

高速双锥绕流中热化学与运输模型影响研究¹⁾

丛彬彬 万田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 100190)

(中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049)

摘要 激波与边界层之间相互作用是高超声速飞行中的常见现象, 对飞行器气动性能与飞行安全至关重要. 对于高焓来流, 流场中通常存在复杂的物理化学现象, 此时准确模拟流场中激波边界层相互作用的难度大, 相关物理化学建模仍有待进一步考察和研究. 本文针对最近文献中纯净空气高超声速双锥绕流实验开展数值研究, 分别研究了不同热化学模型与运输模型对壁面压力与热流的影响. 热力学模型包括完全气体、热力学平衡和非平衡模型, 化学模型包括冻结和非平衡化学模型, 运输模型包括经典的 Wilke/Blottner/Eucken 模型与更加复杂的 Gupta/SCEBD 模型, 以及考虑壁面催化/非催化影响的模型. 计算了 6 个不同算例, 涵盖了低焓至高焓来流等不同工况. 壁面压力与热流的数值计算结果与实验结果符合较好; 对于低焓来流, 计算结果主要受到分子内能分布的影响, 运输模型对计算结果的影响不大; 对于高焓来流, 一方面计算结果受到化学反应与壁面催化的影响较大, 另一方面不同运输模型对计算结果的影响也更加明显.

关键词 激波边界层相互作用, 热化学非平衡, 运输模型, 双锥

中图分类号: O354.4 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-19-022

EFFECTS OF THERMOCHEMICAL AND TRANSPORT MODELS ON THE HIGH-SPEED DOUBLE-CONE FLOWFIELD¹⁾

Cong Binbin Wan Tian²⁾

(State key Laboratory of High-Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

(School of Engineering and Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract The shock wave and boundary layer interaction is common during hypersonic flight, and it is critical for the aerodynamic performance and safety of the flight vehicle. When the enthalpy of the incoming flow is high, its numerical simulation is challenging due to many complex physics and chemistry phenomena whose modelling requires further investigation and study. Hypersonic flow around a double-cone is selected as the test case and the effects of thermochemistry and transport models on the wall pressure and heat transfer rate are studied numerically. The thermochemical models include perfect gas model, thermal non-equilibrium with frozen or non-equilibrium chemistry, and thermal equilibrium with non-equilibrium chemistry. The transport models include the widely used Wilke/Blottner/Eucken model, and the more physically complicated Gupta/SCEBD model. Moreover, the influence of wall catalysis is also considered. The six experimental test runs, covering from low to high enthalpy inflow conditions, are simulated. The computed results show that the computed wall pressure and heat flux agree with the experiments. Under the low enthalpy condition, the distribu-

2019-01-16 收稿, 2019-06-06 录用, 2019-06-10 网络版发表.

1) 中国科学院先导 B 项目资助 (Y820121XD1).

2) 万田, 研究员, 主要研究方向: 计算流体力学. E-mail: wt@imech.ac.cn

引用格式: 丛彬彬, 万田. 高速双锥绕流中热化学与运输模型影响研究. 力学学报, 2019, 51(4): 1012-1021

Cong Binbin, Wan Tian. Effects of thermochemical and transport models on the high-speed double-cone flowfield. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2019, 51(4): 1012-1021

tion of the molecular internal energy has a big impact on the results, and the two transport models produce similar results. Under the high enthalpy condition, the chemical reaction and wall catalysis have a significant influence. Comparison of the results with the different transport models shows much larger difference for higher freestream enthalpy.

key words shock wave boundary layer interaction, thermochemical nonequilibrium, transport model, double-cone

引言

激波和边界层相互干扰是高超声速飞行中的常见现象, 其导致的局部过高热流是飞行器的安全隐患; 此外, 它导致的边界层分离会使飞行器气动性能改变. 因此, 激波与边界层相互干扰是飞行器设计中必须考虑的重要因素, Harvey 等^[1]、Candler^[2] 和 Gaitonde^[3] 分别对激波和边界层相互干扰现象进行了综述.

高超声速双锥流场存在复杂的激波与边界层相互干扰现象, 国内外对其有大量研究^[4-20]. 国内如张静等^[4] 研究了不同离散格式对高超声速双锥流场计算中激波分辨率与黏性分辨率计算结果的影响; 石晓峰^[5] 针对热化学非平衡效应对高超声速流场中激波反射、激波边界层相互作用的影响做了较为系统的研究; 田浩等^[6] 采用包括量热完全气体、平衡气体、化学非平衡气体在内的不同气体模型对不同工况下高马赫数绕流流场中的分离流动进行了研究; 国外如 Druguet 等^[12] 测试了不同的物理化学模型, 包括化学反应速率、平衡常数、振动能弛豫以及输运系数等, 然而其仅计算了一种来流条件且与实验结果的比较并不理想. Nompelis 等^[13-15] 针对双锥流动受到振动非平衡与化学反应的影响展开了一系列工作, 发现只有当来流焓值不是很高且实验气体为氮气时的计算结果较为合理, 当实验气体为空气时, 双锥实验热流的计算结果与实验吻合不佳, 且随着来流焓值的增大变得更差. 由于来流中通常存在热化学非平衡, 且其程度无法准确测量, 为了排除来流条件的不确定性, 美国嘉斯班大学布法罗研究中心于 2013 年开展了双锥风洞实验, 实验中自由来流中不包含热/化学非平衡现象^[16]. 针对这组实验, Hao 等^[17] 研究了不同振动与离解耦合模型的影响, 发现两个不同模型的计算结果相差不大. Kianvashrad 等^[18] 研究了化学反应的影响, 发现无论低焓来流还是高焓来流, 化学反应对表面热流与压力的计算结果无明显影响. Kieweg 等^[19] 和 Ray 等^[20] 通过不确定性分析, 认为计算与实验的差别有可能是来流条件的误差或空间分布引起.

