

单组元发动机推力室在轨温度数值仿真^{*}

沈 军¹, 刘伟强¹, 汤建华²

(1. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073; 2. 上海动力机械研究所, 上海 200233)

摘 要: 建立了单组元发动机推力室系统 (包括结构部件如隔热框、催化床、喷管等) 的传热模型。在此基础上, 应用有限元数值计算的方法, 将模型进行轴对称 Delaunay 非结构化网格剖分, 并完成瞬态温度场的模拟计算, 进行推力室在轨温度的数值仿真。结合计算结果分析了热回浸现象、催化床电加热效能以及外空间辐射换热等问题。最后指出, 隔热框的防热设计和空间辐射散热有效地隔绝了热回浸对电磁阀和喷注器的不良影响, 并论证了催化床的电加热是保证催化床在工作前维持一定温度范围之内的可靠方法。

关键词: 液体推进剂火箭发动机; 传热; 有限元法; 数值仿真; 非结构化网格

中图分类号: V434.24 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2003) 03-0201-04

Numerical simulation for temperature in a monopropellant thrust chamber on the orbit

SHEN Jun¹, LIU Wei-qiang¹, TANG Jian-hua²

(1. Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Shanghai Power Mechanical Inst., Shanghai 200233, China)

Abstract Based on a thermal model of monopropellant thrust chamber system including its components such as adiabatic frame, catalyst bed, nozzle etc., temperature simulation was carried out by FEM with axisymmetric unstructured Delaunay grids generated and transient temperature distribution. Thermos soakback phenomena, electrical heating efficiency of catalyst bed and outer space radiation were analyzed. The results show that the insulation design of adiabatic frame and outer space radiation on nozzle can prevent blight of thermos soakback on electromagnetic brake and jet generator. It also shows that electrical heating is a reliable method which ensures a permissive temperature range can be maintained before work.

Key words: Liquid propellant rocket engine; Heat transfer; Finite element method; Numerical simulation; Unstructured grids

1 引 言

单组元发动机一般用于卫星和飞船的姿态控制, 由于工作方式 (脉冲) 和工作环境 (太空) 特殊, 决定了它的热控制与热分析与一般的火箭发动机有所不同^[1]: 导热和空间辐射占主导地位, 对流换热可以忽略不计^[2]。工程实际中, 对单组元发动机进行在轨温度的数值模拟, 有利于优化热控模型, 保证发动机的正常工作。

2 建立推力室的传热模型

推力室轴对称温度场瞬态热控制方程为

$$\lambda \left[\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial T}{\partial r} + \frac{\partial^2 T}{\partial r^2} \right] + Q = \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} \quad (1)$$

式中, λ 为材料的导热系数, Q 为内热源的生成热, ρ 为密度, c_p 为比容, t 为时间。

初始条件: $T = f_1(x, r); (t = 0)$, 认为推力室初始时刻的温度为 0°C 。固定边界条件 (第一类边界条件): $T(x, r)|_{\Gamma_1} = f_2(x, r)$, 与舱体连接的法兰有恒定的边界温度 0°C 。可动边界条件 (第二、第三类边界条件):

$$\left. \begin{aligned} - \lambda \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{\Gamma_2, \Gamma_3, \Gamma_4, \Gamma_5, \Gamma_6} &= h(T - T_f) \Big|_{\Gamma_2, \Gamma_3, \Gamma_4, \Gamma_5, \Gamma_6} \\ - \lambda \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{\Gamma_7} &= q \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

* 收稿日期: 2002-06-27; 修订日期: 2002-09-06。

作者简介: 沈 军 (1978—), 男, 硕士, 研究领域为空间推进系统的热控制与热分析。

上式中, h 为辐射换热系数, T_f 为外太空背景温度, q 为边界的热流密度。换热边界如图 1 所示。

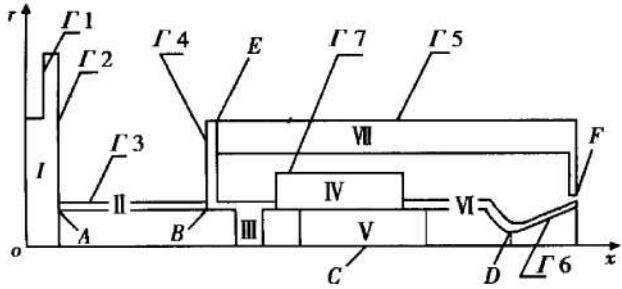


Fig. 1 Thermal model of monopropellant thrust chamber
(iv-Flange; ⊕ Adiabatic frame; ⊗ Chamber;
(⊕) Catalyst bed; v-Nozzle; - Adiabatic canister)

