

高超声速双锥体绕流的数值计算与流场分析

钱耕, 王保国

北京理工大学宇航学院, 北京 100081

摘要 双锥几何外形的高超声速绕流问题涉及激波-激波相互干扰以及激波-边界层相互作用等复杂流动现象, 是计算流体力学领域的热点问题, 常被作为此类复杂流动的典型案例。本文从守恒型 Navier-Stokes 方程组出发, 考虑了非平衡态气体的振动激发过程, 采用高分辨率 TVD 有限差分格式研究了 5 种来流马赫数 (15.56, 10.34, 9.59, 8.20 和 8.06), 2 种气体环境 (纯 N_2 和纯 O_2), 以及 2 种双锥外形 (尖头体和钝头体) 的气动热力学特性, 较详细地给出了上述各种情况下壁面热流密度分布以及气动系数等重要参数, 所得结果与国外相关实验数据吻合较好, 初步显示了本文所编程序的有效性。对差分格式精度和典型限制器 (minmod, van Leer 限制器) 进行比较, 发现数值计算所得分离区大小受格式耗散性影响很大, 其中使用 van Leer 限制器所得到的分离区大小与实验结果吻合得较好。

关键词 气动热力学; 高超声速绕流; 双锥体绕流; Navier-Stokes 方程; 数值计算

中图分类号 V19

文献标识码 A

文章编号 1000-7857(2010)14-0049-07

Numerical Computation and Flowfield Analysis of Hypersonic Flow over a Double-Cone Body

QIAN Geng, WANG Baoguo

School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China

Abstract In recent years, numerous studies about shock/boundary layers and shock/shock interactions in hypersonic flow over a double-cone body were reported. The interaction between a shock wave and a separation zone in a hypersonic flow is a very challenging problem because of its complexity. Previous researches show that the heat transfer rate on the cone forebody is over-predicted by about 20% and the separation zone is slightly too large. The hypersonic flow over $25^\circ\sim 55^\circ$ sharp double-cones and the blunt double-cone models are simulated by using the Navier-Stokes equations in the conservation integral form with multi-species and non-equilibrium molecular thermal excitation and chemical reactions. The cases presented in this paper include 5 different Mach numbers, which are 15.56, 10.34, 9.59, 8.20 and 8.06, respectively. The surface pressure and the heat transfer rate are obtained, with a good agreement between the continuum CFD simulations and experiments. A preliminary analysis of the effects of the numerical schemes on the simulation of the flow is also presented. It is shown that the simulation results, especially, the size of the separation zone, are very sensitive to the limiter used. The more dissipative limiters tend to reduce the separation zone size. The Roe scheme with van Leer limiter gives the most satisfactory results. The simulation of double-cone flows at high enthalpy in the environment of pure oxygen is also presented.

Keywords aerothermodynamics; hypersonic flow; double-cone flow; Navier-Stokes equation; numerical simulation

收稿日期: 2010-04-14

基金项目: 国家自然科学基金项目 (50376004); 高等学校博士学科点专项科研基金项目 (20030007028)

作者简介: 钱耕, 博士研究生, 研究方向为计算流体力学、高超声速气动热力学, 电子信箱: gloria716@gmail.com; 王保国 (通信作者, 中国科协所属全国学会个人会员登记号: E1201700465), 教授, 研究方向为计算流体力学、高速气动热力学, 电子信箱: bguowang@bit.edu.cn

0 引言

在高超声速飞行器的流场中, 激波-激波相互干扰以及激波与边界层间的相互作用普遍存在, 直接影响着飞行器的飞行特征^[1], 以及飞行器表面的热防护设计^[2]。大量的飞行实验测量表明, 这类流场经常伴有化学反应, 且计算时须考虑真实气体效应。双锥几何外型的高超声速绕流具有以上特点, 受到国内外学者的高度关注。由于双锥绕流对高焓的影响十分敏感, 早期的研究主要注重实验以及改进非平衡态化学模型。1997年, Olejniczak等^[3]对在加州理工大学的T5激波风洞中对双锥外型进行的一系列的实验进行了研究。Wright等^[4]对在普林斯顿大学的马赫数为8的风洞中进行的双锥绕流实验进行了数值模拟, 取得了与实验十分吻合的结果。Nompelis, Candler等^[5]完成了对25°~55°双锥外型在LENS设备中针对N₂、O₂和O₂-Ar混合物的实验气体进行的实验和数值计算。另外, 直接模拟蒙特卡洛法^[6]在解决双锥绕流问题上也取得了与实验吻合得较好的结果^[7]。本文对25°~55°双锥外型的5种工况进行数值模拟, 结果与实验吻合较好。

