

高温气流总焓的测量及微型瞬时探针的研制

戚隆溪 王柏懿

中国科学院力学研究所, 北京 100080

A **摘要** 讨论测量高温气流总焓的各种方法后, 着重介绍了微型瞬时总焓探针的研制和应用。这种快速响应的气动式探针主要由双声速喷管、多孔热交换器和扫描机构组成, 它可完成总焓剖面的瞬态测量。

关键词 高温; 气流; 总焓; 瞬态测量; 探针
中图分类号 TK311

热工测量

0 引言

TK31

多年来, 在国防和民用方面, 电弧加热器一直作为一种高温气体源获得了广泛的应用。例如, 在导弹、飞船的高超声速飞行气动加热和烧蚀特性研究中, 尤其是在再入飞行器热防护材料试验中电弧加热器具有独特的作用。近来, 电弧加热器在化工、冶金、材料制备和废弃物处理等方面的应用也为人们所重视。在研究与应用电弧加热器时, 气流总焓是最重要的性能参数之一, 因为总焓是气体在实际的物理化学过程中能够转换、输运的总内能的度量。本文首先概述现有的总焓测量方法, 然后重点介绍我们研制的一种微型瞬时总焓探针。

1 高温气流总焓测量方法

1.1 能量平衡法

利用加热器的总能量平衡, 也就是测量输入电弧的电功率和传给冷却水的热损失以及气体流量, 就可以得到气流平均焓:

$$H_b = [E_0 I_0 - (mc_p \Delta T)_{\text{water}}] / w$$

其中 E_0 为电弧电压, I_0 为电弧电流, m 、 c_p 、 ΔT 分别为冷却水的流量、比热和温升, w 为加热器气体流量。这样求得的焓值 H_b 只是气流的平均焓值。由于工质气体在加热器中加热的不均匀以及喷管内边界层的存在等因素的影响, 在气流中焓值沿截面内有一定的分布, 核心区的焓值总是高于平均值。为了精确地确定模型的烧蚀速率和烧蚀过程, 要求预先知道试验气流中的当地总焓值。显然, 能量平衡法不能满足此要求。

1.2 驻点热流法

利用热流探针和总压探针的测量结果, 通过驻点热流、驻点压力和气流总焓之间的关系式来确定总焓。很多学者根据不同的假设, 得到了各种简化程度不同的理论公式, 而一般认为 Fay-Riddell 公式^[1]最精确。这是一种间接测量法, 它在很大程度上取决于高温气体的物化性质、外部绕流和传热机理的数学描述。而且推导 Fay-Riddell 理论公式时引进了若干简化假设, 如自由来流中不存在湍流、对探针的绕流是层流、探针壁面是完全催化的以及电弧电流不

能流入探针表面等等。但是在加热器实际运行中,这些简化条件往往不能满足。另外,探针的头部曲率也常常不能准确确定。鉴于上述的因素,驻点热流法给出的焓值并不十分可靠,只能作定性的分析判断。

1.3 声速流动法

使加热器气体通过声速喉道流动,若假定气体通过喉道时是均匀定常的一维平衡流,而且出流系数是1,则气体总焓与喉道截面积、气体质量流量和驻点压力有关,只要上述三个参数测出就可求出气体总焓。Winowich^[2]给出一个形式简单的经验公式:

$$H_{\text{总}} = (280A^*P_0/\dot{w})^{2.519}$$

其中 A^* 为喉道截面积, P_0 为驻点压力, \dot{w} 为气体质量流量。可以看到,焓值是 A^* 、 P_0 和 \dot{w} 这三个参数组合的幂指数函数,特别是喉道的有效直径 d^* 在公式中以五次方的形式出现,稍测不准确便会引起较大的误差。焓值对其它两个参数的测量误差也很敏感。因此声速流动法的结果常常不能作定量分析用。尤其在气旋稳定加热器中,气流的旋涡使喉部有效半径以及其流量大大下降,而这种使用的直接效果又无法直接测量,因此应尽量避免采用。

