

单组元发动机热回浸现象的理论分析*

孙 冰 蔡国飙

(北京航空航天大学宇航学院, 北京, 100083)

陈 全 边炳秀

(北京控制工程研究所, 北京, 100080)

摘 要: 用有限元法数值分析了通讯卫星上用于姿态和轨道控制的单组元发动机的热回浸现象。计算表明, 燃烧室工作后的热量主要是通过支撑圆杆的热回浸和辐射而散失的。所得模拟结果还说明, 工程设计中采用毛细管输送燃料, 确实能有效地阻止发动机工作后燃烧室中的热量通过输料管传到电磁阀, 可充分保证电磁阀的安全。

主题词: 姿控火箭发动机, 热控制, 温度计算, 传热, 有限元法

分类号: V439.7

A THEORETICAL ANALYSES ON THERMO-SOAKBACK OF MONOPROPELLANT THRUSTER

Sun Bing Cai Guobiao

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics & Astronautics, Beijing, 100083)

Chen Quan Bian Bingxiu

(Beijing Inst. of Control Engineering, Beijing, 100080)

Abstract: The thermo-soakback of the attitude and orbit control thrusters on satellite is simulated by finite element methods. The computation showed the left heat after combustor worked almost lost through supporting sticks by thermo-soakback and radiation. The simulating results also showed that the capillary tube used for transferring liquid fuel can effectively prevent the heat from transferring to the solenoid valve.

Subject terms: Attitude control rocket engine, Thermal control, Temperature calculation, Heat transfer, Finite element method

1 引 言

由于通讯卫星是在真空环境中工作, 发动机工作结束后燃烧室的余热很难以对流换热的形式传到周围环境中, 余热的一部分以辐射形式传到太空, 另一部分通过供液毛细管和支撑圆杆传到电磁阀出口和集液腔上。又由于发动机燃料在一定极限温度以上就会燃烧甚至爆炸, 发动机又是多次启动工作, 当下一次启动时, 只要电磁阀出口和集液腔某处的温度在这一极

* 收稿日期: 19960705, 修回日期: 19961007

限温度以上, 就会造成重大事故。设计中, 通过合理设计供液毛细管和隔热支撑杆 (或隔热圆管) 可有效阻止热量向电磁阀出口和集液腔的传递, 保证发动机的正常工作。本文用有限元数值分析了这一现象, 为工程设计提供了有力的依据。

2 发动机结构及简化模型

发动机结构如图 1 所示, 它由 7 个零件 3 种材料组成。当图 1 中空腔里丝网外装有一部分介质Ⅶ时, 这是 A 方案结构; 当空腔里丝网外全部为介质Ⅶ时, 这是 B 方案结构。两种方案的结构除零件Ⅲ支撑圆杆外, 其余部分均为几何轴对称体。为使计算简单, 将支撑圆杆等效为一轴对称的支撑圆环, 圆环的内、外径同零件Ⅵ腔体部分的内、外径一样。等效的原则是通过圆杆的热流等于通过等效后的圆环的热流, 即结构的真实面积与导热系数之积等于等效面积与等效导热系数之积。这样就将一个三维空间非稳态传热问题简化为轴对称的空间非稳态传热问题。

3 温度场计算

3.1 结构离散化及自动剖分

由于三角形三节点单元适应性强, 计算最简单。因而选用三角形三节点单元。对图 1 所示结构的离散采用自动剖分进行^[3]。其 A 方案进行剖分后, 共分了 2666 个节点 4597 个单元, B 方案进行剖分后, 共分了 2980 个节点 5253 个单元, 图 2 是两方案剖分网格图。

