

# 再入飞行器端头烧蚀的耦合计算方法

龙丽平<sup>1</sup> 韩俊<sup>2</sup> 万田<sup>1</sup> 仲峰泉<sup>1,2</sup> 田保未<sup>2</sup>

(1 中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190; 2 中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049)

**摘要:** 端头烧蚀是超高速飞行器再入过程中非常关心的问题。端头材料在高温高压环境中, 因烧蚀其原有气动外形和结构传热边界不断变化, 而气动外形和传热边界的变化又反过来影响端头热流、温度分布和烧蚀量。它们之间表现出复杂的强耦合、非线性特征。本文以碳基材料端头帽烧蚀过程为例, 发展了端头帽绕流、烧蚀和结构传热耦合计算方法。通过气动、烧蚀和结构热响应计算程序的耦合和迭代, 实现了对端头帽再入烧蚀过程的实时动边界模拟, 并在飞行试验条件下, 得到了与测量数据基本吻合的结果。

**关键词:** 再入过程; 端头帽; 烧蚀; 移动边界; 多学科耦合计算方法

中图分类号: V416.5 文献标识码: A 文章编号: 1006-3919(2021)02-0008-07

DOI: 10.19447/j.cnki.11-1773/v.2021.02.002

## Research of Coupling Computational Method about the Nose-Tip

### Ablation of Reentry Vehicle

LONG Li-ping<sup>1</sup> HAN Jun<sup>2</sup> WAN Tian<sup>1</sup> ZHONG Feng-quan<sup>1,2</sup> TIAN Bao-wei<sup>2</sup>

(1 Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China; 2 School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

**Abstract:** Nose-tip ablation is a very important problem in the reentry process of hypersonic vehicle. In the high temperature and high pressure environment, the original aerodynamic shape and structure heat transfer boundary are constantly changing because of the ablation, and the change of aerodynamic shape and heat transfer boundary affects nose-tip heat flux, temperature distribution and ablation quantity in turn. They exhibit complex strong coupling and non-linear characteristics. Taking the ablation process of nose-tip of carbon based materials as an example, the coupling calculation method of flow, ablation and structure heat transfer of nose-tip are developed. Through the coupling and iteration of the calculation program of the aerodynamic, ablation and structure thermal response, the real time moving boundary simulation of the nose-tip reentry ablation process is realized, and the results are basically in agreement with the measured data under the flight test conditions.

**Key words:** Reentry process; nose tip; ablation; moving boundary; coupling simulation

## 0 引言

热防护一直是高超声速飞行器及各类飞行器研制的核心技术之一。对于高马赫数再入大气层或

在大气层内长时间巡航的飞行器来说, 结构的热防护及其对飞行器气动性能的影响始终是一个关键的问题<sup>[1-3]</sup>。端头帽作为钝头体飞行器的头部, 其气动加热环境最为恶劣, 也是飞行器热防护的重点

收稿日期: 2020-12-03; 修回日期: 2021-01-05

基金项目: 中国科学院战略性先导科技专项 (XDA17030100)

作者简介: 龙丽平 (1977—), 女, 博士, 副研究员, 研究方向: 高超声速飞行器结构优化设计, 可变形高超飞行器总体优化设计; (100190) 北四环西路15号中国科学院力学研究所

区域之一。端头帽的选材经历了难熔金属、陶瓷、石墨、C/C 以及在 C/C 材料中添加金属材料低烧蚀 C/C 等一系列材料应用过程<sup>[4-6]</sup>。国内外许多学者针对各种材料进行了烧蚀性能的研究<sup>[7-14]</sup>和烧蚀模型的发展<sup>[15-18]</sup>，对端头结构设计及优化起到了重要的指导作用。但以往报道的再入烧蚀分析大多以理论分析和解析关系为主，并且大多研究针对某一来流条件（飞行速度、高度）研究烧蚀特性，缺乏对再入烧蚀全程以及对烧蚀参数多维分布的系统性研究。因此本文旨在针对端头帽结构和环境条件，考虑烧蚀与结构传热、烧蚀外形与气动力/热的耦合作用关系，编制了气动—烧蚀—热传导耦合计算程序，实现了对再入过程中端头帽烧蚀与结构演化的全程模拟。该方法为高超声速飞行器端头帽的防热设计与优化以及评估烧蚀对飞行器气动性能的影响提供了有力工具。

## 1 计算流程

本文发展的端头帽外流、烧蚀以及结构传热耦合计算方法的思路如下：首先将再入过程按照飞行轨迹离散成若干准定常的飞行状态，对于每一个飞行状态及其时间，将外流与烧蚀/结构计算解耦。首先进行外流计算，将外流计算获得的边界层传热系数、摩擦系数、压力等参数作为输入条件，求解烧蚀速率、组分等。烧蚀与端头结构传热实时耦合计算，两者自动完成温度、热流和烧蚀量等参数的传递并实时更新烧蚀外形进行结构热传导计算。烧蚀/结构计算获得的烧蚀结构外形（由烧蚀后退量决定）、温度、碳蒸汽引射速率等参数再作为外流计算的边界条件，重新计算外流。如此，形成了外流与烧蚀/结构的耦合计算过程。