1.4 总量热计法

从原理上讲,总焓探针属于吸热式的总量热计。它从被测气体中摄取少量气体样品,设法使高温气样在热交换器中冷却到低温,测出降低气体温度所带走的热量(一般是利用已知流量的冷却水温升确定的),而低温气体焓值可用常规方法(如热电偶)确定。两者相加就可以得出冷却前高温气体的焓值。这类吸热式的总焓探针的优点是根据热交换器中的能量平衡可直接计算出气体总焓,不依赖于高温气体的热物理性质和外部绕流特性,而用于测量气样热容量的冷却水同时又能用来冷却探针结构。这样就保证了探针能够承受相当高的热负荷,耐抗严酷的高温环境,因而获得了广泛的应用。然而,它要求的响应时间较长,是一种稳态装置。而且当探针尺寸减少时(为了进行局部测量绘出焓剖面并减少对流场的干扰,一般希望探针尽量地小)外部气流对探针外表面进行加热所产生的热增益,与被测气样热容量相比就不是可以被忽略的了。为了排除这种误差,就需要采取所谓的“去皮”测量,即分别测出有气样通过探针和无气样通过探针时的数据,两者相减才能除去外部(或内部)额外加热的影响,即:

$$H_{sp} = \frac{m}{\dot{w}} c_p (\Delta T - \Delta T_c) + H_{spc}$$

其中 m 为冷却水流量, c_p 为冷却水比热, \dot{w} 为气样流量, H_{spc} 为低温下气体的焓值, ΔT 为探针内有气样流动时的冷却水温升, ΔT_c 为探针内无气样流动时的冷却水温升。这种“去皮”测量方法提高了总焓探针的精度,但是使得焓值的测量变得很费时而且是间断式的,不能连续地监测焓值的变化。另外这类稳态水冷式探针的应用最终受到探针自身传热能力限制,在许多高焓、高压、高热流装置中,稳态水冷式探针已无法使用。

1.5 稀释式焓探针方法

它将已知参数的低温气流和未知参数的高温气流混合,获得温度较低的混合气流然后用常规方法测出探针出口的总流量和总流量中稀释剂的百分比以及温度等参数,再用热平衡方法确定焓值。

1.6 光谱法测焓方法

此系利用气体能量谱线强度分布和强度之间的相互关系确定气体温度,结合驻点压力测量即能确定气体焓值。

此外还有烧蚀探针,热沉式探针等等,在此不作一一介绍。

以上所介绍的种种方法各有特色,但有一个共同的问题就是不能进行瞬间测量。这样就促使人们去研制一种新型的探针,它有很短的响应时间,能够瞬间完成取样和测量;借助快速移动结构使探针迅速地插入高温气流,在不被烧坏的情况下迅速获得必要的数据,然后迅速地离开气流。这种瞬时焓探针或称作快速反应焓探针,由于采取了快速扫描机构,使得探针可以完全摆脱水冷式结构,从而大大有利于探针的微型化,提高空间分辨率。近年来发展的高性能高焓高压加热器中,由于驻点焓值和压力甚高,射流截面甚小,尤其需要采取这种微型探针。根据现有文献,已研制出的瞬时焓探针大致可分为两大类:一类是热阻式焓探针,一类是气动式焓探针,亦称为双声速喉道焓探针。

