

文章编号: 1672-9897(2012)06-0035-05

高焓非平衡气动热环境的试验模拟及影响

袁军娅¹, 蔡国飙¹, 杨红亮², 黄建栋²

(1. 北京航空航天大学, 北京 100191; 2. 空间物理重点实验室, 北京 100076)

摘要: 在电弧风洞中开展材料特性考核试验时,一般根据部分相似模拟理论,通过模拟飞行条件的总焓和表面压力模拟气动热环境。分析了部分相似模拟的适用条件,并通过数值求解二维轴对称热化学非平衡粘性激波层方程,计算了两种不同尺度球头模型的流场特性,分析了试验状态对飞行条件热环境的模拟程度和对材料性能评价的影响。研究表明,对于热化学非平衡流场,特别是对于表面催化系数较低的热防护材料,采用部分相似模拟理论开展试验,气动热环境模拟程度下降,并且由于热焓比例偏小,对高温耐烧蚀材料的考核程度偏低。

关键词: 气动热环境; 高焓非平衡; 试验模拟

中图分类号: V411 **文献标识码:** A

Test simulation of heat environment in high enthalpy nonequilibrium flow and effects

YUAN Jun-ya¹, CAI Guo-biao¹, YANG Hong-liang², Huang Jian-dong²

(1. BeiHang University, Beijing 100191, China; 2. Science and Technology on Space Physics Laboratory, Beijing 100076, China)

Abstract: To examine the material's performance in arc-jet tunnel, the heat transfer in flight is simulated by duplicating the surface pressure and total enthalpy based on the partial simulation. The conditions of the partial simulation method are analyzed. And the flow fields of two scale spheres are viewed by numerically solving the axisymmetric nonequilibrium Navier-Stokes equations. Effects on heat transfer and heat protection material are analyzed. It is demonstrated that the test heat transfer is lower in nonequilibrium flow when using partial simulation method, especially for lower catalytic efficiency surface. And because the thermal enthalpy is lower, the test degree for high temperature material is insufficient.

Key words: heat environment; high enthalpy nonequilibrium; test simulation

0 引言

飞行器以高超声速在高空飞行时,流场通常存在非平衡效应,在地面试验中模拟高焓非平衡热环境存在很大难度。张涵信^[1]分析了真实气体流动的相似律,指出在忽略三体反应情况下,高温非平衡流的模拟参数为速度 U_∞ 、温度 T_∞ 和双尺度参数 $\rho_\infty L$ 。陈伟芳^[2]通过特征量分析方法亦得到类似结论。曾明^[3]等采用数值模拟,对双尺度参数的有效性进行了研究,指出存在很大一类高超声速非平衡流动,其三体复合反应趋于冻结或平衡,从而双体碰撞反应的非平衡尺度效应模拟参数 $\rho_\infty L$ 对全流场适用。董维中^[4]在风洞热流与飞行环境相关性研究中指出,在模型头部区保持总焓和 $\rho_\infty Rn$ 不变的情况下热流数

据可外推至飞行条件。

电弧风洞中试验条件仍然难以满足双尺度模拟准则,开展热防护材料性能考核试验时,提出了部分相似模拟理论。根据 Lees 公式^[5]、驻点热流经典 Fay-Riddell 公式^[6]和 Goulard^[7]修正公式,热环境模拟参数是驻点总焓和驻点压力。但是,经典 Fay-Riddell 公式和 Goulard 修正公式的使用有一个重要条件,即边界层外缘达到热化学平衡状态,电弧风洞试验条件难以满足这一条件。如果飞行条件的非平衡效应也非常显著,采用部分相似模拟理论进行试验时,电弧风洞对飞行条件下气动热环境的模拟程度就需要详细分析,并评价对材料性能的影响。

采用数值求解二维轴对称热化学非平衡粘性激波层方程,计算了电弧风洞试验条件和飞行条件下两

种尺度半球模型的气动热环境,分析了部分相似模拟的适用性问题,并分析了对材料评价的影响。

1 部分相似模拟理论的适用条件

半球体的壁面热流与驻点热流的简化关系式可由 Lees^[5]公式得到:

$$\frac{q}{q_s} = \frac{2\theta \sin \theta [(1 - p_e/p_s) \cos^2 \theta + p_e/p_s]}{[D(\theta)]^2} \quad (1)$$

