

基于整机试车的涡轮叶片高低循环复合疲劳试验技术

王奉明^{1,2,3}, 朱俊强¹, 徐 纲¹

(1. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100190;

2. 中国科学院大学, 北京 100190;

3. 中国航空发动机集团有限公司 中国航空发动机研究院, 北京 101304)

摘 要: 针对航空发动机涡轮叶片同时承受高循环载荷和低循环载荷的特征,以小推力涡喷发动机为研究对象,搭建了基于引电器的涡轮叶片动应力测量系统,利用数值模拟和试验测试结合的方法,实现了高度为 30 mm 的涡轮叶片在 40 000 r/min 转速、950 °C 环境温度条件下的动应力测量,并以此为基础发展了整机高低循环复合疲劳试验方法,开展了高压涡轮叶片高低复合疲劳整机试验。研究结果表明,该型发动机转速在 34 920 r/min 时,叶片高循环振动应力达到 112.7 MPa,带来了涡轮叶片的高循环疲劳损伤且是引起涡轮叶片产生裂纹的主要因素,低循环疲劳载荷是导致裂纹扩展的主要因素,两者综合作用会显著影响涡轮叶片寿命。

关 键 词: 涡轮叶片; 动应力测量; 涡轮叶片振动; 高低循环复合疲劳; 载荷谱

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Test method for the combined high and low cycle fatigues of turbine blade based on the whole engine operation

WANG Fengming^{1,2,3}, ZHU Junqiang¹, XU Gang¹

(1. Institute of Engineering Thermophysics,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. University of the Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

3. Aero Engine Academy, Aero Engine Corporation of China, Beijing 101304, China)

Abstract: The turbine blade is subjected to both high cycle and low cycle loads synchronously during aero-engine operation. Therefore, using a low thrust turbojet engine as research platform, a test scheme based on the electrical leads on how to assess the blade dynamic stress was put forward in particular for the blades used in harsh conditions i. e. high rotation speed, small size and high temperature. The dynamic stress of 30 mm height turbine blades operated at the rotation speed of 40 000 r/min and in 950 °C was obtained by use of a combined value simulation and experiment measurement method. Moreover test methods of the combined high cycle and low cycle fatigues based on the whole engine operation, including the methods on how to obtain the resonance vibratory stress and to compose the load spectrum, were developed. The engine test was carried out and the combined high cycle and low cycle fatigues of high pressure turbine blade were investigated. The results show that blade dynamical stress reaches 112.7 MPa at the rotation speed of 34 920 r/min, which may

收稿日期: 2017-05-10

作者简介: 王奉明(1979—),男,高级工程师,博士,主要从事航空发动机论证研究。

引用格式: 王奉明,朱俊强,徐纲. 基于整机试车的涡轮叶片高低循环复合疲劳试验技术[J]. 航空动力学报,2018,33(10):2343-2350. WANG Fengming,ZHU Junqiang,XU Gang. Test method for the combined high and low cycle fatigues of turbine blade based on the whole engine operation[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(10):2343-2350.

lead to the high cycle fatigue failure of the turbine blade and the high cycle load is the major reason for the initialization of the crack, and the low cycle load is the major reason to result in the crack propagation, and both of them will affect the life of the turbine blade synthetically.

Key words: turbine blade; dynamic stress measuring; turbine blade vibration; combined high and low cycle fatigue; load spectrum

涡轮叶片是航空发动机中受力最复杂的部件,它在承受任务剖面带来的离心负荷、高温负荷和叶盆叶背稳态压差等低循环载荷的同时,还承受着气动、机械源等高频激励作用,这会引起叶片高低循环复合疲劳(combined high and low cycle fatigue)的失效模式^[1]。

高低循环复合疲劳的概念最早是由 Duggan 教授等提出^[2],近年来,国内外学者在航空发动机典型结构的高低循环复合疲劳方面开展了大量深入研究,Hou 等^[3-5]阐述了高低循环频率比对不同材料裂纹扩展的影响规律,Matikas^[6]设计了高循环频率为 20 kHz 的设备进行高低循环复合疲劳试验,试验结果及断口表明,相对于低循环疲劳载荷,高循环疲劳载荷是引起损伤的主要原因。赵振华、李睿、刘红彬等^[7-9]分别开展了航空飞行器及发动机上常用的 TC11 钛合金、2024-T3 铝合金、TC11 材料高低循环复合疲劳性能影响因素的试验研究;康宁等^[10]利用某发动机涡轮部件开展了高低循环复合疲劳试验中振动应力的检测与计算方法研究,采用监测叶片振幅的方法确定出了涡轮叶片振动应力;闫晓军等^[11]开展了高低循环复合疲劳对涡轮叶片寿命影响试验研究,试验结果表明,在低循环载荷基础上叠加高频振动载荷,显著缩短了叶片的疲劳寿命;侯贵仓等^[12]在试验器上完成了某发动机二级高压涡轮盘榫齿高低循环复合疲劳试验,成功地模拟了实际使用中造成榫齿损坏的主要因素。