1 连续区高超声速流动物理模型

1.1 守恒方程组

多工况下, 高超声速飞行器在连续流区域内考虑多组元、非平衡态气体的振动激发与化学反应过程的多组元连续方程、动量方程、能量方程以及振动-电子-电子激发能方程构成了描述这类流动的Navier-Stokes(N-S)方程组, 其表达式为^[8]

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

其中, U 为守恒变量向量, F, G, H 分别为 x, y, z 方向的无黏通量, F_v, G_v, H_v 分别为 x, y, z 方向的黏性通量, W 为源项。

1.2 黏性项

对于牛顿流体, 黏性应力由Stokes关系式给出:

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \lambda (\nabla \cdot \mathbf{u}) \delta_{ij}$$

$$\lambda = -\frac{2}{3} \mu \quad (2)$$

其中, \mathbf{u} 为速度矢量, μ 为混合气体的黏性系数, λ 为第二黏度。

1.3 化学反应模型

本文选择纯N₂和纯O₂两种实验气体环境, 化学反应机制选取Park给出的反应模型^[9]。正向反应速率 $k_f(T_a)$ 为

$$k_f(T_a) = C_f T_a^\eta \exp(\theta_d/T_a) \quad (3)$$

式中, T_a 为正向反应控制温度, C_f, η 和 θ_d 分别为正向反应系数、温度指数项和反应特征温度, 其数值采用Park给出的结果。逆向反应速率 $k_b(T)$ 为

$$k_b(T) = \frac{k_f(T)}{K_{eq}(T)} \quad (4)$$

式中, $K_{eq}(T)$ 为反应平衡常数, T 为逆向反应的控制温度。

1.4 能量转移模型

对于气体分子组元 s , 其平动能和振动能的传递速率为

$$Q_{T-vs, L-T} = \rho_s \frac{e_{vs}^*(T) - e_{vs}}{\langle \tau_{s,L-T} \rangle} \left| \frac{T_{shk} - T_{vs}}{T_{shk} - T_{vs,shk}} \right|^{S_s-1} \quad (5)$$

其中, e_{vs} 为单位质量气体分子组元 s 所具有的振动能, $e_{vs}^*(T)$ 为在平动温度 T 下处于热力学平衡态时单位质量气体分子组元 s 所具有的振动能, $\langle \tau_{s,L-T} \rangle$ 为组元 s 平动能与振动能的摩尔平均Landau-Teller特征松弛时间, S_s 表达式见文献^[9]。

1.5 输运模型

对于流场中的混合气体, 采用Wilke半经验混合律公式计算其黏性系数 μ , 平动热传导系数 κ 和振动热传导系数 κ_{vb} ; 对所有组元, 其Schmidt数均取0.5。

2 数值方法

采用高分辨率有限差分型的TVD (Total Variations Diminishing)格式, 黏性项采用中心差分格式。计算中, 还考虑了化学非平衡态和热力学非平衡。将控制方程组分解为流动方程组和化学反应方程组, N-S流动方程组在时间上的积分采用了具有TVD保持性质的Runge-Kutta显式方法, 其优点是每一时间步长的计算工作量和内存占用量均较小, 且编程简单; 化学反应方程组则采用了点隐式方法处理, 避免了显式方法求解方程组时带来的刚性问题。文中编制了相应的源程序, 并在此基础上完成了尖双锥和钝双锥外型高超声速绕流场的计算与流场分析。

3 算例分析

3.1 研究背景

25°~55°双锥外型在LENS设备中完成了多种实验。图1与图2分别给出了25°~55°尖头双锥体和钝头双锥体的尺寸示意图。

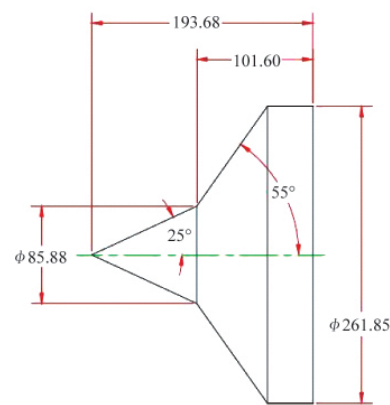


图1 25°~55°尖头双锥体A示意图(单位:mm)
Fig. 1 25°~55° sharp double-cone configurations (unit: mm)

3.2 计算工况

图3显示了双锥绕流场的激波干扰与所形成的分离区。第1个锥体产生的斜激波与第2个锥体产生的激波相互作用发生偏折, 受边界层分离影响, 当第2个锥体的锥角足够大时, 在分离点附近引出一道分离激波, 斜激波与分离激波相

