

二氧化碳介质气动加热环境下碳化 热解类防热材料烧蚀机理分析

邓代英, 罗晓光, 陈思员, 俞继军, 艾邦成

(中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074)

摘要: **目的** 研究轻质热解类防热材料在高焓 CO_2 气动加热环境下的碳化层烧蚀机理。**方法** 建立考虑化学反应动力学过程影响的材料热化学烧蚀特性计算方法, 研究碳化热解类防热材料在二氧化碳介质气动加热环境下的碳化层烧蚀机理, 分析与空气介质环境下的材料烧蚀特性差异, 计算得出二氧化碳气体离解、热解引射气体质量流率和组分等因素变化对防热材料烧蚀特性的影响规律。**结果** 3000 K 温度下, 当压力为 1.0×10^5 Pa 时, 二氧化碳组分和地球大气的无因次烧蚀因子分别为 0.26 和 0.17。**结论** 压力或温度升高、二氧化碳离解程度升高、来流扩散质量流率或热解气体流率减小, 均会使材料无因次质量烧蚀率更大, 同时烧蚀热效应也发生相应改变。

关键词: 二氧化碳; 气动加热; 碳化热解防热材料; 烧蚀机理

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.01.008

中图分类号: TJ04 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2020)01-0043-08

Impact of Carbon Dioxide Aeroheating on the Ablation Performance of Charring Thermal Protective Materials

DENG Dai-ying, LUO Xiao-guang, CHEN Si-yuan, YU Ji-jun, AI Bang-cheng
(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

ABSTRACT: The paper aims to study the carbonized layer ablation mechanism of lightweight class pyrolytic heat material in aerodynamic heating environment of high enthalpy CO_2 . The ablation performance predicting method considering the kinetics of reaction was established and used to analyze the charring layer ablation mechanism under high temperature carbon dioxide. The difference of the materials ablation performance between the carbon dioxide and air aeroheating was analyzed. The impact of carbon dioxide dissociation, and the mass flow and composition of the pyrolysis gases on the materials ablation was obtained through computing. When the gas pressure and the wall temperature reached 1.0×10^5 Pa and 3000 K, the non-dimensional ablation rates under the CO_2 and air were 0.26 and 0.17, respectively. The non-dimensional ablation rate of the materials become higher with the increase of temperature, pressure, or dissociation degree of CO_2 , and the reduction of the mass flow rate of the flow or pyrolysis gases or the non-dimensional ablation rate of the materials. The heat of ablation changes at the meantime.

KEY WORDS: carbon dioxide; aeroheating; charring thermal protective materials; ablation modeling

收稿日期: 2019-10-29; 修订日期: 2019-11-10

Received: 2019-10-29; Revised: 2019-11-10

基金项目: 国家重点基础研究发展计划 (2015CB655201)

Fund: National Basic Research Program of China (2015CB655201)

作者简介: 邓代英 (1986—), 男, 四川人, 高级工程师, 主要研究方向为高温气体动力学。

Biography: DENG Daiying (1986—), Male, from Sichuan, Senior engineer, Research focus: high-temperature gas dynamics.

通讯作者: 罗晓光 (1983—), 男, 安徽人, 高级工程师, 主要研究方向为气动热防护。

Corresponding author: LUO Xiao-guang (1983—), Male, from Anhui, Senior engineer, Research focus: aero-heating protection.

二氧化碳 (CO₂) 是一种重要的气动加热介质, 是不同组分燃气燃烧产物的主要组分, 也是部分行星大气的主要组元, 如火星大气等。长期以来, 除地球大气组分以外, CO₂ 高焓气体对材料烧蚀热响应行为的影响机理研究也受到广泛关注^[1-3]。

以火星大气为例, 其主要由 95.3% 的 CO₂, 2.7% 的 N₂ 及少量的 Ar、CO、O₂ 等其他气体组成, 大气密度仅有地球大气的 1% 左右, 这使得飞行器进入火星大气与再入地球大气经历的气动热环境差异很大。为了减轻防热结构质量, 火星探测器采用的防热材料密度更低, 一般为轻质热解类热防护材料^[4], 如 SLA-561V^[5]、PICA^[6-7] 等。此类防热材料在气动加热环境下会出现内部热解反应, 在材料表面逐渐形成一层由碳、硅等元素为主的炭化层, 炭化层在气动加热环境下的烧蚀机理及质量损失规律很大程度上影响着防热材料的综合防隔热性能。

高焓 CO₂ 气动加热环境以及防热材料性能差异等因素对防热材料烧蚀特性产生的影响都是需要研究的问题。目前的地面试验能力^[4]尚不足以完全模拟 CO₂ 介质的气动加热和来流气体组分。因此, 文中以火星大气环境为典型背景, 针对 CO₂ 介质气动加热环境特征, 采用气动热力学分析方法, 研究防热材料烧蚀机理, 获得环境、材料参数等对烧蚀性能的影响规律, 对比了相同条件空气介质环境下的材料响应行为。

