高超声速非平衡气动加热试验及数值分析研究

聂春生^{1*}, 李宇¹, 黄建栋¹, 苗文博²

1. 中国运载火箭技术研究院空间物理重点实验室, 北京 100076;

2. 中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074

* E-mail: niechunsheng6@163.com

收稿日期: 2017-09-07; 接受日期: 2018-02-06; 网络版发表日期: 2018-07-10

摘要 高超声速非平衡流动气动加热的精确预测是当前高超声速飞行器热防护设计面临的难点和热点问题. 设计了外形简单的球柱测热模型, 采用表面溅射金Au和二氧化硅SiO₂的方法改变了模型和塞式量热计表面的催化特性, 并在电弧风洞中开展了高超声速非平衡流动气动加热试验, 获得了近完全催化壁及近非催化壁两种条件下模型表面的气动加热数据. 通过和数值模拟结果对比分析, 对高温化学非平衡气动加热的数值预测方法进行了验证, 结果表明: 表面材料的催化特性对非平衡气动加热有显著影响, 测热模型的球面上催化效应影响明显, 完全催化热流要高于非催化热流, 而柱面上催化效应较弱; 数值模拟得到的不同壁面催化条件之间热流差异大于地面试验结果; 计算结果与试验结果相比, 完全催化壁热流相差在5%以内, 完全非催化壁热流相差超过10%.

关键词 高超声速, 非平衡流动, 气动加热, 风洞试验, 数值模拟

1 引言

临近空间高超声速飞行器飞行过程中, 空气经过激波压缩和边界层摩擦后, 气流的能量将发生很大的变化. 能量在气体粒子平动、转动、振动、电子激发等微观自由度之间将重新进行分配调整, 空气中主要的组元会发生不同的化学反应, 从而致使气体的物理化学特性和气体的流动规律发生变化, 这种现象就是高温气体效应^[1,2](或真实气体效应). 高温气体效应包括化学平衡/非平衡效应和热力学平衡/非平衡效应. 一方面非平衡效应会对流动产生较大的影响, 它会改变激波后和壁面附近的温度以及组分分布, 从而对热环境产生较大影响; 另一方面非平衡气流到达飞行器

表面, 隔热材料将一定程度地加快原子的复合, 使气体组分含量(即热焓和离解焓的配比)更接近于由当地参数决定的平衡状态. 分子复合释放能量, 产生附加的气动加热, 这就是催化效应. 催化现象与物面材料紧密相关: 如果材料对分子复合的催化速率很高, 可使物面气体迅速达到平衡态, 称作完全催化; 如果表面材料对分子复合没有催化作用, 称作完全非催化; 如果介于二者之间, 则称作有限催化. 研究表明^[3,4]碳/碳、金、铜等材料接近完全催化, 二氧化硅、碳化硅、硼化锆等陶瓷材料接近完全非催化. 相应地, 由于催化产生的附加气动热, 完全催化最大, 完全非催化最小(为零), 有限催化介于其间; 壁面催化特性对非平衡流动气动加热的显著影响^[5], 使得在飞行试验中测量的热流数

引用格式: 聂春生, 李宇, 黄建栋, 等. 高超声速非平衡气动加热试验及数值分析研究. 中国科学: 技术科学, 2018, 48: 845–852

Nie C S, Li Y, Huang J D, et al. Test of aero-heating in hypersonic non-equilibrium flow and numerical simulation study (in Chinese). Sci Sin Tech, 2018, 48: 845–852, doi: 10.1360/N092017-00311

据由于传感器与飞行器表面材料的催化特性不同而产生较大差异,以至于往往无法根据飞行试验数据开展高超声速非平衡气动加热的定量研究;例如,日本“OREX”高超声速飞行器数值计算预测的完全非催化壁驻点热流是完全催化驻点热流的50%,而飞行试验测试结果表明端头驻点热流是完全催化壁预示结果的66%;美国“Space Shuttle”高超声速飞行器迎风面热流分布计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)预测结果与飞行试验结果表明,材料表面催化特性对飞行器迎风面气动热载荷的影响比大钝头体飞行器更加严重; MIRKA飞行试验和CFD数值计算结果表明,材料表面完全催化热流约为完全非催化的3倍,而实际测量值则介于两者之间^[4]。国内学者在电弧风洞中开展材料特性考核试验时也发现,对于电弧风洞非平衡流场,特别是对于表面催化系数较低的热防护材料,采用催化系数较高的塞式量热计测量的热流往往偏大,采用标定流场模拟真实材料时气动热环境模拟程度下降^[6]。

