

空心风扇叶片高循环疲劳异常失效分析

王家广, 李 迪, 陈云永, 刘晓锋, 廖连芳

(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 200241)

[摘要] 针对某空心风扇叶片试验件在高循环疲劳试验中出现的异常失效现象, 完成了振动仿真分析和断口分析。仿真分析结果表明失效区域非应力集中部位, 断口分析结果表明裂纹萌生于薄板与叶盆侧厚板交接部位, 其失效模式为疲劳失效, 失效机理为超塑成形环节局部区域薄板扭曲导致高循环疲劳试验中薄板与厚板发生摩擦, 进而疲劳失效。基于以上分析, 制定了优化超塑成形工艺参数并增加 CT 检测环节的改进措施。验证试验表明, 改进措施有效, 很好地解决了该异常失效问题。

关键词: 空心风扇叶片; 高循环疲劳; 异常失效; 超塑成形; 断口分析

Analysis of Hollow Fan Blade Unexpected Failure in the HCF Test

WANG Jiaguang, LI Di, CHEN Yunyong, LIU Xiaofeng, LIAO Lianfang

(Design, Research & Development Center, AECC Commerical Aircraft Engine CO., LTD., Shanghai 200241, China)

[ABSTRACT] For the unexpected failure of hollow fan blade in the HCF test, vibration simulation and crack analysis was done. The results indicated that, the failure region was not the high stress region, and the crack initiates from crossing area of thin plate and thick plate in the suction side, which was caused by fatigue. The failure mechanism was that thin plate of local region distorted in the SPF process so that the thick and thin plates fret wore in the high cycle fatigue test, which induces the fatigue failure. Based on the fatigue analysis, improvement measure was made through both optimizing the parameters in the SPF process and adding CT inspection in the test process. Validation test showed that the improvement measure was effective, and the unexpected failure problem was solved successfully.

Keywords: Hollow fan; High cycle fatigue; Unexpected failure; SPF; Crack analysis

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2017.12.084

某空心风扇叶片尺寸大, 结构复杂, 具有小展弦比、大扭角、复合弯掠等典型设计特征^[1-2], 其瓦伦空心结构控制参数多, 且内部空心瓦伦结构采用扩散焊接/超塑成形等特种工艺实现, 尤其是压力、温度、时间等对瓦伦空心结构的成形质量影响很大的热成形工艺关键参数的选取和控制难度大, 导致结构设计和工艺实现的一致性难以保证^[3-10]。针对设计、制造的某空心风扇叶片开展的高循环疲劳试验中, 先后有两件试验件在瓦伦空心区域出现失效, 与预期不符, 初步判断为异常失效。

针对该高循环疲劳异常失效现象, 为确定失效原因并制定合理可行的解决措施, 开展了振动仿真计算及断口分析工作, 以确定失效机理和失效环节, 在此基础上制定改进措施并开展验证考核试验, 以验证改进措施的有效性。

1 试验过程及失效描述

针对某空心风扇叶片开展了试验目标循环数为 1×10^7 的振动疲劳试验, 叶片材料为 TC4, 试验考核振型为一阶弯曲振型。高循环疲劳试验均在 8T 希尔振动台上进行, 振动台型号为 MPA3320/H844A。采用共振驻留法进行试验, 具体步骤按照 HB 5277 规定实施, 试验件工装夹具如图 1 所示。

空心风扇叶片试验件通过圆弧形燕尾榫连接结构与榫槽夹具定位, 采用由布置在夹具底部的螺栓施加预紧力载荷的方式实现叶片试验件与榫槽与榫槽夹具的压紧: 试验件与榫槽夹具组合件通过螺栓安装在夹具转接段的夹槽内, 整个试验装置与振动台的紧固通过连接螺栓实现。

通过在试验件的叶盆进气边、叶盆排气边、叶背中间区域贴片以寻找最大应力点,应变片贴片位置如图2所示,图中数字为应变片编号。为确保试验件安全,在0.1g 台面加速度下进行振动应力测试,应力测试结果分布如图3所示,最大应力点位于26号应变片测点处,应力值为9.9MPa,具体位置为叶盆进气边距榫底50mm处的实心区域。

按照共振驻留法对试验件开展振动疲劳试验,试验中先后有两件试验件发生异常失效。其中1#试验件在叶盆侧距叶尖约200mm的空心区域出现裂纹,如图4所示,试验循环数为 0.15×10^7 次。2#试验件在叶盆侧距叶尖约160mm的空心区域出现裂纹,如图5所示,试验循环数为 0.3×10^7 次。

