

固液火箭发动机中燃料热解速率的测量与分析^{*}

孙得川, 张 研, 王 贺, 刘 上, 汪 亮

(西北工业大学 航天学院 燃烧、流动和热结构国家级重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘 要: 固液火箭发动机中, 内弹道的计算、流场与性能分析等都需要确定燃料表面的退移速度, 常规的热重分析、差热分析因升温速率太慢, 与发动机环境的高升温速率差别很大, 得到的热解速率误差大。采用了热板实验装置测量高升温速率环境下的固体燃料退移速率。采用高速摄影和超声波传感器进行动态测量, 对比了摄影测量和超声波测量的结果, 得到了超声波测量得到了热解过程中的退移速率与低密度聚乙烯表面温度的关系。

关键词: 热解; 退移速率; 超声波; 测量; 实验

中图分类号: V436.2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2010) 01-0074-04

Regression rate measurement and analysis for solid fuel in hybrid rocket motor

SUN De-chuan, ZHANG Yan, WANG He, LIU Shang, WANG Liang

(National Key Lab of Combustion, Flow and Thermo-structure/Coll of Astronautics,
Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract In hybrid rocket motor, the regression rate of solid fuel is the most important parameter. The regression rate will be used in inner ballistic calculation, flow field simulation and rocket motor performance analysis. Generally, the parameters in regression rate equation is measured by pyrolysis device, such as DTG, but the heat environment is different from that in hybrid and this may result in large error. A heat plane device was built to simulate the environment on fuel surface in hybrid rocket motor. High speed video and ultrasonic device were used to measure the regression rate of solid fuel and their results were compared. The relationship between regression rate and surface temperature of the LDPE was obtained.

Key words Pyrolysis; Regression rate; Ultrasonic wave; Measurement; Experiment

1 引 言

固体燃料退移速率的研究与扩散燃烧机理紧密相关。迄今为止, 固液火箭发动机中固体燃料退移速度偏低的问题是一个尚未攻克的难题。一些研究者也提出过燃料退移速率的经验公式, 这些公式基本上都与 Marxman 等人的理论有关, 但是由于固液火箭发动机的燃料退移速度受很多因素影响, 理论预测往往与试验结果有一定差距; 或者就是根据试验结果对影响燃料退移速率的因素进行建模, 获得给定发动机的退移速率公式^[1]。这种类型的退移速率公式一般是氧化剂流量以及几何结构的参数, 当缺乏试车数据的

情况下, 在固液火箭发动机内流场的数值计算以及退移速率的预示过程中, 因为涉及到燃料表面的传热耦合计算, 所以无论是简单模型还是复杂模型, 燃料表面的退移速率往往都是通过阿累尼乌斯形式的热解速率模型 (如公式 1 由 Kuo K K 等人提出^[2]) 给出, 燃料表面的热分解温度决定了燃料的燃面退移速率^[3]。

$$r \approx A \exp \left[- \frac{E}{RT_s} \right] \quad (1)$$

式 (1) 中, 活化能 E 以及系数 A 需要通过实验给出。这种方法在固液火箭发动机内流场计算中广泛使用, 但是如何找到表面温度与退移速率的关系则需要实验测定。

单纯研究固体燃料的热解速率, 有热重分析方

* 收稿日期: 2008-12-22 修订日期: 2009-05-19

基金项目: 国家自然科学基金 (50406023); 武器装备预研基金 (9140C5203060705)。

作者简介: 孙得川 (1973—), 男, 博士, 副教授, 研究领域为火箭发动机。E-mail: dechuan@nwpu.edu.cn

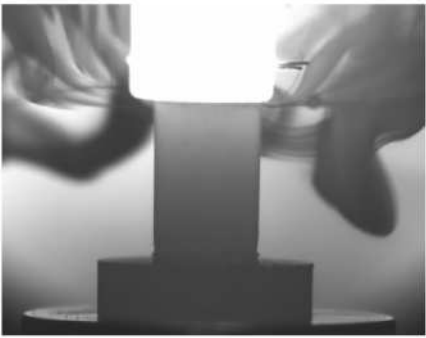


Fig 3 Pyrolysis of LDPE in N₂

面温度为 611 K 时, 低密度 PE 出现了缓慢的热解, 可见少许热解烟雾。

实验中不进行氮气保护, 则可以观察到常压下热解气体的点火时间。经过多次观察, 在常压下低密度聚乙烯从受热升温、热解, 到最终点燃的过程大约需要 0.54 s, 这与作者的计算分析是完全一致的^[4]。

