

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2018.05.02

高温气流总焓测试技术综述

朱新新, 杨庆涛, 陈卫, 隆永胜

(中国空气动力研究与发展中心 超高速所, 四川 绵阳 621000)

摘要: 对国内外总焓测试技术方法进行梳理, 介绍了多种测焓方法的原理和特点。分析稳态焓探针、热阻式瞬态焓探针、质量注入型焓探针等探针类测焓方法和能量平衡测焓法、光谱测焓法等非探针类测焓方法的优缺点。结合实际应用对这些总焓测试方法的进一步研究提出了建议。

关键词: 热学; 气动热; 总焓测试; 焓探针; 能量平衡; 光谱测焓

中图分类号: TB9; V211.752; V211.753 **文献标识码:** A **文章编号:** 1674-5795 (2018) 05-0005-07

Overview of Total Enthalpy Measurement Technique for High Temperature Flow

ZHU Xinxin, YANG Qingtao, CHEN Wei, LONG Yongsheng

(Hypervelocity Aerodynamics Institute of China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: By combing total enthalpy measurement techniques and methods, the principles and characteristics of various total enthalpy measurement methods are presented. The advantages and disadvantages of these methods which include the enthalpy probe techniques, such as steady enthalpy probe, transient enthalpy probe, mass injection probe and other enthalpy measurement methods such as the energy balance measurement and the spectral measurement are analyzed. Combining with the practical application, suggestions for further research on these total enthalpy measurement methods are given.

Key words: thermology; aerodynamic heating; total enthalpy measurement; enthalpy probe; energy balance; optical diagnostics

0 引言

神州十一号飞行器的成功发射和探月工程等重大项目地开展, 离不开航天技术的支撑。航天飞行器在穿越大气层时的防热能力是最为重要的技术之一^[1]。高超声速飞行器在大气层内飞行时, 其表面承受不同程度的气动加热, 准确把握气动加热的能量传输过程是有效开展热防护设计、确保飞行安全的中中之重^[2-3]。以电弧风洞为代表的地面模拟设备能够较好的模拟飞行器进入大气层时的加热过程, 可对其表面热防护材料的性能进行考察, 同时也能进一步验证和改进防护材料热载荷的设计与计算的合理性^[4-5]。

总焓^[6]作为气体在实际物理化学过程中能够转换运输的总内能的度量, 无疑是最为关键的试验参数之一。国内外技术人员对来流总焓的测试技术不断进行探索, 积累了多种有效测焓方法。本文对这些国内外测焓技术进行了梳理, 介绍了各种测焓方法的技术原理和特点, 并结合实际应用情况对其优缺点进行了分析。

1 探针总焓测试技术

1.1 总温探针法测焓技术

根据高温空气热力学函数表^[7], 张志成^[1]等国内学者拟合了当地总焓 H_0 和当地总温 T_0 的工程计算关系, 具体如下:

当 $170 \text{ K} < T_0 < 1748 \text{ K}$ 时, 有

$$H_0 = 0.796329T_0^{1.041} \quad (1)$$

当 $T_0 \geq 1748 \text{ K}$ 时, 有

$$H_0 = 78.4107 \exp\left[3.178 \left(\frac{T_0}{1748}\right)^a\right] \quad (2)$$

其中, $a = [2.41 + 0.00709 \ln(p_0/101325)]^{-1}$, p_0 为总压。考虑到常用热电偶的测温能力, 若温度超过 1800 K , 容易将热电偶烧坏, 所以总温探针法一般仅适用于低焓段 ($170 \text{ K} < T_0 < 1748 \text{ K}$) 的测试。

结合电弧风洞测试环境, 运用双铂铑热电偶制作总温探针, 通过式(1)即可获取较为准确的总焓。具体方法如图1所示, 测试前将总温探针置于黑体炉进行标定, 然后将总温探针置于加热器喉道前段的混合