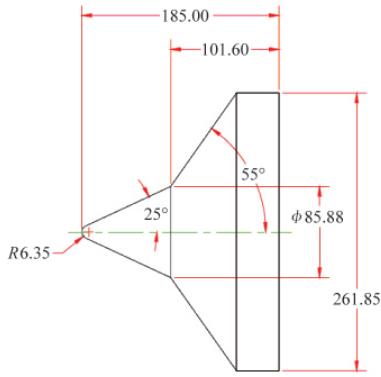


图2 25°~55°钝头双锥体 B 示意图 (单位: mm)
Fig. 2 25°~55° blunt double-cone configurations (unit: mm)

互干扰,产生接触间断。由于分离激波为弱激波,对超声速气流的减速增压效果并不明显,波后气流仍为超声速;而弓形激波属于强激波,波后气流变为亚声速。激波与边界层干扰,壁面压力和热流量增大,使得双锥交界处的压力梯度增大,最终出现分离区。

为了得到不同来流条件下的计算结果,考虑 25°~55°尖

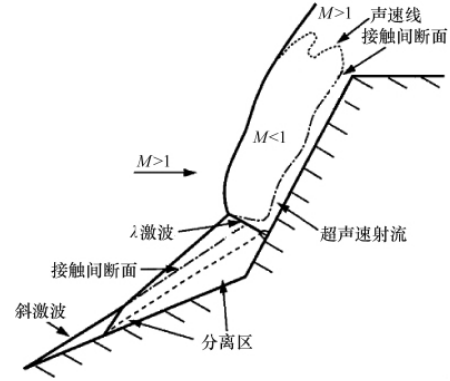


图3 尖头双锥流场激波干扰和分离区示意图
Fig. 3 Schematic diagram of a sharp double-cone flow field with shock interaction and separation zone

头双锥体在不同实验气体、不同来流速度和温度下的 5 种计算工况 (表 1);考虑 25°~55°钝头双锥体在 N₂ 环境下来流速度为 2577.92m/s 时的计算工况 (表 2),计算结果与表 1 工况 II 的尖头双锥进行对比。

表 1 25°~55°尖头双锥体计算工况

Table 1 Free-stream and wall conditions for the 25°~55° sharp double-cones

工况	实验气体	$U_\infty/(m \cdot s^{-1})$	T_∞/K	P_∞/Pa	T_w/K	Ma	$\rho_\infty/(10^{-3}kg \cdot m^{-3})$
I	N ₂	2070.0	42.60	2.227	297.00	15.56	0.0261
II	N ₂	2574.88	150.00	48.69	300	10.34	1.0926
III	N ₂	2664	185.56	36.06	293.33	9.59	0.6545
IV	O ₂	4019	625.7	169.23	600	8.06	0.9442
V	O ₂	3853	569.8	173.59	600	8.20	1.0613

表 2 25°~55°钝头双锥体计算工况

Table 2 Free-stream and wall conditions for the 25°~55° blunt double-cones

工况	实验气体	$U_\infty/(m \cdot s^{-1})$	T_∞/K	P_∞/Pa	T_w/K	Ma	$\rho_\infty/(10^{-3}kg \cdot m^{-3})$
I	N ₂	2577.92	150.00	49.58	300	10.34	1.1081

3.3 计算结果与流场分析

图 4 给出了尖头双锥体在工况 I 下的马赫数分布和平动-转动温度分布。图 5 给出了工况 II 下流场的参数分布,包括马赫数、压力、平动-转动温度和振动温度。

图 6 给出了尖头双锥外形在工况 II ($Ma=10.34$) 情况下的表面压力系数分布和 Stanton 数。其中, L 为第 1 个双锥的长度 ($L=92.08mm$), 压力系数 C_p 和 Stanton 数 St 的表达式为

