

某空心风扇叶尖进气道封焊疲劳失效研究

刘晓锋, 李 迪, 廖连芳, 陈云永

(中国航发商用航空发动机有限责任公司设计研发中心, 上海 201108)

[摘要] 针对某空心风扇叶片叶尖在高循环疲劳试验中异常失效的现象, 应力分布测试和振动仿真分析表明应力集中部位与失效位置不符, 断口分析结果表明裂纹萌生于叶尖的通气孔封焊部位, 磨除进气道封焊层的叶片试验验证表明失效源于叶尖进气道焊接缺陷。基于失效机理分析及验证, 确定失效源于加工环节焊接工艺选择不当且焊接控制不良, 因此制定了更换封焊工艺为电子束焊和 CT 检测环节的改进措施。

关键词: 空心风扇叶片; 高循环疲劳; 焊接; 断口分析

Research on Hollow Fan Blade Tip Welding Failure in HCF Test

LIU Xiaofeng, LI Di, LIAO Lianfang, CHEN Yunyong

(Design, Research & Development Center, AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd.,
Shanghai 201108, China)

[ABSTRACT] For the unexpected tip failure of hollow fan blade HCF test, the stress distribution test, vibration simulation and crack analysis were done. The test results indicate that the failure region is not the high stress region, and fracture analysis indicates that the crack initiates from the welding area of the duct in the blade tip. Validation test on the blades without the tip welding shows that the failure is induced by the welding defect in the blade tip duct. Based on the fatigue analysis and test validation, the failure occurs by improper welding method selection and welding process control in the manufacturing process. Consequently, the improved process is applying the EB welding in manufacturing and CT inspection.

Keywords: Hollow fan blade; High cycle fatigue; Welding; Crack analysis

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2017.17.075

商用大涵道比钛合金空心风扇叶片尺寸大, 展弦比小, 具有大扭角、复合弯掠的设计特征^[1-3], 内部空心瓦伦结构通常采用扩散焊接/超塑成型等特种工艺^[4-7]。为实现空心叶片的成型, 一般通过在超塑成形环节高温环境下冲入高压气体的方法来实现, 通气孔通常选择在叶尖型面上, 具体位置则基于充气的易于实现性来考虑。在叶片塑性成形环节完成后, 为避免叶片装机工作状态下外物等进入叶片空心区域内, 需要将进气道的通气孔焊接, 从而使叶片空心区域形成一个封闭独立的腔室。焊接安排在何环节、采用何种封焊工艺等是进气道封焊必须考虑的因素。

鉴于空心风扇叶片在工作中所受离心力大, 颤振和振动问题需高度关注^[8-11], 结合某空心风扇叶片的进气道高循环疲劳异常失效现象, 本文通过试验和振动仿真计算、断口分析等工作, 以确定失效机理, 并通过分析和验证明确了失效根源和控制措施, 给出了叶尖进气道封焊的可行解决措施。

1 试验过程及失效描述

某 TC4 空心风扇叶片振动疲劳试验目标循环数为 1×10^7 , 试验考核振型为一阶弯曲振型, 试验设备为希尔 8T 电磁振动台, 试验装置如图 1 所示。

图 1 中空风扇叶片试验件通过圆弧形榫连结构与夹具相装配, 夹具底部用螺栓固定, 并通过螺栓施加预紧力载荷, 实现叶片试验件与夹块的装配; 叶片与夹具组合件通过螺栓安装在转接段的夹槽内, 整个试验装置与振动台的紧固通过连接螺栓实现。

按照叶盆进气边、叶盆排气边、叶背中间进行贴片以寻找最大应力点, 应变片贴片位置如图 2 所示, 最大标定应力为 S_0 , 振动应力分布如图 3 所示, 最大应力点位于叶盆进气边距榫底 55mm 处的实心区域(应变测点号为 32#)。

