

电弧风洞高焓流动模拟及壁面催化效应研究

周凯 武建英 李小鹏 欧东斌¹⁾

(中国航空气动力技术研究院第二研究所, 北京 100074)

摘要 对电弧风洞高焓流动进行模拟时, 基于其高温复杂流场特性, 对比不同热化学模型、壁面催化条件、流场一体化及分体计算等多种数值计算条件下, 电弧风洞内部、出口流场特性及典型模型壁面热流分布。结果表明, 模型距离喷管出口较近时, 流场分体计算可以提高计算效率, 但是模型距离喷管出口较远时, 则必须采用一体化计算保证计算精度, 数值模拟单温度热平衡模型计算得到的等热流模型表面热流高出双温度热非平衡模型 6.99%。同时对电弧风洞高焓流动壁面催化效应开展研究, 通过 X 射线扫描电镜对 3 组类型热流传感器表面元素成分进行分析, 研究热流传感器表面催化属性对气动热测量的影响。结果表明, 壁面催化效应会显著增加试验模型表面气动热环境, 采用无氧铜基体的塞式量热计进行电弧风洞热流测量时, 其表面会被氧化成 CuO, 数值模拟壁面采用有限催化条件 $\gamma=0.022$ 时计算结果与试验结果更接近, 也与文献中 CuO 的催化复合系数匹配。

关键词 电弧风洞, 高焓流动, 数值模拟, 壁面催化效应, 热流率

中图分类号: V448.2 文献标识码: A doi: 10.6052/1000-0879-23-455

HIGH ENTHALPY FLOW SIMULATION AND WALL CATALYTIC EFFECT IN ARC-HEATED WIND TUNNEL

ZHOU Kai WU Jianying LI Xiaopeng OU Dongbin¹⁾

(Second Institute, China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract In the simulation of high enthalpy flow in an arc-heated wind tunnel, based on the characteristics of complex flow field at high temperature, the flow parameters in the inner and outlet of the nozzle, and the heat flux distribution on the wall of the typical model were compared under various numerical calculation conditions, such as different thermochemical models, wall catalytic conditions, flow field integrated and separated calculation. The numerical simulation results show that the surface heat flux of the single temperature heat equilibrium model is higher than that of the double temperature heat non-equilibrium model by 6.99%. When the test model is close to the nozzle outlet, the separated calculation of flow field can improve the simulation efficiency. However, the integrated calculation must be adopted to ensure the numerical accuracy when the test model is far away from the nozzle outlet. At the same time, the wall catalytic effect has been studied at the high enthalpy flow in arc-heated wind tunnel. The surface elements of 3 types of heat flux sensors were analyzed by X-ray scanning electron microscopy, and the influence of surface catalytic properties of heat flux sensors on aerodynamic heat measurement was studied. The results indicate that the wall catalytic effect can significantly increase the surface heat flux of the test model. Combining the numerical simulation results with the test measurement results of slug calorimeter, it shows that when the slug calorimeter with oxygen free copper matrix is used for arc-heated wind tunnel heat flux measurement, its surface will be oxidized to CuO. The numerical

2023-09-01 收到第 1 稿, 2023-10-14 收到修改稿。

1) 欧东斌, 博士, 研究员, 研究方向为电弧风洞地面烧蚀试验技术。E-mail: 1424324@qq.com

引用格式: 周凯, 武建英, 李小鹏等. 电弧风洞高焓流动模拟及壁面催化效应研究. 力学与实践, 2024, 46(4): 803-811

Zhou Kai, Wu Jianying, Li Xiaopeng, et al. High enthalpy flow simulation and wall catalytic effect in arc-heated wind tunnel. *Mechanics in Engineering*, 2024, 46(4): 803-811

simulation results with limited catalytic wall condition $\gamma=0.022$ are closer to the experimental results. It is also consistent with the catalytic recombination coefficient of CuO in the literature.

Keywords arc-heated wind tunnel, high enthalpy flow, numerical simulation, wall catalytic effect, heat flux

电弧风洞是进行地面防热试验的主力设备^[1],其原理是通过加热器产生高温高压气流,经过超声速喷管加速扩张后形成高焓非平衡流场,对置于流场中的试验模型进行加热考核。其中,加热器产生的气流温度高达几千甚至上万度,气体分子受高温效应会振动激发、离解甚至电离,已经不是简单的理想气体,而必须视为高温真实气体^[2],热化学状态非常复杂,因此传统的空气动力学热、力经验公式不再适用^[3-4]。在接近飞行器表面的气流薄层内,原子和离子会受飞行器表面材料作用而发生一定程度的复合,并释放大热量,这种现象即为壁面催化效应^[5]。当壁面处原子和离子因催化效应大量复合时,会在激波层内产生显著的浓度梯度,从而促进外层原子向壁面附近扩散放热,加剧气动加热。激波层如同一个通道,将高超声速气流的能量源源不断地输送至飞行器表面。国内外大量研究表明,壁面催化效应对飞行器气动热有显著影响^[6-9]。因此,在电弧风洞高焓气流环境中开展壁面催化效应机理、试验及数值方面的研究工作,对高超声速飞行器气动热环境准确预测及热防护系统设计具有重要的研究意义。

