

被动式 FTIR 光谱测试固体推进剂羽流红外辐射特性

孙 美^{1,2}, 许 毅¹, 陈艳虹², 昂 秦², 李 燕²

(1. 西安近代化学研究所, 陕西 西安 710065; 2. 南京理工大学 化工学院, 江苏 南京 210094)

摘 要: 利用加拿大 BOMEN 公司出产的 MR-254 型红外光谱仪, 对固体推进剂羽流的红外辐射特性进行了研究。在分辨率为 4 cm^{-1} 、测试距离为 5 m 的条件下, 实时测得了含铝改性固体推进剂和 NEPE 固体推进剂的红外发射光谱图, 得到了推进剂在 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段内的辐射能数据。采用燃烧产物分子的发射光谱精细结构谱线计算了羽流的温度, 探讨了固体推进剂辐射能和温度的影响因素。实验结果表明, 采用被动式遥感 FTIR 光谱可对固体推进剂羽流进行快速、实时的非接触式测量, 是一种有效的研究手段。

关键词: 红外辐射; 固体推进剂; 羽流; FTIR; 温度

中图分类号: E932.6 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2015)S-0017-06

Infrared radiation characteristics of solid propellant plume by passive FTIR spectrometer

Sun Mei^{1,2}, Xu Yi¹, Chen Yanhong², Ang Qin², Li Yan²

(1. Institute of Xi'an Modern Chemistry, Xi'an 710065, China;

2. School of Chemical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: The infrared radiation property of solid propellant plume was measured by a BOMEN MR-254 infrared spectrometer. At the resolution of 4 cm^{-1} and the testing distance of 5 m between the plume and the spectrometer, the infrared emission spectra of aluminized solid propellant and NEPE solid propellant were recorded in real time. The radiation intensities of the plume vs. combustion time in $3\sim 5\ \mu\text{m}$ band region were obtained by calibrating the original spectra by instrument response function. The temperatures of the propellant plumes were calculated using the molecular fine structure emission spectral lines of the gaseous products released during combustion. Factors influencing the radiant energy and temperature of solid propellant were discussed. The experimental results show that the passive remote sensing FTIR, as a rapid, in situ and non-intrusive technology, can be used to study the infrared radiation characteristics of solid propellant plume in an effective way.

Key words: infrared radiation; solid propellant; plume; FTIR; temperature

收稿日期: 2015-10-21; 修订日期: 2015-11-27

基金项目: 国家自然科学基金(21207066)

作者简介: 孙美(1962-), 女, 研究员, 主要从事固体推进剂特征信号检测与研究。Email: sunm62@sina.com

通讯作者: 李燕(1975-), 女, 副教授, 博士, 主要从事光谱分析、红外探测技术、新型火工药剂技术等方面的研究。

Email: yanli@njust.edu.cn

0 引言

随着制导和反导武器技术的快速发展,飞行器突防性能越来越受到重视,对固体火箭发动机性能综合评估的要求也越来越高。固体火箭发动机在工作过程中形成的羽焰具有明显的特征信号,其红外辐射特性与发动机羽流的结构(形状、尺寸、压力和温度)和固体推进剂的配方有关,羽流的特征信号直接影响导弹的制导和隐身,是推进剂研究的重要课题。固体推进剂羽流的红外辐射主要来源于燃烧产生的凝聚相粒子和气体分子。目前,对固体推进剂羽流红外辐射特性的研究主要集中在数值仿真和实验测试两个方面。在数值模拟方面,通常采用计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)方法计算出精确的羽流场,再结合辐射传输模型求解羽流的辐射特性^[1-3];或在流场计算过程中引入辐射源项,实现流畅计算与辐射传输的耦合求解^[4-5]。

