

文章编号: 1006-9941(2011)01-0055-05

# 高能推进剂火焰传播过程实验研究

肖波, 刘佩进

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

**摘要:** 模拟固体火箭发动机内的点火瞬态, 必须了解其推进剂固相表面的火焰传播过程及给定初始气/凝相上的火焰传播速度。通过在推进剂表面嵌入热电偶丝的类靶线法及光电探测法, 对后向台阶型装药的高能推进剂开展了两次火焰传播实验。结果表明, 上游推进剂表面是由火焰连续传播所点燃, 下游表面是由上游推进剂燃烧产生的燃气所点燃, 台阶底部区域则是最后点燃。同时发现单纯由电阻丝点火建立的火焰传播过程时间较长, 其中气相扩散并点燃下游推进剂表面的平均速率为  $57.78 \text{ cm} \cdot \text{s}^{-1}$ , 上游火焰传播的平均速率仅为  $4.92 \text{ cm} \cdot \text{s}^{-1}$ 。

**关键词:** 航空航天材料; 高能推进剂; 火焰传播; 实验研究; 光电探测

**中图分类号:** TJ55; TQ038.2; V512.4

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.3969/j.issn.1006-9941.2011.01.013

## 1 引言

固体火箭发动机点火瞬态过程涉及点火启动、传热分析、燃气流动、火焰传播等多种物理化学过程, 因而模拟点火瞬态必须了解火焰传播过程中存在的规律或是相关参数。Summerfield M<sup>[1-2]</sup> 等人利用高速摄影观察了小型实验发动机内推进剂表面的点火过程, 测量了燃烧室内压强变化和推进剂表面传热速率。Siddiqui 和 Smith<sup>[3]</sup> 试验研究了氧化剂浓度和压力对火焰沿着双基推进剂表面的扩展速率的影响, 将火焰传播速率按氧化剂浓度分为三个不同的区域并观察了各区域推进剂表面的燃烧情况。Andoh E 等人<sup>[4]</sup> 进行了在紊流边界层中的火焰沿着加催化剂及不加催化剂的平板形固体推进剂扩展的实验研究, 实验发现在较低的自由气体流速处或具有更高的正常燃速的推进剂会出现火焰的不连续扩展, 并且火焰扩展速率随自由流速和正常燃速的增大而增大。Conover G H<sup>[5]</sup> 利用纹影仪观测发动机头部翼槽部分的燃烧情况, 通过改变翼槽内压强获得了不同点火尾焰在不同压强下的形状及其撞击药柱表面的范围。Moore J D<sup>[6]</sup> 等人采用高速摄影和近红外探测器测量方法模拟尾翼槽型装药

的火箭发动机内的火焰传播过程, 发现发动机内各处火焰传播过程不一致并且增压速率是与火焰传播时间成反比。国内余贞勇等人<sup>[7]</sup> 开展了尾翼槽内火焰传播过程对固体火箭发动机整个点火升压过程的影响研究, 发现翼槽内火焰传播过程首先是燃气充填过程而其次是火焰传播过程。

从国内外研究现状来看, 对复合或是高能推进剂的火焰传播研究较少且结果对模拟点火瞬态意义不大, 同时也未弄清火焰在复杂构型推进剂固相表面上的传播过程。因此, 本实验对后向台阶装药采用嵌入热电偶丝和电阻丝点火, 结合光电探测法进行了火焰传播过程研究。通过分析温度与光电测量数据, 获得了发动机内火焰传播的一些规律以及高能推进剂火焰传播速度。

## 2 高能推进剂的火焰传播实验

### 2.1 发动机设计

为了模拟尾翼槽型的高能推进剂 NEPE 在火箭发动机内的点火瞬态过程, 同时方便在推进剂表面沿纵向埋入热电偶丝, 故采用图 1a 所示的后向台阶型装药(推进剂装载在装药支架上)。三段装药的长度分别为 150, 60, 100 mm, 沿推进剂下游向上的台阶角为  $30^\circ$ 。由于只是研究火焰传播过程, 装药厚度取 10 mm 就能满足发动机流量与测试要求。

