

民用航空发动机涡轮叶尖间隙主动控制技术分析

Analysis on Turbine Active Clearance Control Technology of Civil Aircraft Engine

曾军 王鹏飞 / 中国燃气涡轮研究院

导读: 综述了民用航空发动机涡轮主动间隙控制技术发展现状, 总结并分析了涡轮叶尖间隙的影响因素与变化机理, 介绍了主动间隙控制方法及其发展趋势, 给出了涡轮主动间隙控制方案分析和主动间隙控制系统的关键技术。

关键词: 民用航空发动机; 涡轮; 主动间隙控制

Keywords: civil aircraft engine; turbine; active clearance control

0 引言

民用航空发动机换发的主要原因之一是涡轮部件衰退造成涡轮排气温度超过给定裕度和耗油率增加, 而涡轮叶尖间隙的增加是涡轮效率衰减的主要因素。较小的涡轮叶尖间隙可以减少叶片尖处的燃气泄漏, 增加涡轮效率, 使发动机能以较少的燃油消耗和较低的转子进口温度满足性能和功率目标。如果涡轮叶尖间隙过小, 在发动机状态快速改变时会导致叶尖与涡轮外环发生碰磨。因此, 涡轮叶尖间隙控制对发动机高效、安全而可靠地工作至关重要。

涡轮叶尖间隙主动控制技术(以下简称主动间隙控制技术)是一项通过控制涡轮叶尖间隙的变化来降低发动机耗油率、提高可靠性和延长使用寿命的重要技术措施, 同时对减少污染物的排放也有较大的贡献, 因此, 该项技术被认为是发展先进民用大涵道比涡扇发动机所必须掌握的核心技术之一。图1显示了涡轮主动间隙控制

技术对延长发动机使用寿命的贡献。

1 主动间隙控制技术发展现状

20世纪中期, 一些航空发动机研究与设计部门开始对主动间隙控制技术进行研究, 并开展了大量的试验验证工作。

20世纪70年代末到80年代初, 美、欧的主要发动机厂商成功地将主动间隙控制技术应用用于民用大涵道比涡扇发动机高、低压涡轮。早期的通用电气公司CF6系列发动机、普惠公司JT9D系列发动机均采用了主动间隙热控制方法, 其工作原理是利用从风扇出口或压气机某级引出的空气来冷却涡轮机匣, 通过控制引气量或引气温度等参数来调整涡轮机匣温度分布, 以达到控制涡轮机匣与涡轮外环组件的径向热膨胀位移, 减小发动机巡航状态叶尖间隙的目的。此后的CFM56、PW4000/6000、V2500以及最新的GENx、LEAP-X和

PW1000G等发动机也在高、低压涡轮上采用了比较成熟的主动间隙热控制方法。罗-罗公司曾经尝试在RB211发动机上采用主动间隙机械控制技术, 其工作原理是由发动机主调节器控制液压作动筒推动摇臂转动, 使锥面机匣前后移动, 达到按发动机循环工作需要主动改变叶尖间隙的目的。但是这种装置结构复杂, 在热态工作时易出现“卡死现象”, 最后没有在型号上应用。通用电气、普惠等公司还花费了很大的精力对现役发动机上使用的主动间隙控制系统进行改进, 以提高性能。例

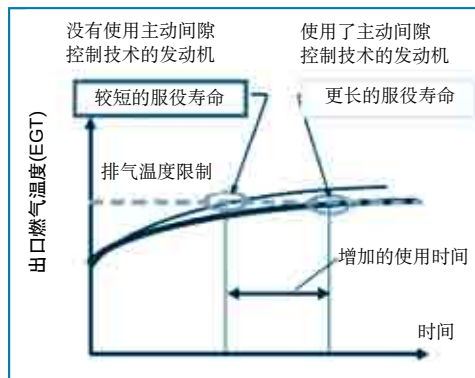


图1 主动间隙控制对发动机寿命的影响

如,普惠公司在20世纪80年代对JT9D发动机的主动间隙控制系统进行了包括增加引气管路的流通面积和机匣冲击冷却管的截面积,将机匣冲击冷却管由圆管改为方形管,调整冲击孔的间距、孔径、冲击距离和冲击角度等改进设计,以改善冷却效果。经模拟海拔10670m、马赫数0.84的高空模拟试验,巡航耗油率降低了0.65%。

