

不同热化学模型对高超声速喷管流场影响的数值分析*

曾明¹ 杭建² 林贞彬² 瞿章华¹

(1 国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

(2 中科院力学所高温气体动力学开放实验室, 北京 100080)

摘要 采用轴对称全 NS 方程, 数值研究不同热化学模型对高超声速喷管流场的影响, 包括: (1) 不同组元数的高温空气模型(5 组元、7 组元、11 组元)的比较; (2) 热力非平衡(双温度)的化学动力过程与热力平衡(单温度)的化学动力过程的比较。计算结果表明, 高焓风洞实验条件下喷管流场处于热力和化学都是非平衡的状态。在计算条件下, 数值模拟以采用 7 组元或 11 组元的热化学非平衡模型为宜。

关键词: 高超声速流; 喷管; 热化学模型; 非平衡; 数值模拟

0 引言

针对再入飞行器不同的高度、速度条件和气动力、气动热、气动物理等不同的研究课题, 需要采用不同的高温空气模型进行流场的数值模拟。采用的模型越精细, 数值计算的难度和工作量越大。文献[1]给出典型的再入飞行器在不同的速度高度条件下适用的气体物理化学模型。作为模拟高空、高超声速飞行的地面设备, 也有必要分析流动的热化学状态。

本文以高焓风洞喷管为研究对象, 以轴对称全 NS 方程为控制方程, 分别采用不同组元数的高温空气模型、热化学非平衡模型进行喷管流场计算, 对不同热化学模型的数值结果分析比较, 以期高超声速喷管流场计算中采用适当的物理模型提供选择的参考。本文还得出进入风洞实验段的气流与它模拟的高空、高超声速自由流的热化学状态是不同的结论。

1 理论公式

1.1 热化学模型

本文分别采用热力平衡的化学非平衡模型(单温度模型)和热力与化学都是非平衡的模型(双温度模型)。11 组元模型^[2]的化学组分为: N_2 、 O_2 、 N 、 O 、 NO 、 NO^+ 、 N_2^+ 、 O_2^+ 、 N^+ 、 O^+ 、 e^- ; 7 组元模型的化学组分为: N_2 、 O_2 、 N 、 O 、 NO 、 NO^+ 、 e^- ; 5 组元模型的化学组分为: N_2 、 O_2 、 N 、 O 、 NO 。

研究热力非平衡的化学动力过程时, 空气化学反应的特征时间和振动松弛的特征时间可以比拟, 需要建立相应的化学-振动耦合模型。在双温度近似下, 不同的反应采用不同的控制温度。如离解反应由平动温度 T 和振动温度 T_v 共同作用, 反应特征温度为 $T_d = \sqrt{TT_v}$ 。振动松弛时间采用 Park 修正的 Millikan 和 White 振动松弛模型^[3]。

* 基金项目: 国家自然科学基金项目(90205027)

1.2 控制方程

轴对称化学非平衡流的 NS 方程为^[4]

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

式中 $U = (\rho C_1, \rho C_2, \dots, \rho C_{ns}, \rho u, \rho v, E)^T$, $W = (\dot{w}_1, \dot{w}_2, \dots, \dot{w}_{ns}, 0, 0, 0)^T$, 其中 \dot{w}_i 是化学反应源项。

热力非平衡时, 控制方程组中要增加振动能量方程。这时

$$U = (\rho C_1, \rho C_2, \dots, \rho C_{ns}, \rho u, \rho v, E, E_v)^T, \quad W = (\dot{w}_1, \dot{w}_2, \dots, \dot{w}_{ns}, 0, 0, 0, S_v)^T \quad (2)$$

式中 E_v 为总振动能, S_v 为振动能生成率。

本文的电子数密度分布服从等离子体准中性假设。

2 数值计算方法

本文采用 NND 格式^[5]求解轴对称热化学非平衡 NS 方程组, 为了解决化学源项与振动源项给计算带来的 Stiff 问题, 采用时间预处理技术^[4]。

边界条件确定如下:

a. 中轴线上满足 $\frac{\partial \phi}{\partial y} = 0$ (ϕ 代表物理量 E, E_v, p, T, ρ_i, u), 另外在对称轴上有 $v = 0$ 。

b. 壁面上满足速度无滑移条件 $u_w = v_w = 0$, 近似给出零压力梯度条件 $\left. \frac{\partial p}{\partial n} \right|_w = 0$, n 代表壁面