目前,航空发动机工程研制过程中已明确了低循环和高疲劳考核方法及要求,但对于高低循环复合疲劳特性的验证方法研究还停留在实验室研究阶段,主要利用材料标准样件或简单零部件在试验器上开展,很难准确模拟真实发动机环境中高循环疲劳和低循环疲劳的复合应力环境^[13]。

由于缺乏对高低循环疲劳的有效考核,国内某型发动机在研制过程中,虽然按 GJB241A-2010《涡轮喷气和涡轮风扇发动机研制通用规范》要求,分别通过了规定的低循环疲劳和高循环疲劳转速递增/递减考核试验,但在外场实际使用中仍出现高低循环复合疲劳带来的涡轮叶片断裂故

障。本文以某小推力涡喷发动机为研究对象,提出了一种基于整机试车的涡轮叶片高低循环复合疲劳试验技术,主要思路是:在台架整机试车状态测试涡轮叶片的振动应力,进而确定高循环疲劳考核转速区域与考核时间;再结合外场实际使用情况,确定低循环疲劳循环与循环数;然后制定高低循环复合疲劳试验载荷谱,在整机状态下完成叶片疲劳寿命试验,并通过监测叶片裂纹数量、尺寸变化和断口疲劳特征分析高低循环载荷对叶片疲劳损伤的影响。

本文研究工作可为发动机工程研制过程中的高温旋转件振动应力测试和关键重要部件的高低循环复合疲劳试验提供分析方法和数据参考,以弥补传统试验方法的不足,提高发动机结构完整性的考核有效性。

1 高温环境旋转件振动应力测试技术

采用台架试车方法,对某涡轮叶片的高低循环复合疲劳寿命进行测试和考核,可以真实准确模拟涡轮叶片的应力场和温度场。高温环境中旋转件振动应力测试是开展本试验研究的关键技术。由于目前国内鲜有针对工作转速 0~40 000 r/min、温度 900℃ 以上、叶片高度 30 mm 以下涡轮叶片振动应力测试的公开报导,因此本节对测试中的关键问题进行详细阐述,为相关工程实践提供技术支撑。

1.1 试验平台与测试硬件

试验平台为某小推力涡喷发动机,最高转速为 40 000 r/min 对应涡轮前燃气温度为 950℃;慢车转速为 65% 最高转速,对应涡轮前燃气温度为 480℃。该发动机通过了 GJB241A-2010 中规定的阶梯/遭遇试车与 60 h 耐久性试车考核,经检查完好无损。

涡轮叶片动应力测试采用引电器法^[14-17],应力测试系统由高温应变计、应变计引线、高速刷环引电器、连接线路(采用 1/4 桥路)和动态测试系统等组成。测试硬件在选择时重点关注频响范

围、允许使用温度、精度及量程,最终选用的试验设备及技术指标如表 1 所示,在发动机中的安装形式如图 1 所示。

表 1 引电器测试系统组成

Table 1 Composition of electrical leads measurement system

名称	型号	技术指标
高温应变计	HPF-12-063-SCW	工作温度 1100℃ 栅丝为铂钨合金, 尺寸 1.6 mm×1.524 mm
应变计引线	铠装高温 玻璃纤维	工作温度 1150℃ 直径:φ1.6 mm
高速刷环引电器	CX-16	引电器测点:8 点 使用温度:常温 冷却:F113
动态测试系统	OROS36	采样率:124 kHz; 系统精度:24 bit A/D; 通道数:16

