

固体火箭冲压发动机补燃室燃烧过程显示^{*}

胡建新, 夏智勋, 张 龙, 郭 健, 张 炜, 申慧君, 王德全, 黄利亚

(国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 采用二维开窗式固体火箭冲压发动机试验系统, 对补燃室内的燃烧现象进行观察, 以火焰图像的形式直观形象地描述了进气道位置对补燃室内燃烧过程的影响, 试验所采用的装药为含硼贫氧推进剂。并通过高速数字摄影仪摄取补燃室内某个时刻瞬时火焰图像, 借助于光学理论和计算机图像处理技术计算出整个补燃室内部的温度分布。

关键词: 固体火箭冲压发动机; 补燃室; 含硼推进剂; 燃烧试验; 温度测量; 图像处理

中图分类号: V235.211 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2007) 04-0337-05

Combustion process in secondary combustion chamber of ducted rocket by high speed photography and digital image processing

HU Jian-xin, XIA Zhixun, ZHANG long, GUO Jian, ZHANG Wei,
SHEN Hui-jun, WANG De-quan, HUANG Liya

(Inst. of Aerospace and material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract In order to get better insight in the combustion behavior of the secondary combustion chambers, a high-speed photography has been used to analyze the highly turbulent multiphase combustion flow. During the test, boron-based fuel-rich HTPB propellant is used. The portion of the primary plume is viewed through a quartz window and is recorded by photography. The geometry has been designed with a square section for the duct to facilitate optical access inside the combustor. Rebuild the combustion flame's temperature field by applying the digital image processing technology.

Key words Ducted rocket; Secondary combustion chamber; Boron-based propellant; Combustion experiment; Temperature measurement; Digital image processing

1 引 言

随着流动显示技术的飞速发展, 研究人员大力开展了固体火箭冲压发动机补燃室内燃烧流动显示研究。Yang等用水流模拟来流空气喷入透明树脂制成的突扩燃烧室, 并用风速仪测量燃烧室内平均速度、湍流强度等流动参数^[1]。Nosseir等用两股水流模拟来流空气并成 180°撞击喷入透明的突扩燃烧室, 并采用高速数字摄影仪进行拍摄, 研究因两股水流撞击

形成的涡对补燃室内掺混的影响^[2]。Ciecki等采用多种流动显示技术研究了二维开窗式固体燃料冲压发动机燃烧室内硼的燃烧情况^[3]。王卫东等用水作为流动介质, 通过示踪方法试验研究了燃烧室头部的旋涡结构^[4]。胡春波、李强等利用相位多普勒粒子分析仪, 在球缺型多级多切轴向喷孔与双下颚进气道相配合的试验模型上, 测量了固体火箭冲压发动机补燃室内气流掺混流场^[5, 6]。

目前较为理想的高温测试手段是采用数字图像

* 收稿日期: 2006-06-27; 修订日期: 2007-03-17。

基金项目: 国家自然科学基金 (50376072)。

作者简介: 胡建新 (1975—), 男, 博士, 研究领域为火箭发动机过程仿真和火箭冲压发动机。

E-mail: amir@sohu.com

处理技术,这是一种新颖的非接触测量^[7~9]。但该技术目前主要针对工业锅炉、电站的煤粉、燃油燃烧火焰图像,在火箭发动机燃烧室中燃烧图像处理方面尚未作过尝试。本文采用二维开窗式固体火箭冲压发动机试验系统,对补燃室内的燃烧现象进行观察,并通过高速数字摄影仪摄取补燃室内某个时刻瞬时火焰图像,借助于光学理论和计算机图像处理技术计算出整个补燃室内部的温度分布。

2 开窗式固体火箭冲压发动机的设计

二维开窗式固体火箭冲压发动机中开窗的设计无疑是一个难点,一是因为补燃室内压强比较高,必须确保试验系统的密封性;二是因为补燃室内温度比较高,所以必须确保开窗的抗热性能以及防止高温和颗粒冲刷对镜片的损害;三是因为在燃烧过程中为了使观察清楚,希望窗口镜面洁净,而在发动机工作过程中,不可避免会产生由燃气发生器进入补燃室的大量固体颗粒而形成的烟雾。

