

# 高温动应力测量技术简析

## Analysis to High Temperature Dynamic Stress Measurement Technology

■ 王乐 周军 鞠新 / 中国航发涡轮院

为了确定涡轮叶片在工作状态下的动应力水平，必须开展各极端使用状态下航空发动机及其零部件的动应力测量。

航空发动机的热端部件（尤其是涡轮叶片根部等处）承受着高温、高转速、复杂气动激振力和较大离心载荷复合作用，容易发生断裂故障，从而导致发动机和飞机严重事故。随着低周循环疲劳基础试验技术水平的提升，发动机涡轮叶片主要失效模式已由传统的静强度失效转为振动疲劳失效，而为了确定涡轮叶片在工作状态下的动应力水平，除数值仿真之外，还必须进行动应力的测量。与此同时，高温、高转速等因素对动应力的测量技术提出了极高的要求，需要根据测试对象的工作环境选择合适的高温应变计，须采用点焊或高温固化处理提高安装的可靠性，并采用专用高温线进行连接，还需要同时进行各测点应力和温度分布测量并进行修正。

### 高温动应力测量技术概况

应力最大的位置通常是测试对象容易产生裂纹的地方。根据材料力学原理，金属材料在外部载荷作用下，几何形状和尺寸会发生变形，通常用长度的相对变化率——应变来表征变形的大小。在金属材料的屈服应力以下的弹性范围内，外部载荷产生的应力与材料应变成线性关系。因此，可通过采用测量故障点的应变值计算得到应力值。根据测量方

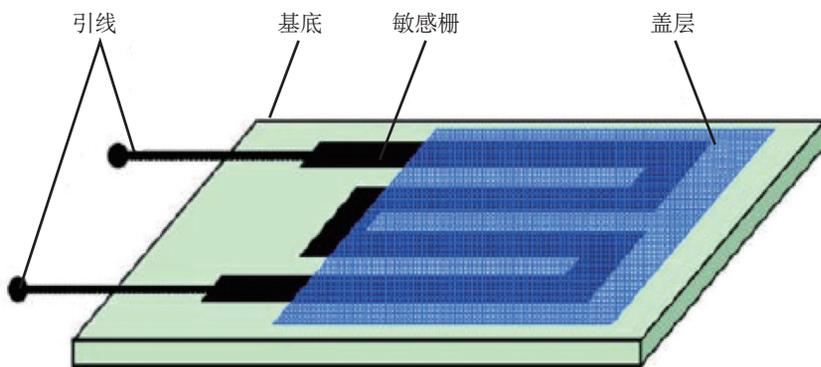


图1 电阻应变计结构示意图

式不同，高温动应力测量可分为接触式和非接触式。

在接触式测量中，所用传感器都是应变片，其中使用最广泛的是电阻应变计（如图1所示），一般由敏感栅、引线、黏结剂、基底和盖层组成。将电阻应变计安装在构件表面，构件在受载荷后表面产生的微小变形（伸长或缩短），会使应变计的敏感栅随之变形，应变计的电阻就发生变化，其变化率与安装应变计处构件的应变成比例，测出此电阻的变化，即可按公式算出构件表面的应变和相应的应力。这种测量方式具有测量精度和灵敏度高、量程大、尺寸小和技术成熟的特点，也是目前在航空发动机领域应用最广泛的一类方法。尽管这种测量方式比较实用，但弊端颇多，例如需要一系列的应变仪、

传输电缆、遥测发射器或滑动环，装在发动机内的应变片及滑动环容易损坏，会降低发动机性能，安装过程及伴之而来的修理过程都需要拆卸发动机，费工耗时。

非接触式测量方法是一种非常有潜力的测量方式，最常使用的为光学测量方法，包括光纤光栅法和光弹性法等。这种方法具有准备工作简单、抗干扰能力强、响应快、可测量同级所有叶片、适合持续在线测量等优点，但也存在采样不充分（通常是欠采样）、测量精度较低、频率分辨率较差等缺点。