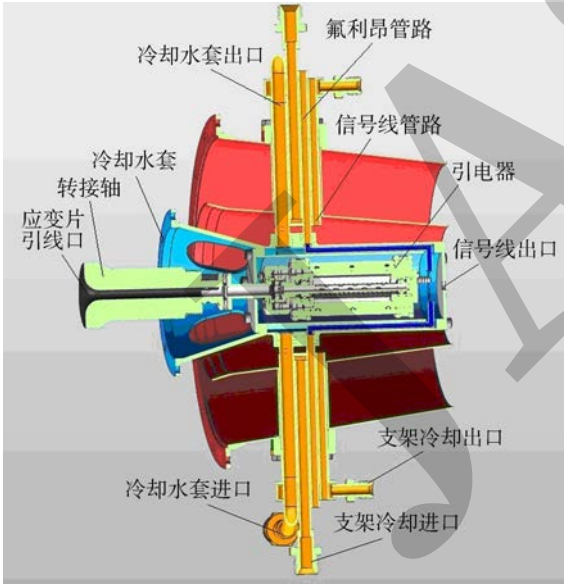


图 1 引电器测试系统在发动机中的安装

Fig.1 Electrical leads measurement system installed in the engine

1.2 恶劣环境下应变片敷设技术

高压涡轮转子叶片属于发动机的高温部件,在试验过程中,应变片及引线不仅工作环境温度高,还要承受高速、高压的气流冲击作用,此外,应变片及引线随叶片高速旋转,会承受较大的惯性载荷。因此,应变片或导线的脱落乃至损坏一直是限制涡轮叶片振动应力测试的一大难题^[18]。试验涡轮叶片表面比较光滑,为了实现紧固粘贴,

必须首先对叶片表面进行磨砂,增加粗糙度;然后利用陶瓷(ROHIDE)喷涂,以实现应变片牢固敷设在叶片表面,并用熔化的陶瓷棒封闭应变片的基底,以起到隔温作用。

1.3 叶片危险模式确定

为确保在台架试车中,可以准确测试高压涡轮叶片的最大振动应力及其对应的工作转速,首先采用有限元法对叶盘振动特性进行计算分析,初步确定可能存在的共振模式,以便在试验中有所预判。

1.3.1 计算模型及边界条件

根据高压涡轮叶盘循环对称的结构特点,建立一个扇区的实体模型,并选用 10 节点四面体 SOLID187 单元划分网格,共建立 155 538 个单元,231 234 个节点,如图 2 所示。计算中,对图中面 O 节点施加轴向和周向位移约束。

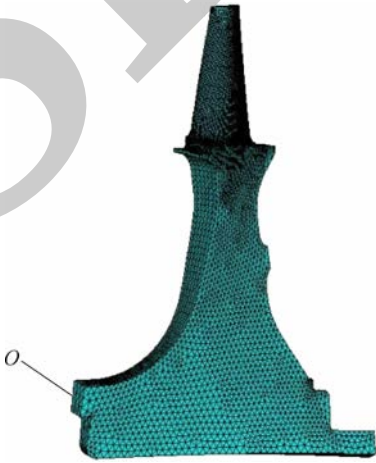


图 2 高压涡轮叶盘计算有限元模型

Fig.2 Finite element model of the high pressure turbine blade

1.3.2 叶片共振分析

分别在不同转速,考虑离心负荷带来的预应力效应,带入对应工况温度时的材料机械性能参数,求解叶片的动频曲线,并进一步绘制 Campbell 图求解叶片的共振频率,如图 3 所示。图中蓝色横线表示叶片动频随发动机转速变化的情况,由于材料的弹性模量随工作温度(或转速)的升高而降低,因此叶片的动频曲线随转速升高呈下降趋势。图中通过坐标原点的红色射线代表与转速成倍数关系的激励,可表示为 $E \times \Omega / 60$ (E 为激励系数; Ω 为转速,单位 r/min)。 E 数值相对较小时,通常是由气流不均匀所引发的激励, E

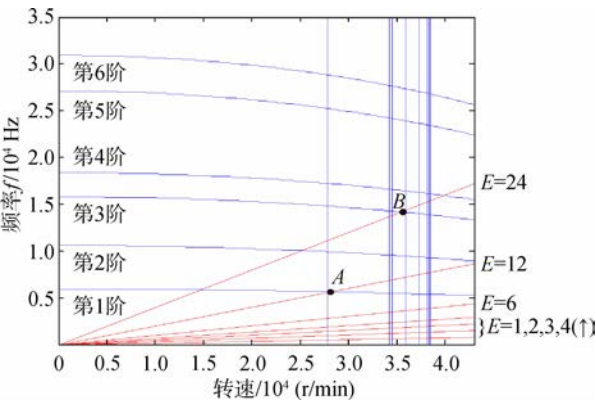


图 3 涡轮转子叶片共振转速图

Fig. 3 Campbell diagram of the turbine blade

数值相对较大时,通常是由结构所引发的激励,如静子叶片数或上游支板、支柱数目;图 3 中动频曲线与激励射线的交点即为发动机实际工作时,叶片可能出现的共振点。

由图 3 可见,在工作转速范围内,涡轮叶片有两种模态可能被激起:一是在发动机转速为 28138 r/min 时,转速 12 倍频的尾流激励(燃烧室 12 个燃油喷嘴)可能激起叶片的第 1 阶模态,如图中共振点 A 所示;二是在发动机转速为 35413 r/min 时,转速 24 倍频的尾流激励(24 片高压涡轮导向叶片)可能激起叶片的第 3 阶模态,如图中共振点 B 所示。

