

## 液体火箭发动机碳-碳复合材料喷管烧蚀分析\*

刘伟强 陈启智

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

**摘要** 对液体火箭发动机碳-碳复合材料喷管的烧蚀过程进行研究。理论模型包括固相和气相守恒方程。气相湍流反应边界层流动应用质量加权平均控制方程分析, 喷管壁温分布由非稳态传热方程进行数值计算获得。分析了推进剂混合比、液膜冷却量、燃烧室压力、壁面材料的密度对烧蚀速率的影响。

**关键词** 液体火箭发动机, 湍流边界层, 数值仿真

**分类号** V 434

## Recession Analysis of Carbon-Carbon Composite Nozzle of Liquid Propellant Rocket Engine

Liu Weiqiang Chen Qizhi

(Department of Aerospace Technology, NUDT, Changsha 410073)

**Abstract** The recession process of C/C nozzle of liquid propellant rocket engine is studied. The analytical model consists of both solid-phase and gas-phase conservation equations. The gas-phase turbulent reactive flow of boundary layer is analyzed with the Favre-averaged equations to account for variable density effects. The unsteady heat conduction equation is used to obtain the temperature distribution of the nozzle wall with the numerical computation. The effects of mixture ratio, film cooling, chamber pressure and the density of the nozzle material on the recession rate are discussed.

**Key words** liquid propellant rocket engine; turbulent boundary layer; numerical simulation

碳-碳 (C/C) 复合材料有重量轻的特点, 近年来越来越多地用来制造中小推力的液体火箭发动机喷管。在研究应用中存在一些复杂的问题至今仍值得深入探讨, 烧蚀问题就是其中之一。烧蚀使得表面粗糙度增大和喉部面积增大, 会影响液体火箭发动机的性能, 甚至使喷管壁烧蚀破坏。在喷管设计中, 必须正确估计烧蚀可能发生的程度, 解决喷管壁需多厚、喷管的内表面是否必须采用热防护沉积或喷涂技术等问题。关于 C/C 材料烧蚀的研究, 许多学者在固体火箭发动机的研究中做了大量的工作。Klager<sup>[1]</sup>等曾对固体推进剂的成分与烧蚀速率之间的关系进行了观测实验, 发现燃气的氧化性组分与烧蚀速率成正比, 证明了 H<sub>2</sub>O、CO<sub>2</sub> 等气体与 C/C 材料的表面反应是石墨损耗的主要原因, 还发现燃烧室压力对烧蚀速率影响很大。在他们工作的基础上, Kuo<sup>[2]</sup>建立了关于固体火箭发动机 C/C 喷管烧蚀的综合理论模型<sup>[2]</sup>, 定性地确定了喷管在烧蚀过程中起作用的因素。

关于液体火箭发动机热分析, 本文作者曾做过一些工作, 提出了发动机热分析的一种简便的数值计算方法<sup>[3]</sup>。本文以此为基础并结合 Kuo<sup>[2]</sup>等的建模方法, 认为喷管受到燃气的冲刷, 在内表面附近形成湍流边界层, 同时 H<sub>2</sub>O 和 CO<sub>2</sub> 等燃烧产物通过边界层向喷管内表面扩散, 发生非均相反应而造成表面烧蚀, 针对中小推力发动机的工作特点分析影响烧蚀速率的各种因素。