本文从计算模型的选取角度来分析计算与实验差别, 研究不同热化学反应与输运模型对双锥流动计算结果的影响. 热化学模型包括完全气体模型、热力学非平衡结合冻结流以及化学非平衡流模型、热力学平衡化学非平衡模型等. 虽然完全气体与热平衡模型并不适用于该问题, 但能揭示内能和化学能的分布对计算结果的影响. 此外, 壁面催化效应的影响、Wilke/Blottner/Eucken 输运模型以及更复杂的 Gupta/SCEBD 输运模型的影响也在研究范围内.

1 计算方法

本文采用自主开发的 CH3D (chemically-reacting hypersonics 3D) 软件^[21], 该软件求解全 N-S 方程, 支持结构化多块网格、非结构化网格、以及混合网格等多种网格拓扑结构, 支持热力学与化学非平衡的求解.

1.1 控制方程

本文使用文献 [22] 的 5 组元空气化学反应模型. 质量守恒方程为

$$\frac{\partial \rho_s}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_s \mathbf{u}) + \nabla \cdot (\rho_s \mathbf{v}_s) = \omega_s \quad (1)$$

式中, ρ_s 为第 s 组元的密度, \mathbf{u} 为混合物的对流速度矢量, \mathbf{v}_s 为第 s 组元的扩散速度, ω_s 为第 s 组元的化学反应生成率. 动量守恒方程为

$$\frac{\partial \rho \mathbf{u}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \otimes \mathbf{u}) + \nabla p + \nabla \cdot \tilde{\tau} = 0 \quad (2)$$

本文采用振动-电子能平衡假设, 并相应引入振动-电子温度 T_{ve} . 振动-电子能守恒方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial E_v}{\partial t} + \nabla \cdot (E_v \mathbf{u}) + \nabla \cdot \sum_{s=1}^{ns} \mathbf{v}_s E_{v,s} + \nabla \cdot \mathbf{q}_v = \\ Q_{T-v} + \sum_{s=1}^{ns} \omega_s e_{v,s} \end{aligned} \quad (3)$$

式中 Q_{T-v} 是平动-转动能量传递速率^[23]. 总能守恒方程为

$$\frac{\partial E}{\partial t} + \nabla \cdot (E + p) \mathbf{u} + \nabla \cdot \sum_{s=1}^{ns} \mathbf{v}_s \rho_s h_s +$$

$$\nabla \cdot (\mathbf{q} + \mathbf{q}_v) + \nabla \cdot (\mathbf{u} \cdot \boldsymbol{\tau}) = 0 \quad (4)$$

1.2 输运模型

多组分混合气体的输运模型通常采用 Wilke 混合率^[24]、Blottner 模型^[25]和 Eucken 公式^[26]这套方法. 使用该输运模型时, 通常假设 Lewis 数或 Schmidt 数为常量. 本文除了 Wilke/Blottner/Eucken 模型, 还采用了物理上更为复杂的 SCEBD (self-consistent binary diffusion model) 模型^[27]来代替 Lewis 数或 Schmidt 数为常数的假设, 采用 Gupta 混合率^[28]来代替 Wilke 混合率.

1.2.1 Wilke/Blottner/Eucken 模型

Wilke/Blottner/Eucken 模型被广泛用于计算多组分混合气体输运系数. 其中, Wilke 混合率是 Chapman-Enskog 关系的一种简化, 采用 Blottner 拟合计算各组分的黏性系数, 采用 Eucken 关系式计算热传导系数. 在计算扩散系数时, 往往采用单一扩散系数, 并且假设 Lewis 数或 Schmidt 数为常量. 本文假设 Schmidt 数等于 0.7, 扩散系数计算方法如下

$$D_s = D = \frac{\mu}{\rho S_c} \quad (5)$$

其中, μ 是混合气体黏性, S_c 是 Schmidt 数. Fick 定律用于质量扩散的计算

$$J_s = -\rho D_s \Delta Y_s \quad (6)$$

1.2.2 Gupta/SCEBD 模型

Gupta 等发展了另一种混合气体的输运模型, 该模型比 Wilke/Blottner/Eucken 物理上更复杂, 考虑了混合气体各组分的碰撞积分. 模型中计入了重粒子与电子的影响, 但本文计算中不考虑空气的电离, 因此仅考虑重粒子的影响. 混合气体的黏性系数为

$$\mu = \sum_s \frac{m_e \gamma_e}{\sum_r \gamma_r \Delta_{e,r}^{(2)}(T_{ve})} \quad (7)$$

混合气体的平动热传导系数为

$$\kappa_t = \frac{15}{4} k_B \sum_s \frac{\gamma_s}{\sum_r a_{s,r} \gamma_r \Delta_{s,r}^{(2)}(T_{tr})} \quad (8)$$

转动热传导系数为

$$\kappa_r = k_B \sum_{s=mol} \frac{\gamma_s}{\sum_r \gamma_r \Delta_{s,r}^{(1)}(T_{tr})} \quad (9)$$

振动-电子激发态热传导系数为

$$\kappa_{vel} = k_B \frac{C_{v,ve}}{R} \sum_{s=mol} \frac{\gamma_s}{\sum_r \gamma_r \Delta_{s,r}^{(1)}(T_{tr})} \quad (10)$$

重粒子的碰撞项, $\Delta_{s,r}^{(1)}$ 和 $\Delta_{s,r}^{(2)}$ 的形式为

$$\Delta_{s,r}^{(1)} = \frac{8}{3} \left[\frac{2M_s M_r}{\pi RT (M_s + M_r)} \right]^{1/2} \pi \bar{Q}_{s,r}^{(1,1)} \quad (11)$$

$$\Delta_{s,r}^{(2)} = \frac{16}{5} \left[\frac{2M_s M_r}{\pi RT (M_s + M_r)} \right]^{1/2} \pi \bar{Q}_{s,r}^{(2,2)} \quad (12)$$

其中 $\pi \bar{Q}_{s,r}^{(1,1)}$ 和 $\pi \bar{Q}_{s,r}^{(2,2)}$ 是碰撞积分, 参见文献 [29-30].

