

文章编号: 1000-8055(2006)06-1109-07

潜入喷管背壁区熔渣沉积的机理分析与数值模拟

魏 超, 侯 晓

(中国航天科技集团四院, 陕西 西安 710025)

摘 要: 为了探求固体火箭发动机潜入喷管背壁区中熔渣沉积的机理和预估方法, 采用欧拉-拉格朗日法模拟两相内流场, 采用随机轨道模型跟踪离散相轨迹, 确定了燃烧室中粒子的直径分布和两种熔渣捕获判据, 分析了不同壁面恢复系数对熔渣沉积计算的影响, 计算得到的熔渣最小占 Al_2O_3 总生成量的 0.201%, 最大占到 0.287%。与实验数据对比证明该预估方法是准确可靠的。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 固体推进剂火箭发动机; 两相流场; 潜入喷管; 熔渣沉积

中图分类号: V430

文献标识码: A

Mechanism investigation and numerical simulation of slag deposition for submerged nozzle

WEI Chao, HOU Xiao

(The Fourth Academy of CASC, Xi'an 710025, China)

Abstract: In order to explore the mechanism and the model of slag generation in solid propellant rocket motor, the two phase flow field has been simulated using a combined Eulerian-Lagrangian analysis. The motion of the particulate phase was tracked with a stochastic model. The droplet size distribution in the chamber and the two captive rules were considered. Finally, the influence of different coefficients of restitution on slag calculation was investigated. The calculated result shows that the lowest slag weight is 0.201% and the highest slag weight is 0.287% of the total weight of Al_2O_3 . The results are accurate and credible compared to the experimental data.

Key words: aerospace propulsion system; solid propellant rocket motor; two-phase internal flow; submerged nozzle; slag deposition

固体火箭发动机广泛采用潜入式喷管以后, 出现了含铝推进剂燃烧产物在潜入区沉积的现象。探索熔渣沉积的机理以及熔渣沉积与排出的动态平衡过程, 对于固体火箭发动机的隔热设计、改善燃烧稳定性、减少熔渣沉积、提高发动机整体性能都是非常重要的。自上世纪 80 年代以来, 预示熔渣二相流物理模型和粒子尺寸分布等方面的

研究有了较大的进展, 其中 Salita^[1,2] 对燃烧室内粒子的直径分布以及熔渣沉积的实验和理论研究最为突出。国内西北工业大学的何洪庆^[3] 采用气相与颗粒场耦合的轨迹模型法对固体火箭发动机中的粒子轨迹进行了研究, 李江^[4,5] 采用 RTR(X 射线高速实时荧屏分析) 技术对固体火箭发动机燃烧室两相流粒子运动轨迹进行了实验研究, 胡

春波^[6]对熔渣溢流进行了实验研究,北京航空航天大学的向红军^[7]采用颗粒确定轨道模型进行两相流动计算,并考虑铝滴分布式燃烧及粒子破碎,对潜入喷管背壁熔渣沉积量进行了研究。

本文探讨了固体火箭发动机潜入喷管背壁区中熔渣沉积的机理,根据机理建立了熔渣捕获准则,采用随机轨道模型跟踪粒子轨迹,并对某型号固体火箭发动机工作过程中的熔渣沉积进行了模拟计算,以验证预估模型的准确性。

1 熔渣形成的机理

很多固体火箭发动机都采用含铝推进剂和潜入喷管来提高发动机的性能。当推进剂中的铝粉燃烧时,铝粉在推进剂表面融化形成凝聚物,这些凝聚物有的沿着发动机壳体壁面流动,有的被燃气吹入旋流。在旋流中,铝粉几乎完全燃烧,并形成呈双峰正态分布的 Al_2O_3 粒子。在潜入喷管背壁区, Al_2O_3 粒子被壁面流或燃气流捕获时就形成了熔渣。如图 1 所示,在两种情况下会发生粒子沉积:一种是粒子撞击到喷管背壁区的某些区域;另一种是在旋涡区中被捕获。在背壁区中粒子被捕获的趋势受粒子尺寸、粒子密度、粒子速度和粒子轨迹距发动机轴线的径向距离等因素的影响而不同。