将辐射边界作如下处理, 由斯蒂芬-玻尔兹曼公式和基尔霍夫定律, 可以认为辐射换热系数 $h = \epsilon \epsilon_0 (T^2 + T_f^2) (T + T_f)^{[3]}$, T_f 取外太空背景温度 4K, ϵ 取 0.1。由于推力室身部和隔热套筒内壁温度相差不是很大, 为了简化计算, 在计算过程中通过适量调整电热丝的加热功率, 以此取代两者之间的辐射换热。催化床在主、副加热段的电热丝加热功率为 1.3W 和 3.9W, 相当于施加 600W/m^2 或 1800W/m^2 的热流。各组件的热物性参数见表 1。

Table 1 Material thermophysical properties

Part No.	$\lambda/\text{W}(\cdot\text{m}\cdot\text{K})$	$\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$	$c_p/\text{J}(\cdot\text{kg}\cdot\text{K})$
iv	16.7	7.9×10^3	500
⊕	4.36	7.9×10^3	500
⊗	48.1	8.7×10^3	439
(⊕)	50	1.0×10^3	6000
	0.01	2.0×10^3	6000

相应的温度场泛函表达式为^[4]

$$J[T(x, r, t)] = \iint \frac{\lambda}{2} \left[\left| \frac{\partial T}{\partial x} \right|^2 + \left| \frac{\partial T}{\partial r} \right|^2 \right] - q_v r T + \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} r T \, dx dr + \oint_{\Gamma_2} h \left[\frac{1}{2} T^2 - T_f T \right] ds + \oint_{\Gamma_3} q_r T ds \tag{3}$$

由此导出瞬态温度场的有限元代数方程组为

$$([K_T] + \frac{1}{\Delta t} [n]) [T]_t = \frac{1}{\Delta t} [n] [T]_{t-\Delta t} + [p]_t \tag{4}$$

3 轴对称温度场的 Delaunay 三角离散

Delaunay 几何划分基于计算几何学严密的基础之上, 成为目前生成非结构网格的主要方法^[5,6]。本文在 AutoCAD 平台上进行二次开发, 完成边界节点的

自动设置和网格的显示^[7]。同时, 对生成的网格实施加密和光顺处理^[8], 生成网格如图 2。

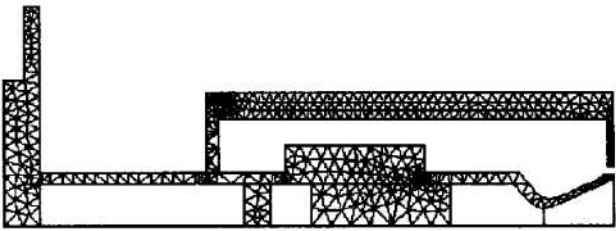


Fig. 2 Mesh division of monopropellant thrust chamber

4 有限元计算方法的实现

本文采用自编软件计算二维轴对称瞬态温度场, 计算流程图见图 3。程序说明: 温度场有限元计算需要三类数据: 网格的几何数据, 换热边界数据和时间步长等。进行瞬态计算需要选择时间差分格式, 有两点后差格式、Crank-Nicolson 格式和 Galerkin 格式供选择。选择那种差分格式要视具体情况而定, 一般来说 Galerkin 格式有较强的收敛性。求解代数方程组可以采用高斯消去法或迭代法, 高斯法更准确, 迭代法更节省计算时间。计算的结果与网格品质、物理模型、时间步长和差分格式的选取以及求解方法都有关。有限元计算需要交互进行, 当结果不理想时, 通过分析找出错误原因, 对产生误差的因素(例如网格的疏密)进行修正, 直到结果理想为止。最后输出各节点温度值。

