

# 航空发动机热端部件可修复性评估方法探讨

## Consideration in Evaluating Repairability of Aeroengine Hot-Section Component

中航工业北京航空制造工程研究所 张 胜 侯金保 李晓红 魏友辉

**[摘要]** 评估热端部件的可修复性是开展受损航空发动机热端部件修复工作的重要内容之一。本文综合介绍了热端部件可修复性的定义、技术上的可修复性及可修复性评估的工艺流程等。重点论述了不同因素对可修复性评估的影响,并指出:热端部件的可修复性评估应在现有技术基础上,针对部件结构和使用特点,综合分析部件缺陷位置载荷要求、焊接修复区组织性能和结构可达性、工艺匹配性等特殊制约因素对热端部件可修复性的影响,在此基础上实现受损热端部件可修复性的合理准确评估。

**关键词:** 热端部件 可修复性 应力水平 组织性能 工艺流程

**[ABSTRACT]** It's very important to evaluate the repairability of damaged hot-section components before the repair. In this article, the evaluation method for repairability is considered, including repairability definition, repairability from the technical aspect and process flow chart, etc. The different influencing factors are discussed deeply and it is stated that, on the basis of technologies currently used in industry, repairability of hot-section components can be evaluated successfully by considering generally the stress level, microstructures after repaired in damaged areas and special limiting factors such as accessibility for repair, compatibility with other technologies used in investigated components.

**Keywords:** Hot-section component Repairability Stress level Properties of repaired area Process flow

为适应高温、高压、燃气腐蚀等恶劣工况下的使用要求,航空发动机热端部件通常使用高性能的镍基或钴基高温合金制造,且结构设计和制造工艺复杂。但热端部件在使用过程中还是不可避免地出现裂纹、烧蚀等损伤,致使其无法满足继续使用要求而报废。更换新件成本昂贵,对报废但有修理价值的热端部件采用焊接及相关技术进行修复,使其重新满足使用要求,可显著降低发动机运行成本,提高维护保障能力<sup>[1-2]</sup>。而评估受损

热端部件是否可修复是实现这一目的必不可少的一环,本文针对热端部件可修复性评估方法及如何开展热端部件可修复性评估进行初步的探讨研究。

### 1 可修复性的定义

损伤热端部件的可修复性评估,即判断是否具有可修复性,是指因某种损伤而报废的热端部件能否通过修复而恢复其使用性能的一种可行性的分析。热端部件可修复性评估主要包括技术、经济两方面的考虑,同时也受外在因素的影响,如图1所示。从技术上讲,可修复性评估是指热端部件的损伤缺陷能否修复且修复后的热端部件能否满足使用要求;从经济上讲,可修复性评估是指损伤的热端部件在当前的技术水平下是否有必要进行修复,也就是修复成本能否为客户所接受,这主要通过故障件修复后的使用寿命与修复成本的比值,和新件的使用寿命与制造成本的比值相比是否具有优势来判断<sup>[3-4]</sup>。从相互关系上讲,经济性受制于技术性,技术上可修复是前提,经济上可承受是可修复性的必要条件。因此,本文着重探讨损伤热端部件在技术意义上的可修复性。

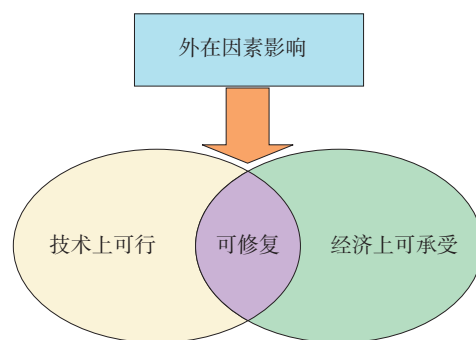


图1 可修复性评估示意图

Fig.1 Diagram of evaluation for repairability

除了技术、经济方面的考虑外,损伤热端部件是否具有可修复性有时还要考虑修复周期等外在因素的影响。例如,对于某些购自国外的航空发动机,其热端部件一旦受损报废,外方只供应备件而不提供相应修复技术,致使国内备件采购价格昂贵,装备维护周期长,发动