在固体火箭发动机喷管背壁区熔渣生成机理的实验研究中发现(如图 2 所示):

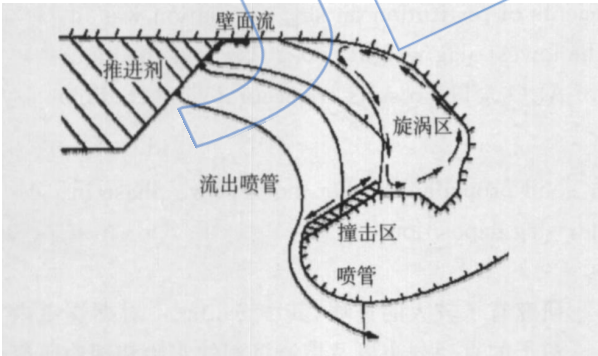


图 1 由于撞击、捕获和壁面流形成熔渣沉积的机理
Fig. 1 Schematic of droplet mechanism of slag deposition: impingement, entrainment, and wall streaming

- 1) 熔渣在发动机刚刚点火工作时就开始生成了,比先前认为的早的多;
- 2) 在发动机 75% 的工作时间内,熔渣池的体积增长近似呈线性关系;
- 3) 从发动机 75% 的工作时间到发动机熄火的这段时间中,熔渣池的体积达到一个高原值,达

到高原值熔渣池的体积和质量基本不再增大,说明在这个阶段熔渣沉积达到了被捕获与被排出的动态平衡,此时沉积区达到了“气动饱和”;

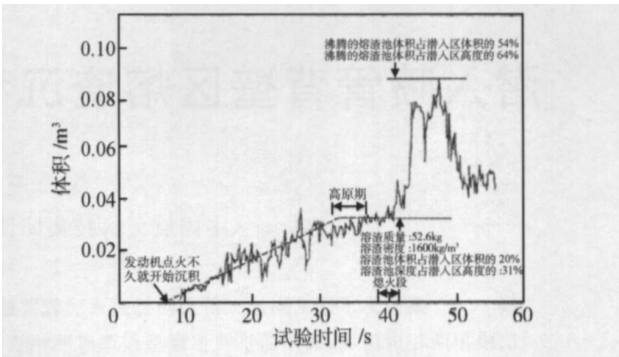


图 2 Frederick 对 SICBM DS 08 进行的 RTR 实验中测得的熔渣池生长史

Fig. 2 History of slag pool depth deduced by frederick' s from the RTR of SICBM DS 08

- 4) 高原值时期的熔渣池体积达到潜入区体积的 20% 到 30%, 熔渣池的深度达到潜入区深度的 30% 到 50% ;
- 5) 在发动机的熄火阶段,由于压强降低,熔渣池开始沸腾,沸腾使熔渣池体积急剧增大,但也只达到潜入区体积的一半,其深度约为潜入区深度的 2/ 3, 所以不会出现明显的熔渣排出,此时的熔渣质量等价于高原值,也与熄火后熔渣的质量相等。

2 熔渣沉积模拟计算的步骤

进行熔渣沉积计算的步骤见表 1。

表 1 计算熔渣沉积的步骤
Table 1 Steps to a reliable prediction of slag

步骤	内容
1	由推进剂组分和实验数据选择粒子尺寸分布
2	考虑由于发动机旋转、轴向加速度和不完全燃烧所引起的粒子尺寸的变化
3	建立气相流场模型
4	由燃烧室温度按照公式推导 Al_2O_3 粒子密度
5	建立粒子跟踪模型
6	建立两相内流场的湍流模型
7	建立熔渣在喷管背壁滞留的捕获判据
8	考虑在潜入区内粒子的相互作用
9	考虑粒子从推进剂表面入射的速度和角度
10	考虑壁面恢复系数
11	考虑后翼和负载向量产生的三维效应
12	考虑飞行加速度对于熔渣沉积的影响
13	参照可能的熔渣排出、冲蚀等进行调整
14	按照机理中高原区可能产生的影响进行调整

