

DOI: 10.19527/j.cnki.2096-1642.2017.02.006

# 高超声速飞行目标尾焰红外辐射测量

刘立拓, 余西龙, 陈宏, 张仕忠, 张晓源

(中国科学院力学研究所, 北京 100190)

## Infrared Radiation Measurement for Hypersonic Air Vehicle Exhaust Plume

LIU Li-tuo, YU Xi-long, CHEN Hong, ZHANG Shi-zhong, ZHANG Xiao-yuan

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**摘要:** 为了研究高超声速飞行器发动机尾焰喷射高温、高速气流的辐射特性,对尾焰成分  $\text{CO}_2$  及  $\text{H}_2\text{O}$  分子在 4.3 和 2.7  $\mu\text{m}$  大气窗口红外辐射波段进行了测量. 利用高温燃气激波风洞模拟产生高超声速飞行器尾焰喷流, 喷流速度  $M=5.5$ . 实验中选用单元型 InSb 红外探测器, 并利用黑体进行原位定标. 测量距离为 0.7 m, 采用单透镜成像加光阑的方法收集光信号. 实验中分别沿喷流方向、喷流垂直方向进行了多点测量, 通过定标结果反演得到尾焰在 4.3 和 2.7  $\mu\text{m}$  分别沿喷流方向和喷流垂直方向的光谱辐亮度和波段辐亮度分布, 测量结果表明 4.3  $\mu\text{m}$  辐射强度及稳定性均高于 2.7  $\mu\text{m}$ .

**关键词:** 高超声速飞行器; 尾焰; 红外辐射

中图分类号: V512

文献标识码: A

**Abstract:** In order to study the radiation characteristic of the high temperature and high velocity exhaust plume sprayed from hypersonic air vehicle, the infrared radiations at 4.3 and 2.7  $\mu\text{m}$  atmospheric window which were emitted from  $\text{CO}_2$  and  $\text{H}_2\text{O}$  molecules were measured. The simulated hypersonic exhaust plume jet was generated from hydrogen and oxygen detonation shock wave. The Mach number of exhaust plume was 5.5. Infrared detector in the experiment was the unit type of InSb which was calibrated in situ using standard blackbody. The measurement length was 0.7 m. A single lens and a diaphragm were used to collect the spectrum. Several points in the plume area were measured along the flow direction and the vertical direction respectively, and the corresponding distributions of radiance and spectral radiance were obtained. The final results illuminate that spectral radiance at 4.3  $\mu\text{m}$  was stronger than that at 2.7  $\mu\text{m}$ .

**Key words:** hypersonic vehicle; exhaust plume; infrared radiation

## 引言

尾焰红外辐射特性是飞行器的一个重要特征. 卫星、预警机及雷达等根据红外辐射特征对飞行目标进行探测和跟踪. 对飞行目标的红外辐射特性进行研究, 可以提高雷达等探测系统的目标识别能力. 同时, 红外辐射特性与发动机结构及推进剂组分相关, 研究不同目标的红外辐射特性可以提高飞行器的隐身性能.

辐射传输的计算受很多复杂因素的影响, 如推进剂燃烧、尾羽场计算、辐射传输过程等. 为了提高模拟计算结果的可靠性, 需要有效的实验数据对计

算结果进行验证和改进. 国外在该方面的研究较早<sup>[1-5]</sup>, 尤其随着测量技术及红外探测器件的改进, 红外测量已成为尾焰辐射模拟计算结果验证的必要手段<sup>[6-9]</sup>. 测试手段主要有地面测试、飞行实验等. 主要采用红外热像仪、红外 CCD 相机、Fourier 变换红外光谱仪等. 国外已经能够根据不同推进剂的配方预估尾焰辐射的各种特性, 在一定程度上建立了尾焰红外辐射的性能标准. Devir 等<sup>[10]</sup> 利用分光辐射度计测量了火箭尾焰 1.4~14  $\mu\text{m}$  波段的红外辐射特征, 并利用红外相机拍摄尾焰的红外辐射图像. 为了抵御便携式导弹红外寻的系统对民航飞机

收稿日期: 2016-11-20; 修回日期: 2017-01-10

基金项目: 国家自然科学基金青年基金(61404171)

引用格式: 刘立拓, 余西龙, 陈宏, 等. 高超声速飞行目标尾焰红外辐射测量[J]. 气体物理, 2017, 2(2): 47-53.

Citation: Liu L T, Yu X L, Chen H, et al. Infrared radiation measurement for hypersonic air vehicle exhaust plume[J]. Physics of Gases, 2017, 2(2): 47-53.

