

用 炽 热 燃 气

对复合推进剂点火的试验研究

李逢春 李仲文 张宝庆 吴德耀

摘 要

本文着重描述了一种新的用炽热燃气对复合固体推进剂进行点火研究装置及其优越性和试验方法。由于该装置输出性能良好,成本低,可望能推广为推进剂点火性能测定的标准装置和试验方法。经专家们鉴定,该装置优于美国Princeton大学的同类试验装置的性能。

符 号 表

A_p —— 通气面积	V_z —— 气体在坐标 x 方向上的速度
AP —— 过氯酸氨	$\dot{\omega}_j$ —— 第 j 个组分单位体积在单位时间内所产生的质量。
C —— 比热; 浓度	Z —— 垂直于燃烧表面的坐标, 指前因子。
D —— 扩散系数	Y —— 某组分的质量分数
E —— 活化能	$\bar{W}$ —— 平均分子量
G —— 点火燃气每秒重量流量	α —— 导温系数
h —— 对流换热系数	λ —— 导热系数
$\dot{m}_{ig}$ —— 点火气体在单位时间单位面积上的质量流量	τ —— 点火延迟时间
p —— 压力	ρ —— 密度
PBAA —— 聚丁二烯丙烯酸	ν —— 推进剂中燃烧剂所占的体积分数。
Q —— 单位质量物质的反应热量	下标
$\dot{q}''$ —— 单位时间单位体积物质所产生的热量	f 燃烧剂
R° —— 通用气体常数	g 气相
R —— 气体常数	ig 点火
r —— 距统计平均单元中心的径向距离	i, j 组分
T —— 温度	ox 氧化剂
t —— 时间	s 固相

一、固体推进剂点火研究概况

固体火箭发动机点火装置的良好工作,对起动火箭发动机进入正常而稳定工作有决定性作用。国外从1950年起便开始了这方面的研究工作。点火机理研究是以实验研究和理论研究同时并举,相互促进。现已奠定了四种点火理论(固相、气相、异相和综合点火理论)的基础和相应的实验方法。

(一) 固体推进剂点火理论

根据控制推进剂点火的物理、化学过程,Hicks于1950年发展了固相点火理论,认为点火过程主要反应发生在固体表面,其数学模型属于半无限大固体一元不稳定热交换问题,即

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \alpha_p \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{Q}{C_p \rho} Z_{\exp}(-E/RT) \quad (1)$$

该模型认为化学反应速度与反应物浓度无关,固体温度的提高率是与热交换与固相阿棱尼乌斯反应项 $Z_{\exp}(-E/RT)$ 有关。

由于该理论只考虑了外界加热,而忽视了点火气体的氧化性质和压力的影响,因之不太切合实际。

1960年由Mc Alevy等人提出了气相点火理论,认为复合推进剂的点燃是在气相发生的,其能量控制方程为

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \alpha \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{Q}{\rho c} C_f C_{ox} Z_{\exp}\left(\frac{-E}{RT}\right) \quad (2)$$

固体推进剂表面附近的燃烧剂浓度为

$$C_f = 2\nu\rho_f Z_f \exp\left(\frac{-E_f}{RT_s}\right) \left(\frac{t}{D}\right)^{\frac{1}{2}} \operatorname{ierfc}\left(\frac{1}{2}x/\sqrt{Dt}\right) \quad (3)$$

按小扰动理论进行近似计算,在特定距离 $X = x^*$ 处,经过 $t = \tau^*$ 时, $\frac{\partial T}{\partial t}$ 由负变正,即意味着此时 $\partial T/\partial t = 0$ 。此时此地的气相化学反应生成热等于损失热,自此以后,气相区的温度开始上升,他们认为这时就点着火了。