相对于理论计算,羽流红外辐射性能的现场测试技术对于新型固体推进剂配方设计和优化具有不可替代的作用。由于羽流中含有大量能够产生红外辐射的气体分子(HCl、HF、CO₂、H₂O、CO等),这些分子具有明显的红外辐射特征,因此,采用被动式傅里叶变换红外光谱仪(Passive FTIR)测量固体推进剂羽流的辐射特性受到了广泛的关注^[6-9]。该方法具有高通量、高分辨率、不干扰流场及非接触式遥感测量等优点,并且与红外成像^[10-11]及红外辐射计^[12]相比,可以同时记录宽波段内的辐射特性。对羽流温度的测定工作中通常采用热电偶,但热电偶对温度的响应有一定的滞后,且成本较高,气体分子的振转光谱精细结构测温法对燃烧火焰温度进行测定,是目前公认的较为准确的方法,该方法与热电偶测温技术相比,最大的优点是采样速率与光谱仪的时间分辨率一致,在快速扫描状态下可以得到羽流的实时温度数据。

文中利用被动式 FTIR 技术实时采集了两种固体推进剂羽流的红外发射光谱图,并对 3~5 μm 的中红外大气窗口进行了能量积分,对比了不同配方推进剂的能量分布及随时间的变化情况,并根据推进剂燃烧产物中气态分子的发射光谱精细结构计算了羽流的温度变化情况。

1 理论

1.1 FTIR 系统的仪器响应函数^[13-14]

理想黑体的辐射出射度由普朗克函数给出:

$$W(\lambda) = C_1 \lambda^{-5} \left[\exp\left(\frac{C_2}{\lambda T}\right) - 1 \right]^{-1} \quad (1)$$

式中: C_1 为第一辐射常数; C_2 为第二辐射常数; T 为绝对温度, K; λ 为波长; $W(\lambda)$ 为光谱辐射出射度, $W \cdot \text{cm}^{-2} \cdot \mu\text{m}^{-1}$ 。在实际测量中,由于仪器视场角的限制,仅能得到沿仪器视场某一方向单位立体角内的辐射亮度 $L(\nu, T)$, $W \cdot \text{cm}^{-2} \cdot \mu\text{m}^{-1} \cdot \text{sr}^{-1}$ 。

在实际测量中,由于仪器自身元件的热辐射、背景的辐射变化等影响,仪器的探测器对各波段的光谱辐射并不是线性响应的,因此,利用遥感 FTIR 测量羽流等辐射源的光谱能量分布时,首先必须进行仪器的标定,获得仪器的响应函数。

在温度 T 时, FTIR 光谱仪测得的样品的单光束光谱包含着来自各种光源的红外辐射对它的贡献:

$$S(\nu, T) = R(\nu, T) \cdot [\varepsilon(\nu, T) \cdot H(\nu, T) + r(\nu) \cdot I(\nu, T) + B(\nu, T)] \quad (2)$$

式中: $R(\nu, T)$ 为仪器响应函数; $H(\nu, T)$ 为 Planck 函数; $\varepsilon(\nu)$ 为待测对象的发射率; $r(\nu)$ 为样品的反射率; $I(\nu, T)$ 为射到样品上的背景辐射; $B(\nu)$ 为直接射到探测器上的仪器背景辐射; T 为待测样品的绝对温度, K。

一般情况下,待测对象反射的辐射 $r(\nu)I(\nu, T)$ 是很小的,可以忽略,则可得:

$$S(\nu, T) = R(\nu, T) \cdot [\varepsilon(\nu, T) \cdot H(\nu, T) + B(\nu, T)] \quad (3)$$

对于黑体,近似认为其发射率 $\varepsilon(\nu)$ 为 1, 则仪器测得的黑体的单光束光谱为:

$$S_{bb}(\nu, T) = R(\nu, T) \cdot [H(\nu, T) + B(\nu, T)] \quad (4)$$

如果测得背景的单光束光谱 $S_b(\nu, T) = R(\nu, T) \cdot B(\nu, T)$, 就可以求得特定温度下的仪器响应函数:

$$R(\nu, T) = [S_{bb}(\nu, T) - S_b(\nu, T)] / H(\nu, T) \quad (5)$$

1.2 羽流的光谱辐射亮度

获得了仪器响应函数 $R(\nu, T)$ 后就可以对羽流的辐射亮度进行测试,分别采集背景的单光束光谱 $S_b(\nu, T)$ 和羽流的单光束光谱 $S(\nu, T)$, 即可得到羽流的红外辐射亮度 $L(\nu, T)$:

$$L(\nu, T) = R(\nu, T) \cdot [S(\nu, T) - S_b(\nu, T)] \quad (6)$$

羽流的红外辐射亮度对仪器视场角内辐射源的面积进行积分即可求得羽流的辐射强度 $I(W \cdot \text{sr}^{-1})$ 。

1.3 羽流温度的测定

利用固体推进剂燃烧气体产物的光谱精细结构

计算羽流的温度,计算公式如下^[15-16]:

$$\ln[J\nu_0^4/I]=A[J(J\pm 1)]+B \quad (7)$$

式中: J 为谱线的下态转动量子数; ν_0 为谱线的中心频率, cm^{-1} ; I 为谱线的相对强度; A 为 $\ln[J\nu_0^4/I]$ 与 $J(J\pm 1)$ 拟合直线的斜率; B 为拟合直线在纵坐标上的截距。当所选取的精细结构谱线为分子发射光谱的R-分支时, $J(J\pm 1)$ 的符号取+;当所选取的精细结构谱线为分子发射光谱的P-分支时, $J(J\pm 1)$ 的符号取-。

从测得的气体分子发射光谱的R-或P-分支精细结构光谱可以拟合出 $\ln[J\nu_0^4/I]$ 与 $J(J\pm 1)$ 的线性方程图,求得直线的斜率 A ,即可得到固体推进剂的羽流温度:

$$T=hcB_v/kA \quad (8)$$

式中: h 为Planck常数; c 为光速; k 为Boltzmann常数; B_v 为气体分子的转动常数; T 为气体的绝对温度,K。

2 实验

2.1 样品准备

使用直径为50 mm的标准发动机,单孔管装药,所研究的推进剂分别为含铝改性推进剂和NEPE推进剂。装药长度120 mm,外径45 mm,内径8 mm,单端包覆,发动机自由装填。用6 g黑火药点火,工作压力设计为7 Mpa,所研究的固体推进剂样品制成长36 mm、直径20 mm的实心药柱。

含铝推进剂的配方为:硝化棉(NC)35%,硝化甘油(NG)25%,Al粉3%,苯二甲酸二乙酯(DEP)3%,RDX 30%,其他2%。

NEPE推进剂的配方为:硝化甘油(NG)9%,聚乙二醇(PEG)6%,丁三醇三硝酸酯(BTTN)9%,Al粉5%,HMX28%,AP40%,其他3%。

2.2 实验方法

采用ABB BOMEN公司的MR-254型红外光谱仪测量推进剂羽流的辐射性能,羽流红外辐射特性测试实验布局如图1所示。光谱仪的视场对准发动机喷口轴线位置1 m处,光谱仪与羽流之间距离为5 m。光谱仪采用连续快速扫描方式,光谱分辨率设为 4 cm^{-1} ,光圈为1.1 mm,光谱测试范围为 $1\ 000\sim 4\ 500 \text{ cm}^{-1}$ 。

实验前先将红外光谱仪瞄准羽流火焰区的轴线位置,通过望远镜调整仪器的角度,使羽流火焰能

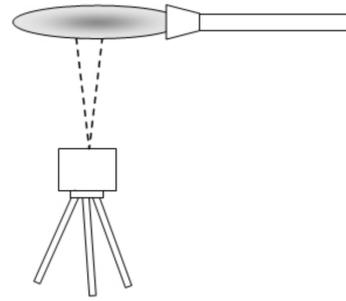


图1 推进剂羽流辐射特性的实验室测试系统

Fig.1 Experimental setup for radiation measurement of propellant plume

够充满仪器的视场并能清晰成像。启动发动机点火,光谱仪同步记录羽流的单光束光谱,经仪器响应函数校正后即可进行羽流辐射亮度、辐射强度和羽流温度的计算。

3 结果与讨论

3.1 固体推进剂燃烧的红外光谱辐射亮度分布

实验获得了含铝改性推进剂和NEPE推进剂的红外发射光谱图,经过仪器响应函数校正后,分别得到了各个燃烧时刻的辐射亮度分布图。含铝改性推进剂的燃烧持续了大约0.65 s,共收集到10张有效谱图,如图2(a)所示,NEPE推进剂的燃烧持续了大

