

## 研究论文

DOI: 10.11949/j.issn.0438-1157.20170635

## 树脂基热防护材料烧蚀传热的关键参数影响性分析

王潇敏<sup>1</sup>, 程文龙<sup>1</sup>, 张利嵩<sup>2</sup>, 刘娜<sup>2</sup>

(<sup>1</sup>中国科学技术大学热科学和能源工程系, 安徽 合肥 230027; <sup>2</sup>北京航天长征飞行器研究所, 高超声速飞行器防隔热与热控技术中心, 北京 100076)

**摘要:** 针对树脂基热防护材料烧蚀传热的关键参数分析问题, 采用碳化层-热解层-原始材料层一维模型, 分析了热防护材料烧蚀热解响应过程的传热特性, 得出了不确定参数影响传热过程的敏感性大小, 结果表明: 材料的热导率对树脂基热防护材料烧蚀传热特性影响最大, 密度、比热容和材料厚度影响程度较大, 其他参数的影响性可以忽略。同时建立了温度和不确定参数之间的量纲 1 准则关系式, 为热防护材料的选取设计以及模型参数修正提供了参考依据。

**关键词:** 数值分析; 热解; 传热; 敏感性分析

中图分类号: V 435+.14

文献标志码: A

文章编号: 0438—1157 (2018) 04—1385—06

## Analysis of influence of key parameters on ablative heat transfer of resin based thermal protection material

WANG Xiaomin<sup>1</sup>, CHENG Wenlong<sup>1</sup>, ZHANG Lisong<sup>2</sup>, LIU Na<sup>2</sup>

(<sup>1</sup>Department of Thermal Science and Energy Engineering, University of Science and Technology of China, Hefei 230027, Anhui, China; <sup>2</sup>Hypersonic Vehicle Research Center of Thermal Protection and Insulation, Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing 100076, China)

**Abstract:** To analysis the key parameters of ablation heat transfer resin based thermal protection materials, a charring layer-pyrolysis layer-original material layer one-dimensional model is applied, heat transfer process is analyzed, and the uncertain parameters sensitivity of ablative heat response of thermal protection material is obtained. The results show that the thermal conductivity is the greatest impact on the heat transfer characteristics of resin based thermal protection material ablation, the density, specific heat capacity and material thickness are secondary, and the influence of other parameters can be ignored. Meanwhile, the dimensionless correlation between the temperature and the uncertain parameters is established, which provides a reference for the selection, design and parameters correction of the thermal protection materials.

**Key words:** numerical analysis; pyrolysis; heat transfer; sensitivity analysis

## 引 言

树脂基热防护材料是高速飞行器和固体火箭的理想热防护材料<sup>[1]</sup>。在复杂的工作环境下, 热防护材料内部会发生激烈的热解反应, 释放出热解气

体, 热解气体在碳化材料中流动, 引起碳化层温度的降低, 影响材料内部的温度分布<sup>[2-6]</sup>。

在工程设计中, 针对工作环境选取热防护材料时主要依赖于设计者的主观经验判断, 往往面临如何选取参数的关键问题, 或者造成不可预知的人为

2017-05-16 收到初稿, 2017-10-17 收到修改稿。

联系人: 程文龙。第一作者: 王潇敏 (1993—), 男, 硕士研究生。

Received date: 2017-05-16.

Corresponding author: CHENG Wenlong, wlcheng@ustc.edu.cn

偏差, 比如在模拟时将某个参数修正得过大, 而其他参数很小, 却也能得到较好的估算效果。

国内外针对热防护材料烧蚀传热的热响应模型和材料结构进行了相关研究<sup>[7-15]</sup>, 并分析了热解气体、密度梯度等因素对热响应过程的影响<sup>[16-21]</sup>, 但一次只能分析一个参数, 没有统一的判断标准, 往往费时费力。Chen 等<sup>[22-24]</sup>针对几种不同模型的不确定参数进行了简单分析, 但并未给出更深入的准则关系。因而建立一个可供参考的不确定参数敏感性分析准则就显得尤为关键。

