



基于多场耦合碳/碳复合材料传热及烧蚀响应

孙学文 杨海波 米涛

Heat transfer and ablation of carbon/carbon composites based on multi-field coupling

SUN Xue-wen, YANG Hai-bo, MI Tao

引用本文:

孙学文, 杨海波, 米涛. 基于多场耦合碳/碳复合材料传热及烧蚀响应[J]. *工程科学学报*, 2020, 42(8): 1040–1047. doi: 10.13374/j.issn2095-9389.2019.06.30.002

SUN Xue-wen, YANG Hai-bo, MI Tao. Heat transfer and ablation of carbon/carbon composites based on multi-field coupling[J]. *Chinese Journal of Engineering*, 2020, 42(8): 1040–1047. doi: 10.13374/j.issn2095-9389.2019.06.30.002

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13374/j.issn2095-9389.2019.06.30.002>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

纳米SiC对C/C复合材料石墨化与抗氧化性能的影响规律

Influence of nano-SiC on the graphitization and oxidation resistance of C/C composites
工程科学学报. 2017, 39(1): 81 <https://doi.org/10.13374/j.issn2095-9389.2017.01.011>

碳纳米纸复合材料的拉伸应变协同性

Tensile strain synergistic of carbon nanotube buckypaper composites
工程科学学报. 2018, 40(6): 714 <https://doi.org/10.13374/j.issn2095-9389.2018.06.009>

具有微米纤维碳的硅/石墨/碳复合材料的制备及在锂离子电池中的应用

Preparation of silicon/graphite/carbon composites with fiber carbon and their application in lithium-ion batteries
工程科学学报. 2019, 41(10): 1307 <https://doi.org/10.13374/j.issn2095-9389.2019.06.08.001>

铝电解槽废阴极炭块电热耦合处理过程数值模拟

Numerical simulation of electrothermal coupling process for spent cathode carbon block from aluminum electrolysis cell
工程科学学报. 2020, 42(6): 731 <https://doi.org/10.13374/j.issn2095-9389.2019.06.10.002>

茄子衍生多孔碳负载聚乙二醇相变复合材料

Eggplant-derived porous carbon encapsulating polyethylene glycol as phase change materials
工程科学学报. 2020, 42(1): 106 <https://doi.org/10.13374/j.issn2095-9389.2019.08.06.001>

生物质多孔碳基复合相变材料制备及性能

Preparation and properties of biomass porous carbon composite phase change materials
工程科学学报. 2020, 42(1): 113 <https://doi.org/10.13374/j.issn2095-9389.2019.08.06.002>

基于多场耦合碳/碳复合材料传热及烧蚀响应

孙学文^{1,2)}, 杨海波^{1,2,3)}✉, 米 涛^{1,4)}

1) 北京科技大学机械工程学院, 北京 100083 2) 北京科技大学流体与材料相互作用教育部重点实验室, 北京 100083

3) 东莞材料基因高等理工研究院, 东莞 523808 4) 北华航天工业学院材料工程学院, 廊坊 065000

✉通信作者, E-mail: yhb@ustb.edu.cn

摘 要 碳/碳复合材料作为热防护材料多用在高超声速飞行器鼻锥、机翼前缘等位置。为准确预测其传热及烧蚀响应, 采用多场耦合策略, 考虑外部流场热化学非平衡效应、固体材料传热以及材料表面烧蚀, 建立高超声速气动热环境下碳/碳复合材料的流-热-烧蚀多场耦合模型, 预测碳/碳复合材料瞬态温度场分布、烧蚀速率以及烧蚀外形变化等。计算得到材料模型驻点区壁面温度和热流值随着时间的推移发生了显著的变化, 初始时刻热流值较大, 1 s 时驻点热流密度为 $17.22 \text{ MW}\cdot\text{m}^{-2}$, 随着时间推移, 壁面温度增大, 驻点区温度梯度减小, 热流值也减小, 30 s 时驻点热流密度为 $10.22 \text{ MW}\cdot\text{m}^{-2}$ 。材料模型驻点区的温度较高, 材料表面反应活跃, 烧蚀较为严重, 而模型侧面只发生少量烧蚀, 烧蚀前后材料模型外形发生一定的变化, 前缘半径增大, 30 s 时材料驻点烧蚀深度为 17.47 mm。结果表明: 在高超声速气动热环境下, 碳/碳材料模型发生一定的烧蚀后退, 导致外部流场以及热载荷发生变化, 采用流-热-烧蚀多场耦合模型可有效预测不同时刻材料的传热及烧蚀响应, 为热防护系统的设计提供一定的参考。

关键词 高超声速; 碳/碳复合材料; 热防护材料; 烧蚀; 多场耦合; 数值模拟

分类号 V244.1

Heat transfer and ablation of carbon/carbon composites based on multi-field coupling

SUN Xue-wen^{1,2)}, YANG Hai-bo^{1,2,3)}✉, MI Tao^{1,4)}

1) School of Mechanical Engineering, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China

2) Key Laboratory of Fluid Interaction with Material of Ministry of Education, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China

3) Centre of Excellence for Advanced Materials, Dongguan 523808, China

4) School of Materials Engineering, North China Institute of Aerospace Engineering, Langfang 065000, China

