

某低燃速推进剂侵蚀燃烧模型研究

杨 , 赵东民, 余贞勇

(中国航天科技集团公司第四研究院第四十一所, 西安 710025)

摘 要: 推进剂的侵蚀燃烧对发动机的内弹道性能会产生不利影响, 侵蚀燃烧的程度取决于药型设计的通气参数。设计了一种侵蚀燃烧试验发动机, 并在不同通气参数情况下, 进行了多发某低燃速推进剂侵蚀燃烧试验, 通过对试验数据的数值分析, 得到了该低燃速推进剂侵蚀燃烧的临界流速、侵蚀常数与燃通比之间的关系, 并对此进行了试验验证, 为类似推进剂药柱通气参数的选择提供参考。

关键词: 推进剂; 侵蚀燃烧; 模型; 试验

中图分类号: V435 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2008)06-1932-04

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2008.06.046

0 引言

当燃气流经药柱表面, 使药柱燃速增大的燃烧现象被称为侵蚀燃烧。在发动机设计中, 为提高发动机性能, 随着装填比的增加, 或大长径比要求, 使得燃气通道减小, 喉通比增加或燃气在通道中流速增加, 在超过一定值后, 导致发动机药柱燃速增加, 其结果是燃烧室压强升高, 轻则影响发动机内弹道性能, 重则导致发动机试验或工作失败。而对于低燃速推进剂其侵蚀效应更加明显, 本文针对某低燃速推进剂, 设计了侵蚀燃烧试验发动机, 通过对试验数据的数值计算及数据处理, 初步确定了该推进剂的侵蚀燃烧函数。

1 侵蚀燃烧计算模型

侵蚀函数表达式的确定对于固体火箭发动机是一项重要的研究内容, 在采用零维、一维模型仿真计算点火瞬间燃烧室内火焰传播、燃气生成和燃烧室压力时需要推进剂的侵蚀常数作为计算参数, 目前常用的方法是进行药条实验, 得出许多组实验数据, 然后拟合达到上述参数。实际上进行几发成功的内弹道实验, 得到的压力时间曲线包含有许多信息, 其中之一就是侵蚀效应。可以从压力时间曲线出发, 利用数值计算及数据处理确定侵蚀函数。推进剂产生侵蚀燃烧的原因是由于燃气流动造成的, 而当气

流流动速度达到一定程度时, 即相对质量流率超过一定值后, 会造成燃烧表面的附面层变化, 产生湍流, 对流换热加剧, 从而造成推进剂燃速增加。

侵蚀燃烧对燃速的影响用侵蚀比 ϵ 表示, 侵蚀比与流速的关系即侵蚀函数可以表示为

$$\epsilon = \frac{r}{r_0} = 1 + \alpha(u - u_{th}) \quad (1)$$

其中 u_{th} 称为临界侵蚀流速, 只有当流速大于临界流速后, 才会产生侵蚀燃烧。 α 为侵蚀系数, 决定于推进剂的特性。另外侵蚀函数也可通过表征气流速度的相对质量流率、燃通比等参数来表示:

$$\epsilon = \frac{r}{r_0} = 1 + m_c(\delta - \delta_{th})$$

$$\epsilon = \frac{r}{r_0} = 1 + k_u(\pi - \pi_{th})$$

其中 δ 为相对质量流率, δ_{th} 为临界相对质量流率, π 为燃通比, π_{th} 为临界燃通比, $\pi = A_b/A_p$, A_b 是某截面上游的燃面, 代表着流经该截面的质量流率, A_p 是该截面燃气通道横截面积, 因此燃通比也表征了某一截面的气流速度。

根据质量守恒方程, 在侵蚀的临界截面上有

$$q_m = \rho_r \cdot u \cdot A_p$$

设侵蚀临界点以前的燃面为 A_b , 则临界截面上的流量

$$q_m = A_b \cdot a \cdot F_1^* \cdot \rho_p$$

由此可得临界截面的质量流率

$$G = u \cdot \rho_r = \frac{q_m}{A_p} = \frac{A_b}{A_p} \cdot a \cdot P_1^n \cdot \rho_p$$

$$= \pi_0 \cdot a \cdot P_1^n \cdot \rho_p \quad (2)$$

而临界质量流率

$$G_T = P_1 \cdot \sqrt{\frac{M_1}{RT_1}} \cdot \sqrt{\frac{k}{2(k+1)}}$$

从而相对质量流率

$$\delta = \frac{G}{G_T} = \pi_0 \cdot a \cdot P_1^{n-1} \cdot \rho_p \cdot \frac{1}{\sqrt{\frac{M_1}{RT_1}} \cdot \sqrt{\frac{k}{2(k+1)}}} \quad (3)$$