实验中所用石墨喷管直径保持在 8 mm, 以控制最高压强为 5 MPa。将该台阶型装药装入发动机燃烧

收稿日期: 2010-05-07; 修回日期: 2010-06-20

作者简介: 肖波(1986-), 男, 硕士研究生, 主要从事固体火箭发动机相关方面的研究。e-mail: bob.001\_163.com@126.com

通讯联系人: 刘佩进(1971-), 男, 教授, 博士生导师, 主要从事固体火箭发动机相关方面的研究。e-mail: liupj@nwpu.edu.cn

室内后如图 1b 所示,左端为喷管出口,右端为热电偶丝出口。本实验中采取电阻丝点火(实验 2 中加入少许黑火药),要求嵌入上游的电阻丝与装药端面平行(实验中电阻丝距上游端面 20 mm)以尽可能使火焰前锋沿推进剂固相表面平行地传播,保证热电偶丝的延迟时间一致。

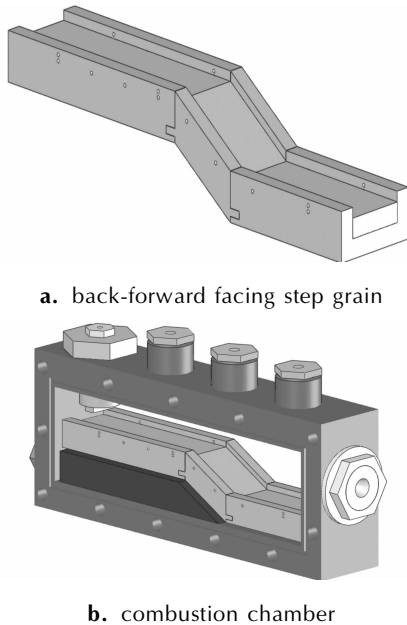


图 1 实验发动机的装药构型及燃烧室内腔  
Fig.1 Grain shape and combustion chamber of experimental motor

2.2 实验系统

图 2 为实验系统的基本组成,它包括火焰传播实验发动机、点火线、3 路光电探测器、4 路压强传感器(实验 2 中为 2 路)、9 路热电偶丝测温以及 Synergy 数据采集系统。所有的压强信号、热电偶测温信号以及光电测试信号均接入 Synergy,保证所采集信号在时间上同步。

2.3 诊断方法

实时确定火焰前锋位置采用极细(直径 0.1 mm) K 型热电偶,可以在短时间内对火焰传播过程做出快速响应。从而实验中可进行类靶线法温度测量,即可置于气相中测燃气流动速度的同时可嵌入推进剂表层测火焰传播速度。推进剂点燃后,燃气充填过程逼近气相中的热电偶丝位置时会有温度的渐变过程,到达该位置时热电偶丝熔断,将无信号;同样,火焰传播过程逼近凝相中的热电偶丝位置时也会有温度的渐变过程,到达该位置时热电偶丝熔断,将无信号。根据两两热电偶丝间的位置和均无信号时的时间间隔,就可以

分开得到燃气充填的平均速度和各段的火焰传播速度。图 3 所示为各热电偶测温点处的标号及位置,其中,1',4'和 9'号处于气相中,位于推进剂表面上方附近;1~9 号处于推进剂固相中,距表面约 1 mm。实验 1 的测点为:1'与 9',1,2,3,5,6,7,8,实验 2 的信号为:1',4'与 9',1,2,4,5,6,7,9。表 1 显示了各测温点间的距离。

