中国光学 Chinese Optics 核心期刊

高超声速再入试验的辐射光谱定量测量

余晓娅，刘立拓，李瑞，王同权

引用本文:
余晓娅, 刘立拓, 李瑞, 王同权. 高超声速再入试验的辐射光谱定量测量[J]. 中国光学, 2020, 13(1): 87-94. doi: 10.3788/CO.20201301.0087
YU Xiao-ya, LIU Li-tuo, LI Rui, WANG Tong-quan. Measurements of absolute radiative emissions for supersonic reentry[J]. *Chinese Optics*, 2020, 13(1): 87-94. doi: 10.3788/CO.20201301.0087

在线阅读 View online: https://doi.org/10.3788/CO.20201301.0087

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

飞艇红外探测系统探测高超声速目标性能研究

Detectability of airship infrared detection system to hypersonic vehicle

中国光学. 2016, 9(5): 596 https://doi.org/10.3788/CO.20160905.0596

4m 直径均匀扩展定标光源

4 m extended uniform source for radiometric calibration

中国光学. 2015(5): 823 https://doi.org/10.3788/CO.20150805.0823

基于光电探测的多光谱测温装置

Multi-spectral temperature measuring system based on photoelectric detection

中国光学. 2019, 12(2): 289 https://doi.org/10.3788/CO.20191202.0289

人工触发闪电通道的辐射特性分析

Analysis of radiation evolution characteristics of the artificial triggered lightning channel

中国光学. 2019, 12(3): 670 https://doi.org/10.3788/CO.20191203.0670

Na5[B2P3O13]晶体的紫外-远红外光谱分析

Analysis of ultraviolet-far-infrared spectra of Na5 [B2P3O13] crystal

中国光学. 2019, 12(5): 1118 https://doi.org/10.3788/CO.20191205.1118

文章编号　2095-1531(2020)01-0087-08

高超声速再入试验的辐射光谱定量测量

余晓娅[1†],刘立拓[2*†],李　瑞[1],王同权[1]
(1. 试验物理与计算数学重点实验室,北京 100094;
2. 中国科学院微电子研究所,北京 100024)
† 共同贡献作者

摘要:利用膨胀管对宽度为 45 mm 和 90 mm 的半圆柱模型进行了地球再入高超声速流动试验,再入速度为 8 km/s。试验利用配有 ICCD 相机的光谱仪,测量了具有空间分辨的激波后辐射光谱,光谱范围为 250 ~ 550 nm,得到了沿流体方向的激波辐射轮廓线。分析发现在该光谱范围内辐射主要为 CN(B-X)带系分子光谱。利用卤钨灯对该波段光谱进行定标,得到了激波层辐射的绝对辐射亮度。通过采用两种模型辐射亮度对模型宽度归一化后发现,绕流场高温气体辐射存在较强的自吸收现象,同时观测到了绕流场激波的三维效应。通过实验发现,CN(B-X) $\Delta v = 0$ 带系的 3-3 振动带系 385.2 nm波长位置和 0-0 带系 388.4 nm 波长位置辐亮度之比随着流场靠近模型边缘而逐渐下降,这表明激波层内辐射的动态非平衡特征。

关　键　词:膨胀管;高超声速流动;辐射定量测量
中图分类号:V211.74　　**文献标识码:**A　　doi:10.3788/CO.20201301.0087

Measurements of absolute radiative emissions for supersonic reentry

YU Xiao-ya[1†], LIU Li-tuo[2*†], LI Rui[1], WANG Tong-quan[1]
(1. *Key Laboratory of Experimental Physics and Computational Mathematics*, *Beijing* 100094, *China*;
2. *Institute of Microelectronics*, *Chinese Academy of Sciences*, *Beijing* 100024, *China*)
†These authors contribute equally
** Corresponding author*, *E-mail*: *liulituo@ime.ac.cn*

Abstract: An expansion tube facility was operated using two half-cylinder models with width of 45 mm and 90 mm respectively for producing high-enthalpy flows at the nominal velocity of 8 km/s relevant to Earth reentry. Spatially resolved emission spectroscopy in the wavelength range from 250 nm to 550 nm behind a shock wave was recorded by a spectrometer with ICCD camera. Shock wave stagnation streamline was observed along the flow direction. It is found that the spectrum are dominated by the CN(B-X) violet band. A halogen tungsten lamp was used to realize calibration and the absolute radiation luminance of the shock layer was obtained. By comparing the model widths normalized by two kinds of model radiances, it can be found that there is a strong self-absorption of high temperature gas radiation around the flow fluid. In addition, three-dimensional effect was observed. It can be found that the ratio between spectral radiance at 385.2 nm in the CN(B-X) violet 3-3 band and spectral radiance at 388.4 nm in the CN(B-X) violet 0-0 band is decreasing along the distance to-

收稿日期:2019-09-09;**修订日期:**2019-11-08
基金项目:国家自然科学基金青年项目(No. 61404171)
Supported by National Natural Science Foundation of China Youth Project(No. 61404171)

ward the model edge. The results illuminated that dynamical non-equilibrium features exists in the shock layer along the distance of the model edge.

