

高超声速钝锥流场红外辐射实验研究¹⁾

林贞彬²⁾ 黄 德 杭 建 林建民 郭大华 曾 明 葛学真

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京 100080)

摘要 报道了在 JF-10 氢氧爆轰驱动高焓激波风洞中开展的再入流场红外辐射实验研究. 风洞的试验状态为: 驻室总压 19.6 MPa, 总焓 15.5 MJ/kg, 自由流速度约 5 km/s. 实验以铽化钕多元红外成像系统为测量手段, 以球头钝锥体为试验模型, 测量激波层与近尾流中红外辐射功率的横向分布剖面. 试验数据呈现明显的规律性. 试验结果表明, 激波层内壁面附近的红外辐射功率较小, 中间有一区域辐射较大且相对均匀, 激波层外缘辐射单调减小; 尾流中红外辐射功率在轴线附近的核心区最大, 随着离轴线距离的增大而单调减小.

关键词 高焓激波风洞, 风洞实验, 再入流场, 红外辐射, 测量技术

中图分类号: V211.751 **文献标识码:** A **文章编号:** 0459-1879(2006)04-0446-06

引 言

高超声速飞行器再入大气层时, 空气经过头部激波压缩, 温度提高到数千度乃至万度以上. 高温导致空气中 O_2 , N_2 的离解, 这些分子、原子经过多种途径生成极性分子. 其中 NO 分子红外波段的辐射, 与其它组分相比, 显得格外强烈. 在实际的工程应用中, 红外辐射是目标识别的重要探测对象之一; 在学术上, 也需要红外辐射的测量结果来检验理论模型与计算程序的正确性.

上述现象是再入环境下高温空气所特有的, 只有在高焓设备中才有可能开展实验. 以前的地面研究工作主要在弹道靶中进行, 例如美国的 Hansen 等^[1], 国内的葛学真等^[2], 他们在弹道靶中研究了圆球、小钝锥模型头部和尾流的辐射特性. 弹道靶的优点是能够模拟真实的再入速度, 缺点是模型尺寸太小, 在流场的一个轴向位置上只能测得一个红外数据, 难以实现对空间分辨率的要求, 更适合于研究远尾迹的红外特性.

中国科学院力学研究所建成了氢氧爆轰驱动高焓激波风洞, 它不仅能够模拟再入时发生的复杂物理化学现象, 而且实验气流有很宽的均匀区, 可采用较大尺寸和复杂外形的再入模型. 余西龙等^[3]曾在该风洞中, 在模型内部布置光路, 测量钝体近尾流核心区发出的红外光到达模型底部中心位置的辐

射通量. 本文发展了一种新的红外测试方法, 可以在该风洞中较准确地测量高超声速绕流红外辐射功率的横向分布剖面, 而且具有很高的空间分辨率. 本文采用这项测试技术对球头钝锥的激波层与近尾流的红外辐射开展实验研究.

1 实验测量系统

本文采用的红外探测仪器是自行研制的红外阵列成像系统, 如图 1 所示. 该系统大致分 3 个部分. 前部用于采光, 中部用于成像, 后部用于光电变换.

采光部分包括导流片、狭缝与一个小透镜. 固定在最前端的导流片, 是半圆形的铁饼状的倾角很小的金属薄片, 它的位置伸过风洞自由流边缘, 但与被测流动区域仍保持足够距离, 其背脊下隐藏一道狭缝用以取光. 流线型的结构, 恰当的位置和隐藏的狭缝保证它在采光的同时不致干扰被测的流场.

成像部分由一系列透镜与窗口组成, 它们在逐渐扩展的有限空间中把采到的红外辐射传送到风洞以外并清晰地成像到探测部件上. 成像部分的光学通道完全屏蔽在内外涂黑的导光管里面, 以此避免风洞内其他流动区域的辐射、自由流边缘的辐射以及风洞外辐射的干扰. 光学材料全部使用氟化钙.

红外辐射的接收器件是 30 单元伏安型铽化钕光电型探测器. 其照片和光谱特性如图 2 所示, 测量

2004-12-03 收到第 1 稿, 2006-04-12 收到修改稿.

1) 国家自然科学基金资助项目 (10472125).

