

文章编号: 0258-1825(2006)03-0346-04

不同热化学非平衡模型对高超声速 喷管流场影响的数值分析

曾明^{1,2}, 杭建¹, 林贞彬¹, 瞿章华²

(1. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学重点实验室, 北京 100080;

2. 国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 湖南长沙 410073)

摘要:采用轴对称 NS 方程, 数值研究不同热化学非平衡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; 热化学模型; 非平衡流; 喷管流

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

0 引言

高焓激波风洞中存在气流经喷管快速膨胀后出现的非平衡效应。作为模拟高空高超声速飞行的地面设备, 高焓风洞的实验结果与喷管流场的非平衡状态密切相关, 从而引起国内外学者对非平衡喷管流的高度重视。在以前的众多研究中, 有的作了准一维或无粘的假设^[1-3], 有的限于讨论五个中性组元组成的混合气体, 未考虑电离非平衡的影响^[4]。还有作者^[5]人为地规定由喉部或喉部下游某位置起始做非平衡计算, 在它的上游认为是平衡流动。本文以轴对称 NS 方程为控制方程, 对喷管全程采用统一的非平衡程序计算。

针对再入飞行器不同的高度、速度条件和气动热、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。文献[6]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。本文以高焓风洞喷管为研究对象, 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, 分析比较不同模型的数值结果, 以期对高超声速喷管流场计算中采用适当的气体模型提供选择的参考。

1 理论公式

1.1 热化学模型

分别采用热力平衡的化学非平衡模型(单温度模型)和热力与化学均为非平衡的模型(双温度模型)。11 组元模型^[7]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, 需要建立化学-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 $\sqrt{TT_v}$ 。振动松弛时间采用 Park 修正的 Millikan 和 White 的振动松弛模型^[8]计算。

1.2 控制方程和数值计算方法

轴对称化学非平衡流的 NS 方程为^[9]:

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

• 收稿日期: 2005-08-21; 修订日期: 2005-11-05.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(90205027, 10472125).

作者简介: 曾明(1971-), 女, 博士, 副教授, 研究领域为高超声速与高温气体动力学.

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

$$U = (\rho C_1, \rho C_2, \dots, \rho C_{ns}, \rho u, \rho v, E, E_v)^T,$$

$$W = (\dot{w}_1, \dot{w}_2, \dots, \dot{w}_{ns}, 0, 0, 0, S_v)^T \quad (2)$$

式中 E_v 为总振动能, S_v 为振动能生成率。

采用 NND 格式^[10]求解轴对称热化学非平衡 NS 方程组, 为解决化学源项与振动源项给计算带来的刚性问题, 采用时间预处理技术^[9]。

2 算 例

本文算例为法国马赛的自由活塞激波风洞 TCM2^[11]的喷管流场。喷管为锥形, 出口处膨胀比为 4444。收缩段半锥角 $\alpha = 45^\circ$, 扩张段半锥角 $\beta = 10^\circ$; 喉道半径 $r^* = 0.003\text{m}$, 出口半径 $r_e = 0.20\text{m}$; 喷管总长 $L = 1.13\text{m}$, 扩张段长度 $l = 1.12\text{m}$ 。驻室条件为总压 $p_0 = 1000\text{bar}$, 总温 $T_0 = 6500\text{K}$ 。等壁温 $T_w = T_{wo} = 600\text{K}$, 全催化壁。

分别采用 5 组元、7 组元、11 组元的化学非平衡与热化学非平衡模型进行了喷管流场计算。

下面给出各种热化学模型计算得到的喷管轴线上温度、压力和部分组元质量分数的分布曲线, 喉道位于 $x = 0$ 处。图中“S5T1”等为热化学模型符号, “S5”代表 5 组元, “T1”代表单温度(热力平衡), “T2”代表双温度(热力非平衡)。

图 1 为轴线上温度分布。采用单温度模型算得的温度 T 稍高于双温度模型得到的平动温度 T , 这是由于双温度模型考虑了振动能的冻结而导致平动温度的降低。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, $T = T_v$, 气体处于热力平衡态; 接近喉道和经过喉道后, 振动温度和平均温度发生分离, 出现振动非平衡现象; 而后随着气体速度快速升高, 振动温度冻结。另外, 图中可见组元数的影响甚微。