在计算扩散系数时, SCEBD 模型采用了组分碰撞积分. 重粒子的扩散系数为

$$D_s = \left(1 - \frac{\omega_s}{\omega} \right) \left(\sum_{r \neq s} \frac{p_r}{p D_{s,r}} \right)^{-1} \quad (13)$$

其中

$$D_{s,r} = \frac{k_B T_{tr}}{p \Delta_{s,r}^{(1)}(T_{tr})} \quad (14)$$

最终, 质量扩散流量为

$$J_s = -\frac{p M_s D_s}{RT_{tr}} \nabla \left(\frac{p_s}{p} \right) + Y_s \sum_r \frac{p M_r D_r}{RT_{tr}} \nabla \left(\frac{p_r}{p} \right) \quad (15)$$

1.3 其他物理化学模型

本文忽略空气的离解反应, 高温空气化学反应采用文献 [22] 的 5 组元 (N₂, O₂, NO, N 和 O) 反应模型, 振动-离解耦合效应采用文献 [31] 模型. 本文壁面催化模型采用完全催化壁及完全非催化壁两种.

1.4 数值方法

采用有限体积方法来离散方程组. 对于对流项, 采用修正的 Steger-Warming 流通量分裂^[32], 结合迎风 MUSCL TVD 格式将精度扩展至三阶. 流通量与雅可比矩阵均采用计算单元表面处的流场数值, 通过单元中心处的流场变量插值得到. 在迎风格式中, 流通量被分解为正负两项

$$f_{i+1/2} = f_{i+1/2}^+ (\boldsymbol{\phi}_{i+1/2}^+) + f_{i+1/2}^- (\boldsymbol{\phi}_{i+1/2}^-) \quad (16)$$

其中 $\boldsymbol{\phi}$ 为流场变量向量, 本文取 $\boldsymbol{\phi} = \{p, c_s, u, v, w, T_{tr}, T_{ve}\}$. 三阶 MUSCL 差分格式为

$$\boldsymbol{\phi}_{i+1/2}^+ = \boldsymbol{\phi}_i - \frac{1}{6} \left\{ \min \text{mod} [\boldsymbol{\phi}_{i-1} - \boldsymbol{\phi}_i, 2(\boldsymbol{\phi}_i - \boldsymbol{\phi}_{i+1})] + 2 \min \text{mod} [\boldsymbol{\phi}_i - \boldsymbol{\phi}_{i+1}, 2(\boldsymbol{\phi}_{i-1} - \boldsymbol{\phi}_i)] \right\} \quad (17)$$

$$\boldsymbol{\phi}_{i+1/2}^- = \boldsymbol{\phi}_{i+1} - \frac{1}{6} \left\{ \min \text{mod} [\boldsymbol{\phi}_{i+2} - \boldsymbol{\phi}_{i+1}, 2(\boldsymbol{\phi}_{i+1} - \boldsymbol{\phi}_i)] + \right.$$

$$2 \min \text{ mod } [\phi_{i+1} - \phi_i, 2(\phi_{i+2} - \phi_{i+1})] \quad (18)$$

2 结果与分析

美国嘉斯班大学布法罗研究中心于 2013 年开展了双锥风洞实验，实验共分为 6 个工况，本文均进行了数值模拟，6 个工况来流条件见表 1。若无特殊说明，本文后续计算时均默认采用双温度热力学非平衡、5 组元 Park 化学非平衡、Gupta/SCEBD 输运模型和壁温 300 K 的完全催化壁模型。

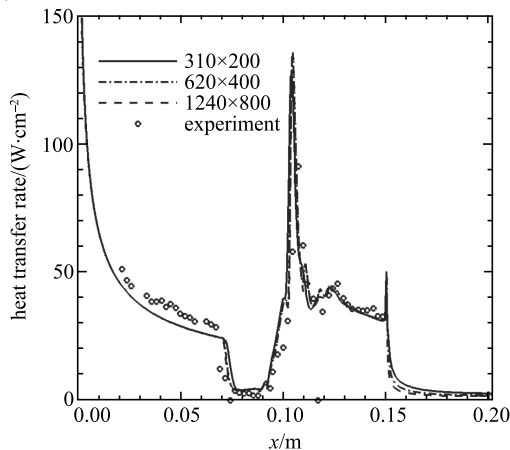
表1 双锥实验 6 个工况来流条件

Table 1 Inflow conditions of the six experimental test runs

Run number	Enthalpy/(MJ·kg)	Ma	Density/(g·m ⁻³)	Temperature/K
1	5.44	12.2	0.499	175
2	9.65	10.9	0.984	389
3	18.70	13.23	0.510	521
4	21.77	12.82	0.964	652
5	18.51	13.14	1.057	523
6	15.23	11.46	2.045	573

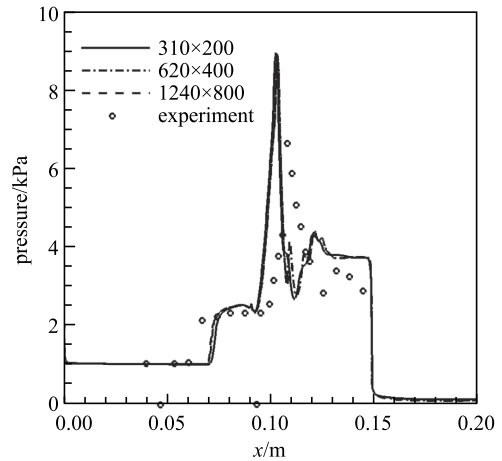
首先进行网格无关性测试，通过数值模拟工况 1 分别考察了 310×200, 620×400 和 1240×800 共三套网格，三套网格中壁面垂直方向的 y⁺ 都取值为 1。图 1 显示了三套网格的计算得出的壁面压力和热流分布，结果表明 620×400 网格已经网格收敛。图中显示，计算所得分离区大小要小于实验结果，透射激波位置靠前，除此之外与实验结果符合较好。

工况 2 至工况 6 的壁面热流与壁面压力分布的计算与实验结果比较分别见图 2(a) 与图 2(b)。图中可以看出，计算与实验结果总体上符合较好，但是计算出的分离区大小比实验要小，该结果与文献 [17] 一致。