的攻击, Blunck 等<sup>[11]</sup>对亚声速尾焰红外辐射进行了实验研究, 得到  $4.3 \mu\text{m}$  波长附近的红外辐射强度, 并分析了空气燃料的当量比、Mach 数、Reynolds 数等对辐射衰减及辐射分布测量的影响. Brent<sup>[12]</sup>研究了涡轮驱动脉冲爆轰燃烧尾流的红外辐射特征, 利用高速相机拍摄到的红外图像估算了涡轮出口尾流气体的温度. 国内在飞行器尾流红外特性方面的研究较晚, 尤其是在目标尾流红外测量研究方面还存在不足. 在使用红外辐射强度仪器、红外相机、热像仪及红外光谱仪进行测量时, 还存在标定的问题. 张劲民等<sup>[13]</sup>对固体火箭羽流进行了红外测量实验, 针对  $3 \sim 5 \mu\text{m}$  及  $8 \sim 12 \mu\text{m}$  大气窗口波段, 研制了羽流红外测试系统, 将测量视场范围扩大到整个羽流区域, 即将整个羽流区域作为点光源处理, 对该区域的辐射进行近场测量. 但这种方法将整个辐射区域作为一个点源, 缺少空间分辨能力. Wang 等<sup>[14]</sup>利用 FTIR (Fourier transform infrared spectroscopy) 研究了 3 种火箭固体推进剂的红外辐射特征, 测量过程中, 在视场范围为羽流场的局部小区域, 利用光伏型 InSb 及光导型 MCT 红外探测器对波长  $2 \sim 10 \mu\text{m}$  的波段范围进行测量, 研究了推进剂能量特性对尾焰红外辐射特性的影响. 虽然

限制了视场范围, 具备了空间分辨能力, 但并没有对羽流中更多的点进行测量. 为了满足国防建设的迫切需求, 建立羽流红外辐射的测量标准变得越来越紧迫.

本文采用 JF-14 激波风洞模拟了飞行器尾焰红外辐射特征, 采用单元型 InSb 红外探测器对  $2.7$  和  $4.3 \mu\text{m}$  的窄波段进行了红外测量. 在限制视场的同时, 对尾流的多个小区域进行了测量. 同时, 利用黑体对测量结果进行了定标.

## 1 实验系统

### 1.1 JF-14 激波风洞

实验利用 JF-14 高温燃气激波风洞产生尾喷焰进行了尾焰辐射特性研究. JF-14 激波风洞采用氢氧爆轰驱动方式, 能产生与冲压发动机组分和热力条件相同的高温燃气, 可以进行尾喷焰的辐射特性测试研究. JF-14 激波风洞装置如图 1 所示, 由爆轰驱动段、被驱动段、卸爆段、点火管、喷管、实验段、真空容器段、真空泵组组成. 设备总长为  $42 \text{ m}$ , 激波管长为  $31 \text{ m}$ , 实验段与真空罐总长为  $10 \text{ m}$ , 直径为  $1 \text{ m}$ , 激波管内径为  $224 \text{ mm}$ , 喷管出口直径为  $300 \text{ mm}$ , Mach 数为  $5.5$ , 稳定辐射时间为  $15 \text{ ms}$ .