图 1 为具体计算程序流程图，首先进入气动计算模块，根据端头帽初始结构形状建立气动计算模型，并读入弹道数据进行  $t$  时刻气动计算，得到  $t$  时刻的压力  $p$ 、热流  $q$ 、密度  $\rho$ 、速度  $v$  等物理量，作为烧蚀计算和热传导计算的输入条件。在 ABAQUS 中建立结构传热计算模型并划分网格，进行  $t \sim t + \Delta T$  时间范围内的烧蚀和温度场耦合计算。在耦合计算过程中，ABAQUS 通过用程序调用烧蚀模块进行  $t + \Delta t$  时刻的烧蚀计算 ( $\Delta t < \Delta T$ ,  $\Delta T$  是气动模块与烧蚀、热传导模块之间的数据传输时间步长， $\Delta t$  是烧蚀模块与热传导模块之间的数据传输时间步长。)，烧蚀计算模块以结构表面网格

节点为对象，根据气动计算得到的以上物理量和结构表面节点温度，结合端头的材料性能进行一维烧蚀计算（也可扩展到二维、三维），得到表面节点的法向烧蚀量  $\Delta h$  和热壁热流  $q_b$ ，ABAQUS 通过用户子程序首先进行烧蚀量  $\Delta h$  带来的计算域的变化，即网格移动，再通过用户子程序读入热壁热流  $q_b$  进行  $t + \Delta t$  时的热传导计算，直到该时间步收敛，再把表面节点温度数据返回给烧蚀计算模块，进行下一个时间步  $t = t + 2\Delta t$  时刻的烧蚀和热传导耦合计算，直到  $t = t + \Delta T$  时把表面网格数据和表面的温度数据传给气动模块进行气动模型的网格更新，这是因为气动模块与烧蚀/热传导两模块之间的物理量传输的频率小于烧蚀/热传导计算两个模块内部平衡计算的频率。 $\Delta T$  与气动模块相对应，计算频率较慢， $\Delta t$  与烧蚀和热传导模块相对应，计算频率较快，同时也是烧蚀模块计算烧蚀量  $\Delta h$  的时间步长。当计算时间  $t$  大于要求的总时间  $T$  时则退出计算程序。下面分别介绍各个模块的计算方法。

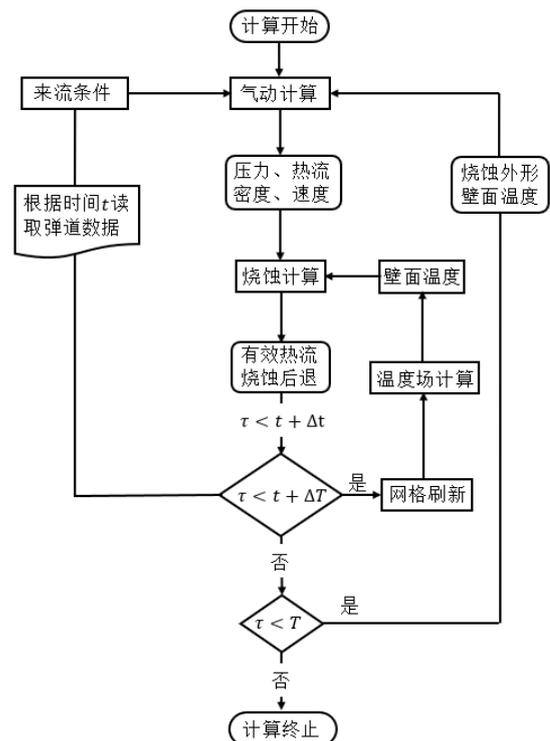


图 1 绕流—烧蚀—结构耦合计算流程图  
Fig.1 Flow chart of coupling computation

## 2 计算模块

### 2.1 气动计算

连续介质计算方法基于 N-S 方程求解，包含热化学非平衡效应。质量守恒方程为

$$\frac{\partial \rho_s}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_s \vec{u}_s) + \nabla \cdot (\rho_s \vec{v}_s) = \omega_s \quad (1)$$

其中  $\rho_s$  为第  $s$  组元的密度,  $\vec{u}_s$  为混合物的对流速度矢量,  $\vec{v}_s$  是第  $s$  组元的扩散速度,  $\omega_s$  是第  $s$  组元的化学反应生成率。动量守恒方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{u}) + \nabla \cdot (\rho \vec{u} \times \vec{u}) + \nabla p + \nabla \cdot \tau = 0 \quad (2)$$