(a) 不同网格壁面热流计算结果

(a) The wall heat transfer rate results using different grids

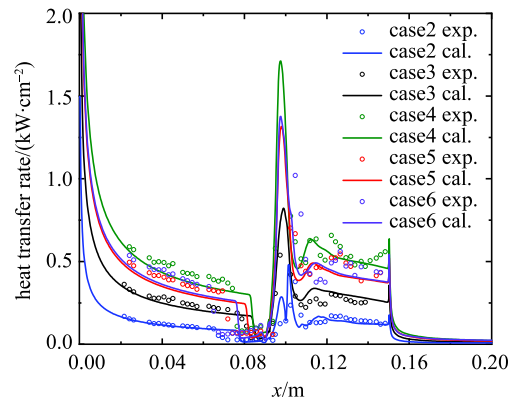


(b)不同网格壁面压力计算结果

(b)The wall pressure results using different grids

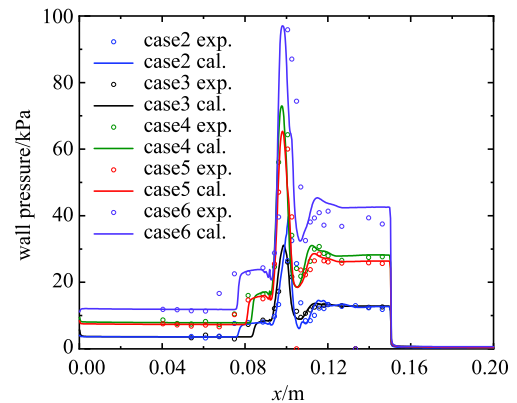
图 1 工况 1 网格收敛性测试

Fig. 1 The grid convergence study of case 1



(a) 壁面热流沿壁面分布

(a) The distribution of heat transfer rate along the wall



(b) 壁面压力沿壁面分布

(b) The distribution of the wall pressure along the wall

图 2 工况 2 至工况 6 计算结果与实验测量结果比较；实线为计算结果，数据点为实验结果

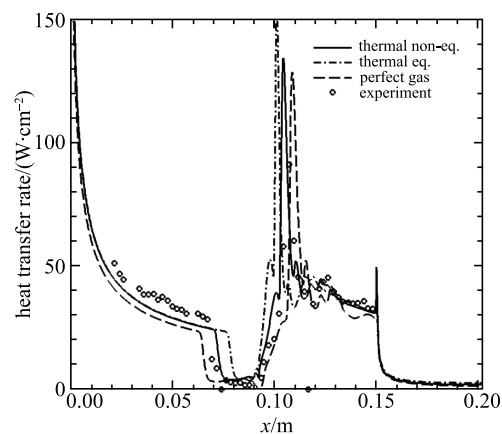
Fig. 2 The simulation and experimental results of case 2 ~ case 6. The symbols are the experimental data, and the lines are simulation results

本文将在 6 个工况中分别选取代表低焓和高焓情形的工况 1 与工况 4, 从热化学模型与输运模型入手, 探讨影响流场计算结果的主要因素.

2.1 低焓工况

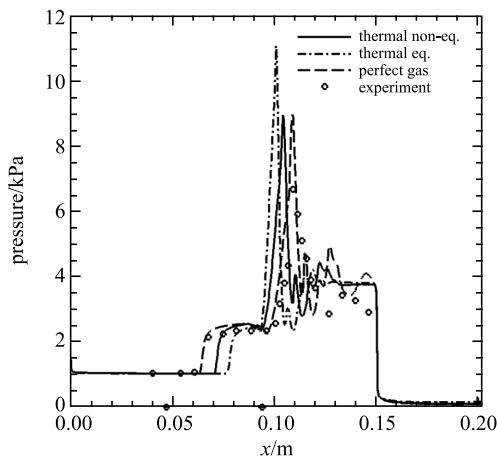
针对工况 1 所代表的低焓工况, 此时忽略流场中的化学反应, 考虑不同热力学模型的影响, 包括热力学非平衡的双温模型、热力学平衡的单温模型和比热比等于 1.4 的完全气体模型. 完全气体模型采用 1.4 的比热比, 分子内能分布仅有平动态和转动态; 热力学非平衡模型增加考虑了振动激发, 能量从平动-转动态传到振动态; 在热力学平衡模型中平动-转动态与振动态达到平衡. 随着平动-转动态的能量逐渐转移到振动态, 体现在宏观流场上即平动-转动温度降低, 分离区大小减小.

图 3 给出了不同热力学模型对工况 1 中壁面热



(a) 壁面热流沿壁面分布

(a) The distribution of heat transfer rate along the wall



(b) 壁面压力沿壁面分布

(b) The distribution of the wall pressure along the wall

图 3 工况 1 不同热力学模型对壁面热流和压力影响

Fig. 3 Simulation results of the heat transfer rate and the wall pressure of case 1 by using different thermodynamic models

流和压力影响. 从计算结果来看, 完全气体模型计算得到的分离区略大于实验结果, 热力学非平衡模型的分离区其次, 热力学平衡模型计算的分离区最小, 两模型分离区均小于实验结果. 虽然完全气体模型计算的分离区大小及峰值与实验符合最好, 但是在第一锥度完全气体模型的热流最低, 与实验结果偏差最大.

图 4 给出了采用不同输运模型计算所得壁面热流分布. 可以看出, 采用不同输运模型计算所得热流分布差别不大. 图 5 给出了工况 1 流场的马赫数云图与温度云图, 从马赫数云图中可以清楚看到双锥拐角处的分离区, 以及分离区下游的透射激波, 从温度云图可以看到透射激波和弓形激波形成的高温激波层. 对于工况 1 中的低焓来流条件, 流场温度低于