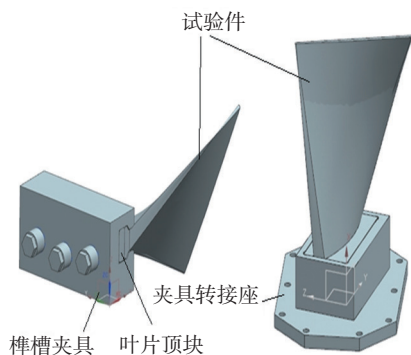


图1 试验工装夹具示意图

Fig.1 Schematic diagram of test fixture

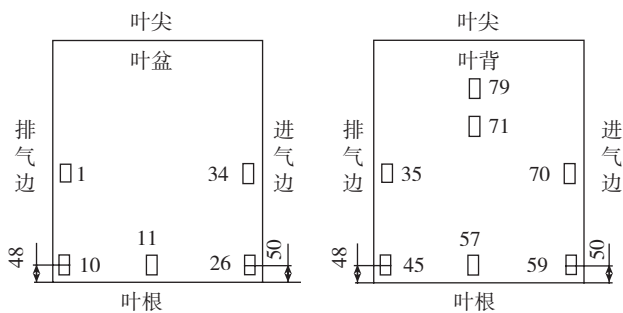


图2 应力分布贴片示意图

Fig.2 Schematic diagram of stress distribution patch

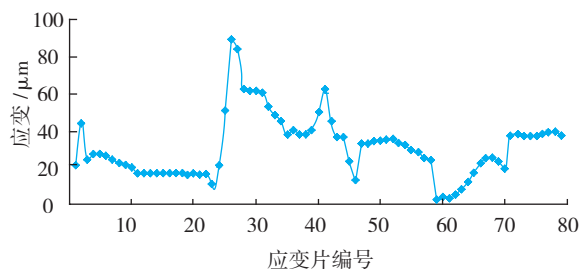


图3 一弯振型下振动应变分布示意图

Fig.3 Schematic diagram of vibration strain distribution in first order bending vibration mode

二者裂纹位置相似,但与一弯振型下的振动应力分布相比,失效位置均非该叶片理论危险位置,为判明失效原因,需要对其开展详细的失效分析工作。

2 振动仿真分析

针对该钛合金空心风扇叶片理论模型(不考虑加工、材料偏差),进行了振动分析和模拟试验状态下的谐响应分析,有限元模型均采用六面体八节点单元划分,单元数为43650。对试验装置进行了预应力分析和振动特性分析,叶片一阶弯曲振型下固有频率为60Hz,振型如图6所示。

为了计算试验时空心风扇叶片的振动应力分布,仅



图4 1#试验件裂纹示意图

Fig.4 Schematic diagram of crack on 1# test specimen



图5 2#试验件裂纹示意图

Fig.5 Schematic diagram of crack on 2# test specimen



图6 风扇叶片一阶弯曲振型图

Fig.6 First order bending vibration mode of fan

模拟由振动台激励引起的振动应力的作用,对其进行谐响应分析,分析工况及载荷按模拟试验状态施加,计算结果如图7所示,局部区域振动应力分布如图8所示,该区域应力集中效应明显;叶片最大振动应力为476MPa,出现在叶盆侧叶根前缘位置,试验最大应力测点位于26号应变片测点处,计算与测试最大应力位置相符。

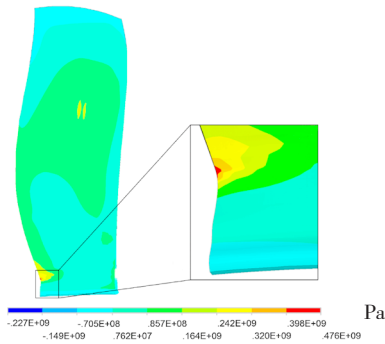


图7 风扇叶片一弯振型下相对振动应力云图
Fig.7 Vibration stress nephogram of fan blade at first order bending vibration mode