1 烧蚀机理分析

在气动加热环境下, 随着温度的升高, 热解类防热材料内部会出现热解反应, 引起材料内部组分、微观结构及相关力、热性能参数发生变化, 并逐渐在材料表面形成一层完全热解的炭化层, 炭化层的主要成分一般为碳元素。随着材料表面温度的升高, 碳元素首先会与来流中的含氧组元, 如 O₂、O、CO₂ 等发生氧化反应引起质量损失。随着温度的进一步升高, 还会出现碳氮反应和碳的升华, 在压力或剪切力较高的情况下还可能出现不同程度的炭化层机械剥蚀。因此, 温度、压力、来流气体成分及质量流率都是影响防热材料炭化层烧蚀特性的重要参数。另外, 热解气体从材料内部引射至材料表面后, 可能与来流气体中的氧发生进一步的氧化反应, 改变材料表面的气体成分, 影响炭化层的烧蚀。特别是在相对低温的情况下, 炭化层本身的氧化不足以完全消耗来流中的氧时, 这种影响会更加明显。

采用热化学烧蚀计算方法^[8-10], 在材料表面高温热化学平衡假设条件下, 结合材料表面元素的质量守恒原理和气体分压定律, 可以分析材料烧蚀产物的组成特性, 进一步研究防热材料在不同来流成分下的烧蚀机理。

定义无因次质量流率 B 为:

$$B = \frac{\dot{m}}{\rho_c u_c C_M} \quad (1)$$

式中: $\rho_c u_c C_M$ 为气体来流质量扩散流率。

在气体组元等扩散系数假设条件下, 材料烧蚀表面元素质量守恒关系为^[8]:

$$\frac{Y_{ke} + B_c Y_{kc} + B_p Y_{kp}}{1 + B_c + B_p} = \frac{M_k}{P_0 \bar{M}} \sum_i c_{ki} P_i \quad (2)$$

式中: Y_{ke} 、 Y_{kc} 、 Y_{kp} 分别为元素 k 在边界层外缘、材料表面以及热解气体中的质量分数; M_k 为元素 k 的摩尔质量; c_{ki} 为元素 k 在组元 i 中的原子数; P_i 为控制体内组元分压; B_c 、 B_p 分别为无因次质量烧蚀率和无因次热解气体质量流率; \bar{M} 为材料表面控制体混合气体的平均摩尔质量; P_0 为控制体混合气体的总压。

气体分压定律为:

$$\sum_i P_i = P_0 \quad (3)$$

化学平衡条件为:

$$\Pi_i \left(\frac{P_i}{P^0} \right)^{\nu_i} = K_p^0 \quad (4)$$

式中: K_p^0 为化学反应标准平衡常数; ν_i 为反应物和生成物的计量数; P^0 为标准大气压。

针对火星大气和地球大气组成 (见表 1), 选取了 O₂、N₂、CO₂、CO、O、N、Ar、C、C₂、C₃、CN、C₂N、C₂N₂、H₂、H₂O、C₂H₂、CH₄ 共计 17 种气体组元组成的开放系统为分析对象, 进行气体平衡分压的计算分析。其中 H₂、H₂O、C₂H₂、CH₄、CO 为典型酚醛树脂热解气体 (见表 2) 在材料表面发生进一步反应的可能气体产物^[11]。

表 1 采用的模拟大气组成及摩尔分数
Tab.1 Composition and mole fraction of different atmosphere during calculation %

组元	CO ₂	CO	N ₂	O ₂	Ar	H ₂ O
火星	0.9532	0.0008	0.027	0.0013	0.016	0.000 21
地球	0.0	0.0	0.781	0.210	0.009	0.0

表 2 典型酚醛树脂热解气体高温平衡组分
Tab.2 High temperature equilibrium composition of typical carbon-phenolic resin

组元	CO	H ₂	C ₂ H ₂
摩尔分数/%	0.246	0.645	0.109

联立求解方程 (2) — (4), 火星和地球大气环境下材料烧蚀表面平衡气体分压随温度变化的计算结果如图 1 所示。其中 $P_0=10^5$ Pa, $B_p=0.1$ 。可以看出, 不管是火星还是地球大气环境, 在大部分温度区间范围内, 材料烧蚀表面的主要气体成分均为 N₂、H₂ 和 CO, 即材料表面发生的主要化学反应为 CO 气体的生成反应, 如 “C+O ↔ CO”、“C+O₂ ↔ CO”、“C+CO₂ ↔ CO” 等。N₂、H₂ 基本不参与进一步反应。当材料表面温度超过 2500 K 以上后 (当前计算条件下), 材料表面才会逐渐出现碳氮反应和碳升华反应, 产生 CN、C、C₃ 等气体。

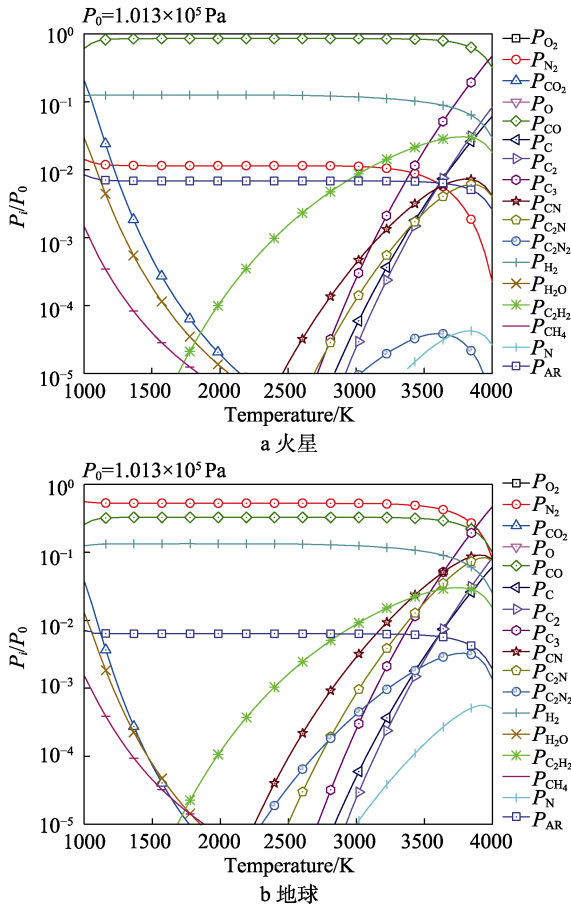


图 1 材料烧蚀表面平衡气体分压

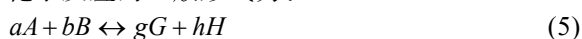
Fig.1 Equilibrium gases partial pressure distributions on materials surface under the Mars' atmosphere (a) and Earth's atmosphere (b)