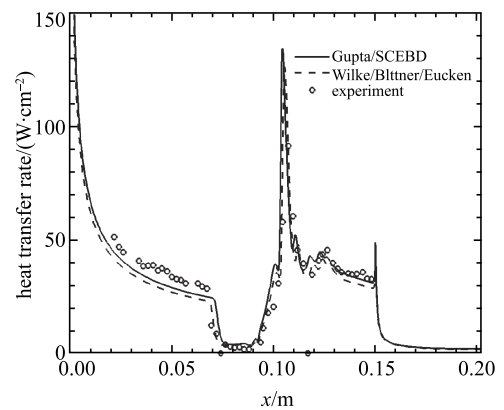
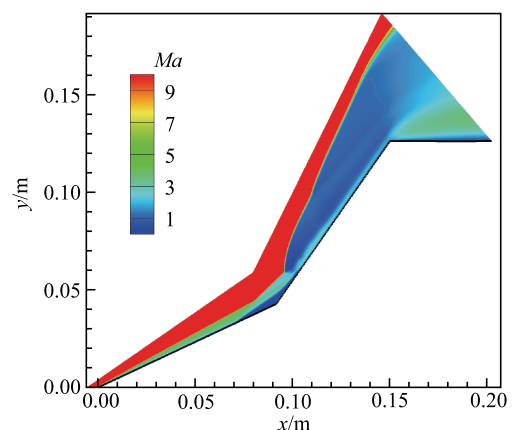


图 4 工况 1 不同输运模型对壁面热流影响

Fig. 4 The computed wall heat flux distribution of case 1 simulated by using different transport models

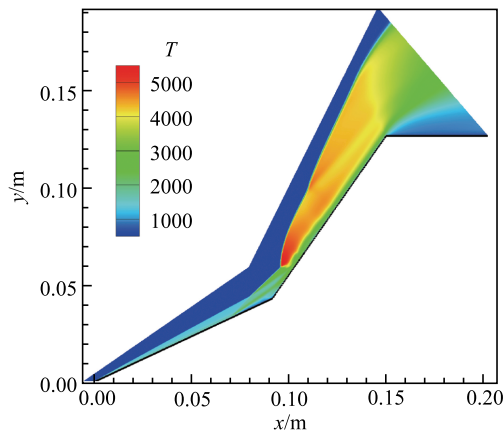


(a) 马赫数云图

(a) The contour of mach number

图 5 工况 1 流场马赫数与平动-转动温度云图分布

Fig. 5 The contours of mach number and translational-rotational temperature of case 1



(b) 平动-转动温度云图

(b) The contour of translational-rotational temperature

图 5 工况 1 流场马赫数与平动-转动温度云图分布 (续)

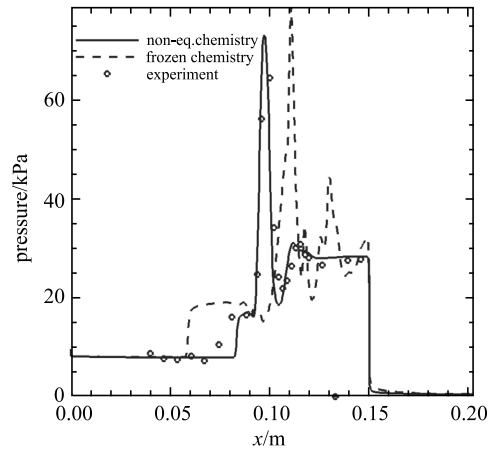
Fig. 5 The contours of mach number and translational-rotational temperature of case 1 (continued)

5500 K, 在该温度范围 Wilke/Blottner/Eucken 模型与 Gupta/SCEBD 模型计算所得结果相似, 相比之下, 输运模型对计算结果的影响明显小于热力学模型对计算结果的影响.

2.2 高焓工况

对于工况 4 所对应的高焓来流, 由于流场中存在明显的化学反应, 此时不仅需要考虑到热力学模型的影响, 同时需要考虑到冻结/非平衡化学反应模型的影响. 图 6 给出了不同化学反应模型对工况 4 流场中壁面热流与壁面压力计算结果的影响, 图 7 则给出了不同化学反应模型所对应流场的马赫数云图.

从图 6 中可以看出: 冻结流的计算结果偏离实验结果, 分离区大小偏大. 一方面, 流场中化学反应使内能转移至化学能, 宏观上表现为流场温度降低、

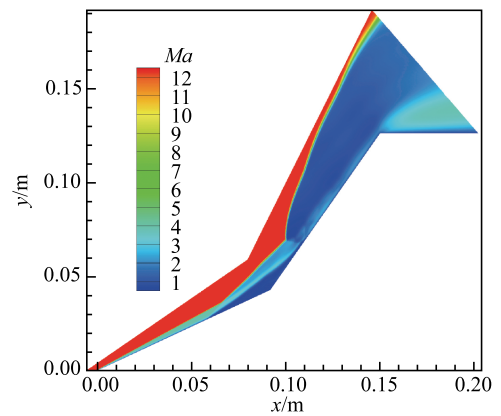


(b) 壁面压力沿壁面分布

(b) The distribution of the wall pressure along the wall

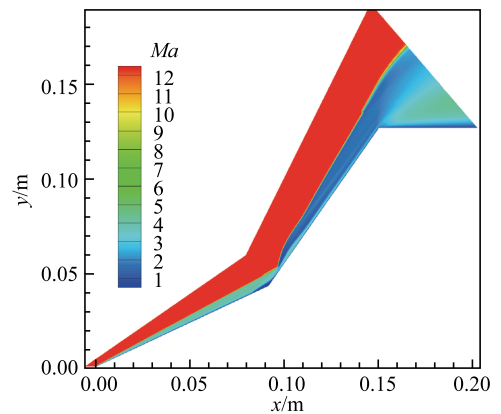
图 6 工况 4 中化学反应对壁面热流和压力计算结果的影响

Fig. 6 The influence of chemical reaction on the results of heat transfer rate and wall pressure of case 4



(a) 化学冻结流流场马赫数云图

(a) The contour of Mach number using frozen chemistry model

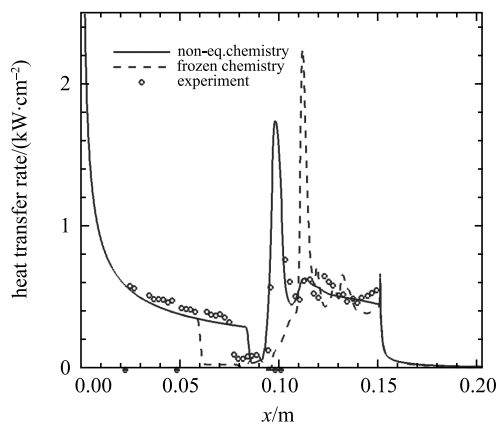


(b) 化学非平衡流流场马赫数云图

(b) The contour of Mach number using non-eq. chemistry model

图 7 工况 4 不同化学反应模型所得马赫数云图

Fig. 7 The result of Mach number of the flow field of case 4 using different chemistry model

