

固体火箭发动机碳基材料喷管机械 侵蚀特性

常 桁¹, 王-白¹, 刘 宇¹, 薛 斌¹, 曹熙炜²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191;

2. 中国航天科技集团公司 中国运载火箭技术研究院 研发中心, 北京 100076)

摘 要: 为研究碳基材料喷管的机械侵蚀特性,基于两相流理论和经验公式,考虑液滴的蒸发与反应,建立了二维轴对称碳基材料喷管机械侵蚀计算模型.针对 15-lb BATES 发动机喷管进行了机械侵蚀计算,研究了液滴轨迹、机械侵蚀情况的分布规律,以及推进剂中 Al 质量分数和燃烧室压强对机械侵蚀的影响.结果表明:机械侵蚀率计算最大值为 $55\mu\text{m/s}$,在实验结果范围内. Al/Al₂O₃ 混合液滴是机械侵蚀的主要因素,Al 液滴由于蒸发氧化而不对壁面造成碰撞.机械侵蚀发生在喷管收敛段,峰值位于喉部上游入口处,喉部和扩张段无机械侵蚀现象.推进剂中 Al 质量分数增加对机械侵蚀率无显著规律性影响.机械侵蚀率随燃烧室压强的增加呈超线性增长.

关 键 词: 固体火箭发动机; 喷管; 碳基材料; 两相流; 机械侵蚀

中图分类号: V435⁺.14

文献标志码: A

Mechanical erosion characteristics of carbon-based nozzle in solid rocket motor

CHANG Heng¹, WANG Yi-bai¹, LIU Yu¹, XUE Bin¹, CAO Xi-wei²

(1. School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Research of Development Center,

China Academy of Launch Vehicle Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: Based on two-phase flow theory and empirical formula, a two-dimensional axisymmetric carbon-based nozzle model was established to investigate the mechanical erosion characteristics, with consideration of evaporation and reaction of droplets. Results obtained from computations with distributions of droplets trajectories and mechanical erosion were described for the 15-lb BATES engine nozzle. The effects of Al mass fraction of propellant and chamber pressure on mechanical erosion were investigated. Results show that the calculated result of maximum mechanical erosion rate is $55\mu\text{m/s}$, which falls within the range of experimental results. Al/Al₂O₃ mixed droplet is the main factor of the mechanical erosion, Al droplets cannot hit the nozzle wall due to rapid evaporation and oxidation. The erosion occurs in the nozzle convergent section, with the peak located upstream the throat, while no mechanical erosion exists in throat and expand zone. The increasement of Al mass fraction shows no significant regularity effect on the mechanical erosion rate. The erosion rate has a superlinear relationship with the chamber pressure.

Key words: solid rocket motor; nozzle; carbon-based material; two-phase flow; mechanical erosion

符号说明

ρ	密度(kg/m ³)	q	传热速率(W/m ²)
t	时间(s)	C_d	曳力系数
x	轴向坐标(m)	E_r	机械侵蚀率(m/s)
y	径向坐标(m)	e_r	机械侵蚀系数
u	速度(m/s)	A_f	碰撞面面积(m ²)
m	质量(kg)	π	碰撞区域
$\dot{m}$	质量流量(kg/s)	α	碰撞角(°)
p	压强(Pa)	ω	组分质量分数
$\bar{\tau}$	Reynolds 应力张量(Pa)	f	碰撞面
F	作用力(N)	下标	
F_{drag}	曳力(N)	g	气相
F_{pressure}	压差力(N)	p	凝相
h	比焓(J/kg)		

石墨、碳/碳等碳基材料由于其出色的物理化学性能,常用做固体火箭发动机(下文简称发动机)喷管喉衬。高温高压下的恶劣环境,使喉衬不可避免地出现烧蚀现象,造成发动机性能下降。研究影响烧蚀的因素和规律,对于精确预测发动机性能、减小壁面退移率有着重要意义。