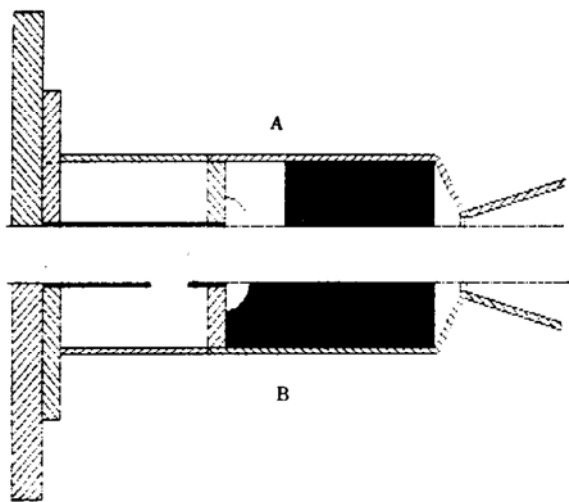


Fig. 1 Block diagram

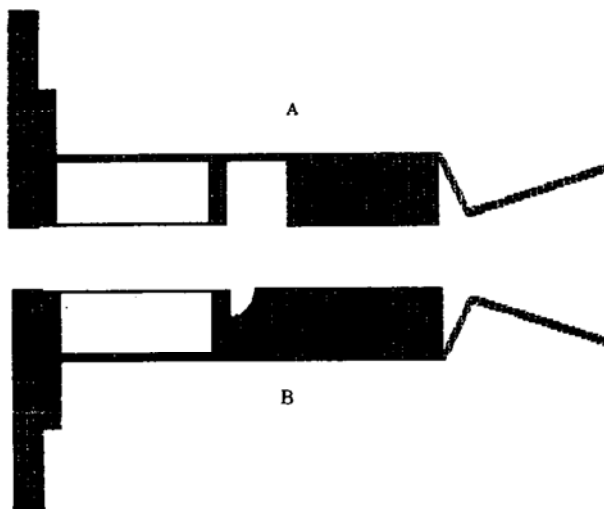


Fig. 2 Mech division

3.2 基本假设

图 1 在柱坐标系下的简化示意图如图 3 所示。假设:

- (1) 内壁面 Γ_{12} 、 Γ_{13} 、 Γ_{14} 、 Γ_{15} 、 Γ_{16} 、 Γ_{19} 、 Γ_{20} 、 Γ_{21} 、 Γ_{22} , 是无热流通过的绝热表面;
- (2) 外壁面 Γ_1 , 是保持 30° 的恒温边界表面;
- (3) 外壁面 Γ_2 、 Γ_3 、 Γ_4 、 Γ_5 、 Γ_6 、 Γ_7 、 Γ_8 、 Γ_9 , 是有热流通过的表面;
- (4) 外壁面 Γ_{10} 、 Γ_{11} 、 Γ_{18} 及喷管扩散段 Γ_{17} , 是向外漫辐射的灰表面;
- (5) 材料为各向同性, 沿轴向和径向有热流通过, 沿周向无热流;
- (6) 忽略结构各层材料之间的接触热阻。

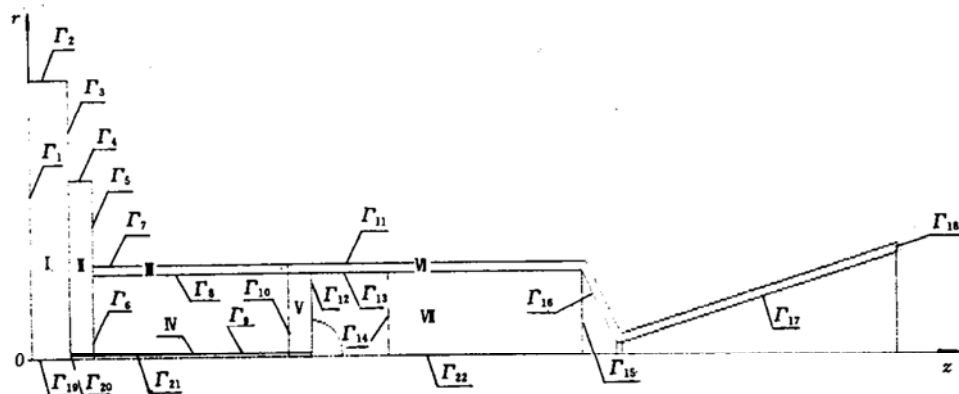


Fig. 3 Schematic diagram of cylinder coordinate system

3.3 基本方程与定解条件

选取柱坐标系, 结构的轴向为 z 轴, 径向为 r 轴 (见图 3), 则二维瞬态热传导的基本方程形式为^[1]:

$$\rho C_p(T) \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} [r \lambda(T) \frac{\partial T}{\partial r}] + \frac{\partial}{\partial z} [\lambda(T) \frac{\partial T}{\partial z}] \quad (1)$$

其中 ρ 、 C_p 、 λ 分别为材料的密度、比热容、导热系数。

定解条件为:

$$\text{边界条件: 恒温边界 } T/\Gamma = T_i; (2) \quad \text{热流边界 } -\lambda \frac{\partial T}{\partial n} / \Gamma = f_q \quad (3)$$

$$\text{辐射边界 } -\lambda \frac{\partial T}{\partial n} / \Gamma = h_r(T - T_\infty) / \Gamma \quad (4)$$

$$\text{初始条件: 当 } t=0 \text{ 时, } Y(z, r, t) = T_0 \quad (5)$$

其中 h_r 为等效辐射换热系数, T_∞ 为真空罐的温度。

3.4 求解温度场

用解析法来求解式 (1) ~ (5) 这个偏微分方程初边值混合问题显然是不现实的, 因此要用数值计算的方法来求解温度场, 这里采用的是有限元法^[2,3]。

采用变分法导出的有限元方程来计算, 有限元代数方程组为:

$$([K_T] + \frac{1}{\Delta t} [n])[T]_t = \frac{1}{\Delta t} [n][T]_{t-\Delta t} + [P]_t \quad (6)$$

