固体火箭发动机碳/碳复合材料喷管的传热及烧蚀特性研究

郭镇源，戴艳俊，王云刚
（西安交通大学能源与动力工程学院，710049，西安）

摘要：为精确分析火箭发动机喷管烧蚀过程及准确预测喷管壁面的烧蚀率，基于 FLUENT 软件和自定义函数二次开发程序，建立考虑化学烧蚀、机械侵蚀和壁面退移的动态耦合模型，采用数值方法模拟喷管内的流动传热和烧蚀，分析了喷管内的流动、传热、烧蚀特性以及影响烧蚀的主要因素。模拟结果表明：喷管喉部上游区域烧蚀最为严重，第 5 s 时，烧蚀率峰值为 0.44 mm·s^{-1}；化学烧蚀是造成喷管烧蚀的主要原因，与喷管入口压力和温度正相关；辐射换热对烧蚀的影响主要体现在点火初期；机械侵蚀主要发生在喷管收敛段区域，与颗粒粒径和质量流量近似成正比，颗粒粒径为 100 μm 时，机械侵蚀率峰值为 0.04 mm·s^{-1}，粒径每增大 25 μm，机械侵蚀率峰值增加 0.01～0.02 mm·s^{-1}，质量流量每增大 0.2 kg·s^{-1}，机械侵蚀率峰值约增加 0.015 mm·s^{-1}。该研究可为固体火箭发动机喷管的热防护设计提供参考。

关键词：喷管；化学烧蚀；机械侵蚀；壁面退移
中图分类号：TK124 **文献标志码**：A
DOI：10.7652/xjtuxb202506003 **文章编号**：0253-987X(2025)06-0021-11

Research on Heat Transfer and Ablation Characteristics of C/C Composite Nozzle in Solid Rocket Motor

GUO Zhenyuan, DAI Yanjun, WANG Yungang
(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To accurately analyze the ablation process of the nozzle and predict the accurate ablation rate, a dynamically coupled model that integrates chemical ablation, mechanical erosion, and wall recession, based on FLUENT software and user defined functions, is developed in this paper. Numerical simulations were conducted to model the flow, heat transfer, and ablation within the nozzle, exploring the flow characteristics, heat transfer, ablation process, and the factors affecting ablation. The results indicated that the ablation was most severe in the upstream region of the nozzle throat, with the peak ablation rate reaching 0.44 mm·s^{-1} at the 5th second. Chemical ablation was the primary factor causing nozzle ablation, and it was positively correlated with the inlet pressure and inlet temperature of the nozzle. The influence of radiative heat transfer on erosion was particularly noticeable during the initial ignition phase. Mechanical erosion primarily occurred in the converging section of the nozzle and was approximately proportional to the particle size and the mass flow rate. The peak value of mechanical erosion rate

收稿日期：2024-11-11。 作者简介：郭镇源(1999—)，男，博士生；戴艳俊(通信作者)，女，副教授，博士生导师。 基金项目：国家自然科学基金资助项目(52276085)。
网络出版时间：2025-02-07 网络出版地址：https://link.cnki.net/urlid/61.1069.T.20250206.1910.002

was 0.04 mm · s^{-1} when the particle diameter was 100 μm. Additionally, the peak mechanical erosion rate increased by 0.01 to 0.02 mm · s^{-1} for every 25 μm increase in particle diameter, and approximately 0.015 mm · s^{-1} for every increase of 0.2 kg · s^{-1} in mass flow rate. The research provides a reference basis for the thermal protection design of solid rocket engine nozzles.

Keywords: nozzle; chemical erosion; mechanical erosion; wall recession

固体火箭发动机(SRM)通过喷管,将药柱燃烧产生的高温高压燃气从相对较低的速度转化为高动能状态,从而产生推力[1]。虽然来流燃气在流动过程中将热能转化为动能而逐渐冷却,但喷管喉部温度仍高达 3 000 K,且工作时间越长,喷管被烧穿的风险越大,给发动机持续运行带来安全隐患。碳/碳(C/C)复合材料由于具有低密度、高比强、耐热冲击、耐烧蚀等优异性能[2],常被用于制作发动机喷管。然而,C/C 复合材料在高温高压环境下易与燃气中的 H_2O、CO_2、OH、O_2 等氧化性物质发生反应,引起喷管型面的化学烧蚀,进而改变喉部面积,导致发动机性能下降[3];与此同时,推进剂燃烧产生的熔融铝和氧化铝颗粒在燃气作用下高速冲刷喷管内壁面,导致喷管内壁面发生机械剥蚀[4],造成发动机推力性能损失。因此,准确预测发动机喷管烧蚀过程中的型面变化尤为重要。

国内外学者通过试验和数值仿真对发动机喷管的烧蚀机理进行了大量研究。其内容集中在两个方面:一是通过观察烧蚀试验后的喷管型面变化,推测其在发动机工作过程中的烧蚀情况;二是针对不同喷管材料建立不同的烧蚀模型,对比数值模拟与试验结果,验证烧蚀模型仿真结果的准确性。

在对喷管烧蚀的试验研究中,Geisler 和 Beckman[5]以 BATES 发动机为研究对象开展大量实验,给出 15-Pound 和 70-Pound 两种型号发动机的几何尺寸和推进剂组分,为烧蚀的早期研究提供了宝贵的试验数据。Evans 等[6]通过大量实验研究,得到一个关于烧蚀速率的拟合公式,公式考虑了压力、雷诺数、氧化性组分的摩尔分数等因素对烧蚀的影响,经过试验验证,计算与测量的烧蚀速率偏差在±15%以内。陈博等[7]采用小型固体火箭发动机,对 3D 碳/碳化硅(C/SiC)复合材料喷管进行烧蚀性能试验,研究表明:喷管喉部及上、下游过渡区的烧蚀最为严重,氧化组分的浓度和温度决定了烧蚀速率,且高压高速冲刷会加剧喷管烧蚀。苏君明等[8]采用多种规格的固体火箭发动机开展地面点火试验,对比了 5 种 C/C 复合材料和 2 种石墨材料喉衬的烧蚀情况,结果表明:燃烧室压强和燃气中氧化性气体组分的浓度对碳基材料的烧蚀有较大影响,其中压强为第一影响要素。