按照共振驻留法对试验件开展振动疲劳试验, 试验中 1# 试验件发生异常失效, 在叶尖型面的进气道位置

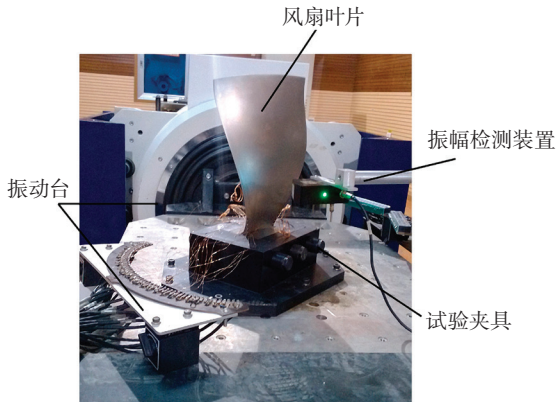


图1 试验装置图
Fig.1 Figure of test facility

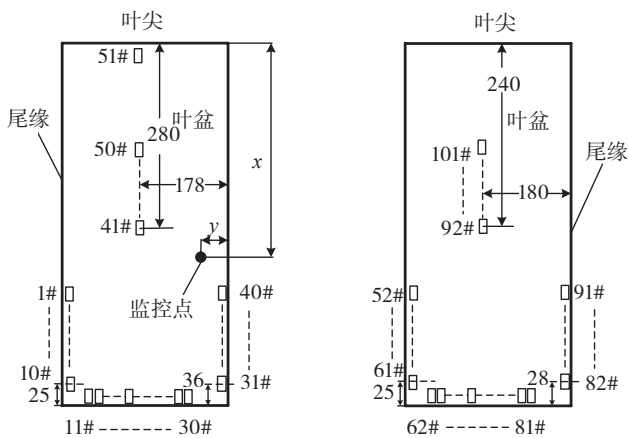


图2 应力分布贴片示意图
Fig.2 Locations of strain gauges

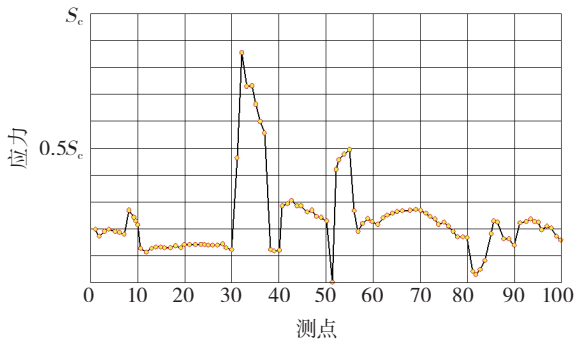


图3 一弯振型下振动应变分布示意图
Fig.3 Distribution of vibratory strain of first bending mode

出现裂纹,且裂纹沿垂直于叶尖型面的方向分别向叶片盆侧和背侧扩展,如图4所示,试验循环数为 0.45×10^7 次。

结合图4的振动应力分布,可以明确失效位置非该叶片理论危险位置,为判明失效原因,结合试验时振动应力测量值进行分析。试验过程中,在叶尖进气道位置和最大应力位置均布置了应变片,其中叶尖进气道应力监测点为51#,最大应力位置监测点为32#。在32#测

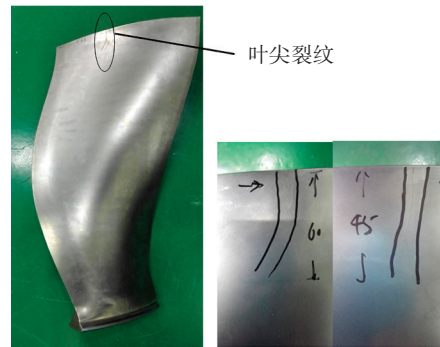


图4 1#试验件裂纹示意图
Fig.4 Designation of crack on 1# test specimen

点振动应力为480MPa时,监测获取51#测点振动应力为2.1MPa,由此初步判断51#测点区域应力水平远远小于试验件的最大振动应力,在该区域出现疲劳失效是非预期现象,有必要对其开展详细的失效分析工作。

