

C/C 复合材料喷管烧蚀壁面退移流固耦合仿真研究^{*}

冯喜平, 占豪杰, 王 乐, 陈嘉辉, 侯 晓

(西北工业大学 燃烧、热结构与内流场重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为了保障固体火箭发动机 C/C 喷管的可靠性, 建立了一套正确反映发动机喷管烧蚀过程的流固耦合计算模型, 以实现对喷管烧蚀率的高精度预估。依据热化学烧蚀理论以及喷管内燃气与喷管结构体界面的质量平衡和能量平衡关系, 建立并验证了考虑壁面退移的 C/C 喷管流固耦合方法, 实现了燃气流动、异相化学反应、结构体传热三者间的耦合。通过实验发动机喷管的烧蚀计算, 论证了模型的正确性, 并分析了不同金属铝含量对烧蚀率的影响, 计算所得的烧蚀率与实验值最大相对误差为 4.3%, 与不考虑壁面退移的耦合算法计算结果对比, 计算精度最高可提升 46%。计算结果表明: C/C 喷管在喉部附近烧蚀最为严重; 推进剂中 Al 含量的增加导致燃气中氧化组分浓度降低, 进而减少了烧蚀速率, 这些结论与 C/C 喷管烧蚀相关研究结果一致。

关键词: C/C 复合材料; 烧蚀; 数值模拟; 流固耦合; 固体火箭发动机

中图分类号: V438 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 05-200786-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200786

Fluid-Solid Coupling Simulation of Ablation Wall Recession of C/C Composite Nozzle

FENG Xi-ping, ZHAN Hao-jie, WANG Le, CHENG Jia-hui, HOU Xiao

(Science and Technology on Combustion, Internal Flow and Thermo-Structure Laboratory,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to ensure the reliability of solid rocket motor C/C composites nozzle, a fluid structure coupling calculation model was established to accurately reflect the ablation process of solid rocket motor nozzle, so as to achieve high precision prediction of nozzle ablation rate. Based on the thermochemical ablation theory and the mass balance and energy balance relationship between the gas and the nozzle structure, a fluid structure coupling method for C/C composites nozzle considering wall retrogression is established and verified. The coupling among gas flow, heterogeneous chemical reaction and structure heat transfer is realized. The correctness of the model is verified by the calculation of nozzle ablation and the effects of aluminum content on the ablation rate are analyzed. The maximum relative error between the ablation rate of numerical simulation and the experimental value is 4.3%. Compared with the results of the coupling algorithm without considering the wall retrogression, the calculation accuracy can increase by 46%. The calculation results show that the ablation of C/C nozzle is the most serious near the throat. The increase of Al content in the propellant leads to the decrease of the concentration of oxidation components in the gas, thus reducing the ablation rate. These conclusions are consistent with the relevant research results of C/C nozzle ablation.

Key words: C/C composites; Ablation; Numerical simulation; Fluid-solid coupling; Solid rocket motor

^{*} 收稿日期: 2020-10-10; 修订日期: 2021-02-08。

通讯作者: 冯喜平, 博士, 副教授, 研究领域为燃烧流动和热结构。

引用格式: 冯喜平, 占豪杰, 王 乐, 等. C/C 复合材料喷管烧蚀壁面退移流固耦合仿真研究[J]. 推进技术, 2022, 43(5): 200786. (FENG Xi-ping, ZHAN Hao-jie, WANG Le, et al. Fluid-Solid Coupling Simulation of Ablation Wall Recession of C/C Composite Nozzle[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(5):200786.)

1 引 言

C/C 复合材料具有低密度和低热膨胀率、高比强度和模量、良好的烧蚀性能和抗热震性等优良的性能,是固体火箭发动机喷管的理想材料。其显著的高温热稳定性和热机械性能,能够简化喷管整体设计,减轻重量、增加有效载荷,提高系统的可靠性。发动机工作时,由推进剂燃烧产生的高温燃气流过喷管壁面,形成湍流附面层,并向喷管壁面传热,导致壁面温度上升。在达到一定温度后,燃气中的氧化组分和喷管壁面材料发生异相化学反应,造成热化学烧蚀,这是导致喷管壁面退移的主要原因。尤其对长时间工作的喷管,热化学烧蚀将导致喉部面积增大,发动机性能损失^[1]。因此研究喷管的热化学烧蚀具有重要的实际意义,亟需建立能够反映真实物理过程的烧蚀模型、正确预估喷管烧蚀速率。