振动能守恒方程为

$$\frac{\partial E_v}{\partial t} + \nabla \cdot (E_v \vec{u}) = -\nabla \cdot \sum_{s=1}^{ns} \vec{v}_s E_{v,s} - \nabla \cdot \vec{q}_v + Q_{T-v} + \sum_{s=1}^{ns} \omega_s e_{v,s} \quad (3)$$

总能守恒方程为

$$\frac{\partial E}{\partial t} + \nabla \cdot ((E+p)\vec{u}) = -\nabla \cdot (\vec{q} + \vec{q}_v) - \nabla \cdot (\vec{u} \cdot \vec{\tau}) - \nabla \cdot \sum_{s=1}^{ns} (\vec{v}_s \rho_s h_s) \quad (4)$$

化学反应机理采用 Park 1990 模型 (REF), 逆向反应速率常数由公式 (5) 给出。

$$k_b = k_f / k_c \quad (5)$$

其中  $k_c$  为反应平衡常数, 由 NASA CEA 程序求出。混合气体的输运系数由 Blottner 公式和 Wilke 混合模型给出, 其中扩散系数采用定 Lewis 数假设, Lewis 数采用标准值 0.7, 振动松弛模型采用 Landau-Teller 公式

$$Q_{T-v} = \frac{e_v(T) - e_v(T_v)}{\tau_v} \quad (6)$$

控制方程采用有限体积方法离散, 其中无粘项采用三阶迎风 MUSCL TVD 格式, 限制器为 minmod。粘性项采用二阶中心差分。整个方程组采用 DPLR 方法<sup>[19]</sup>隐式求解。湍流模型采用 k-omega SST 双方程模型。图 2 为典型再入钝头体壁面的湍流热流分布图, 通常层流的热流峰值在头部驻点, 而层流转换为湍流后, 热流峰值则向下游移动到肩部, 这会导致钝头体肩部出现局部烧蚀量增大的后果。

### 2.2 烧蚀计算

本文建立了碳材料的热化学烧蚀模型, 给出不同温度、压力下烧蚀速率与产物组分, 发展了烧蚀与端头结构非稳态热传导耦合的求解方法。

碳热化学烧蚀主要包括如下过程: 1) 碳的升华, 如  $C(s) \rightarrow C(g)$  或  $2C(s) \rightarrow C_2(g)$ 、

$3C(s) \rightarrow C_3(g)$  等, 这是烧蚀吸热的主要过程; 2) 碳—氮反应, 主要的化学反有  $2C + N_2 \rightarrow 2CN$ 、 $4C + N_2 \rightarrow 2C_2N$  等; 3) 碳—氧反应, 主要为  $2C + O_2 \rightarrow 2CO$ 。

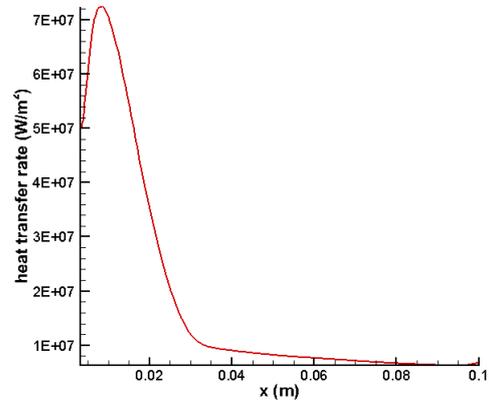


图 2 典型再入钝头体壁面的湍流热流分布图  
Fig.2 The typical turbulent heat flux profile for reentry blunt body wall

考虑到高温条件下 (大于 2500K) 以上反应的非平衡效应很小, 因此基于化学反应平衡假设以及元素守恒关系, 可以获得给定压力、温度下各组分的质量 (摩尔) 比。以上各反应的平衡常数可参见文献[20]。根据已有的文献结果<sup>[21]</sup>验证了碳烧蚀模型的准确性。如图 3 所示, 高速气流产生的气动热向结构层传递  $Q_1$ , 由于碳烧蚀的吸热作用 ( $Q_v$ ), 传递到结构的热流减小为  $Q_2$ 。同时烧蚀使得碳质量损失, 即质量流率为  $m_a$ 。

