

面关机针栓式喷注器发动机头部传热分析

杨振宁, 张 锋, 周 军
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 对面关机针栓式喷注器发动机头部的传热情况进行了分析建模, 应用数值方法分别计算了发动机在工作过程和关机后头部集液腔内推进剂温度的瞬态变化情况。计算结果表明, 发动机在工作过程中头部集液腔中的推进剂温升很小, 关机后推进剂有不超过 200℃ 的温升。从计算结果来看, 头部的推进剂处于安全的温度范围内。

关键词: 针栓式喷注器; 推进剂; 传热分析

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2010) 06-0006-05

Study on heat transfer of a FSO pintle injector engine head

YANG Zhen-ning, ZHANG Feng, ZHOU Jun
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: In this paper, the heat transfer condition of a FSO (Face Shut Off) pintle injector engine head is analyzed and modeled with numerical method. The instantaneous temperature states of the propellant in the engine head during working and shut-off states are computed. The results show that the rise amplitude of the propellant temperature is small when the engine is at work, and the propellant temperature rises less than 200℃ after the engine is shut-off. The conclusions above show that the propellant in the engine head is at a safe temperature range.

Keywords: pintle injector; propellant; analysis of heat transfer

0 引言

针栓式喷注器具有结构简单、成本低、燃烧稳定性好的特点, 可以对推进剂进行喷注面的断流, 实现面关机; 另一方面, 针栓式喷注器燃烧效率较直流互击式更高, 适应姿/轨控发动机高性能、轻质化、快响应的发展要求。

对于 N_2O_4/N_2H_4 推进剂组合, N_2O_4 和 N_2H_4 的热爆炸温度分别为 565℃ 和 252℃, 根据现有双组元推力室的研制经验, 头身对接焊缝的热返浸温度在 600℃ 左右。面关机针栓式喷注器发动机长程工作结束后, 积存在头部腔内的推进剂无法有效泄出, 会受热返浸作用而发生分解爆炸。因此, 必须设计合理的头部结构, 确保关机后的推

收稿日期: 2010-10-15; 修回日期: 2010-11-03

作者简介: 杨振宁 (1978—), 男, 硕士, 研究领域为航空宇航推进理论与工程

进剂稳定在安全的温度范围内。本文对面关机针栓式喷注器头部在工作过程和关机后的传热情况进行了分析,通过数值方法分别计算了两种状态下头部零件和集液腔中推进剂温度的变化情况。

1 传热分析模型

发动机结构见图1,喷注器采用双针阀结构,外针阀在外弹簧的作用下在A处密封;内针阀在内弹簧的作用下在B处密封,实现两路同时面关机。发动机采用 N_2O_4/N_2H_4 推进剂组合。

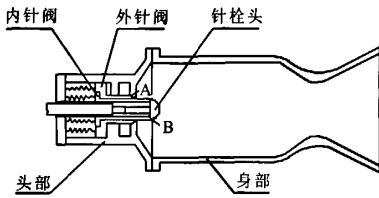


图1 面关机针栓式喷注器发动机结构简图

Fig. 1 Structure of FSO pintle injector engine

1.1 工作过程传热分析

由于针栓、内针阀和外针阀尺寸较小,结构复杂,在具体分析中,把它们当作头部的一部分,喷注器工作时的传热关系见图2。

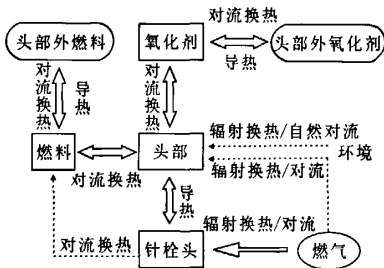


图2 工作时喷注器的传热结构图

Fig. 2 Heat transfer schematic diagram of the pintle injector while the engine is working

