

不同再入高度下高超飞行器流场数值仿真

欧阳文冲, 刘彦明, 邓伟锋, 王俊杰
(西安电子科技大学 空间科学与技术学院, 西安 710071)

摘 要: 基于轴对称 N-S 方程和 7 组分 18 化学反应对 20~90 km 再入高度下 RAMC-II 飞行器周围流场进行数值模拟,并对算法进行验证。计算了电子密度分布,同时给出了不同再入高度下的碰撞频率、平均温度及总压强分布。通过分析得出电子密度随再入高度的增加先增加后减小,同一再入高度下电子密度沿轴向方向减小,沿着垂直于飞行器表面方向符合高斯分布。最大碰撞频率随着再入高度增加而减小,同一再入高度下沿轴向方向减小。同一再入高度下最大平均温度沿着轴向距离逐渐减小。最大总压强随着再入高度的增加而减小,同一再入高度下最大总压强沿着轴向距离逐渐减小。

关 键 词: 再入高度; 电子密度; 碰撞频率; 平均温度; 总压强

中图分类号: V211; O441

文献标志码: A

Numerical simulation of flow field around hypersonic vehicle at different reentry heights

OUYANG Wenchong, LIU Yanming, DENG Weifeng, WANG Junjie

(School of Aerospace Science and Technology, Xidian University, Xi'an 710071, China)

Abstract: Based on the axisymmetric N-S equation and the 7-component 18 chemical reaction, the flow fields around the RAMC-II vehicle at the reentry height between 20 km to 90 km were numerically simulated and the algorithm was verified. Not only was the electron number density distribution calculated, but also the collision frequency, average temperature and total pressure distribution at different reentry heights were given. The analysis showed that the electron number density increased first and then decreased with the increasing reentry height. When the reentry height was constant, the electron number density decreased with the axial direction, and the Gaussian distribution was consistent along the direction perpendicular to the surface of the vehicle. The maximum value of collision frequency decreased with the increase of the reentry height. When the reentry height was constant, the collision frequency decreased in the axial direction. The maximum average temperature at the same reentry height gradually decreased with the axial distance. The maximum total pressure decreased with the increase of reentry height, and the maximum total pressure decreased with the axial distance at the same reentry height.

Key words: reentry height; electron number density; collision frequency; average temperature; total pressure

收稿日期: 2019-04-18

基金项目: 国家自然科学基金(61627901)

作者简介: 欧阳文冲(1994—),男,硕士生,主要从事流体力学和电磁波与等离子体相互作用研究。

引用格式: 欧阳文冲,刘彦明,邓伟锋,等. 不同再入高度下高超飞行器流场数值仿真[J]. 航空动力学报,2019,34(12):2608-2615.
OUYANG Wenchong, LIU Yanming, DENG Weifeng, et al. Numerical simulation of flow field around hypersonic vehicle at different reentry heights[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(12): 2608-2615.

高超声速飞行器再入大气层时,由于边界层效应,飞行器表面与空气发生剧烈摩擦,从而导致温度急剧上升。空气的离解和化学反应在高温环境中产生,最终在飞行器周围形成等离子体鞘层。由于等离子体鞘层对电磁波具有吸收和反射作用,使得中继卫星不能接受用于通信的电磁波信号,从而导致“通信中断”问题^[1]。为了避免“通信中断”现象,许多研究者已经对流场特性^[2-4]、电子等离子体密度降低技术^[5-7]、电磁波传播特性^[8-10]进行了大量研究。

目前很多代码被开发用于模拟流体计算和电磁波在真实等离子体中传播。Starkey^[11]使用一维有限体积非黏性求解器来求解高超声速飞行器周围的等离子体密度,并分析了哨声波的传播过程。Takahashi 等人^[12-13]研究了一种结合 CFD 和 FD2TD(frequency-dependent finite-difference time-domain)的数值模拟方法,用于模拟无线电通信中断。Kundrapu 等人^[14]开发了一种用于建模和分析高超声速飞行器无线电通信中断的程序。USim^[15-17]是由 Tech-X 公司开发的用于非结构化网格上的一般流体等离子体建模的商业代码,用于本文模拟高超飞行器在不同再入高度下的流场特性,为研究电磁波在真实等离子体中的传播特性奠定了基础。

在本文中,首先选择 61 km 再入高度下的流场模型进行网格性验证;然后对 20~90 km 再入高度下周围等离子体流场进行了数值模拟,并对同一再入高度下的电子密度、总压强、平均温度及碰撞频率分布进行了分析,得出电子密度和碰撞频率沿着轴向距离和距飞行器表面距离的变化情况,以及平均温度和总压强沿着轴向距离的变化情况。