3 熔渣沉积的计算

选取某型号固体火箭发动机(见图3)为计算分析对象,对处于工作段有燃面推移的发动机内流场采用准定常方法进行模拟计算,对发动机燃烧室和喷管进行一体化计算。在燃面推移的过程中选取1s,12s,21s,31s,34s,37s时刻的6个典型型面作定常流场计算。选取1s时刻型面是因为此时为初始型面,且此时燃烧室有最大的压强变化;选取21s时刻是因为此时刻有最大的燃面和最大的质量流率及最大的推力;发动机工作时间为40s。对于不同时刻的发动机内流场采用二维轴对称模型进行模拟计算。

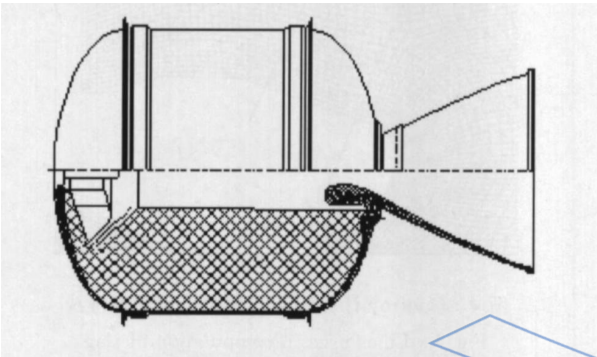


图3 进行模拟计算的某型号发动机
Fig.3 Solid rocket motor
which is research object

3.1 控制方程组

稳态气相通用控制方程如下:

$$\text{div}(\rho \mathbf{U} \Phi) = \text{div}(\Gamma \text{grad} \Phi) + S_{\Phi} S_{\rho \Phi} \quad (1)$$

式(1)中 Φ 为气相场通用变量, Γ 为扩散系数, S_{Φ} 为气相源项, $S_{\rho \Phi}$ 为颗粒相源项, $\mathbf{U}$ 为速度矢量。密度由完全气体状态方程确定,温度由焓温关系式 $T=f(h)$ 确定。

稳态颗粒相通用控制方程如下:

$$\text{div}(\rho_k \mathbf{U}_k \Phi_k) = F_{k\Phi} \quad (2)$$

式(2)中 Φ_k 表示第 k 组颗粒群的通用变量, $\mathbf{U}_k$ 为第 k 组颗粒群速度矢量, ρ_k 为第 k 组颗粒群表观密度。 $F_{k\Phi}$ 为第 k 组颗粒群与气相的动量、质量以及能量交换项。

3.2 气相流场模拟

本文采用可压缩N-S方程、RNG $k-\epsilon$ 双方程湍流模型、壁面函数法和二阶迎风格式数值方法模拟计算发动机气相内流场。

3.3 离散相的计算

由文献[4,8]的研究结果,假设粒子从推进剂

表面以该处燃气速度的0.4倍垂直入射,计算的粒子轨迹在推进剂表面均匀分布,每一个计算的粒子代表一组物理粒子,入射粒子总的数目代表离散相总的质量流率^[9]。为了充分考虑湍流对颗粒的随机性影响,采用随机轨道模型跟踪计算粒子轨迹^[10]。