基于主动间隙控制技术对发展先进民用航空发动机和航改船用燃气轮机的重要性,美英等国非常重视相关研究工作,如美国航空航天局(NASA)就制定了详细的主动间隙控制技术长期发展计划,其中NASA 戈兰(Glenn)研究中心在“革新航空推进部件(RAC)”项目下发展了可快速响应的主动间隙控制技术^[1-2],主要开展作动系统、预测间隙的动态模型和传感器等方面研究工作。该中心还在发展带有传感器的闭环主动间隙控制系统,其基本工作过程是给涡轮间隙控制提供输入(流量、压力、温度、转速等),通过热或机械控制方法使涡轮机匣和外环随着发动机状态(输入条件)的改变实现膨胀或收缩,叶尖间隙传感器将测量的叶尖间隙传给控制器,控制器通过调节机匣和外环的膨胀量,控制机匣位移量,将叶尖间隙调整到最佳值。

国内自20世纪90年代末期开始主动间隙控制技术的相关研究工作,主要在高校开展了一些计算分析工作,北京航空航天大学的郭淑芬和徐波等人就温度与转速对涡轮叶尖间隙的影响进行了研究^[3]。王宝官和李玲等人进行了传热对叶尖间隙影响的

研究^[4],分别给出了转子伸长量和机匣膨胀量的计算方法。南京航空航天大学的陈伟教授研究小组,一直致力于涡轮叶尖间隙数值分析方法的研究^[5]。近几年来,随着民用大涵道比涡扇发动机设计工作的开展,国内主要的发动机设计院所开始进行主动间隙控制技术研究,在探索自主设计涡轮主动间隙控制系统的道路取得了进展,突破了部分关键设计技术,通过计算分析和试验,正逐步建立起自己的设计方法。

2 涡轮叶尖间隙变化机理与主动间隙控制方法

2.1 影响因素与变化机理分析

图2给出了涡轮部件示意图。影响涡轮叶尖间隙的因素很多:首先,叶尖间隙大小与叶片、涡轮盘和机匣等零件的温度分布有关,各部分温度变化引起的膨胀或收缩会直接影响间隙;其次,转子高速旋转引起的离心伸长位移也直接影响间隙大小;再次,叶尖间隙与飞行状态有关,不同的飞行攻角、起飞或者降落的加、减速都会影响间隙;此外,加工和装配精度,叶片、涡轮盘等旋转部件的振动以及高温蠕变等都会影响叶尖间隙。

涡轮叶尖间隙变化是由施加在涡轮机匣和涡轮转子上的各种载荷引起涡轮机匣、涡轮盘和叶片等的位移和变形产生的。载荷可以分为两类,即发动机载荷和飞行载荷。发动机载荷包括离心力、热、发动机内部压力和推力载荷。飞行载荷包括惯性力、气动力(外部压力)和回转(陀螺)载荷。发动机载荷会引起轴对称和非轴对称间隙变化,飞行载荷会引起非轴对称间隙变化。图3给出了民用发动机在一个飞行包线内高压涡轮叶尖间隙随时间的变化规律。

轴对称间隙变化是由于涡轮静子和转子部件受到均衡载荷产生了相同的径向位移。离心力和热载荷会使叶尖间隙产生最大径向变化,在发动机转速改变时,离心力引起转子膨胀或收缩,产生轴对称间隙变化。热载荷会引起涡轮转子和静子部件的热膨胀或收缩而产生轴对称或非轴对称间隙变化,这主要取决于受热是否均衡。