Key words: expansion tube; hypersonic flow; absolute radiation measurement

1 引 言

高超声速飞行体再入大气层时,其周围空气将被强激波压缩、加热、解离,形成高温高压的绕流场,被加热的空气通过辐射和对流将热量传递给再入体。随着再入速度的增大,辐射传热将变为主要的传热方式[1-4]。而高超声速再入体的热防护系统(Thermal Protection System, TPS)必须能够承受由周围空气强辐射而产生的极高温度[5-7]。因此,研究飞行目标再入时的辐射特性对再入体的热防护设计至关重要。高超声速绕流场辐射特性的实验测量与模拟计算之间仍然存在差距[8-10],需要通过更多的实验研究高超声速绕流场的辐射机理,深入了解高温气体的非平衡辐射过程及自身吸收效应的影响,对模拟计算模型进行修正和检验。

NASA 自上世纪 60、70 年代开始,从利用激波管进行高超声速流场辐射的定量测量到后来利用电弧风洞、等离子体等设备进行高超声速发射光谱测量实验,做了大量的研究工作[11-15]。随着光谱测量技术的不断进步,研究人员开始通过辐射场的光谱定量测量结果研究非平衡辐射特性,通过振动、转动光谱计算振转温度。1996 年,Laurent Labracherie 等利用活塞驱动激波风洞模拟了 Titan 大气再入环境,分析了非平衡辐射特性,得到了转动、振动温度[16]。近些年来,以澳大利亚昆士兰大学为代表的研究团队利用膨胀管获得高达 8 ~ 12 km/s 的来流速度,同时在测量波长范围从紫外波段到可见光波段内,获得了沿激波流线方向绕流场辐射的空间分布[17-20]。而在国内对高超声速辐射测量方面的研究起步较晚。余西龙等利用氢氧爆轰驱动激波风洞测量了二维钝体驻点的紫外发射光谱,气流速度为 5 km/s,在 200 ~ 280 nm 波长范围内观测到了 NO 分子 γ 系、OH A-X 跃迁、N_2^+ B-X 跃迁谱线[21]。杨虹等研究了飞艇对临近空间高超声速目标的红外探测性能,其在短波段 1 ~ 2.5 μm 可探测性最强[22]。孟凡胜等研究了高速再入体的热辐射计算模型,根据 45 km 高度以下实测红外辐射对实验室缩比模型进行了修正[23]。林鑫等利用激波管对高超声速激波波后非平衡辐射进行了测量,激波速度为 6 km/s,拟合得到了 CN 自由基的振动温度和转动温度[24]。到目前为止,国内对高超声速再入辐射测量方面的研究较少,尤其对于利用膨胀管模拟 8 km/s 及以上再入速度辐射特性的研究还未见报道。

本文利用 JF16 爆轰驱动膨胀管,对地球再入高超声速流场辐射进行定量测量,激波速度为 8 km/s,总焓为 36 MJ/kg。文中首先介绍了膨胀管的工作原理和光谱定标过程,获得了光谱绝对辐射亮度,实验中采用两种不同宽度的模型对高超声速绕流场沿激波流线方向的非平衡辐射特性进行了分析,研究了自吸收效应对高温气体绕流场辐射的影响。

2 JF-16 膨胀管工作原理

JF-16 是由中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室于 2008 年建造而成的爆轰驱动膨胀管,目前已能成功获得 10 km/s 的模拟气流速度,稳定时间达 100 μs,可以模拟多种大气再入高超声速实验,其波系结构如图 1 所示。

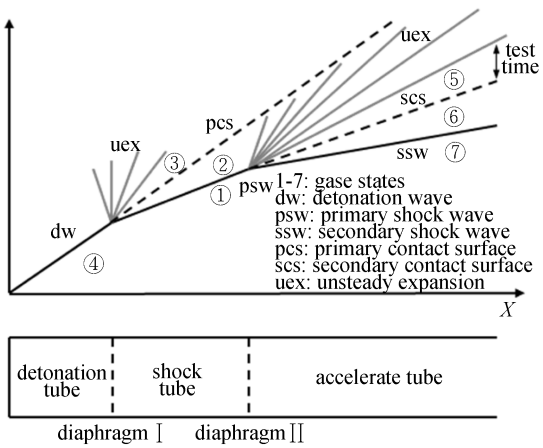


图 1 JF-16 原理示意图

Fig. 1 Principle diagram for JF-16

由图 1 可见,JF-16 由爆轰段、激波管段、加速段组成。当爆轰波冲破膜片 I 时,将驱动激波管段的实验气体压缩,这时主激波形成并传播到②区,②区的实验气体冲破膜片 II 后到达加速段并被继续加速,第二激波(ssw)开始建立。经过非定常膨胀后,②区的气体被加速到达⑤区,形成高焓高速的气流,最终通过喷管膨胀喷出,得到实验所需的高超声速流。