2 仿真及断口分析

针对该钛合金空心风扇叶片理论模型进行了振动分析和模拟试验状态下的谐响应分析。叶片一阶弯曲振型下固有频率为60Hz,振型如图5所示。

为了计算试验时空心风扇叶片的振动应力分布,仅模拟由振动台激励引起的振动应力的作用,对其进行了谐响应分析,分析工况及载荷模拟试验状态施加。计算结果如图6所示,区域a应力集中效应明显,且最大振动应力为475MPa,出现在叶盆侧叶根前缘位置,因此该区域为叶片理论危险位置,与振动应力分布测试的32#应变测点位置相符。

1#试验件失效位置如图6所示,该区域最大应力小于10MPa,理论模型在该区域的应力分布如图7-9所示。在叶尖截面背侧最大振动应力小于3MPa,在叶尖截面盆侧最大振动应力小于6MPa,在叶尖截面中部的振动应力小于2MPa,自叶尖往叶根沿叶高27mm的叶身区域内的最大振动应力小于10MPa。叶片裂纹萌生区域的振动应力仿真分析结果表明:叶尖及叶尖附近区

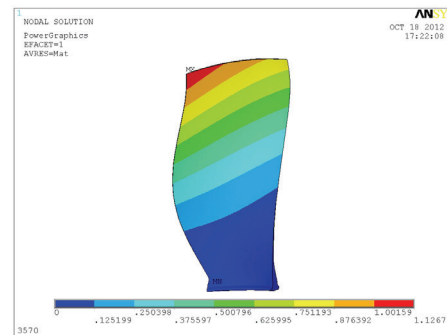


图5 一阶弯曲振型
Fig.5 The first bending mode shape

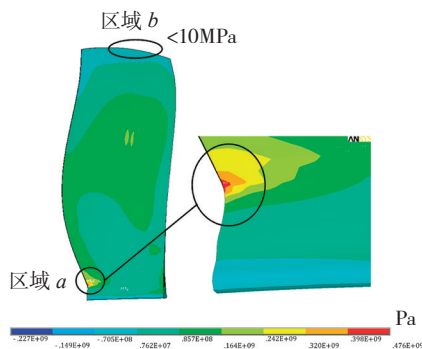


图6 风扇叶片一弯振型下振动应力云图
Fig.6 Vibration stress contour diagram of the fan blade under the 1st bending mode

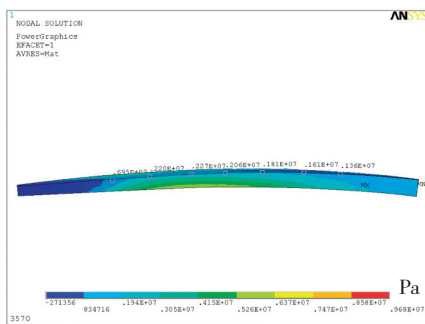


图7 1#试验件叶尖背侧振动应力分布
Fig.7 Vibration stress distribution of the blade tip at suction side of 1# test specimen

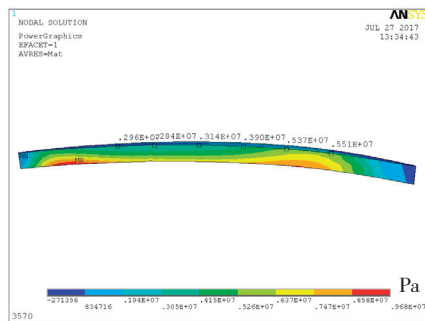


图8 1#试验件叶尖盆侧振动应力分布
Fig.8 Vibration stress distribution of the blade tip at pressure side of 1# test specimen

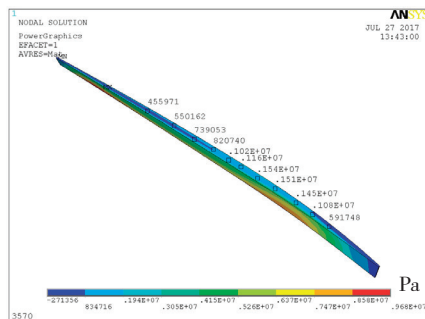


图9 1#试验件叶尖截面中部振动应力分布
Fig.9 Middle part vibration stress distribution of the blade tip of 1# test specimen