相比地球再入气动热环境^[12],火星探测器进入气动热环境相对更低^[13], 隔热材料表面温度相对较低, 因此碳氮反应和碳升华反应基本可以忽略。较低的气动加热环境使得火星探测器隔热材料表面长时间处于相对低温的状态, 相比地球再入环境, 化学反应动力学过程对材料烧蚀特性的影响会更突出, 一些在高温状态下可忽略的现象或规律也会变得更重要。另外, 由于火星与地球大气成分的差异, 材料表面发生的主要化学反应也不相同。如地球大气环境下隔热材料表面的烧蚀过程, 反应“ $C+O_2 \leftrightarrow CO$ ”是主要的, 而对于未离解的火星大气环境, 反应“ $C+CO_2 \leftrightarrow CO$ ”则更重要。

2 烧蚀计算方法

在温度相对较低的情况下, 材料表面的氧化反应不足以完全消耗来流中的氧, 隔热材料的烧蚀速率由化学反应速率、来流气体向材料壁面的扩散质量流率以及来流气体组分等因素共同决定。

化学反应的一般形式为:



式中: a 、 b 、 g 、 h 为化学反应的计量系数。

根据化学动力学基本原理, 化学反应的速率公式可写为:

$$\dot{m} = k[A]^a[B]^b \quad (6)$$

式中: k 为化学反应速率常数, 其一般形式为

$$k = A \exp\left(\frac{E_a}{RT}\right); [A] \text{ 和 } [B] \text{ 为化学反应物的摩尔浓度。}$$

因此, 可逆反应 (5) 的净反应速率可写为正向反应速率与逆向反应速率的差值:

$$\dot{m} = k_+[A]^a[B]^b - k_-[G]^g[H]^h \quad (7)$$

式中: k_+ 、 k_- 分别为正向和逆向反应速率常数。

在化学平衡状态下, 正向和逆向反应速率相等, 则有:

$$\frac{k_+}{k_-} = \frac{[G]^g[H]^h}{[A]^a[B]^b} = K_p^h \quad (8)$$

整理式 (7)、(8), 并将其写为通用表达形式为:

$$\dot{m}_j = k_j(\Pi_i P_i^{n_{fij}} - K_p^{-1} \Pi_i P_i^{n_{bij}}) \quad (9)$$

式中: \dot{m}_j 为反应 j 的净反应速率; k_j 为反应 j 的正向反应速率常数; n_{fij} 、 n_{bij} 分别为反应物和生成物的反应计量系数。

进一步, 可将式 (9) 换算为摩尔反应速率的形式:

$$\dot{r}_j = \frac{\dot{m}_j}{n_{jc} M_c} \quad (10)$$

式中: n_{jc} 、 M_c 分别为与反应速率常数 k_j 定义相关的组元计量系数和摩尔质量。

根据材料表面气体组元的质量守恒原理, 由化学动力学产生的组元质量与热解进入控制体的组元质量之和, 同扩散与引射离开控制体的组元质量之和相等。因此, 组元 i 的质量守恒方程为:

$$\rho_e u_e C_M (Y_{iw} - Y_{ie}) + (\rho v)_w Y_{iw} = \sum_j n_{ji} M_i \dot{r}_j + \dot{m}_p Y_{ip} \quad (11)$$

式中: $(\rho v)_w$ 为壁面向边界层引射气体的质量流率; \dot{m}_p 为热解气体质量流率; Y_{iw} 、 Y_{ie} 、 Y_{ip} 分别为组元 i 在材料表面、边界层外缘及热解气体中的质量分数; n_{ji} 为反应 j 中组元 i 的计量系数, 若组元 i 为产物, 取正值, 若组元 i 为反应物, 则取负值; M_i 为组元 i 的摩尔质量。

根据质量守恒原理, 壁面向边界层引射气体质量流率等于材料质量烧蚀率与热解气体质量流率之和, 即:

$$(\rho v)_w = \dot{m}_c + \dot{m}_p \quad (12)$$

合并整理式 (9) — (12), 可得:

$$\sum_j \left[\frac{k_j}{\rho_e u_e C_M} \frac{n_{ji} M_i}{n_{jc} M_c} (\Pi_i P_i^{n_{fij}} - K_p^{-1} \Pi_i P_i^{n_{bij}}) \right] = \frac{Y_{iw} (1 + B_c + B_p) - Y_{ie} - B_p Y_{ip}}{M_c} \quad (13)$$

