



CSTAM 2008-0035

**用于发动机热防护材料烧蚀实验的小型
电弧等离子体风洞**

黄河激，潘文霞，付志强，吴承康

中国科学院力学研究所等离子体与燃烧中心

中国科学院高超声速科技中心

第一届高超声速科技学术会议

2008年12月28-30日 云南·丽江

用于发动机热防护材料烧蚀实验的小型等离子体风洞

黄河激, 潘文霞, 付志强, 吴承康

(中国科学院力学研究所等离子体与燃烧中心, 北京市北四环西路15号, 100190)

(中国科学院高超声速科技中心, 北京市北四环西路15号, 100190)

摘要 对150kW小型直流电弧等离子体风洞进行了调试,在400Pa-50kPa范围内获得了气体组分可调的稳定等离子体射流。研究了等离子体发生条件对射流特性的影响,获得了总温高于2500K的超声速射流。风洞单次运行时间可大于30分钟。对高温合金样品、被覆热障涂层样品及普通不锈钢样品进行了初步驻点烧蚀实验,对比了烧蚀前后材料的显微形貌以及硬度变化。

关键词 小型等离子体风洞, 热防护材料, 烧蚀实验

引言

高超声速飞行器需承受极为苛刻的飞行服役环境,其高温结构材料及其防/隔热涂层不仅要经受负压环境下的外流冲刷和烧蚀,依据功能和部件需求,还可能面临正压条件下高能流密度、高化学活性来流的冲刷。研究热防护材料在该类气流冲刷条件下的烧蚀、抗氧化行为对于高超声速飞行器选材及结构设计优化具有重要意义。风洞测试是研究材料在近真实飞行环境下力学特性的重要手段。然而大型风洞运行成本高,并不适宜于大量开展材料特性相关研究。而采用小型等离子体风洞,可长时间稳定获得高能流密度的等离子体射流,适宜于模拟材料壁面处的高焓流动[1]。小型的等离子体风洞虽不能完全模拟高超飞行器及其发动机受热部件的特征环境、进行整体部件或结构检测,但对于在小试样上模拟材料表面的局部特征热环境,开展材料烧蚀特性研究则具有独特的优势:它操作相对简便、运行成本较低、可控性好,可有针对性地进行批量材料高温烧蚀特性检验,为材料的大规模筛选提供依据,适宜于开展材料高温性能演化机理研究;其改造和维护成本低,便于根据任务需求及时调整模拟环境,用于探索新的材料测试条件,并可为完善或建设新型大型风洞提供参考。

基于小型等离子体风洞的上述特点,国际上一些著名研究机构专门建设了小型等离子体

风洞用于防热材料的性能检验和机理研究。德国斯图加特大学使用最大功率约50kW的电弧等离子体风洞在氮-氧气氛下获得了比焓为6MJ/kg-11MJ/kg的等离子体射流,用于研究材料的驻点烧蚀特性[2]。日本宇宙航空研究开发机构(JAXA)为以较低成本实现大批量的材料性能检测,专门建成了功率为110kW的高频感应加热等离子体风洞,拟对再入条件下飞行器热防护材料进行高温催化、烧蚀、氧化等性能研究[3]。比利时冯卡门流体力学研究院(Von Karman Institute for Fluid Dynamics)在已有1.2MW等离子体风洞基础上,建成了功率为15kW的感应加热小型等离子体风洞,用于在相对较低热流条件下进行材料表面催化特性研究[4]。

中国科学院力学研究所在前期工作基础上建成了150kW小型电弧等离子体风洞,用于高超声速飞行器发动机热防护材料的烧蚀性能评价。本文将简要介绍该小型等离子体风洞的基本特点,并对几种典型金属材料的驻点烧蚀特性进行初步比较。

1 实验装置和实验方法

建成的150kW小型直流电弧等离子体风洞系统主要由等离子体加热器及喷管、试验段、辅助测量段、缓冲调压罐以及真空系统、电源系统、冷却系统、供气系统、参数实时监测控制系统等组成。图1为该系