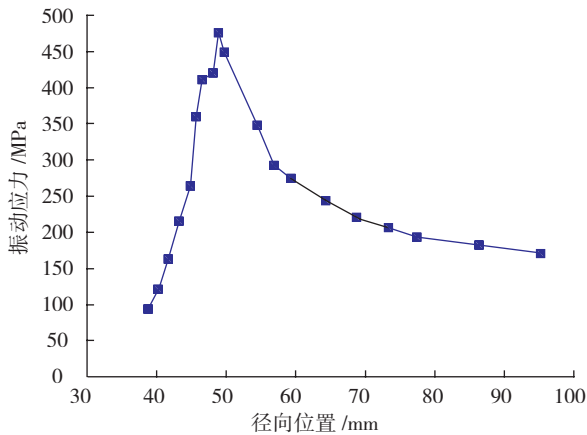


图8 局部区域振动应力分布
Fig.8 Local vibration stress distribution

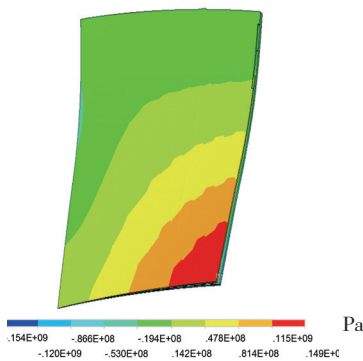


图9 1#试验件裂纹位置振动应力分布
Fig.9 Vibration stress distribution of crack position on 1# test specimen

叶片理论模型在1#试验件失效位置的应力分布如图9所示。鉴于1#试验件裂纹萌生出现在叶盆侧叶尖200mm、距前缘165mm的位置,对叶片理论模型在该区域的应力沿径向分布进行了曲线拟合,如图10所示。叶片裂纹萌生区域的径向应力分布表明:沿叶高方向,由叶片前缘榫头至叶根过渡处,应力急剧增大,而后应力显著降低;裂纹萌生位置处与叶根最大应力位置相比,应力已下降到约为叶片最大振动应力的30%,不足以产生疲劳失效。

针对叶片理论模型在该区域的应力沿弦向分布进行分析,如图11所示。在裂纹萌生截面,沿叶片弦向,由叶片前缘至裂纹萌生位置,振动应力呈增大趋势;但其最大应力仅为叶片最大振动应力的30%,远小于叶根前缘处的应力,该应力不足以产生疲劳失效。

针对叶片理论模型在1#试验件裂纹位置沿厚度方向的应力进行分析,如图12所示。沿厚度方向,由盆侧表面至内部,径向应力呈降低的趋势,裂纹中心位置表面应力(146MPa)是内部应力(66.8MPa)的2.2倍。可见沿厚度方向虽存在应力集中,但最大应力位于表层,且远小于叶根前缘处的应力,该区域不存在导致异常失

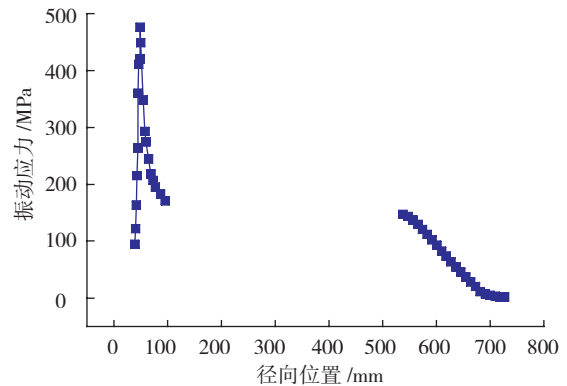


图10 1#试验件振动应力沿叶高分布
Fig.10 Distribution of vibration stress along blade height on 1# test specimen

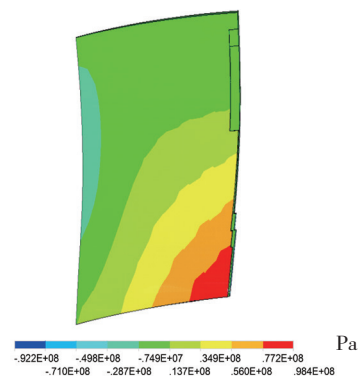


图11 1#试验件局部振动应力云图
Fig.11 Local vibration stress nephogram of 1# test specimen

效的结构设计因素。

由以上分析可知,空心风扇叶片理论模型的最大应力位于叶盆侧叶根前缘处;1# 试验件和 2# 试验件裂纹位置相近,且失效位置均非高应力区,因此该两处失效均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。

3 断口分析

为确定 1# 和 2# 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# 试验件振动试验后,裂纹宏观外形呈“之”字形,如图 5 所示。裂纹位于叶盆侧空心位置,其几何形状中点距离叶尖约 200mm,目视可见裂纹表面有粉末渗出,且在裂纹中心位置更为明显。高倍镜下可观察到之字形裂纹中心位置区域裂纹为多段不连续的折线,且各折线区域均有较多的渗出粉末;初步认为裂纹为内部萌生,且为多源裂纹。