由于试验测量条件有限,现有的接触式热电偶测温上限远远不能满足测温需求,且存在试验周期长、价格昂贵等问题,因此随着计算机性能的提升,学者们广泛采用数值仿真对烧蚀机理及模型开展大量研究。在对化学烧蚀的研究中,普遍认为喷管固体材料化学烧蚀受化学动力学和组分扩散控制。Shimada 等[9]基于雷诺时均 N-S 方程,通过计算流体力学分析方法研究了喷管内流场对壁面烧蚀的影响。研究显示:发动机装药凹槽存在压力波动的部位烧蚀情况相对严重;涡流的产生会使喷管内气体组分的输运速度加快,导致喷管壁面烧蚀不均匀。为了对造成化学烧蚀的主要气体组分进行分析,Thakre 和 Yang[10-11]针对固体火箭发动机 C/C 喷管的化学烧蚀,建立了一套较为完善的理论数值计算程序,该程序考虑了多相反应流、壁面非均相反应以及喷管材料特性,能够准确得到喷管的烧蚀速率。其研究结果显示:氧化性组分(H_2O、CO_2、OH 等)是造成喷管烧蚀的主要原因,其中 H_2O 为最有害的氧化物质。Bianchi 等[12]考虑了喷管表面的非均相化学反应,对 C/C 喷管的流动及表面烧蚀进行耦合分析,计算结果表明:烧蚀速率很大程度上取决于氧化性组分(H_2O、CO_2、OH 等)在喷嘴表面的扩散速率。

与此同时,大量研究者根据建立的烧蚀模型,对喷管内壁面化学烧蚀率分布情况及影响因素进行分析。Huang 等[13]根据试验数据,分别建立了烧蚀前、后的二维轴对称喷管模型,研究了烧蚀前、后喷管的压力、温度和速度场的变化规律,结果表明:烧蚀改变了喷管扩张段流场中激波的分布,并会导致新的激波产生,从而使得出口位置速度降低,推力和比冲减小。Cross 等[14]将一种新的二维烧蚀分析程序(MOPAR-MD)与 LeMANS 反应流求解器耦合,研究了两相流条件下热防护系统材料的热解问题,结果表明:壁面烧蚀速率对壁面温度非常敏感,喷管流场的求解与烧蚀计算应耦合进行。张斌等[15]提出了组分分离式最小机制控制模型,即总的烧蚀量

由氧化组分 H_2O 和 CO_2 所造成的烧蚀量之和决定，每种氧化组分的烧蚀速率由化学控制和扩散控制的最小值决定。其研究结果表明，该控制模型与试验结果更为接近，且 H_2O 是引起喷管壁面烧蚀的主要氧化组分。汪海滨和李鑫[16]建立轴编 C/C 复合材料喉衬烧蚀多尺度分析模型，采用有限差分法和水平集函数对喷管烧蚀形貌进行预测，经过试验验证，该模型能更精确地体现轴编 C/C 复合材料喷管的烧蚀情况。鲁文涛[17]采用最小机制控制模型和三方程模型，对固体火箭发动机喷管烧蚀率进行计算，结果表明：气相反应对烧蚀率影响不大，且最大烧蚀点出现在喉部上游而非喉部。于勇和张航维[3]基于 FLUENT 平台进行二次开发，针对 70-lb BATES 喷管建立了动态烧蚀模型，研究了喷管型面退移和内流场变化的耦合作用，对比后发现烧蚀模拟结果与试验基本一致，烧蚀过程中的型面退移提高了喷管喉部的温度和压强，降低了喷管推力，且喷管喉部壁面附近 H_2O 和 CO_2 的浓度更高。

在求解喷管的机械侵蚀问题方面，国内外研究者多以数值仿真的方式进行。Wirzberger 等[18]建立机械和热化学综合模型，对携带氧化铝颗粒燃气造成的侵蚀进行预测，以改进标准烧蚀模型。其研究结果表明：对于含氧化铝等凝相粒子的烧蚀环境，粒子对壁面产生的高速冲刷和碰撞是造成机械侵蚀的重要原因，机械侵蚀最严重的区域为喷管喉部。Liu 等[19]研究了含有氧化铝颗粒的高温燃气对四向 C/C 复合材料造成的烧蚀行为，通过求解雷诺时均 N-S 方程获得喷管的内流场，根据经验公式得到氧化铝颗粒的机械侵蚀速率，研究表明：将粒子撞击速度提升两倍后，材料的最大机械侵蚀速率几乎提高了一个数量级。Hao 等[20]将 Mie 理论与欧拉-拉格朗日法相结合，分别研究了忽略辐射换热并将氧化铝颗粒假设为气体，忽略以及考虑辐射换热两相流这 3 种工况下喷管的烧蚀情况，结果表明：考虑两相流影响时，喷管内壁面烧蚀速率和总热流密度较大，且辐射大大增加了收敛段的热流密度。常桁等[21]基于经验公式和两相流理论，建立了喷管的二维轴对称计算模型，研究了喷管内壁面机械侵蚀率的分布规律，结果表明：Al/Al_2O_3 液滴是造成喷管机械侵蚀的主要因素，但推进剂中 Al 的质量分数对喷管内壁面机械侵蚀率无明显影响。陈旭龙等[22]基于热化学烧蚀和粒子侵蚀机理，研究了不同热防护材料交界处型面烧蚀台阶的演变规律，其中喉衬采用石墨材料，收敛段和扩张段采用高硅氧/酚醛材料。研究结果表明：喷管收敛段烧蚀台阶主要由粒子侵蚀造成，扩张段烧蚀台阶主要由热化学烧蚀造成，且烧蚀台阶形成后，喉衬部位退移速率提高了 54%。王磊等[23]对喷管内壁面的颗粒侵蚀情况进行仿真，并通过烧蚀试验进行验证，认为颗粒对喷管造成的颗粒侵蚀分碰撞和磨蚀两种情况，其中收敛段主要受颗粒碰撞影响，喷管的喉部及扩张段主要受颗粒的磨蚀影响。

综上所述，现有研究者对喷管内流动传热及内壁面烧蚀情况进行了广泛研究，但仍存在一些不足，如许多研究仅考虑化学烧蚀[3,13,15-16]或机械侵蚀[21]，或在仿真过程中有着较多假设，如忽略辐射换热[3,16-17,21]、型面变化[13,15,17,20-21]等，影响仿真计算结果的准确性。因此，本文将根据喷管的实际情况，建立化学烧蚀、机械侵蚀和壁面退移的耦合模型，并考虑辐射换热对仿真结果的影响，研究了喷管真实工况下的传热和烧蚀特性。

1　数学物理模型

1.1　基本假设

本文工作基于以下假设：①喷管内各燃气组分为理想气体，忽略燃气中各气体间的化学反应；②固体域物性为常数；③忽略体积力的影响；④忽略颗粒间的摩擦、碰撞和聚集以及颗粒与壁面的吸附作用。