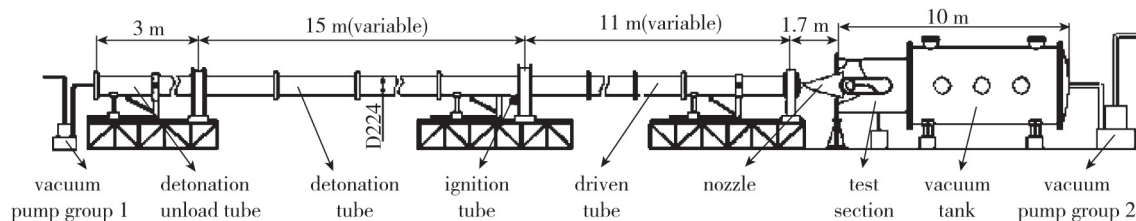


图 1 JF-14 高温燃气激波风洞

Fig. 1 JF-14 high temperature gas shock wave wind tunnel

### 1.2 测量装置

尾焰是飞行器发动机喷射的高温、高速气流, 主要成分为  $\text{CO}_2$ ,  $\text{N}_m\text{O}_n$ ,  $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{CO}$  等. 在  $4.3$  和  $2.7 \mu\text{m}$  大气窗口中, 起主要贡献的成分是  $\text{CO}_2$ ,  $\text{H}_2\text{O}$  分子. 本实验测量了  $4.3$  和  $2.7 \mu\text{m}$  的尾焰红外辐射. 实验中采用 InSb 单元型红外探测器, 响应波段范围为  $1 \sim 5 \mu\text{m}$ , 光敏单元直径为  $2 \text{ mm}$ . 采用液氮低温制冷. 在探测器前分别加  $(2.7 \pm 0.081) \mu\text{m}$  和  $(4.3 \pm 0.12) \mu\text{m}$  窄带滤光片. 图 2 为实验测量系统示意图, 物距为  $700 \text{ mm}$ , 透镜口径为  $1 \text{ in}$ , 焦距为  $f_{4.3} = 107 \text{ mm}$ ,  $f_{2.7} = 103 \text{ mm}$ . 根据成像公式:

$$1/u + 1/v = 1/f \quad (1)$$

可以得到像距, 并确定探测器的位置. 图 3 为测量系统实物图. 测量前用黑体对 InSb 定标, 标准黑体采用 Infrared Systems Development 公司生产的 IR-564. 温度范围为  $0 \sim 1200 \text{ }^\circ\text{C}$ .

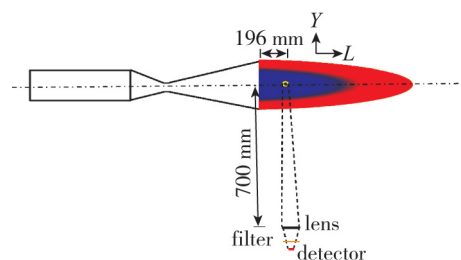


图 2 测量系统示意图

Fig. 2 Schematic diagram of measurement system

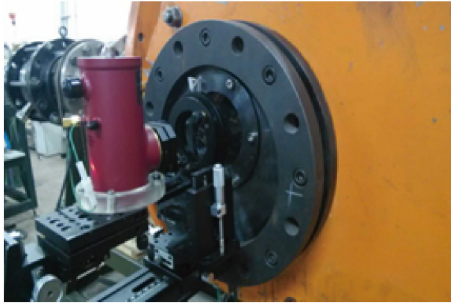


图 3 测量系统实物图  
Fig. 3 Measurement system

1.3 定标与测量实验

1.3.1 定标实验

定标光路与实际测量光路一致, 即原位定标. 黑体口径选取 1 in, 图 4 为原位定标原理图, 探测单元面积  $a=3.14 \text{ mm}^2$ , 探测器能接收到的有效光源面积  $A=a/\gamma^2$ , 其中,  $\gamma=v/u$  为成像放大率. 由物像关系得:  $A_{4.3}=96.44 \text{ mm}^2$ ,  $A_{2.7}=105.51 \text{ mm}^2$ , 探测器接收到的辐射功率可以由公式(2)得到:

$$\Phi = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} AB_{\lambda} \cos\theta \frac{S}{L^2} d\lambda \quad (2)$$

其中,  $B_{\lambda}$  为黑体辐射光谱辐亮度.

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

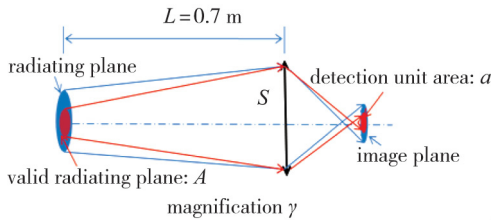


图 4 原位定标原理图  
Fig. 4 Schematic diagram of in situ calibration

在近轴条件下,  $\theta=0$ , 可以通过数值积分计算得到波段内的辐亮度. 实验中用到 4.3 和 2.7  $\mu\text{m}$  滤光片, 4.3  $\mu\text{m}$  带宽为 120 nm, 积分区间为 4.24 ~ 4.36  $\mu\text{m}$ ; 2.7  $\mu\text{m}$  带宽为 81 nm, 积分区间为 2.6595 ~ 2.7405  $\mu\text{m}$ . 利用标准黑体进行定标, 温度范围为 50 ~ 1200  $^{\circ}\text{C}$ , 温度间隔为 50  $^{\circ}\text{C}$ . 图 5 为原位定标结果. 从图中可以看出, 在整个温度范围内,  $u-\Phi$  为指数关系. 在相同输出电压下, 2.7  $\mu\text{m}$  比 4.3  $\mu\text{m}$  对应的辐射功率要大, 这主要是由红外探测器的光谱响应特征造成的. 如图 6 所示, 探测器对 4.3  $\mu\text{m}$  处的光谱响应要强于 2.7  $\mu\text{m}$  处.

