

飞机发动机测温方法的探究与实践

Exploration and Practice of Aero-Engine Temperature Measuring Method

郭小波 / 中航沈飞民机公司

摘要:介绍了飞机发动机的三种常用测温方法,并对其原理、应用以及冷端温度补偿进行了详细的论述。实践证明,通过这些方法获得的数据准确、稳定、可靠。

关键词: 示温片; 铂电阻; 热电偶; 冷端温度补偿

Keywords: temperature indicator; platinum resistor; thermocouple; cold junction compensation

0 引言

在飞机的飞行试验过程中,飞机发动机温度的精确测量与控制至关重要。实践中,测温方法主要分为接触式测温和非接触式测温两类。接触式测温是指测温敏感元件直接与被测介质接触。敏感元件和被测介质进行充分热交换(导热或对流),测得敏感元件某物理特性的变化量,获得被测介质的温度;非接触式测温是指测温敏感元件不直接与被测介质接触,通过热辐射等方式传递被测介质温度信息,测得温度。

1 发动机的常用测温方法

根据发动机的结构特点和测试需求,常用的主要有三种方法。对于测试精度要求不高、其他传感器不便安装的位置,采用示温片测温法;为获得发动机关键位置点温度的连续变化量,选择铂电阻测温法,同时为减少连接电阻温度变化引起的误差,采用电气补偿方式,效果更好;为提高发动机测温精度,实施热电偶测温法,此种方法要保持热电偶冷端温度恒定,需要对热电偶冷端进行温度补偿,通过实施补偿导线方式,达到预期的测温目的。

2 示温片测温法

2.1 测温原理

示温片在不粘胶纸上贴有一个金属圆片,金属圆片的主要成分是示温涂料,当加热到某一温度时,涂料的颜色会发生变化,这一温度称为变色温度。对于每一种示温涂料,涂料的颜色与变色温度都有一定的对应关系。

2.2 示温片分类

根据示温涂料变色后颜色的稳定性,可分为可逆和不可逆两类。

可逆型示温涂料在加热到一定温度时,颜色就发生变化,显出一种新的颜色。若冷却到低于该变色温度时,它又重新恢复到原来的颜色。例如,以 Cu_2HgI_4 为示色剂的示温涂料,原为洋红色,加热到 70°C 左右便变为红棕色,待其冷却到低于 70°C 时,又恢复为洋红色。这类涂料可反复使用,但要求记录温度时配用彩色摄影等。

不可逆示温涂料在加热到一定温度时,其颜色发生变化,但冷却后不再恢复到原来的颜色。例如,以 $\text{Fe}[\text{Fe}(\text{ON})_6]_3$ 为示色剂的示温涂料,原为蓝色,加热到 250°C 时便变为棕黄色,如将其冷却后,仍保持棕黄色,不再恢复到原来的蓝

色。这类涂料只能使用一次,而且只能表明在整个温度变化过程中,被测介质曾达到或超过变色温度,由于变色的不可逆性,因此,它只能记录被测介质曾经出现的高温状态。

此外,根据示温涂料随温度变化出现颜色的多少,还可分为单变色和多变色两种。

2.3 实际应用

示温片只能粗略地测量温度,精度不高,不能详细地说明具体温度,这种方法仅用于飞机或发动机上其他传感器不便安装使用的情况下。例如,发动机试飞过程中,常在飞机蒙皮上使用几组示温片,其原因是飞机蒙皮表面光滑,不适合安装传感器,但既要保障试飞安全,又能测试其温度,所以选择了示温片。

3 铂电阻测温法

3.1 测温原理

在发动机测温中,为了获得关键位置点的温度连续变化量,选择了热电阻中的铂电阻,根据电阻随温度的变化测温。作为热电阻的金属材料,一般要求其尽可能具有大而且稳定的温度系数和电阻率(在同样灵敏度下减小传感器

的尺寸)、在使用的温度范围内具有稳定的化学物理性能、材料的复制性好、电阻值随温度的变化要有间值函数关系(最好呈线性关系)。

目前应用最广泛的热电阻材料是铂和铜。铂电阻精度高,适用于中性和氧化性介质,稳定性好,具有一定的非线性,温度越高电阻变化率越小;铜电阻在测温范围内电阻值和温度呈线性关系,温度线数大,适用于无腐蚀介质。

在 $0\sim 630.74^{\circ}\text{C}$ 范围内,铂的电阻值与温度的关系可用下式表示:

$$R_t = R_0(1 + At + Bt^2)$$

式中 R_t ——温度为 $t^{\circ}\text{C}$ 时的电阻值; R_0 ——温度为 0°C 时的电阻值; A ——常数 $[A = \alpha(1 + \delta/100^{\circ}\text{C})]$; B ——常数 $[B = -10^{-4}\alpha\delta/^{\circ}\text{C}^{-2}]$ 。

