

机载小惯量探针研制及在飞机武器发射中的应用

闫九坤 孙 琪 王 强

(中国航空工业沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘要:介绍了一种用于飞机武器发射时测量发动机进口动态温升时序的机载小惯量探针,以其独特的研制方法,较好地解决了机载小惯量测温装置、频响与可靠性兼顾这一测试难题,并在武器发射时,成功地用来评价发动机工作稳定性的影响。

关键词:小惯量探针 温度测量 发动机 防喘系统

V2 A

Development of a Fast Thermocouple Probe on Board and its Application in Measuring Temperature Rising during Firing Weapons

Yan Jiukun Sun Qi Wang Qiang

(Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015)

Abstract: A fast thermocouple probe onboard is introduced which is installed at the inlet of fighter engine to measure sequence of temperature sudden rising during firing weapons. Compromise between response and reliability is solved because special methods were adopted. This probe has been successfully used in assessment of the performance stability of an engine during firing weapons.

Key words: fast thermocouple probe; temperature measurement; engine; anti-surge system

1 引言

检查机载武器发射对发动机工作稳定性的影响是发动机试飞十分重要的内容。机载武器发射影响发动机稳定工作的因素很多,其中危害最大的是温度突升。

某型发动机的防喘系统就是为解决飞机发射武器时由进口温度突升和畸变引起的发动机工作不稳定的问题而研制的。为感受进口温度变化、确定防喘时序,需在飞机进气道处加装小惯量温度探针,对进烟时序进行测量。

小惯量温度探针的测温感头一般采用细丝热电偶,但其使用寿命短、机械强度差的问题一直没能很好解决,极大地影响了使用效果和应用范围。国内曾多次采用小惯量温度探针装机测量,但都未获得满意的测试结果。要获取完整准确的数据,需要更换大量热电偶、飞行多个架次才能完成,测试成本极

高。而国外进口的同类探针价格十分昂贵。因此自行研制满足测试要求的机载小惯量温度探针成为某型发动机定型试飞攻关课题的一项重要内容。

小惯量温度探针研制的主要技术关键是解决高频响与长寿命兼顾的问题。经多次设计、试验完成了小惯量温度探针的研制,装机使用效果良好。目前已成功地完成了某型发动机武器发射时发动机工作稳定性影响试飞的动态温度测量。测量的三个弹种、若干飞行架次的发动机进口动态温升时序,为发动机防喘系统正确地制定修改防喘时序提供了科学依据,为保证某型发动机定型试飞成功发挥了极其重要的作用。

2 测试目的及要求

2.1 测试目的

用小惯量温度探针测温系统测量飞机发射武器时发动机进口温升及进烟时序,以考核飞机飞行中

收稿日期:2001-04-10

第一作者简介:闫九坤,女,高级工程师,1957年出生,1982年毕业于黎明工学院,从事航空发动机气动参数测量研究。

武器发射对发动机稳定性的影响,验证发动机防喘系统时序设置的正确性。

2.2 测试要求

- (1) 按机载元件的要求设计;
- (2) 测试系统安全、可靠;
- (3) 探头响应迅速。

3 小惯量温度探针设计

3.1 设计原则及方案

(1) 机载小惯量温度探针安装于飞机进气道处,发动机进口处于主轮仓内,因而收放起落架会引起强烈振动。基于上述使用环境,要求探针主体具有足够的机械强度。

(2) 发射武器过程中,导弹尾流瞬间流过进气道,温度传感器必须采用细丝感头。但细丝感头极易在气流中损坏,因此应解决响应与寿命兼顾的问题。

最终设计方案:采用五点并联式结构,用细丝热电偶作为温度探头,按航标要求进行必要的相关试验。

3.2 机载小惯量温度探针结构

机载小惯量温度探针为K型五点梳状热电偶结构,如图1所示。五个测点等距分布,并联为一点引出。壳体型面为流线型的整体式结构。

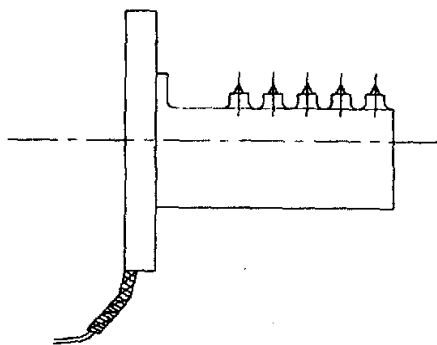


图1 机载小惯量热电偶示意图

3.3 可靠性技术措施

(1) 减小探针壳体的迎风面积,结构紧凑。外形为流线型,减少对气流的扰动。

(2) 壳体采用整体式结构,在易脱焊的零件连接处采取双重保险,使其具有较高的机械可靠性。

(3) 采用五点并联式结构,提高信号录取成功裕度。

(4) 严格控制影响偶丝寿命的加工环节,保证焊点质量。

(5) 偶丝进行标定,成品件在标准风洞上,按使用状态进行动态时间常数校准,对五点并联状态进行试验及标定。

(6) 设计、生产严格按航标进行。

3.4 性能试验

(1) 热电偶的静态标定。对热电偶丝进行静态标定,从而确定其静态测量误差。标定方法:将热电偶置于均匀温场的加温炉中,按热电偶测温范围和校准规范的要求,录取每个校准温度点的热电偶测量值,并与标准测量值进行比对,根据国际标准分度表确定其静态测量误差。

