

双脉冲固体火箭发动机二次点火内视研究^{*}

李 江 肖育民 何国强

(西北工业大学航天工程学院, 西安, 710072)

张伟青 杨雨阳 马国宝

(上海新力动力设备研究所, 上海, 200127)

摘 要: 利用 X 射线高速实时荧屏分析 (RTR) 技术对双脉冲固体火箭发动机的二次点火过程进行了内视研究。通过对 RTR 图像的分析, 弄清了隔板的打开模式以及塞子在一级燃烧室中的运动规律, 运用图像处理技术还获得了塞子飞出隔板后的平均速度及塞子与喷管碰撞后的反弹速度, 这些结果为这种新型发动机的设计提供了实验依据。

主题词: 双脉冲固体火箭发动机, RTR 技术⁺, 二次起动

分类号: T435.6

INNER VIEW OF DUAL-PULSE SOLID ROCKET MOTOR DURING SECONDARY FIRING

Li Jiang Xiao Yumin He Guoqiang

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

Zhang Weiqing Yang Yuyang Ma Guobao

(Shanghai Xin Li Power Equipment Research Inst., Shanghai, 200127)

Abstract: The transient process inside dual-pulse solid rocket motor during secondary firing was studied using a system of X-ray real-time radiography (RTR) technique. The blowout pattern and the motion law of the plugs inside the first combustion chamber were found out by analyzing the RTR images. By using advanced image processing techniques the mean flying velocities of the plugs after blowout and the reflection velocities of the plugs after impaction on the convergence section of the nozzle were obtained.

Subject terms: Dual-pulse solid rocket motor, RTR technique⁺, Secondary start

1 引 言

80年代以来, 由于材料、工艺技术等方面的迅速发展, 对双脉冲固体火箭发动机的研究已取得了显著的进展^[1~5]。但是由于缺乏有效的研究手段, 对二次点火过程隔板的打开模式、塞子在一级燃烧室内的运动规律、塞子的排出方式以及塞子对喷管收敛段的碰撞情况了解的还不够, 这影响了研究工作的进展。本文利用 RTR 技术对蜂窝隔板式双脉冲发动机的二次点火过程进行内视研究, 以了解隔板的打开模式以及塞子在一级燃烧室中的运动规律。

2 实验系统

2.1 实验发动机

蜂窝隔板式双脉冲发动机的结构简图如图1所示, 二级燃烧室中放置按真实装药形状加工的芯模, 以模拟真实工作状态下燃烧室的自由容积以及流动状态, 芯模前面放有一片双基推进剂, 点火药包用黑火药和点火头制成。中间的隔板开有若干孔, 用塞子塞住, 当一级燃烧室工作时, 燃烧室的压力将塞子紧紧压住; 当二级点火时, 二级燃烧室的压力将塞子吹出隔板。

2.2 RTR 系统

图2是RTR系统总体布局简图, 说明见文献[6]。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, 进行处理和分析。

X射线路径上介质对射线的衰减规律可以用Beer定理来描述: $I(\theta) = I_0 \exp[-ml(\theta)]$ 。式中 I_0 为原射线强度, I 为透过介质后射线强度, m 为介质的线吸收率, θ 为方位角, $L(\theta)$ 为方位角上的介质厚度。

可以看出, 接收屏上的X射线分布反映出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映了发动机内部工作的真实情况。压强信号由CS2092数据采集系统采集, 多回路时间控制器用于控制点火信号和高速运动分析仪的触发, 为了保证能够可靠地记录RTR图像, 高速运动分析仪的触发时间设置要比点火的触发信号早一些。

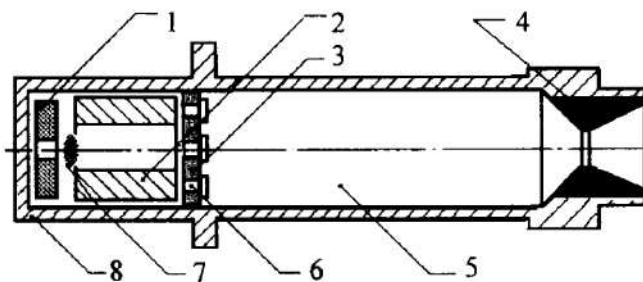


Fig. 1 Schematic diagram of dual-pulse solid rocket motor

- | | | |
|---------------------------|----------------------|-------------|
| 1. Double base propellant | 2. Core | 3. Inserter |
| 4. Graphite nozzle | 5. First chamber | 6. Plug |
| 7. Ignition cartridge | 8. Secondary chamber | |