### 1 分析模型

\* 国家 863 计划项目资助  
1998 年 3 月 10 日修订  
第一作者: 刘伟强, 男, 1957 年生, 副教授

### 1.1 燃气流动参数与壁温特性的计算

对于轴对称的 C/C 复合材料喷管, 燃气核心区的流动假设为混合比不同的多个流管的一维可压缩、无粘性准定常流动。由蒸发燃烧模型计算出推进剂的完全燃烧程度后, 在总的推进剂流量中扣除不完全蒸发燃烧的部分, 再由一维平衡模型计算燃气核心区的流动参数。为了简化分析计算, 假设混合比不均匀特性在喷管收敛段的中部即消失, 这个位置以后的喷管燃气流动按单流管平衡流动计算。于是燃气流动参数的计算, 可由质量守恒方程、离解平衡方程、等熵方程、压力平衡方程和能量守恒方程构成平衡流动模型求解<sup>[3]</sup>。关于喷管壁温特性的计算, 对于外壁为辐射冷却的推力室, 若假定材料虽然存在气隙, 但燃气并不能穿过壁面, 壁温特性分析能够采用体积元方法进行二维数值仿真<sup>[3,4]</sup>。对室壁划分出的任一体积单元  $k$  其能量方程为:

$$Q_{cv} + Q_{cd} + Q_r = C_{kl} M_k \frac{dT}{dt}$$

或

$$C_{kl} M_k \frac{T_{k,t+\Delta t} - T_{k,t}}{\Delta t} = \sum_{j=1}^N A_{j,k} T_j - T_k \sum_{j=1}^N A_{j,k}$$

其中  $N$  为  $k$  体积元与周围体积元及外部换热环境的特征点数。  $A_{j,k}$  是  $k$  与  $j$  两点之间热阻的倒数, 当各  $A_{j,k}$  确定后, 上式可以对全推力室壁各体积单元的温度进行迭代求解。

### 1.2 边界层区域的守恒方程与烧蚀分析

将轴对称、湍流可压缩、有化学反应的边界层作假设: (1) 流动是定常的; (2) 体积力可以忽略; (3) 核心区对边界层的辐射换热可以忽略; (4) Lewis 数等于 1; (5) 扩散的 Fick 定律成立。采用  $k-\epsilon$  湍流模型, 进行数量级分析后可得到守恒方程以及状态方程:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x} (r^m \bar{u}) + \frac{\partial}{\partial y} (r^m \bar{v}) &= 0 \\ \bar{u} \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} &= \frac{1}{r^m} \frac{\partial}{\partial y} [r^m - \frac{\partial \bar{u}}{\partial y}] - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x} \\ \bar{u} \frac{\partial \bar{Y}_i}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{Y}_i}{\partial y} &= \frac{1}{r^m} \frac{\partial}{\partial y} [r^m (\bar{S}_0) \frac{\partial \bar{Y}_i}{\partial y}] + \dot{w}_i \\ \bar{u} \frac{\partial \bar{T}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{T}}{\partial y} &= \frac{1}{r^m} \frac{\partial}{\partial y} \{ r^m [\bar{P}_r \frac{\partial \bar{T}}{\partial y} + \frac{1}{2} (\bar{L} - \bar{P}_r) \frac{\partial \bar{u}^2}{\partial y}] \} \\ \bar{u} \frac{\partial \bar{k}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{k}}{\partial y} &= \frac{1}{r^m} \frac{\partial}{\partial y} [r^m (\bar{C}_q + \frac{\bar{t}}{C_1}) \frac{\partial \bar{k}}{\partial y} + \bar{t} [\frac{\partial \bar{u}}{\partial y}]^2] - \bar{d}X \\ \bar{u} \frac{\partial \bar{X}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{X}}{\partial y} &= \frac{1}{r^m} \frac{\partial}{\partial y} [r^m (\bar{C}_q + \frac{\bar{t}}{C_2}) \frac{\partial \bar{X}}{\partial y}] + C_{3,t} [\frac{\partial \bar{u}}{\partial y}]^2 \frac{\bar{X}}{\bar{k}} - C_4 \bar{d} \frac{\bar{X}}{\bar{k}} \\ \bar{p} &= \bar{d} R_g \bar{T} M \end{aligned}$$