根据动量守恒方程,在侵蚀的临界截面上有

$$q_m \cdot u = (P_1 - P) \cdot A_p \quad (4)$$

而

$$P = \frac{1 + k \sqrt{1 - \delta^2}}{k + 1} P_1 \quad (5)$$

将(2)、(3)、(5)式代入(4)式得

$$\pi_0 = \frac{2 \frac{k+1}{k} \cdot u}{\left(\frac{k+1}{k} \cdot u\right)^2 + \frac{RT_1}{M_1} \cdot \frac{2(k+1)}{k}} \cdot \frac{P_1^{1-n}}{a \rho_p} \quad (6)$$

由此得推进剂燃速的计算公式为

$$r = a \cdot P_1^n \cdot [1 + \alpha(\pi - \pi_0)] \quad \pi > \pi_0 \quad (7)$$

$$r = a \cdot P_1^n \quad \pi \leq \pi_0$$

参数说明:

- q_m —— 流量
- ρ_r —— 侵蚀临界截面的燃气密度
- A_p —— 侵蚀临界截面的通气面积
- A_b —— 侵蚀临界截面前面的总燃面
- P_1 —— 燃烧室头部压强
- ρ_p —— 推进剂密度
- M_1 —— 燃气摩尔质量
- T_1 —— 燃烧温度
- R —— 气体常数
- k —— 绝热指数
- u —— 侵蚀临界截面的燃气流速
- π_0 —— 侵蚀临界截面的燃通比

在上述推导中,假定开始侵蚀以前燃烧室总压不随燃气流动而降低。

2 侵蚀试验发动机试验及拟合计算

根据上述侵蚀临界燃通比与侵蚀临界流速的关系,采用侵蚀燃烧试验发动机进行某低燃速推进剂在不同燃通比时的内弹道试验。侵蚀燃烧试验发动机由厚壁圆管壳体、装填式药柱、绝热顶盖、喷管、点火药包组成。通过头部绝热顶盖上的测压孔测压获取压强曲线。试验发动机药柱示意图见图 1,药柱总长 L ,药柱外径 D ,其中圆管部分长度 L_1 ,药柱内径 d_1 ,该部分尺寸保持不变,通过调整药柱长度 L ,即调整被截去的药柱长度(图 1 中标注长度为 h 的虚线部分)实现药柱不同的初始燃通比,以满足试验需要。

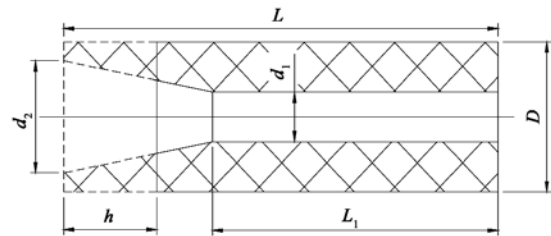


图 1 侵蚀燃烧试验发动机药柱简图

Fig.1 Schematic diagram of the propellant used in erosive burning motor

首先进行了 3 台试验发动机的试验,分别选取燃通比为 180、140、242,根据上述推导,按下式

$$P_1 = \left(a \rho_c^* \frac{Ab}{At} \right)^{\frac{1}{1-n}} \Rightarrow P_1 = r \rho_c^* \frac{Ab}{At}$$

$$P_1 = \frac{\rho_c^*}{At} \sum_{i=1}^n r_i Ab_i$$

$$= \frac{\rho_c^*}{At} \sum_{i=1}^n r_i [1 + \alpha(\pi_i - \pi_0)] Ab_i$$

$$\begin{cases} \pi_i = \pi_0 & \pi_i \leq \pi_0 \\ \pi_i & \pi_i > \pi_0 \end{cases} \quad (8)$$

对 3 台发动机 $P-t$ 曲线进行了拟合计算,由于该推进剂的压强指数在 10MPa 左右出现拐点,其 $\ln r - \ln P$ 关系曲线见图 2(A 点为拐点),在 4~10MPa 之间静态压强指数为 0.333 ($R = 0.99323$),11~19MPa 之间其静态压强指数为 0.553 ($R = 0.99957$),因此在 10MPa 以下和 10MPa 以上分别采用了不同的基础燃速公式,得到临界参数如表 1,拟合计算曲线与试验测试曲线见图 3~图 5。燃通比为 242 的发动机因其侵蚀效应严重,发动机压强达

