

负阶跃法测定气流温度传感器的 动态特性

梁经才 陈定芳

摘 要

为了探索一种简易的方法来测定高温高速气流温度传感器的动态特性,本文从理论上对负阶跃法进行了分析,介绍了在一般风洞中进行高温负阶跃试验的方案及试验方法;同时将三种不同结构的温度传感器的试验结果以表格、图形等形式列出;并根据相似理论对试验结果进行了分析、归纳、推导出适用于所试传感器动态参数计算的公式,从而可以使试验结果推广到各种实际应用场合。实践证明,负阶跃法是一种简单和切实可行的方案。

一、引 言

用热电偶式温度传感器测量高温、高速、气流温度时,往往会带来许多严重的误差。如速度误差(恢复误差)、动态误差、传导误差和辐射误差。有的误差(如传导误差)可以通过合理地设计传感器的结构来解决。速度误差及辐射误差可以通过在热接点周围加屏蔽罩的方法来加以控制,但在高温高速下屏蔽罩易损坏。所以在一般高温高速测温中往往采用裸露式热电偶,其测量误差可以根据热电偶的动态特性进行修正。

为了获得温度传感器的动态特性,必须在现场使用之前对传感器作一系列的动态试验。这些试验一般都是在高温、高速风洞中进行。要想建立温度高于1000K, M 数在0.4—1范围内,喷口出口直径大于150毫米的标准风洞,在技术上是困难的。因为温度、速度不易保持稳定;温度场、速度场不易达到均匀。

这里我们研究了一种负阶跃法来测定高温高速气流温度传感器的动态特性,无需建立昂贵的高温风洞,而是利用一般的风洞来完成上述任务。这种方法就是利用喷火器将被试温度传感器预先加热到所要求的高温,然后利用弹射机构突然将传感器投入到已按要求调好气流参数的冷风洞中去,于是温度传感器感受到一个负的温度阶跃,记录其温度随时间变化的曲线,通过数据处理即可得出温度传感器的时间常数等动态参数。然后利用这些实验数据再根据热力学相似原理导出适用于所试传感器动态特性计算的公式,将在风洞中试验结果推广到高温、高速的应用场合。

目前我们已用这种方法对三种结构的传感器做了试验。在 $M = 0.3—0.9$ 范围内,温度200℃—900℃的条件下测定了传感器的时间常数,整理出经验公式。实践证明这种方法是切实可行的。试验起来也很方便。

二、原 理

负阶跃法测定温度传感器动态特性的原理是基于被测气流与温度传感器之间热流的动态平衡原理。当被测气流由某一温度突然变化(阶跃)到另一温度时,气流中温度传感器由于存在着“热惯性”(由其本身有一定的热容量所致),不能立刻反映出变化了的气流温度,而是沿着一定的规律逐步地接近气流的温度。最后当温度传感器与气流之间达到了热平衡时,温度传感器指示的温度才真正反映出变化了的气流温度。按照热转移原理,在上述过程中,气流传给热电偶热接点的热量(或冷却过程中带走的热量),应等于该热接点所吸收(或放出)的热量。对于我们所讨论的对流换热为主的气流测温来说,上述过程可以用下式来描述:

$$\alpha s (T_0 - T_i) = \rho \cdot c_p \cdot V \cdot \frac{dT_i}{dt} \quad (1)$$

其中 T_0 为气体温度, T_i 为热接点温度, t 为时间, α 为气流与热电偶之间的对流换热系数; ρ 、 V 、 c_p 、 s 分别为热电偶材料的密度, 接点体积, 热电偶材料的比热以及热接点的表面积。

上式左边为气流对热接点在单位时间内对流换热量。右边为热接点在单位时间内所吸收的热量。

(1)式可以改写成:

$$T_0 - T_i = \tau \frac{dT_i}{dt} \quad (2)$$

τ 代表时间常数,

$$\tau = \frac{\rho \cdot c_p \cdot V}{\alpha s}$$

设热电偶承受一个阶跃变化的温度, 变化前其初始温度为 T_1 , 变化后的温度为 T_0 , 代入式(2), 求解微分方程即可得:

$$T_i - T_1 = (T_0 - T_1) (1 - e^{-t/\tau}) \quad (3)$$

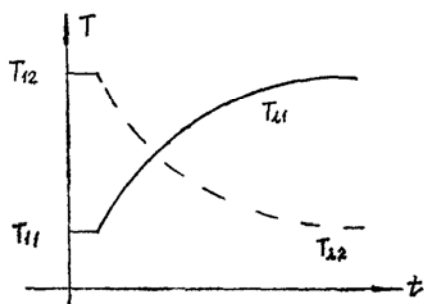


图1 温度传感器的阶跃响应

这是一个典型的指数函数形式。画出图形如图1所示。实线代表正阶跃, 虚线代表负阶跃。

从公式(3)可知, 初始温度 T_1 可以是低温 (T_{11}), 也可以是高温 (T_{12})。同一结构的温度传感器, 只要气流换热条件相同, 对于气流温度的正阶跃响应(即从 T_{11} 变化到 T_{12}), 或对气流温度的负阶跃响应(即从 T_{12} 变化到 T_{11}), 在阶跃量不大其值又相等的情 况下, 它们的响应曲线具有同一形状, 两条曲线如画在一张图上则是一对称指数函数曲线。也就是说, 在一定条件下, 用负阶跃法测