✉ Corresponding author, E-mail: yhb@ustb.edu.cn

ABSTRACT With the development of hypersonic technology, the demand for thermal protection material is continuously increasing. Carbon/carbon composites are widely used as thermal protection materials in the nose and in the leading edge of hypersonic vehicles owing to their high latent heat and good resistance to high temperatures. The flow field around the aircraft affects the heat transfer and ablation of carbon/carbon composites, changing the thickness and shape of the thermal protection layer. The ablation of carbon/carbon composites alters the flow field distribution, thus conversely affecting the ablation of carbon/carbon composites. To predict the heat transfer and ablation of carbon/carbon composites, a multi-field coupling model was established to predict the transient temperature distribution, ablation rate, and ablation profile of carbon/carbon composites in hypersonic aerothermal environments. The thermochemical non-equilibrium effects of the flow field, heat transfer of the material, and ablation of the material surface were considered in the modeling. The wall temperature and heat flux in the stagnation area change significantly. The initial heat flux is higher and the stagnation heat flux at 1 s is $17.22 \text{ MW}\cdot\text{m}^{-2}$. As time passes, the wall temperature increases, the temperature gradient in the

收稿日期: 2019-06-30

基金项目: 国家重大科学仪器设备开发专项资助项目(2011140145); 河北省科技厅资助项目(17211117)

stagnation area decreases, the heat flux decreases, and the stagnation heat flux at 30 s is $10.22 \text{ MW}\cdot\text{m}^{-2}$. As the temperature of the stagnation area is high, the material at the surface reacts actively and the ablation is more serious, whereas only a small amount of ablation occurs on the side of the model. The shape of the material model changes after the ablation, the leading-edge radius increases, and the ablation depth at the material stagnation point is 17.47 mm at 30 s. The results show that, in the hypersonic aerodynamic thermal environment, the carbon/carbon composites have a certain ablation recession, which leads to change in the external flow field and thermal load. The multi-field flow-heat-ablation coupling model can be used to predict the response of thermal protection materials, which can provide some reference for the design of thermal protection systems.

KEY WORDS hypersonic; carbon/carbon composites; thermal protection materials; ablation; multi-field coupling; numerical simulation

随着高超声速技术的发展, 飞行器服役环境越来越恶劣, 对热防护材料提出了更高的要求^[1-3]. 碳/碳复合材料具有较高的化学潜热, 在高温环境下仍保持较高的强度, 被广泛地应用于飞行器的热防护系统^[4-6]. 飞行器服役过程中周围的热化学非平衡流场会影响碳/碳复合材料的传热及烧蚀, 导致隔热层的厚度和形状发生变化, 材料烧蚀产物又与周围的高温气体发生化学反应, 从而改变流场的温度及组元浓度等特性, 流场特性的改变反过来又会影响飞行器隔热层的烧蚀^[7-10]. 因此, 高超声速热化学非平衡流场与碳/碳复合材料之间存在着强烈的耦合作用, 准确的预测碳/碳复合材料的内部温度分布以及烧蚀响应, 对热防护系统的设计及优化具有重要的意义.

对热防护材料烧蚀性能的预测一直是发展高超声速飞行器所面临的关键问题之一, 近年来国内外相关学者对其开展了一定的研究^[11-13]. Martin 与 Boyd^[14] 建立了来流气体与热防护材料的耦合模型, 主要分析了来流环境下热防护材料的温度响应以及隔热材料烧蚀产物对外部流场的影响, 并以 IRV-2 为计算模型对数值方法进行了验证. Cross 与 Boyd^[15] 针对火箭喷管环境下隔热材料的响应进行研究, 建立了喷管内流场与碳/酚醛材料的耦合反应模型, 对喷管流场环境以及材料响应进行了研究. Mortensen 与 Zhong^[16] 针对隔热材料表面烧蚀对高超声速边界层的影响, 考虑了材料表面的烧蚀和真实气体效应, 建立了流场的热化学非平衡模型, 并以钝锥体为例进行验证, 分析了表面烧蚀对高超声速边界层的影响. Chen 等^[17-18] 针对碳化材料烧蚀响应预测, 开发了全隐式的烧蚀热响应程序, 用于模拟隔热材料热解气体流动、热化学烧蚀以及外形变化等, 最后采用三组算例对计算程序进行了验证. Kumar^[19] 建立了隔热材料烧蚀与外部流场耦合的数值模型, 重点分析了碳化材料热解过程, 以及热解气体与外部流场之

间的相互影响关系. Li 等^[20] 针对碳化复合材料, 建立了烧蚀面后退的非线性热解层模型, 对其烧蚀响应进行预测. Candler 等^[21] 针对碳基复合材料的氧化烧蚀过程, 比较了有限速率反应模型以及化学平衡两种气-固反应模型对材料响应的预测, 并采用球锥模型进行验证. Qin 等^[22] 针对火箭发动机内部的热环境, 建立碳/碳复合材料的多尺度热化学烧蚀模型, 考虑基体及纤维的反应速率, 对复合材料的烧蚀响应进行预测. Yin 等^[23], Meng 等^[24], Chen^[25] 考虑来流与固体材料的单向耦合作用, 对碳/碳复合材料的烧蚀响应进行计算, 预测烧蚀体的外形变化和温度分布等情况. 现有隔热材料响应模型通常将气动热载荷直接作用于材料模型表面进行材料响应的单向耦合预测, 未同时考虑由于材料温度及烧蚀外形变化等对外部流场的影响.