1.2　控制方程

1.2.1　流体域控制方程的建立

考虑到喷管结构的轴对称特性，喷管内控制方程的求解在二维轴对称坐标系下进行。采用多组分气体湍流流动的雷诺时均方程，将流体域的质量、动量、能量、组分控制方程分为瞬态项和脉动项，开展瞬态求解[24-25]，其通用形式如下

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\varphi)+\frac{\partial}{\partial x}(\rho u\varphi)+\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}(r\rho v\varphi)=\frac{\partial}{\partial x}\left[\Gamma\left(\frac{\partial\varphi}{\partial x}\right)\right]+\frac{\partial}{\partial r}\left[r\Gamma\left(\frac{\partial\varphi}{\partial r}\right)\right]+S_\varphi \tag{1}$$

式中：ρ 为流体密度；φ 为通用变量；u 为轴向速度；v 为径向速度；Γ 为广义扩散系数；r 为径向距离；x 为轴向距离；S_φ 为各方程源项。

1.2.2　固体域控制方程的建立

喷管固体区域材料瞬态导热方程可写为

$$\rho_s C_s\frac{\partial T_s}{\partial t}=\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}\left(\lambda_s r\frac{\partial T_s}{\partial r}\right)+\frac{\partial}{\partial x}\left(\lambda_s\frac{\partial T_s}{\partial x}\right) \tag{2}$$

式中：ρ_s、C_s、T_s、λ_s 分别为固体域材料的密度、比热、温度和导热系数。

1.2.3 流固耦合界面边界条件的建立

流固耦合边界遵循质量守恒定律和能量守恒定律，且满足温度连续，其中质量平衡方程为

$$\rho_g v_r = \rho_s \dot{r} \tag{3}$$

组分平衡方程为

$$(\rho_s \dot{r} Y_i)_w = \left(\rho_g D_{m,i} \frac{\partial Y_i}{\partial r}\right)_w + \dot{\omega}_i \tag{4}$$

能量平衡方程为

$$\lambda_g \left(\frac{\partial T_g}{\partial r}\right)_w - \lambda_s \left(\frac{\partial T_s}{\partial r}\right)_w + q_{conv} + q_{rad,in} - q_{rad,out} + \sum_{i=1}^{N} \left(h_{g,i} \rho_g D_{m,i} \frac{\partial Y_i}{\partial r}\right)_w = \rho_s \dot{r} (h_{g,w} - h_{s,w}) \tag{5}$$

式中：下标 w 表示流固交界面；T_g、ρ_g 分别为流体域混合气体的温度和密度；v_r 为烧蚀产生气体沿壁面外法向的径向速度；$\dot{r}$ 为流固界面退移率；Y_i、$D_{m,i}$、$\dot{\omega}_i$ 分别为气体组分 i 的质量分数、扩散系数和质量生成/消耗速率；N 为气体种类；λ_g 为流体域混合气体导热系数；q_{conv} 为流固耦合面对流换热量；$q_{rad,in}$、$q_{rad,out}$ 分别为流体对壁面、壁面对流体辐射换热的热流量；$h_{g,i}$、$h_{g,w}$、$h_{s,w}$ 分别为气体组分 i、近壁面处气体以及近壁面处固体材料的比焓。

1.2.4 化学烧蚀模型的建立

固体火箭发动机工作过程一般为贫氧燃烧，燃气中 O 和 O_2 的含量可以忽略不计，喷管固体材料主要与 H_2O、CO_2 等气体成分进行非均相化学反应，反应速率遵循 Arrhenius 定律，表达式如下

$$\dot{r}_{ch,i} = k_i p_{w,i}^{n_i} \tag{6}$$

$$k_i = A_i T_w^{b_i} \exp(-E_i / R T_w) \tag{7}$$

$$p_{w,i} = p_w \frac{Y_i / M_i}{\sum_{j=1}^{N} (Y_j / M_j)} \tag{8}$$

式中：$\dot{r}_{ch,i}$ 为喷管固体材料 C 与气体组分 i 的非均相化学反应速率；k_i、E_i 为参与反应的氧化性气体组分 i 的化学反应速率系数和活化能；$p_{w,i}$、n_i、A_i、b_i、M_i 分别为气体组分 i 在喷管内壁面处的分压、反应压强指数、反应指前因子、温度指数和相对分子质量；T_w 为喷管内壁面温度；R 为通用气体常数；p_w 为喷管内壁面气体压力；下标 j 为参与计算的气体组分编号。

喷管内壁面退移率的表达式如下

$$\dot{r}_{ch} = \frac{1}{\rho_s} \sum_{i=1}^{N} \dot{r}_{ch,i} \tag{9}$$

本文基于 FLUENT 软件和用自定义函数(UDF)二次开发功能，采用 DEFINE_SR_RATE 宏对喷管内壁面与氧化性气体组分间的化学反应速率进行计算，求得壁面退移速率，并将结果保存在用户自定义内存(UDM)中，完成化学烧蚀率的计算与存储。

1.2.5 机械侵蚀模型的建立

高温高压环境下，固体推进剂中的金属颗粒以极高的速度冲刷喷管内壁面，导致机械侵蚀。颗粒侵蚀率受颗粒直径、颗粒速度和撞击壁面的角度等因素影响。由于喷管轴向速度差异较大，且喷管收敛段有一定角度，燃气进入喷管后，各颗粒撞击喷管内壁面的速度和角度差别较大。颗粒侵蚀速率计算如下

$$E_f = \frac{1}{A_f} \sum \dot{m} e_r \tag{10}$$

式中：A_f 为喷管内壁面网格面积；$\dot{m}$ 为颗粒撞击喷管内壁面时的质量流量；e_r 为颗粒侵蚀比。

采用 Oka 模型[26]对颗粒侵蚀比率 e_r 进行求解，计算公式如下

$$e_r = g(\alpha) e_{ref} (U/U_{ref})^{k_2} (D/D_{ref})^{k_3} \tag{11}$$

式中：e_{ref} 为颗粒沿喷管入口法线方向入射时的参考侵蚀比率；U、U_{ref} 分别为某时刻和参考条件下的颗粒速度；D、D_{ref} 分别为某时刻和参考条件下的颗粒粒径；k_2、k_3 为常数；$g(\alpha)$ 表示机械侵蚀与颗粒入射角的关系，表达式可写为

$$g(\alpha) = (\sin\alpha)^{n_1} [1 + H_v(1 - \sin\alpha)]^{n_2} \tag{12}$$

其中，n_1、n_2 为常数，由材料性质和颗粒形状决定，H_v 为维氏硬度。

上述各参数的选取如表 1 所示。其中，颗粒速度参数 U_{ref}、参考粒径 D_{ref} 和参考侵蚀比率 e_{ref} 取自 Neilson 和 Gilchrist 的实验结果[27]，n_1、n_2、k_2、k_3 分别由 Oka 的试验和公式推导结论获得[26]。由文献[22,28]的仿真结果可知，表 1 所述参数能够准确求解 C/C 复合材料喷管内壁面的机械侵蚀率。