表 1 给出了本实验膨胀管的初始运行参数。其中,实验模拟的激波速度为 8 km/s,总焓值达 36 MJ/kg,这两值均为计算值。

表 1　初始参数和测量条件

Tab. 1　Initial parameters and test conditions

Parameters	Values	Gas
Driver gas pressure/MPa	1.0	H_2, O_2
Test gas/Pa	3000	Air
Acceleration gas/Pa	20	Air
Velocity/km · s^{-1}	8	–
Total enthalpy/MJ · kg^{-1}	36	–

3　光谱测量及定标系统

实验利用 Andor SR500 光栅光谱仪进行光谱采集,光谱仪装配有 ICCD,像素数为 512 pixel × 2 048 pixel,光栅刻线设置为 150 lp/mm,狭缝宽度为 100 μm,测量波段范围为 250 ~ 550 nm。光谱测量及定标系统如图 2 所示,图中上面为测量系统,下面为定标系统。在实验测量中,两电离探针用于检测激波速度,探针 2 能够同时触发光谱仪,光谱仪中的 ICCD 收到触发信号后延时 50 μs 曝光,曝光时间为 1 μs,以确保光谱仪在膨胀管的实验时间内采集数据。在测量系统内,绕流场辐射光穿过石英窗口后,经过反射镜(Mirror 2)、凹面镜(Concave mirror 2)、转像镜(Beam rotator)成像在狭缝位置。转像镜将所成像旋转 90°,使光谱仪能够采集到沿流场轴线方向的光谱。Concave mirror 2 的焦距为 250 mm,放大率为 0.75。凹面镜成像可以消除色差,但当凹面镜与光源角度较大时会带来球差,鉴于此, 在实验中将凹面镜与测量辐射源之间的角度设置为 15°。在定标

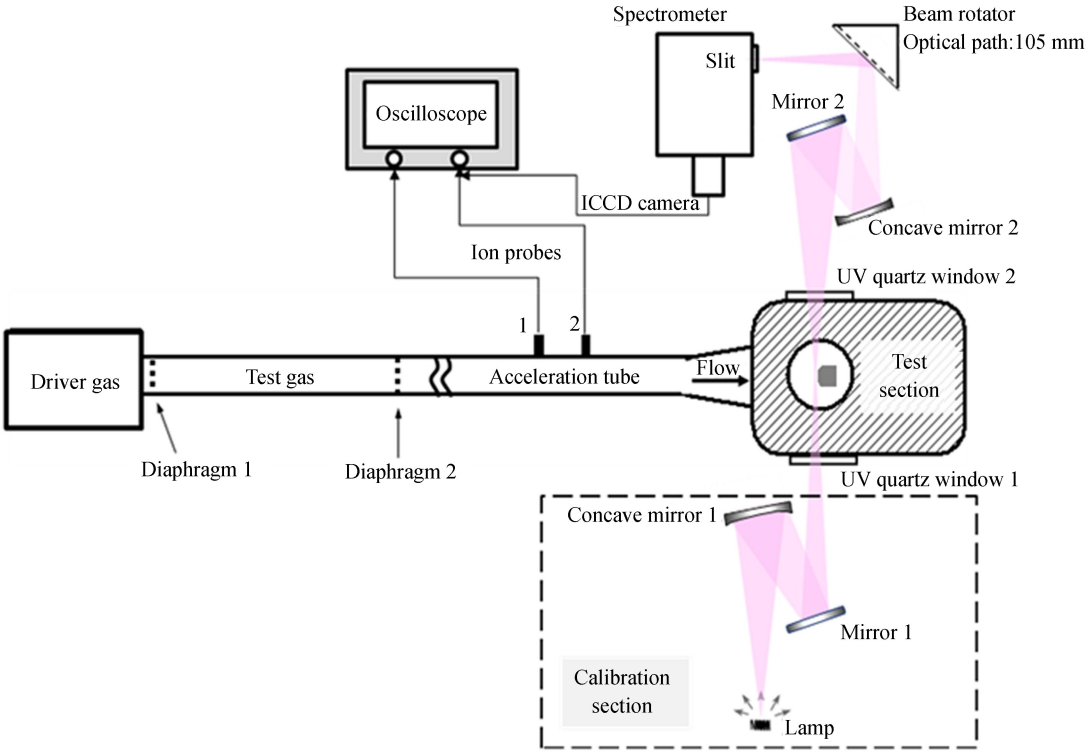


图 2　JF-16 实验测量系统示意图

Fig. 2　Schematic diagram of measurement system in JF-16

系统内,将卤钨灯沿膨胀管轴线方向成像,光谱经过测量系统汇聚于光谱仪狭缝处。Concave mirror 1的焦距为 250 mm,考虑到卤钨灯灯丝的尺寸及光谱仪拍摄的有效区域范围,成像放大率定为1.5,卤钨灯定标波长为 250 ~ 2 400 nm。实验所拍摄的绕流场空间范围由卤钨灯的像来确定。图中两侧的窗口都为 JGS1 紫外增透型石英窗口。