对于第一点,处理方法是在发动机设计时,在方形补燃室侧壁上直接预留开窗方孔,然后安装时利用玻璃后的压紧装置将密封垫片紧紧压在镜片上以达到密封目的。对于第二点,本文研究中的处理方法是采用石英玻璃镜片作为观察窗口,但在开窗表面,用一层极薄的氮气进行吹除,这样就在镜片表面形成低温气膜,即可以保护镜片在高温环境下长时间工作而不被损害,又可以避免燃气中的固体颗粒附着在镜片表面上,影响镜片的洁净程度。但在试验过程中要控制好氮气流量,氮气流量小了达不到预计的试验效果,氮气流量大了会影响补燃室内的燃烧流动过程。

图1为试验所设计的二维开窗式固体火箭冲压发动机简图。为了便于在补燃室侧壁上开窗,将补燃室设计成方形,而燃气发生器和冲压喷管依旧设计为旋成体。为了观察不同进气道位置对补燃室内燃烧过程的影响,在补燃室上下两侧各设计了三个进气道

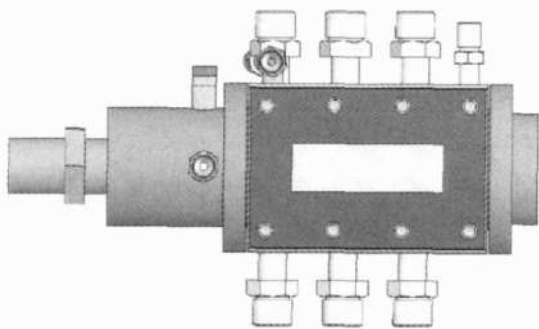


Fig 1 3-D view of the combustion ducted rocket model

出口,出口与发动机轴向成 60° 夹角,在试验过程中可任意选择两个或四个进气道。在燃气发生器和补燃室部分还设计了温度及压力传感器测量孔。燃气发生器前端有安装接头将发动机固定在试车台静架上。

3 彩色三基色温度测量原理

3.1 描述火焰热辐射的辐射定律

结合普朗克(Planck)辐射定律,可以写出发光火焰的光谱辐射及分布的表达式^[8]

$$E_f(\lambda T) = \varepsilon_\lambda E(\lambda T) = \varepsilon_\lambda \frac{C_1}{\lambda^5 [\exp(\frac{C_2}{\lambda T}) - 1]} \quad (1)$$

式中 C_1 、 C_2 分别为Planck第一、二常数, λ 为波长, $E_f(\lambda T)$ 为火焰单色辐射强度, $E(\lambda T)$ 为黑体单色辐射强度, T 为绝对温度, ε_λ 为单色辐射率, λ 为波长。火焰的单色辐射率一般表现为波长和温度的函数

$$\varepsilon_\lambda = f(\lambda T) \quad (2)$$

式(1)和(2)说明火焰辐射的这种光谱分布是火焰温度和辐射率的单值函数。

3.2 复现物体色彩的彩色三基色原理

人眼视网膜上有三种类型的锥状感光细胞:红敏细胞、绿敏细胞和蓝敏细胞。研究表明对于两组光谱成分不同的光,只要这三种光敏细胞对它们的刺激感觉相同,则主观彩色感觉(包括亮度和色度)就相同。于是,根据人眼彩色视觉的特性,在色彩复现过程中,并不要求恢复物体原来的光谱成分(包括物体自身的辐射光谱和物体的反射光谱),而重要的是获得与原物体相同的彩色感觉^[8]。

这种色彩复现在技术上的实现过程是,任选三种相互独立(即在数学上是线性无关)的基色,将它们按不同的比例混合,从而引起不同的彩色感觉,这就是彩色三基色原理,国际照明委员会所选三基色的波长分别为: $\lambda_R = 700.0 \text{ nm}$, $\lambda_G = 546.1 \text{ nm}$, $\lambda_B = 435.8 \text{ nm}$ 。

