

用 RTR 技术研究固体火箭发动机燃烧室中 粒子运动轨迹

(I) 可行性分析与试验研究*

肖育民 何国强 黄生洪 蔡体敏

(西北工业大学航天工程学院, 西安, 710072)

摘 要: 综述了固体火箭发动机二相流研究的现状及发展趋势, 介绍了 X 射线高速实时荧屏分析 (RTR) 技术的测量原理, 对 RTR 技术应用于测量固体火箭发动机燃烧室中凝相颗粒的运动轨迹的可行性作了探讨。探索表明: RTR 技术应用于测量固体火箭发动机燃烧室中凝相颗粒的运动轨迹是可行的, 但对凝相粒子材料的选择及适当的图像处理技术是其成功与否的关键。

主题词: 固体推进剂火箭发动机, 燃烧产物, 二相流, RTR 技术⁺

分类号: V435.12

EXPERIMENTAL STUDY OF PARTICLES TRAJECTORY IN FIRING SOLID ROCKET MOTOR WITH RTR TECHNIQUE PART

(I) ANALYSIS OF FEASIBILITY AND EXPERIMENTAL RESULTS

Xiao Yumin He Guoqiang Huang Shenghong Cai Timin

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

Abstract: In order to understand the flow pattern in a firing SRM deeply, authors try to explore a new way to investigate its working process by using RTR (X-ray Real-Time Radiography) along with an advanced digital image processor and high speed motion analyzer. In this paper the authors first give a summary about the research situation and development tendency of two-phase flow in SRMs, and then introduce the test fundamental of RTR technique. The authors also inquire into the feasibility on applying RTR technique to study the particle trajectory in a firing SRM combustor and conclude that: (1) With some other auxiliary means, RTR technique can be used to measure the particles trajectory in a two dimensional firing combustion chamber. (2) Adequate image processing methods and selection of particle material are the key links to successful results. Image processing will be described in part II. The study on this subject will set up a new field in two-phase flow research.

Subject terms: Solid propellant rocket engine, Combustion product, Two phase flow, RTR technique⁺

1 引言

目前,对固体火箭发动机燃烧室和喷管两相流动的研究,主要集中在数值模拟和冷流实验模拟两方面^[1~3]。二相流目前主要基于二维计算,凝相粒子运动的数值模拟常用拉格朗日方法施行,但由于许多因素不确定或有些参数无法获得,使得固体火箭发动机二相流数值计算近几年内进展甚微。冷流模拟的试验结果由于工况和真实发动机工作状态存在较大差异,较难以模拟实际发动机内部流场的流动模式及流动规律。RTR 系统能对真实点火状态下的发动机内部工作过程进行实时观察,并且通过图像处理能对发动机内部凝聚相的运动规律、推进剂表面的退移速率等作定量的测量。本文的目的是想在将 RTR 系统应用于固体火箭发动机燃烧室内凝聚相的运动规律测量方面作一尝试,发展一种研究固体火箭发动机二相流动的新方法。

2 RTR 系统测量原理

X 射线高速实时荧屏分析(RTR 测量技术)是 80 年代以后发展起来的一种研究不透明高压燃烧器或发动机内复杂工作过程的非接触式诊断技术,目前已有一些科学家应用此项技术对 SRM 的内部工作过程作了有意义的研究。RTR 技术较之于常规测量手段有不可比拟的优点:

(1)非接触式测量,不会对发动机内部工作过程产生任何干扰。

(2)由于射线有很强的穿透力可以对真实发动机进行内视观测,获得常规情况下无法获得的数据。如 Kuo^[4]对真实发动机中的 Nosol-363 推进剂燃速进行测量,由于存在较强的表面横向流动,用 RTR 获得的推进剂燃速比用燃速仪测得的要高 2.5 倍。