3.3.1 粒子直径分布

Salita等人对QPCB(Quench Particle Combustion Bomb,猝熄粒子燃烧器)实验中得到的不同压强下三种含铝推进剂燃烧产生的粒子进行数据分析,发现固体火箭发动机燃烧室中的粒子尺寸分布为对数双峰分布。数学分析表明:烟尘粒子(smoke)占有粒子质量的70%~80%,烟尘粒子为在所有压强推进剂实验中直径小于5 μm ,质量平均直径在1.5 μm 左右的颗粒;其他占20%~30%质量的大粒子质量平均直径依推进剂和压强不同而从10 μm 到300 μm 不等。烟尘粒子和大粒子的 $\log_{10}$ 标准差 σ 一般分别为0.4和0.2。粒子尺寸分布的对数正态分布函数 $F(D)$ 被定义为:

$$F(D) = \frac{1}{2} \left[1 + \text{erf} \frac{z}{\sqrt{2}} \right] \quad (3)$$

$F(D)$ 为直径小于 D 粒子的质量分数,其中:

$$z = \frac{\log_{10}(D/D_m)}{\sigma}$$

D_m 为质量平均直径,erf为误差函数(概率积分):

$$\text{erf}(z) = \frac{2}{\pi} \int_0^z e^{-t^2} dt$$

烟尘粒子有很好的随流性,它们会流出喷管和发动机,不会沉积,故仅研究大粒子在喷管背壁区的沉积情况。计算中设大粒子占有粒子质量的20%,大粒子直径的分布采用公式(3)进行计算。选取大粒子质量平均直径 D_m 为50 μm ,取标准差 σ 为0.2。计算中将粒子直径离散为6组(见表2)。

表2 颗粒相尺寸离散分布

Table 2 Droplet size distribution		
粒子直径		质量分数
离散尺寸/ μm	尺寸范围/ μm	Δf_n
10	小于39	0.329157
68	39-97	0.626508
126	97-155	0.044207
184	155-213	1.275150×10^{-4}
242	213-271	1.057896×10^{-8}
300	大于271	1.867935×10^{-14}

3.3.2 粒子密度

粒子密度是计算粒子轨迹的重要参数,研究表明,粒子密度随温度变化很大, Salita 推荐以下经验公式进行计算:

$$\rho_d (\text{g/cm}^3) = 5.632 - 0.001127T_d (\text{K}) \quad (4)$$

T_d 为燃烧室绝热火焰温度,单位 K。

3.3.3 壁面恢复系数

壁面恢复系数为粒子与壁面发生碰撞前后的动量变化率,对于粒子轨迹有重要影响。据文献 [3, 11] 及 Tabakoff 等人进行的研究,本文中的壁面恢复系数分别按照 0.5, 0.9 和公式(5)进行计算。

$$\left. \begin{aligned} v_{n2}/v_{n1} &= 1.0 - 0.4159\beta - 0.4994\beta^2 + 0.292\beta^3 \\ v_{t2}/v_{t1} &= 1.0 - 2.12\beta + 3.0775\beta^2 - 1.1\beta^3 \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

式(5)中下标 n 和 t 分别表示法向和切向, β 是粒子碰撞前的速度和壁面切向之间的夹角,粒子碰撞后弹出的角度为 $\beta_2 = \arctan(v_{n2}/v_{t2})$ 。

3.4 粒子捕获判据的讨论与选定

使粒子无法流出喷管的条件被称为粒子的捕获判据(准则)。粒子的捕获判据是对熔渣进行计算预估的关键因素之一。目前现有的熔渣沉积计算模型中的粒子捕获判据可分为两类:

第一类首先进行流场模拟,分析喷管背壁区中流场旋涡区的大小及范围,然后依据旋涡区在喷管潜入区中划定一块区域,认为粒子一旦进入该区域就认为被涡流捕获成为熔渣,这种方法一般是采用双流体模型进行两相流场的模拟。

Paul Liaw^[12]采用 VOF 方法模拟发动机的两相内流场,他认为粒子进入潜入喷管背壁区时即被捕获成为熔渣。

F. Godfroy^[13]采用欧拉双流体模型计算发动机两相内流场。计算时在发动机后封头处设定了两条参考线(如图 4 所示),以研究不同情况下熔渣沉积的情况。

第二类着重研究在潜入喷管背壁区壁面上粒子的撞击点或撞击的区域,一般会依实验、经验或旋涡区的大小给出背壁区壁面上的捕获点或捕获区域,认为撞击在捕获点上游或捕获区内的粒子会沉积成为熔渣,这种方法一般是采用欧拉-拉格朗日法计算两相流场。这种方法直观实用,可以方便的依经验或实验数据调整,所以大多数研究者都采用这种方法。