异相理论是Anderson等人于1963年研究推进剂的自燃点火时提出的,认为点火过程主要受固相和气相界面处的放热化学反应控制。固体推进剂表面与某种强氧化剂如 ClF_3 接触而点火的事实就是一个例子。该理论的数学模型为

$$\text{能量方程: 气相} \quad \frac{\partial T}{\partial t} = \alpha \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \quad (4)$$

$$\text{固相} \quad \frac{\partial T_s}{\partial t} = \alpha_s \frac{\partial^2 T_s}{\partial x^2} \quad (5)$$

$$\text{质量扩散方程:} \quad \frac{\partial C_{ox}}{\partial t} = D \frac{\partial^2 C_{ox}}{\partial x^2} \quad (6)$$

由于固体推进剂的实际点火过程相当复杂,它不仅包括固相反应、气相反应,而且可能包括异相反应,若单纯地考虑某一个相的反应,是不全面的。从这一观点出发,1974年Bradley提出了统一点火理论。但是该理论还不成熟,发展缓慢。1981年Kumar等人研究了AP/PBAA复合推进剂在瞬变压力下点火的综合模型。认为推进剂是氧化剂镶嵌燃烧剂中的

二维轴对称体, 其数学模型为

1. 固相区

(1) 固体氧化剂中的传热

$$\rho_{ox, s} C_{ox, s} (\partial T / \partial t) = \frac{\partial}{\partial Z} \left(\lambda_{ox, s} \frac{\partial T}{\partial Z} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\lambda_{ox, s} r \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \dot{q}_{ox, s}^{\#} \quad (7)$$

(2) 固体燃烧剂中的传热

$$\rho_{f, s} C_{f, s} \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial Z} \left(\lambda_{f, s} \frac{\partial T}{\partial Z} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\lambda_{f, s} r \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \dot{q}_{f, s}^{\#} \quad (8)$$

式中 $\dot{q}_{ox, s}^{\#}$ 、 $\dot{q}_{f, s}^{\#}$ 分别表示氧化剂和燃烧剂单位体积单位时间中辐射, 光化学和热分解热量。 r 和 Z 表示径向和轴向坐标。

2. 气相区

$$(1) \text{ 连续方程: } \partial \rho_g / \partial t + \partial (\rho_g V_z) / \partial Z = 0 \quad (9)$$

(2) 能量方程:

$$C \rho_g \frac{\partial T}{\partial t} + C \rho_g V_z \frac{\partial T}{\partial Z} - \frac{\partial P}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial Z} \left(\lambda_g \frac{\partial T}{\partial Z} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\lambda_g r \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \dot{q}_g^{\#} \quad (10)$$

(3) 组元方程

$$\rho_g \frac{\partial y_j}{\partial t} + \rho_g V_z \frac{\partial y_j}{\partial Z} = \frac{\partial}{\partial Z} \left(\rho_g D \frac{\partial y_j}{\partial Z} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\rho_g D r \frac{\partial y_j}{\partial r} \right) + \dot{\omega}_j^{\#} \quad (11)$$

式中 $j = 1, 2, 3$ 和 4 , 分别表示气相氧化剂、 NH_3 、 $HClO_4$ 和燃烧剂。

$$(4) \text{ 状态方程: } \rho_g = p \bar{w} / R^0 T \quad (12)$$

3. 化学反应方程:

共有五种, 包括AP的热解、升华、 NH_3 和 $HClO_4$ 之间的反应、燃烧剂热解和氧化剂与燃烧剂气体之间的反应。

对上述方程, 在特定边界条件和初始条件下, 进行了数值求解。

这种模型将化学反应的动力方程, 组元守恒方程以及主要的能源作了较完善的描述, 得出点火延迟时间随点火压力的增长率提高而减小。

综上所述, 固相点火理论不能预示环境气体条件(如压力、氧浓度等)对点火过程的影响, 只考虑了固体受热的加热过程, 因此这种点火理论广泛应用在研究双基推进剂的点火。而对复合固体推进剂, 受热后由于作为粘结剂的燃料在较低的温度下便开始分解和蒸发, 一定浓度的燃料蒸气与气相中的氧混合, 并在一定条件下进行反应以致着火, 用固相点火理论则无法解释这一系列复杂的过程。但是, 在外部热流较低、环境氧化剂浓度和压力相当高的情况下, 惰性加热时间比扩散和化学反应时间长得多, 也就是说在这种情况下, 对复合固体推进剂由固相点火理论所求得的点火延迟时间与实验测得的值亦相与接近。而异相理论, 只考虑了特定条件的点火现象。综合点火理论, 则对点火过程描述得更详细而确切, 但是比较繁。

