

小涡喷发动机排气温度传感器 及温度信号放大器的研制

陈 定 芳

(航空航天部 31 所)

摘 要: 该温度传感器采用直径 $\phi 1.5\text{mm}$ 的碰地型铠装热电偶作测温元件, 其金属外套管由高温合金 GH30 制造。这种铠装热电偶短时工作上限为 900°C , 长期工作上限为 800°C , 时间常数小于 0.3s , 能经受发动机振动和高温气动力的作用而可靠地工作。信号放大器采用差动输入式, 可与碰地型的热电偶输出信号相配工作, 放大器抗干扰能力强, 结构紧凑、电气性能好。该系统经飞行试验证明, 性能稳定, 工作可靠。

主题词: 涡轮喷气发动机, 排气火焰, 温度传感器, 放大器

AN INVESTIGATION FOR TEMPERATURE SENSOR APPLIED IN EXHAUST JET OF SMALL TURBOJET ENGINES AND IN AMPLIFIER OF SIGNAL

Chen Dinfang

(The 31st Research Institute)

Abstract: The temperature sensor made of high temperature alloy GH30 has a ground-contacted metal-sheathed thermocouple (MST) in diameter of 1.5mm as its temperature measuring element. The upper temperature limit of this kind of MST is 900°C for short-time use and 800°C for long-time use. Its time constant is less than 0.3s and it operates reliably in engine under vibration and hot aerodynamical conditions. Its signal amplifier is of differential input type and available for output signal of ground-contacted thermocouples. The amplifier also has great anti-interference ability, compact structure and good electrical performances. For this system, stable performances and reliable operation have been proved in flight test.

Keywords: Turbojet engine, Exhaust flame, Temperature sensor, Amplifier

1 小涡轮发动机排气温度传感器

1.1 主要技术要求

a. 温度传感器常用测温范围为 $400\sim 800^{\circ}\text{C}$, 短时最高使用温度 900°C , 传感器要承受振动和高温气动力的作用而可靠地工作。

b. 在发动机作飞行试验时, 要求传感器能及时反应温度的变化过程, 这就要求传感器的时间常数要小 (小于 0.3s)。

c. 要求传感器在出口截面均布三个测点, 测取三个测点的平均温度。

1.2 主要技术措施

1.2.1 传感器感温元件的选择

选择铠装热电偶作为测温元件, 它是由热电偶丝、绝缘材料和金属外套管三者组合加工而成的坚实组合体。

采用一般的不锈钢作外套管不能经受 900°C 的高温 and 高温气动力的作用, 为此采用高温合金 GH30 作金属外套管, 它属于固溶化型的镍基合金, 具有良好的抗氧化性能和满意的焊接性能, 短期工作耐温可达 1000°C 。

1.2.2 结构尺寸与感温端头的结构型式

为使传感器有快的反应速度 (小的时间常数), 铠装热电偶的金属外套管选用小直径 $\phi=1.5\text{mm}$ 。其热接点采用碰地型的 (即热电极与金属外套管端面焊接在一起), 这种小直径、碰地型的铠装热电偶按常规 (投放 100°C 水中) 进行了时间常数测试 ($\tau=0.25\text{s}$), 其测试曲线如图 1 所示, 满足了快速反映被测温度变化的要求。

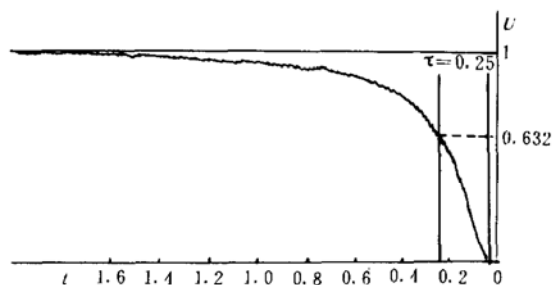


图 1 $\phi 1.5\text{mm}$ 碰地型铠装热电偶
时间常数测试曲线

采用小直径的铠装热电偶还可以有效地减小因热电偶的插入而使发动机出口气流温度场的改变, 同时也减小了导热误差, 提高了测量的准确度。

另外, 由于铠装热电偶用密实的氧化镁粉充实于金属外套与热电偶丝之间, 其绝缘强度很高, 绝缘电阻可达 $5\text{M}\Omega/\text{m}$ (500V 直流电压), 其机械强度也高, 具有耐压、耐冲击、耐振动等特点。GH-30 高温合金也易于达到较好的焊接要求。综上述特点, 确保了测温传感器工作的可靠性。

这种传感器经地面上百次的试验使用, 没有产生烧蚀、损坏现象, 完全满足发动机出口温度的测试要求。

1.2.3 三支热电偶并联, 测取三个测点的平均温度

当几个电源并联供给一个大电阻值的负载时, 各电源的内阻小而且相等, 则负载电阻上的电压值等于各电源电势的平均值, 如下式

$$U = \frac{E_1 + E_2 + \cdots + E_n}{n} \quad (1)$$

式中 U ——负载电阻上的电压, mV;

$E_1, E_2, \dots, E_n$ ——各并联电源的电势, mV;

n ——各并联电源的个数。

传感器的负载是温度信号放大器, 其输入阻抗很大, 三支铠装热电偶的内阻则很小, 而且可以作成等值的, 这样我们可以把三支铠装热电偶的冷端正极与负极分别联结组成一个并联的测温线路, 其输出电势即为三支铠装热电偶产生的热电势的平均值。