N. Cesco^[14]采用随机轨道法跟踪粒子轨迹,他定义了两种粒子判据:如图 5,当粒子撞击到发

动机壁面的 s_0 至 s_1 点之间或 s_0 至 s_2 点之间,就认为粒子成为熔渣。 s_0 至 s_1 点之间的区域为第一捕获准则,设 s_0 位置为曲线坐标的起始点,该点为固定位置。 s_1 点为喷管背壁区型面的突变点,这个点与旋涡区的附着点非常接近。 s_0 至 s_2 点之间的区域定义为第二捕获准则,由这个捕获准则可以给出最大的沉积量。撞击在 $s > s_2$ 位置上的粒子会流出喷管。给定捕获准则和粒子尺寸分布,按时间积分,可以得出总的粒子沉积量。

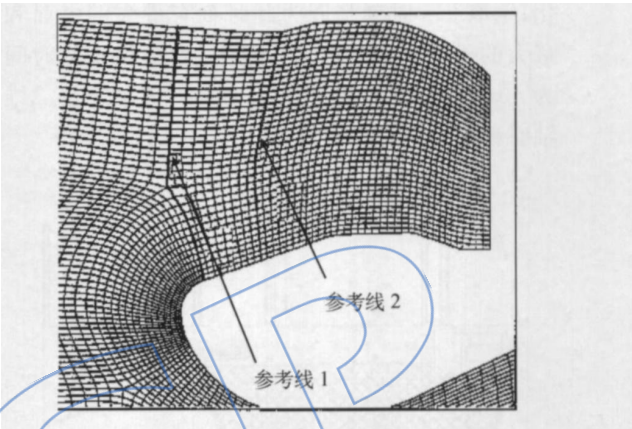


图 4 Godfroy 计算熔渣沉积时采用的参考线
Fig. 4 Lines used in computation of slag deposition that defined by Godfroy

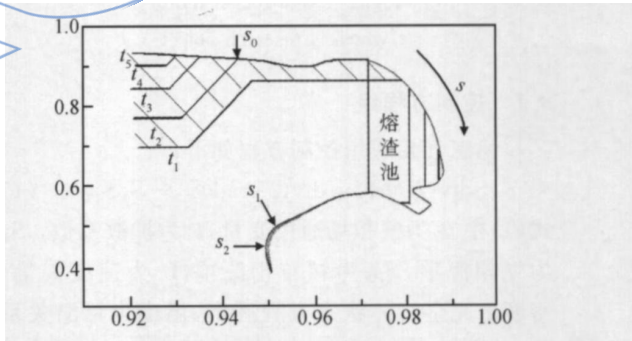


图 5 N. Cesco 采用的捕获判据
Fig. 5 Capture rules which defined by N. Cesco

Chauvot^[15]所选择的捕获准则与 N. Cesco 相似。R. Harold Whitesides^[16]定义的粒子捕获标准为撞击在喷管重附着点上游的粒子会沉积成为熔渣,撞击在喷管重附着点下游的粒子会流出喷管。

Salita 认为捕获点可以有以下选择: 1) 潜入喷管头部的突出点(如图 6 中的 T 点); 2) 喷管型面上的突变点(图 6 中的 B 点),即喷管斜面与曲面的交界点; 3) 分离流线的再附着点。