域的振动应力远小于叶根的最大振动应力(475MPa), 该区域最大应力仅为叶片最大振动应力的2%, 不足以产生疲劳失效。因此该失效可判断为非设计因素导致的异常失效, 需开展相应的断口分析来判明失效原因。

基于仿真分析结果, 为确定1#空心风扇叶片试验件的失效模式及原因, 对其进行了断口分析和金相检查。

1#试验件断口全貌见图10, 根据断口上疲劳弧线和放射棱线特征判断, 疲劳裂纹起始于叶尖进气道的通气孔焊接封闭部位, 并从焊接部位起始, 分别在叶盆和叶背上沿着叶片轴线方向扩展, 叶盆侧疲劳裂纹后期向垂直轴线方向发展。

断裂源区放射棱线较粗大, 如图11、12所示, 可见通气孔焊接部位与叶盆、叶背侧距离相差较大, 明显偏向其中一侧。这表明叶尖进气道封焊时两侧变形不均匀, 可能存在较大的热应力集中效应。

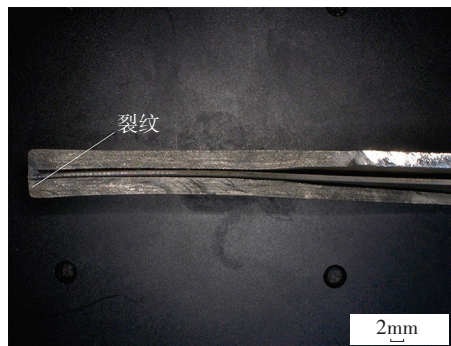


图10 1#试验件裂纹外观形貌图
Fig.10 Crack of 1# test specimen

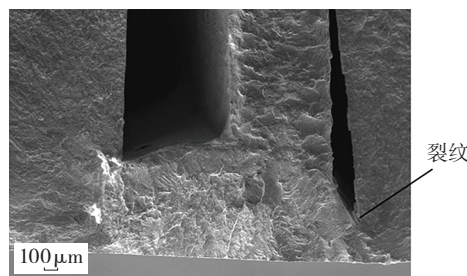


图11 1#试验件叶片断口全貌
Fig.11 Micrograph of fracture on 1# test specimen

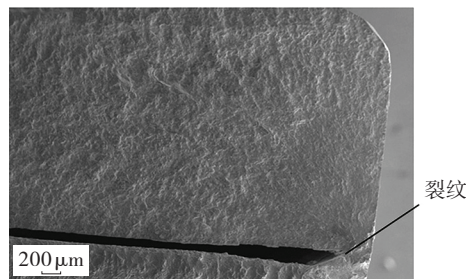


图12 1#试验件断裂源区
Fig.12 Fracture source area of 1# test specimen

1# 试验件断裂源区微观形貌如图 13 所示,为焊接枝晶组织过载开裂形貌。疲劳扩展区微观形貌如图 14 所示,为较粗大的疲劳条带特征,可判断其为疲劳失效。

3 失效机理分析

根据断口分析结果可知 1# 试验件裂纹性质为疲劳裂纹,起源于叶尖进气道的通气孔焊接封闭部位。且靠近叶尖部位约 23.2mm 范围内,通气孔对应的芯板上有明显摩擦痕迹,其余部位无摩擦痕迹,如图 15 所示为试验件局部封焊断口形貌图。