从20世纪90年代开始,关于高温气体非平衡效应和气动热环境的数值模拟与理论分析研究就有了较大发展。数值求解热化学非平衡Navier-Stokes方程的CFD数值方法是解决高超声速非平衡气动加热问题^[7,8]比较好的数值模拟与理论分析的方法。到目前为止,国内外发表了相当多的论文,形成了有关的计算软件;但是由于高超声速非平衡流动气动加热试验研究难度较大,可用的设备不多,因此长期以来,有关非平衡气动加热试验,特别是关于表面材料催化特性对气动加热影响研究的试验研究开展的较少,数据积累不多,针对开展非平衡气动加热预测模型开展定量研究的工作很少。Muylaert等人^[9]针对飞行试验标准模型ELECTRE,考虑完全非催化和完全催化壁面条件,开展了风洞试验条件和飞行试验条件的热化学非平衡流场数值模拟,对比分析了计算和飞行试验气动热数据以及风洞试验和飞行试验相似准则,成为非平衡气动热计算的典型对比算例;但是由于试验模型和传感器表面催化特性不同会对气动热的影响,试验数据主要用来对模拟方法开展定性分析。因此准确获得不同表面催化条件下的非平衡气动加热数据,对验证高超声速非平衡气动加热模拟方法至关重要。

本文设计了两个球柱模型,采用溅射的方法对模型和塞式量热计表面催化特性进行了处理,同时保证

二者的催化特性相同,在电弧风洞中开展了高超声速非平衡流动气动加热测量试验,通过热流测量数据对建立的理论预示方法进行了验证。

2 高超声速非平衡气动加热试验

2.1 试验模型设计

试验模型为R35 mm球柱热流测量模型,几何模型如图1所示,总长70 mm,前段为R35 mm半球,后段为长35 mm的圆柱。表面热流测量采用塞式量热计^[10],直径为3 mm,长度5 mm,采用尼龙外套包裹。

根据材料对空气离解组元N, O的催化特性数据, Au的催化系数 $\gamma > 0.1$,属于高催化材料,表面热流接近完全催化壁热流;而SiO₂的催化系数 $\gamma < 0.01$,属于低催化材料,表面热流接近完全非催化壁热流^[3,11-13]。因此对设计的球柱模型表面采用溅射的方法分别覆盖500 nm的Au和SiO₂来改变试验模型和传感器表面的催化特性。

模型周向均匀分布4条母线,每条母线上布置5个测点,其中球面上有3个同心圆分别为1#, 2#, 3#,而模型后段的柱面上有2个同心圆分别为4#, 5#,加上头部驻点的测点,模型共有21个热流测量点。

图1 (网络版彩图)R35 mm球柱热流测量模型。(a) 原始模型; (b) 溅射Au; (c) 溅射SiO₂

2.2 试验状态

试验在中国航天空气动力技术研究院FD15电弧风洞中进行^[4], 采用超声速自由射流试验技术; 喷管喉道直径为50 mm, 喷管出口直径1 m, 流场中心均匀区为0.5 m; 气流总焓为18 MJ/kg, 气流总压为0.315 MPa, 试验示意图见图2.

为避免风洞运行状态重复性对试验结果造成影响, 两个模型安装在同一支架上同时进行测量, 如图3所示. 支架的中心位于流场中心处, 上部为溅射SiO₂的测试模型, 下部为溅射Au的测试模型, 两个模型中心轴线相距0.18 m. 通过流场校测, 保证两个模型都处于流场均匀区内, 并与来流保持0°攻角. 表1给出试验状态的喷管出口气流参数.

2.3 试验结果与分析

模型热流测量结果见图4, 图中数据溅射SiO₂的模型结果为黄底, 溅射Au的模型结果为白底. 试验过程中由于个别线路损坏, 部分测点没有数据; 其中溅射SiO₂的模型有3个测点没有数据, 包括中心驻点、1#同心圆的左点, 5#同心圆的下点; 溅射Au的模型5#同心圆的一个测点没有数据.