式中: q 为壁面热流, q_s 为驻点热流, θ 为球心角,
 $D(\theta) = (1 - p_e/p_s)[\theta^2 - (\theta \sin 4\theta)/2 + (1 - \cos 4\theta)/8]$
 $+ 4p_e/p_s[\theta^2 - \theta \sin 2\theta + (1 - \cos 2\theta)/2]$ (2)

对于驻点热流,Fay-Riddell^[6]给出经典完全催化壁驻点热流公式:

$$q_{s,k_w=\infty} = 0.763 Pr^{-0.6} (\rho_s \mu_s)^{0.4} (\rho_w \mu_w)^{0.1} \sqrt{\left(\frac{du}{dx}\right)_s (h_s - h_w)} \left[1 + (Le^n - 1) \left(\frac{h_d}{h_s}\right)\right] \quad (3)$$

式中: k_w 为壁面的催化速率常数, ρ 为气体密度,
 μ 为气体粘性系数, h 为气体焓, Pr 为普朗特数, Le 为路易斯数,下标“ s ”、“ w ”表示驻点边界层外缘和壁面处参数, h_d 为离解焓, $\left(\frac{du}{dx}\right)_s$ 为驻点速度梯度:

$$\left(\frac{du}{dx}\right)_s = \frac{1}{R} \sqrt{\frac{2(p_s - p_\infty)}{\rho_s}} \quad (4)$$

对于平衡边界层和冻结边界层,指数 n 分别为 0.52 和 0.63。该公式经过了诸多地面试验和数值模拟的检验,经常作为驻点热流的校验公式。

Goulard^[7]采用修正参数得出了冻结边界层有限催化壁热流公式:

$$q_s/q_{s,k_w=\infty} = 1 - \frac{Le^{2/3} h_d/h_s}{1 + (Le^{2/3} - 1) h_d/h_s} (1 - \varphi) \quad (5)$$

式中: S_c 为施密特数, φ 为催化因子:

$$\varphi = 1 / \left[1 + 0.47 Sc^{-2/3} \left(2\rho_s \mu_s \left(\frac{du}{dx}\right)_s \right)^{1/2} / (\rho_w k_w) \right] \quad (6)$$

根据 Lees 公式和牛顿压力公式,半球体的热流由驻点热流和几何参数确定。如果边界层外缘达到平衡状态,采用两个参数:驻点焓值和压力就可以模拟边界层外缘气体参数,由 Fay-Riddell 公式和 Goulard 公式可知,采用实际材料和尺度的试验模型,就能够模拟驻点热流,从而模拟球头模型的热流分布。这就是电弧风洞中球头模型试验采用的部分相似模拟理论的主要依据。

Fay-Riddell 公式和 Goulard 公式建立在对边界层方程的数值求解基础之上,其中有两条重要假设:

(1) 边界层外缘达到热化学平衡状态;(2) 粘性边界层内是理想的化学平衡流动或化学冻结流。

驻点边界层当地达姆柯勒数近似可以表示为^[8]:

$$Da = (x/u_e) K p^2 \exp(-T_d/T_e) \quad (7)$$

式中: K 、 T_d 为复合反应速率表达式中的常值。

对于高焓冷壁条件,驻点边界层外缘温度远远大于壁面温度,达姆柯勒数在边界层内迅速减小,因此,除去边界层外缘很薄的区域,边界层内可以近似看作冻结流动,影响部分相似模拟理论成立的关键在于边界层外缘是否能够达到热化学平衡状态。

2 计算模型与方法

针对电弧风洞总焓为 25MJ/kg 的高焓试验状态,分析其对飞行条件热环境的模拟程度,对应飞行条件确定的原则是总焓和驻点压力基本一致,即满足部分相似条件,具体参数如表 1 所示,电弧风洞的状态参数来源于 NASA Ames 中心电弧风洞^[9]。可以看出,试验条件速度低于飞行条件,密度高于飞行条件,气体温度较高,O₂ 已经完全离解,氮气发生部分离解,不满足非平衡相似模拟准则。

