

输送管壁温对膏体推进剂燃速的影响

张家仙, 朱尚龙, 王燕娜

(北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

摘 要: 膏体推进剂作为一种新型特种推进剂, 具有广阔的应用前景。膏体推进剂燃速直接影响发动机内弹道性能, 研究输送管道壁温对推进剂燃速的影响具有重要意义。采用幂律本构方程表征膏体推进剂粘度, Arrhenius 方程表征温度对粘度影响, 并利用中心有限差分格式对控制方程进行离散。对恒定壁温下的膏体推进剂与管道间传热特性进行数值仿真, 并进行了数值验证。结合仿真结果, 并借鉴固体推进剂初温与燃速关系, 分析了热管道内膏体推进剂燃速特性。结果表明: 近壁面加热层厚度随入口速度增高而减小, 随管径增大而增大, 管内膏体推进剂平均燃速较入口温度条件下有所提高, 同时, 高温壁面条件下, 近壁面推进剂温度高于爆点, 需要考虑管道内的防窜火措施。

关键词: 膏体推进剂; 燃速; 传热; 输送管

中图分类号: V439-34

文献标识码: A

文章编号: (2010) 05-0031-05

Influence of wall temperature of feed line on pasty propellant burning rate

ZHANG Jia-xian, ZHU Shang-long, WANG Yan-na

(Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

Abstract: As a new kind of propellant, pasty propellant has a bright prospect in application. The burning rate of pasty propellant has a direct influence on interior ballistics of engines, so it is very important to study the influence of wall temperature of feed line on the pasty propellant burning rate. The power-law constitutive equation and Arrhenius equation are adopted to character the viscosity of pasty propellant and the influence of temperature on the viscosity respectively. The central finite difference scheme is used to disperse the control equations. After validating the numerical method, the numerical simulation on the characteristic of the heat transfer between the pasty propellant and feed line were carried out at constant wall temperature. According to the relationship between initial temperature and burning rate of a solid propellant, the burning rate characteristics of the pasty propellant in a hot feed line were analyzed based on the numerical simulations. The result shows that the heated layer thickness close to the wall decreases with the augment of inlet velocity and increases with the augment of feed line diameter. The average burning rate of the pasty propellant in feed line is higher

收稿日期: 2010-09-21; 修回日期: 2010-10-17

作者简介: 张家仙 (1981—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机试验

than that at inlet temperature. Meanwhile, as the wall is at high temperature, the propellant temperature close to the wall is higher than that of its break out point, and it is necessary to take into account the anti-backfire methods.

Keywords: pasty propellant; burning rate; heat transfer; feed line

0 引言

膏体推进剂具有比冲高,装填系数接近于1,力学性能优良等众多优点,是未来推进技术的热点研究领域。近几十年来国内外都在大力发展这种新型概念推进剂,并由此发展先进的膏体推进技术。

Kukushkin 教授^[1-2]披露了前苏联研制膏体推进剂火箭发动机已有几十年历史,在膏体推进剂基础研究、性能测试和应用测试等方面取得了很大进展,已初步达到实用阶段。俄罗斯也曾采用端面燃烧膏体推进剂用以改进“喀秋莎”、“暴风雪”和“闪电”等型号武器^[3],使射程增加约30%。与国外相比,国内膏体推进剂相关研究起步较晚,虽然在配方、性能测试^[4]及试验研究^[5]等方面也取得了较大进展,但仍有较大差距。

类似于液体推进剂火箭发动机,膏体推进剂火箭发动机也是采用供给燃烧工作方式。因此,燃烧室内高温会加热喷嘴连接管道,影响到管道内膏体推进剂的温度分布,甚至可能引发自燃现象。同时,由于连接管道内膏体推进剂温度的提高,对推进剂燃速又会产生影响,进而引起内弹道特性的变化。因此,研究管道壁温对膏体推进剂燃速特性的影响具有重要意义。