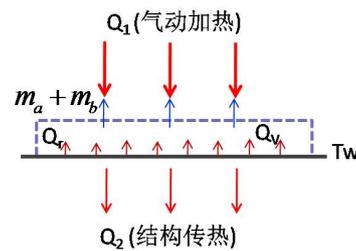


图 3 烧蚀表面热流、质量交换模型

Fig.3 The model of exchange about heat flux and mass in ablation surface

基于边界层流动存在质量交换率与能量交换率的相似性, 通过计算端头帽绕流获得的壁面传热系数, 如斯坦顿数  $St$ , 通过相似性可以确定碳的质量损失速率  $m_a$ 。这里需要说明的  $m_a$  仅是热烧蚀导致的质量损失。而对于气流冲刷引起的机械损失速率  $m_b$ , 则需要针对特定的材料及气流参数来确定。图 3 中热流密度及质量损失率的计算公式如下

$$Q_2 = Q_1 - Q_v - Q_r \quad (7)$$

其中,  $Q_r$  为结构表面辐射热流密度。

$$Q_1 = \psi \rho_e u_e St (h_s - h_w) \quad (8)$$

其中,  $St$  为无量纲传热系数: 斯坦顿数;  $\psi$  为质量引射因子, 即考虑碳升华蒸汽引射对边界层流动的影响, 对于层流与湍流,  $\psi$  具有不同的关系式。

$$Q_v = \sum_R \Delta h + \bar{h}_f^0 - \sum_P \Delta h + \bar{h}_f^0 \quad (9)$$

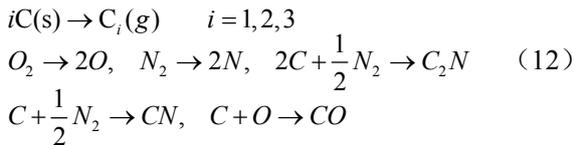
式中  $\Delta h$  为烧蚀反应物与生成物由于温度变化以及物态变化引起的焓值变化,  $\bar{h}_f^0$  为反应生成焓。

$$Q_r = \varepsilon \sigma T_w^4 A_w \quad (10)$$

式中, 反射率  $\varepsilon$  与材料及其表面粗糙度有关, 这里取 0.8。

$$m_a = (\rho v)_w = \rho_e u_e St B_w \quad (11)$$

式中  $B_w$  为无量纲的质量损失因子, 其与平衡态反应的组分浓度相关, 下面介绍其与烧蚀反应的联立求解<sup>[22]</sup>。首先由热力学分析表明, 碳基材料的主要化学反应为公式 (12) 中的 8 个反应。这 8 个反应的体系内有 10 个反应的组元, 即  $C_1, C_2, C_3, O, N, O_2, N_2, CO, CN, C_2N$ 。但是化学反应的平衡常数则与反应数目相同, 只有 8 个。因为反应平衡常数是与温度有关的函数, 因此可以认为是已知的变量, 同时化学反应平衡常数可以用分压的形式表示为公式 (13) 的形式。



$$\begin{aligned} K_{C_i} &= P_{C_i} \quad i=1,2,3 \\ K_{O} &= P_O^2 / P_{O_2}; \quad K_{N} = P_N^2 / P_{N_2} \\ K_{C_2N} &= P_{C_2N} / P_{N_2}^{1/2}; \quad K_{CN} = P_{CN} / P_{N_2}^{1/2} \quad (13) \\ K_{CO} &= P_{CO} / P_O \end{aligned}$$

(13) 式中的  $K$  代表各个反应化学反应平衡常数,  $P$  代表各个组元的分压。为方便计算, 我们进一步引入各个组元的质量浓度  $C_i (i=1, \dots, 10)$ , 其与各个组元分压的关系为

$$C_i = (P_i / P) (M_i / \bar{M}) \quad (14)$$

其中  $M$  代表各个组元的分子量,  $\bar{M}$  代表平均分子量。因为未知的组元浓度有 10 个, 而化学反应平衡常数的方程只有 8 个, 因此需要考虑补充方程使得方程封闭。我们引入元素浓度概念来补充三个相

容方程。化学反应体系包含了三种元素即  $C, O, N$ , 我们由质量守恒求得元素浓度与组元浓度之间的关系, 其中元素浓度用波浪号上标作区分

$$\begin{aligned} \tilde{C}_C &= \sum_{i=1}^3 C_{C_i} + M_C \left[ \frac{C_{CO}}{M_{CO}} + \frac{C_{CN}}{M_{CN}} + \frac{2C_{C_2N}}{M_{C_2N}} \right] \\ \tilde{C}_O &= C_O + C_{O_2} + M_O \left[ \frac{C_{CO}}{M_{CO}} \right] \\ \tilde{C}_N &= C_N + C_{N_2} + M_N \left[ \frac{C_{C_2N}}{M_{C_2N}} \right] + M_N \left[ \frac{C_{CN}}{M_{CN}} \right] \end{aligned} \quad (15)$$

进一步的, 我们根据烧蚀表面的质量守恒条件, 建立壁面的元素浓度与质量损失因子的相容关系

$$\tilde{C}_{C_w} = \frac{B_w}{1+B_w}, \quad \tilde{C}_{N_w} = \frac{\tilde{C}_{N_e}}{1+B_w}, \quad \tilde{C}_{O_w} = \frac{\tilde{C}_{O_e}}{1+B_w} \quad (16)$$