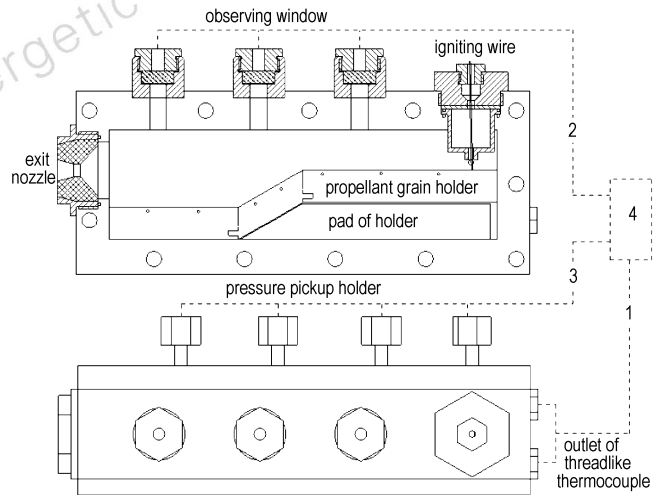


图 2 实验系统基本组成  
1—温度测量接口, 2—光电测量接口, 3—压强测量接口, 4—数据采集系统  
Fig.2 Fundamental component of experimental system  
1—temperature interface, 2—optical interface, 3—pressure interface, 4—synergy

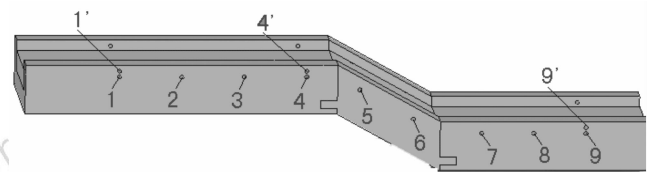


图 3 热电偶丝测量处标号  
Fig.3 Indicators of the thermocouple measurement

表 1 热电偶丝测温点水平间距  
Table 1 Horizontal distances of thermocouple measurement between two positions

experiment 1		experiment 2	
indicators	horizontal distance/mm	indicators	horizontal distance/mm
1'-9'	225	1'-9'	225
1-2	30	1'-4	90
2-3	30	1-4	90
5-6	30	5-6	30
7-8	25	7-9	50

另外,采用三个 PIN 结硅光电二极管进行光电探

测(OP1、OP2、OP3)。同时在燃烧室壳体上设置4个测压座(P1、P2、P3、P4),以显示水平位移上的压强变化。图4所示为光电测量和压强各测点位置,其中实验1信号:OP1-OP4、P1-P4;实验2信号:OP1-OP4、P1与P4。表2显示了各测点间的距离。

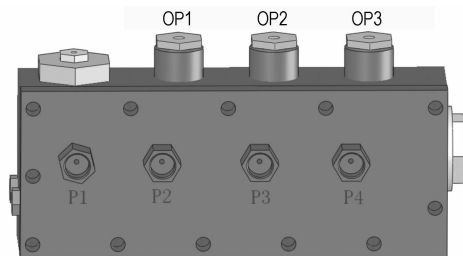


图4 压强与光电测量各处标号  
Fig.4 Indicators of the pressure and optical measurement

表2 压力与光电测量处水平间距  
Table 2 Horizontal distances of pressure and optical measurement between two positions

experiment 1		experiment 2	
indicators	horizontal distance/mm	indicators	horizontal distance/mm
OP1-OP2	78	OP1-OP2	78
OP2-OP3	78	OP2-OP3	78
P1-P2	70	P1-P4	237
P2-P3	80		
P3-P4	75		

### 3 结果及分析

由电阻丝点火所建立的点火瞬态时间(从电阻丝刚点燃推进剂到推进剂所有表面区域被点燃的时刻)很长,大约10 s,而正常工作时间仅占2 s。两次实验的工作最高压强分别约为4 MPa和4.23 MPa,说明控制在设计压强以内。同时,压强曲线的上升过程中已完全包含火焰传播过程,符合设计要求。