1# 试验件疲劳裂纹萌生于通气孔焊接部位,在法线与叶片轴向平行的截面上发现“点状”焊接特征并且

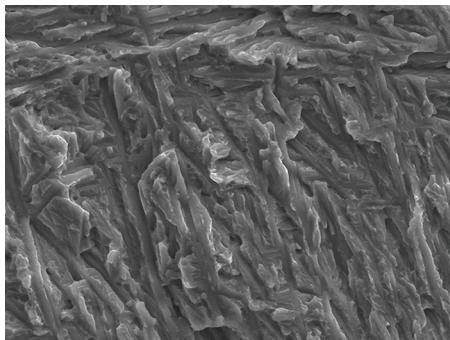


图13 1#试验件断裂源区微观形貌

Fig.13 Micrograph characteristics of the fracture source of 1# test specimen

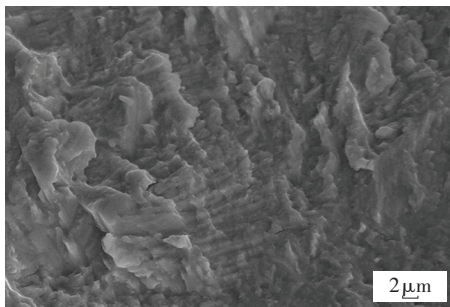


图14 1#试验件疲劳条带特征

Fig.14 Fatigue characteristics on fracture micrograph of 1# test specimen

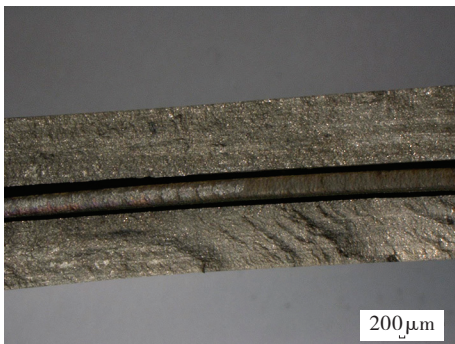


图15 1#试验件局部封焊断口形貌图

Fig.15 Crack of local welding part of 1# test specimen

焊接长度较短,引起应力集中;光学显微镜观察发现通气孔对应的芯板上靠近叶尖部位有长约 23.2mm 的挤压摩擦痕迹;金相及 SEM 观察表明源区为焊接组织过载开裂特征。分析认为:焊接深度不足并且局部点状焊接引起应力集中,通气孔对应的芯板之间发生异常接触导致局部应力增加,综合以上因素,结构局部出现过载开裂是该叶片产生疲劳裂纹的原因。

结合叶片振动仿真分析结果来看,对于空心风扇叶片理论模型,一弯振型下正常的疲劳裂纹应位于叶片前缘根部等大应力集中位置,叶尖位置处的最大应力仅相当于最大应力的 2%,分析和试验表明该失效非设计不良导致的,亦非试验不当导致的,而是叶片试验件因试制与设计预期不符所导致的。当前 1# 试验件在进气道封焊位置萌生的疲劳裂纹、线源特征且起源部位无明显的材质缺陷,结合图 12、13 所示的薄板焊接后与叶盆、叶背侧距离相差较大,明显偏向其中一侧的现象可知,这表明 1# 试验件在制造交付时本身在封焊位置存在受力异常现象。

以上分析表明裂纹为内裂纹,且裂纹起源于进气道区域,为加工缺陷导致。加工缺陷产生源于现采用工艺为氩弧焊,该焊接为人工操作在叶尖进行焊接,导致薄板变形、焊接厚度及焊接质量难以控制,使得局部应力出现极端集中现象。

4 验证及改进措施

为验证失效分析的有效性,选取 2 件试验件,磨除叶尖氩弧焊封焊层且将表面打磨光滑,然后在相同应力水平下开展了振动疲劳试验,试验件裂纹均出现在最大应力位置处,叶尖进气道封焊位置未再发生失效,图 16 为磨除叶尖进气道封焊层的 2# 试验件及试验结果。这表明 1# 试验件失效的确源于叶尖进气道封焊工艺的缺