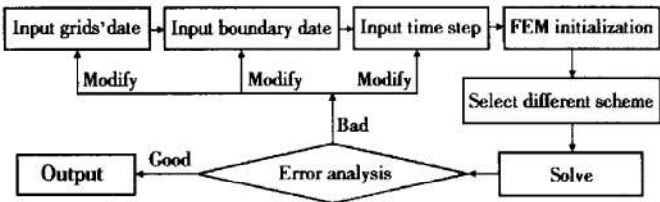


Fig. 3 Flow chart of thermal calculation

5 计算结果及分析

5.1 在轨温度仿真及分析

图 4~ 9 给出图 1 中 A, B, C, D, E, F 6 点在主加热 6000s, 副加热 6000s, 点火前停止加热的 600s 以及脉冲工作结束后 6000s 这四段时间内温度的连续变化情况。

仿真结果分析与说明:

(1) 由于单组元发动机采用脉冲的工作方式, 可以认为推力室在极短的时间内达到换热平衡, 在本文的计算模型中认为催化床和喷管在点火结束后极短的时间里达到 800℃ 的温度, 见图 6, 7(图中显示 C, D 两点在 12625s 时达到 800℃)。

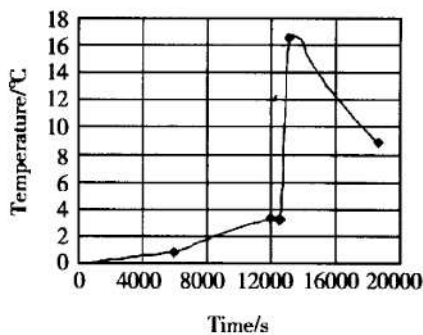


Fig. 4 Temperature variation with time for position A

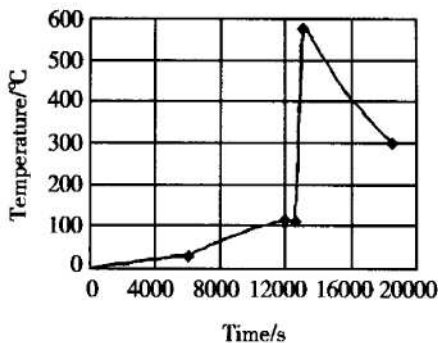


Fig. 5 Temperature variation with time for position B

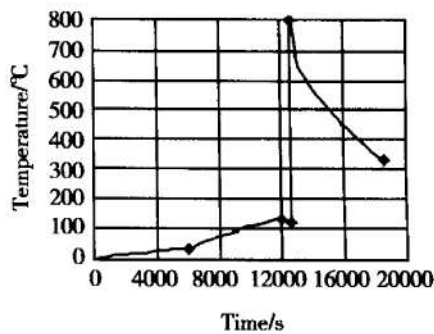


Fig. 6 Temperature variation with time for position C

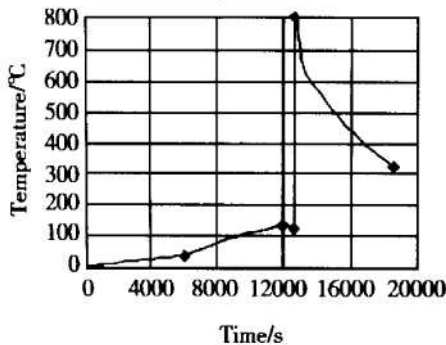


Fig. 7 Temperature variation with time for position D

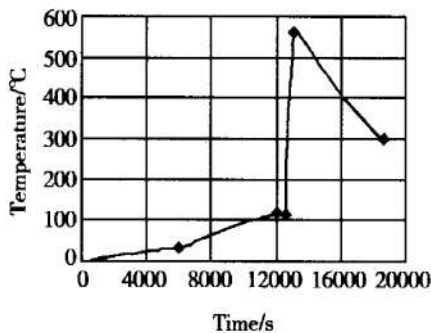


Fig. 8 Temperature variation with time for position E

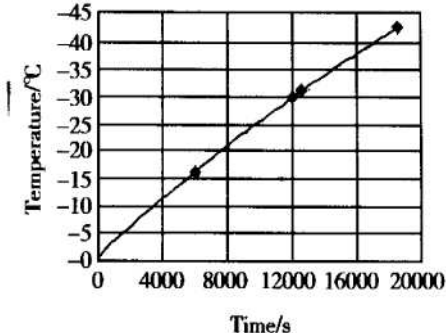


Fig. 9 Temperature variation with time for position F

(2) 如图 4 所示, A 点最高温度出现在脉冲工作结束后 500s 左右, 达到 16.58°C , 这是因为脉冲工作产生的热量需要一定时间才能通过隔热框到达 A 点, 所以 A 点最高温度出现的时间与 C 、 D 两点相比产生滞后。由此可以保证与法兰相连接的电磁阀和喷注器处在正常工作的温度范围 ($\leq 60^{\circ}\text{C}$)。图 5 显示 B 点温度在脉冲工作结束后最高可达 575.04°C , 这说明隔热框能有效地阻止工作过程产生大量的热量回流并对电磁阀和喷注器造成破坏, 从而杜绝了热回浸现象的发生。