#### 3.1 温度测量结果及分析

对实验1温度测试信号进行筛选和分析后,绘制曲线分别如图5所示(测点1'与9'处与气相中信号因变化剧烈不予画出)。从图5中看到各测点处温度不断升高的趋势。通过图形分析和确定两次实验的热电偶丝熔断时刻(表3),可得到一些火焰传播的相关规律。

图5中可说明上游推进剂表面温升快慢次序为:2、3、1,此即燃气到达次序。信号1前期一段时间内(82~93 s时刻内)温升较信号2、3慢,是由于点火器阻挡了燃气向下游扩散的空间,但后期一段时间内(93 s后)信号1处表面温升最快,说明此处较其他信号处最先达到着火条件,此处热电偶丝也因头部固相

表面反映剧烈而过早熔断,因而数据异常。

表3实验1中信号1'和9'是处在气相中,若不考虑信号9'处燃气从通过此处到燃气温度足以熔断热电偶丝的时间包括在燃气的传播时间间隔,可计算出燃气的平均传播速度为 $26.47 \text{ cm} \cdot \text{s}^{-1}$ 。根据信号2和3热电偶熔断的时间及其距离,可以计算得到第一段的平均火焰传播速度为 $4.92 \text{ cm} \cdot \text{s}^{-1}$ ,此时燃烧室内的压强刚开始建立。

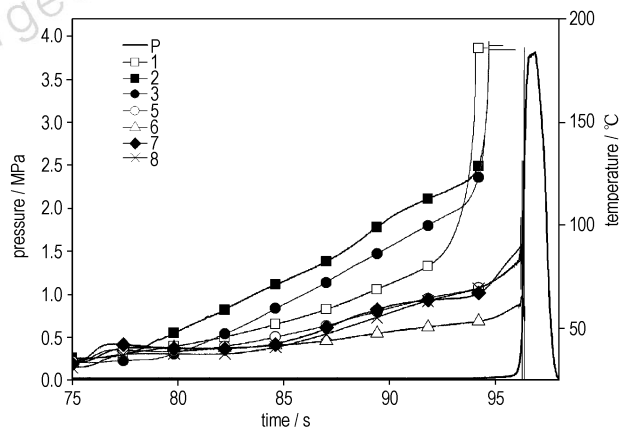


图5 实验1温度测试曲线  
Fig.5 Temperature measurement graph of experiment 1

表3 温度测量各处无信号时刻  
Table 3 Time list of non-sigaled temperature measurement for every position

experiment 1		experiment 2	
indicators	non-sigaled time/s	indicators	non-sigaled time/s
1'	94.85	1'	abnormal
1	abnormal	1	abnormal
2	95.35	4'	abnormal
3	95.96	4	31.82
5	96.39	5	34.83
6	96.40	6	34.90
7	95.36	7	34.82
8	95.36	9'	34.12
9'	95.7	9	34.84

从图5中可知信号5、7、8的温度上升情况很接近,同时三处的热电偶丝几乎同时熔断,这说明三处的环境状况(当地表面的气流温度、速度、压强、浓度等)相似,并且三处表面几乎同时达到点火温度。而从表3中也可以看出信号7和8熔断时刻与信号5熔断时刻相近,可见燃气经斜面直接冲击到下平面段点燃信号7、8位置处进行了加热和点燃,同时主火焰点燃信号5附近的推进剂表面。信号6处热电偶丝熔断时刻比信号5处晚,说明此处是在上游火焰峰向下游传播

与下平面段的燃烧情况共同作用而点燃的, 而从图 5 中可以看出信号 6 温升最慢, 这说明翼槽底部推进剂表面加热最慢而最后点燃。因此, 发动机内推进剂上游表面由电阻丝点火后的火焰向下传播所点燃, 传播到台阶顶部的同时下游局部区域被上游所产生的燃气所点燃, 而翼槽底部则是最后点燃。