室获取总温 T_0 。该区段为亚音速区,测得总温较为可靠。同时在喷管出口处放置总温排架,该排架由多个滞止式总温探针构成,可测出流场的总焓大致分布。

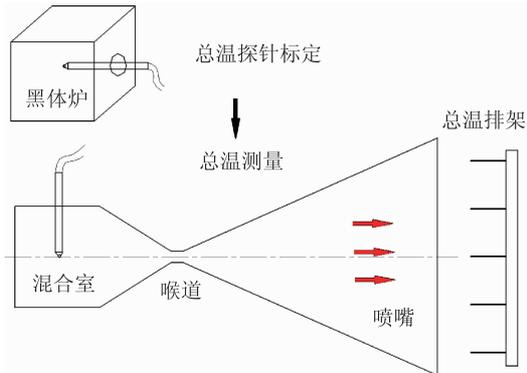


图1 总温测试流程

1.2 驻点热流 Fay-Riddell 公式法测焓技术

相对于高焓段的总焓测试,高温气流的驻点压力和驻点热流相对容易获得。为此,很多学者试图通过测试驻点热流和压力来导出总焓。根据不同假设,确实得到了多种不同简化程度的理论公式,其中 Fay-Riddell 公式^[8]应用最广

$$H_0 = \frac{q_0}{K} \sqrt{\frac{R}{P_s}} + H_w \quad (3)$$

式中: q_0 和 P_s 分别为驻点热流和驻点压力; R 为测试球头探针曲率半径; H_w 为壁面焓; K 为传热计算常数,如果来流是空气,且马赫数大于 2, K 一般直接取常数值 3.905×10^{-4} 。这种计算驻点焓的方法是由基于层流平衡催化效应下驻点传热的理论推导出来的,主要假设包括:自由来流中不存在湍流、探针的绕流是层流、探针壁面完全催化。当总焓范围在 2 ~ 15 MJ/kg 时,该方法测试值较为准确。

对此,可制作驻点压力和热流的一体化探针进行总焓测试。如图 2 所示,在测试球头上加工引压孔并安装塞式量热计,分别用于测试流场的驻点压力 p_s 和驻点热流 q_0 。

为使总焓测试结果更准确,压力传感器和塞式量热计都进行了标定。压力传感器不但在使用前用常规的压力标定仪进行绝压标定,而且在风洞中测试完成后还需再次标定,以确保压力数据的准确性。塞式量热计安装完成后,需将整个测试球头置于弧光灯热流标定系统^[9]中进行标定,如图 3 所示。通过这种整体标定的方式对塞式量热计进行校准后,测得热流的准

确性将更高。

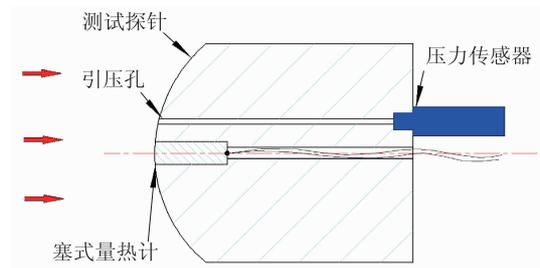


图2 驻点热流和压力一体化探针



图3 弧光灯热流标定系统

1.3 稳态焓探针测试技术

稳态焓探针测试技术的理论基础^[10-11]是能量平衡原理,用探针对高温气流进行小部分取样,然后分别算出水冷取样管带走的能量和冷却后气体剩余的能量,二者之和即为采样气体的总能量,用该总能量除以采样气体的流量就可得到高温来流的当地总焓。

该方法需将探针深入流场中心对气体进行采样,由于需要等待气流量和冷却水温升稳定,所以属于稳态测量。典型的稳态焓探针结构如图 4 所示。截止阀关闭时,在稳态条件下取样管内部没有气流流动,探针冷却水的温升只由外部气动热环境引起;截止阀打开时,热气流将在取样管中流过,取样管内部的热气流由于冷却而降温,冷却水温升由外部热环境和取样管内部热气传热产生。

将稳态焓探针置于稳定高温流场中,保证焓探针外部热环境和来流焓值不变,控制截止阀的开闭,并测量通过取样管内气体流量和出口温度、冷却水流量和温升,就可依据式(4)求得当地总焓 H_0 。

$$H_0 = \frac{m_{cw} C_{pw} (\Delta T_{open} - \Delta T_{close})}{m_g} + C_{pg} T_g \quad (4)$$

式中: m_g 为气流通过探针的气体流量; m_{cw} 为冷却水流量; C_{pw} 为冷却水比热; ΔT_{open} 为截止阀打开有气流流过时冷却水温升; ΔT_{close} 为截止阀关闭无气流流过时

