



# 高超声速风洞 $M_a=5$ 中劈尖试件的红外测温

张 凤, 何 康, 冯世杰, 张佳明, 王文瑞, 李泉水,  
路彦珍, 刘福海, 赵 飞, 王凤平  
(北京科技大学, 北京 100083)

**摘 要:** 目前, 红外测温技术在高温非稳态下的应用研究还不成熟, 而红外测温技术的关键在于发射率的准确测量。为了测量高超声速气流下试件的温度, 同时采用 MCS640 高温红外热像仪和 GH3030 高温合金热电偶对风洞马赫数 5( $M_a=5$ ) 中的超高强度合金结构钢 D6AC 劈尖试件进行温度测量。首先, 通过热电偶和红外热像仪组合的匹配法校正试件的发射率, 再设置热像仪的发射率, 测得试件驻点的温度变化曲线和试件在不同时刻的热图。实验测得试件驻点的最高温度为 2 019.3 °C, 对分析材料的烧蚀性能和防热结构的可靠性提供了参考。实验证明, 该测温方法可以用来测量高超声速风洞中试件的温度。

**关键词:** 红外测温; 风洞; 热电偶; 发射率

中图分类号: V211.74

文献标志码: A

文章编号: 1674-5124(2019)07-0037-05

## Infrared temperature measurement of wedge shape specimen in the hypersonic wind tunnel at $M_a = 5$

ZHANG Feng, HE Kang, FENG Shijie, ZHANG Jiaming, WANG Wenrui, LI Quanshui,  
LU Yanzhen, LIU Fuhai, ZHAO Fei, WANG Fengping  
(University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China)

**Abstract:** At present, the application of infrared temperature measurement technology in the non-steady state at high temperature is not yet mature, and the key to infrared radiation temperature measurement lies in the accurate measurement of the emissivity. In order to measure the temperature of the specimen under hypersonic flow, the temperature of the wedge shape specimen of super strength alloy structural steel D6AC was measured by using the Lumasense MCS640 thermal imager and the GH3030 high temperature alloy thermocouple in the wind tunnel of Mach-number 5. Firstly, the emissivity of the specimen is corrected by the matching method of a thermocouple and an infrared thermal imager, and then the emissivity of the thermal imager is set. The temperature variation curve of the stagnation point of the specimen and the heat map of the specimen at different moments are measured. The maximum temperature of the test specimen at the stagnation point is 2019.3°C, which provides a reference for the ablation performance of the analysis material and the reliability of the heat protection structure. Experiments show that this kind of temperature measurement method can be used

收稿日期: 2018-02-05; 收到修改稿日期: 2018-03-16

基金项目: 国家重大科学仪器设备开发专项(2011YQ14014506, 2011YQ14014507)

作者简介: 张 凤(1992-), 女, 陕西西安市人, 硕士研究生, 专业方向为物理学。

to measure the temperature of the specimen in the hypersonic wind tunnel.

**Keywords:** infrared temperature measurement; wind tunnel; thermocouple; emissivity

## 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<sup>[1]</sup>,对飞行器热防护性能的要求也越来越高,如低密度、低烧蚀率、承受更高燃气温度等。温度的测量在国防、科学研究及生产活动中具有十分重要的作用<sup>[2]</sup>。风洞模拟实验可用于航天领域高超声速环境下的气动热-力耦合作用对材料服役安全的影响等基础科学问题的研究。风洞中测温手段有热电偶、液晶、相变漆和红外热像仪等。热电偶具有成本低、测量简单、单点测温精度高等优点,但不能给出整体的温度分布。相变漆和液晶技术能够给出物体表面某一时刻的温度分布,但数据处理繁杂、受超高温限制<sup>[3]</sup>。红外热像仪能给出整个温度场的温度分布和目标的动态温度变化过程,且具有速度快,不破坏物体表面等优点。综上所述,红外热像仪是复杂环境下测温的极佳选择<sup>[4]</sup>,对于提高实验数据质量和实验效率具有重要作用<sup>[5]</sup>。