本实验选取的两个模型是宽度 L 分别为 90 mm、45 mm,半径为 18 mm 的半圆柱面,如图 3 所示。其中,模型 1 宽 90 mm,模型 2 宽 45 mm。辐射测量区域近似为长方体,根据放大率及狭缝宽度可算得其截面积 S 为 0.13 mm × 10 mm。

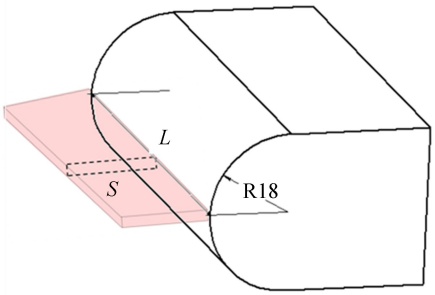


图 3 测量模型

Fig. 3 Test model

本光学系统中的元器件有石英窗口、反射镜、光栅、ICCD 等,这些元器件对不同波长的光谱具有不同的响应和效率。为了消除这种影响,在得到实测光谱的绝对强度后,需要用已知辐射强度的连续光源对光学系统进行定标,本实验用卤钨灯对光学系统进行定标。单像素输出灰度值 $DN_{\lambda p}$ 与单像素接收到的辐射通量 $\Phi_{\lambda p}$ 之间满足公式(1),

$$DN_{\lambda p} = A_{\lambda} \cdot \Phi_{\lambda p} \cdot T, \tag{1}$$

其中 T 为设定的积分时间,A_{λ} 为所要标定的光谱响应系数。$\Phi_{\lambda p}$ 可由公式(2)得到,

$$\Phi_{\lambda p} = E_{\lambda} \cdot S \cdot \cos(\theta)/N, \tag{2}$$

其中 E_{λ} 为标准灯光谱辐照度,是已知量,θ 为 Concave mirror 1 的偏转角度,为 15°,S 为标准光束投射到 Mirror 1 的有效面积,N 为选取的同一波长列的像素数。为了提高定标结果的可靠性,对每列靠近中心的 N 个像素的输出灰度值进行平均,作为该列的输出响应,即 $DN_{\lambda p}$。平均辐射通量 $\Phi_{\lambda p}$ 可根据光学系统及公式(2)来确定。定标结果如图 4 所示,从图中可以看出,1 mJ 辐射能可以产生 1 014 量级的灰度值输出。

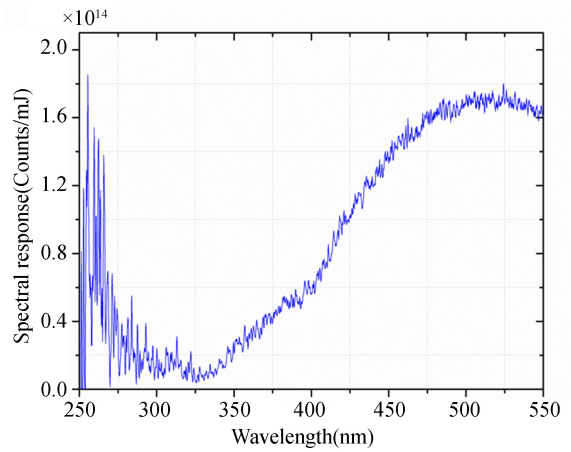


图 4 光谱响应标定结果

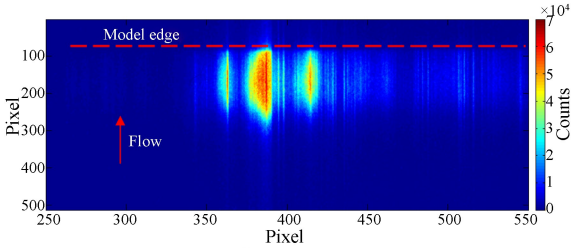
Fig. 4 Calibrated spectral response

4 结果与分析

模型 1 情况下采集到的原始光谱数据如图 5(a)(彩图见期刊电子版)所示。从图中可以看到,当高超声速自由流靠近模型边缘时,自由流速度逐渐减慢直至到达驻点。在这个过程中自由流的动能逐渐转化为气体内能,从而形成高温高压激波层,并产生强烈的辐射。由原始光谱数据和定标结果可以得到激波后气体辐射的绝对光谱辐亮度分布,如图 5(b)(彩图见期刊电子版)所示,纵坐标为来流与模型边缘之间的距离,0 mm 位置为模型边缘,单像素代表的空间分辨率为 23 μm。对比图 5(a)、5(b)可以看出,定标后靠近长波方向的辐射强度减弱,分析认为这是光谱响应曲线在对应波段光谱响应值较大的原因。利用同样方法得到模型 2 的绝对光谱辐亮度分布,如图 5(c)所示,由图 5(c)可知,在辐射特征最强的位置模型 2 的辐射亮度较大。