根据实际结构建立热平衡方程如式(1)~(4)
燃料

$$(c_p m)_f \frac{dT_f}{d\tau} = h_{fp} A_{fp} (T_h - T_f) + h_{fph} A_{fph} (T_{fph} - T_f) + \dot{\varphi}_f \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \text{头部} \quad (c_p m)_h \frac{dT_h}{d\tau} = & h_{fp} A_{fp} (T_f - T_h) + \varphi_{hg} + \varphi_{hc} \\ & + h_{ho} A_{ho} (T_o - T_h) + \varphi_{hph} + \varphi_{hb} \quad (2) \end{aligned}$$

$$\text{氧化剂} \quad (c_p m)_o \frac{dT_o}{d\tau} = h_{ho} A_{ho} (T_h - T_o) + \dot{\varphi}_o \quad (3)$$

针栓头

$$(c_p m)_{ph} \frac{dT_{ph}}{d\tau} = h_{ph} A_{ph} (T_h - T_{ph}) + \varphi_{phg} + \varphi_{hph} \quad (4)$$

其中

$$\dot{\varphi}_f = (c_p \rho A_e u)_f (T_{fo} - T_f)$$

$$\dot{\varphi}_o = (c_p \rho A_e u)_o (T_{oo} - T_o)$$

$$\varphi_{hg} = 0.2 \varepsilon_h \varepsilon_g \sigma (T_g^4 - T_h^4) A_{in} + \alpha_g A_{in} (T_g - T_h)$$

$$\varphi_{hc} = \varepsilon_h \sigma (T_{hc}^4 - T_h^4) A_{out} + h_{hc} A_{out} (T_{hc} - T_h)$$

$$\varphi_{phg} = 0.2 \varepsilon_{ph} \varepsilon_g \sigma (T_g^4 - T_{ph}^4) A_{ph} + \alpha_g A_{ph} (T_g - T_{ph})$$

式中: A_{fp} 为燃料和针栓接触表面积; A_{fph} 为燃料和针栓头接触表面积; A_{ho} 为头部和氧化剂接触表面积; A_{in} 为头部内侧表面积; A_{out} 为头部外表面积; A_{ph} 为针栓头在燃气中外表面积; h_{fp} 为针栓和燃料对流换热系数; h_{fph} 为针栓头和燃料对流换热系数; h_{ho} 为头部和氧化剂对流换热系数; α_g 为燃气与头部、针栓头对流换热系数,根据经验公式计算; h_{hc} 为头部和环境对流换热系数,根据经验,取 $10 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$; T_{oo} 为氧化剂初温; T_{fo} 为燃料初温; T_g 为燃料蒸发温度; $\dot{\varphi}_f$ 为腔内燃料与腔外燃料换热量; φ_{hg} 为燃气与头部换热量; φ_{hc} 为头部与环境换热量; φ_{hph} 为头部与针栓头换热量; $\dot{\varphi}_o$ 为腔内氧化剂与腔外氧化剂换热量; φ_{phg} 为燃气与针栓头换热量; φ_{hb} 为头部和身部导热热量; ε_h 为头部黑度; ε_{ph} 为针栓头黑度; ε_g 为燃气黑度。

由于实际的结构较复杂, h_{fp} 、 h_{fph} 和 h_{ho} 通过分段计算,再按照面积和温差取平均值的方法来求得。在计算过程中,均需考虑长度的影响,因此采用格尼林斯基公式

$$Nu_i = 0.012 (Re^{0.87} - 280) Pr_i^{0.4} [1 + (d/l)^{2/3}] (Pr_i / Pr_w) \quad (5)$$

燃烧产物中能产生辐射热的主要是水蒸气, 燃气的辐射黑度即 $\varepsilon_{\text{H}_2\text{O}}$, 按照以下方法求得

$$\varepsilon_{\text{H}_2\text{O}} = 1 - (1 - \varepsilon_{0\text{H}_2\text{O}})^{1+K_p}$$

式中: $\varepsilon_{0\text{H}_2\text{O}}$ 为未经修正的 $\varepsilon_{\text{H}_2\text{O}}$; $K_p = k_{\text{H}_2\text{O}} \cdot p_{\text{H}_2\text{O}}$, 其中 $k_{\text{H}_2\text{O}}$ 为压力修正系数, $p_{\text{H}_2\text{O}}$ 为水蒸气分压。