其中  $m$  为方程简化指数, 在燃烧室圆柱段取  $m = 0$  在喉部位置取  $m = 1$ 。  $\bar{t} = C_1 \bar{d} \frac{k^2}{X}$ ,  $C_1, C_2, C_3, C_4$  及  $C_5$  为湍流模型常数, 采用文献 [2] 推荐的数值进行计算。由固气界面的质量守恒方程和能量方程可得出边界条件:

$$(\bar{u} \bar{Y}_i)_q - (\bar{D} \frac{\partial \bar{Y}_i}{\partial y})_q = \dot{w}_i \quad \lambda (\frac{\partial \bar{T}}{\partial y})_q = \lambda_c (\frac{\partial \bar{T}}{\partial y})_c - \bar{d}_r \Delta T_r$$

在固相表面上:  $\bar{u} = 0, \bar{T} = T_w, \bar{v} = -\bar{d}_r \bar{Y}_i$

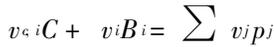
在外界层外缘:  $\bar{u} = U_f, \bar{T} = T_f, \bar{Y}_i = (Y_i)_f, \frac{\partial \bar{k}}{\partial y}|_f = \frac{\partial \bar{X}}{\partial y}|_f = 0$

在近壁区假设  $k$  方程中是由产生项和耗散项起控制作用, 其它项可以忽略, 即:  $X_c = \frac{\bar{t}}{\bar{d}} (\frac{\partial \bar{u}}{\partial y})^2$ , 若此时的  $\bar{t}$  采用修正的 Van Driest 公式<sup>[2]</sup>计算, 则  $k$  和  $X$  可以表示成:

$$k = \frac{[KZ(y + \Delta y)]^2}{C_1^{0.5}} (\frac{\partial \bar{u}}{\partial y})^2 \quad X_c = [KZ(y + \Delta y)]^2 |\frac{\partial \bar{u}}{\partial y}|^3$$

喷管内壁面的燃气的冲刷过程中, 化学动力学过程和扩散过程对碳的烧蚀都有影响, 化学反应速

率与扩散速率的相对值决定烧蚀过程的控制因素。若过程由扩散控制, 则  $\dot{r}_c = \dot{r}_{c,d}$ ; 若过程由反应速率控制, 则  $\dot{r}_c = \dot{r}_{c,ch}$ ; 若同时考虑两种因素的影响, 则  $\dot{r}_c = [(\dot{r}_{c,d})^{-1} + (\dot{r}_{c,ch})^{-1}]^{-1}$ ; 若将推进剂的燃烧产物  $B_i$  与喷管壁面上的碳的反应写作:



则有 
$$\dot{r}_{c,d} = \frac{1}{\rho_c} \sum w_i \dot{v}_{c,i} \frac{W_c}{v_i W_{B_i}} \quad \dot{r}_{c,ch} = \sum \dot{r}_{c,i} = \sum \frac{A_s p_i}{\rho_c} \text{EXP}\left(-\frac{E_{T_s}}{R_y T_s}\right)$$

## 2 数值计算过程

由上述分析模型, 对液体火箭发动机 C/C 喷管的烧蚀过程进行计算的过程为:

- (1) 分析燃烧室内推进剂蒸发燃烧的百分数;
- (2) 应用平衡流动分析计算燃气在喷管中流动参数;
- (3) 用不考虑烧蚀时的边界条件计算 C/C 喷管壁的温度分布;
- (4) 边界层烧蚀过程分析, 湍流边界层数值计算按 R. A. Roza 等人提出的数值方法进行<sup>[5]</sup>;
- (5) 修正步骤 (3)、(4) 的边界条件, 重复 (3)、(4) 的计算