热阻式瞬时焓探针的工作原理如图1所示。这类瞬时探针也是吸气式的,要在被测气体中

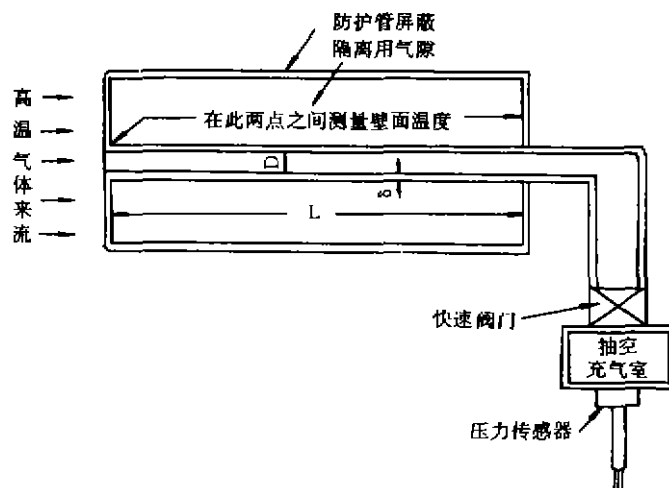


图1 热阻式瞬时焓探针的工作原理

Fig. 1 Schematic of calorimetric instantaneous enthalpy probe

取样。与量热计焓探针不同的是对气体的冷却方式,它是通过热量传递给取样管壁的方式来实现的,而且利用取样管的瞬时温升作为气样热容量的测量。探针的外表面是一个防护管,它使取样管与外部来流隔开。取样管和防护管之间保留一定空气间隙,它起热隔离作用,能防止取样管向外部空间散热(热损失)或被外部气流加热(热增益)。为了确保高温气体样品在通过取样管时,大部分能量被吸收掉,要求取样管的长细比 L/D 足够地大,这样气样离开取样管时,温度已降低到至少可用热电偶测出的程度。整个探针除上述探头部分外还有扫描机构、流量测量、管电阻测量、数据收集和处理系统。在取样管出口有快速阀门、充气室和快速响应压力传感器等流量测试系统,它们可以迅速地测定气样的瞬时流量。另外,此类探针快速越过高温气流进行焓值剖面测量,特别是非水冷式一定得采用快速扫描方式。取样管温升速率、气样流量和气流总焓之间有如下关系:

$$H_{01} = H_{02} + \frac{(\rho V c_p)_{\text{tub}}}{\dot{w}} \frac{d\bar{T}}{dt}$$

其中 H_{01} 为取样管入口处来流总焓, H_{02} 为取样管出口处气样总焓, ρ 、 V 、 c_p 为取样管材料的密度、体积和比热, \bar{T} 为取样管的平均温度, t 为时间, \dot{w} 为气样流量。取样管平均温升速率 $d\bar{T}/dt$ 早期曾用安装在取样管外表面不同位置上的热电偶来测量,后来由取样管的电阻变化来指示,因此称为热阻式焓探针。由于取样管加热速率很高,这样取样周期很短(毫秒量级),故此类探

针可作瞬时测量。

2 双声速瞬时焓探针

2.1 双声速喉道焓探针的工作原理

双声速喉道焓探针是一种气动式探针,其工作原理见图2。气样在探针中依次通过两个串联的喉道,第一喉道 A_1 起限制流量的作用,气样流经此处则变成声速流,接着膨胀进入冷却室(或热交换器),使温度降低到能用标准温度计或热电偶技术测量的程度,然后经过第二喉道 A_2 ,最后由真空泵抽走。

在这种方法中,人们不是去测定气样冷却时被移出的能量,而是测定探针入口处的总压 P_{01} (来流总压)和第二喉道前的总压 P_{02} 、总温 T_0 (用以计算流量)。由于两个喉道截面是已知

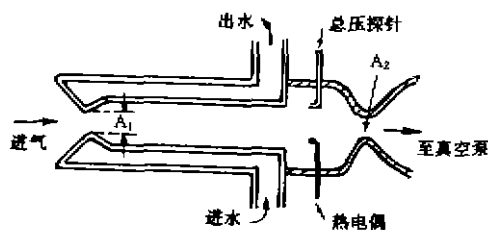


图2 双声速喉道焓探针工作原理

Fig. 2 Schematic of dual-sonic-nozzle enthalpy probe

的,根据相应的气动力学基本方程,就可以求得来流总焓和所测参数之间的定量关系。

过去双声速喉道焓探针都是在稳态下运行,一般是采用水冷式的。近来人们已将它发展为瞬态工作方法,图3是我们研制的一种瞬态双声速喉道焓探针。和稳态探针不同的是热交换器改用一种多孔吸热材料。为了测量焓值剖面分布,它配有快速扫描装置。

