

航空发动机高速转动零件止口修复技术研究

Repair Technologies for Ends of High Speed Rotating Components

■ 芦国强 张佳平 王璐 袁福河 / 中国航发黎明

航空发动机使用一段时间后，钛合金、高温合金、粉末高温合金零件的止口经常出现尺寸超差现象，靠串件或更换新品来完成修理会影响发动机修理进度和增加成本，为此需要开展航空发动机盘轴类零件止口修复工艺方法研究。

针 对止口位置尺寸超差的盘轴类零件，采用热喷涂及化学镀镍尺寸修复技术是一种可行的修复方法。航空发动机用盘轴类零件在使用后变形大、使用过程中高速转动、止口部位尺寸小，对修复涂层的结合强度、表面粗糙度、应力状态等性能要求较高，修复工艺复杂、难度非常大。创新团队通过持续攻关，相继解决了钛合金、高温合金、粉末高温合金盘轴类零件的止口修复难题，使修复后的零件满足技术要求，加快了发动机修复进度并降低了发动机修理成本。

项目总体思路

创新团队采用热喷涂涂层及化学镀镍镀层分别在钛合金、高温合金、粉末合金零件上开展尺寸修复研究。通过开展涂层、镀层、加工及修复工艺与基体匹配性研究，研发NiCrAl、NiCrFeMo、NiCrAlY涂层以及化学镀镍工艺，完善修理文件及技术标准，搭载发动机开展长试考核验证，确定尺寸修复技术路线及涂层性能指标，固化工艺流程及技术标准，形成系列化尺寸修复工艺。项目的总体思路如图1所示。

钛合金零件NiCrAl涂层

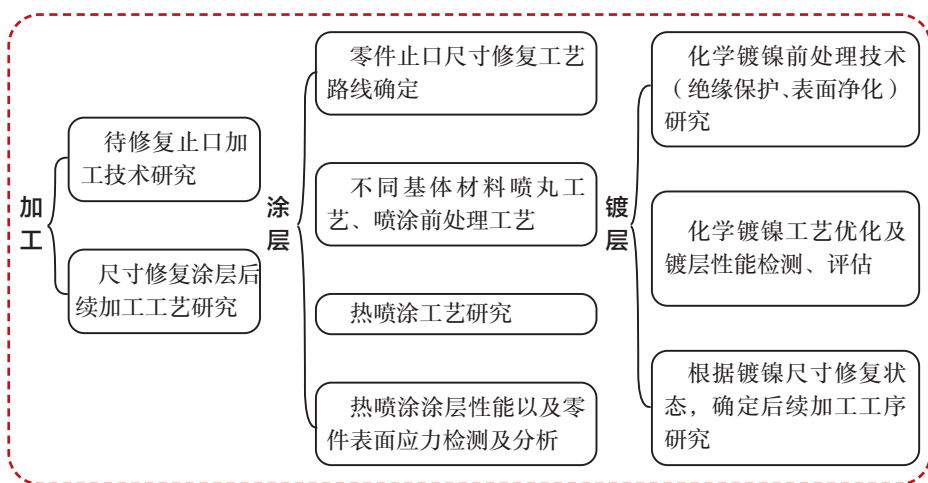


图1 项目总体思路

修复

创新团队针对航空发动机压气机部位钛合金转子零件止口修复，开展了喷丸、吹砂、喷涂工艺技术研究，确定了修复工艺路线。吹砂是热喷涂常用的前处理技术，旨在粗化和活化零件表面，以提高涂层的结合力。喷丸可以在零件表面产生压应力，有效提高零件的疲劳强度。采用热喷涂技术进行零件尺寸超差处理时需要先对零件表面进行吹砂，吹砂不当易产生拉应力。在吹砂前对零件吹砂区域进行喷丸处理可以“抵消”吹砂产生拉应力，这一点对于高速转动件的尺寸修复来说尤为重要。通过试验最终确定了适用于钛

合金涂层的吹砂及喷丸工艺范围。随后进行了多组平行测试，确定了NiCrAl涂层等离子喷涂制备工艺。

创新团队开展了实际零件尺寸超差部位修复研究，对发动机1~2级盘组合件后止口进行修复。试车后对发动机进行分解检查，1~2级盘组合件状态良好，尺寸修复涂层未呈现出任何损伤状态（见图2），表明项目组等离子喷涂NiCrAl尺寸修复技术合理可行。