表 1 电弧风洞及飞行状态来流条件

Table 1 Conditions for the flight and arc-jet flow

参数	电弧风洞条件	飞行条件
总焓/(MJ·kg ⁻¹)	25.03	25.33
驻点压力/Pa	7729	7705
气流速度/(m·s ⁻¹)	5630	7070
气流压力/Pa	96.12	10.11
气流密度/(kg·m ⁻³)	2.546×10 ⁻⁴	1.600×10 ⁻⁴
气流温度/K	970	220
气流振动温度/K	2800	220
N ₂ 组分浓度	0.6274	0.7381
O ₂ 组分浓度	0	0.2619
N 组分浓度	0.1104	0
O 组分浓度	0.2622	0
NO 组分浓度	0	0

计算针对二维轴对称热化学非平衡粘性激波层方程,采用有限差分方法进行离散,差分方程采用隐式高斯-赛德尔迭代求解。计算采用七组元(O、O₂、N、N₂、NO、NO⁺ 和 e⁻)化学反应模型,热力学非平衡模型采用双温度模型。激波假设无限薄,满足 Rankine-Hugoniot 条件,计算域为激波至球头壁面之间的区域。

非平衡效应与尺寸相关,尺寸越大,流动更容易达到平衡,因此,为了说明边界层外缘分别为平衡条件和非平衡条件时,部分相似模拟理论的适用性,取两种半径的球头模型进行分析,分别为 0.8m 和 0.03m,0.03m 是在电弧风洞中开展球头材料性能考

核试验可能采用的尺寸,0.8m是为进行理论分析对比而假定的。壁面温度均取2000K。

3 不同模型热环境模拟程度分析

图1~3是半径为0.8m的球头模型非催化壁条件下试验状态和飞行状态驻点线上压力和总焓分布比较、温度分布比较及原子浓度分布比较,图中横坐标为轴向无量纲坐标,零点为球头驻点。尽管飞行条件(图中“Flight”表示)激波脱体距离比试验条件(图中“Test”表示)小得多,飞行条件激波后气流平动温度远高于试验条件,但试验条件和飞行条件各条曲线到达边界层外缘处基本为平直段,平动温度与振动温度接近,说明边界层外缘基本达到了热化学平衡条件,在压力和焓值模拟的情况下,试验条件和飞行条件驻点边界层外缘温度和原子浓度接近。

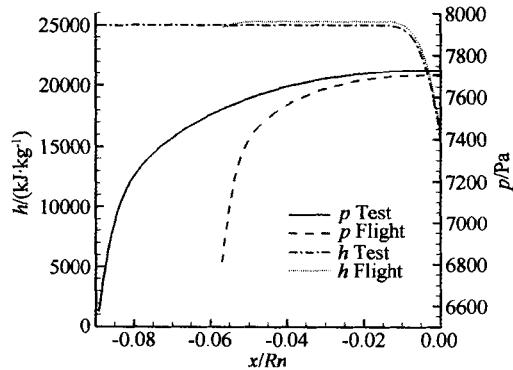


图1 驻点线上压力和焓值分布($Rn=0.8\text{m}$)

Fig. 1 Pressure and enthalpy distribution along the stagnation streamline($Rn=0.8\text{m}$)

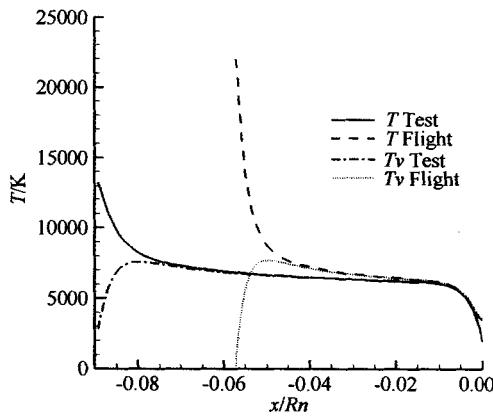


图2 驻点线上温度分布($Rn=0.8\text{m}$)

Fig. 2 Temperature distribution along the stagnation streamline($Rn=0.8\text{m}$)

