

文章编号 :1001-2486(2002)06-0006-05

AUSMPW + 格式在高超声速热化学非平衡流数值模拟中的应用*

柳 军¹, 曾 明¹, 赵慧勇², 乐嘉陵²

(1. 国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073; 2. 中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

摘 要 将 AUSMPW + 格式应用到高超声速热化学非平衡流场的数值模拟中。为提高精度, 采用了三阶 MUSCL 插值方法。与 LU-SGS 方法结合, 提高了单步计算效率和收敛性。采用热化学非平衡十一组元气体模型求解了非定常轴对称 Navier-Stokes 方程组, 得到了收敛结果。数值模拟结果与文献结果进行了对比, 并在弹道靶中进行了钢质圆球的实验验证。计算结果与文献、实验的对比说明, AUSMPW + 格式可以在热化学非平衡流的数值模拟中精确地捕捉到强弓形激波, 得到准确的空气动力系数。

关键词 高超声速流; AUSMPW + 格式; 热化学非平衡; 数值模拟; 弹道靶实验

中图分类号 :V434 **文献标识码** :A

Applying AUSMPW + Scheme to Numerical Simulation of Hypersonic Thermochemical Nonequilibrium Flow

LIU Jun¹, ZENG Ming¹, ZHAO Hui-yong², LE Jia-ling²

(1. College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract : AUSMPW + scheme is applied to numerical simulation of hypersonic thermochemical nonequilibrium flow. The third-order MUSCL scheme is used to get more accurate solutions. The present schemes combined with the LU-SGS scheme to improve the efficiency and convergence of computation. Solving axisymmetric Navier-Stokes equations with 11 species air model gets the convergent solutions of thermochemical nonequilibrium flow. The ballistic range experiment is conducted for code validation and the sphere model is made of steel. The computational results are good compared with the experimental data and reference data. Using AUSMPW + scheme in numerical simulation of hypersonic thermochemical nonequilibrium flow can get the accuracy aerodynamics and the accuracy position of strong bow shock.

Key words : hypersonic flow; AUSMPW + scheme; thermochemical nonequilibrium; numerical simulation; ballistic range

高超声速飞行器在再入大气层的过程中, 由于粘性滞止和激波压缩, 使得其周围空气的温度增加, 分子振动激发并产生离解和电离, 同时引起了电子激发和光辐射。空气组分发生化学反应, 改变了激波层中的组分浓度、电子密度及流场特性。高空由于密度较低, 非平衡效应占据主要地位。研究高温气体非平衡流动是高超声速飞行器设计中的重要一环。

高超声速流研究中具有极小数值耗散和振荡的精确激波捕捉格式成为当前 CFD 研究热点之一。迎风差分格式广泛应用于高超声速流的数值模拟中, 但已有的差分格式在某些情况下却可能缺乏健壮性或者精确性。通矢量分裂(FVS)格式在接触间断和边界层内有较大的数值耗散, 而通量差分分裂(FDS)格式有一个被称为“carbuncle 现象”的严重问题, 这是一个在多维流动情况下捕捉强激波的数值不稳定性问题。因此, 熵修正被应用到 FDS 格式中来防止出现“carbuncle 现象”。但这个方法在边界层中带来了数值耗散效应, 污染了边界层内的物理粘性。

目前, 迎风格式的发展趋势集中于杂交通量分裂格式方面, 这种方法具有 FDS 格式在边界层中解

* 收稿日期: 2002-07-12

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(19889209)

作者简介: 柳军(1971—), 男, 博士生。

的精确性和 FVS 格式在捕捉强间断时的健壮性。最著名的杂交通量分裂格式之一是 Liou 和 Steffen 的平流迎风分裂方法(AUSM),该方法经过十年来的发展,已经形成了一系列在 CFD 研究中应用广泛的 AUSM 类格式。Kim 在 1997 年又提出了 AUSMPW 格式^[1],继而进行简化,得到了 AUSMPW+ 格式^[2]。AUSMPW+ 格式执行效率更高,减小了网格依赖性,没有高超声速流计算中的“carbuncle 现象”,在间断和边界层内都能得到高精度的解,可以捕捉到和正激波一样具有很小数值耗散的斜激波。