对于电弧风洞高温复杂试验气流,通过试验测量能够获得简单的压力、热流等参数,但是气流组分、温度、密度等复杂流场参数仍难以获得,而且试验成本高,加工准备周期长,能获得的有效试验数据有限,因此数值模拟方法在电弧风洞流场参数辅助诊断中发挥着重要的作用^[10-13]。通过试验测量结合数值模拟的方法,可以对电弧风洞高温复杂流场进行更全面的了解,有效指导地面风洞试验设计^[14-15]。针对电弧风洞流场进行数值模拟及流场重构时,基于其高温复杂流场特性,数值模拟采用7组分的化学反应模型(N_2 , O_2 , NO , N , O , NO^+ 和 e^-),单温度热平衡及双温度热非平衡两种热力学模型,模型表面采用完全催化、有限催化、非催化壁面条件,试验模型距离喷管出口40~100 mm。分析不同热化学反应

模型、不同壁面催化条件、不同模型到喷管出口的距离、流场一体化及分体计算等对电弧风洞超声速喷管内部、出口流场分布及典型模型壁面热流分布的影响,进一步提高电弧风洞高焓流场数值模拟的可靠性和计算效率。同时基于电弧风洞气动热试验及数值模拟手段,开展壁面催化效应相关研究工作,分析热流传感器表面属性对气动热测量的影响,进一步提高电弧风洞气动热环境测量的精细度。

1 试验设备及数值方法

试验设备选用了FD04电弧风洞,包括了加热器、喷管、试验模型及支架、试验段、扩压段、真空系统等,整体结构图如图1所示。其中,电弧加热器采用了20 MW叠片加热器,喷管采用了喉道直径30 mm,出口直径120 mm的锥形喷管,试验模型采用了某重点型号任务定制的等热流球柱外形模型,头部半径90 mm,圆柱直径60 mm,头部与柱身过渡处有R5 mm倒角,具体外形见图2。

数值方法控制方程采用可压缩真实气体N-S方程

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(F_1 + G_1) + \frac{\partial}{\partial y}(F_2 + G_2) + \frac{\partial}{\partial z}(F_3 + G_3) = \dot{S}$$

式中, Q 为守恒变量; F 和 G 分别为对流项和黏性项,角标1,2,3对应 x , y , z 方向的分量; \dot{S} 为非平衡源项。对流项离散采用AUSMPW+格式,该格式将通量分为对流项和压力通量项,并根据马赫数确定分裂的形式^[16-17]。ASUM类格式在高超声速模拟中有广泛的应用,计算量小且对激波间断及边界层的捕捉具有一定优势,黏性项离散采用中心差分格式^[18],时间离散采用LU-SGS隐式方法,化学反应模型采用Dunn & Kang的7组分11反应模型(N_2 , O_2 , NO , N , O , NO^+ 和 e^-)^[19]。关于数值方法的可行性及可靠性论证在文献[20]中有详细阐述,该方法已成功应用于高超声速流动中气动力/热的数值模拟。试验状态

选用某重点型号飞行状态，其总焓 $H_0=20$ MJ/kg，总压 $p_0=501$ kPa，由热力学平衡程序计算得到总温 T_0 及各组分质量分数，以此作为流场计算驻

室的总温总压来流条件，具体的驻室气流参数如表 1 所示。数值模拟计算域见图 3，其中模型距离喷管出口距离定义为 D 。

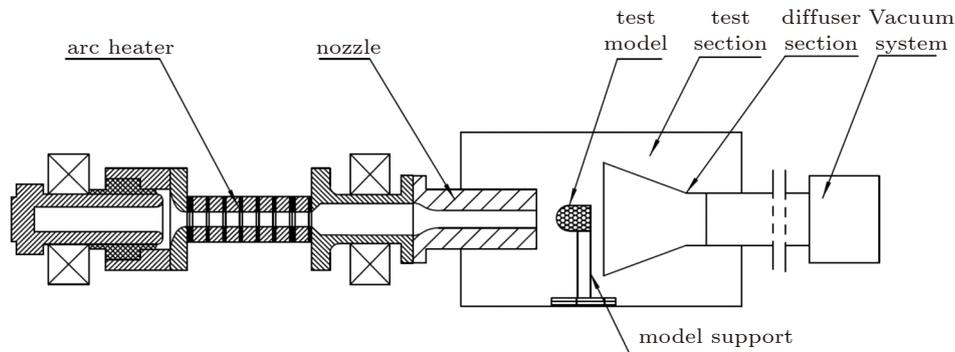


图 1 电弧风洞结构示意图

Fig. 1 Structure representation of the arc-heated wind tunnel

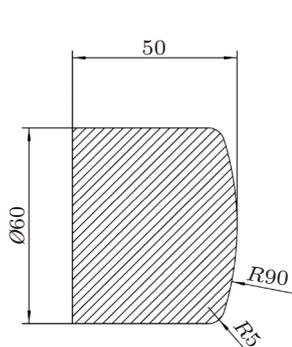


图 2 等热流试验模型外形尺寸 (单位: mm)