图 2 为轴线上压力分布。单温度模型得到的压力稍高于双温度模型, 不同组元数模型的压力曲线重合。热化学模型对压力分布影响与对平动温度的影响趋势一致。

图 3 为 $x = 1.08\text{m}$ 处速度剖面。由图可见高焓风洞出口附近粘性影响区大, 简单的准一维计算(隐

含无粘假设)会造成较大偏差。

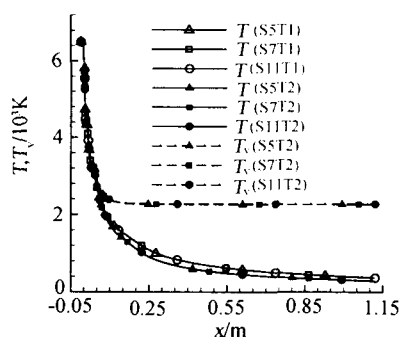


图 1 轴线上温度分布

Fig.1 Centerline temperature distributions

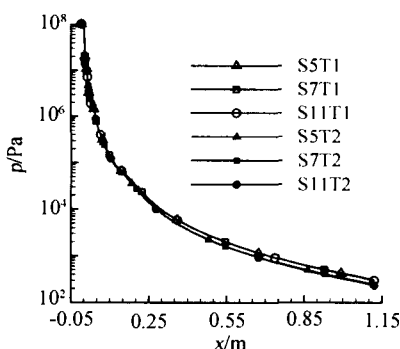


图 2 轴线上压力分布

Fig.2 Centerline pressure distributions

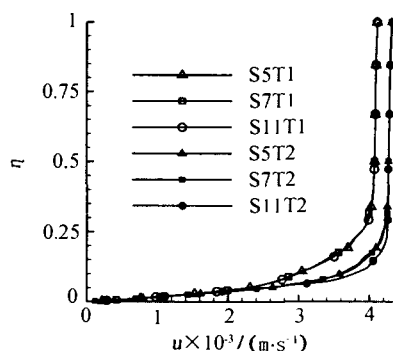


图 3 $x = 1.08\text{m}$ 处速度剖面

Fig.3 Velocity profiles at $x = 1.08\text{m}$

图 4、图 5 分别为喷管轴线上 O 和 NO^+ 的质量分数分布, 不同组元数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。 NO^+ 开始冻结比 O 要晚。双温度和单温度模型的计算结果都反映了这一现象。

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。但是算例

条件下,在振动非平衡开始出现后,化学反应就已迅速冻结,故双温度模型和单温度模型得到的组元质量分数也基本重合,振动非平衡的效应不明显。

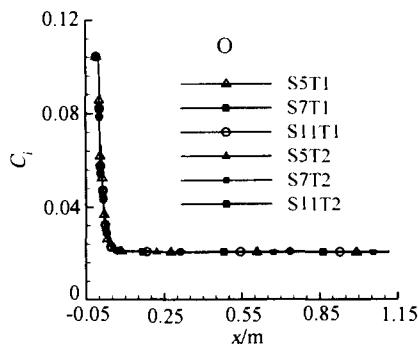


图4 轴线上O质量分数分布

Fig.4 Centerline mass fraction distributions of O

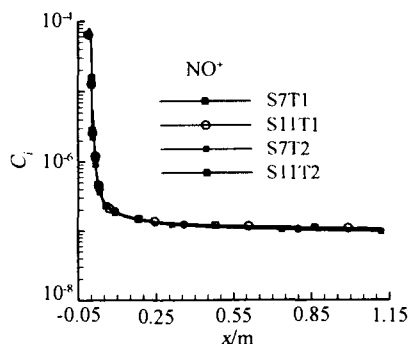


图5 轴线上NO⁺质量分数分布

Fig.5 Centerline mass fraction distributions of NO⁺

采用11组元模型时还得到了微量组元 N_2^+ 、 O_2^+ 、 N^+ 、 O^+ 的分布,这四个组元的质量分数在喉道以后就迅速降到 10^{-10} 量级以下。有文献[12]介绍, N_2^+ 对辐射的贡献有时仍是重要的。

