

## 燃气流气动加热环境中碳基复合材料烧蚀传热特性分析

刘娜, 应伟, 杨驰, 景昭, 李旭东

(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 100086)

**摘要:** 为研究燃气流气动加热环境中碳基复合材料的烧蚀传热特性, 通过燃气流环境中碳基复合材料的化学反应、热化学烧蚀以及热响应模型分析, 建立相应的烧蚀传热计算模型, 对比燃气流平板及驻点烧蚀试验的烧蚀量试验与计算结果, 两者吻合较好. 在此基础上, 分析燃气流与空气环境中碳基复合材料烧蚀传热特征的差异, 以及燃气组分、压力等参数变化对碳基复合材料烧蚀传热特性的影响. 研究表明, 在同样的热环境条件下, 燃气流环境下的材料表面温度低于空气环境下的结果, 烧蚀后退量高于空气环境下的结果; 表面温度和烧蚀后退量分别随着  $H_2O$  和  $CO_2$  含量的增加呈现减小和增大的趋势,  $H_2O$  的影响程度更大.

**关键词:** 燃气流介质; 碳基复合材料; 烧蚀传热; 燃气组分

**中图分类号:** V416.5      **文献标识码:** A      doi: 10.3969/j.issn.0253-2778.2018.03.010

**引用格式:** 刘娜, 应伟, 杨驰, 等. 燃气流气动加热环境中碳基复合材料烧蚀传热特性分析[J]. 中国科学技术大学学报, 2018, 48(3): 253-260.

LIU Na, YING Wei, YANG Chi, et al. A calculation analysis for the ablation and heat transfer of carbon-based composite materials in combustible airflow environment [J]. Journal of University of Science and Technology of China, 2018, 48(3): 253-260.

### A calculation analysis for the ablation and heat transfer of carbon-based composite materials in combustible airflow environment

LIU Na, YING Wei, YANG Chi, JING Zhao, LI Xudong

(*Hypersonic Vehicle Research Center of Thermal Protection and Insulation, Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing, 100076, China*)

**Abstract:** To study the ablative heat transfer mechanisms of carbon-based composite materials in the aerodynamic heating environment of combustible airflow, an analysis of chemical reaction, thermal chemical ablation and thermal response for the materials was conducted, and a calculation method for the oxidative ablation and heat transfer of the materials was present. The comparison results signified that the ablation results obtained by the calculation method were consistent with the experimental results of flat and stagnation-point ablation tests. Using this method, the ablation and temperature-field differences of carbon-based composite materials in combustible airflow and air environments, and the effects of a variety of parameters concerning pressure and components on the ablation and heat transfer were obtained. In the same thermal environment, the material surface temperature under combustible airflow is lower than that of the air environment, and the ablation back quantity is higher than the results of the air environment; with the increase in  $H_2O$  and  $CO_2$  content, surface temperature and the amount of ablation back show a

**收稿日期:** 2016-12-21; **修回日期:** 2018-01-19

**作者简介:** 刘娜(通讯作者), 女, 1984年生, 博士/高级工程师. 研究方向: 高超声速飞行器热防护技术. E-mail: air\_6042@163.com

tendency of decrease and increase, respectively, with  $H_2O$  exhibiting a greater influence.

**Key words:** combustible airflow; carbon-based composite material; ablation and heat transfer; combustible airflow component

## 0 引言

高超声速飞行器再入大气层过程中必然伴随着严重的气动加热,即所谓的“热障”问题,因此进行热防护设计一直是研制高超声速飞行器的重大技术关键之一<sup>[1-2]</sup>.地面试验技术作为研究验证飞行器热防护设计的重要手段,主要有电弧加热和燃气流试验技术<sup>[3-5]</sup>.其中,我国燃气流试验技术已有 50 多年的发展历程,由于加热功率大、研制和使用性价比高、同样模拟条件下可以进行更大尺度热结构试验的特点,一直被用于飞行器耐热材料的烧蚀性能检验以及耐热部件的热结构性能考核,为我国高超声速飞行器的发展做出了突出贡献.