Fig. 2 Size of the uniform heat flux test model (unit: mm)

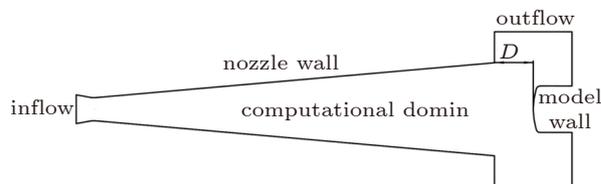


图 3 数值模拟计算域简图及距离 D 的定义

Fig. 3 Schematic diagram of numerical simulation computational domain and definition of distance D

表 1 驻室气流参数

Table 1 Stagnation flow parameters

Flow parameters	Value
$H_0/(\text{MJ}\cdot\text{kg}^{-1})$	20
p_0/kPa	501
T_0/K	7095
Species mole fraction	Value
N_2	0.39536
O_2	0.00021
NO	0.00844
O	0.28549
N	0.30947
NO^+	0.00052
e^-	0.00051

2 一体化计算及分体计算对比

一体化计算即将喷管内流及模型外流放在一起同时计算，其优势在于可以考虑喷管出口的膨胀效应，对模型距喷管出口不同距离能进行更真实的模拟。但是，在计算模型表面热流时网格需要加密处理，保证网格尺度满足气动热计算要求，而喷管尺度远大于模型尺度，网格不能太致密，否则计算量会显著增加，因此需要考虑喷管网格与模型网格尺度的匹配性。同时，喷管内部流动和模型外部流动的时间尺度差异较大，对计算时间步长设置、流场初始化处理均有较严格要求，而且计算收敛较慢，计算时间较长。

分体计算是首先计算喷管内部流场，快速收敛完毕后，提取喷管出口中心处的气流参数，包括温度、压力、速度及组分质量分数。将这些参数作为模型外流的来流条件进行计算，分体计算的优势在于网格数量少，计算收敛速度快，效率较高，但无法考虑喷管出口的膨胀效应。

在一体化计算时,模型距喷管出口的距离 D 分别设置为 40, 50, 60, 80, 100 mm, 实际试验时距离为 40~50 mm, 在烧蚀型材料长时间加热烧蚀试验中,模型通常也会发生较大的烧蚀后退,如图 4 所示,模型表面距离喷管出口距离会不断增加,通过一体化计算也可以评估长时间烧蚀过程中模型表面后退对加热状态的影响。

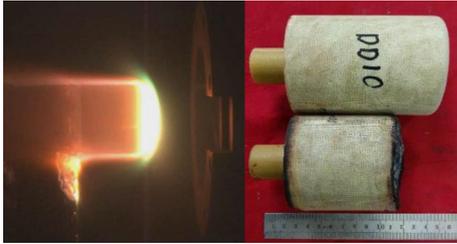


图 4 烧蚀型材料长时间烧蚀后对比照片

Fig. 4 Photo of ablative material after a long time of ablation

将分体计算及 5 个一体化计算共计 6 组算例结果的流场速度 u 云图汇总,见图 5。对比几组算例,可以看到喷管内部的流场无明显差异,模型外流在模型头部及柱身附近无明显差异,但在脱体激波远离模型的上下边界由于膨胀效应,一体化计算和分体计算有差异,一体化计算激波边界有向外扩张的趋势。而且伴随模型距喷管出口距离不断增加,激波的脱体距离有减小的趋势,这也是由于喷管气流向下游不断膨胀马赫数增加导致。

提取喷管出口气流参数沿径向分布见图 6,从速度 u 及温度 T 分布来看,6 组算例的分布几乎完全重合,证实了之前的判断,由于喷管内部气流是超声速气流,因此模型距喷管不同距离引发的下游流场差异不会影响上游流场,因此一体化计算和分体计算不会影响喷管内部的流场分布。

提取模型头部热流 q 的分布曲线如图 7 所示,地面防热试验时驻点模型为了尽量保证头部端面热流相近,均匀烧蚀,外形一般设计为等热流外形,从计算结果来看,模型表面热流沿流场径向分布较为均匀,只是在模型肩部倒角处出现一个热流尖峰,这证实了等热流外形设计的有效性。对比一体化计算模型距喷管出口不同距离及分体计算的热流分布可以看出,随着距离的增加,模型表面热流有所衰减。6 个算例中,分体计算由于不考虑喷管的膨胀效应,整个来流边界设置为