本文采用 AUSMPW+ 格式对高超声速热化学非平衡流进行数值模拟和实验验证,拓展了 AUSMPW+ 格式的应用范围。弹道靶实验获得了实验模型流场清晰的阴影图,与数值模拟对比分析证明 AUSMPW+ 格式成功地应用到了高超声速热化学非平衡流的数值模拟中。圆球模型弹道靶实验在中国空气动力研究与发展中心超高速所进行,实验设备为超高速所再入物理弹道靶。

1 理论模型

1.1 控制方程

在计算坐标系 (τ, ξ, η) 中,轴对称守恒形式无量纲化的 Navier-Stokes 方程为:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial \tau} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \eta} + \mathbf{H} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial \eta} + \mathbf{H}_v \right) + \mathbf{W} \quad (1)$$

上式中将 H, H_v 两个源项去掉即可应用于二维问题。对两温度热化学非平衡十一组元气体模型有

$$\mathbf{U} = \mathcal{K} (\rho_i, \rho u, \rho v, \rho E, \rho E_v)^T \quad (2)$$

$$\mathbf{W} = \mathcal{K} (\omega_i, 0, 0, 0, S_v)^T \quad (3)$$

这里 ρ, ρ_i, E, E_v 分别是混合气体密度、组元密度、单位质量总内能和单位质量振动能。 ω_i 为各组元的化学反应质量生成率, S_v 为振动能量的生成率。

1.2 热化学模型

空气化学反应采用 Dunn & Kang 考虑 11 组元 32 个化学反应式的化学反应模型^[3],组元为 $N_2, O_2, N, O, NO, NO^+, N_2^+, O_2^+, N^+, O^+, e^-$ 。双原子分子或离子要考虑振动能量非平衡,振动松弛时间 τ_i 确定为 Millikan-White 松弛时间 τ_i^{MW} 与有限碰撞时间 τ_i^c 之和。对于温度从 300 ~ 8000K 的空气, Millikan-White 给出了振动松弛时间的拟合公式;对于 8000K 以上温度的空气,采用 Park 给出的振动松弛形式。

在双温度热化学非平衡模型下,空气离解反应的特征时间和振动松弛的特征时间是可比的,因此需建立相应的化学—振动耦合模型。不同的化学反应有着不同的控制温度:对于电子碰撞电离反应,正向反应由振动温度控制,反向反应由平动温度控制;离解反应其正向反应由混合控制温度控制,反向反应由平动温度控制;置换反应全由平动温度控制;化合电离反应正向反应由混合控制温度控制,反向反应由振动温度单独控制。混合控制温度采用 $T_d = (TT_v)^{1/2}$ 进行计算。

2 计算方法

本文用有限差分方法进行流场的数值模拟,粘性项采用中心差分离散。计算中对流体力学和热化学动力学问题采用全耦合解法,对化学反应和振动源项采用时间预处理矩阵以解决数值计算中的 stiff 问题。差分方程隐式部分采用 LU-SGS 方法分裂为两步处理,化学反应和振动能量源项 Jacobian 矩阵只保留对角项。

AUSMPW 格式^[1]中函数 f 阻止了近壁面的振荡而函数 G 排除了激波后的过冲或振荡。尽管 AUSMPW 格式可以得到很好的结果,但当 $M \rightarrow 0$ 时阻止数值耗散的 f 函数很复杂。为了简化 f 函数,作如下假设: $M_L^+ \cong -M_R^- (M \rightarrow 0)$ 则 AUSMPW+ 格式^[2]中的数值通量项可以总结为如下形式:

$$\mathbf{F}_{\frac{1}{2}} = \bar{M}_L^+ c_{\frac{1}{2}} \Phi_L + \bar{M}_R^- c_{\frac{1}{2}} \Phi_R + (\mathbf{P}_L^+ \mathbf{P}_L + \mathbf{P}_R^- \mathbf{P}_R) \quad (4)$$

$$\left. \begin{cases} \bar{M}_L^+ = M_L^+ + M_R^- \times ((1-w)(1+f_R) - f_L) \\ \bar{M}_R^- = M_R^- \times w \times (1+f_R) \end{cases} \right\} 0 \leq m_{\frac{1}{2}} < 1$$

$$\left. \begin{cases} \bar{M}_L^+ = M_L^+ \times w \times (1+f_L) \\ \bar{M}_R^- = M_R^- + M_L^+ \times ((1-w)(1+f_L) - f_R) \end{cases} \right\} -1 \leq m_{\frac{1}{2}} < 0$$
(5)