目前针对空气介质的耐热材料烧蚀及热响应分析都有着大量的理论和工程方法可以借鉴,地面试验技术和分析方法相对成熟<sup>[6-10]</sup>.Agrawal 等<sup>[9]</sup>做了电弧加热下的耐热材料烧蚀实验,Chen 等<sup>[10]</sup>分析了耐热材料在热解气体流动情况下的烧蚀热响应,并做了实验对比.然而,与电弧加热等以空气作为加热介质的试验技术相比,燃气流气体成分和性质与空气存在较大差别,导致了燃气流试验中非金属复合耐热材料的烧蚀及热响应机理与空气介质试验流场也存在一定差异.对于试验流场中氧化介质较为敏感的碳基类耐热复合材料,这种差异性将更为显著,若还采用空气介质中的烧蚀热响应分析方法来指导试验方案制定,将严重降低试验的模拟准确性.姚峰等<sup>[11]</sup>研究了高温燃气流地面模拟实验的方法,从气流流场特性和试件表面温度两个方面证明利用高温燃气进行热环境模拟的方法是可行的,但由于研究对象为近空间高超声速飞行器,试件表面温度较低,试件在燃气加热后仅是温度上的升高,不存在试件的物理化学变化,因此,不需要研究高温燃气介质下试件的烧蚀热响应特性,就可以完成地面试验方案的制定.而对于在燃气流气动加热环境下的碳基复合材料,在高温气流作用下将发生一系列的物理化学反应,材料将产生热解、氧化、升华等所谓的烧蚀现象,需要对其烧蚀热响应特性进行详细的分析,并掌握其与空气介质中的烧蚀热响应差异,借助于分析结果进行地面试验方案的设计.

本文基于试验验证的燃气流环境下碳基复合材料烧蚀传热计算模型,分析了燃气流与空气环境中碳基复合材料烧蚀传热特征的差异,以及燃气组分、压力等参数变化对碳基复合材料烧蚀传热特性的影响程度.

## 1 燃气流气动加热下碳基复合材料烧蚀传热计算模型

### 1.1 化学反应模型

#### 1.1.1 燃气流气体组分

对于燃气流发动机,其燃料为煤油和氧气.给定压力、温度和余氧系数条件,采用独立组元法计算燃气各组分达到化学平衡时的摩尔分数<sup>[12]</sup>,计算原理如下:

设体系有  $N$  个组元,由  $M$  种元素组成,任意组元分子表示成  $A_i$ ,由质量守恒原理可以得到:

$$\sum_{i=1}^N a_{ie} n_i = B_e, \quad (e = 1, 2, \dots, M) \quad (1)$$

其中,  $n_i$  是  $i$  组元物质的量,  $a_{ie}$  是第  $e$  个元素在  $i$  组元化学式  $A_i$  中的原子数目,  $B_e$  是体系中元素  $e$  的总物质的量.

把  $N$  个组元分成独立组元  $n_c$  和导出组元  $n_j$ , 它们的关系式为:

$$\sum_{c=1}^c a_{ce} n_c + \sum_{j=1}^j a_{je} n_j = B_e, \quad (e = 1, 2, \dots, M) \quad (2)$$

进一步通过  $a_{ce}$  的逆矩阵可以推出:

$$n_c = q_c - \sum_j v_{jc} n_j \quad (3)$$

$q_c$  是一个常数,其值可以由体系的初始物质的量求出,  $v_{jc}$  相当于  $n_j$  由  $n_c$  表示的化学反应系数,即存在以下关系:

$$\sum_c v_{jc} A_c = A_j \quad (4)$$

假设体系中只存在气相,因此可以得到:

$$x_j = k_{pj} \prod_g (x_g)^{v_{jg}} P^{(\sum_g v_{jg} - 1)} \quad (5)$$

其中  $x_g$  和  $x_j$  是气相独立组元和导出组元的摩尔分数,  $k_{pj}$  是气相反应平衡常数,  $P$  为反应压力.另外对气相有:

$$\sum x_g + \sum x_j = 1 \quad (6)$$

进一步可以得到:

$$x_g = \frac{q_g \left( 1 - \sum_j x_j + \sum_g \sum_j v_{jg} x_j \right)}{\sum_g q_g} - \sum_j v_{jg} x_j \quad (7)$$

通过对(5)和(7)方程组迭代求解可以得到各组元的摩尔分数。

图 1 给出了计算得到的燃气流防热地面试验常用试验状态对应的各组元摩尔分数。从中可以看出,燃料的燃烧产物主要由下列 8 种气体组成:CO<sub>2</sub>, CO, H<sub>2</sub>O, H<sub>2</sub>, OH, O<sub>2</sub>, H 和 O; 根据摩尔分数从高到低对各组元气体进行排序, 4 种常用试验状态下前 4 位的气体均依次为 H<sub>2</sub>O, CO, CO<sub>2</sub> 和 H<sub>2</sub>, 试验状态 1 和 3 时排在第 5 和第 6 位的气体分别为 H 和 OH, 试验状态 2 和 4 则反之, 试验状态 3 时排在第 7 位和第 8 位的气体依次为 O 和 O<sub>2</sub>, 其他试验状态则反之。