### 电阻应变计方法的发展

作为目前在航空发动机领域应用最为广泛的高温动应力测量方法，电阻应变计方法的发展历程最早起始

于在20世纪进行的一系列型号研制和技术验证项目。

在航空发动机的设计阶段，相关规范和准则就对动应力测量做出了规定和约束。美国《MIL-E-5007D通用规范》在振动和应力测量试验章节中明确规定，“应在发动机上进行振动和应力试验获得数据，使数据和寿命分析要求具体化”。美国《MIL-STD-1783发动机结构完整性大纲》在叶片、盘和静子结构的振动章节中提出，“在发动机工作范围内，叶片、盘和静子结构的固有频率不得引起危险共振。为确定振动应力和研究颤振边界，应尽早核心机上开展动应力测量，整机上也要开展”。英国《DEF STAN00971航空燃气涡轮发动机通用规范》对叶片动应力测量的规定与美国通用规范基本一致。

GE公司和普惠公司在20世纪70年代末至80年代初研制高效节能发动机（E<sup>3</sup>）核心机时，取得了大量的动应力测量研究经验，这些经验表明，在压气机和涡轮转、静子叶片上粘贴应变片是监测压气机和涡轮结构完整性的重要措施。F100发动机研制过程中也进行了动应力测量，经验表明，涡轮叶片的振动应力和压气机的喘振应力必须要在整机或核心机上测量，并结合振动应力准则进行评判。1993年，美国开展了F119发动机高压涡轮工作叶片动应力测量。

俄罗斯在动应力测量理论研究和型号验证等方面的经验也非常丰富。例如，117S发动机首批次共计生产了5台份，其中03台份就专门用来做动应力测量。乌克兰前进设计局继承了苏联航空发动机研制技

术和经验，可以开展航空发动机热端部件动应力测量。

## 高温动应力测量典型案例 F100发动机动应力测量

美国研制F100发动机时，选择在核心机或整机环境下开展动应力测量，得出涡轮叶片的振动应力和压气机的喘振应力。为了保证最终结果的准确性，测试完成后将测试结果与振动应力准则进行比较。

在核心机上开展试验时，允许所有的高压转子叶片在一个简化了的单转子试验中进行结构评定，来获取整机上的部分气动和结构数据。试验过程中，在压气机和涡轮叶片各测点分别粘贴应变片和热电偶获取相应的应力和温度数据，之后再利用滑环引电器将数据传出发动机。

在整机上开展试验时，风扇和低压转子按照之前试验确定的位置或分析结果安装应变片和热电偶，测得的应力和温度数据通过滑环传出发动机。为保护高压转子，只在高压转子上粘贴适量的应变片和热电偶，测得的叶片应变试验数据通过遥测设备传递。

### E<sup>3</sup>核心机试验

20世纪70年代末到80年代初，GE航空集团和普惠公司联合研制了E<sup>3</sup>高效节能发动机，并开展了核心机环境下的高压涡轮叶片振动应力和频率动应力测量。研究人员在一级高压涡轮的叶片上粘贴了11个应变片（一级叶片分布在压力面气膜孔排附近前缘跨度的12%），二级粘贴了8个应变片。这些应变片除测得各级叶片的共振点、振型及应力分布以验证叶片模型计算结果外，并在部件试验、核心机和验

证机试验中起到对叶片结构完整性的安全监视作用。另外，普惠公司在整机试验中，先测取了高、低压转子应力数据，得出初期机械特性，并与叶片设计计算及部件试验测得应力进行分析对比，得到评定结论，然后又进行了性能试验。

## 乌克兰舰船国立大学叶片机动力测量

乌克兰舰船国立大学在进行叶片机交变应力振型和振动频率试验研究过程中开展了动应力测量。应变片沿叶片前缘和后缘粘贴在叶背和叶盆侧，并和Z轴（与叶片截面重心轴线重合）平行，沿涡轮轴线径向分布。传感器基准为2.5~3mm，可以容纳更多的测点，更精确地测量叶身的振动应力。前缘和后缘距传感器长5mm，传感器中心间沿叶片长的间距为10mm，应变计电阻波动范围在0.7%~1%之间。

## 结束语

目前，国际上广泛采用应变计进行航空发动机动应力测量，尽管这种测试方法在理论和应用方面都相对成熟，但也存在测点数少、贴片要求高，发动机改装大、试验周期长，安装引电器的支板对靠近的转子叶片特性有影响等缺点，促使对非接触式测量方法开展积极探索。由于具有准备工作简单、抗干扰能力强、响应快、可测量同级所有叶片、适合持续在线测量等优点，基于光纤的非接触测量或将成为航空发动机高温热端部件动应力测量的主要发展趋势。

航空动力

（王乐，中国航发涡轮院，工程师，主要从事航空发动机科技情报工作）