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty u_\infty^2} \quad (6)$$

$$St = \frac{q_w}{\rho_\infty u_\infty (h_0 - h_w)} \quad (7)$$

式中, q_w 为双锥流场壁面热流密度。可以看出, 计算所得的压力系数的峰值出现激波-激波相互干扰的区域。尽管本文计

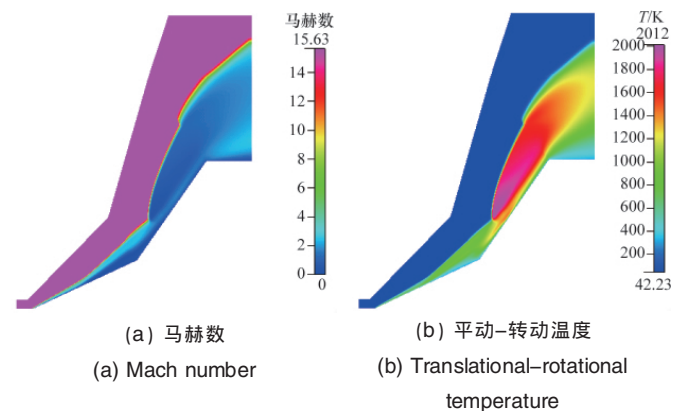


图 4 工况 I 流场参数分布
Fig. 4 Parameter contours for case I



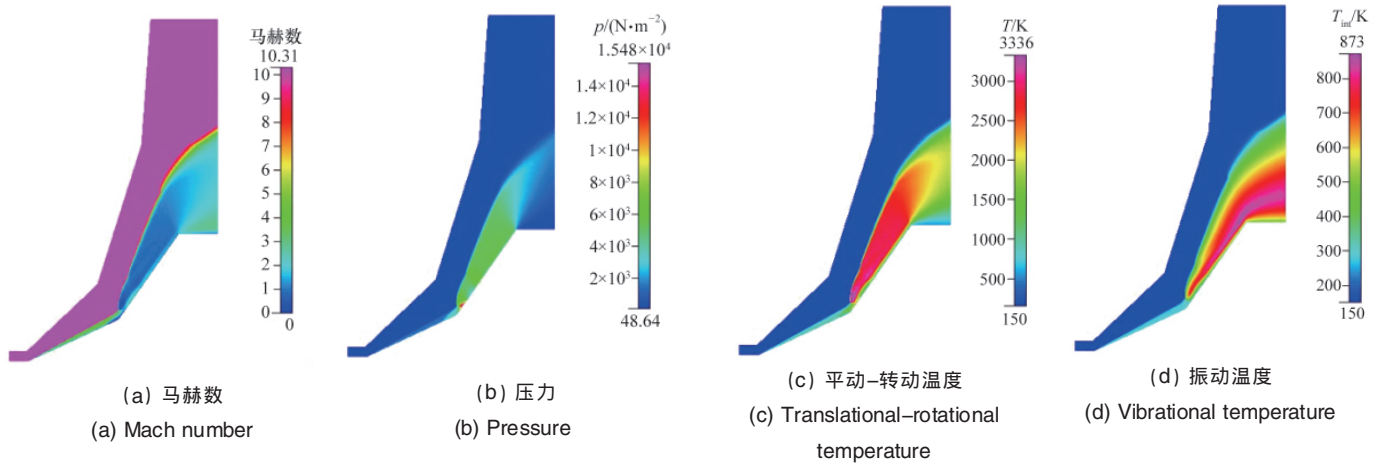


图 5 工况 II 流场参数分布
Fig. 5 Parameter contours for case II

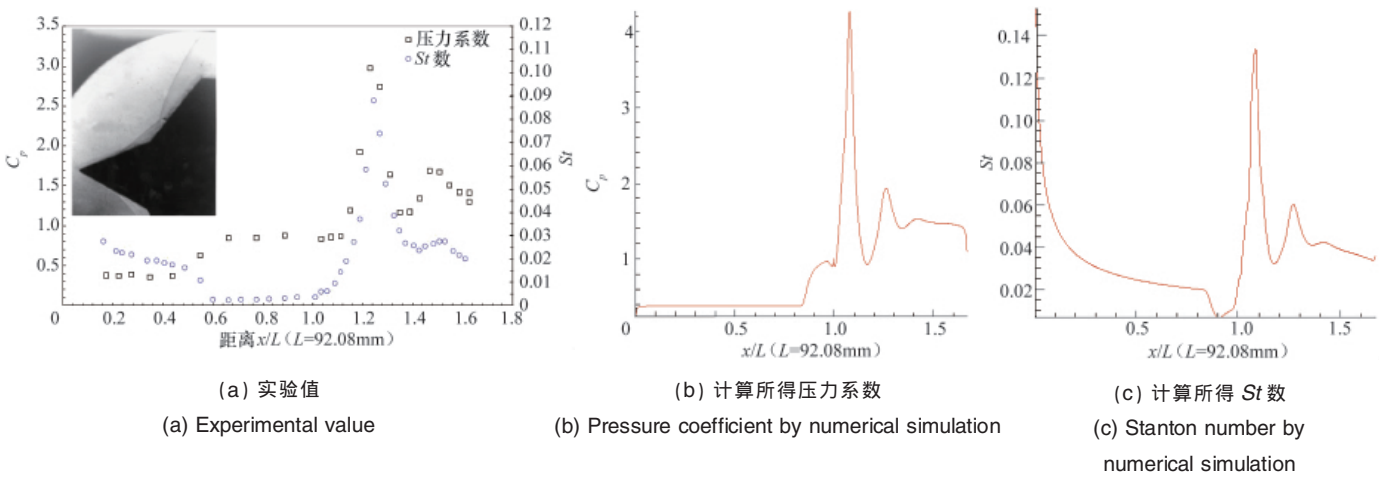


图 6 尖头双锥工况 II 的压力系数和 St 数
Fig. 6 Surface pressure coefficient and Stanton number for case II