对于采用含金属粒子推进剂(例如 AP/Al/HTPB(高氯酸胺/铝/端羟基聚丁二烯))的发动机,燃气中大量的 Al₂O₃ 等凝相粒子的高速冲刷和碰撞使喷管壁面产生剥蚀和变形,由此导致的机械侵蚀是烧蚀的重要组成部分^[1]。机械侵蚀主要发生在喷管的收敛段,潜入式喷管尤为严重^[2-3]。一般将凝相粒子对壁面的侵蚀视为机械行为,包括变形损伤和切削损伤。侵蚀程度由壁面硬度、粒子属性(形状、密度)以及碰撞参数(碰撞速度、碰撞角等)共同决定^[4]。

由于计算条件和实验能力的限制,早期相关的仿真研究主要集中在发动机两相流方面,通过计算颗粒轨迹预测机械侵蚀严重的区域^[5-6]。Wirzberger 和 Yaniv^[7]将颗粒对发动机的烧蚀影响分为 3 个组成部分:机械碰撞烧蚀、热烧蚀和动能烧蚀。为简化计算,忽略粒子与气相的耦合作用,仅求解稳态 N-S(Navier-Stokes)方程。假设粒子在到达壁面之前与燃气达到热平衡,将温差规定为常数从而估计粒子与壁面热传递的上限。Thakre 等^[8]则利用欧拉-拉格朗日方法结合标准 $k-\epsilon$ 两方程湍流模型,求解多相流流场,对前人实验得到的两个经验公式进行修正,从而使计算结

果具有更高的准确性。

本文基于 Fluent 软件中的 DPM(discrete phase model,离散相模型),综合考虑气相湍流流动、凝相湍流扩散、液滴蒸发与燃烧、两相之间质量与热交换等过程,建立了发动机碳基材料喷管机械侵蚀模型,对 15-lb BATES 发动机^[9]的部分实验工况进行了机械侵蚀计算,研究其液滴轨迹和机械侵蚀特性,分析了推进剂中金属质量分数、燃烧室压强等因素对机械侵蚀的影响。

1 理论方程及物理模型

1.1 理论方程

本文采用欧拉-拉格朗日方法计算多相流问题,即连续相的控制方程以欧拉形式表述,而粒子视为离散相,在拉格朗日坐标下求解。连续相与离散相之间存在着质量、动量和能量的传递,从而影响气相流动和粒子轨迹。在圆柱坐标系下,建立二维轴对称喷管两相流机械侵蚀计算模型。

1) 气相控制方程

假设燃气满足理想气体状态方程,组分扩散符合 Fick 定律,建立控制方程如下:

燃气质量方程

$$\frac{\partial \rho_g}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho_g u_{g,x}) + \frac{\partial}{\partial y}(y \rho_g u_{g,y}) = \dot{m}_{g,p} \quad (1)$$

燃气动量方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_g \mathbf{u}_g) + \nabla(\rho_g \mathbf{u}_g \mathbf{u}_g) = -\nabla p + \nabla \bar{\tau}_g + \mathbf{F}_{g,p} \quad (2)$$

燃气能量方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_g h_g) + \nabla(\rho_g \mathbf{u}_g h_g) = -\frac{\partial p}{\partial t} + \bar{\boldsymbol{\tau}}_g \nabla \mathbf{u}_g + q_{g,p}$$

(3)

为了更好地计算跨声速流动及可能存在的旋涡,湍流模型采用 realizable $k-\epsilon$ 两方程模型,近壁面处理为标准壁面函数.

2) 离散相控制方程

推进剂中的 Al 从壁面释放出来时,一般处于熔融状态^[10],包含 3 种不同颗粒:纯 Al_2O_3 微粒、纯 Al 液滴和 Al/ Al_2O_3 混合液滴.研究表明,纯 Al_2O_3 微粒直径在 $1.5\text{ }\mu\text{m}$ 左右,为亚微观粒子,其直径大小和分布轨迹不影响气相流动,因此在计算时作为气相组分考虑^[11]. Al 液滴和 Al/ Al_2O_3 混合液滴作为离散相,从推进剂燃面喷射进入流场.为简便计算,忽略液滴在流动过程的分裂与合并,并假设液滴始终保持球形.

$$\frac{d\mathbf{x}_p}{dt} = \mathbf{u}_p$$

(4)

$$m_p \frac{d\mathbf{u}_p}{dt} = \mathbf{F}_{\text{drag}} + \mathbf{F}_{\text{pressure}}$$