机的正常运行受到严重制约,因此在目前国内修复技术水平下即使修复质量与修复成本的比值可能较低,也必须进行相应修复技术研究。

## 2 技术上的可修复性

基于结构完整性可知,部件工作环境和承受载荷是其失效的驱动力,材料性能是其失效的抵抗力,材料本身的缺陷则是导致失效的诱因。因此,评估受损热端部件能否通过修复使其重新满足使用要求,应基于热端部件的外部载荷分析、部件修复部位组织性能评估,并考虑结构可达性、制造工艺匹配性等特殊制约因素,在此基础上作出综合判定。而长期服役后的发动机热端部件,由于工作环境恶劣,其材料冶金组织、力学性能、几何尺寸等均发生不同程度的变化,因此,这是评估受损热端部件可修复性的基础,并将影响后续修复方法的选择和修复工艺的制定。

### 2.1 外部载荷分析

发动机热端部件外部载荷包括正常运行和非正常运行所导致的应力、振动造成的交变应力、温度变化造成的热应力等。评估热端部件是否可修复,首先应确定部件的工作环境和缺陷区应力水平,这是焊接修复的前提和依据。以涡轮工作叶片为例,同带凸肩叶片相比,不带凸肩叶片的叶尖温度和应力水平较低,如图2所示,因此对于叶尖磨损和小尺寸裂纹缺陷,可以选择塑性好但强度偏低的焊接材料进行弧焊修复<sup>[5]</sup>。因此,热端部件修复前应收集大修规范、部件服役载荷和温度时间等历史记录数据,并采用有限元建模方法计算分析热端部件温度场和应力场变化情况,结合试验验证的方法确定部件最危险位置和最大应力;同时开展受损热端部件失效分析,确定部件失效原因。二者相互佐证,从而最终确定热端部件典型失效模式和受损部位的最大应力和最高温度分布,该最大应力通常指缺陷处承受的正常应力,即不考虑缺陷引起的应力集中。

### 2.2 材料性能特点

材料性能特点包括部件母材和焊接修复接头两个方面。在长期服役过程中,热端部件组织性能发生退化,尤其是在缺陷区,其组织性能与母材正常组织有很大差别,因此应评估缺陷区所在位置的材料性能。如图3所示,通过观察分析不同使用条件下损伤热端部件的不同部位,包括正常部位、受损部位的冶金组织的变化,如 $\gamma'$ 相长大、晶界粗化、碳化物聚集、脆化相形成等,确定热端部件材料退化程度。材料冶金组织的改变可通过在受损热端部件不同部位取样测试其力学性能变化进行验证。

对于尚在设计寿命范围内,但因局部载荷过大而致失效的热端部件,除缺陷区外的正常部位冶金组织仍能

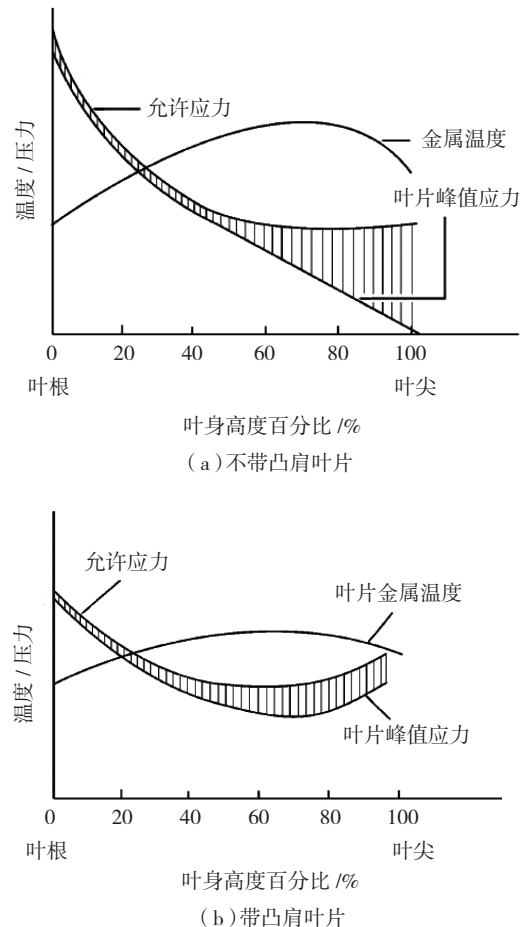


图2 涡轮工作叶片温度和应力分布示意图  
Fig.2 Distribution diagram illustrating of typical stress and temperature for airfoil in a blade

