

文章编号: 1672-9897(2013)05-0079-05

激波风洞温敏热图技术初步试验研究

周嘉穗, 张扣立, 江涛, 孔荣宗, 贾国鹏, 刘祥, 马晓伟
(中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

摘要:介绍了可用于激波风洞等高超声速脉冲设备复杂外形模型表面热流分布显示与测量的温敏热图技术。该技术利用温敏材料发光特性随温度变化的特点实现对模型表面的温度测量,进而分析获得其表面热流分布。由于有效运行时间一般只有10ms左右,在激波风洞中采用温敏热图技术在材料温敏响应、图像采集等方面均存在困难,导致此技术还很不成熟。介绍了近期在CARDC 0.6m 激波风洞中开展温敏发光热图技术研究的情况,包括发光材料的研制、材料喷涂、图像处理及标定等方面的研究工作。验证试验采用了平板加钝舵模型,获得了与理论分析及传感器测量结果较一致的平板干扰区热图结果。热图与薄膜传感器测量数据差异大致在5%~25%之间。

关键词:热图; 激波风洞; 热流; 测量; 温敏发光材料

中图分类号:V211.71 **文献标识码:**A

Preliminary experimental study on temperature sensitive thermography used in shock tunnel

ZHOU Jia-sui, ZHANG Kou-li, JIANG Tao, KONG Rong-zong,
JIA Guo-peng, LIU Xiang, MA Xiao-wei

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

Abstract: The temperature sensitive thermography technique can be used to measure the heat transfer distribution of a complex shaped model in hypervelocity impulse facilities, such as shock tunnels. This technique depends on the luminescent characteristics of the temperature sensitive material to obtain the surface temperature of the model, and also the heat transfer distribution. However, the application of this technique in shock tunnels is still immature, because under the short effective running time of about 10ms, it is difficult for the material to respond fast enough to catch up with the temperature variation, and difficult to acquire image data and so on. In this paper, the recent development of the temperature sensitive thermography technique in CARDC 0.6m shock tunnel is presented, including the research on luminescent material, spraying, data processing and calibration etc. In the verification experiment, a flat plate with blunt rudder is used as model. The result from thermography fits well with theoretical analysis and the result from thin film gauge. The difference between thermography result and heat flux gauge measurement is about 5%~25%.

Key words: thermography; shock tunnel; heat flux; measurement; temperature sensitive material

0 引言

随着航天技术的发展,高超声速飞行器的功能日趋多样,外形日益复杂,导致其热环境十分复杂。传统分散的点测量技术难以获得全面的热环境信息,大面积测热试验技术因此成为重要的研究方向。

大面积测热技术是利用相机系统来对试验模型

表面的温度分布进行采集。通过记录试验期间温度分布随时间的变化,进而可计算得到模型表面的热流分布。它可以采用温敏漆(TSP)、温敏磷光涂料(两者在文中统称为温敏发光材料)、热色液晶或红外辐射等来提供温度敏感的传感源。在常规下吹式高超声速风洞中,大面积测热技术已经得到了较为广泛的应用,如Buck^[1]等在NASA Langley的下吹式高超

声速风洞中采用双色磷光涂料实现了定量的大面积热流测量; Liu 等在 NSWC 的 9 号风洞中建立了 TSP 大面积热流测试系统^[2-4]; 红外热图技术已在 ONERA 的大型风洞中得到了广泛的应用^[5]。而在测热试验常用的短运行时间的脉冲设备中, 由于有效试验时间通常在毫秒量级, 相对于运行时间较长的设备, 其对测试系统频响要求更高, 试验设计、数据处理方法等也有较大的不同。对此各国均进行了一定的研究和探索, 如 Hubner 等^[6]在卡尔斯本的 48in 激波风洞和 LENSI 风洞、Mosharov 等^[7]在 UT-1(TsAGI) 均利用温敏漆技术尝试对模型表面热流进行了定量测量; 近年来 K. Nakakita 和 S. OHMI 等在 NAL 的 0.44m 激波风洞上也对该项技术进行了十分细致的研究^[8-9]。国内近年来对大面积测热技术的研究逐渐增多, 其应用方向主要集中于测热试验常用的短运行时间脉冲设备^[10-11]。作者介绍了气动中心近两年在适用于激波风洞等短运行时间设备的高速温敏发光热图技术研究的进展, 重点对高速温敏发光热图测热技术的几个关键环节进行讨论。