(2) 五点并联热电偶静态标定。对五点热电偶的并联件进行静态标定,以确定并联后的偶丝精度。标定方法:将五点并联热电偶依次断开,按偶丝静态标定方法计算各种状态下的误差百分比,标定结果见下表。

表1 五点热电偶并联偶丝精度

	标准 电偶	被检电偶(完好点数)				
		5	4	3	2	1
温度 $t_1(^{\circ}\text{C})$	299.1	300.5	300.6	300.6	300.8	300.9
误差 $\Delta t_1(^{\circ}\text{C})$		1.4	1.5	1.5	1.7	1.8
温度 $t_2(^{\circ}\text{C})$	318.4	317.5	317.6	317.6	317.8	317.9
误差 $\Delta t_2(^{\circ}\text{C})$		-0.9	-0.8	-0.8	-0.6	-0.5
误差 (%)		0.27	0.28	0.28	0.30	0.31

(3) 五点并联电阻值的确定。对五点损坏的电阻情况依次进行检测,作为现场测量时判断测点损坏数量的依据。

(4) 时间常数校准。按被测气流的使用环境和温度范围,将探针在标准风洞上进行时间常数的校准,以确定它的响应速度。校准结果: $M = 0.1 \sim 0.6$; $\tau = 66.9 \sim 41.3 \text{ ms}$ 。

(5) 抗气流冲刷试验。模拟进气道进气环境,对探针进行吹风试验,以检查探头抗气流冲刷能力。

(6) 地面振动试验。根据机载设备使用环境及可靠性的特殊要求,按航标对成品抽样进行地面振动试验。

4 装机使用及测试

4.1 装机及使用

机载小惯量温度探针安装于某型歼击机进气道

处、发动机前方,将探针输出线引入机载磁记录系统,测试信号通过机载信号发射装置发射到地面遥测站,地面进行数据处理。

目前此探针已装机测试三个弹种、若干架次的打弹进烟温升时序。

第一种导弹,测量了三个高度的导弹进烟温升,测量结果证明防喘时序正确。

第二种导弹,测量了两个高度导弹的进烟温升,其中第一枚导弹的防喘时序预先按第一弹种设置,根据机载小惯量温度探针实测的数据及发动机工作情况,表明设置时序与实际进烟时序有一定偏差。据此进行了时序调整,从而顺利通过这一弹种的发射考核。

通过此次测量,得到了非常重要的结论,即不同弹种温度变化的时序不同,防喘时序也不同。用同一防喘时序来实现各弹种的有效防喘是不可能的。

这一结论对以后防喘时序的判定起到了非常重要的作用。

第三个弹种,测量了一个高度两枚导弹的进烟温升。第一枚导弹发射后,机载小惯量探针的测试数据及发动机的工作状态表明,预先设置的防喘时序对这一弹种不适用,发动机出现喘振。时序需要重新修改,修改方案按机载小惯量探针实测的时序进行。修改后的防喘时序,效果良好,一次成功。至此,某型发动机顺利通过武器发射定型试飞考核。

4.2 测试结果

部分测试结果如图2所示。

目前,机载小惯量探针除进行了若干架次的飞行测量外,还经历了若干小时的地面开车试验。工作可靠,反应迅速,测量准确。探针使用后,进行了荧光检查,壳体无任何机械损伤。

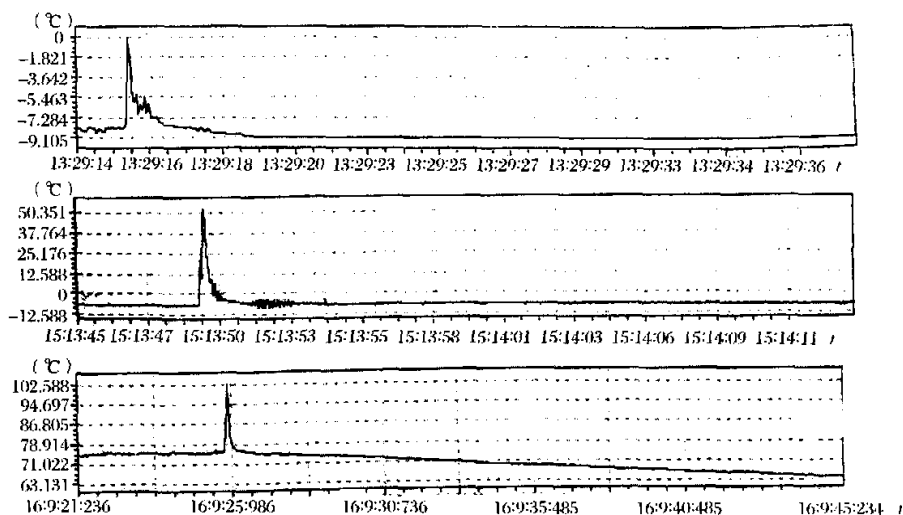


图2 热电偶部分测试结果

5 结论

(1) 机载小惯量探针设计严谨、周密,技术措施得当,具有独创性。

(2) 机载小惯量探针装机使用效果良好,工作可靠,反应迅速,测量准确,其性能优于国产同类产品。

(3) 依据机载小惯量探针的测量数据,为某型发动机的防喘系统制定、优化、修改防喘时序提供了必不可少的测试数据。其应用研究的实践,为今后过渡态温度测量探针的设计提供了经验。

参考文献(略)