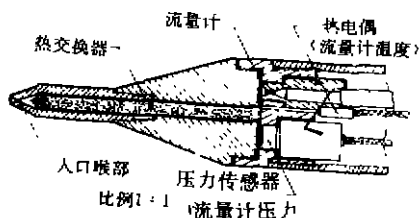


图3 双声速瞬时焓探针的结构图

Fig. 3 Configuration of dual-sonic-nozzle enthalpy probe

2.2 声速流动关系式

在推导理论关系式时,假定了气样在探针中作一维定常等熵的平衡流动,其基本气动力学方程有:

$$\text{连续方程} \quad w = \rho v A \quad (1)$$

$$\text{能量方程} \quad h_0 = h + v^2/2 \quad (2)$$

$$\text{状态方程} \quad \rho = \frac{M P}{R T} \quad (3)$$

$$\text{描述等熵流动过程方程是} \quad \frac{dp}{p} = \gamma \frac{d\rho}{\rho} \quad (4)$$

其中 w 为质量流量, ρ 为密度, v 为速度, h 为静焓, h_0 为总焓, T 为绝对温度, R 为气体常数, M 为分子量, A 为横截面积, γ 为比热比, 上标 * 为喷管喉部参数, 下标 0 为驻点状态, 在满足壅塞流条件时, 喉部达到声速, 此时

$$w = \rho^* v^* A^* \quad (5)$$

其中 v^* 为声速, 上述表达式适用于任何气体(完全气体或真实气体), 对于完全气体, 在理想情况下 $\gamma = 1.4$, 则可以求得简单的关系式:

$$w = 1.282 \frac{A^* P_0}{\sqrt{h_0}} \quad (h_0 < 0.58 \text{ MJ/kg}) \quad (6)$$

其中各参量的单位为: w (g/s), A^* (mm²), P_0 (MPa), h_0 (MJ/kg)。但是在高温下的真实气体是非完全气体, 气体分子会发生离解和电离, 比热比 γ 和分子量 M 与温度和压力有关, 这样不能得出像方程(5)那样简单的表达式。为分析求解声速流关系, 需附加其它方程式进行大量的理论计算, 求出方便适用的经验公式来。1964年 Winovich^[2] 推导了一组适用于高温空气不同焓值范围内的声速流关系式, 只考虑比热比效应时有

$$w = 1.282 \frac{A^* P_0}{\sqrt{h_0}} \cdot [1 - 2.103 \times 10^{-2}(h_0 - 0.58)] \quad (0.58 \text{ MJ/kg} \leq h_0 \leq 2.33 \text{ MJ/kg}) \quad (7)$$

而当考虑离解反应时有

$$w = 1.216 \frac{A^* P_0}{h_0^{0.397}} \quad (2.33 \text{ MJ/kg} \leq h_0 \leq 23.26 \text{ MJ/kg}) \quad (8)$$

作者推导了一组适用于高温氢气的声速流关系式^[3], 结果如下

$$w = 1.234 \frac{A^* P_0}{h_0^{0.464}} \quad (8 \text{ MJ/kg} \leq h_0 \leq 35 \text{ MJ/kg} \text{ 或 } 600 \text{ K} \leq T_0 \leq 2200 \text{ K}) \quad (9)$$

$$w = 0.7059 \frac{A^* P_0}{h_0^{0.35}} \quad (35 \text{ MJ/kg} \leq h_0 \leq 320 \text{ MJ/kg} \text{ 或 } 2200 \text{ K} \leq T_0 \leq 5000 \text{ K}) \quad (10)$$

2.3 双声速喉道焓探针的工作方程式及有关参数的选定^[4]

(1) 工作方程式

双声速喉道焓探针在高温气流中工作时, 一般情况下第一喉道的流动满足(8)式, 第二喉道的流动满足(6)式, 联合(6)和(8)式就得到双声速喉道焓探针的工作方程式

$$h_{01}^{0.397} = 0.949 \frac{A^* P_{01}}{A_2^* P_{02}} \sqrt{h_{02}} \quad (11)$$

其中 h_{01} 为待测的来流总焓, h_{02} 为冷却后的气样总焓(可由热偶测定), P_{01} 为来流总压, P_{02} 为冷却后的气样总压(第二喉道前的总压), A_1^* 、 A_2^* 分别为第一、第二喉道的截面积(mm²)。在实际运行中, 由于摩擦传热损失和附面层的影响, 喉道的泄流系数一般小于1, 这时(11)式中的面积必须用标定值来代替, 即用标称值 A^* 乘以泄流系数 C 。