(5)

其中

$$\mathbf{F}_{\text{drag}} = m_p \frac{18}{24} \cdot \frac{\rho}{\rho_p} \cdot \frac{C_d}{dp} \|\mathbf{u} - \mathbf{u}_p\| (\mathbf{u} - \mathbf{u}_p)$$

(6)

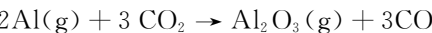
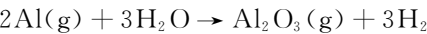
$$\mathbf{F}_{\text{pressure}} = -\frac{m_p}{\rho_p} \nabla p$$

(7)

液滴的湍流扩散采用随机轨道模型加以模拟,即通过流体瞬时速度的脉动分量考虑湍流对液滴的随机性影响.

3) 化学反应

对于 Al 液滴,需要考虑其受热蒸发和氧化反应.由于其反应速度由组分扩散速率控制,因此采用 EDM (eddy dissipation model) 作为适用模型.对于 Al/ Al_2O_3 混合液滴, Al_2O_3 像一层膜覆于 Al 外面,阻止进一步的氧化^[12],因此在本文中认为此混合液滴不参与反应.下式中 g 为气相, l 为液相.



4) 机械侵蚀函数

机械侵蚀率的计算采用 Neilson 和 Gilchrist^[13]提出的经验式(8).参数 ϕ, ϵ 和 K 分别为切削磨损系数、变形磨损系数和法向最小碰撞速度(即法向碰撞速度小于此值则不造成机械侵蚀), n 为无实际物理意义的常值.参数值的大小与壁面材料

和粒子的属性相关,由实验结果得出.

$$E_r = \frac{1}{A_f} \sum_{\pi(f)} \dot{m}_\pi e_r$$

(8)

$$e_r = \begin{cases} \frac{u_p^2 \cos^2 \alpha \sin(n\alpha)}{2\phi} + \frac{(u_p \sin \alpha - K)^2}{2\epsilon} & \alpha < \alpha_0 \\ \frac{u_p^2 \cos^2 \alpha}{2\phi} + \frac{(u_p \sin \alpha - K)^2}{2\epsilon} & \alpha \geq \alpha_0 \end{cases}$$

(9)

值得一提的是机械侵蚀函数相关的实验中包含了气流对于壁面的冲刷,因此虽然该函数仅表述了液滴对于壁面的机械侵蚀作用,但其参数的得出过程将气流的作用亦归结于对液滴的影响.本文中上述各参数的选取利用 Thakre 等^[8]通过实验得出的修正值,见表 1.

表 1 机械侵蚀速率经验公式参数^[8]

Table 1 Parameters for the empirical formula of mechanical erosion rate

参数	数值	参数	数值
$\phi/(\text{kJ/kg})$	215.7	$K/(\text{m/s})$	0
$\epsilon/(\text{kJ/kg})$	95	n	4.3

1.2 物理模型

本文的计算模型为 15-lb BATES 发动机石墨喷管.发动机所用推进剂为 AP/Al/HTPB,药柱端-侧面燃烧,基本结构如图 1 所示.发动机总长约为 0.53 m ,药柱内径为 0.117 m ,药柱长约为 0.3 m .

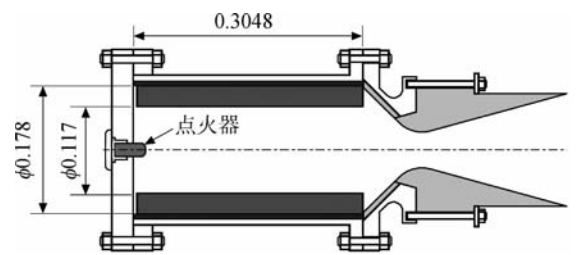


图 1 15-lb BATES 发动机结构简图(单位:m)
Fig. 1 Schematic of the 15-lb BATES engine geometry (unit:m)