针对这些问题, 本文通过基于 Monte Carlo 方法的数值模拟<sup>[25-26]</sup>, 建立了热防护材料烧蚀传热不确定参数的敏感性分析方法, 并与公开测试的烧蚀实验进行对比, 甄别出了关键影响参数, 为材料参数选取以及模型修正提供了理论基础。并通过量纲 1 分析, 建立了关键影响参数与材料烧蚀传热性能之间的量纲 1 准则关系式, 对于工程应用中热防护材料的选取设计具有较强的参考意义。

## 1 热分析模型

### 1.1 物理模型描述

树脂基热防护材料在加热过程中, 会发生剧烈的热解反应, 热解反应主要集中在一个较窄的热解层内, 而靠近加热边界的区域是碳化层, 主要是原始材料完全热解后形成的多孔材料, 热解层之下是尚未热解的原始材料层。

在碳化层厚度较小时, 假定气体与当地材料处于热平衡状态, 热解气体生成后瞬间释放到边界层中, 并忽略热解气体在碳化层中的流动传热对碳化层的影响, 研究结果得到了较好的验证<sup>[26-29]</sup>。

本文计算采用一维模型, 并假定: ① 材料表面无烧蚀; ② 模型在烧蚀热解过程中分为碳化层-热解层-原始材料层的 3 层结构, 如图 1 所示; ③ 模型内部热解气体与当地材料处于瞬态热平衡; ④ 内部气体压力等于表面压力, 热解气体生成后瞬间释放

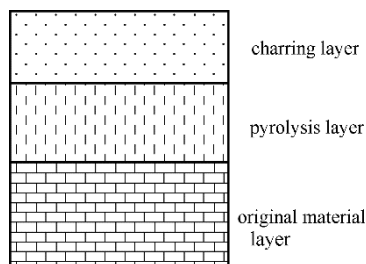


图 1 热防护材料的烧蚀热解分层模型

Fig.1 Ablation schematic of thermal protection material

到边界层中。

### 1.2 数学模型描述

建立空间一维坐标系, 正方向朝内表面。材料厚度为  $l$ 。

原始层传热控制方程

$$\rho_v c_v \frac{\partial T}{\partial t} = k_v \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \quad (1)$$

热解层传热控制方程

$$\rho_s c_s \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial y} \left( k_s \frac{\partial T}{\partial y} \right) + m_g c_g \frac{\partial T}{\partial y} + \frac{\partial \rho_s}{\partial t} h \quad (2)$$

碳化层传热控制方程

$$\rho_c c_c \frac{\partial T}{\partial t} = k_c \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + m_g c_g \frac{\partial T}{\partial y} \quad (3)$$

其中,  $m_g$  为热解气体单位面积质量流量,  $h$  为树脂热解潜热。下角标  $v$  代表原始时状态,  $c$  表示碳化时的状态,  $s$  表示瞬时状态。材料密度由于热解发生变化, 其值由 Arrhenius 方程给出<sup>[3,30]</sup>

$$\frac{\partial \rho_s}{\partial t} = -A e^{-\frac{E}{RT}} (\rho_s - \rho_c) \quad (4)$$

$$\frac{\partial \rho_s}{\partial t} = -\nabla \cdot m_g \quad (5)$$

顶部和底部边界条件

$$y=0, T=T_1 \quad (6)$$

$$y=l, \dot{q}=0 \quad (7)$$

热防护材料的热导率和比热容会因为材料的热解和温度变化而变化, 可以引入热解率<sup>[3,30]</sup>

$$J = \frac{1 - \rho_s / \rho_c}{1 - \rho_v / \rho_c} \quad (8)$$

则热导率和比热容的变化可表示为

$$k_s = J k_v + (1-J) k_c \quad (9)$$

$$c_s = J c_v + (1-J) c_c \quad (10)$$

为了得到关键影响参数与材料烧蚀传热性能之间的具体影响关系, 可以通过量纲 1 化, 对不确定参数进行组合, 求得量纲 1 准则关系式。

通常的做法是进行大量的实验, 结合数据分析并拟合出相应的准则关系, 但这种做法耗时耗力, 实验过程中的参数选择也比较有限。因此, 本文利用理论分析建立数学模型, 对热响应过程中不同参数的影响进行归纳, 从而得到相关参数的通用准则式。引入如下量纲 1 参数