图4是半径为0.8m的球头模型非催化壁(图中“noncatalytic”表示)和完全催化壁(图中“fully catalytic”表示)的热流分布比较,试验条件与飞行条件热流非常接近,球头热环境得到模拟。

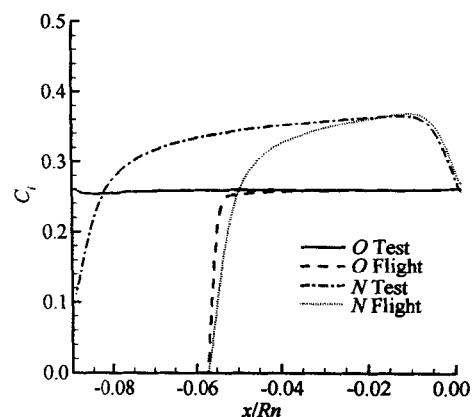


图3 非催化壁驻点线上原子浓度分布($Rn=0.8\text{m}$)

Fig. 3 Atomic mass fraction distribution along the stagnation streamline($Rn=0.8\text{m}$)

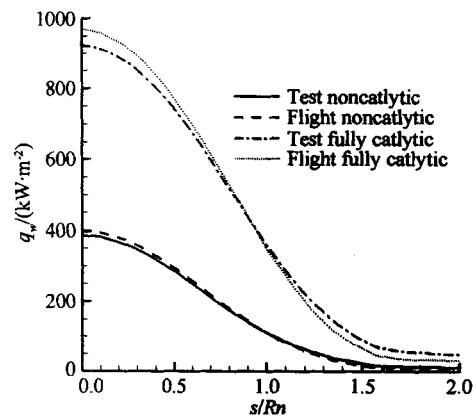


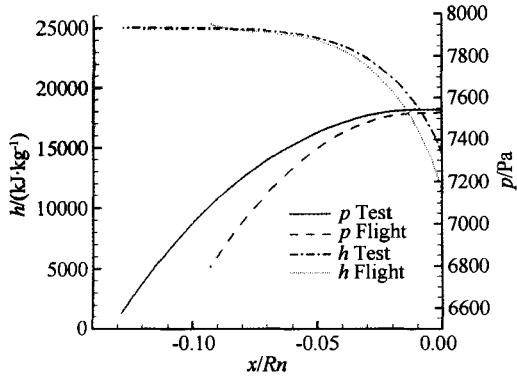
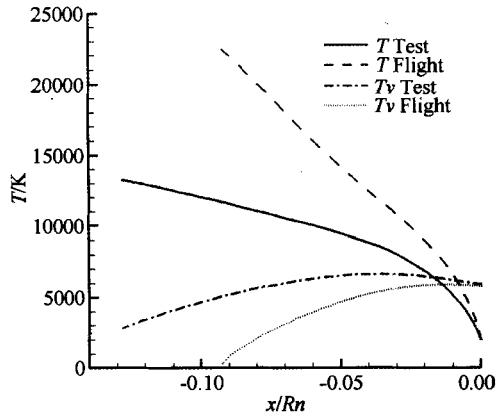
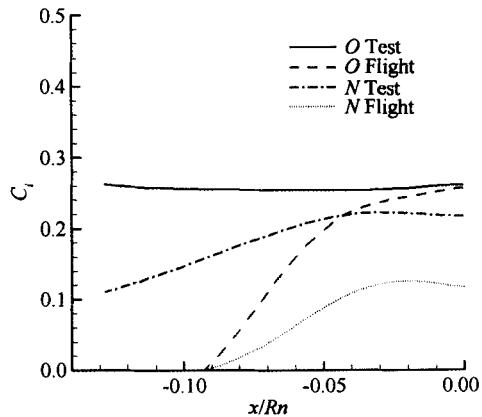
图4 壁面热流分布比较($Rn=0.8\text{m}$)

Fig. 4 Comparison of computed heat flux ($Rn=0.8\text{m}$)

图5~7是半径为0.03m的球头模型非催化壁条件下试验状态和飞行状态驻点线上压力和焓值分布比较、温度分布比较和原子浓度分布比较。可以看出,尽管驻点压力和焓值在试验条件下得到了模拟,但各条曲线到达边界层外缘处时仍存在一定斜率,各参数仍在变化中,未达到热化学平衡条件,试验条件氮原子浓度大于飞行条件,而气体平动温度则低于飞行条件。