进一步提取两个共振点对应的叶片振型及相对振动应力分布,如图 4 和图 5 所示。

由图 4、图 5 可见,涡轮叶片以第 1 阶或第 3 阶模态振动时,最大相对振动应力均出现在涡轮叶片排气边尾缘叶根附近。

1.4 应变片敷设位置确定及应力折算方法

由上述计算结果,最为理想的应变片敷设位置是在叶片排气边尾缘根部,从而可以直接捕捉到叶片的最大振动应力值。但由图 4(b)可见,最大应力(无量纲)区域的应力梯度极大,而应变片

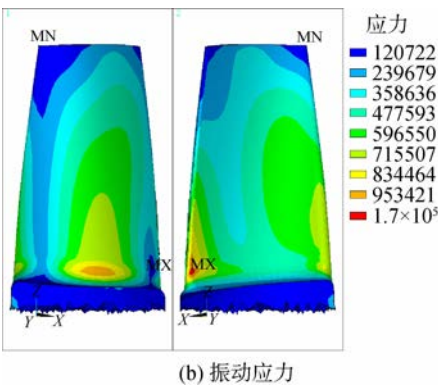


图 4 第 1 阶模态振型及振动应力分布图

Fig. 4 First order vibration mode and vibration stress distribution

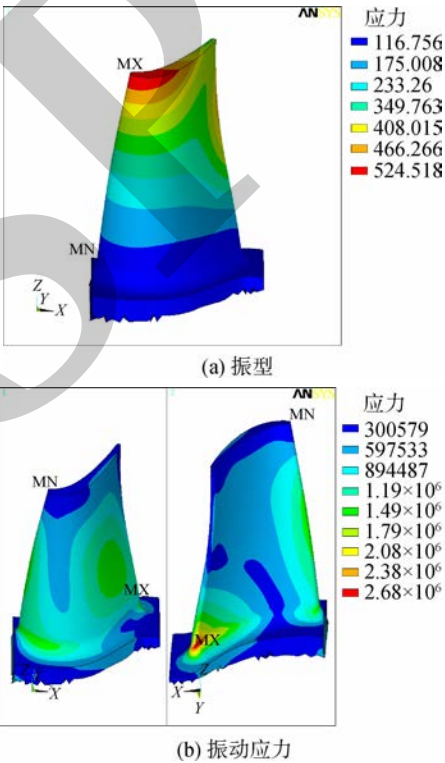
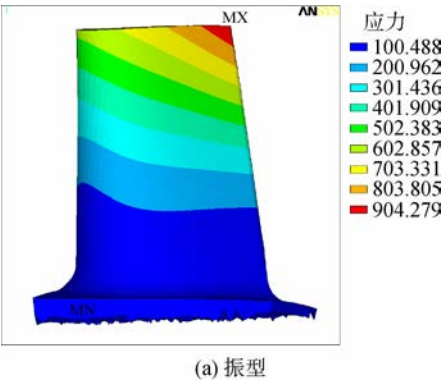


图 5 第 3 阶模态振型及振动应力分布图

Fig. 5 Third order vibration mode and vibration stress distribution

测试结果实际上是其粘贴面积内的应变总值,因此大应力梯度必然带来较大的测试误差;此外,试验对象为小推力涡喷发动机涡轮叶片,叶片展向长度为 30 mm 左右,由于叶根圆角的存在,在实际操作中不可能在叶根位置牢固的敷设应变片。因而本文按如下原则进行高温涡轮叶片的应变片敷设位置选取:①具备足够面积的平整粘贴空间;②应力梯度小;③所关心阶次的模态应力值相对较大。

根据上述原则,对于所关注的第 1 阶模态,应



(a) 振型

变片可敷设在图 6(a)所示位置 C;对于所关注的第 3 阶模态,应变片可敷设在图 6(b)所示位置 D。

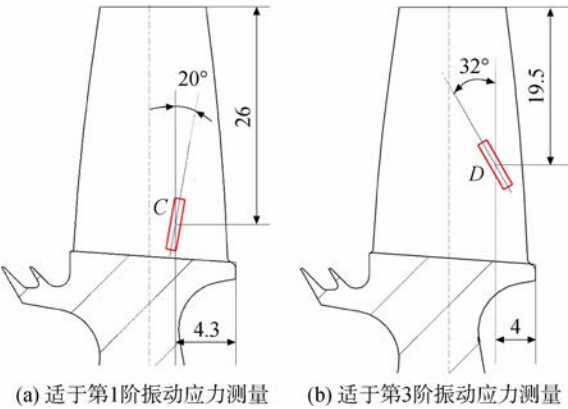


图 6 应变片安装位置(单位:mm)