从试验结果可以看出, 虽然不同母线的热流测量结果存在一定程度散布, 但是两种材料表面的热流存在明显差异, 这种差异在球面处比较明显, 在柱面处差异变小, 反映出在风洞非平衡流动下不同材料表面催化效应不同, 而且在头部区域催化效应最强; 试验

表 1 喷管出口参数

参数	数值
马赫数 Ma	7.58
压力 (Pa)	21.1
温度 (K)	608
C_N	0.0908
C_O	0.2438
C_{N_2}	0.6654
C_{O_2}	0
C_{NO}	0
C_{NO^+}	0
C_{e^-}	0

图 4 试验测量热流数据

中热流最大值位于溅射Au的模型的中心驻点, 为1301 kW/m²; 热流最小值为溅射SiO₂的模型柱面的5#同心圆左点, 为89 kW/m²; 对于球面上的1#, 2#, 3#位置测点, 溅射Au的模型热流测量值要大于溅射SiO₂的模型热流测量值, 而位于圆柱面的测点两个模型热流测量值比较接近.

将各同心圆上4个测点取平均值得到表2中的数据, 可以明显看出半球面的热流值要大于圆柱面的热流值, 且随着同心圆距离驻点越远, 热流值越小. 在半球面上, 催化效应影响明显, 近完全催化壁热流值大于近非催化壁热流值, 3个同心圆的平均热流值差异分别为25%, 23%, 22%; 在柱面上催化效应较弱, 4#和5#同心圆的平均热流值相差很小.

图 2 非平衡流动测热试验示意图

图 3 模型安装图及试验过程照片. (a) 模型安装; (b) 试验流场

表 2 平均热流值对比

热流测量结果	半球面			圆柱面	
	1#	2#	3#	4#	5#
溅射Au模型的热流值 (kW/m ²)	1125	763	402	149	112
溅射SiO ₂ 模型的热流值 (kW/m ²)	903	620	330	147	104
相差百分比	25%	23%	22%	1%	7%

3 非平衡气动热数值计算方法

3.1 控制方程和求解方法

控制方程是三维化学非平衡流动Navier-Stokes方程, 其无量纲化形式如下^[15]:

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + \frac{\partial H_v}{\partial z} \right) + \mathbf{W}, \quad (1)$$

式中, $\mathbf{Q}$ 为守恒变量; F, G, H 为对流项; F_v, G_v, H_v 为黏性项; Re 为雷诺数; $\mathbf{W}$ 为非平衡源项。

其中,

$$\begin{cases} \mathbf{Q} = [\rho_i & \rho & \rho u & \rho v & \rho w & \rho E]^T, \\ \mathbf{W} = [w_i & 0 & 0 & 0 & 0 & 0]^T, \end{cases} \quad (2)$$

式中, ρ_i 为组分 i 的密度, w_i 为组分 i 的化学反应源项; ρ 为总密度; u, v, w 分别为3个方向的速度; E 为总内能。

对于化学非平衡流动, 表面热流由传导热流和组分扩散热流两部分组成:

$$q_w = k \frac{\partial T}{\partial n} + \sum_{i=1}^N \rho D_i h_i \frac{\partial c_i}{\partial n}, \quad (3)$$

式中, T 为流场温度, N 为考虑的组分数, c_i 为组分质量分数; D_i 为组分 i 的扩散系数; h_i 为组分 i 的焓值。

采用六面体结构化网格的有限差分方法离散控制方程, 对流项采用AUSMPW+格式离散, 黏性项采用中心格式离散, 隐式离散方程采用LU-SGS方法求解。为了克服方程的非平衡刚性问题, 非平衡源项、对流项和黏性项采用全隐式处理。

3.2 化学反应模型

本文计算分析采用了7组分(O₂, N₂, NO, O, N, NO⁺, e⁻)的Dunn-Kang空气化学模型。正逆反应速率常

数有如下形式^[16]:

$$k_{fi} = A_{fi} T^{B_{fi}} \exp(-C_{fi} / T), \quad (4)$$

$$k_{bi} = A_{bi} T^{B_{bi}} \exp(-C_{bi} / T), \quad (5)$$

式中, 系数 $A_{fi}, B_{fi}, C_{fi}, A_{bi}, B_{bi}$ 和 C_{bi} 见表3。

3.3 壁面条件

3.3.1 催化条件

不同的壁面催化特性将影响壁面附近化学反应的程度, 改变壁面附近各组分的构成, 从而影响壁面热通量的大小。表面材料催化特性采用完全非催化条件、有限催化条件和完全催化条件3种方法处理。对于7组分空气化学模型, 一般有如下假设: NO组分是非催化, 而且在壁面主要是N和O原子发生复合反应, 因此壁面复合催化效率 γ 满足如下关系^[15]:

(1) 完全催化壁: $\gamma_N = \gamma_O = 1$;

(2) 完全非催化壁: $\gamma_N = \gamma_O = 0$ 。

3.3.2 无滑移壁面条件

对于无滑移壁面条件, 速度、温度和压力采用如下处理方法^[15]:

(1) 速度: 无滑移条件, $u = v = w = 0$;

(2) 温度: 等温壁条件, $T = T_w$;

(3) 压力: 法向导数为零, $\frac{\partial p}{\partial n} = 0$ 。

3.3.3 滑移壁面条件

对于滑移壁面条件, 滑移速度、滑移温度和压力采用如下处理方法^[17]:

(1) 滑移速度: $V_s = 1.012\lambda \left(\frac{\partial V_\tau}{\partial n} \right)_w$;

表 3 空气Dunn-Kang 化学反应模型^{a)}

Nr	反应	A_{fi}	B_{fi}	C_{fi}	A_{bi}	B_{bi}	C_{bi}
1	$O_2+M_1 \rightleftharpoons O+O+M_1$	3.60×10^{12}	-1.00	5.95×10^4	3.00×10^3	-0.50	0.0
2	$O_2+O \rightleftharpoons O+O+O$	9.00×10^{13}	-1.00	5.95×10^4	7.50×10^4	-0.50	0.0
3	$O_2+O_2 \rightleftharpoons O+O+O_2$	3.24×10^{13}	-1.00	5.95×10^4	2.70×10^4	-0.50	0.0
4	$O_2+N_2 \rightleftharpoons O+O+N_2$	7.20×10^{12}	-1.00	5.95×10^4	6.00×10^3	-0.50	0.0
5	$N_2+M_2 \rightleftharpoons N+N+M_2$	1.90×10^{11}	-0.50	1.13×10^5	1.10×10^4	-0.50	0.0
6	$N_2+N \rightleftharpoons N+N+N$	4.09×10^{16}	-1.50	1.13×10^5	2.27×10^9	-1.50	0.0
7	$N_2+N_2 \rightleftharpoons N+N+N_2$	4.70×10^{11}	-0.50	1.13×10^5	2.72×10^4	-0.50	0.0
8	$NO+M_3 \rightleftharpoons N+O+M_3$	3.90×10^{14}	-1.50	7.55×10^4	1.00×10^8	-1.50	0.0
9	$NO+M_4 \rightleftharpoons N+O+M_4$	7.80×10^{14}	-1.50	7.55×10^4	2.00×10^8	-1.50	0.0
10	$O+NO \rightleftharpoons N+O_2$	3.20×10^3	1.00	1.97×10^4	1.30×10^4	1.00	3.58×10^3
11	$O+N_2 \rightleftharpoons NO+N$	7.00×10^7	0.00	3.80×10^4	1.56×10^7	0.00	0.0
12	$O+N \rightleftharpoons NO^++e^-$	1.40	1.50	3.19×10^4	6.70×10^{15}	-1.50	0.0
13	$O_2+N_2 \rightleftharpoons NO+NO^++e$	1.38×10^{14}	-1.84	1.41×10^5	1.00×10^{12}	-2.50	0.0
14	$NO+N_2 \rightleftharpoons N_2+NO^++e$	2.20×10^9	-0.35	1.08×10^5	2.20×10^{14}	-2.50	0.0
15	$NO+O_2 \rightleftharpoons O_2+NO^++e$	8.80×10^9	-0.35	1.08×10^5	8.80×10^{14}	-2.50	0.0

a) $M_1=N$, NO ; $M_2=O$, NO , O_2 ; $M_3=O_2$, N_2 ; $M_4=O$, N , NO . $[k_f]=m^3 mol^{-1} s^{-1}$, $[k_b]=m^3 mol^{-1} s^{-1}$ 或 $m^6 mol^{-2} s^{-1}$

$$(2) \text{ 滑移温度: } T_s = T_w + 1.73 \frac{\gamma_{\text{gas}}}{\gamma_{\text{gas}} - 1} \frac{\sqrt{\pi}}{4} \lambda \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_w;$$

$$(3) \text{ 压力: 法向导数为零, } \frac{\partial p}{\partial n} = 0,$$

式中, V_t 为壁面切向速度, T_w 为壁面温度, γ_{gas} 为气体比热比, λ 为当地气体分子自由程。

4 数值计算模型验证

针对第2节中的试验状态开展数值模拟, 获得不同催化壁面条件下的模型表面热流, 通过与试验数据进行对比, 实现对模拟方法的验证。考虑到该试验来流条件下空气比较稀薄, 以球头直径为特征长度的克努森数 Kn 约为0.04, 流动属于稀薄滑移流动, 因此计算中采用壁面滑移条件。