其中, 材料表面气体组元质量分数 Y_{iw} 与气体分压的换算关系为:

$$Y_{iw} = \frac{P_i M_i}{\sum_j P_j M_j} \tag{14}$$

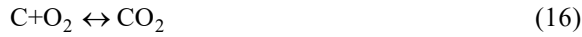
对于不可逆反应，式(13)的写法为：

$$\sum_j \left[\frac{k_j}{\rho_e u_e C_M} \frac{n_{ji} M_i}{n_{jc} M_c} \Pi_i P_i^{n_{ij}} \right] = Y_{iw} (1 + B_c + B_p) - Y_{ie} - B_p Y_{ip} \tag{15}$$

可以看出，来流气体质量流率和气体组分、热解气体质量流率和气体组分以及不同温度、压力条件下的反应动力学参数都会对材料的烧蚀特性产生影响。使用式(13)或式(15)替换与组元*i*相关的平衡方程(3)，联立求解方程(2) — (4)、(13)或(15)，可以得到材料的无因次质量烧蚀率 B_c 和材料表面气体分压 P_i ，并进一步统计可得到烧蚀热效应等烧蚀特性参数。根据具体的计算分析需求，可将部分组元或全部组元设定为化学反应动力学控制。

3 算例校验

根据上文的分析，忽略防热材料表面的碳氮反应及碳升华反应，将与CO组元相关的反应设定为化学反应动力学控制，对空气来流条件下碳组元的烧蚀特性进行算例分析。主要的化学反应（均按可逆反应进行考虑）动力学方程为：



计算所需的反应动力学参数见文献[14]。不同温度及来流质量流率条件下，碳组元无因次质量烧蚀率计算值与文献[15]数据（热化学烧蚀数表给出的数据点）的对比如图2所示，其中“RCM”为来流质量扩散流率 $\rho_e u_e C_M$ 的简写，压力为 10^5 Pa。可以看出，文中的计算结果与文献数据吻合较好。采用以上方法，根据表1给出的火星大气成分，可开展火星进入气动加热环境下材料的烧蚀特性计算分析。

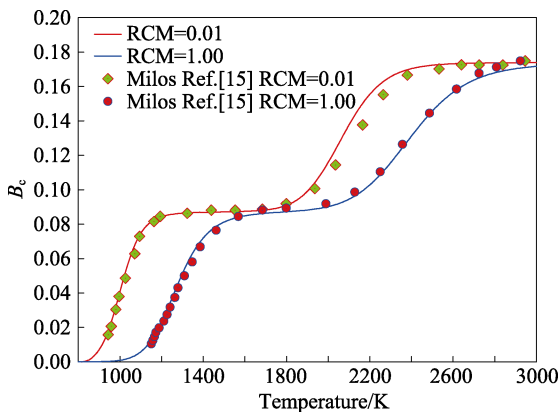


图2 碳组元无因次质量烧蚀率计算值与文献[15]对比
Fig.2 The comparison of calculated carbon non-dimensional ablation rate with Ref. [15]

4 与地球再入环境下的烧蚀特性对比分析

暂不考虑热解气体的影响，取 $B_p=0$ ，气体来流质量扩散率 $\rho_e u_e C_M=0.05$ ，针对火星和地球大气冻结来流（不考虑气体组分离解），进行轻质防热材料烧蚀特性对比分析。

4.1 气体组分差异

火星和地球大气环境下，防热材料烧蚀表面气体主要成分的对比如图3所示。其中，材料表面压力取 10^5 Pa。可以看出，在地球大气环境下，随着温度的升高，材料表面的主要气体组分由“ N_2 和 O_2 ”向“ N_2 和 CO_2 ”，再向“ N_2 和CO”转变。即受反应动力学的影响，低温下CO和 CO_2 的反应均受抑制。随着温度的升高， CO_2 开始大量生成，同时 O_2 几乎完全消耗。当温度进一步升高， CO_2 变得不再稳定，CO的生成反应成为主导。相比而言，在火星大气环境下，由于火星大气中的 O_2 含量极少，仅当温度足够高时，才开始有CO生成，同时 CO_2 几乎完全消耗。

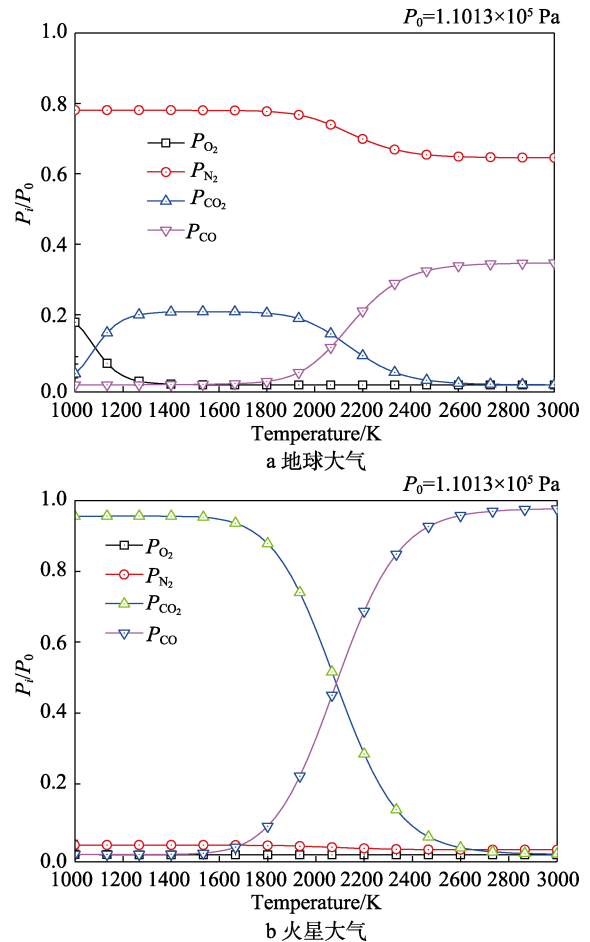


图3 烧蚀表面气体主要成分对比
Fig.3 The volumetric gas composition on materials surface: a) the Mars' atmosphere; b) the Earth's atmosphere