计算区域的网格划分见图 2,考虑到几何结构和流场的轴对称性,采用了二维轴对称网格.对喷管区域的近壁面网格进行适当的加密,以确保湍流的计算精度.通过不同网格数量条件下对压强分布的对比,验证了结果的网格无关性.由于药柱的燃烧不影响药柱结构形式、基本的流场特点和液滴运动,而本文重在研究液滴行为造成的壁

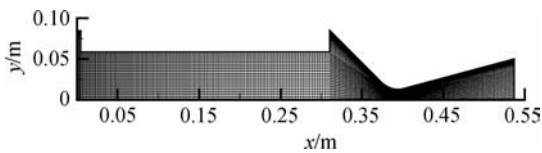


图 2 15-lb BATES 发动机喷管计算网格划分
Fig. 2 Computational grid for 15-lb BATES engine nozzle

面机械侵蚀规律,因此在计算中不考虑药柱壁面退移^[6],仅开展了压强建立后初始流场下的稳态计算。

以药柱两端面和侧面为液滴入射面.入射的 Al 液滴为均一直径 $50\text{ }\mu\text{m}$; Al/Al₂O₃ 混合液滴直径(D_p)符合对数正态分布规律,均值为 $100\text{ }\mu\text{m}$,对数标准差为 $0.2^{[11]}$.其概率密度 $f(D_p)$ 曲线如图 3 所示。

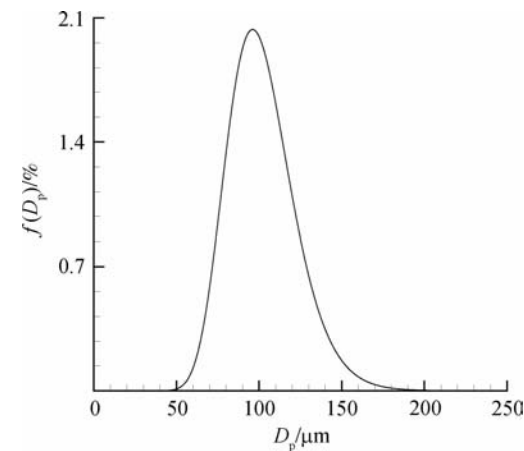


图 3 Al/Al₂O₃ 混合液滴直径分布概率密度
Fig. 3 Probability density of Al/Al₂O₃ mixed droplets diameter distribution

2 结果及分析

2.1 液滴轨迹

图 4(a)展示了 Al 液滴的轨迹及直径分布情况.从药柱燃面释放之后,Al 液滴迅速升温蒸发成气态 Al,在液滴表面燃烧,转化为气态 Al₂O₃,释放出热量.可以看出,Al 液滴的直径在流场中快速减小,直至消失;喷射的所有 Al 液滴中,只有很小一部分可以撞击在收敛段,绝大部分液滴均不能穿过流场对喷管壁面造成碰撞.且由于直径不断减小和速度缓慢,Al 液滴对喷管机械侵蚀的贡献非常小。

图 4(b)为 Al/Al₂O₃ 混合液滴进入流场的直径分布和轨迹.药柱前端面的液滴大部分与发动

机头部发生碰撞,小部分受燃气流场影响,穿过轴线进入身部,在图中表现为轴线区域的反射;药柱后端面的液滴经过短暂的加速过程,撞击在收敛段的前部;药柱侧面的一部分 Al/Al₂O₃ 混合液滴经加速加温后与喷管收敛段接近喉部区域碰撞,造成机械侵蚀;另一部分 Al/Al₂O₃ 混合液滴在一定角度偏转后接近中心轴线,直接穿过整个流场区域,未与任何壁面发生碰撞作用。

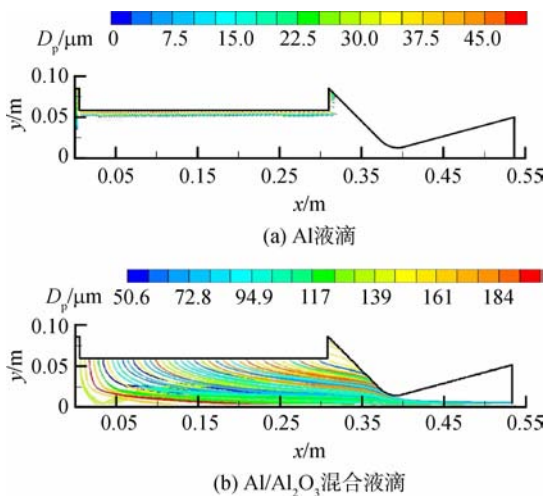


图 4 Al/Al₂O₃ 混合液滴轨迹及直径分布
Fig. 4 Trajectories and diameter distribution of Al/Al₂O₃ mixed droplets