选定上述三种基色并规定它们的单位之后,就可通过不同色彩的配色试验,获得所谓的R(红)G(绿)B(蓝)混色曲线。对于具有任意入射功率 $P(\lambda)$ 的彩色光下的色系数,可利用分布色系数方程计算

$$\begin{cases} R = \int_{0.48}^{0.78} r(\lambda) P(\lambda) d\lambda \\ G = \int_{0.48}^{0.78} g(\lambda) P(\lambda) d\lambda \\ B = \int_{0.48}^{0.78} b(\lambda) P(\lambda) d\lambda \end{cases} \quad (3)$$

其中积分区间为可见光范围。

物体颜色的色品只决定于三基色的色系数各自在 $R + G + B$ 总量中的相对比例, 此比例值叫做色品坐标, 用符号 r, g, b 表示。色品坐标与三基色的色系数之间的关系如下

$$\begin{cases} r = \frac{R}{R + G + B} \\ g = \frac{G}{R + G + B} \\ b = \frac{B}{R + G + B} \end{cases} \quad (4)$$

鉴于 $r + b + g = 1$, 通常只取 (r, g) 来表示光谱辐射功率 $P(\lambda)$ 的颜色。

3.3 彩色三基色温度测量原理

对遵守普朗克定律的一般物体, 当在高温下发出彩色光时, 光源上某点在给定方向上波长 λ 的光谱辐射功率 $P(\lambda)$ 可以表示为

$$P(\lambda) = \frac{1}{\pi} E_{\lambda}(\lambda, T) \quad (5)$$

则其色系数的确定可以写为

$$\begin{cases} R = \frac{1}{\pi} \int_{0.38}^{0.78} r(\lambda) \varepsilon_{\lambda} E(\lambda, T) d\lambda \\ G = \frac{1}{\pi} \int_{0.38}^{0.78} g(\lambda) \varepsilon_{\lambda} E(\lambda, T) d\lambda \\ B = \frac{1}{\pi} \int_{0.38}^{0.78} b(\lambda) \varepsilon_{\lambda} E(\lambda, T) d\lambda \end{cases} \quad (6)$$

式 (6) 指出, 一般物体因自身辐射所表现出来的色彩, 取决于物体的辐射光谱。反过来, 通过物体颜色系数的测量, 求解上述方程组就可以计算出物体的温度和辐射率的数值, 这就是程晓舫建立的彩色三基色测温原理^[8-9]。彩色三基色测温方法使用 CCD (电荷耦合器件) 在同一波段内不同光谱响应函数, 不需要通过标定, 便构造出了封闭的测量方程, 具体推导过程见文献 [9]。在彩色三基色测温中并不是直接使用 R, G, B 三基色数值, 而是使用三基色各自在 $R + G + B$ 总量中的相对比例。光学成像系统的存在, 并不影响彩色图像色系数真实反映被摄火焰的像元色系数。即相机的光圈、快门速度、物距、相距等参数以及使用中心滤波片都对温度测量没有影响。因此彩色三基色测温方法是不需要标定的真正意义上温度场辐射测量方法。

根据方程求解原则, 式 (6) 只能对三个未知参数进行求解。除去温度这个必求的未知参数, 留给辐射率的未知参数只有两个。因此, 关于物体辐射率的数

学表达式中, 其未知参数不能超过两个。这是彩色三基色测温法在测量应用实践中的限制条件。

发光火焰因为其中含有相当数量高温状态下的微小颗粒所发射的连续辐射而表现出光色。有资料表明^[8], 这些微小颗粒的温度就反映了火焰的温度。因此, 发光火焰的温度测量, 就可以转化为火焰中微粒云温度的测量。根据 Mie 微小粒子散射理论, 可推导出由颗粒云表现出来的发光火焰的理论辐射率为

$$\varepsilon_{\lambda} = 1 - \exp(-kl/\lambda^{\alpha}) \quad (7)$$

式中 k 为颗粒云吸收系数; l 为观察轴方向的火焰几何厚度; α 是波长范围决定的常数, 在可见光波段内, 对稳定火焰, 实验确定 $\alpha = 1.39$ 对于非稳定火焰, $\alpha = 1.38$ 。由此确定了发光火焰辐射率相当精确的数学描述。

