

基于红外技术的液体火箭发动机尾焰流场测量研究

王大锐, 张楠

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘要: 利用傅里叶红外光谱仪(FTIR)和热像仪对常规液体火箭发动机尾焰流场红外光谱和图像进行了测量研究。红外光谱检测出了尾焰流场中的主要燃烧产物 H_2O 、 CO_2 以及微量燃烧产物 NO 、 N_2O 。红外图像捕捉到了尾焰流场结构,建立了图像特征与燃烧状态之间的关系。研究表明:红外光谱仪和红外热像仪可对尾焰特征燃烧产物、流场结构进行精确测量,红外技术的应用为发动机工作状态监测提供一种新的分析手段。

关键词: 傅里叶红外光谱仪; 红外热像仪; 液体火箭发动机; 尾焰流场; 状态监测

中图分类号: V43 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201746.0204003

Study of liquid rocket engine plume flow field measurement based on the technology of infrared

Wang Darui, Zhang Nan

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: Fourier infrared spectrometer and thermal imager can be used to measure infrared spectra and image of conventional liquid rocket plume flow field. The infrared spectral of plume flow field was detected, the main products of combustion H_2O , CO_2 , and traces of combustion products NO and N_2O were measured. The plume flow field structure was captured by infrared image, the relationship between the image characteristics and combustion state was set up. The results show that the infrared spectrometer and infrared thermal imager can accurately measure characteristics of plume flow field combustion products, the flow field structure and the application of infrared technology for the engine work condition monitoring provides a new analysis method.

Key words: Fourier transform infrared spectrometer; infrared thermal imager; liquid rocket engine; plume flow field; condition monitoring

收稿日期: 2016-06-05; 修订日期: 2016-07-10

作者简介: 王大锐(1986-), 男, 工程师, 博士, 主要从事液体火箭发动机设计及工作状态监测方面的研究。

Email: wangdarui1986@126.com

0 引言

面对可重复使用飞行器、变推力飞行器、低成本飞行器研制对液体火箭发动机性能、可靠性的需求,发展发动机工作状态监测技术是一条新的研制思路。传统热试车通过对压力、流量、壁面温度等参数测量,得到发动机性能和可靠性参数,而发动机尾焰流场含有的丰富信息(燃烧流场温度、速度、压力、电磁等等)往往无法直接得到。近年来,随着光学测量技术和设备的不断发展,越来越多的光学设备应用在发动机测量领域,相比于传统的接触式测量手段,以红外光谱仪、热像仪为代表的光学测量仪器具有非接触、测量范围大、高分辨率等特点,十分适合液体火箭发动机尾焰流场的测量。

国外很早就对飞行器发动机尾焰进行了大量测量研究,Herget^[1]等人利用红外光谱仪对单台火箭发动机尾焰进行测量,得到了 0.8~3.5 μm 内光谱吸收系数、发射系数、组分特征光谱等参数。Harwell^[2]等人针对火箭发动机燃气底部加热现象,较早地开展了燃气红外特性的测量工作。俄罗斯和平号空间站上曾搭载多种红外和紫外探测设备,用来捕捉飞行器高空排气燃气的辐射特征^[3]。中国对燃气红外特性测量工作起步较晚且存在不足,袁宗汉等^[4]使用 AVIO 公司 TVS-2000ST 热像仪和张小玲等^[5]使用 ABB 公司 MR254 型傅里叶变换红外光谱仪对燃气红外特性进行测量时,由于燃气辐射率较难获得以及燃气与喷管金属辐射率相差过大等原因,造成在信号校准和全场红外特性方面存在缺陷。孙晓刚等^[6]利用一种能同时测量一定空间分布内 6 个点、每个点有 8 个工作波长的多点高温计检测了固体火箭发动机的燃气温度,但此种方法必须掌握发射率和波长之间的函数关系,否则无法求解。张劲民^[7]等研制了燃气红外测试系统,对燃气流场中小区域内辐射情况进行了近场测试,但仍不能表征燃气全场辐射情况。

将红外光谱仪与红外热像仪联合使用,对常规液体推进剂发动机尾焰流场进行了光谱和图像测量,得到了主要的燃烧产物 H₂O、CO₂ 和微量特征产物 NO、N₂O 的特征光谱,尾焰流场结构以及图像特征与发动机工作状态之间的关系。试验结果说明了红外光谱仪、热像仪的非接触、高精度、高分辨率的优势,为发