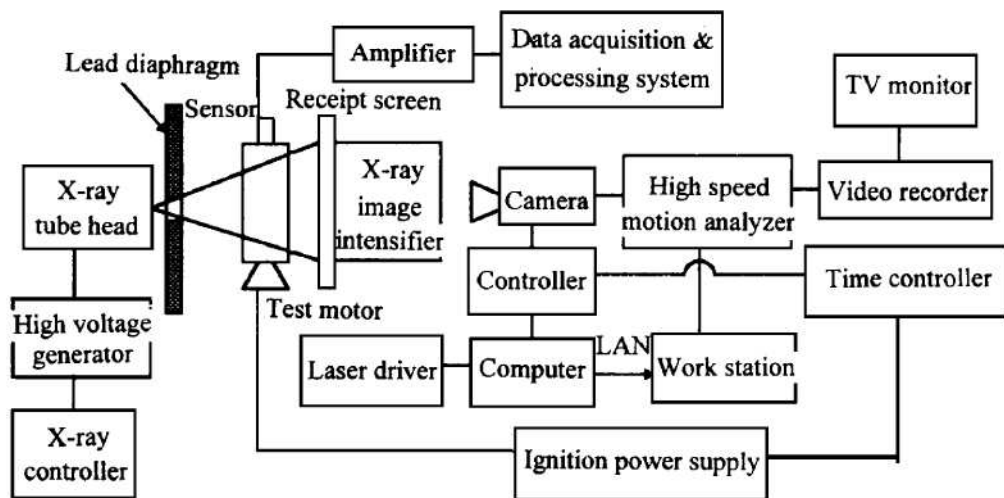


Fig. 2 RTR measurement system

3 实验结果及分析

3.1 压强-时间曲线

压强的最大值对应隔板的打开压强, 压强急剧下降段的时间间隔为塞子的打开时间, 图

3是典型的压强-时间曲线。将几发实验的压强-时间曲线画在一个坐标系中,发现除压强峰差别比较明显外,其他部分重合的非常好,说明蜂窝式双脉冲发动机二次点火过程的重复性比较好。5发实验压强-时间曲线中的最大压强分别为1.06MPa, 1.40MPa, 1.15MPa, 1.36MPa和1.10MPa。

3.2 动态 RTR 图像

通过反复播放 RTR 图像,可观察到隔板打开模式及塞子的运动规律。

(1) 隔板打开时塞子并非同时从隔板飞出,但前后分散程序不是很大,塞子飞出后的速度和方向基本保持一致。

(2) 塞子从隔板飞出后,在一级燃烧室中的运动方向与燃烧室的轴线基本保持平行,没有与燃烧室壁发生碰撞。

(3) 塞子到达喷管后,靠近中心线的一小部分塞子直接排出喷管,另一部分塞子与喷管收敛段发生碰撞向回反弹,与碰撞前的速度相比反弹速度明显降低,反弹后塞子的运动方向差异比较大,一部分塞子和燃烧室壁发生多次碰撞,一直弹回燃烧室头部,并与隔板又发生碰撞。

3.3 图像处理

为了获得比较好的图像效果,本文在图像处理过程中使用了一种专门为处理 RTR 图像而开发的图像处理软件,该软件不仅采用了亚像素法插值放大,自适应边缘提取等先进的图像处理技术,而且针对 RTR 图像的特点设计了一些专用的算法,还可以自动或手动跟踪特征比较明显的塞子,并且根据定标自动显示塞子的坐标及运动速度。图4(a)为处理前的原始图像,图4(b)为经过插值放大和边缘提取等处理后的图像。由于原始图像效果比较差,得出的速度误差比较大,所以将各点的速度取平均值,表1列出了几发实验塞子的平均速度,前4组数据为塞子飞出隔板后的平均速度,5(1)为塞子到达喷管之前的平均飞行速度,5(2)为塞子与喷管收敛段碰撞后的反弹速度。