算出的分离区长度略大于计算值,但激波相互作用的整个区域内,压力和热传输的预测与实验吻合较好。图 6(a) 中的 Schlieren 图像^[10]能够清晰地看到分离区的特点,尾部激波,以

及分离激波与尾部激波的相互影响。

图 7 与图 8 分别给出了在同一来流马赫数 ($Ma=10.34$) 下, $25^\circ\sim 55^\circ$ 尖头与钝头双锥的流场马赫数分布和壁面热流密

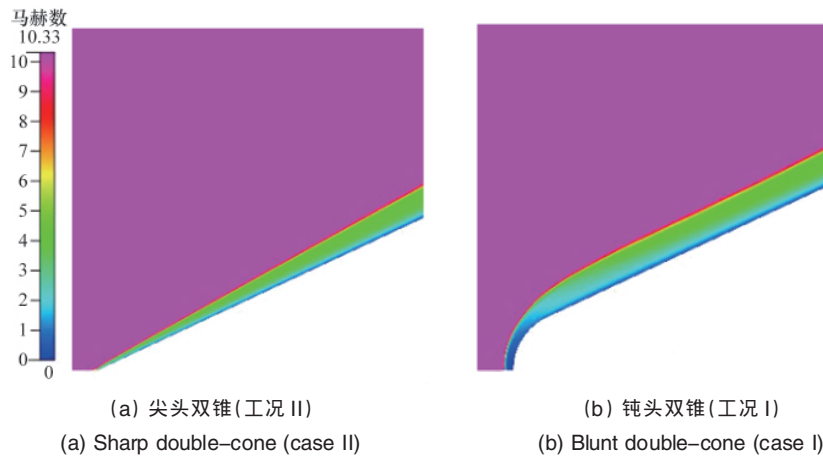


图 7 来流 $Ma=10.34$ 时双锥流场 Ma 数分布
Fig. 7 Mach contours for case of free-stream $Ma=10.34$

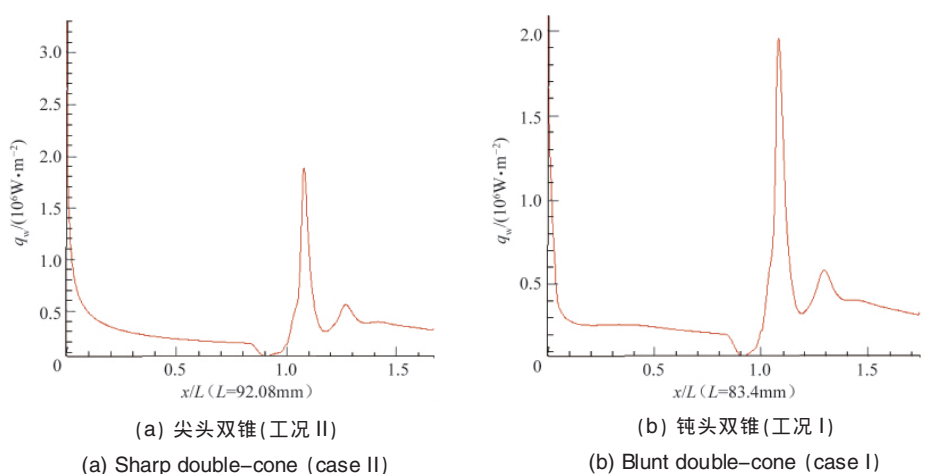


图 8 来流 $Ma=10.34$ 时双锥流场壁面热流密度

Fig. 8 Heat flux for case of free-stream $Ma=10.34$

度值。图 8 中,钝头双锥 $L=83.4\text{mm}$ 。可以看出,钝头双锥显示出较明显的脱体激波,且钝头双锥的热流密度值远小于尖头双锥,在热防护设计上具有一定意义。

图 9 和图 10 分别给出了尖头双锥在工况 III 时的数值计算分别使用 Roe 格式分别加上 minmod 和 van Leer 限制器时的流场参数分布。图 11 给出了工况 III Roe 格式加上不同限制器的激波位置和分离区。由图 11(b)可以清晰地看到 Roe

格式加上不同限制器进行数值计算得出的激波位置和分离区的变化,随着耗散的减少,分离区会增大,这与图 11(a)中 Candler 等^[11]的计算结果吻合较好。分离区的大小决定了激波作用在表面的位置,这将影响激波-激波相互干扰的强度。图 12 给出了 Roe 格式加上不同限制器时计算出的压力系数。可以看出,使用 van Leer 限制器所得到的压力系数峰值大于 minmod 限制器。