(3) C 点在主加热段可达到 37°C , 副加热段继续升温至 134°C 。说明主、副加热功率完全达到设计的要求, 为肼分解反应提供可靠温度的保证。遥测数据显示 C 点在轨主加热段温度达到 30°C , 副加热段可达 $120^{\circ}\text{C}\sim 150^{\circ}\text{C}$, 计算误差产生的原因主要是计算模型的简化导致的, 例如在模型中没有考虑推力室对舱体的辐射。

(4) 图 9 中, 隔热套筒一点 F 温度逐渐下降, 说明系统热量在不断向外散失。

5.2 隔热套筒的隔热性能分析

表 2 给出催化床上一一点 C 在装有隔热套筒 ($C1$) 和卸掉隔热套筒 ($C2$) 两种情况下 4 个时间点对应的温度值。

Table 2 Temperature of dot C in two schemes

Scheme	Temperature/ $^{\circ}\text{C}$			
	$t = 100\text{h}$	$t = 200\text{h}$	$t = 210\text{h}$	$t = 310\text{h}$
$C1$	36.715	133.687	122.460	326.721
$C2$	29.763	114.684	101.043	128.864

从表中可以看出在没有隔热套筒的情况下, 要将催化床加热到所需温度, 必须增加电热丝的加热功率。特别指出, 当发动机脉冲工作结束后 6000s 内, 没有隔热套筒时催化床壁温下降速度明显大于有隔热套筒时温度的下降速度, 在计算结束点, 两者温度相差接近 200°C 。说明没有隔热套筒时, 工作余热通过辐射大量散失到太空中去, 造成热量的浪费。

5.3 系统能量收支平衡分析

将发动机作为一个系统, 考虑这个系统的能量平衡关系, 如图 10 所示:

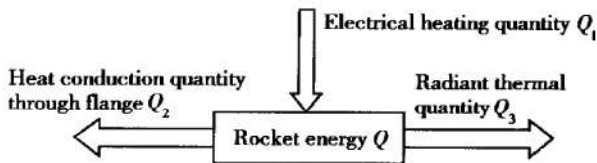


Fig. 10 Balance of rocket engine system's energy

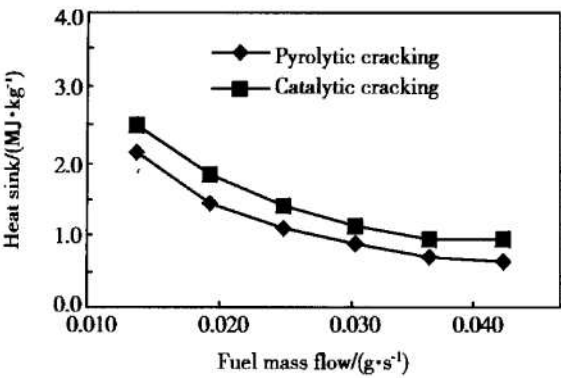


Fig. 5 Heat sink of NNJ-150 at 500 °C

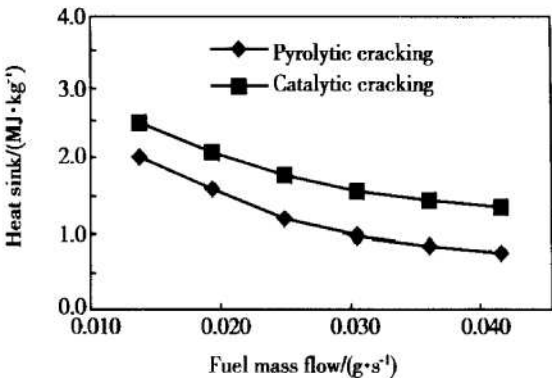


Fig. 6 Heat sink of NNJ-150 at 600 °C

5 结 论

(1) 本文报道了一套吸 EHF 热裂解与催化裂解热沉测定装置, 仪器常数线性关系良好, 表明实验仪器设计合理, 结果可靠, 符合 Tian's 方程, 可用于对比研究 EHF 的热裂解与催化裂解热沉的变化情况。

