,传统的固体渗铝法和料浆涂层渗铝法都不能彻底解决内部渗层不均匀和容易堵塞的问题,其盲孔、内腔的渗铝技术成为研究焦点。气相渗铝方法具备温度控制精确,渗层均匀性好,对盲孔、内腔结构有效等优点,已经开始应用<sup>[4]</sup>。

目前,典型的气相渗铝方法是使渗剂中的金属铝生成铝的卤素化合物( $\text{AlCl}_3$ ),经分解还原或置换产生活性高的新生态铝原子,采用惰性气体作为载气,将活性铝原子带到工件表面,在高温下通过吸附渗入构件表层,扩散渗入基体,形成渗铝层。设备结构一般为井式或钟罩式,带有预抽真空泵,预抽真空后在惰性气体保护下加热零件,渗铝的温度一般控制在 $900\sim 980^{\circ}\text{C}$ 。

采用此种方法,在镍基高温合金

图2 单晶叶片不同装炉量与冷却时间关系曲线

Fig.2 Cooling time of single crystal blade with different loads

叶片叶身最高可得到接近 100 $\mu\text{m}$  的渗铝层,但经常出现内腔渗层深浅不均匀、局部无渗层的现象<sup>[5]</sup>。为解决叶片内腔渗层均匀性的问题,航材院开展了很多相关的研究工作予以解决:一是提高渗前叶片内腔的表面质量,改善粗糙度,完善清理、清洗的手段;二是改进工艺方法,采取类似真空渗碳工艺的真空脉冲方式,把工艺过程分解成若干个脉冲段,每个脉冲段由强渗段和扩散段组成,强渗段与常规工艺相同,通过扩散段将内腔和小孔中的残余气体抽走,保证后续强渗过程中新鲜气氛持续补充入内腔中,提高渗层深度和均匀性;三是采用特殊的导风卡具,控制渗铝气氛的走向,将气氛直接导入叶片内腔中。通过以上几方面的调整,目前叶片内腔的渗铝层深度已经达到 40 $\mu\text{m}$  以上,并具有很好的均匀性,满足技术要求。

近些年的研究表明,预先电镀或化学气相沉积铂涂层后,再进行气相渗铝得到铂改性铝层技术,相对于单一渗铝层可进一步提升高温抗氧化和抗热腐蚀性能<sup>[6-9]</sup>,是未来渗铝工艺发展的重要方向。

## 2 复合硬化热处理技术

航空齿轮、轴承的发展史从一定意义上说是一部表层硬化技术的发展史、表层硬度的提高史,热处理对其实现长寿命、高可靠性具有独特的作用。表层硬化技术的典型工艺是渗碳、渗氮、碳氮共渗、氮碳共渗。航空发动机主轴承最早用 AISI52100 钢制造,表面硬度达到 58~62HRC;随着发动机性能提高,主轴承承载和寿命要求提高,改用 M50 钢制造主轴承,硬度达到 62~64HRC,寿命随之提高了 3.2 倍;20 世纪末,又改用 CSS-42L 钢制造主轴承,表面硬度达到超高硬度 68~72HRC,寿命再提高 24 倍,高出 Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> 陶瓷轴承 4 倍<sup>[1]</sup>。

表层硬化技术朝着复合化、深层化和超硬化方向发展,复合硬化热处

理技术也显示出了很强的潜力。目前较为成熟的复合硬化热处理技术是复合渗碳氮技术,复合渗碳氮技术与单一渗碳、渗氮技术及碳氮或氮碳共渗技术有本质区别,它吸收了渗碳和渗氮技术的优点,在具有很深渗碳承载层的基础上,复合以渗氮技术又大幅提高了表面硬度,起到了两全其美的效果。以第二代齿轮轴承钢 M50NiL 的复合硬化热处理技术为例进行说明,该钢的回火温度为 550 $^{\circ}\text{C}$ ,为该技术的应用提供了可行性。首先采用真空渗碳的方法在 M50NiL 材料表面形成 1.5~1.8mm 的渗层,经过真空淬火,多次冰冷回火处理消除其渗层中的残余奥氏体,然后在 500 $^{\circ}\text{C}$  下 60h 的渗氮,形成了 0.2mm 以上的渗氮层。经过以上复合硬化热处理后, M50NiL 钢的表面硬度大幅度提高,可达到 1000HV 以上,高于单一渗氮后的 900HV 和单一渗碳的 750HV,是目前齿轮轴承材料化学硬化热处理后的最高硬度;同时在渗层硬度梯度分布上比单一的渗碳、渗氮技术具有明显优势,在 0.8mm 的深度硬度仍能达到 750HV 以上,3 种工艺的渗层硬度梯度曲线见图 3;在该工艺的基础上进行了接触疲劳试验,并与单一渗碳工艺进行了对比,试验结果见图 4。由图 4 可知, M50NiL 钢采用复合硬化热处理的中值寿命  $L_{10}$  较单一渗碳工艺提高了 6 倍以上,效果显著;图 5 是渗层金相组织,以点状的碳化物和氮化物为主,分布均匀、弥散,这也是提高其接触疲劳寿命的重要原因。

