

# 含铝复合固体推进剂液体 喷射熄火研究\*

西 北工业大学 殷金其 吴心平 李兆忠 王友宏 王 昂

**【摘要】** 本文对含铝 18.5%、16% 的 PU 和 HTPB 推进剂进行了液体喷射熄火研究。结果表明：可靠熄火用液量随推进剂能量增加而增加；随着射流压降的增加，熄火速率和用液量分别增加和减少；燃烧室压强升高，用液量增加；除熄火用液量外，存在一个无因次参数，它综合反映了推进剂能量和燃速特性、喷射工况、液体性质、燃烧压强等对熄火过程的作用。对液体喷射熄火燃面用 SEM 观察发现，氧化剂含量减少，燃面呈多孔状，这将影响其再点火性能。

## 一、实 验

固体推进剂的液体喷射熄火是一个复杂的瞬变物理化学过程，作者在文献 [1] 中提出的熄火物理模型指出，高速射流在燃面上的剧烈沸腾传热是该过程的关键，传热热流受喷射工况（射流压降和速率）、液体性质（表面张力、汽化热、粘度、密度等）的控制；且熄火过程的快慢还与燃烧室压强、燃速关系密切；熄火用液量受推进剂类型（能量）、液体性质、喷射工况、燃烧条件等四方面的影响；对双基和 PU 推进剂的研究结果证实了上述观点。由于工程上常用的推进剂含有大量的铝粉，本文在该模型指出的影响因素范围内，对含铝复合推进剂液体喷射熄火进行了研究和分析。

表 1 实验用复合推进剂

本研究采用了氮气增压缸式液体喷射装置<sup>[1]</sup>。装药为内孔圆柱型，外侧面和两端包复，装药长为 75 (mm)，内径、外径分别为 60、112 (mm)。熄火后的装药经干燥后可重复使用。根据初始燃面，在 6.5 ~ 15mm 范围内选取喷管喉径，获得预定的燃烧室压强  $P_c$ 。

|     | 粘合剂  | Al 含量<br>(%) | 爆热 $Q_f$<br>(kJ/g) |
|-----|------|--------------|--------------------|
| SO6 | PU   | 16           | 5.935              |
| SO7 | HTPB | 16           | 6.036              |
| SO8 | HTPB | 18.5         | 6.984              |

本研究采用纯水为喷射介质，其汽化热  $Q_v$  为 2.26kJ/g。使用的推进剂含铝量和爆热见表 1。为研究熄火燃面的变化，用 SEM 观察了降压熄火和液体喷射熄火燃面。

## 二、实验结果与分析

含铝推进剂液体喷射熄火过程压强曲线见图 1。当液体压强  $p_l$  达到一定值时，喷射装置打开，高压液体由安装在发动机内的多孔喷嘴沿径向垂直高速冲击推进剂燃面。 $p_l$  由最大值迅速下降，至喷射完降到环境压强。 $t_{inj}$  表示喷射时间，液体平均流量  $\dot{m}_l = \text{液体喷射量} / t_{inj}$  (kg/s)。

$P_c$  的下降稍滞后于  $P_t$ , 经短时缓降后迅速下降。按  $P_c$  由最大值  $P_{cmax}$  下降到  $0.5P_{cmax}$  的时间计算熄火降压速率。本系统中, 熄火后仍有部分剩余液体喷入并沿装药表面流入积液腔内。熄火用液量由喷入液量与余液量间的差值确定。喷射时的燃气生成量  $\dot{m}_g$  (kg/s) 按下式计算:

$$\dot{m}_g = P_{cmax} A_t / C^* \quad (1)$$

式中  $A_t$  为喷管喉面积,  $C^*$  是推进剂特征速度。喷射压降  $\Delta P$  为流体喷射压强与对应时刻  $P_{cmax}$  之差 (MPa)。