冷却水温升； T_g 为取样管出口处气流温度； C_{pg} 为气体比热。

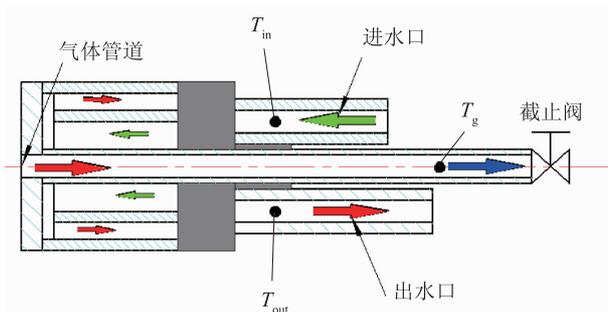


图4 稳态焓探针原理图

考虑到对探针的保护，需要为该探针设计一个水冷罩，如图5所示。水冷罩的设计需重点关注三方面：①水冷罩直径应尽可能小，以减少其对流场干扰；②水冷必须充分，防止探针被烧坏；③水冷罩和探针之间的隔热性能应尽可能高。

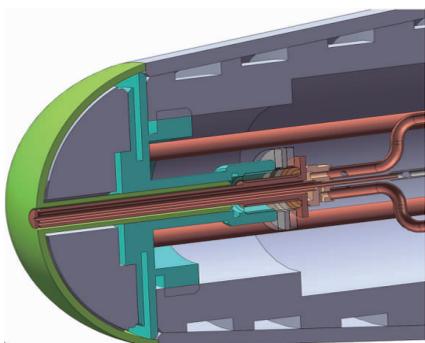


图5 带水冷罩的稳态探针结构

图6是在某次试验中获得的典型稳态焓探针测试曲线，当探针首次被送入稳定流场时，气阀处于关闭状态，测试水进出口的温升全部来自于外部气动加热；当打开气阀时，探针内部有气体流入，测试水进出口的温升增加。如此开关气阀3次后，探针暂时离开流场，当更高状态的流场建立稳定后，再次将探针送入，并等待约5 s后打开气阀，同样看到温升迅速增加后趋于稳定。目前该探针测试自身重复性精度在5%以内，与1.2节的驻点热流Fay-Riddell公式法所得结果的相对偏差在10%以内，可投入工程应用。

基于此方法，复旦大学赵太则等学者提出了一种快速焓探针^[12]。其原理与稳态焓探针类似，主要区别是对气体流量测试设备进行了改进，不再使用气体流量计，而用一个已知体积的储气罐获得被抽样品气体的摩尔量，从而克服了传统稳态焓探针需等待气流量

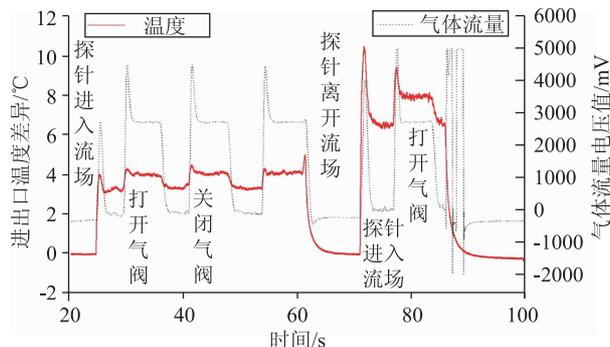


图6 焓探针测试曲线

稳定的缺点，实现了对焓值的更快测量。该方法对于小型等离子体发生器容易实现，但对于复杂的电弧风洞来流总焓测试并不是很适用，因为只解决了气流量快速测量，而水温升的稳定仍然需要一定时间，因此测量效率提高不大。

1.4 瞬态热阻焓探针测试技术

瞬态热阻探针法^[13-15]的理论基础仍是能量平衡原理。同样需要对高温气体采样，并测出其被冷却设备吸收的能量和剩余能量，主要不同在于冷却方式。由于该方法立足于瞬态测量，所以不采用水冷，而是直接测量取样管的瞬时温升，用这一温升来计算采样气体损失的能量。根据能量平衡原理，有

$$H_{T_1} = \frac{(\rho CV)_t}{G} \frac{d\bar{T}(t)}{dt} + H_{T_2} \quad (5)$$

式中： H_{T_1} 为来流的焓值； H_{T_2} 为尾气的焓值； ρ 为取样管的密度； C 为取样管的比热容； V 为取样管的体积； G 为气体流量； $\bar{T}(t)$ 为取样管的温度。式(5)中，主要是温升率和气体流量较难测得。