本文采用确定捕获点的方法来定义熔渣的捕获准则,设定了两种捕获判据:在喷管背壁处定义喷管型面的突变点(图 7 中 A 点)和喷管头部尖点

(图7中B点)为捕获点,C点为燃面与壁面的交界点。第一捕获判据定义撞击在发动机壁面A点与C点之间区域的粒子会被捕获成为熔渣,撞击在A点下游的粒子会流出喷管;第二捕获判据定义撞击在发动机壁面B点与C点之间区域的粒子会沉积成为熔渣,撞击在B点下游的粒子会流出喷管,定义第二捕获判据是为了计算最大的粒子沉积量。

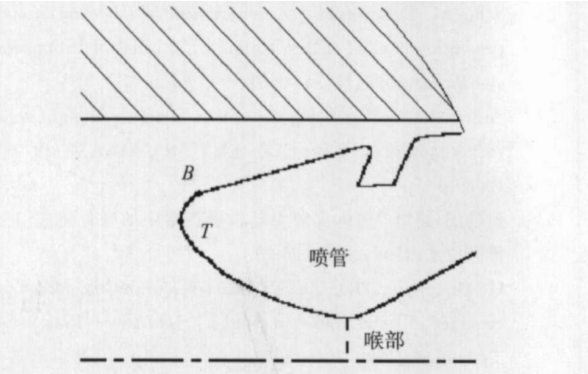


图6 Salita 推荐采用的捕获点
Fig. 6 Capture points that recommended by Salita

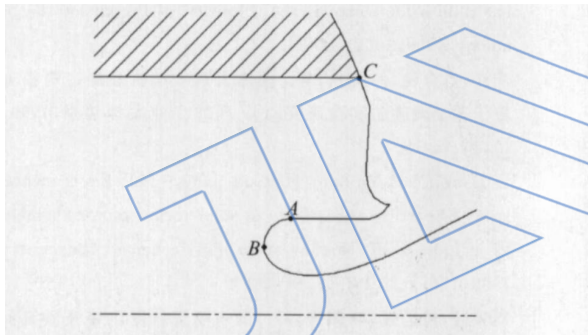


图7 粒子捕获点的选取
Fig. 7 Definition of capture point

3.5 熔渣沉积的计算结果与分析

在计算熔渣沉积时,进行以下假设:

- 1) 设发动机为静态,不考虑重力加速度的影响;
- 2) 不考虑粒子间的碰撞、凝聚、破碎和化学反应;
- 3) 假设熔渣在1 s时刻开始在沉积区沉积;
- 4) 按照熔渣机理中的高原值理论,假设发动机到了80%的工作时间时,即在32 s时刻达到熔渣沉积的高原值,此时刻及以后的时段中熔渣沉积率为0,熔渣沉积量不再增长。

本文计算的发动机装药量总重为652 kg,由推进剂组分进行的热力计算得知在燃烧产物中 Al_2O_3 含量为31%,即 Al_2O_3 总生成量为202.12 kg。以下

图表中各条件的说明见表3。计算得到的熔渣沉积率见图8,熔渣沉积量见图9,计算结果见表4。

计算所得的熔渣沉积量最小为0.407 kg,占 Al_2O_3 总生成量的0.201%;最大为0.580 kg,占 Al_2O_3 总生成量的0.287%。数次实验中测得最大沉积量不足0.6 kg,与该发动机尺寸和装药量均相近的Star 37发动机,实验测得沉积量占 Al_2O_3 总生成量的0.2%,所以,计算结果是比较准确的。

由图8中可以看到,沉积率在1 s时刻比较大,这是因为在此时刻,喷管背壁的捕获区距燃面很接近,使得从后封头附近燃面入射的粒子大部分都被喷管背壁区所捕获(如图10所示);某些情况下21 s时刻的沉积率也较大,这是因为此时刻燃气和粒子的质量流量最大。

由图8和图9中也可以看到,壁面恢复系数的选取对于熔渣的沉积的计算有明显影响,其他条件相同时,壁面恢复系数较大的,沉积的熔渣较多,这说明较大的壁面恢复系数会给予撞击在壁面上的粒子更多的动能,使其有更小的随流性,可以更多的与壁面接触。

