

基于三维激光扫描的涡轮叶片 高温模态测试技术

代江波, 罗现强, 符顺国, 王 琦, 冯海波
(中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 提出了基于三维激光扫描技术的发动机涡轮叶片高温模态测试技术, 实现了在最高 900 ℃ 的高温环境下的涡轮叶片模态测试。设计了一套高温环境模拟装置, 实现了不同温度环境的模拟, 基于振动台基础激励技术和三维激光扫描技术, 建立了不同温度环境下的涡轮叶片三维测试模型, 获取了准确的模态振型、模态频率等参数, 验证了方法的可行性。分析结果显示: 温度升高会导致涡轮叶片固有频率下降, 900 ℃ 较常温环境 1 阶频率下降约 6%, 叶尖振型因热应力产生轻微畸变。

关 键 词: 高温模态; 三维激光扫描; 模态振型; 模态频率; 涡轮叶片

中图分类号: V232.4; O329 **文献标志码:** A

Hot-modal test technology of turbine blades based on 3D laser scanning

DAI Jiangbo, LUO Xianqiang, FU Shunguo, WANG Qi, FENG Haibo
(Sichuan Gas Turbine Establishment,
Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: The high temperature modal test technology of engine turbine blades based on 3D laser scanning technology was presented, which realized the modal test of turbine blades at high temperature of up to 900 ℃. A set of high temperature environment simulation device was designed to realize the simulation of different temperature environments. Based on the basic excitation technology of the shaking table and 3D laser scanning technology, the 3D test models of turbine blades under different temperature environments were established, the accurate modal shape, modal frequency and other parameters were obtained, by which the feasibility of the method was verified. The analysis results showed that the natural frequency of turbine blades decreased due to the increase of temperature, and the first-order frequency decreased by 6% compared with the ambient temperature at 900 ℃. The modal shape of blade tip was slightly distorted due to thermal stress.

Key words: hot-modal; 3D laser scanning; modal shape; modal frequencies;
turbine blades

叶片是航空发动机的关键部件, 其完好程度及工作可靠性直接影响发动机的性能和飞行安全^[1]。随着航空发动机向高推质比、高马赫数方向发展, 发动机部件面临更加复杂的工作环境, 典

收稿日期: 2020-08-08
作者简介: 代江波(1987—), 男, 高级工程师, 硕士生, 主要从事发动机叶片等零部件的高周疲劳、模态测试及环境振动试验研究。
引用格式: 代江波, 罗现强, 符顺国, 等. 基于三维激光扫描的涡轮叶片高温模态测试技术[J]. 航空动力学报, 2021, 36(5): 907-915.
DAI Jiangbo, LUO Xianqiang, FU Shunguo, et al. Hot-modal test technology of turbine blades based on 3D laser scanning [J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(5): 907-915.

型热端部件如涡轮叶片面临严峻的高温环境的影响,这会引起材料强度及弹性模量等物理参数的改变,同时引起结构内部的热变形和热应力^[2],降低了结构的承载能力,导致动力学特性发生变化。而在发动机工作过程中产生的激励因子很可能让涡轮叶片发生共振,最终因高周疲劳导致叶片出现裂纹甚至断裂事故。因此,在发动机研制中,获取涡轮叶片等热端部件在高温环境下的模态参数尤为重要。

国内外对于高温环境下的仿真及数值计算进行了较多研究。例如,文献[3-4]中提到 Sabour 和 Bhat 研究了热环境下旋转结构的振动问题,指出结构的固有频率同时受到温度场和离心刚度的共同影响。李春旺等利用有限元方法研究了航空发动机涡轮叶片振动模态影响因素,指出温度场及热应力场会使叶片各阶振动频率降低。在高温环境振动模态测试方面,杨自春对受热复合材料层合板的振动进行了试验研究,结果表明,随着温度升高,各阶固有频率显著下降。国内,相关研究所开展了导弹舵面、三角翼等大型结构的高温模态测试研究,采用延长激振器激振连杆的方法,实现高温环境下被测件的激振,振动信号采集方法为非接触式单点激光测振,能够获取其模态频率参数,而对高温下的振型参数没有获取,但是国内在涡轮叶片高温模态测试方法的研究较少,而且,上述方法仅获取模态频率参数,测点少,建模精度低,温度低,不适用于需要高温环境、大弯掠叶型、较小尺寸的高压涡轮叶片的高温模态测试。

因此,开展发动机叶片等热端部件的试验研究、分析热效应对结构固有振动的影响、验证仿真结果的准确性以及补充高温模态测试技术都是确切需要的,这对于解决发动机叶片因高温带来的结构性能变化问题具有重要理论意义和工程应用价值。本论文设计了一套高温环境模拟装置,利用振动台对高温环境下的涡轮叶片进行基础激励,提出了利用三维激光扫描测振技术进行涡轮叶片高温模态测试的方法,成功获取了涡轮叶片在高温环境下的模态参数。