1.2 关机后传热分析

喷注器关机后的传热关系如图 3 所示。

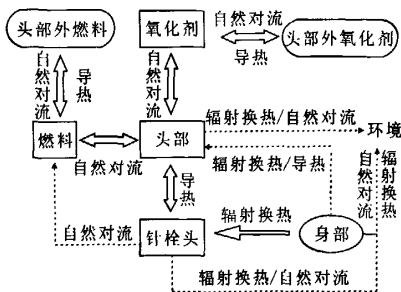


图 3 关机后喷注器的传热结构图

Fig. 3 Heat transfer schematic diagram of the pintle injector when the engine is shut-off

根据喷注器的实际结构, 建立热平衡方程如式(6)~(10)所示

$$\begin{aligned} \text{燃料} \quad (c_p m)_f \frac{dT_f}{d\tau} = & h'_{fp} A_{fp} (T_h - T_f) \\ & + h'_{fph} A_{fph} (T_{ph} - T_f) + \dot{\varphi}'_f \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \text{头部} \quad (c_p m)_h \frac{dT_h}{d\tau} = & h'_{fp} A_{fp} (T_f - T_h) + \varphi_{hb} + \varphi_{hc} \\ & + h'_{ho} A_{ho} (T_o - T_h) + \varphi_{hph} + \varphi_{hg} \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \text{氧化剂} \quad (c_p m)_o \frac{dT_o}{d\tau} = & h'_{ho} A_{ho} (T_h - T_o) + \dot{\varphi}'_o \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \text{针栓头} \quad (c_p m)_{ph} \frac{dT_{ph}}{d\tau} = & h'_{ph} A_{ph} (T_h - T_{ph}) + \varphi_{phg} + \varphi_{hph} \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \text{身部} \quad (c_p m)_b \frac{dT_b}{d\tau} = & \varphi_{bc} + \varphi_{hb} \end{aligned} \quad (10)$$

其中 $\varphi_{hb} = X_{hb} \varepsilon_h \varepsilon_b \sigma (T_b^4 - T_h^4) A'_h$;

$$\varphi_{hph} = X_{bph} \varepsilon_{ph} \varepsilon_b \sigma (T_b^4 - T_{ph}^4) A'_{ph}$$

式中: h'_{fp} 为针栓和燃料的对流换热系数; h'_{fph} 为

针栓头和燃料的对流换热系数; h'_{bo} 为头部和氧化剂的对流换热系数; $\dot{\varphi}'_f$ 为腔内燃料与腔外燃料的换热量, 包括导热和对流; $\dot{\varphi}'_o$ 为腔内氧化剂与腔外氧化剂的换热量, 包括导热项和对流; φ_{bc} 为身部与环境换热量; X_{hb} 为身部对喷注器头部内侧的角系数; X_{bph} 为身部对针栓头的角系数。封闭空间中的自然对流换热, 计算 Nu 的经验公式不多。对于针栓、针栓头和燃料之间的的对流换热系数 h'_{ph} 和 h'_{fph} , 求解公式近似采用

$$Nu = C (Gr \cdot Pr)^n$$

对于氧化剂和头部的对流换热系数 h'_{bo} , 由于换热结构的不规律性, 需要考虑到多种尺寸的影响, 近似采用下列关联式

$$\overline{Nu} = 0.42 (Gr_b \cdot Pr)^{0.25} Pr^{0.012} (L/b)^{-0.30}$$

式中: Gr_b 是以宽度 b 为特征长度的格拉晓夫数。

2 计算结果分析

对传热分析模型, 采用一阶迎风差分格式对微分方程进行离散计算, 推进剂和各部件的初温均定为 20°C (293K)。关机后发动机身部壁面的稳态温度假定为 1500°C (1773K)。计算结果的温度曲线见图 4, 图 5。表 1 给出了发动机工作过程中, 推进剂及各部件的稳态温度。表 2 给出了发动机关机后, 不同热容材料身部、高温合金和复合基材料时头部集液腔中推进剂及各部件在变化过程中的最高温度。