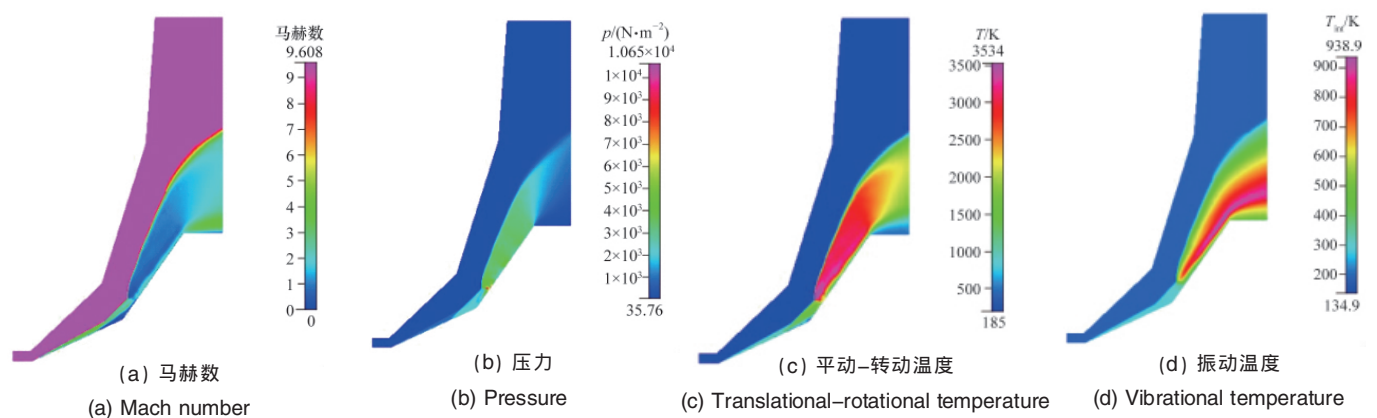


图 9 工况 III Roe 格式加上 minmod 限制器的流场参数分布

Fig. 9 Parameter contour for case III using minmod limiter

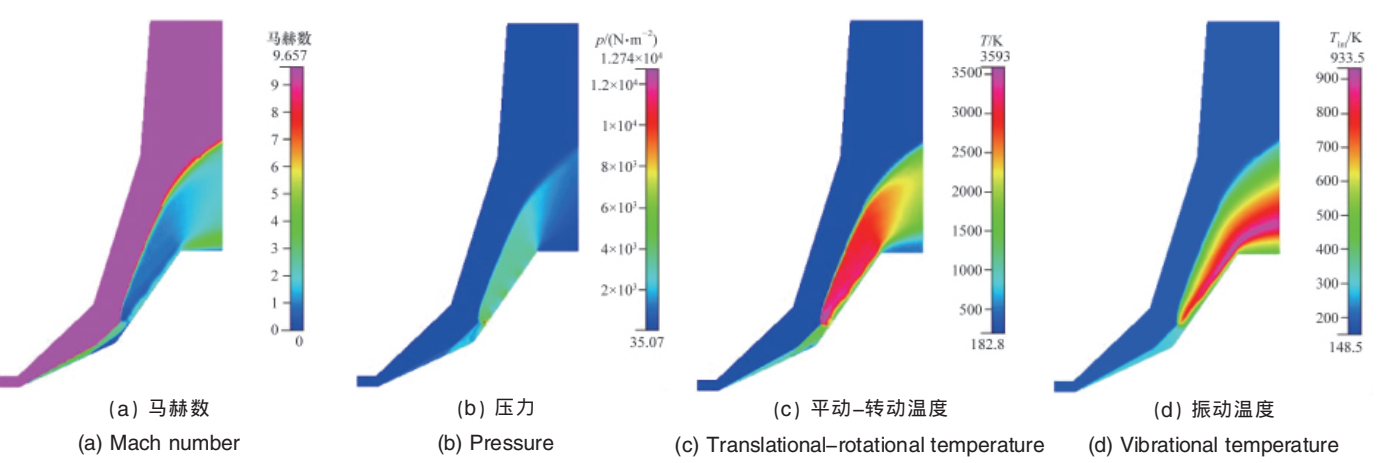


图 10 工况 III Roe 格式加上 van Leer 限制器流场参数分布

Fig. 10 Parameter contour for case III using van Leer limiter

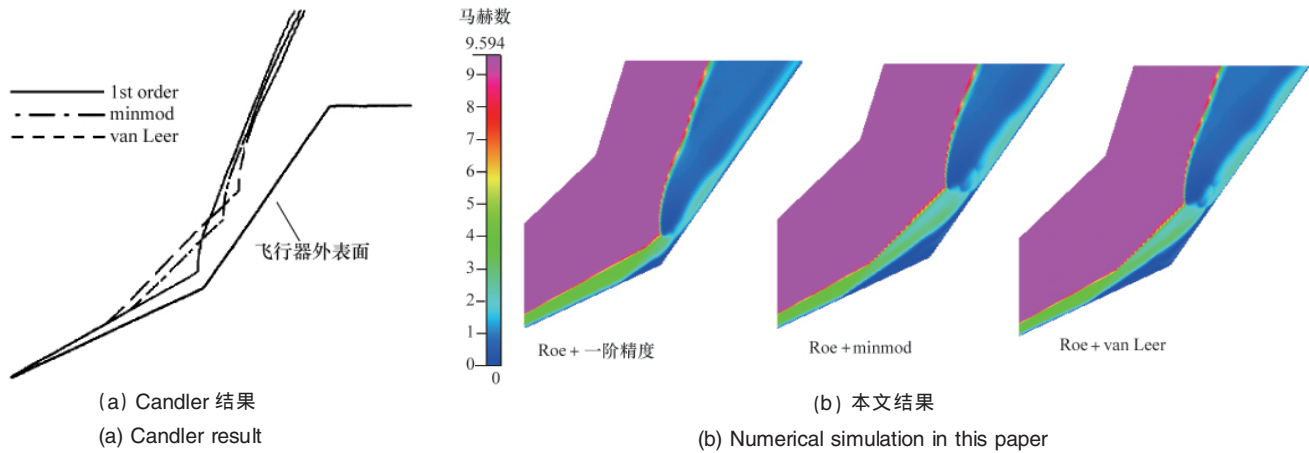


图 11 工况 III Roe 格式加上不同限制器的激波位置和分离区