3 讨论

(1) 喷管喉道上游及喉道附近振动温度 T_v 和平动温度 T 近似相等,即流动接近热力平衡态,向下游推进后, T_v 与 T 曲线分离。

(2) 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大气的高超声速自由流的热化学状态是不同的。

(3) 喷管流场的热化学模型对压力和平动温度的影响较明显。

(4) 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。

参 考 文 献:

- [1] 张若凌. 高超声速非平衡流动的计算和实验研究[D]. [博士学位论文], 中国空气动力研究与发展中心, 2004.
- [2] 黄华, 瞿章华. 热化学非平衡喷管流场的数值研究[J]. 推进技术, 1998, 19(3): 44-47.
- [3] 乐嘉陵, 董维中. 高温高压喷管化学和热力学非平衡流计算[J]. 气动实验与测量控制, 1993, 7(3): 30-37.
- [4] KANEKO M, MENSHOV I, NAKAMUKA Y. Numerical simulation of nonequilibrium flow in high-enthalpy shock tunnel with EIH scheme[R]. AIAA paper 2001-2860.
- [5] SAGNIER PH, MARRAFFA L. Parametric study of thermal and chemical nonequilibrium nozzle flow[J]. AIAA Journal, 1991, 29(3): 334-343.
- [6] HOWE J T. Hypervelocity atmospheric flight: real gas flow fields[R]. NASA TM 101055, June 1989.
- [7] GUPTA R N etc. A review of reaction rates and thermodynamic and transport properties for an 11-species air model for chemical and thermal nonequilibrium calculations to 30000K [R]. NASA RP 1232, 1990.
- [8] PARK C. Problems of rate chemistry in flight regime of aeroassisted orbital transfer vehicles[J]. Progress in Aeronautics and Astronautics, 1985, 96: 511-537.
- [9] 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): 19-22.
- [10] ZHANG H X, ZHUANG F G. NND schemes and their applications to numerical simulation of two- and three-dimensional flows[J]. Advances in Applied Mechanics, 1992, 29: 193-256.
- [11] DESIDERI A, PERRIAUX J. Workshop on Hypersonic Flows for Reentry Problems. Vol. II[M]. Berlin: Springer-Verlag, 1990: 31-34.
- [12] PARK C. Nonequilibrium hypersonic aerothermodynamics [M]. New York: John Wiley and Sons Inc., 1990.

Numerical analysis of the effects of different thermo-chemical nonequilibrium models on hypersonic nozzle flow

ZENG Ming^{1,2}, HANG Jian¹, LIN Zhen-bin¹, QU Zhang-hua²

(1. Key Laboratory of High Temperature Dynamics, Inst. of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China;

2. College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Using axisymmetric full Navier-Stokes equations, the effects of different thermo-chemical nonequilibrium air models on the hypersonic nozzle flow are analyzed numerically. They include (1) the comparison of different high temperature air models (5 species, 7 species and 11 species); (2) the comparison of chemical nonequilibrium flow with thermo-chemical nonequilibrium (two temperature model) and thermo-equilibrium (one temperature model). The results show that the flow tends to be in thermo and chemical frozen not far from throat. 7 species or 11 species thermochemical nonequilibrium model should be taken for such situation.

Key words: hypersonic; thermo-chemical model; nonequilibrium flow; nozzle flow

(上接第 334 页)

averages over control volumes in the same spectral volume. Thirdly, use MWENOS-like scheme in these control volumes to eliminate oscillations without losing numerical accuracy. After that, use Runge-Kutta TVD time discrete method to obtain total discrete scheme. Several classic numerical tests show that the scheme here has capabilities to capture discontinuities in high resolution.

Key words: hyperbolic conservation laws; spectral volume; control volume; SVMWENOS scheme