由于 Al/Al₂O₃ 混合液滴的惯性作用,喷管喉部和扩张段出现了大量的无粒子区,液滴向中心轴线靠拢,不对喉部和扩张段产生机械侵蚀作用.图 5 显示了有无液滴喷射时出口面上的马赫数(Ma)分布,由于液滴速度的滞后,使喷管中心区域气相马赫数降低.直径较小的液滴惯性较小,

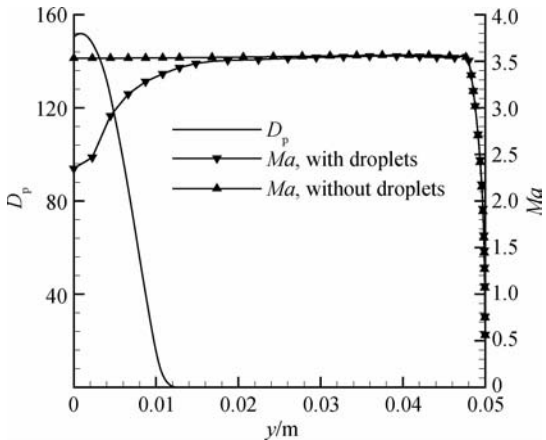


图 5 出口面上 Al/Al₂O₃ 混合液滴直径和马赫数分布
Fig. 5 Al/Al₂O₃ mixed droplets diameter and Mach number distribution at the outlet

易随气相流动膨胀扩散,因此出口面上的液滴分布,越靠近中心轴线,直径和质量越大,如图 5 所示.这种颗粒分布规律与以往的研究并无差别^[14-15].

2.2 机械侵蚀结果分析

从图 6 中可以看出,机械侵蚀集中在喷管收敛段,最严重的区域发生在贴近喉部的位置;喉部及扩张段因无液滴碰撞而没有机械侵蚀现象,文献[7,16]中的实验也印证了这一点.以往不同材料的实验表明,发动机环境中,碳基材料喷管机械侵蚀率范围为 0~88.9 μm/s^[17];本文计算得出的最大机械侵蚀率为 55 μm/s,在实验结果范围之内.

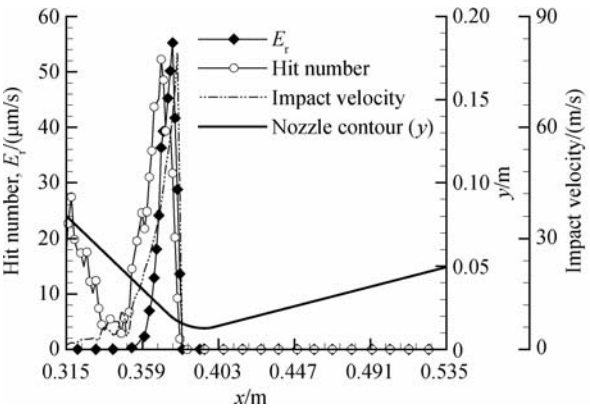


图 6 液滴与壁面的碰撞参数及机械侵蚀率
Fig. 6 Impact parameters and mechanical erosion rate between droplets and wall

由图 6 可知,发生碰撞的液滴数目沿喷管轴线呈双波峰分布,第 1 个波峰发生在收敛段的入口处,这是因为药柱后端面释放的液滴由于距离太短只发生了少许偏转就直接撞在了壁面上;第 2 个波峰处于喉部上游,主要由药柱侧面释放出的液滴贡献.值得注意的是,液滴的碰撞速度是由其质量、所受合力及作用时间决定.一般来说,直径越小的液滴,碰撞位置越偏于下游,碰撞速度越大,因此碰撞速度最大点的位置与液滴最大碰撞

数目的位置并不重合.又由式(8)、式(9)可知,机械侵蚀率是液滴质量流量、碰撞速度等参数的综合函数,因此机械侵蚀率的最大值出现在壁面的位置位于上述两者最大值之间.