温升率通过测量取样管的电阻变化获得，这就对取样管的热阻特性有较高要求，常采用铂或镍作为取样管材料。由于瞬时测量对各参数响应速度要求较高，很难通过流量计等手段直接测试气体流量，一般都是将采样气体引入一个真空腔，然后测试该真空腔的瞬间压力变化，通过压力和已知容积计算采样气体的瞬时流量。有了气体流量和温升率就能根据式(5)计算出来流总焓。

图7为瞬态焓探针实物图。探针外表面仍然配备了隔热罩，用于尽量减少取样管和外部空间的热交换量。但目前测试结果不理想，主要是各测试分量的时间响应较难匹配，且受电弧风洞测试环境干扰，信号不够稳定。需进一步解决电阻、温度、压力测量的响应不同步以及信号不稳定等问题。



图7 瞬态焓探针

1.5 质量注入型焓探针测试技术

这种测焓方法最早由 Stöckle^[16-18] 基于边界层理论提出。如图 8 所示，将一定尺寸的半球头探针置于流场中，并且从球头内部往边界层注入一定压力的冷气，这时球头边界层的热流值会降低，当其他条件不变时，热流降低的幅值与来流总焓有关。

将边界层的流动看作稳定可压缩层流，并结合边界层自相似理论的假定，很多学者^[19-21] 进行了解析推导并用数值求解的方法给出了相关表达式，比较有代表性的是 Swann 和 Pittman 提出的二次表达式^[22]，为

$$\frac{\dot{q}}{\dot{q}_0} = 1 - 0.72B + 0.13B^2 \quad (6)$$

其中， B 为质量转移参数。

$$B = \frac{\dot{m}_w H_0}{\dot{q}} \quad (7)$$

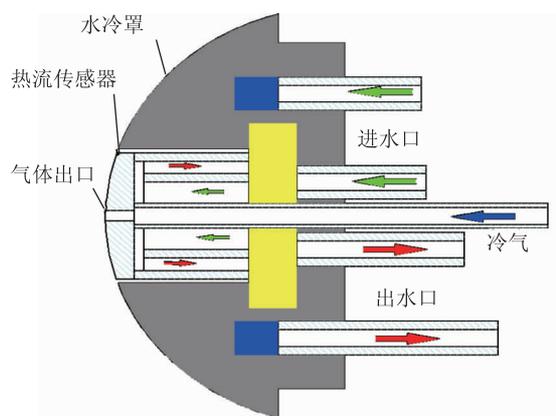


图8 质量注入型焓探针

结合式(6)和式(7)，仅需测出无气体质量注入时的驻点热流 \dot{q}_0 ，有气体质量注入时的驻点热流 \dot{q} ，以及冷气质量流率 \dot{m}_w ，即可计算出来流总焓 H_0 。

Stefan Löhle^[23] 等人不再局限于数值求解，而是从

理论层面对该方法做了进一步改进。根据气体质量流入时的摩擦特性，忽略粘性效应和热扩散等影响，得到一个新的指数表达式

$$\frac{\dot{q}}{\dot{q}_0} = \frac{B}{e^B - 1} \quad (8)$$

Stefan Löhle 团队基于这种计算方法，设计制作了如图 8 所示的探针结构，然后在某高焓纯氧离子体发生器中进行了总焓测试试验，并与光学诊断方法比较，得到了较为满意的结果，光学诊断值为 27.47 MJ/kg，焓探针测试值为 27.64 MJ/kg。

从这一对比结果看，该方法是目前众多探针测量手段中较为准确的一种，而且该方法并不受制于来流速度、壁面温度和气体组分等因素，基本可以涵盖各种来流总焓测试。但也有几点局限：首先该方法一般只适用于稳态测量，且对整个探针与水冷罩的隔热性能要求较高；其次该方法的理论基础是基于边界层冷却时的流动为层流，所以往边界层注入冷却气流时必须严格控制流量，因为气流量过大必然会产生湍流。为了控制流动以层流为主，对一定来流而言，质量转移参数 B 不能超过 0.28^[24]。同时气流注入量也不能过小，否则会使整个探针的灵敏性较差。