到 20MPa 以上, 超出该推进剂的压强使用范围(压强指数在 20MPa 以上达到 0.9), 压强迅速上升, 工作 0.6s 后, 连接部位失效。

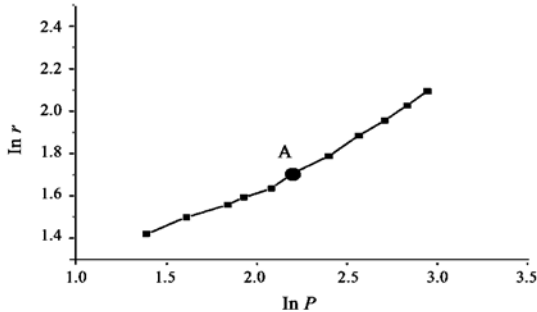


图 2 4~25MPa 下推进剂 $\ln r$ 与 $\ln P$ 的关系
Fig.2 Relationship between $\ln r$ and $\ln P$ of the Propellant under 4~25MPa

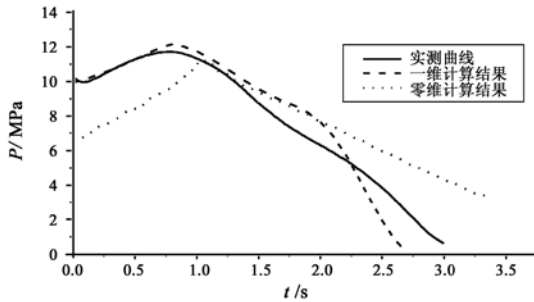


图 3 $\pi = 188$ 的发动机测试与拟合结果
Fig.3 Test results and simulated results as $\pi = 188$

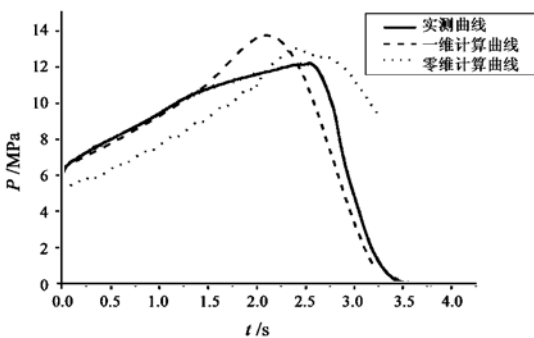


图 4 $\pi = 140$ 的发动机测试与拟合结果
Fig.4 Test results and simulated results as $\pi = 140$

表 1 侵蚀参数计算结果

Table 1 Calculated results of the erosive burning parameters

π	α	u m/s	基本燃速公式
188	0.0083	66	$r = 9.8163 \times 10^{-7} P^{0.55}$ $P > 10\text{MPa}$
140	0.0083	48	$r = 3.07214 \times 10^{-5} P^{0.33}$ $P \leq 10\text{MPa}$
242	0.0083	98	$P \leq 10\text{MPa}$

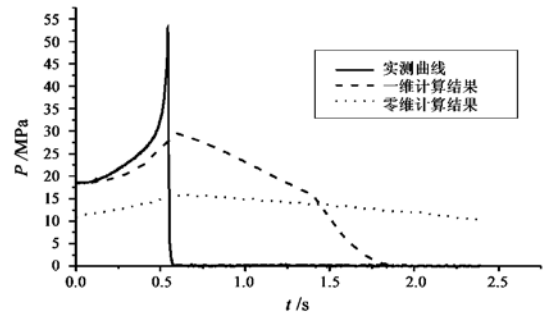


图 5 $\pi = 242$ 的发动机测试与拟合结果
Fig.5 Test results and simulated results as $\pi = 242$

从计算结果分析, 侵蚀常数 α 为一固定值, 而临界流速为不同的值, 初步分析原因有两点:

(1) 随着压强的增加, 推进剂燃烧状态发生一定的变化, 而这种变化在燃速公式上的反映为压强指数的不同;

(2) 随着压强的增加, 推进剂燃速增加, 附面层的推移速度也随之增加, 从而产生侵蚀的界限流速也增加。

根据拟合计算结果, 再次进行了 1 台试验发动机试验, 燃通比为 210, 得到界限流速为 78m/s, 其拟合结果与测试曲线见图 6。

通过 4 台发动机的拟合计算, 可以得到该推进剂临界流速 u 与燃通比 π 之间的关系如图 7。

通过上述对试验发动机内弹道的拟合计算表明, 其拟合结果与实测数据基本吻合, 并可以以此预示出在已知药型的燃通比时, 其侵蚀效应如何。利用该模型, 进行少量的试验即可以找到用燃通比表征的推进剂侵蚀函数。

