

固体火箭发动机液体喷射 熄火液量的确定*

西北工业大学 殷金其** 王克秀 吴心平

【摘要】 本文运用固体火箭发动机液体喷射熄火模型, 确定了液体喷射熄火液量, 研究了推进剂能量、压强指数、燃烧室压强、液体性质和喷射压降等多种因素的影响。

关键词: 固体火箭发动机 液体喷射熄火 熄火液量 理论模型

1 前 言

由于现有的固体火箭发动机液体喷射熄火模型^[1-4]没有全面考虑液体喷射熄火过程中固体推进剂本身的瞬变燃烧过程及其与射流换热、液滴蒸发、燃烧室压强等之间的交互作用, 因而难以理论预示熄火过程的特征参数及其影响因素。作者在实验研究的基础上^[5,6], 提出了一种固体火箭发动机液体喷射熄火模型^[7], 它全面考虑了固体推进剂的瞬态燃烧、射流换热、液滴蒸发和燃烧室压强瞬变等过程的耦合作用, 理论预示的熄火所需临界喷射压降与实验结果相一致。本文在该模型的基础上, 进一步研究了液体喷射熄火过程中的另一个重要特征参数—熄火液量及其影响因素。

2 数学模型

固体火箭发动机液体喷射熄火模型的建立详见文献[7], 本文只给出主要方程。

质量方程

$$dT/dt = T/P_c(dP_c/dt - ARt/V) \quad (1)$$

$$A = \dot{m}_b + \dot{m}_{ev} - \dot{m}_n$$

$$\dot{m}_b = \rho_p [S_{b1}r_1(t) + S_{b2}r_2(t)]$$

$$\dot{m}_{ev} = \dot{m}_{ev,d} + \dot{m}_{ev,j}, \quad \dot{m}_n = \Gamma P_c A_i / \overline{RT}$$

式中: A_i 为喷管喉部面积, P_c 燃烧室压强, r 瞬态燃速, R 气体常数, S_b 燃面面积, t 时间, T 燃烧室中混合气体温度, V 熄火时刻燃烧室自由容积, $\dot{m}$ 质量流率, ρ_p 推进剂密度; 下标 b 表示燃面, ev 蒸发, n 喷管, 1、2 分别表示有、无射流冲击的推进剂燃面区域。式中 $r_1(t)$ 和 $r_2(t)$ 由推进剂瞬态燃烧模型^[8]确定, 液体蒸发质量流率 $\dot{m}_{ev}$ 为液滴沿程蒸发质量流率 $\dot{m}_{ev,d}$ 与射流在燃面上冲击沸腾蒸发质量流率 $\dot{m}_{ev,j}$ 之和。 $\dot{m}_{ev,d}$ 与 P_c 、 T 和喷射压降(喷射液体压强 P_l 与燃烧室压强 P_c 之差 $(\Delta P = P_l - P_c)$) 等参数有关; $\dot{m}_{ev,j}$ 与 P_c 、燃面温度、射流速度有关^[8]。 $\Gamma = \{ \gamma \} (\gamma + 1)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \}^{1/2}$, γ 为混合气体比热比。

能量方程

$$dP_c/dt = R/V C_v \{ m_b \dot{Q}_p - \dot{m}_{ev} \bar{C}_{pl} (T_{sat} - T_o) + h_{fg} \} - \Gamma A_t \overline{RTP_c} \cdot C_{pg}/(V C_v) \} \quad (2)$$

式中: C_v 和 C_{pg} 分别为燃烧室中混合气体的定容和定压比热, C_{pl} 、 h_{fg} 、 T_o 和 T_{sat} 分别为液体比热、汽化潜热、初始温度和饱和温度, Q_p 推进剂爆热。

熄火总用液量

$$W = \int_0^{t_e} \dot{m}_{ev} dt \quad (3)$$

式中: t_e 为熄火时间。

初始条件

$$\begin{aligned} t = 0 \text{ 时} \quad P_c &= P_{co}, \quad T = T_{fo} \\ t > 0 \text{ 时} \quad \Delta P &> 0 \end{aligned} \quad (4)$$

式(1)和(2)是求解固体火箭发动机液体喷射熄火过程中, 燃烧室压强和燃气与蒸汽混合气体温度的控制方程。由于液滴蒸发, 射流冲击沸腾换热与蒸发、推进剂瞬态燃速与发动机内弹道之间是相互影响的, 因此在理论预示熄火液量时, 上述各式必须与液滴蒸发、射流换热和推进剂瞬态燃烧等子模型联立耦合求解^[8]。计算方法选用 Runge-Kutta 法。本文从 P_c 下降到 1.5 倍环境压强时作为发动机熄火的控制点。积分(3)式得到熄火用液量。