4 试验结果及讨论

利用如下高速数字摄影仪设置: 2 000 帧/秒, 单帧曝光时间 0.125ms。但受高速数字摄影仪本身的限制, 此时单帧图像的分辨率为 512×512 像素。试验所采用的推进剂为含硼推进剂, 具体配方为: 经过 AP 包覆后的 B 为 30%; Mg 为 5%; AP 为 30%; KP 为 5%; HTPB 为 30%。对进气道不同位置的三种情况进行了试验, 试验条件如表 1 所示。

Table 1 Experimental case

No	3-18-4	3-18-5	3-20-1
Location of the first air inlet/mm	35	35	70
Location of the second air inlet/mm	70	105	105

图 2 给出了补燃室火焰随时间的动态变化过程。各个不同时刻火焰的差别说明燃烧过程具有明显的非定常性。从火焰亮度比较, 试验 3-18-4 燃烧程度最好, 试验 3-18-5 其次, 试验 3-20-1 最差。

采用图 1 所示的二次进气构型后, 补燃室内可分成两个区域, 第一区是主燃烧区, 它提供硼颗粒点火必需的高温条件; 第二区是带旁路进气口的第二燃烧区, 来自第一区的已点火硼颗粒在此与氧浓度高的新鲜空气混合, 使燃烧维持到底。为了在燃烧室前端获得必要高温以便点燃硼颗粒, 要求主燃烧区内燃气与空气的混合比接近化学当量。由于补燃室长度的限制, 不能确保硼颗粒在主燃烧区内完全燃烧, 也不能确保在第二燃烧区内与空气充分混合, 但要确保在主燃烧区内除掉硼颗粒表面的氧化层使其点火, 而在第