2) E-mail: zblin@imech.ac.cn

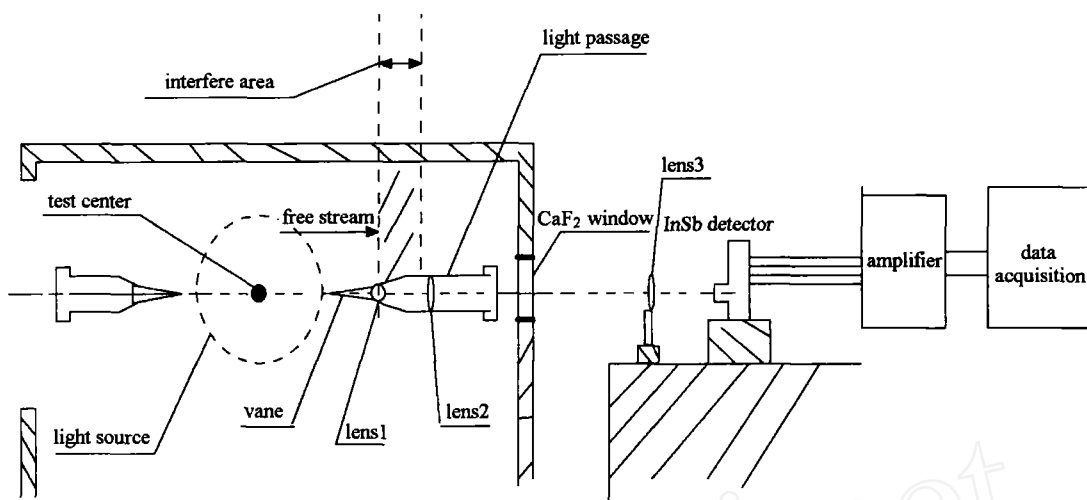


图 1 JF-10 风洞中红外阵列成像系统示意图

Fig.1 Sketch of infrared radiation measuring system in JF-10 tunnel

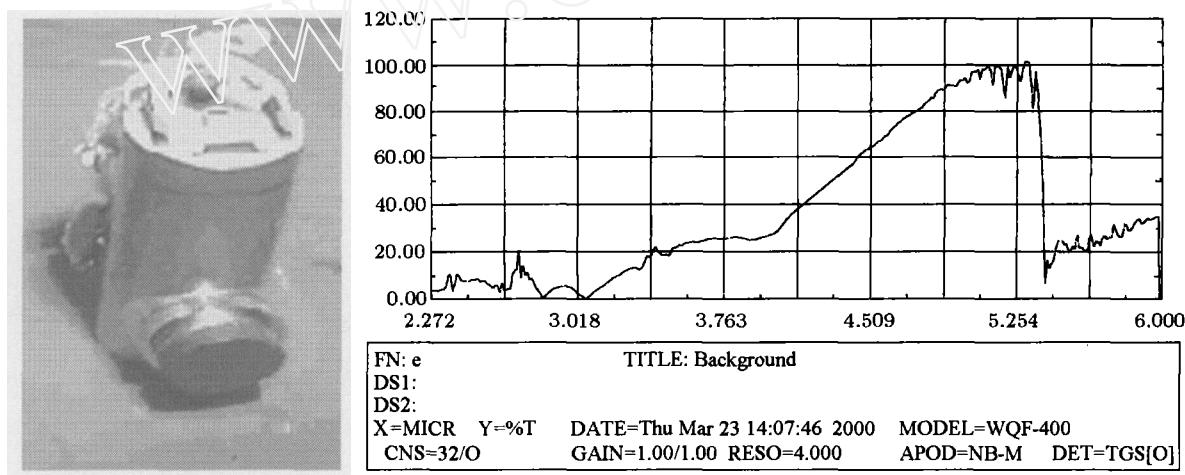


图 2 InSb 红外探测器及其光谱特性

Fig.2 Sketch of InSb infrared detectors and its spectrum characteristic

的红外辐射波长范围是 2.27~6.00 μm , 实验时利用液氮提供 77 K 的低温工作环境. 30 单元从上到下一维线列分布, 每次实验只用偶数编号的 10 个探测单元, 每个敏感元面积为 0.165 mm \times 0.145 mm, 整个光路放大倍数是 0.163 倍, 故每个探测单元探测的是一个 1.01 mm \times 0.89 mm 的区域.

从探测器光电转换以后得到的是电流信号. 后接前置放大器, 用以实现电流到电压的变换, 并使探测到的能量与输出电压之间从强对数关系转变成接近线性关系, 同时把信号放大到适当的幅度. 获得的电压信号最后由高速数字采集系统采集并处理.