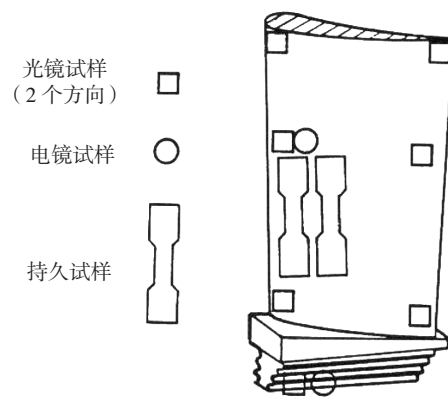


图3 涡轮叶片组织性能分析取样示意图  
Fig.3 Microstructure analysis of I turbine blade

满足继续使用要求,其修复工艺的选择和修复工艺的制定可以仅针对修复部位进行;对于超过设计寿命而尚未失效的热端部件,若其材料冶金组织已发生变化,如塑性降低、蠕变等,则需首先进行热处理恢复材料冶金组织。在对材料组织性能进行综合分析的基础上,确定其是否满足继续使用的要求。

基于热端部件材料和结构特点确定可能采用的焊接修复方法。对于材料焊接性好、损伤部位应力水平低且对焊接变形不敏感的热端部件,可以采用常规手工钨极氩弧焊等方法进行焊接修复;对于材料焊接性差或者损伤部位应力水平高或者对焊接变形敏感的复杂薄壁热端部件,应采用低焊接热输入、小变形或无变形、接头力学性能好的焊接方法进行焊接修复,如 TLP 扩散焊、大间隙钎焊、激光熔敷等。但无论采用那种方法,都要求焊接修复接头与母材在冶金组织上能够相容,在力学性能上相匹配。因此,评估热端部件可修复性时,应测试热端部件材料典型焊接接头的最高承力水平和耐热温度,评估修复部位与基材力学性能的匹配性<sup>[6]</sup>。对于应力水平较高的缺陷部位,由于对修复接头的力学性能提出了更高的要求,因此在目前的技术水平下可能无法修复。长期使用后的热端部件组织性能的变化不仅可能大幅提高修复成本,例如需增加热等静压等辅助工艺,而且可能由于焊接修复时重新引入裂纹等缺陷而导致修复难以进行。

### 2.3 特殊制约因素

可修复性评估时的特殊制约因素主要包括以下几方面:一是经长期使用后的热端部件几何尺寸发生了变化,变形有可能超过使用要求而无法通过后续加工得到恢复,如部件关键尺寸变化导致无法满足使用或装配要求,对于这样的受损部件只能报废处理。因此必须进行受损热端部件关键尺寸的测量及其对装配的影响分析,从而判断部件是否可修复;二是缺陷部位的可达性,由于部件本身结构限制,如内部冷却通道等复杂结构,采用常规方法无法进行修复或修复后无法满足使用要求,因此不具有可修复性;三是焊接修复工艺与部件原有制造工艺的匹配性,如某型号高涡导向叶片制造工艺包括涂层、多阶段钎焊、热处理等,在制定焊接修复工艺时,必须综合考虑与部件原制造工艺的匹配性,如果无法协调相关工艺过程,则该热端部件不具有可修复性。

综上所述,受损热端部件的可修复性评估应基于现有技术水平,针对具体热端部件的结构特点和使用要求,综合考虑缺陷处载荷要求、焊接修复组织性能及几何型面等特殊制约因素的

影响,才能得出正确的结论。同时,随着大量新材料、新结构、新工艺在航空发动机中的不断应用,发动机热端部件的可修复性评估又面临新的挑战,因此热端部件的可修复性评估方法是动态变化的,必须与时俱进,在不断吸纳、融合当代先进成熟的制造技术、检测手段和评估方法的过程中不断发展、完善,以满足航空发动机热端部件修复的需求。