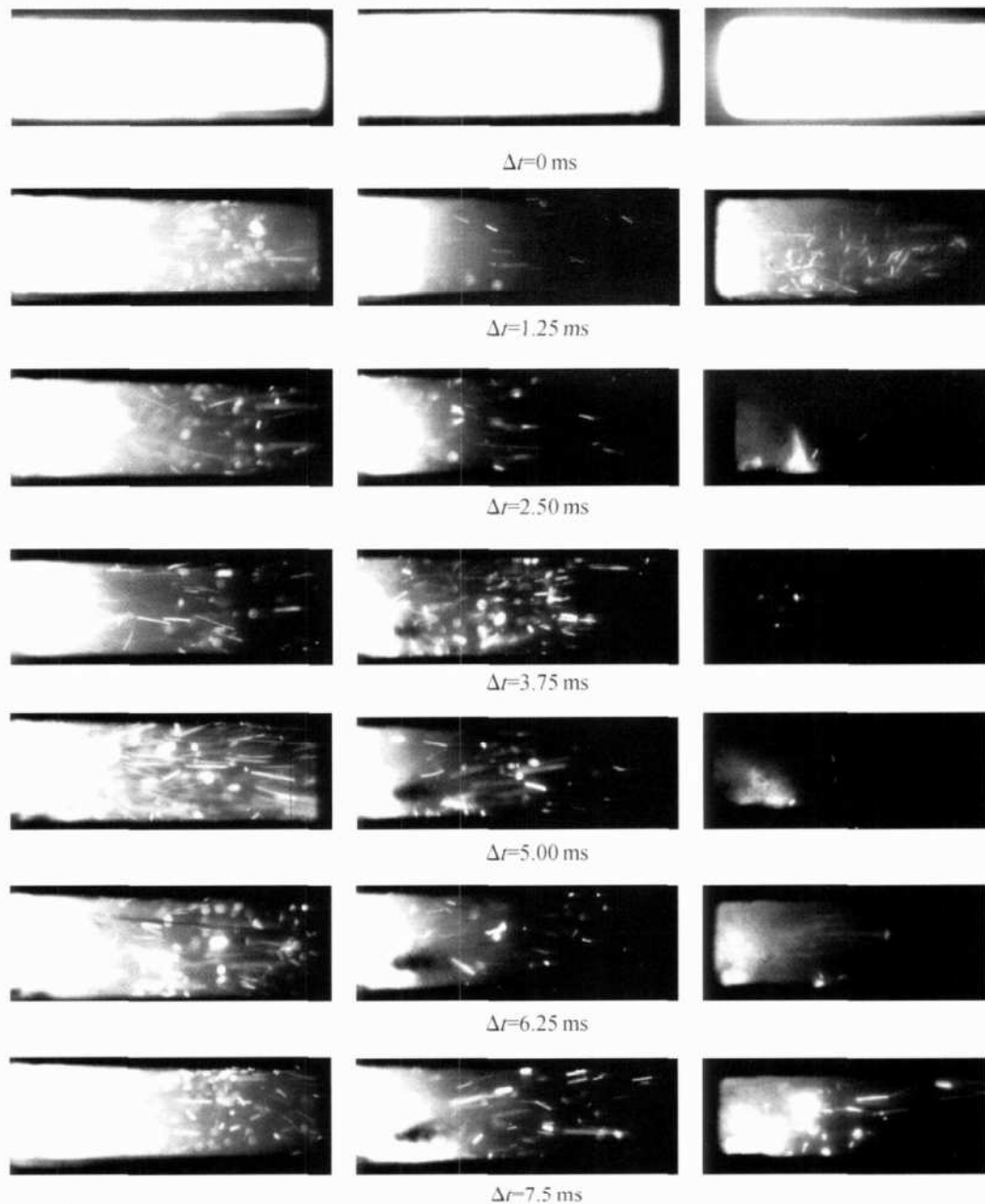


Fig 2 Sequence of images of plume in combustor(left-3-18-4, middle-3-18-5, right-3-20-1)

二燃烧区内有大量冷空气的加入时硼颗粒不能熄火。前后进气道轴向距离就决定了硼颗粒在热空气中的停留时间。前后进气道轴向距离越大,则颗粒停留在热空气中的时间越长,而氧气浓度比较高的区域则越短,前者有利于硼颗粒的点火,后者不利于已完成了点火的硼颗粒燃烧。由于前后进气道轴向距离设计比较合适,试验 3-18-4 燃烧程度最好。

补燃室头部回流区尺寸,在结构上主要靠调整前进气道后置长度来保证,即在给定的工作条件下,头部回流区大小和强度是前进气道后置长度的函数,而头部回流区大小和强度最终会影响补燃室内的燃烧稳定性。由于前进气道后置长度太长,从而导致试验 3-20-1 中补燃室内火焰不稳定。

借助数值计算软件 MATLAB 的数字图像处理功能,得到高速数字摄影仪拍摄的图片各点的 R, G, B 值,根据式 (6) 就可以计算图片各点的温度。图 3 给出了补燃室燃烧火焰温度测量实例。从图中可以看出,基于图像处理的火焰温度测量结果直观地反映了补燃室内火焰的温度分布,在补燃室尾部温度较低,在补燃室头部温度最高。一般地,当辐射体温度超过 800 K 后,才可以在可见光波段内观察到辐射能量及其表现出来的辐射光谱,因此,图 3 中温度的最小测量值为 800 K。