图5对比了滑移和无滑移两种壁面条件下的对称面和表面流场参数分布, 分别是压力和温度云图。可以看到对于球头绕流, 由于来流稀薄, 流动在过肩部膨胀位置开始出现比较明显的滑移效应, 并且滑移效应使得流动在柱段位置发生更明显的膨胀, 表面压力更低。

图6给出滑移和无滑移两种情况, 完全催化壁条件下模型驻点线和肩部法向两处的组分浓度分布对比。可以看到, 整个模型表面的边界层内部均存在大量的

离解气体, 由于模型肩部稀薄气体滑移效应的影响气体膨胀更严重, 近壁气体离解程度略低, 考虑滑移效应后O和N原子的浓度减小。

图7给出模型肩部法向在不同壁面滑移状态完全催化壁与非催化壁组分浓度分布对比。可以看出, 非催化壁时, 边界层外缘离解气体浓度在达到壁面之前不改变; 完全催化壁时边界层内所有的O和N原子会在壁面发生复合, 壁面处浓度减小为0。

图8为模型的表面热流计算结果, 可以看出, 不论是否考虑壁面滑移, 流动在球面以及柱面均存在比较明显的壁面催化效应, 完全催化热流要高于非催化热流; 考虑表面滑移条件后模型表面热流有所降低; 溅射Au的模型测量结果与完全催化壁并考虑滑移效应的计算结果吻合很好; 溅射SiO₂的模型测量结果与完全非催化壁无滑移效应的计算结果接近。

图9给出滑移条件下球面热流分布, 图中实心方块表示试验SiO₂表面热流, 实心三角表示试验Au表面热流, 试验数据取90°子午线热流测量结果。由图可见, 对于当前试验状态, 数值模拟得到的不同壁面催化条件之间热流差异大于地面试验结果; 计算结果与试验结果对比, 完全催化壁热流相差在5%以内, 完全非催化壁热流相差超过10%。

图 5 滑移和无滑移流场参数云图对比. (a) 压力; (b) 温度

图 6 滑移与无滑移组分浓度分布法向分布对比. (a) 驻点线; (b) 肩部法向

图 7 肩部法向位置完全催化壁与非催化壁组分浓度分布法向分布对比. (a) 无滑移壁面; (b) 滑移壁面

图10给出滑移条件不同催化系数下热流计算结果, 可以看出当催化系数 γ 为0.002时, 热流计算结果与

试验结果能够较好吻合, 表明 SiO_2 材料仍具有一定的催化特性.

图 8 有无滑移条件壁面热流分布。(a) 完全催化; (b) 完全非催化

5 总结

开展了电弧风洞测热试验, 研究了表面催化特性对高超声速非平衡流动气动加热的影响, 并与数值计算分析结果进行了对比, 得到以下结论:

(1) 球柱模型电弧风洞高超声速非平衡气动加热试验结果表明: 表面材料的催化特性对非平衡气动加热影响显著, 在球面上催化效应影响明显, 近完全催化壁热流值大于近非催化壁热流值, 两模型1#, 2#, 3#同心圆热流测点的平均热流值差异分别为25%, 23%, 22%; 在柱面上催化效应较弱, 两模型4#和5#同心圆的平均热流值相差很小;

图 9 试验状态热流与计算结果对比

图 10 不同催化系数热流计算结果对比

(2) 试验状态的非平衡气动加热数值计算结果表明: 溅射Au的模型测量结果与完全催化壁并考虑滑移效应的计算结果吻合很好; 溅射SiO₂的模型测量结果与完全非催化壁无滑移效应的计算结果接近;

(3) 数值计算得到的完全催化壁与完全非催化壁之间的热流差异大于地面试验结果; 计算结果与试验结果对比, 完全催化壁热流相差在5%以内, 完全非催化壁热流相差超过10%; 当催化系数 γ 为0.002时, 热流计算结果与试验能够较好吻合。