量段示意图。直流电弧等离子体加热器置于试验段顶端，产生的等离子体射流经拉瓦尔喷管加速后喷出。采用便于更换喷管的加热器结构设计，以便根据不同实验目的，通过更换喷管而获得具有不同马赫数的等离子体射流。喷管出口直径为 10-20mm。辅助腔体内主要放置程控电动多维样品台，可实现水冷样品夹持杆的三维平移。采用钨铼热电偶和比色红外测温仪分别监测样品背面温度和表面温度，利用多路压力传感器监测喷管压力、背压、管道压力等。在射流中放置直径为 1mm 的细钨杆，通过拍照测量马赫锥半角，初步判断射流马赫数。风洞运行参数和样品温度等通过计算机实时采集。

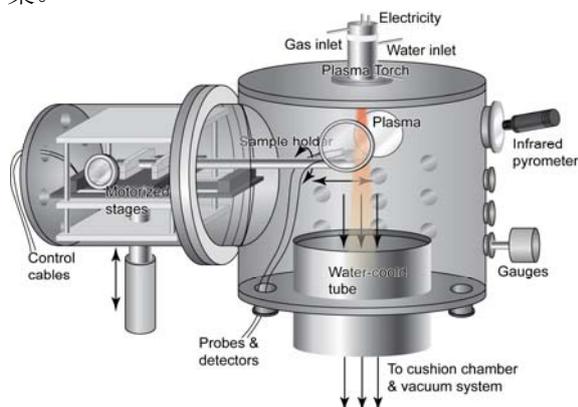


图 1 等离子体风洞实验段示意图



图 2 等离子体风洞系统照片

图 2 为风洞系统的照片。真空系统由两套 600L 罗茨泵+150 升罗茨泵+70 升旋片泵构成的泵组组成。当系统工作在真空状态下时，极限真空度为 10^{-1} Pa。同时，对系统腔体进行了耐压改造，使同一套腔体可在正压 (2atm) 下正常工作。该系统采用多路循环冷却水分别对风洞不同部件进行冷却，冷却水温度由多路铜康铜热偶监控。采用氮气、氮气+氧气作为等离子体

气体，由多路质量流量控制器精确供给。本文所用的实验条件为：输入功率 10-50kW；弧电流 100-350A；气体流量 15-200slm；风洞单次运行时间 10-30 分钟；样品烧蚀时间 10-60s。

2 结果与讨论

2.1 等离子体射流状态

在腔压为 0.4-50kPa 范围内获得了稳定的等离子体射流。不同腔压和气体组分条件下的射流状态示于图 3 中。照片中均可见清晰的马赫节，说明在图示条件下获得了超声速等离子体射流。

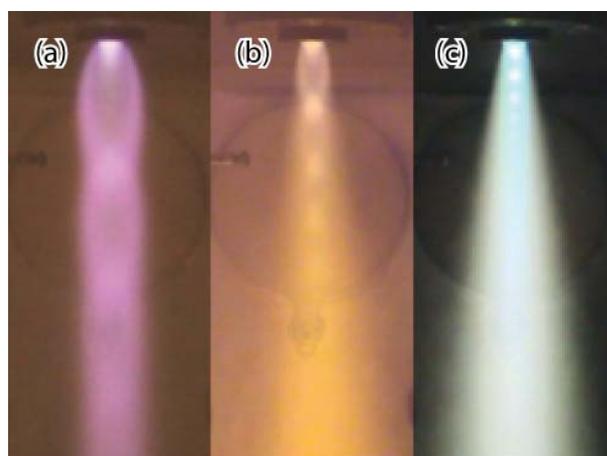


图 3 不同工况下电弧等离子体风洞射流照片。(a)1kPa, 纯氮;(b)10kPa, 纯氮; (c)30kPa, 氮氧

喷管结构对射流形貌也有一定影响，当喷管扩张角不变，扩张比从 3.2 增加到 5.9 时，在 1kPa, 纯氮条件下射流形貌从图 4 (a) 转变为图 4 (b)。在相同等离子体产生参数下，背压一定时，小扩张比喷管获得的射流膨胀更明显。

