

潜入喷管背壁区熔渣溢流沉积实验研究^{*}

胡春波¹, 何国强¹, 刘佩进¹, 陈 剑¹, 蔡体敏¹, 方国尧²

(1. 西北工业大学 航天工程学院, 陕西 西安 710072; 2. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 利用 X 射线诊断系统, 观察了固体火箭发动机热试车条件下潜入喷管背壁区熔渣粒子的溢流过程, 得到了实验条件下的潜入喷管背壁区熔渣生成沉积数据和图像, 分析探讨了喷管潜入深度、喷管喉部面积对背壁熔渣生成和溢流过程的影响, 为发动机的设计提供了实验依据。

关键词: 固体推进剂火箭发动机; 潜入式喷管, X 射线荧光分析; 沉积物

中图分类号: V453 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2001) 03-0204-03

Experimental study on slag accumulation in back wall region of SRM submerged nozzle

HU Chun-bo¹, HE Guo-qiang¹, LIU Pei-jin¹, CHEN Jian¹, CAI Ti-min¹, FANG Guo-yao²

(1. Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an, 710072, China;

2. School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083, China)

Abstract: Real time X-ray radiography system was used to observe the slag accumulation and flow of back wall region of submerged nozzle in solid rocket motor. Data and image were obtained. The main conclusions are as follow: (1) There exist slag particles in all back wall region, the particle concentration is lower in the center of back wall region. (2) When the submerged depth varies from 23mm to 33mm, the slag weights increase. (3) As the area of nozzle throat reduces, the slag accumulation also increases.

Key words: Solid propellant rocket engine; Insert nozzle; X-ray fluorescence analysis; Precipitate

1 引 言

潜入喷管背壁区域易形成旋涡, 文献[1, 2]对复杂的背壁流场进行了模拟显示与实验研究。此外, 背壁区熔渣溢流和沉积对发动机装药、喷管型面的优化、推进剂在燃烧室的燃烧效率都有直接的影响^[3, 4], 并最终影响到发动机的质量比和比冲效率。因而对潜入喷管背壁区熔渣溢流和沉积的研究具有重要意义。由于发动机燃烧室内燃气温度高、压力高以及和时间相关的燃面退移, 进行直接测量十分困难, 国内外有关这方面的研究很少, 尤其在国内外有关热试条件下的潜入喷管背壁区熔渣溢流和沉积实验研究未见报道。本文利用 X 射线诊断系统^[5], 观察测量固体火箭发动机热试车条件下潜入喷管背壁区域熔渣生成和溢流过程, 分析喷管潜入深度、喷管喉部面积对背壁熔渣生成和溢流过程的影响, 为发动机的设计提

供实验依据。

2 实验装置及测试系统

2.2 实验装置

实验发动机由燃气发生器和实验段两部分组成, 实验段主要包括实验本体、假药块、潜入喷管、测量窗口等, 其中测量窗口由铝板制作, 其余部分由 30 CrMnSi 材料制作。由于实验条件的限制, 本实验测量区域取为 75 mm × 80 mm, 该区域包括了整个潜入喷管背壁区域。

实验所用的推进剂为双铅-2, 为了 RTR 系统能得到清晰的图像, 实验用二氧化硅粒子代替铝粉, 二氧化硅粒子均匀放在推进剂中。实验所用的驱动药为复合药, 点火药包由黑火药、复合药和点火头制成。

2.2 实验系统

X 射线由 X 射线发生器发出, 呈 30° 的圆锥向外

* 收稿日期: 2000-07-21; 修订日期: 2000-11-01。基金项目: 国家重点实验室基金资助。

作者简介: 胡春波 (1966—), 男, 副教授, 研究领域为多相流、非牛顿流和非定常气体流动。

辐射,测试发动机置于辐射锥内,其轴线与 X 射线锥中心线位于同一高度平面。射线穿过发动机后,由图像增强仪的碘化铯接收屏接收,不同强度的 X 射线将使接收屏发射不同能量的电子,这些电子经加速、聚焦后便在荧光屏输出可见的荧光图像,由于高速变化的图像亮度比较低,所以必须使用微光摄像机来拍摄图像并增强输出的荧光图像,以提高对图像灰度信息的分辨能力。微光摄像头拍摄的图像信号通过电缆输入高速运动分析仪,高速运动分析仪把模拟信号实时转化成数字图像信号并存入它的存储缓冲区中,然后分两路分别与计算机和监视器相连,实验结束以后把高速运动分析仪中的数字图像信号转存到计算机中,以便进行处理和分析。压强信号由 CS2092 数据采集系统采集。