国外学者对喷管热化学烧蚀进行了大量的研究,早期研究主要集中在 C/C 材料烧蚀机理研究、烧蚀过程数值模拟和烧蚀实验研究三个方面。1964 年, Swope 等^[2]发现喷管烧蚀与氧化剂浓度直接相关。同年, Delaney 等^[3]和 McDonald 等^[4]提出热化学烧蚀速率控制机制。如果动力学速率远高于扩散速率,烧蚀率由扩散机制控制;如果动力学速率远小于扩散速率,烧蚀率由动力学控制。Klager^[5]认为一些材料需要考虑升华造成的质量损失,而在发动机喷管内由于温度降低,碳材料的升华可忽略不计。在了解热化学烧蚀机理的基础上, Kuo 等^[6]提出一个较为完善的热化学烧蚀模型,并开发出 GNEM 代码计算烧蚀速率。对于喷管热化学烧蚀而言,燃气的流动无论从传热还是传质角度都与材料表面的化学反应和材料内部的传热过程有着直接的影响,然而该模型仅是通过经验给出近似的壁面热流进行烧蚀预估,具有一定的局限性。近年来,随着计算机水平的提高,学者开始进行流场和固体区域耦合计算,而非直接给定壁面热流参数。Thakre 等^[7]采用标准的 $k-\varepsilon$ 两方程湍流模型和近壁面双层壁面函数模拟高温高压燃气,耦合计算喷管热化学烧蚀; Bianchi 等^[8]采用 Spalart-Allmaras 湍流模型对喷管烧蚀进行模拟,对比了化学平衡模型和有限速率反应模型,有限速率反应模型计算结果精度更高,并进行了烧蚀参数敏感性分析。通过将流场与化学反应、材料传热进行耦合计算,提高了计算精度,极大地推动了喷管烧蚀预估的发展。

国内对发动机喷管烧蚀研究也经历了相似的过

程。早期的研究中,学者更多地关心喷管内部的传热问题。刘叔渭^[9]假设各活性组分在壁面处的浓度为零,壁面温度通过巴兹公式计算,得到了表面化学反应碳的消耗量。随后,侯晓等^[10]在模拟中加入了材料表面的化学反应,建立了动力学控制的烧蚀模型,编制了传热、烧蚀及内部温度场耦合算法程序。后续的研究,不再采用经验公式处理壁面热流,将流场和固体区域交界面当作内部边界,实现燃气流动与固体导热双向耦合计算。张晓光等^[11]和李佳明等^[12]通过流热耦合的方法对喷管烧蚀进行了模拟,并分析了热化学烧蚀特性和边界层内组分分布。

关于热防护材料烧蚀边界移动问题,国内外也进行了研究, Moyer 等^[13]在对树脂基复合材料内部热响应计算模型的研究中,首次实现动边界问题的数值模拟,解决了热解过程中边界移动情况下的传热问题。Lachaud 等^[14]针对材料表面烧蚀过程中的粗糙度的变化过程,提出了新的数学模型并结合动网格来预测高温复合材料烧蚀面退缩和粗糙度的演变过程; Meng 等^[15]、Wang^[16]、Yin 等^[17]对 C/C 复合材料的表面烧蚀行为进行研究,其耦合了多个物理场,采用动网格方法捕捉了烧蚀界面的退移及烧蚀面的位置变化。这类研究中,从材料烧蚀内部机理出发,模拟实际烧蚀过程中带来的界面退移。

目前,国内外对喷管的烧蚀研究将燃气流动、壁面化学反应、材料内部传热过程加以考虑,通过计算碳材料在化学反应中的消耗速率来计算壁面退移量。以往研究一般采用单向耦合方法对该问题的计算进行简化,不考虑固体区域的烧蚀退移对流场造成的影响,认为在固体火箭发动中由于烧蚀引起的喷管壁面质量损耗是一个微小量,通常不考虑该因素对喷管烧蚀和温度场分布的影响。事实上,由于化学烧蚀的存在,喷管结构体材料消耗,出现壁面退移现象;壁面退移后,流体几何区域和固体几何区域均发生改变,这必然会对流体区域的流动特性以及固体区域的传热特性产生影响,因此有必要考虑壁面的退移。

本文针对固体发动机 C/C 复合材料喷管化学烧蚀问题,综合考虑喷管内多组份燃气流动传热传质过程、流-固表面的化学反应过程以及喷管结构体传热过程,建立考虑壁面退移的固体发动机 C/C 复合材料喷管烧蚀耦合方法,通过典型固体发动机喷管烧蚀实验数据与数值模拟结果的对比,实现对本文计算方法的验证。

2 物理模型

以典型固体发动机的 70-1b 喷管为算例构建物理模型^[8]。其中,喷管固体材料为 C/C 复合材料,材料厚度 15mm,喷管喉径 50.8mm,收敛半角 45°,扩张半角 15°,扩张比 9.5,如图 1 所示。

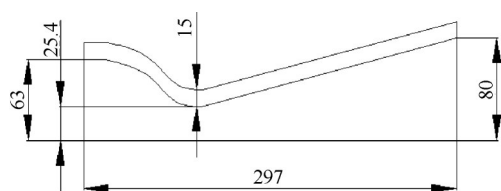


Fig. 1 Nozzle geometry (mm)