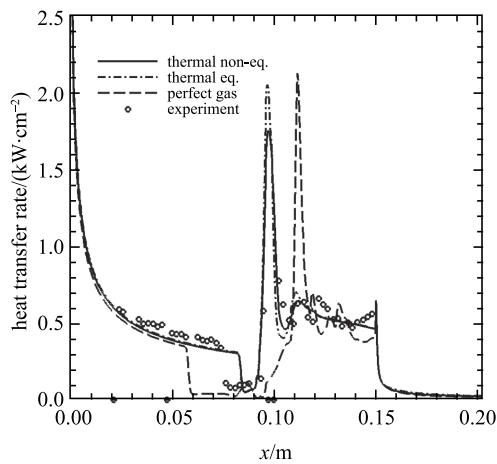


(a) 壁面热流沿壁面分布

(a) The distribution of heat transfer rate along the wall

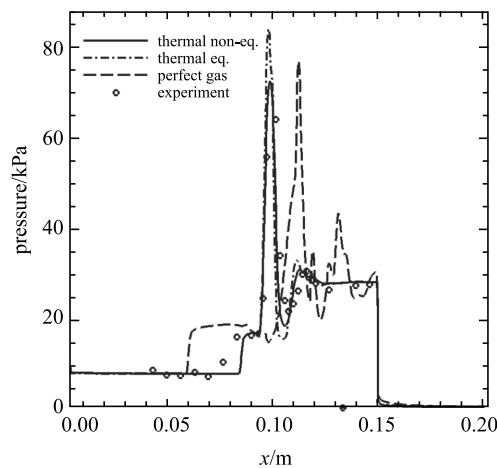
分离区相应减小. 另一方面, 从图 6(b) 的压力分布曲线来看, 冻结流的分离区下游的压力更高, 需要更大的分离区来平衡这个逆向压差. 从图 7 可以看出, 冻结流计算的激波强度更大, 导致分离区附近斜激波和弓形激波脱体距离更远, 更厚的激波层从尺度上来说会导致更大的分离区. 说明高焓流场中存在明显的化学反应, 是否考虑化学反应对计算结果影响显著.

针对工况 4, 图 8 给出了 3 种不同热力学模型的计算结果, 完全气体模型偏离实验结果较大, 与工况 1 相比, 热平衡与热非平衡两模型之间的计算结果差别变小. 图 9 为热非平衡模型针对工况 1 与工况 4 计算得到的平动-转动温度与转动-振动温度



(a) 壁面热流沿壁面分布

(a) The distribution of heat transfer rate along the wall

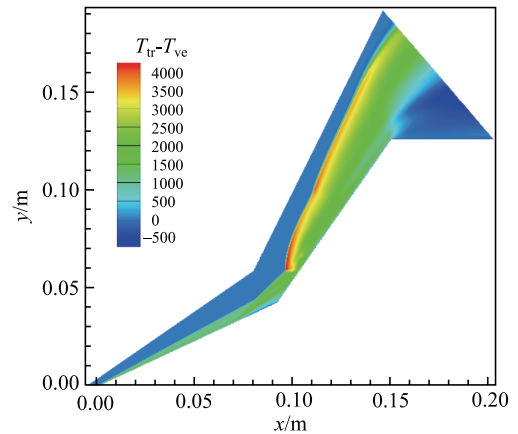


(b) 壁面压力沿壁面分布

(b) The distribution of the wall pressure along the wall

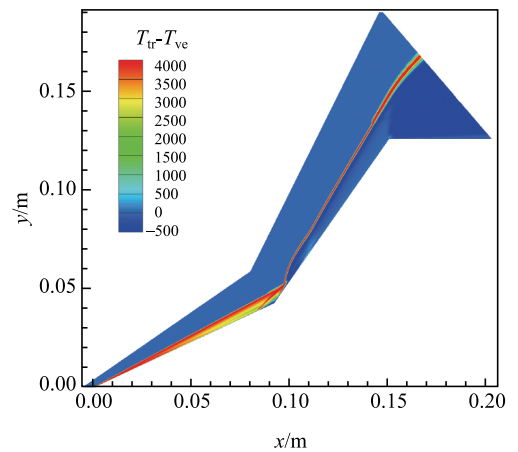
图 8 工况 4 中热力学模型对壁面热流和压力影响

Fig. 8 Simulation results of heat transfer rate and wall pressure of case 4 by using different thermodynamic models



(a) 工况1计算结果

(a) The simulation result of case 1



(b) 工况4计算结果

(b) The simulation result of case 4

图 9 工况 1 与工况 4 中转动温度与振动温度差别云图

Fig. 9 Contours of the difference between translational-rotational temperature and vibrational-electronic-electron temperature of case 1 and case 4

差值的云图. 可以看出, 两工况均在第一个锥体附近存在较大的温度差值, 即存在明显的热非平衡效应, 但此处两工况振动温度低, 因此热非平衡影响较小. 但在弓形激波层内, 由于更高的来流密度和更强的激波, 此处工况 4 的热非平衡要远小于工况 1, 因此热非平衡对工况 4 的结果影响较小.

这里计算热平衡和非平衡模型时, 均采用了非平衡化学反应. 比较图 8 中完全气体结果与图 6 中的化学冻结流结果, 发现两者差别不大, 因此认为图 8 中完全气体模型结果的巨大差别是由化学反应引起. 总的来说, 针对工况 4, 化学反应模型是影响结果的主要因素.

图 10 给出了工况 4 中壁面催化对壁面热流计算结果的影响. 可以看出, 壁面催化对第一锥面影响很小, 其影响在第二锥面更为显著, 这是由于第一锥面处温度低, 化学反应程度低, 而第二锥面附近的弓形激波层内温度高, 化学反应显著. 与实验结果相比, 考虑壁面催化效应的计算结果与实验结果吻合的更好. 高焓情形, 必须考虑壁面催化的影响.