1 高温模态测试方法

航空发动机叶片的工作环境复杂,不仅受到气动载荷的影响,同时还受到温度载荷的影响,尤其是高压涡轮转子叶片等^[5-6]。而高温模态试验作为获取高温环境下的结构动力学特性的一个重要手段,其复杂程度和实施难度比常温下的模态

试验要高很多。高温模态试验中,由于结构周围需要进行高温加热,所以,传统的激振方法和响应采集方法就不再适用。试验方法的改变,必然导致试验后的数据处理方法的改变,传统的数据处理方法也不能继续应用于高温模态参数识别中。因此,高温模态试验中,温度场模拟技术、振动载荷施加方式及结构响应获取技术以及模态参数识别的方法便成为主要的技术难题。

1.1 高温温度场设计

综合考虑高温模态试验激振和采集的特殊要求,加温装置应由被测结构响应信号采集窗、加热元件及其控制系统、加温装置升降系统以及隔热冷却系统组成。加温装置四周采用耐高温绵进行隔热处理,并在加温转置外层设计循环水冷却金属外壳,已避免试验中操作人员以外触碰烫伤。底端进行开口设计,已保证涡轮叶片伸入加温炉内腔。加温炉内腔四周布置电阻丝,原理为辐射加热,并采用上下两段式闭环加温控制,额定最高温度为 1100℃。

1.2 激振技术

在高温环境下,涡轮叶片位于加温炉体腔内,传统的力锤激励无法实现,因此需要设计新的激振方式。声激励技术在模态试验中已有广泛应用,具有非接触式的优点,不会对叶片造成附加质量,但是,对于处在加温炉体内的涡轮叶片而言,声激励装置无法耐高温,只能在加温炉外激励,因此,声强就会下降,达不到激励效果。声激励方法同样无法实现。

振动台激振具有激振稳定,信号多样的优点,属于基础激振方法。但是,利用振动台激振需要解决两个关键问题:一是设计试验件与振动台连接的转接段,二是为防止加温炉的高温对振动台滑台造成损害,需在夹具与滑台之间设计水冷却隔热装置,已保护振动台。

因此,进行了一体化的夹具设计,设计加工了带榫槽的工装,模拟叶片安装边界条件,并在装配时利用顶紧螺栓对叶片底部施加一定的力,模拟离心力。叶片装配图如图 1 所示。

夹具底部设计冷却水垫,在冷却水垫内部开槽,铺设铜管,在铜管中利用循环水实现对振动台台体的隔热保护。水冷垫如图 2 所示。

在模态试验中,将试验件通过夹具紧固安装在振动台水平滑台之上,利用水平滑台激振,达到激励叶片振动的目的。论文中应用的振动台为美

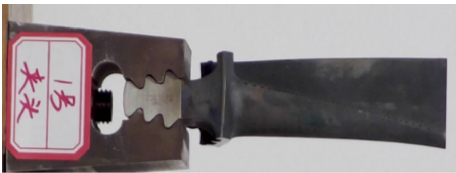


图 1 叶片装配图

Fig. 1 Diagram of blade assembly

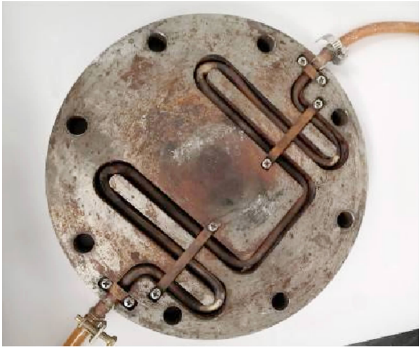


图 2 水冷垫

Fig. 2 Water cooling pad

国 UD(Unholtz-Dickie)5 t 振动台(型号 SAI60F-R24C),频率范围为 5~2500 Hz,最大正弦激振加速度为 120*g*。

1.3 响应获取技术

高温环境下,受限于温度适用范围、附件质量等因素,无法利用传统的接触式传感器采集叶片的振动数据,因此,采用基于多普勒效应的三维激光扫描测振仪测量振幅具有一定的可行性。其具有无附加质量、测试距离远、温度适用范围广等优点^[7-10]。

多普勒效应是指:物体辐射的波长因为波源和观测者的相对运动而产生变化^[11]。在运动的波源前面,波被压缩,波长变短,频率变高;在运动的波源后面,波长变长,频率降低。利用这个效应,可以获取激光多普勒中被测件的振动速度信号与激光频差的函数关系。对于单点激光测振而言,对测量激光束 *S* 与被测物体 *T* 表面的垂直度要求很高,如图 3 所示,被测物体 *T* 表面一点的实际振动速度为 *u*,激光测试方向与 *u* 存在夹角 θ 时,LDV(laser Doppler vibrometry)实际测得速度 u_0 为 $u_0 = u \cos \theta$ 。当存在一定夹角 θ 时,测量精度将随着角度的增加而降低。