法向; 本文采用绝热及完全非催化壁条件, $\left. \frac{\partial T}{\partial n} \right|_w = \left. \frac{\partial T_v}{\partial n} \right|_w = 0, \left. \frac{\partial C_i}{\partial n} \right|_w = 0$ 。

c. 入口处给出总温总压条件, 轴向流速由内点外插得到, 径向流速取为 0; 组元质量分数按照热化学平衡条件计算。

d. 出口外边界由内点外插得到。

初始条件确定如下: 根据喷管面积比沿轴向分布马赫数, 进而确定热化学平衡条件下的压力、温度、组元等分布作为初场。

3 算例

本文算例为高焓风洞的喷管流场。总压 $P_0 = 200$ 大气压, 总温 $T_0 = 8000\text{K}$ 。喷管外形曲线为双曲线, 其渐近线斜率为 1/8。喷管总长 2 米, 喉道半径 0.003 米, 位于距入口 0.04m 处。入口截面积 $A_{in} = 3.74A^*$, 出口截面积 $A_{out} = 6669A^*$, 其中 A^* 为喉道截面积。

分别采用 5 组元、7 组元、11 组元的化学非平衡(单温度)与热化学非平衡(双温度)模型进行了喷管流场计算。其中 5 组元模型的压力、温度及中性组元质量分数的结果与对应的 7 组元模型仅有极细微差别, 但 5 组元模型不能给出电子数密度分布。下面只对 7 组元和 11 组元模型的结果进行分析。

