# 涡轮叶片高温振动特性试验技术研究

## 高翔,燕群,杭超,由于

(中国飞机强度研究所,西安 710065)

摘要:目的 获取涡轮叶片实际工作温度下的模态特性、探索高温模态试验技术。方法 通过虚拟试验与物 理试验相结合的方式进行叶片的高温振动特性试验,首先应用基于 ABAQUS 的有限元分析方法,进行叶片 的虚拟热试验,得到叶片的温度分布后对其模态特性进行求解。搭建叶片高温振动特性试验系统,采用辐 射加热的方式对叶片施加热载荷,同时采用高频电磁振动台激振叶片,利用激光测振设备来测试叶片的速 度分布从而获取叶片的振动特性参数。结果 最终对比两种试验结果,虚拟试验结果与物理试验存在一定的 误差,但在允差范围内。结论 所述的试验方法可以为叶片振动特性测试提供科学依据,并对叶片的疲劳试 验研究具有良好的参考价值。

关键词:涡轮叶片;高温振动试验;模态分析;有限元 DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2018.09.012 中图分类号:V231.92 文献标识码:A 文章编号:1672-9242(2018)09-0061-05

# Test Technologies for High Temperature Vibration Characteristics and Turbine Blade

GAO Xiang, YAN Qun, HANG Chao, YOU Yu (AVIC Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China)

**ABSTRACT: Objective** To acquire characteristics of mode of turbine blade at actual operating temperature and explore technologies for high temperature modal test. **Methods** A blade thermal vibration characteristics test was carried on by combining virtual experiment with physical experiment. The temperature field distribution of the turbine blade were got through virtual thermal test based on ABAQUS based finite element analysis. The nature vibration characteristics of the turbine blade with temperature field distribution were calculated by tenon contacting conditions according to actual clamping state. The blade thermal vibration experiment system was established by combining electromagnetic vibration table with radiant heating system. Meanwhile, the blade was impacted and excited by a high frequency electromagnetic vibration generator system. Then the blade vibration parameter characteristics were obtained through testing the speed distribution of blade with a laser vibration sensor. **Results** After comparison of two test results, there were some difference between the analysis results and the test results, which were within the allowable range. **Conclusion** The test methods could provide scientific basis for test of blade vibration characteristics and was of great effective guidance for study on blade fatigue.

KEY WORDS: turbine blade; thermal vibration test; modal analysis; finite element

涡轮叶片是航空发动机的重要关键件,主要功能 是将燃气的动能与热能转换成机械能。涡轮叶片工作 环境极其恶劣,高低周载荷循环作用(低周载荷分别 为轮盘转动带来的离心力、燃气带来的高温,高周载 荷主要是气流与旋转叶片形成的交变的激振力)<sup>[1]</sup>。 据统计,由振动引起的故障在航空发动机故障中占比

收稿日期: 2018-06-25; 修订日期: 2018-07-25

• 61 •

作者简介:高翔(1990—),男,陕西人,硕士,工程师,主要研究方向为航空发动机强度测试。

超过 60%,振动引起的叶片类部件故障在振动引起故 障中的占比超过 70%。我国现役的发动机大都出现过 由于振动产生叶片断裂的故障<sup>[2]</sup>。由此可见,振动引 起的叶片故障问题非常严重亟待解决,研究叶片的振 动特性具有重要意义。

在发动机实际工作条件下,涡轮叶片由于受到热 载荷、离心力、气流激励等多方面载荷的共同作用, 产生的振动问题比常温下复杂得多,开展高温载荷条 件下热端叶片振动方面的研究工作在工程领域非常 必要。近年来,国内外发展了许多结构振动与热载荷 耦合作用下模态分析方面的方法和技术。Librescu L 等 人对薄壁结构在热载荷条件下的模态和稳定性进行了 理论分析<sup>[3]</sup>。艾书民等人重点研究了一维温度场作用下 涡轮叶片振动特性的分析方法<sup>[4]</sup>。肖俊峰团队建立了 叶片多载荷条件下的三维有限元分析模型,同时进行 了温度场和应力场的分析<sup>[5]</sup>。这些成果对涡轮叶片热环 境下模态分析均有一定的参考价值,但对于高温条件下 振动特性分析和测试工程应用来讲仍不太成熟<sup>[6-7]</sup>。