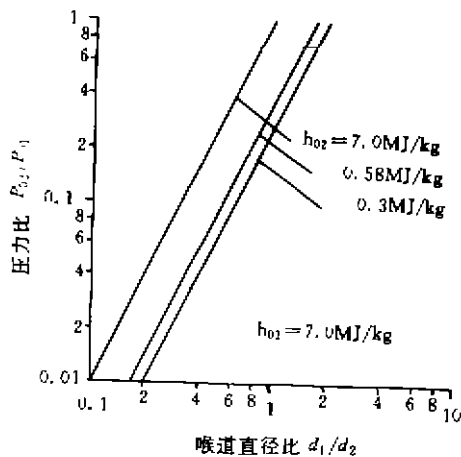


图4 压力比和喉道直径比的依赖关系

Fig 4 Dependence of pressure ratio on throat-diameter ratio

式的条件。对于高温气流来说, 这相当于 $h_{02} \ll h_{01}$, 这表明要求热交换器将气样的全部热量移

(2) 双喉道直径比

利用(11)式可以计算出双喉道直径比和压力比的关系, 图4给出来流焓值为7MJ/kg时直径比和压力比的曲线。从图4可以看出, 当冷却足够的时候, 同样的直径比可以减少压力比。当然为了确保两喉道处是声速流, 应该使直径比 $d_1/d_2 \leq 1$ 。根据图4可知, 当 $d_1/d_2 = 0.8$ 时, 冷却后第二喉道上游的焓值小于0.58MJ/kg, 则此处的压力近似为来流总压的20%。本文取 $d_1/d_2 = 0.85$, $d_1 = 0.53 \text{ mm}$ 。

(3) 传热和响应时间

对热交换器的要求是能够对气样进行充分地冷却, 以达到在第二喉道处可以应用(6)

走。根据这一要求,对冷却室内流动作必要的假设(如层流等),便可在给定来流焓值条件下进行传热估算,求得所需热交换器的长度。显然,热交换器越长,冷却越充分。

另外,探针从开始取样到达到稳定流动,需要一定的时间,即探针的响应时间。对探针的响应时间也有一定的要求,以达到瞬时的的工作状态。在 $d\theta$ 这段时间内,探针的连续方程应表示为:

$$d\theta = Vd\rho/(\dot{w}_1 - \dot{w}_2) \quad (12)$$

这就是说,为减少响应时间,必须减少流动面积和热交换器长度(即减小冷却室的容积 V),这与传热设计所要求的正好相反。在实际设计中应选择一个折中的长度,然后通过实验确定合理的长度。