基于以上分析, 本文在热化学烧蚀理论的基础上, 采用流-热-烧蚀多场耦合策略, 考虑外部流场热化学非平衡效应、材料传热以及表面烧蚀等因素, 建立了碳/碳复合材料在高超声速环境下的双向耦合模型, 对其传热及烧蚀响应进行预测, 分析不同时刻材料模型的温度、烧蚀速率以及烧蚀外形的变化.

1 控制方程及多场耦合策略

碳/碳复合材料烧蚀过程的数值模拟需要考虑复杂的物理及化学过程, 包括气动加热、表面烧蚀、材料热响应以及烧蚀边界移动等. 本文通过 Fluent 对外部流场进行建模计算, 得到材料外部的热气动载荷, 采用 Abaqus 计算材料的瞬态热响应, 考虑有限速率烧蚀模型用来预测碳/碳复合材料的烧蚀后退, 并用网格移动策略对烧蚀边界进行追踪, 最后利用 Mpcc 实现流场与固体材料之间的数据传递.

1.1 外部流场控制方程

针对多组元的化学反应气体混合物, 可压缩黏性热化学非平衡流动的 Navier-Stokes 控制方程

组在直角坐标系中表达形式如下:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} - \left(\frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} \right) = S \quad (1)$$

式中, Q 为守恒变量, E 、 F 分别为 x 、 y 方向的无黏通量, E_v 、 F_v 分别为 x 、 y 方向的黏性通量, S 为反应源项体现化学非平衡的影响.

$$Q = \begin{bmatrix} \rho_1 \\ \vdots \\ \rho_{n_s} \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \\ \rho e_{ve} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$E = \begin{bmatrix} \rho_1 u \\ \vdots \\ \rho_{n_s} u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho Hu \\ \rho e_{ve} u \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$F = \begin{bmatrix} \rho_1 v \\ \vdots \\ \rho_{n_s} v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho Hv \\ \rho e_{ve} v \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$S = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_1 \\ \vdots \\ \dot{\omega}_{n_s} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \dot{\omega}_{ve} \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$E_v = \begin{bmatrix} q_{x1} \\ \vdots \\ q_{x n_s} \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + q_x + q_{vex} + \rho \sum_{i=1}^{n_s} D_{im} h_i \frac{\partial Y_i}{\partial x} \\ q_{vex} + \rho \sum_{i=1}^{n_s} D_i e_{ve}^i \frac{\partial Y_i}{\partial x} \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$F_v = \begin{bmatrix} q_{y1} \\ \vdots \\ q_{y n_s} \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + q_y + q_{vey} + \rho \sum_{i=1}^{n_s} D_{im} h_i \frac{\partial Y_i}{\partial y} \\ q_{vex} + \rho \sum_{i=1}^{n_s} D_i e_{ve}^i \frac{\partial Y_i}{\partial y} \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中, u 、 v 分别为 x 、 y 方向的运动速度, ρ 、 p 分别为气体压力和密度, E 、 H 为单位质量气体的总能量和总焓, ρ_i 、 $\dot{\omega}_i$ 、 Y_i 分别为气体组元 i 的密度、化学反应源项、质量分数, D_{im} 、 h_i 为气体组元 i 的扩散系数和单位质量绝对焓, e_{ve} 、 $\dot{\omega}_{ve}$ 表示单位质量气体的振动能及振动能源项, q_x 、 q_{vex} 为气体在 x 方向的平动-转动热流和振动热流, q_y 、 q_{vey} 为气体在 y 方向的平动-转动热流和振动热流, τ_{xx} 、 τ_{xy} 、 τ_{yy} 、 τ_{yx} 为剪切应力张量分量, n_s 为气体组元数量.

采用 Gupta 化学动力学模型计算化学反应引起的组元变化, 具体化学反应模型见参考文献 [26].

1.2 气-固界面及烧蚀速率模型

来流气体与固体材料之间需要满足能量守恒, 图 1 为气-固界面能量传递示意, 其满足关系式:

$$q = q_{conv} + q_{rad-in} + \dot{m}_c h_{cs} - \dot{m} h_{cs} - q_{rad-out} \quad (8)$$

式中, q 为传入材料模型内部的热流, q_{conv} 为外部流场对材料壁面的气动加热热流, q_{rad-in} 为外部流场对材料的辐射加热量, $\dot{m}_c h_{cs}$ 为壁面化学反应产生的热量, $\dot{m} h_{cs}$ 为烧蚀质量损失带走的热量, $q_{rad-out}$ 为材料对外部流场的辐射散热量.

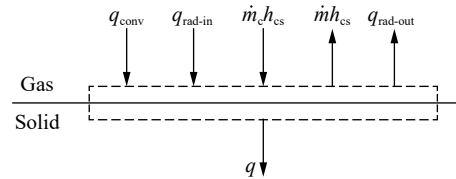


图 1 气-固界面能量传递示意图

Fig.1 Energy transfer at the gas-solid interface

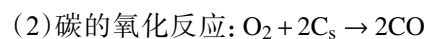
采用有限速率烧蚀模型来模拟碳/碳复合材料的表面烧蚀, 不考虑由于机械剥蚀及材料表面熔化等物理因素引起的质量损失, 只考虑由于表面气固化学反应引起的质量变化.