上述设备在实验之前采用黑体炉进行原位标定, 如图 3 所示. 黑体炉出口置于风洞中心对称面

内, 标定光路和实验光路相同. 得到的标定系数是每一探测单元的包括所有影响因素 (偏离光轴的距离、放大器放大倍数、探测器灵敏度、光路采光效率等) 的光电转换系数.

标定过程黑体炉的辐射强度与波长 λ 和温度 T 的关系由普朗克公式确定^[4], 同时考虑到探测器频谱特性的影响. 由普朗克公式, 波长为 λ 和温度为 T 的黑体辐射出射度为

$$B_{\lambda} = \frac{2hc^2}{\lambda^5(e^{\frac{hc}{\lambda T}} - 1)} \quad (1)$$

单位是 W/m². 探测器接收的辐射热流量的单色辐射功率为

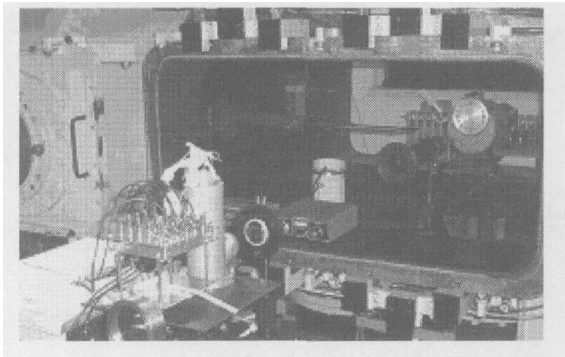


图 3 JF-10 风洞中红外列阵成像系统的标定
Fig.3 The calibration system of infrared radiation in
JF-10 tunnel

$$d\phi = Af(\lambda)B_{\lambda} \cos \beta \frac{d\sigma}{L^2} d\lambda \quad (2)$$

单位是 W. 其中 $d\sigma$ 是采光透镜的取光面积, L 是炉口到该透镜的距离, A 为各单元测量区域的面积, $f(\lambda)$ 是探测器的频谱特性. 将式 (1) 代入式 (2), 并对式 (2) 数值积分, 求出被测红外辐射功率 ϕ 值 (单位为 W), 它与采集终端得到的电压信号 (V) 一一对应.

通过标定实验给出被测黑体炉辐射量与采集信号大小的定量关系. 标定结果表明中心单元的响应率与到达该探测器的辐射功率接近正比关系. 偏离中心的单元的响应率要在中心单元响应率的基础上乘以偏轴效应修正因子, 后者接近于高斯分布. 综合上述因素, 各单元响应率为

$$\phi = (0.0414 + 18.74V - 16.7V^2)e^{-0.552y^2} G \times 10^{-7} \text{ (W)} \quad (3)$$

式中 ϕ 是一个单元探测到的红外辐射功率, V 是电压信号, y 为探测单元的偏轴距离, G 是放大器的增益系数. 图 4 表示中心单元的 ϕ - V 关系曲线, 此

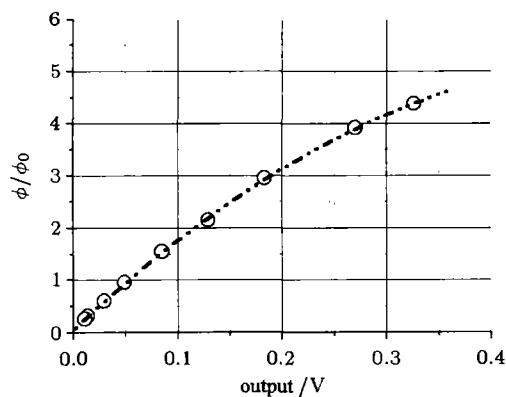


图 4 信号与黑体炉辐射功率间的关系
Fig.4 Relation between output and power of stove

时 y 为 0, 图中 ϕ 为光学中心单元探测到的红外辐射功率, ϕ_0 为 $G \times 10^{-7} \text{ W}$. 该图中所用的标定的 G 取为 1.

用标定数据反算无红外成像光路时各单元的响应率, 考虑到氟化钙的透射率, 得到的结果与厂家提供的结果吻合.