复合硬化热处理技术适用于具有良好中温回火抗性的中等合金含量钢材料,能最大程度地挖掘这类材料的潜力,是下一代航空主轴承硬化热处理的最优方案。

## 3 钛合金离子渗氮技术

钛合金具有密度低、比强度高、耐蚀性好、高温强度高以及较好的蠕变抗力和抗氧化性等优点,在先进航

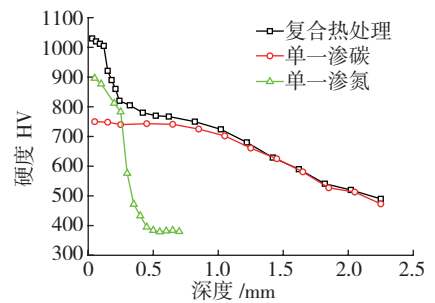


图3 复合热处理与单一渗碳、渗氮渗层硬度梯度曲线

Fig.3 Hardness distribution of combined hardening heat treatment, carburizing and nitriding

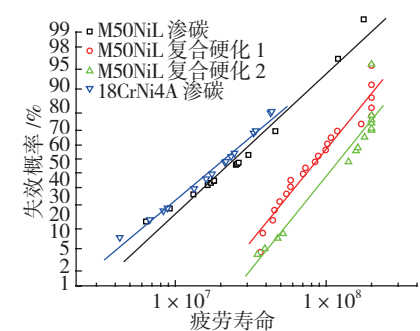


图4 复合热处理与单一渗碳接触疲劳寿命曲线

Fig.4 Contact fatigue life of combined hardening heat treatment and carburizing

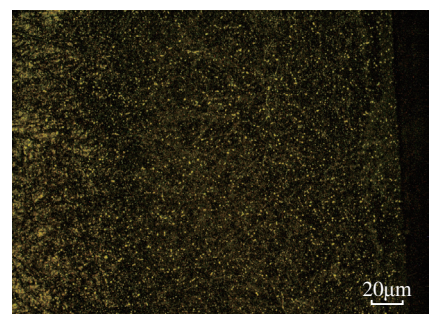


图5 M50NiL钢复合硬化热处理渗层金相组织

Fig.5 Microstructure of M50NiL steel after combined hardening heat treatment

空发动机上的应用越来越广泛。为满足系统减重需要,钛合金正在取代其他材料,同时钛基复合材料和 TiAl 金属间化合物等先进钛合金材料及相关构件的研制也正在开展。但是钛合金缺点和其优点一样明显,由于钛合金硬度低、摩擦系数高、耐磨性差、黏着磨损严重及对磨动损伤敏感,因此限制了其在作为转动构件或

存在微动磨损行为构件中的使用,钛合金轴、叶片等关重构件的应用必须解决其磨损性能不足的问题。

钛合金耐磨性问题有多种解决方案,包括热喷涂、电镀、微弧氧化、离子注入、无氢渗碳、渗氮等,这些方法各有优势,都可以提高钛合金的耐磨性能<sup>[10-15]</sup>。其中钛合金渗氮技术主要包括离子渗氮、气体渗氮和激光渗氮,离子渗氮技术特点是具有表面离子轰击效应,活性高、渗速快,更容易达到较深的渗层,处理后的渗层组织与基体不存在结合力的问题,且表面状态完整,无后续加工及表面缺陷问题,同时对于内腔耐磨需求的构件有技术优势,这些优点使得钛合金离子渗氮技术有望成为发动机钛合金制造中的优选工艺。

钛合金离子渗氮工艺的温度在800~900℃之间,采用的气体一般为氨气、氮气,真空度在200~400Pa之间。典型的钛合金渗氮层组织见图6,其硬度的提升主要来源于表面化合物层中的TiN和Ti<sub>2</sub>N。在900℃下不同时间渗氮(10~50h),表面硬度可达1250HV以上,渗层深度可达80~150μm,其中化合物层厚度从6μm逐渐增加到接近20μm,渗氮层深度及化合物层厚度均随渗氮时间逐步增加。