(二) 固体推进剂点火的实验研究:

Mitchell曾对固体推进剂点火的实验研究作了简单的总结; Friedman讨论了应用于该领域的各种实验技术; 参考文献〔3〕中对近几年来点火实验研究又概括地作了阐述。这些不同

的实验不外乎是采用不同的热能激励方式和监测点火过程的方法,例如用埋藏于推进剂内的热导线激励、用热气流强迫对流加热、在密封的加压室内用热辐射激励、用电弧映象炉或激光加热,以及用激液管加热等。值得提出的是Princeton University点火研究实验室Grant and Lancaster对过氯酸铵复合推进剂在在小型火箭发动机内用炽热燃气点火的实验研究。点火的热气源是用气体氧和甲烷在点火室内混合燃烧生成的燃烧产物,直接通过喷口流入装有空心圆筒固体推进剂的燃烧室,对其内表面进行加热激励而点火,示意于图1。

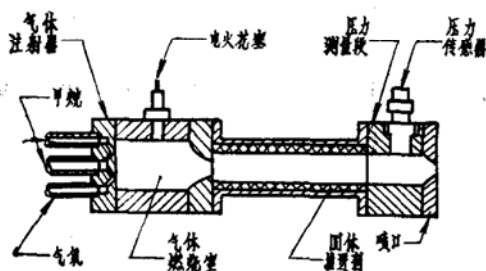


图1 用炽热气体加热研究固体推进剂点火的火箭发动机

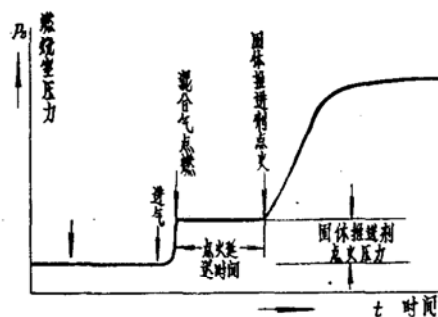


图2 理想的点火记录曲线

试验是用压力传感器接受燃烧室内压力变化的信息,当装药室内的压力超过点火燃气造成的压力,出现压力阶跃式上升的拐点,则定为推进剂的着火点。其理想的压力记录曲线示于图2。

进入点火器室内的混气-甲烷、氧和氮的比例是可变的。对PBAA-80%过氯酸铵复合推进剂的点火实验结果表明,点火延迟时间是点火器中燃烧产物的氧化剂重量百分数的函数,甚至在表面热流不变的情况下,压力和氧浓度对点火延迟期的影响也是很明显的。在点火气体中没有氧时,压力对点火延迟期的影响继续存在。这些因素强有力地证明了这样一个事实:即点火是控制在气相过程中。

氧的重量百分比对点火的影响同压力的影响同样明显;在2.45公斤/厘米²压力下氧的影响几乎不重要,而在7.7公斤/厘米²压力下氧的影响则很大,这时点火延迟时间几乎降低5倍。

二、气氧和酒精燃烧产物对固体推进剂点火的试验研究

如上所述利用气氧和甲烷作为燃料的气——气小火箭发动机点火试验装置,对研究工作具有很多优点:(1)改变燃料的氧化剂和燃烧剂比例,可获得多种点火介质参数;如不同的点火温度、点火热流、气流速度、点火压力和含氧量等。使研究工作能在较大的参数变化范围内研究各种推进剂的点火性能;(2)采用这种流动热气体点火,比较符合固体火箭发动机点火的实际情况;(3)可以重复使用,操作简便。

但是,利用气氧和甲烷作燃料的这种点火装置有两个缺点:(1)甲烷成本较高,贮存、运输、使用都不方便;(2)难以获得稳定的额定点火参数,如图3a。

图3b是我们所要求的理想曲线情况,图上A点表示推进剂试件已经着火,在A点以前即BA段,是在预定点火压力 P_{1a} 下推进剂自施加点火激励到着火的延迟时间。用炽热气体点