4.2 烧蚀速率对比

火星与地球大气环境下，隔热材料烧蚀机理的差异必然会使其烧蚀特性的不同，隔热材料无因次质量烧蚀率 B_c 的对比如图 4 所示。可以看出，在相对低温段，由于火星大气中存在大量 CO_2 ，碳的氧化反应受抑制， B_c 值远低于地球大气环境。在相对高温段，由于 CO 的生成反应成为主导，且火星大气中含有更多的 O 元素，其 B_c 值变得高于地球大气环境。3000 K 温度下，当压力为 10^5 Pa 时，火星大气和地球大气的无因次烧蚀因子分别为 0.26 和 0.17。

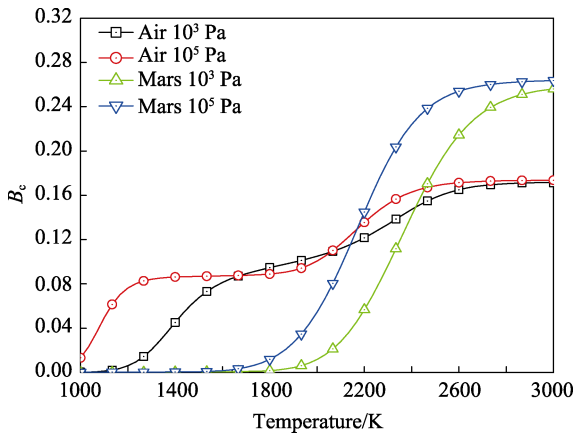


图 4 无因次质量烧蚀率对比

Fig.4 The comparison of non-dimensional ablation rate

4.3 烧蚀热效应对比

火星及地球大气环境下，隔热材料烧蚀热效应 H_c 的对比如图 5 所示。若 H_c 值为正，表示吸热，反之则为放热。可以看出，仅在低温段，火星大气中微量的 O_2 与碳发生氧化反应，释放出热量。在其余大部分温度区域范围内，由于碳与 CO_2 的反应成为主要反应，火星大气环境下的烧蚀均产生吸热效应。相比之下，地球大气环境下，不管是 CO_2 生成反应还是 CO 生成反应占主导，均表现为放热效应。需要指出的是，图 5 给出的是单位质量隔热材料烧蚀产生的热

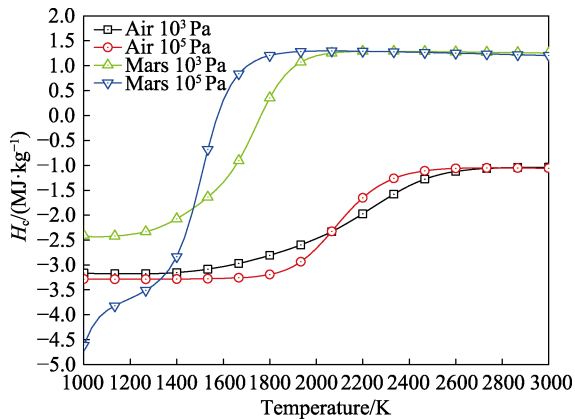


图 5 烧蚀热效应对比

Fig.5 The comparison of total mass enthalpy

效应，因此实际分析时还需与材料的质量烧蚀率相结合进行综合分析。火星与地球大气成分的差异，使隔热材料表面的气体组成、烧蚀速率、烧蚀热效应产生了不同程度的改变，是影响隔热材料烧蚀机理与烧蚀特性的重要因素。同时，气体来流质量流率及离解程度、热解气体流率及组分等因素也会对隔热材料的烧蚀特性产生明显影响。

5 材料烧蚀性能影响因素分析

针对火星大气冻结来流（见表 1）及典型酚醛树脂热解气体组分（见表 2），气体来流质量扩散流率 $\rho_e u_e C_M$ 取 0.1，不考虑无因次热解气体影响（ $B_p=0$ ），材料表面压力取 10^4 Pa，分析各因素对隔热材料烧蚀性能的影响规律。

5.1 压力、温度的影响

改变压力值，隔热材料烧蚀性能的变化规律如图 6 和图 7 所示。可以看出，压力越大，出现烧蚀的起始温度越低，同样温度下的无因次质量烧蚀率越大，烧蚀热效应也更倾向于反应吸热。

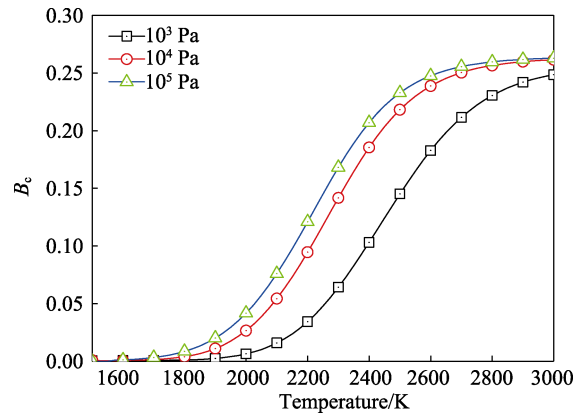


图 6 压力、温度对无因次质量烧蚀率的影响

Fig.6 The dimensionless parameter of mass injection factors under different total pressure and temperature