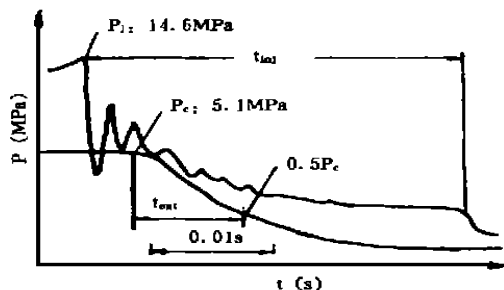


图 1 熄火过程压强曲线 (SO8)

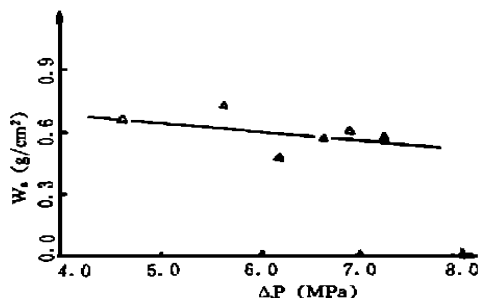


图 2 SO7 推进剂  $W_s$  与  $\Delta P$  的关系 ( $P_c$ : 1.94 ~ 3.27 MPa)

1. 熄火用液量及其影响因素 图 2 是  $P_c$  在 1.94 ~ 3.27 MPa 范围内 SO7 推进剂单位燃面熄火用液量  $W_s$  与  $\Delta P$  的关系, 可见, 随着  $\Delta P$  增加,  $W_s$  减少。在 SO6 和 SO8 中也得到同样的趋势。用线性关系  $W_s = aQ_f + bP_c + c\Delta P$  ( $g/cm^2$ ) 对实测熄火同液量数据进行回归分析得到:

$$\begin{aligned} \text{SO6: } W_s &= 0.1183Q_f + 1.2678 \times 10^{-3}P_c - 1.3014 \times 10^{-2}\Delta P \\ &\quad (P_c: 1.5 \sim 5.4 \text{ MPa}) \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \text{SO8: } W_s &= 0.0986Q_f + 3.158 \times 10^{-2}P_c - 8.968 \times 10^{-3}\Delta P \\ &\quad (P_c: 1.4 \sim 5.1 \text{ MPa}) \end{aligned} \quad (3)$$

误差在 10% 范围内。

对于 SO6、SO7、SO8,  $W_s$  分别在 0.49 ~ 0.66、0.47 ~ 0.66 和 0.58 ~ 0.76 ( $g/cm^2$ ) 范围内。由于 SO6 和 SO7 的  $Q_f$  相近 (表 1),  $W_s$  也相近; SO8 推进剂能量最大,  $W_s$  也最高。在相关式中, 系数  $a$  反映了推进剂能量的影响。对 SO6 和 SO7 [式 (2)、(3)],  $a$  在  $0.1 (g^2/cm^2 \cdot kJ)$  附近, 即  $W_s \approx 0.1Q_f$ 。这一关系与文献 [1] 对双基推进剂和无铝 PU 推进剂的研究结果一致。推进剂能量增加, 将提高  $W_s$ 。

式 (2)、(3) 中的系数  $b$  均大于零, 系数  $c$  小于零, 即  $W_s$  随  $P_c$  的增加而增加, 随  $\Delta p$  的升高而下降, 这也与文献 [1] 得到的规律相同。

图 3 为熄火过程相对降压速率的绝对值与  $\Delta P/P_c$  的关系。可见,  $\Delta P$  增加, 降压率绝对值增加; 且推进剂不同, 降压率的增加量也不同, 即低爆热推进剂 (SO6、SO7) 的增加量比高爆热的 (SO8) 要大。