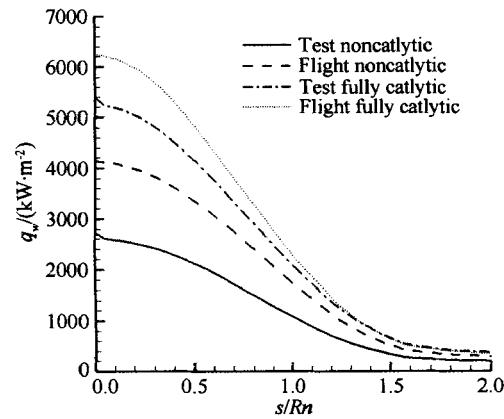
图8是半径为0.03m的球头模型非催化壁面和完全催化壁面的热流分布比较,试验条件热流低于飞行条件,热环境模拟偏低。对于完全催化壁面,试验条件驻点热流比飞行条件小14%,对于非催化壁面,试验条件驻点热流比飞行条件小34%,非催化壁热流对于边界层外缘的非平衡程度更敏感。

通过以上分析看出,虽然电弧风洞试验条件不满足非平衡相似模拟,但只要边界层外缘达到平衡状态,部分相似模拟理论成立,试验条件热环境就可以模拟飞行环境,如果边界层外缘为非平衡状态,部分相似模拟理论不再适用。

图 5 驻点线上压力和焓值分布($R_n=0.03\text{m}$)Fig. 5 Pressure and enthalpy distribution along the stagnation streamline ($R_n=0.03\text{m}$)图 6 驻点线上温度分布($R_n=0.03\text{m}$)Fig. 6 Temperature distribution along the stagnation streamline ($R_n=0.03\text{m}$)图 7 非催化壁驻点线上原子浓度分布($R_n=0.03\text{m}$)Fig. 7 Atomic mass fraction distribution along the stagnation streamline ($R_n=0.03\text{m}$)

4 非平衡热环境对材料评价的影响

气动热环境的模拟程度直接影响对材料的评价和选择。从前面的分析可以看出,对于半径为0.03m的球头模型,边界层外缘未达到平衡条件,试验状态热环境模拟程度偏低,而且试验气体平动温度偏低。对于常用的热防护材料,其催化系数较小,接近非催化壁,由于非催化壁对边界层外缘的非平衡程度更敏感,非平衡热环境试验对热防护材料评价的影响需引起注意。

图 8 壁面热流分布比较($R_n=0.03\text{m}$)
Fig. 8 Comparison of computed heat flux ($R_n=0.03\text{m}$)

化学反应混合气体的总焓为

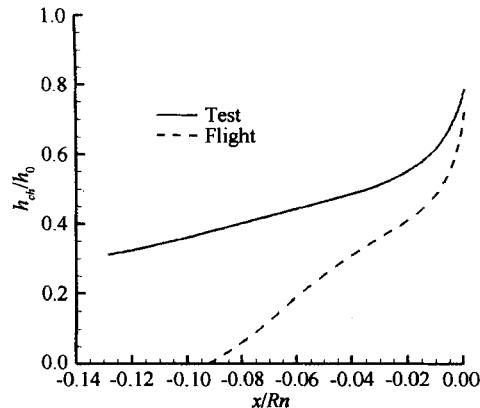
$$h_0 = h + V^2 / 2 \quad (8)$$

式中: h_0 为气体的总焓, h 为气体的静焓, V 为气流速度。

$$h = \sum_{i=1}^{ns} c_i h_i = \sum_{i=1}^{ns} c_i \int_0^T c_{pi} dT + \sum_{i=1}^{ns} c_i h_i^0 \quad (9)$$

式中: c_i 为组分浓度, c_{pi} 为组分 i 的等压比热, h_i^0 为组分 i 的生成焓, ns 为组分个数。

定义式(9)中右端第一项为热焓,第二项为化学焓。图 9 给出了半径为0.03m模型驻点线上化学焓与总焓比值的分布,试验条件化学焓比例大于飞行条件,在总焓相同的条件下,相应的热焓小于飞行条件。