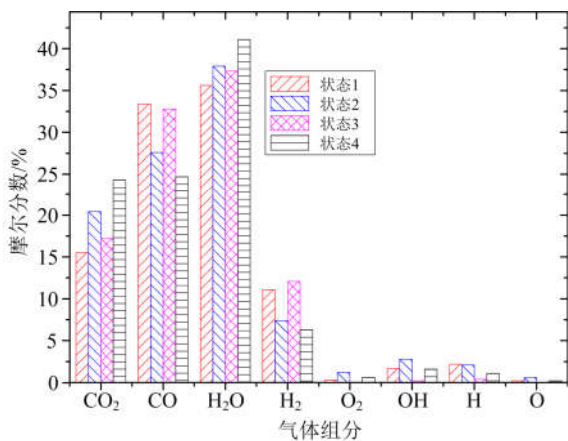
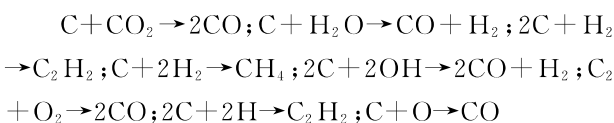


图 1 燃气流地面试验常用试验状态对应的各组元摩尔分数  
Fig.1 gas mole fraction under commonly used conditions of thermal protection system experiment using high temperature and supersonic flow

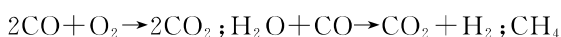
### 1.1.2 化学反应

空气环境中碳基复合材料主要发生碳的氧化反应, 壁面的气体组元通常为 CO, N<sub>2</sub> 和热解气体<sup>[1]</sup>. 但燃气流组分较空气组分复杂, 燃烧产物气体可能发生的化学反应包括壁面反应和气体内反应两部分, 依次为:

(I) 壁面反应

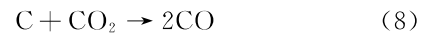


(II) 气体内反应



可以看到, 化学反应比较多, 在烧蚀传热计算时不可能全部考虑. 根据气体混合物组分与碳反应的一般规律对化学反应进行简化处理<sup>[13-14]</sup>. 一般规律为: ①O, O<sub>2</sub>, OH, H<sub>2</sub>O, CO 与碳反应的低极限温度为 1200~1300K, 由于 O, O<sub>2</sub>, OH 在燃气中含量很少, 所以其对烧蚀影响很小; ②氢对碳反应的低极限温度为 3200~3500K, 此类反应不十分明显; ③气体内反应对烧蚀特性的影响很小, 几乎可以忽略。

因此, 将燃气中含量较小的组分折合成惰性气体氮气, 其主要组分定为 CO<sub>2</sub>, CO, H<sub>2</sub>O, H<sub>2</sub>, N<sub>2</sub>. 当壁面温度在 1000~3000K 之间时, 碳基复合材料参与化学反应的成分为固体碳, 燃气中参与化学反应的主要成分为气体 H<sub>2</sub>O, CO<sub>2</sub>. 主要考虑的化学反应如下<sup>[15-17]</sup>:



此时壁面的气体组元为: CO<sub>2</sub>, CO, H<sub>2</sub>O, N<sub>2</sub>, H<sub>2</sub> 以及热解气体。

对于化学反应的反应热, 采用如下计算公式:

$$Q_p = \Delta H_r = \sum_p n_j (\Delta H_f^0 + H_T - H_{298})_j - \sum_R n_i (\Delta H_f^0 + H_T - H_{298})_i \quad (10)$$

其中,  $p$  表示生成物;  $R$  表示反应物;  $i, j$  表示组分;  $n$  表示组分的物质的量;  $\Delta H_f^0$  和  $H_T - H_{298}$  具体值查 NIST-JANAF 热化学数据表得到;  $Q_p$  为负值时表示放热反应, 正值时为吸热反应。

### 1.2 热化学烧蚀计算模型

根据燃气流气动热环境的加热特点以及碳的热化学烧蚀特性, 计算时作如下假设:

①将烧蚀过程简化为氧化扩散控制。

②所有化学反应均发生在表面且达到热化学平衡。

③假定普朗特数与刘易斯数等于 1, 此时元素连续方程和能量方程相似, 无因次质量交换系数和热交换系数相等, 从而可简化求解边界层质量守恒方程, 获得壁面元素质量浓度。