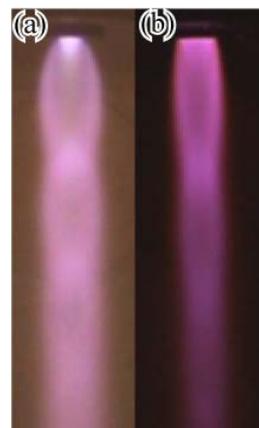


图 4 1kPa, 纯氮条件下，喷管结构对等离子体射流形貌的影响。(a) 喷管扩张比为 3.2；(b) 喷管扩张比为 5.9。

等离子体电弧的电学特性与气体流量密切相关，而对腔压、供气方式的依赖性较小。图5为不同气流量下电弧等离子体的伏安特性曲线。从图中可以看出，随着气流量增加，在相同电流条件下，电压值单调增高。在相同气流量下，伏安特性曲线比较平缓，随电流增大电压值变化不大。

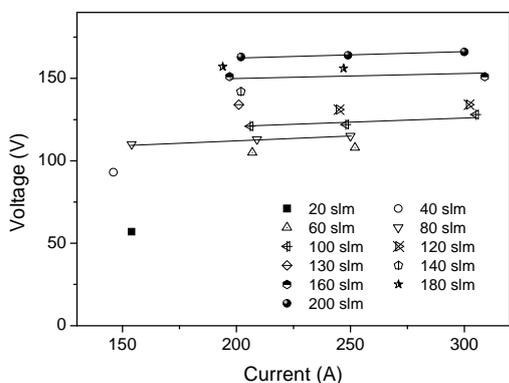


图5 10kPa, 纯氮条件下, 等离子体发生器伏安特性随气流量变化规律

某些实验要求气流处于超声速。采用扩张比为3.2的喷管, 在1kPa时测量了纯氮等离子体射流轴线上的速度分布。测得距喷管出口40-90mm时, 射流内细钨杆扰动的马赫锥半角为47.2-58.5°, 对应马赫数为1.17-1.36, 与发动机燃烧室内部气流马赫数[5]相当(图6)。

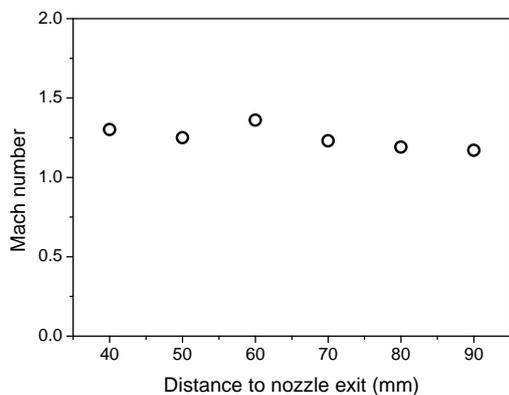


图6 1kPa, 纯氮等离子体射流中轴线速度变化

通过调节等离子体发生参数可以方便地控制射流温度。在其他条件相同时, 射流温度随输入功率增加而增大: 10kPa下, 流量为100slm氮气等离子体射流中, 当输入电流从150A增加到200A时, 距喷管出口80mm处测得的射流温度从1600°C增加到3300°C; 距喷管出口越远, 射流温度越低: 腔压30kPa, 输入功率40kW, 氮

气流量为200slm时, 测得的轴向温度梯度约为42K/mm。在距喷管出口80mm处测得的射流温度随腔压增大而略有减小。

2.2 材料驻点烧蚀实验

材料承受热环境导致失效的因素主要有三类, 一是传入材料的热流, 它与气流温度、换热系数有关; 二是表面承受的压力和剪切力, 与气流压力、密度、流速有关; 三是热气流的化学作用, 如氧化、表面反应, 与气流成分、温度、压力、流速有关。要做有意义的材料筛选或烧损机理研究, 必须在材料表面实现导致破坏的主要机理。例如, 如果材料主要是由于高温损坏的, 剪切与腐蚀不重要, 则可用驻点烧蚀试验的方式对材料加热, 调节参数以获得不同热流; 如果剪切也重要, 则可用斜吹的方式产生一定的热流和剪切力; 如果化学反应重要, 则应调整气流组成, 使之在材料表面产生一定热、力和化学环境。