图 7 显示了液滴碰撞速度及其法向和切向分量.沿轴线坐标方向, x 越大,液滴在流场中的停留时间越长,其与气相组分的动量和能量交换越充分,因而不断加速,法向碰撞速度和切向碰撞速度均表现出增大的趋势.在整个过程中,切向碰撞速度均大于法向碰撞速度,是碰撞速度的主要分量.由此可以确定,本例中的机械侵蚀主要由于液滴对壁面的切削磨损造成.曲线表现出碰撞速度及其分量的非单调递增特征,是由液滴的湍流扩散造成的随机性现象.

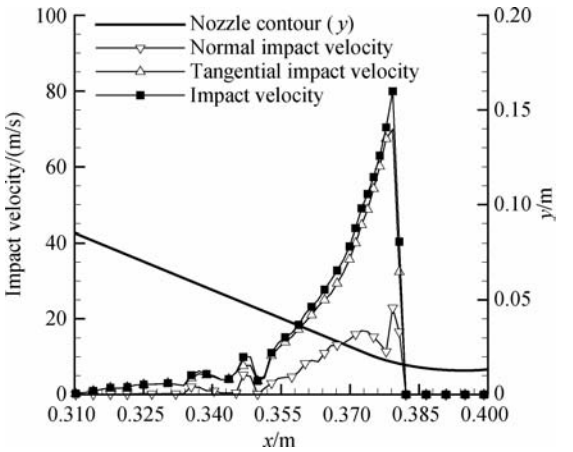


图 7 液滴与喷管壁面碰撞速度分量
Fig. 7 Velocity components of impact velocity between droplets and nozzle wall

2.3 Al 质量分数对机械侵蚀的影响

对 15-1b BATES 发动机不同推进剂组分的部分工况^[18]进行计算,对应的进口压强、温度、气相组分质量分数及液滴质量流量见表 2.表中 p_c 、 T_c 分别为燃烧室压强和温度.由于各工况间燃气温度相差不大,为方便对比,计算时将温度均设置为 3580 K.

表 2 喷管进口处压强、温度、气相组分质量分数及液滴质量流量
Table 2 Pressure, temperature, gas-phase mass fraction and mass flow rate of droplets at nozzle inlet

w_{CO}	w_{CO_2}	w_{HCl}	w_{H_2}	w_{H_2O}	w_{N_2}	$w_{Al_2O_3}$	$\dot{m}_{Al}/(kg/s)$	$\dot{m}_{Al_2O_3}/(kg/s)$	p_c/MPa	T_c/K	w_{Al}
0.175	0.040	0.240	0.02	0.145	0.1	0.28	0.018	0.159	6.9	3580	0.15
0.200	0.015	0.195	0.02	0.070	0.1	0.40	0.026	0.227	6.9	3715	0.21
0.200	0.005	0.190	0.02	0.025	0.1	0.46	0.030	0.261	6.9	3745	0.27

图 8 表明,推进剂中 Al 质量分数的增加对壁面机械侵蚀率的影响并不明显. 由于 Al 质量分数增加,流场内的液滴的质量分数增加,与壁面碰撞的液滴质量流量随之增大;然而,液滴的增多导致了气相流动的进一步减小,两相耦合之下,液滴碰撞壁面的速度减小. 上述两因素产生相反作用,使得产生的机械侵蚀程度并无显著的规律性变化.