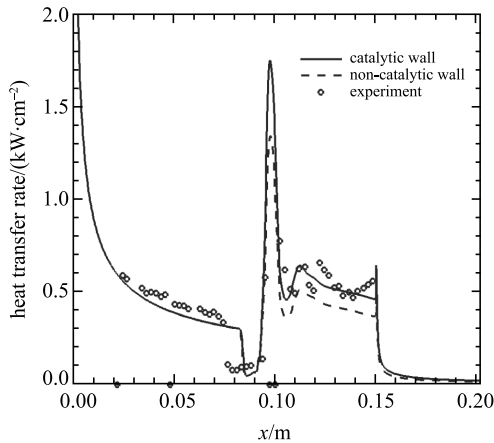


图 10 壁面催化对工况 4 热流计算的影响

Fig. 10 The influence of wall catalysis on the wall heat transfer rate of case 4

图 11 给出了不同输运模型对热流计算结果的影响. 与图 4 中低焓工况结果相比, 对于高焓工况, Gupta/SCEBD 模型计算的热流及其峰值要明显高于 Wilke/Blottner/Eucken 模型. 针对工况 4, 流场中的最高温度高于 10 000 K, 在该温度范围内, 两输运模型计算结果之间的差别显著, 且 Gupta/SCEBD 模型与实验结果符合更好.

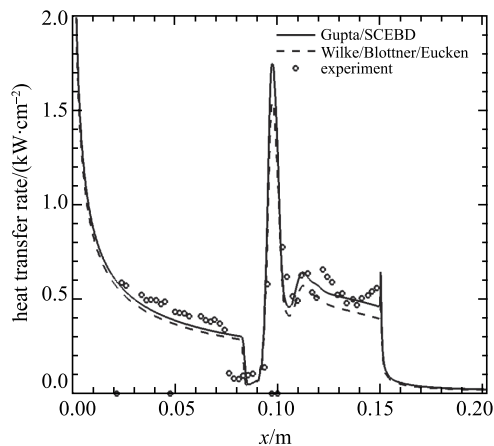


图 11 不同输运模型对工况 4 壁面热流计算的影响

Fig. 11 The influence of transport models on the wall heat transfer rate of case 4

图 12 为使用 Gupta/SCEBD 模型时流场的 Schmidt 数云图. 可以看出, 流场中的 Schmidt 数并非常量, 而是介于 0.57~0.75 之间. Gupta/SCEBD 模型与 Wilke/Blottner/Eucken 模型的主要区别之一在于后者假设 Schmidt 数为常量, 很明显, 当流场温度较高时, 该假设并不成立, 此时应采用 Gupta/SCEBD 模型.

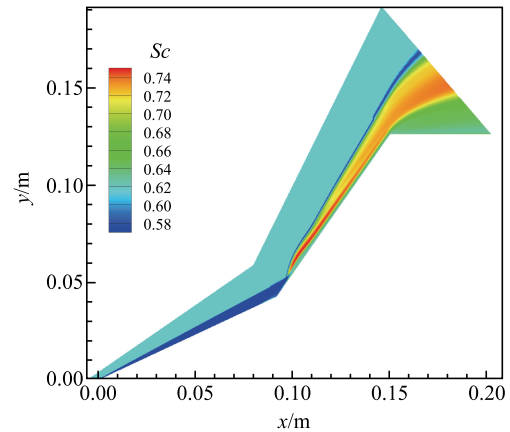


图 12 Gupta/SCEBD 模型所得工况 4 中 Schmidt 数云图

Fig. 12 The Schmidt number contours of case 4, by using Gupta/SCEBD model

3 结论

本文针对双锥风洞实验中的激波和边界层相互干扰中的热化学和输运模型影响进行数值分析. 从低焓至高焓状态, 本文模拟了所有 6 个实验工况. 计算结果所示分离区较实验结果偏小, 除此之外, 壁面压力和温度的计算结果与实验符合较好.

针对工况 1 所代表的低焓状态, 通过比较不同热力学模型的计算结果发现, 分子内能的分布对分离区大小以及壁面热流峰值和压力的峰值的计算结果影响显著. 随着平动-转动态的能量逐渐转移到振动态, 体现在宏观流场上就是平动-转动温度降低, 分离区大小减小; 低焓状态, Gupta/SCEBD 模型与 Wilke/Blottner/Eucken 模型的计算结果相近, 热力学模型对计算结果影响显著.

对于工况 4 的高焓状态, 化学反应对计算结果的影响显著. 当考虑化学反应时, 内能转移至化学能, 计算所得分离区显著变小. 工况 4 的热平衡与热非平衡所得计算结果之间的差别较工况 1 要小, 这是由于工况 4 密度更高, 弓形激波层内非

平衡效应小. 高焓状态下壁面催化的影响也更为显著, 考虑壁面催化时的计算结果与实验结果吻合的更好. 对于不同的输运模型, 针对第二锥段的壁面热流与热流峰值, Gupta/SCEBD 模型的计算结果要明显高于 Wilke/Blottner/Eucken 模型, 且与实验吻合的更好. 根据 Gupta/SCEBD 模型所得流场中 Schmidt 数在 0.57~0.75 之间变化, 常用的 Schmidt 数为常数的假设并不合理, 计算时应采用变 Schmidt 数模型.