1 方法概述

温敏发光热图测热技术是利用温敏发光材料的光致发光特性随温度的变化而变化的特点来进行模型表面温度及热流分布测量的光学测量技术。图 1 给出了通用的温敏发光热图测热系统示意框图。

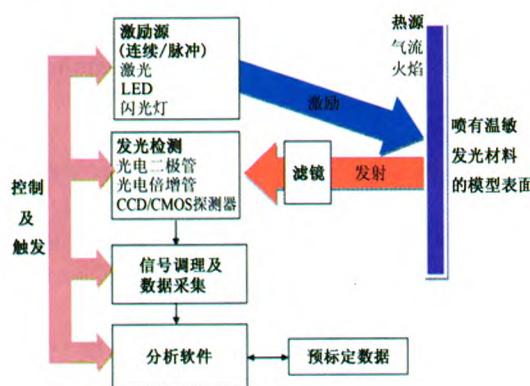


图 1 温敏热图系统示意图^[12]

Fig. 1 Temperature sensitive thermography system

进行测热试验时, 将涂有温敏发光材料的模型置于感兴趣的流场当中。对于短运行时间的脉冲设备, 由于流场建立时间很短, 不需要采用快速送进装置, 直接在试验前将模型安装定位在风洞试验段即可。试验过程中以大功率激励光源对模型进行照射, 同时采用相机对模型表面发光情况进行采集和记录, 根据预标定数据将采得模型表面的光强数据转化为温度

分布图像, 进而根据一定的传热模型计算获得模型表面的热流分布。

2 关键技术

2.1 快响应温敏发光材料研制

对于温敏发光热图测热方法而言, 涂于模型表面的温敏发光材料作用相当于传统点测量方法中的传感器, 研发出适用于特定设备的温敏发光材料是在该设备上开展温敏发光热图技术研究的关键。对于不同的风洞设备, 不同的试验状态, 对温敏发光材料的温度敏感范围、响应时间等特性要求都各不相同。例如在脉冲设备中, 其试验时间很短, 温度变化一般不大, 对材料的要求主要是发光强度要高, 温度灵敏度高, 响应快; 而对于常规风洞, 由于试验时间较长, 模型表面温度较高, 对材料的要求主要是工作温度范围要宽。适用于热图试验的发光材料只有根据一定规律通过大量的验证性试验进行选取。

温敏发光材料通常由基质和激活剂组成。从原理上说, 发光材料的发光波段、温度依赖特性等由激活剂决定, 因此激活剂的选择决定该种发光材料是否适用。而基质的选择则会影响材料具体的发射光谱、激发效率、透过率和耐用性等。

材料研制过程中, 首先选择了 4 种材料进行试验, 在综合考虑材料的发光强度和灵敏度性能的基础上, 再重点对其中一种材料进行研究和配方改进。根据初步的验证试验结果分析, 该材料存在较强的热释光问题, 对其温度响应速度有较大的影响。

所谓热释光问题是由于材料本征缺陷或掺入杂质等作用形成陷阱捕获部分电子, 当温度升高时, 部分被捕获电子吸收能量后获得释放, 同时发出相应能量的光。热释光现象与采用热猝灭原理进行温度测量的温敏发光热图方法显然相互冲突。由于热释光现象往往与材料的发光寿命相关(通常发光寿命越短, 热释光现象越弱), 因此在进行材料改进时我们重点关注其性能的稳定性和发光寿命。

后期以该材料为基材设计制作了多种温敏发光材料, 通过在基材中添加不同的元素, 并通过包膜等工艺, 改进材料的稳定性, 减少其热释光效应影响, 提高它对温度变化的响应速度, 使其更满足激波风洞的试验需求。试验结果表明, 编号为 L-A-2 的材料发光亮度、温度灵敏度、磷光寿命和平均粒度等各项指标均好于其它材料, 适用温度范围为室温~80℃, 发光寿命在 50μs 以内。后续的验证试验我们主要采用此种材料。