Fig. 6 Locations of the strain gauges (unit:mm)

在动应力测试中,可依据公式(1)将贴片位置测得的动态应变转换得到叶片的最大振动应力。

$$\sigma_{\max} = m \times \sigma = m \times (E \times \xi \times \eta) \tag{1}$$

式中 $\sigma_{\max}$ 为叶片的最大应力值; m 为应力转换系数,其定义为叶片以某阶模态共振时,叶身最大振动应力与贴片处振动应力的比值,由 1.3.2 节计算结果可确定第 1 阶与第 3 阶的应力转换系数分别为 2.78 和 3.13; σ 为贴片处振动应力值,其计算方法为材料弹性模量 E 与贴片处测量应变值 ξ 以及系数 η 的乘积,系数 η 由桥路接法、桥压、应变片灵敏度系数等因素决定。

2 疲劳载荷谱确定方法

2.1 高循环疲劳试验载荷谱

2.1.1 叶片共振转速及共振应力测试

为确定共振应力点,将发动机转速由慢车状态缓慢推至最大转速状态,测试得到叶身位置 C、D 的动态应变幅值随转速变化如图 7 所示。

图 7(a)中位置 C 处应变片出现时域峰值对应的转速为 27 960 r/min,最大应变幅值为 2.9×10^{-5} ,结合共振图分析结果可知,对应 Campbell 图中的共振点 A,由 12 倍频转速激励激起,激振力频率为 5 410 Hz。位置 D 处应变片出现时域峰值对应的转速为 34 920 r/min,最大应变幅值为 2.17×10^{-4} ,对应 Campbell 图中的共振点 B,由 24 倍频转速激励激起,激振力频率为 13 920 Hz。与试验结果相比,计算获得的共振转速值相对误差很小。

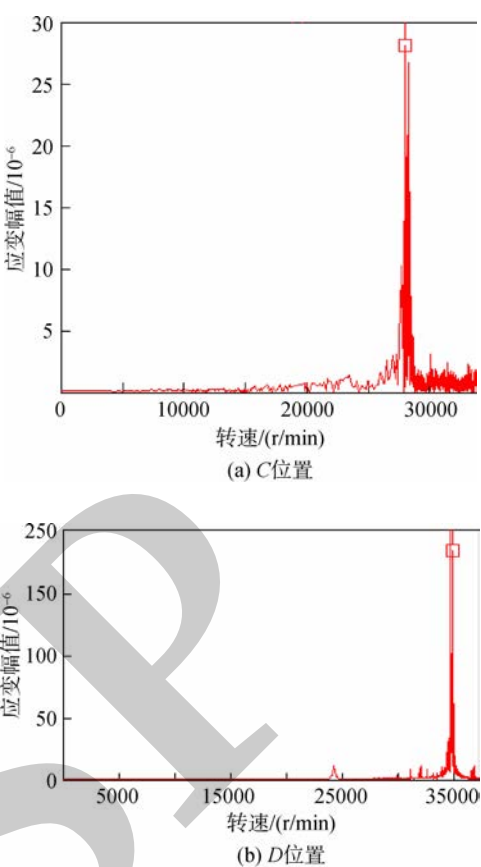


图 7 动态应变幅值随转速变化曲线

Fig. 7 Dynamic strain amplitude-rotational speed relationships

根据测试获取的位置 C 处和 D 处振动应力值,利用式(1)计算得到叶片的最大振动应力值,见表 2。可见,由 12 倍频激振力激起的叶片 1 阶振动应力最大值仅为 15.0 MPa,符合相关设计规范;而由 24 倍频激振力激起的叶片 3 阶振动应力最大值为 112.7 MPa,会对涡轮叶片带来一定的疲劳损伤积累。

表 2 动应力测量结果

Table 2 Dynamic stress measurement

参数	应变片位置	
	C	D
应变幅值/ 10^{-6}	29	217
贴片处振动应力/MPa	5.4	36.0
折算最大振动应力/MPa	15.0	112.7

2.1.2 高循环疲劳试验考核转速区域及运行时间分析

在实际工程中,由于制造、装配等误差因素,同级各叶片的自振频率具有一定程度的差

异,因而叶片共振转速不是一个点,而是一个转速范围。此共振转速区域的确定方式为:理论共振转速值±叶片最大频差所对应的转速范围,叶片最大频差可依据非旋转态时模态试验的测试结果获得。