非轴对称间隙变化通常是由于非均衡载荷作用于静子部件引起不相等的位移量产生的。不均衡受热引起的机匣变形会导致机匣或外环沿周向的部分地方间隙变大,而另一部分间隙变小。气动力、推力和机动载荷等也

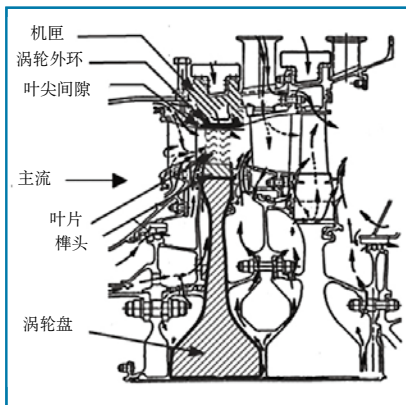


图2 涡轮部件示意图

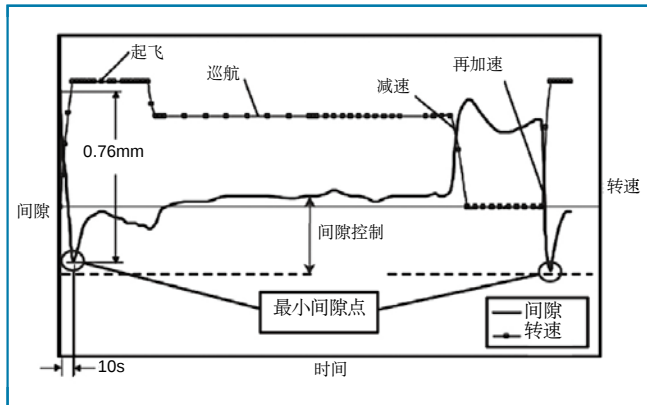


图3 在一个飞行包线内涡轮叶尖间隙随时间的变化

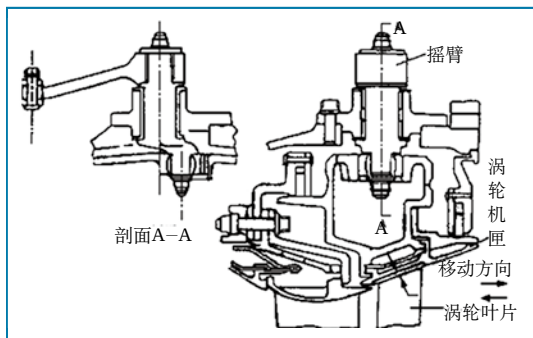
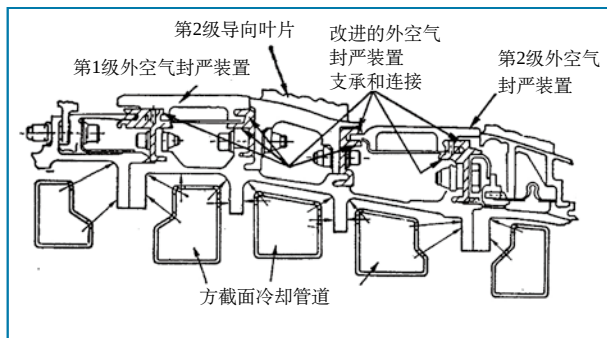


图4 涡轮叶尖间隙控制结构示意图(左)

图5 主机械控制示意图(右)

会引起非轴对称间隙变化。由于发动机的安装位置不在飞机中线上,因此气动力(外部压力)和推力载荷的反作用会使机匣相对于转子在瞬间发生弯曲变形。

转子动力学、叶片和机匣的加工公差等也会对叶尖间隙变化产生影响,但影响较小,可以通过合理设计转轴、选择合适的轴承位置和轴承游隙以及避开临界转速工作等措施减小转子动力学的影响。同时,可以通过控制叶片长度和机匣圆度的加工精度来减小加工对叶尖间隙的影响。