其中各变量含义参见文献[2], 本文采用了文献[2]中 Case1 的声速定义, 这样可以较好地捕捉到静止激波, 而且排除了存在膨胀激波的可能。

通常迎风格式具有一阶空间精度, 并取决于计算单元界面左、右侧流动参数的确定。这里我们对单元界面原始变量采用三阶 MUSCL 方法插值来提高空间精度。当外插使用到高阶精度时, 在激波这样的间断附近不可避免地要产生振荡。为防止这类现象发生, 必须使用控制空间精度和当地解梯度的限制器。本文中我们采用如下的限制器:

$$\mu = \frac{2\Delta^+ \cdot \Delta^- + \epsilon}{(\Delta^+)^2 + (\Delta^-)^2 + \epsilon} \quad (6)$$

其中 ϵ 为一小值。为防止组元质量分数计算中出现振荡, 取 $\epsilon = 10^{-16}$ 。

计算初场由自由流条件给出, 壁面给出无滑移条件和等温壁条件。热化学非平衡流计算中壁面组元给出完全催化壁条件。

3 计算结果和分析

3.1 球锥算例

该算例为文献[2]提供, 用弹道靶实验数据对激波位置进行比较, 验证计算结果的可靠性。模型参数和飞行条件为: 球头直径 $D = 0.014\text{m}$, $u_\infty = 3.63\text{km/s}$, $p_\infty = 2400\text{Pa}$, $T_\infty = 293\text{K}$ 。图 1 显示了本文结果和文献实验数据的对比, 本文热化学非平衡条件下 AUSMPW+ 格式计算出的稳定激波位置与实验结果吻合。

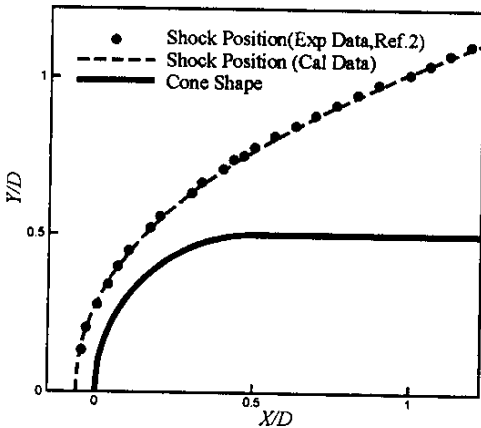


图 1 球锥激波位置对比

Fig.1 Comparison of shock wave location

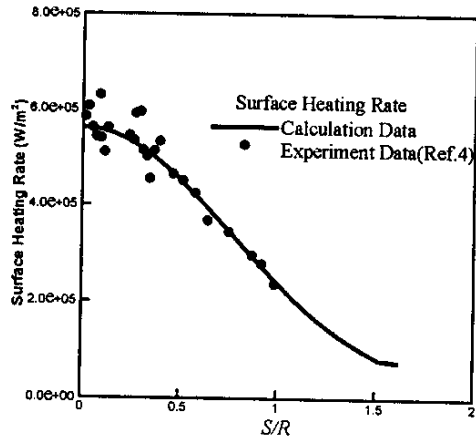


图 2 圆柱表面热流速率

Fig.2 Surface heating rate around a cylinder

3.2 圆柱体算例

半径 $R = 0.038\text{m}$ 圆柱体的高超声速流计算条件为 $M_\infty = 16.34$, $p_\infty = 82.95\text{Pa}$, $T_\infty = 52\text{K}$, $T_w = 294.4\text{K}$ [4], 计算采用二维程序进行。图 2 为圆柱体表面热流速率计算结果与实验的对比, 二者吻合。由此可见, AUSMPW+ 格式在边界层内耗散很小, 可以得到精确的边界层解。由于该实验状态为低焓流动, 采用热化学非平衡模型计算所得到的热流速率与实验值吻合也说明本程序适用范围较宽。