3 熄火液量的确定及其影响因素

理论计算选用的固体推进剂参数列于表 1 中, 表中 n 为推进剂压强指数。运用该理论模型, 在典型工况下对所用推进剂液体喷射熄火用液量进行了理论计算。预示结果与实测值列于表 2 中。表中 P_{co} 和 r_o 分别为实施喷液时刻的燃烧室压强和推进剂燃速, S_b 为熄火后测得的装药燃面面积, d_s 为喷喉直径, W_s 为单位燃面面积熄火用液量 (g/cm^2), 总熄火液量为喷射液体液量与熄火后剩余在发动机中的液量之差。实验发动机的内孔燃烧装药的尺寸(长-内径/外径)为 75-50/112(mm)。由表 2 可见, 理论计算得到的熄火用液量与实测值基本一致。

表 1 固体推进剂参数

代号	粘合剂	铝粉含量 (%)	Q_p (kJ/g)	n
S03	双基	0	3.699	0.601
S04	PU	0	5.244	-0.382
S06	PU	15	5.935	0.281
S07	HTPB	16	6.036	0.417
S08	HTPB	18.5	6.984	0.402

运用上述模型可以就多种参数对熄火液量的影响进行理论预示, 下述理论计算中采用的熄火时刻推进剂燃面面积为 152.5cm^2 。

3.1 燃烧室压强的影响

对 S08 和 S04 推进剂在不同 P_c 下熄火液量的理论预示结果示于图 1、2 中。可见正压强指

数推进剂(S08)随着 P_c 的增加, W_s 增加;相反,对于负压强指数推进剂, W_s 随 P_c 的上升而下降。由于正或负压强指数推进剂的燃速分别随 P_c 上升而增加或下降,因此,燃烧室压强和推

表2 熄火液量的理论预示和实验结果(W_s : g/cm²)

推进剂	液体	P_{co} (MPa)	ΔP (MPa)	r_o (m m/s)	S_b (cm ²)	d_t (mm)	W_s 计算	W_s (实验)
S03	水	7.50	7.60	8.14	153.33	5.0	0.4167	0.4193
S03	水+ 0.5% CE	7.81	6.41	8.34	176.7	6.5	0.2207	0.2760
S04	水	5.63	3.15	4.48	140.4	4.7	0.3561	0.3928
S04	水+ 0.5% CE	5.73	4.74	4.25	160.9	4.6	0.2670	0.3151
S06	水	4.16	11.78	7.6	148.2	7.1	0.4478	0.5535
S07	水	3.27	6.90	7.6	143.7	8.0	0.4940	0.5980
S08	水	3.16	12.82	9.5	152.5	9.7	0.5968	0.7154

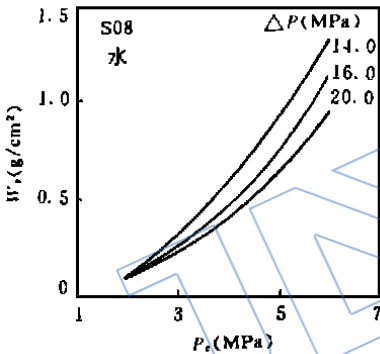


图1 燃烧室压强与熄火液量的关系(S08)

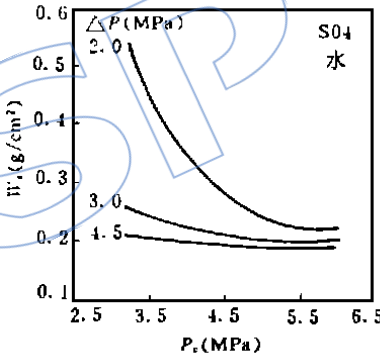


图2 燃烧压强与熄火液量的关系(S04)

进剂燃速压强指数对熄火液量的影响可归并为质量燃速的影响,即推进剂质量燃速增加则熄火液量增加。

3.2 液体性质的影响

本研究采用了纯水和加有 0.5% 添加剂(CE)的水溶液,后者的汽化热增加约 25%。图 3 示出了同一 P_c ,采用不同液体时, W_s 随 ΔP 的变化。可见,水中加入 0.5% CE, W_s 大幅度下降,下降量约 25~30%,与水溶液的汽化热的增幅相当。

3.3 推进剂能量的影响

图 4 是推进剂燃速相同时,获得的 W_s 随推进剂爆热(Q_p)的变化规律。可见 W_s 几乎随 Q_p 线性增加。

3.4 喷射压降的影响

从图 1~4 还可以看出喷射液体压降 ΔP 对 W_s 的影响,即随着 ΔP 的增加, W_s 均下降。以上各参数对 W_s 的影响趋势均被实验所证实^[5,6]。