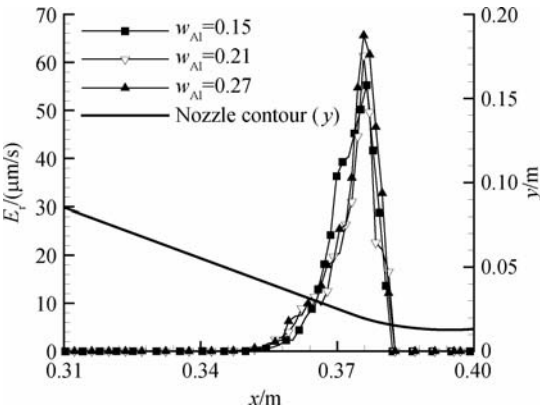


图 8 不同 Al 质量分数时的壁面机械侵蚀率
Fig. 8 Mechanical erosion rate distribution with various Al mass fractions

2.4 燃烧室压强对机械侵蚀的影响

图 9 为不同燃气室压强(p_c)时喷管壁面的机械侵蚀率,为方便对比,本文没有考虑燃烧室压强变化对液滴直径的影响. 因为液滴尺寸和质量分数没有变化,形成的液滴轨迹相差不大,所造成的机械侵蚀严重的区域大致相同. 随着压强的升高,雷诺数增加,液滴与气相之间的动量与能量交换更为活跃,表现为液滴对喷管的碰撞速度增加,如图 10 所示. 另外,压强增大时,液滴质量流量 $\dot{m}_d$

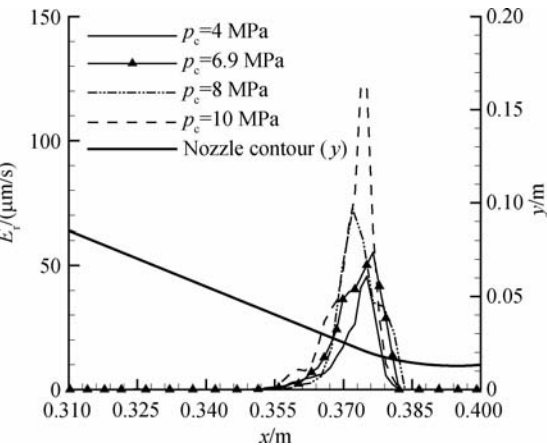


图 9 不同燃烧室压强下的壁面机械侵蚀率
Fig. 9 Mechanical erosion rate of wall at various chamber pressures

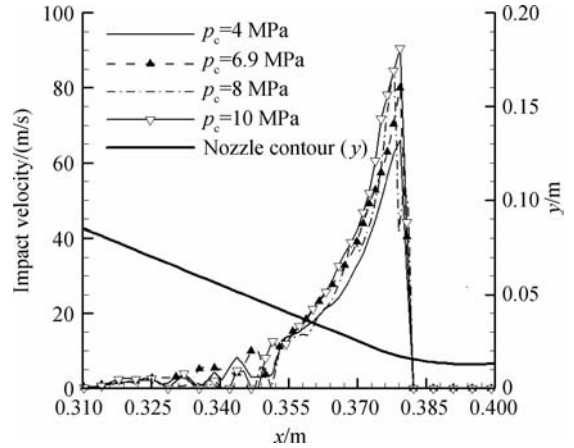


图 10 不同燃烧室压强下的液滴碰撞速度
Fig. 10 Impact velocity of droplets at various chamber pressures

成比例增加,即单位时间内撞击到壁面上的液滴数目线性增长. 结合式(8)、式(9)可知,随着压强的升高,机械侵蚀率会呈现超线性增长的规律(图 9).

3 结 论

- 1) 建立的碳基材料机械侵蚀计算模型,基于两相流计算,结果在实验数据的范围之内.
- 2) Al/Al₂O₃ 混合液滴是机械侵蚀的主要因素;Al 液滴从燃面释放后迅速蒸发氧化,不能对壁面造成碰撞.
- 3) 机械侵蚀发生在喷管收敛段,机械侵蚀率随液滴碰撞数和碰撞速度的增大而增大,最大值位置在喉部上游;喉部和扩张段无机械侵蚀现象.
- 4) 推进剂中 Al 质量分数增加时,液滴质量分数增加,碰撞的液滴质量流量增大,而碰撞速度减小,最终产生的机械侵蚀率无显著规律性变化.
- 5) 随燃烧室压强升高,液滴的碰撞速度增加,液滴质量流量线性增长,强化侵蚀程度,且机械侵蚀率与压强呈超线性关系.

参考文献:

[1] Gowariker V R. Mechanical and chemical contributions to the erosion rates of graphite throats in rocket motor nozzles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(10): 1490-1494.