在影响涡轮叶尖间隙的诸多因素中,热载荷和离心力载荷是最基本也是主要影响因素。通常叶片和涡轮盘径向位移主要考虑温度和转速的影响,机匣径向位移主要考虑温度和压力的影响。因此,为了对发动机飞行包线内涡轮叶尖间隙进行准确的分析,需要掌握高精度的涡轮机匣结构内部流动换热计算方法,涡轮盘腔内部的流动换热计算方法和涡轮机匣、转子瞬态温度场分析技术,以及涡轮机匣的结构强度设计技术等。

2.2 主动间隙控制方法

主动间隙控制的目标就是让涡轮叶尖间隙在发动机工作过程中,尤其是在巡航状态下保持一个最小值,同时又能保证在整个发动机飞行包线内叶尖和涡轮外环不会发生碰磨。目

前,已有多种可实现涡轮叶尖间隙主动控制的方法在试验室与发动机上得到了验证或应用,主要有热控制方法、机械控制方法、压力控制方法等,其中热控制方法已得到了广泛的应用。

1) 热控制方法

目前,民用大涵道比涡扇发动机的涡轮叶尖间隙控制基本上都采用主动热控制方法,其工作原理是在发动机工作过程中,利用从压气机或风扇中抽取的冷气对涡轮机匣及涡轮外环支撑件进行冲击冷却,通过控制冷却空气的流量和温度,改变高压涡轮机匣热膨胀量,进而控制其径向位移,使转子叶片与涡轮外环之间的间隙达到预期值。例如, JT9D、CFM56、PW4000、V2500、GE90等都采用的是主动热控制方法,其主要缺点是响应缓慢。

图4给出了JT9D-59/70发动机高压涡轮叶尖间隙控制结构示意图。由于涡轮机匣是刚性件,对温度的敏感性不强,不易实现间隙控制,而高压涡轮外环支撑、机匣法兰边和凸缘等是温度敏感部位,其膨胀和收缩带动高压涡轮外环径向位移变化,从而改变叶尖间隙。JT9D-59/70发动机是通过风扇出口引气对高压涡轮机匣法兰边和凸缘进行冲击冷却来实现叶尖间隙控制的,所需冷却空气量随发动机

工作状态变化,由高压涡轮叶尖间隙控制活门控制。

2) 机械控制方法

主机械控制是由连接装置和驱动机构(水压式、电-机械式、电磁式等)共同实现叶尖间隙变化。与主动热控制相比,机械控制方法结构更为复杂,整个系统的尺寸、重量和成本也比较高,其优点是不需要从发动机风扇或压气机引气,不会对发动机性能产生不利影响,而且控制系统响应快、控制精度较高。主机械控制有多种实现方案,文献[6]给出的一种方案是:将涡轮外环连接在同一环形连接装置上,这个装置与一个可径向运动的轮辐相连。当环形装置往不同方向转动时,涡轮外环的各段将沿径向一起向内或向外移动,从而实现叶尖间隙控制。

图5给出了RB211发动机涡轮叶尖间隙主机械控制示意图。发动机主调节器控制液压作动筒推动摇臂转动,使锥形机匣前后移动,达到按发动机循环工作需要主动改变叶尖间隙的目的。