2.2 材料喷涂技术

对喷涂技术的研究主要是要解决如何将发光材料与模型表面牢固粘接,使之在试验中不被气流冲刷掉,从而能够反复使用的问题。发光材料需要通过添加粘接剂、稀释剂、溶剂等制成发光漆后通过刷涂或喷涂的方法添加到模型的表面。为保证其均匀性,通常采用喷涂的方法。喷涂工艺应能够保证其喷涂的均匀性及使得附着力能够满足激波风洞反复试验的需求。主要考虑以下几个方面:粘接剂的选择应结合发光材料和模型材料的具体成分来进行,首先要求它与发光材料不发生反应,其次它与模型材料应具有较好的键合力,此外它还应具有无色透明(不影响光的穿透)、易于喷涂、毒性小、使用方便、耐温高等特点。试验过程中必须根据使用的情况进行调整。白色底漆与发光面漆之间必须相容。实践中我们还发现,不同的粘接剂,甚至可能影响到材料最终的温度灵敏度。具体每种材料应该选择哪种粘接剂往往需要经过反复的实验,不断从实践中积累经验。

2.3 图像处理和标定技术

图像数据处理主要考虑模型表面温度数据的提取和热流值计算两个方面。

光强法测量中,模型表面温度数据通过将测得的模型表面的光强随温度的变化与标定数据对比来获得。考虑到发光光强的强弱不但与温度相关,还与激励光源的强弱、发光层厚度等因素有关,采用绝对方法将存在很大误差,为此通过取试验中获得的图像数据与试验前预先采集的图像数据的比值的方法来消除上述干扰影响。这是由于在一定的温度范围内,发光强度与温度的关系可以近似地表示为以下形式:

$$\ln \frac{I(T)}{I(T_{ref})} = f\left(\frac{T}{T_{ref}}\right) \quad (1)$$

其中 $f(T/T_{ref})$ 可根据标定实验结果拟合为多项式、指数或其它形式的函数。

根据温度-时间关系计算热流值时通常做一维半无限假设。由于试验中图像采集所使用的相机在最高图像分辨率(2560×2160)状态下,每秒最多只能获得 30 帧图像,因此在激波风洞约 10ms 的有效试验时间内,只能获得一帧图像(曝光时间通常取 1~3ms)。为了获得热流结果,进一步假设模型表面热流变化为阶跃形式,据此可推导获得简易的热流计算公式如下:

$$q_s = \frac{\Delta T \sqrt{\pi}}{2} \cdot \sqrt{\frac{\alpha k}{t}} \quad (2)$$

要实现温度数据的提取,必须对相对光强随温度

的变化关系进行标定。将涂有发光材料的样片放置在带有光学观察窗口的加热恒温装置内,紫外光源从恒温装置外对样片进行激发,由与试验中相同的相机对样片的发光情况进行采集。样片上贴有测温探头,配合高精度数字温度测试仪表对样片本身的温度进行监测。

图 2 给出了 L-A-2 材料的标定曲线,从标定结果来看,该种材料的相对光强随温度的变化呈现较好的线性关系。

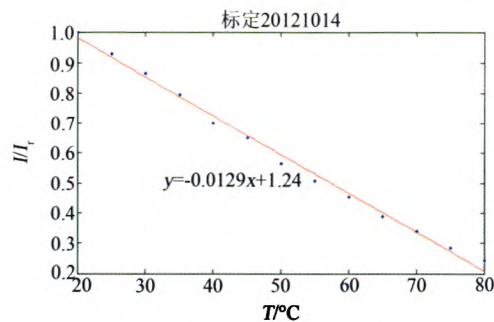


图 2 材料 L-A-2 的标定曲线
Fig. 2 Calibration curve of L-A-2

3 激波风洞验证试验

采用上述 L-A-2 温敏发光材料,在气动中心的 0.6m 激波风洞上进行了验证试验。试验流场马赫数为 10.16,单位雷诺数 $4.48 \times 10^6 / m$ 。

3.1 试验模型

模型设计为带尖前缘的平板钝舵模型,总体尺寸为 $509mm \times 230mm \times 80mm$,磷光测量区尺寸为 $365mm \times 230mm$ 。模型前部尖楔角为 25° ,模型照片见图 3。其中钝舵前缘半径为 5mm,长度和高度分别为 104mm 和 100mm。

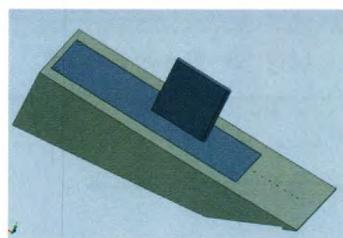


图 3 平板加钝舵模型外形示意图
Fig. 3 Flat plate with blunt rudder model

模型表面分块设计,不同的测量模块分别用于传感器测量和温敏发光测量。其中传感器测量模块采用金属加工,其上留出传感器安装位置。温敏发光测量模块则采用玻璃钢加工制作,在其表面喷涂温敏发光材料。