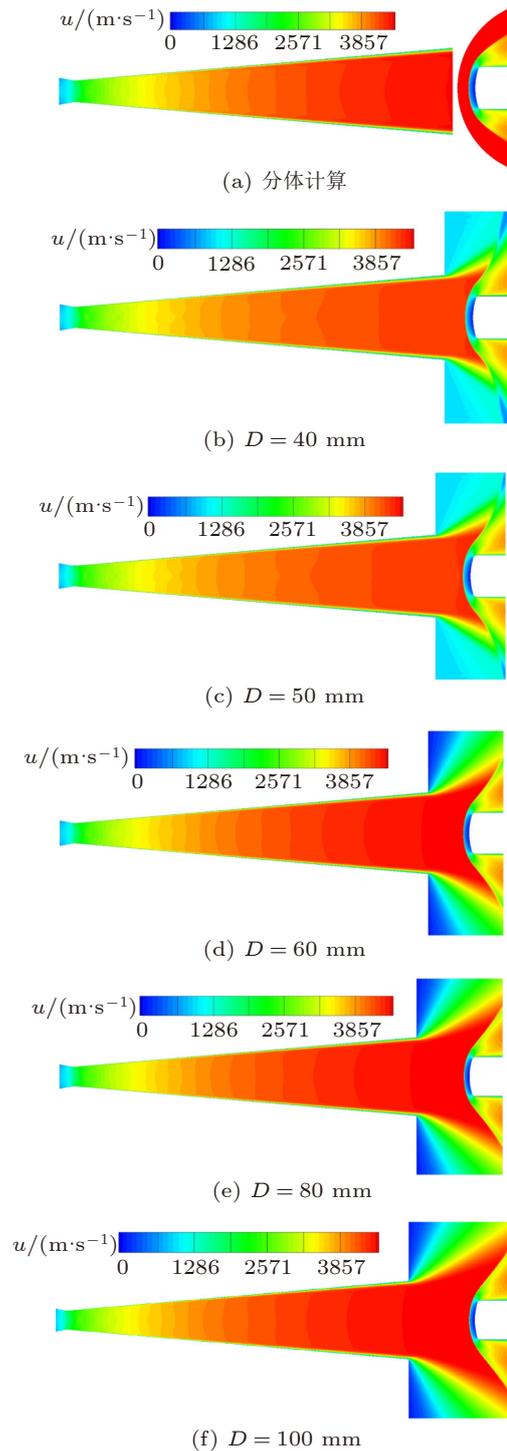


图 5 电弧风洞流场分体及一体化计算速度云图对比
Fig. 5 Comparison of velocity distribution of separated and integrated calculation for the flow in arc-heated wind tunnel