得的时间常数和用正阶跃法测出的时间常数是相等的。

三、试验方案及设备

我们的试验是在一般的射流风洞中完成的。在喷管出口处安装一个弹射机构，以便将装在它上面的温度传感器从热气流中脱离，并迅速弹射到冷气流中去。热气流采用喷火器，预先将温度传感器加热至所需的温度，当风洞中的气流调到所需马赫数时将传感器弹入，造成温度的负阶跃，同时记录下气流的总压、静压，利用示波器记录整个温度变化过程。

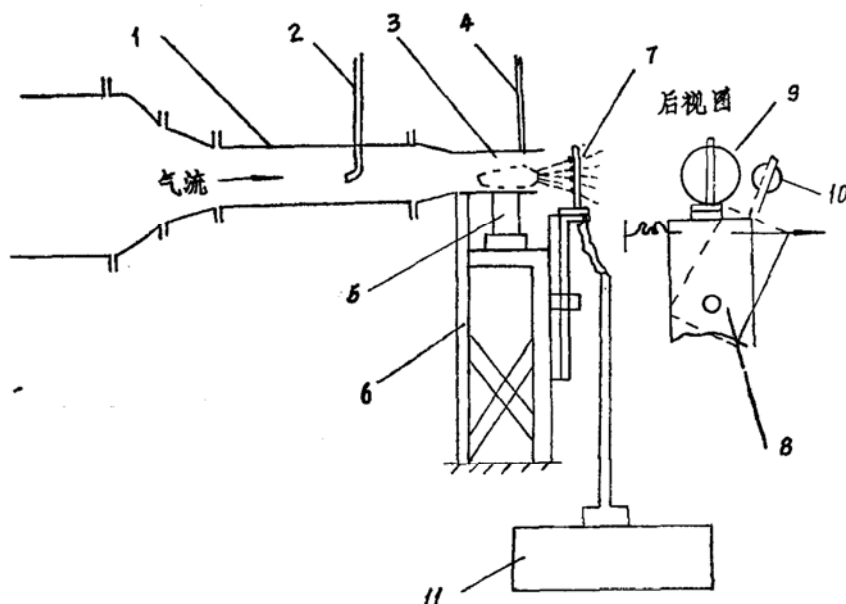


图2 试验设备示意图

1.风洞管路 2.总压管 3.收敛喷口(Φ50毫米) 4.静压管 5.喷火器(在喷口旁侧) 6.固定支架 7.被试传感器 8.弹射机构 9.冷气喷口(Φ50毫米) 10.火焰喷口 11.示波器。

四、试验结果及经验公式推导

本试验共用了三种不同类型的温度传感器(1)高温传感器(装铍铈40/铂铈40热电偶)，(2)中温传感器(装镍铬-镍铝热电偶)，后者又有两种结构形式：一是裸露式，另一是屏蔽式。

试验条件：冷气总温 $15\sim 20^{\circ}\text{C}$ ，总压 $1.02\sim 1.8$ 公斤/厘米；对铍-铈热电偶加温至 900°C ；其它热电偶加温至 200°C ；试验马赫数 $M = 0.3\sim 0.9$ ；冷气静压 1.02 公斤/厘米²。