在扩散控制条件下, 材料表面的烧蚀组元及气体组元满足元素表面的质量守恒原理和系统化学反应的热化学平衡原理<sup>[2-3]</sup>。

首先, 定义无量纲质量烧蚀率为

$$B = \frac{\dot{m} h_{re}}{\psi q_0}$$

其中,  $\dot{m}$  为热化学质量烧蚀率,  $h_{re}$  为边界层燃气恢复焓,  $\psi$  为热阻塞系数,  $q_0$  为无热阻塞时的冷壁热流密度。

对应于化学反应式(8)~(9), 由壁面元素质量守恒条件得

$$\widetilde{C}_{C,w} = \frac{B(1-f_p/2) + \widetilde{C}_{C,e}}{1+B} \quad (12)$$

$$\widetilde{C}_{H,w} = \frac{\widetilde{C}_{H,e}}{1+B} \quad (13)$$

$$\widetilde{C}_{O,w} = \frac{\widetilde{C}_{O,e}}{1+B} \quad (14)$$

$$\widetilde{C}_{N,w} = \frac{\widetilde{C}_{N,e}}{1+B} \quad (15)$$

$$\widetilde{C}_{x,w} = \frac{Bf_p/2}{1+B} \quad (16)$$

由化学反应式建立壁面组元浓度与元素浓度之间的关系式:

$$\widetilde{C}_{C,w} = C_{CO,w} \frac{M_C}{M_{CO}} + C_{CO_2,w} \frac{M_C}{M_{CO_2}} \quad (17)$$

$$\widetilde{C}_{H,w} = C_{H_2,w} + 2C_{H_2O,w} \frac{M_H}{M_{H_2O}} \quad (18)$$

$$\widetilde{C}_{O,w} = C_{CO,w} \frac{M_O}{M_{CO}} + 2C_{CO_2,w} \frac{M_O}{M_{CO_2}} + C_{H_2O,w} \frac{M_O}{M_{H_2O}} \quad (19)$$

$$\widetilde{C}_{N,w} = C_{N_2,w} \quad (20)$$

$$\widetilde{C}_{x,w} = C_{x,w} \quad (21)$$

其中, 方程式(12)~(21)中  $\widetilde{C}$  表示元素浓度,  $C$  表示组元浓度,  $w$  表示壁面条件,  $e$  表示边界层外缘条件,  $f_p$  表示树脂的质量分数,  $M$  表示原子量或分子量。

由方程式(12)~(21)可得无量纲质量烧蚀率为

$$B = \frac{\widetilde{C}_{O,e} \frac{M_C}{M_O} - \widetilde{C}_{C,e}}{1-f_p/2} \quad (22)$$

### 1.3 热响应计算模型

防热材料温度场计算采用的一维导热微分方程为<sup>[1]</sup>:

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial y} \left( k \frac{\partial T}{\partial y} \right) \quad (23)$$

式中,  $\rho$ ,  $c_p$ ,  $k$  分别为防热材料的密度、比热容和热导率。内部边界条件可根据试验的具体情况, 采用给定温度的边界条件、绝热边界条件或者考虑对流辐射换热的边界条件。外部边界条件为定热流密度边

界条件, 其表达式为:

(I) 防热材料没有发生烧蚀时,

$$-\left( k \frac{\partial T}{\partial y} \right)_w = q_0 \left( 1 - \frac{h_w}{h_{re}} \right) - \epsilon \sigma T_w^4 \quad (24)$$

(II) 防热材料发生烧蚀时,

$$-\left( k \frac{\partial T}{\partial y} \right)_w = \frac{\psi q_0}{h_{re}} \left[ (h_{re} - h_w) - C_{H_2O,e} \Delta H_{H_2O} - C_{CO_2,e} \Delta H_{CO_2} - Bf_p \Delta H_p + \left( 1 - \frac{f_p}{2} \right) c_p (T_w - T_w^0) \right] - \epsilon \sigma T_w^4 \quad (25)$$

式中,  $\epsilon$  为防热材料表面发射率,  $\sigma$  为斯蒂芬-波尔兹曼常数, 数值为  $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$ 。

## 2 结果与分析

### 2.1 试验及与计算结果的比较

试验在自由射流式高温超声速燃气流试验设备上进行, 为碳基复合材料平板和驻点烧蚀试验。试验状态见表 1, 每个试验状态进行 4 个试验件的试验。

表 1 试验状态

Tab.1 Ground experiment conditions

试验类型	余氧系数 $\alpha$	冷壁热流 $q_0 / (\text{MW} \cdot \text{m}^{-2})$	压力 $p_e / \text{MPa}$	恢复焓 $h_{re} / (\text{kJ} \cdot \text{kg}^{-1})$
平板烧蚀试验	0.7	10.4	0.34	7585
驻点烧蚀试验	0.7	25.6	1.6	8000