1 流场理论模型

1.1 高超声速流体模型

本研究基于多组分可压缩流体模型对高超声速等离子体流场进行数值模拟。该模型由 Navier-Stokes(N-S)方程和多组分方程组成。N-S 方程由质量、动量和能量守恒方程构成,如式(1)~式(3)所示。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial (\rho \mathbf{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \mathbf{u} + p \mathbf{I}) = \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} \tag{2}$$

$$\frac{\partial e}{\partial t} + \nabla \cdot [\mathbf{u}(e + p)] = \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{u} + \mathbf{q}) \tag{3}$$

其中 ρ 表示密度, $\mathbf{u}$ 表示速度, p 表示压强, $\boldsymbol{\tau}$ 表示应力张量, $\mathbf{I}$ 表示单位矩阵, e 表示能量, $\mathbf{q}$ 表示热流矢量。

应力张量根据式(4)计算

$$\boldsymbol{\tau} = -\frac{2}{3}\mu(\nabla \cdot \mathbf{u})\mathbf{I} + \mu[\nabla \mathbf{u} + (\nabla \mathbf{u})^T] \tag{4}$$

其中 μ 表示动力黏度,上标 T 表示转置符号。
热流矢量 $\mathbf{q}$ 的物理意义为单位时间内通过单位面积流出的热量,与温度梯度成正比。

$$\mathbf{q} = -\kappa \nabla T \tag{5}$$

式中 κ 表示导热系数, T 表示温度。

对于组分演化的计算,采用直接求解连续性方程的方法。即额外定义一组连续性方程,如下所示:

$$\frac{\partial n_i}{\partial t} + \nabla \cdot (\mathbf{u} N_i) = S_i \tag{6}$$

其中 S_i 表示粒子的生成率, N 表示数密度,下标 i 表示第 i 种组分。

图 1 显示了流场模拟相应的边界条件。其中上边界设置为入流边界,左边界为轴边界,飞行器表面设置为无滑移边界,其余剩下的为出流边界。

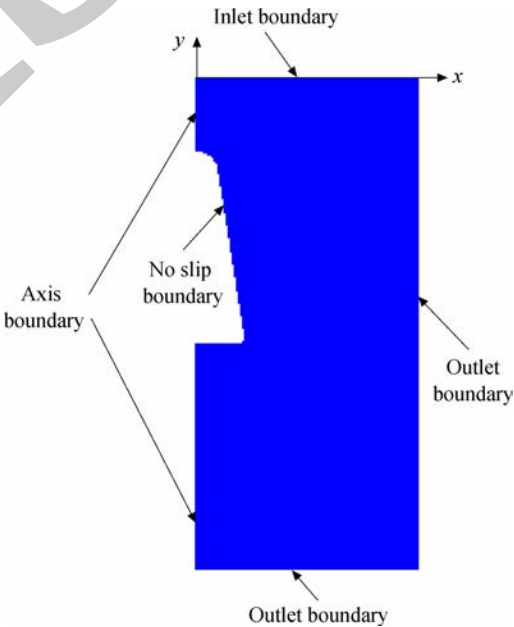


图 1 流场模拟边界条件

Fig. 1 Boundary conditions for flow field simulation

模型中的再入飞行器对应于 RAMC-II 钝锥体飞行器,其钝头半径为 15.24 cm,半角为 9°,长度为 1.295 m^[18]。不同的化学反应对整个模型有很大影响,本模型使用 7 组分 18 化学反应,组分成分为 N₂、O₂、N、O、NO、NO⁺ 和 e。

1.2 不同再入高度计算条件

本文对再入高度 $h=20\sim90\text{ km}$ 的 RAMC-II 飞行器再入等离子体流场进行研究。根据实验飞行数据^[19-20]给出了不同再入高度的计算条件,如表 1 所示。

表 1 不同再入高度计算条件

Table 1 Computational conditions for different reentry heights

再入高度/ km	自由来流 初始温度/K	自由来流初始 密度/(kg/m^3)	再入速度/ (m/s)
20	211.6	8.804×10^{-2}	3290
30	231.2	1.801×10^{-2}	6550
40	253.2	4.360×10^{-3}	7380
50	266.2	1.150×10^{-3}	7620
61	244.3	2.816×10^{-4}	7650
70	210.9	8.830×10^{-5}	7650
80	195.8	1.850×10^{-5}	7650
85	191.0	8.220×10^{-6}	7650

2 算法验证

图 2 显示了用于数值模拟的网格分布,网格数量为 124 976,采用结构化方式,飞行器周围网格设置较密。其中 x 表示径向距离, y 表示轴向距离,area 表示结构化各网格的面积。