### 3 可修复性评估的工艺流程

为便于开展损伤热端部件的可修复性评估和焊接修复技术研究,基于上述对发动机热端部件可修复性评估的探讨,建立了通用的热端部件可修复性评估工艺流程,如图 4 所示,主要从部件外部载荷分析、材料性能特点和特殊制约因素 3 个方面评估受损热端部件的可修复性。包括开展热端部件受力分析,确定部件典型失效模式和缺陷处最大应力和最高使用温度;综合考虑热端部件的使用要求、材料特点、结构可达性、工艺匹配性等影响因素,评估不同焊接方法的适应性,确定适宜的焊接修复方法和修复工艺;通过评估部件母材和焊接修复接头的冶金组织和力学性能,确定缺陷修复部位的组织性能能否满足部件使用要求。在综合考虑上述几方面因素的基础上科学评估受损热端部件的可修复性。

### 4 结论

(1) 航空发动机热端部件的可修复性评估实际上

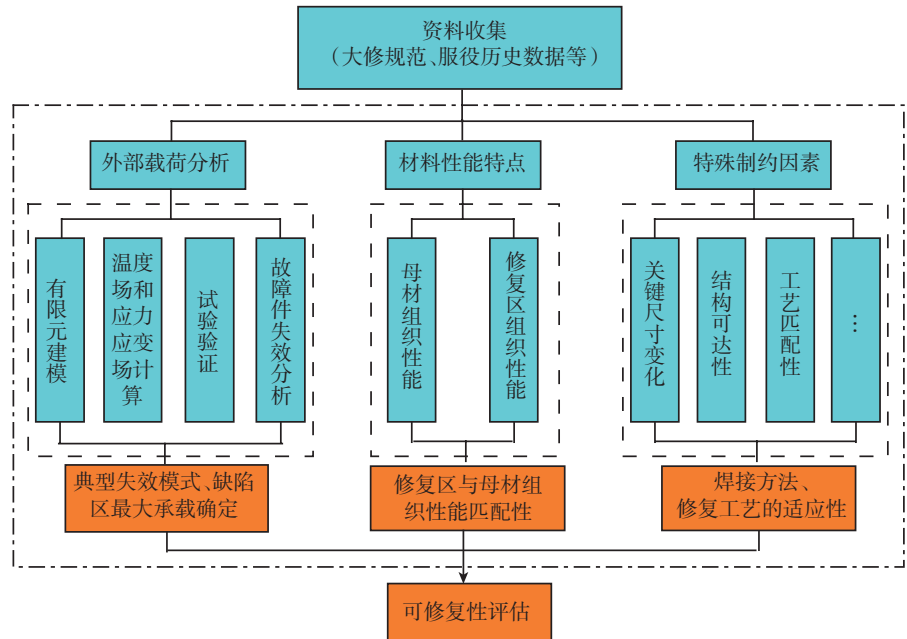


图4 热端部件可修复性评估工艺流程

Fig.4 Process flow chart of evaluating repairability of hot-section components

(下转第 79 页)

度传感器。研究表明,采用这些技术能够探测到材料厚度 15%~20% 处的未焊合缺陷。

搅拌摩擦焊工具的改变会直接影响未焊合缺陷的金相特征,使得缺陷闭合更加紧密,更不容易检测。在改善搅拌摩擦焊工艺的同时,需要研究改进相应的检测方法。通过对相控阵超声波检测技术的改进,能够检测材料厚度 25%~30% 处的焊接缺陷。

相控阵超声波检测技术能够提供多个方向的回波,能够提供关于缺陷的位置信息以及整个厚度上的缺陷信息。这种相控阵超声波检测技术采用 32 个超声波探头,当探头沿焊缝自动扫描的时候,通过电子光栅调整超声波波束,生成超声波图像<sup>[3]</sup>。

### 3.4 X 射线照相检测

X 射线照相检测是对搅拌摩擦焊的试件进行胶片照相或者数字照相。研究表明,这种方法能够可靠地(达到 90% 的概率和 95% 的置信度)检测出大于或者等于材料厚度 30% 的未焊合缺陷。然而,采用 X 射线胶片照相检测不同合金的焊接接头存在困难,在这种情况下,很难辨别未焊合缺陷。