表3 图表中各条件的说明

Table 3 Exposition of conditions in following graphs				
条件	解释			
条件1	采用第一捕获判据,取壁面恢复系数为0.5			
条件2	采用第二捕获判据,取壁面恢复系数为0.5			
条件3	采用第一捕获判据,取壁面恢复系数为0.9			
条件4	采用第二捕获判据,取壁面恢复系数为0.9			
条件5	采用第一捕获判据,依公式(5)取壁面恢复系数			
条件6	采用第二捕获判据,依公式(5)取壁面恢复系数			

表4 熔渣沉积计算结果

Table 4 Result of slag accumulation calculation				
壁面恢复系数	沉积量/kg		沉积量占 Al_2O_3 总生成量的比率/%	
	第一捕获判据	第二捕获判据	第一捕获判据	第二捕获判据
	判据	判据	判据	判据
0.5	0.416	0.570	0.206	0.282
0.9	0.419	0.580	0.207	0.287
公式(5)	0.407	0.556	0.201	0.275

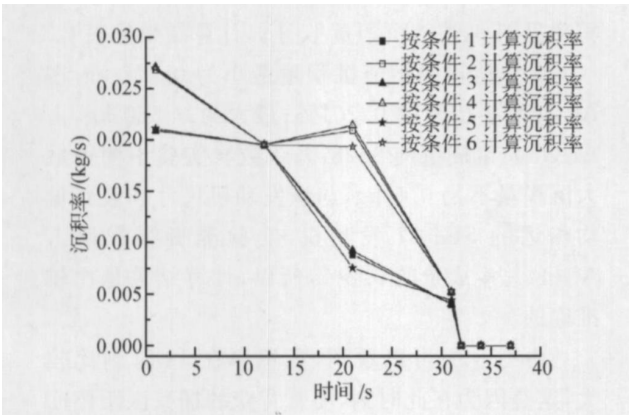


图 8 熔渣沉积率

Fig. 8 Slag accumulation rates

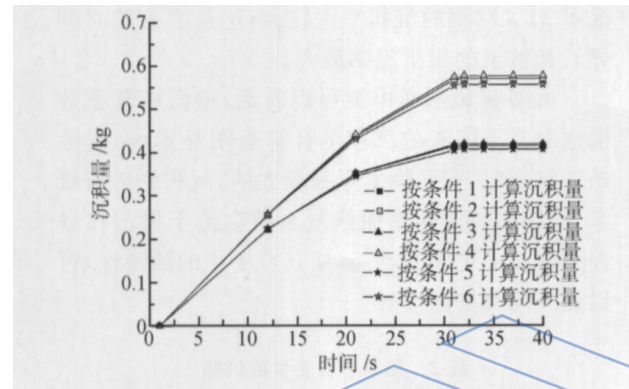


图 9 熔渣沉积量

Fig. 9 Total slag accumulation

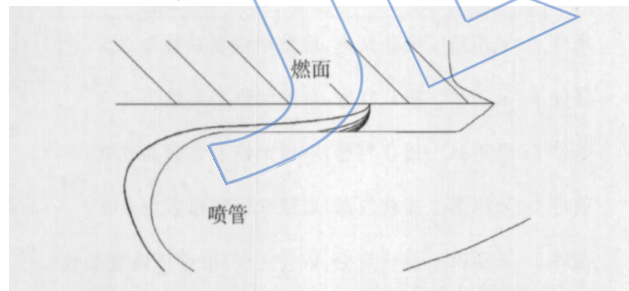


图 10 1s 时刻粒子被喷管背壁区捕获的情景

Fig. 10 Situation that particles were captured in submerged region in 1s

4 结 论

本文探讨了熔渣沉积的机理, 定义了熔渣的两种捕获判据, 采用欧拉- 拉格朗日法计算粒子轨迹, 通过随机轨道模型跟踪粒子轨迹, 将粒子尺寸离散为 6 组, 两相间通过粘性牵引力和热通量进行了全耦合计算, 按照壁面恢复系数不同对固体火箭发动机中的熔渣沉积进行了计算。