高温合金NiCrAlY修复工艺

创新团队在开发等离子喷涂NiCrAl修复工艺的基础上，继续研制了适

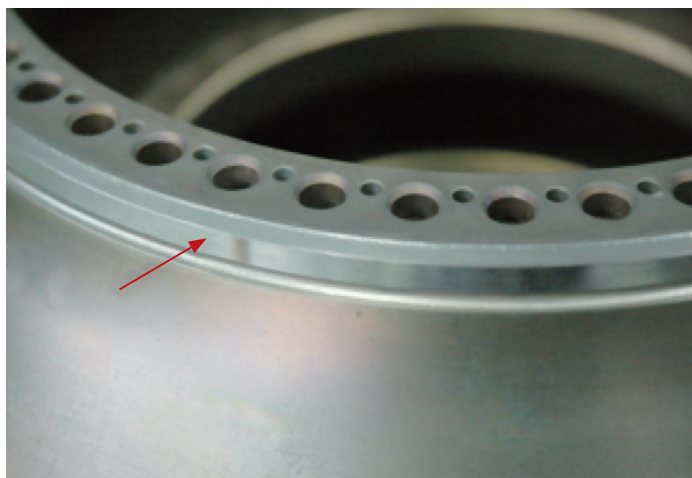


图2 1 ~ 2级盘组合件止口涂层修复试车后状态



图3 4 ~ 9级盘后止口试车后状态

用于高温合金的、在热性能及机械性能等方面更为优异的超声速喷涂NiCrAlY涂层尺寸修复工艺技术。高温合金零件待喷涂区域前处理（喷丸和吹砂）研究已经在前文详细表述，超声速喷涂NiCrAlY工艺的前处理也采用相同的喷丸和吹砂参数。通过工艺试验确定了NiCrAlY涂层喷涂工艺。

创新团队开展了实际零件尺寸

超差部位修复研究，对4 ~ 9级盘组合件止口进行了NiCrAlY涂层尺寸修复，并在发动机进行长期试车考核。经过长期试车考核，零件状态良好、尺寸修复涂层完好（见图3）。

粉末高温合金 NiCrFeMo 修复工艺

粉末冶金零件是先进航空发动机转子单元的关键部件，零件工作

过程高速旋转并承受着高温，目前尚无该零件的修理技术资料。针对FGH96基体零件的止口超差修理，创新团队开展了等离子喷涂NiCrFeMo涂层尺寸修复技术及超声速喷涂NiCrFeMo工艺对比试验研究，确定尺寸修复所用的原材料、涂层种类、热喷涂工艺。确定最优试验方案后，搭载发动机进行长期试车考核。

NiCrFeMo与NiCrAlY涂层性能对比

表1为等离子喷涂NiCrFeMo涂层和超声速火焰喷涂NiCrAlY涂层的性能对比。

从化学成分角度分析，NiCrFeMo热喷涂粉末实际与GH4169基体的成分一致，可用于修复GH4169基体零件；而NiCrAlY涂层是一种高温抗氧化涂层，主要用作高涡或高导叶片热障涂层的底层。

从涂层拉伸结合强度、涂层显微组织、涂层表面粗糙度角度分析，NiCrFeMo和NiCrAlY涂层的拉伸结合强度均较大，NiCrFeMo涂层的拉伸结合强度稍小于NiCrAlY涂层；从NiCrFeMo涂层显微照片可

表1 NiCrFeMo与NiCrAlY涂层性能对比

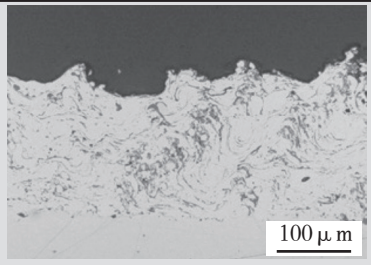
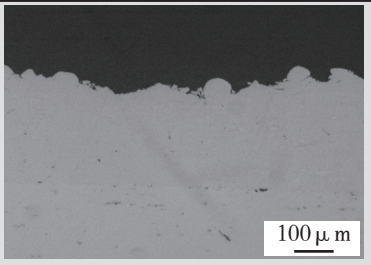
涂层名称	NiCrFeMo	NiCrAlY
制备工艺	等离子喷涂	超声速火焰喷涂
结合强度（规定值）	不小于48.2MPa	不小于50MPa
结合强度（实际值）	可以达到60MPa	接近70Mpa
涂层显微组织		
车加工后表面粗糙度	一般在Ra1.6左右	可以达到Ra 0.8