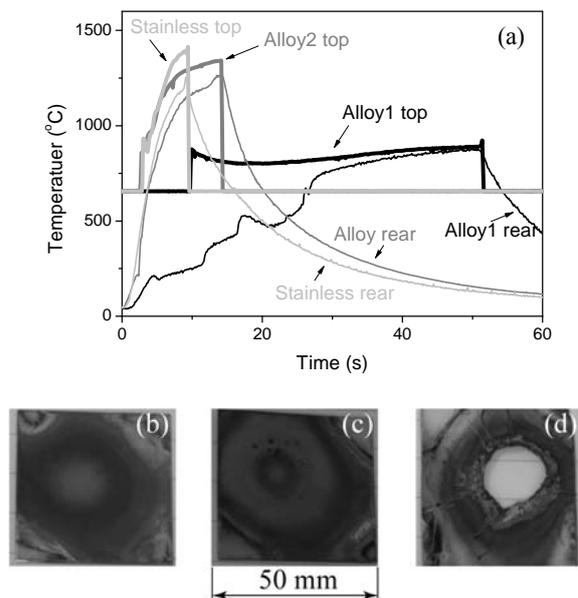


图7 高温合金与不锈钢样品驻点烧蚀情况对比。(a) 样品表面和背面温度随时间变化曲线; (b) - (d) 分别对应 Alloy1, Alloy2 和 Stainless 样品烧蚀后的表面照片。

本文对镍基高温合金样品、被覆 YSZ 隔热涂层的高温合金样品及普通不锈钢在 20%vol 氧-氮气氛下进行了驻点烧蚀实验。样品背面由紫铜水冷台提供冷却。实验结果发现, 被覆 YSZ 隔热涂层可显著改善高温合金的耐烧蚀性能, 在同样射流条件下, 有 YSZ 涂层样品表面没有

明显烧蚀，涂层与样品结合紧密，10s 烧蚀后未观察到涂层剥落。

图 7 为不同工况下高温合金与普通不锈钢样品的背面及表面温度随时间的变化关系。在 20kW, 100slm 较弱来流条件下，高温合金样品 (Alloy1) 40s 未观察到明显烧蚀，随着时间增加，样品表面和背面温度差减小。在 30kW, 100slm 较强的来流条件下，不锈钢样品 (Stainless) 5 秒即被烧穿，而高温合金样品 (Alloy2) 10s 观察到部分翘曲。从升温曲线上看，不锈钢升温更快。由于样品发生翘曲，实验后期样品背面测温热偶与样品接触不良，导致测得的样品表面和背面温差随时间增加而逐渐变大。样品表面温度由比色测温仪测量，由于本文所用比色测温仪量程为 700 度以上，700 度以下不能显示。上述结果表明，在 15kW 来流条件下，高温合金样品表面温度约为 1150K、此时，高温合金可较好地保持表面外形，没有明显烧蚀。没有涂层保护的金属样品在更高的表面温度 (1600K) 情况下可观察到明显形貌变化，不锈钢相对于高温合金而言更不耐烧蚀。

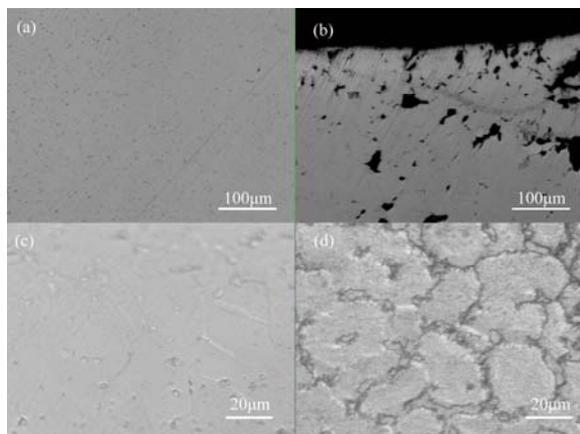


图 8 高温合金样品烧蚀前后显微形貌对比。(a) 烧蚀前，未作金相腐蚀；(b) 烧蚀后，未作金相腐蚀；(c) 烧蚀前，金相腐蚀后；(d) 烧蚀后，金相腐蚀后

图 8 为高温合金样品在 30kW, 30kPa, 20%vol 的氧-氮等离子体射流中烧蚀前后断面显微形貌对比，烧蚀时间为 10s。图 8 (a) 和 (b) 为未作金相腐蚀前的显微形貌。从图中可以看出，烧蚀后，样品烧蚀中心处产生大量孔洞，孔洞尺寸约为 100 μ m。这可能是由于样品在射流中局部熔化，当样品挪出射流时快速冷却造成的，此外，部分易烧蚀相的烧损也可能是造