(4) 实验标定和测量

为了分析双声速喉道焓探针的性能,人们进行了一系列实验。试验结果表明这类探针与根据热流和压力测量得到的焓值相符,但低压区的分歧较大。

在试验研究中还包括对入口喉道和流量计(即第二喉道)的标定工作。每个喉道都是用标准临界喷管流量计来校准的,标定在试验前后都要进行。由此可以确定喉道的有效截面积和流

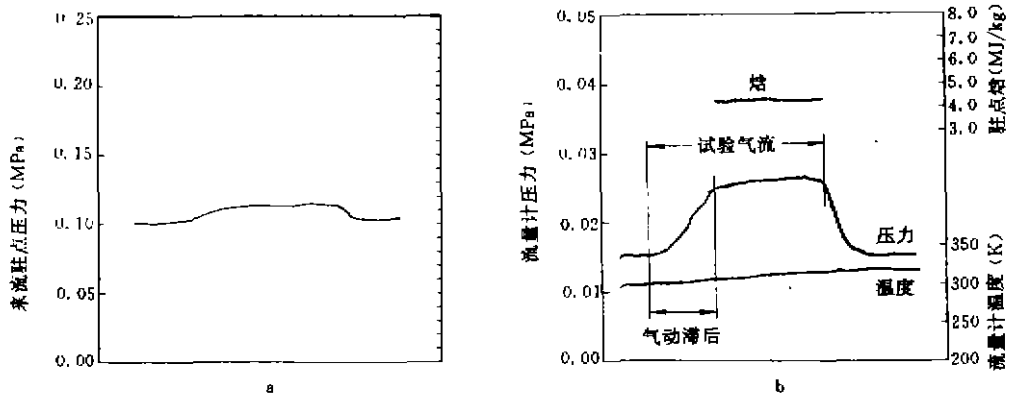


图5 瞬时焓探针测量结果

Fig. 5 Typical measurement results of instantaneous enthalpy probe

量系数。当然,标定是在常温下进行的,这和探针运行的高温环境不同。但是,高温对入口喉道的影响是两重的:一方面由于对入口喉道的传热,使得气流焓值减少,而另一方面,由于附面层内气体密度的增高而增加了质量流量,这两者的作用正好相反,故综合起来对焓值的计算影响不大。

测量是在电弧加热器射流上进行的,探针安装在电磁驱动弹射支架上。运行时先关闭抽真空阀门,快速扫描一次测出来流总压(见图5a),随后打开真空阀再扫描一次,测出流量计前室总压和温度(见图5b),图5为典型试验的测量结果,总焓探针所测的焓值略低于用能量平衡法得到的数据。

4 结 论

快速响应微型焓探针能在1ms量级时间内穿越甚高温环境下的气流,一次完成气流总焓剖面的测量,而且它的尺寸小,对气流的干扰也小。从实验技术上说,实现从稳态测量到瞬态测量是一次进步。而且快速响应方法还能用于总压、质量流量、热流等参数的测量,因此微型瞬时探针是高温气流参数测量的重要手段。

参 考 文 献

- 1 Fay J A, Riddell F R. Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air. *Jour. Aero. Sci.* 1958, 25(2): 73-85
- 2 Winovich W. On the Equilibrium Sonic-method for Evaluating Electric-arc Air-heated Performance. NASA TN D-2132, 1964.
- 3 戚隆溪. 估算氢加热器总焓的平衡声速流功法. *气动力学杂志*, 1985, 2: 80~83
- 4 戚隆溪. 双声速总焓探针的研制和应用. *气动实验测控技术*, 1981, 3: 25~30

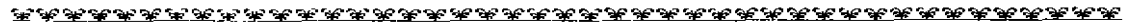
MEASUREMENT METHODS AND MINIATURE PROBE FOR TOTAL ENTHALPY OF HIGH-TEMPERATURE GAS STREAMS

Qi Longxi Wang Boyi

Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080

Abstract The present paper describes various methods for evaluating total enthalpy of high-temperature gas streams, with emphasis on development and application of miniature probe. This fast-response pneumatic probe consists mainly of double sonic nozzle, porous heat exchanger and high-speed sweep mechanism. It can be used for instantaneous measurement of the enthalpy profile.

Key words high temperature; gas stream; instantaneous measurement; total enthalpy; probe



(上接第55页)

试验是指在加速管中不加注可燃推进剂气体,而是加注 N_2 等不可燃气体的发射试验,目的在于检验RAMAC37全系统工作的可靠性,并解决试验中出现的技术问题,为下一步的热发射试验(加注可燃推进剂气体并点火)铺平道路。具体工作有三方面:

(1)考核初级炮与泄压管连接装置的工作性能。RAMAC37的初级炮是一门37高炮,冷发射中典型装药量时的炮口后座距离为90~100mm。既要使初级炮的后座与泄压管隔离开,又要保证弹丸从初级炮口准确地飞入泄压管,成为炮口连接装置结构设计的难点。试验结果表明,RAMAC37的炮口滑动式连接装置结构简单,完全满足设计要求。

(2)考核测试系统的工作性能。通过在加速管内采用磁感应技术并与压力传感器相配合,测试系统能够可靠地提供弹丸在加速管内的飞行时间、速度及弹体周围管壁压力分布等内弹道参数。

(3)解决冷发射的“Unstart”问题。“Unstart”是指弹丸在加速管内飞行时无法建立起超音速喉道,在它前面产生一道正激波使其急剧减速。通过对此时内弹道现象的全面分析,这一问题最终得以解决。

冷发射试验的成功表明,气动中心超高速所建成的国内第一座冲压加速器设计合理,各系统工作可靠,为下一步的热发射试验提供了一个可靠的试验平台。