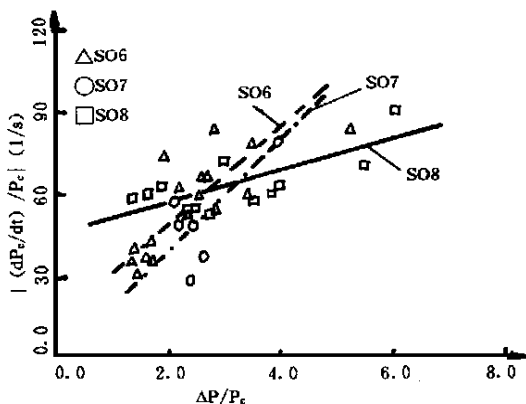


图 3 降压速率与  $\Delta P/P_c$  的关系

由物理模型<sup>[1]</sup>可知, 液体喷射熄火过程中, 射流在燃面上的沸腾传热起着重要作用。射流降压提高即提高射流速度, 使沸腾传热流增加, 则熄火过程加快 (图 3), 从而使  $W_s$  减小 (图 2 及式 (2)、(3) 中  $c < 0$ )。液体在燃面上蒸发吸收的热量来自推进剂燃面固相贮热、瞬变燃烧过程凝相反应热和气相以传导、对流和辐射等对燃面的热反馈。因此, 推进剂的能量 ( $Q_f$ ) 增加, 将使射流冷却吸收热量提高, 从而增加液体蒸发量即  $W_s$ 。推进剂能量释放率由燃速决定, 燃速随  $P_c$  的变化与压强指数  $n$  有关。本文中的三种推进剂均为  $n > 0$ , 即燃速随  $P_c$  上升而增加, 因而燃面上的放热量也随之升高, 使用液量增加。由于  $P_c$  升高, 燃气密度增加, 射流破碎加重, 穿透性减弱, 到达燃面产生冷却作用的有效液量有所减少, 冷却作用减弱,  $W_s$  将相应增加。

上述结果的分析表明, 液体喷射熄火过程中,  $W_s$  和熄火速率, 受推进剂能量、 $P_c$ 、 $\Delta P$  等参数的严重影响, 且推进剂能量起决定性作用。

2. 熄火临界参数 由固体推进剂熄火理论<sup>[2]</sup>, 推进剂燃烧受外界扰动而产生熄火的过程中, 要求外界扰动的强度和速率均达到临界值。在液体喷射熄火过程中, 同样存在这两方面的要求。上述熄火用液量表明, 熄火过程液体的喷入量必须达到一定值, 即液体喷射冷却扰动的临界强度, 而这一强度的扰动必须在一定时间内施加给燃烧过程, 才能实现熄火。

高速射流冲击到高温燃面上的瞬间, 产生剧烈的沸腾热交换, 单位时间内从燃面上带走的热量可用  $\dot{m}_l Q_v$  来表征。它说明了换热速率的大小。熄火开始之时刻, 推进剂的释热量为  $\dot{m}_g Q_f$ , 它反映了推进剂能量特性 ( $Q_f$ )、燃速特性 ( $n$ ) 和燃烧室压强等的综合作用。 $\dot{m}_g Q_f$  越大, 则熄火所需射流换热率也将增加。上述两参量的比值:  $B = \dot{m}_l Q_v / \dot{m}_g Q_f$  为无因次量, 它反映了熄火过程中, 扰动的变化率。