3) 压力控制方法

主动压力控制是利用发动机内部或外部供应的压力及其对控制活门的调节,引起载荷偏移,致使涡轮外环沿径向产生位移,从而实现叶尖间隙控制。图6给出了一种主动压力控制的

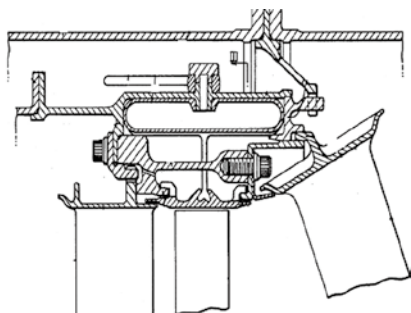


图6 主动压力控制示意图

示意图。压力控制方法的特点是对压力平衡非常敏感，而且面临高周疲劳问题。该种控制方法需要借助于大量的系统压力或者辅助压力源，会对发动机的性能产生不利影响。

4) 发展中的新型控制方法

NASA正在发展一种可快速响应的叶尖间隙控制系统，直接利用间隙传感器的反馈，快速地将叶尖间隙控制到最佳值。该系统最终将代替目前使用的主动热控制系统。NASA还在发展一种基于先进材料概念（如形状记忆金属）的间隙控制系统。

3 主动间隙控制方案与关键技术分析

3.1 主动间隙控制方案分析

目前在役和在研的民用大涵道比涡扇发动机涡轮叶尖间隙控制基本上都采用主动热控制方法。热控制系统结构较为简单，通过多年的发展与应

用，技术比较成熟，工作可靠性高。各种热控制系统的工作方式、结构形式等基本相似。

在工作方式上，通用电气的E³和CFM56均采用在慢车和起飞阶段引压气机末级温度较高的空气对涡轮机匣进行加热，以实现发动机向全功率加速时叶尖不会发生碰磨；在爬升末期和整个巡航阶段，则引风扇出口或压气机前几级温度较低的空气对涡轮机匣进行冷却，以减小叶尖间隙。PW4000系列发动机、V2500、GE90和LEAP-X等发动机均只在爬升末期和整个巡航阶段从风扇出口引气冷却涡轮机匣，减小机匣热膨胀量，以减小爬升后期与巡航状态的涡轮叶尖间隙。后一种工作方式的控制系统较为简单、可靠性高，目前被广泛应用。

在冷却结构形式上，基本采用在需要控制其变形量的涡轮机匣表面设置带冲击孔的冷却管来冷却涡轮机匣。具体的引气位置与冷却结构可根据发动机要求进行设计，引气装置和引气管路应控制好流动损失，冷却结构不宜太复杂，应具有低流动损失、良好的冷却效果和高可靠性。

在开展主动间隙控制系统方案论证时，首先要重视相关设计专利的分析，美国与欧洲国家已经申请的涡轮间隙控制技术相关专利多达一百多

项，主要集中在冷却方式、机匣与外环组件结构、控制系统等方面，应合理规避知识产权。其次要进行多方案对比论证，从技术成熟度、最小冷气量使用和最佳冷却效果的冷却方式设计、系统结构复杂性、机匣与涡轮外环的圆度保证与变形不均匀量、强度与可靠性等方面进行综合分析。

3.2 主动间隙控制关键技术分析

主动间隙控制是一个多学科交叉的复杂问题，涉及气体动力学、传热、材料、结构、强度、可靠性、控制和试验技术等诸多学科。涡轮叶尖间隙主动热控制系统设计的关键技术包括典型流动传热单元的流动换热计算方法与叶尖间隙计算分析技术、非接触式叶尖间隙测量技术、高可靠性的控制技术、试验技术等非常关键。

1) 叶尖间隙计算分析技术

高精度的叶尖间隙计算分析技术对主动间隙控制系统的设计非常关键，该技术是建立在准确的叶尖间隙控制规律的基础上。叶尖间隙计算涉及主动间隙控制系统流动、传热、变形的计算分析，为此，需要建立或掌握与主动间隙控制有关的主要流动传热单元的流动换热计算方法、高精度涡轮转子静子过渡态热分析方法、高精度的涡轮转子静子变形分析技术等。