式 (14) 中的下标  $w$  代表壁面元素浓度,  $e$  代表边界层外缘元素浓度, 由公式 (15) 可以计算公式 (16) 中的元素浓度。观察公式 (13), (14), (16), 可发现, 未知的变量为 10 个组元浓度和  $B_w$ , 共 11 个, 方程则为化学反应的 8 个加上公式 (16) 的 3 个, 共 11 个, 因此方程封闭, 联立 (13), (14), (15), (16) 式即可求得  $B_w$ 。烧蚀表面花纹及表面粗糙度的确定是烧蚀建模的难点之一。从机理上讲, 烧蚀表面类似于粘弹性流体, 其与湍流边界层相互作用, 形成具有一定结构特征的花纹。Grabow 与 White<sup>[22]</sup>根据线性小扰动理论确定湍流扰动如何被放大, 形成交叉线型条纹或进一步扩展为扇贝型条纹等。他们提出了三层流体模型, 根据小扰动理论确定了最不稳定的扰动波形 (周期、振幅、相位), 从而可以预测烧蚀花纹形貌及主要特征参数: 长度、宽度与高度  $L, W, K$ 。依据该理论的初步分析显示, 碳烧蚀表面粗糙度高度约 0.1mm~1mm, 粗糙度导致湍流边界层传热系数增大 50%至 100%。

烧蚀建模的另一大难点是如何确定机械剥蚀导致的碳质量损失率, 即  $m_b$ 。以往对于  $m_b$  的确定主要是依靠电弧风洞试验, 获得一定温度、压力、气流速度范围内的拟合关系式。对于 C/C 材料, Ziering 与 DiCristina<sup>[23]</sup>认为机械剥蚀主要有两个因素: 1) 含氧气流渗透至 C/C 层, 氧化作用使得结构和材料强度降低; 2) 气流剪切、热应力超过材料的 (抗弯) 强度。基于此, Ziering 与 DiCristina

给出了 C/C 烧蚀表面气流冲刷产生的剪切力导致表面强度失效的定量判据。

有关烧蚀花纹与机械剥蚀的预测模型仍在发展中,随着对烧蚀机理的深入认识与测试手段的改进,烧蚀花纹与机械剥蚀模型的准确性及适用范围将会有很大改善。

### 2.3 结构传热计算

结构热传导控制方程为瞬态热传导方程

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \alpha \nabla^2 T \quad (17)$$

式中  $\alpha$  为热扩散系数;

$$\alpha = \lambda / (\rho c) \quad (18)$$

式中  $\lambda$  为导热系数,  $\rho$  为密度,  $c$  为比热容,  $T$  为温度。初始条件

$$T(x, y, z, 0) = T_0 \quad (19)$$

边界条件

$$-\lambda \left( \frac{\partial T}{\partial n} \right) = q_w(x, y, z, t) (t > 0) \quad (20)$$

式中  $n$  为表面外法线方向,  $q_w(x, y, z, 0)$  为随着位置和时间变化的热壁热流。

以上控制方程本文采用有限元法离散,即基于有限元商业软件 ABAQUS 进行温度场数值求解,并且利用其二次开发平台,嵌套了烧蚀计算程序,通过用户子程序 SUBROUTINE UMESHMOTION 施加表面节点网格移动量,通过用户子程序 SUBROUTINE DFLUX 添加热壁热流  $q_w$ , 并把每个时间步的温度结果  $T$  返回烧蚀程序,实现了烧蚀、热传导的实时耦合计算。

本文利用 ALE (Adaptive Lagrange Euler) 方法,在每个时间增量步  $\Delta t$  均进行网格移动和物理量的转换,网格移动的依据是烧蚀量,新网格和旧网格之间物理量的转换算法为二阶算法。网格移动过程中采用优化网格长宽比例和维持原有网格梯度各占权重 50% 的网格移动算法。

基于 ABAQUS 二次开发平台,同时还实现了烧蚀—热传导模块与气动计算模块的非实时耦合计算,根据烧蚀量的情况,每隔一定时间间隔进行数据交换。以下为利用本文发展的烧蚀多学科耦合计算程序测试的一个算例。

### 3 算例

以某飞行试验为例,端头为石墨材料,其外形如图 4 所示,从高度 70km,以 5.8km/s 的速度、

零度攻角再入飞行,计算总时间约 28.25s。图 5 为轴对称结构计算模型。 $R=0.032m$ , 锥角  $9.8^\circ$ 。经本文的流/固耦合烧蚀程序计算,给出图 6 的端头帽温度随时间变化云图,图 7 为驻点附近各个时间段的烧蚀量云图。图 8 为该算例端头帽烧蚀最终外形与初始外形对比。如图 8 所示,烧蚀外形近似为典型的双锥结构<sup>[24]</sup>。其中烧蚀锥角为  $51.72^\circ$ 。这与该端头帽烧蚀的测量数据(锥角约  $48^\circ$ )吻合的较好(误差为 7.75%)。计算给出的驻点烧蚀后退量为  $0.306R$  (约 9.79mm), 测量数据为  $0.328R$  (约 10.51 mm)。针对端头帽再入烧蚀的复杂问题,计算数据与试验数据取得了令人满意的相符程度。