3 实验分析

本文分别对不同的潜入深度、不同的喷管喉部面积下的潜入喷管背壁区域熔渣沉积过程进行了实验模拟,各种工况都重复进行了三次实验,实验结果基本一致。

3.1 粒子溢流

图 1 给出了潜入喷管背壁区域粒子的分布,从图中可以看出:(1)靠近壁面处,粒子浓度较高,背壁区域中心处粒子浓度较小,造成这一现象的原因是该区域有很强的旋涡存在,由于离心力的作用,粒子被甩到壁面处;(2)离心力作用使一些粒子被甩到推进剂处,由于粒子温度较高,这将对推进剂的烧蚀速度和侵蚀率产生一定的影响。

从实验中发现,潜入喷管的潜入深度对背壁区旋涡形成有很大的影响,潜入深度越大,旋涡强度越大,旋涡形状越饱满。随着潜入深度减小,旋涡变得扁平。

3.2 粒子沉积

图 2(a) 给出了喷管潜入深度为 33 mm、喷管喉部面积为 70 mm^2 的潜入喷管背壁区结构形状,图 2(b), (c), (d) 分别给出了 1.38 s, 1.48 s, 1.88 s 时刻背壁区熔渣沉积分布图,从图中可以看出:各个时刻熔渣沉积表面基本上均为凹形,靠近喷管一侧处熔渣容易沉积;随着时间推移,熔渣沉积质量越来越多。