根据本文的计算方法, 对试验件的烧蚀传热过程进行数值计算。表 2 为烧蚀量计算结果与材料烧蚀试验烧蚀测量平均值的对比, 从中可以看出, 计算得到的烧蚀量大于试验测量值, 但计算与试验结果的差别在工程允许的误差范围以内, 能够满足工程设计的要求。

表 2 烧蚀量计算结果与试验结果比较

Tab.2 Comparison of experimental and theoretical ablation thickness

	试验测量结果 平均值/mm	计算结果/ mm
平板烧蚀试验试验件	2.1	2.8
驻点烧蚀试验试验件	3.6	5.1

### 2.2 燃气流与空气气动加热环境中碳基复合材料烧蚀传热特性对比分析

根据以上的计算方法, 对燃气流环境下碳基复

合材料平板烧蚀温度变化过程进行数值模拟,并与空气环境中的计算结果进行对比分析.燃气流的余氧系数取为 0.7,燃气流和空气环境下热环境条件一致.计算工况 1 和 2 的主要热环境特征如表 3 所示.

表 3 计算工况的总加热量和最大热流

Tab.3 The maximum heat flux and the total heat flux for ablation and heat conduction calculation conditions

工况	最大热流 $q_{max}/(MW \cdot m^{-2})$	总加热量 $Q/(MJ \cdot m^{-2})$
1	23	344
2	0.64	715

图 2 和图 3 分别给出了表面温度以及烧蚀后退量随时间变化曲线.从中可以看出,同样的热环境条件下,燃气流环境下的材料表面温度低于空气环境

下的计算结果,烧蚀后退量高于空气环境下的计算结果.这主要是因为在本节模拟的燃气流环境中氧化扩散控制时的无量纲质量烧蚀率大于空气环境中的结果,空气环境中氧化扩散控制时氧化反应为放热反应,而燃气流环境中两个化学反应均为吸热反应.

### 2.3 燃气流气体组分、压力等因素对碳基复合材料烧蚀温度场特性的影响

利用本文建立的计算方法得到了碳基复合材料烧蚀及温度随着燃气流气体组分、压力  $p_e$  和冷壁热流  $q_0$  的变化规律.假设一个厚度为 50mm 的平板模型,计算参数和条件见表 4,其中参与化学反应的气体主要是  $CO_2$  和  $H_2O$ ,因此主要给出这两种气体组分变化对烧蚀温度场的影响.