## 3 算例与讨论

本文对一个具体算例进行了喷管最大烧蚀可能性的计算, 采用推进剂为  $N_2O_4/A50$  燃烧室压力为  $0.75 \text{ MPa}$  的喷管作为分析对象。图 1 是由体积元方法求解非稳态传热方程得出的推力室壁平均温度随时间的变化曲线。在壁温特性计算完成以后, 由边界层烧蚀燃烧分析能够求出推力室轴向任意截面的烧蚀速率。图 2 绘出了推进剂的混合比对喉部烧蚀速率的影响, 烧蚀速率随着混合比的减小而降低。在富燃情况下混合比减小时, 燃气流的温度降低且氧化性组分的浓度降低, 使得烧蚀速率减小。在图 2 中还可看出, 在发动机启动后, 随着壁温的升高, 烧蚀速率从较低的值迅速增大, 在工作约  $7 \sim 10 \text{ s}$  后, 曲线变得平缓。对照图 1, 这段时间恰为喉部壁面升温时间的主要部分。由此可以判断在发动机启动后的  $10 \text{ s}$  内, 烧蚀过程是由化学动力学控制。由于  $\dot{r}_{c,ch}$  随温度是指数规律增加, 烧蚀速率达到一定的值以后烧蚀过程很快由扩散过程所控制。在推力室喷注器面上向室壁注以液膜冷却时, 既降低了室壁的温度, 又降低了边界层内部的混合比, 使得  $\text{CO}_2$  和  $\text{H}_2\text{O}$  的浓度降低, 化学反应控制的时间增长, 烧蚀速率相对减小, 如图 3 所示。增大燃烧室压力燃气的流强会有提高, 同时离解产物的复合使得  $\text{CO}_2$  和  $\text{H}_2\text{O}$  组分分压的值相对较低的压力的值要大一些, 所以有较大的烧蚀速率, 图 4 绘出了几个不同压力下的  $\dot{r}_c$  在喉部处随时间的变化。关于  $\dot{r}_c$  的计算表达式说明它与材料的密度成反比, 而图 5 所示的计算结果只是几乎成反比。实际上当材料的密度下降时, 由于孔隙率的增大, 考虑减小室壁与燃气冲刷反应面的效应, 同时密度下降时壁面的一氧化碳浓度增大, 因而形成一条  $\dot{r}_c$  随材料密度  $\rho_c$  变化的略为上凸的曲线。对于以算例为工作参数的喷管, 由计算分析可知当材料的密度大于  $1.65 \text{ g/cm}^3$  时, 室壁喉部处烧蚀速率  $\dot{r}_c$  小于  $0.1 \text{ mm/s}$ , 而在发动机点火工作的  $10 \text{ s}$  内烧蚀速率较小, 只会出现微弱的烧蚀效应。

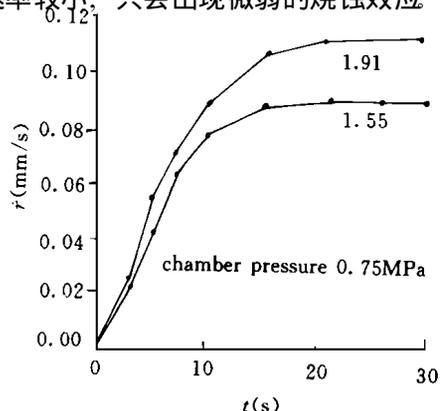
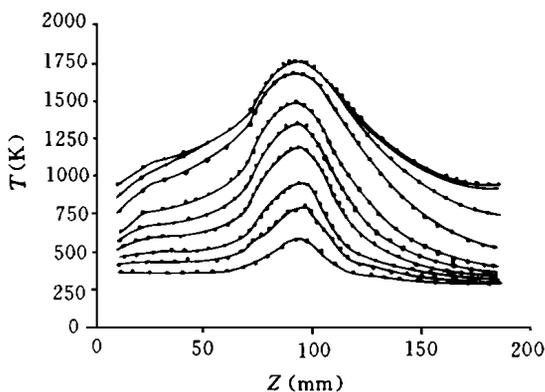


图 1 喷管壁温分布 (自下向上分别为点火后 1 2 3 5 7 10 20 40 80 100s 后情形)