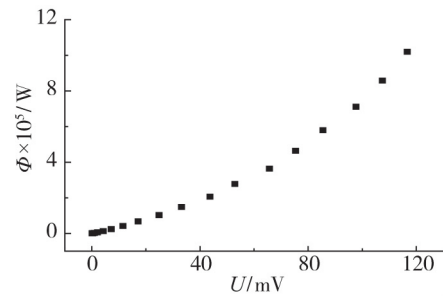
根据实测尾焰红外辐射强度范围, 选定图 5 中与实测辐射范围相对应的局部定标数据, 并近似为一条直线进行拟合. 最终选定定标曲线中低辐射区的 7 个点进行直线拟合, 拟合结果如图 7 所示. 实验将根据  $u-\Phi$  的直线关系反演得到红外辐射功率  $\Phi$ . 在近轴条件下, 根据公式(2)可以得到:

$$\Phi = A\Omega W$$

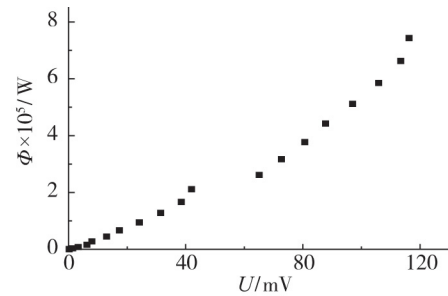
其中,  $\Omega=S/L^2$ , 为立体角,  $W = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} B_{\lambda} d\lambda$ , 为波段辐亮度(单位:  $\text{W}/(\text{sr}\cdot\text{m}^2)$ ), 则:

$$W = \Phi/A\Omega$$

进而得到波段辐亮度, 光谱辐亮度近似为:  $B_{\lambda_0} = W/(\lambda_2-\lambda_1)$  (单位:  $\text{W}/(\text{sr}\cdot\text{m}^2\cdot\mu\text{m})$ ), 其中,  $\lambda_0 = (\lambda_1 + \lambda_2) / 2$ .