3.2 采集系统

试验中,光源由大面积紫外固化灯配套滤可见透

紫外滤光片构成。其灯泡功率达600W,波动在±1%以内,可提供高强度、大面积、均匀性好的紫外光。利用高灵敏度、低噪声、高帧频的科学级相机进行图像采集。由布置在激波管低压段的测速传感器提供的信号触发相机进行采集。

对比试验采用自行研制的Φ2mm铂薄膜热流传感器及配套的多通道高频信号调理和数据采集系统进行测量。其中传感器电阻温度系数的标定精度为±0.5%,采集系统的精度为±0.1%。

3.3 试验结果

图4(a)~(d)分别给出了钝舵模型平板干扰区在10°和20°迎角下的热图测量结果和传感器测量结果。

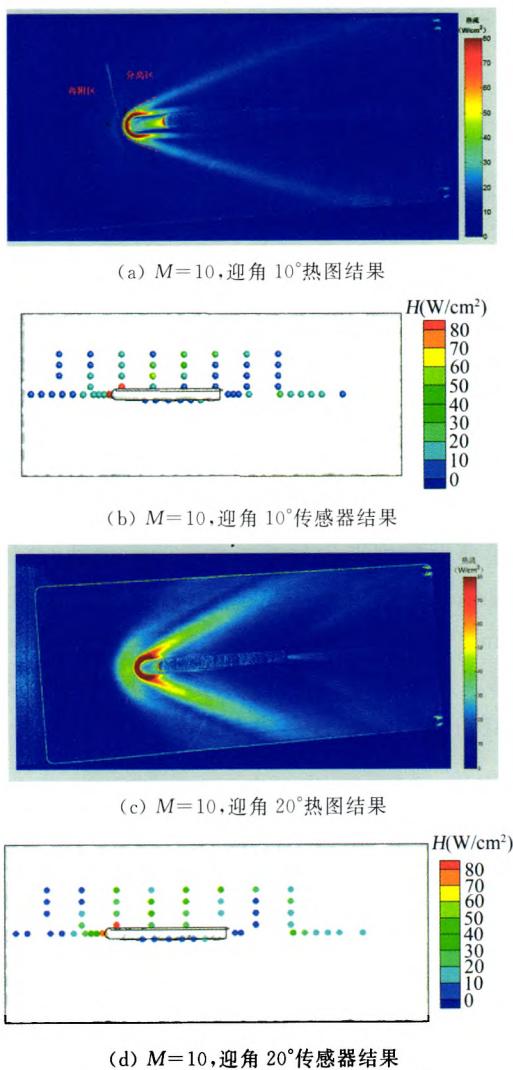


图4 钝舵模型热图/传感器试验结果

Fig. 4 Thermography result and gauge result of blunt rudder model

由图可知,温敏发光热图结果反应出的热流分布规律符合平板钝舵绕流复杂流场的预测,与传感器的测量结果基本一致。从温敏热图试验结果可以清晰地分辨出舵上游因为激波干扰引起的边界层分离/再附的位置。舵后部尾迹流动情况也能较好的体现。

图5给出分别由热图和传感器测得的舵上游中

心线热流分布曲线。除了舵根部高热流区因为已超出了热图的测量量程,在其它位置两者的测量结果均能较好地吻合,其差异大致在5%~25%之间。

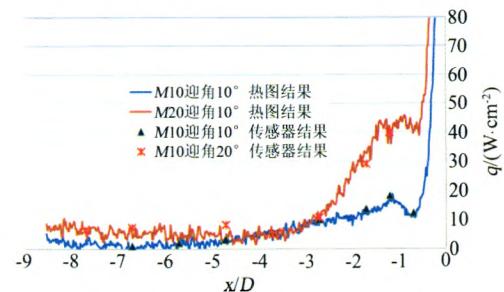


图5 热图与薄膜热流传感器数据比较结果(舵上游中心线)