对钛合金基材及渗氮样品的摩擦磨损痕迹进行形貌测量分析,分别获得了其磨痕的三维模拟视图(图7)及截面磨痕深度和宽度数据<sup>[16]</sup>。结果表明,渗氮后的耐磨性能比基材

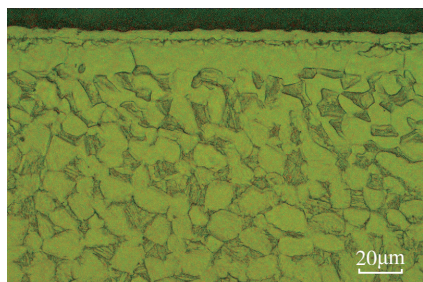


图6 典型的钛合金渗氮层组织金相图片  
Fig.6 Typical microstructure of TC4 alloy after plasma nitriding

提高了一个数量级,钛合金离子渗氮工艺改善耐磨性能效果显著。

我国开展钛合金离子渗氮技术比较早,但由于该技术本身的特殊性和复杂性,一直停留在实验室阶段,工程应用技术研究数据相对匮乏。目前该技术的工程化应用研究集中在两个关键点上:一是渗氮温度的控制,如何在保证有效渗层深度的基础上,降低渗氮温度,把对基体性能的影响降至最低;二是针对钛合金构件的变形,降低渗氮温度、掌握变形规律的同时,还需要采用特殊的卡具设计,严格控制其变形量。目前围绕这两项关键技术正在开展钛合金离子渗氮技术的全面研究。

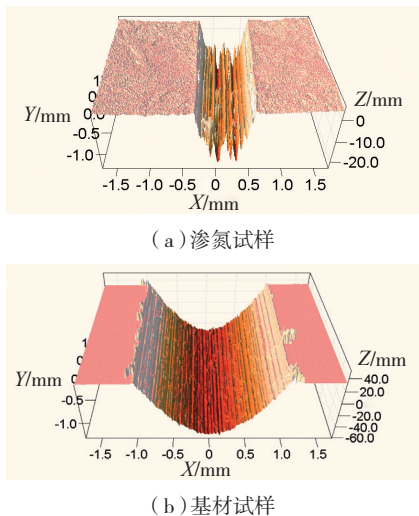


图7 磨痕截面数据

Fig.7 Cross-section of wear trace

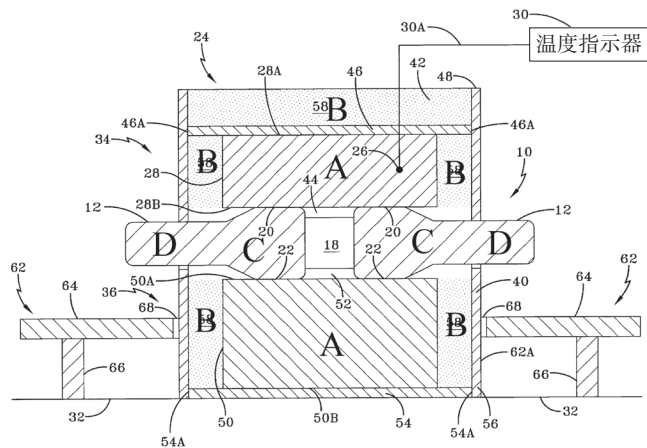


图8 双重组织热处理工艺装置示意图

Fig.8 Cross-sectional view of DMHT device

## 特种热处理技术

特种热处理技术是指针对制件特殊结构要求或性能要求而发展的有别于常规热处理的特殊热处理技术,典型技术如涡轮盘的梯度热处理技术和转子的磁场热处理技术。

### 1 梯度热处理技术

航空发动机用涡轮盘,盘心部位(轮毂)工作温度低,但它相应的要受到涡轮轴的扭转作用,需要细晶组织以保证足够的拉伸强度和疲劳抗力;盘缘部位(轮缘)要承受的工作温度高(因为它接近高温气体通道),所以需要粗晶组织保证足够的持久、蠕变和抗疲劳裂纹扩展性能,这样就要求涡轮盘件的不同区域具有不同晶粒尺寸的显微组织,以获得相应的力学性能,双性能涡轮盘就是具有双晶粒组织(盘心细晶组织、盘缘粗晶组织)的新一代涡轮盘<sup>[17]</sup>。