展发动机工作状态监测技术奠定了良好基础。

1 红外设备测量原理

FTIR 的基本结构主要由四个部分组成:前置光学系统、干涉仪系统、探测器、数据采集及处理系统。FTIR 测量原理是光束进入干涉仪后,分为两束通过动镜、定镜,其中部分光经定镜、动镜反射到分束器,这样两束光呈现一定的光程差,再通过移动动镜,形成干涉图,最终通过将干涉图进行傅里叶余弦变换得到光谱数据。FTIR 的基本结构如图 1 所示。

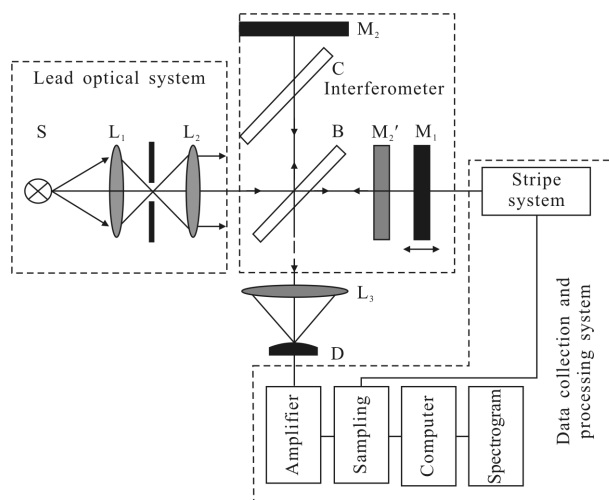


图 1 经典迈克尔逊干涉的 FTIR 结构

Fig.1 FTIR structure of classical Michelson interference

红外热像仪主要由光学镜头、焦平面探测器、数据采集及处理系统组成。红外热像仪的测量原理是被测物体发出红外辐射经过大气传输,由红外光学镜头接收,再将辐射能量传给焦平面探测器,探测器将光信号转为电信号,并传输给仪器信号处理部分,对电信号进行处理得到红外图像,并记录图像数据或者传输给其他设备,测量原理如图 2 所示。

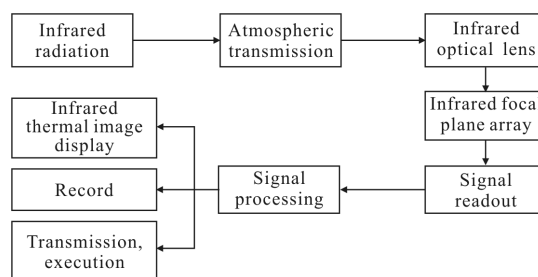


图 2 红外热像仪测量原理

Fig.2 Infrared thermal imager instrument measuring principle

2 尾焰流场红外测量试验

采用 Bruker SIGIS2 光谱仪、英福泰克红外热像仪对某液体火箭发动机尾焰流场进行光谱和图像测量,红外光谱仪和热像仪实物图如图 3、4 所示,试验系统图如图 5 所示。火箭发动机采用常规肼类燃料,仪器摆放位置与尾焰流场轴向方向垂直,距离尾焰轴线 1.7~2.0 m。设置光谱仪参数为:光谱范围为 4 000~600 cm^{-1} ,分辨率为 4 cm^{-1} ,光谱扫描频率

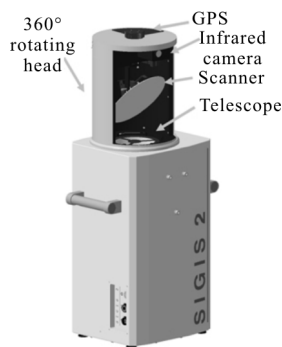


图 3 Bruker SIGIS2 红外光谱仪

Fig.3 Bruker SIGIS2 infrared spectrometer



图 4 英福泰克热像仪

Fig.4 InfraTec thermal imager

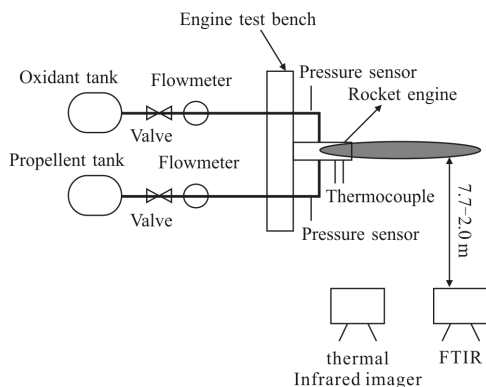


图 5 红外测量试验系统图

Fig.5 Infrared measurement test system diagram

2 张/s;红外热像仪参数为光谱范围 2 222~833 cm^{-1} ,扫描频率 50 张/s。对尾焰流场进行多次测量,分析得到主要燃烧产物、特征燃烧产物及流场结构。