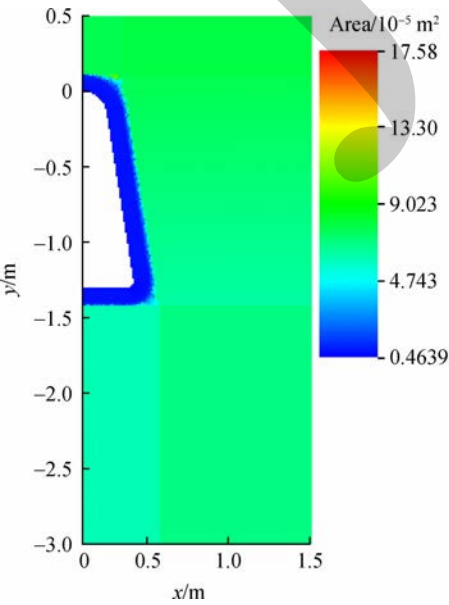
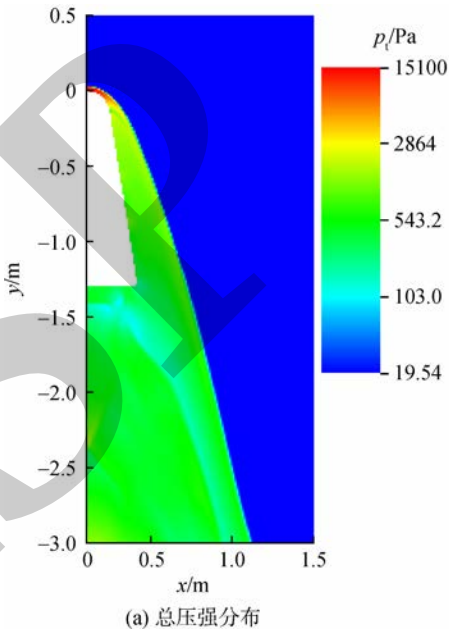


图 2 用于数值模拟的结构化网格分布

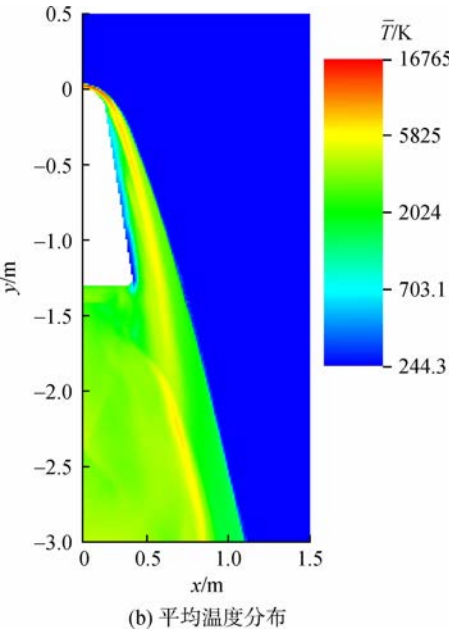
Fig. 2 Structured grid used for numerical simulation

图 3 表示 61 km 再入高度下平均温度($\bar{T}$)和总压强(p_t)分布,电子密度分布见文献[21]。初始条件下自由流温度为 244.3 K,再入速度为 7650 m/s,自由流密度为 $2.816\times10^{-4}\text{ kg}/\text{m}^3$ 。由图 3 可以得到 61 km 再入高度下飞行器周围平均温度、总压强的最大值分别为 16 765 K 和 15 100 Pa。

图 4 为不同网格数下最大电子密度的分布,并与文献[22]的计算结果进行了对比。与飞行实验测量数据对比验证工作在文献[21]中已完成。



(a) 总压强分布



(b) 平均温度分布

图 3 61 km 再入高度下的总压强和平均温度分布
Fig. 3 Distributions of total pressure and average temperature at the reentry height of 61 km

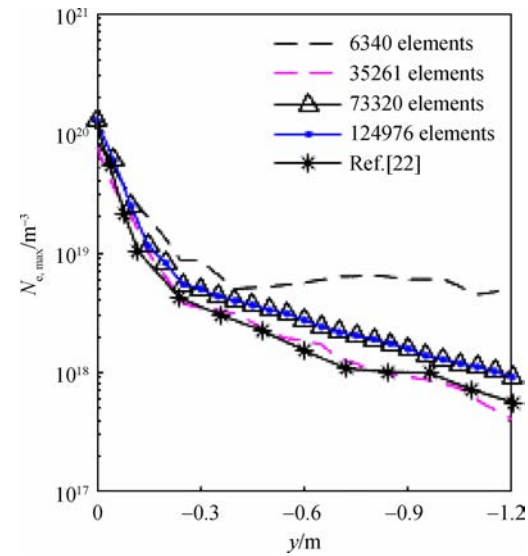


图 4 不同网格数量下最大电子密度分布以及与文献计算结果对比图

Fig. 4 Distribution of maximum electron number density under different grid numbers and compared with reference result

