

膏体推进剂脉冲火箭发动机 新方案的理论和实验研究^{*}

宋明德 叶定友

吴心平

(陕西动力机械研究所, 西安, 710025)

(浙江工业大学机电工程学院, 杭州, 310014)

摘要: 提出了一种新的膏体推进剂脉冲火箭发动机设计方案及其再点火装置的设计与实现, 建立了膏体推进剂在再点火装置中二维流动模型和传热模型, 得到了发动机可靠点火时再点火装置温度、长度、通道直径和挤压压强间应满足的关系, 以及发动机熄火应满足的条件, 还进行了原理性热试车, 成功实现了多脉冲工作。

主题词: 脉动式火箭发动机, 触变推进剂火箭发动机, 再点火, 胶凝推进剂

分类号: V435.1

THEORETICAL AND EXPERIMENTAL STUDY ON A NEW PASTY PROPELLANT MULTI-PULSE ROCKET MOTOR

Song Mingde Ye Dingyou

(Shaanxi Inst. of Power Machinery, Xi'an, 710025)

Wu Xinping

(Dept. of Electrical and Mechanical Engineering, Zhejiang Univ. of
Technology, Hangzhou, 310014)

Abstract: A new method for multi-pulse pasty propellant rocket motor design was proposed by analyzing flow, heat-transfer, ignition, combustion and extinction of a non-Newtonian pasty propellant, in which the oxidizer and fuel were mixed uniformly. The key technology of the new method was the design of a re-ignitable igniter. The two-dimensional flow and heat transfer models of the propellant inside the re-ignitable igniter were established and the control equations were solved numerically. The relationship among the igniter temperature, igniter length, diameter and drive pressure gradient for the reliable ignition and extinction were obtained. The variation of combustion chamber temperature was analyzed to determine time interval between two performances. A set of demonstration proto-type test apparatus were also built for multi-pulse firing. Some seven work pulses were obtained. Each pulse lasted about five seconds and the time interval of each pulse was about two seconds.

Subject terms: Impulse rocket motor, Thixotropic propellant rocket engine, Reignition, Gelled propellant

^{*} 收稿日期: 1998-04-01, 修回日期: 1998-09-26, 本课题系国家自然科学基金资助项目

1 引言

多次启动火箭发动机对提高航天器性能有着重要意义,安全可靠、结构简单、多次启动和推力可调一直是火箭发动机性能的重要发展方向^[1]。70 年代,前苏联开始研制膏体推进剂火箭发动机^[2],它结构简单,可随机调节推力,用于弹头机动能源系统,已进入飞行试验阶段。美国则研制了凝胶推进剂火箭发动机^[3],发动机系统较复杂,目前用于动能武器弹头中段制导的俯仰、偏航和滚转控制^[4]。国内其它单位也开始了这一领域的探索^[5],本文在国内外研究基础上,提出了一种新的推力随机可调膏体脉冲火箭发动机方案,并成功进行了原理性实验。

2 原理

本文提出的膏体脉冲火箭发动机由挤压系统 1,推进剂及储箱 2,流量控制系统 3,首次点火装置 4,再点火装置 5,燃烧室 6,喷管 7 和压强反馈系统 8 几部分组成(见图 1)。膏体推进剂是一种氧化剂和粘合剂混合均匀的非牛顿流体,类似于未固化的固体推进剂。再点火装置是具有多孔通道的高温合金件。工作时左端保持常温,右端和燃烧室温度相近,随燃烧室温度升高。图 2 是有一个圆形通道的再点火装置。

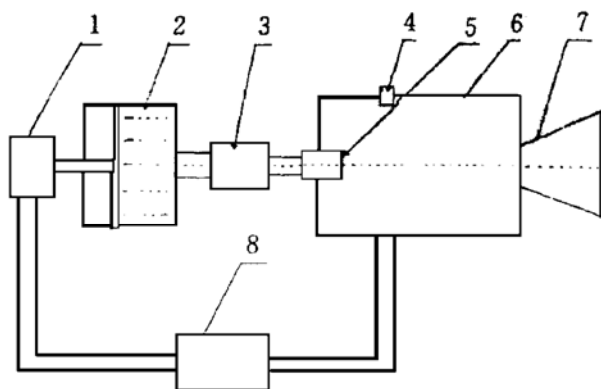


Fig. 1 Schematic diagram of the new motor

- 1) Drive device 2) Propellant and tank 3) Flow flux control system
4) First pulse igniter 5) Reignitable igniter 6) Combustion chamber
7) Nozzle 8) Drive pressure adjust system