均匀来流,模型的表面热流最高,且肩部热流峰值相对驻点更为尖锐。

图 8 为一体化计算时模型驻点热流 q_s 随距喷管出口距离增加的趋势,分体计算时(对应图 8 中 $x=0$ mm)驻点热流为定值 6.91 MW/m^2 ,

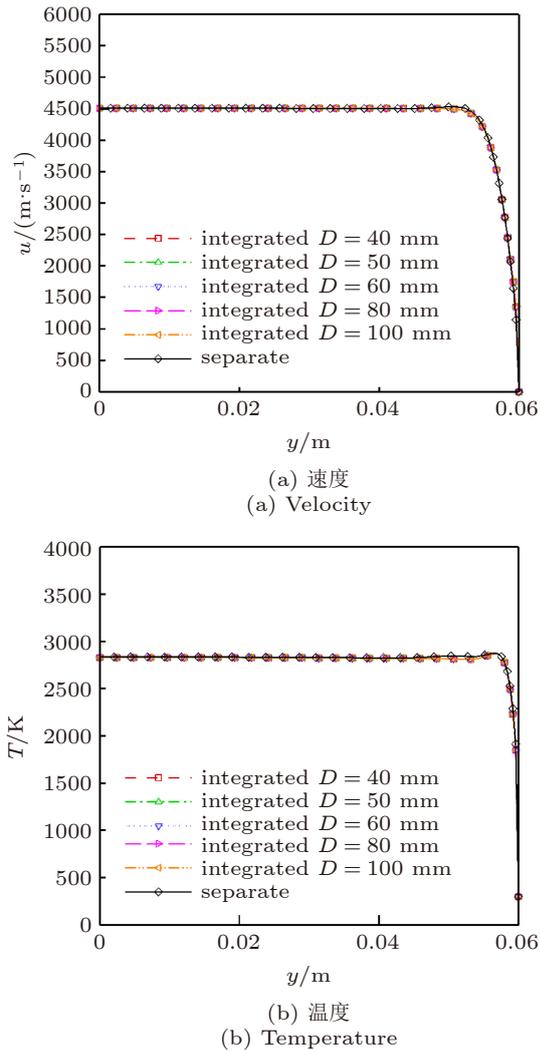


图 6 喷管出口气流参数分布

Fig. 6 Flow parameters distribution at the nozzle outlet

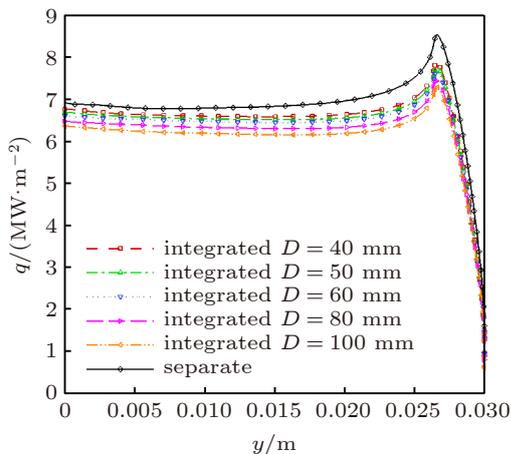


图 7 模型头部热流分布

Fig. 7 Heat flux distribution of the model head

管出口距离增加的趋势，分体计算时（对应距离 40 mm 时一体化计算的热流为 6.76 MW/m^2 ，

相比分体计算衰减了 2.1%，而距离 50, 60, 80 和 100 mm 时一体化计算的热流相较于分体计算衰减比例依次为 3.3%, 4.5%, 6.4% 和 8.1%。可见，在模型距离喷管距离较近时（热流衰减小于 5%），分体计算和一体化计算差异很小，采用分体计算提高计算效率是可行的，但是在模型距离喷管出口较远时（热流衰减大于 5%），则一体化计算更为准确。

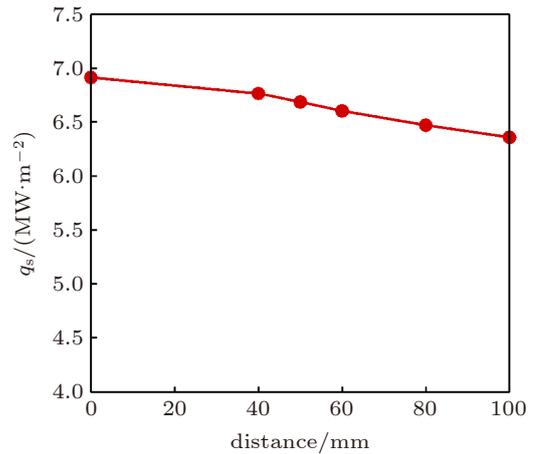


图 8 模型驻点热流随距喷管出口距离变化分布

Fig. 8 Stagnation heat flux distribution of the model varies with the distance from the nozzle outlet

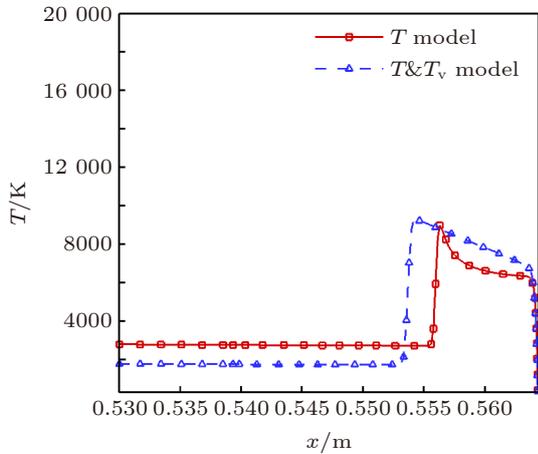
因此，通过电弧风洞高焓流动数值模拟辅助诊断手段，可以有效指导地面烧蚀试验设计，在烧蚀模型长时间烧蚀过程中，模型如果出现后退量较大的情况，则需要考虑考核状态衰减的影响，增加移动送进机构，保证模型距离喷管出口距离不变，以获得相同的加热考核状态，确保地面烧蚀试验模拟参数的准确性。

3 热化学模型对比

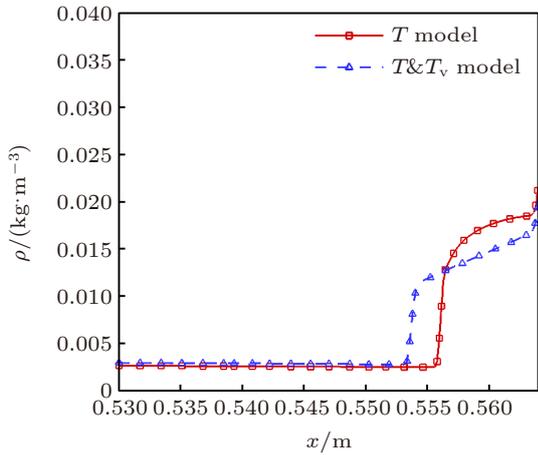
数值模拟热化学模型进行对比时，选用单温度和双温度两种热力学模型，单温度模型用一个平动温度 T 就可以描述流动中的各能量模式，适用于振动弛豫时间远小于流动特征时间的热平衡流动，双温度模型则同时考虑了平动温度 T 和振动温度 T_v ，适用于流动中振动弛豫时间与流动特征时间在同一量级的热非平衡流动。

