

SRM 喷管凝相粒子分布规律 的 实 验 研 究^{*}

李 江 蔡体敏 何国强 肖育民

(西北工业大学航天工程学院, 西安, 710072)

摘 要: 利用 RTR 技术发展了一种新的研究热试车条件下 SRM 喷管两相流的实验方法。对实验发动机喷管内模拟粒子分布规律的实验研究表明: (1) 粒子通过喷管扩张段时并非均匀分布, 离轴线越远, 粒子浓度越小, 轴线处粒子浓度最大; (2) 喷管扩张段整个截面上都有粒子分布, 说明喷管扩张段中不存在“无粒子区”; (3) 燃烧室压力越高, 粒子烟群的扩散程度越大。

主题词: 固体推进剂火箭发动机, 喷管气流, 二相流, RTR 技术⁺, 颗粒, 空间分布

分类号: V435.23

EXPERIMENTAL STUDY ON DISTRIBUTION PATTERN OF PARTICLES IN SRM NOZZLE

Li Jiang Cai Timin He Guoqiang Xiao Yumin

(Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an, 710072)

Abstract: A new experimental method combined with RTR techniques was developed to study the distribution pattern of particles in SRM nozzle during static firing test. The distribution pattern of simulated particles in test motor nozzle was studied by this method and some valuable results were obtained. The results show that particles are not uniform distribution when they pass through the nozzle. The further it is away from the axis of nozzle, the lower the particle concentration is. There are particles on whole cross section of nozzle divergent section and this fact shows that there is no “no particles zone” in nozzle divergent section. The results also show that the degree of particles diffusion is higher while the pressure in chamber is higher.

Subject terms: Solid propellant rocket engine, Nozzle flow, Two phase flow, RTR technique⁺, Particle, Spatial distribution

1 引 言

迄今固体火箭发动机 (SRM) 二维湍流两相流的数值模拟方法已较成熟, 但由于 SRM 工作过程的复杂性, 加之缺乏有效的实验手段, 致使 SRM 两相流模型仍很不完善, 用确定轨道模型计算喷管两相流的结果显示, 由于惯性的作用, 在喷管扩张段直径较大的粒子无法与气相一起扩张, 因此出现了无粒子区^[1], 其他很多文献的计算结果也表明喷管扩张段存在无粒子区。采用含金属复合推进剂的发动机喷管的烧蚀及剥蚀比采用不含金属复合推进剂的喷管更严重, 这主要是由于凝相粒子的冲刷作用造成的。因此, 急需发展一种有效的实验手段来研究

* 收稿日期: 1998-09-23, 修回日期: 1999-02-18, 本课题系国家自然科学基金资助项目

SRM 喷管中凝相粒子的运动规律。

本文运用 RTR 技术^[2~4]发展了一种新的实验方法,可以在热试车条件下对喷管中凝相粒子的分布规律进行实验研究。实验结果可以检验目前喷管两相流数值模型和计算方法,也为喷管两相流模型的建立和完善提供实验依据。

2 实验系统

RTR 系统总体布局示意图见文献[4]。由于喷管扩张段中的气流速度很高,拍摄喷管中的凝相粒子甚为困难。用 RTR 系统研究凝相粒子在喷管的分布,需要解决如下问题:

(1) 使粒子烟群均匀地进入喷管收敛段,以观察粒子烟群在喷管运动过程中的分布。

(2) 在粒子与气相的质量比不变时,气流速度越高,粒子的浓度越低。由于喷管扩张段气流是超声速,为在喷管扩张段观察到粒子烟群,必须大幅度提高粒子的质量分数。

(3) 在 RTR 图象中,圆柱体或圆锥体沿径向灰度是逐渐变化的,所以其边缘不易检测。凝相粒子在圆形喷管内的分布就如同一个圆锥体,在 RTR 图象上,从中心线沿径向向外灰度逐渐减小,这样,圆形喷管中出现无粒子区的边缘很难检测到,而长方体边缘的灰度是一个阶跃变化,容易检测。所以,设计了一种方形喷管的实验发动机。

由于 Al_2O_3 粒子的密度比较小,发现粒径为 $75\ \mu\text{m}$ 的碳化钨粒子效果比较好。对于粒子的加入方式,则采用将碳化钨粉与粒状火药按一定比例混合均匀后,与点火药包包在一起,固定在燃烧室头部。

3 实验分析和结论

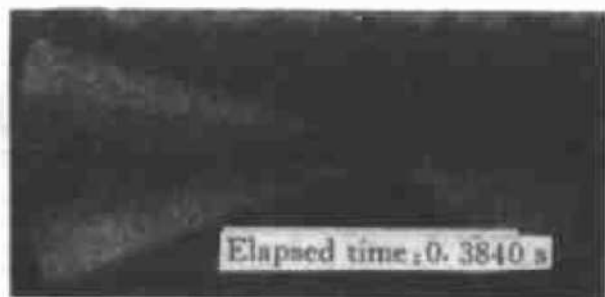
调整碳化钨粉和火药的质量配比进行了5次实验,其中 A 和 B 的2次实验效果比较理想,燃烧室的最大压强为 $2.9\ \text{MPa}$ 和 $11\ \text{MPa}$ 。图1(a)和图1(b)分别是实验 A 和 B 的序列图象中比较典型的一幅,图2(a)和图2(b)分别为实验 A 和实验 B 粒子通过前和粒子通过时垂直于喷管轴线方向的灰度分布。对实验结果分析如下:

(1) 根据 X 射线成像原理, RTR 图象灰度的大小反映 X 射线路径上介质厚度及密度的大小,由于方形喷管的厚度及壁厚是均匀的,所以粒子通过喷管时,喷管内灰度的大小反映了粒子浓度大小,灰度越大说明粒子的浓度越低。图2表明,粒子通过喷管时并非均匀分布,离轴线越远,粒子浓度越小,越靠近轴线粒子浓度越大,轴线处粒子浓度最大。

(2) 图1中,喷管壁面附近灰度明显偏高,对照图2,发现粒子通过喷管扩张段时整个截面上的灰度都低于粒子通过前的灰度,说明粒子通过喷管扩张段时整个截面上都有粒子分布。对两个实验的其他序列图象进行同样的对比,结论相同。

若不考虑湍流效应,认为喷管内的流动都是层流,则对于同一粒级区段内的粒子,都存在一个极限表面(对于平面二维喷管则为极限线),在这个极限表面与喷管扩张段壁面之间的区域就没有该粒级的颗粒存在,即所谓“无粒子区”。但喷管内的流动是典型的湍流流动,尤其是喷管扩张段。粒子的湍流扩散效应使得很多粒子穿过极限表面,进入“无粒子区”,这时“无粒子区”已不存在,而成为“稀薄粒子区”。稀薄粒子区的边界仍然可称为“极限线”。

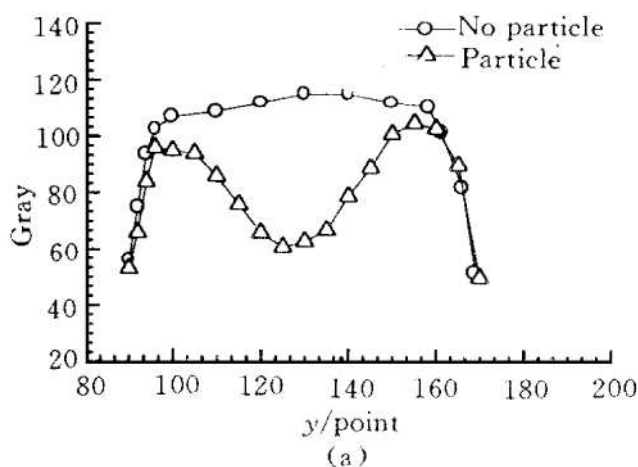
(3) 对比图1(a)和图1(b)可见,图1(b)的稀薄粒子区比图1(a)的稀薄粒子区小,说明燃烧室压力越高,稀薄粒子区域小。而在图2中,粒子通过时图2(b)的灰度分布比图2(a)的灰度分布更平缓,说明燃烧室压力越高粒子烟群的扩散程度越大。因为燃烧室压力越高,



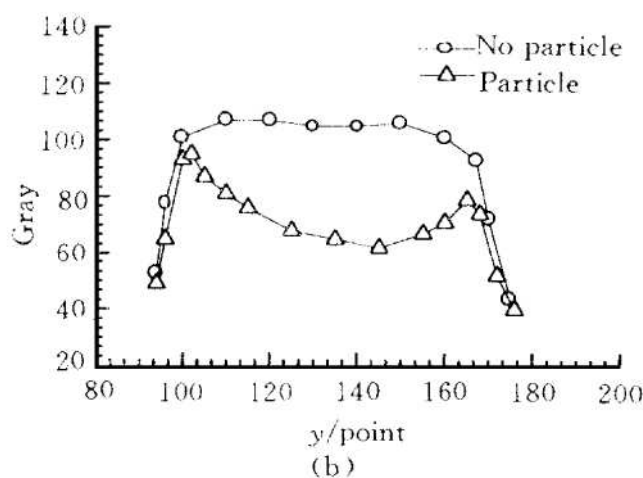
(a)



(b)

Fig. 1 RTR image of test(a) Test A ($p_{\max} = 2.9 \text{ MPa}$)(b) Test B ($p_{\max} = 11 \text{ MPa}$)

(a)



(b)

Fig. 2 Gray distribution of test

(a) Test A

(b) Test B

喷管气流速度与气流密度越大,粒子的随流程度增大,使稀薄粒子区变小。此时气流的湍流脉动也越大,粒子的湍流扩散效应使其在喷管中的分布更趋均匀。

(4) 图1 (a) 中碳化钨粒子烟群主流进入喷管收敛段时,主要集中在喷管中心线的上半区 (实际情况为下半区,图象与实验情况上下颠倒),这是由于收敛段气流速度较低,碳化钨的密度较大,重力作用使粒子集中在收敛段的下半区 (图象上为上半区)。粒子经过喷管喉部后,在喷管扩张段的分布却比较对称,其原因有待进一步探讨。图1 (b) 中粒子在喷管收敛段的分布比较均匀,说明燃烧室压力越高,粒子进入喷管时分布越均匀。

(5) 受实验条件限制,目前只能用碳化钨来模拟真实 SRM 喷管中的 Al_2O_3 凝相粒子。

参 考 文 献

- 1 Golafshani M., Loh H T. Computation of two-phase viscous flow in solid rocket motors using a flux-split eulerian-lagrangian technique. AIAA 89-2785
- 2 Lemberger B., Sauvel J. Inner view of solid rocket motor during static firing. AIAA 91-1949
- 3 肖育民. 用 RTR 技术研究固体火箭发动机燃烧室中粒子运动轨迹 (I). 推进技术, 1997, 18 (5)
- 4 李 江. 用双脉冲固体火箭发动机二次点火内视研究. 推进技术, 1998, 19 (3)