图4 带有涂层的力学性能试样

以发现，涂层中有很多条带状氧化物，而NiCrAlY涂层组织比较致密；NiCrFeMo涂层由于热喷涂粉末的粒度较大，其涂层表面粗糙度较大，而NiCrAlY涂层由于热喷涂粉末的粒度非常细小，加工后涂层表面粗糙度一般可以达到 $Ra0.8$ 。

综上所述，从两种涂层的综合性能比较来看，NiCrFeMo涂层和NiCrAlY涂层均有可能成为粉末盘止口修复的备选涂层。NiCrFeMo涂

层的优势在于喷涂工艺容易实施，NiCrAlY涂层的优势主要在于涂层比较致密且涂层表面粗糙度较低。

为确定尺寸修复过程对合金基体的影响程度，在FGH96高压涡轮盘毛坯件中提取力学性能及金相试样（见图4）。在力学性能及金相试样上制备NiCrAlY涂层及NiCrFeMo涂层，涂层制备过程中力学性能试样装在相同位置，所有试样在同一台热喷涂设备上在同一个时间段内连续喷

涂，最大限度地保证了试样热喷涂涂层制备工艺的一致性。

超声速火焰喷涂NiCrAlY对基体组织影响

在FGH96基材金相试样表面采用超声速火焰喷涂工艺制备了NiCrAlY涂层，对经过超声速喷涂NiCrAlY涂层后的FGH96试样腐蚀后进行显微组织分析。从显微组织照片（见图5）可观察到超声速火焰喷涂区域与非超声速火焰喷涂区域显微组织有明显差异，超声速火焰喷涂区域靠近涂层的基体晶粒有长大现象，经分析认为是超声速喷涂工艺产生的高温气流对FGH96基材组织有一定热影响，造成FGH96基材晶粒长大。

等离子喷涂NiCrFeMo对基体组织影响

通过对等离子喷涂NiCrFeMo涂层及FGH96基材的金相进行分析可知，采用等离子喷涂NiCrFeMo涂层后的FGH96合金基体组织正常，等离子喷涂NiCrFeMo涂层与FGH96基体界面明显，FGH96合金基体显微组织没有发生变化（见图