碳/碳复合材料表面烧蚀主要包括碳的氧化和氮化, 表面化学反应机制及质量损失率如下^[24]:



质量损失速率为:

$$\dot{m}_1 = \rho C_O \sqrt{\frac{kT_w}{2\pi m_O}} \beta_O \frac{M_C}{M_O} \quad (9)$$



质量损失速率为:

$$\dot{m}_2 = 2\rho C_{O_2} \sqrt{\frac{kT_w}{2\pi m_{O_2}}} \beta_{O_2} \frac{M_C}{M_{O_2}} \quad (10)$$



质量损失速率为:

$$\dot{m}_3 = \rho C_N \sqrt{\frac{kT_w}{2\pi m_N}} \beta_N \frac{M_C}{M_N} \quad (11)$$

式中, \dot{m}_1 、 \dot{m}_2 、 \dot{m}_3 分别为碳在不同化学反应机制下材料的质量损失率, ρ 为来流气体密度, C_i 为来流组元*i*的质量分数, k 为玻尔兹曼常数, T_w 为壁面温度, m_i 为组元*i*的质量, β_i 为表面化学反应效率, M_i 为组元*i*的摩尔质量.

$$\beta_O = 0.63e^{-1160/T_w} \quad (12)$$

$$\beta_{O_2} = 0.5 \quad (13)$$

$$\beta_N = 0.3 \quad (14)$$

材料表面总的的质量损失率为:

$$\dot{m} = \dot{m}_1 + \dot{m}_2 + \dot{m}_3 \quad (15)$$

1.3 材料热响应模型及烧蚀边界追踪

固体材料的热传导会影响材料表面的温度分布、氧化属性以及烧蚀速率等,因此要准确预测材料的烧蚀响应,必须考虑材料热传导.材料内部的热传导遵循傅里叶导热定律和能量守恒定律,材料内部热传导的控制方程在直角坐标系下可写为:

$$\rho_s c_p \frac{\partial T}{\partial t} - \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) = q \quad (16)$$

式中: t 为时间, T 为温度, ρ_s 为材料密度, c_p 为材料的定压比热容, λ 为材料的热传导系数, q 为施加在固体材料边界上的热载荷.

材料烧蚀为动态过程且烧蚀面不断发生变化,为准确预测烧蚀响应,需要捕捉烧蚀面的位置.材料的烧蚀速率 \dot{S} 可按下式计算得到.

$$\dot{m}_1 + \dot{m}_2 + \dot{m}_3 = \rho_s \dot{S} \quad (17)$$

材料表面节点的移动通过烧蚀速率及时间步长 Δt 可计算得到,节点移动方向垂直于边界,节点移动位移为:

$$\begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{S} \Delta t n_x \\ \dot{S} \Delta t n_y \end{bmatrix} \quad (18)$$

式中, δ_x 、 δ_y 分别为烧蚀表面节点沿*x*、*y*方向的位移, n_x 、 n_y 为烧蚀面的内法线在*x*、*y*方向的分量.

建模中通过 Abaqus 网格运动算法实现烧蚀表面后退的模拟,利用用户自定义接口函数 Umeshmotion 更新烧蚀表面节点位置.网格节点的移动可能导致单元发生巨大变形,采用 ALE(Arbitrary lagrangian-eulerian)网格自适应技术对模型内部网格进行重划分,进而避免网格的畸形,最终实现烧蚀表面后退过程的模拟.

1.4 流-热-烧蚀耦合分析策略

高超声速流动与材料的耦合建模采用分区法实现,根据物理空间分为流体部分和固体部分.流体域与固体域的耦合实质是流体气动加热问题、固体内部热传导以及壁面烧蚀通过耦合界面发生相互作用的物理化学过程.图 2(a)中 Ω_f 和 Ω_s 分别为流体域和固体域, Γ 为耦合界面,在耦合界面上,固体向流体提供壁面温度及位移边界,而流体向固体提供气动热载荷.流场与材料模型的计算数据在耦合界面上反复交换,通过 Mpcci 实现两个区域非匹配网格间的数据传递,图 2(b)为非匹配网格间的数据传递示意.

流-热-烧蚀耦合分析的具体计算流程如图 3

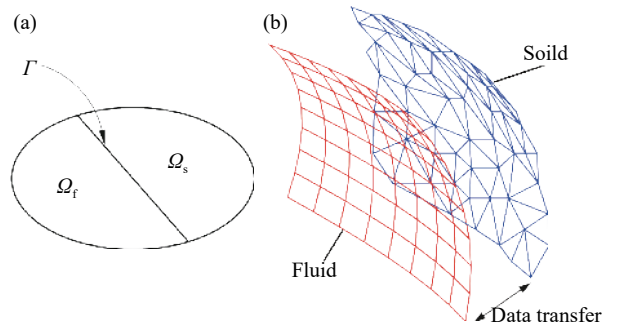


图 2 流固耦合示意及界面数据传递. (a)流固耦合示意图; (b)非匹配网格间的数据传递

Fig.2 Fluid structure coupling and data transfer at the interface: (a) fluid structure coupling; (b) data transfer between unmatched grids