1 脉冲式膏体推进剂火箭发动机原理

根据不同工作要求,国内外提出了多种膏体推进剂火箭发动机工作模式。本文研究主要基于脉冲式膏体推进剂火箭发动机工作模式,如图1所示。

脉冲式膏体推进剂火箭发动机由驱动装置、推进剂贮箱、流量控制系统、等离子点火系统、

燃烧室、喷管及压力反馈系统等组成。发动机工作时,贮箱中的膏体推进剂在驱动装置的作用下进入燃烧室,并由等离子点火器点燃。调节推进剂流量,可以改变推力。当停止供给推进剂时,发动机熄火。压力反馈系统可以调节驱动装置的压力和燃烧室压力。发动机熄火后再启动依赖于等离子点火系统进行点火,重复以上工作过程。

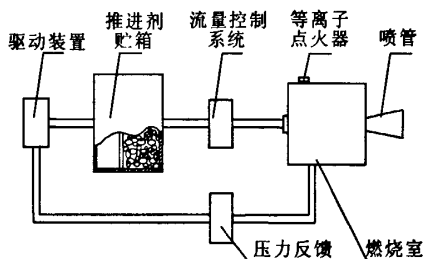


图1 脉冲式膏体推进剂火箭发动机原理图

Fig. 1 Schematic diagram of pulse pasty propellant rocket engine

2 模型及方法

2.1 物理模型及参数

考虑到膏体推进剂为含能材料,在高速挤压及壁温较高的条件下,可能发生自燃现象。因此,本文研究对象采用膏体推进剂模拟液,其成分为40% salt 和60% HTPB(均为质量含量)。在26℃时,膏体推进剂模拟液服从Power Law本构关系,其稠度系数为 $K=34.43 \text{ N}\cdot\text{s}^n/\text{m}^2$,幂律指数为 $n=0.882$,密度为 $\rho=1700 \text{ kg}/\text{m}^3$,导热系数为 $k=0.163 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$,比热容为 $c_p=1380 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{℃})$ 。

输送管道的结构形式为直圆管,材料为不锈钢,长 $L=60 \text{ mm}$,通径分别为2 mm, 3 mm及5 mm。膏体推进剂模拟液供给速度分别为50 mm/s, 100 mm/s 及200 mm/s。

2.2 数学模型

膏体推进剂在最高供给速度 $V=200$ mm/s 时,其雷诺数为

$$Re = \frac{D^n v_m^{2-n} \rho}{\frac{K}{8} \left(\frac{6n+2}{n} \right)^n} = 0.175$$

而幂律流体临界雷诺数为 808, 故为不可压缩层流。因此, 膏体推进剂流动控制方程为:

1) 连续性方程

由于膏体推进剂的不可压缩性, 其连续性方程的张量形式为

$$\nabla \cdot \mathbf{v} = 0 \quad (1)$$

2) 运动方程

不考虑惯性力和重力等作用, 运动方程的张量形式为

$$\nabla p = \nabla \cdot \boldsymbol{\sigma} \quad (2)$$

3) 能量方程

能量方程的张量表达式为

$$\rho c_p \frac{DT}{Dt} = r - \nabla \cdot \mathbf{q} + \text{tr}(\boldsymbol{\sigma} \mathbf{D}) \quad (3)$$

式中: $\boldsymbol{\sigma}$ 为 Cauchy 应力张量; \mathbf{D} 为变形率张量; $\text{tr}(\boldsymbol{\sigma} \mathbf{D})$ 为张量 $\boldsymbol{\sigma} \cdot \mathbf{D}$ 对角线之和; r 为由外源引起的单位体积产生热量

$$\mathbf{q} = -k \nabla T \quad (4)$$

4) 本构方程

膏体推进剂服从幂律模型, 温度对粘度的影响为

$$\eta = H(T) \cdot \eta_0 (\dot{\gamma}) = H(T) \cdot K \dot{\gamma}^n \quad (5)$$