3 试验结果与分析

红外光谱仪测量结果如图 6 和图 7 所示,试验前背景特征谱带集中于 500~1 500 cm^{-1} ,去除背景谱图后,尾焰光谱图出现五个明显吸收峰,分别是 1 947.94、2 248.01、2 280.27、2 388.32 以及 3 434.54 cm^{-1} 。

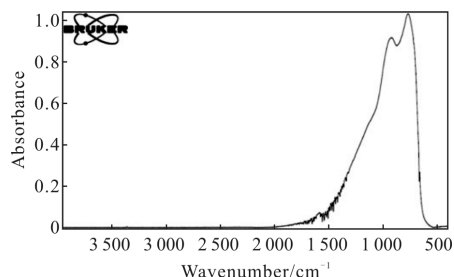


图 6 试验前背景红外单通道谱图

Fig.6 Background infrared single channel spectra before test

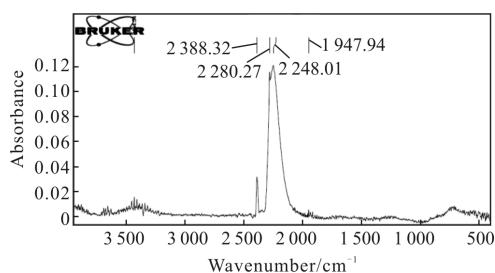


图 7 去除背景后光谱图

Fig.7 After removing background spectrum

试验前背景吸收峰可能来自于空气中的 H_2O 、 CO_2 、 N_2 、 O_2 ,通过 HITRAN-Web 数据库查询常温下四种气体的吸收峰,如图 8~图 11 所示,可以看出在