在计算中, 由于刚度矩阵 $[K_T]$ 及变温矩阵 $[n]$ 都是高度稀疏的对称矩阵, 为了节约存储空间, 采用一维变带宽压缩存储的方法来存储, 即只存储主对角线与第一个非零元素之间的元素, 节约内存 99%。求解方程组采用高斯消元法。

4 计算结果及分析

4.1 结构的原始数据

(1) 几何结构见图 1。(2) 物性参数见表 1。

Table 1 The material thermophysical property

Part I、I、II	$\lambda=16.7\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$	$\rho=7.9\times 10^3\text{kg}/\text{m}^3$	$C_p=500\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$
Part IV、V、VI	$\lambda=48.1\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$	$\rho=8.7\times 10^3\text{kg}/\text{m}^3$	$C_p=439\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$
Part VII	$\lambda=50.0\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$	$\rho=1.0\times 10^3\text{kg}/\text{m}^3$	$C_p=6000\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$
Part VIII	$\lambda=16.7\times \sum A_i \div \pi \times 4 \div (d_3^2-d_2^2)\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$		

1) A_i : Area of supporting stick

(3) 零件初始温度: 零件 I, II, III, IV 为 30°C ; 零件 V, VI, VII 为 800°C 。

(4) 计算中采用辐射换热系数 h_r 简化计算, $h_r = \varepsilon\sigma(T^2 + T_\infty^2)(T + T_\infty)$, ε 取 0.7, T_∞ 取 313.15K, T 取单元的平均温度, $\sigma = 5.672 \times 10^{-8}\text{W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$ 。计算中还用到了热流 f_q , 按不同边界, $f_q = 0 \sim 1.6263 \times 10^{-4}\text{W}/\text{cm}^2$ 。