其原因有两方面:首先,不同的铝合金焊接以后会在接头处形成 2 种合金的混合物,混合物中铜和锂的成分会存在几个百分点的差异。铜的含量不同,对 X 射线的传输存在较大影响,需要相关人员“训练”眼力,从而能够准确地解读获得的胶片图像;其次,不同的合金采用搅拌摩擦焊以后,在合金混合区域(如 Al2219 与 Al2195 的混合),未焊合缺陷会变得更加紧密,不容易进行检测。

### 3.5 涡流与传导性检测

洛克希德·马丁公司利用 1MHz 笔形探头和 300kHz 差动旋转探头,在搅拌摩擦焊试件上进行了传统的涡流检测。初始涡流检测结果表明,利用马绍尔空间飞行中心和洛克希德·马丁公司的技术,能够对相同合金(Al2195/Al2195)的搅拌摩擦焊焊缝(未焊合缺陷至少 1.651mm 或者更深)进行可靠的检测。而涡流通过不同合金焊缝时的响应完全不同,所有的试件都产生涡流响应,从而无法区别存在未焊合缺陷的试件与不存在未焊合缺陷的试件。

利用自动的无损探伤技术进行可靠的检测,是确保航空部件结构完整性的关键。为了评估最新的涡流检测技术,洛克希德·马丁公司联系了 Jentek 传感器公司,开发搅拌摩擦焊的检测技术。这种新的涡流检测方法基于传导性。1998~2001 年, Jentek 传感器公司利用自己的检测系统,在焊接工艺检测和焊缝检测方面做了大量的工作。后来对这种基于传导性的检测技术进行了完善,并研制了专用于搅拌摩擦焊的传感器。这一研究

对目前广泛用于搅拌摩擦焊的检测方法,如渗透检测、超声波检测、X 射线照相检测进行了补充,可以进一步降低搅拌摩擦焊的检测风险<sup>[3]</sup>。

## 4 结束语

在我国新型航空设备的制造过程中,新的制造工艺和制造技术获得了更大范围的应用。新工艺、新技术的应用可以提高航空部件的结构效率和制造效率,也对航空结构的完整性检测提出了新的挑战。随着我国航空市场的活跃和发展,我们不但要完善制造技术、提高制造水平,还要通过不断创新,发展适应新技术的完整性检测技术,保证航空结构的可靠性。

### 参考文献

- [1] 王亚军,卢志军. 焊接技术在航空航天工业中的应用和发展建议. 航空制造技术,2008(16): 27-31.
- [2] 刘会杰,潘庆,孔庆伟,等. 搅拌摩擦焊焊接缺陷的研究. 焊接,2007(2): 17-20.
- [3] Kinchen D G, Aldahir E. NDE of friction stir welds in aerospace applications. New Orleans: Lockheed Martin Michoud Space System,2002: 1-7.

(责编 深蓝)

(上接第 76 页)

就是对受损的热端部件是否能通过修复而恢复其使用性能的一种可行性的分析,其受技术性和经济性两方面的制约。

(2) 热端部件的可修复性评估,应在现有技术基础上,综合分析部件缺陷位置载荷要求、焊接修复后组织性能和结构可达性、工艺匹配性等特殊制约因素对热端部件可修复性的影响,在此基础上评估受损热端部件的可修复性。

(3) 在对热端部件可修复性进行分析探讨的基础上建立了相应的评估工艺流程。

### 参考文献

- [1] 关桥. 发动机叶片与部件修复工程中的焊接技术(上). 航空工艺技术,1993(2): 2-12.
- [2] 关桥. 发动机叶片与部件修复工程中的焊接技术(下). 航空工艺技术,1993(3): 2-9.
- [3] 史耀武. 中国材料工程大典第 23 卷. 材料焊接工程(下). 北京: 化学工业出版社,2006.
- [4] 张栋,钟培道,陶春虎,等. 失效分析. 北京: 国防工业出版社,2004.
- [5] Swaminathan V P, Lowden P. Gas turbine blade life and assessment repair guide. EPRI GS-6544, Project 2775-2 (Electric Power Research Institute, Palo Alto, CA, November 1989, 172.
- [6] 周婉婷,徐庆鸿,徐宾士. 激光修复叶片的可行性探讨. 中国表面工程,1995(3):10-13.

(责编 小城)