根据计算结果, 发动机工作时身部温度的变化对推进剂及各部件稳态温度影响不大; 关机后, 由于身部的辐射作用, 推进剂和头部温度都是先增加后减小, 身部为复合基材料时, 推进剂及各部件的最高温度比高温合金有大幅升高, 推进剂有不超过 200°C 的温升, 而身部温度的变化对推进剂及各部件的最高温度影响不大。

从计算结果总体来看, 头部的推进剂处于安全的温度范围内。

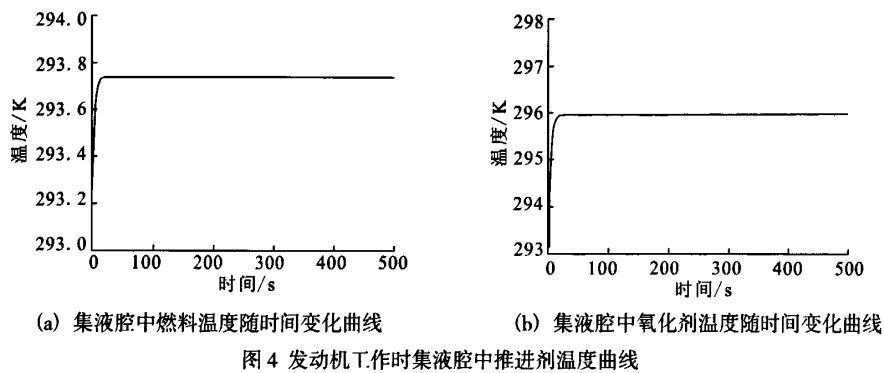


Fig. 4 Temperature curves of the propellant in pintle injector manifold when the engine is in operation

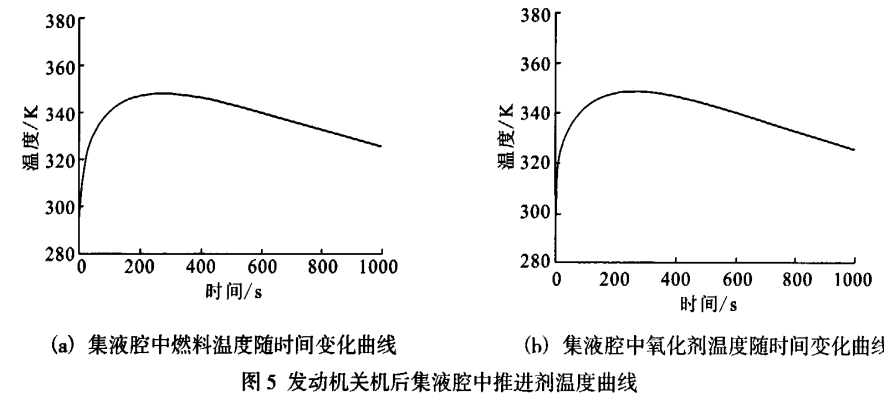


Fig. 5 Temperature curves of the propellant in pintle injector manifold when the engine is shut-off

表 1 发动机工作时推进剂及各部件稳态温度
Tab. 1 Temperature of the propellant and components
at steady-state

	K				
身部	燃料	氧化剂	头部	针栓头	
1673	293.73	295.94	317.47	345.61	
1773	293.74	295.96	317.62	345.65	

表 2 发动机关机后推进剂及各部件的最高温度
Tab. 2 Maximal temperature of the propellant
and component after shut-off

身部材料	身部	燃料	氧化剂	头部	针栓头
高温合金	1673	346.75	347.41	348.12	347.85
	1773	347.89	348.55	349.29	349.01
复合材料	1673	433.90	435.47	437.32	436.60
	1773	440.14	441.77	443.71	442.95

依据发动机安全工作要求, 关机后推进剂的最高温度越低越好。由于燃料的爆炸温度较低, 因此必须严格控制关机后燃料的最高温度。身部材料为复合基材料, 壁温为 1500℃时, 分别改变头部质量和燃料质量, 计算燃料温度随时间变化曲线如图 6, 图 7 所示。