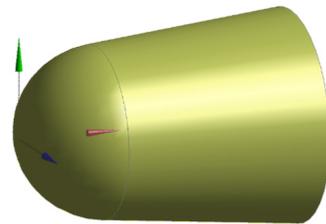


图 4 端头帽几何模型

Fig.4 Geometric model of nose tip

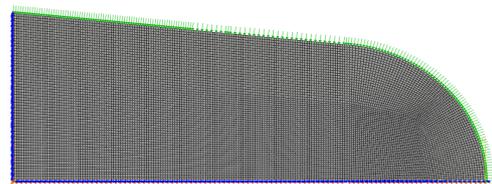


图 5 计算模型

Fig.5 Computational model

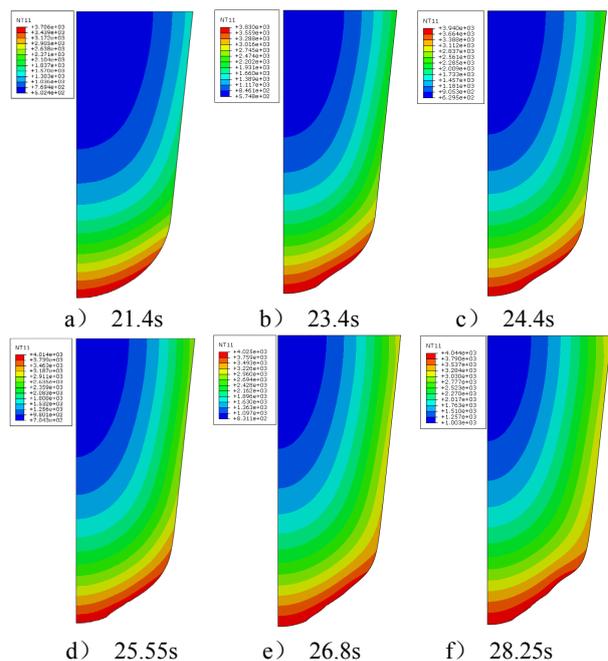


图6 随时间变化的温度云图 (单位: K)

Fig.6 Temperature contour varying with time (unit: K)

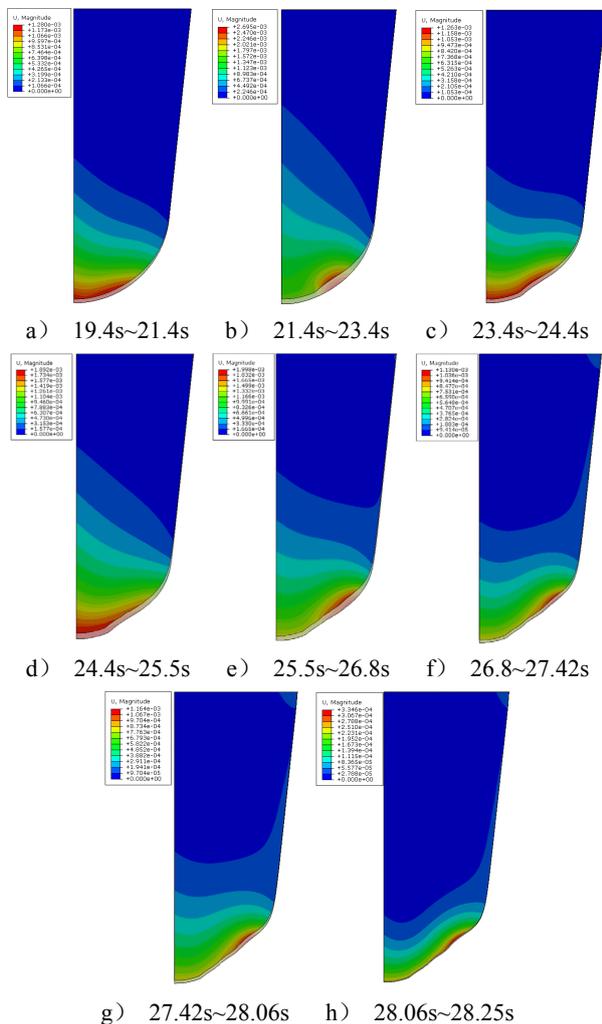


图7 随时间变化的位移云图 (单位: m)

Fig.7 Displacement contour varying with time (unit: m)