$N_{e,max}$ 表示在 $y = -0.5\text{ m}$ 处从等离子体鞘的壁到外边界之间的最大电子密度。

虽然四种不同计算网格的网格数和雷诺数差异较大,但都可以对 RAMC-II 飞行器再入模型进行模拟。并且随着网格数量的增加,电子密度的计算结果趋于恒定,并且与文献[22]计算的结果差别较小,最大电子密度沿轴向(y 向)的变化趋势一致。因此在下面研究中,用于模拟的非结构化网格数量被设置为 124 976。

3 流场数值计算实例

3.1 不同再入高度下电子密度分布

图 5 表示了不同再入高度下电子密度(N_e)的分布情况。为了分析等离子体参数的变化,本文所选区域的轴向距离均为 $0 \sim 1.2\text{ m}$,对于径向分布飞行器表面的位置设定为适中位置,均为 $y = -0.5\text{ m}$ 。由图 5 可得,高超声速飞行器再入大气层过程中会形成等离子体鞘层,等离子体鞘层随着轴向距离的增大而增大,最大厚度约为 1 m 。最大电子密度位于飞行器顶部,由于再入过程中钝头部分与空气摩擦最剧烈,温度最高。通过对比再入高度 $h = 30, 70\text{ km}$ 下的最大电子密度,得出不同再入高度对最大电子密度具有较大的影响。

电子密度沿着轴向距离和距飞行器距离(s)的变化情况在文献[21]中已经讨论。最大电子密度沿轴向距离减小。同时,最大电子密度随再入

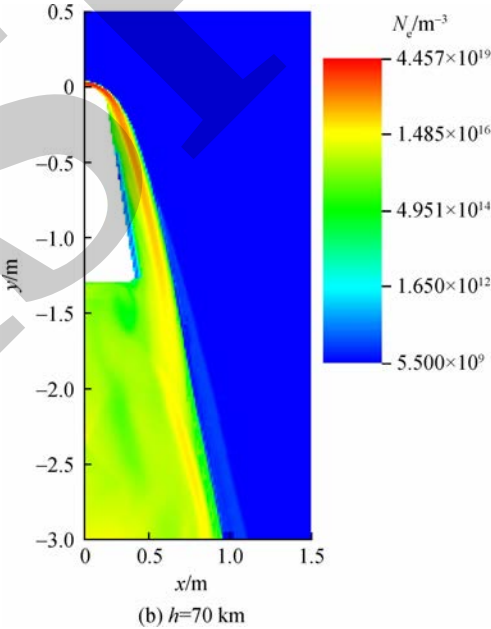
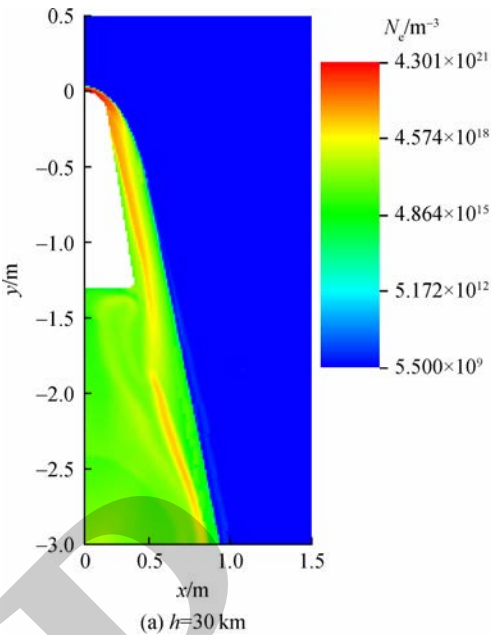


图 5 不同再入高度下电子密度分布图
Fig. 5 Distributions of the electron number density at different reentry heights

高度增加先增加后减小,最大电子密度处于 30 km 再入高度下,为 $4.301 \times 10^{21}\text{ m}^{-3}$ 。电子密度沿着垂直飞行器表面距离先增大后减小,曲线符合双高斯分布^[23]。并且最大电子密度位置随着再入高度的增加距离飞行器越远, 85 km 再入高度下,最大电子密度对应位置距离飞行器表面约 0.15 m 。