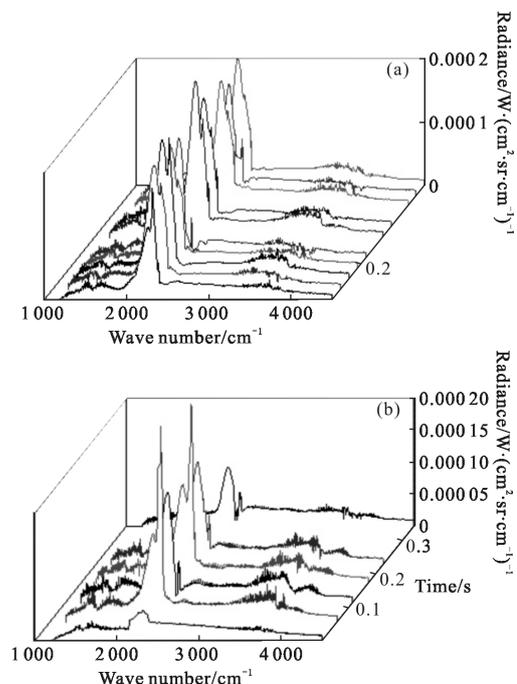


图2 含Al推进剂和NEPE推进剂的光谱辐射亮度随时间的变化三维图

Fig.2 Mapping of infrared radiance of Aluminized and NEPE propellant vs combustion time

约 0.35 s,共收集到 6 张谱图,如图 2(b)所示。

图 3(a)为含铝改性推进剂燃烧进行到第 0.057 s 时的光谱辐射亮度图,图 3(b)为 NEPE 推进剂燃烧进行到第 0.173 s 时的光谱辐射亮度图。从图 3 可以清楚地看出,两种固体铝推进剂燃烧后均有大量气体产物出现,主要是 CO_2 、 H_2O 、 CO 等,谱图中可以观察到各个产物的发射带。2240、2280 和 2390 cm^{-1} 为 CO_2 的红外发射光谱带。 H_2O 蒸汽的发射光谱在 $3\ 800\sim 3\ 200\text{ cm}^{-1}$ 范围内,其中以 $3\ 615\text{ cm}^{-1}$ 为中心峰位, $3\ 610\sim 3\ 230\text{ cm}^{-1}$ 范围内为 P 分支, $3\ 800\sim 3\ 620\text{ cm}^{-1}$ 为 R 分支; NO 和 NO_2 分子的谱峰位于 $1\ 615\text{ cm}^{-1}$ 、 $1\ 900\text{ cm}^{-1}$,但由于受到 CO 峰的干扰,其表现很杂乱。此外,NEPE 固体推进剂燃烧产物中还出现了 HCl 分子的发射光谱(如图 3(b)所示), HCl 分子的谱峰位于 $3\ 150\sim 2\ 450\text{ cm}^{-1}$ 范围内,其中以 $2\ 885\text{ cm}^{-1}$ 为中心峰位, $2\ 450\sim 2\ 885\text{ cm}^{-1}$ 范围内为 P 分支, $2\ 885\sim 3\ 150\text{ cm}^{-1}$ 为 R 分支。