参考文献

- MacCormack R W, Candler G V. The computation of hypersonic ionized flows in chemical and thermal nonequilibrium. In: 26th AIAA, Aerospace Sciences Meeting. Reno, 1988. 14
- 张志成, 潘梅林, 刘初平. 高超声速气动热和热防护. 北京: 国防工业出版社, 2003
- 卞荫贵, 徐立功. 气动热力学. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2011. 6

- 4 孟松鹤, 金华, 王国林, 等. 热防护材料表面催化特性研究进展. 航空学报, 2014, 35: 287–302
- 5 苗文博, 罗晓光, 程晓丽, 等. 壁面催化对高超声速飞行器气动特性影响. 空气动力学学报, 2014, 32: 235–239
- 6 袁军娅, 蔡国飙, 杨红亮, 等. 高焓非平衡气动热环境的试验模拟及影响. 试验流体力学, 2012, 26: 35–39
- 7 董维中, 高铁锁, 丁明松, 等. 高超声速飞行器表面温度分布与气动热耦合数值研究. 航空学报, 2015, 36: 311–324
- 8 董维中, 丁明松, 高铁锁, 等. 热化学非平衡模型和表面温度对气动热计算影响分析. 空气动力学学报, 2013, 31: 692–698
- 9 Muylaert J, Walpot L, Hauser J, et al. Standard model testing in the European High Enthalpy Facility F4 and extrapolation to flight. In: 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Joint Propulsion Conferences. Nashville, 1992
- 10 许考, 陈连忠. 导管内塞式量热计热流测量实验及数值模拟研究. 实验流体力学, 2015, 29: 84–89
- 11 Thivet F, Pelissier C. Reduction of the hypersonic heat flux behavior on catalytic walls. In: 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies. Norfolk, 2003
- 12 Miao W, Yin Y, Nie C, et al. Surface recombination effects on aero-heating of high enthalpy flows. In: 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference. Xiamen, 2017
- 13 Norman P, Schwartzentruber T, Cozmuta I. Modeling Air-SiO₂ surface catalysis under hypersonic conditions with ReaxFF molecular dynamics. In: 10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. Chicago, 2010
- 14 陈连忠, 程梅莎, 洪文虎. $\phi 1$ m电弧风洞大尺度防隔热组件烧蚀热结构试验. 宇航材料工艺, 2009, 6: 71–73
- 15 董维中. 热化学非平衡效应对高超声速流动影响的数值计算与分析. 博士学位论文. 北京: 北京航空航天大学, 1996
- 16 高铁锁, 董维中, 江海, 等. 化学模型对数值模拟等离子体流动的影响研究. 宇航学报, 2016, 37: 1193–1199
- 17 Votta R, Schettino A, Ranuzzi G, et al. Hypersonic low-density aerothermodynamics of orion-like exploration vehicle. *J Spacecraft Rockets*, 2009, 46: 781–787

Test of aero-heating in hypersonic non-equilibrium flow and numerical simulation study

NIE ChunSheng¹, LI Yu¹, HUANG JianDong¹ & MIAO WenBo²

¹ Science and Technology on Space Physics Laboratory, Chinese Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

² China Academy of Aerospace and Aerodynamics, Beijing 100074, China

In the design of hypersonic vehicle thermal protection, precise prediction on the non-equilibrium aerodynamic heating in condition of hypersonic flow has been recognized as the difficult and hot topic in the current academic and engineering field. In this paper, a simple spherical column thermal model was designed. The surface catalytic properties of the model and plug-type calorimeter were changed by sputtering Au and SiO₂ on the surface. In the arc tunnel, a hypersonic non-equilibrium flow aerodynamic heating test was carried out to obtain the aerodynamic heating data of the model surface under both near complete catalysis and near non-catalysis. Based on the comparative analysis of test results and numerical calculation results, the numerical prediction method of high temperature chemical non-equilibrium aerodynamic heating is validated. The results show that the catalytic properties of the surface material have a significant effect on the non-equilibrium aerodynamic heating; the catalytic effect on the spherical surface is obvious, the complete catalytic heating is higher than the non-catalytic heating, but the catalytic effect on the cylinder surface is weaker. The numerical simulation results show that the difference of the heat flux between the different wall catalytic conditions is greater than that of the ground test results; completely catalytic wall heat flux within 5% of the difference, completely non-catalytic wall heat flux difference of more than 10%.

hypersonic, non-equilibrium flow, aeroheating, wind tunnel test, numerical simulation

doi: [10.1360/N092017-00311](https://doi.org/10.1360/N092017-00311)