1# 试验件断口全貌见图 13,根据断口上疲劳弧线和放射棱线特征判断,疲劳裂纹起始于薄板与叶盆侧厚板扩散连接处。

2# 试验件断口全貌见图 14,断口平行于叶片展向方向,沿薄板与厚板连接处呈线状开裂,裂纹形成后向叶片厚度方向扩展,薄板与叶盆侧厚板交接部位即为疲劳源区。

以 1# 试验件为例,断裂源区如图 15 所示,属于线源裂纹,源区未发现明显的材质缺陷。疲劳扩展区微观形貌见图 16,呈现出细密的疲劳条带特征,可判断其为疲劳失效。

4 失效机理分析

根据断口分析结果,可见 1# 和 2# 试验件裂纹性质

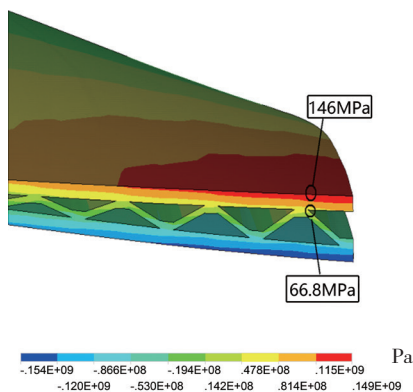


图12 1#试验件沿厚度方向的径向应力云图

Fig.12 Radial stress nephogram along the thickness direction of 1# test specimen

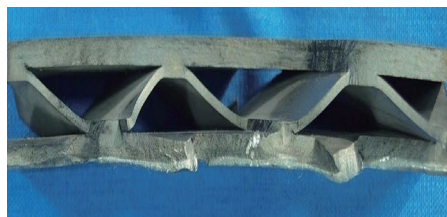


图13 1#试验件叶片断口全貌

Fig.13 Fracture surface of 1# test specimen



图14 2#试验件叶片断口全貌

Fig.14 Fracture surface of 2# test specimen

均为疲劳裂纹,虽然具体特征不同,但均存在平行于叶片展向的断口和与叶片展向有一定夹角的断口,裂纹均起源于平行于叶片展向的断口上。结合叶片振动仿真分析结果来看,对于理论叶片,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,当前试验中出现平行于叶片展向萌生的疲劳裂纹、线源特征,且

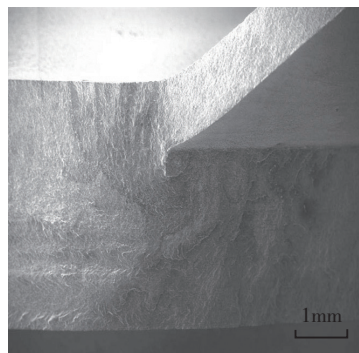


图15 1#试验件断裂源区

Fig.15 Fault source area of 1# test specimen

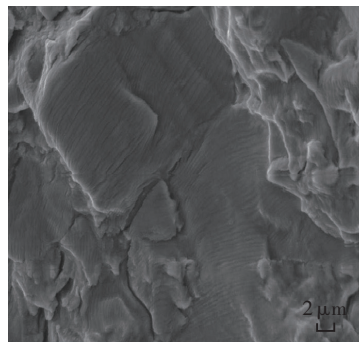


图16 1#试验件疲劳条带特征

Fig.16 Fatigue characteristic of 1# test specimen

起源部位无明显的材质缺陷,这表明裂纹叶片轴向存在受力异常现象。

两件叶片疲劳裂纹均萌生于厚板与薄板连接部位,裂纹源区附近为深色,高倍镜下发现裂纹源区附近存在摩擦痕迹,从断口分析结果看材质无缺陷,可认为其疲劳裂纹的萌生与薄板和厚板间发生异常接触有关。

以 1# 试验件为例,其裂纹位置内部几何特征与理论叶片相比存在明显差异,如图 17 所示。对薄板与厚板连接位置进行对比分析,内部裂纹萌生位置所在区域薄板外形扭曲,失效原因可以确定为局部区域的薄板扭曲导致薄板与厚板摩擦进而疲劳失效。

基于以上分析,失效的根本原因在于局部区域薄板外形扭曲导致与理论设计的薄板存在偏差,进而致使薄板与厚板摩擦引起疲劳失效。对加工和检测过程进行分析,认为产生成形偏差的原因是:(1)超塑成形过程中气压波动导致薄板微区变形;(2)检测环节未识别出该缺陷。