式中 $H(T)$ 为 Arrhenius 方程, 其形式为

$$H(T) = \exp \left(\alpha \left(\frac{1}{T - T_0} - \frac{1}{T_a - T_0} \right) \right) \quad (6)$$

式中: α 为粘流活化能和理想气体常数的比值; T_a 为参考温度, 为 245.3 K; T_0 为温度单位修正系数, 其值为零。

2.3 数值方法及边界条件

节点中心有限差分格式具有形式简单、精度高等优点, 已广泛用于各种复杂流场的求解。本文采用该格式来对上述控制方程进行离散预估。以变量压力 p 为例, 对于计算域中的节点 (i, j) ,

其二阶空间导数的近似求解方程形式如下:

$$\frac{\partial p}{\partial x} \cong \frac{p_{i+1,j} - p_{i-1,j}}{2\Delta x} \quad (7)$$

$$\frac{\partial^2 p}{\partial x^2} \cong \frac{p_{i+1,j} - 2p_{i,j} + p_{i-1,j}}{\Delta x^2} \quad (8)$$

由于结构的对称性, 采用二维轴对称模型进行仿真。入口为完全发展的速度入口; 壁面为刚体, 无滑移; 出口为压力出口, 标准大气条件。

3 结果与分析

3.1 仿真验证

对膏体推进剂模拟液在壁温与入口流体温度相同的条件下进行仿真, 其结果与幂律流体等温绝热流动理论解析解进行比较分析, 可以验证本文的仿真方法。

对于在直圆管内流动的幂律流体, 其速度分布理论公式如下

$$Q = \frac{n\pi R^3}{3n+1} \left(\frac{\Delta p \cdot R}{2kL} \right)^{1/n} \quad (9)$$

$$v(\delta) = \frac{n}{n+1} \left(\frac{\Delta p \cdot R}{2kL} \right)^{1/n} R \left[1 - \left(\frac{\delta}{R} \right)^{(n+1)/n} \right] \quad (10)$$

式中: R 为管道半径; δ 为径向位置。入口速度给定, 联解公式 (9) 和 (10) 可得速度分布曲线。

图 2 为膏体推进剂模拟液直圆管流动仿真结果与理论解析的速度分布对比, 可以看出两者非常吻合, 也表明了所采用的仿真方法的可靠性。

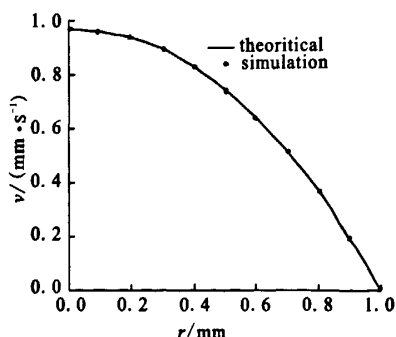


图2 壁温 2300 K 时管道出口处速度曲线

Fig. 2 Curve of velocity at outlet at $T_w=2300$ K

3.2 管道壁温对温度分布影响

当管道壁温为 $T_w=2300\text{ K}$ (发动机燃烧室内温度) 时, 各个工况下, 管道出口处温度分布仿真曲线如图 3 所示。可以看出, 各工况下温度分布曲线具有共同特点, 管道中心附近膏体推进剂温度与入口温度相同, 有部分推进剂温度受管壁与推进剂间热传导影响高于其入口温度, 且越靠近壁面温度越高。