在 $-190\sim 0^{\circ}\text{C}$ 的范围内,铂电阻值与温度的关系可用下式来表示:

$$R_t = R_0(1 + At + Bt^2 + C(t-100)t^2)$$

$$\text{式中 } C = -4.22 \times 10^{-1}/^{\circ}\text{C}^3$$

铂的纯度常以 R_{100}/R_0 来表示,根据1968年国际温标规定,其值不得小于1.3925。一般工业上常用得铂电阻,我国分度号为 BA_1 、 BA_2 、其 R_{100}/R_0 值为1.391。目前我国常用的工业铂电阻 BA_2 分度号取 $R_0=100\Omega$;标准或实验室用铂电阻的 R_0 为 10Ω 或 30Ω 。

工业上广泛应用铂电阻传感器进行 $-200\sim +500^{\circ}\text{C}$ 范围的温度测量。在特殊情况下,测温的低温端可达 3.4K ,甚至更低, 1K 左右。高温端的可测到 1000°C 。铂电阻传感器进行温度测量的特点是精度高、适于测低温。

3.2 电气补偿

使用电桥作为传感器的测温电路。为了减少连接电阻温度变化引起的误差,工业用三根铂电阻引线,标准或实验室用四线制铂电阻的引线,即金属热电阻线两端各焊上两根引出线,这样不

仅消除连接线电阻的影响,而且可以消除测量电路中寄生电势引起的误差。

测温过程中,需要注意流过热电阻丝电流不要过大,否则会产生较大的热量,影响测量精度,此电流值一般为 $4\sim 6\text{mA}$ (一般为小负荷工作状态)。

3.3 实际应用

发动机试飞测温中选用了三线制薄片式铂电阻,且将铂电阻做成很小的薄片形状,这样响应可以快到微秒级,没有较大的惯性,可以测量“点”的温度。

具体操作是将铂电阻贴在飞机和发动机需要测温的壁面,上面再用绝缘物覆盖,免受外界的干扰,铂电阻的引线套上耐高温的绝缘套管,沿着飞机上的电缆引到数据采集器,进行数据采集。

由于铂电阻的引线是三根,可以采用三线补偿法消除连接导线电阻的影响。

4 热电偶测温法

4.1 测温原理

把两种不同的导体或半导体连接成图1所示的闭合回路,如果将它们两个接点分别置于温度各为 T 及 T_0 (假定 $T > T_0$)的热源中,则在该回路内就会产生热电动势,这种现象称作热电效应。热电偶测量温度的基本原理是热电效应,热电偶就是将两种不同的金属材料一端焊接而成,焊接的一端叫做测量端,未焊接的一端叫做参考端,参考端在使用时通常恒定在一定的温度(如 0°C),当对测量端加热时,在接点处有热电势产生。如参考端温度恒定,其热

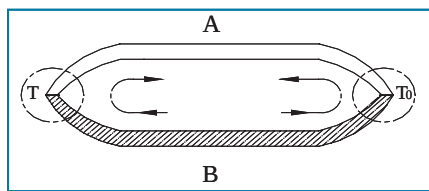


图1 热电偶回路

电势的大小和方向只与两种金属材料的特性和测量端的温度有关,而与热电偶的精细和长短无关。当测量端的温度改变后,热电势也随之改变,并且温度和热电势之间有一固定的函数关系,利用这个关系就可以测量温度。

常用热电偶可分为标准热电偶和非标准热电偶两大类。所调用标准热电偶是指国家标准规定了其热电势与温度的关系、允许误差、并有统一的标准分度表的热电偶,它有与其配套的显示仪表可供选用。非标准化热电偶在使用范围或数量级上均不及标准化热电偶,一般也没有统一的分度表,主要用于某些特殊场合的测量。

4.2 热电偶冷端的温度补偿

由于热电偶的材料一般都比较贵重,而测温点到仪表的距离都很远,为了节省热电偶材料,降低成本,通常采用补偿导线把热电偶的冷端(自由端)延伸到温度比较稳定的控制室内,连接到仪表端子上。热电偶补偿导线的作用只起延伸热电极,使热电偶的冷端移动到控制室的仪表端子上,它本身并不能消除冷端温度变化对测温的影响,不起补偿作用。因此,还需采用其他修正方法补偿冷端温度 $t_0 \neq 0^{\circ}\text{C}$ 时对测温的影响。在使用热电偶补偿导线时必须注意型号匹配,极性不能接错,补偿导线与热电偶连接端的温度不能超过 100°C 。而且为使热电势与被测温度呈单值函数关系,需把热电偶冷端的温度保持恒定或采用下述几种关系处理。