Fig. 11 Shock location and the separation region for case III using different limiters

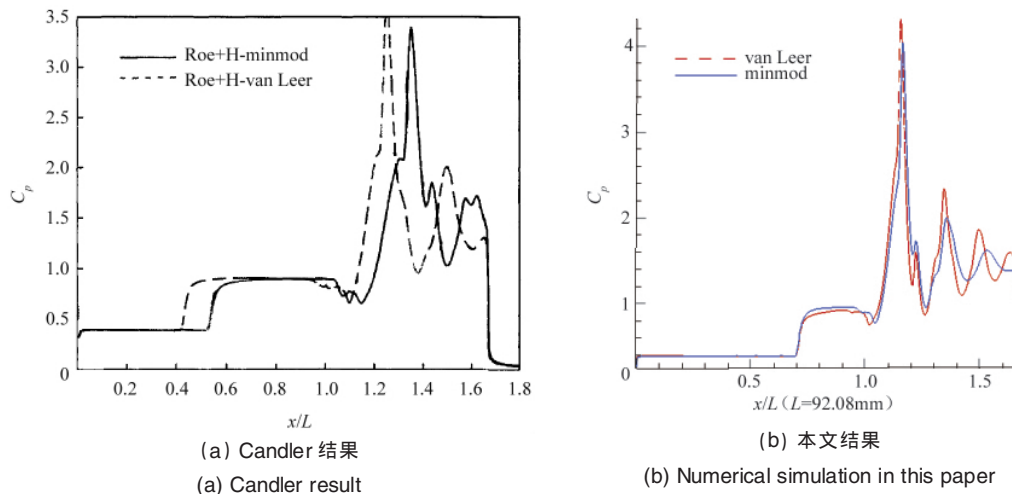


图 12 工况 III Roe 格式加上不同限制器的压力系数

Fig. 12 Pressure coefficient for case III using different limiters

图 13 给出了尖头双锥在工况 IV 与工况 V 的高焓条件下 (工况 IV, 焓值 $h_0=9.85\text{MJ/kg}$; 工况 V, $h_0=8.78\text{MJ/kg}$) 的壁面