[2] 陈博,张立同,成来飞,等. 3D C/SiC 复合材料喷管在小型固体火箭发动机中的烧蚀规律研究[J]. 无机材料学报, 2008, 23(5): 938-944.

CHEN Bo, ZHANG Litong, CHENG Laifei, et al. Ablation characteristic of 3D C/SiC composite nozzle in a small solid rocket motor[J]. Journal of Inorganic Materials, 2008, 23

(5);938-944. (in Chinese)

[3] 王淑华,姜贵庆. 粒子侵蚀潜入喷管端头的质量损失率计算[J]. 固体火箭技术,1990(4):50-58.
WANG Shuhua,JIANG Guiqing. Mass loss of submerged nozzle tip by particle erosion[J]. Journal of Solid Rocket Technology,1990(4):50-58. (in Chinese)

[4] Neilson J H,Gilchrist A. An experimental investigation into aspects of erosion in rocket motor tail nozzles[J]. Wear,1968,11(2):123-143.

[5] Kato K,Ueno K,Sawada K. Estimation of mechanical erosion at nozzle inlet by multiphase flow simulation in solid rocket motor considering aluminum droplets and alumina mist[R]. AIAA-2007-341,2007.

[6] Haselbacher A,Najjar F M. Multiphase flow simulations of solid-propellant rocket motors on unstructured grids[R]. AIAA-2006-1292,2006.

[7] Wirzberger H,Yaniv S. Prediction of erosion in a solid rocket motor by alumina particles[R]. AIAA-2005-4496,2005.

[8] Thakre P,Rawat R,Clayton R,et al. Mechanical erosion of graphite nozzle in solid-propellant rocket motor[J]. Journal of Propulsion and Power,2013,29(3):593-601.

[9] Geisler R,Beckman C. The history of the BATES motors at the air force rocket propulsion laboratory[R]. AIAA 98-3981,1998.

[10] Chiba Z,欧阳琪. 固体火箭发动机喷管的入口和喉部区域的粒子冲刷侵蚀作用[J]. 固体火箭技术,1984(1):49-56,61.
Chiba Z,OUYANG Qi. Particle erosion at entrance and the throat area of solid rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology,1984(1):49-56,61. (in Chinese)

[11] Sabnis J S. Numerical simulation of distributed combustion in solid rocket motors with metalized propellant[J]. Journal of Propulsion and Power,2003,19(1):48-55.

[12] Daniel E. Eulerian approach for unsteady two-phase solid rocket flows with aluminum particles[J]. Journal of Propulsion and Power,2000,16(2):309-317.

[13] Neilson J H,Gilchrist A. Erosion by a stream of solid particles[J]. Wear,1968,11(2):111-122.

[14] 王磊,何国强,李江,等. 粒子侵蚀对 C/C 材料烧蚀性能影响研究[J]. 西北工业大学学报,2012,30(3):320-325.
WANG Lei,HE Guoqiang,LI Jiang,et al. Exploring effect of particles on ablation performance of C/C material[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,2012,30(3):320-325. (in Chinese)

[15] 于勇,刘淑艳,张世军,等. 固体火箭发动机喷管气固两相流动的数值模拟[J]. 航空动力学报,2009,24(4):931-937.
YU Yong,LIU Shuyang,ZHANG Shijun,et al. Numerical simulation of gas-particle flow in nozzle of solid rocket motor[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(4):931-937. (in Chinese)

[16] 陈莎,李江,刘洋,等. 高浓度粒子冲刷条件下多向编织 C/C材料烧蚀研究[J]. 固体火箭技术,2013,36(4):555-558.
CHEN Sha,LI Jiang,LIU Yang,et al. Research on erosion of multi-directional C/C material by high concentration particles[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2013,36(4):555-558. (in Chinese)

[17] Ketner D M,Hess K S. Particle impingement erosion[R]. AIAA 79-1250,1979.

[18] Thakre P,Yang V. Chemical erosion of carbon-carbon/graphite nozzles in solid-propellant rocket motors [J]. Journal of Propulsion and Power,2008,24(4):822-833.

(编辑:陈 越)