结构在激励条件下,振动形式均是三维空间方向的,因此,为获取更精确的模态参数,需要同时测量被测结构的三维振动。而三维激光多普勒

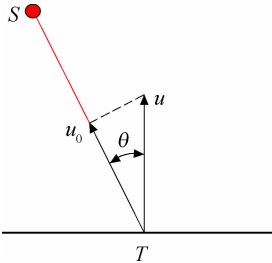


图 3 有倾角的激光测试

Fig. 3 Inclination laser test

测振技术(3D-SLDV)可以有效的去除物体面内振动带来的测试误差,其可以对几何形状不规则的物体进行振动分析,能够更全面地了解物体的振动特性^[12-15]。

三维激光多普勒测振仪测量原理:将 3 个独立的激光探头同时聚焦到一点进行测量,将得到的数据进行坐标变换,就可以将该点的振动数据分解到 3 个坐标方向,得到该点在空间任意 *X*、*Y*、*Z* 方向的振动速度。

如图 4 所示,设结构表面测点为坐标原点 *O*,3 个激光多普勒测振探头分别为 LDV1、LDV2、LDV3,3 个激光测试方向 u_1 、 u_2 、 u_3 与坐标轴 *X* 的夹角分别为 α_1 、 α_2 、 α_3 ,与坐标轴 *Y* 的夹角分别为 β_1 、 β_2 、 β_3 ,与坐标轴 *Z* 的夹角分别为 γ_1 、 γ_2 、 γ_3 ,关系如表 1 所示。

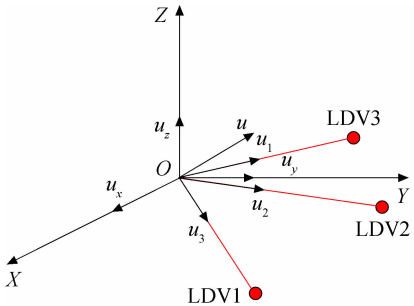


图 4 三维激光测试分解原理图

Fig. 4 Three-dimensional laser test decomposition schematic diagram

表 1 3 个激光测试方向与坐标轴的角度关系

Table 1 Angle relation between three laser test directions and the coordinate axis

测试方向	<i>X</i> 轴	<i>Y</i> 轴	<i>Z</i> 轴
u_1	α_1	β_1	γ_1
u_2	α_2	β_2	γ_2
u_3	α_3	β_3	γ_3

u_1 、 u_2 、 u_3 组成的法平面方程组为

$$\begin{cases} x\cos\alpha_1 + y\cos\beta_1 + z\cos\gamma_1 = u_1 \\ x\cos\alpha_2 + y\cos\beta_2 + z\cos\gamma_2 = u_2 \\ x\cos\alpha_3 + y\cos\beta_3 + z\cos\gamma_3 = u_3 \end{cases} \quad (1)$$

解方程组,3 个法平面交点即原点 O 的三维响应为

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha_1 & \cos\beta_1 & \cos\gamma_1 \\ \cos\alpha_2 & \cos\beta_2 & \cos\gamma_2 \\ \cos\alpha_3 & \cos\beta_3 & \cos\gamma_3 \end{bmatrix}^{-1} \begin{Bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{Bmatrix} \quad (2)$$

1.4 高温模态测试技术原理

频响函数是关于频率的函数,在结构测试方面表征的是振动系统的响应与激励之比,是结构的固有振动特性。根据振动理论可知,振动系统模型由振动系统由系统输入、振动结构和系统输出 3 个部分构成。模态测试的目的是获取振动系统的模态固有频率、模态振型及模态阻尼比等模态参数信息,求解振动系统模态参数的问题既是模态参数识别的问题。

振动问题的动力学一般方程为

$$M\ddot{x} + C\dot{x} + Kx = f \quad (3)$$

另 $x = Xe^{j\omega t}$, 则式(3)转换为

$$(-\omega^2 M + j\omega C + K) \cdot X(\omega) = F(\omega) \quad (4)$$

根据频响函数的定义

$$H(\omega) = \frac{X(\omega)}{F(\omega)} = \frac{1}{-\omega^2 M + j\omega C + K} \quad (5)$$

对于多自由度系统,假设动态特性试验时,振动系统输入激励点个数为 l , 响应点个数为 p , 则频响函数矩阵可以表达为

$$H(\omega) = \begin{bmatrix} H_{11} & H_{12} & \cdots & H_{1l} \\ H_{21} & H_{22} & \cdots & H_{2l} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ H_{p1} & H_{p2} & \cdots & H_{pl} \end{bmatrix} \quad (6)$$