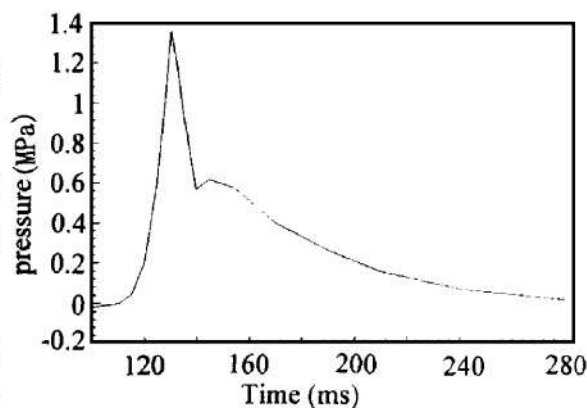


Fig. 3 Pressure-time curve

Table 1 The velocities of the pluge

Number of test	1	2	3	4	5 (1)	5 (2)
Velocities of pluge (m/s)	27	28	25	25	30	3.9

3.4 实验数据分析

(1) 塞子到达喷管时的速度大于飞离隔板时速度,即塞子在一级燃烧室中呈加速飞行。

(2) 隔板打开压强和塞子的飞行速度之间的关系并不像想象的那么大,估计这是由于隔板打开瞬间,气流在塞孔发生雍塞造成的。

(3) 对比5(1)和5(2),可以发现塞子与喷管收敛段发生碰撞后速度衰减很大,说明塞子对喷管的碰撞比较严重,实验结束后在石墨喷管的收敛段发现有许多小凹坑也证明了这一点。

通过图像处理获得了塞子与喷管收敛段碰撞前后的飞行速度,如果能够确定塞子与喷管

理碰撞的时间,就可以根据动量定律计算出塞子对收敛段的碰撞力,这个参数对双脉冲发动机的设计来说是很关键的。但由于这次实验条件的限制,无法对塞子与喷管收敛段的碰撞过程进行拍摄,因此无法确定碰撞时间,在今后的实验中需要对实验器进行改进。

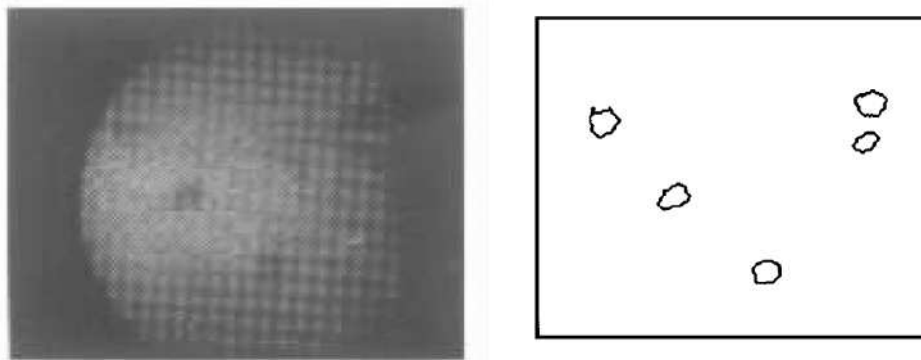


Fig. 4 Primary and processed images

4 结 论

- (1) 隔板打开时塞子并非同时从隔板飞出,塞子飞出后的速度和方向基本保持一致。
- (2) 塞子从隔板飞出后,在一级燃烧室中加速运动,且运动方向与燃烧室轴线保持平行。
- (3) 为了减少塞子对喷管喉部碰撞损伤,有必要对双脉冲发动机隔板塞子布局进行改进,从实验的结果来看,由于塞子在一级燃烧室中的运动方向基本与轴线保持平行,建议在隔板上半径等于喷管喉径的圆环附近不布置或少布置塞子。

参 考 文 献

- 1 McDonald A J. An affordable solution to future space propulsion needs. AIAA 84-1188
- 2 Froning H D. Airframe-propulsion considerations for pulse-missiles. AIAA 86-0444
- 3 朱光辰. 一种双脉冲发动机的技术研究. 中国宇航学会固体火箭推进技术研讨会论文集, 延吉: 1995.
- 4 司学龙. 固体火箭发动机推力调节技术及其应用. 中国宇航学会固体火箭推进技术研讨会论文集, 延吉: 1995.
- 5 叶定友. 固体火箭发动机多次启动技术及其应用. 推进技术, 1989, 10 (1)
- 6 肖育民, 何国强, 黄生洪, 等. 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. 推进技术, 1997, 18 (5)