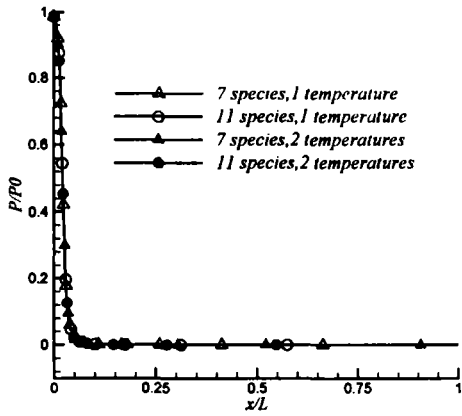


图1 轴线上压力分布

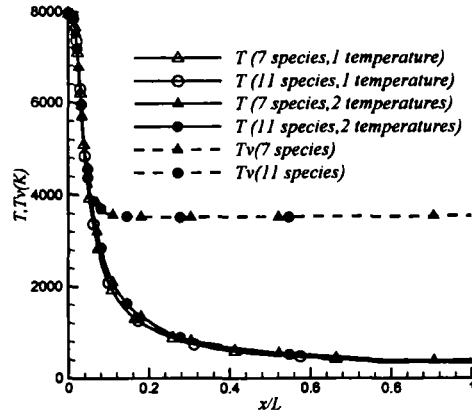


图2 轴线上温度分布

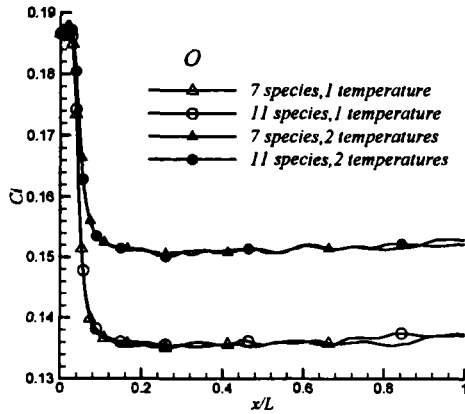


图3 轴线上O质量分数分布

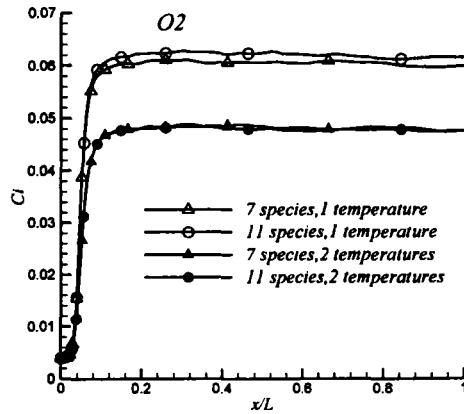


图4 轴线上O2质量分数分布

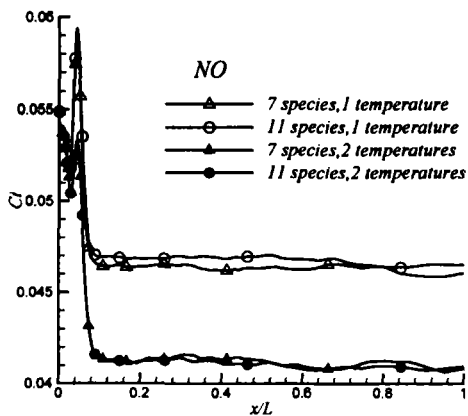


图5 轴线上NO质量分数分布

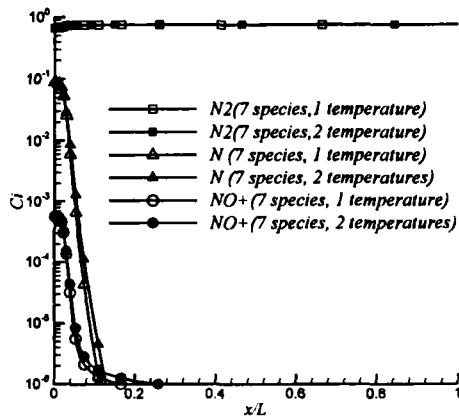


图6 轴线上N2、N、NO+质量分数分布

图1为采用各种热化学模型计算得到的轴线上压力分布。不同热化学模型的压力曲线重合,可见热化学模型对压力分布的影响可以忽略。

图2为轴线上温度分布。采用单温度模型算得的温度 T 与双温度模型算得的平动温度 T 无明显差别。但是采用双温度模型得到的振动温度分布反映出喷管流场中存在着热力平衡、非平衡、冻结三种区域。在喉道以前大部分区域 $T = T_v$ ，气体处于热力平衡状态；接近喉道和经过喉道之后，振动温度和平动温度发生分离，出现振动非平衡现象；而后随着气体速度的逐渐升高，振动温度冻结。另外，图中可见组元数的影响甚微。

图3~图6为喷管轴线上主要组元的质量分数分布。由图可见7组元模型与11组元模型的对应结果基本一致。在喉道下游不远处，随着气体速度的快速升高，平动温度迅速降低，振动温度冻结，化学反应也几乎不再进行，组元质量分数冻结。双温度和单温度模型的计算结果都反映了这一现象。

但是热化学非平衡模型考虑了化学-振动耦合，振动温度 T_v 也出现在某些反应的控制温度中，因而双温度和单温度模型计算得到的组元质量分数分布有相当大的差别。

采用11组元模型时还得到了微量组元 N_2^+ 、 O_2^+ 、 N^+ 、 O^+ 组元分布，这四个组元的质量分数在喉道以后就迅速降到 10^{-6} 量级以下。

4 讨论

(1) 高超声速喷管喉道下游不远处流动处于热化学冻结状态。经喷管进入实验段的气流与所模拟的高空、高超声速自由流的热化学状态是不同的。

(2) 喷管流场的热力非平衡效应对压力和平动温度的影响不大，但对组元分布影响明显。必须考虑热力非平衡的化学动力过程，即采用热化学非平衡模型。

(3) 不同组元数的高温空气模型对喷管流场的特性影响很小。采用7组元模型得到的主要组元分布(包含对辐射贡献较大的O、NO组元)及电子数密度分布都与11组元模型接近，故7组元模型可基本满足要求。

(4) 在计算条件($P_0=200$ 大气压， $T_0=8000K$)下，11组元模型中 N_2^+ 、 O_2^+ 、 N^+ 、 O^+ 是微量组元，它们对流场光电特性的影响可以略去不计。

参考文献

- 1 Howe J T. Hypervelocity Atmospheric Flight: Real Gas Flow Fields. NASA TM 101055, June 1989
- 2 Gupta R N etc. A Review of Reaction Rates and Thermodynamic and Transport Properties for an 11-species Air Model for Chemical and Thermal Non-equilibrium Calculations to 30000K[J]. NASA RP 1232, 1990.
- 3 Park C. Problems of Rate Chemistry in Flight Regime of Aeroassisted Orbital Transfer Vehicles[J]. Progress in Aeronautics and Astronautics, 1985, Vol.96:511~537
- 4 曾明, 柳军, 瞿章华. 载人飞船等离子体鞘电子密度分布的数值计算[J]. 国防科技大学学报, 2001, 23(1).
- 5 张涵信. 无波动、无自由参数耗散差分格式[J]. 空气动力学学报, 1989, 6(2).