2 非探针类总焓测试技术

2.1 能量平衡法测焓技术

高温气流发生器包括电弧加热器、等离子体发射器等，这些发生器产生的高温气流能量根源上都是从电能中获得，而电能到气体总内能的传输转化过程中会有能量损失^[25]。这些损失能量可分为两部分，一部分是由于能量间转换而损失，另一部分则是被起保护作用的冷却水吸收。为此，如果已知这两部分能量，再测出气体质量流量就可获得气流平均焓值 H_0 。

$$H_0 = \frac{E_0 I_0 \eta - m_{\text{water}} C_{\text{pw}} \Delta T}{m_0} \quad (9)$$

式中： E_0 和 I_0 分别为高温气流发生器的输入电压和电流； η 为能量转换效率； m_{water} 、 C_{pw} 和 ΔT 分别为冷却水的质量流量、比热和温升； m_0 为气体质量流量。式(9)中，水的比热为已知常数，能量转换效率 η 较难获得，近似计算时其值可取 1，其余量均可通过测试获得。该测焓方法更适用于微小型的电火炬发生器，而在电弧风洞等大型设备中，偏差稍大，主要有以下三方面原因：

1) 整个冷却水覆盖面较宽，温度分布多样，与周围环境的辐射换热不可忽略，且这部分辐射损失难以

准确测得。

2) 由于冷却水出水通过不同管道多次进行分离和混合, 汇总测试处管道较粗, 这种点测试方法只能获得出水温度的局部水温, 且往往在试验结束时, 出水温度仍然没完全稳定, 所以测得冷却水的出水温度必然有偏差。

3) 受气流混合不均匀和喷管内壁存在较强冷却等因素的影响, 整个气流在径向的分布并不均匀, 一般是中轴线附近较高, 越靠近喷管边缘越低。所以这种方法测得的并不是流场均匀区的焓值, 而是整个气流的平均焓。

尽管该方法测试焓值偏差较大, 最大偏差可达30%左右, 但由于其操作简便, 测试数据容易获得, 所以电弧风洞试验中仍在应用, 每车次试验都进行记录, 一方面可用作与其他来流状态做横向比较, 另一方面也是验证加热器效率的一项参考数据。

2.2 声速喉道法测焓技术

气体通过声速喉道时, 可近似看作均匀定常的一维平衡流, 出流系数为1, 则此时气体总焓与喉道面积、气体质量流量、驻点压力有关。Winovich^[26]通过理论推导和计算给出了一个方便计算的公式

$$H_0 = (280A^* P_s / m_0)^{2.519} \quad (10)$$

式中: A^* 为喉道截面积; P_s 为驻点压力。该方法计算得到的 H_0 也不是流场均匀区的焓值, 而是整个气流的平均焓。必须指出, 在式(10)中, 计算喉道截面积时所用直径并不是喉道实际内径, 而是扣除内壁边界层后的有效直径, 且总焓与有效直径呈5次方的关系, 稍微测不准就会有较大误差。实际使用中, 尤其是超高声速流场, 喉道内壁边界层不可忽略, 且较难测得, 只能根据工程经验估计, 所以该方法只有在能确定边界层真实厚度时测得焓值才较为准确, 否则不建议轻易使用。

基于此方法, 很多学者还发展了一种双声速喉道法测焓探针。戚隆溪等人^[27-28]将探针结构设计为双喉道, 对气体采样, 测定探针入口处的总压(来流总压)和第二喉道前的总压和总温(用以计算流量), 再结合两个喉道的截面积, 就可利用相应的气动力学基本方程对来流总焓和相关参数进行测量。该方法需要周全的设计来控制参数, 且一般喉道面积较小(其直径小于1 mm), 加上喉道边界层的不确定性, 使得整个喉道的有效面积比很难测准, 对测试水平有较高要求。