火必须要求在点火前与一恒定不变的气流——不变的流量、流速、压力等，只有这样，所测得的结果才能和解析解相比较，以验证点火理论模型的正确性。在点火机理的研究中，我们假定有恒定不变的点火气体质量密流，此时就会有恒定不变的热交换系数 h ，在这样的条件下，点火燃气对推进剂试件的热转移才近似常数，即

$$\dot{q}'' = h(T_{ig} - T(0)) \quad (13)$$

$$h \propto C(\dot{m}_{ig})^{0.8} \quad (14)$$

只有保持 h 在整个点火过程中不变时，控制气相点火的能量守恒方程才可能有普遍解。在发动机的结构和点火燃气流量不变的条件下，要作到使燃气密流不变的宏观信息之一就是点火燃气的压力 P_{ig} 不变。

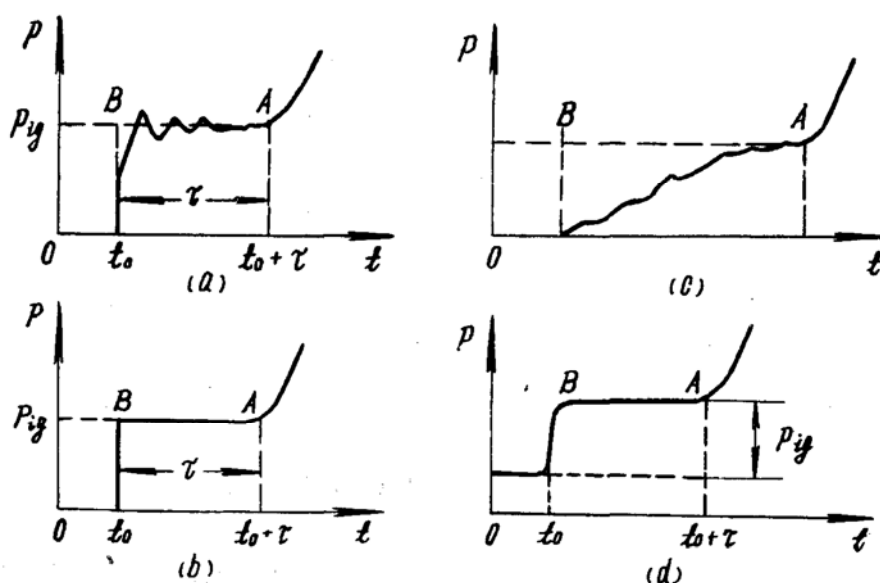


图3 点火过程曲线

因此，为了研究点火理论的需要，要求点火发动机输出一个突然升起的压力，达到预定值后又保持不变的所谓阶跃压力函数是十分必要的。

为了开展利用流动炽热气体研究复合推进剂的点火性能，我们设计了一种利用易于处理，价格便宜的氧气和酒精作为燃料的气——液式小火箭发动机点火器。起初发现该点火器输出的点火压力曲线，既不稳定又不是阶跃压力函数。点火燃气压力在3~4秒钟后才趋于平稳。如图3C曲线所示。

为了克服上述缺点，在该点火器上增设了一个燃气转换机构。它的作用是：在 $t < t_0$ 时，将不稳定的起动段燃气排入大气；当 $t \geq t_0$ 时，转换机构的活塞将排向大气的喷咀堵死，同时打开通向固体发动机的通道。这时我们获得了理想的压力阶跃，如图3d所示。

图中A点是压力转入升高的拐点。辨识这一点的意义是十分重要的。压力曲线从A点开始突跃，表明点火燃烧室中有新的气体质量加入，即推进剂试件从 $t = t_0$ 开始，由点火燃气给它从恒定热流加热，经过 τ 时间，即 $t = t_0 + \tau$ 时刻，如图3d，推进剂试件被点着了。此时有固体推进剂试件产生的燃气加入到流量为恒定的点火燃气流中，而喷管喉部面积不变，就必然使压力 P 上升。因此将A点作为着火的判据，而从B点到A点就是推进剂在该特定条件下