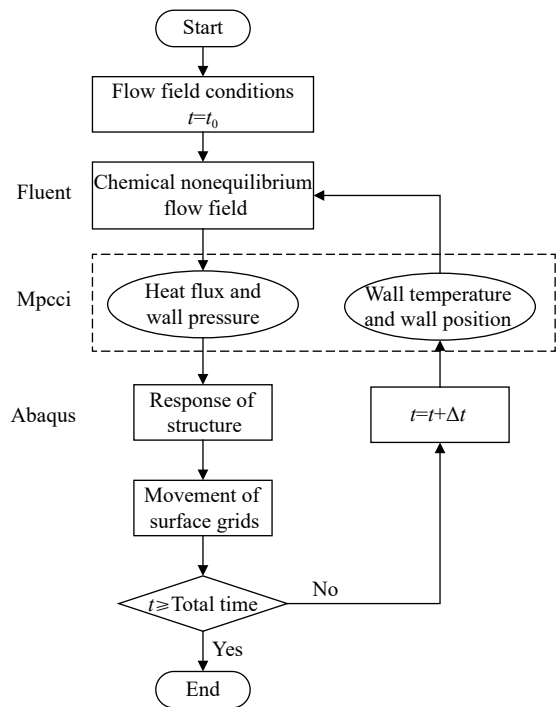


图 3 耦合计算流程

Fig.3 Flow of coupled computing

所示. 首先计算热化学非平衡流场, 获得壁面处的热流以及各化学组元的质量分数, 然后以流场计算结果作为边界条件, 进行材料内部传热和壁面烧蚀的计算, 计算后将壁面温度、表面位置作为边界条件反馈回流场, 并计算该时刻的流场分布情况. 通过耦合面数据的反复迭代, 获得不同时刻材料温度及壁面烧蚀的分布情况.

2 碳/碳复合材料流-热-烧蚀耦合模型

对零攻角碳/碳复合材料前缘模型烧蚀性能进行数值计算. 该算例模型选自文献 [24], 模型尺寸可满足后续材料烧蚀试验的研究, 模型半锥角为 10° , 前缘半径为 0.025 m , 其几何模型如图 4 所示. 来流马赫数为 8, 来流环境取 20 km 高空环境, 静温 217 K , 静压 5475 Pa , 来流组元 N_2 、 O_2 质量分数分别为 77% 及 23% , 碳/碳复合材料的性能如表 1 所示.

采用二维模型进行计算, 利用 Ansys ICEM 对流场模型进行网格划分, 网格为四边形结构化网

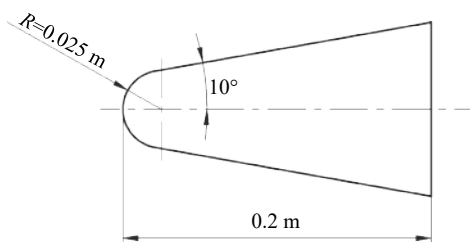


图 4 碳/碳复合材料前缘模型

Fig.4 Leading edge of carbon/carbon composite

表 1 碳/碳材料性能参数

Table 1 Performance parameters of carbon/carbon materials

Density/ ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)	Specific heat/ ($\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$)	Thermal conductivity/ ($\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$)	Radiation coefficient	Modulus of elasticity/ GPa	Poisson's ratio
1800	840	15	0.8	69	0.3

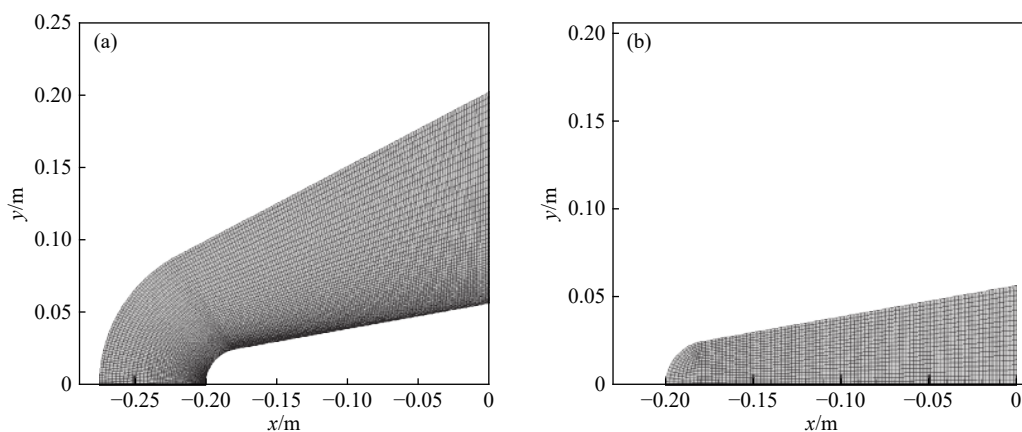


图 5 外部流场及材料模型网格划分. (a) 流场网格示意图; (b) 材料前缘模型网格示意

Fig.5 External flow field grids and material model: (a) external flow field grids; (b) leading edge model grids

格, 流场壁面边界层中的网格质量直接影响到气动热环境的数值模拟和热流计算, 对模型壁面附近网格进行加密, 以满足壁面边界层对网格的要求, 外部流场模型的网格数量为 5251. 材料模型采用 Abaqus 中的四边形 CPE4T 热力耦合单元, 网格数量为 2355. 流场与碳/碳前缘模型网格分布如图 5 所示. 初始时刻材料前缘模型温度为 300 K , 耦合计算时间步长为 $\Delta t = 0.01$, 耦合计算总时长为 30 s , 以此来分析材料模型温度分布、壁面烧蚀速率以及烧蚀外形的变化.