2.3 光谱测焓技术

高温流场总焓^[29]可分解为气体动能、化学能和热能, 其中动能取决于气体流速, 化学能取决于高温气

体中可能存在的气相化学反应, 热能由温度和压强决定, 它包括所有组分的内能(即分子平动能、转动能、振动能、电子激发能以及离解能和电离能等)和势能。在热化学平衡条件下, 组分的内能可由气体温度计算得出。而非平衡情况下, 分子各内能模态之间不能用一个温度描述, 必须分别考虑分子的振动温度和电子激发温度。同时, 由于高温气相化学反应的存在, 各化学组分也会偏离平衡浓度, 因此对内能的计算变得非常复杂。日本东京大学的 M. Matsui 等人在热化学平衡假设下, 通过吸收光谱技术测量流场平动温度, 对高频等离子风洞纯氧射流和空气射流的焓值进行过测量^[30]。在纯氧射流情况下, 比较了吸收光谱方法和接触式焓探针方法的测量结果, 两者相差10%左右。而在空气射流中, 由于氮气离解不完全, 温度测量5%的误差可能会造成焓值估算20%的误差, 使得这种焓值测量方式的不确定度较大。而在实际情况中考虑热化学非平衡效应, 焓值的测量将更加困难。M. W. Winter 等人^[31]为了测量 NASA 阿姆斯研究中心 60 MW 电弧加热器空气射流的总焓, 首先研究了气体热力学非平衡特性, 发现氮气分子各振动能级之间处于强烈的非平衡状态, 并从氮分子复合过程分析了非平衡的来源。此外, L. E. Suess 等人^[32]通过激光诱导荧光(LIF)技术测量温度和流速分布并在驻点压力已知的情况下计算了电弧流场总焓, 并与焓探针的结果比较吻合。

3 结束语

结合本团队对总焓测试的研究情况, 对国内外高温气流总焓测试技术进行了回顾与分析, 根据各高温气流总焓测试技术的优缺点, 给出以下几点结论性建议:

1) 能量平衡法测焓技术有不干扰流场、稳定性好、数据易获得的优势, 可重点应用于小型等离子体发生器和电火炬等小型设备, 测量精度较高; 在电弧风洞等大型设备中也有一定的参考价值, 但需提高水流量、气流量等参数的测试精度, 并进一步量化其他能量损失项。

2) 声速喉道法测焓技术和双声速喉道法测焓技术都涉及到喉道有效面积这一较难测得的参数, 而且测试结果对该参数特别敏感, 稍微测不准就会有较大误差, 所以在对边界层真实厚度没有一个较为准确的测算时, 不建议使用该类方法。

3) 总温探针法和驻点热流 Fay-Riddell 公式法作为总焓测试的间接手段, 其测试精度随着技术改进正逐

步提高,但由于有部分近似假设,所以须在限制条件范围内使用,这样测得焓值才更接近真实总焓。

4) 稳态焓探针能够有效获得来流总焓,且不受来流速度大小、焓值高低等影响,适用范围广,可以作为风洞测试的一种常规手段使用。但由于其探针结构复杂、测试量较多,还需对其进一步优化,一是从探针结构设计和误差分析入手逐步提高其测试精度;二是从封装保护等方面入手改善其使用的便捷性。

5) 瞬态热阻焓探针可迅速获得流场剖面的焓值分布,对流场品质诊断具有重大意义。需重点攻克信号不稳、时间响应不匹配等问题,将其发展为可投入工程应用的焓探针。

6) 从质量注入型焓探针测试技术与光学手段在纯氧离子流场中的对比结果看,该探针技术是目前较为准确的一种测量方法,但其在电弧风洞中的实际效果还有待于进一步验证。该方法在使用中受到冷气控制量以及探芯与水冷罩隔热问题的影响,需要不断修正才能得到较好的测试结果,下一步可进行系统研究。

7) 随着光谱测试技术的发展,借助光学手段的测焓技术已经取得了重大突破,尤其是在国外学者对于纯氧流场等热化学平衡状态的测试中。该方法的优势在于不会对流场产生干扰,且节省时间;问题是数据实时处理的准确性较难保证,尤其是在非平衡态下,必须依赖各种数学算法计算数据,理论要求较高。国内在这方面的研究相对不足,未来需要进一步重点发展。