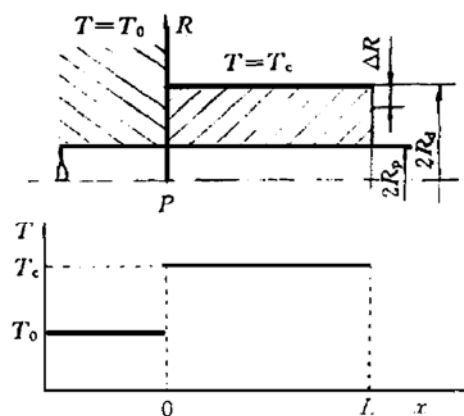


Fig. 2 Reignitable igniter with one channel

打开挤压系统,推进剂经再点火装置流入燃烧室,首次点火器点火,发动机工作。关闭挤压系统,推进剂不再流向燃烧室,发动机中止工作,推进剂在再点火装置低温段散热熄火,避免回火。再次打开挤压系统,再点火装置的高温使再次流经其中的推进剂受热点火,实现多次启动。调节推进剂流量,还可调节推力。压强反馈系统根据燃烧室压强,修正挤压压强,调节流量,保证燃烧室压强平稳。

3 理论模型

假设:(1)膏体推进剂是非时变层流幂律流体,速度和温度都已充分发展;(2)挤压系统作用在膏体推进剂上的压强梯度恒定;(3)不考虑彻体力、毛细作用和通道表面摩擦力;(4)燃烧室内温度均匀;(5)不考虑轴向热传导和点燃前推进剂分解。流经圆通道的膏体推进剂流速 u ,体积流量 Q 和平均流速 u_{av} 可表示为:

$$u = \frac{n}{n+1} \left(\frac{\Delta p}{2kL} \right)^{\frac{1}{n}} (R^{\frac{n+1}{n}} - r^{\frac{n+1}{n}}) \quad (1)$$

$$Q = \pi \left(\frac{\Delta p}{2kL} \right)^{\frac{1}{n}} \frac{n}{1+3n} R^{\frac{1+3n}{n}} \quad (2)$$

式中 k 为稠度系数, n 为流动指数, r 为燃速, L 为长度。改变挤压压强, 非牛顿流体流量变化比牛顿流体剧烈。挤压压强增加一倍, 牛顿流体流量由 Q_0 增加到 $2Q_0$, $n=0.5$ 的非牛顿流体流量则由 Q_0 增加到 $4Q_0$ 。因此, 改变挤压压强, 可较灵敏地调节推进剂流量, 从而调节推力。

点火时, 燃烧室对再点火装置的传热和再点火装置对推进剂的传热只发生在 P 点右侧。再点火装置内 P 点右侧推进剂的动量方程和能量分别为:

$$\rho_p = \frac{\partial u_p}{\partial t} + \frac{\partial p}{\partial x} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} [r \eta_0 \left(\frac{\partial u_p}{\partial r} \right)^n] \quad (3)$$

$$\rho_p c_p \left(\frac{\partial T_p}{\partial t} + u \frac{\partial T_p}{\partial x} \right) = \frac{\lambda_p}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \frac{\partial T_p}{\partial r} \right) + \lambda_p \frac{\partial^2 T_p}{\partial x^2} + \eta_0 \left(\frac{\partial u_p}{\partial r} \right)^{n+1} + Q_w + Q_x \quad (4)$$

根据假设, $Q_x = 0$ 。点燃前: $Q_w = 0$, 点燃后: $Q_w = \rho_p q_p Z e^{-\frac{E_p}{RT}}$, 再点火装置的传热方程为:

$$\rho_d c_d \frac{\partial T_d}{\partial t} = \frac{\lambda_d}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \frac{\partial T_d}{\partial r} \right) + \lambda_d \frac{\partial^2 T_d}{\partial x^2} \quad (5)$$

推进剂速度分布由式 (1) 变换得到:

$$u = \frac{n}{n+1} \left(\frac{\Delta p}{2kL} \right)^{\frac{1}{n}} R^{\frac{n+1}{n}} \left[1 - \left(\frac{r}{R} \right)^{\frac{n+1}{n}} \right] \quad (6)$$

推进剂截面平均温度为:

$$T_{av} = \frac{\int_0^R p 2\pi r dr u_p c_p T_p}{\int_0^R p 2\pi r dr u_p c_p} \quad (7)$$

推进剂的边界条件: $r=0, \partial T/\partial r=0$; $x=0, T=T_0$; $x=L, T=T_c$ 。再点火装置的边界条件: $x=0, T=T_0$; $r=R_d, \lambda_d \partial T_d/\partial x = q_d$ (等热流); $r=R_d, T_d=T_c$ (等壁温)。

推进剂与通道内壁面界面满足以下耦合关系:

$$r = R_p, \quad \lambda_p \partial T_p/\partial r = \lambda_d \partial T_d/\partial r \quad (8)$$