图 2 混合比对喷管喉部烧蚀速率的影响

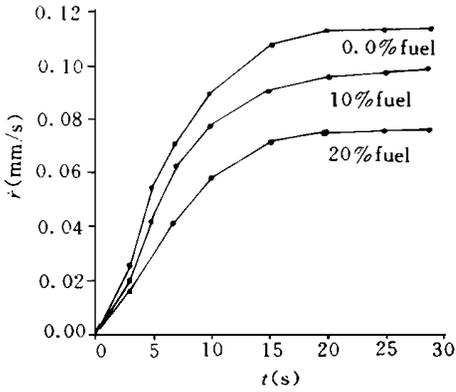


图3 喷管喉部冷却膜的烧蚀速率

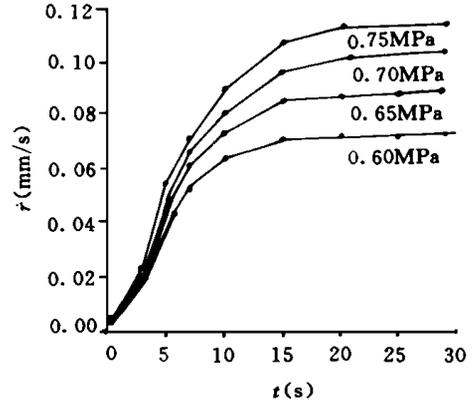


图4 燃烧室压力对喷管喉部烧蚀率的影响

计算分析表明,当液体火箭发动机连续工作时间较短时,内表面不会出现明显的烧蚀,密度较大的材料抗烧蚀性能明显好些。在通常工况条件下,若空间控制发动机连续工作时间较短且额定稳态工作时间不长,喷管采用碳/碳复合材料,内表面不采用防热喷涂工艺,就能够可靠地完成工作任务。

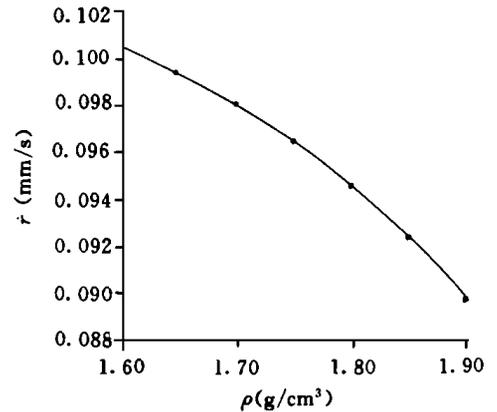


图5 烧蚀率近似与喷管材料密度成反比

## 符号说明

$C_k$	C/C材料热容	$\dot{r}$	烧蚀速率	下标	
$D$	质量扩散系数	$Z$	衰减系数	$cd$	导热
$u, v$	速度	$E_{\alpha, s}$	活化能	$cv$	对流
$W$	分子量	$I$	气体的焓	$C$	C/C材料或燃烧室
$\dot{w}$	质量消耗速率	$K$	von Karman常数	$g$	气相
$Y$	质量分数	$k$	湍流动能	$i$	第 <i>i</i> 组分
$\nu$	化学作用系数	$p$	压力	$j, k$	节点号
$X$	湍流耗散	$Q$	热流量	$r$	辐射
$d$	密度	$\mu$	粘度	$w$	室壁

## 参考文献

- 1 Klager K et al The Interaction of the Efflux of Solid Propellant with Nozzle Materials Propellant and Explosives 1977 2 55
- 2 Kuo K K et al A Comprehensive Theoretical Model for C/C Composite Nozzle Recession Combustion Sci Tech, 1985 145 164
- 3 Liu Weiqiang et al A Numerical Calculation Model for Thermal Analysis of Liquid Propellant Rocket Engine Proceedings of Third China-Russia-Ukraine Symposium on Astronautical Science and Technology, Xi'an, China 1994
- 4 Liu Weiqiang et al Thermal Analysis of Multipurpose Rocket Propulsion System. AIAA Paper 96-3215 1996
- 5 Arora R et al Near-wall Treatment for Turbulent Boundary Layer Computation. AIAA J 1982 20 (11): 1481