双性能盘的制备有多种技术途径,包括锻造、喷射成形、扩散连接、热处理等方法,热处理是粉末冶炼高温合金制备的最后一道关键技术,从目前的发展趋势来看,梯度热处理技术是实现涡轮盘双性能的优选工艺。

双性能盘目前采用的梯度热处理工艺称为双重组织热处理工艺(Dual Microstructure Heat Treatment, DMHT),其装置示意图见图8<sup>[18-19]</sup>。

A 部分是储热材料, B 是隔热陶瓷材料, C 部位是涡轮盘轮毂位置, D 部位是涡轮盘轮缘位置。首先通过试验得到材料晶粒尺寸与温度、保温时间的关系数据, 在加热过程中通过储热材料对热量的吸收和隔热材料对热量的阻挡作用, 在轮毂到轮缘之间形成有效的低到高的温度梯度场, 同时为抵消制件内部的热传导作用, 应严格控制升温速率和保温时间, 并通过不同部位的温度传感器进行检测控制, 保证轮毂和轮缘之间的温度差在相应的保温时间内可控, 使轮缘部位的组织晶粒长大, 在同一制件上形成双晶粒组织。

目前, 采用该方法结合温度场模拟技术成功地制备了具备双组织的涡轮盘制件<sup>[17]</sup>, 证实了该工艺的先进性和实用性。

在解决涡轮盘双组织加热问题之后, 为了使盘件固溶后不产生过大的淬火相变组织应力和热应力, 避免盘件在淬火时产生淬裂或变形, 并在允许时间内完成淬火处理成为新的研究重点。美国 Ladish 公司发明了一种自动超冷却设备, 通过复杂的气管、挡板结构设计, 由程序自动控制气体的压力、流速、流向、温度等参数, 可以对涡轮盘不同部位进行精确的冷却, 并辅以冷却温度场、应力场模拟分析, 很好地解决了这一问题, 通过试验验证取得了满意效果。国内目前正在开展相关的研究, 该技术为保证大型复杂结构的粉末高温合金涡轮盘件热处理淬火完整性, 控制盘件淬火残余应力且使盘件达到足够的力学性能奠定了基础<sup>[20-24]</sup>。

## 2 磁场热处理技术

目前, 先进航空发动机均采用多电技术, 多电技术的关键部件是配装在发动机上的启动/发电机 (IS/G)、集成电力装置 (IPU) 以及主动磁悬浮轴承 (AMB), 3 者的核心材料均为结构软磁材料。在多电技术中, IS/G、IPU 和 AMB 均含有转速高

表1 不同热处理工艺下Fe-Co合金的磁性能

温度 /℃	热处理工艺	饱和磁感应强度 $B_s/T$	矫顽力 $H_c/Oe$
720	真空气淬	2.157	565.0
	氢气保护	2.119	576.5
	氢气保护 + 磁场	2.235	373.2
760	真空气淬	2.223	153.6
	氢气保护	2.231	134.2
	氢气保护 + 磁场	2.251	101.9
840	真空气淬	2.277	91.4
	氢气保护	2.285	54.6
	氢气保护 + 磁场	2.304	63.6

达 30000~60000r/min 的磁性转子部件, 要求该制件具有高强度、耐高温和高磁通的综合性能。这些技术的基础核心材料之一就是高强度、高温 Fe-Co 软磁合金。在 Fe-Co 软磁合金转子制造过程中, 采用单一真空热处理的方法矫顽力会超过 240A/m, 转子的矫顽力和电机的磁滞损耗呈正向关系, 过高的矫顽力会导致电机发热甚至短路, 只能通过苛刻地调整热处理温度窗口和工艺参数, 并牺牲部分磁性能, 勉强达到其他技术指标的要求。目前新型号发电机全部采用进口材料, 如何在保证转子磁性能的前提下, 有效地降低矫顽力成为目前的难题, 电机调试依然困难重重。

磁场热处理技术是通过热处理过程中, 对材料或制件施加一定电磁场, 影响材料中的电磁场相关组织在热处理过程能势, 如形核、晶化、晶粒长大过程, 使之在磁场方向上形成一定的织构, 实现磁性能的优化。研究表明, Fe-Co 软磁合金的磁场热处理技术是十分有效的方法<sup>[25-27]</sup>, 同时结合氢气保护和处理温度、降温速率等参数的控制, 和单一真空气淬工艺相比, 氢气保护处理可以明显提升材料的磁性能, 施加磁场后效果更加显著, 在提升饱和磁感应强度的同时, 矫顽力明显降低。表 1 是 Fe-Co 软磁合金经过不同工艺热处理后的磁性能变化<sup>[28]</sup>。采用磁场热处理技术