3.2 超声波法测量

测量燃速的原理其实很简单, 和超声波测厚的原理类似, 只是根据在不同时刻测量得到的装药厚度来得到燃速的变化。有关超声波测量燃速见文献 [5]。

实验中, 超声波发射与接收控制采用 SOFRATEST 公司的 SFT400IH 超声波采集卡 (两通道, 60 MHz), 探头采用频率为 1 MHz 的 WC100 超声探头。超声波换能器安装在燃料试件底部, 与 LDPE 之间没有耦合材料。典型的温度和退移速率测量结果如图 4 所示。测试件的初始厚度为 20 mm, 在铜棒即将下落的时候开始计时。

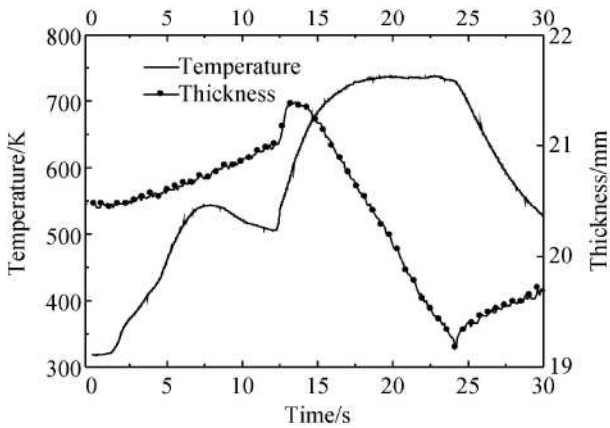


Fig 4 Thickness and surface temperature of LDPE in ultrasonic test

从图中可以观察到, 因为热电偶受到铜棒热辐射的作用, 温度迅速升高, 使与热电偶接触的局部燃料熔化, 热电偶陷入固体燃料中, 造成热电偶温度短暂下降, 当铜棒接触到燃料导致燃料开始热解后, 热电

偶温度迅速上升, 并保持了一定的恒温状态, 在铜棒上升后随着燃料冷却热电偶温度下降。分析原因, 温度曲线的这种变化一方面是由 LDPE 的熔化造成的, 另一方面是由于热电偶较大, 陷入固体燃料中并且存在温度滞后。因此, 热电偶的温度在一定程度上低于实际的表面温度, 在不换热电偶的情况下, 将热电偶温度下降的落差考虑作为燃料表面与热电偶之间的温差, 虽然这样不能消除误差, 但是在一定程度上可以接近实际表面温度。当然, 表面温度的测量要根据实际情况来分析。

从燃料厚度的变化曲线可以得到固体燃料热解退移速率。由图 4 观察到, 在铜棒没有接触燃料之前, 由超声波测量的厚度值不断增加, 在铜棒接触燃料后厚度测量值突然跃升, 然后呈线性的下降。这是因为在测量过程中, 只能设定 LDPE 中的声速为定值, 而热辐射使固体燃料表面附近的温度上升, 温度升高的燃料局部声速会降低, 使超声波在固体燃料中传播的时间变长, 而测量中仍然采用常温下的声速, 所以导致测量的厚度比实际值大。但是, 在稳定热解的过程中, 因为固体燃料导热系数小, 温度只是在靠近表面的薄层内有分布, 并且这个温度分布形式在稳定热解情况下保持不变, 所以虽然测出的厚度比实际大, 但是得到的退移速率与实际值差别不大。

3.3 实验结果

通过实验, 最终拟合出 LDPE 热解温度与热解退移速率的 Arrhenius 类型关系式。将式 (1) 作对数变换, 形式如下

$$\ln(r) = \ln(A) - \frac{E}{R_0 T} \quad (2)$$

这样就可以通过作图得到退移速率与表面热解温度之间的关系。表 1 给出了实验测量得到的数据。

Table 1 Regression rate and surface temperature

Surface temperature/K	Regression rate/(mm/s)	
	V ideo	U ltrasonic
743	0.218	0.213 44
757	0.302	0.218 18
759	0.218	0.208 14
766	0.235	0.220 13
775	0.221	0.223 56
777	0.287	0.224 46
795	0.284	0.228 05
809	0.321	0.236 05

图 5 给出了表 1 的图示, 可以看到摄像得到的数据散布较大, 究其原因, 是因为燃料退移速率低, 在实验拍摄的短时间内退移量少, 而摄像解析度又不高, 高温下燃料表面图像边缘模糊, 人工判断误差大造成的, 而超声波测量则摒弃了以上因素。