表 1 Oka 颗粒侵蚀模型参数

Table 1 Parameters of the Oka particle erosion model

参数	数值	参数	数值
e_{ref}	0.065	k_3	0
U_{ref}/(m·s^{-1})	110.6	n_1	0.793
D_{ref}/μm	297	n_2	0.762
k_2	2.0	H_v/ GPa	0.228

单位时间内喷管内壁面退移速率计算公式如下

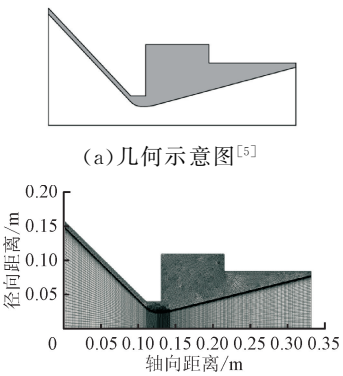
$$\dot{r}_{erossion} = E_f / \rho_s \tag{13}$$

本文基于 FLUENT 软件提供的 Discrete Phase Model(DPM)模块，采用 UDF 二次开发方式，通过 DEFINE_DPM_EROSION 宏和 F_STORAGE_R(f, t, SV_DPMS_EROSION)函数，计算并储存各个时刻

喷管内壁面节点的机械侵蚀速率。

1.3　物理模型和参数

本文以 70-lb BATES 固体火箭发动机为研究对象，建立二维轴对称网格模型，采用 Realizable k-ε 湍流模型，结合增强型壁面函数对喷管流场进行求解[1]，采用 DO 模型对燃气和喷管内壁面间辐射换热进行求解[29]，同时采用动网格方法模拟烧蚀过程中的壁面退移现象，实现了流场温度场计算与喷管内型面退移的双向耦合。图 1 给出了发动机喷管的物理模型。设置喉部直径为 50.8 mm，扩张比为 9.5，收敛角、扩张角分别为 45°和 15°，发动机单次工作时间为 5 s，ρ_s 为 1 830 kg·m^{-3}，C_s 为 1 050 J·kg^{-1}·K^{-1}，λ_s 为 70 W·m^{-1}·K^{-1}。采用混合网格划分模型，固体域为非结构化网格，流体域为结构化网格。为满足增强型壁面函数对近壁面网格的要求，对喷管近壁面网格进行了加密，经计算验证，当第一层网格高度为 5×10^{-7} m 时，喷管内各位置的无量纲壁面距离 $y^+<1$。图 2 给出了计算前、后 y^+ 沿壁面的分布，可以看出，在网格尺寸发生变化前后，y^+ 均满足要求。



(a)几何示意图[5]

(b)网格模型

图 1　70-lb BATES 发动机喷管模型

Fig. 1　Physical model of the 70-lb BATES engine nozzle

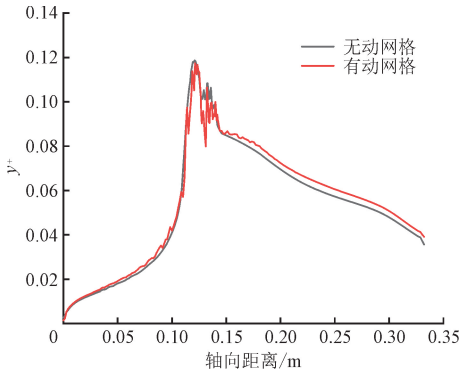


图 2　喷管内壁面 y^+ 的分布

Fig. 2　Distribution of y^+ along the inner wall of the nozzle

喷管入口设置为压力入口。参考文献[5]，当推进剂中 Al 的质量分数为 15%时，喷管入口燃气的压力 p、温度 T 和各气体组分的质量分数 w 分别列于表 2。选取喷管入口 Al_2O_3 颗粒的质量流量为 0.5 kg·s^{-1}，粒径为 100 μm，由入口边界均匀投入。参考文献[30]，设置入射温度为 2 350 ℃，颗粒密度为 2 750 kg·m^{-3}。喷管出口设置为压力出口，压力为 0.1 MPa；喷管内壁面设置为流固耦合壁面；喷管轴线设置为轴对称边界；喷管外壁面设置为第三类边界条件，对流换热系数为 10 W·K^{-1}·m^{-2}，喷管壁为不透明漫射灰体，发射率为 0.9[29]。

表 2　入口燃气参数设置

Table 2　Inlet gas parameter settings

参数	数值	参数	数值
p/MPa	6.9	$w(H_2O)$	0.145
T/K	3 580	$w(N_2)$	0.100
$w(CO)$	0.175	$w(HCl)$	0.240
$w(H_2)$	0.020	$w(Al_2O_3)$	0.280
$w(CO_2)$	0.040		

化学烧蚀主要考虑 H_2O 和 CO_2 与喷管内壁面间的表面化学反应，本文采用二方程模型，其化学方程式和化学动力学计算参数[31]如表 3 所示。

表 3　化学反应方程式及动力学计算参数

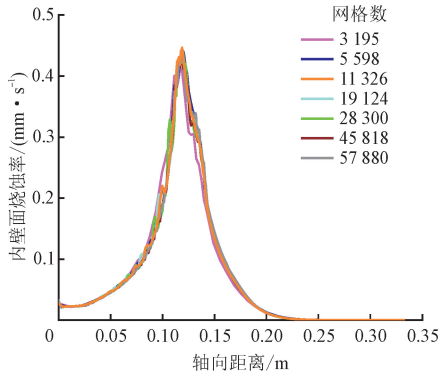
Table 3　Chemical reaction equations and kinetics calculation parameters

反应式	A/(kg·m^{-2}·s^{-1}·Pa$^{-1/2}$)	b	E/(J·kmol^{-1})	n
$C+H_2O\longrightarrow CO+H_2$	1 500.0	0	2.9×10^8	0.5
$C+CO_2\longrightarrow 2CO$	28.3	0	2.8×10^8	0.5