固体发动机工作原理是推进剂燃烧产生的高温高压燃气高速流过喷管向外膨胀喷出产生推力。在这一工作过程中,喷管中燃气主流为湍流,主流在喷管内表面形成湍流速度边界层。在该速度边界层内,燃气和喷管表面进行换热,导致喷管表面温度升高。同时,在这一过程中,喷管表面 C 和喷管表面处燃气中氧化组分发生异相化学反应,这样会消耗表面 C 和表面附近燃气中的氧化组分。表面 C 消耗引起化学烧蚀,使得表面出现退移;表面处燃气中氧化组分消耗引起壁面附近燃气出现氧化组分梯度,在组分梯度驱动下氧化组分向喷管表面扩散。对 C/C 喷管来讲,表面 C 的化学反应速率和燃气中氧化组分向喷管表面的扩散速率共同影响了喷管烧蚀速率。喷管喉部型面处的热化学烧蚀的物理化学过程如图 2 所示。

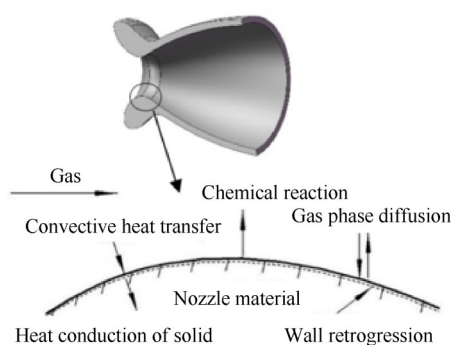


Fig. 2 Physical and chemical process

3 控制方程及求解

考虑喷管结构的轴对称特性,喷管内燃气流动控制方程及喷管结构体传热控制方程在二维轴对称坐标系下构建。为简化计算,进行如下假设:

- (1) 燃气为冻结流,符合理想气体假设;
- (2) 不考虑凝相粒子的作用;
- (3) 不考虑辐射换热的影响^[1-8],其相较于对流换热热量小一个数量级;
- (4) 不考虑体积力;
- (5) 表面化学反应为一级反应;
- (6) 固体导热为各向同性的;
- (7) 忽略由于气体剪切、热应力等产生的 C 表面剥蚀效应。

3.1 控制方程

固体发动机推进剂采用复合推进剂,发动机燃气应为两相燃气,喷管流动属于典型气-液两相流。

在本文的研究中,参考文献[1]对两相燃气的处理方式简化处理。假设气相和凝相能够相互穿透,并且两相保持热力学平衡。这样,可以将凝相简化为一种气相组分,流动控制方程可以简化为多组分的纯气相流动控制方程,该流动的控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\phi) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u\phi) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r\rho v\phi) = \frac{\partial}{\partial x}\left(\Gamma \frac{\partial \phi}{\partial x}\right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}\left(\Gamma r \frac{\partial \phi}{\partial r}\right) + S \quad (1)$$

式中 ϕ 为通用变量, Γ 为通用广义扩散系数, S 为源项,方程包含了质量守恒方程、组分守恒方程、动量守恒方程及能量守恒方程。

3.2 湍流模型

由于喷管表面 C 材料和燃气中氧化成分的异相化学反应速率受氧化成分在边界层中扩散的制约,因此需要选取合适的湍流模型以精确地计算湍流边界层中的流动。剪切应力输运 SST $k-\omega$ 模型远离壁面处采用 $k-\varepsilon$ 模型,在近壁面处采用原始的 $k-\omega$ 模型。该模型在壁面附近有较好的数值稳定性,边界层中的计算结果和实验数据符合较好^[14],其计算结果处理近壁面流动有较高的精度和可信度。因此本文的研究选取 SST $k-\omega$ 模型作为计算的湍流模型。其涡粘系数和 k 方程以及 ω 方程参考文献[18]。

3.3 喷管结构体传热

假设喷管 C 材料与氧化组分的异相化学反应仅发生在喷管表面,喷管结构体内只考虑热传导。传热喷管结构体传热控制方程采用非稳态轴对称导热微分方程描述,

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

式中 ρ_s 为固体的密度, λ_s 为固体的导热系数。

3.4 气-固界面守恒方程

发动机工作时,燃气与喷管表面的界面上发生一系列复杂的传热、传质、化学反应。为了建立气-固界面的质量和能量守恒方程,有必要对气固界面上的物理化学过程进行详细研究。一方面,壁面处发生氧化成分(CO₂和H₂O)与喷管表面C的化学反应,氧化成分消耗,出现组分梯度,边界层中的氧化成分在梯度驱动下向壁面扩散;另一方面,喷管表面的C在与氧化成分的反应中不断消耗,从而导致了喷管壁面的退移。化学反应会吸收热量,使得壁面温度降低。壁面的质量和能量平衡关系如图3所示。