(3)应用高速运动分析录像系统可实时记录数字图像,并可在试车后以各种速度回放,便于观察分析。

(4)所有图像均为数字化图像,记录、分析、传输、存储和处理非常方便。

2.1 RTR 测量系统简介

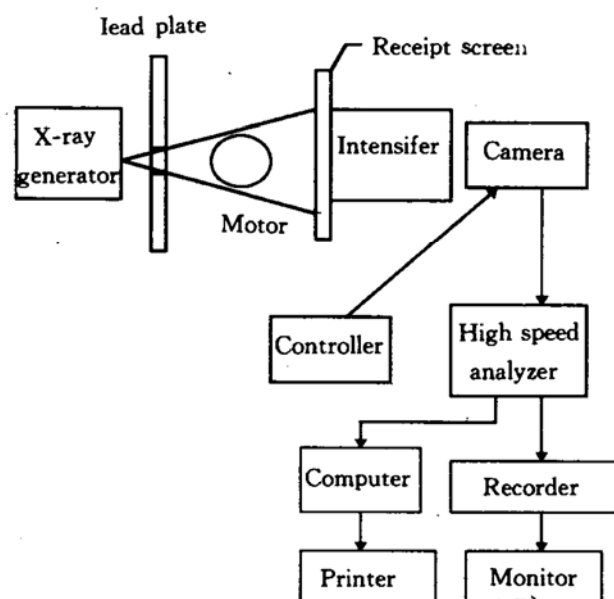


Fig. 1 RTR measurement system

图 1 是 RTR 系统总体布局简图。X 射线由 X 射线发生器(MG-421)发出,呈 30 度的圆锥体向外辐射,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,由碘化铯接收屏接收,不同强度的 X 射线将使接收屏发射出不同能量的电子,这些电子经加速、聚焦后便可在荧光屏输出亮度不同的图象。该过程一般小于 $1\mu\text{s}$,因此有足够的时间响应特性,从而在观察快速运动过程时不会产生图象拖影。由于输出高速变化图象的照度较低,而且要高速摄取该图象信号,故必须选用微光摄像机,以提高对图象灰度信息的分辨能力。微光摄像机由微光摄像头和图象增强仪组成。图象增强仪能将微光摄像头摄取的信

号增强放大, 然后通过一光缆输入 KODAK 高速运动分析仪。分析仪将此模拟图象快速转化成数字图象并存入其记忆缓冲区内, 然后分两路送给计算机和监视器, 计算机配有 KODAK 高速运动分析软件。

2.2 X 射线成像原理

X 射线透过介质的衰减规律可由 Beer 定理描述^[1]:

$$I(\theta) = I_0 \exp[-mL(\theta)] \quad (1)$$

式中: I 为透过介质后的射线强度; I_0 为原射线强度; m 为介质的线吸收系数; θ 为方位角; $L(\theta)$ 为某方位角上的介质厚度。

可见, 接收屏上的 X 射线分布, 反应出 X 射线路径上介质对射线的衰减, 也即反映了该路径上介质厚度及密度的变化。因此 X 射线图像的明暗变化反应了发动机内部工作的真实过程。

然而, Beer 定理建立在如下假设的基础上: (1) X 射线从一点源发出; (2) X 射线仅由于光电吸收才发生衰减; (3) 从 X 射线源发出的射线未经衰减到达图像增强仪接收屏幕时射线强度是均匀的。但实际上: (1) X 射线的聚焦点有一定尺寸, 不是理想的点源, (2) 试验发动机及推进剂产生 COMPEON 散射, 在射线强度大的时候特别明显; (3) X 射线强度分布在接收屏幕上不均匀; (4) 测试的各种环境干扰; (5) 测量系统电压波动。这些因素都会造成图像的失真, 不清晰。因此, 必须对图像进行合理的处理^[5]。

3 RTR 技术应用于 SRM 二相流粒子测试的可行性分析

针对火箭发动机燃烧室内二相燃气的特性, 分析将 RTR 技术应用于 SRM 二相流粒子测试的可行性。

在燃烧室内的两相流动中, 燃气对于射线的衰减率不同于金属粒子, 可以认为燃气基本上没有衰减。我们曾有这样的疑虑: 单个粒子尺寸很小, 所能引起的射线衰减有限, 是否会由于衰减量小于 X 射线增强仪的分辨率而观察不到粒子; 同时, 射线要穿过对射线衰减较大 (高于金属铝) 的发动机壳体, 由于壳体厚度远大于金属粒子的尺寸, 是否会即使粒子材料的衰减率较大, 与壳体相比对射线的衰减也并不太显著, 因而反映到图象上也不会太明显。为了解除这样的疑虑, 我们作如下估算:

对于 10mm 厚的钢板, 管电压为 150kV 的 X 射线穿过后其射线强度为:

$$I = I_0 \exp(-0.31 \times 10) = 0.045I_0 \quad (2)$$

由于目前 RTR 系统的数字图像的灰度等级为 256 级, 因此, 从理论上讲, 如果在该射线路径上有一个粒子存在, 则该粒子要在数字图像上反映出来的最小直径是应该使射线通过该粒子时其射线强度衰减满足:

$$|\Delta I| \geq \frac{0.045I_0}{256} = 0.000176I_0 \quad (3)$$

即在数字图像上应最少引起一个灰度等级的变化, 才能使该颗粒有可能在数字图像上被识别出来。由此我们可以根据材料的衰减系数计算出各种金属粒子被识别的最小粒径。计算方法如下:

$$\text{由 Beer 定理有:} \quad dI = -I_0 m \exp(-mL) dL \quad (4)$$

$$\Delta I = -I_0 m \exp(-mL) \Delta L \quad (5)$$

$$\Delta L_{\min} = -\Delta I_{\min} / I_0 m \exp(-mL) \quad (6)$$

对常用的金属材料被识别的最小尺寸进行了估算, 结果为: 铁=0.6 μm , 铝=1.20 μm , 铜=0.5 μm , 铅=0.4 μm 。

可见, 理论上固体火箭发动机燃烧室燃气中的凝相颗粒大部分是可以被识别的, 用 RTR 进行燃烧室内的二相流观测, 捕捉粒子运动轨迹是可行的。

4 试验结果

试验采取了以下措施并获得比较满意的结果。

(1) 试件设计为粒子从推进剂的同一位置以同一方式加入燃气 (见图 2)。这样, 尺寸大小几乎相同的金属粒子将沿着几乎相同的轨迹运动, 使信号得以强化。

(2) 采用适当的图像处理技术对获得的 RTR 图像进行处理, 方法详见系列论文之 I。

(3) 选用对 X 射线衰减较强的金属材料作粒子材料以增强粒子信号。表 1 是几种金属材料的 X 射线衰减系数及半值厚度。

Table 1 Half-value thickness and attenuation coefficient to X-rays

Half-value thickness (mm)					Attenuation coefficient				
Tube voltage	Fe	Al	Pb	Cu	X-ray energy	Fe	Al	Pb	Cu
100kV	2.37	15.1		1.69	1.5MeV	0.37	0.132	0.58	0.41
150kV	4.50	18.6		3.50	2.0MeV	0.31	0.150	0.48	0.35

从表 1 中可以看出铅、铜是比较合适的粒子材料。本试验在于初步探索选用铅, 待技术较成熟后改用铝。

图 2 是试验装置结构简图, 发动机为 T-6 助推器, 图 3 是用本试验方法测得的粒子运动轨迹。

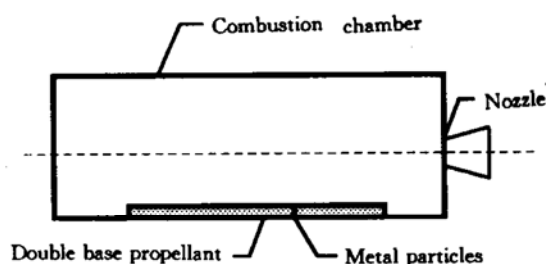


Fig. 2 Schematic diagram of test motor

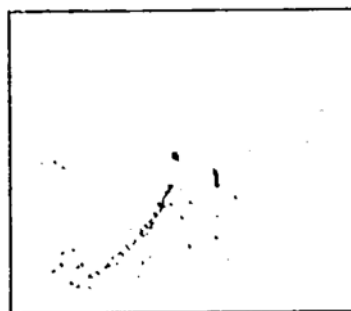


Fig. 3 Measured particle trajectory with RTR technique

5 结论

(1) RTR 技术应用与固体火箭发动机燃烧室二相流凝相粒子的运动轨迹测量是可行的, 这项技术将开辟一个研究粒子运动轨迹的新领域。

- (2) 射线强度、燃烧室壁厚、粒子材料及粒径决定粒子在数字图像上的信号强度。
- (3) 实际操作中还应采用图像处理等手段才能得到满意的结果。

致谢: 感谢何洪庆教授、李葆萱教授为本研究提出建设性意见和技术指导。

参 考 文 献

- 1 Mark salita. Deficiencies and requirements in modeling of slag generation in solid rocket motors. Journal of Propulsion & Power 1995,11(1)
- 2 Paul Liaw, et al. Particulate multi-phase flowfield calculation with combustion/breakup models for SRM. AIAA 94-2780
- 3 Zhou xu, et al. A numerical analysis on 2-D two-phase turbulent flow in combustor. J of Propulsion Technology, 1995, 16(5)
- 4 Hsieh W H, Kuo K K. Erosive and strand burning of stick propellants, part I measurements of burning rates and thermal-wave structures. J Propulsion, 1989
- 5 赵荣椿. 数字图像处理导论. 西安:西北工业大学出版社, 1992

%%%

(上接第 40 页)

- 2 Lee D, Lin J S. Computation of near nonreacting flows of a two ring flame stabilizer using a zonal grid method. Num Heat Transfer, Part A, 1991; 20: 65~79
- 3 Elgobashi S, Pratt D T, Spalding D B, et al. Unsteady combustion of fuel spray in jet engine afterburners. Munich Germany: 1977 Proc ■ Int Symp Air Breathing Engines, 1977, 447~471
- 4 Zhan X, Chui H. Numerical modeling of afterburner combustion. Int J Turbo and Jet Engines 1987, 4: 251~262
- 5 Lixing Z, Jian Z. Numerical modeling of turbulent evaporating gas-droplet two phase flows in an afterburner diffuser of trubofan engines. Chinese J Aeronautics. 1990, 3: 285
- 6 Cai X D, Chen Y L. Application of multiple time scale turbulent model. J. of Engineering Thermophysics. 1994, 15(4): 387
- 7 范维澄, 陈义良, 洪茂玲. 计算燃烧学. 合肥: 安徽科学技术出版社, 1987
- 8 周 钢, 刘应中. Navier Stokes 方程的适解性研究: [博士论文]. 上海: 上海交通大学, 1988
- 9 陶文铨著. 数值传热学. 西安: 西安交通大学出版社, 1988