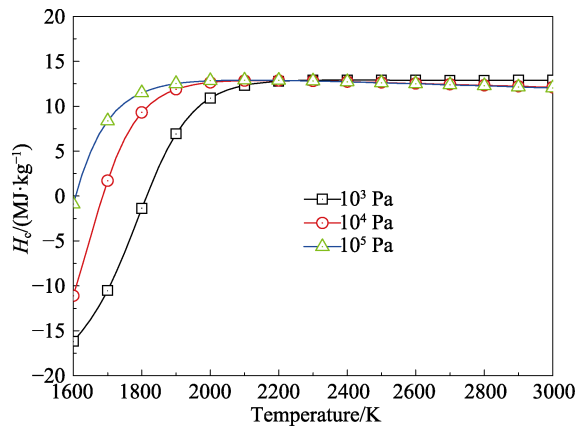


图 7 压力、温度对烧蚀热效应的影响

Fig.7 The total mass enthalpy under different total pressure and temperature

5.2 气体来流质量扩散流率的影响

改变来流扩散质量流率 $\rho_e u_e C_M$ 的值, 隔热材料烧蚀性能的变化规律如图 8 和图 9 所示。可以看出, $\rho_e u_e C_M$ 值越小, 出现烧蚀的起始温度越低, 同样温度下的无因次质量烧蚀率越大, 烧蚀热效应更倾向于反应吸热。根据无因次质量流率 B 的定义, 材料的质量烧蚀率等于 B_c 值和 $\rho_e u_e C_M$ 值的乘积, 因此, $\rho_e u_e C_M$ 值对材料质量烧蚀率的影响规律, 应进行综合分析判断。

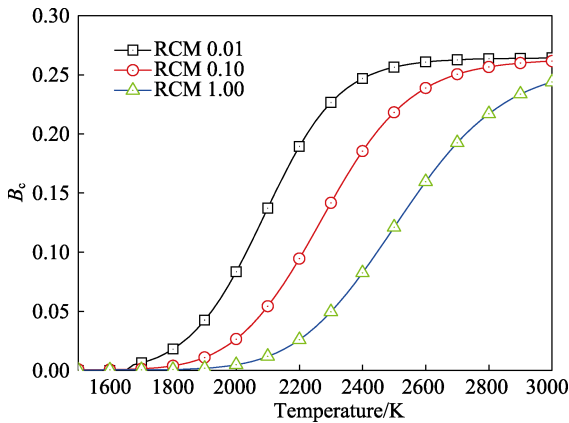


图 8 $\rho_e u_e C_M$ 值对无因次质量烧蚀率的影响
Fig.8 Effects of $\rho_e u_e C_M$ on non-dimensional ablation rate

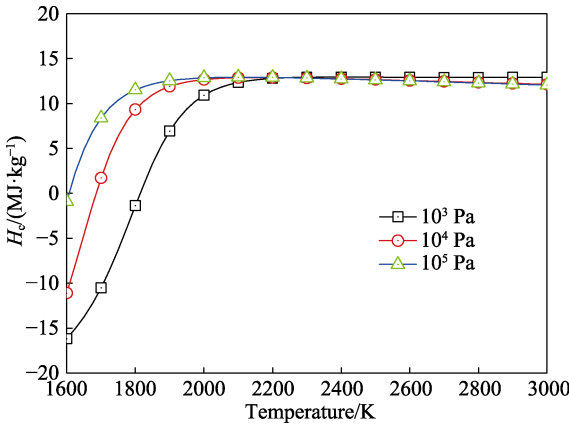


图 9 $\rho_e u_e C_M$ 值对烧蚀热效应的影响
Fig.9 Effects of $\rho_e u_e C_M$ on total mass enthalpy

5.3 来流离解程度的影响

火星探测器穿越火星大气过程中, CO_2 气体在激波后会出现不同程度的离解^[16], 使得材料壁面的气体组分发生改变。仅考虑 CO_2 气体的离解情况下, 火星大气中 CO_2 气体的离解程度 (假设离解产物为 CO 和 O_2) 对隔热材料烧蚀性能的影响规律如图 10 和图 11 所示, 同时给出了空气环境下的材料烧蚀性能。可以看出, CO_2 离解程度越大, 在相对低温区, 无因次质量烧蚀率越大, 烧蚀热效应由吸热向放热转变。

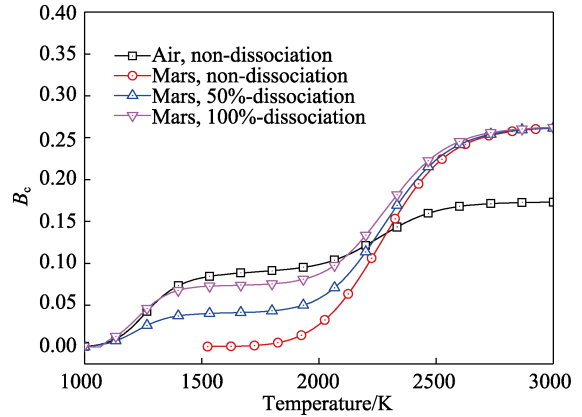


图 10 气体离解程度对无因次质量烧蚀率的影响
Fig.10 Effects of in-flow gas dissociation degree on non-dimensional ablation rate