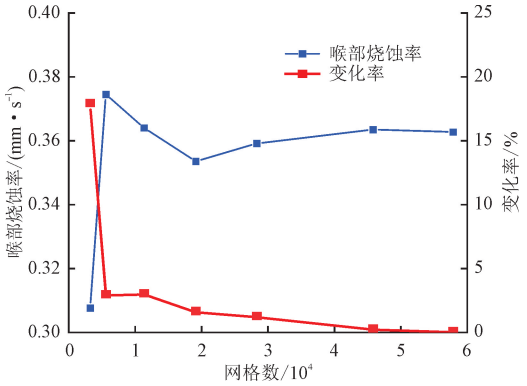
2　独立性验证及试验验证

2.1　网格独立性验证

为考虑网格数对流场、温度场计算的影响，采用 3 195、5 598、11 326、19 124、28 300、45 818、57 880 共 7 种网格数进行计算，图 3 分别展示了 $t=5$ s 时喷管内壁面烧蚀率以及喉部烧蚀率随网格数的变化情况。可以看出，随着网格数增加，喷管内壁面烧蚀率逐渐稳定，在网格数为 28 300 时，相较于网格数为 45 818，喉部烧蚀率的变化率为 1.19%，综合考虑计算效率和精度，本文选取网格数为 28 300。



(a)喷管内壁面烧蚀率



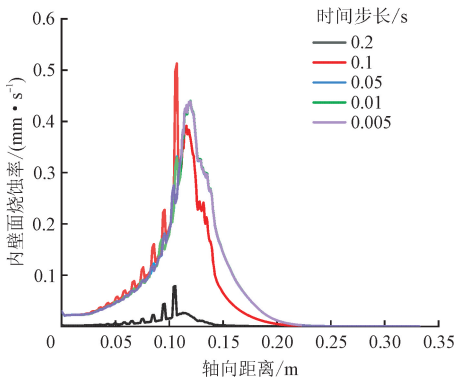
(b)喷管喉部烧蚀率及其变化率

图 3 网格独立性验证

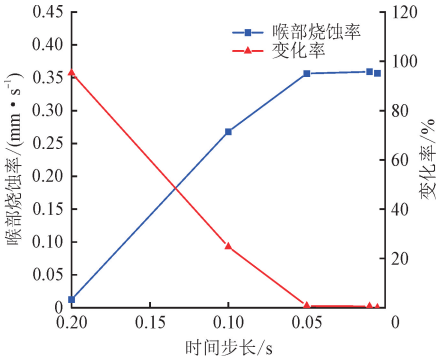
Fig. 3 Verification of grid independence

2.2 时间步长独立性验证

为排除时间步长过大对计算结果的影响，采用 0.005、0.01、0.05、0.1、0.2 s 共 5 种时间步长进行计算，图 4 分别展示了 $t=5$ s 时喷管内壁面烧蚀率以及喉部烧蚀率随时间步长的变化情况。可以看出，时间步长为 0.01 s 时，相较于时间步长为 0.005 s，喉部烧蚀率的变化率为 0.56%。综合考虑计算效率和精度，本文选取时间步长为 0.01 s。



(a)喷管内壁面烧蚀率



(b)喷管喉部烧蚀率及其变化率

图 4 时间步长独立性验证

Fig. 4 Verification of time step independence

2.3 试验验证

采用美国空军火箭推进实验室所设计 70-lb BATES 发动机喷管的烧蚀试验数据，对喷管喉部烧蚀仿真结果进行验证。采用 2.1 和 2.2 节所选取的网格模型和时间步长，对 70-lb BATES 固体火箭发动机喷管进行仿真，获得动态耦合烧蚀情况下 $t=5$ s 时，喷管喉部烧蚀率为 0.359 mm·s^{-1}，相较于文献[5]中的试验值 0.353 mm·s^{-1}，仿真偏差 1.7%，由此验证了仿真计算结果的准确性。

3 动态耦合烧蚀下喷管内流动传热烧蚀分析

本节基于综合考虑化学烧蚀、机械侵蚀和壁面退移的动态耦合模型，计算了喷管流场和温度场分布情况，并与动态化学烧蚀、耦合烧蚀(忽略壁面退移)2 种工况下的计算结果进行对比，进一步分析喷管的流动传热及烧蚀规律。动态化学烧蚀、耦合烧蚀和动态耦合烧蚀三者的对比如表 4 所示。

表 4 动态化学烧蚀、耦合烧蚀和动态耦合烧蚀的对比

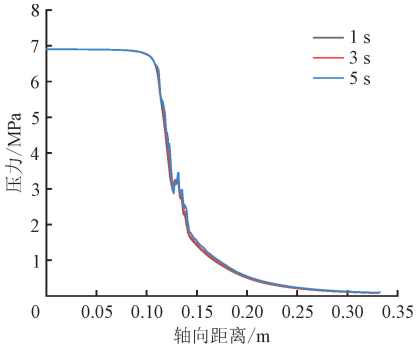
Table 4 Comparison of dynamic chemical ablation, coupled ablation, and dynamic coupled ablation

工况	化学烧蚀	机械侵蚀	壁面退移
动态化学烧蚀	有	无	有
耦合烧蚀	有	有	无
动态耦合烧蚀	有	有	有

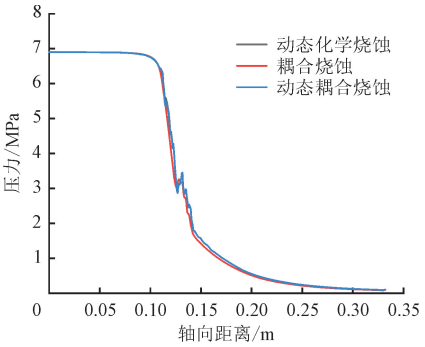
3.1 喷管内流场压力分布对比

图 5(a)展示了动态耦合烧蚀下不同时刻喷管内壁面的压力分布。由图可见，不同时刻下压力沿壁面变化趋势基本一致，且随着时间推进和壁面退移，喷管近壁面喉部区域的压力略微增大，每

2 s 升高约 0.2 MPa。图 5(b)展示了 $t=5$ s 时动态化学烧蚀、耦合烧蚀和动态耦合烧蚀 3 种工况下喷管内壁面的压力分布。可以看出，忽略壁面退移耦合烧蚀，喉部近壁面压力比动态耦合下低了约 0.4 MPa。



(a)动态耦合烧蚀下不同时刻的压力分布



(b)$t=5$ s 时不同工况下的压力分布

图 5　喷管内壁面压力分布

Fig. 5　Pressure distribution on the inner wall of the nozzle

3.2　喷管内流场温度分布对比

图 6 展示了动态耦合烧蚀下喷管在不同时刻的温度分布。可以看出，颗粒经过喷管喉部，聚集在扩张段轴线附近，将热量传递给流体，由于颗粒随流性较差，对流体起滞止作用，因此扩张段流场温度分布不均匀且出口轴线附近流体温度较高。图 7(a)展示了不同时刻喷管内壁面的温度分布。可以看出，随着喷管工作时间增加，内壁面温度逐渐升高，固体域和流体温差逐渐减小，换热效果减弱，导致壁面温升速率随时间逐渐降低。图 7(b)展示了 $t=5$ s 时动态化学烧蚀、耦合烧蚀和动态耦合烧蚀 3 种工况下喷管内壁面的温度分布。可以看出，动态化学烧蚀下，喷管收敛段内壁面温度明显偏高。其主要原因是考虑耦合烧蚀时，颗粒进入喷管后与壁面附近高温燃气发生热交换，使得燃气温度降低，进而导致喷管壁面温度变低。