通过模态试验,获取频响函数矩阵的一行或一列,便可识别出振动系统的模态参数。因此,为了获取涡轮叶片的高温模态参数,需要通过试验手段获取振动系统的输入和输出信号,即振动系统的激励信号和相对应的振动响应信号。

高温模态试验需要从温度场、激振方法、振动响应获取等方面进行设计^[16-18]。

设计高温试验电炉,搭建高温模态测试试验平台,利用耐高温材料夹具将高压涡轮叶片紧固于振动台滑台之上,采用振动台进行基础激振,并利用多普勒三维激光扫描测振系统建模以及采集叶片振动响应数据,根据获取的频响函数,识别叶片的高温模态参数。技术路线如图 5 所示。

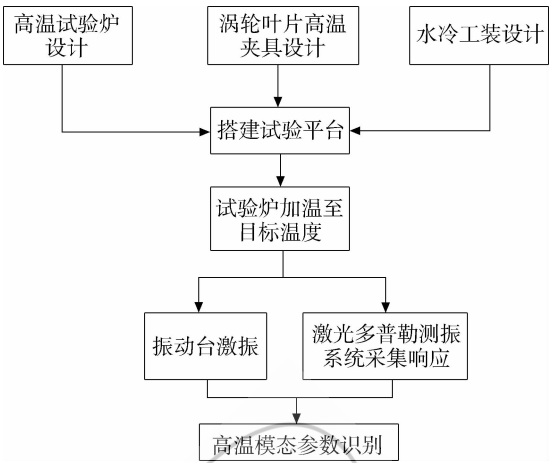


图 5 总体路线图
Fig.5 Overall roadmap

2 模态试验

采用某型发动机的单晶高压涡轮转子叶片为试验对象,叶身长约为 77 mm,宽约为 38 mm,叶片有一定的弯角。根据高温模态试验方法,设计加工工装夹具,完成激振系统、水冷却系统、加热系统、数据采集系统、工装夹具系统等各部分的协调安装,并进行高温模态测试。分别获取了高压涡轮叶片在常温状态、100、200、300、400、500、600、700、800、900℃温度环境下的高温模态参数测试。

2.1 常温模态试验

如图 6 安装涡轮叶片至振动台滑台,利用模态测试平台,在常温环境下,开展模态测试。

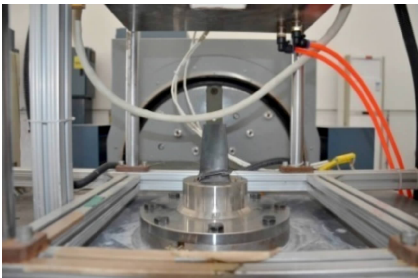


图 6 涡轮叶片安装图
Fig.6 Turbine blade installation diagram

为了提高叶片的反射率,增强激光探头采集信号的强度,在涡轮叶片表面均匀喷洒反射增强剂。如图 7 所示,在模态测试开始前,需要完成三维定位,建立激光扫描测振系统与被测涡轮叶片的空间位置关系,确定测试坐标系。图 7 中,3 个激光探头分为主探头、左探头和右探头,主探头在中



图 7 三维定位

Fig. 7 Three-dimension position

间,左右两个探头分别位于主探头左右两边,且与主探头夹角均小于 25° ,本试验中夹角为约 10° 。

利用激光探头,实现远程模态试验拾振点(图 8(a))的布置,并通过三维激光扫描试验件,获取已布置测点在已建立的坐标系中的空间坐标,建立被测涡轮叶片的三维模态测试模型(图 8(b))。

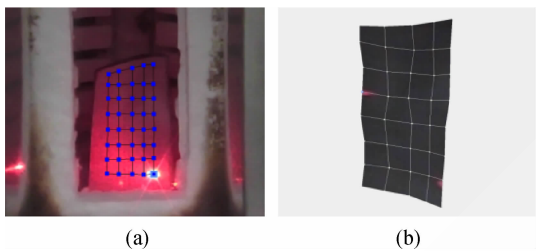


图 8 测点布置及三维扫描建模

Fig. 8 Measuring point layout and 3D scanning modeling

设置激振信号源,正弦扫频信号,扫频范围为 $60\sim 2500\text{ Hz}$,获取的涡轮叶片三维(X、Y、Z 三个方向)速度响应时域曲线如图 9 所示。其中,红色、绿色、蓝色曲线分别代表 X、Y、Z 方向速度响应时域曲线。