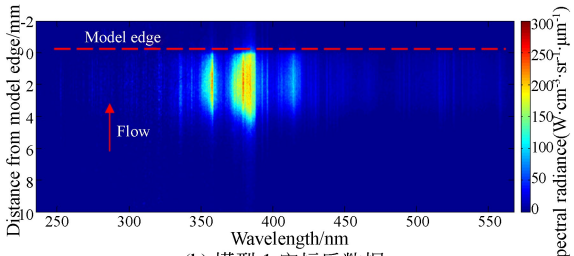
分别选取距离两模型边缘 2 mm 处的光谱数据进行分析。如图 6(a)、6(b)所示,在测量波段范围内,主要为 CN 自由基 CN(B-X)及较弱的 N_2^+、NH 自由基辐射光谱。分析认为氮气分子光谱偏弱的原因,很可能是激波层内极高的温度导

致大部分 N_2 分子解离,解离的 N 原子与 CO_2 解离的 C 原子结合生成 CN 自由基,CN 自由基具有很强的辐射能力[25]。实验中还观测到了 NH 自由基、Ca^+ 的辐射光谱,这两种谱线是干扰谱线,H 原子是驱动段引进的污染,Ca 为膨胀管内杂质。



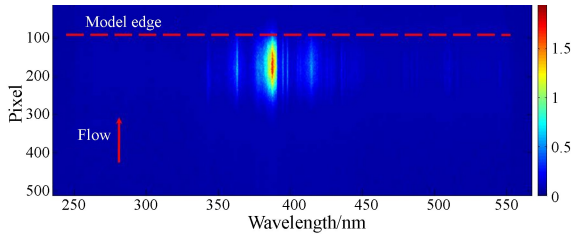
(a) 模型 1 原始数据

(a)Original spectral data of model 1



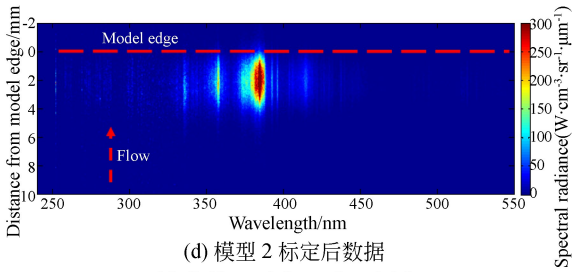
(b) 模型 1 定标后数据

(b) Calibrated data of model 1



(c) 模型 2 原始数据

(c) Original spectral data of model 2



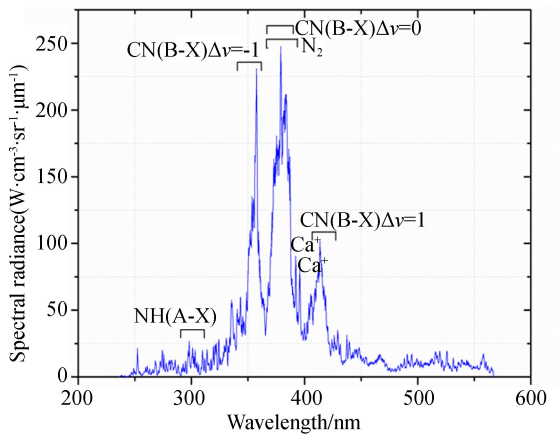
(d) 模型 2 标定后数据

(d) Calibrated data of model 2

图 5　实验光谱数据

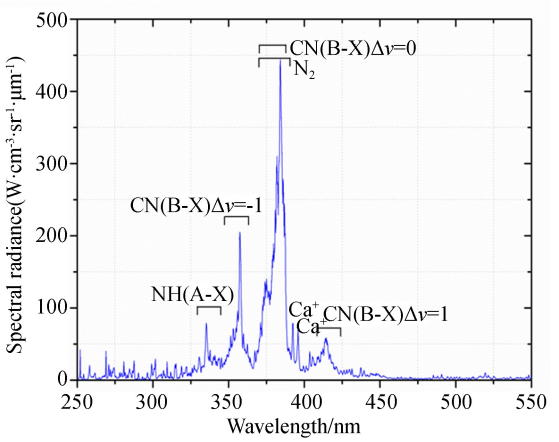
Fig. 5　Spectral data of two models

为了更清楚地比较模型宽度对激波辐射的影响,将辐亮度对模型宽度进行归一化处理。图 7 为模型 1 和模型 2 在距离模型边缘 2 mm 处的光谱辐亮度的比值,波长为 385 ~ 388 nm。从图中可以看出在该波段内,模型 1 对宽度归一化后的辐射亮度小于模型 2。理论上,不考虑自吸收效应的情况下,模型辐亮度是对整个测量路线的积分,即辐射亮度与模型宽度成正比,分别对模型宽度进行归一化后的比值应该接近 1。而在 385 ~ 388 nm 波段内,归一化后的比值介于 0.5 到 0.7 之间,小于 1。说明测量得到的模型辐亮度增加的比例小于宽度增加的比例,证明了激波层内气体存在自吸收效应,高温气体沿着观测路线(模型宽度方向)穿越激波层时,自身会吸收一部分辐射跃迁到高能级,导致辐射减弱。