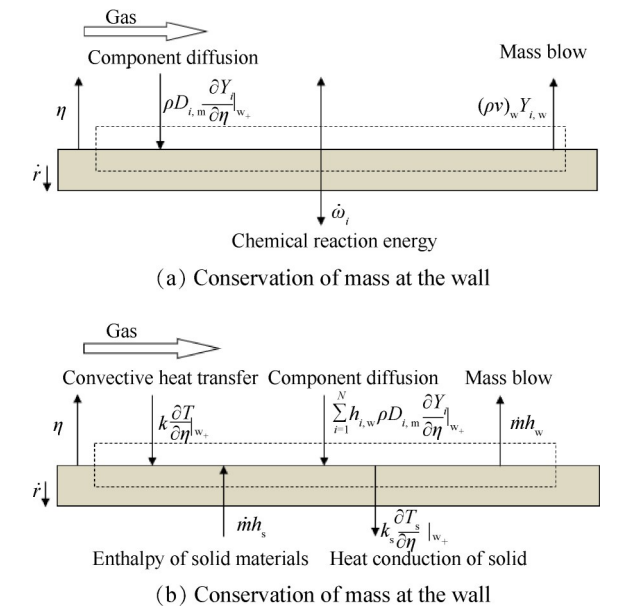


Fig. 3 Gas solid interface conservation

依据上述气固界面质量守恒和能量守恒关系,得到表面传质和传热守恒方程。

质量守恒

(\rho v)_w = \dot{m} = \rho_s \dot{r} \tag{3}

组分守恒

\rho D_{i,m} \frac{\partial Y_i}{\partial \eta} \Big|_{w+} + \dot{\omega}_i = (\rho v)_w Y_{i,w} \tag{4}

i = 1, N_c

能量守恒

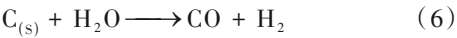
k \frac{\partial T}{\partial \eta} \Big|_{w+} = \sum_{i=1}^N h_{i,w} \dot{\omega}_i - \dot{m} h_s + k_s \frac{\partial T_s}{\partial \eta} \Big|_{w-} \tag{5}

式中 $\dot{m}$ 为材料质量消耗率, $\dot{r}$ 为壁面退移速率, ρ 表示气体混合物的密度, $D_{i,m}$ 是组分的有效扩散系数, $\dot{\omega}_k$ 表示组分的生成或消耗质量速率。

3.5 表面异相化学反应

燃气的氧化组分主要为H₂O和CO₂,通过湍流边

界层中组分梯度向喷管表面扩散、与C发生异相化学反应,主要的反应方程式为



C的消耗率为

\dot{r}_i = k_i p_{i,s}^{0.5} \tag{8}

k_i = A_i T_s^b \exp(-E_i/(R_u T_s)) \tag{9}

p_{i,s} = p_s Y_{i,s} \frac{W_{mix,s}}{W_i} \tag{10}

式中 $Y_{i,s}$ 和 $p_{i,s}$ 分别表示第 i 种组分的质量分数和分压; $W_{mix,s}$, p_s , T_s 分别表示混合气体的分子量、表面压力和温度。

动力学参数 A_i 和 E_i 采用了 Bradley 等^[19]编制的实验数据。表1列出了两种异相反应的动力学数据。

Table 1 Chemical kinetics

Chemical reaction	$A_i /$ (kg/(m ² ·s))	b	$E_i /$ (J/mol)
C _(s) + H ₂ O → CO + H ₂	1508.00	0	287859.2
C _(s) + CO ₂ → 2CO	28.27	0	284930.4

3.6 壁面退移

烧蚀过程中壁面的退移采用动网格技术实现。通过C材料在化学反应中的消耗量计算壁面退移量,以此为依据给出喷管壁面的退移。

在计算中,采用弹簧近似法和网格局部重构法共同实现动网格,小变形时采用弹簧近似法实现网格的变形,当变形积累到一定程度后,采用局部重构法对网格进行局部的合并和重构。

3.7 耦合方法

计算中采用基于有线体积法商用软件Fluent进行模拟,采用二阶迎风格式对控制方程中各项进行离散,采用一阶隐式格式对非稳态时间项进行离散,采用Couple耦合算法求解,其适用于多相模型。由于喷管壁面的热流和壁面表面温度取决于流-固耦合传热以及化学反应,因此壁面的热流密度和表面温度并非是确定的边界条件,而是待求量。在计算中,针对固体区域和流体区域建立各自的控制方程,采用分区求解,通过边界耦合的方式将二者耦合起来,从而完成对耦合传热这一问题的解决。耦合计算流程如图4所示:

(1)在初始时刻,给定固体区域初始温度,作为流场计算的温度边界条件。

(2)求解流场区域,获得流动传给壁面的热流

密度。

(3) 根据固体壁面温度和流场计算结果获得的壁面附近压力、组分等参数, 计算化学反应, 获得化学反应吸热量及 C 的消耗量。

(4) 将交界面处流场的热流密度和化学反应产生的表面热源作为固体区域传热的边界条件, 之后计算固体区域的瞬态导热, 计算时间步长为 Δt 。

(5) 将计算 Δt 时间后的固体区域界面上的温度传递给流场作为流场计算的边界条件。

(6) 重复 (2)~(5) 步骤, 直到完成所有计算时间步。

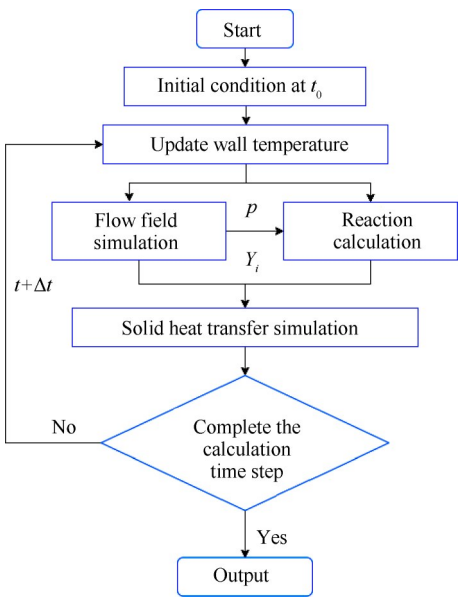


Fig. 4 Calculation flowchart

4 网格划分及验证

4.1 网格划分

对物理模型进行网格划分时, 为了满足 $k-\omega$ (SST) 湍流模型计算条件, 需要保证第一个网格点分布在湍流粘性底层内, 即 $y^+ < 1$ ($y^+ = \frac{y}{\delta_\nu}$, y^+ 是湍流靠近壁面时距离和速度的无量纲量)。最终划分的第一层网格厚度为 $0.2\mu\text{m}$, 网格递增率为 1.3。燃烧室压强和温度分别为 6.9MPa 和 3580K, 其中不考虑两相流, 不考虑燃气组分和固体壁面发生的异相化学反应, 通过初步的流场模拟, 得到 y^+ 计算最大值为 0.45, 小于 1, 如图 5 所示。

4.2 网格无关性验证

根据 SST $k-\omega$ 湍流模型的要求, 第一层网格高度的 $y^+ < 1$, 在此基础上分别划分单元数为 1050, 4200,

16800 三套计算网格。计算了含 15% 金属的 AP/Al/HTPB 推进剂下的烧蚀率, 得到了轴向三个不同点的烧蚀率结果, 如表 2 所示。

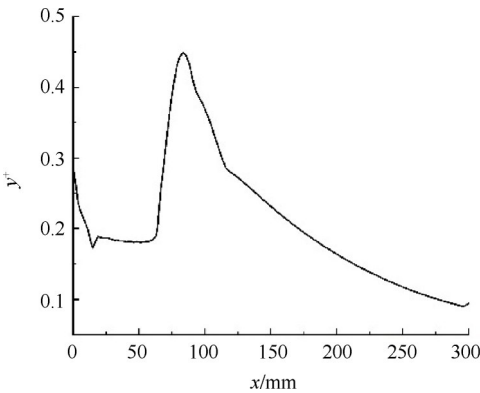


Fig. 5 Grid values of y^+

Table 2 Calculation results of three sets of grids in throat ablation rate

Number of grids	Ablation rate/(mm/s)		
	$x=75\text{mm}$	$x=88\text{mm}$	$x=95\text{mm}$
1050	0.2748	0.3852	0.3409
4200	0.2592	0.3620	0.3242
16800	0.2588	0.3613	0.3317
Experimental rate	—	0.3531	—

在喉部 $x=88\text{mm}$ 处, 4200 和 16800 的网格计算结果与实验数据已经较为接近。采用 4200 的网格进行计算, 可以满足计算精度, 网格划分如图 6 所示。

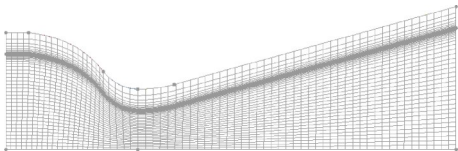


Fig. 6 Results of grid partitioning

5 计算结果及分析

5.1 计算方法验证

为了验证考虑壁面退移的 C/C 复合材料烧蚀流固耦合方法的正确性, 本文分别对 Geisler^[20]、Borie 等^[21]、Evans 等^[22]进行的实验进行数值模拟。采用的比热容 c_p , 平均导热系数 λ 表达式如下, 材料密度如表 3 所示。

$$\left\{ \begin{array}{l} c_p = 6.361 \times 10^{-12} T^4 + 9.755 \times 10^{-9} T^3 - \\ 4.224 \times 10^{-4} T^2 + 1.618 T + 252.3 \quad (300\text{K} \leq T \leq 3200\text{K}) \\ c_p = 2093 \quad (T > 3200\text{K}) \\ \lambda = 40\text{J}/(\text{m} \cdot \text{s} \cdot \text{K}) \end{array} \right. \quad (11)$$