$$\tau = \frac{kt}{\rho c l^2} \quad (11)$$

$$\theta = \frac{c_p (T - T_m)}{h} \quad (12)$$

$$Ste = \frac{c_p (T_m - T_0)}{h} \quad (13)$$

几个量纲 1 参数间的准则关系

$$\theta=f(\tau_s Ste) \quad (14)$$

### 1.3 敏感性分析方法

在工程设计中, 从众多相关参数中筛选出有重要影响的关键敏感性参数, 可以采用相关系数方法, 目前应用最普遍的主要有 Spearman 等级相关系数

$$r_p = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n [R(x_i) - R(y_i)]^2}{n(n^2 - 1)} \quad (15)$$

式中,  $R(x_i)$  表示将不确定参数的抽样值 ( $x_1, x_2, \dots, x_n$ ) 按升序或者降序排列时  $x_i$  的排序号,  $R(y_i)$  表示将不确定参数的抽样值 ( $y_1, y_2, \dots, y_n$ ) 按升序或者降序排列时  $y_i$  的排序号,  $n$  表示抽样次数。当  $n$  超过 1000 次的时候, 抽样结果可以较好地符合参数的分布特征<sup>[25-26]</sup>。

若 Spearman 等级相关系数  $|r_p| \leq 0.3$ , 表示相关关系很弱, 这种相关性也有可能是因偶然性因素所致;  $0.3 < |r_p| \leq 0.5$ , 属于低相关;  $0.5 < |r_p| \leq 0.8$ , 属于中度相关;  $0.8 < |r_p| \leq 1$  属高度相关。如果某参数属于高度相关, 则可以判断其为关键参数。

## 2 模型实验验证

将本文模型和方法在 Fortran 平台中实施, 采用有限差分法进行模拟, 通过对比成熟算例, 进行验证模型和计算方法的可靠性。选择的材料为文献[30]中已经得到了广泛认可的用于公开测试的材料

(theoretical ablative composite for open test, TACOT), 其计算条件如下<sup>[30]</sup>。

初始条件: 温度  $T=298 \text{ K}$ , 压力  $P=101.325 \text{ kPa}$ , 材料厚度  $50 \text{ mm}$ 。

边界条件: 压力, 顶部  $P=101.325 \text{ kPa}$ , 底部封

闭; 温度, 顶部  $t=0 \text{ s}$ ,  $T=298 \text{ K}$ ,  $t=0.1 \text{ s}$ ,  $T=1644 \text{ K}$ ,  $t=60 \text{ s}$ ,  $T=1644 \text{ K}$ , 无烧蚀, 底部绝热。

式 (4) 系数  $A=12000 \text{ s}^{-1}$ ,  $E/R=8556 \text{ K}$ 。

在上述条件下, 本文模型计算结果和文献[30]中提供的实验数据对比如图 2 所示。

由图 2 可知, 本文模型的计算精度较好, 对材料内部热响应分析比较准确, 能够满足进一步的研究使用。

## 3 敏感性分析结果与讨论

### 3.1 计算参数与条件

选取了两种树脂基材料, 在给定的边界条件下, 影响材料烧蚀热响应过程的不确定参数有密度  $\rho_v$ 、热导率  $k_v$ 、比热容  $c_v$ 、热解潜热  $h$ 、热解温度  $T_m$ 、初始温度  $T_0$  和材料厚度  $l$ , 各参数取值范围如表 1 所示<sup>[31]</sup>。