使用红外测温时,发射率是决定测温精度的关键因素。目前,很多研究人员开展了发射率测量的工作。孙晓刚等<sup>[6]</sup>提出一种自动判别发射率和波长数学模型的方法,分析应用此方法时各种测量误差对真实温度及发射率的影响。李文军等<sup>[7]</sup>提出红外热像仪和表面热电偶组合测发射率的匹配法,利用恒温源对测试样品进行加热,在近环境温度范围内分别对 3M Scotch Super 88 和 3M 1721 型绝缘胶带的发射率进行了测量。白敬晨等<sup>[8]</sup>提出了一种用红外热像仪测量物体发射率的方法。关威等<sup>[9]</sup>用红外辐射计测量了物体光谱辐射亮度,并对目标光谱发射率进行求解。但目前对发射率的研究侧重于中低温稳定状态下的测试<sup>[10]</sup>。因此,测量高温下试件的发射率对研究试件的高温性能很有意义。

本实验同时采用热电偶和红外热像仪对  $M_a=5$  的风洞中劈尖试件进行了温度测量,校正了高温下试件的发射率,得到了驻点的温度变化曲线和试件在不同时刻的热图。

## 1 实验部分

### 1.1 实验环境

本实验是在北京科技大学国家材料服役中心的

燃烧加热风洞中进行的。该风洞由氧气、空气、航空煤油供应系统、燃烧系统、喷管、实验舱系统、引射系统,测控系统和消音系统组成。该实验舱可实现马赫数 2~6,来流总温 270~2 500 K,来流成分可调等条件。风洞内径为 200 mm,稳定区域直径 120~150 mm,产生稳定的超声速流场的持续时间最长可以达到 600~900 s 的高超声速气动热-力耦合环境。该设备可用于航天领域高超声速特殊服役环境下的气动热-力耦合作用对材料/构件服役安全的影响等基础科学问题的研究。

实验舱系统包括实验舱舱体、模型支架及对接安装件,其用于固定被考核试件并提供密闭环境建立高空低压环境。实验舱采用方形结构,其内空尺寸为 1000 mm×600 mm×660 mm。实验舱两侧开门,在其左右及上表面开有光学石英玻璃窗口。

### 1.2 测试设备

#### 1.2.1 MCS640 高温红外热像仪

实验使用的是 MCS640 高温红外热像仪。主要的性能指标有:热像仪采集帧频为 60 Hz;探测器像素为 640×480 像素;工作波段为 780~1 080 nm;测温范围为 800~3 000 °C;测温精度为±0.5%。

工作原理:被测物体辐射的红外能量经光学系统汇聚在探测器的灵敏面上,探测器将照在灵敏面上的辐射能转换成可以测量的电信号。由图像采集设备将探测器输出的电信号进行采集、存取。测温数据处理软件对图像采集设备采集到的图像进行数据处理,将图像数据转换为温度数据用于分析。

#### 1.2.2 GH3030 高温合金热电偶

实验使用的是 GH3030 高温合金热电偶。主要特点是:性能比较稳定,同时操作方便,动态响应好,更能够远传 4~20 mA 电信号,便于自动控制 and 集中控制。主要的性能指标:测量范围为 0~1 800 °C;热响应时间为 6 s。

工作原理:把两种不同成份的导体或半导体两端焊接形成闭合回路。定义直接测温端为工作端,接线端子端为参比端。当工作端和参比端之间存在温差时,回路中就会产生温差电动势,测量电动势的大小,就能得到与之对应的温度。

### 1.3 被测试件

D6AC 是一种制造固体火箭发动机壳体的专用钢种, 应用在战略导弹发动机壳体及飞机结构件上, 也曾用来制造 F-111 飞机的起落架和机翼轴等。因此, 本实验以 D6AC 劈尖试件作为研究对象, 具有非常重要的科研价值。

### 1.4 测试原理

本实验采用红外辐射测温 and 热电偶接触测温相结合的方法, 对  $M_a=5$  的风洞中劈尖试件进行温度测量。

实验时, 同时采用热像仪和热电偶对试件测温。在对温度数据处理时, 由于热电偶和热像仪都与各自的专用计算机相连, 系统时间不统一。因此, 首先在同一区域对热电偶和红外热像仪测量的温度进行时间匹配; 其次以热电偶测出的温度为试件的真实温度, 对靠近热电偶的位置用红外热像仪测温。一边调整红外热像仪的发射率, 直到温度值与热电偶测得的温度一致, 此时认为该发射率就为当前温度下试件的发射率。在此发射率下用红外热像仪对驻点进行测温, 就能得到驻点的温度变化和试件在不同时刻的热图, 就可以对试件在高温气流下的动态研究提供参考。

### 1.5 测量过程

实验布局如图 1 所示。测量过程如下:

- 1) 把试件装在支架上, 放入实验舱。
- 2) 将红外热像仪在光学平台上固定好, 连接到专用计算机, 并相对于试件进行定位, 保证测量距离和测量角度符合使用规范, 测得探头到试件的水平距离为 980 mm, 探头高于样品 330 mm。预设红外热像仪的发射率为 1。
- 3) 将热电偶固定在试件尾端, 与试件紧密贴合, 并通过网线连接到专用计算机上。
- 4) 进行点火实验, 在  $M_a=5$  的条件下对试件进行吹风测试, 同时利用热电偶和红外热像仪对试件进行测温。实验段环境参数为: 平均压力 5.68 kPa, 空气流量 946.1 g/s, 煤油流量 109.7 g/s, 氧气流量 523.2 g/s, 吹风时间约为 50 s。
- 5) 保存红外热像仪和热电偶采集的温度数据, 以便后续处理分析。

## 2 实验结果与分析

### 2.1 发射率的确定

如图 2 所示, a 为热电偶测得的试件温度变化

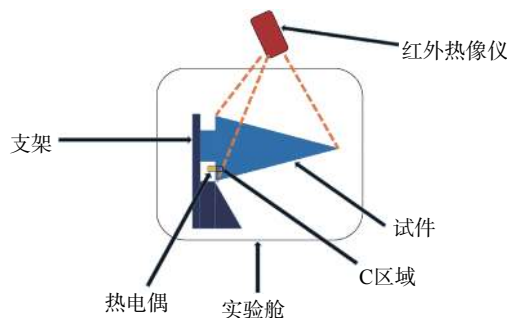


图 1 风洞测温实验布局

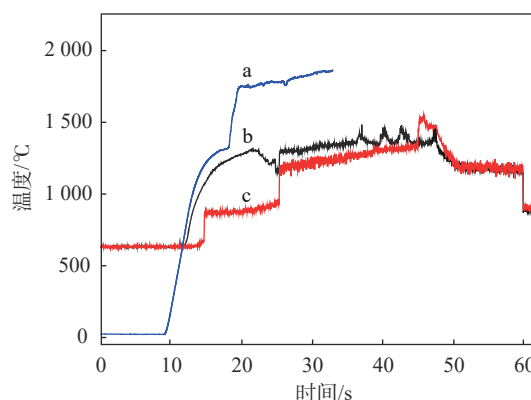


图 2  $M_a=5$  下热电偶和红外热像仪测得的试件温度

曲线, b 为红外热像仪测得的热电偶的温度曲线, c 为红外热像仪测得的靠近热电偶区域的试件温度变化曲线。红外热像仪测温时预设发射率  $\varepsilon_\lambda = 1$ 。首先对 a、b 曲线进行时间匹配, 再以热电偶测得的温度作为试件 c 区域的真实温度, 通过在红外热像仪的控制软件中设置发射率, 直到 c 区域温度与热电偶所测温度非常相近, 此时的发射率即为该温度下试件 c 区域的发射率。

结合实验测得的温度数据, 由图 2 可以看出在 17~20 s 这一时间段, 热电偶测得的试件温度由 1300 °C 迅速升高到 1700 °C。此温度段升高地非常剧烈, 可能是由于热电偶测量端与环境的辐射热交换所引起热辐射误差和沿热电偶长度方向由温度梯度引起的导热误差造成的, 使得指示温度偏离实际温度。

表 1 是同一时刻下, 热电偶和红外热像仪测得的温度, 以及校正后试件在不同温度下的发射率。通过分析温度数据, 红外热像仪与热电偶测得温度的差异主要是由试件发射率、红外热像仪测温精度、热电偶的测温精度等原因引起的。

从劈尖试件的  $\varepsilon-T$  关系图(图 3)中, 可以直观地看出, 试件表面温度在 1777~1851 °C, 发射率为

表1 同一时刻下热电偶和红外热像仪测温结果对比

红外热像仪测温/℃	热电偶测温/℃	发射率
1 124.2	1 777.091 0	0.053
1 188.3	1 782.000 5	0.052
1 190.1	1 806.074 3	0.048
1 201.3	1 815.865 7	0.049
1 210.5	1 826.108 7	0.059
1 218.5	1 842.144 7	0.052
1 224.8	1 849.846 8	0.059
1 231.7	1 851.165 2	0.064