由模态测频结果,叶片 1 阶振动频差为 65 Hz,对应转速范围为 325 r/min;2 阶振动频差为 65 Hz,对应转速范围为 162.5 r/min。因此,在进行高循环疲劳试验时,需要考虑的转速范围为 $(27\,960\pm325)$ r/min 和 $(34\,920\pm162.5)$ r/min,应在此转速范围内加密转速台阶,可按照发动机控制精度能够实现的最小转速台阶(160 r/min)进行试验。根据 GJB241A 中对不同材料构件高循环疲劳次数的要求,该发动机涡轮叶片使用的镍基高温合金应满足大于 10^7 的高循环疲劳寿命,可确定如表 3 所示的高循环考核转速及累积运转时间。

表 3 高循环疲劳考核转速及累积运转时间

Table 3 Accumulative running time of the high cycle fatigue test for different speeds

参数	转速/(r/min)	运转时间/h
第 1 阶振动考核	27 640	0.5
	27 800	0.5
	27 960	0.5
	28 120	0.5
	28 280	0.5
第 3 阶振动考核	34 760	0.2
	34 920	0.2
	35 100	0.2

2.2 低循环疲劳试验载荷谱

该发动机设计要求为具备不低于 1 000 次的使用循环寿命,依据其任务剖面^[19],可确定其低循环疲劳载荷谱为:启动—慢车停留 3 min—最大推力停留 3 min—慢车停留 4 min—停车。

2.3 高低循环复合疲劳试验载荷谱

依据 GJB241A-2010 对持久试车规定的转速递增和递减要求,确定高低循环复合疲劳试验载荷谱如图 8 所示。先依照表 3,在各转速台阶上累积完成 10^7 次高循环疲劳试验(转速递增和转速递减时间各为 1/2),再完成 1 000 次低循环疲劳试验。

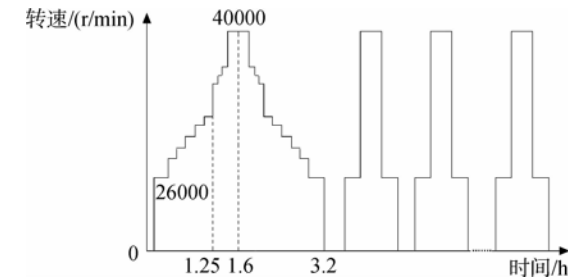


图 8 高低循环复合疲劳试验载荷谱

Fig. 8 Load spectrum used in the combined high and low cycle fatigue test

3 试验结果及讨论

3.1 试验现象分析

当发动机完成高循环疲劳对应的循环载荷后(图 8 中 0~3.2 h),用孔探仪观测叶片,发现 7 片高压涡轮叶片出现裂纹,均位于涡轮叶片排气边尾缘叶根附近,与图 5(b)给出的振动应力幅值区吻合,其中一片叶片的裂纹长度达 2.3 mm,验证了 24 倍频激振力激起叶片 3 阶共振的危害性。

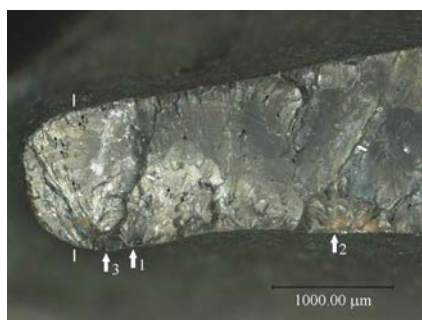
随后开展低循环疲劳试验,完成 40 次循环后,检查发现除前文提及的 7 片叶片,并未发现其他叶片出现裂纹,而原裂纹叶片的裂纹尺寸由 2.3 mm 扩展至 3.5 mm。完成 80 次循环后,未发现其他叶片出现裂纹,原裂纹叶片的裂纹尺寸进一步扩展至 4.0 mm。完成 106 次循环后,发现新增 1 片叶片出现裂纹,原裂纹叶片的裂纹尺寸扩展至 6.0 mm。

综上所述,完成 3.2 h 高循环载荷后,即发现 7 片叶片出现裂纹,而历经 106 次低循环载荷后,仅发现新增 1 片叶片出现裂纹,说明高循环载荷是引起裂纹萌生的主要因素。此外,在低循环疲劳试验过程中,裂纹随循环数增加而迅速扩展,说明低循环载荷是导致裂纹扩展的主要因素。