(2) SAPO-34 分子筛能够提高 RL7 与 NNJ-150 的裂解反应热沉, 说明催化剂的存在, 使燃料能够发生或是改善吸热化学反应, 提供或增加燃料的附加化学热沉, 使燃料热沉较纯热裂解有所提高。

(3) SAPO-34 分子筛可以使 EHF 的吸热工作温度降低大约 100 °C, 对于小分子烃的裂解热沉增加效果要优于对大分子烃。

参考文献:

[1] 何 龙, 潘富敏, 林瑞森. 吸热型碳氢燃料催化裂解研究述评[J]. 推进技术, 2001, 22(2).

[2] 李祖光, 高 涵, 厉 刚, 等. 吸热型碳氢燃料热沉的测定[J]. 推进技术, 1998, 19(2).

[3] 李祖光, 高 涵, 厉 刚, 等. 吸热型碳氢燃料的量热研究[J]. 推进技术, 1999, 20(4).

[4] 李祖光, 高云芳, 莫为民, 等. 吸热型碳氢燃料用 SAPO-34 催化剂的合成与性能[J]. 推进技术, 2001, 22(4).

[5] 王 健, 林瑞森, 方文军, 等. 吸热燃料裂解催化剂 CuA-PSO-34 的合成及性能[J]. 推进技术, 2001, 22(6).

[6] 田安民, 秦自明, 曾宪诚, 等. RD-I 型热导式自动量热计的研制[J]. 高等学校化学学报, 1981, 2(2).

致 谢: 感谢航天科工集团 31 所为本项目提供的大量支持。

(编辑: 王居信)

(上接第 203 页)

如表 3 所示, 比较 Q_3 和 Q_3' 以及 Q 和 Q' 的大小, 进一步论证了隔热圆筒在加热和冷却阶段的隔热性能; 另外, 比较 Q_2 和 Q_3 , 可以看出, 电热丝加热热量大部分通过法兰传导到与之连接的舱体上去, 随着加热过程的进行, Q_2 增加迅速, 而 Q_3 由于隔热圆筒的作用, 增加并不明显。因此在工程应用上, 要考虑工作过程对舱体温度分布的影响。

Table 3 Balance of rocket engine system's energy

Time/s	Heat energy/W					
	Q_1	Q_2	Q_2'	Q_3	Q_3'	$Q=Q_1-Q_2-Q_3$ $Q'=Q_1-Q_2'-Q_3'$
6000	1.3	0.355	0.32	0.512	0.56	0.424 0.42
12000	3.9	2.319	2.09	0.521	0.82	1.06 0.99
12600	0	2.232	2.02	0.525	0.826	- 2.757 - 2.846
18600	0	4.018	3.622	0.55	1.046	- 4.568 - 4.668

(Q' , Q_2' , Q_3' : The results without adiabatic canister; Q or Q' : Positive refers to increase of system's energy, otherwise decrease of system's energy)

参考文献:

[1] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计[M]. 北京: 宇航出版社,

1994: 387-411.

[2] 闵桂荣. 航天器热控制[M]. 北京: 科学出版社, 1998: 396-387.

[3] 孙 冰, 蔡国飙, 陈 全, 等. 单组元发动机热回浸现象的理论分析[J]. 推进技术, 1997, 18(3): 40-44.

[4] 孔祥谦. 有限单元法在传热学中的应用(第三版)[M]. 北京: 科学出版社, 1998: 69-73.

[5] 陶文铨. 计算传热学的近现代进展[M]. 北京: 科学出版社, 2000.

[6] Weatherill N P, Hassan O. Efficient three-dimension delaunay triangulation with automatic point creation and imposed boundary constraints[J]. *Int J for Numer Meth Engn*, 1994, 37: 2005.

[7] 沈 军. AutoCAD 在有限元前处理中的应用[J]. 计算机辅助设计与制造, 2001, 10: 40-41.

[8] Parikh P, Pirzadeh S, Lohner R. A package for 3-D unstructured grid generation, finite element flow solution and flow field visualization[R]. *NASA Contract Report* 182090, 1990.

(编辑: 王居信)