(a) 模型 1

(a) Model 1



(b) 模型 2

(b) Model 2

图 6　距离模型边缘 2 mm 处光谱辐亮度

Fig. 6　Spectral radiance at the vertical distance of 2 mm from the edge in model 1 and model 2

通过分析沿气流方向光谱绝对辐亮度分布,可以了解激波层内高温气体组分的辐射特性,并能得到激波层非平衡辐射特征随激波流线方向的

变化。本实验分别选取 388.4 nm 和385.2 nm两个波长进行分析,它们分别位于 CN(B-X)的 0-0 和 3-3 振动带系,图 8 所示为模型 1 光谱辐亮度沿激波流线方向的分布情况。当高超声速气流流到距离模型边缘 5 mm 处时,辐射突然增大,之后在距离模型 0 ~ 3 mm 范围内,辐射变化相对平缓,直至到模型壁面骤然下降。从图中可以看出,-2 mm 到 0 mm 模型实体区域内,存在比部分自由流区域更高的辐射亮度,这是由于沿着模型宽度方向靠近模型端面位置存在着激波辐射,即激波层的三维效应。为了估算激波三维效应的强弱,将 -2 mm 到 0 mm 的辐亮度值进行积分,再与整个激波层的总辐亮度进行比较,得到模型 1 在 388.4 nm 和 385.2 nm 处因三维效应产生的辐亮度分别占总辐亮度的 6% 和 7% 。

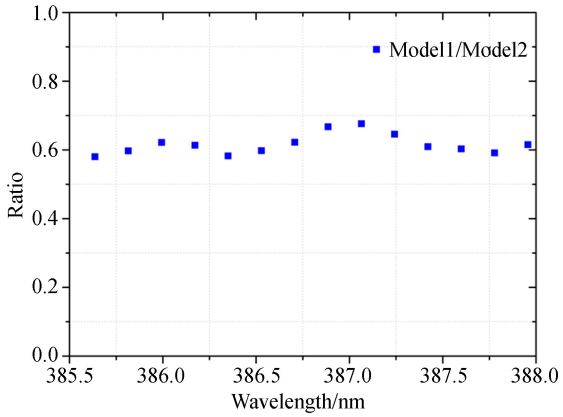


图 7 模型 1 和模型 2 在距离模型边缘 2 mm 处光谱辐亮度比值

Fig. 7 Spectral radiance ratio between model 1 and model 2 at the vertical distance of 2 mm from the edge

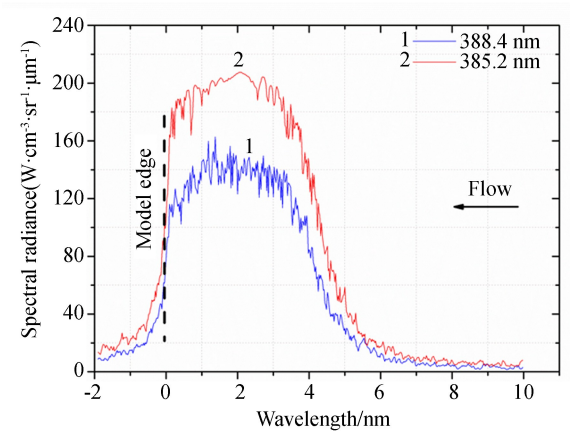
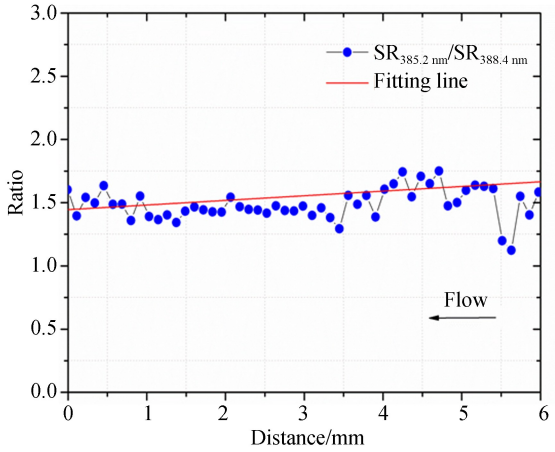