1. 试验结果整理成以下几种形式

(1) 典型的示波记录曲线示于图3，4，5。

(2) 按照公式(3)，当 $(T_i - T_1)/(T_0 - T_1) = 0.632$ 时，对每条曲线作图得出时间常数列表如下：

表 1 带屏蔽罩的温度传感器时间常数

M	0.43	0.58	0.67	0.8	0.91
τ 秒	0.4	0.32	0.28	0.24	0.22

表 2 不带屏蔽罩的裸丝式热电偶时间常数

M		0.79	0.595	0.42
τ 秒	Φ 丝 0.3 毫米	0.13	0.16	0.18
	Φ 丝 0.1 毫米	0.08	0.1	0.12

表 3 高温热电偶 (装钨铼丝) 时间常数

M	0.42	0.595	0.785
τ 秒	0.33	0.295	0.25

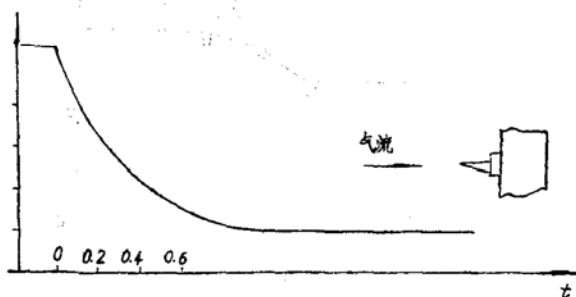


图 3 $P_0 = 1.15$ 公斤/厘米², $\tau = 0.33$ 秒
 $\Phi 0.5$ 毫米 裸丝钨铼 40/铂铼 40

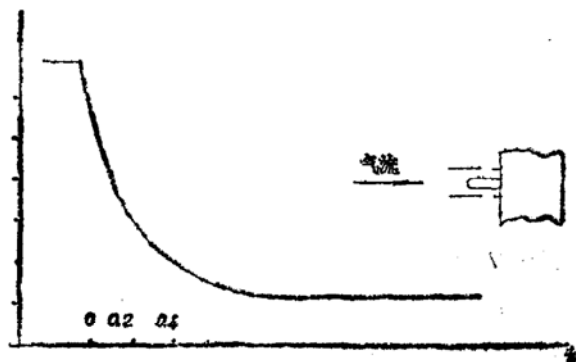


图 4 $P_0 = 1.54$ 公斤/厘米², $\tau = 0.24$ 秒
 $\Phi 0.3$ 毫米 带屏蔽罩 热电偶 (镍铬-镍铝)

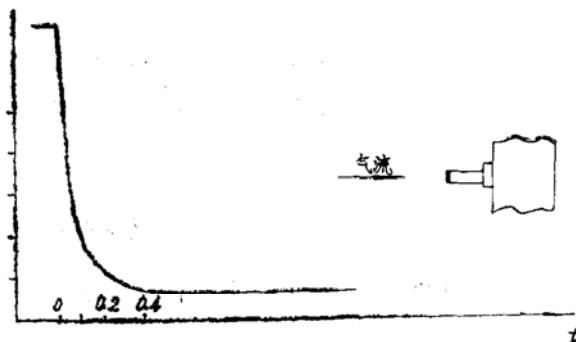


图 5 $P_0 = 1.54$ 公斤/厘米², $\tau = 0.08$ 秒
 $\Phi 0.1$ 毫米裸丝垂直于流向热电偶 (镍铬-镍铝)

2. 适合于我们现场使用的经验公式推导
从公式 (2) 得:

$$\tau = \frac{\rho \cdot C_p \cdot V}{\alpha S} = \frac{\rho C_p}{\alpha} \cdot \frac{d}{4} \quad (4)$$

$$\alpha = \frac{N_u \lambda_{\text{气}}}{d} \quad (5)$$

对空气而言 $N_u = AR_e^m$

$$R_e = \frac{\rho_{\text{气}} v d}{\mu} = \frac{Ma}{\mu} \cdot \frac{Pd}{gRT} = \frac{20PMd}{\mu g R \sqrt{T}} \quad (6)$$

将(5)、(6)代入(4)得

$$\tau = \frac{\rho C_p d^2 g^m R^m}{4 \times 20^m A d^m} \cdot \frac{1}{\lambda_{\text{气}}} \left(\frac{\sqrt{T} \mu}{PM} \right)^m \quad (7)$$

以上公式中： d —热接点直径； N_u —努谢尔特数； A, m 为常数，实验确定； R_e —雷诺数； v —气流速度； μ —气体的粘度； M —气流的马赫数； α —气体的音速； P —气流的静压； $\lambda_{\text{气}}$ —气体导热系数； g —重力加速度； R —气体常数； T —气流静温。

在我们的试验中，主要是改变总压，其它参数基本不变，对于带屏蔽热电偶，为推导公式起见假定：

$$C = \frac{\rho C_p d^2}{4 A \lambda_{\text{气}}} \cdot \left(\frac{g R \sqrt{T} \mu}{20 d} \right)^m \quad (8)$$

$$\therefore \tau = C \left(\frac{1}{PM} \right)^m \quad (9)$$

两边取对数

$$\lg \tau = \lg C + m \lg \left(\frac{1}{PM} \right) \quad (10)$$

按照我们的试验条件，查取热电偶及气流的参数代入公式(10)，并利用多次试验测得的时间常数列出一系列方程组，求解这些方程组即可得出各个系数及指数。

对屏蔽式热电偶传感器可求得 $C = 111.55$ ， $m = 0.7633$ ， $A = 0.042$ 于是经验公式为：

$$\tau = 111.55 \left(\frac{1}{PM} \right)^{0.7633} \quad (11)$$

对裸露式热电偶温度传感器经验公式为：

$$\tau = 2.754 \left(\frac{\sqrt{T}}{PM} \right)^{0.4878} \quad (12)$$

五、试验结果分析

1. 试验所测得的实际曲线和理论曲线很相符。而且曲线光滑，没有出现明显的波动现象，说明气流温度、速度场是均匀而稳定的。这些曲线比过去我们用正阶跃法得出的曲线好得多。对同一结构的传感器，在同样工况下反复多次试验，所测得的时间常数不变。