4.2 计算结果

(1) 图 4~7 是结构中第一点、第二点、第三点、第四点的温度随时间的变化情况。

(2) 图 8、图 9 是零件 I、零件 II 中间截面上的温度沿径向的变化关系。

(3) 图 10、图 11 是零件 III 支撑圆环和零件 IV 毛细管的内壁面上的温度沿轴向的变化关系。

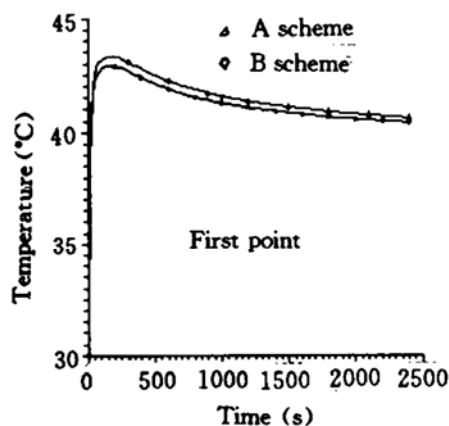


Fig. 4 Temperature variation with time

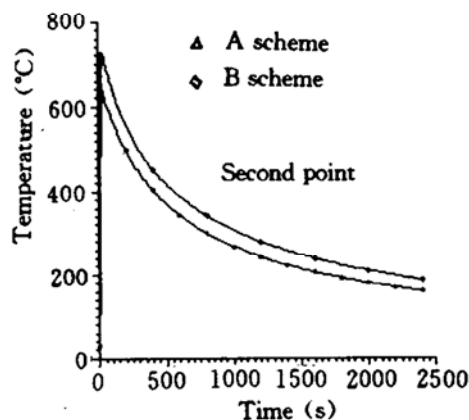


Fig. 5 Temperature variation with time

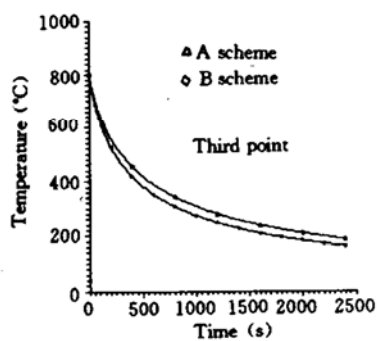


Fig. 6 Temperature variation with time

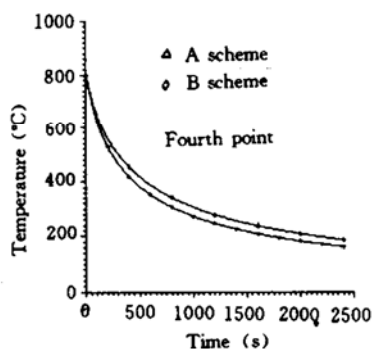


Fig. 7 Temperature variation with time

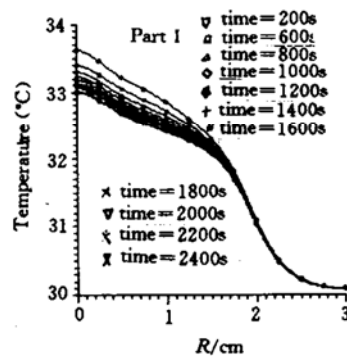


Fig. 8 Temperature variation with time

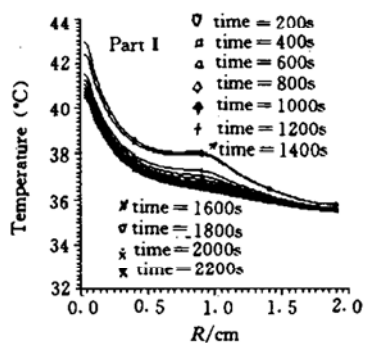


Fig. 9 Temperature profile
along radial

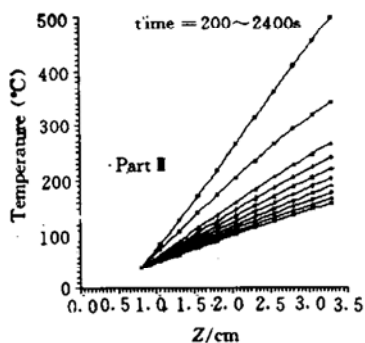


Fig. 10 Temperature profile
along axial

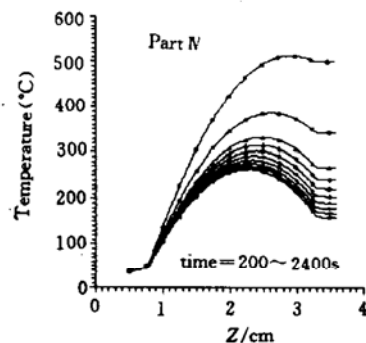


Fig. 11 Temperature profile
along axial

4.3 结果分析

(1) 由于零件Ⅱ的初始温度为 30°C , 而发动机燃烧室初温 800°C , 即毛细管两端的初始温差很大, 所以毛细管远离燃烧室一端的温度迅速升至最高, 然后逐渐下降 (见图 4)。同时发现, 毛细管中远离燃烧室一端的温度比燃烧室的温度低得多, 只有四十几度。这是因为毛细管的截面积太小, 燃烧室内的热量很难通过毛细管传递至零件Ⅱ, 这样毛细管起到了热阻的作用。通过热阻, 抑制了燃烧室热量向电磁阀出口的传递, 可有效地避免因电磁阀出口的高温而引起爆炸。计算说明这一设计方案与设计要求是相符的。

(2) 由图 10 可看出支撑圆杆的温度沿轴向线性增加, 这说明圆杆起到了导热的作用, 燃烧室的余热可通过支撑圆杆传递到零件Ⅱ上。这就是通常所说的热回浸或热回流。工程设计中, 有时选择大导热率的圆杆, 以便将热量导出, 有时又采用低导热率的圆杆以阻止热量向头部传递。具体要视工程设计的总体要求而定。

(3) 发动机外壁面及燃烧室内介质的温度都是由 800°C 逐渐下降的, 如图 6、图 7 所示, 说明经圆杆导热和辐射换热后, 燃烧室的热量可被导出。

4.4 几点说明

(1) h_r 、 f_q 的选取对计算结果有影响, 因未给出具体的辐射量及热流量, 计算中只能粗略地估算, 若有试验值, 还可对其进行修正。

(2) 在有限元计算中, 时间步长 Δt 的选取受网格的影响, 一般 Δt 取 $0.01 \sim 20\text{s}$ 将不影响结果的稳定性。

(3) 计算结果的准确性与单元剖分的疏密有很大的关系。因此, 工程计算中, 在计算机的容量和机时等允许的条件下, 应把单元划分得尽量小, 以满足精确度的要求。

(4) 对于高度稀疏矩阵采用一维压缩存储, 可大大地节约内存, 对于本文的节点编号方式可以节约 99% 以上。

参 考 文 献

- 1 朱谷君主编. 工程传热传质学. 北京: 航空工业出版社, 1989
- 2 孙菊芳主编. 有限元法及其应用. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1990
- 3 孙 冰. 复合结构喷管组件的热分析与应力场分析: (学位论文). 北京: 北京航空航天大学, 1993