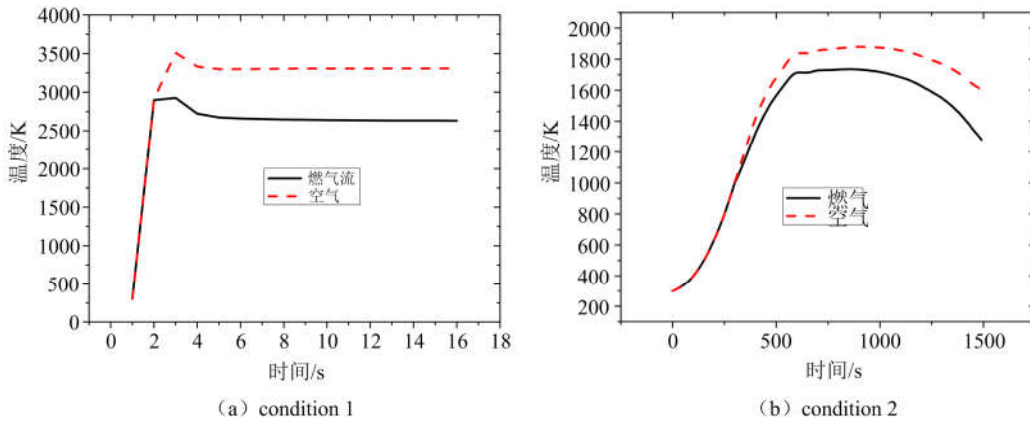


图 2 表面温度比较

Fig.2 Comparison of surface temperatures

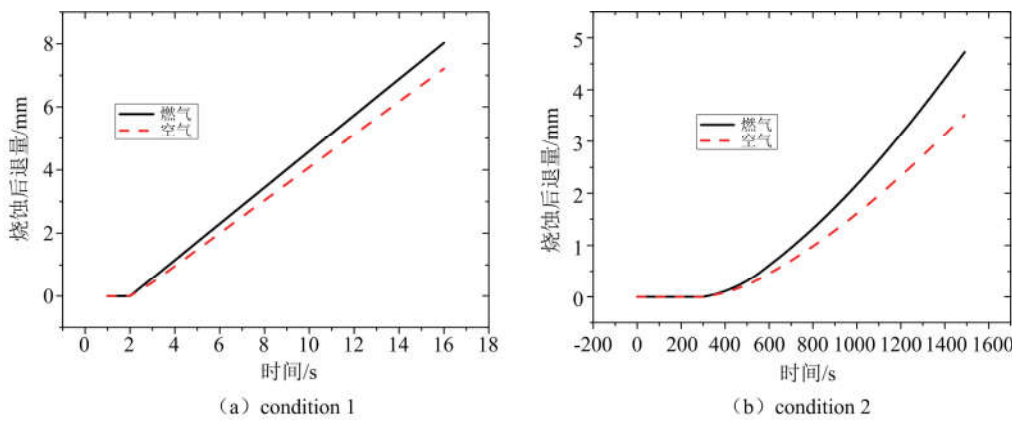


图 3 烧蚀后退量比较

Fig.3 Comparison of ablation thicknesses

图 4 与图 5 分别给出了  $CO_2$  和  $H_2O$  质量分数变化对碳基复合材料表面温度和烧蚀后退量的影响.从中可以看出,表面温度随着  $CO_2$  含量的增加而减小,烧蚀后退量随着  $CO_2$  含量的增加呈现增大

的趋势. $H_2O$  含量的变化对表面温度和烧蚀后退量的影响趋势与  $CO_2$  含量的变化是一致的,但是从图中可以看出  $H_2O$  含量的变化对表面温度和烧蚀后退量的影响程度更大.图 6 为表面温度和烧蚀后退

量随压力的变化曲线,压力对烧蚀后退量的影响几乎可以忽略,同时压力对表面温度的影响也不大,随着压力的升高,表面温度略有下降.从图 7 可知,随

着热流密度的增加,表面温度与烧蚀后退量均呈现增大的趋势.