提取模型驻点线平动温度、密度和压力值，如图 9 所示。可以看出，不同热力学模型对激波后温度和密度的影响较大，对压力的影响较小。

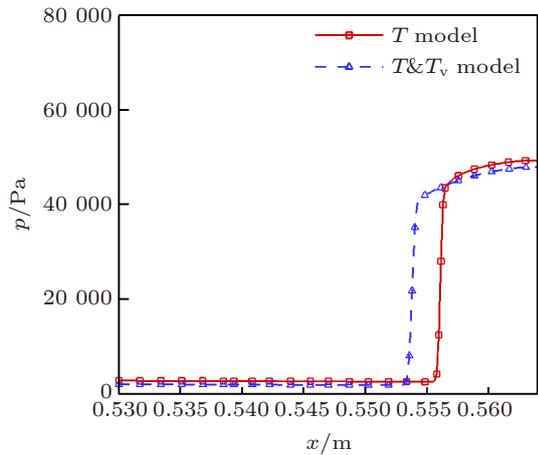
对于平动温度，在经过激波压缩后快速上升达到峰值，双温度模型波后平动温度峰值要高于单温



(a) 温度
(a) Temperature



(b) 密度
(b) Density



(c) 压力
(c) Pressure

图9 不同热化学模型驻点线气流参数分布

Fig. 9 Flow parameters at the stagnation line of different thermochemical models

度模型，随后逐渐降低，双温度模型由于非平衡效应存在气体平动及振动能量的转化分配过程，下降的进程较为缓慢。从波后密度对比可以看出双温度模型的波后密度相对单温度模型偏低，造成双温度模型的激波脱体距离要大于单温度模型。

对比两种热力学模型条件下的试验模型表面热流分布，见图10，可以看出，单温度模型的表面热流整体高于双温度模型，单温度模型计算的驻点热流值为 6.68 MW/m^2 ，双温度模型计算值为 6.25 MW/m^2 ，单温度模型驻点热流相对双温度模型高出 6.99% ，这同样是由于双温度模型气体能量分配机制与单温度模型存在差异。从尺度效应来看，对于模型几何尺度较大、流动特征时间远大于能量弛豫时间、流场中热非平衡区域占比较小的情况，采用单温度模型可以提高计算效率，但是对于模型几何尺度较小、热非平衡区域占比较大的情况，应选用双温度模型来提高模拟精度。

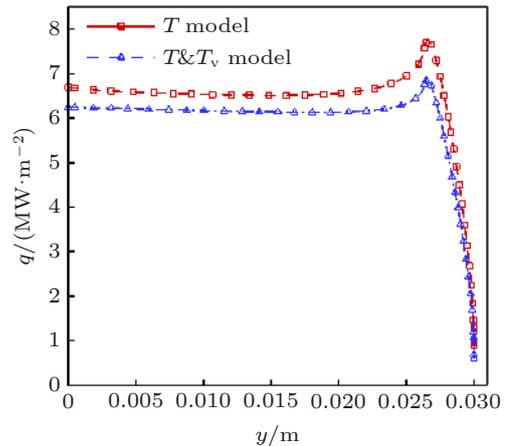


图10 不同热化学模型计算结果及试验结果对比

Fig. 10 Comparison of calculation results based on different thermochemical models and experimental results

4 壁面催化效应数值及试验研究

对于电弧风洞高焓流动壁面催化效应相关数值及试验研究，在数值模拟时，选择完全催化（fully catalytic wall, FCW, $\gamma=1$ ）、有限催化、完全非催化（non-catalytic wall, NCW, $\gamma=0$ ）多种壁面边界条件，对比模型表面气动热分布，见图11。图中黑色菱形点代表两次重复性试验汇总后的有效测量值，采用安装了塞式量热计的等热流测试模型测量得到，测试模型见图12。

从图 11 可以看出，完全催化热流最高，完全非催化热流最低，有限催化热流介于中间。驻点完全催化热流是非催化热流的 2.1 倍，可以看出在电弧风洞高焓流场环境下，壁面催化效应对气动热的影响非常显著。

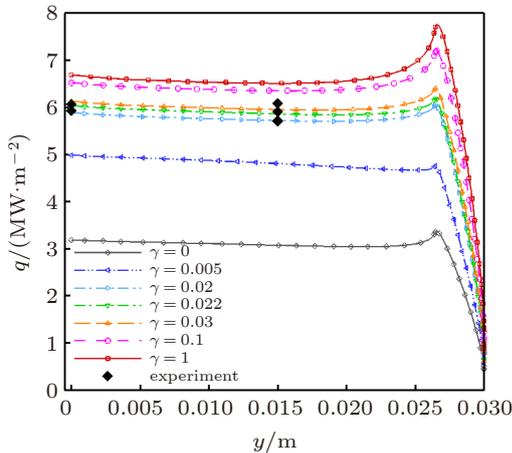


图 11 不同壁面催化条件计算结果及试验结果对比

Fig. 11 Comparison of calculation results based on different wall catalytic condition and experimental results