压力分布。可以看出,数值计算出的分离区比实验结果^[5]小,但压力峰值吻合较好。

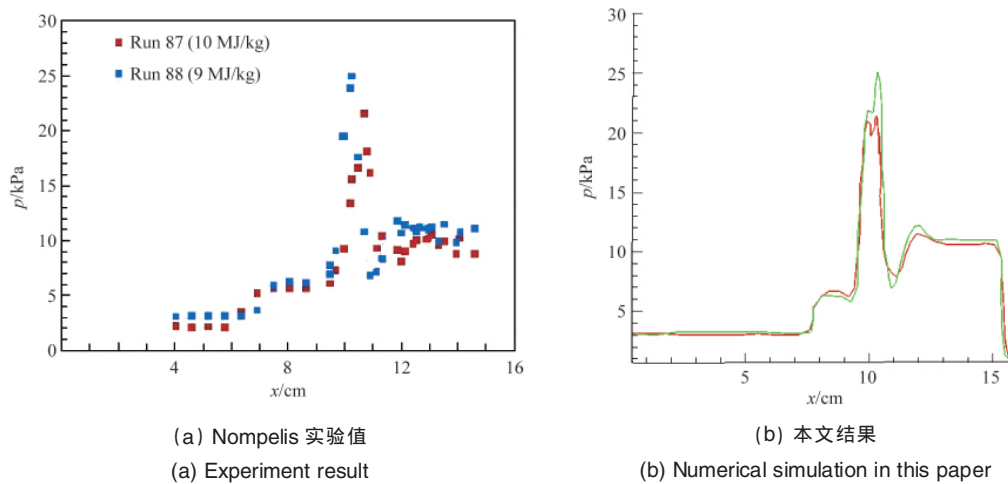


图 13 尖头双锥工况 IV 与工况 V 壁面压力分布

Fig. 13 Surface pressure for case IV and case V

4 结论

本文采用高分辨率 TVD 差分格式编制了相应的源程序,程序中考虑了化学非平衡与热力学非平衡。完成了尖头双锥外型 5 个工况以及钝头双锥外型 1 个工况下的流场气动热力学环境的数值计算,并将其结果与国外实验数据进行了比较,两者吻合较好,初步显示了所编程序的有效性。数值计算表明:在双锥绕流场中,激波-激波与激波-边界层的相互作用是非常明显的。另外,数值计算所采用的几种典型限制器的不同计算结果表明,分离区的大小受格式耗散性的影响很大;其中,使用 van Leer 限制器所得到的分离区大小与实验结果较为吻合。显然,上述这些流场分析对高超声速飞行器表面的热防护设计是十分有益的。

参考文献 (References)

- [1] Nompelis I. Computational study of hypersonic double-cone experiments for code validation [D]. Minneapolis, MN: Department of Aerospace Engineering and Mechanics, University of Minnesota, 2004.
- [2] 王保国, 刘淑艳, 王新泉, 等. 传热学 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2009: 199-212.
Wang Baoguo, Liu Shuyan, Wang Xinquan, *et al.* Heat transfer [M]. Beijing: China Machine Press, 2009: 199-212.
- [3] Olejniczak J, Candler G V, Hornung H G. Computation of double-cone experiments in high enthalpy nitrogen[R]. AIAA Paper 97-2549, 1997.
- [4] Wright M J, Sinha K, Olejniczak J, *et al.* Numerical and experimental investigation of double-cone shock interactions[J]. *AIAA Journal*, 38(12): 2268-2276.
- [5] Nompelis I, Candler G V, MacLean M, *et al.* Numerical investigation of double-cone flow experiments with high-enthalpy effects [R]. AIAA Paper 2010-1283, 2010.
- [6] 李学东, 王保国. 稀薄气体高超声速流动的非结构 DSMC 并行化计算 [J]. 科技导报, 2010, 28(4): 64-67.
Li Xuedong, Wang Baoguo. *Science & Technology Review*, 2010, 28(4): 64-67.
- [7] Candler G V, Nompelis I, Druguet M-C, *et al.* CFD validation for hypersonic flight - Hypersonic double-cone flow simulations [R]. AIAA Paper 2002-0581, 2002.
- [8] 王保国, 刘淑艳, 黄伟光. 气体动力学[M]. 北京: 北京理工大学、北京航空航天大学、西北工业大学、哈尔滨工业大学、哈尔滨工程大学联合出版社, 2005: 527-576.
Wang Baoguo, Liu Shuyan, Huang Weiguang. Gas dynamics[M]. Beijing: Joint Press of Beijing Institute of Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Harbin Engineering University and Harbin Institute of Technology, 2005: 527-576.
- [9] Park C. Nonequilibrium hypersonic aerothermodynamics [M]. New York: Wiley, 1990: 173-189.
- [10] Holden M S, Wadhams T P, Harvey J K, *et al.* Comparisons between measurements in regions of laminar shock wave boundary layer interaction in hypersonic flows with Navier-Stokes and DSMC solutions [R]. RTO-TR-AVT-007-V3, 2006.
- [11] Candler G V, Nompelis I, Druguet M C. Navier-Stokes predictions of hypersonic double-cone and cylinder-flare flow fields [R]. AIAA Paper 2001-1024, 2001.

(责任编辑 朱宇)

2010年全国振动工程及应用学术会议

时间: 2010年8月15日
地点: 辽宁·沈阳

联合主办: 中国振动工程学会故障诊断、
振动与噪声控制专业委员会

故障诊断领域
振动与噪声控制领域

电话: 024-25286811
电子信箱: zdzs2010@163.com