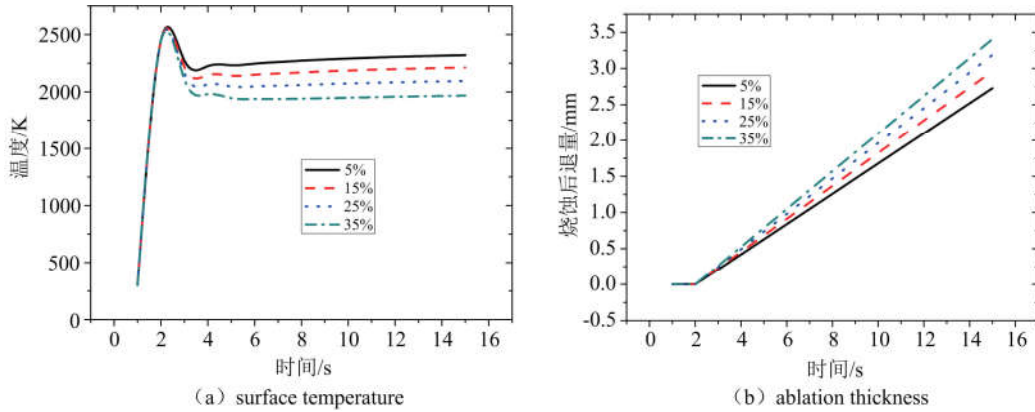


图 4 表面温度和烧蚀后退量随 CO<sub>2</sub> 含量的变化

Fig.4 Changes of surface temperature and ablation thickness with carbon dioxide

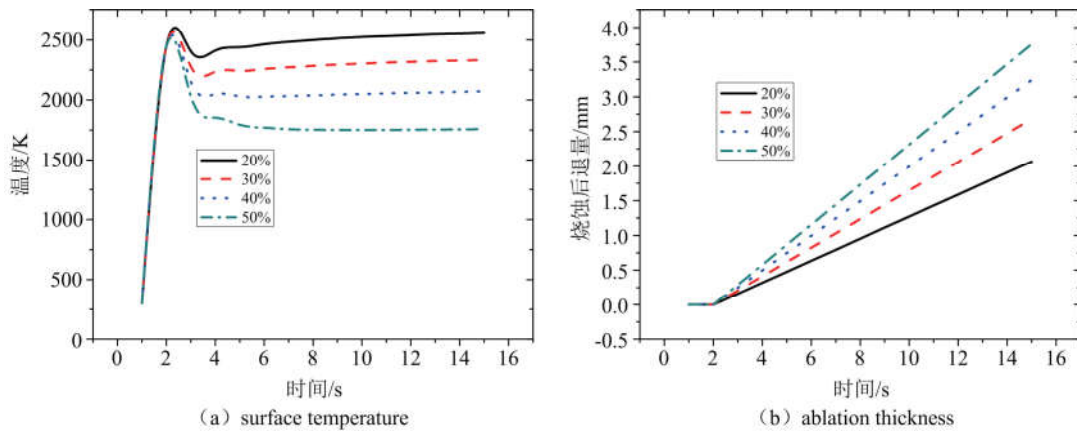


图 5 表面温度和烧蚀后退量随 H<sub>2</sub>O 含量的变化

Fig.5 Changes of surface temperature and ablation thickness with water

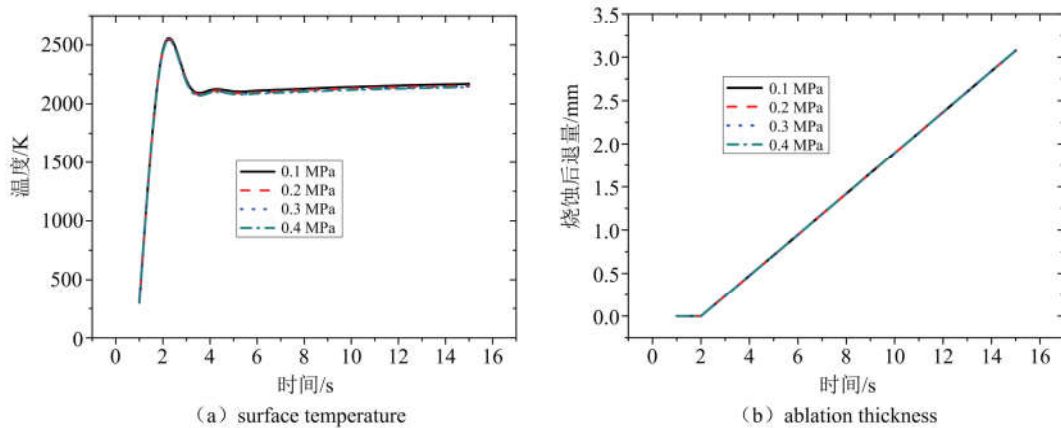


图 6 表面温度和烧蚀后退量随压力的变化

Fig.6 Changes of surface temperature and ablation thickness with pressure

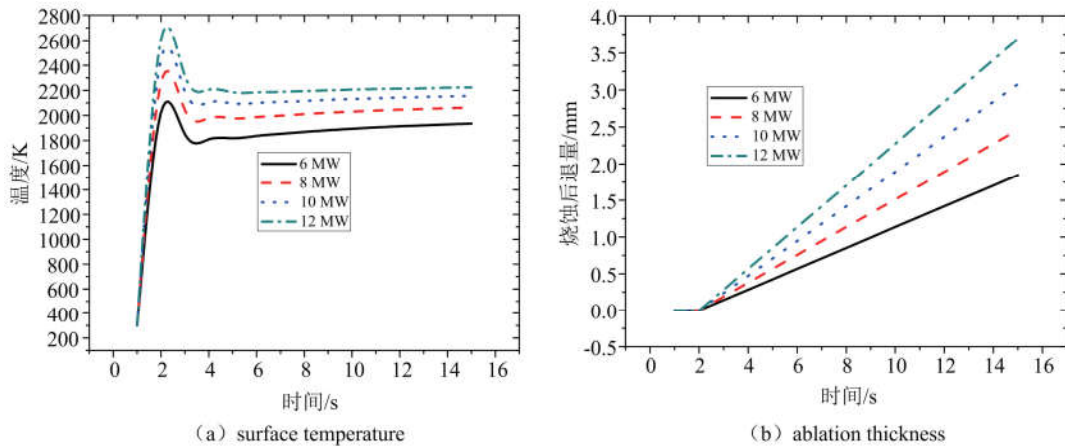


图 7 表面温度和烧蚀后退量随热流的变化

Fig.7 Changes of surface temperature and ablation thickness with heat flux

表 4 计算参数

Tab.4 Calculation parameters

工况	CO <sub>2</sub> 质量 分数/%	H <sub>2</sub> O 质量 分数/%	压力 $p_e$ /MPa	热流 $q_0$ /(MW · m <sup>-2</sup> )
1	5~35	37	0.20	10
2	20	20~50	0.20	10
3	20	37	0.1~0.4	10
4	20	37	0.2	6~12

### 3 结论

燃气流气动加热环境中碳基复合材料的烧蚀传热与空气环境中存在一定差别.本文通过燃气流环境中碳基复合材料的化学反应、热化学烧蚀及热响应模型分析,建立了较为准确的燃气流气动加热环境中碳基复合材料烧蚀传热计算模型,研究了燃气流环境与空气环境中碳基复合材料烧蚀及温度场特征的差异,以及燃气组分、热环境等因素对燃气流环境中碳基复合材料烧蚀传热特性的影响.