3.2 不同再入高度下碰撞频率分布

图 6 表示了不同再入高度下碰撞频率(ν_e)的分布情况,其中 ν_e 表示碰撞频率。由图 6 可

得,30 km 和 70 km 两个不同再入高度下对应的最大碰撞频率相差很大,大约存在两个量级的差别。

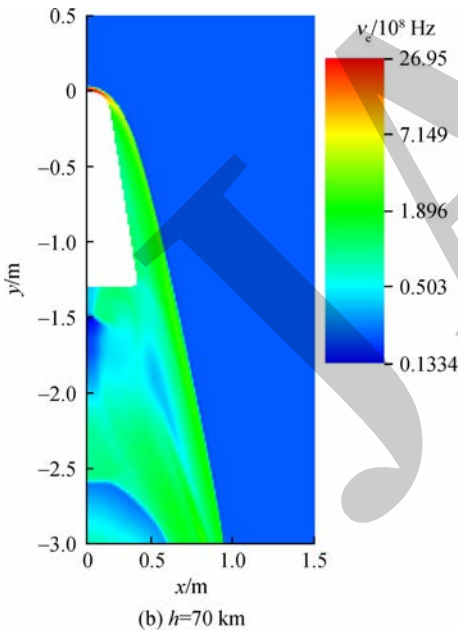
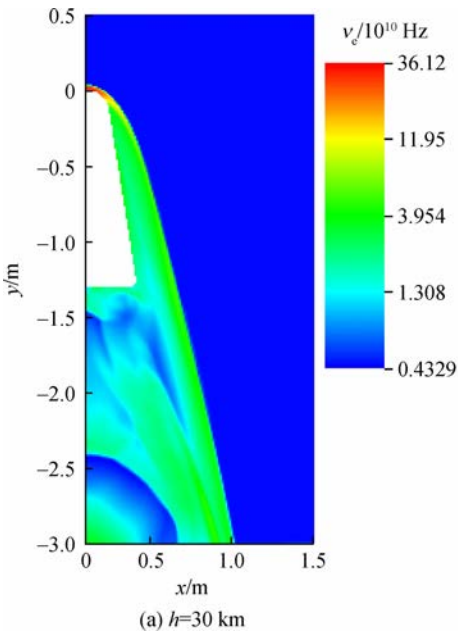


图 6 不同再入高度下碰撞频率分布图
Fig. 6 Distributions of collision frequency at different reentry heights

图 7 表示碰撞频率沿着轴向距离和距飞行器距离的变化情况。最大碰撞频率随再入高度增加而减小,最大值为 70.1 GHz,处于 20 km 再入高度下;最小值为 0.18 GHz,处于 85 km 再入高度下。

$\nu_{e,max}$ 表示在 $y = -0.5$ m 处意味着在该点垂

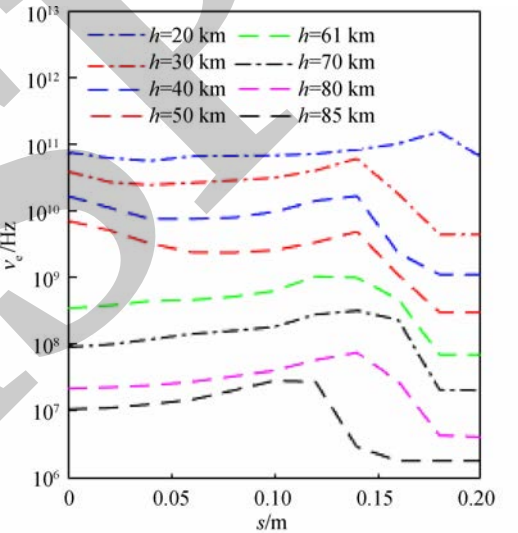
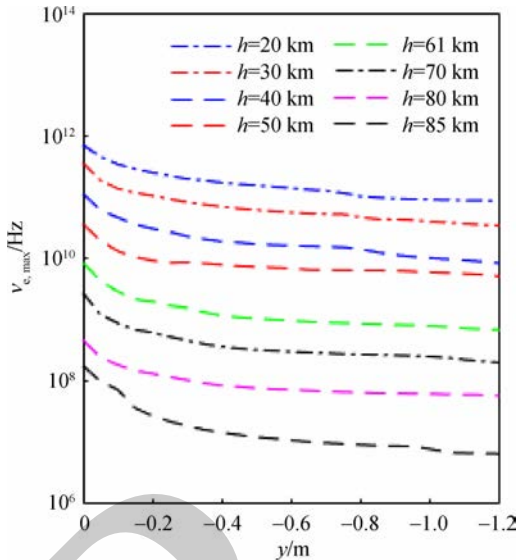


图 7 不同再入高度下碰撞频率沿轴向距离及距飞行器距离分布图
Fig. 7 Distributions of collision frequency with the axial distance and distance from the vehicle at different reentry heights

直于飞行器表面直线上的最大碰撞频率,最大碰撞频率沿着轴向距离逐渐减小;沿着垂直于飞行器表面方向先增加后减小。此外,最大碰撞频率随着再入高度的增加而降低。

3.3 不同再入高度下平均温度分布

图 8 表示了不同再入高度下平均温度的分布情况。由图 8 可得 30 km 和 70 km 两种不同再入高度下对应的平均温度分布情况存在明显区别,但是对应的最大平均温度差别不是很大。