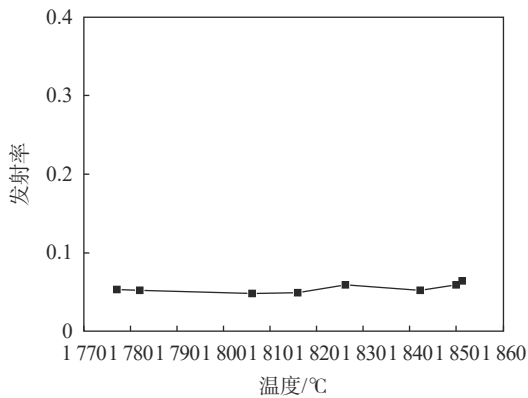
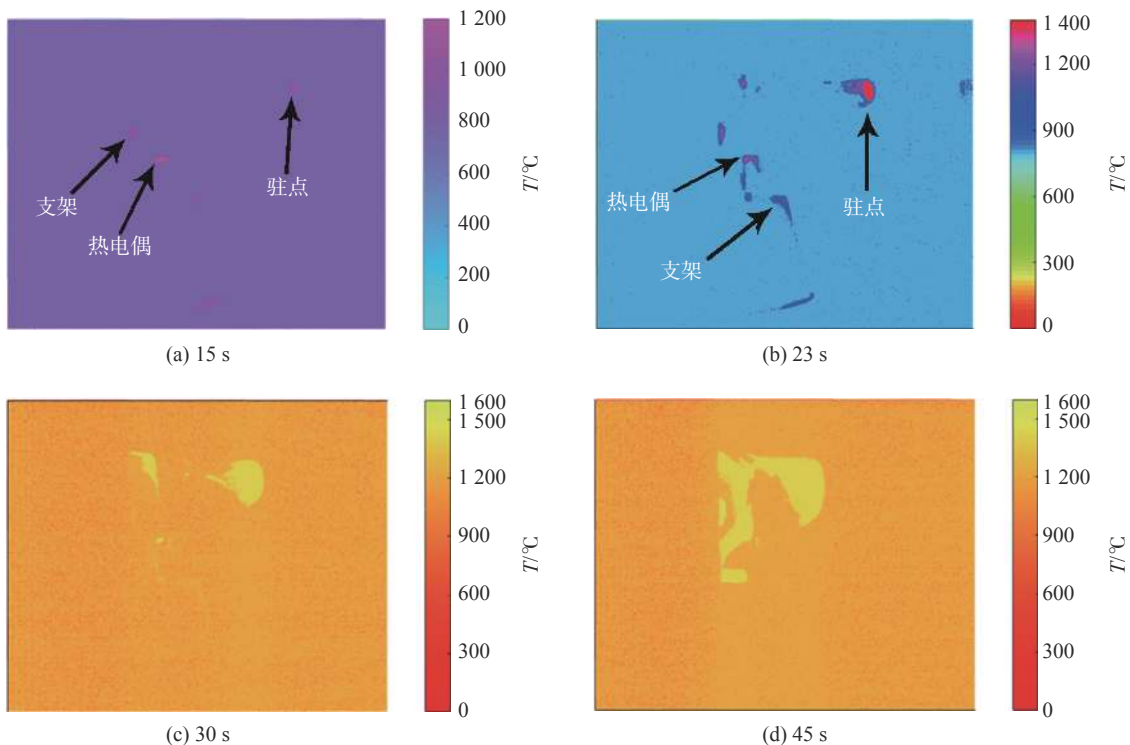
图3 劈尖试件的 $\varepsilon-T$ 图

图4 不同时刻试件的热图

0.048~0.064, 波动较小, 比较平稳。

## 2.2 校正发射率后试件的热图

图4分别是风吹15 s、23 s、30 s、45 s时试件的热图。从图中可以直观看出试件的温度分布情况。图中颜色相近的区域, 温度大致相同, 说明这些区域受热流冲刷作用大致相等, 受热比较均匀, 温度比较接近。从热图中看出, 热电偶位置和驻点的温度大致相等, 验证了以热电偶测得的温度校正红外热像仪测温的合理性。

## 2.3 试件驻点的温度

结合现场录像, 观察到在风吹的初始阶段, 烧蚀剥离飞溅物多, 造成热流场的扰动, 引起温度场的变化。待剥离物飞渣明显减少后, 温度场相对稳定, 烧蚀进入平稳状态。图5是实验中的试件。