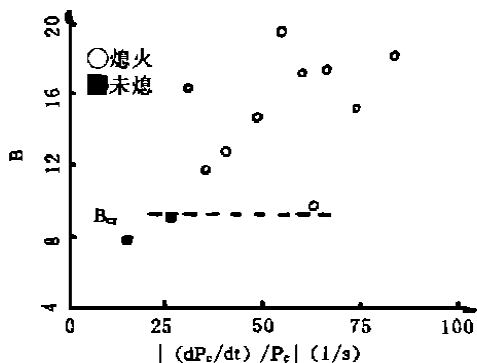


图 4 不同  $B$  值下 SO6 降压速率

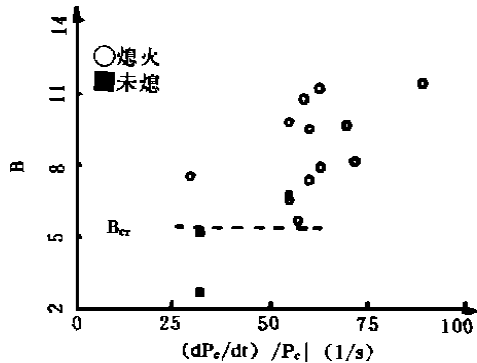


图 5 不同  $B$  值下 SO8 降压速率

本研究通过改变  $t_{inj}$  来变化  $\dot{m}_l$ , 并相应改变  $\dot{m}_g$ , 得到较大范围  $B$  值下的熄火过程。图 4、5 分别是 SO6、SO8 瞬变燃烧过程中, 相对降压速率的绝对值与  $B$  的关系。对于 SO6 (图 4),  $B$  的临界值  $B_{cr} \approx 9.3$ , 当  $B > 9.3$  时, 能够实现熄火, 降压率较大; 当  $B < 9.3$  时, 不能实现熄火, 降压率较小。同样, 对于 SO8,  $B_{cr} \approx 5.4$ 。由此可见,  $B$  反映了推进剂液体喷射熄火所需的外界扰动临界速率。

上述结果表明, 提高喷射压强、降低喷射时间、增加流量、选择高汽化热的液体, 使  $B$  值升高, 有助于熄火; 而推进剂燃速及燃烧室压强升高, 则会使熄火变得困难 (本文获得的未熄火实验点的燃烧室压强均较高)。

在液体喷射熄火过程中, 熄火用液量  $W_s$  和无因次参数  $B$  必须同时满足临界值要求, 才能实

现熄火,  $W_s$  和  $B$  间的关系还有待于进一步研究。

3. 燃面形貌分析 图 6 是采用快速降压熄火燃面形貌 (三种推进剂相似), 从中可以清晰地观察到高氯酸铵 (AP) 颗粒、粘合剂流动覆盖和铝粉的聚集。图 7 是 1.8 MPa 下, SO8 液体喷射熄火燃面, (三种推进剂也相似), AP 溶解, 形成许多孔隙, 但仍有大量的小颗粒铝粉聚集, 与降压熄火相同。液体喷射熄火燃面上, AP 的溶蚀主要是由于熄火后, 多余液体继续喷射, 在燃面上流动浸蚀作用的结果。



图 6 降压熄火燃面 (SO6, 4.0 MPa)

(1. 氧化剂颗粒; 2. 粘合剂流动复覆; 3. 聚结态铝粉)

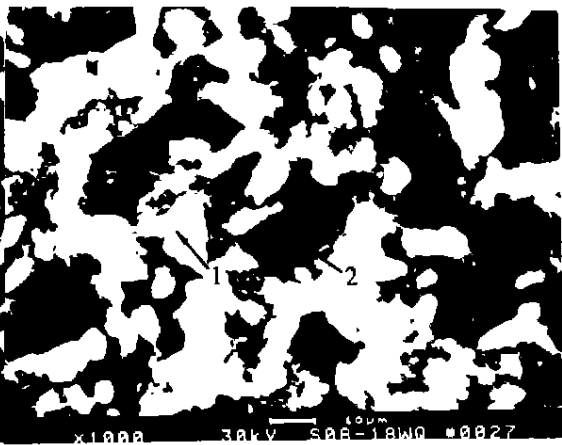


图 7 液体喷射熄火燃面 (SO8, 1.8 MPa)

(1. 聚集态铝粉; 2. 孔隙)

因此, 减少多余液体喷射可以尽可能减少 AP 的溶蚀量。虽然本研究中, 液体喷射熄火后的燃面 (经烘干后) 均能成功地点火进行再次实验, 但燃面结构呈多孔状, 燃面上 AP 含量减少, 将影响到燃面的再点火性能, 以及再起动机时发动机的初始压强峰。