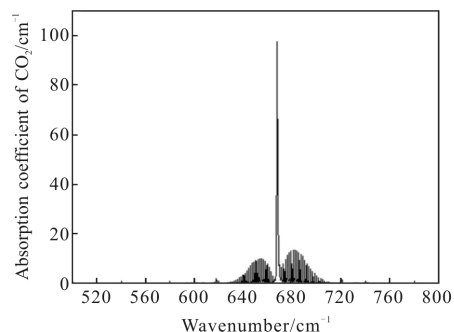


图 8 HITRAN-Web 计算 CO_2 在谱带区内吸收系数

Fig.8 Calculating absorption coefficient of CO_2 from HITRAN-Web

500~1 500 cm^{-1} 谱带区间内主要光谱吸收气体为 H_2O 和 CO_2 。

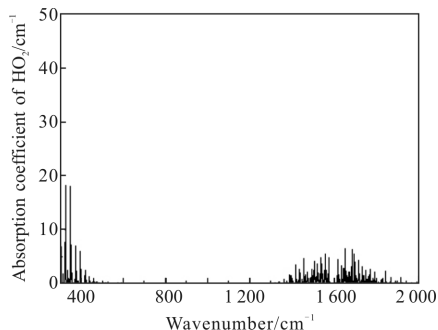


图 9 HITRAN-Web 计算 H_2O 在谱带区间内吸收系数

Fig.9 Calculating absorption coefficient of H_2O from HITRAN-Web

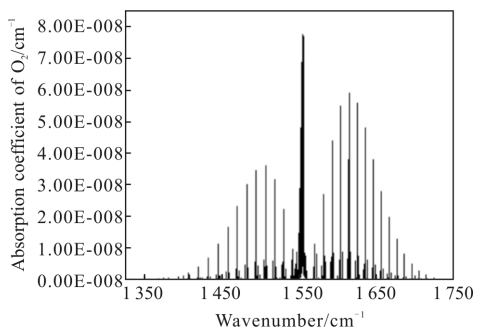


图 10 HITRAN-Web 计算 O_2 在谱带区间内吸收系数

Fig.10 Calculating absorption coefficient of O_2 from HITRAN-Web

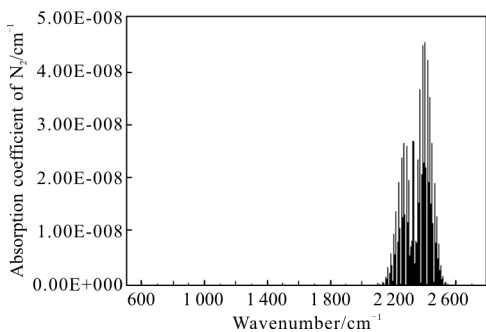


图 11 HITRAN-Web 计算 N_2 在谱带区间内吸收系数

Fig.11 Calculating absorption coefficient of N_2 from HITRAN-Web

由图 12 可以看出,通过光谱仪内部标准谱对比检测出燃气流场含有 H_2O 、 CO_2 、 N_2O 、 NO 四种燃烧产物,此四种产物是尾焰流场主要的辐射源。其中, H_2O 的特征谱带区间为 $3\ 400\sim 4\ 000\ \text{cm}^{-1}$; CO_2 特征谱带区间为 $2\ 200\sim 2\ 380\ \text{cm}^{-1}$; N_2O 特征谱带区间为 $2\ 160\sim 2\ 300\ \text{cm}^{-1}$; NO 特征谱带区间为 $1\ 775\sim 1\ 975\ \text{cm}^{-1}$ 。

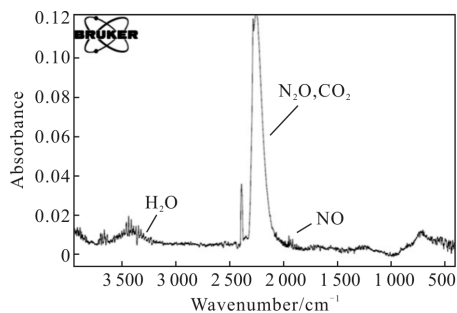


图 12 尾焰流场检测出的燃烧产物

Fig.12 Detected the products of combustion in Plume flow field

图 13 中横轴表示沿发动机轴向方向位置,纵轴表示燃烧产物质量分数(左纵轴表示 H_2O 、 CO_2 、 NO 质量分数,右纵轴代表 N_2O 质量分数)。可以看出,肼类发动机尾焰主要燃烧产物为 H_2O 、 CO_2 。 NO 和 N_2O 质量分数比较低, N_2O 质量分数只有 ppm 量级。结合图 12 光谱检测结果分析可知,与其他航天飞行器常用的碳氢燃料相比, NO 和 N_2O 可作为常规液体火箭发动机特征燃烧产物。

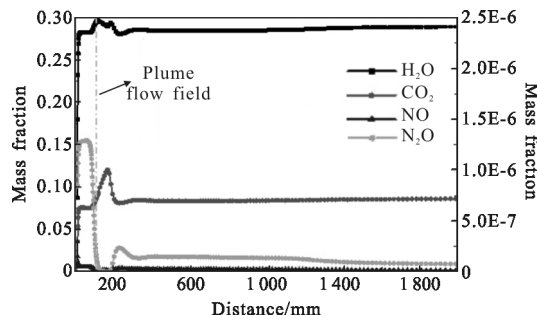


图 13 CFD 计算尾焰流场燃烧产物质量分数分布

Fig.13 CFD calculation mass fraction distribution of combustion products in plume flow field

燃气尾焰流场结构如图 14 所示(亮度越高表示温度越高),燃气以超声速沿喷管轴线流动,经过第一道正激波,静压上升,燃气速度下降,静温上升,再经历膨胀波扩张过程,随后燃气反复经历压缩、扩张,形成一连串马赫盘。同时可以看出,尾焰流场在不同区域有着明显的温度梯度,因此利用图像处理技术对红外尾焰流场图像特征进行研究,具体过程参见参考文献[8]。研究后发现以传统热试车工况参数压力和混合比为代表,可以建立起尾焰区域周长与之相对应的关系,并与 CFD 计算结果进行了对比,对比结果如图 15 所示。下图利用多组发动机实际工况图像数据进行图像识别,再通过三维线性

插值,得到发动机不同工况时的尾焰区域周长大小。

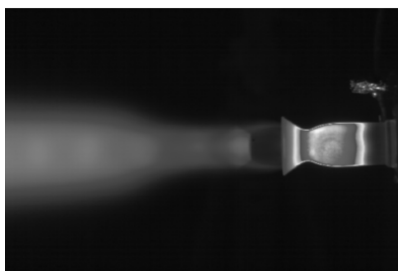


图 14 原始燃气流场红外图像

Fig.14 Original plume flow field in the infrared image

从图 15 可以看出,在发动机实际工况远离设计工况点时,尾焰周长呈现出单调性;相反,当实际工况接近设计点时,出现局部极值点。当达到发动机设计点时,红外图像识别出周长与 CFD 数值模拟结果相差 5%以内。由此可见识别设计点工况特征结果较为准确。