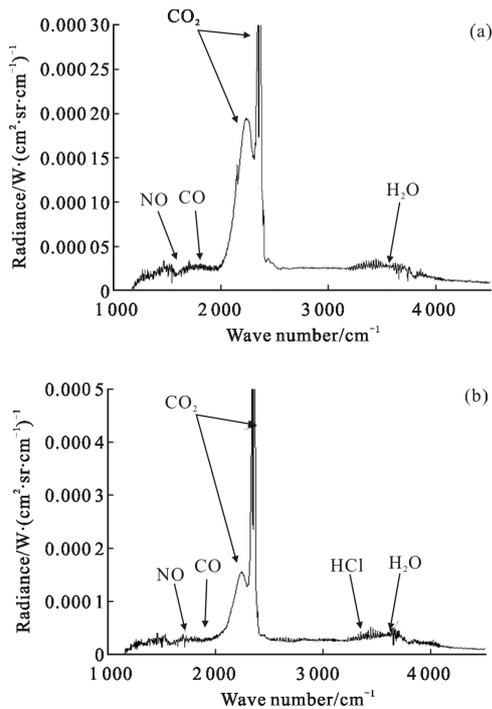


图 3 含 Al 推进剂和 NEPE 推进剂的红外辐射亮度图

Fig.3 Infrared radiance of Aluminized propellant and NEPE propellant

3.2 推进剂羽流的辐射能及其随时间的变化

将羽流的辐射亮度对一定测试波段进行积分,可以得到推进剂在不同波段范围内的辐射亮度。然而, $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段范围内红外辐射能量的变化才是推

进剂研究者十分关心的问题,对这一波段范围内推进剂的光谱辐射亮度进行积分,得到了仪器视场内羽流的积分辐射能量曲线,如图 4(a)和图 4(b)所示。在 $2\ 000\sim 3\ 333\text{ cm}^{-1}$ ($3\sim 5\ \mu\text{m}$) 波段范围内,两种推进剂羽流在仪器视场内的总辐射强度分别为 127.8 W/sr 和 52.7 W/sr 。

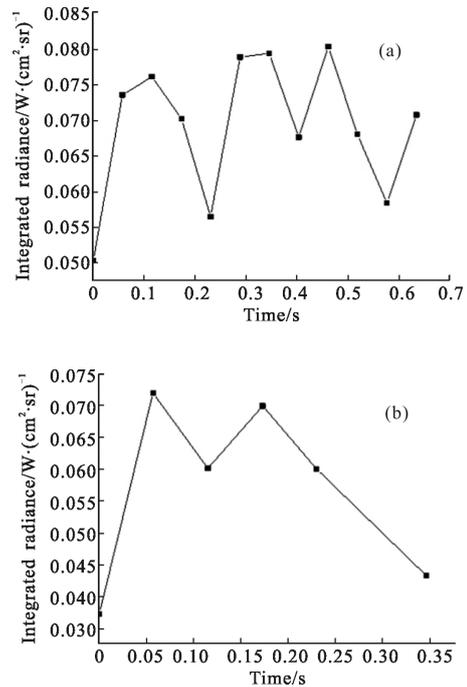


图 4 推进剂在波段范围内 ($2\ 000\sim 3\ 333\text{ cm}^{-1}$) 的辐射亮度积分图
Fig.4 Integrated radiance of propellant plume in $2\ 000\sim 3\ 333\text{ cm}^{-1}$

该实验中,仪器与推进剂羽流之间的距离为 5 m ,测得的辐射能数据仅仅是仪器视场内羽流的辐射能,羽流的整体辐射能数据可以在加大测试距离的条件下,使全部羽流处于仪器视场内进行测试,相关的外场测试工作正在进行中。

3.3 推进剂羽流的温度及气体产物浓度的计算

从图 3(a)所示的含铝改性推进剂羽流的红外发射光谱图可以看出, H_2O 是推进剂羽流的一种主要成分,燃烧后它以气体的形态出现, H_2O 分子的发射光谱精细结构出现在图中 $3\ 800\sim 3\ 200\text{ cm}^{-1}$ 的范围内,其中 $3\ 610\sim 3\ 230\text{ cm}^{-1}$ 范围内为 P 分支, $3\ 800\sim 3\ 620\text{ cm}^{-1}$ 为 R 分支。根据羽流中 H_2O 谱线 P 分支谱线精细测量值,利用分子振转光谱测温法^[15-16]即可得出各个时刻推进剂羽流的温度,如图 5(a)所示。从 NEPE 推进剂羽流的红外发射光谱图(图 3(b))可知,除 H_2O 是主要产物外,该推进剂的发射光谱中还出现了 HCl