### 三、结 论

本文在文献 [1] 物理模型的指导下, 成功地对含铝复合推进剂进行了液体喷射熄火实验研究, 得到如下结论:

1. 含铝复合推进剂的液体喷射熄火特性与推进剂的能量、喷射工况、燃烧室压强等关系密切, 其中推进剂能量起重要作用, 能量增加熄火用液量增加, 似有  $W_s \propto 0.1Q_r$  的关系; 燃烧室压强增加, 熄火用液量增加; 提高喷射降压, 熄火用液量和熄火速率分别下降和升高。
2. 熄火过程中, 除要满足一定用液量外, 参数  $B$  还须达到一定的临界值。  $B$  反映了喷射工况、液体性质、推进剂能量和燃速特性以及燃烧室压强等参数对熄火过程的综合作用。
3. 液体喷射熄火燃面上氧化剂含量减少, 并呈多孔状, 这将影响装药的再点火性能和发动机初始压强峰的大小。

致谢: 本研究得到了李葆萱、王克秀、苏广寿、张保庆和朱永生等同志的支持和帮助, 在此一并表示衷心的感谢。

### 参 考 文 献

- [1] Yin, Jinqi et al., "Experimental Study on Liquid Quenching of Solid Rocket Motor", AIAA Paper No. 90-2091.
- [2] De Luca, L. "Extinction Theory and Experiments", Vol. 90 of Progress in Astronautics and Aeronautics, 1984.

## HYDROQUENCH OF ALUMINIZED COMPOSITE SOLID PROPELLANTS

Yin Jinqi, Wu Xinping, Li Zhaozhong, Wang Youhong, Wang Ang  
(*Northwestern Polytechnical University*)

### ABSTRACT

The extinction process of three kinds of aluminized composite propellants by liquid injection has been experimentally investigated, according to the liquid quench model of solid propellant proposed by the authors. The experimental results indicate that (1) The liquid quantity requirement (LQR in  $\text{g}/\text{cm}^2$ ) for reliable extinction varies significantly with the energy of propellant in the relationship of  $\text{LQR} = 0.1Q_f (Q_f \text{ kJ/g})$  — the heat released by the propellant at constant volume; (2) The extinction speed increases and LQR decreases with increasing liquid injection pressure drop; (3) LQR increases with increasing combustion chamber pressure for propellants having positive pressure exponents. In addition to LQR, there exists a non-dimensional parameter which summarizes the effects of energy and burning rate characteristics of propellants, liquid injection pressure drop, liquid properties and combustion chamber pressure on the liquid quench process. If the parameter is less than a critical value, the extinction of propellant by liquid injection is not obtainable. The examination by means of the scanning electron microscopy demonstrates that the appearance of the burning surface quenched by liquid are different from those by extinguished by rapid depressurization. The surface profile is porous and a lot of oxidizer particles are dissolved during liquid quenching. This fact exerts an influence on the reignition of the quenched burning surface for stop/restart solid rocket motors.

## CALCULATION OF TEMPERATURE COEFFICIENTS FOR THERMODYNAMIC FUNCTION

Tian Deyu, Weng Wujun, Liu Zhengyuan  
(*Nanjing University of Defence Technology*)

### ABSTRACT

Temperature coefficients for thermodynamic function are determined by means of a simultaneous least-squares fitting of heat-capacity, enthalpy, entropy, which are described as polynomial equations in temperature. After some mathematical treatments and programming, exact numerical solutions can be obtained. Even some of solution errors are less than those given in reference [1], [2]. The first and systematical calculation of the temperature coefficients for combustion products of the copper element has been completed. The function ensures the equal values at the cross point of the two temperature intervals (such as 100K). In fact, this method provides the reliable data of the temperature coefficients for the calculation of the propellant performance.