表 3 中实验 2 因加入了少量黑火药使燃气量增大, 在点火初期信号 1'、1、4' 处均过早熔断, 数据异常。信号 7 与信号 4 和 5 间几乎同时熔断, 再次说明主火焰传到信号 4 与 5 间的推进剂表面时, 下平面段信号 7 附近的推进剂表面已点燃, 出现了二次点火现象, 并且信号 6 处也是最后才点燃的。与单纯由电阻丝点燃的实验 1 对比说明, 点火药量多少将加速主火焰的传播, 但不会改变实验 1 中的火焰传播情况。

### 3.2 光电测量结果及分析

将实验 1 的光电信号 OP1、OP2、OP3 过滤掉高频信号后, 绘制曲线如图 6 所示, 图中点线表示幅值零点, 点划线表示可测最大幅值, 实线表示点燃时刻。由于各信号对应推进剂表面点燃顺序为 OP1、OP3、OP2, 故信号 OP2 所处窗口污染最严重、OP3 处次之、OP1 处污染较轻, 从而图 6 表现出了信号的强弱区别。为确定上下平面段上火焰前锋的位置, 以超过信号 OP1 幅值 10% 作为两处对应推进剂表面处的点燃时刻 (信号 OP2 污染严重, 不予考虑), 通过图形分析 (表 4), 可得到一些火焰传播的相关规律。

实验 1 中, 由三处的光强对比可知, 信号 OP1 的上升情况表示上游平面段 (测温点 3 处附近) 最先点燃。在信号 OP1 对应的推进剂表面位置之后, 紧接着上游燃气将信号 OP3 处对应的下平面段 (信号 8 处附近) 点燃。信号 OP2 处污染最为严重也说明了该信号对应的翼槽底部是最后点燃的, 这些验证了温度测量分析。用信号 OP1、OP3 处的点燃时刻来计算, 不考虑燃气从到达某处表面直至该处点燃的时间间隔, 可求得速度为  $57.78 \text{ cm} \cdot \text{s}^{-1}$ , 这与温度测量的燃气传播速度位于同一数量级, 说明上游推进剂燃烧产生的燃气以  $57.78 \text{ cm} \cdot \text{s}^{-1}$  的速度传播到下游并点燃推进剂表面。

光电测量也说明了发动机内推进剂上游表面由电阻丝点火后的火焰向下传播所点燃, 传播到台阶顶部前一测点处后紧接着下游局部区域被上游所产生的燃气所点燃 (可认为下游局部区域与台阶顶部同时点燃), 而翼槽底部则是最后点燃。与压强曲线相比较, 同样说明了初期燃气扩散与火焰传播的共同作用点燃推进剂表面。

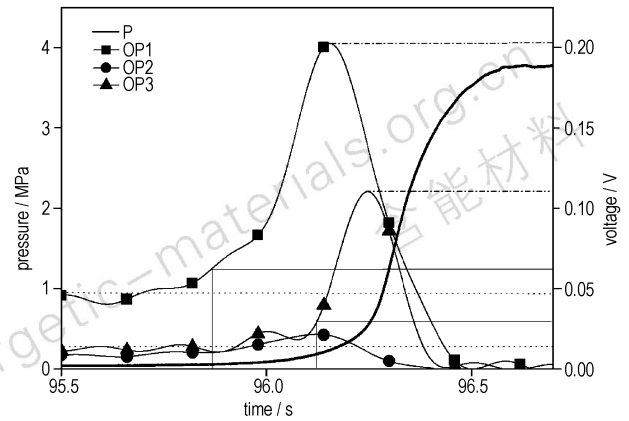


图 6 实验 1 光电测量曲线

Fig. 6 Optical measurement graph of experiment 1

表 4 光电测量分析

Table 4 Optical measurement analysis

analysis parameters	experiment 1	
	OP1	OP3
amplitude zero/V	0.0475	0.0130
amplitude max/V	0.0204	0.110
ignited time/s	95.85	96.12
corresponding indicator	3	8
non-sigaled time/s	95.96	96.36