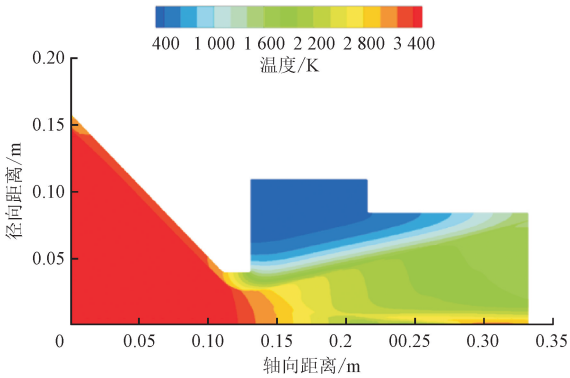
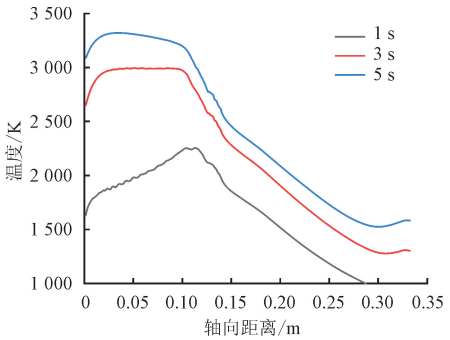
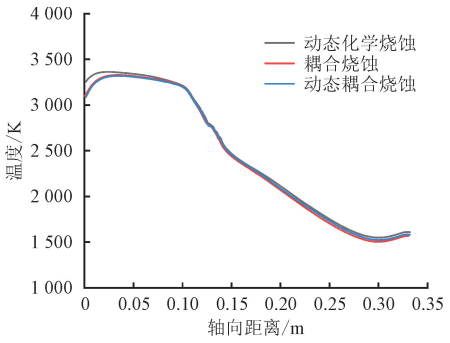


图 6　$t=5$ s 时动态耦合烧蚀下喷管的温度场

Fig. 6　Temperature field of the nozzle under dynamic coupled ablation at $t=5$ s



(a)动态耦合烧蚀下不同时刻的温度分布



(b)$t=5$ s 时不同工况下的温度分布

图 7　喷管内壁面温度分布

Fig. 7　Temperature distribution on the inner wall of the nozzle

3.3　喷管内壁面烧蚀率分布

图 8 展示了动态耦合烧蚀下不同时刻喷管内壁面的烧蚀率分布。可以看出，喷管喉部上游烧蚀最为严重，烧蚀速率随时间逐渐增大，在第 5 s 时增至 0.44 mm·s^{-1}，但增长速度逐渐衰减。$t=3$ s 和 $t=5$ s 时，收敛段内壁面烧蚀率几乎一致，其主要原因是喷管收敛段温度快速升高，表面化学反应速度快，扩散至壁面附近的氧化性气体组分难以满足化学反应需求，此时烧蚀率由组分扩散速率

决定;而扩张段喷管壁面温度较低,壁面附近氧化性气体组分浓度较高,可满足表面化学反应的需求,此时烧蚀率由化学反应速率决定,随壁面温度的升高逐渐增大。

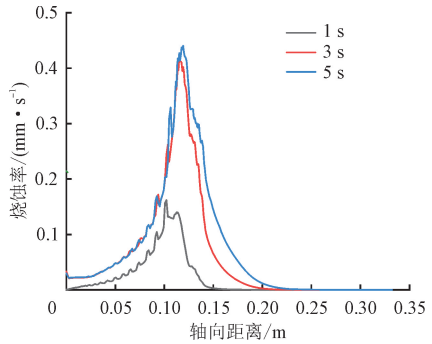


图 8 不同时刻喷管内壁面的烧蚀率分布

Fig. 8 Ablation rate distribution on the inner wall of the nozzle at different times

4 烧蚀影响因素分析

为进一步探究喷管烧蚀的影响因素,分别对与化学烧蚀和机械侵蚀直接相关的参数展开研究,定量分析了入口压力、入口温度和辐射换热对化学烧蚀的影响,以及喷管入口颗粒粒径和质量流量对机械侵蚀的影响。

4.1 化学烧蚀影响因素分析

4.1.1 入口压力

选取 3 种入口压力分别为 4.9、6.9、8.9 MPa,探究入口压力对化学烧蚀的影响。图 9 展示了 $t=5$ s 时喷管内壁面化学烧蚀率的分布情况。可以看出,入口压力越高,化学烧蚀率越大,这主要因为喷管流场流速随压力的升高而增大,此时传热传质能力加强,近壁面处的温度和氧化性气体组分扩散速度提高,进而导致表面化学反应速率增大。压力为 4.9、6.9、8.9 MPa 下,$t=5$ s 时喷管内壁面化学烧蚀率峰值分别为 0.341、0.428、0.489 mm·s^{-1}。可以看出,化学烧蚀率峰值与喷管入口压力近似成正比。

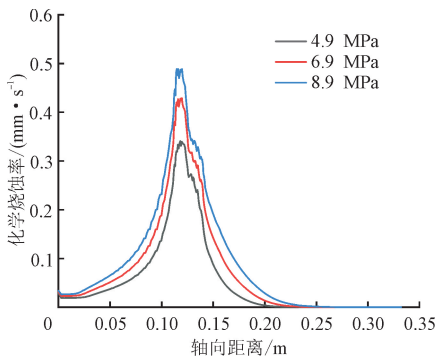


图 9 $t=5$ s 时不同压力下喷管内壁面的化学烧蚀率分布

Fig. 9 Distribution of chemical ablation rate on the inner wall of the nozzle under different pressures at $t=5$ s