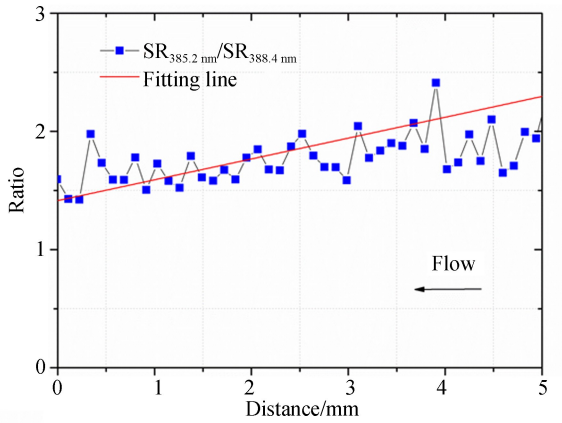
图 8 模型 1 在 388.4 nm 和 385.2 nm 处激波沿流场方向分布

Fig. 8 The shock layer radiance distributions along flow field at the wavelength of 388.4 nm and 385.2 nm for model 1



(a) 模型 1

(a) Model 1



(b) 模型 2

(b) Model 2

图 9 385.2 nm 和 388.4 nm 处光谱辐亮度比值沿模型边缘变化情况

Fig. 9 Spectral radiance ratio between 385.2 nm and 388.4 nm varies along distance from model edge

图 9(a)、9(b)分别为模型 1 和模型 2 在 385.2 nm和 388.4 nm 波长位置辐亮度比值沿流

场方向的变化情况。沿流场方向两模型比值的拟合曲线均有下降趋势。这意味着在来流靠近模型边缘的过程中,流场一直处于动态的非平衡状态。而 388.4 nm 波长位置只与 CN 自由基的转动温度有关,此比值的减小也说明了振动温度与转动温度的差距逐渐拉大,非平衡特征也越来越明显。对于具有较窄宽度的模型 2,由于受自吸收效应影响较小,非平衡辐射特征更加明显。

5　结　论

本文利用 JF-16 膨胀管得到了地球再入激波速度为 8 km/s 的高超声速绕流场辐射光谱相对强度,在波长范围 250 ~ 550 nm 内进行实验发现辐射主要来自 CN(B-X)带系分子光谱。利用卤钨灯对光谱数据进行定标,得到了激波后高温气体绝对辐射亮度及随流场方向的分布情况。

在高超声速绕流场中,激波后高温气体辐射存在自吸收现象。模型的宽度越大,测量时在观测视线方向自吸收效应越明显。同时观测到了绕流场激波的三维效应,估算其三维效应在 388.4 nm和 385.2 nm 波长处分别占总激波层辐射在相应波段的 6% 和 7%。

通过对比分析 CN(B-X) $\Delta v = 0$ 的 0-0 及 3-3 带隙光谱发现了激波层内流动的动态非平衡特征,越靠近模型边缘振动温度与转动温度的差距越大,非平衡特征也越明显。尤其对于宽度较窄的模型,由于受自吸收效应的影响较小,非平衡辐射特征更加明显。

研究地球再入的高超声速辐射特性测量对再入体的热防护设计及提高再入体的生存能力有很大意义,此外,对高超声速目标辐射特性测量的研究可以支撑研究控制高超声速目标的辐射特性,为高超声速目标的红外隐身提供支持。下一步计划研究不同的高超声速激波速度下,自吸收效应对高温气体绕流场辐射的影响。

参考文献:

[1] LIEBHART H, HERDRICH G, FASOULAS S. Advances for radiation modeling for earth re-entry in PARADE: application to the STARDUST atmospheric entry, AIAA-2012-3196 [R]. New orleans, Louisiana: AIAA, 2012.

[2] GRINSTEAD J H, JENNISKENS P, CASSELL A M, *et al.*. Airborne observation of the hayabusa sample return capsule reentry, AIAA -2011-3329 [R]. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2011.

[3] HERMANN T, LÖHLE S, ZANDER F, *et al.*. Characterization of a reentry plasma wind-tunnel flow with vacuum-ultraviolet to near-infrared spectroscopy [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2016, 30(3): 673-688.

[4] PORAT H, MORGAN R G, MCINTYRE T J. Study of radiative heat transfer in Titan atmospheric entry [C]. *Proceedings of 28th International Congress of the Aeronautical Sciences*, Launceston, 2012.

[5] JOHNSTON C O, GNOFFO P A, MAZAHERI A. Influence of coupled radiation and ablation on the aerothermodynamic environment of planetary entry vehicles [J]. *RTO Lecture Series*, *Von Karman Inst. for Fluid Dynamics*, *Rhode-St-Genèse*, *Belgium*, 2013, 218:1-36.

[6] BRANDIS A M, JOHNSTON C O. Characterization of stagnation-point heat flux for earth entry AIAA-2014-2374 [R]. Atlanta: AIAA, 2014.