针对涡轮叶片热-结构耦合振动这一研究内容, 文中以高压涡轮工作叶片为研究对象,采用数值仿真 方法建立虚拟热试验环境,通过石英灯组作为热源, 对叶片进行辐射加热的稳态传热模式进行叶片振动 特性试验安装系统温度场分析,获得了满足试验温度 要求下的温度场分布。使用与虚拟热试验分析相同的 结构网格划分,将获得的温度场分布作为载荷条件施 加给结构,进而分析获取叶片结构的稳态热振动特性 响应。最后进行了叶片高温振动特性试验,获取叶片 的振动特性参数。对比虚拟试验与物理试验结果发 现,两者存在一定的误差,但在允差范围内。

# 1 虚拟热试验

叶片热振试验系统的安装场景如图 1 所示,图中 高温合金夹具与叶片为榫连接,模拟叶片的实际安装 状态。夹具用于夹持高温合金,底面固定在振动台面 上,用于传递振动激励,夹具下部开有空腔通入冷却 水。采用石英灯组加热器对叶片进行辐射加热,石英 灯组沿叶身高度方向布置。虚拟热试验就是采用数值 仿真方法建立热试验环境,石英灯为热源,建立石英



图 1 叶片热振试验系统的安装场景

灯与叶片(包括试验夹具)面-面辐射,石英灯、反 射板与试验件面-面辐射以及反射板面-面辐射关系。

热振试验首先需要确定热环境,采用虚拟热试验 方法进行热试验的石英灯加热器的分区确定。采用数 值仿真方法建立热试验环境,石英灯为热源,建立各 种辐射关系。

在 Abaqus 2016 X64 平台建立四面体有限元模型,整体模型如图 2 所示。为了保留试验件结构几何特征,试验件的有限元模型划分较密。同样地,与试验件连接的高温合金试验件的有限元模型也划分较密。不同模型之间采用了绑定连接。叶片采用四面体网格单元自由划分建立,网格单元尺寸设置为 1 mm,局部网格加密。高温合金夹具采用四面体网格自由划分,考虑高温合金夹具与试验件榫接触,榫槽接触部分网格单元尺寸加密<sup>[8-9]</sup>。



图 2 叶片试验系统有限元模型

#### 1.1 热载荷

给定两组石英灯,采用面-面辐射进行计算。通 过调整热载荷(石英灯的灯管温度)使得试验件表面 温度满足试验要求,为了提高试验件根部的加热效 率,通过喷黑减小表面发射率。面-面辐射示意如图 3 所示。



图 3 上部石英灯与叶片叶盆表面辐射

### 1.2 边界条件

根据试验要求在高温合金夹具底部施加气流冷却边界条件,在振动台转接夹具水流区域施加水流冷却边界条件,其他边界绝热。试验件表面采用空间辐射边界条件,黑度系数为0.8,环境温度为300 K。

气流冷却边界条件如图 4 所示,水流冷却边界条 件如图 5 所示,试验件表面和夹具外表面都施加了辐 射边界条件,如图 6 所示。辐射背景温度为 293 K, 分别设置夹具表面发射率、叶片表面外段表面发射率 和内段表面发射率。





图 6 辐射边界条件

### 1.3 仿真分析结果

试验系统仿真温度如图7所示,最高温度为1271 K (998 ℃),发生在翼稍。最低温度为670 K(367 ℃),发生在叶片最底端,符合叶片热载荷要求。不同视向



图 7 虚拟热试验温度云图

的叶片温度云图如图 8 所示。



# 2 热环境下振动特性分析

### 2.1 边界条件

为进行试验件安装状态、带温度场条件下的振动 特性分析,将夹具底面采取全约束,如图9所示。高 温合金夹具与叶片榫接触绑定,夹具与高温合金夹具 面接触绑定。叶片及试验系统网格均采用四面体网格 单元自由划分建立,对于榫接触、叶片气膜孔通气孔 等结构局部加密。将文中1.3节计算所得叶片试验系 统虚拟热试验温度场计算结果作为预定义场加载到 动力学分析模型中;对叶片试验系统进行振动特性分 析,获取其一阶频率与振型。