3.2 叶片断口分析

叶片裂纹区域断口如图 9 所示,可见断口存在多条疲劳弧线,根据疲劳弧线确定疲劳源位置共有三个,均位于叶盆侧,如图 9(a)中白色箭头 1、2、3 所示。

从疲劳断口局部放大图 9(b)可见,有较多与疲劳弧线相交的纹理,这表明有两种不同的工作应力作用于涡轮叶片裂纹处,一部分断口疲劳弧线表现出高循环疲劳断裂特征,一部分表现出低循环疲劳断裂特征,即涡轮叶片的断裂是高低循环复合疲劳的作用结果。



(a) 尾缘断口位置



(b) 局部放大图

图 9 叶片裂纹断口分析图

Fig. 9 Fracture analysis diagram of the blades

3.3 讨论

实践表明,动应力测量结果的准确性通常很难评价。本文通过动应力测量表明,由 24 倍频激励激起的叶片 3 阶振动应力最大值为 112.7 MPa,超出了设计规范要求,而在接下来的高低周复合疲劳试验过程中涡轮叶片出现了裂纹,证明了动应力测试结果准确度较高,本文所论述的动应力测试方法具有工程实用价值。

目前国内外指导航空发动机研制的相关标准与规范中,航空发动机耐久性试车程序都包含高循环疲劳转速台阶试车内容(即从慢车转速与最高转速之间按相等转速增量增加转速),以验证发动机抗高循环疲劳振动载荷能力。但实践表明^[20],这种方法因无法准确反映高循环疲劳振动应力给发动机带来的不利影响,只能暴露约 50% 的潜在高循环疲劳问题,导致一些发动机通过即使通过了考核试验,外场使用过程中叶片仍发生疲劳破坏。

本文工作虽然尚无法彻底的解决上述问题,但所探讨的基于整机试车的叶片高低循环复合疲劳试验技术,能够实现发动机在振动应力峰值区域累积运转至要求的次数,且能进一步验证低循环疲劳循环对叶片寿命的影响。试验表明,该方法能够有效暴露传统高循环疲劳考核方法无法暴

露的结构完整性问题,是对现有航空发动机结构完整性考核的有益补充,为后续将 GJB241A-2010 中 4.4.2.6.3 节“低循环疲劳试验”与“阶梯/遭遇试车”合并为高低循环复合疲劳试验提供了丰富的技术支撑。

4 结 论

1) 基于整机试车的涡轮叶片高低循环复合疲劳试验技术,能够有效暴露传统低循环、高循环疲劳试验方法无法暴露出的故障。试验结果及失效机理分析表明,高循环疲劳载荷是引起涡轮叶片产生裂纹的主要因素,而低循环疲劳载荷是导致裂纹扩展的主要因素,两者综合作用会显著影响涡轮叶片寿命。

2) 振动应力测量技术,可有效解决叶片短发动机涡轮叶片振动应力的测试难题,实现了 40 000 r/min 转速 950 °C 环境温度的旋转件振动应力测试,测试方案和技术细节可为相关研究提供重要技术参考。

3) 通过动应力测量及高低循环复合疲劳试验验证,表明发动机设计存在问题,需要根据测量结果进行激励因素调整、阻尼减振等方式降低振动应力,提高发动机结构完整性。

在后续研究中,将进一步完善高低循环载荷交替作用对叶片损伤积累和寿命的影响,并探讨对 GJB241A-2010 中 4.4.2.6.3 节关于耐久性试验方法的修订工作。

参考文献:

- [1] ZHANG Dayi, HONG Jie, MA Yanhong, et al. A probability method for prediction on high cycle fatigue of blades arisen by aerodynamic loads[J]. Advances in Engineering Software, 2011, 42(12): 1059-1073.
- [2] DUGGAN T V, BYRENE J. Fatigue as a design criterion [M]. London: Macmillan, 1977.
- [3] HOU N X, WEN Z X, YU Q M, et al. Application of a combined high and low cycle fatigue life model on life prediction of SC blade[J]. International Journal of Fatigue, 2009, 31(4): 616-619.
- [4] PETERS J O, RITCHIE R O. Influence of foreign-object damage on crack initiation and early crack growth during high-cycle fatigue of Ti-6Al-4V[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2002, 67(3): 193-207.
- [5] BYRNE J, HALL R F, POWELL B E. Influence of LCF overloads on combined HCF/LCF crack growth[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25(9): 827-834.
- [6] MATIKAS T E. A high-cycle fatigue apparatus at 20 kHz for low-cycle fatigue/high-cycle fatigue interaction testing

[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2001, 24(10): 687-697.