(a) 2.7  $\mu\text{m}$



(b) 4.3  $\mu\text{m}$

图 5 原位定标结果

Fig. 5 Results of in situ calibration

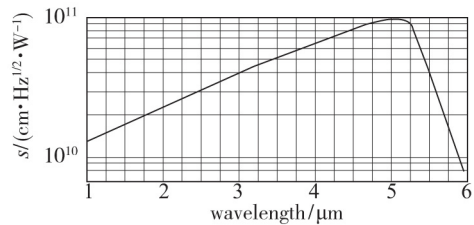


图 6 探测器光谱响应曲线

Fig. 6 Spectral response curve of detector

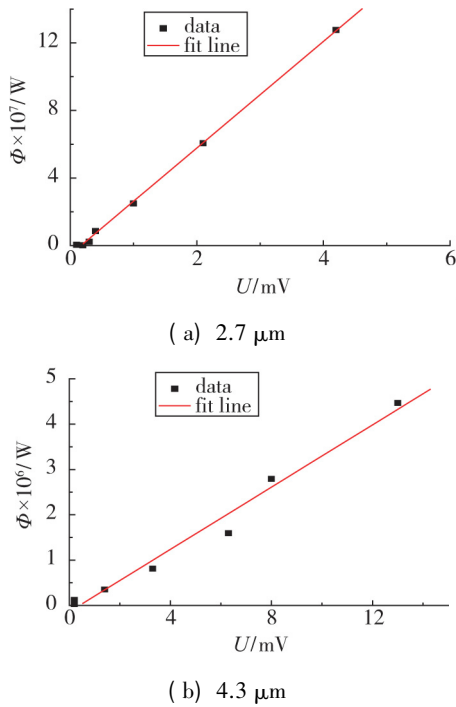


图7 定标直线  
Fig. 7 Calibration lines

### 1.3.2 辐射测量实验

JF-14 激波风洞模拟高空稀薄大气中的飞行器的尾焰喷流持续时间约为 15 ms, 15 ms 后的实验段高温气体将变得紊乱而不能模拟飞行器的尾焰. 因此为了捕捉到有用信号, 采用示波器上升沿外触发的方式进行采集, 即利用被驱动段尾部压力传感器输出的压力信号作为触发源来触发示波器进行采集, 示波器的采集频率设为 5 kHz, 采集时间为 200 ms, 负延时为 35 ms. 图 8 为实验测得的 4.3  $\mu\text{m}$  波段 20~80 ms 时段的原始数据, 其中红色连线图表示红外探测器的输出电压信号, 蓝色为被驱动段尾部的压力信号. 从图中可以看出, 从第 35 ms 开始, 被驱动段末端出现压力骤然上升, 这时激波刚刚到达被驱动段末端, 随后迅速下降, 探测器的电压输出信号跟着上升下降. 当激波启动压力信号骤然上升时, 探测器的电压信号并没有马上上升, 大约延时 0.6 ms 后才上升, 这是因为探测器是对真空罐段的光辐射响应, 高温高压气流需要经过约 0.6 ms 的时间才能从被驱动段末端到达探测器测量位置. 35~50 ms 气流压力处于较平稳区, 这正是实验需要测量的稳定喷焰部分. 激波启动 0.6 ms 后, 电压信号出现一个尖峰, 这代表激波引起的红外辐射, 之后电压信号又出现一个比较宽的峰, 而后趋于平稳, 这个宽峰可能仍然是激波对高温高压气流

红外辐射的扰动. 真正代表稳定尾喷焰辐射的区间应该为 40~50 ms, 大概 10 ms 的时间范围.

图 9 为红外探测器对相同测量位置 2.7  $\mu\text{m}$  与 4.3  $\mu\text{m}$  测量结果的对比, 很明显探测器的输出电压在 4.3  $\mu\text{m}$  时高于 2.7  $\mu\text{m}$  的值, 这除了与探测器的光谱响应有关外, 还与尾焰的温度有关. 本实验尾焰的温度不能直接去测量, 只能通过计算得到. 用 4.3  $\mu\text{m}$  等效辐射的黑体温度估算, 尾焰的温度在 600 K 左右. 而根据黑体辐射的最大辐射波长计算公式:  $\lambda_m = 2897.8/T$  来计算, 600 K 时,  $\lambda_m = 4.8 \mu\text{m}$ , 因此温度 600 K 时, 4.3  $\mu\text{m}$  处辐射比较强, 而 2.7  $\mu\text{m}$  处较弱.

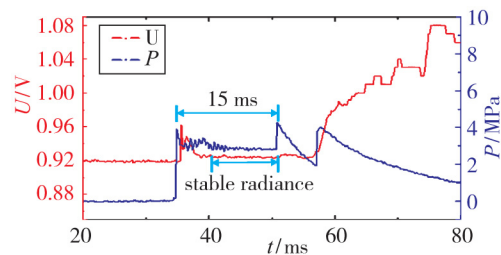


图8 实验数据  
Fig. 8 Experiment data

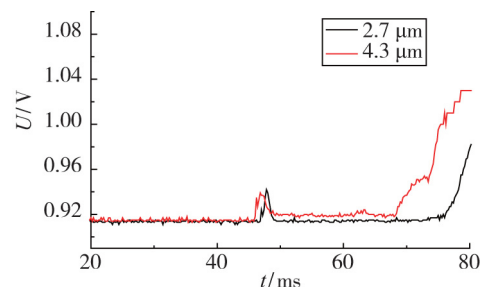


图9 4.3  $\mu\text{m}$  与 2.7  $\mu\text{m}$  对比  
Fig. 9 Comparison between 4.3  $\mu\text{m}$  and 2.7  $\mu\text{m}$

在激波风洞真空罐段靠近喷嘴处有一直径为 265 mm 可旋转的圆盘, 其旋转轴线与喷焰的中心轴线垂直相交. 交点距喷嘴为 196 mm. 圆盘上有一直径 100 mm 的  $\text{CaF}_2$  窗口, 可以进行尾焰的辐射测量.  $\text{CaF}_2$  窗口圆心与圆盘旋转中心并不重合, 通过旋转圆盘可以对尾焰的多个点进行测量. 为了标记测量位置, 将圆盘轴线与喷焰中心轴线的交点确定为直角坐标系的 (0, 0) 点, 如图 2 所示, 沿喷焰轴方向为  $L$  方向, 垂直轴方向为  $Y$  方向. 实验分别沿  $L$  方向和  $Y$  正方向进行了多次测量.

#### (1) 沿 $Y$ 方向测量

如图 10 所示, 尾焰在  $Y$  方向是沿中心轴对称的, 本实验沿  $Y$  方向只测量了对称轴之上的部分.