图 9 表示最大平均温度沿着轴向距离变化情况。与碰撞频率和电子密度相比,在平均温度和

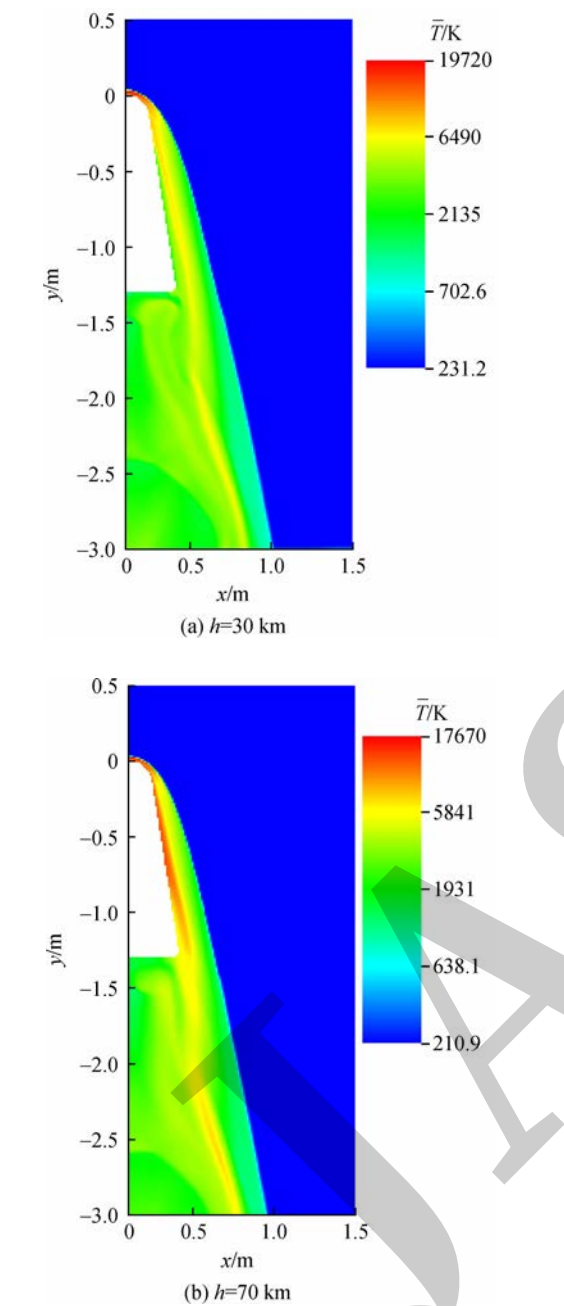


图 8 不同再入高度下平均温度分布图
Fig. 8 Distributions of average temperature at different reentry heights

总压强方面只需关注轴向距离的分布。因为等离子体鞘套层中的电子密度和碰撞频率对电磁波在真实等离子体中的传播特性有很大影响,而温度和压强对其没有影响。变量 $\bar{T}_{\max}$ 表示在 $y = -0.5$ m 处从等离子体鞘的壁到外边界之间的最大平均温度。

由图 9 可得,最大平均温度沿着轴向距离逐渐减小。20 km 再入高度下的最大平均温度远低于其他再入高度,因为 20 km 处飞行器再入速度为 3 290 m/s,比其他再入高度下飞行速度的

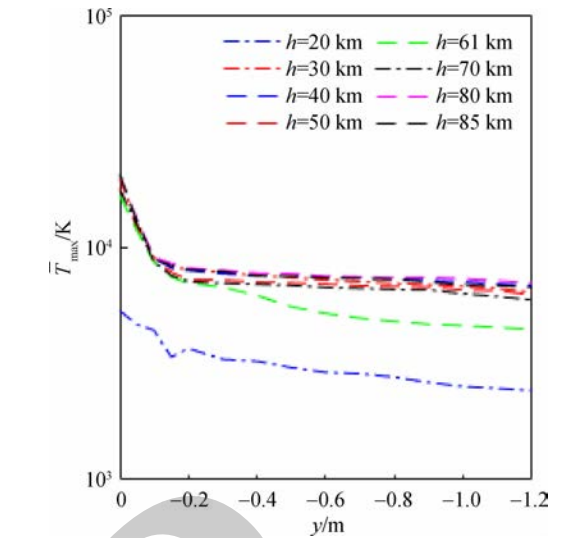


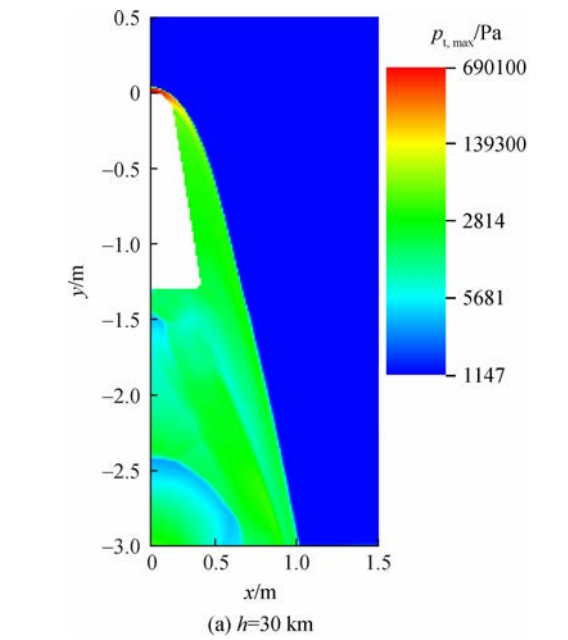
图 9 不同再入高度下最大平均温度沿轴向距离分布
Fig. 9 Distribution of maximum average temperature with the axial distance at different reentry heights