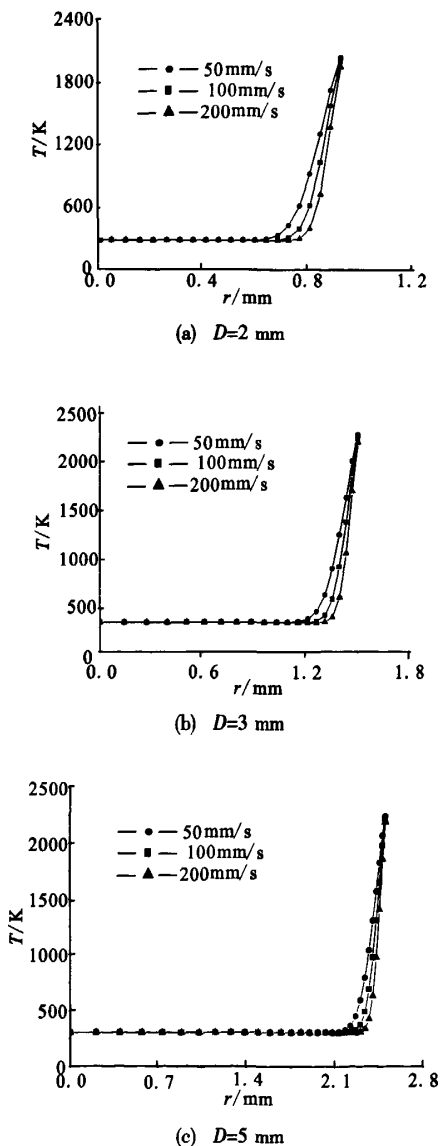


图 3 壁温 2300 K 时管道出口处温度仿真曲线

Fig. 3 Simulation curves of temperature at outlet at $T_w=2300\text{ K}$

由于壁温很高, 影响推进剂热稳定性。在此壁温条件下, 膏体推进剂在管内流动时被加热部分的厚度如图 4 所示。可以看出, 同一管径下, 随着入口速度的增加, 加热层厚度逐渐减小; 入口速度相同时, 加热层厚度又随着管径的增大而增大。在加热层中, 近壁面有一定厚度的推进剂被加热到其爆点 (671 K/5 s) 以上, 如图 3 (a) 所示, 管径为 2 mm , 入口速度为 50 mm/s 时, 有大约 0.15 mm 厚的推进剂温度在爆点以上, 表明如果供给时间够长, 膏体推进剂的燃烧主要发生在管道之中, 需要做好预防管道窜火措施。

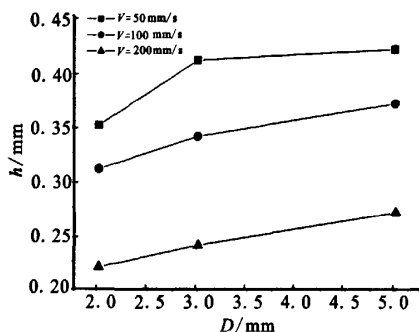


图 4 各工况下管道出口处加热层厚度

Fig. 4 Heated layer thickness at feed-line outlet

3.3 高温管壁对推进剂燃速的影响

固体推进剂初温对其燃速的影响一般可由公式 (11) 来表示:

$$r=r_{\text{ref}}\exp[\sigma_p(T_0-T_{\text{ref}})] \quad (11)$$

式中: r 为推进剂燃速; T_0 为推进剂初温; r_{ref} 为推进剂参考燃速; T_{ref} 为推进剂参考温度; σ_p 为固定压力时的燃速温度敏感系数。

高温管道内膏体推进剂温度分布如图 5 所示。管道半径 R 处温度为 T_w ; 未受壁温加热部分的推进剂半径为 R_0 , 其内部温度为推进剂参考初温 T_0 ; 将加热部分推进剂以极小的厚度 ΔR 进行差分, 差分区域个数 $N=(R-R_0)/\Delta R$, 第 i 个区域距圆心距离为 $R_i=R_0+i\cdot\Delta R$, 每个区域内温度平均统一, 按整个加热部分的温度梯度进行计算, 则第 i 个区域内平均温度为

$$T_i=T_0+(i/N)\cdot(T_w-T_0) \quad (12)$$

第 i 个区域面积为

$$A_i = \pi(R_i + \Delta R)^2 - \pi R_i^2 = \pi \Delta R (2R_i + \Delta R) \quad (13)$$