的发射谱带, HCl 分子的发射光谱谱带位于 $3\ 150\sim 2\ 450\ \text{cm}^{-1}$ 范围内, 其中以 $2\ 885\ \text{cm}^{-1}$ 为中心峰位, $2\ 450\sim 2\ 885\ \text{cm}^{-1}$ 范围内为 P 分支, $2\ 885\sim 3\ 150\ \text{cm}^{-1}$ 为 R 分支。根据羽流中 HCl 谱线 R 分支谱线测量值, 利用分子振转光谱测温法即可得出各个时刻推进剂羽流的温度, 如图 5(b) 所示。

由图 5 可见, 含铝改性推进剂羽流的最高温度和平均温度均高于 NEPE 推进剂, 含铝改性推进剂羽流的最高温度为 $2\ 011.5\ \text{K}$, NEPE 推进剂羽流的最高温度为 $1\ 721.4\ \text{K}$, 含铝改性推进剂羽流的平均温度约为 $1\ 764.4\ \text{K}$, NEPE 推进剂羽流的平均温度约为 $1\ 513.3\ \text{K}$ 。

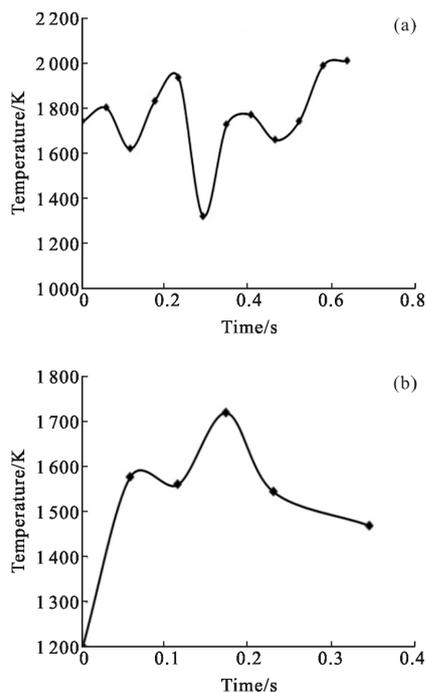


图 5 含铝改性推进剂和 NEPE 推进剂的羽流温度曲线

Fig.5 Plume temperature curves of Aluminized propellant and NEPE propellant

4 结论

文中利用 MR254 型红外光谱仪对两种固体推进剂羽流进行了实时、原位、非接触式的测试, 得到了固体推进剂羽流的红外辐射特性, 并进行了羽流温度的理论计算。对所述的含铝改性推进剂和 NEPE 推进剂来说, 在 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段范围内, 两种推进剂羽流在仪器视场内的总辐射强度分别为 127.8 和 $52.7\ \text{W}/\text{sr}$, 羽流的平均温度分别为 $1\ 764.4\ \text{K}$ 和 $1\ 513.3\ \text{K}$ 。研究结果表

明: 推进剂的燃烧是一种剧烈变化、非稳态的过程, 被动式 FTIR 光谱仪可以在不干扰火焰流畅的前提下, 在宽波段范围内捕捉羽流快速变化的光谱信息, 进而获得羽流的红外辐射特性辐射特性随时间的动态变化过程, 并获得羽流温度和燃烧气态产物的相关信息, 在固体推进剂辐射特性测试中是一种简便、有效的手段。

参考文献:

- [1] Bu Xiangwei, Zhu Xuechang. Numerical simulation of infrared radiation signatures from rocket exhaust plume [J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2011, 312(2): 19–23. (in Chinese) 布向伟, 朱学昌. 火箭发动机尾焰红外辐射特性的数值模拟[J]. *导弹与航天运载技术*, 2011, 312(2): 19–23.
- [2] Jean-Baptiste Dargaud, Julien Troyes, Jean-Michel Lamet, et al. Numerical study of solid-rocket motor ignition overpressure wave including infrared radiation[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30: 164–174.
- [3] Coiro E. Global illumination technique for aircraft infrared signature calculations [J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 50: 103–113.
- [4] Wang Weichen, Wei Zhijun, Zhang Qiao, et al. Influence of aluminum on infrared signature of exhaust plume from solid propellant[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2011, 34(3): 304–310. (in Chinese) 王伟臣, 魏志军, 张峤, 等. 铝粉对固体推进剂羽流红外特性的影响 [J]. *固体火箭技术*, 2011, 34(3): 304–310.
- [5] Wang Weichen, Wei Zhijun, Zhang Qiao, et al. Study on infrared signature of solid rocket motor afterburning exhaust plume [C]//46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2010: 10.2514/6.2010–6847.
- [6] Wang H, Chen D, Wall G, et al. Measurement technology for material emissivity under high temperature dynamic heating conditions[J]. *Measurement*, 2013, 46: 4023–4031.
- [7] Edgar Flores, Klaus Schäfer, John Black, et al. Remote sensing of aircraft exhaust temperature and composition by passive Fourier Transform Infrared (FTIR) [C]//SPIE, 2007, 6745: 67451Q.
- [8] Luo Mingdong, Ji Honghu, Huang Wei, et al. Research on measurement method of mid-IR spectral radiant intensity of exhaust system with FTIR spectrometer [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(9): 1423–1429. (in Chinese) 罗明东, 吉洪湖, 黄伟, 等. 用 FTIR 光谱仪测量排气系统中红外光谱辐射强度的方法 [J]. *航空动力学报*, 2007, 22

- (9): 1423–1429.
- [9] Xia Qing, Zuo Hongfu, Li Shaocheng, et al. Remote passive sensing of aeroengine exhausts using FTIR system [J]. *Spectroscopy and Spectral Analysis*, 2009, 29(3): 616–619. (in Chinese)
夏卿, 左洪福, 李绍成, 等. 航空发动机尾气的 FTIR 被动遥感[J]. 光谱学与光谱分析, 2009, 29(3): 616–619.
- [10] Fan Jinxiang, Yang Jianyu. Development trends of infrared imaging detecting technology [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(12): 3145–3153. (in Chinese)
范晋祥, 杨建宇. 红外成像探测技术发展趋势分析 [J]. 红外与激光工程, 2012, 41(12): 3145–3153.
- [11] Chen Shiguo, Jiang Yong, Fang Haobai, et al. IR radiation imaging test, process and evaluation of jet aeroengine [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(3): 727–731. (in Chinese)
陈世国, 江勇, 方浩百, 等. 喷气发动机红外辐射成像测试、处理与评估 [J]. 红外与激光工程, 2014, 43(3): 727–731.
- [12] Luo Mingdong, Ji Honghu, Huang Wei, et al. Experiment on spectral infrared radiation characteristics of exhaust jet from 2D nozzle of jet aero engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(2): 152–156. (in Chinese)
罗明东, 吉洪湖, 黄伟, 等. 二元喷管热喷流的红外光谱辐射特性实验[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 152–156.
- [13] Ouyang Jianming, Chang Shengli, Shao Fuqiu. Experimental research on remote sensing spectrometer's instrument response function [J]. *Spectroscopy and Spectral Analysis*, 2009, 29(8): 2295–2297. (in Chinese)
欧阳建明, 常胜利, 邵福球. 被动遥测光谱仪仪器响应函数的实验测定研究 [J]. 光谱学与光谱分析, 2009, 29(8): 2295–2297.
- [14] Liu Zhiming, Gao Minguang, Liu Wenqing, et al. The study of instrument response function of FTIR detectors [J]. *Spectroscopy and Spectral Analysis*, 2008, 28(8): 1786–1789. (in Chinese)
刘志明, 高闽光, 刘文清, 等. 傅里叶变换红外光谱仪探测器仪器响应函数研究[J]. 光谱学与光谱分析, 2008, 28(8): 1786–1789.
- [15] Li Y, Wang J D. The real time diagnostics of combustion characteristics of solid propellant by remote sensing FTIR system [J]. *Instrumen Sci & Tech*, 2003, 31: 33–47.
- [16] Zhang L M, Zhang L, Li Y, et al. The application of high time resolved passive FTIR for combustion property study of solid propellant [J]. *Propellants Explosives Pyrotechnics*, 2006, 42(5): 410–414.