参 考 文 献

- Harvey J, Babinsky H. Shock Wave-Boundary-Layer Interactions. Cambridge: Cambridge University Press, 2011
- Candler GV. Rate-dependent energetic processes in hypersonic flow. *Progress in Aerospace Sciences*, 2015, 72: 37-48
- Gaitonde D. Progress in shock wave/boundary layer interactions. *Progress in Aerospace Sciences*, 2015, 72: 80-99
- 张静, 阎超. 高超音速双锥绕流数值模拟的格式效应分析. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(4): 474-477 (Zhang Jing, Yan Chao. Scheme effect analysis of numerical simulation on hypersonic double-cone flows. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2008, 34(4): 474-477 (in Chinese))
- 石晓峰. 激波反射干扰及其热化学非平衡效应. [博士论文]. 合肥: 中国科学技术大学, 2018(Shi Xiaofeng. Investigation on shock reflections and interactions with thermo-chemical non-equilibrium effects. [PhD Thesis]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2018(in Chinese))
- 田浩, 叶友达, 蒋勤学等. 真实气体效应对升力体舵面局部流动分离的影响. 空气动力学学报, 2015, 33(3): 330-337(Tian Hao, Ye Youda, Jiang Xueqin, et al. Investigation of real gas effects on local flow separation of lifting body rudder. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2015, 33(3): 330-337(in Chinese))
- 童福林, 李新亮, 唐志共. 激波与转捩边界层干扰非定常特性数值分析. 力学学报, 2017, 49(1): 93-104(Tong Fulin, Li Xinliang, Tang Zhigong. Numerical analysis of unsteady motion in shock wave/transitional boundary layer interaction. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2017, 49(1): 93-104 (in Chinese))
- 龚安龙, 刘周, 杨云军等. 高超声速激波/边界层干扰流动数值模拟研究. 空气动力学学报, 2014(6): 767-771 (Gong Anlong, Liu Zhou, Yang Yunjun, et al. Numerical study on hypersonic double-cone separated flow. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014(6): 767-771 (in Chinese))
- 唐贵明. 表面台阶引起的高超声速湍流边界层分离. 力学学报, 1994, 26(1): 113-120 (Tang Guiming. Step induced hypersonic turbulent boundary-layer separation. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 1994, 26(1): 113-120 (in Chinese))
- 王保国. 高超声速双锥体绕流的数值计算与流场分析. 科技导报, 2010, 28(14): 49-55 (Wang Baoguo. Numerical computation and flowfield analysis of hypersonic flow over a double-cone body. *Science & Technology Review*, 2010, 28(14): 49-55 (in Chinese))
- 冈敦毅. 超声速平板突起物及双锥绕流实验研究. [硕士论文]. 长沙: 国防科技大学, 2013 (Gang Dundian. Experiment study on supersonic flow over protuberances mounted on a flat plate and double-cone geometries. [Master Thesis]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013 (in Chinese))
- Druguet M, Candler GV, Nompelis I. Comparison of physical models in computations of high-enthalpy double-cone flows. AIAA Paper 2006-3419, 2006
- Nompelis I, Candler GV, Holden MS. Effect of vibrational nonequilibrium on hypersonic double-cone experiments. *AIAA Journal*, 2003, 41(11): 2162-2169
- Nompelis I, Candler GV, Maclean M, et al. Numerical investigation of high enthalpy chemistry on hypersonic double-cone experiments. AIAA Paper 2005-584, 2005
- Nompelis I, Candler GV. US3D Predictions of double-cone and hollow cylinder-flare flows at high enthalpy. AIAA Paper 2016-3344, 2016
- Holden MS, Wadhams TP, MacLean MG, et al. Measurements of real gas effects on regions of laminar shock wave/boundary layer interaction in hypervelocity flows for 'blind' code validation studies. AIAA Paper 2013-2837, 2013
- Hao J, Wang J, Lee C. Numerical simulation of high-enthalpy double-cone flows. *AIAA Journal*, 2017, 55(7): 1-5
- Kianvashrad N, Knight D. The effect of thermochemistry on prediction of aerothermodynamic loading over a double cone in a laminar hypersonic flow//AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper 2018-1812, 2018
- Kieweg SL, Ray J, Weirs VG, et al. Validation assessment of hypersonic double-cone flow simulations using uncertainty quantification, sensitivity analysis, and validation metrics. AIAA Paper 2019-2278, 2019
- Ray J, Kieweg S, Dinzl D et al. Estimation of inflow uncertainties in laminar hypersonic double-cone experiments. AIAA Paper 2019-2279, 2019
- Wan T, Chen L, Wang J, et al. CFD Simulation of kerosene-fueled supersonic combustion ramjet combustor experiments//Proceedings of 2010 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, APISAT 2010: 1156-1159
- Park C. Review of chemical-kinetic problems of future NASA missions, I: earth entries. *Journal of Thermodynamics and Heat Transfer*, 1993, 7(3): 385-398
- Candler GV, MacCormack RW. Computation of weakly ionized hypersonic flows in thermochemical nonequilibrium. *Journal of Thermodynamics and Heat Transfer*, 1991, 5(3): 266-273
- Wilke CR. A viscosity equation for gas mixtures. *Journal of Chemical Physics*, 1950, 18(4): 517-519
- Blottner FG, Johnson M, Ellis M. Chemically reacting viscous flow program for multi-component gas mixtures. Albuquerque, NM: Sandia Labs, 1971: Report No. TR-SC-RR-70-754
- Vincenti WG, Kruger CH. Introduction to Physical Gas Dynamics. New York: Wiley, 1965
- Ramshaw JD, Chang CH. Friction-weighted self-consistent effective binary diffusion approximation. *Journal of Non-Equilibrium Thermodynamics*, 1996, 21(3): 223-232

- 28 Gupta RN, Yos JM, Thompson RA, et al. A review of reaction rates and thermodynamic and transport properties for an 11-species air model for chemical and thermal nonequilibrium calculations to 30000K. Washington, United States: NASA Langley Research Center, 1990: Report No. NASA-RP-1232
- 29 Wright MJ, Bose D, Palmer GE, et al. Recommended collision integrals for transport property computations, part 1: Air species. *AIAA Journal*, 2005, 43(12): 2558-2564
- 30 Wright MJ, Hwang HH, Schwenke DW. Recommended collision integrals for transport property computations, part 2: Mars and venus entries. *AIAA Journal*, 2007, 45(1): 281-288
- 31 Park C. Nonequilibrium hypersonic aerothermodynamics. United States: NASA, 1990: 59-60
- 32 MacCormack RW, Candler GV. The solution of the navier-stokes equations using gauss-seidel line relaxation. *Computers and Fluids*, 1989, 17(1): 135-150