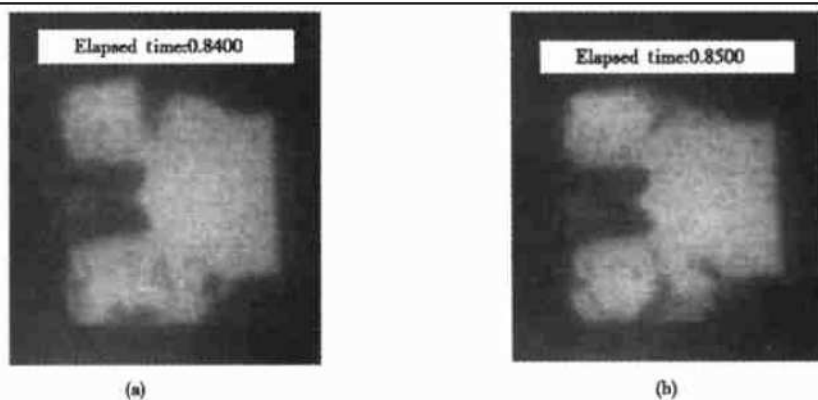


Fig. 1 Slag particle distribution of back wall region in SRM submerged nozzle

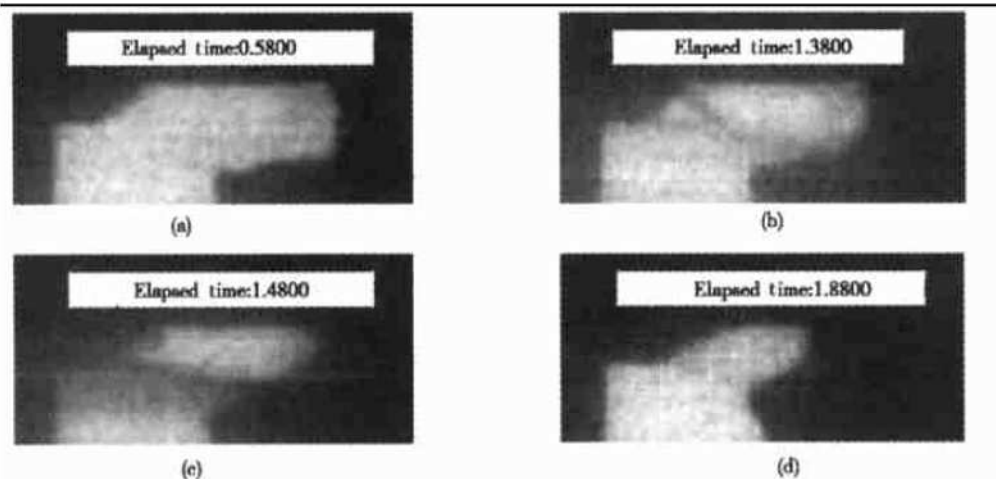


Fig. 2 Slag accumulation of back wall region in SRM submerged nozzle

表 1 给出了不同潜入深度、不同喷管喉部面积下发动机工作完成以后沉积在背壁区熔渣质量, 该实验表明: (1) 其它参数不变, 潜入深度由 23 mm 增加到 33 mm 时, 熔渣沉积质量由 44 g 增加到 57 g; (2) 喷管喉部面积由 70 mm² 减小到 50 mm², 背壁区熔渣沉积质量由 57 g 增加到 65 g。

Table 1 SRM slag mass

Submerged depth/mm	33	23	33
throat area/mm ²	70	70	50
motor work time/s	2.2	2.2	2.1
slag mass/g	57	44	65

4 结 论

- (1) 潜入喷管背壁区域布满熔渣粒子, 靠近壁面处, 粒子浓度较大, 背壁区域中心粒子浓度较小。
- (2) 靠近喷管一侧处熔渣容易沉积。

(编辑: 王居信)

(上接第 190 页)

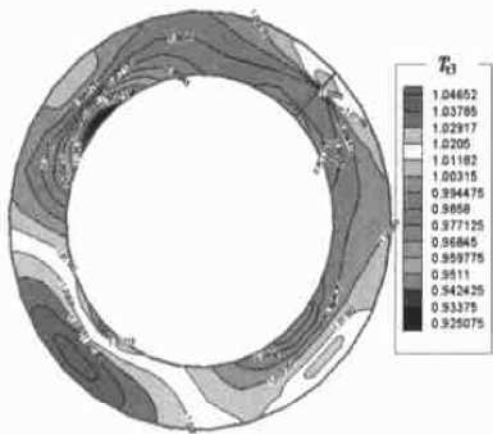


Fig. 8 Exit non-dimension temperature distribution (think about the factor of air temperature)
 $n_{cr} = 28kr/min$

4 结 论

(1) 对某弹用涡喷发动机燃烧室部件试验进行了深入分析, 指出了模拟试验的燃烧室出口温度场与实际温度场的差异, 以及产生差异的原因。

参考文献:

[1] 韩新波, 陈步学, 蔡体敏, 等. 含潜入喷管发动机尾部流场冷流模拟[J]. 推进技术, 2000, 21(3).

[2] 韩新波, 陈步学, 蔡体敏. 潜入喷管背壁区流场影响因素实验研究[J]. 推进技术, 2000, 21(5).

[3] Salita Mark. Deficiencies and requirements in modeling of slag generation in solid rocket motors[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(1).

[4] Thompson Brain E, Bouchery Olivier. Flow through a submerged nozzle[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1995, 32(6).

[5] 李江, 陈剑, 何国强, 等. RTR 系统测试精度的改进[J]. 推进技术, 1999, 20(4).

- (2) 对模拟试验的出口温度进行了修正, 修正的方法与结果都是正确和可行的, 同时还指出今后燃烧室部件试验应该注意和改进的方面。
- (3) 给出了燃烧室出口温度场分布、出口温度径向分布以及无因次温度场分布。通过这些温度分布, 可以预测发动机其它转速工况下燃烧室的出口温度场。这对于涡轮导向器的热设计有重要的指导作用。

参考文献:

[1] 范爱兵, 王培林. 某燃烧室 9421 次试验[R]. 北京: 航天工业总公司三院 31 所, 1994.

[2] 范爱兵, 王培林. 某燃烧室 9425 次试验[R]. 北京: 航天工业总公司三院 31 所, 1994.

[3] 沈倍毅, 于守志. 某发动机燃烧室试验数据统计、计算与分析[R]. 北京: 航天工业总公司三院 31 所, 1999.

[4] 沈倍毅, 乔海英, 郑严. 某燃烧室 9602 试验[R]. 北京: 航天工业总公司三院 31 所, 1996.

[5] 沈倍毅, 乔海英, 郑严. 某燃烧室 9603 试验[R]. 北京: 航天工业总公司三院 31 所, 1996.

(编辑: 王居信)