2 风洞参数和实验模型

2.1 JF-10 氢氧爆轰驱动激波风洞 [5,6]

本文的风洞试验状态为: 驻室总压 19.6 MPa, 总焓 15.5 MJ/kg, 驻室压力平坦时间可达 7 ms. 实验段气流速度约 5 km/s, 密度约 $6.5 \times 10^{-4} \text{ kg/m}^3$. 实验段内径 $\phi 1.2 \text{ m}$, 长 3.5 m. 图 5 是实验段皮托压力典型信号, 图 6 是实验段某截面的皮托压力空间分布. 实验气流在直径 400 mm 区域内是均匀的, 可采用尺度较大的模型进行实验. 由此可见氢氧爆轰驱动激波风洞的实验气流不仅具有高焓、高速的优点, 而且有一定的空间均匀区, 适于进行有很高空间分辨率的再入流场红外辐射实验研究.

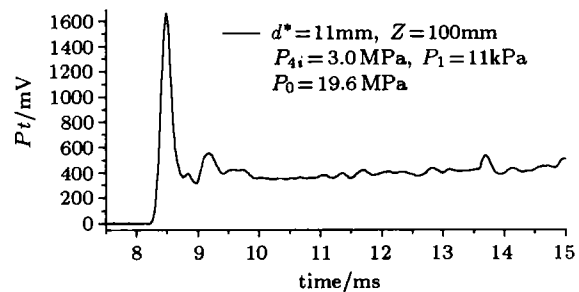


图 5 实验段皮托压力典型信号曲线
Fig.5 Signal of Pitot pressure in test section

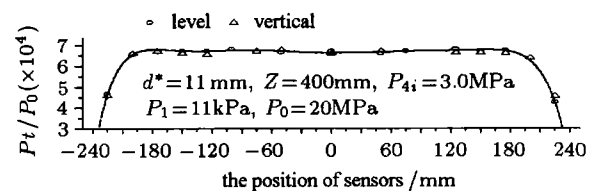


图 6 实验段皮托压力截面分布
Fig.6 Distribution of Pitot pressure in test section

2.2 实验模型

实验模型为铝制球头钝锥, 见图 7. 球头半径为 R , 总长约 $7.64R$, 底部直径约 $3.89R$. 对头部 A , 肩部 B 和近尾流 C 这 3 个不同位置的剖面进行测量, A, B, C 到模型底部的距离分别是 $6.25R, 0.14R$ 和 $8.33R$. 以模型对称轴为 x 轴, 竖直方向为 y 轴,

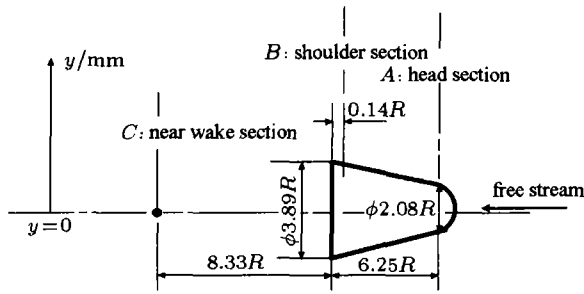


图 7 实验模型和红外测量剖面分布

Fig.7 Model in experiment and location of measurement

建立直角坐标系. y_a, y_b 分别为 A, B 剖面上模型母线顶点的 y 坐标, $y_a = 1.04R, y_b = 1.94R$.

3 实验测量结果及分析

实验时红外阵列成像系统位置固定, 通过调节模型位置, 得到 A, B, C 这 3 个剖面的红外辐射详细分布. 图 8 是测量 A 剖面红外辐射分布时探测单元典型的信号曲线. 可见实验气流刚到达时的红外辐射很强, 信号有一个很高的起跳, 以后有一段长达几毫秒的平坦时间, 时间均匀性很好, 是有效的实验时间.

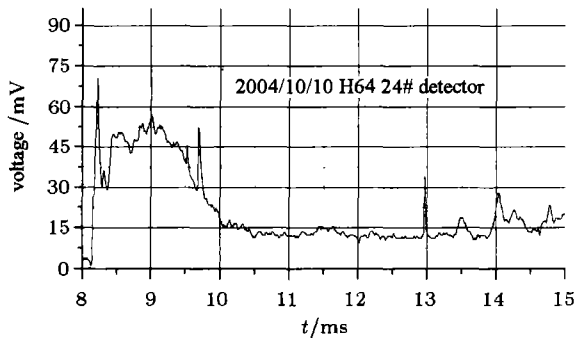


图 8 A 剖面红外辐射测量时某探测单元信号曲线

Fig.8 Typical signal for infrared radiation from section A

3.1 模型头部 A 剖面红外辐射分布

图 9 为模型头部 A 剖面红外辐射的实验测量结果. 横坐标为 $(y - y_a)/R$, 表示测点到 A 剖面上模型母线顶点的无量纲距离, 纵坐标为归一化后的辐射功率. A 剖面上红外辐射分布有如下特点:

(1) 在 A 剖面上模型母线顶点以下的区域, 因辐射源一半被模型遮住, 数值较小.