图7和图8分别给出了涡轮机匣和

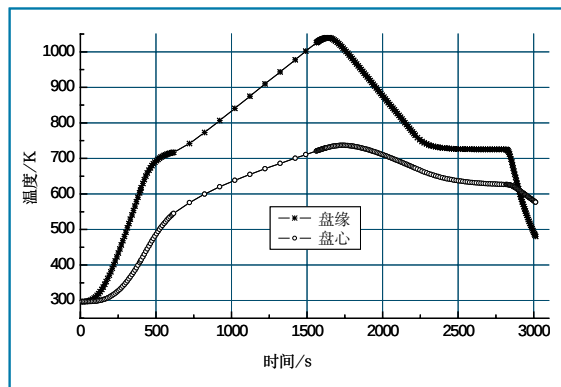
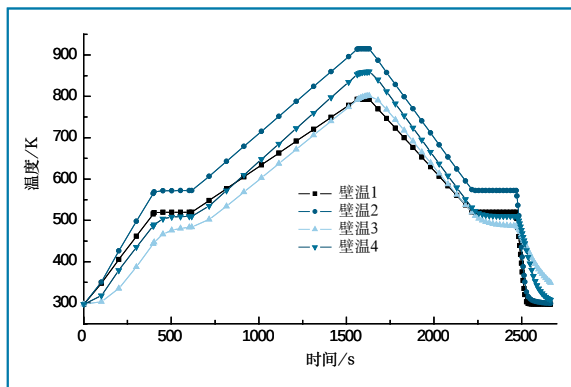


图7 涡轮机匣瞬态温度计算(左)

图8 涡轮盘瞬态温度计算(右)

涡轮盘的过渡态温度计算分析情况。

叶尖间隙变化数值仿真(气/热/固耦合分析)是计算叶尖间隙的一种比较直接的方法,但由于计算结果的可信度还缺乏验证,因此没有得到广泛的应用。

2) 非接触式叶尖间隙测量技术

叶尖间隙测量是验证主动间隙控制系统设计与叶尖间隙计算模型的重要手段。此外,由于转子动力学变化以及非轴对称间隙变化等原因,可能产生不可预测的叶尖间隙变化,导致在主动间隙控制设计中,确定最小叶尖间隙时存在困难,这就需要借助于叶尖间隙测量。

目前,已经开发出了多种叶尖间隙测量技术,主要包括探针法、电容法、电涡流法、微波法、光学法、声学法等。由于现有的叶尖间隙传感器无法在高压涡轮的高温、高压环境下长时间可靠工作,因此上述叶尖间隙测量技术主要应用于试验件。

a. 电容法叶尖间隙测量

电容法叶尖间隙测量的基本原理是基于涡轮外环与转子叶尖所形成的电容变化进行的。安装在机匣上的探头可以认为是电容器的一个电极,而转子叶尖是另一个电极。测得的电容是电极几何形状、两极间的距离和两极间介质的函数。如果忽略边缘的影响,测量电容与间隙间的关系为:

$$C = E_r \cdot E_0 \cdot \frac{A}{d}$$

当电极间介质的相对介电常数 E_r 、真空中介电常数 E_0 、电极面积 A 一定时,令 $k = E_r \cdot E_0 \cdot A$,则间隙 $d = k/c$,即间隙与电容成反比。

电容法叶尖间隙测量技术具有灵敏度高、固有频率高、频带宽、动态响应性能好、能在数兆赫的频率下正

常工作,功率小、阻抗高等特点。测量结果可显示最大值、最小值和平均值。该方法的测量精度受很多因素的影响,如测量时介质介电常数的变化、环境干扰(磁场和电火花等)、探头与机匣受热变形和校准误差等。材料的绝缘也是一个特殊问题,由于电容本身的内阻很高,因而对绝缘有着更高的要求。目前,电容法叶尖间隙测量的范围可达到 $0 \sim 2.5\text{mm}$,精度可达到 $\pm 0.025\text{mm}$,工作温度可达到 1100°C 。

电容法叶尖间隙测量技术已得到了广泛的应用,探针头部如图9所示。国内在压气机和涡轮部件试验中都使用该项技术进行了叶尖间隙测量,在单级高压涡轮部件试验中的使用情况表明,该方法使用方便,叶尖间隙测量精度较高,满足测试使用要求。