一般情况下, 发动机的排气温度场是接近均匀的, 并由于 K 型分度号的铠装热电偶的热电特性是近似线性的, 所以由热电势的平均值所对应的温度即可认为是平均温度。

2 温度信号放大器

2.1 对温度信号放大器的技术要求

(a) 温度信号放大器应能有效地放大传感器输出的直流毫伏信号达 0~6V 左右的直流电压信号, 供遥测用。

(b) 根据弹体空间的限制, 结构尺寸应紧凑, 其基本尺寸为 $26 \times 43 \times 65\text{mm}$;

(c) 放大器的抗干扰能力强, 在弹体振动和冲击的环境下应能可靠地工作。

2.2 温度信号放大器的主要技术问题

2.2.1 采用了差动输入式的放大器

由于发动机排气温度传感器选用的铠装热电偶是碰地型的, 因此传感器的两个输出端对地都有电信号, 正极对地为正的电压信号 e_1 , 负极对地为负的电压信号 e_2 , 热电偶的热电势 $E(t, t_0) = e_1 - e_2$ 。

通常用的反相输入式集成运算放大器, 其中一个输入端通过一个电阻接地, 把传感器的输出信号 e_1 和 e_2 接至这种放大器的两个输入端上, 则传感器输出的信号 e_2 就被短路掉了, 放大器的输入信号仅剩 e_1 信号, 因此, 这种放大器是不能和碰地型的热电偶式温度传感器相配用。

经试验研究, 放大器采用差动输出的型式是合适的, 其接线简图如图 2。

它同时从两个输入端输入两个电信息 U_{sr1} 和 U_{sr2} , 这种放大器的输入-输出电信号关系式是:

$$U_{sc} = \frac{R_2}{R_1}(U_{sr1} - U_{sr2}) \quad (3)$$

这种放大器完全适用于放大排气温度传感器的两个输出信号 e_1 和 e_2 , 放大器的放大倍数可通过调正电阻 R_2 和 R_1 的比值来达到。

2.2.2 放大器抗电干扰能力的提高

在各电路的引入和引出线路上都接入了穿心瓷介电容, 以消除旁路高频的干扰信号, 放大器的壳体都镀上银层, 提高了放大器的屏蔽效果。

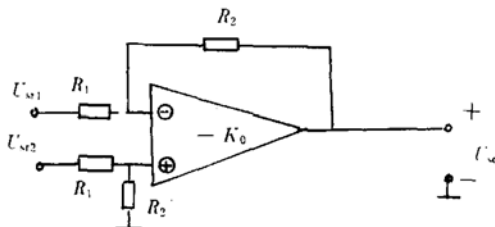


图 2 差动输入式运算放大器的接线简图

参 考 文 献

- [1] Durand B J. Investigation of the Flow Field Created by the Inter-Action of a Sonic Jet and a Co-Flowing Supersonic Stream. AD-A205823
- [2] MacCormack R W. The Effect of Viscosity in Hypervelocity Impact Cratering. AIAA69-354
- [3] Billig F S, Waltsup P J and Stockbridge R D. Integral Rocket Dual Combustion Ramjets; A New Propulsion Concept. J. of Spacecraft and Rockets, 1982, 17: 416~423

(上接第 74 页)

2.2.3 结构和性能

放大器的结构尺寸满足弹体空间限制的要求。放大器的组合件部位都灌注了硅橡胶, 大大提高了防振防冲击能力, 经防振抗冲击试验表明, 放大器工作正常。放大器的主要电气性能经测试:

非线性误差: $\pm 0.25\%$;
 电源变化 10% 输出偏差: $\pm 0.034\%$;
 交流输出: 1mV;
 温度误差: $+50^{\circ}\text{C}$ 时要求 $\leq 6\text{mV}/^{\circ}\text{C}$, 实测为 $0.5\text{mV}/^{\circ}\text{C}$;
 -40°C 时要求 $\leq 10\text{mV}/^{\circ}\text{C}$, 实测为 $+2.4\text{mV}/^{\circ}\text{C}$ 。

上述数据表明, 其电气性能是优良的。

3 飞行试验结果

图 3 所示是飞行试验时遥测发动机的部分参数曲线。

经分析, T_{04} 的变化规律符合发动机的正常工作规律, 证实了该测温系统性能的稳定性、可靠性, 能正确反映在整个飞行试验过程中涡轮后的排气温度变化情况, 从而来判断发动机的工作性能。

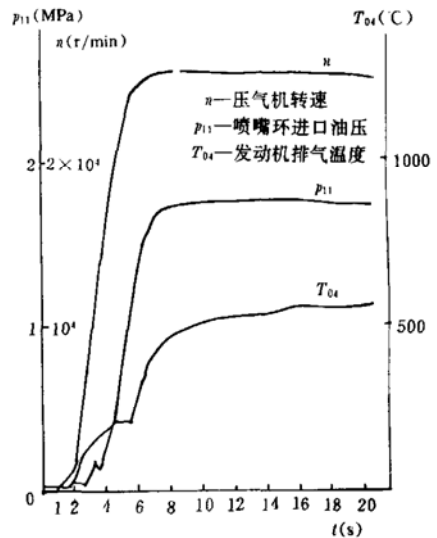


图 3 飞行试验时的遥测参数曲线