3.3 圆球算例

在中国空气动力研究与发展中心进行了圆球弹道靶实验,本文采用 AUSMPW + 格式对实验进行了数值模拟。实验条件为:圆球半径 $R_n = 0.006\text{m}$, $u_\infty = 5.1\text{km/s}$, $p_\infty = 11\ 195\text{Pa}$ (84mmHg), $T_\infty = 300\text{K}$, $\rho R_n = 7.8 \times 10^{-4}\text{kg/m}^2$ 。

由于飞行过程中圆球受热,壁温增加,初步取定 $T_w = 1000\text{K}$ 。计算网格节点数为 121×101 ,为了精确捕捉激波,对激波附近区域网格进行了加密处理;同时进行了完全气体和平衡气体模型^[5]的数值计算以作对比分析。

表 1 为圆球头部轴线上激波脱体距离的计算值和实验测量值比较。实验测量值与热非平衡气体模型计算值接近,计算结果正确。

表 1 圆球头部轴线上激波脱体距离

Tab.1 The distance on the sphere

	计算结果			实验
	完全气体 $\gamma = 1.4$	热化学非平衡气体	平衡气体	
激波脱体距离 Δ/R_n	0.1358	0.0838	0.0710	0.0805

图 3 为计算结果阴影图与实验阴影照片的对比, I 区为计算结果, II 区为实验窗口范围内拍摄到的圆球模型飞行流场阴影照片。由图 3 可见,采用 AUSMPW + 格式计算的非平衡气体的弓形激波形状与实验一致,实验照片中远端激波的发展趋势与计算结果吻合。

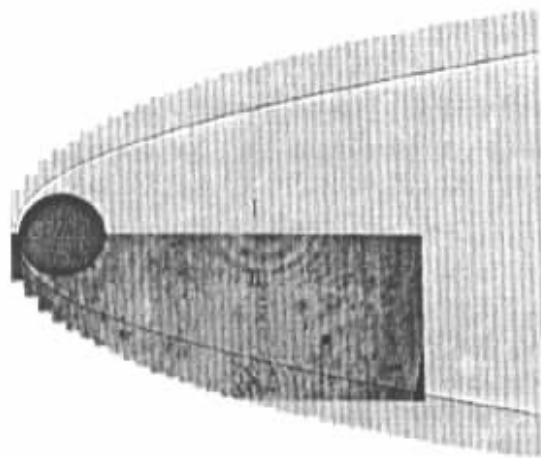


图 3 计算与实验阴影图

Fig.3 Experimental and computational shadow graphs

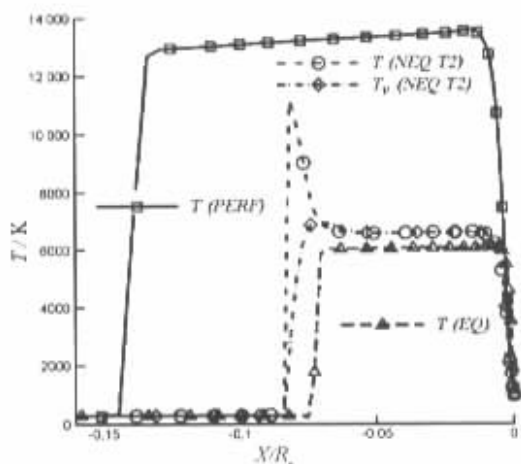


图 4 驻点线上温度分布

Fig.4 Temperatures at stagnation line

图 4 为计算所得圆球驻点线上温度分布。图中 R_n 为圆球半径, $X = 0$ 处为壁面。热化学非平衡气体模型在激波处由于振动能级冻结,其平动温度较高,而激波层内平动温度与振动温度则几乎一致。由于部分热能完全用于化学反应和振动激发,平衡气体模型的温度最低。不同气体模型对激波后压力分布影响并不显著。由图 4 也可以看出,不同气体模型对激波脱体距离的影响是巨大的,选用正确的气体模型在高超声速流场数值模拟中是非常关键的因素。因为实验中的环境密度较高,圆球流场已经接近于平衡态,激波层中平动温度和振动温度在相当大的区域内已经达到了平衡。