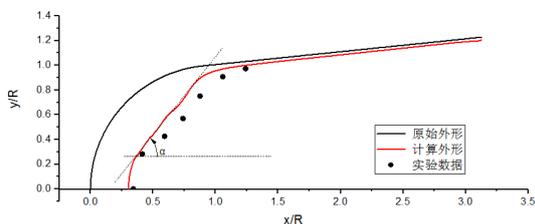


图8 端头帽烧蚀外形与初始外形对比

Fig.8 Comparison of ablation profile and initial shape of nose tip

从细节看, 计算和实验结果的偏差主要出现在壁面附近速度大的地方, 这可能是因为在肩点之后, 边界层与壁面相互作用, 出现了湍流的缘故, 端头烧蚀花纹对于气动热流产生了放大作用, 导致这部分的计

算后退量相较于实验值偏小。经过分析, 后退量的差异主要是表面粗糙度模型以及碳基材料高温热力学参数(如导热系数、比热容)的误差所导致的。这说明烧蚀花纹与气动计算的相互作用影响烧蚀后退量, 也是本文计算方法今后需要重点改进之处。

#### 4 结论

本文从端头烧蚀的多学科耦合物理过程出发, 将自编气动计算程序、烧蚀计算程序和商业软件 ABAQUS 相结合, 实现了基于移动网格技术的多学科耦合烧蚀计算程序, 并把该程序应用来模拟某飞行试验再入过程中端头帽的烧蚀, 顺利实现了气动、烧蚀、传热三个模块的数据传输和联合求解, 给出了整个再入过程中端头帽烧蚀与结构传热的时、空演化过程, 并且具有较好的计算效率和计算精度。同时, 结合流动稳定性理论、材料属性等, 该方法初步考虑了湍流转捩、碳—碳表面花纹演化以及机械剥落等因素。计算结果总体上与试验数据相符, 基本模拟了再入过程中烧蚀外形影响气动特性, 气动特性又返回来影响端头热流和烧蚀量的耦合效应。本文建立的高超声速飞行器端头烧蚀多学科耦合计算方法, 较之前的单学科计算烧蚀方法有较大的进步, 为高超声速飞行器端头防热设计与优化提供了有力工具。

#### 参 考 文 献

- [1] 贾洲侠, 吴振强, 吴建国, 等. 飞行器气动热与结构传热双向耦合研究[J]. 强度与环境, 2019, 46(6): 16-23.[JIA Zhouxia, WU Zhenqiang, WU Jianguo, et al. Study on two-way coupled fluid-structure-thermal analysis for hypersonic vehicles[J]. Structure & Environment Engineering, 2019, 46(6): 16-23.]
- [2] 何钦华, 刘佳, 田玉坤, 等. 高超声速飞行器低气压环境结构热试验控制技术[J]. 强度与环境, 2019, 46(6): 9-15.[HE Qinhu, LIU Jia, TIAN Yukun, et al. Research on thermal test control technology of hypersonic vehicle in low atmosphere pressure environment[J]. Structure & Environment Engineering, 2019, 46(6): 9-15.]
- [3] 张东, 任东鸿, 赵春章, 等. 高速飞行器流固界面热力载荷转换方法及其应用[J]. 强度与环境, 2019, 46(4): 54-58.[Zhang Dong, Ren Donghong, Zhao Chunzhang, et al. The high speed aircraft fluid-solid interface thermal load conversion and its application [J]. Structure & Environment Engineering, 2019, 46(4): 54-58.]
- [4] 杨雯, 霍浩亮, 李海波, 等. 航天多功能热控材料及结构研究进展[J]. 强度与环境, 2020, 47(2): 1-12.[Yang Wen, Huo Haoliang,