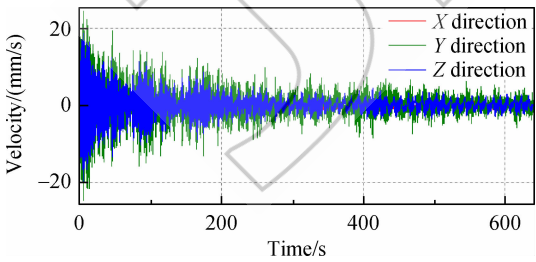


图 9 三维速度响应时域曲线

Fig. 9 Three-dimensional velocity response time domain curves

X、Y、Z 三个方向的频响函数拟合曲线如图 10 所示,分别由图中红色、绿色和蓝色曲线表示,下同。

根据 Polytec 模态参数识别软件分析处理后得到 X、Y、Z 三个方向及合成后的三维模态振型参数,获取的涡轮叶片 1 阶模态频率为

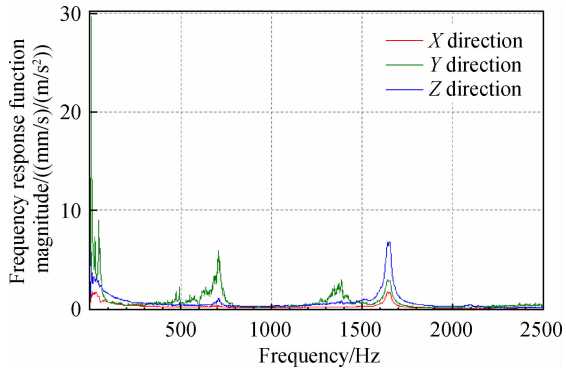


图 10 三维激光扫描测振系统频响函数拟合曲线(常温)

Fig. 10 Frequency response function fitting curve of 3D scanning laser vibration measurement system (ambient temperature)

1656.25 Hz ,振型为 1 阶弯曲振动,如图 11 所示,图中数值分别为此阶模态下对应的模态频率 f 和相位 φ ,两张图代表同一振型在不同观察角度下的形态,后文同方法表示。

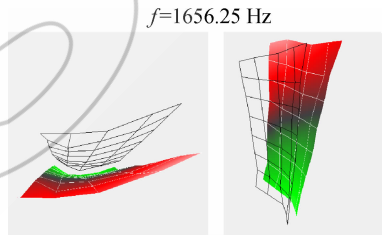


图 11 常温 1 阶弯曲振动

Fig. 11 First order bending vibration at ambient temperature

为对比本测试方法的准确性,利用 $m+p$ 模态测试系统,采用力锤法获取的常温下的 1 阶固有频率值为 1657 Hz ,频响函数(FRF)曲线见图 12,横坐标为频率,纵坐标为频响函数对数幅值,其中 V 表示速度, F 表示力。

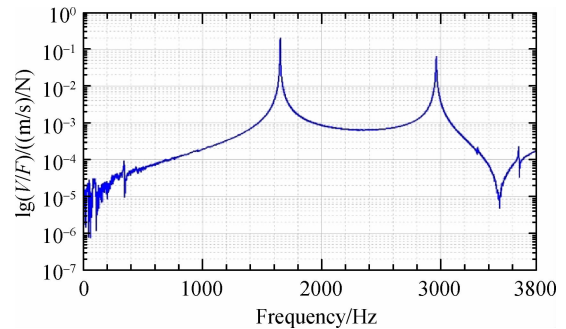


图 12 $m+p$ 模态测试系统频响函数拟合曲线(常温)

Fig. 12 Frequency response function fitting curve of $m+p$ modal test system (ambient temperature)

2.2 100~900℃ 模态试验

分梯度加温,分别在 100、200、300、400、500、600、700、800、900℃ 稳定温度场环境下进行涡轮叶片高温模态测试。不同温度环境下,涡轮叶片在高温试验电炉内照片分别如图 13 所示,图中 t 表示温度。