处理的转子已经进入考核阶段。纳米型、复合型的 Fe-Co 材料是今后发展的代表方向, 磁场热处理仍能起到关键作用<sup>[29]</sup>。

航空发电机转子磁场热处理技术的发展趋势是多极强磁场复合热处理技术。多极强磁场复合热处理技术是在单极磁场复合技术的基础上, 针对转子的多极特征, 通过在热场中形成多极 (4 极、6 极或 8 极等) 对称磁场, 磁场高于 1.0T, 形成沿工作磁路的优化结构组织, 全面提高构件的综合性能, 对于新材料研制和工艺创新具有极高的价值。

## 未来展望

随着航空发动机制造业的发展, 并结合构件制造的需要, 作者认为未来我国先进热处理技术的发展方向如下:

(1) 真空热处理技术向着精密控制方向发展, 真空加压气冷技术应用范围将会进一步扩大, 双冷速冷却技术具有潜力; 化学热处理技术研发难度大, 关键构件上需求迫切, 目前气相渗铝技术是叶片抗高温氧化的首选技术, 复合硬化热处理技术已经进入工程应用阶段, 钛合金离子渗氮技术具有很强的潜力; 梯度热处理技术在双性能涡轮盘进入工程应用阶段, 磁场热处理技术由单极向多极发展, 是提高发电机转子磁性能的

必选技术。

(2) 未来新一代材料的研发企盼新概念热处理。新一代发动机目前发展的趋势将采用高温性能更优、重量更轻的新型材料,如金属间化合物、纤维增强复合材料、高熔点合金、陶瓷结构材料、树脂基复合材料等,热处理在很大程度上决定这些材料的相成分、相结构及界面性能等,需要创新的热处理技术将其提升或转化为工程材料。

(3) 构件结构越来越精细复杂,热处理冷却过程中产生的残余应力,是造成构件畸变的根源之一,复杂构件变形是目前发动机构件制造中的难题之一。亟需开发可以实时控制冷速的冷却方法,并且针对构件不同部位进行精确控制,保证其应力水平。同时应结合计算机仿真及模拟技术,建立相应的数据库和模型,计算热处理过程中畸变、应力状态变化,可有效地优化工艺参数并缩短研发周期。

### 参 考 文 献

[1] 全国热处理学会. 中国热处理与表层改性技术路线图[R]. 金属热处理, 2014.

Chinese Heat Treatment Society. China roadmap of heat treatment & surface modification technology[R]. Heat Treatment of Metals, 2014.

[2] 王广生. 真空热处理技术的发展[J]. 国外金属热处理, 2005, 26(3):1-5.

WANG Guangsheng. Development of vacuum heat treatment technology[J]. Heat Treatment of Metals Abroad, 2005, 26(3):1-5.

[3] 张善庆, 王广生. 真空正气压淬现状和发展趋势[J]. 国外金属热处理, 2005, 26(4):7-10.

ZHANG Shanqing, WANG Guangsheng. Status and development trend and of vacuum gas quenching[J]. Heat Treatment of Metals Abroad, 2005, 26(4):7-10.

[4] 陈亚莉, 刘会刚. 俄罗斯用气相循环法制备叶片扩散层[J]. 航空制造技术, 2001(1):41-42.

CHEN Yali, LIU Huigang. Gaseous phase circulation method for preparing of diffused layer on blade in Russia[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2001(1):41-42.

[5] 李克, 张正义, 苏怡兴, 等. 航空高温合金用新型气相渗铝工艺研究[J]. 热处理, 2005, 26(5):24-29.

LI Ke, ZHANG Zhengyi, SU Yixing, et al. New type gas aluminizing for high-temperature alloy in aeronautic industry[J]. Heat Treatment, 2005, 26(5):24-29.

[6] 戴建伟, 易军, 王占考, 等. 单晶高温合金铂改性铝化物涂层的高温氧化行为[J]. 航空材料学报, 2015, 35(5):32-38.

DAI Jianwei, YI Jun, WANG Zhankao, et al. High temperature oxidation behavior of Pt modified aluminide coating on single crystal superalloy[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2015, 35(5):32-38.

[7] 宋鹏, 陆建生, 吕建国, 等. 铂铝涂层高温氧化的影响因素研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2010, 39(2):304-308.