图 12 等热流测试模型及塞式量热计

Fig. 12 Uniform heat flux test model and slug calorimeter

从图 13 模型驻点线组分质量分数分布可以看出，在两种极限壁面催化条件下，组分在模型壁面的分布呈现显著差异，在完全催化条件下，壁面的 N 和 O 原子快速完成复合，并释放化学能，从而显著增加了壁面热流。更具体的驻点组分质量分数如表 2 所示，完全催化条件下，驻点的 N 和 O 原子质量分数为 0，N₂ 和 O₂ 分子的质量分数为 0.76 和 0.22，分子质量分数占比远高于完全非催化条件下的比例，这些都验证了上述分析，壁面催化效应通过影响壁面附近化学组分的分布，从而显著影响模型壁面热流。

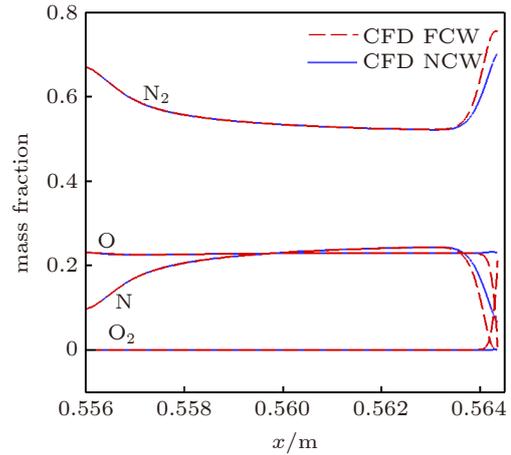


图 13 驻点线组分质量分数分布

Fig. 13 Mass fraction of the species at the stagnation line

表 2 驻点组分质量分数表

Table 2 Mass fraction table of the species at the stagnation point

Wall catalytic condition	N ₂	O ₂	NO	N	O
NCW	0.70	0.00	0.00	0.07	0.23
FCW	0.76	0.22	0.02	0.00	0.00

数值计算条件有限催化复合系数 γ 从 0.005 增加至 0.1 时，模型表面的热流在逐渐增加，对比试验测量值可以看出，催化复合系数 $\gamma=0.022$ 时，计算值与试验结果最为接近。试验中热流传感器采用的是塞式量热计，其感温基体材料为无氧铜，从文献可知，无氧铜的催化复合系数 γ 在 0.1 附近，接近于完全催化材料，Cu₂O 和 CuO 催化复合系数 γ 在 0.02 附近，属于中等催化材料^[21]。可以发现，数值计算结果 $\gamma=0.022$ 与无氧铜 Cu 催化复合系数并不匹配，与 Cu₂O 和 CuO 的催化复合系数更为接近。

为了验证该现象，采用 PHENOM 公司生产的台式扫描电镜开展 X 射线原子能谱分析，对塞式量热计的表面成分进行分析，样品选择了 3 种类型，标记为 1~3 组，每种类型有 A, B 两个样品：1#为砂纸机械打磨过的铜塞块，2#为在空气中正常放置数月的铜塞块，3#为在电弧风洞气流冲刷后的铜塞块，如图 14 所示。

塞块表面 O 及 Cu 原子含量分析数据如表 3 所示。可以看出，1#、2#及 3#样品表面 O/Cu 原子含量比例平均值分别为 0, 0.70 和 1.01，可以认为机械打磨后的样品表面几乎为纯净的无氧铜，长期在空气中暴露存放后氧化为 Cu₂O 或

CuO, 而在电弧风洞气流冲刷后的表面几乎完全氧化为稳定的 CuO, 验证了之前文献的叙述。因此塞式量热计的试验测量值可以认为是塞块表面 Cu 氧化成 CuO 条件下的热流测量值, 同时, 通过试验与数值模拟结果的相互校核, 也进一步验证了数值方法的可靠性。



图 14 3 种类型铜塞照片

Fig. 14 Three types of copper slug photos

表 3 塞块表面 O 及 Cu 原子含量比例表

Table 3 Oxygen and copper atomic content ratio table at the slug surface

O/Cu atomic content ratio	A	B	Average
1#	0.00	0.00	0.00
2#	0.69	0.72	0.70
3#	0.95	1.06	1.01

5 结论

针对电弧风洞高温流场复杂特性, 采用数值模拟对喷管内流及等热流试验模型外流进行计算, 对比一体化计算模型距喷管出口不同距离及分体计算、不同热化学模型、不同壁面催化条件对流场及试验模型表面气动热结果的影响, 得到以下结论。(1) 一体化计算考虑喷管的膨胀效应, 可以模拟模型距喷管不同距离时模型表面热流变化, 但是在模型距喷管出口距离较近时(热流衰减小于 5%), 距离对热流的影响可以忽略, 可以采用分体计算提高计算效率。烧蚀型材料在长时间烧蚀过程中后退量较大时, 需要考虑模型表面后退对加热状态削弱的影响。(2) 电弧风洞数值模拟双温度模型平动温度峰值高于单温度模型, 波后密度低于单温度模型, 单温度模型计算得到的等热流球柱模型表面热流高出双温度模型 6.99%。(3) 电弧风洞高焓流动壁面催化效应对模型表面气动热有显著影响作用, 完全催化热流接近完全非催化热流的 2.1 倍。热流传感器的表