Table 3 Density values of three groups of reference experimental materials

Reference experiment	$\rho/(\text{g}/\text{cm}^3)$
Geisler ^[20]	1.83
Borie et al. ^[21]	1.90
Evans et al. ^[22]	1.92

表 4 中的工况 1~4 是不同 Geisler 实验工况下推进剂燃烧后燃气各组分的质量分数、燃气总温和总压。随着推进剂中铝含量的提升,燃气总温上升,总压保持不变,燃气中 CO 浓度上升, H₂O 和 CO₂ 浓度下降,其他组分浓度基本保持不变。分别模拟了基于动网格的耦合烧蚀和不考虑动网格的耦合烧蚀,计算时间步设置为 0.1ms,计算总时长为 1s。不考虑动网格的耦合烧蚀总时长为 13h52min;考虑动网格的耦合烧蚀总时长为 24h43min。表 5 是计算得到喷管喉部 $x=88\text{mm}$ 处的烧蚀率和 Geisler 实验得到的烧蚀率。可以看到,引入壁面退移后,烧蚀率预估精度均高于未考虑壁面退移的算例。除工况 2 以外,计算精度提高均超过 30%,工况 1 甚至达到了 46%。与实验结果对比证明了烧蚀预估结果的正确性。

为了说明采用考虑边界退移的烧蚀预估方法优越性,提取了计算的工况 1 条件下 1s 后喉部区域的喷管型面图,如图 7 所示。可以看到喉部附近网格出现了明显的退移,而远离喉部壁面退移量相对

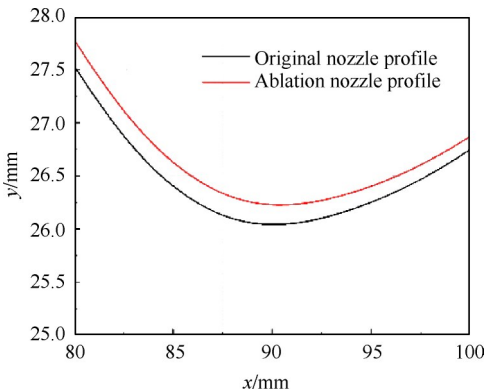


Fig. 7 Radial distance of nozzle profile

较小。
表 6 分别是 Borie 和 Evans 实验中燃烧室内各组分的质量分数以及燃气的总温总压,基于上述考虑动边界退移的烧蚀预估方法,对上述两个工况进行数值模拟,其结果如表 7 所示。Borie 实验的数值模拟结果相对误差为 -2.87%,Evans 实验的数值模拟结果相对误差在 7.14%,两者都具有较高的精度,进一步证明该模型预估的准确性。

5.2 烧蚀预估结果分析

为验证数值模拟结果对热化学烧蚀中物理化学过程表述的正确性,对喷管壁面沿轴向的温度分布和烧蚀速率分布进行了分析。

考虑壁面退移的烧蚀预估方法获得的壁面温度分布如图 8 所示,采用双 y 轴坐标的形式, x 轴是喷管

Table 4 Different experimental conditions of Geisler

Working condition	y_{CO}	y_{CO_2}	y_{HCl}	y_{H_2}	$y_{\text{H}_2\text{O}}$	y_{N_2}	$y_{\text{Al}_2\text{O}_3}$	p_e/MPa	T_e/K	Al/%
1	0.175	0.040	0.240	0.02	0.145	0.10	0.28	6.9	3580	15
2	0.180	0.025	0.230	0.02	0.105	0.10	0.34	6.9	3655	18
3	0.200	0.015	0.195	0.02	0.070	0.10	0.40	6.9	3715	21
4	0.200	0.005	0.190	0.02	0.045	0.10	0.44	6.9	3750	24

Table 5 Comparison of simulated and experimental results

Working condition	Experimental ablation rate/(mm/s)	Ablation rate with moving grid/(mm/s)	Relative error/%	Ablation rate without moving grid/(mm/s)	Relative error/%	Accuracy improvement/%
1	0.3531	0.3620	2.52	0.3697	4.70	46.3
2	0.2845	0.2963	4.15	0.2966	4.25	2.5
3	0.2000	0.1928	-3.60	0.2104	5.20	30.8
4	0.1245	0.1257	0.96	0.1226	-1.53	36.8

Table 6 Borie and Evans experimental conditions

Working condition	y_{CO}	y_{CO_2}	y_{HCl}	y_{H_2}	$y_{\text{H}_2\text{O}}$	y_{N_2}	$y_{\text{Al}_2\text{O}_3}$	p_e/MPa	T_e/K
Borie 5	0.02	0.035	0.17	0.02	0.0725	0.10	0.40	4.90	3390
Evans 6	0.25	0.020	0.20	0.03	0.0600	0.10	0.34	8.13	3500