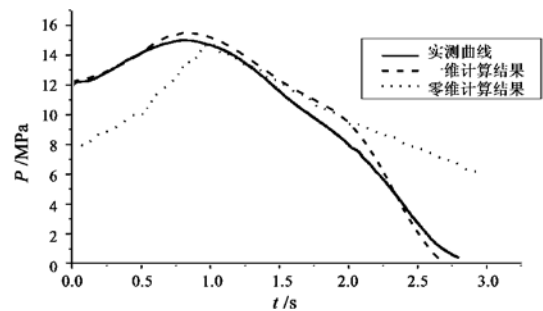


图 6 $\pi = 210$ 的发动机测试与拟合曲线
Fig.6 Test results and simulated results as $\pi = 210$

3 结束语

本文通过对某低燃速推进剂的侵蚀燃烧试验以及对其试验结果的数值计算和拟合, 得到了该推进

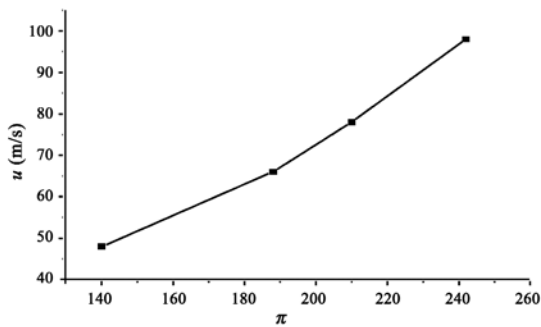


图7 u (临界流速)与 π (燃通比)的关系

Fig.7 Relationship between u and π

剂的侵蚀特性,该方法为研究推进剂的侵蚀效应,确定以燃通比表征的侵蚀函数提供了一种途径,为发动机的通气参数设计提供参考。

参考文献:

- [1] 陈汝训,等. 固体火箭发动机设计与研究[M]. 北京:中国宇航出版社,1991. [CHEN Ru-xun, et al. Design and Study of Solid Rocket Motor[M]. Beijing:China Astronautics Press,1991.]
- [2] Eagar M A, Luke G D, stockham L W. Ignition Transient Modeling for the Space Shuttle Advanced Solid Rocket Motor[R]. AIAA 93-2062.

- [3] Salita M. Rocket Propellant Ignition: A Workshop Report[R]. Proceedings of the 22nd JANNAF Combustion Meeting, 1985, 1.
- [4] MUKUNDA H S, PAUL P J. Universal behaviour in erosive burning of solid propellants[C]//Combustion and Flame, 1997, 109: 224-236.
- [5] 张平,孙维申,陆英. 固体火箭发动机原理[M]. 北京:北京理工大学出版社,1991. [ZHANG Ping, SUN Wei-shen, SUI Ying. Theory of Solid Rocket Motor[M]. Beijing:Beijing Institute of Technology Press,1991.]
- [6] 蹇泽群,何洪庆. 固体火箭发动机启动瞬变过程预示研究[J]. 宇航学报,1982, 4. [JIAN Ze-qun, HE Hong-qing. Study of firing transient process predict of solid rocket motor[J]. Journal of Astronautics, 1982, 4.]



作者简介:杨 (1973-),男,高级工程师,工学硕士,研究方向为固体火箭发动机设计与研究。

通信地址:西安市120信箱101室(710000)

电话:(029)83601147

E-mail:yangx41@126.com

Erosive Burning Model Identification of a Propellant with Low Burning Rate

YANG Xuan, ZHAO Dong-ming, YU Zhen-yong

(The 41th institute of Fourth Academy of CASC, Xi'an 710025, China)

Abstract: The erosive burning of the propellant is usually detrimental to the inner ballistic trajectory characteristic of the engine. The extension of the erosive burning is dominated by the ventilated parameters of the grain configuration designed. An engine is designed to fulfill erosive burning tests in this paper. For one target type of propellant, several erosive burning tests are carried out under conditions of different ventilated parameters. And based on the test results, the relationship between the parameters of the erosive burning, such as critical flow velocity, erosive burning constant, ratio of burning area and ventilated area, is simulated numerically. The relationship obtained numerically is verified in good agreement with that of practical test. The result analysis may probably provide some theoretical bases for the ventilated parameters design of the homologous propellants.

Key words: Propellant; Erosive burning; Parameter design; Test