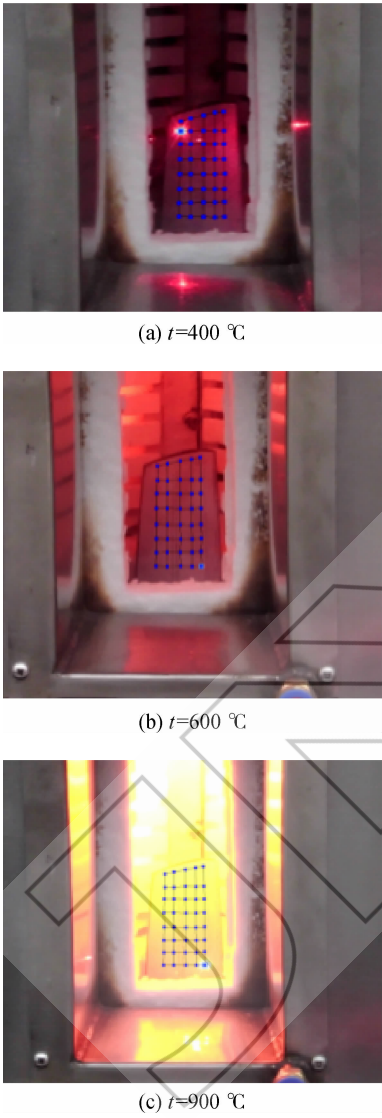


图 13 400℃、700℃ 及 900℃ 时涡轮叶片
Fig. 13 Turbine blades at 400℃, 700℃ and 900℃

在最高温度为 900℃ 环境下,模态试验获取的涡轮叶片频响函数拟合曲线如图 14 所示(横坐标为频率,纵坐标为频响函数幅值),频响函数质量较好,证明本文采用的振动信号测试方法具有一定的抗高温辐射干扰的能力。

高温模态试验获取了测试范围内不同温度环境下的涡轮叶片 1 阶模态振型,1 阶弯曲振动振型如图 15 所示。

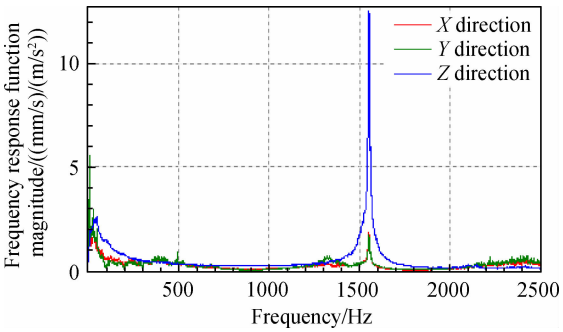
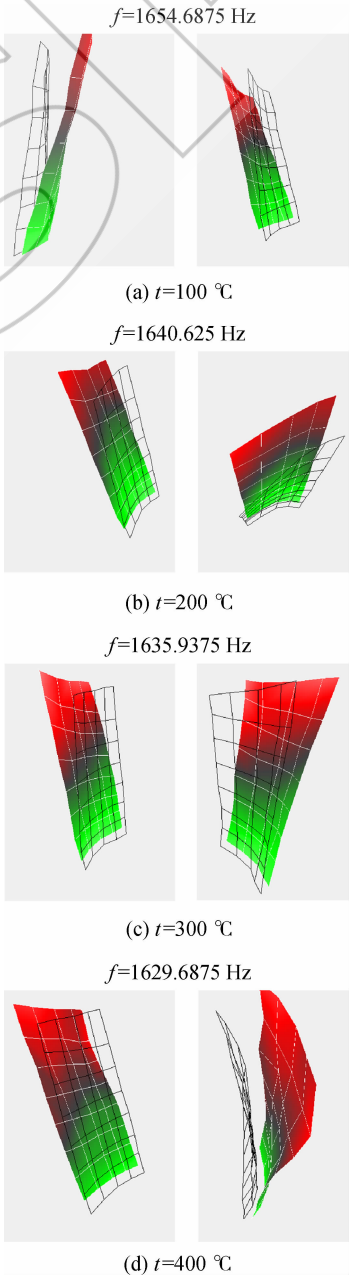


图 14 三维激光扫描测振系统频响函数拟合曲线
($t=900℃$)

Fig. 14 Frequency response function fitting curve of 3D scanning laser vibration measurement system
($t=900℃$)