轴向距离,左侧 y 轴是喷管壁面处静温,右侧 y 轴是喷管径向距离。可以看到,壁面温度在喷管喉部之前呈上升趋势,在喉部前温度达到最大值,之后温度迅速下降。喉部区域的热流密度最大,向固体区域传递的热量最大,因此出现壁面温度先升高后下降的变化趋势,并在喉部附近达到最大值。

Table 7 Comparison of simulation results of Borie and Evans

Working condition	Experimental ablation rate/(mm/s)	Simulation of ablation rate/(mm/s)	Relative error/%
Borie 5	0.139	0.135	-2.87
Evans 6	0.084	0.090	7.14

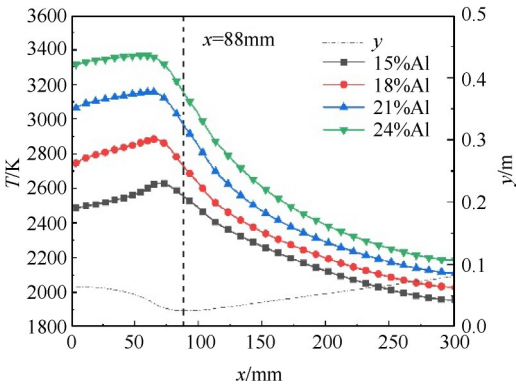


Fig. 8 Wall temperature distribution at different aluminum contents

图 9 和图 10 分别为烧蚀率和热流密度沿喷管的分布,图中 x 轴是喷管轴向距离,左侧 y 轴分别是喷管烧蚀率和热流密度,右侧 y 轴是喷管径向距离。由图可知,热流密度与烧蚀速率沿流向分布几乎一致,表明烧蚀速率主要受到热流密度的影响。对流换热热流密度受到燃气温度和流速的影响:燃气温度越高,壁面热流密度越大;燃气流速越高,壁面热流密度也越大。对于喷管流动,燃气温度沿流向不断降低,燃气速度沿流向不断增加。综合两种效应,使得热流密度出现了喷管进口和喷管喉部附近两个峰值。

结合图 8~10 可知,虽然喷管壁面的温度随着 Al 含量的升高而增大,但烧蚀率反而减少。可见,当温度上升到一定值后,喷管的烧蚀率并不完全取决于温度的高低。此时烧蚀速率取决于氧化组分向壁面的扩散速率,金属推进剂含铝量越高,氧化组分质量分数越低,扩散速率就越小,导致烧蚀率降低。

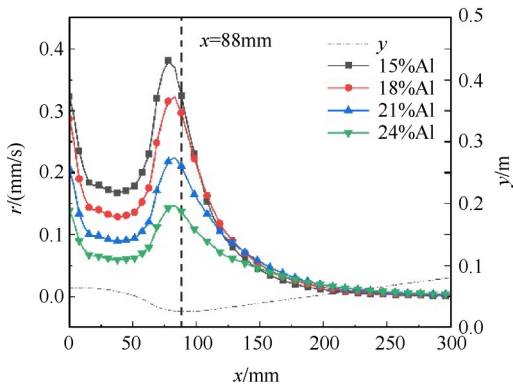


Fig. 9 Calculation result of ablation rate under different aluminum content

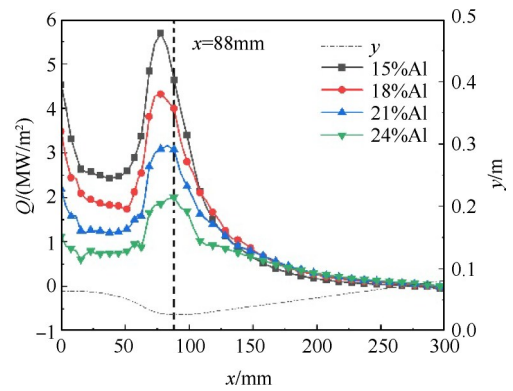


Fig. 10 Calculation result of heat flux under different aluminum content

6 结 论

本文综合考虑固体发动机 C/C 复合材料喷管燃气流动、喷管壁面化学反应和材料内部的传热过程,建立了考虑壁面退移耦合烧蚀预估方法,并对典型的固体发动机 70-1b 的喷管在不同推进剂下的烧蚀过程进行了模拟,得到结论如下:

(1) 采用基于壁面退移的动网格耦合烧蚀预估方法模拟的 C/C 喷管的烧蚀过程正确,与实验结果最大误差为 4.3%。相较于不考虑动网格的耦合计算方法,计算精度得到提升,最大提升幅度高达 46%。

(2) 喷管壁面烧蚀速率受到温度和组分扩散的双重影响。同一工况下,喉部附近处壁面温度最高,对应的烧蚀速率最大,扩张段温度较低,喷管烧蚀速率趋近于零;温度较高的工况烧蚀速率较低,此时烧蚀速率取决于氧化组分向壁面的扩散速率;氧化组分质量分数越低,扩散速率就越小,导致烧蚀率降低。这一结论与前人的研究结果相符,进一步验证了计算的正确性。