表 1 材料不确定参数取值范围

| Table 1 Value ranges of uncertain parameters        |            |            |              |
|-----------------------------------------------------|------------|------------|--------------|
| Parameter                                           | Material 1 | Material 2 | Distribution |
| $\rho_v/\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$                | 400—1200   | 1030—1830  | uniform      |
| $k_v/\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$  | 0.04—0.4   | 0.4—1.2    | uniform      |
| $c_v/\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ | 700—1300   | 560—1160   | uniform      |
| $h/\text{kJ}\cdot\text{kg}^{-1}$                    | 300—500    | 369—469    | uniform      |
| $T_m/\text{K}$                                      | 543—603    | 443—503    | uniform      |
| $T_0/\text{K}$                                      | 288—308    | 288—308    | uniform      |
| $l/\text{mm}$                                       | 36—44      | 36—44      | uniform      |

热解气体比热容  $c_g=2000 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ 。

### 3.2 关键参数分析结果

选取温度为目标函数进行敏感性分析, 通过大量的模拟计算, 得到其与不确定参数之间的相关系数结果如表 2 所示。

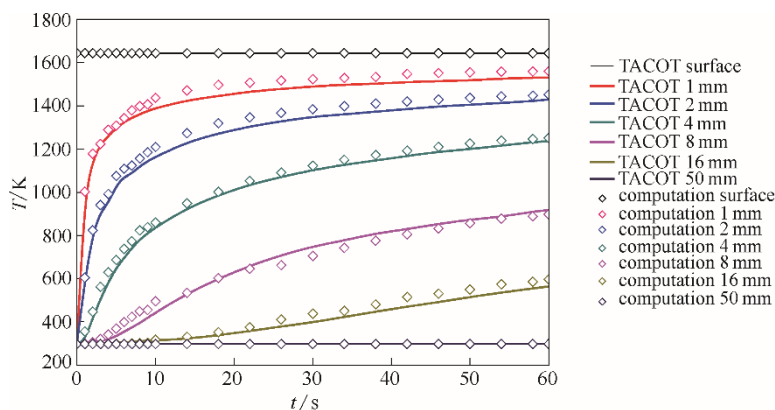


图 2 模型计算值和文献数据值对比结果

Fig.2 Temperature comparison between computation and TACOT

表 2 材料不确定参数敏感性分析结果

Table 2 Sensitivity analyses of uncertain parameters

| Parameter | Correlation coefficient of material 1 | Correlation coefficient of material 2 |
|-----------|---------------------------------------|---------------------------------------|
| $\rho_v$  | -0.464                                | -0.344                                |
| $k_v$     | 0.852                                 | 0.704                                 |
| $c_v$     | -0.117                                | -0.430                                |
| $H$       | -0.047                                | -0.032                                |
| $T_m$     | 0.007                                 | 0.044                                 |
| $T_0$     | 0.004                                 | 0.044                                 |
| $l$       | -0.172                                | -0.328                                |