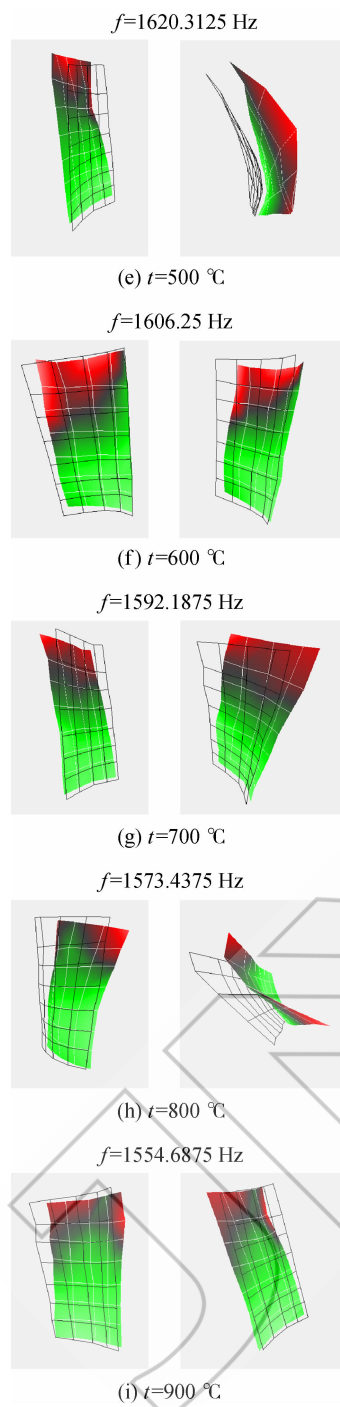


图 15 100~900 °C 涡轮叶片 1 阶弯曲振动

Fig. 15 First order bending vibration of turbine blade at 100—900 °C

分析振型数据,整体振动形态仍是 1 阶弯曲振动,叶尖处的振动一致性存在轻微差异。具体原因为叶尖到叶根具有稳定的温度梯度,叶尖温度最高,模态试验过程中发现,高温下,结构受热应力的影响,产生了热变形与测试的模态振型叠加,造成了测试的模态振型畸变。

通过涡轮叶片模态试验,获取其常温状态至 900 °C 区间内的 1 阶模态频率值如表 2 所示,分析

表 2 数据,涡轮叶片 1 阶模态频率值随温度增高逐渐降低。

温度效应对涡轮叶片 1 阶模态频率的影响曲线如图 16 所示。

表 2 涡轮叶片 1 阶模态频率值

Table 2 Turbine blade 1 order modal frequency value

t/°C	1 阶模态频率/Hz	相邻温度梯度频率差/Hz
22	1 656.25	
100	1 654.29	—1.96
200	1 640.63	—13.66
300	1 635.94	—4.69
400	1 629.69	—6.25
500	1 620.31	—9.38
600	1 606.25	—14.06
700	1 592.19	—14.06
800	1 573.44	—18.75
900	1 554.69	—18.75

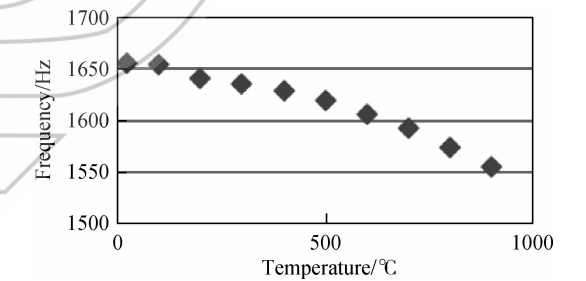


图 16 频率随温度变化趋势

Fig. 16 Frequency with the temperature change trend

3 试验结果分析

本论文基于三维激光扫描测振技术,利用振动台激振,获取了高温环境下涡轮叶片的模态振型和模态频率等参数,根据模态试验结果可知,常温至 900 °C 环境下,频率值下降 101.56 Hz,且随着温度升高,频率呈下降趋势。对于单自由度系统而言,角频率的平方与刚度成正比,与质量成反比,不同温度下,单晶材料的弹性模量等参数会发生变化,温度越高,弹性模量越低,而叶片的质量不会发生变化,因此,温度升高会导致叶片的模态频率降低。

对比不同温度环境下叶片的 1 阶振型可知,在温度较低时,振型一致性较好,当温度上升到 800 °C 和 900 °C 时,整体振动形态仍是 1 阶弯曲振

动,但是叶尖位置同一高度处的振动形态却出现一定的变化,应该是以下原因造成:

本文设计的高温环境模拟装置,为模拟涡轮叶片的温度分布,叶尖至叶根温度是递减的,即叶尖温度最高。温度越高,叶尖的热应力越大,叶片产生了热变形与测试的模式振型叠加,造成了测试的模式振型畸变。

三维模型建模精度影响,本文利用三维激光扫描进行涡轮叶片三维建模,同样,温度越高,对激光测距的干扰越大,影响叶尖的建模精度,从而,影响高温下叶尖的振型精度;

本文利用振动台激振叶片,具有激振能量稳定,信噪比高的优点,但受限于振动台原厂激振频率带宽的影响,最高激振频率为 2 500 Hz,在此频率范围内,仅能获取涡轮叶片的 1 阶振动模式,但是,高温模式试验结果证明,基于三维激光扫描的涡轮叶片高温模式测试技术是可行的,只要提高振动台的激振频率范围,应该可以获取更高阶的模式参数。

4 结 论

本文设计了一套温度场模拟装置,能够提供一定温度梯度的温度场,较好地模拟了高温下涡轮叶片的温度分布环境;设计加工的水冷却一体化夹具即能够实现对振动台的隔热保护,又可以模拟涡轮叶片的真实边界条件;采用振动台激振,应用三维激光扫描测振进行高温下涡轮叶片的模式试验测点布置、三维建模及三维振动信号采集。通过高压涡轮叶片的高温模式试验,获取了涡轮叶片的高温模式频率及模式振型等参数,验证了方法的可行性。对发动机设计同等重要的高阶高温模式参数的测试提供了重要的技术基础,具有一定的应用价值和意义。

参考文献:

[1] 傅志方. 振动模式分析与参数辨识[M]. 北京: 机械工业出版社,1990.