参考文献

- [1] Bianchi D, Neri A. Numerical Simulation of Chemical Erosion in Vega Solid-Rocket-Motor Nozzles[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(2): 482-498.
- [2] Swope L W, Berard M F. Effects of Solid-Rocket Propellant Formulations and Exhaust-Gas Chemistries on the Erosion of Graphite Nozzle[C]. *New York: AIAA Solid Propellant Rocket Conference*, 1964.
- [3] Delaney L J, Eagleton L C, Jones W H. A Semi-Quantitative Prediction of the Erosion of Graphite Nozzle Inserts[J]. *AIAA Journal*, 1964, 2(8): 1428-1433.
- [4] McDonald A J, Hedman P O. Erosion of Graphite in Solid-Propellant Combustion Gases and Effects on Heat Transfer[J]. *AIAA Journal*, 1965, 3(7): 1250-1257.
- [5] Klager K. The Interaction of the Efflux of Solid Propellants with Nozzle Materials[J]. *Propellants and Explosives*, 1977(2): 55-63.
- [6] Kuo K K, Keswani S T. A Comprehensive Theoretical Model for Carbon-Carbon Composite Nozzle Recession[J]. *Combustion Science and Technology*, 1985, 42(3/4): 145-164.
- [7] Thakre P, Yang V. Graphite Nozzle Material Erosion in Solid-Propellant Rocket Motors[C]. *Reno: 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2007.
- [8] Bianchi D, Nasuti F, Onofri M, et al. Thermochemical Erosion Analysis for Graphite/Carbon-Carbon Rocket Nozzles[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(1): 197-205.
- [9] 刘叔渭. 碳/碳复合材料喉衬的烧蚀计算[J]. 推进技术, 1987, 8(5): 14-20. (LIU Shu-wei. The Calculation of Carbon-Carbon Nozzle Throat Erosion[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1987, 8(5): 14-20.)
- [10] 侯晓, 蔡体敏. 碳基喉衬的温度场和热化学烧蚀耦合算法[J]. 固体火箭技术, 1988(1): 3-12.
- [11] 张晓光, 王长辉, 刘宇, 等. 固体火箭发动机碳基材料喷管热化学烧蚀特性[J]. 推进技术, 2012, 33(1): 93-97. (ZHANG Xiao-guang, WANG Chang-hui, LIU Yu, et al. Carbon-Based Nozzle Thermochemical Erosion Characteristics in Solid Rocket Motors[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(1): 93-97.)
- [12] 李佳明, 胡春波, 张盛敏. C/C喉衬热反应边界层内组分分布数值分析[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(2): 203-206.
- [13] Moyer C B, Rindal R A. An Analysis of the Coupled Chemically Reacting Boundary Layer and Charring Ablator, Part II: Finite Difference Solution for the In-Depth Response of Charring Materials Considering Surface Chemical and Energy Balances[R]. *NASA CR-1061*, 1968.
- [14] Lachaud J, Aspa Y, Vignoles G L. Analytical Modeling of the Steady State Ablation of A 3D C/C Composite[J]. *International Journal of Heat & Mass Transfer*, 2008, 51(9): 2614-2627.
- [15] Meng S H, Zhou Y J, Xie W H, et al. Multiphysics Coupled Fluid Thermal Ablation Simulation of Carbon/Carbon Composites[J]. *Journal of Spacecraft & Rockets*, 2016, 53(5): 1-6.
- [16] Wang C. Numerical Analyses of Ablative Behavior of C/C Composite Materials[J]. *International Journal of Heat & Mass Transfer*, 2016, 95: 720-726.
- [17] Yin T T, Zhang Z W, Li X F, et al. Modeling Ablative Behavior and Thermal Response of Carbon/Carbon Composites[J]. *Computational Materials Science*, 2014, 95: 35-40.
- [18] 周宇, 钱炜祺, 邓有奇, 等. $k-\omega$ SST两方程湍流模型中参数影响的初步分[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(2): 213-217.
- [19] Bradley D, Dixon-Lewis G, Habik S El-Din, et al. The Oxidation of Graphite Powder in Flame Reaction Zones[J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1985, 20(1): 931-940.
- [20] Geisler R L. The Relationship Between Solid Propellant Formulation Variables and Nozzle Recession rates[C]. *Lancaster: JANNAF Rocket Nozzle Technology Subcommittee Workshop*, 1978.
- [21] Borie V, Brulard J, Lengelle G. Aerothermochemical Analysis of Carbon-Carbon Nozzle Regression in Solid-Propellant Rocket Motors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 5(6): 665-673.
- [22] Evans B, Kuo K, Ferrara P, et al. Nozzle Throat Erosion Characterization Study Using a Solid Propellant Rocket Motor Simulator[R]. *AIAA 2007-5776*.

(编辑: 朱立影)