面催化属性会影响气动热测量结果, 采用无氧铜基体的塞式量热计进行电弧风洞热流测量时, 其表面会被氧化成 CuO, 数值模拟壁面采用有限催化条件 $\gamma=0.022$ 时计算结果与试验结果更接近, 也与文献中 CuO 的催化复合系数匹配。

参 考 文 献

- 1 Sheeley J. Arc-heated wind tunnel failure prediction using artificial neural networks. 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, USA, 2005
- 2 Anderson JD. Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics, 2nd edn. New York: AIAA, 2006
- 3 Romere PO, Kanipe DB, Young JC, et al. Space shuttle entry aerodynamic comparisons of flight 1 with predictions. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1983, 20(1): 15-21
- 4 Mous JR. Hypersonic Mach number and real gas effects on space shuttle orbiter aerodynamics. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1984, 21(2): 136-141
- 5 Goulard RJ. On catalytic recombination rates in hypersonic stagnation heat transfer. *Jet Propulsion*, 1958, 28(11): 737-745
- 6 周凯, 朱晓军, 欧东斌等. 壁面催化效应对高超声速气动热影响研究. *空气动力学学报*, 2020, 38(4): 660-667
Zhou Kai, Zhu Xiaojun, Ou Dongbin, et al. Wall catalytic effects on aerodynamic heat of hypersonic flow. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2020, 38(4): 660-667(in Chinese)
- 7 周凯, 彭俊, 欧东斌等. 超高速流动气动热及壁面催化效应试验研究. *中国科学: 技术科学*, 2020, 50(8): 1095-1101
Zhou Kai, Peng Jun, Ou Dongbin, et al. Experimental study on aerodynamic heat and wall catalytic effects of hypervelocity flow. *Sci Sin Tech*, 2020, 50(8): 1095-1101 (in Chinese)
- 8 Stewart DA. Surface catalysis and characterization of proposed candidate TPS for access-to-space vehicles. NASA TM-112206, 1997
- 9 Scott CD. Catalytic recombination of nitrogen and oxygen on high-temperature reusable surface insulation. 15th Thermophysics Conference, Snowmass, USA, 1980
- 10 Heinbockel JH, Landry JG. Nozzle flow with vibrational non-equilibrium. NASA-CR-199244, 1995
- 11 Park C, Lee SH. Validation of multi-temperature nozzle flow code. *Journal of Thermo-physics and Heat Transfer*, 1995, 9(1): 9-16
- 12 Abe K, Kameyama T, Kihara H, et al. Computation and experiment of non-equilibrium nozzle flow of arc heated air. *Journal of Thermo-physics and Heat Transfer*, 2005, 19(4): 428-434
- 13 Gökçen T, Balboni J, Alunni AI. Computational simulations of the 10 MW TP3 arc-jet facility flow. 45th AIAA Thermophysics Conference, Dallas, USA, 2015
- 14 Candler GV, MacCormack RW. Computation of weakly ionized hypersonic flows in thermochemical non-equilibr-

- um. *Journal of Thermophysics and heat transfer*, 1991, 5(3): 266-273
- 15 Park C. Non-equilibrium Hypersonic Aerothermodynamics. New York: John Wiley and Sons, 1990
- 16 Kim KH, Kim C, Rho OH. Methods for the accurate computations of hypersonic flows I: AUSMPW+ scheme. *Journal of computational physics*, 2001, 174(1): 38-80
- 17 Kim KH, Kim C, Rho OH. Accurate computations of hypersonic flows using AUSMPW+ scheme and shock-aligned grid technique. 29th AIAA Fluid Dynamics Conference, Albuquerque, USA, 1998
- 18 Dim KH, Lee JH, Rho OH. An improvement of AUSM schemes by introducing the pressure-based weight function. *Computers & Fluids*, 1998, 27(3): 311-346
- 19 Gnoffo PA, Gupta RN, Shinn JL. Conservation equations and physical models for hypersonic air flows in thermal and chemical non-equilibrium. NASA-TP-2867, 1989
- 20 李康. 高温气体效应对高超声速气动力的影响规律 [博士论文]. 北京: 中国科学院力学研究所, 2015
- LI Kang. High temperature gas effects on hypersonic aerodynamic forces. [PhD Thesis]. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences Institute of Mechanics, 2015 (in Chinese)
- 21 Cauquot P, Cavadias S, Amouroux J. Thermal energy accommodation from oxygen atoms recombination on metallic surfaces. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 1998, 12(2): 206-213

(责任编辑: 郭丽雅)