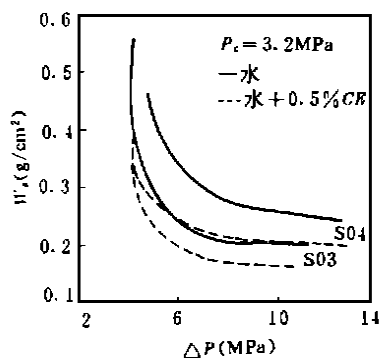


图3 添加剂对熄火液量的影响

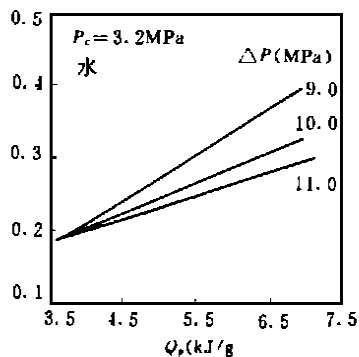


图4 推进剂爆热对熄火液量的影响

4 结 论

本文运用所提出的固体火箭发动机液体喷射熄火模型,在理论上确定了液体喷射熄火用量及其影响因素。研究表明,熄火液量除取决于推进剂能量外,还受燃烧室压强、推进剂压强指数、液体性质和喷射压降的严重影响。提高喷射压降和液体的汽化热可减少熄火用量。推进剂压强指数和燃烧室压强对熄火液量的影响可归并为质量燃速的作用,即推进剂质量燃速增加,熄火用量增加。理论预示与实验结果相一致。

参 考 文 献

- 1 Brown R S, Jensen G E. Dynamic Ballistics of Combustion Termination by Fluid Injection. AIAA J, 1967, 5(10): 1917
- 2 Trowbridge J C, Matthews D R, Lawrence W J. Fluid Extinguishment of Composite Solid Propellant. AIAA-70-641
- 3 Leining R B. Liquid Quench Concept Development for a High Energy Solid Rocket Motor. AIAA-79-642
- 4 Jaroudi R, McDonald A J. Injection Thrust Termination and Modulation in Solid Rocket Motors. AIAA J., 1964, 2(11): 2036
- 5 殷金其, 吴心平, 张宝庆等. 液体喷射作用下固体推进剂熄火研究. 宇航学报, 1992, (1): 68
- 6 殷金其, 吴心平, 李兆忠等. 含铝复合固体推进剂液体喷射熄火研究. 航空动力学报, 1991, 6(2): 97
- 7 殷金其, 李葆莹, 王克秀, 吴心平等. 固体火箭发动机液体喷射熄火模型. 推进技术, 1992, (5): 50
- 8 殷金其. 固体火箭发动机液体喷射熄火研究: [博士学位论文]. 西安: 西北工业大学航天工程学院, 1991

(责任编辑 杨再荣)

更正 本刊第8卷第2期,在研究简报栏目下发表的西安交通大学工程力学系穆霞英、王吉伟同志的文章“用有限元法解稳态蠕变问题的新途径”,应更改成在论文栏目下发表。特此更正,并向作者致以歉意!

be conveniently carried out. The contact stresses on different contact lines of a pair of aeronautical helical gears acted by dynamic and static loads of the gear system are calculated. The calculated results show, the present method and the corresponding microcomputer programs are fast and reliable in calculation as compared with those by Aeronautical Standard of China HB/Z84, 2-84.

A TRANSIENT BURNING MODEL OF SOLID PROPELLANTS AND ITS APPLICATION TO LIQUID QUENCH OF ROCKET MOTOR

Yin Jinqi, Wang Kexiu, Wu Xinping

(Northwestern Polytechnical University)

ABSTRACT

A transient burning model of solid propellants is proposed, in which the distributed reactions and deep absorption of external radiation are considered in the condensed phase. The heat loss due to boiling heat transfer induced by liquid jet impinged on burning surface is taken into consideration in the energy balance equation on the burning surface. A space-wise thick flame model is developed to obtain the flame heat feedback under the conditions that the decreasing of chamber pressure and gas-phase temperatures is caused by liquid injection and evaporation of liquid drops in gas phase, which is described by a submodel for internal ballistics of rocket motor during liquid quench. The model can be used to describe the transient burning behaviors of solid propellants under the influence of external disturbances, such as rapid depressurization, deradiation or liquid injection, and to obtain the critical values required for extinction of solid propellants. The results from theoretical prediction indicate that whether the transient burning comes into extinction is not only dependent on the variation rate of the external disturbance, but also on the variation amplitude of the disturbance. The critical values of liquid injection pressure drops for extinction of two kinds of aluminized ammonium perchlorate-hydroxyterminated polybutadiene propellants (16%Al and 18.5%Al) were obtained by experiments. The predicted results obtained from the transient burning model are in good agreement with the experimental data. The critical value of liquid injection pressure drop increases with increasing propellant energy and chamber pressure.

DETERMINATION OF LIQUID QUANTITY REQUIRED FOR LIQUID QUENCH OF SOLID ROCKET MOTOR

Yin Jinqi, Wang Kexiu, Wu Xinping

(Northwestern Polytechnical University)

ABSTRACT

The liquid quantity required (LQR) for liquid quench of solid rocket motor was determined with the use of a theoretical model developed by the authors. LQR increases with propellant energy and decreases as the evaporation heat of liquid and the liquid pressure drop (the difference between injection pressure of liquid and chamber pressure) increase. The effects of the chamber pressure and burning rate pressure exponent of propellant on LQR merge into the effect of mass burning rate of propellant. Then LQR increases with increasing mass burning rate. The theoretical results are in good agreement with experimental data.