按照理论公式(3)，记录曲线应符合指数函数的规律，令：

$$(T_i - T_1) / (T_0 - T_1) = (1 - e^{-t/\tau}) = a$$

则有下表：

a	0.5	0.632	0.80	0.90	0.95	0.99
t	0.7 τ	τ	1.6 τ	2.3 τ	3 τ	4.6 τ

用表中的数据来检验我们的试验结果是很吻合的。

2. 用本文的经验公式计算出的结果与实测值相比,也是很接近的。我们利用经验公式(11)、(12)计算上述温度传感器在试验状态下的时间常数发现实测时间常数与经验公式计算值很相近。对有屏罩传感器二者相差不超过2.3%,对裸露式传感器二者相差不超过3.3%。

3. 将我们的经验公式与国外有关资料相比也是很近似的。从公式(4)可知,只要传感器结构确定,影响时间常数的主要因素是对流换热系数 α 。而计算 α 时又主要决定于Nu数。国外许多学者对Nu数的计算做了大量工作。据美国有关资料介绍。对于圆截面的热偶丝,与气流方向相平行可用下式计算:

$$Nu = (0.085 \pm 0.009) P_e^{0.674} \quad (13)$$

这种情况与本文中带屏蔽热电偶的经验公式相似。按本文公式Nu数可表示为:

$$Nu = (0.042) R_e^{0.7633} \quad (14)$$

以上两式在 $R_e \approx 2655$ 附近计算出的结果很接近。在 $R_e < 2685$ 时用本文的经验公式计算出的结果比美国有关资料公式计算出的结果低一些。这可能由于温度传感器的热接点直径大于丝径,而接点伸入气流中的长度不够,影响导热所致。但在 $R_e > 2685$ 时计算结果则相反,这可能由于屏蔽罩内紊流度增加的缘故。

对于圆截面偶丝垂直于气流方向的情况。美国资料的公式为:

$$Nu = 0.44 R_e^{0.5} \quad (15)$$

这种情况与本文的裸露式热偶相似。我们得出的经验公式为:

$$Nu = 0.379 R_e^{0.4878} \quad (16)$$

用本文的公式计算出的结果比用美国资料公式计算的结果偏低一些。其原因可能是热接点比丝径粗,另一种可能是热偶丝有相当一部份没有与气流流向相垂直,因而换热情况有所差别。

六、结 束 语

为了对气流温度测量进行必要的修正或估计,关键是确定在给定的气流条件下传感器热接点与气流间的对流换热系数 α 。但对流换热系数是一个多变量的函数,要想通过模拟实验来精确确定实际使用条件下的对流换热系数是很困难的,因为气流的紊流度对 α 的影响很大,而紊流度又很难模拟。所以实验计算出的 α 值只能作为实际使用场合的参考。在一般情况下热电偶的测量值与误差值相比,误差值相对的较小,在修正过程中由于 α 值的误差带来修正量的误差对整个测量值而言还是很小的。

不论国外资料还是本文的经验公式都表明在相当宽的 R_e 数范围内,用这些公式计算出

的时间常数与试验结果相比差别很小。因此我们可以在气流温度不高的条件下做试验,推导出 $Nu = AR_e^m$ 的关系式,利用这一关系式计算传感器在实际气流条件下的 Nu 数,从而算出 α ,再用 α 来计算热电偶的测量误差和时间常数。这就是本文的目的。而负阶跃法提供了一种最节约、最简单而又切实可行的方法。

参 考 文 献

- (1) Robert P. Bedict. Fundamental of temperature, pressure and flow measurements, 2nd edition, 1976.
- (2) Caldwell F.R. Olsem L.O. and Freege P.D.; Intercomparlson of thermocouple response data, S.A.E. 158F May 1 1960.
- (3) Marvin D. Scadron, Isidere warshawsky, and Clarence C. Gettelmen; Thermocouples for jet-engine gas temperature measurement, AIAA, Paper No 52-12-1.
- (4) 清华大学工程力学系热物理教研组: 测量高温气流温度的动态热偶法。1974年3月。