图 10( a ) , ( b ) 为沿  $Y$  方向  $4.3 \mu\text{m}$  波段辐亮度与光谱辐亮度的测量情况. 共测量了 6 次, 5 个位置点, 行程为 45 mm. 沿  $Y$  方向  $4.3 \mu\text{m}$  波段辐亮度的均值为  $11.55 \text{ W} \cdot \text{sr}^{-1} \cdot \text{m}^{-2}$ , 光谱辐亮度的均值为  $96.22 \text{ W} \cdot \text{sr}^{-1} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \mu\text{m}^{-1}$ , 相对标准差为 9.6%. 从图中可以看到, 在行程 45 mm 内, 并没有明显的变化

规律. 由于实验条件所限, 沿  $Y$  方向  $2.7 \mu\text{m}$  波段只测量了 3 个点, 如图 10( c ) , ( d ) 所示, 波段辐亮度的均值为  $1.27 \text{ W} \cdot \text{sr}^{-1} \cdot \text{m}^{-2}$ , 光谱辐亮度的均值为  $15.72 \text{ W} \cdot \text{sr}^{-1} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \mu\text{m}^{-1}$ , 其相对标准差为 81.4%.  $2.7 \mu\text{m}$  信号比较微弱, 相对于  $4.3 \mu\text{m}$  测量误差较大.