## 4 结论

(1) 各段表面上的火焰传播情况不一致, 即上游推进剂表面是由电阻丝点燃并逐渐向下传播, 当传播到台阶顶部的同时下游表面被上游所产生燃气点燃, 而台阶底部则是最后点燃。发动机内初期燃气扩散与火焰传播的共同作用点燃推进剂表面。

(2) 点火药量会加速燃气充填过程和推进剂表面的火焰传播过程, 相比之下单纯由电阻丝点火建立的点火瞬态过程时间很长, 其中上游燃气扩散到下游并点燃推进剂的平均速率为  $57.78 \text{ cm} \cdot \text{s}^{-1}$ , 上游平面段火焰传播的平均速率为  $4.92 \text{ cm} \cdot \text{s}^{-1}$ 。

(3) 对于初始状态在常温常压下、后向台阶型装药 (含尾翼槽装药) 的高燃速 NEPE 推进剂来说, 此火焰传播速度实验中的规律不论点火方式是单纯电阻丝或是加入黑火药均存在, 而其火焰传播速度值只能在单纯电阻丝点火所建立的火焰传播过程中得到。

### 参考文献:

- [1] Summerfield M A. The shock tube as a tool for solid propellant ignition research[J]. *Jet Propulsion*, 1958, 28: 478.
- [2] Summerfield M A. Critical review of recent research on the mechanism of ignition of solid rocket propellants. Report 661 [R],

- Princeton Univ, Aug. 26. 1963.
- [3] Siddiqui K M, Smith I E. Flame spreading phenomena in double base propellants[J]. *Combustion and Flame*, 1975, 25(3): 335-341.
- [4] Andoh E, Mizomoto M, Ikai S. Flame-spreading over the surface of a solid propellant part 1: Experimental results[J]. *Combustion Science and Technology*, 1981, 26(3-4): 135-146.
- [5] Conover G H. Cold-flow studies of igniter plume flow fields and heat transfer. NGT-OI-003-800[R], June 1984.
- [6] Moore J D, Kuo K K, Ferrara P J. Flame spreading in a simulated fin-slot rocket motor [C] // 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Cincinnati, OH, July 8-11, 2007, AIAA-2007-5780.
- [7] 余贞勇, 李轩, 何景轩, 等. 固体火箭发动机药柱翼槽内的火焰传播过程[J]. *固体火箭技术*, 2003, 26(1): 22-26.  
YU Zhen-yong, LI Xuan, HE Jing-xuan, et al. Flame-spreading processes in the fin-slot of grain of solid rocket motor[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2003, 26(1): 22-26.

## Experimental Study on Flame-Spreading of High Energy Propellant

XIAO Bo, LIU Pei-jin

(National Key Laboratory of Combustion, Flow and Thermo-structure, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** For simulating the ignition transient in solid rocket motor (SRM) for high energy propellant, process of flame-spreading and the initial spreading speed of the gaseous phase or the solid phase are necessary. Two flame-spreading experiments for back-forward facing step grain were carried out where a testing method based on thermocouple target-line and optical measurement methods were used. Results show that upward region of the propellant surface is ignited by the flame-spreading process, backward region is ignited by the gas of the upward propellant burning, and the step bottom region is ignited at last. The time of ignition transient by the resistance wire is so long that the speed for the upward gas to the backward region when burning is  $57.78 \text{ cm} \cdot \text{s}^{-1}$ , while the speed of flame-spreading on the upward region is only  $4.92 \text{ cm} \cdot \text{s}^{-1}$ .

**Key words:** materials of aviation and aerospace; high energy propellant; flame-spreading; experimental study; optical testing

**CLC number:** TJ55; TQ038.2; V512.4 **Document code:** A

**DOI:** 10.3969/j.issn.1006-9941.2011.01.013