SONG Peng, LU Jiansheng, LÜ Jianguo, et al. Influence factors of high temperature oxidation for Pt-modified-aluminide bond coatings[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2010, 39(2):304-308.

[8] WANG Y Q, SAYRE G. Factors affecting the microstructure of platinum-modified aluminide coatings during a vapor phase aluminizing process[J]. Surface and Coatings Technology, 2008, 203(9):1264-1272.

[9] WANG Y Q, SAYRE G. Synthesis of simple and platinum-modified aluminide coatings on cobalt (Co)-base superalloys via a vapor phase aluminizing process[J]. Surface and Coatings Technology, 2008, 203(3/4):256-263.

[10] 刘凤岭, 李金桂, 冯自修. 钛合金表面技术的进展[J]. 腐蚀与防护, 2001, 22(2):54-57.

LIU Fengling, LI Jingui, FENG Zixiu. Evolution of surface technologies for titanium alloys[J]. Corrosion and Protection, 2001, 22(2):54-57.

[11] 王宝云, 李争显, 马东康. 钛及钛合金表面强化技术[J]. 稀有金属快报, 2005, 24(7):1-5.

WANG Baoyun, LI Zhengxian, MA Dongkang. Progress of titanium alloy surface strengthening technology[J]. Rare Metals Letters, 2005, 24(7):1-5.

[12] 赵斌, 吴建生, 孙坚. TiAl 合金的表面处理方法[J]. 稀有金属, 2001, 25(5):355-359.

ZHAO Bin, WU Jiansheng, SUN Jian. Surface treatment methods of TiAl based alloys[J]. Chinese Journal of Rare Metals, 2001, 25(5):355-359.

[13] 魏超, 罗勇, 强颖怀, 等. 钛合金的表面渗碳工艺及其耐磨性能[J]. 机械工程材料, 2008, 32(1):34-36.

WEI Chao, LUO Yong, QIANG Yinghui, et al. Carburizing technology and wear resistance of titanium alloy[J]. Materials for Mechanical Engineering, 2008, 32(1):34-36.

[14] 刘万辉, 鲍爱莲, 王振廷, 等. TC4 钛合金微弧氧化陶瓷层的摩擦学性能[C]. 第十三届全国钛及钛合金学术交流会, 洛阳, 2008.

LIU Wanhui, BAO Ailian, WANG Zhenting, et al. Study on the tribological behavior of micro-arc oxidized (MAO) ceramic coatings on TC4 alloy surfaces[C]. The 13th Conference on Titanium and Titanium Alloys, Luoyang, 2008.

[15] 季红兵, 夏立芳, 马欣新, 等. Ti6Al4V 合金氮离子注入层的成分、组织结构及摩擦学性能[J]. 金属热处理, 2000(2):7-11.

Ji Hongbing, XIA Lifang, MA Xinxin, et al. Composition, structure and tribological properties of layers ion implanted with nitrogen on Ti6Al4V alloy[J]. Heat Treatment of Metals, 2000(2):7-11.

[16] 贺瑞军, 孙枫, 王琳, 等. 钛合金离子渗氮后的组织及耐磨性能[J]. 金属热处理, 2016, 41(4):25-29.

HE Ruijun, SUN Feng, WANG Lin, et al. Microstructure and wear resistance of ion-nitrided titanium alloy[J]. Heat Treatment of Metals, 2016, 41(4):25-29.

[17] 胡本芙, 田高峰, 贾成厂, 等. 双性能粉末高温合金涡轮盘的研究进展[J]. 航空材料学报, 2007, 27(4):80-84.

HU Benfu, TIAN Gaofeng, JIA Chengchang, et al. Development in double-properties turbine disk of P/M superalloy[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2007, 27(4):80-84.

[18] GAYDA J, GABB T P, KANTZOS P T. Heat treatment devices and method of operation thereof to produce dual microstructure superalloy disks: US, US6660110[P]. 2003-09-12.

[19] GAYDA J, GABB T P, KANTZOS P T. The effect of dual microstructure heat treatment on an advanced nickel-base disk alloy[R]. The Minerals, Metals & Materials Society, 2004.

[20] 罗学军, 王旭青, 呼和, 等. FGH4095 (FGH95) 合金涡轮盘不同部位的蠕变性能分析[C]// 第十一届中国高温合金年会论文集. 北京: 冶金工业出版社, 2007.

LUO Xuejun, WANG Xuqing, HU He, et al. Analysis of creep properties on different positions of FGH4095 (FGH95) turbine disk[C]// China Eleventh Annual Meeting of Superalloy. Beijing:

(下转第 40 页)