一半还低。

3.4 不同再入高度下总压强分布

图 10 表示了不同再入高度下总压强的分布情况。由图 10 可得 30 km 和 70 km 两个不同再入高度下对应的最大总压强相差很大,大约相差两个量级。

图 11 表示最大总压强沿着轴向距离变化情况。 $p_{t,\max}$ 表示在 $y = -0.5$ m 处该点垂直于飞行器表面直线上的最大总压强。最大总压强随再入高度增加而减小,最大值处于 20 km 再入高度下,为 857 182 Pa。此外,最大总压强沿着轴向距离逐渐减小,在驻点区域的总压强最大。



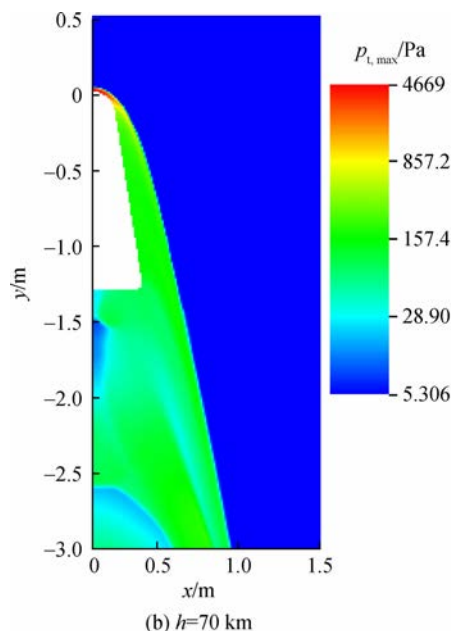


图 10 不同再入高度下总压强分布图

Fig. 10 Distributions of the total pressure at different reentry height

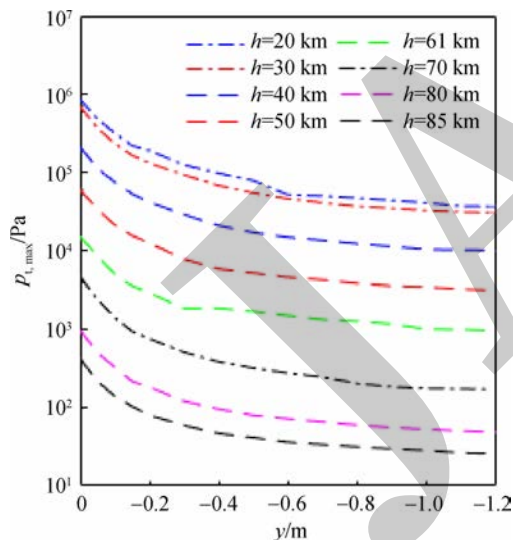


图 11 不同再入高度下最大总压强沿轴向距离分布图

Fig. 11 Distribution of maximum total pressure with the axial distance at different reentry heights

4 结 论

本文目的是研究高超声速飞行器不同再入高度下时的流场特性,分析了不同再入高度下的电子密度、碰撞频率、平均温度和总压强分布情况。本文结论主要分为以下三个部分:

1) 基于 N-S 方程和非化学反应平衡模型对 RAMC-II 高超声速飞行器周围流场进行了数值模拟,得到不同再入高度下的电子密度分布。并

将电子密度数据与飞行实验数据和 NASA 数据对比,验证了结果的准确性。

2) 分析了不同再入高度下的碰撞频率分布。最大碰撞频率随着再入高度增加而减小,同一再入高度下的最大碰撞频率沿着轴向方向减小。

3) 分析了不同再入高度下的平均温度和总压强分布。最大平均温度沿着轴向距离逐渐减小,总压强随再入高度增加而减小,最大总压强沿着轴向距离逐渐减小。

参考文献:

- [1] BELOV I F, BOROVY V Y, GORELOV V A, et al. Investigation of remote antenna assembly for radio communication with reentry vehicle[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(2): 249-256.
- [2] 周伟江. 钝头飞行器高超声速侧向喷流干扰流场特性研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(4): 1137-1141.
ZHOU Weijiang. The study of hypersonic interaction flow field around a blunt vehicle with a side jet[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(4): 1137-1141. (in Chinese)
- [3] 李海燕, 唐志共, 杨彦广. 高超声速飞行器高温流场数值模拟面临的问题[J]. 航空学报, 2014, 36(1): 176-191.
LI Haiyan, TANG Zhigong, YANG Yanguang. Problems of numerical simulation of high-temperature gas flow fields for hypersonic vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 36(1): 176-191. (in Chinese)
- [4] 韩东, 方磊. 基于欧拉方程的高超声速飞行器的壁面流线生成计算[J]. 航空动力学报, 2008, 23(12): 2256-2261.
HAN Dong, FANG Lei. Study and numerical calculation wall streamline distributions for hypersonic vehicle according to Euler equation[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12): 2256-2261. (in Chinese)
- [5] GILLMAN E D, FOSTER J E, BLANKSON I M. Review of leading approaches for mitigating hypersonic vehicle communications blackout and a method of ceramic particulate injection via cathode spot arcs for blackout mitigation[R]. NASA TM-2010-216220, 2010.
- [6] KEIDAR M, KIM M, BOYD I D. Electromagnetic reduction of plasma density during atmospheric reentry and hypersonic flights[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45(3): 445-453.
- [7] MEYER J W. System and method for reducing plasma induced communication disruption utilizing electrophilic injectant and sharp reentry vehicle nose shaping: US7237752[P]. 2007-07-03.
- [8] 陈伟芳, 常雨. 高超声速半球绕流流场电磁散射特性分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 552-557.
CHEN Weifang, CHANG Yu. Analysis of the scattering characteristic for the hypersonic flow field of semi-sphere[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 552-557. (in

Chinese)

[9] 马平,石安华,杨益兼. 高速模型尾迹流场及其电磁散射特性相似性实验研究[J]. 物理学报,2017,66(10):62-71.
MA Ping,SHI Anhua,YANG Yijian. Experiment on similarity between wake flow field and electromagnetic scattering characteristic of the hypersonic model[J]. Acta Physica Sinica,2017,66(10):62-71. (in Chinese)

[10] 马平,石安华,杨益兼. 再入体缩比模型湍流等离子体电磁散射特性测量[J]. 强激光与粒子束,2015,27(7):3201. 1-3201. 6.
MA Ping,SHI Anhua,YANG Yijian. Measurement research on electromagnetic scattering of turbulent plasma engendered by reentry body shrinkage aircraft model[J]. High Power Laser and Particle Beams,2015,27(7):3201. 1-3201. 6. (in Chinese)

[11] STARKEY R. Electromagnetic wave/magnetoactive plasma sheath interaction for hypersonic vehicle telemetry blackout analysis[R]. AIAA-2003-4167,2003.

[12] TAKAHASHI Y,YAMADA K,ABE T. Prediction performance of blackout and plasma attenuation in atmospheric reentry demonstrator mission[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,2014,51(6):1954-1964.

[13] TAKAHASHI Y,YAMADA K,ABE T. Examination of radio frequency blackout for an inflatable vehicle during atmospheric reentry[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,2014,51(2):430-441.

[14] KUNDRAPU M,LOVERICH J,BECKWITH K,et al. Modeling radio communication blackout and blackout mitigation in hypersonic vehicles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,2015,52(3):853-862.

[15] SHASHURIN A,ZHUANG T,TEEL G,et al. Laboratory modeling of the plasma layer at hypersonic flight[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,2014,51(3):838-846.

[16] LOVERICH J,ZHOU S C D,BECKWITH K,et al. Nautilus;a tool for modeling fluid plasmas[R]. AIAA-2013-1185,2013.

[17] KUNDRAPU M,LOVERICH J,BECKWITH K,et al. Modeling and simulation of weakly ionized plasmas using nautilus[R]. AIAA-2013-1187,2013.

[18] GRANTHAM W L. Flight results of a 25000-foot-per-second reentry experiment using microwave reflectometers to measure plasma electron density and standoff distance [R]. NASA TN D-6062,1970.

[19] PAULAT J C,BOUKHOBZA P. Re-entry flight experiments lessons learned;the atmospheric reentry demonstrator (ARD) [R]. European Aeronautic Defence and Space (EADS) Les Mureaux (France),ADA476493,2007.

[20] CROSS A E,JONES W L J. Electrostatic-probe measurements of plasma parameters for two reentry flight experiments at 25000 feet per second[R]. NASA TN-D-6617,1972.

[21] OUYANG W C,LIU Y M,DENG W F,et al. Study of the electromagnetic wave propagation in realistic plasma[EB/OL]. [2019-10-23]. <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/full/10.1002/mop.32091>.

[22] 韦毅. 高超飞行器等离子体鞘套的多场耦合数值研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2017.
WEI Yi. Multi-field coupling numerical study of hypersonic vehicle plasma sheath [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology,2017. (in Chinese)

[23] SWIFT C T,BECK F B,THOMSON J,et al. RAM C-3 S-band diagnostic experiment[R]. NASA SP-252,1971.

(编辑:陈 越)