图5 FGH96基材表面NiCrAlY涂层腐蚀后组织形貌

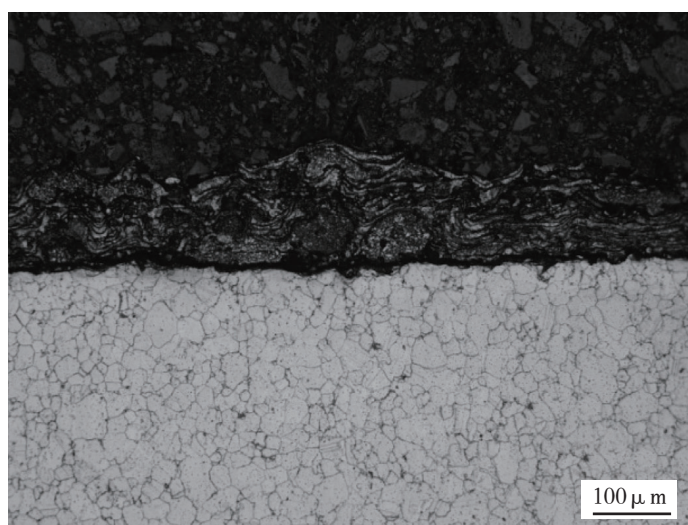


图6 FGH96基材表面NiCrFeMo涂层腐蚀后组织形貌

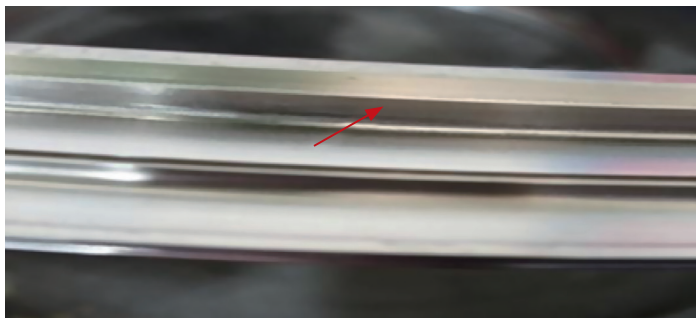


图7 高压涡轮盘止口修复



图8 盘前封严挡板止口修复

6)。金相分析结果表明等离子喷涂 NiCrFeMo 涂层对 FGH96 基体显微组织没有影响。

修复工艺对基体力学性能的影响

对 FGH96 高温力学性能对比测试，完成了 650℃ 拉伸、750℃ 拉伸、650℃ 低周疲劳的性能测试，如表 2 所示。从表中测试结果可见，针对 650℃ 高温拉伸性能和 750℃ 高温拉伸性能，喷涂有 NiCrAlY 和 NiCrFeMo 涂层的数值相差不大，750℃ $-\sigma_b$ 的力学性能略有降低。采用等离子喷涂 NiCrFeMo 涂层对 FGH96 基体力学性能影响小，特别是低周疲劳性能均经过 10000 循环疲劳试验未断裂。

实际零件的止口修复

综合显微组织、力学性能测试结果，针对 FGH96 高压涡轮盘，超声速喷涂工艺对试样力学性能产生较大影响，采用等离子喷涂

NiCrFeMo 涂层的尺寸修复路线是对高压涡轮盘进行实际零件的止口修复最合理可行的修复路线，形成了针对粉末合金盘的等离子喷涂 NiCrFeMo 涂层工艺规程，零件经过长试考核后的尺寸检查和荧光检查结果均无异常（见图 7）。证明等离子喷涂 NiCrFeMo 工艺对高压涡轮盘开展的止口修复工艺合理可行，可以用于粉末合金盘的止口修复生产。

化学镀镍工艺研究

创新团队应用化学镀镍工艺对发动机的盘前封严挡板零件开展修理。根据零件结构特点，采用刷涂绝缘漆的方式进行保护，涂漆次数不小于 3 遍以保证绝缘效果，该绝缘方式可满足化学镀镍过程的需要。对有孔的零件采用在孔处安装螺钉，以螺钉作为导电点的方式进行预镀镍；无法安装螺钉的零件采用辅助导电

夹具的方式实施预镀。化学镀镍工艺特点为化学沉积，镀层均匀。由于零件表面难以直接测量厚度，采用与零件一同进行化学镀镍的试片测厚。对盘前封严挡板的止口部位进行了修复（见图 8），试车后对零件的止口部位进行检验，镀层表面完好，符合设计要求。

结束语

创新团队针对不同超差尺寸（ $\leq 40\mu\text{m}$ 以及 $> 40\mu\text{m}$ ）、不同材质（钛合金、高温合金、粉末高温合金）、不同结构（叶片、机匣）的零件形成系列化的航空发动机零件尺寸修复技术，最终实现大批量应用，打通发动机转/静子尺寸修复路线。通过项目的实施，实现了航空发动机高速转动类零件止口尺寸修复，突破了航空发动机盘轴类零件止口位置涂镀层应力大、易脱落等技术难点。实现了航空发动机高速转动粉末高温合金零件的止口尺寸修复，解决了航空发动机各类材质的转动零件止口尺寸修复问题，形成了系列化的尺寸修复工艺规程及验收标准，满足航空发动机修理需求，具有显著的经济价值。

航空动力

（芦国强，中国航发黎明，高级工程师，主要从事涂敷技术研究）

表 2 FGH96 材料力学性能测试结果

试样状态	序号	650℃ $-\sigma_b$ / MPa	750℃ $-\sigma_b$ / MPa	650℃ 低周疲劳
NiCrAlY	1-1#	1468	1039	9840 循环断裂
	1-2#	1494	1035	7513 循环断裂
NiCrFeMo	2-1#	1486	1056	10000 循环未断
	2-2#	1494	1056	10000 循环未断