

壁面催化效应数值研究

周凯¹, 欧东斌¹, 胡宗民^{2,3}, 姜宗林^{2,3}

1 中国航空气动力技术研究院, 北京市丰台区 100074

2 中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京市海淀区 100190

3 中国科学院大学工程科学学院, 北京, 100049

摘要 高超声速飞行器壁面催化效应会导致激波层中原子在壁面处复合释热, 加剧周围气动热环境。针对高超声速流动壁面催化特性, 选择不同飞行马赫数及高度条件, 采用完全催化和非催化两种条件对球锥模型壁面热流率进行数值模拟计算, 研究壁面催化效应对气动热的影响规律。结果表明, 固定飞行高度时, 壁面催化效应对气动热的影响随马赫数增加而加强, Ma 25 条件下驻点处完全催化与非催化热流比值高达 1.92。壁面催化效应不仅会影响壁面附近的流场特性及组分分布状态, 而且对整个激波层都有一定的影响作用。

关键词 高超声速 壁面催化效应 气动热 数值模拟 热流率

引言

高飞行器在大气中以高超声速飞行时, 激波层内气体受到强激波的压缩作用而急剧升温, 高温气体通过对流及辐射过程对飞行器进行加热, 即所谓的气动加热。而在高温环境下, 气体分子会振动激发、离解甚至电离, 此时气体特性不再遵循完全气体条件, 即所谓的高温真实气体效应[1]。由于振动激发和分解的过程会消耗大量气流热量, 可以显著降低波后的气体温度, 进而缓解了气动加热。但是在接近飞行器表面附近的气流薄层内, 原子、离子成分会受到飞行器表面材料化学特性作用而发生一定程度的复合反应, 并释放大热量, 这种壁面效应称之为壁面催化效应, 可以改变壁面附近的气体组分及能量分布状态[2]。由浓度梯度引发的扩散效应会促进外层原子向壁面附近扩散释热, 加剧气动加热。从上世纪 50 年代开始, 关于壁面催化效应对气动热的影响已经成为重要的研究课题[3-4], 同时飞行试验及地面风洞试验结果也不断验证了壁面催化效应的重要影响作用[5]。本文主要通过数值模拟方法来研究非催化及完全催化两种壁面催化条件对高超声速典型模型气动热的影响规律, 为高超声速飞行器气动热预测提供数据支持。

1 40 km 高空 Ma10-25 气动热规律

数值模拟采用了多组分 N-S 方程及热化学非平衡模型, 化学反应模型采用 Dunn & Kang 的 5 组分 17 基元反应模型, 热力学模型采用 Park 的 T-Tv 双温度模型, 流动过程及热化学反应过程由平动温度 T 和振动温度 Tv 来描述。来流条件选择 40 km 高空, 具体的气流参数如表 1 所示, 飞行马赫数分别为 10、15、20、25。计算模型外形选取 ELECTRE 头部缩比的球锥模型, 头部半径为 35 mm, 总长为 70 mm, 锥角为 4.6°。计算网格点数为 200×300, 壁面边界条件采用等温壁面条件 (T=300 K)。

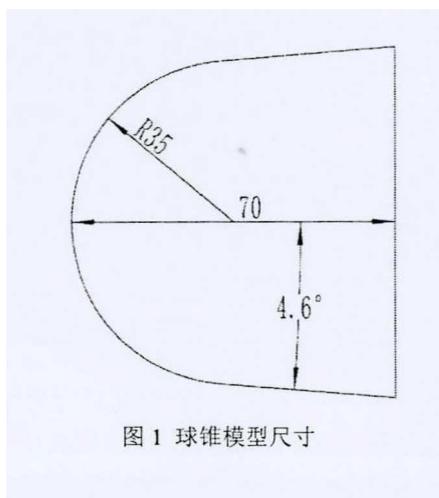


图 1 球锥模型尺寸

表 1 40 km 高空气流参数

Flow parameters	
ρ (kg/m ³)	0.00385
P (Pa)	277.5
T (K)	251
a (m/s)	317.6
Ma	10, 15, 20, 25

提取 5 组马赫数工况下驻点热流值，并计算得到完全催化与非催化条件下驻点热流的比值，如图 1 所示。

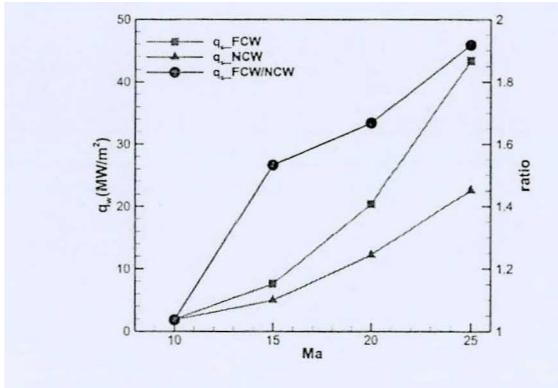


图 2 Ma 10-25 驻点热流率及比值（完全催化/非催化）分布

在低马赫数时，两种催化条件下驻点热流率几乎重合，但在高马赫时差异明显。完全催化对比非催化条件下驻点热流的比值也随着马赫数增加而增加，说明完全催化条件在马赫数较高时，有显著增加壁面热流的效应，且随着马赫数提高，这种效应在加强。分析原因，随着飞行马赫数的提高，模型头部激波的强度随之增大，导致波后气体离解程度加大，离解出的原子成分比重增加，造成壁面处有更多的原子进行催化复合释热，因此壁面催化效应的作用得到加强，对热流的提升也更为显著。

2 结论

本文采用数值模拟方法对高超声速球锥模型在非催化和完全催化两种壁面条件下的气动热进行了计算分析，研究壁面催化效应对气动热的影响规律，得到了以下结论：在 40 km 高空、马赫数 10~25 条件下，随着马赫数提高，球锥模型热流增加，完全催化对比非催化条件热流比值增大。这是因为激波层气体离解程度随马赫数提高而加大，导致壁面边界层有更多的原子成分，壁面处原子由催化效应复合释热

程度加大，壁面催化效应对热流的影响加强。而且马赫数较高时，完全催化条件还会影响到整个激波层内的流场特性及气体组分分布状态。

参考文献

- 1 Anderson J D. Hypersonic and high temperature gas dynamics[M]. AIAA, 2000: 449-499.
- 2 Goulard R J. On Catalytic recombination rates in hypersonic stagnation heat transfer[J]. Jet Propulsion, 1958, 28(11): 737-745.
- 3 Ingeri G R. Nonequilibrium hypersonic stagnation flow with arbitrary surface catalycity including low Reynolds number effects[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1966, 9(8): 755-772.
- 4 Stewart D A. Surface catalysis and characterization of proposed candidate TPS for access-to-space vehicles, NASA TM-112206[R]. Moffett Field: NASA, 1997.
- 5 Scott C D. Catalytic recombination of nitrogen and oxygen on high-temperature reusable surface insulation, AIAA-80-1477[R]. Snowmass: AIAA, 1980.