3 计算结果及分析

通过计算, 可以得到不同时刻外部流场以及材料模型响应的结果. 在 $t = 20\text{ s}$ 时, 外部流场马赫数及温度的云图分布如图 6 所示, 在模型头部前端形成激波, 在驻点区附近, 马赫数较小, 接近于 0, 驻点处流场温度最高可达到 2860 K .

图 7 为材料前缘模型烧蚀 20 s 后与初始状态对比的位置云图, 材料表面产生了明显的烧蚀后退, 由图可以看出在驻点区发生了较为严重的烧蚀, 在侧面部分烧蚀量较小, 该现象从图 8 烧蚀深度沿壁面的分布情况也可看出. 产生这种现象的主要原因是由于是驻点区材料模型表面温度较高, 化学反应更为活跃, 进而导致烧蚀氧化速度更快.

通过计算可得到不同时刻热流密度的分布情况, 如图 9 所示, 驻点区热流密度最大, 远离驻点区热流密度随之减小, 随着烧蚀时间的推进, 驻点区热流密度减小. 这是由于热流密度的大小与壁面附近温度梯度的大小有关, 温度梯度越大, 热流值也越大. 在初始时刻, 外部流场与材料模型发生热交换, 流场温度较高, 由于热传导存在一定的延迟性, 材料壁面温度较低, 此时壁面附近的温度梯

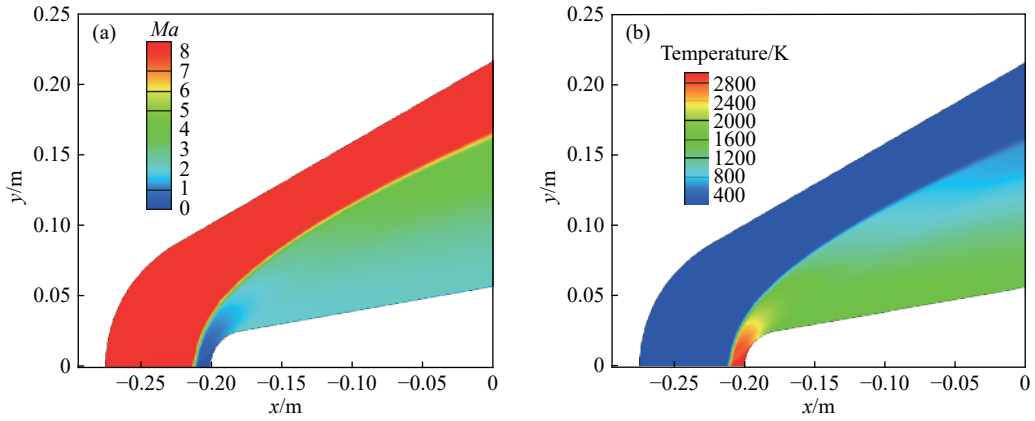


图6 流场马赫数(a)和温度(b)云图分布

Fig.6 Mach (a) and temperature (b) distribution of the flow field

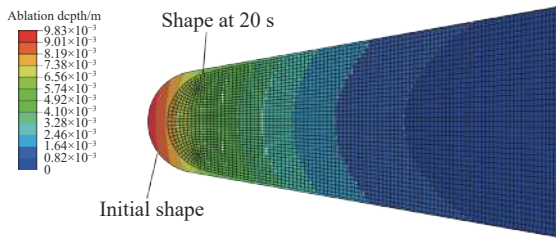


图7 材料模型的烧蚀外形

Fig.7 Material model ablation profile

度较大, 导致热流密度也较大, 随着热量不断向材料模型内部进行传递, 材料模型的温度场也随之逐渐升高, 使得温度梯度变小, 热流密度也就变小. 同时也说明了如果采用非耦合模型, 将无法预测到热流密度的变化, 从而高估热载荷的大小. 图10为材料模型壁面温度分布情况, 由图可以看出随着烧蚀时间的推进, 驻点区壁面温度升高较快, 而远离驻点区的壁面温度升高较慢, 同时也验证了壁面热流变化的原因.