图16 磨除叶尖进气道封焊层的2#试验件及试验结果

Fig.16 Blade-tip-grinded 2# test specimen and the test results

陷,失效机理分析准确。

基于仿真、断口分析、失效机理分析及验证,查明1#试验件失效的机理,明确了失效发生的研制环节,在此基础上为解决该问题,亟待制定合理有效的解决措施。

鉴于在失效机理分析中已明确失效是由于焊接工艺的选择失当导致的,故着重于从焊接工艺的选择入手,力图选择一种既能确保焊接变形可控制且具有良好焊接强度的焊接工艺。

结合国内研究现状,与氩弧焊工艺相比,电子束焊接优点如下:(1)电子束焊缝质量好,缺陷率低,强度较氩弧焊高;(2)热影响区小,焊接变形小;(3)焊接工艺参数调节范围广,再现性好,易于实现机械化控制。同时开展了TC4试样级电子束焊接工艺验证试验,验证结果如图17所示,焊缝均匀,焊接质量良好。

为验证改进措施的有效性,选取1件叶尖进气道采用电子束封焊的试验件,在480MPa振动应力水平下进行了振动疲劳试验,试验结果如图18所示,叶尖进气道电子束焊接区域完好,裂纹出现在根部前缘最大应力位置处。这表明本文分析的失效原因准确有效,制定的电子束焊接工艺可靠,能够较好地解决叶尖进气道封焊问题。

针对叶尖进气道封焊,制定改进措施如下:(1)焊接工艺选择电子束焊;(2)在进气道封焊环节增加CT检测,剔除可能影响性能的焊接不良隐患。



图17 TC4试样级电子束焊接工艺验证结果

Fig.17 Sample test result of TC4 electron beam welding process

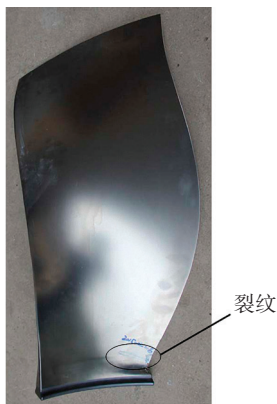


图18 叶尖进气道采用电子束封焊的试验件及试验结果

Fig.18 Test result of fan blade with electron beam welding process

5 结论

针对某空心风扇叶片的进气道高循环疲劳异常失效现象,开展了仿真计算、叶片振动应力分布测试、失效部位断口分析等研究工作。应力分布测试和振动仿真分析结果均表明最大应力位置位于叶盆侧叶根前缘位置,与试验中出现的叶尖进气道失效位置不符。断口分析和磨除进气道封焊层的试验验证表明裂纹萌生于叶尖进气道的通气孔焊接封闭部位,且失效源于叶尖进气道焊接缺陷。

针对加工环节的排查表明焊接缺陷源于焊接工序工艺选择不当且焊接控制不良,开展的试样级电子束焊接工艺研究和真实叶片试验结果表明其焊接质量良好,因此制定了更换进气道封焊工艺为电子束焊和CT检测环节的改进措施。

参考文献

- [1] 陈懋章,刘宝杰. 风扇/压气机气动设计技术发展趋势—用于大型客机的大涵道比涡扇发动机[J]. 航空动力学报,2008, 23(6): 961-975.
- [2] 刘永泉,刘太秋,季路成. 航空发动机风扇/压气机技术发展的若干问题与思考[J]. 航空学报,2015, 36(8): 2563-2576.
- [3] 陈懋章,刘宝杰. 大涵道比涡扇发动机风扇/压气机气动设计技术分析[J]. 航空学报,2008, 29(3): 513-526.
- [4] 李志强,郭和平. 超塑成形/扩散连接技术的应用进展和发展趋势[J]. 航空制造技术, 2010(8): 32-35.
- [5] 李海宁,赵赞,史耀耀,等. 航空发动机风扇/压气机叶片制造关键技术[J]. 航空制造技术, 2013(16): 34-37.
- [6] 刘维伟. 航空发动机叶片关键制造技术研究进展[J]. 航空制造技术, 2016(21): 50-56.

LIU Weiwei. Research progress on key manufacturing technology of aero-engine blades[J]. Aeronautical Manufacturing Technology,

(下转第90页)