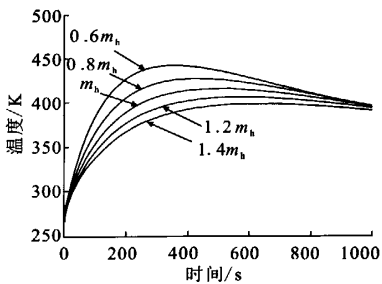


图 6 关机后不同头部质量时燃料温度变化曲线
Fig. 6 Temperature curves of the fuel as head weights are different after shut-off

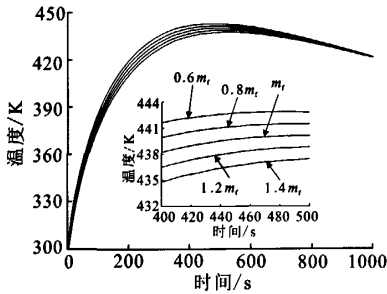


图 7 关机后不同燃料质量时燃料温度变化曲线

Fig. 7 Temperature curves of the fuel with different weights when the engine is stop

由图可以看出, 关机后燃料的最高温度随头部质量增加而减小, 影响幅度较大; 随燃料质量增加而减小, 影响幅度较小。因此, 要减小燃料关机后的最高温度, 身部材料要选择热容较小的材料; 另一方面, 在身部材料一定的情况下, 也可以通过增加头部质量来降低关机后的最高温度。

3 结论

对推进剂和喷注器在不同状态下的传热情况进行了计算, 得到如下结论:

- 1) 发动机工作时, 身部温度的变化对头部推进剂及各部件稳态温度影响不大;
- 2) 发动机关机后, 推进剂和头部温度都是先增加后减小; 身部为复合基材料时, 推进剂及各部件的最高温度比高温合金有大幅升高, 而身部温度的变化对推进剂及各部件的最高温度影响不大;
- 3) 降低关机后燃料的最高温度, 身部材料要选择热容较小的材料; 在身部材料一定的情况

下, 可以通过增加头部质量来降低关机后的最高温度。

参考文献:

- [1] 张育林. 变推力液体火箭发动机及其控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
- [2] 岳春国, 李进贤, 冯喜平, 等. 针栓式变推力火箭发动机技术现状与发展探索[J]. 世界科技研究与发展, 2008, 30 (5): 609-612.
- [3] DRESSLER Gordon, BAUER J Martin. TRW pintle engine heritage and performance characteristics, AIAA 2000-3871 [R]. USA: AIAA, 2000.
- [4] ELVERUM G W, STAUDHAMMER P, MILLER J, et al. The descent engine for the lunar module, AIAA 67-521 [R]. USA: AIAA, 1967.
- [5] MUELLER Tom, DRESSLER Gordon. TRW 40 K1bfLOX/RP-1 low cost pintle engine test results, AIAA 2000-3863 [R]. USA: AIAA, 2000.
- [6] GAVITTETC K. Testing of the 650 K1bf LOX/LH₂ low cost pintle engine (LCPE), AIAA 2001-3987 [R]. USA: AIAA, 2001.
- [7] GAVITTETC K. TRW LCPE 650 k1bf LOX/LH₂ low test results, AIAA 2000-3853 [R]. USA: AIAA, 2000.
- [8] AUSTIN B, HEISTER S. Characterization of pintle engine performance for nontoxic hypergolic bipropellants, AIAA 2002-4029 [R]. USA: AIAA, 2002.
- [9] 杨世铭, 陶文铨 编著. 传热学 [M]. 北京: 高等教育出版社, 1998.
- [10] 皮茨 D, 西索姆 L. 传热学[M]. 葛新石, 译. 北京: 科学出版社, 2002.
- [11] 巴伦 I. 纯物质热化学数据手册[M]. 程乃良, 牛四通, 徐桂英, 等译. 北京: 科学出版社, 2003.
- [12] 周海清, 尤政, 张平. 颗粒传热增强对微型脉冲推力点火过程的影响[J]. 固体火箭技术, 2006, 29 (3): 31-34.

(编辑: 陈红霞)