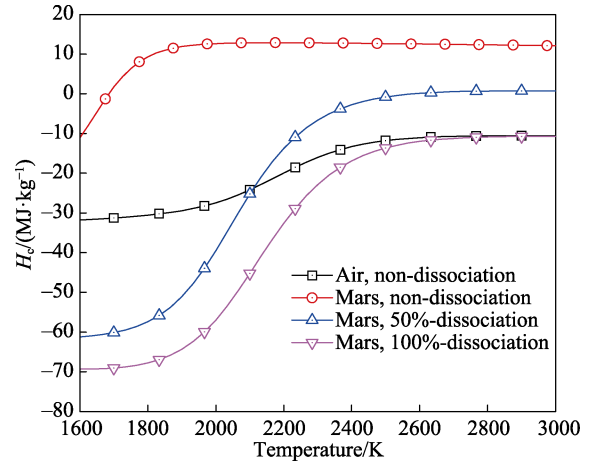


图 11 气体离解程度对烧蚀热效应的影响
Fig.11 Effects of in-flow gas dissociation degree on total mass enthalpy

5.4 热解气体流率及组分的影响

热解气体引射不仅会影响材料表面的化学反应特性, 还会影响材料表面边界层内的气体对流和传热过程。如果存在热解气体引射, 改变质量流率 B_p 值, 隔热材料烧蚀性能的变化规律如图 12 和图 13 所示。可以看出, 热解气体流率越大, 出现烧蚀的起始温度越

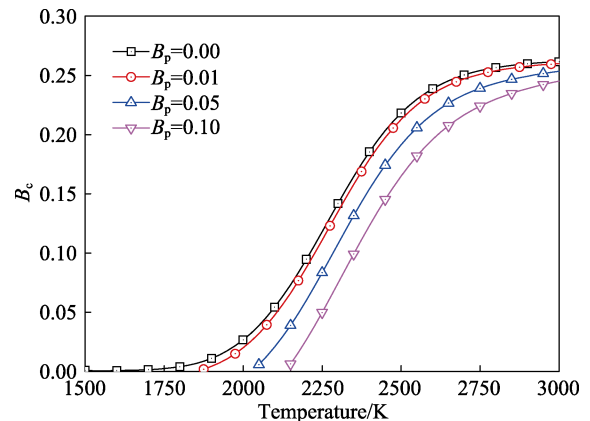


图 12 热解气体流率对烧蚀的影响
Fig.12 Effects of mass ratio from pyrolysis gases on ablation

高, 同样温度下的无因次质量烧蚀率越小, 在相对低温区, 烧蚀吸热量越大。

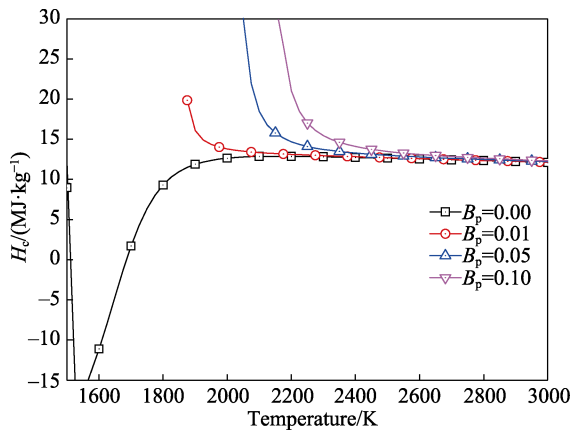


图 13 热解气体流率对烧蚀热效应的影响
Fig.13 Effects of mass ratio from pyrolysis gases on total mass enthalpy

受材料组分、工艺及材料热解动力学过程的影响, 热解气体组成可能发生改变。采用假定树脂热解气体组分 (p2) 与典型酚醛树脂热解气体组分 (p1) 分别计算得到的对材料烧蚀影响的对比如图 14 所示。可以看出, 在不同温度段, 改变热解气体组分, 对材料烧蚀特性产生的影响效果也不相同。

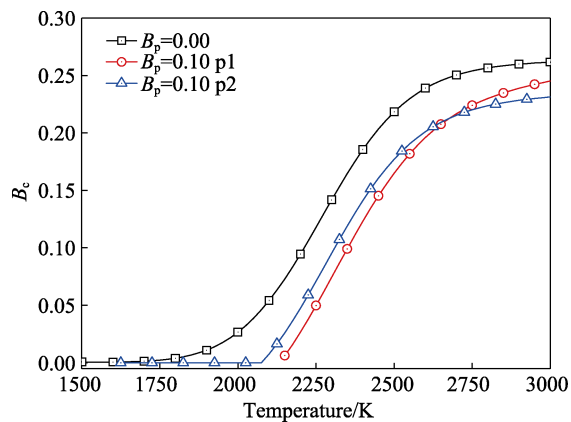


图 14 热解气体组分对烧蚀的影响
Fig.14 Effects of components of pyrolysis gas on ablation

6 结论

研究了轻质热解类防热材料在高焓 CO_2 气动加热环境下的碳化层烧蚀机理, 建立了考虑可逆化学反应动力学过程影响的材料烧蚀特性计算方法, 分析了火星大气成分对防热材料烧蚀特性的影响, 得到以下几点结论。

1) 与地球大气成分的差异, CO_2 使材料的烧蚀机理及主要化学反应发生了改变。受化学反应动力学过程的影响, 材料在相对低温区的烧蚀速率比地球大气环境低, 而在相对高温区的烧蚀速率比地球大气环境高。 CO_2 大气环境下的烧蚀热效应更倾向于

