

# 涡轮盘外物损伤事故分析

毕宝林

(哈尔滨船舶锅炉涡轮机研究所)

[提要] 本文对某型燃气轮机涡轮盘的损伤进行检查和鉴定,分析了损伤变形所给予材料的组织性能及残余应力的影响,根据使用情况提出了修复措施使损伤涡轮盘得以使用。

主题词 燃气轮机 轮盘 故障分析

涡轮盘是燃气轮机最重要的零件,在加工制造过程中对所选用的材料、热加工性能和机械加工尺寸精度都有非常明确的技术要求并需进行严格的质量控制以保证制造质量。可是在燃气轮机制造加工以及试车运行中由于某些因素涡轮盘可能遭到意外损伤。对其作出不再装机使用的结论是很容易的。但是为了缩短制造周期节约制造费用确定修复使用就不能轻易决定。这要运用现代检测手段对损伤情况进行分析鉴定、根据使用要求确定损伤缺陷性质是否能够修复、对那些确认能够修复的损伤件提出修复的措施使损伤件得以使用这是一项具有实际意义的工作。

## 一、涡轮盘的损伤及损伤分析

某型燃气轮机高压涡轮盘材质为GH33高温合金。在加工接近最终尺寸时被一重约50多公斤的铸铁弯板从0.6米高平台滑下碰伤。被碰的着力点是涡轮盘与涡轮轴相联接的法兰面上。如图1所示。

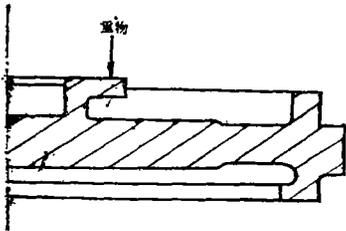


图 1

经外观检查发现,法兰面大约90°范围内发生一定变形。其法兰外缘最大位移量为0.44mm最大凹下量为0.44mm,φ132法兰内孔距法兰端面5mm左右椭圆度发生较小的变化如图2所示:

损伤表面经宏观检查和着色探伤检查均未发现裂纹或明显的刻痕,表面状态完好。众所周知GH33镍

本文收到日期:1987年4月15日,1988年6月17日定稿

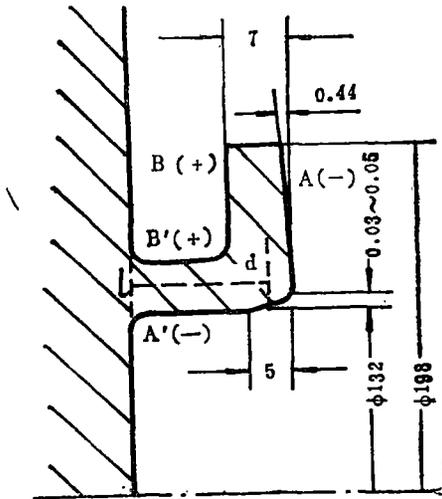


图2

基高温合金是变形高温合金，其塑性是较好的，它具有承受一定变形而不致于破裂的能力。因此对于发生上述较小的而且均匀的冷变形是不致于产生裂纹的。

损伤后的涡轮盘联接法兰部位发生尺寸改变说明法兰部位产生了局部塑性变形。按金属学塑性变形理论，金属的塑性变形晶体内部产生滑移带和孪晶组织，由于晶内的不均匀变形还可能出现亚结构。

总之晶内发生点阵畸变，位错密度增加。因

此GH33合金损伤变形后组织结构是处在不稳定状态，在一定温度下可能发生恢复和再结晶。但是镍基高温合金的再结晶温度很高，一般开始再结晶温度为 $950^{\circ}\text{C}$ 至 $1050^{\circ}\text{C}$ 范围内。GH33变形45%时再结晶温度为 $900^{\circ}\text{C}$ ，变形10%时再结晶温度为 $1000^{\circ}\text{C}$ 。而损伤涡轮盘法兰部位的工作温度仅为 $300^{\circ}\text{C}$ ，因此涡轮盘损伤部位在长期工作下不会发生再结晶问题。 $\gamma'$ 相和碳化物相的溶解或析出也关系到合金的组织稳定性。GH33合金 $\gamma'$ 相的溶解温度为 $1000^{\circ}\text{C}$ ，析出峰 $650^{\circ}\text{C}$ 至 $700^{\circ}\text{C}$ [1]。碳化物 $750^{\circ}\text{C}$ 以上析出。因其析出和溶解温度很高，所以，对工作温度很低的损伤涡轮盘法兰部位来说，在工作条件下不会发生 $\gamma'$ 相和碳化物相的溶解或析出。综上所述，涡轮盘损伤部位在运行条件下组织是较稳定的。

涡轮盘受力较复杂，在工作条件下主要承受离心力和热应力，启动状态下轮缘受离心力最大。在开车停车往复过程中轮缘进行一次压缩和拉伸变形，因而构成大应力疲劳。而轮心受力简单，主要是旋转的离心拉应力，随启动时转速的增加拉应力加大，正常运行时达最大值。损伤变形的涡轮法兰部位主要是传递扭矩。强度计算表明，该部位受力较大的是法兰筒体部份。d点受力较小，所以损伤变形部位正是应力较小安全系数较大的部位。由于该部位工作温度约 $300^{\circ}\text{C}$ ，在强度计算中主要考虑的是材料的屈服强度而不是持久强度。金属的塑性变形不会降低材料的屈服强度，因此损伤部位材料性能是能够满足该部位强度要求的。

## 二、损伤变形的残余应力与残余应力的消除

合金的冷变形要产生残余应力。损伤变形产生的残余应力状态对结构强度会有很大影响。因此，测定了法兰损伤面的残余应力。测量是在XYL-73型X射线应力测定仪上进行。其测量结果有如下规律：