材料 1 和材料 2 在的温度场和热解层、碳化层深度移动对比情况如图 3 和图 4 所示。

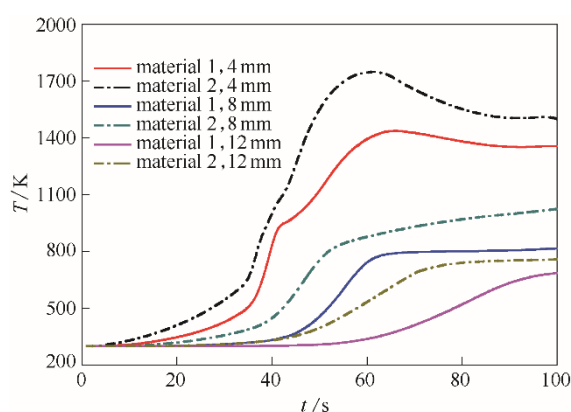


图 3 材料 1 和材料 2 温度场对比

Fig.3 Comparison of temperature

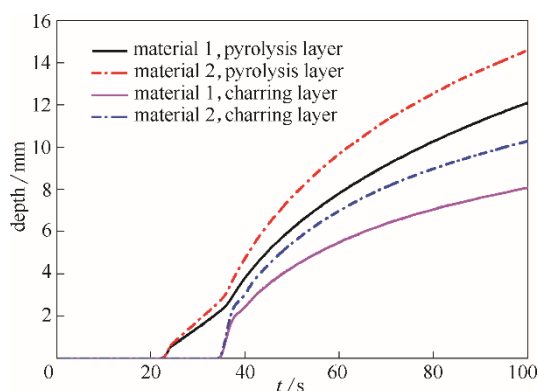


图 4 材料 1 和材料 2 热解层、碳化层深度移动情况对比

Fig.4 Movements of pyrolysis layer and charring layer

由表 2 可以看出, 热导率对温度的正影响程度很大, 为中高强度正相关; 热解温度和初始温度对温度的正影响程度较小, 为极弱正相关; 密度、比热容和材料厚度对温度的负影响较大, 为中弱度负相关; 热解反应热对温度的负影响程度较小, 为极弱负相关。

如图 3 和图 4 的结果所示, 材料 2 的热导率和

密度均比材料 1 的大, 比热容比材料 1 小, 按照敏感性分析的结果, 热导率和密度的综合影响比较大, 因此材料 2 的温度场热响应应该比材料 1 快, 各节点温度比材料 1 高, 热解层和碳化层深度较深。

所以热导率、密度、比热容和材料厚度为整个烧蚀传热过程的关键影响参数, 其中热导率对材料烧蚀热解的热响应过程影响最大。

因此在考虑热防护材料的选择时, 在确定了材料的厚度以及工作环境初始温度后, 热导率应该优先考虑, 再次考虑密度和比热容, 最后考虑热解温度和热解反应热。

### 3.3 量纲 1 准则

首先通过大量的计算分析得出各个参数和温度场之间的关系, 发现在热响应过程中, 材料内壁面温度和热解反应热与热解温度关系不大, 和密度、比热容、材料厚度为反比关系, 和热导率为正比关系, 和初始温度呈线性正相关关系。

根据分析, 确定几个量纲 1 之间的准则关系函数表达式为

$$\theta = a\tau^b + cSte \quad (16)$$

式中,  $a$ ,  $b$ ,  $c$  为相关拟合参数, 对大量的计算结果进行拟合, 得出的材料 1 和材料 2 的量纲 1 准则关系式结果如下

$$\theta_{m1} = 6.15\tau^{6.4} - Ste \quad (17)$$

$$\theta_{m2} = 408.05\tau^{3.7} - Ste \quad (18)$$

量纲 1 准则式计算的结果与模型模拟分析的结果对比如图 5 所示。

从图 5 中可以看出, 量纲 1 准则式计算的结果误差在  $\pm 10\%$  以内, 精度较好, 因此采用本方法可以为热防护材料的选取提供简单可靠的分析和评估工具。