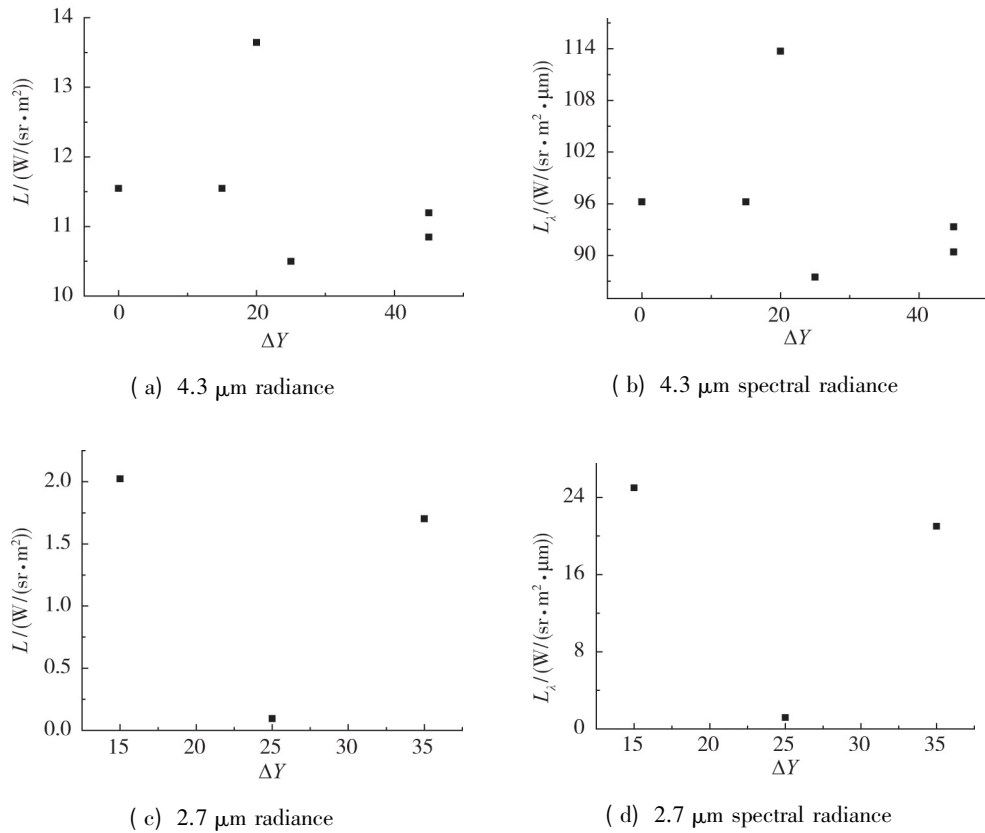


图 10 沿  $Y$  方向测量结果

Fig. 10 Measurements for  $Y$  direction

(2) 沿  $L$  方向测量

沿  $L$  方向  $4.3 \mu\text{m}$  波段共测量了 7 个位置点, 行程为 110 mm, 如图 11( a ) , ( b ) 所示. 波段辐亮度的均值为  $13.79 \text{ W} \cdot \text{sr}^{-1} \cdot \text{m}^{-2}$ , 光谱辐亮度均值为  $114.88 \text{ W} \cdot \text{sr}^{-1} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \mu\text{m}^{-1}$ , 相对标准差为 16.7%. 沿  $L$  方向, 在 110 mm 行程范围内,  $4.3 \mu\text{m}$  越靠近喷口, 辐亮度越大.  $4.3 \mu\text{m}$  沿  $Y$  方向的辐射只有 9.6% 的相对偏差, 而  $L$  方向为 16.7%, 这也说明了沿  $L$  方向具有较明显的梯度趋势. 沿  $L$  方向  $2.7 \mu\text{m}$  波段共测量了 5 个位置点, 行程为 110 mm, 如图 11( c ) , ( d ) 所示. 波段辐亮度均值为  $1.11 \text{ W} \cdot \text{sr}^{-1} \cdot \text{m}^{-2}$ , 光谱辐亮度均值为  $13.64 \text{ W} \cdot \text{sr}^{-1} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \mu\text{m}^{-1}$ , 相对标准差为 89.5%. 与  $4.3 \mu\text{m}$  相比,  $2.7 \mu\text{m}$  出现了同样的

趋势: 在行程 110 mm 范围内, 靠近喷口的位置辐射强度变大.

(3) 实验的重复性

实验对部分位置点进行了重复性测量, 由于实验条件所限, 每个位置点重复实验时, 总压及背压不能保证完全一致. 从表 1 可以看到,  $4.3 \mu\text{m}$  波段辐亮度相比于  $2.7 \mu\text{m}$  具有更好的测量重复性.  $4.3 \mu\text{m}$  测量在坐标( 45, 0 ) 位置处其相对标准差达到了 2.2%. 该位置的两次测量的总压及背压相差不多. 在坐标( 0, 50 ) 位置处对  $2.7 \mu\text{m}$  的测量重复性最差, 原因是该处的两次测量辐亮度值都较小, 信号微弱, 信噪比变差, 从而导致测量误差变大.

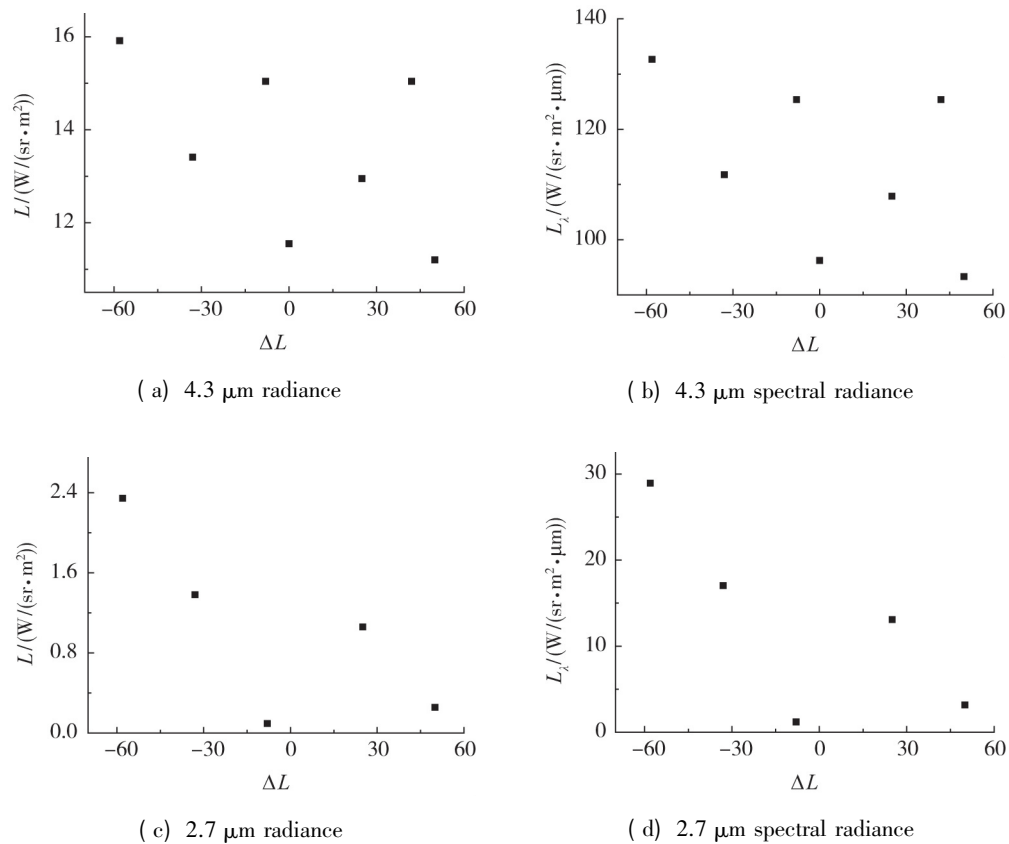
图 11 沿  $L$  方向测量结果Fig. 11 Measurements for  $L$  direction