参 考 文 献

- [1] 中国人民解放军总装备部军事训练教材工作委员会. 高超声速气动热和热防护[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [2] 张志豪, 孙得川. 飞行器气动加热烧蚀工程计算[J]. 兵工学报, 2015, 36(10): 1949-1954.
- [3] 李建林, 唐乾刚, 霍霖, 等. 复杂外形高超声速飞行器气动热快速工程估算[J]. 国防科技大学学报, 2012, 34(6): 89-93.
- [4] 刘强, 崔赢午, 陈志会, 等. 高气动加热环境下下载器局部防热设计与试验研究[J]. 强度与环境, 2016, 43(1): 54-59.
- [5] 欧东斌, 陈连忠, 董永晖, 等. 电弧风洞中基于TDLAS的气体温度和氧原子浓度测试[J]. 实验流体力学, 2015, 29(3): 62-67.
- [6] 高贺, 陈连忠, 欧东斌, 等. 轻质防热材料高焓烧蚀试验[J]. 宇航材料工艺, 2014, 44(2): 49-53.
- [7] 颜坤志. 高温空气的热力学性质[J]. 力学进展, 1985, 15(4): 471-486.
- [8] Fay J A, Riddell F R. Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air[J]. J. Aero. Sci, 1955, 22(2): 73-85, 121.
- [9] 朱新新, 王辉, 杨庆涛, 等. 弧光灯热流标定系统的光学设计[J]. 光学学报, 2016(11): 227-233.
- [10] Grey J. Thermodynamic Methods of High - Temperature Measurement[J]. Isa Transactions, 1964, 4(2).
- [11] Rahmane M, Soucy G, Boulos M I. Analysis of the enthalpy probe technique for thermal plasma diagnostics[J]. Review of Scientific Instruments, 1995, 66(6): 3424-3431.
- [12] 赵太泽, 王飞, 郭少峰, 等. 快速焓探针[J]. 物理学报, 2007, 56(10): 5952-5957.
- [13] Smith R T, Macdermott W N, Giltinan T L. A Transient Enthalpy Probe for the Calibration of High Heat Flux Ablation Facilities[J]. 1975.
- [14] Conley H L J. Enthalpy Measurements in the Rent Facility Using the AEDC Transient Enthalpy Probe[J]. 1974.
- [15] Williams R R, Stultz J W. A Transient Enthalpy Probe for Use in an Arc Heater Facility[C]// 23rd International Instrumentation Symposium, 1977.
- [16] Grau T, Stöckle T, Fasoulas S, et al. Comparison of Numerical Results with Experimental Investigations Obtained by Newly Developed Probes in a Plasma Wind Tunnel[J]. Zeitschrift Für Analytische Chemie, 1999, 426: 445.
- [17] Fasoulas S, Stoeckle T, Auweterkurtz M, et al. Measurement of specific enthalpy in plasma wind tunnels using a mass injection probe[C]// 32nd Thermophysics Conference, 2013.
- [18] Löhle S, Auweterkurtz M, Eberhart M. Local Enthalpy Measurements in a Supersonic Arcjet Facility[J]. Journal of Thermophysics & Heat Transfer, 2007, 21(4): 790-795.
- [19] Marvin J G, Pope R B. Laminar Convective Heating and Ablation in the Mars Atmosphere. [J]. Aiaa Journal, 2012, 50(5): 240-248.
- [20] Yakushin M, Pershin I S, Kolesnikov A F. An Experimental Study of Stagnation Point Heat Transfer from High - Enthalpy Reacting Gas Flow to Surface with Catalysis and Gas Injection [J]. 2002, 487(487): 473.
- [21] Rosner D E. Correlation and Prediction of Boundary Layer Energy Transfer Rates in the Presence of Chemical Reactions and Mass Injection[J]. Combustion Science & Technology, 1975, 10(3-4): 97-108.
- [22] Swann R T, Pittman C M, Smith J C. One - Dimensional Numerical Analysis of the Transient Response of Thermal Protection Systems[J]. 1965.
- [23] Löhle S, Steinbeck A, Fasoulas S. Local Mass - Specific Enthalpy Measurements with a New Mass Injection Probe [J]. Journal of Thermophysics & Heat Transfer, 2015, 30(2): 1-7.
- [24] Park C. Injection - induced turbulence in stagnation - point boundary layers[J]. Aiaa Journal, 1984, 22(2): 219-225.
- [25] Herdrich G, Petkow D. High - enthalpy, water - cooled and thin - walled ICP sources characterization and MHD optimization [J]. Journal of Plasma Physics, 2008, 74(3): 391-429.
- [26] Winovich W. Total radiation measurements at the stagnation point of blunt bodies at stagnation temperatures to 15, 000 deg

K[J]. Aiaa Journal, 1968.