图9 探针头部

b. 探针法叶尖间隙测量

探针式间隙测量装置由直接安装在发动机上的测试探头和控制、接收显示系统两部分组成。采用火花放电式原理,依靠步进电机使外加直流高压的探针沿径向移动,当探针与叶尖之间的距离达到一定小的程度时($0.0025 \sim 0.003\text{mm}$),探针与叶尖发生放电并迅速缩回探针,即完成一次测量,通过接受和显示系统,可知探针的位移量,进而算出叶尖与机匣之间的最小间隙。

只要被测叶片是导电材料,无论叶尖端面形状如何都可以应用探针式叶尖间隙测量,不需要校准,实用性强。

测量精度可达到 0.05mm ,工作温度一般为 600°C 以下。但探针式测量方法在原理上只能测量最小叶尖间隙,无法测量出每个叶片的叶尖间隙,探针进退执行机构比较复杂,如果出现故障,有可能对叶片造成伤害。目前,探针式测量方法主要用于试验件叶尖间隙测量以及对其他测量方法的校准。

c. 电涡流法叶尖间隙测量

电涡流法叶尖间隙测量装置主要由探头和检测电路两部分构成,检测电路由振荡器、检波器和放大器等组成。电涡流法叶尖间隙传感器具有体积小、重量轻、结构简单、频率响应范围宽、灵敏度高、测量范围大、抗干扰能力强等特点。此外,电涡流法可以测量出每个叶片的叶尖间隙大小。电涡流法叶尖间隙传感器的缺点是该方法受叶片材料的影响较大,同时要求叶尖端面必须有一定的厚度。由于传感器的输出与叶尖形状、安装状态和环境温度等有关,因此需要事先校准,使其适合使用环境。另外,传感器耐热性能较差(无冷却, 400°C 左右),使用条件受到了很大限制。而且,探头直径大于 25mm ,机匣开孔尺寸过大,不便于安装。鉴于以上的缺点,电涡流法叶尖间隙测量技术在高压涡轮部件中应用尚有困难。

目前,NASA正在发展一种可用于叶尖间隙闭环控制的高可靠、长寿命涡轮叶尖间隙传感器。其要求是传感器必须要有足够高的精度(0.025mm 量级),响应在 50kHz 的量级,并且传感器和通信硬件具有长使用寿命(2万飞行小时)。这将要求传感器具有抗高温能力(或可靠的冷却方法)、耐振动和抗干扰特性。同时,还应抗潮湿、抗污染、易维护和更换。

3) 高可靠性的控制技术

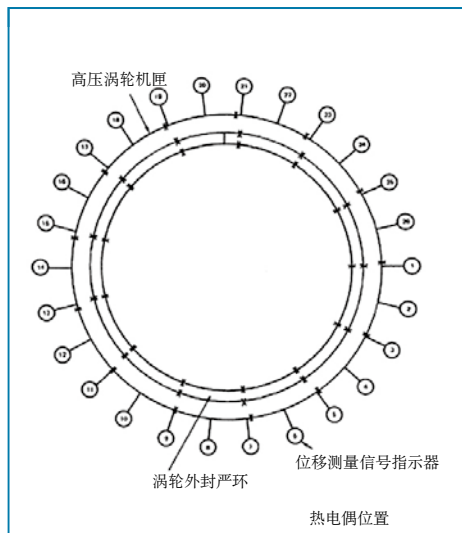
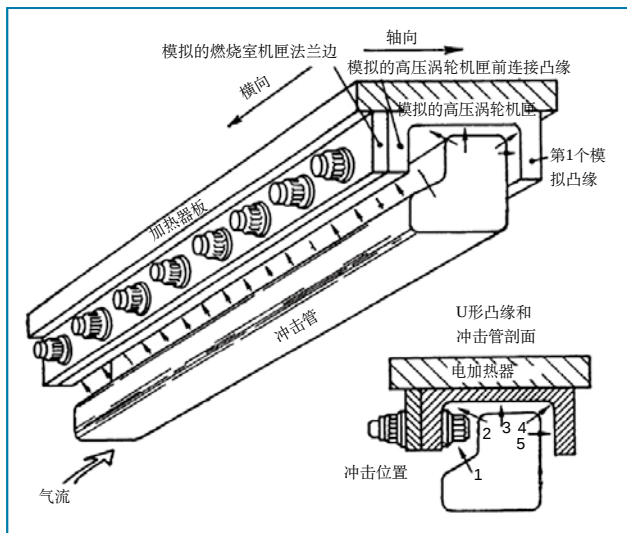