图 5(a)、5(b)为圆球驻点线上组元质量分数计算结果。图中 D 为圆球直径, $X = 0$ 处为壁面。组元质量分数除了在激波和边界层附近以较大梯度变动以外,其余大部分区域内几乎没有变化,这与温度分布的趋势相符合。头部激波层中氧气大部分已经离解,产生大量的氧原子,离子组元中主要成分是一氧化氮离子。

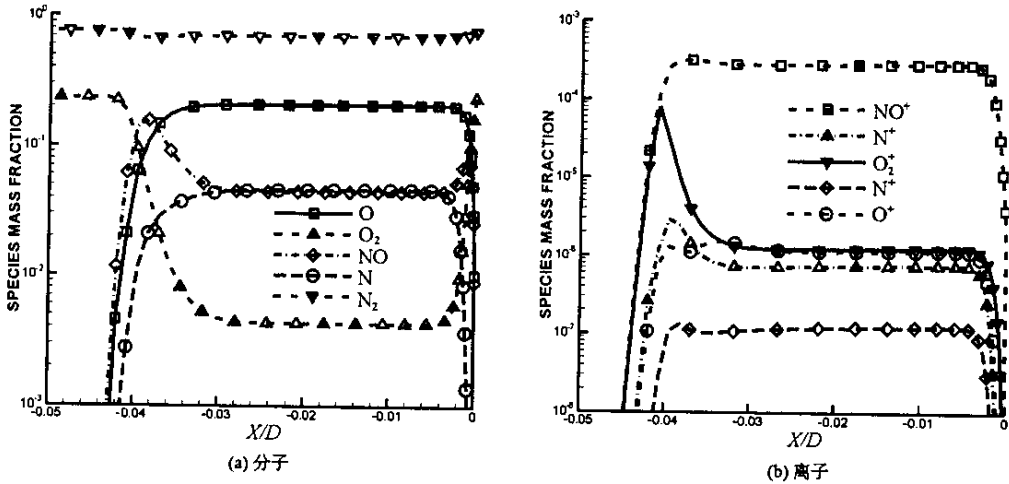


图5 驻点线上组元质量分数分布

Fig.5 Species mass fractions at stagnation line

4 结论

(1) AUSM 类格式既具有 FDS 格式的精确性又具有 FVS 格式的健壮性。AUSMPW+ 格式进一步提高了执行效率,降低了壁面附近的振荡现象,同时也没有高超声速流数值模拟中的“carbuncle 现象”,在高超声速流数值模拟中得到了广泛的应用。

(2) 本文将 AUSMPW+ 格式应用于高超声速热化学非平衡流数值模拟中,数值计算结果与文献及实验结果进行了对比分析。计算结果与实验结果吻合,数值模拟是成功的。

(3) 采用热化学非平衡气体模型数值模拟了圆球弹道靶实验,计算结果处理为阴影图,与弹道靶实验照片进行了对比。圆球模型头部激波脱体距离与热化学非平衡气体计算结果一致,弓形激波位置与计算吻合。

参考文献:

- [1] Kim K H, Rho O H. An Improvement of AUSM Scheme by Introducing the Pressure-based Weight Functions[C]. The Fifth Annual Conference of the Computational Fluid Dynamics Society of Canada(CFD 97),1997.
- [2] Kim K H, Kim C, Rho O H. Accurate Computations of Hypersonic Flows Using AUSMPW+ Scheme and Shock-aligned Grid Technique [R]. AIAA 98-2442,1998.
- [3] Dunn M G, Kang S W. Theoretical and Experimental Studies of Reentry Plasma[R]. NASA CR-2232,1973.
- [4] Lee J H, Rho O H. Numerical Analysis of Hypersonic Viscous Flow Around a Blunt Body Using Roe's FDS and AUSM+ Scheme[R]. AIAA 97-2054,1997.
- [5] Neunschwander W. Explicit Relationships for the Thermodynamic Properties of Molecular and Dissociated Air Mixtures to 25 000 Degree [R]. AIAA 89-1735,1989.