1) 补偿导线

为使热电偶冷端温度保持恒定(最好为 0°C),可以把热电偶做得很长,使冷端远离工作端,并连同测量仪表一起放置到恒温或温度波动较小的地方,但这种方法一方面使安装不方便,另一方面也会造成材料浪费。一

般用补偿导线将热电偶冷端延伸出来(如图2所示),使其在一定温度范围内(0~100℃)具有和所连接的热电偶具有相同的热电性能。常用热电偶的补偿导线如表1。

需要指出,只有当新移的冷端温度恒定或配用仪表本身具有冷端温度自动补偿装置时,应用补偿导线才有意义。此外,热电偶和补偿导线连接端所处的温度不应超出100℃,否则也会由于热电势特性不同带来新的误差。

2) 冷端温度校正法

由于热电偶的温度—热电动势关系曲线(刻度特性)是在冷端温度保持0℃的情况下得到的,与它配套使用的仪表又是根据这一关系曲线进行刻度的,因此冷端温度不等于0℃时,就需要对仪表指示值加以修正,例如,冷端温度高于0℃,如恒定于 t_0 ℃,则测得的热电动势要小于该热电偶的分度值。此时,为求得真实温度,可利用下式进行修正:

$$E(t, 0) = E(t, t_0) + E(t_0, 0)$$

3) 冰浴法

为避免校正的麻烦,可采用冰浴法使冷端温度保持为恒定0℃。在实验室条件下采用冰浴法,通常把冷端放在盛有绝缘油的试管中,再将其放入装满冰水混合物的保温容器中,使冷端保持0℃。当有几支或更多的热电偶配用一台仪表时,为节省补偿导线以及不用特制的大恒温槽,可采用加装补偿热电偶

的方法。

补偿热电偶CD的热电极材料可以与测量热电偶相同,也可以是测量热电偶的补偿导线。

4) 补偿电桥法

补偿电桥法是利用不平衡电桥产生的电动势补偿热电偶因冷端温度变化而引起的热电动势变化值。补偿导线是最基本的,它常单独与其他三种方法中的一种相结合使用。

4.3 实际应用

在测量发动机壁温时,选用镍铬—镍硅热电偶。为避免热电偶受有害介质的侵蚀、机械损伤及气流的冲刷和辐射,常选用了耐高温陶瓷作为热电偶的保护管。

热电偶与被测面的接触形式可以分为四种类型(如图3)。四种接触形式下散热量在壁面的分配情况截然不同。点接触是集中由一点提供;分立式由两点提供;片接触则由集热片所接触的那块壁面共同提供。因此,在相同情况下,导热误差以点接触为最大,分立式次之,而片接触较小。等温线接触,虽然接触面近似于一点,但由于热电极沿等温线敷设了一段距离(一般为丝径的50倍),因而测量端处的温度梯度远比上述三种小,所以其导热误差小。因此实际中常选择等温线接触形式,以减小误差。

由于发动机试飞测试是在飞机上进行的,所以其热电偶的冷端温度补偿

表1 常用热电偶的补偿导线

热电偶 名称	补 偿 导 线				工作端100℃ 标准热电势 (mv)
	正 极		负 极		
	材 料	颜 色	材 料	颜 色	
铂铑-铂	铜	红	镍铜	白	0.64±0.03
镍铬-镍硅	铜	红	康铜	白	4.10±0.15
镍铬-考铜	镍	褐绿	考铜	白	6.95±0.30
铁-考铜	铁	白	考铜	白	5.75±0.25
铜-考铜	铜	红	康铜	白	4.10±0.15

需在每组热电偶的冷端都加冷端补偿盒,或用冰浴法校正,实施起来有很大难度,因此实际中是将所有的热电偶冷端集中固定在一起,用探头式铂电阻直接测量该位置点的温度,从而产生修正值C,即 $EAB(t, 0) = EAB(t, t_0) + EAB(t_0, 0)$,

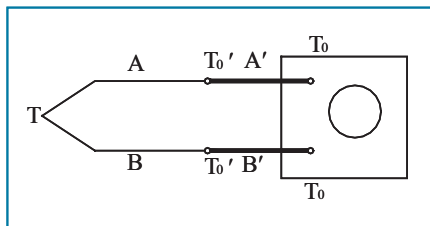
式中 $EAB(t_0, 0)$ 用C代替,即 $EAB(t, 0) = EAB(t, t_0) + C$

飞行中只要直接测出热电偶的 $EAB(t, t_0)$,在地面进行数据处理时,加入该修正值C,就进行了热电偶的冷端温度补偿,既减小了误差,又便于测试改装。结果表明,该方法获得的数据准确、稳定、可靠。