## 4 结 论

本文采用碳化层-热解层-原始材料层模型, 通过数值模拟研究了热防护材料烧蚀热解的热响应过程, 重点针对热防护材料的不确定参数进行了敏感性分析, 得到了如下结论。

(1) 本文所采用的模型能够较好地反映真实物理现象, 计算方法简便可靠。

(2) 分析了不确定参数的敏感性, 其中热导率为关键影响参数, 得出了热防护材料工程选取及模型修正中的优先次序, 从而克服了分析者经验不足或主观臆断带来的影响。

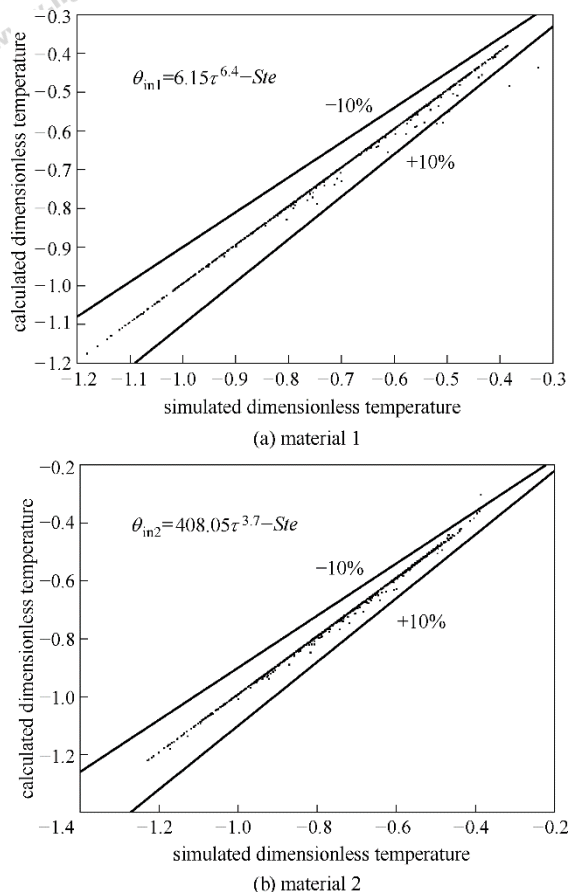


图5 量纲1准则式计算值与模拟值结果对比

Fig.5 Comparison between simulation and computation of dimensionless temperature

(3) 结合大量的计算结果和理论分析,建立了温度和关键不确定参数之间的量纲1准则关系式,操作简单,精度较好,为热防护材料的分析评估提供了参考。

## References

- [1] 张志成. 高超声速气动热和热防护[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 222-317.  
ZHANG Z C. Hypersonic Aerodynamic Heat and Thermal Protection[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003: 222-317.
- [2] 张涛. 热解气体流动的二维烧蚀热防护数值仿真研究[J]. 宇航学报, 2014, 35(1): 119-124.  
ZHANG T. Numerical simulation research on two-dimensional ablative thermal protection with pyrolysis gas flow[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(1): 119-124.
- [3] 刘骁, 国义军, 刘伟, 等. 碳化材料三维烧蚀热响应有限元计算研究[J]. 宇航学报, 2016, 37(9): 1150-1156.  
LIU X, GUO Y J, LIU W, *et al.* Numerical simulation research on three-dimensional ablative thermal response of charring ablators[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(9): 1150-1156.
- [4] BAHRAMIAN A R, KOKABI M, FAMILI M H N, *et al.* Ablation and thermal degradation behaviour of a composite based on resol type phenolic resin: process modeling and experimental[J]. Polymer, 2006, 47(10): 3661-3673.
- [5] HAKKAKI F A, KOWSARY F. Heat flux estimation in a charring ablators[J]. Numerical Heat Transfer, Part A: Applications, 2007, 53(5): 543-560.
- [6] XU Y H, HU X, YANG Y X, *et al.* Dynamic simulation of insulation material ablation process in solid propellant rocket motor[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2014, 28(5): 04014118.
- [7] ALBA C R, GREENDYKE R B. Nonequilibrium finite-rate carbon ablation model for earth reentry flows[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2016, 53(3): 579-583.
- [8] LI W J, HUANG H M, TIAN Y, *et al.* A nonlinear pyrolysis layer model for analyzing thermal behavior of charring ablators[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2015, 98: 104-112.
- [9] LI W J, HUANG H M, TIAN Y, *et al.* Nonlinear analysis on thermal behavior of charring materials with surface ablation[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2015, 84: 245-252.
- [10] HUANG H M, LI W J, YU H L. Thermal analysis of charring materials based on pyrolysis interface model[J]. Thermal Science, 2014, 18(5): 1591-1596.
- [11] LI W J, HUANG H M, AI B C, *et al.* On the novel designs of charring composites for thermal protection application in reentry vehicles[J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 93: 849-855.
- [12] GORI F, CORASANITI S, WOREK W M, *et al.* Theoretical prediction of thermal conductivity for thermal protection systems[J]. Applied Thermal Engineering, 2012, 49: 124-130.
- [13] EWING M E, LAKER T S, WALKER D T. Numerical modeling of ablation heat transfer[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2013, 27(4): 615-632.
- [14] LACHAUD J, MAGIN T E, COZMUTA I, *et al.* A short review of ablative-material response models and simulation tools[C]//7th Aerothermodynamics Symposium. Belgium: European Space Agency, 2011.
- [15] WENG H Y, MARTIN A. Numerical investigation of thermal response using orthotropic charring ablative material[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2015, 29(3): 429-438.
- [16] AMAR A J. Modeling of One-dimensional Ablation with Porous Flow Using Finite Control Volume Procedure[M]. Raleigh: North Carolina State University, 2006: 12-134.
- [17] WENG H Y, MARTIN A. Multidimensional modeling of pyrolysis gas transport inside charring ablative materials[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2014, 28(4): 583-597.
- [18] LACHAUD J, VAN EEKELLEN T, SCOGGINS J B, *et al.* Detailed chemical equilibrium model for porous ablative materials[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2015, 90: 1034-1045.
- [19] LI W J, HUANG H M, YU H L, *et al.* Effects of gradient density on effective heat capacity of charring ablative material for re-entry vehicles[J]. International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow, 2015, 25(3): 472-483.
- [20] LI W J, HUANG H M, WANG Q, *et al.* Protection of pyrolysis gases combustion against charring materials' surface ablation[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 102: 10-17.
- [21] CHEN Y K, MILOS F S. Effects of nonequilibrium chemistry and Darcy-Forchheimer pyrolysis flow for charring ablators[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2013, 50(2): 256-269.
- [22] GHORBANI Z, WEBSTER R, LAZARO M, *et al.* Critical evaluation