的点火延迟时间(τ)。

根据利用流动炽热气体对复合固体推进剂进行加热而点火的气相点火理论,在该试验台上,对三种复合推进剂的点火性能进行了实验研究,测定了点火延迟时间随点火压力而变化的数据和点火延迟时间随点火燃气氧化性而变化的数据。并将这些数据进行了曲线拟合。结果表明,所得的关系与理论分析基本一致(见参考文献〔6〕)。

该试验装置如图4所示。

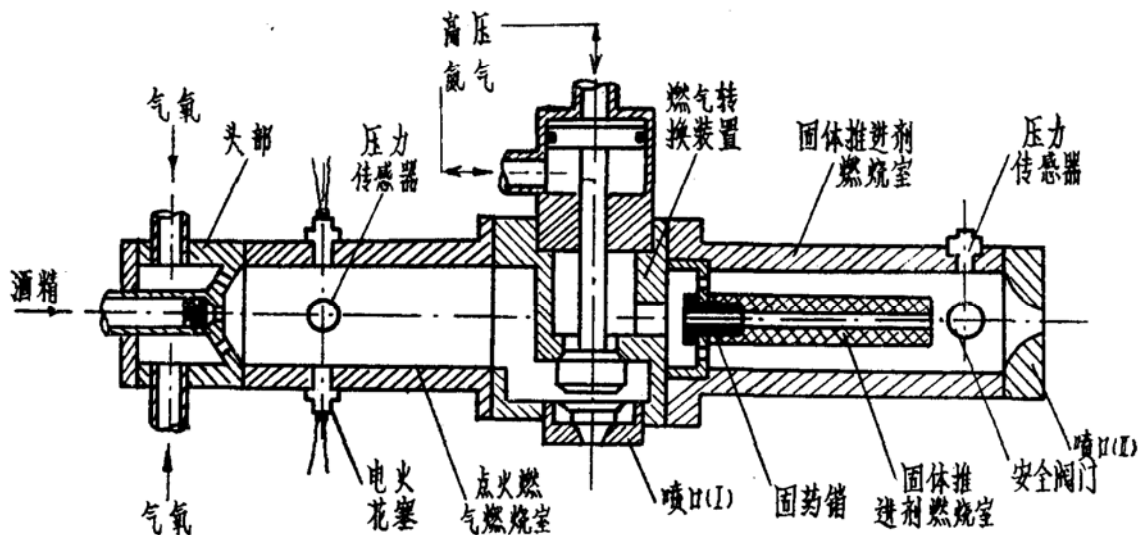


图4 气-液式小火箭发动机点火试验装置示意图

头部：装有一个离心式酒精喷咀，其雾化角为 120° ；在它的周围均布四个直流式氧气喷咀，其喷咀轴线与燃烧室轴线夹角为 26° 。氧气与酒精的混合气流方向平行于点火器燃烧室轴线。

点火燃气燃烧室：是一个直径为32毫米，长105毫米的圆筒，靠近头部处装有两个电火花塞和一个压力传感器。

燃气转换机构：它的工作程序是，当点火燃气燃烧室启动到稳定工作之前，活门在高压氮气作用下关闭燃气通向固体推进剂燃烧室通道，而使燃气通过喷管(I)排入大气；而点火燃气燃烧室工作稳定后，活门迅速关闭喷管(I)，同时打开通向固体推进剂燃烧室通道，整个转换过程只有1~2毫秒，这样就可以使固体推进剂获得一个突跃的点火热脉冲。

固体推进剂燃烧室：其直径亦为32毫米，长度为100毫米的圆筒，在近喷管处装有压力传感器和安全阀门。安全阀门之膜片爆破压力为60公斤/厘米²。

固体推进剂试件：呈管状用环氧树脂固定在固药架的固药销上。

该试验装置的系统、电路和测试详见参考文献〔7〕。

试验的方法：

(1) 保证余氧系数 α 、点火发动机流量 G 和燃气通道面积 A_p 不变，通过改变固体推进剂发动机喷管喉部面积 A_t 来改变点火压力 P_{ig} ，测定每种推进剂的点火延迟时间，并得出点火延迟时间 τ 随 P_{ig} 变化的关系曲线。