4.1.2 入口温度

选取入口温度分别为 3 050、3 580、4 050 K,探究其对化学烧蚀的影响。图 10 所示为 $t=5$ s 时不同入口温度下喷管内壁面的化学烧蚀率分布情况。可以看出,入口温度为 3 050 K 时,烧蚀率峰值为 0.313 mm·s^{-1};入口温度为 3 580、4 050 K 时,烧蚀率峰值几乎相同,分别为 0.428、0.449 mm·s^{-1}。这表明随着入口温度的增高,喷管内壁面化学烧蚀率逐渐升高,其增长速度逐渐减小。同时,结合图 10 和 3.3 节分析可知,入口温度越高,喷管壁面温度越高,而喷管扩张段壁面区域氧化性气体组分充足,化学烧蚀率主要由化学反应速率决定,因此化学烧蚀范围随入口温度的升高向喉部下游显著扩大。

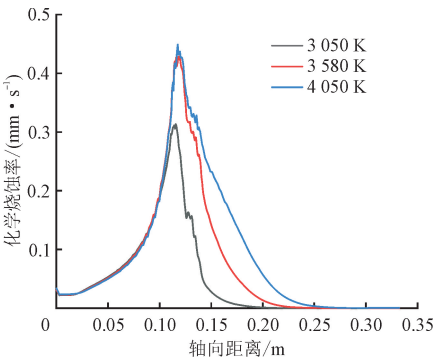


图 10 $t=5$ s 时不同温度下喷管内壁面的化学烧蚀率分布

Fig. 10 Distribution of chemical ablation rate on the inner wall of the nozzle under different temperatures at $t=5$ s

由上述分析可知,喷管入口燃气温度影响到喷管壁温,进而极大影响了化学烧蚀率。同时,由于固体火箭发动机喷管入口燃气温度较高,辐射换热对喷管内壁面温度的影响不可忽略,因此将不考虑辐射和考虑辐射两种情况下喷管的烧蚀数值仿真结果进行对比,探究辐射换热对化学烧蚀的影响。表 5 展示了考虑辐射和不考虑辐射两种情况下不同时刻的化学烧蚀率峰值。可以看出,辐射换热对计算结果有较大影响,且两种情况下化学烧蚀率的差值随时间逐渐变小。$t=5$ s 时,两者仅差 0.053 mm·s^{-1},表明辐射换热对化学烧蚀的影响主要体现在点火初期。

表 5　不同时刻下喷管的化学烧蚀率峰值

Table 5　Peak values of chemical ablation rate of the nozzle at different times

t/s	化学烧蚀速率峰值/(mm·s^{-1})		差值/(mm·s^{-1})
	考虑辐射	不考虑辐射	
1	0.118	0.182	−0.064
3	0.410	0.279	0.131
5	0.429	0.376	0.053

4.2　机械侵蚀影响因素分析

4.2.1　颗粒粒径

保持喷管入口颗粒质量流量为 0.5 kg·s^{-1}，选取 Al_2O_3 颗粒粒径分别为 50、75、100、125 μm，探究颗粒粒径对喷管内壁面机械侵蚀率的影响。图 11 展示了 4 种粒径颗粒冲刷喷管内壁面所造成的机械侵蚀情况。可以看出，机械侵蚀主要发生在喷管的收敛段，随着粒径增大，喷管内壁面机械侵蚀率逐渐增加，粒径每增大 25 μm，机械侵蚀率峰值增加 0.01～0.02 mm·s^{-1}，而喷管喉部和扩张段区域始终未出现侵蚀。同时还可以看出，粒径越大，颗粒随流性越差，侵蚀范围越大。

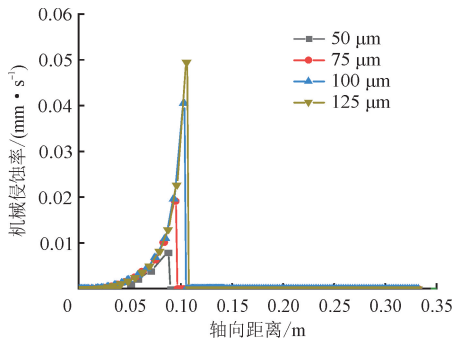


图 11　不同颗粒粒径下机械侵蚀率的分布

Fig. 11　Distribution of mechanical erosion rate under different particle sizes

4.2.2　颗粒质量流量

保持喷管入口颗粒粒径为 100 μm，选取颗粒质量流量分别为 0.3、0.5、0.7、0.9 kg·s^{-1}，探究喷管入口质量流量对机械侵蚀的影响。图 12 展示了不同颗粒质量流量下，喷管内壁面机械侵蚀率的分布情况。可以看出，越靠近喉部区域，喷管内壁面受到的机械侵蚀越严重，且在喉部上游达到峰值；扩张段区域未受到侵蚀，主要原因是随着颗粒在流场内运动时间的增加，其速度不断提升，造成的机械侵蚀率随之增大。同时，颗粒质量流量越大，颗粒撞击单位壁面的质量流量密度越大，喷管相同位置处受到的机械侵蚀率也越高。不同颗粒质量流量下，机械侵蚀率峰值与颗粒质量流量近似成正比，质量流量每增大 0.2 kg·s^{-1}，机械侵蚀率峰值约增加 0.015 mm·s^{-1}。

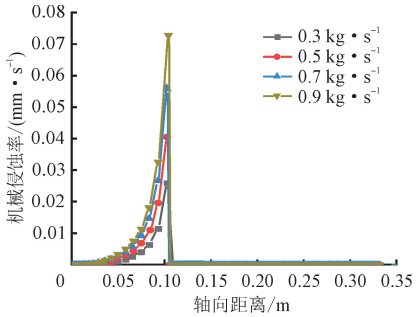


图 12　不同颗粒质量流量下机械侵蚀率的分布

Fig. 12　Distribution of mechanical erosion rate under different particle mass flow rates

5　结　论

本文以 70-lb BATES 固体火箭发动机喷管为研究对象，考虑化学烧蚀、机械侵蚀和喷管内壁面退移三者间的耦合作用，分析了喷管化学烧蚀和机械侵蚀的影响因素，得到如下主要结论。

(1)喷管型面退移和流动传热求解是双向耦合的过程，动态耦合情况下，喷管喉部近壁面压力比忽略型面移动时高约 0.4 MPa；喷管流体与颗粒的两相流动降低了收敛段区域壁面温度，但对扩张段无明显影响。

(2)烧蚀主要发生在喷管喉部上游，第 5 s 时烧蚀率峰值为 0.44 mm·s^{-1}；机械侵蚀主要发生在喷管收敛段区域，颗粒粒径为 100 μm 时，机械侵蚀率在第 5 s 的峰值约为 0.04 mm·s^{-1}，仅为化学烧蚀的 1/10。

(3)化学烧蚀率与喷管入口压力、入口温度成正相关，辐射换热对烧蚀的影响体现在点火初期；机械侵蚀率与颗粒粒径和质量流量近似成正比，粒径每增大 25 μm，机械侵蚀率峰值增加 0.01～0.02 mm·s^{-1}，质量流量每增大 0.2 kg·s^{-1}，机械侵蚀率峰值增加约 0.015 mm·s^{-1}。

参考文献：

[1]　张海亚. 固体火箭发动机的喷管烧蚀过程数值模拟 [D]. 哈尔滨：哈尔滨工程大学，2018：1-5.