本文认为膏体推进剂温度升高到某临界值 T_{ig} 时, 立即点燃。即一旦满足 $T_{av}(X_{ig}) > T_{ig}$, 即认为流至 $x=x_{ig}$ 处的推进剂发生点燃。

推进剂点火后, 原边界条件: $x=L, T=T_c$ 变为: $x \geq x_{ig}, T=T_c$ 。计算区域也从 $x=x_0$ 变为 $x=x_{ig}$ 。

需发动机熄火, 关闭挤压系统, 推进剂不再流向燃烧室。用和点火过程类似的方法, 简化分析熄火过程, 认为推进剂温度降到某临界值立即熄火。即一满足 $T_{av}(X_{ex}) \leq T_{ex}$, 推进剂在 $x=x_{ex}$ 处熄火。

4 数值解法及计算结果分析

按本文方法编程序, 对控制方程组数值求解。对再点火装置和推进剂进行计算, 并在

通道壁面 $r=R_p$ 处耦合。由于圆管通道为几何对称, 计算域选圆管中心线以上部分。两者都采用 20×6 的均匀网格。输入数据为: $L_R=0.060$ m, $L=0.130$ m, $R_d=0.01$ m, $R_p=0.001$ m, $c_p=1\,380$ J/(kg·K), $\rho_p=1\,700$ kg/m³, $\lambda_p=0.163$ W/(m·K), $\rho_d=19\,000$ kg/m³, $c_d=132$ J/(kg·K), $\lambda_d=174$ W/(m·K), $n=0.896$, $k=212.41$, $\eta=100$ pa·s, $T_c=1\,500$ K, $T_i=300$ K, $\Delta p=0.5$ MPa

温度随时间的推进关系为:

$$T^{k+1} = T^k + \frac{\partial T}{\partial t} \cdot \Delta t \quad (9)$$

将求得温度代入有关各式迭代, 收敛后再计算下一时刻温度。这样, 根据给定初值, 可得出再点火装置和推进剂温度随时间变化。时间步长取 $\Delta t=0.001$ s。

图 3 是计算得到的通道内推进剂温度分布。温度最低点在流动中心线。越靠近通道壁, 推进剂温度越高, 温度最高点位于出口壁面处, 该点推进剂最先点火。图 4 是再点火装置温度分布, 由于考虑了再点火装置和推进剂界面的温度耦合, 越靠近推进剂, 再点火装置温度越低, 从计算结果还看出再点火装置温度向推进剂传播情况。同时计算了发动机稳态工作时, 燃烧室温度和有关参数应满足的条件, 如图 5~7。图中曲线上点表示发动机稳定工作的临界参数。

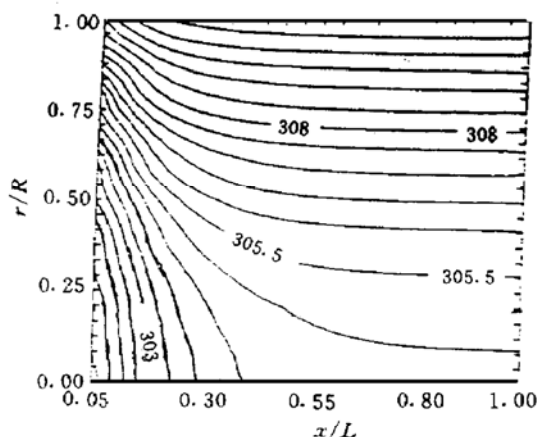


Fig. 3 Propellant temperature distribution

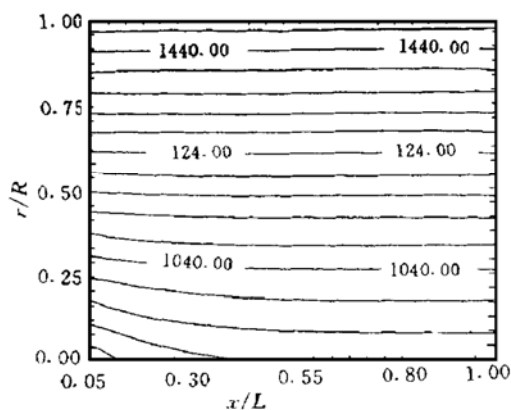


Fig. 4 Reignitable igniter temperature distribution

图 5 说明, 增加再点火装置在燃烧室中的长度, 可提高燃烧室温度较低情况的点火可靠性。或者说增加了脉冲间隔时间。图 6 说明, 再点火装置通道直径越大, 可靠点火时燃烧室温度必须越高。图 7 表示了推进剂熄火温度与熄火距离的关系, 在通道直径相同的情况下, 推进剂的熄火温度越高, 熄火距离越小。