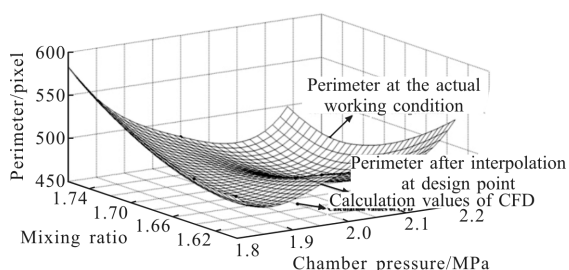


图 15 识别发动机不同工况时尾焰周长

Fig.15 Identify plume circumference in different engine conditions

4 结论

通过红外光谱仪、红外热像仪对常规液体火箭发动机尾焰流场进行测量及分析,得到了以下几条结论和展望:

(1) 通过红外光谱仪检测出了 H_2O 、 CO_2 两种主要燃烧产物以及 NO 、 N_2O 两种微量燃烧产物的特征光谱,说明常规液体火箭发动机尾焰流场红外辐射源主要来自 H_2O 、 CO_2 、 NO 、 N_2O 等燃烧产物。

(2) 红外热像仪捕捉到了尾焰特征结构,利用图像识别技术,建立了图像特征与发动机工作状态之间的关系,为设计人员判断、分析发动机工作状态提供了新的依据。

(3) 未来可对不同推进剂、不同工况下发动机尾

焰流场进行红外测量,不断积累光谱、图像等数据,并与 CFD、图像处理等技术结合,从而推动发动机工作状态监测技术的发展。

参考文献:

- [1] Herget W F. Infrared spectroradiometer for rocket exhaust analysis[C]//NASA TeCH BRIEF, 1968: 10081-10085.
- [2] Harwell K E, Jackson Jr, Poslajko F. Comparison of theoretical and experimental spatial distribution of infrared radiation in a rocket exhaust[C]//AIAA, 1977: 77-736.
- [3] Karabadzak G F, Teslenko V, Drakes J A, et al. Experimentation using the Mir Station as a space laboratory [C]//AIAA, 1998: 1-8.
- [4] Yuan Zonghan, Sun Mei, Liu Guisheng. Application of IR thermal imaging system on the inspection of characteristic signal of solid propellant [J]. *Laser and Infrared*, 1996, 26 (2): 121-124. (in Chinese)
袁宗汉, 孙美, 刘桂生. 固体推进剂特征信号的红外热像检测[J]. *激光与红外*, 1996, 26(2): 121-124.
- [5] Zhang Xiaoling, Li Chunying, Wang Hong. FTIR spectrum telemetry radiant energy of solid rocket propellant combustion [J]. *Journal of Guangxi Normal University*, 2003, 21 (2): 205-207. (in Chinese)
张小玲, 李春迎, 王宏. FTIR 光谱遥测固体火箭发动机推进剂燃烧辐射能 [J]. *广西师范大学学报*, 2003, 21(2): 205-207.
- [6] Sun Xiaogang, Dai Jingmin, Cong Dacheng. Plume temperature measurement of a solid propellant rocket engine using multispectral thermometry [J]. *Journal Tsinghua Univ (Sci & Tech)*, 2003, 43(7): 916-922. (in Chinese)
孙晓刚, 戴景民, 丛大成. 基于多光谱法的固体火箭发动机羽焰温度测量[J]. *清华大学学报*, 2003, 43(7): 916-922.
- [7] Zhang Jinmin, Yuan Hua, Liu Junfeng. IR measuring technology for solid propellant plume [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2004, 27(2): 161-164. (in Chinese)
张劲民, 袁华, 刘俊峰. 固体推进剂红外辐射强度测试技术[J]. *固体火箭技术*, 2004, 27(2): 161-164.
- [8] Wang Darui, Zhang Nan, Ge Minghe. Infrared image study on gas external flow field of liquid rocket engine nozzle [J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2016(2): 26-30. (in Chinese)
王大锐, 张楠, 葛明和. 液体火箭发动机喷管燃气外流场红外图像研究[J]. *导弹与航天运载技术*, 2016(2): 26-30.