图10 冲击换热试验件示意图(左)

图11 涡轮机匣径向位移测试试验件示意图(右)

高可靠性的控制技术对主动间隙控制的实现非常重要。控制系统需要选择合适的控制策略和控制规律,同时,需要确定在整个发动机飞行包线内叶尖和机匣不会发生碰磨的最小叶尖间隙。所需控制参数的选择与测试、可靠的执行机构和控制活门的设计等也对整个控制系统的实现非常关键。

4) 试验技术

主动间隙控制系统在发动机上使用之前,如何对关键设计技术以及典型模拟环境下主要系统的工作性能进行模型和部件级的试验验证非常重要,但由于工作环境难以模拟,因而试验难度相当大,需要对试验方法进行仔细的分析,并掌握先进的测试手段。

NASA为获得主动间隙控制系统冷却结构的基本换热数据,开展的机匣冲击换热试验的试验件如图10所示,为确定不同形式的涡轮机匣结构形式对发动机主动间隙控制系统的响应情况,根据真实发动机结构形式,设计了一个全尺寸涡轮机匣、涡轮外环和一对冷却空气管组成的试验件(图11),进行了典型模拟环境下的涡轮机匣径向位移测试试验。

4 小结

主动间隙控制技术是民用先进大涵道比涡扇发动机设计的关键技术之一,对降低发动机的耗油率,提高性能、寿命和可靠性的具有重要的作用。美国和欧洲的主要航空发动机制造厂商和研究机构开展了大量的研究与试验验证工作,其中,叶尖间隙主动热控制技术已经得到了广泛应用,且不断的得到了改进。同时,在一些发展项目的资助下,美国和欧洲正在发展响应速度快、控制精度高的新型主动间隙控制技术。主动间隙控制是一个涉及多学科的复杂技术,开展自主设计并成功应用需要一个较长的发展过程,目前,国内相关研究工作已启动,已经完成或正在开展的试验包括机匣冲击换热试验、冷却管路流阻与流量分配试验、涡轮盘腔流动换热试验、典型环境下全尺寸含间隙控制冷却系统的高压涡轮机匣组件温度分布与径向位移测量试验等。

AST

参考文献

[1] Melcher K J, Kypuros J. Toward a fast-response active turbine tip

clearance control [R]. ISABE 2003-1102, 2003.

[2] Melcher K J. Controls considerations for turbine active clearance control [R]. NASA seals & secondary flow workshop, 2003-11-5.

[3] 郭淑芬,徐波. 温度与转速对涡轮叶尖径向间隙的影响[J]. 推进技术, 2000, 21(4): 51-53.

[4] 王宝官,李玲. 传热对叶尖间隙的影响[J]. 推进技术, 1995, 16(2): 36-39.

[5] 牛冬生,陈伟,漆文凯. 涡轮叶尖间隙计算实现方法与结果分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(4): 31-34.

[6] Tseng W, Hauser A A. Blade tip clearance control apparatus with shroud segment position adjustment by unison ring movement[P]. U.S. Patent 5,035,573, 1991.

作者简介

曾军, 中航工业气动热力技术首席技术专家, 博士、研究员、副总师, 主要从事涡轮、动力涡轮及空天动力技术研究。