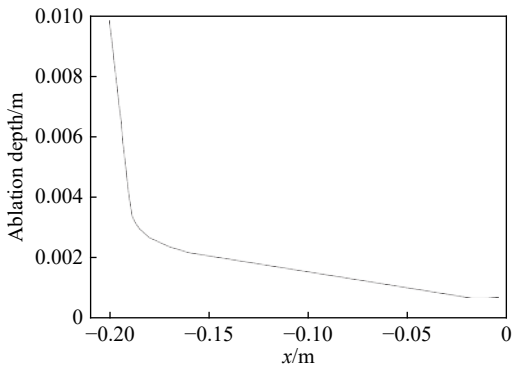


图8 材料模型壁面烧蚀深度分布

Fig.8 Distribution of the ablation depth along the wall

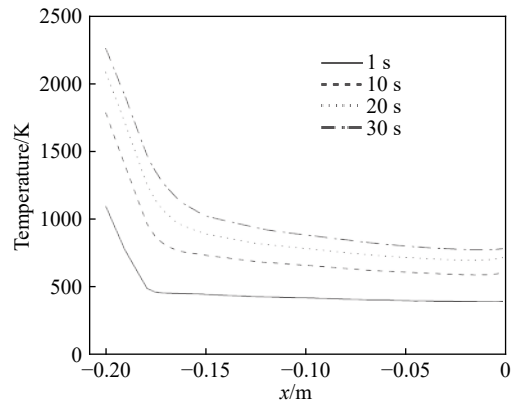


图10 不同时刻外表面的温度分布

Fig.10 Distribution of wall temperature

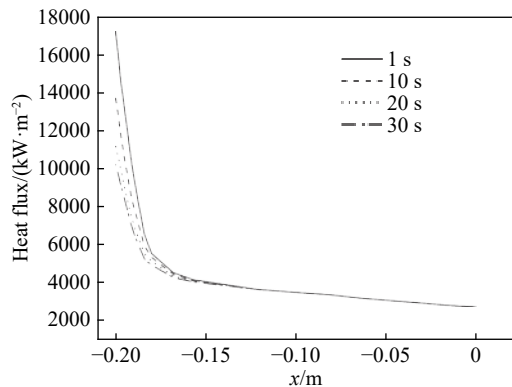


图9 不同时刻壁面热流分布

Fig.9 Heat flow distribution

图11为预测不同时刻材料模型的烧蚀外形, 随着烧蚀时间的推移, 模型烧蚀后退深度逐渐增大, 10、20、30 s时刻材料驻点所对应的烧蚀深度分别为3.42、9.86、17.47 mm, 材料模型头部半径也逐渐变大, 耦合模型考虑了外形变化对气动热环境的影响. 图12为驻点处烧蚀速率随着时间的变化情况, 驻点处在开始阶段烧蚀速率变化最大, 而在之后变化逐渐缓慢, 10、20、30 s时刻材料驻点所对应的烧蚀速率分别为0.548、0.725、0.795 mm·s⁻¹, 这是由于开始阶段的高热流导致材料表面温度迅

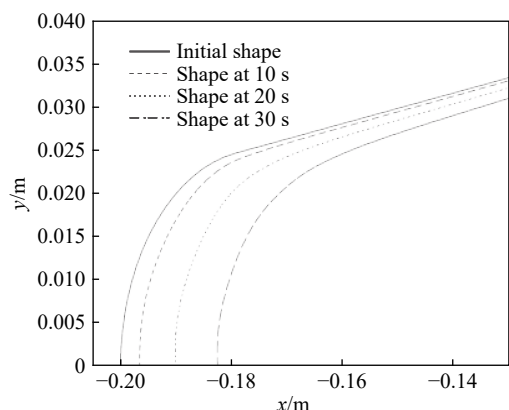


图 11 烧蚀外形预测

Fig.11 Ablation profile prediction

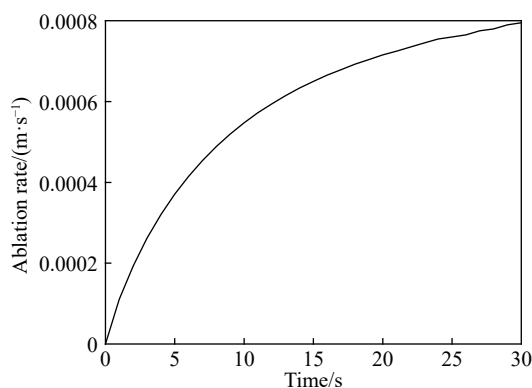


图 12 驻点处烧蚀速率随时间的变化

Fig.12 Rate of recession at the point of stagnation

速升高,进而导致烧蚀速率也迅速变大,随着烧蚀时间的推移,材料表面温度上升,温度梯度减小,导致热流密度减小,进而表面温度趋于平稳,材料的烧蚀速率也将逐渐趋于平稳。

通过以上分析可以看出,在高超声速气动热环境下碳/碳复合材料前缘模型的头部区域将产生一定的烧蚀后退,从而导致外部流场发生变化,使得气动热载荷发生变化。已有的相关模型未考虑流固双向耦合,忽略烧蚀后退对气动热载荷的影响,将导致气动热载荷预测产生较大的误差,从而影响碳/碳复合材料模型烧蚀响应的有效预测。

4 结论

(1)考虑热化学非平衡效应、固体材料传热以及材料表面热化学烧蚀,建立了高超声速流场与碳/碳复合材料烧蚀响应的双向流-热-烧蚀多场耦合模型,并对碳/碳复合材料前缘模型的传热及烧蚀响应进行了预测。

(2)碳/碳复合材料前缘模型初始阶段驻点区热流值最大,随着烧蚀时间的推移,材料壁面温度逐渐升高,驻点区温度梯度变小,热流值也减小。

壁面温度和热流随时间都发生了显著的变化,因此采用多场耦合模型可更好的预测流场及材料响应的变化过程。

(3)在高超声速气动热服役环境下,碳/碳复合材料前缘模型驻点区的温度较高,材料表面反应活跃,烧蚀最为严重,而模型侧面只发生少量烧蚀,烧蚀前后材料模型外形产生一定的变化,前缘半径增大。