1) 计算得到的熔渣量最少占总的 Al_2O_3 生成量的 0.201%, 最大占到 0.287%, 对比实验数

据, 说明本文采用的方法能够准确可靠的预估固体火箭发动机潜入喷管背壁区中的熔渣沉积。

2) 壁面恢复系数对于熔渣沉积的计算有明显影响, 取壁面恢复系数较大时, 熔渣沉积率和沉积量较大。

参考文献:

[1] Salita M. Deficiencies and requirement in modeling of slag generation in solid rocket motor[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(1): 10- 23.

[2] Salita M. Predicted slag deposition histories in eight solid rocket motors using the CFD “EVT”[R]. AIAA 95- 2728, 1995.

[3] 何洪庆, 周旭. 固体火箭发动机燃烧室中的颗粒轨迹[J]. 推进技术, 1999, 20(5): 25- 29.

He Hong qing, Zhou Xu. Particle trajectories in combustion chamber of solid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(5): 25- 29.

[4] 李江, 蔡体敏, 肖育民, 等. 用 RTR 技术确定 SRM 燃烧室凝相粒子加入边界条件[J]. 推进技术, 1999, 20(5): 30- 34.

Li Jiang, Cai T r min, Xiao Y u min, et al. Determination of injection boundary condition of particles in SRM chamber based on RTR techniques[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(5): 30- 34.

[5] 李江, 肖育民, 何国强, 等. 固体火箭发动机燃烧室两相流粒子运动轨迹的实验研究[J]. 西北工业大学学报, 1999, 17(1): 15- 18.

Li Jiang, Xiao Y u min, He Gu o qiang, et al. Experimental study of particle trajectories in solid rocket motor chamber [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 1999, 17(1): 15- 18.

[6] 胡春波, 何国强, 刘佩进, 等. 潜入喷管背壁区熔渣溢流沉积实验研究[J]. 推进技术, 2001, 22(3): 204- 206.

Hu Chun bo, He Gu o qiang, Liu Pe i jin, et al. Experimental study on slag accumulation in back wall region of SRM submerged nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(3): 204- 206.

[7] 向红军, 方国尧. 固体火箭发动机熔渣沉积数值模拟[J]. 推进技术, 2002, 23(5): 366- 369.

Xiang Hong jun, Fang Gu o yao. Numerical simulation of slag accumulation for solid rocker motors[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(5): 366- 369.

[8] Xiao Y u min, Amano R S. Velocity of particles on solid propellant surface[R]. AIAA 2002- 0640, 2002.

[9] 魏超. 固体火箭发动机潜入与非潜入喷管流场与粒子沉积研究[D]. 西安: 航天动力技术研究院, 2005.

[10] 周力行. 湍流气粒两相流动和燃烧的理论及数值模拟[M]. 北京: 科学出版社, 1994: 117- 207.

[11] Sabnis J S, Madabhushi R K. Simulation of flow and particle impingement patterns in titan IV SRM aft closure[R]. AIAA 95- 2879, 1995.

[12] Liaw P, Chen Y S, Shang H M, et al. Numerical investi

gation of the slag behavior in the aft end cavity of solid rocket motors[R]. AIAA 95- 0815, 1995.

[13] Godfroy F, Guery J F. Unsteady eulerian two phase flow analysis of solid rocket motor mlag[R]. AIAA 97- 2859, 1997.

[14] Cesco N, Dumas L, Hulin A, et al. Stochastic models to the investigation of slag accumulation in a large solid rocket motor[R]. AIAA 97- 3118, 1997.

[15] Chauvot J F, Dumas L, Schmeisser L. Modeling of alumina slag formation in solid rocket motors[R]. AIAA 95- 2729, 1995.

[16] Whitesides R H, Purinton D C. Effects of slag ejection on solid rocket motor performance[R]. AIAA 95- 2724, 1995.