5 结束语

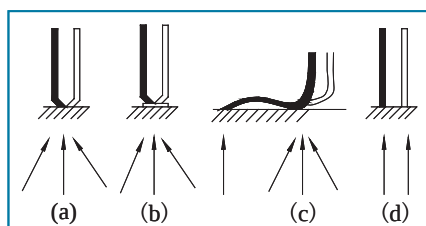
示温片测温与其他测温方法相比,主要优点是它可用于其他方法不便于实施的场合,显示整个被测对象的温度分布,且不需要专门显示仪表。特别适用于测量高温高速旋转构件和复杂构件的壁面温度以及显示大面积的温度分布,主要缺点是测温精度较差。

铂电阻的主要优点是稳定、灵敏、具有较高的测温准确度,而且便于实施远距离多点测量热电偶测温,它的测温范围通常为-200~650℃,对于特制铂电阻可以测到1100℃。缺点是在还原性介质中,特别是在高温下很容易被从氧化物中还原出来的蒸气所玷污,容易使铂丝变脆,并改变它的电阻特性。热电



A、B—热电偶电极 A'、B'—补偿导线
 T_0' —热电偶冷端温度 T_0 —热电偶新冷端温度

图2 补偿导线在测温回路中的连接



a.点接触 b.片接触 c.等温线接触 d.分立式

图3 热电偶与壁面接触型式

可变体机翼多物理场分布式光纤集成测试技术*

Multi-physical Integrated Testing Technology Based on Distributed Optical Fiber Sensor of Morphing Wing

徐海伟 曾捷 张晓丽 梁大开 / 南京航空航天大学

摘 要: 介绍了可变体机翼技术和可变体机翼多物理场光纤集成测试技术的研究现状。

关键词: 可变体机翼; 多物理场; 光纤; 测试

Keywords: morphing wing; multi-physical; optical fiber; testing

0 引言

可变体机翼通过分布在其内部的智能传感系统、分析与决策系统以及驱动机构,实现翼型的自适应改变。国内外相关技术和研究的发展趋势表明,“可变体”是未来飞行器性能改善的重要技术途径。从发达国家探索可变体机翼的研究历程来看,可变体机翼多物理场耦合机制及信息分布特征提取技术研究能够为新型可变翼体结构设计和翼型控制提供可靠的参考依据,因此针对可变体机翼的探索与实现必须和先进的飞行试验、监控与测试新原理、新方法紧密联系起来。

1 可变体机翼技术研究现状

可变体机翼具有翼型自适应能力,它可以随着马赫数、迎角、大气扰动和任务(如机动、巡航、盘旋)等飞行条件的变化自适应改变机翼形状。通过按需变形,可以有效改善翼面流场、延缓气流分离、增加升力、减少阻力,从而提高飞行器机动性和载荷能力,抑制气动噪声与振动,并能改善雷达探测的散射截面从而有利于飞行器的隐身。因此在众多新概念飞行器中,特别希望能够研制出类似于蝙蝠的“可变体飞行器”。可变体机翼技术需要集合飞行性能、推进技

术、结构、材料、气动力和飞行控制系统等多门学科,并综合考虑飞机的飞行控制系统、结构柔性、空气动力相互耦合因素。目前,国内外有关可变体机翼的研究主要有基于智能材料结构驱动技术和基于柔性机构技术两类。

智能材料结构又称机敏结构,是将传感、控制及驱动元件等紧密融合在材料或结构中,通过机械、热、光、化学、电、磁等激励和控制,使结构除具有承受载荷的能力外,还具有识别、分析、处理及控制等多种功能。这种集传感器、驱动器、信号处理器和控制系统于一体的材

阻测量精度高、线性好,测温范围大,便于远距离传输,对温度响应是其电阻增量的变化,感温部分尺寸较大、热惯性较大,不适用点测温 and 温度变化快的场合。

热电偶可测量 $-200\sim 1800^{\circ}\text{C}$ 范围内的温度,个别情况也可以测量更高或更低的温度。与其他测温方法相比,其优点是准确度较高、测温范围较广、动态响应较快、便于远距离多点测量和自动记录,且结构简单、便于维护。缺点是热电

偶插入被测介质中会破坏温度场而引入测量误差,以及受热电极材料熔点的限制,其测温上限不能太高。

这三种测温方法是飞行试验测温领域中最实用有效的方法。科研试飞结果表明,所有测试数据都准确有效,可达到试飞的要求。

AST

参考文献

[1] 常健生.检测与转换技术[M].北

京:机械工业出版社,1998.

[2] 赵觉良.航空发动机气动参数测量[M].北京:国防工业出版社,1996.

[3] 张铁生.飞机试飞工作手册[M].北京:国防工业出版社,1998.

[4] 王昌明.传感与测试技术[M].北京:北京航空航天大学出版社,2005.

作者简介:郭小波,工程师,主要从事飞机基础工艺、科研试飞工作。