成孔洞的原因之一。进一步阐明孔洞形成原因需要进行材料相组成分析。图 8 (c) 和 (d) 是进行金相腐蚀后样品的显微组织。采用同样的腐蚀条件 ($\text{FeCl}_3 + \text{HCl} + \text{CH}_3\text{CH}_2\text{OH}$ 溶液, 20min)，烧蚀后的样品易于被腐蚀，可以看到晶界腐蚀明显。而烧蚀前的样品则不易被腐蚀。晶粒大小在烧蚀前后变化不大，均为数十微米。

对烧蚀后样品的显微硬度进行了测量。加载载荷为 100g, 保压时间为 15s。结果表明，烧蚀后样品硬度明显下降，从烧蚀前的 330HV 下降到最低 170HV。图 9 给出了烧蚀后样品中心从表面开始沿厚度方向的硬度分布情况。从图中可以看出，随厚度方向距离增加，烧蚀后样品硬度线性增大，在距离表面 0.65mm 时回复到未烧蚀前硬度值。

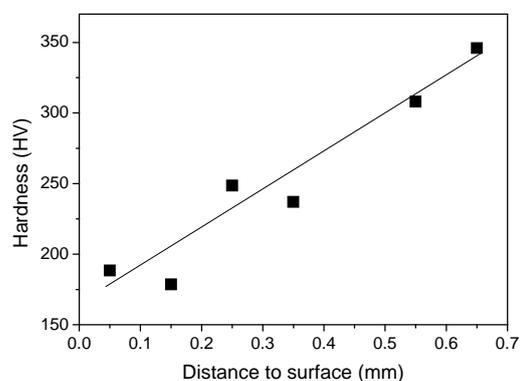


图 9 烧蚀后高温合金样品硬度沿厚度方向的分布

3 结 论

本文的研究表明，采用小型电弧等离子体风洞可以方便地获得组分可调、速度、温度与高超声速飞行器局部特征热环境相似的等离子体射流。其运行成本低，便于大量开展材料高温烧蚀特性研究。对典型发动机用金属材料进行了初步驻点烧蚀实验。在相同条件下，镍基高温合金比普通不锈钢耐烧蚀性能好，涂覆 200 μ m 氧化锆隔热涂层可显著改善材料体系的耐烧蚀性能。

致谢

本文的工作得到了国家自然科学基金（基金号 50702064, 10621202）支持。

参考文献

1. AuweterKurtz M., Kurtz J.L., Laure S. Plasma generators for re-entry simulation, *Journal of Propulsion and Power*, 1996, 12(6): 1053-1061
2. AuweterKurtz M., Plasma source development for the qualification of thermal protection materials for atmospheric entry vehicles at IRS, *Vacuum*, 2002, 65:247-261.
3. Ito T., Ishida K., Mizuno M., Sumi T. 110 kW new high enthalpy wind tunnel heated by inductively coupled plasma. *AIAA 2003-7023*, 15 -19 December 2003.
4. Vancrayenest B. An introduction to high enthalpy plasma wind tunnels – lab notes, EUROAVLA symposium, 4-7 November, 2002
5. Jackson T.A., Eklund D.R., Fink A.J. High speed propulsion: Performance advantage of advanced materials, *Journal of materials science*. 2004, 39: 5905-5913.

A SMALL ARC-HEATED PLASMA WIND TUNNEL FOR THERMAL PROTECTION MATERIALS TESTING

HUANG Heji PAN Wenxia FU Zhiqiang WU Chengkang

(Plasma and Combustion Center, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, No. 15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

(Hypersonic Research Center CAS, No. 15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

Abstract Experimental research on a 150 kW arc-heated plasma wind tunnel was conducted. The dependency of plasma jet characteristics on the generation parameters was studied. Stable jet with continuous run time longer than 30 minutes was achieved for nitrogen, nitrogen/oxygen compositions at chamber pressure between 400Pa – 50kPa. Supersonic jets with stagnation temperature over 2500K were utilized to test typical metallic materials used in the engines of hypersonic vehicles. The microstructure and hardness of the alloys before and after gasdynamic heating test were compared.

Keywords small-scale plasma wind tunnel , thermal protection materials, gasdynamic heating test