图 9 叶片试验系统底面约束示意图

### 2.2 热振条件下振动特性分析结果

试验件第一阶固有频率分析结果如图 10、图 11 所示。试验安装状态下试验件第一阶固有频率为 2878.9 Hz。由试验系统振型图可知,在该频率下试验 夹具处于非共振状态,试验安装状态下试验件一阶频



率振型与真实安装状态下试验件一阶振型一致。

### 2.3 高温环境叶片振动特性测试

试验现场俯视示意图如图 12 所示。叶片通过试 验安装系统紧固在振动台面上,在叶片热振试验中, 通过石英灯组对叶片进行辐射加热,分别对试验安装 系统和加热器进行水冷。利用扫描 3D 激光测振仪测 试叶片的固有频率,同时对振动台体和测振仪采取隔



热措施<sup>[10]</sup>。

首先将叶片加热至试验温度,保持叶身温度均 匀,待叶身温度均匀和稳定后进行叶片的模态测试。 根据仿真分析所得叶片可能的振动特性频率范围和 振型分布情况,结合试验件表面对激光测点的响应情 况,在叶片缘板上方叶身部位布置 40 个测量点,如 图 13 所示。通过扫描 3D 激光测振仪与高频振动台 联合试验,获得叶片高温环境下的一阶固有频率为 2651.2 Hz,一阶弯曲振型如图 14 所示。



图 13 叶片激光测点布置



图 14 叶片高温振动一阶弯曲振型

### 3 结论

对比仿真计算所得振型与试验所得振型,可以看 出,试验所测振型与仿真所得振型相吻合,但试验所 测一阶频率值(2651.2 Hz)小于仿真所得一阶频率值 (2878.9 Hz)。究其原因,可能是边界条件有差别: 在仿真分析中对叶片榫接触采用绑定约束,而实际试 验中榫接触无法做到完全无滑移;另外仿真分析中夹 具与高温合金夹具面接触采用绑定约束,实际试验中 利用螺栓连接来固定夹具与高温合金夹具;边界条件 的差别导致连接刚度不同,因而试验测得频率较低。

文中采用虚拟试验技术与真实物理试验相结合 的方式进行叶片的高温振动特性试验,探索了一种行 之有效的叶片热振虚拟试验方法,基于这种方法给出 了叶片高温环境下的一阶固有频率和振型。通过对比 虚拟实验与物理试验过程与结果,具体展示了数据处 理和分析的过程,实现了叶片高温模态数据的确定。 该方法可以为叶片振动特性测试提供科学依据,并对 叶片的疲劳试验研究提供了良好的参考,具有一定的 工程应用价值。

### 参考文献:

- [1] 陶春虎, 钟培道, 王仁志, 等. 航空发动机转动部件的 失效与预防[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
- [2] 黄庆南. 航空发动机设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [3] 陈火红, 祁鹏. MSC.Patran/Marc 培训教程和实例[M]. 北京: 科学出版社, 2004.
- [4] 艾书民, 王克朋, 缪辉, 等. 稳态温度场作用下涡轮叶 片振动特性的研究[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2011,

28(4): 17-21.

- [5] 肖俊峰,朱宝田,丰镇平,等.具有温度场的冷却叶片振动特性计算方法研究[J]. 燃气轮机技术,2006(3):
  28-31.
- [6] 沃德·海伦. 模态分析理论与实验[M]. 白化同译. 北京: 北京理工大学出版社, 2001.
- [7] 李德葆. 实验模态分析及其应用[M]. 北京: 科学出版 社, 2001.
- [8] WANG B T, CHENG D K.Modal Analysis of MDOF System by Using Free Vibration Response Data Only[J]. Journal of Sound and Vibration, 2008, 311(3/4/5): 737-755.
- [9] 闫晓军. 涡轮叶片疲劳[M]. 北京: 科学出版社, 2013.
- [10] 李其汉. 航空发动机强度振动测试技术[M]. 北京: 北 京航空航天大学出版社, 1995.