- of parameter estimation techniques for pyrolysis of charring materials[C]//8th US National Combustion Meeting. Utah: Western States Section of the Combustion Institute, 2013.
- [23] CHEN Y K, SQUIRE T, LAUB B, *et al.* Monte Carlo analysis for spacecraft thermal protection system design[C]//9th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. San Francisco, 2006.
- [24] CHEN Y K, MILOS F S, GOKEEN T. Validation of a three-dimensional ablation and thermal response simulation code[C]//10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. Chicago, 2010.
- [25] 刘军. 科学计算中的蒙特卡罗策略[M]. 北京: 高等教育出版社, 2009: 17-38.
- LIU J. Monte Carlo Strategies in Scientific Computing[M]. Beijing: Higher Education Press, 2009: 17-38.
- [26] CHENG W L, LIU N, LI Z, *et al.* Application study of a correction method for a spacecraft thermal model with a Monte Carlo hybrid algorithm[J]. Chinese Science Bulletin, 2011, **56**(13): 1407-1412.
- [27] BLACKWELL B F. Numerical prediction of one-dimensional ablation using a finite control volume procedure with exponential differencing[J]. Numerical Heat Transfer, Part A: Applications, 1988, **14**(1): 17-34.
- [28] AMAR A J, BLACKWELL B F, EDWARDS J R. One-dimensional ablation using a full Newton's method and finite control volume procedure[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2008, **22**(1): 71-82.
- [29] AMAR A J, BLACKWELL B F, EDWARDS J R. Development and verification of a one-dimensional ablation code including pyrolysis gas flow[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2009, **23**(1): 59-71.
- [30] LACHAUD J, MARTIN A, COZMUTA I, *et al.* Ablation Workshop Test Case[EB/OL]. 2011[2017]. [http://ablation2012.engineering.uky.edu/files/2012/02/Test\\_Case\\_1.pdf](http://ablation2012.engineering.uky.edu/files/2012/02/Test_Case_1.pdf).
- [31] 于翹. 材料工艺. 下[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1989: 10-192.
- YU Q. Material Technology, Part B[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1989: 10-192.