[27] 戚隆溪, 王柏懿. 高温气流总焓的测量及微型瞬时探针的研制[J]. 实验流体力学, 1997, 11(1): 70 - 76.

[28] 王柏懿, 戚隆溪. 快速静电探针的研制与应用[J]. 力学与实践, 1985, 7(2): 16 - 19.

[29] Herdrich G, Auweter - Kurtz M, Matsui, et al. Enthalpy Measurement in Inductively Heated Plasma Generator Flow by Laser Absorption Spectroscopy [J]. Aiaa Journal, 2005, 43(9): 2060 - 2064.

[30] Matsui M, Komurasaki K, Arakawa Y, et al. Enthalpy Measurement of Inductively Heated Airflow [J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2008, 45(1): 155 - 157.

[31] Winter M, Srinivasan C, Charnigo R. Non - Equilibrium Analysis of Emission Spectroscopy Data Taken in the Freestream of the NASA IHF Arc Jet Facility [C]// Aiaa Plasmadynamics and Lasers Conference, 2015.

[32] Suess L E, Milhoan J D, Oelke L, et al. Enthalpy Distributions of Arc Jet Flow Based on Measured Laser Induced Fluorescence, and Heat Flux and Stagnation Pressure Distributions - 42nd AIAA Thermophysics Conference (AIAA) [J]. Aiaa Journal, 2011.

收稿日期: 2017 - 12 - 07

作者简介



朱新新(1988 -), 男, 硕士, 毕业于国防科技大学, 现工作于中国空气动力研究与发展中心超高速所, 主要从事气动热与热防护试验测试技术研究。



250 MPa 压力计量机器人研制成功

日前, 陕西创威科技有限公司与大连工业大学特种精密机械研究所联手, 成功研制出 PR60/120/250 系列压力计量机器人。据了解, 该产品可全自动检定 250 MPa 以内的任意压力指示表, 是国内率先推出的高科技专利技术产品, 其专利号分别为: 2015101764676, 2014102277184, 2014102290314。该产品的研发人员介绍说, 这款压力发生系统和压力检验系统, 用户不但可以联合使用, 也可单独配合手动加压或加码系统使用。其特点是, 相互独立的砝码加载和压力加压系统, 可以最大限度地避免多种测量误差, 使检测数据更加精准、稳定和可靠。同时, 镜面级砝码使该产品具有更加耐摩擦、防尘污、易清洁的特点, 可长期保持重量的精准恒定。研发人员称, 设置砝码转动监控系统, 实时报告砝码运转状态; 设置气动驱动砝码转动系统, 自动对砝码惯性不足进行补偿, 实现无物理接触条件下砝码长时间转动中继。此外, 该系列产品设置了多级安全保护及辅助功能, 包括防断杆活塞、控制系统自动误操作保护、压力模块自检与提示报警等, 进一步完善了温湿度传感器的监控计量环境。

(孙悦凝 供稿)

《宇航计测技术》2018 年 4 期目次

- 光电式电子水平仪设计与实现
- 大型舱体螺纹孔位置精度测量方法分析
- 飞行器野外长时间热待机状态方位姿态研究
- 基于中波红外热成像的温度场测量技术研究
- 激光吸收法辐射测温技术研究
- 小型磁偏转质谱计性能实验研究
- 一种高压孔板气体大流量校准技术研究
- 间接法测量微推力现状及关键问题分析
- 基于模型参考模糊自适应的转台摩擦力矩补偿研究
- 基于相位差的转轴扭矩测量中的零位识别与处理

- 一种基于 IK220 板卡实时锁存的动态测角方法研究
- 基于太阳模拟器法的钙钛矿太阳能电池测量方法研究
- 基于北斗 GEO 卫星双频观测值连续监测电离层延迟
- 单向电永磁作动器结构优化与动态特性分析
- 有/无铁芯轴向磁通风力发电机性能研究
- 气相色谱法定量分析氧气中气体杂质方法研究
- 全二维气相色谱用于航天煤油组成的研究
- 推进先进航天计量保证体系的思考
- 装备研制阶段的计量保障方案研究