5 改进措施及效果

结合上述分析,两件试验件失效均源于叶片成形过程中局部区域薄板外形扭曲,因此制定改进措施:(1)加工方面:在热成形环节,通过工艺试验研究来优化工艺参数,提高成形气压控制的能力,实现对薄板成形质量的控制;(2)检测方面:在超塑成形环节增加 CT 检测,剔除可能影响性能的薄板结构隐患。

按照以上措施完成改进后,后续在一弯振型下开展了 8 件叶片的高循环疲劳试验,均未在该区域出现失效。以 3# 试验件为例,振动疲劳验证试验后叶片裂纹位置位于叶盆前缘根部,与振动仿真分析结果一致,如图 18 所示。

6 结论

针对某空心风扇叶片试验件在高循环疲劳试验中出现的异常失效现象,进行了振动仿真和断口分析,结

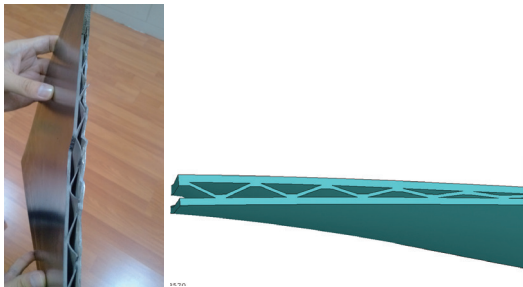


图17 1#试验件叶片断口与叶片理论模型截面对比
Fig.17 Comparison of blade fracture and nominal blade section of 1# test specimen

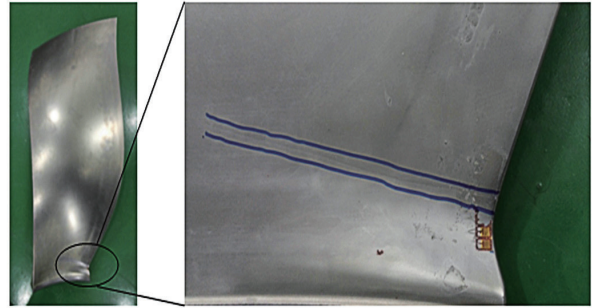


图18 3#试验件裂纹示意图

Fig.18 Schematic diagram of crack on 3# test specimen

果表明裂纹萌生于薄板与叶盆侧厚板交接部位,失效模式为疲劳失效,失效机理为局部区域薄板扭曲导致高循环疲劳试验中薄板与厚板发生摩擦,进而诱发超塑成形环节中疲劳失效。

基于失效机理分析结果,制定了优化超塑成形工艺参数和增加 CT 检测环节的改进措施,验证试验表明改进措施有效,后续再未出现此类失效,很好地解决了该异常失效问题。

参考文献

- [1] 卫飞飞,丁建国,刘晓锋,等. 某大涵道比复合弯掠风扇设计与试验研究[C]// 第六届中国航空学会青年科技论坛文集(下册),北京:航空工业出版社,2014:246-250.
WEI Feifei, DING Jianguo, LIU Xiaofeng, et al. Design and experimental study of a High bypass ratio skewed-swept fan[C]// Proceedings of the 6th China Aviation Society Youth Science and Technology Forum (volume two). Beijing: Aviation Industry Press, 2014:246-250.
- [2] WEI F F, CHEN Y Y, WU Z Q, et al. Failure analysis of rubbing of the fan tip and case of an engine[J]. Procedia Engineering, 2015, 99:1289-1296.
- [3] 刚铁. 宽弦空心风扇叶片结构设计及强度分析研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2005.
GANG Tie. Research on structural design and stress analysis of hollow fan blades[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005.
- [4] 杨雯,杜发荣,郝勇,等. 宽弦空心风扇叶片动力响应特性研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3):444-449.
YANG Wen, DU Fanrong, HAO Yong, et al. Investigation of dynamic response property of wide-chord fan blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2007,23(3):444-449.
- [5] 王营,陶智,杜发荣,等. 宽弦空心风扇叶片流固耦合作用下的叶片响应分析[J]. 航空动力学报,2008, 23(12):2178-2183.
WANG Ying, TAO Zhi, DU Farong, et al. Response analysis of fluid and solid coupling characteristics for a wide-chord fan blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12):2178-2183.
- [6] 杨剑秋,王延荣. 基于正交试验设计的空心叶片结构优化设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2):376-384.
YANG Jianqiu, WANG Yanrong. Structural optimization of hollow fan

(下转第93页)