表 1 实验重复性

Table 1 Experiment repetition

wavelength/ $\mu\text{m}$	radiance/( $\text{W}/(\text{sr}\cdot\text{m}^2)$ )	pressure 1/MPa	pressure 2/Pa	coordinate/mm	mean value	RSE/%
	15.0442	2.245	80			
4.3	9.7981	2.086	87	(0, -33)	13.4121	23.4
	15.3939	2.135	86			
4.3	17.1426	2.058	76	(0, -58)	15.9185	10.9
	14.6944	2.064	96			
2.7	2.6665	2.066	96	(0, -58)	2.3451	19.4
	2.0236	2.052	90			
2.7	0.4163	1.985	65	(0, 50)	0.2556	88.9
	0.0948	1.982	70			
4.3	10.8473	2.035	50			
	11.1971	2.026	53	(45, 0)	11.0222	2.2
	2.345	2.057	220			

## 2 结论

利用 JF-14 高温燃气激波风洞模拟飞行目标羽流红外辐射, 并对羽流辐射场进行测量实验, 分别

得到了沿羽流轴向和垂直于轴向的红外辐射亮度, 得到具有空间分辨的辐亮度分布. 将窄带宽滤光片应用于测量系统, 得到代表  $\text{CO}_2$  和  $\text{H}_2\text{O}$  辐射的 4.3

和  $2.7\ \mu\text{m}$  波段辐亮度及光谱辐亮度. 测量结果表明  $4.3\ \mu\text{m}$ 波段的辐射强度及稳定性均高于  $2.7\ \mu\text{m}$ .

#### 参考文献 (References)

- [1] Harwell K E, Jr Jackson H T, Poslajko F. Comparison of theoretical and experimental spatial distribution of infrared radiation in a rocket exhaust [R]. AIAA 1977-736, 1977.
- [2] Beaulieu M R, Alfriend K T, Jerardi T. Launch detection satellite system engineering error analysis [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1998, 35(4): 487-495.
- [3] Nelson A F. Infrared emission from jet engine exhaust plumes [C]. AIAA 24<sup>th</sup> Aerospace Sciences Meeting, Nevada, 1986: 465.
- [4] Trinks H. Exhaust plumes of scarfed nozzles [C]. 5<sup>th</sup> Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, Seattle, 1990.
- [5] Anderson E W. Intermediate altitude rocket exhaust plumes [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1971, 8(10): 1052-1057.
- [6] Fureby C, Henriksson M, Parmhed O, et al. CFD Predictions of jet engine exhaust plumes [C]. 38<sup>th</sup> Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Seattle, 2008: 3727.
- [7] Parmhed O, Edefur H, Fureby C, et al. Simulating jet exhaust plumes for optical propagation calculations [C]. 45<sup>th</sup> AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, Atlanta, 2014: 2492.
- [8] Boynton F P. Exhaust plumes from nozzles with wall boundary layers [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1968, 5(10): 1143-1147.
- [9] Immer C, Metzger P, Hintze P E, et al. Apollo 12 lunar module exhaust plume impingement on lunar surveyor III [J]. Icarus, 2011, 211(2): 1089-1102.
- [10] Devir A, Lessin A, Cohen Y, et al. Comparison of calculated and measured radiation from a rocket motor plume [C]. 39<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Nevada, 2001: 358.
- [11] Blunck D L, Gore J P. Study of narrowband radiation intensity measurements from subsonic exhaust plumes [J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(1): 227-235.
- [12] Brent A. Radiation measurements and temperature estimates of unsteady exhaust plumes exiting from a turbine driven by pulsed detonation combustion [C]. 51<sup>st</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Texas, 2013: 886.
- [13] 张劲民, 袁华, 刘俊峰. 固体推进剂羽焰红外辐射强度测试技术 [J]. 固体火箭技术, 2004, 27(2): 161-164. Zhang J M, Yuan H, Liu J F. IR measuring technology for solid propellant plume [R]. Journal of Solid Rocket Technology, 2004, 27(2): 161-164 (in Chinese).
- [14] Wang W, Li S, Zhang Q, et al. Infrared radiation signature of exhaust plume from solid propellants with different energy characteristics [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(3): 594-600.

#### 作者简介:

刘立拓(1982-) 男,河北保定,中国科学院力学研究所助理研究员,主要从事高焓化学反应诊断方面的研究. 通信地址:北京市海淀区北四环西路15号(100190). E-mail: liulituo@imech.ac.cn.