[2] 《航空发动机设计用材料数据手册》编委会编. 航空发动机设计用材料性能数据手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2018.

[3] 麻连净,蔡骏文. 导弹舵面热模式试验激振方法研究[J]. 战术导弹技术,2013,34(6):20-25.

MA Lianjing,CAI Junwen. Research on excitation method of missile rudder thermal mode test[J]. Tactical Missile Technology,2013,34(6):20-25. (in Chinese)

[4] 程昊,李海波,靳荣华. 高超声速飞行器结构热模式试验国外进展[J]. 强度与环境,2012,39(3):52-59.

CHENG Hao,LI Haibo,JIN Ronghua. Foreign development of thermal mode test for hypersonic vehicle structure[J]. Strength and environment,2012,39(3):52-59. (in Chinese)

[5] 孟宪文. 涡轮叶片温度场重构及温度分布特征研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学,2019.

MENG Xianwen. Study on temperature field reconstruction and temperature distribution characteristics of turbine blades[D]. Harbin: Harbin Engineering University,2019. (in Chinese)

[6] 吴松. 热环境下机翼结构振动研究[D]. 南京: 南京航空航天大学,2013.

WU Song. Research on wing structure vibration under thermal environment[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2013. (in Chinese)

[7] 朱天煦,臧朝平. 高温结构激光扫描模式测试的降噪与参数识别[J]. 强度与环境,2020,47(2):46-55.

ZHU Tianxu,ZANG Chaoping. Noise reduction and parameter identification for laser scanning modal testing of high temperature structures[J]. Intensity and environment,2020,47(2):46-55. (in Chinese)

[8] 李繁,臧朝平. 曲面叶片三维工作变形连续扫描激光测试[J]. 航空动力学报,2018,33(12):2991-2998.

LI Fan,ZANG Chaoping. Continuous scanning laser test for 3D working deformation of curved blade[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(12):2991-2998. (in Chinese)

[9] 陈香,臧朝平,朱靖,等. 基于 SLDV 技术的薄壁机匣三维全场模式测试方法[J]. 航空动力学报,2019,34(2):274-281.

CHEN Xiang,ZANG Chaoping,ZHU Jing,et al. 3D full-field modal test method for thin-walled casing based on SLDV technology[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(2):274-281. (in Chinese)

[10] 徐大川,龙彦志,李玉栋,等. 基于激光多普勒原理的极低风速测量实验[J]. 航空动力学报,2020,35(6):1228-1237.

XU Dachuan, LONG Yanzhi, LI Yudong, et al. Experimental study of very low wind speed based on laser Doppler principle[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(6): 1228-1237. (in Chinese)

[11] 刘杰坤,马修水. 激光多普勒测振仪研究综述[J]. 激光杂志,2014,40(12):1-5.

LIU Jiekun, MA Xiushui. Research review of Laser Doppler virometer[J]. Journal of Laser,2014,40(12):1-5. (in Chinese)

[12] 李繁. 连续扫描激光多普勒振动测试技术及其应用[D]. 南京: 南京航空航天大学,2017.

LI Fan. Continuous scanning laser Doppler vibration testing technology and its application[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2017. (in Chinese)

[13] KHAN A Z, STANBRIDGE A B, EWINS D J. Detecting damage in vibrating structures with a scanning LDV[J].

Optics and Lasers in Engineering,2000,32(6):583-592.

[14] SCHWINGSHACKL C W, MASSEI L, ZANG C, et al. A constant scanning LDV technique for cylindrical structures: simulation and measurement[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2010, 34(2):394-405.

[15] SELS S, VANLANDUIT S, BOGAERTS B, et al. Three-dimensional full-field vibration measurements using a handheld single-point laser Doppler vibrometer[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2019, 126(7):427-438.

[16] 张晓蕾. 陶瓷基防隔热结构高温环境振动特性实验研究及模型修正[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2015.

ZHANG Xiaolei. Experimental study on vibration characteristics of ceramic-based thermal insulation structures in high temperature environment and model modification [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015. (in Chinese)

[17] 孙天一. 复合材料典型结构高温环境下动力学特性及振动疲劳分析[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2019.

SUN Tianyi. Dynamic characteristics and vibration fatigue analysis of typical composite structures under high temperature environment[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019. (in Chinese)

[18] 廖明夫, 从佩红, 王娟, 等. 航空发动机转子振动的“热模态”和减振设计[J]. 航空动力学报, 2015, 30(5):1125-1140.

LIAO Mingfu, CONG Peihong, WANG Juan, et al. “Thermal mode” and vibration damping design of aero-engine rotor vibration[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(5):1125-1140. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)