[7] GUPTA R N. Aerothermodynamic analysis of stardust sample return capsule with coupled radiation and ablation [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2000, 37(4): 507-514.

[8] GNOFFO P A, JOHNSTON C O, KLEB B B. Challenges to computational aerothermodynamic simulation and validation for planetary entry vehicle analysis, NASA RTO-EN-AVT-186 [R]. Washington: NASA, 2010.

[9] JACOBS P, MORGAN R, BRANDIS A, *et al.*. Design, operation and testing in expansion tube facilities for super-orbital re-entry [C]. *STO-AVT-VKI Lecture Series Radiation and Gas-Surface Interaction Phenomena in High Speed Re-Entry* (2013-*AVT*-218). 2013: 5-1-5-65.

[10] JACOBS C M, MCLNTYRE T J, MORGAN R G, *et al.*. Radiative heat transfer measurements in low-density titan atmospheres [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2015, 29(4): 835-844.

[11] HOLLIS B R, STRIEPE S A, WRIGHT M J, *et al.*. Prediction of the aerothermodynamic environment of the huygens

probe. AIAA-2005-4816 [R]. Toronto: AIAA, 2005.

[12] PARK C. Nonequilibrium Air Radiation (NEQAIR) Program: User's Manual, NASA-TM-86707 [R]. Washington: NASA, 1985.

[13] THOMAS G M, MENARD W A. Experimental measurements of nonequilibrium and equilibrium radiation from planetary atmospheres [J]. *AIAA Journal*, 1966, 4(2): 227-237.

[14] GÖKÇEN T. N_2-CH_4-Ar chemical kinetic model for simulations of atmospheric entry to Titan, AIAA-2004-2469 [R]. Portland: AIAA, 2004.

[15] BOSE D, WRIGHT M J, BOGDANOFF D W, *et al.*. Modeling and experimental assessment of CN radiation behind a strong shock wave [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2006, 20(2): 220-230.

[16] LABRACHERIE L, BILLIOTTE M, HOUAS L. Shock-tube analysis of argon influence in Titan radiative environment [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 1996, 10(1): 162-168.

[17] LEWIS S W, MORGAN R G, MCINTYRE T J, *et al.*. Expansion tunnel experiments of earth reentry flow with surface ablation [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2016, 53(5): 887-899.

[18] SHEIKH U A, MORGAN R G, MCINTYRE T J. Vacuum ultraviolet spectral measurements for superorbital earth entry in X2 expansion tube [J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(12): 3589-3602.

[19] SHEIKH U A, JACOBS C, LAUX C O, *et al.*. Measurements of radiating flow fields in the vacuum ultraviolet [C]. *Proceedings of the 29th International Symposium on Shock Waves*, *Springer*, 2013: 653-658.

[20] BRANDIS A M, MORGAN R G, MCINTYRE T J, *et al.*. Nonequilibrium radiation intensity measurements in simulated Titan atmospheres [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2010, 24(2): 291-300.

[21] 杨乾锁,余西龙,姜乃波,等. 激波波后氮分子发射光谱的测量[J]. 流体力学实验与测量,2000,14(3):57-60 + 65.
YANG Q S, YU X L, JIANG N B, *et al.*. Spectral measurement of nitrogen emission behind normal shock wave [J]. *Experiments and Measurements in Fluid Mechanics*, 2000, 14(3): 57-60 + 65. (in Chinese)

[22] 杨虹,张雅声,丁文哲. 飞艇红外探测系统探测高超声速目标性能研究[J]. 中国光学,2016,9(5):596-605.
YANG H, ZHANG Y SH, DING W ZH. Detectability of airship infrared detection system to hypersonic vehicle [J]. *Chinese Optics*,2016, 9(5): 596-605. (in Chinese)

[23] 孟凡胜,熊仁生,刘朝晖. 高速再入体热辐射模型的分析与修正[J]. 光学 精密工程,2006, 14(8):574-578.
MENG F SH, XIONG R SH, LIU CH H. Analysis of hypersonic reentry radiation model [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2006, 14(8): 574-578. (in Chinese)

[24] LIN X, YU X L, LI F, *et al.*. Measurements of non-equilibrium and equilibrium temperature behind a strong shock wave in simulated martian atmosphere [J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2012, 28(5): 1293-1302.

[25] BRANDIS A M, GOLLAN R J, SCOTT M P, *et al.*. Expansion tube operating, conditions for studying nonequilibrium radiation relevant to Titan aerocapture, AIAA-2006-4517[R]. Sacramemto: AIAA, 2006.

作者简介:

余晓娅(1985—),女,河南柘城人,博士,助理研究员,主要从事目标光学特性测量方面的研究。Email: may19850225@ sina. com

刘立拓(1982—),男,河北保定人,博士,主要从事光学检测方面的研究工作。Email: liulituo@ ime. ac. cn