试件驻点和c区域的材料受热前后表面状态、形貌相同, 同一温度下, 认为驻点和c区域的发射率相等。在1777~1851℃时, 取试件的平均发射率为0.053, 设置红外热像仪控制软件的发射率, 获得驻点温度随时间变化曲线如图6所示。可以直观地看出在12 s左右时, 红外热像仪开始显示驻点的表面温度。15 s后温度升高趋势开始减慢。12~15 s之间, 驻点受热流影响较小, 温度波动小; 15~20 s温度波动较大, 说明受气流影响较大。在20.2 s时, 最

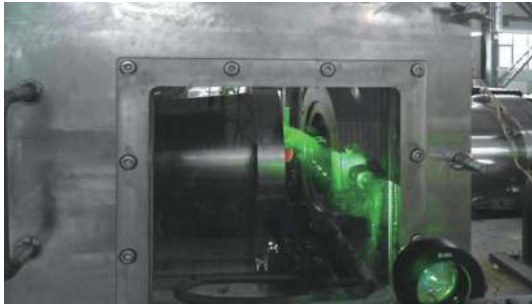
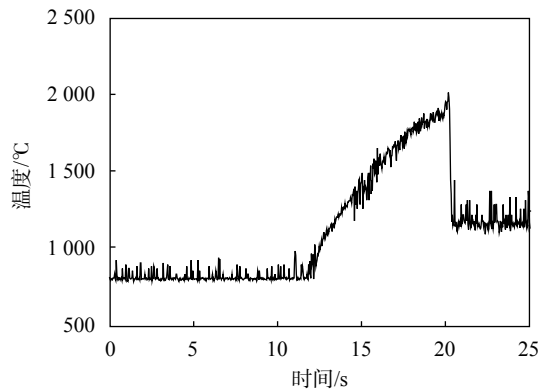


图5 实验中的试件

图6  $M_a=5$  下驻点温度随时间变化曲线

高温达到 2019.3 °C。此时,可能由于驻点在高温下被烧蚀掉,也可能是由于试件的结构缺陷造成一部分材料在高速气流下因烧蚀差异或热应力破坏而发生剥蚀,具体原因还需进一步研究才能做出判断,因此,0.5 s 后温度急剧降低至 1 124.4 °C,之后测得背景温度,高速热流开始烧蚀试件剩余部分。

### 3 结束语

本实验采用红外热像仪和热电偶组合的匹配法对试件的发射率进行了校正,对高超声速风洞  $M_a=5$  中的试件进行了测温。分析了试件驻点的温度变化趋势和试件表面温度分布,得出以下结论:

1)采用红外热像仪能非常直观地显示试件热效应区域的大小与形状,及其特征位置的温度变化过程。

2)通过热电偶和红外热像仪组合的匹配方法,校正了红外热像仪测得的试件驻点温度,最终实现了以点温校正试件的表面温度,得到了不同时刻的热图,证明了这种方法的可行性。

3)进一步工作将研究物体发射率对测温精度的影响,以提高红外热像仪测温的精确性。

### 参考文献

- [1] 周嘉穗,张扣立,江涛,等.激波风洞测温热图技术初步试验研究[J].*实验流体力学*,2013,27(5):79-82.
- [2] 孙晓刚,李云红.红外热像仪测温技术发展综述[J].*激光与红外*,2008,38(2):101-104.
- [3] 郭隆德.风洞非接触测量技术[M].北京:国防工业出版社,2013:120.
- [4] 程丽鹏.红外热像仪的超高温度场测量技术研究[D].太原:中北大学,2017.
- [5] 汪思国,何显中,王小蕾.红外成像图像数据处理软件及其应用[C]//中国空气动力学学会,中国力学学会.流动显示2002全国流动显示学术会议,2002:209-215.
- [6] 孙晓刚,戴景民.多光谱辐射测温的理论研究[J].*红外与毫米波学报*,1998,17(3):221-225.
- [7] 李文军,徐永达,郑永军.红外热像仪与表面热电偶测量发射率的匹配法[J].*中国测试*,2017,43(6):12-15.
- [8] 白敬晨,于庆波,胡贤忠,等.基于红外热像仪的物体表面发射率测量方法[J].*东北大学学报(自然科学版)*,2013,34(12):1747-1750.
- [9] 关威,刘建梅,王琦,等.基于红外辐射计的物体光谱发射率测量方法[J].*火力与指挥控制*,2016,41(11):163-166.
- [10] 王华伟.基于红外热成像的温度场测量关键技术研究[D].北京:中国科学院大学,2013.

(编辑:徐柳)