(2) 保证 G 、 A_p 和点火压力 P_{ig} 不变, 改变气——液火前发动机点火器的氧气和酒精的流量比, 获得不同的余氧系数 α , 即调节点火燃气中的含氧分数 Y_{ox} , 测定每种推进剂的点火延迟时间, 并得出点火延迟时间随 Y_{ox} 变化的变化关系曲线。

实验结果:

1. 点火延迟时间与点火燃气压力 P_{ig} 的关系, 见下表 1, 2, 3。
2. 点火延迟时间与点火燃气中含氧分数 Y_{ox} 的关系, 见下表 4, 5, 6。

表 1 聚氨酯推进剂: $\tau \sim P_{ig}$ 实测值:
($G = 30$ 克/秒, $\alpha = 0.8$)

P_{ig} (公斤/厘米 ²)	2.4	3.4	4.5	4.8	5.2	6.4	7.0	7.6
τ (毫秒)	90	68.5	50	48	44	43	28.5	24.5

表 4 聚氨酯推进剂: $\tau \sim Y_{ox}$ 实测值。
($P_{ig} = 7$ 公斤/厘米², $G = 30$ 克/秒)

Y_{ox}	0.127	0.159	0.246	0.332
τ	41	32	22	20.7

表 2 丁腈推进剂: $\tau \sim P_{ig}$ 实测值:
($G = 40$ 克/秒, $\alpha = 0.7$)

P_{ig}	3.6	4	4.5	5.1	6	7.2	7.5
τ	53	52	48	45	29	18	14

表 5 丁腈推进剂: $\tau \sim Y_{ox}$ 实测值。
($P_{ig} = 7$ 公斤/厘米², $G = 30$ 克/秒)

Y_{ox}	0.128	0.189	0.254	0.332
τ	32	26	23	15

表 3 丁腈推进剂: $\tau \sim P_{ig}$ 实测值。
($G = 30$ 克/秒, $\alpha = 0.8$)

P_{ig}	5	6	7.3	7.9
τ	75	49	40	38

表 6 丁腈推进剂: $\tau \sim Y_{ox}$ 实测值。
($P_{ig} = 7$ 公斤/厘米², $G = 30$ 克/秒)

Y_{ox}	0.128	0.166	0.241	0.332
τ	31	27	26	20

注: 以上各表中的数据, 均为三个值的算术平均值。

三、结 束 语

由实验结果表明, 这个实验装置用于研究推进剂的点火性能是较理想的, 实验曲线接近理论曲线; 其结果对工程实际的参考价值可信度大。因而可以广泛用来作为测定固体推进剂的点火性能的标准装置。

参 考 文 献

- (1) Hermance, C.E. Shinnar, R. Wenograd, J. "Solid Propellant ignition studies, Ignition of the reaction field adjacent to the surface of a solid propellant" Final technical report. 1963.
- (2) Kumar, M. Kuo, K.K. Kulkarni A.K. and Nills J.E. "Ignition of composite propellants under rapid pressure loading" Summary report. 1981.
- (3) Kulkarni, A.K. Kumar, M. Kuo, K.K. "Review of solid propellant ignition studies" AIAA-80-1210.
- (4) Grant, E.H. Lancaster, R.W. Wenograd J. and Summerfield, M. "A study of the ignition of solid propellants in a small rocket motor" AIAA preprint №64-153. 1964.
- (5) Grant E.H. "A study of the ignition progress of composite solid propellant in a Small rocket motor" Master thesis Princeton University, October. 1963.
- (6) 李逢春、张保庆, 李仲文 "固体复合推进剂点火延迟时间的理论分析与实验测定" 西北工业大学, 1981.10 DZH8132期.
- (7) 气液式小火箭发动机点火试验装置与试验方法. 上海8252所、西北工业大学1982. DZH8227期.