第 i 个区域部分的膏体推进剂燃速为

$$r_i = r_0 \exp[\sigma_p (T_0 - T_i)] \quad (14)$$

按面积加权对高温管道内膏体推进剂燃速进行计算,其计算公式如下

$$\sum_{i=0}^n (r_i A_i) = \bar{r} \cdot A \quad (15)$$

式中: $i=0$ 代表未加热推进剂部分; A 为管道截面积,且

$$A_0 = \pi R_0^2 \quad (16)$$

$$A = \pi R^2 \quad (17)$$

因此,联立求解公式(12)~(17)可以计算得到高温管道内膏体推进剂平均燃速 \bar{r} 。

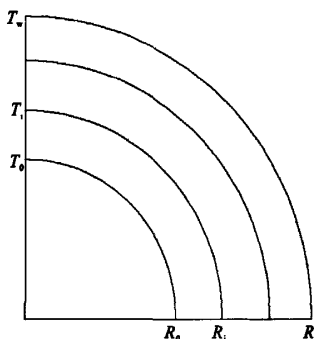


图5 输送管道内膏体推进剂温度分布示意图

Fig. 5 Temperature distribution of pasty propellant in feed line

以管道尺寸为 $D=5$ mm, $L=120$ mm, 壁温为 400 K, 管道入口速度为 $v=50$ mm/s 的条件为例进行试算。此时, 管道出口处未被加热推进剂半径为 0.1 mm; 膏体推进剂在压强为 5 MPa, $T_0=300$ K 时, 燃速 $r_0=11.86$ mm/s, 其燃速温度敏感系数为 $\sigma_p=0.002$ K⁻¹。当 ΔR 分别取 1×10^{-2} mm、 1×10^{-3} mm、 1×10^{-4} mm 及 1×10^{-5} mm 时, 对应的平均燃速 \bar{r} 计算结果分别为 13.792 mm/s, 13.154 mm/s, 13.091 mm/s 及 13.084 mm/s。

可以看出, 高温管道对膏体推进剂燃速具有一定影响, 在计算工况下, 其燃速提高了约

10.38%, 并且, 当 $\Delta R=1 \times 10^{-4}$ mm 时, 其计算精度已经基本足够。

4 结论

针对高温壁面所引起的膏体推进剂燃速变化进行研究十分重要, 对研究膏体推进剂火箭发动机的工作过程, 尤其是内弹道模型具有重要意义, 对发动机设计和配方研制也具有指导意义。通过对膏体推进剂在高温管道内流动进行建模、验证、仿真, 分析壁温对管内膏体推进剂热温度分布以及燃速的影响, 可以得到以下结论:

1) 同等条件下, 膏体推进剂在高温管道内流动, 近壁面加热层厚度随入口速度的增加而减小, 随管径的增大而增大, 而且壁温高于一定温度时, 近壁面膏体推进剂温度高于爆点, 需要做好防窜火措施;

2) 管道壁温使膏体推进剂平均燃速有所升高, 研究膏体推进剂火箭发动机内弹道时对此影响不可忽视。

研究基于无滑移壁面条件, 而真实的膏体推进剂管道流动可能存在壁滑移现象。因此, 结合壁滑移条件来深入研究壁温对膏体推进剂燃速的影响是下一步研究方向。

参考文献:

- [1] KUKUSHKIN V I, IVANCHENKO A N. The pasty propellant rocket engine development, AIAA 1993-1754 [R]. USA: AIAA, 1993.
- [2] KUKUSHKIN V I. State and prospects of solid propellant rocket development, AIAA 1992-3872 [R]. USA: AIAA, 1992.
- [3] 沈海琴. 膏体推进剂火箭发动机研究进展[J]. 化学推进剂与高分子材料, 2004, 2(4): 32-35.
- [4] 张家仙, 鞠玉涛, 周超, 等. 膏体推进剂模拟液直圆管流动特性[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(4): 439-442.
- [5] 周超, 鞠玉涛, 周守强, 等. 膏体推进剂供给系统新方案探索与初步验证[J]. 力学与实践, 2008, 30(5): 62-64.

(编辑: 马 杰)