图 8 是推进剂燃烧热对熄火的影响, 燃烧热越大, 临界熄火距离越长。计算发现, 当燃烧热较高 (如 $1\,400$ kJ/kg) 或通道直径较大 (如 3 mm) 时, 得不到相应熄火长度。说明推进剂燃烧热对熄火影响很大, 燃烧热过高, 较大直径的圆孔通道不能实现熄火。

须指出的是, 实际熄火距离可能比计算值大, 因为等壁温条件不易实现, 再点火装置壁面温度实际上在逐渐升高; 再者, 满足简单熄火准则推进剂并不能立即熄火。发动机正常工作时, 推进剂燃速和流速应基本相等, 由于燃速和燃烧室压强有关, 流速受挤压压强控制, 二者匹配关系复杂, 膏体发动机虽可调节推力, 但调节范围有限。

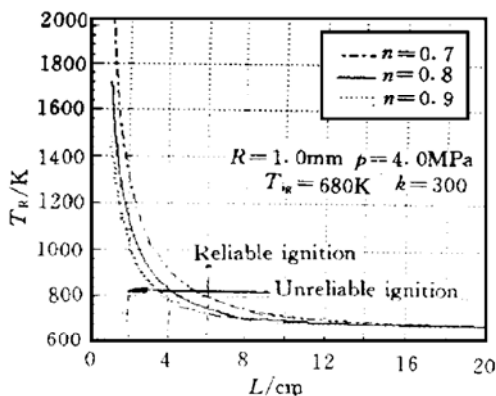


Fig. 5 Reignitable igniter length effect

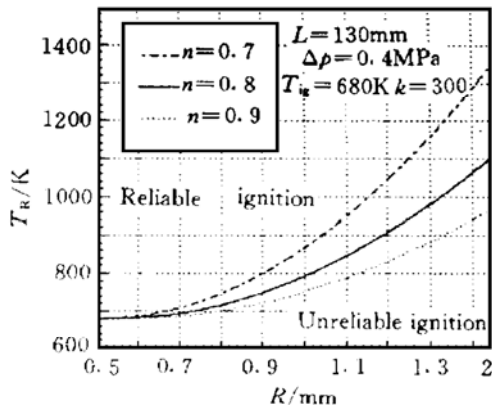


Fig. 6 Reignitable igniter redium effect

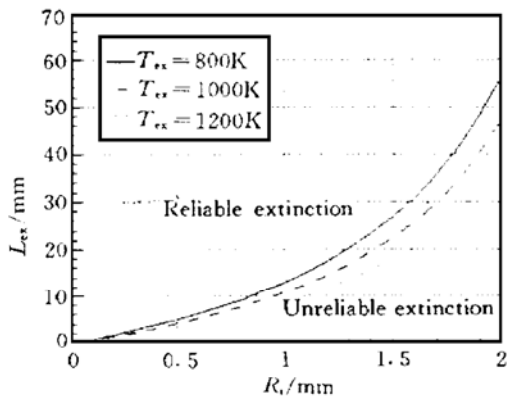


Fig. 7 Propellant extinction temperature effect

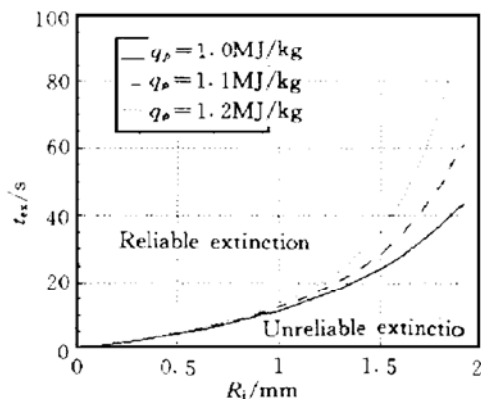


Fig. 8 Propellant combustion heat effect

为验证方案可行性,设计加工了原理性试验装置。再点火装置由耐高温合金加工而成,具有三个直径 1.8 mm,长 130 mm 的圆孔。高温端温度为 1 073 K 和 300 K。推进剂为氧化剂和燃料均匀混合的非牛顿流体。试验获得了 7 个脉冲。单个脉冲持续时间 5 s,间隔时间 2 s。

参 考 文 献

- 1 叶定友. 固体火箭发动机多次起动技术及应用. 推进技术, 1988 (2)
- 2 Kukushkin V. The pasty propellant rocket engine development. AIAA 93-1754
- 3 Wickman J. Gelled liquid oxygen/metal powder monopropellant. AIAA 92-3450
- 4 Yasuhara W H. Advanced gel propulsion controls for kill vehicles. AIAA 93-2636
- 5 宋明德, 吴心平, 叶定友. 预混可燃流体在大长细比圆管内流动传热点燃研究. 推进技术, 1997, 18 (3)
- 6 徐温干. 固体火箭发动机推力大小调节技术的发展. 推进技术, 1994, 15 (1)