由于实际的火焰是一个三维实体,而用 CCD 拍摄的火焰图像只是这个三维火焰在二维平面上的叠加结果。因此,上面所述的研究成果只是测得了火焰

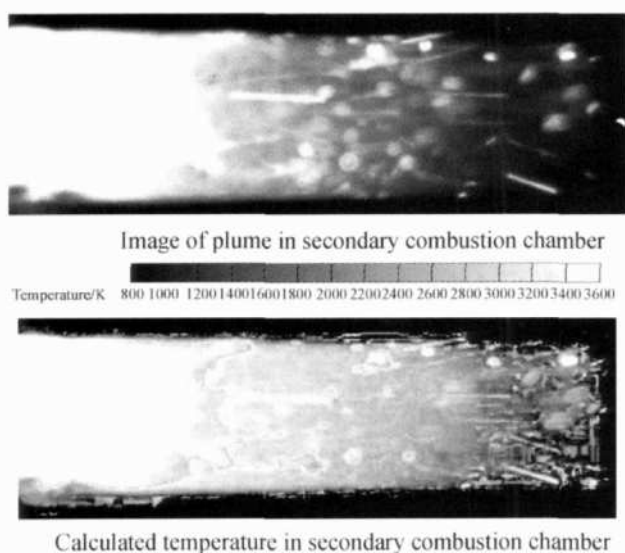


Fig 3 Application of image processing in measurement of flame temperature

“投影”温度分布,是通过测量光路上各处温度的一个积分平均值^[10]。这样测得的投影温度场当然也在一定范围内反映燃烧情况,具有一定实际意义。但是,从研究燃烧机理和进行燃烧诊断的角度来看,反映火焰截面(断面)内部三维温度分布的截面温度场的测量更有意义。因此,在以后的研究中可采用计算机断层扫描技术、物理重建等方法来实现固体火箭冲压发动机补燃室内燃烧火焰截面温度场以及三维温度场的测量。通过三维辐射场的重建可以获得发光火焰辐射场各个层面二维场的 R, G, B 值分布,利用彩色测温方法分别根据每一个层面上的 R, G, B 值来分析该层面上的二维温度分布,这样经过逐层分析就可得到一个真正意义上的发光火焰的三维温度场分布。

5 结 论

采用二维开窗式固体火箭冲压发动机试验系统,对补燃室内的燃烧现象进行观察,以火焰图像的形式直观形象地描述了进气道位置对补燃室内燃烧过程的影响。研究表明,只有当前后进气道轴向距离设计比较合适时,才能确保已完成了点火过程的硼颗粒很好地燃烧,并且前进气道后置长度太长,会导致试验中补燃室内火焰不稳定。通过高速数字摄影仪摄取补燃室内部某个时刻瞬时火焰图像,借助于光学理论和计算机图像处理技术计算出整个补燃室内部的温度分布。

参考文献:

- [1] Yang B T, Yu M H. The flow field in a suddenly enlarged combustion chamber[J]. *AAA Journal*, 1983, 21 (1).
- [2] Nosseir N S, Behar S. Characteristics of jet impingement in a side-dump combustor[J]. *AAA Journal*, 1986, 24 (11).
- [3] Ciezki H K, Claub W, Feinauer A, et al. Investigation of the combustion process of boron particle containing solid fuel slabs in a rearward facing step combustor[R]. *AAA* 2000-3347.
- [4] 王卫东, 过增元, 张振家. 冲压发动机突扩燃烧室回流旋涡“热缩”效应的研究[J]. *推进技术*, 1996, 17 (1). (WANG Weidong GUO Zengyuan ZHANG Zhenjia Combustion effect on recirculation zone in a ram jet dump combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1996, 17(1).)
- [5] 胡春波, 韩新波, 何洪庆, 等. 固体火箭冲压发动机补燃室冷态流场实验研究[J]. *推进技术*, 2004, 25 (2). (HU Chunbo HAN Xinbo HE Hongqing et al. Experimental study of mixing flow in afterburning chamber of solid rocket ram jet in cold flows[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(2).)
- [6] 李 强, 胡春波, 何洪庆, 等. 切向旋流对 SRR 补燃室内气流掺混影响[J]. *推进技术*, 2003, 24(4). (LI Qing HU Chunbo HE Hongqing et al. Influence of tangential rotational jet on the mixing effect in additional chamber of solid ram rocket[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(4).)
- [7] 吴占松. 发光火焰图像处理及其在燃烧检测中的应用[D]. 北京: 清华大学, 1988.
- [8] 程晓舫, 周 洲. 彩色三基色温度测量原理的研究[J]. *中国科学(E辑)*, 1997, 27(4).
- [9] 胡建新. 含硼推进剂固体火箭冲压发动机补燃室工作过程研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006.
- [10] 王 飞, 马增益, 严建华, 等. 利用火焰图像重建三维温度场的模型和实验[J]. *燃烧科学与技术*, 2004, 10 (2).

(编辑: 张雅凤)