[2]　李贺军，薛晖，付前刚，等. C/C 复合材料高温抗氧化涂层的研究现状与展望 [J]. 无机材料学报，2010，25(4)：337-343.

LI Hejun, XUE Hui, FU Qiangang, et al. Research status and prospect of anti-oxidation coatings for carbon/carbon composites [J]. Journal of Inorganic Materials, 2010, 25(4): 337-343.

[3] 于勇，张航维. 固体火箭发动机喷管化学烧蚀的动态数值模拟 [J]. 北京理工大学学报，2023，43(7)：693-701.
YU Yong, ZHANG Hangwei. Dynamic numerical simulation of chemical erosion in solid rocket motor nozzle [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2023, 43(7): 693-701.

[4] GEISLER R L. A global view of the use of aluminum fuel in solid rocket motors [C]//38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 2002: AIAA 2002-3748.

[5] GEISLER R L, BECKMAN C W. The history of the BATES motors at the air force rocket propulsion laboratory [C]//34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 1998: AIAA 1998-3981.

[6] EVANS B, KUO K, FERRARA P, et al. Characterization of nozzle erosion phenomena in a solid-propellant rocket motor simulator [C]//44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 2008: AIAA 2008-4884.

[7] 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.

[8] 苏君明，周绍建，薛宁娟，等. 喷管热环境对碳基材料喉衬烧蚀率的影响 [J]. 新型炭材料，2018，33(5)：442-448.
SU Junming, ZHOU Shaojian, XUE Ningjuan, et al. Effect of nozzle thermal environment on the ablation rate of the throat inserts of solid rocket motors [J]. New Carbon Materials, 2018, 33(5): 442-448.

[9] SHIMADA T, SEKIGUCHI M, SEKINO N. Flow inside a solid rocket motor with relation to nozzle inlet ablation [J]. AIAA Journal, 2007, 45(6): 1324-1332.

[10] 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.

[11] THAKRE P, YANG V. A comprehensive model to predict and mitigate the erosion of carbon-carbon/graphite rocket nozzles [C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2007: 7642-7661.

[12] BIANCHI D, NASUTI F, MARTELLI E. Coupled analysis of flow and surface ablation in carbon-carbon rocket nozzles [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, 46(3): 492-500.

[13] HUANG Weiqiang, WANG Chunguang, ZHANG Kaining, et al. Study on the influence of nozzle ablation on the performance of the solid rocket motor [J]. Aerospace, 2023, 10(2): 156.

[14] CROSS P G, BOYD I D. Two-dimensional modeling of ablation and pyrolysis with application to rocket nozzles [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2017, 54(1): 212-224.

[15] 张斌，刘宇，王长辉，等. 固体火箭发动机喷管烧蚀控制机制判别新方法 [J]. 中国科学(技术科学)，2010，40(12)：1503-1508.
ZHANG Bin, LIU Yu, WANG Changhui, et al. New discrimination method for ablative control mechanism in solid-propellant rocket nozzle [J]. Scientia Sinica (Technologica), 2010, 40(12): 1503-1508.

[16] 汪海滨，李鑫. 轴编 C/C 复合材料喉衬的多尺度烧蚀分析方法 [J]. 固体火箭技术，2017，40(3)：295-301.
WANG Haibin, LI Xin. Multiscale approach to ablation modeling of in-plain C/C composite for nozzle throat [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2017, 40(3): 295-301.

[17] 鲁文涛. 固体火箭发动机 C/C 喉衬烧蚀建模与仿真研究 [D]. 长沙：国防科学技术大学，2015.

[18] WIRZBERGER H, YANIV S. Prediction of erosion in a solid rocket motor by alumina particles [C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 2005: AIAA 2005-4496.

[19] LIU Yang, PEI Jingqiu, LI Jiang, et al. Ablation characteristics of a 4D carbon/carbon composite under a high flux of combustion products with a high content of particulate alumina in a solid rocket motor [J]. New Carbon Materials, 2017, 32(2): 143-150.

[20] HAO Xuefan, YAN Yong, CAO Taofeng, et al. Numerical prediction of the two-phase flow and radiation effects on the thermal environment and ablation of solid rocket nozzle [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2024, 197: 108794.

[21] 常桁，王一白，刘宇，等. 固体火箭发动机碳基材料喷管机械侵蚀特性 [J]. 航空动力学报，2016，31(3)：756-762.

CHANG Heng, WANG Yibai, LIU Yu, et al. Mechanical erosion characteristics of carbon-based nozzle in solid rocket motor [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(3): 756-762.

[22] 陈旭龙，闫航，张春宇，等. 基于流固耦合的固体发动机复合喷管烧蚀型面演变 [J]. 推进技术，2024，45(7)：113-123.
CHEN Xulong, YAN Hang, ZHANG Chunyu, et al. Ablative surface evolution of solid rocket motor composite nozzles based on fluid-solid coupling [J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(7): 113-123.

[23] 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.

[24] 周力行. 湍流两相流动与燃烧的数值模拟 [M]. 北京：清华大学出版社，1991.

[25] MILOS F S, RASKY D J. Review of numerical procedures for computational surface thermochemistry [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1994, 8(1): 24-34.

[26] OKA Y I, OKAMURA K, YOSHIDA T. Practical estimation of erosion damage caused by solid particle impact: part 1 effects of impact parameters on a predictive equation [J]. Wear, 2005, 259(1/6): 95-101.

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

[28] 邓为. 固体火箭发动机喷管内粒子侵蚀数值研究 [D]. 哈尔滨：哈尔滨工程大学，2017：11-12.

[29] HAO Xuefan, ZHANG Hu, HOU Xiao, et al. Radiative properties of alumina/aluminum particles and influence on radiative heat transfer in solid rocket motor [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(2): 98-116.

[30] 夏盛勇，胡春波. 液态铝和三氧化二铝物性参数计算方法综述 [J]. 推进技术，2019，40(5)：961-969.
XIA Shengyong, HU Chunbo. Review of physical property calculations of liquid aluminum and alumina [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(5): 961-969.

[31] BRADLEY D, DIXON-LEWIS G, EL-DIN HABIKS, et al. The oxidation of graphite powder in flame reaction zones [J]. Symposium (International) on Combustion, 1985, 20(1): 931-940.

（编辑　李慧敏）