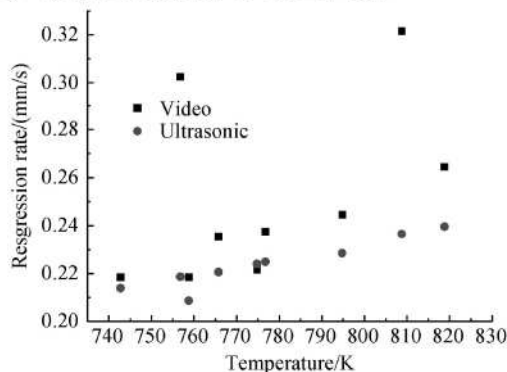


Fig 5 Regression rate with surface temperature

根据公式 (2) 对超声波实验结果进行处理, 如图 6 得到对应的数据为

$$\ln(A) = -0.33419 E/R = 901.30174$$

即 $A = 0.71592 \text{ mm/s}$, $E = 7493.5 \text{ J/mol}$ 这与实际发动机中的结果比较一致^[6]。

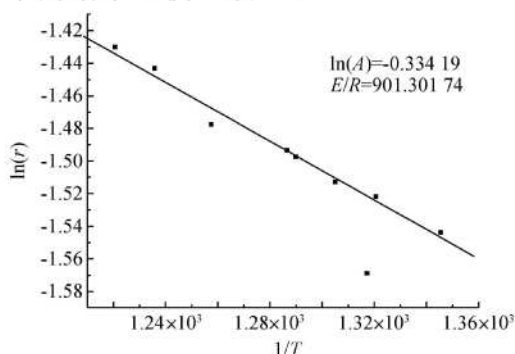


Fig 6 Linear fitting for ultrasonic test data

3.4 实验分析

在热板实验中, 固体燃料的种类会影响实验测量精度。本实验中, 主要将固体燃料按照是否有明显的熔化层分成两类。对于有熔化层的燃料, 测量表面温度的热电偶很容易陷入到熔化层中, 造成热电偶温度波动, 难以准确测量表面温度, 而没有熔化层的材料热电偶通常可以比较好的测量表面温度。对于 LDPE, 是先熔化再热解, 从图像中可以观察到明显的熔化现象, 造成表面温度测量不稳定, 给实验结果带来了一定的误差。可以考虑采用更小的热电偶并且使热电偶附着在铜棒上来减小这种误差。

另外在摄影测量中, 因为背景亮度、铜棒温度(变化)、热解生成的气体(流动)都会影响成像效果, 而且在低退移速率下成像的分辨率也会有很大影响, 造成难以准确的度量燃料表面的下降速度, 所以采用摄像的方法来测量表面退移速率不仅后期数据处理工作量大, 而且人为误差较大。

采用超声波测量退移速率, 主要误差在于靠近表面的固体内部声速因为温度升高而变慢。但是因为高温层很薄, 并且主要是影响厚度测量, 对于厚度变化(速度)的影响较小, 所以超声波测量结果较好。另外, 超声波测量技术还可以直接应用于实际的发动机测量。另外, 从测试结果中可以看到, 要得到更准确的结论还需要更多的实验数据。

4 结 论

本文针对固液火箭发动机固体燃料高温环境下热解速率的测量建立了热板实验装置, 可以模拟固液发动机内部的高升温速率, 并且采用摄影和超声波方法实时测量了固体燃料的热解退移速率, 得到 LDPE 分解退移速率的关系式。分析采用这两种方法进行表面温度和退移速率测试中的主要影响因素。

通过该方法可以建立固液发动机燃料热解退移速率与表面温度的关系, 是固液发动机内流场和内弹道计算的基础。

参考文献:

- [1] Greg Zilliac, Arif Karabeyoglu M. Hybrid rocket fuel regression rate data and modeling[R]. AIAA 2006-4504
- [2] Chiverini Martin J, Harting George C, Yeu-cheng Lu et al. Pyrolysis behavior of hybrid rocket solid fuels under rapid heating conditions[R]. AIAA 97-3078
- [3] Antonis Antoniou I, Akyuzlu Kazim M. A physics based comprehensive mathematical model to predict motor performance in hybrid rocket propulsion systems[R]. AIAA 2005-3541
- [4] 孙得川, 杜新, 汪亮. 热解过程对 H_2O_2 -PE 固液发动机点火的影响[J]. 固体火箭技术, 2006, 29(5).
- [5] 孙得川, 周伟, 汪亮. 超声波法测量燃速初探[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(4).
- [6] 杜新, 汪亮, 葛李虎, 等. H_2O_2 -PE 固液火箭发动机燃料退移速率研究[J]. 西北工业大学学报, 2003, 21(6).

(编辑: 梅 瑛)