分析表明,同样的热环境条件下,燃气流环境下的材料表面温度低于空气环境下的结果,烧蚀后退量高于空气环境下的结果;CO<sub>2</sub> 和 H<sub>2</sub>O 含量的变化对表面温度和烧蚀后退量的影响趋势是一致的,均为表面温度随着含量的增加而减小,烧蚀后退量随着含量的增加而增大,但 H<sub>2</sub>O 含量的变化对表面温度和烧蚀后退量的影响程度更大.分析结果对提高燃气流地面防热试验设计和分析水平具有很好的参考作用.

### 参考文献(References)

[1] 王国雄, 马鹏飞. 弹头技术[M]. 北京: 宇航出版社, 1993.

[2] 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.

[3] Chen Lianzhong Zhang Youhua. Types and Trend of Arc Heater Facility [J]. Aerospace Materials & Technology, 2011, (2): 34-42.

[4] 杨鸿, 陈伟芳, 柳森. 电弧湍流平板烧蚀矩形喷管研制及应用[J]. 实验流体力学, 2006, 20(1): 27-30.  
YANG Hong, CHEN Weifang, LIU Sen. The development and application on rectangular nozzle of arc turbulent flat plate ablation test [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20(1): 27-30.

[5] 齐斌, 姜文忠, 田宁, 等. 防热试验用高温超声速燃气流场热环境分析[J]. 宇航材料工艺, 2014, (5): 30-35.  
QI Bin, LOU Wenzhong, TIAN Ning, et al. Thermal-environment analysis of high temperature and supersonic flow field for thermal protection system test [J]. Aerospace Materials & Technology, 2014, (5): 30-35.

[6] 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 Tao. Numerical Simulation Research on Two-Dimensional Ablative Thermal Protection with Pyrolysis Gas Flow [J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(1): 119-124.

[7] 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): 77-82.

- [ 8 ] 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.
- [ 9 ] AGRAWAL P, ELLERBY D, SWITZER M, et al. Multidimensional Testing of Thermal Protection Materials in the Arcjet Test Facility [C]//10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2010: AIAA 2010-4664.
- [10] CHEN Y K, MILOS F S. Effects of nonequilibrium chemistry and Darcy-Forchheimer pyrolysis flow for charring ablator [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2013, 50(2):256-269.
- [11] 姚峰, 董素君, 王浚. 高温燃气热环境加热特性的试验方法研究[J]. *宇航学报*, 2010, 31(5):1446-1451.  
YAO Feng, DONG Sujun, WANG Jun. Numerical analysis of thermal characteristics of high temperature-gas thermal environment[J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(5):1446-1451.
- [12] 李钟华, 张秀媚. 用独立组元法计算多元多相复杂化学平衡[J]. *哈尔滨工程大学学报*, 1997, 18(4): 96~100.  
LI Zhonghua, ZHANG Xiumei. The calculation of complex equilibrium system by using the independent component method[J]. *Journal of Harbin Engineering University*, 1997, 18(4): 96-100.
- [13] 科.逻辑耶夫. 固体火箭发动机气体动力学与热物理过程[M]. 北京: 宇航出版社, 2007.
- [14] THAKRE P, YANG V. A comprehensive model to predict and mitigate the erosion of carbon-carbon/graphite rocket nozzles [C]// 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2007.
- [15] 张斌, 刘宇, 王长辉, 等. 长时间工作固体火箭发动机燃烧室热防护层烧蚀计算[J]. *固体火箭技术*, 2011, 34(2):189-192.  
ZHANG Bin, LIU Yu, WANG Changhui, et al. Computation of ablation of thermal-protection layer in long-time working solid rocket motors[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2011, 34(2):189-192.
- [16] 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 Xiao, GUO Yijun, LIU Wei, et al. Numerical simulation research on three-dimensional ablative thermal response of charring ablaters[J]. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(9):1150-1156.
- [17] 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.