(2) 壁面附近 $0 \sim 0.2R$ 区域内辐射不是最强的, 因为在实验时间 (ms 量级) 内, 壁面温度近似为常温, 常温壁面及其边界层把近处气体温度限制在相对低的水平.

(3) 辐射较强的部分大致发生在模型母线顶点以上 $0.2 \sim 0.7R$ 范围内, 而且变化的梯度较小, 辐射相对均匀. y 更大的地方, 逐渐接近激波层的外部, 辐射强度单调下降.

(4) 2004-10-10 和 2004-10-11 分别是相同位置的两次实验结果, 数据重复性很好.

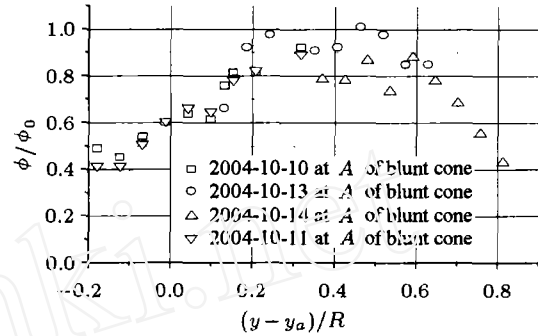


图 9 A 剖面的红外辐射空间分布

Fig.9 Infrared radiation from section A

3.2 模型肩部 B 剖面红外辐射

图 10 为 B 剖面红外辐射的实验测量结果. 横坐标表示测点到 B 剖面上模型母线顶点的无量纲距离. B 剖面红外辐射分布与 A 剖面类似, 由于常温壁面及其边界层的影响, 壁面附近辐射不是最强的, 离壁面一定距离后有一辐射较强的区域, 此后辐射有下降趋势.

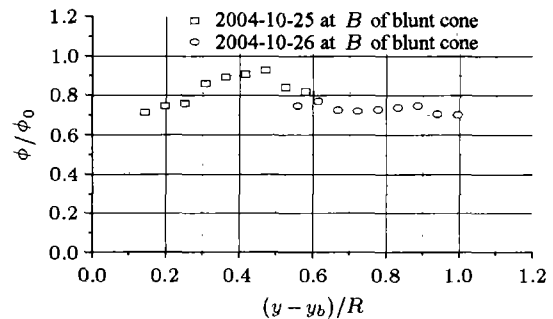


图 10 B 剖面的红外辐射空间分布

Fig.10 Infrared radiation from section B

3.3 近尾流 C 剖面红外辐射

图 11 为近尾流 C 剖面红外辐射的空间分布, 横坐标为测点到模型对称轴线的无量纲距离. 可见近尾流红外辐射的剖面分布有如下特点:

(1) 以模型对称轴线 (尾流核心) 为中心, $-0.2 \sim 0.2R$ 的区域内红外辐射最强, 且对称分布;

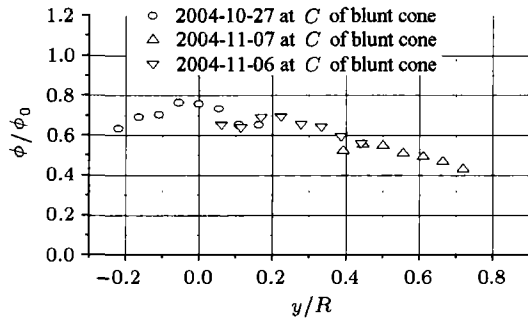


图 11 近尾流中 C 剖面的红外辐射空间分布

Fig.11 Infrared radiation from section C in the wake

(2) 在 $0.2 \sim 0.7R$ 区域, 红外辐射强度随着到尾流核心距离的增大而单调减小。

4 结 论

本文研制了红外列阵成像系统, 在氢氧爆轰驱动高焓激波风洞 JF-10 上进行了钝体红外辐射特性的实验研究, 得出如下结论:

(1) 氢氧爆轰驱动高焓激波风洞适合于开展再入红外特性的实验研究。

(2) 本文发展的一系列测量手段能够解决高焓风洞中再入红外实验研究遇到的技术问题, 可以通过实验获得有较高空间分辨率的再入红外分布规律。

(3) 钝锥再入流场的红外辐射初步测量结果表明: 激波层内壁面附近红外辐射较小, 中间有一区域辐射较大且相对均匀, 激波层外缘辐射单调减小; 尾流中红外辐射功率在轴线附近的核心区最大, 随着离轴线距离的增大而单调减小。

致谢 俞鸿儒院士对本文工作大力支持, 张志成研究员和瞿章华教授提出了宝贵的建议, 在此向他们和所有参加该项工作的同志表示衷心感谢。

参 考 文 献

- 1 Hansen CF, Primich RI, Steigerg M, et al. Measurement and analysis of optical and microwave observable in flow about hypersonic models. AIAA 63-204, 1963
- 2 葛学真, 赵成修, 竺乃宜等. 弹道靶红外辐射测量. 流体力学实验与测量, 2002, 16(1): 74~79 (Ge Xuezheng, Zhao Chengxiu, Zhu Naiyi, et al. The measurement of infraed radiation for ballistic range. *Experiment and Measurements in Fluid Mechanics*, 2002, 16(1): 74~79 (in Chinese))
- 3 余西龙. 高焓非平衡流的诊断技术研究. [博士论文]. 北京: 中国科学院力学研究所, 2003 (Yu Xilong. The Diagnostics and Measurements of High Enthalpy Non-equilibrium Hypersonic Flow. [Ph D Thesis]. Beijing: Institute of Mechanics, CAS. 2003 (in Chinese))
- 4 罗森诺 WM 等. 传热学基础手册. 齐欣译. 北京: 科学出版社, 1992 (Roseno WM, et al. Elemental Manual of Heat Transferring. Qi Xin Translated. Beijing: Science Press, 1992 (in Chinese))
- 5 俞鸿儒, 赵伟. 氢氧爆轰驱动激波风洞的性能. 气动实验与测量控制, 1993, 7(3): 38~42 (Yu Hongru, Zhao Wei. Performance of shock tunnel with H_2-O_2 detonation driver. *Aerodynamic Experiment and Measurement & Control*, 1993, 7(3): 38~42 (in Chinese))
- 6 姜宗林, 赵伟, 林贞彬等. 爆轰驱动高焓激波风洞及其瞬态测试技术的研究与进展. 力学进展, 2001, 31(2): 312~317 (Jiang Zonglin, Zhao Wei, Lin Zhenbin, et al. The research & advance in detonation driven high-enthalpy shock tunnel and its technique of instant measurement. *Advance in Mechanics*, 2001, 31(2): 312~317 (in Chinese))

EXPERIMENTAL RESEARCH ON INFRARED RADIATION IN HYPERSONIC FLOW AROUND BLUNT CONE¹⁾

Lin Zhenbin²⁾ Huang De Hang Jian Lin Jianmin Guo Dahua Zeng Ming Ge Xuezheng
(LHD, Institute of Mechanics, CAS, Beijing 100080, China)

Abstract This paper reports our experimental research on infrared radiation in reentry flows. The experiments are conducted in the oxygen-hydrogen detonation driven shock tunnel JF-10. Total enthalpy of the particular run amounts to 15.5 MJ/kg, pressure in the reservoir is 19.6 MPa, and the generated free stream velocity is approximately 5 km/s. InSb multi-element infrared imaging system is used to measure the infrared radiation. Taking a sphere-nosed blunt cone as the test model, the transverse infrared radiation power profiles in the shock layer and wake are obtained. The data show some unique features. Infrared radiation is weak near the wall, strong and relatively uniform in the middle region of the shock layer, and becomes weak again in the outer part of the shock layer. In the wake, the radiation is the strongest near the symmetric axis and becomes weaker monotonically while departing from the axis.

Key words high enthalpy shock tunnel, wind tunnel experiment, reentry flow field, infrared radiation, measurement technique

Received 3 December 2004, revised 12 April 2006.

1) The project supported by the National Natural Science Foundation of China (10472125).

2) E-mail: zblin@imech.ac.cn