吸热反应。

2) CO_2 环境下, 压力或温度升高、 CO_2 离解程度升高、来流扩散质量流率或热解气体流率减小, 均会使材料无因次质量烧蚀率 B_c 值更大, 同时引起烧蚀热效应发生不同程度的改变。

防热材料在气动加热环境下的烧蚀是材料内部热响应与外部气体传热传质过程耦合作用的宏观表现。对于文中未提及的材料表层烧蚀、多组元烧蚀、动力学参数确认及烧蚀与流动 (如非平衡流动^[13]、稀薄气体效应^[17]) 耦合等因素的影响, 还需进一步研究确认。

参考文献:

- [1] BRAUN R D, MANNING R M. Mars Exploration Entry, Descent, and Landing Challenges[J]. Journal of Space Rocket, 2007, 44(2): 310-323
- [2] 吴季, 朱光武, 赵华, 等. 萤火一号火星探测计划的科学目标[J]. 空间科学学报, 2009, 29(5): 449-455.
WU Ji, ZHU Guang-wu, ZHAO Hua, et al. Overview of Scientific Objectives of China-Russia Joint Mars Exploration Program YH-1[J]. Chin J Space Sci, 2009, 29(5): 449-455.
- [3] KARL T E, BRIAN R H, Christopher O J. Mars Science Laboratory Heatshield Aerothermodynamics: Design and Reconstruction[R]. AIAA 2013-2781, 2013.
- [4] 张友华, 陈连忠, 张嘉祥, 等. 火星科学实验室进入舱防热材料的发展及相关气动热试验[J]. 宇航材料工艺, 2012, 42(6): 1-11.
ZHANG You-hua, CHEN Lian-zhong, ZHANG Jia-xiang, et al. Thermal Protective Materials Development and Correlative Aeroheating Tests for MSL Entry Capsule[J]. Aerospace Materials & Technology, 2012, 42(6): 1-11.
- [5] STEVEN A S, ROBERT S K, CHRIS A R. Testing of SLA-561V in NASA-Ames Turbulent Flow Duct with Augmented Radiative Heating[C]// 10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conferences. Honolulu, Hawaii, 2010.
- [6] PARUL A, JOSE F C. Fracture in Phenolic Impregnated Carbon Ablator[C]// 42nd AIAA Thermophysics Conference. Honolulu, Hawaii, 2011.
- [7] TRAN H, JOHNSON C, RASKY D, et al. Phenolic Impregnated Carbon Ablators (PICA) for Discovery Class Missions[C]// 31st AIAA Thermophysics conference. New Orleans, LA, 1996.
- [8] MILOS F S, MARSCHALL J. Thermochemical Ablation Model for TPS Materials with Multiple Surface Constituents[C]// 6th Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. USA: Colorado Springs, 1994.
- [9] 姜贵庆, 李鸿权. 热化学烧蚀理论及其应用[C]// 高超声速前沿问题研讨会. 北京: 中国空气动力学学会, 2002.
JIANG Gui-qing, LI Hong-quan. Thermal Chemical Ablation Theory and Its Application[C]// Hypersonic Fron-

- tier Problem Seminar. Beijing: Chinese Aerodynamics Research Society, 2002.
- [10] YU J J, JIANG G Q, LI Z P. Ablated Products Calculation and the Ablation Mechanism Analysis of BN Material[C]// The 6th Asian-Pacific Conference on Aerospace Technology and Science. Huangshan, 2009.
- [11] APRIL G C, PIKE R W, DEL VALLE E G. Modeling Reacting Gas Flow in the Char Layer of An Ablator[J]. AIAA Journal, 1971, 9(6): 1113-1119
- [12] 姜贵庆. 返回式卫星烧蚀热防护机理与数值模拟[J]. 中国空间科学技术, 1990(6): 34-43.
JIANG Gui-qing. Ablative Thermal Protective Mechanism and Numerical Simulation for Returnable Satellite[J]. Chinese Space Science and Technology, 1990(6): 34-43.
- [13] 苗文博, 吕俊明, 程晓丽, 等. 火星进入热环境预测的热力学模型数值分析[J]. 计算物理, 2015, 32(4): 410-415.
MIAO Wen-bo, LYU Jun-ming, CHENG Xiao-li, et al. Numerical Analysis of Thermodynamics Models for Mars Entry Aeroheating Prediction[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2015, 32(4): 410-415.
- [14] ACHARYA R, KUO K K. Graphite Rocket Nozzle Erosion Rate Reduction by Boundary-Layer Control Using Ablative Materials[C]. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada, 2007.
- [15] MILOS F S, RASKY D J. Numerical Procedures for Three-dimensional Computational Surface Thermochemistry[C]. 27th AIAA Thermophysics Conference. Nashville, TN, 1992.
- [16] 吕俊明, 程晓丽, 王强. 飞行器进入火星大气的流场预测[J]. 空间科学学报, 2013, 33(2): 129-134.
LYU Jun-ming, CHENG Xiao-li, WANG Qiang. Flow Field Prediction of an Orbiter Entering the Mars Atmosphere[J]. Chin J Space Sci, 2013, 33(2): 129-134.
- [17] 黄飞, 吕俊明, 程晓丽. 火星稀薄大气参数对进入器气动特性的影响[J]. 宇航学报, 2015, 36(10): 1093-1100.
HUANG Fei, LYU Jun-ming, CHENG Xiao-li, et al. Impact of Martian Rarefied Atmosphere Parameters on Entry Vehicle Aerodynamics Under Hypersonic Conditions[J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(10): 1093-1100.