(1) 周向和径向表面残余应力皆有压应力。

(2) 未损伤部位即切削加工表面残余应力为 196MPa 左右。损伤变形区残余应力为压应力, 在 196—686MPa 范围内, 个别值近 785MPa。

(3) 残余应力较大的区域并不在着力点附近发生位移较大的位置, 而在起始位移附近。应该指出, 由于镍基合金晶粒粗大给测量造成困难, 测得的数值较为粗略。但它提供了损伤变形后残余应力的测量数据, 对分析损伤变形残余应力性质和对残余应力的消除提供实测依据。被碰伤法兰表面受力过程相当于悬臂梁的拉伸, 表面残余应力当然为压应力(图 2 A, A'处)。B, B'面则相反, 表面残余应力为拉应力。这种分析与实测是一致的。残余应力对结构强度会发生较大影响, 当残余应力方向与结构应力相反时会使结构更加安全, 残余应力与结构应力相一致时会大大降低材料的抗破坏能力, 所以损伤变形所产生的残余应力是值得注意的。

残余应力的消除可以有許多方法, 在保证材料基本性能的条件下可以通过热处理使残余应力得到绝大部份消除。中国科学院金属研究所对 GH135 涡轮盘喷丸强化残余应力研究表明, 在 700℃下保温 10 小时可以消除 75%的残余应力。资料<sup>[2]</sup>提供了消除残余应力热处理工艺。考虑了各种因素, 对损伤涡轮盘消除应力热处理采用了在氩气保护下, 700℃下保温 10 小时的工艺。由于温度低于原始热处理的时效温度, 对合金的性能不致产生不利影响。温度较低也避免了晶粒粗化和氧化变形。但应力可以得到绝大部份消除。

实验表明: 经上述热处理后的 GH33 合金性能完全满足材料技术要求(见表 1)。对损伤涡轮盘消除应力热处理后轮缘对称四点硬度结果均符合要求。各点测量值分别为布氏硬度压痕直径 3.60; 3.60; 3.62; 3.62。晶粒度测量: 消除应力热处理前后无明显变化, 皆为 0—4 级。综上所述, 消除应力热处理对 GH33 合金性能没有发生明显变化仍然符合材料技术条件所规定的要求。

表 1

性 能	抗拉强度	延伸率	断面收缩率	布氏硬度	冲击值
处理参数	MPa	%	%	压痕直径 mm	N · m/cm <sup>2</sup>
氩气 F	979.02	18.6	19.8	3.6	40.67
700℃	1039.68	19.3	20.0	3.6	46.06
10小时	1019.20	20.1	19.8	3.6	47.04
技术要求	803.60	10	13	3.4~3.8	29.40

处理前后残余应力测量表明: 处理后的表面残余应力绝大部份得到消除。消除应力热处理前损伤变形处残余应力达到 686MPa 以上。可是经处理后损伤表面最大残余应力仅为 98MPa 左右。各被测点剩余残余应力均匀, 且都不超过原始机械加工时表面存在的残余应力值。图 3 为消除应力热处理前后残余应力变化情况。

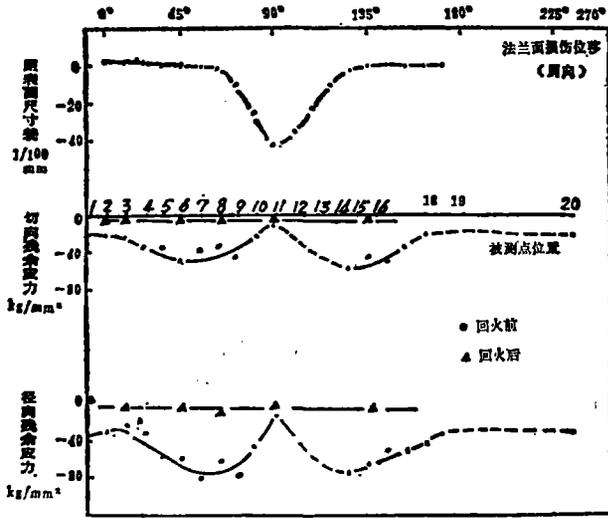


图3

### 三、结束语

某型燃气轮机高压涡轮盘在机械加工过程中遭到意外损伤。经对损伤部位检查和对损伤变形所给予材料的组织性能，残余应力影响的分析认为：该损伤变形对GH33合金的涡轮盘在运行状态下材料的组织性能无明显不良作用。应力测定表明损伤变形后产生的较大残余应力可以通过热处理

处理办法得到绝大部份消除。损伤涡轮盘消除应力热处理后进行必要的尺寸修复，除法兰厚度有较小超差外其他均符合图纸要求，因此可以装机使用。该涡轮盘已经通过了200小时试车考验（包括100%负荷）。经多次分解检查均未发现异常。

对损伤变形涡轮盘鉴定和修复方法可对发动机制造，故障和维修提供参考。

### 参 考 文 献

[1] 钢铁研究总院分析室相分析组 <新金属材料> 1977.No5  
 [2] 郝应麒 薛永春编译 <航空材料手册> 1965.8

## Analysis of a Turbine Disc Damage Caused by Foreign Objects

Bi Baolin

(Harbin Marine Boiler & Turbine Research Institute)

### Abstract

This paper examines and evaluates a gas turbine disc damage, analyzes the effect of the deformation caused by the damage on the material texture and residual stress, and proposes a repair measure which can make the damaged disc reusable according to the operation conditions.

Key words: gas turbine, disc, failure anatisis.