参 考 文 献

- [1] Karimi M S, Oboodi M J. Investigation and recent developments in aerodynamic heating and drag reduction for hypersonic flows. *Heat Mass Transfer*, 2019, 55(2): 547
- [2] Wang L, Wang Y L. Research progress and trend analysis of hypersonic vehicle thermal protection technology. *Aerosp Mater Technol*, 2016, 46(1): 1
(王璐, 王友利. 高超声速飞行器热防护技术研究进展和趋势分析. *宇航材料工艺*, 2016, 46(1): 1)
- [3] Sziroczak D, Smith H. A review of design issues specific to hypersonic flight vehicles. *Prog Aerosp Sci*, 2016, 84: 1
- [4] Gulli S, Maddalena L. Arc-jet testing of a variable-transpiration-cooled and uncoated carbon-carbon nose cone. *J Spacecraft Rockets*, 2019, 56(3): 780
- [5] Li Z P. Major advancement and development trends of TPS composites. *Acta Mater Compos Sin*, 2011, 28(2): 1
(李仲平. 耐热复合材料发展与展望. *复合材料学报*, 2011, 28(2): 1)
- [6] Albano M, Alifanov O M, Budnik S A, et al. Carbon/carbon high thickness shell for advanced space vehicles. *Int J Heat Mass Transfer*, 2019, 128: 613
- [7] Stern E C, Poovathingal S, Nompelis I, et al. Nonequilibrium flow through porous thermal protection materials, Part I: Numerical methods. *J Comput Phys*, 2019, 380: 408
- [8] Natali M, Kenny J M, Torre L. Science and technology of polymeric ablative materials for thermal protection systems and propulsion devices: a review. *Prog Mater Sci*, 2016, 84: 192
- [9] Wang Y Q, Risch T K, Koo J H. Assessment of a one-dimensional finite element charring ablation material response model for phenolic-impregnated carbon ablator. *Aerosp Sci Technol*, 2019, 91: 301
- [10] Tang S F, Hu C L. Design, preparation and properties of carbon fiber reinforced ultra-high temperature ceramic composites for aerospace applications: a review. *J Mater Sci Technol*, 2017, 33(2): 117
- [11] Lee S, Park G, Kim J G, et al. Evaluation system for ablative material in a high-temperature torch. *Int J Aeronaut Space Sci*, 2019, 20: 620
- [12] Helber B, Dias B, Bariselli F, et al. Analysis of meteoroid ablation based on plasma wind-tunnel experiments, surface

- characterization, and numerical simulations. *Astrophys J*, 2019, 876(2): 120
- [13] Zhang K L, Bai S X, Zhu L, et al. Ablation and surface heating behaviors of graphite based Ir-Al coating in a plasma wind tunnel. *Surf Coat Technol*, 2019, 358: 371
- [14] Martin A, Boyd I D. Strongly coupled computation of material response and nonequilibrium flow for hypersonic ablation. *J Spacecraft Rockets*, 2015, 52(1): 89
- [15] Cross P G, Boyd I D. Reduced reaction mechanism for rocket nozzle ablation simulations. *J Thermophys Heat Transfer*, 2018, 32(2): 429
- [16] Mortensen C H, Zhong X L. Real gas and surface ablation effects on hypersonic boundary layer instability over a blunt cone. *AIAA J*, 2013, 54(3): 976
- [17] Chen Y K, Milos F S. Multidimensional finite volume fully implicit ablation and thermal response code. *J Spacecraft Rockets*, 2018, 55(4): 914
- [18] Chen Y K, Gökçen T, Edquist K T. Two-dimensional ablation and thermal response analyses for mars science laboratory heat shield. *J Spacecraft Rockets*, 2015, 52(1): 134
- [19] Kumar R. Numerical investigation of gas-surface interactions due to ablation of high-speed vehicles. *J Spacecraft Rockets*, 2016, 53(3): 538
- [20] Li W J, Huang H M, Tian Y, et al. Nonlinear analysis on thermal behavior of charring materials with surface ablation. *Int J Heat Mass Transfer*, 2015, 84: 245
- [21] Candler G V, Alba C R, Greedyke R B. Characterization of carbon ablation models including effects of gas-phase chemical kinetics. *J Thermophys Heat Transfer*, 2017, 31(3): 512
- [22] Qin F, Peng L N, Li J, et al. Numerical simulations of multiscale ablation of carbon/carbon throat with morphology effects. *AIAA J*, 2017, 55(10): 3476
- [23] Yin T T, Zhang Z W, Li X F, et al. Modeling ablative behavior and thermal response of carbon/carbon composites. *Comput Mater Sci*, 2014, 95: 35
- [24] Meng S H, Zhou Y J, Xie W H, et al. Multiphysics coupled fluid/thermal/ablation simulation of carbon/carbon composites. *J Spacecraft Rockets*, 2016, 53(5): 930
- [25] Chen W. Numerical analyses of ablative behavior of C/C composite materials. *Int J Heat Mass Transfer*, 2016, 95: 720
- [26] Gupta R N, Yos J M, Thompson R A, et al. A review of reaction rates and thermodynamic and transport properties for an 11-species air model for chemical and thermal nonequilibrium calculations to 30000 K. *NASA Reference Publication 1232*, 1990