Fig. 5 Compare of thermography and thin film gauge result

4 结束语

通过两年多的努力,在高速温敏发光热图测热技术研究中取得了较大进展。开展了以发光材料研制为核心的研究工作,初步建立了适于激波风洞的高速温敏发光热图测量及标定系统,并行开展了图像采集、光学系统及标定系统的配套,材料标定及数据处理技术研究,喷涂技术研究等工作,实现了激波风洞上进行温敏发光热图试验的能力。通过验证试验,对材料及测试系统的性能进行了考核。该方法可对传统的传感器测量方法形成补充,直接应用于进一步的复杂外形高超声速模型气动热环境预测试验。

参考文献:

- [1] BUCK G M. Surface temperature/heat transfer measurement using a quantitative system[R]. AIAA-91-0064, 1991.
- [2] CAMPBELL B T, LIU T, SULLIVAN J P. Temperature sensitive fluorescent paint systems[R]. AIAA 94-2483, 1994.
- [3] NORRIS J D, HAMNER M P, LAFFERTY J F, et al. Adapting temperature-sensitive paint technology for use in AEDC hypervelocity wind tunnel 9[R]. AIAA2004-2191, 2004.
- [4] KURTIS I, LEWIS M J, HAMNER M P. Global heat-transfer measurements on the NASA crew exploration vehicle at AEDC tunnel 9[R]. AIAA2008-3947, 2008.
- [5] SANT Y Le, MARCHAND M, MILLAN P, et al. An overview of infrared thermography techniques used in large wind tunnels[J]. Aerospace Science and Technology, 2002, (6): 355-366.
- [6] HUBNER G P, CARROLL B T, SCHANZE K S, et al. Temperature and pressure-sensitive paint measurements in short-duration hypersonic facilities [R]. AIAA99-0388, 1999.

(下转第93页)

fields by focusing schlieren method [R]. AIAA 2011-983, 2011.

[4] HARGATHER M J, LAWSON M J, SETTLES G S, et al. Focusing-schlieren PIV measurements of a supersonic turbulent boundary layer [R]. AIAA 2009-69, 2009.

[5] DOGGETT G P, CHOKANI N. A large-field laser holographic focusing schlieren system [R]. AIAA 92-3936, 1992.

[6] VANDERCREEK C P, SMITH M S, YU K H. Focused schlieren and deflectometry at AEDC hypervelocity wind tunnel No. 9 [R]. AIAA 2010-4209, 2010.

[7] ALVI F S, SETTLES G S. A sharp-focusing schlieren optical deflectometer [R]. AIAA 93-0629, 1993.

[8] DAVIDHAZY A. Basic of focusing schlieren system [M]. Rechester Institute of Technology.

[9] 徐翔, 谢爱民, 吕治国, 等. 聚焦纹影显示技术在激波风洞的初步应用 [J]. 实验流体力学, 2009, 23(3): 75-79.

作者简介:



岳茂雄(1971-),男,四川平昌县人,高级工程师。研究方向:光学流场显示。通信地址:四川绵阳迎宾路 69 号(621000),E-mail:ymxyxx@163.com

(上接第 82 页)

[7] MOSHAROV V, ORLOV A, RADCHENKO V. Temperature sensitive paint(TSP) for heat transfer measurement in short duration wind tunnels [R]. IEEE0-7803-8149-1, 2003

[8] NAKAKITA K, OSATUNE T, ASAI K. Global heat transfer measurement in a hypersonic shock tunnel using temperature sensitive [R]. AIAA 2003-743, 2003.

[9] OHMI S, NAGAI H, ASAI K. Effect of TSP thickness on global heat transfer measurement in hypersonic flow [R]. AIAA 2006-1048, 2006.

[10] 周嘉穗, 孔荣宗, 江涛, 等. 激波风洞红外测热试验技术初步研究 [J]. 江汉大学学报(自然科学版), 2010, (01).

[11] 韩曙光, 毕志献, 李成宇, 等. 单色磷光测热试验 [C]// 第十四届全国激波与激波管学术会议论文集, 2010.

[12] ASHIQ Hussain Khalid, KONSTANTINOS Kontis. Thermographic phosphors for high temperature measurements: principles, current state of the art and recent applications [J]. Sensors, 2008, 8: 5673-5744.

作者简介:



周嘉穗(1973-),女,四川人,高级工程师。研究方向:激波风洞测试及数据采集技术研究工作。通讯地址:四川绵阳 131 信箱 42 分箱(621000),E-mail:jszhdyx2011@163.com