图 9 驻点线上化学焓比例分布($R_n=0.03\text{m}$)
Fig. 9 Chemical enthalpy distribution along the stagnation streamline ($R_n=0.03\text{m}$)

由图 7 可以看出,对于本试验条件,试验介质为空气,由于总焓非常高,边界层外缘氧原子基本完全离解,试验条件与飞行条件氧原子浓度接近,引起化学焓比例偏高的主要原因是试验条件氮原子浓度偏高。

对于耐烧蚀类材料模型,虽然氧原子浓度接近,

由于热流及热焰模拟偏低,表面温度会偏低,对于抗氧化特性考核不足。在抗氧化膜存在的情况下,由于热焰模拟偏低,对于材料烧蚀特性的考核也不足。所以,仅依据模拟总焓和驻点压力的试验结果会对材料做出乐观的评价。

因此,在电弧风洞中开展球头模型试验时,如果飞行条件和地面试验条件热化学非平衡效应都比较明显,部分模拟理论不再适用,应尽量满足双尺度模拟准则,即:总焓和 $\rho_\infty L$ 一致。在双尺度准则无法满足的情况下,除模拟飞行条件的总焓和驻点压力外,还需模拟边界层外缘气体的离解程度,应通过详细的数值模拟技术或者气体成分诊断技术确保电弧风洞中气体离解程度达到模拟。

5 结 论

分析了部分相似模拟理论的适用条件,采用数值求解二维轴对称非平衡粘性激波层方程,计算分析了电弧风洞高焓条件下材料考核试验中,两种不同尺度的球头模型对飞行条件气动热环境的模拟程度及对材料评价的影响,得出以下结论:

(1) 模型尺度较大时,试验条件和飞行条件边界层外缘均达到平衡状态,部分相似模拟理论适用,试验条件可以模拟飞行环境,对材料性能评价可靠;

(2) 模型尺度较小时,试验条件和飞行条件均存在非平衡现象,部分相似模拟理论不适用,表面热流模拟程度偏低,非催化壁热流降低更明显;

(3) 在高焓试验条件下,如果总焓和驻点压力得到模拟,即使存在非平衡现象,试验条件氧原子浓度仍能够模拟飞行条件,但是,热流和热焰模拟偏低,对材料的抗氧化特性和烧蚀特性考核偏低。

参考文献:

- [1] 张涵信. 真实气体流动的相似规律[J]. 空气动力学学报, 1990, 8(1): 1-8.
- [2] 陈伟芳, 石于中, 曹登泰, 等. 流动相似律研究[J]. 国防科技大学学报, 1999, 21(4): 5-7.
- [3] 曾明, 林贞彬, 柳军, 等. 非平衡模拟参数 $\rho_\infty L$ 有效性的数值分析[J]. 力学学报, 2009, 41(2): 177-184.
- [4] 董维中, 乐嘉陵, 高铁锁. 钝体标模高焓风洞试验和飞行试验相关性的数值分析[J]. 流体力学实验与测量, 2002, 16(2): 1-8.
- [5] LEES L. Laminar heat transfer over blunt-nosed bodies at hypersonic flight speeds[J]. Jet Propulsion, 1956, 26(4): 259-269.
- [6] FAY J A, RIDDELL F R. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air[J]. Journal Aeronautical Science, 1958, 25(2): 73-85.
- [7] GOULARD R. On catalytic recombination rates in hypersonic stagnation heat transfer[J]. Jet Propulsion, 1958, 28(11): 733-745.
- [8] PARK C. Nonequilibrium hypersonic aerothermodynamics [M]. New York: John Wiley & Sons, 1990.
- [9] TAHIR G. Effects of flowfield nonequilibrium on convective heat transfer to a blunt body[R]. AIAA 96-0352, 1996.

作者简介:



袁军娅(1978-),女,陕西渭南人,高级工程师。研究方向:气动热环境与热防护。通信地址:北京航空航天大学新主楼B-920(100191);电话:(010)82338932;E-mail:09319@buaa.edu.cn