- Li Haibo, et al. Research progress of multifunctional thermal control materials and structures of aerospace vehicles[J]. *Structure & Environment Engineering*, 2020, 47(2): 1-12.]
- [5] 巴晓蕾, 郭文婧, 罗嘉, 等. 航天复合材料机翼疲劳试验加载技术研究[J]. *强度与环境*, 2019 (3): 14-19.[Ba Xiaolei, Guo Wenjing, Luo Jia, et al. Research on loading technology of the fatigue life testing for composite wings[J]. *Structure & Environment Engineering*, 2019 (3): 14-19.]
- [6] 高魁垠, 李海波, 吴建国, 等. 2D-C/SiC 复合材料螺栓连接结构可靠性分析[J]. *强度与环境*, 2020, 47(1): 33-40.[Gao Kuiyin, Li Haibo, Wu Jianguo, et al. Reliability analysis of 2D-C/SiC composite bolted joints[J]. *Structure & Environment Engineering*, 2020, 47(1): 33-40.]
- [7] 黄海明, 杜善义, 施惠基. C/TaC/C 复合材料的烧蚀性能研究[J]. *航空兵器*, 2002, 5:5-7. [Huang H M, Du S Y, Shi H J. The ablation property of C/TaC/C [J]. *Hang Kong Bin Qi*, 2002, 5: 5-7.]
- [8] 黄海明, 杜善义, 吴林志, 等. C/C 复合材料烧蚀性能分析[J]. *复合材料学报*, 2001, 18(3):76-80. [Huang H M, Du S Y, Wu L Z, et al. Analysis of the ablation of C/C composites [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2001, 18(3): 76-80.]
- [9] 王德文, 杨月诚, 查柏林, 等. 炭/炭复合材料耐高温和高速粒子烧蚀/侵蚀研究[J]. *火箭与制导学报*, 2013, 33(1): 132-134. [Wang D W, Yang Y C, Cha B L., et al. The study on anti-ablative property of C/C Composites [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2013, 33(1): 132-134.]
- [10] R R Williams. ATJ-S Graphite Ablation at Angle of Attack[C]. AIAA 8th Thermophysics Conference, Palm Spring, California, July 16-18, 1973.
- [11] W R Grabowsky, H P Eldridge, R C Wheaton. Reentry vehicle instrumentation survey [C]. AIAA 1st Flight Testing Conference, Las Vegas, Nevada, November 11-13, 1981.
- [12] J W Metzger, M J Engel, N S Diaconis. Oxidation and sublimation of graphite in simulated re-entry environments [J]. *AIAA Journal*, 1976, 5(8): 451-460.
- [13] 尹健, 张红波, 熊翔, 等. 烧蚀条件对混合基体 C/C 复合材料烧蚀性能的影响[J]. *材料科学与工程学报*, 2007, 25(1): 26-29. [Yin J, Zhang H B, Xiong X, et al. Influences of ablation conditions on the ablation performances of Mix-matrix C/C composites [J]. *Journal of Materials Science and Engineering*. 2007, 25(1): 26-29.]
- [14] L W Hunter, L L Perini, D W Conn, et al. Calculation of carbon ablation on a re-entry body during supersonic/subsonic flight [J]. *Journal of Spacecraft*, 1986, 23(5): 487-492.
- [15] 王臣, 梁军, 吴世平, 等. 高温烧蚀条件下 C/C 材料热力耦合场模拟[J]. *复合材料学报*, 2006, 23(5): 143-148. [Wang C, Liang J, Wu S P, et al. Numerical simulation of C/C composites coupled thermos-mechanical field under the condition of high temperatures and ablation[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2006, 23(5): 143-148.]
- [16] 王中原, 史金光. 超高速飞行火箭气动烧蚀数值模拟研究[J]. *南京理工大学学报*, 2003, 27(5): 595-602. [Wang Z Y, Shi J G. The simulation of aerodynamic heating and ablation for a hypervelocity projectile [J]. *Journal of Nanjing University of Science and Technology*, 2003, 27(5): 595-602.]
- [17] 王松柏. 耐热烧蚀材料烧蚀和侵蚀速度的计算方法[J]. *兵工学报*, 1996, 17(4): 374-377. [Wang Songbai. The calculated method of the property and velocity of erosion with hot preservative materials [J]. *Acta Armamentarii*, 1996, 17(4): 374-377]
- [18] 杨琼梁, 史晓鸣, 许斌, 等. 烧蚀防热层与结构耦合热传导分析的交替计算法[J]. *宇航学报*, 2011, 32(8): 1854-1858. [Yang Q L, Shi X M, Xu B, et al. Alternative algorithm for heat transfer analysis of ablative protection layer coupled with structure [J]. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(8): 1854-1858.]
- [19] Michael J W, Graham V C, Deepak B. Data-parallel line relaxation method for the navier-stokes equations[J]. *AIAA Journal*, 1998, 36(9): 1603-1609.
- [20] 姜贵庆, 刘连元. 高速气流传热与烧蚀热防护[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [21] 刘志刚, 张巨生, 韩杰才. 炭基复合材料超高温热化学烧蚀产物分析[J]. *炭素*, 2005, 124(4): 21-25.[Liu Z G, Zhang J S, Han J C. Results analyzed of super-high temperature thermal chemical ablation for carbon-based composite material[J]. *CARBON*, 2006, 124(4): 21-25.]
- [22] R M Grabow, C O White. Surface roughness effects on nose tip ablation characteristics [J]. *AIAA Journal*, 1975, 13(5): 605-610.
- [23] M B Ziering, V Di Cristina, Thermo-mechanical erosion of ablative plastic composites [C]. AIAA 7th Thermo-physics Conference, San Antonio, April 10-12, 1972.
- [24] G J Hochrein, G F Wright. Analysis of the tater nose-tip boundary layer transition and ablation experiment [C]. AIAA 14th Aerospace Sciences Meeting, Washington D.C., 1976.