[7] 赵振华, 陈伟. 高低周循环复合载荷对 TC11 钛合金疲劳性能的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2468-2474. ZHAO Zhenhua, CHEN Wei. Effect of combined cycle load upon the fatigue performance of titanium alloy TC11[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2468-2474. (in Chinese)

[8] 李睿, 鲍蕊, 费斌军. 2024-T3 铝合金孔板高低周循环复合疲劳试验研究[J]. 飞机设计, 2010, 30(3): 18-22. LI Rui, BAO Rui, FEI Binjun. Experimental investigation on combined high and low cycle fatigue performance of 2024-T3 aluminum alloy plate with hole[J]. Aircraft Design, 2010, 30(3): 18-22. (in Chinese)

[9] 刘红彬, 陈伟, 杜文军. TC11 材料高低周循环复合疲劳试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(2): 23-26. LIU Hongbin, CHEN Wei, DU Wenjun. Experimental investigation on low and high cycle combined fatigue performance of TC11 titanium alloy[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(2): 23-26. (in Chinese)

[10] 康宁, 闫晓军, 李晓甫, 等. 高低周循环复合疲劳试验中振动应力的监测与计算[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010, 23(4): 22-25. KANG Ning, YAN Xiaojun, LI Xiaofu, et al. Numerical calculation and measurement of the vibration stress in combined high and low cycle fatigue tests[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2010, 23(4): 22-25. (in Chinese)

[11] 闫晓军, 孙瑞杰, 邓瑛, 等. 涡轮叶片复合疲劳特性曲线及其规律的试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(8): 1824-1829. YAN Xiaojun, SUN Ruijie, DENG Ying, et al. Experimental study on fatigue curve law of turbine blade under combined high and low cycle loading[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(8): 1824-1829. (in Chinese)

[12] 侯贵仓, 王荣桥, 闫晓军, 等. 轮盘榫齿高低循环复合疲劳寿命试验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 1999, 25(2): 167-170. HOU Guicang, WANG Rongqiao, YAN Xiaojun, et al. Experiment study on combined fatigue of turbine disc fir-tree slots at elevated temperature[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 25(2): 167-170. (in Chinese)

[13] 洪杰, 刘书国, 张大义, 等. 小型短寿命涡扇发动机涡轮叶片疲劳失效分析[J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 604-609. HONG Jie, LIU Guoshu, ZHANG Dayi, et al. Fatigue failure analysis of turbine blade in miniature short-life turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 604-609. (in Chinese)

[14] DEANNA R G. Wireless telemetry for gas-turbine engine[R]. NASA/TM-2000-209815, 2000.

[15] LONG S A, EDNEY S L, REIGER P A, et al. Telemetry system integrated in a small gas turbine engine[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 2012, 134(4): 044501. 1-044501. 5.

[16] 李仙丽, 罗乘川, 安奕忱, 等. 基于遥测技术的发动机涡轮转子叶片动应力测量[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2014, 27(6): 53-56. LI Xianli, LUO Chengchuan, AN Yichen, et al. Measuring technology on dynamic stress of turbine rotor blades using telemetry[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27(6): 53-56. (in Chinese)

[17] 曹昆华, 黄家经. 某型发动机低压涡轮转子叶片动测技术及应用研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(1): 22-25. CAO Kunhua, HUANG Jiajing. Investigation on the dynamic instrumentation technology of an engine LP turbine blade and its application[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(1): 21-25. (in Chinese)

[18] 卢艳辉, 梅庆, 雷沫枝, 等. 高转速压气机转子叶片的动应力测试与动力学设计评估[J]. 推进技术, 2014, 35(10): 1398-1403. LU Yanhui, MEI Qing, LEI Mozhi, et al. Vibration stress test and dynamical evaluation for high rotational speed compressor blades through numerical and experimental method[J]. Journals of Propulsion Technology, 2014, 35(10): 1398-1403. (in Chinese)

[19] 王桂华, 刘海年, 张大义, 等. 航空发动机成附件振动环境试验剖面确定方法研究[J]. 推进技术, 2013, 34(8): 1101-1107. WANG Guihua, LIU Hainian, ZHANG Dayi, et al. Study on formulating method for vibration environment test profiles of aero-engine accessories[J]. Journals of Propulsion Technology, 2013, 34(8): 1101-1107. (in Chinese)

[20] ARNOLD S P E. Lessons learned to improve HCF demonstration tests[R]. RTO-MP-AVT-121, 2005: 20. 1-20. 12.

(编辑: 李岩梅)