

真实气体效应对等离子体鞘套及 电磁参数的影响

李俊红^{1,2}, 吕俊明^{1,2}, 苗文博^{1,2}, 程晓丽^{1,2}

- (1. 中国航天空气动力技术研究院 空气动力理论与应用研究所, 北京 100074;
2. 中国航天科技集团有限公司 航天飞行器气动热防护实验室, 北京 100074)

摘 要: 针对高速飞行器高超声速飞行环境,建立了热化学非平衡流动数值模拟技术,并对计算方法的可靠性进行了验证,接着开展了真实气体效应对飞行器等离子体鞘套及其电磁参数的影响规律分析。结果表明:飞行器物面中心线等离子体密度峰值与飞行试验符合良好;对于碰撞频率,沿滞止流线,双温模型以及 Park 反应模型对等离子体碰撞频率的影响趋势是一致的;对于相对介电常数,除激波附近,流场其他区域的实部接近 1,激波附近小于 1,虚部沿滞止流线逐渐升高;双温模型以及 Park 反应模型对相对介电常数实部和虚部的影响趋势是一致的。

关 键 词: 热化学非平衡, 等离子体鞘套, 真实气体效应, 双温模型, 电磁参数

中图分类号: V411.3

文献标志码: A

Real gas effects on the plasma sheath and the electromagnetic parameters of the reentry vehicle

LI Junhong^{1,2}, LÜ Junming^{1,2}, MIAO Wenbo^{1,2}, CHENG Xiaoli^{1,2}

- (1. Institute of Aerodynamic Theory and Application,
China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China;
2. Laboratory of Aero-thermal Protection Technology for Aerospace Vehicles,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100074, China)

Abstract: The numerical simulation technology of thermochemical non-equilibrium flow was established for aircraft hypersonic flight environment, the reliability of the calculation method was verified, and the influence law of high temperature real gas effect on plasma sheath and electromagnetic parameters in plasma was analyzed. The results showed: the numerical calculation results of aircraft peak plasma density on wall central line were in agreement with flight test results, as for the collision frequency, along the stagnation line, the two-temperature model and the Park reaction model had the same influence trend on the plasma collision frequency; for the relative dielectric constant, near the shock wave, the real part of other areas of the flow field was close to 1, and the imaginary part gradually increased along the stagnation line; The influence trend of the two-temperature model and the Park reaction model on the real and imaginary parts of the relative

收稿日期: 2021-03-19

基金项目: 装备预先研究项目基金(6140206040215)

作者简介: 李俊红(1978—),女,高级工程师,博士,主要从事高温真实气体效应和超声速燃烧数值模拟研究。

引用格式: 李俊红,吕俊明,苗文博,等. 真实气体效应对等离子体鞘套及电磁参数的影响[J]. 航空动力学报,2022,37(8): 1579-1586. LI Junhong, LÜ Junming, MIAO Wenbo, et al. Real gas effects on the plasma sheath and the electromagnetic parameters of the reentry vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(8): 1579-1586.

dielectric constant were consistent.

Key words: thermochemical non-equilibrium; plasma sheath; real gas effect; two-temperature model; electromagnetic parameters

飞行器再入大气层时,激波波后极高温迫使气体离解电离,在飞行器周围形成等离子体薄层,即“等离子体鞘套”^[1-2]。该等离子体薄层的气体流动表现出热化学非平衡性质,即真实气体效应^[3]。该等离子体鞘套内部存在着大量自由运动的带电粒子,会与电磁波产生明显的相互作用,等离子体会吸收、折射、反射及散射电磁波,电磁波穿越等离子体能量发生衰减、相位发生畸变,极端情况下甚至会中断飞行器与地面站间通信,形成所谓的“黑障”现象。

20 世纪 60 年代,美国开展了 RAM(radio attenuation measurement,无线电衰减测量计划)试验计划^[4-8],这些计划针对基础研究、地面模拟、飞行试验等开展,对高速流场的介电常数、电导率、磁导率等参数进行了相关研究。

在国内,曾啸风^[9]基于双温度模型对 RAM C-II(RAM 第二次钝锥体试验)进行了数值模拟,研究了飞行高度、飞行速度对流场参数的影响,获得了不同状态下的等离子体鞘套的介电参数。孟贵平^[10]基于 FDTD(finite-difference time-domain,时域有限差分)数值计算方法对再入体的电磁散射特性进行了研究。王艳薇^[11]对 RAM C-II 飞行器进行了数值模拟,对等离子体鞘套特性进行了详尽的分析。

本文建立了高超声速热化学非平衡流场模拟技术,研究了高温真实气体效应(热力学模型(单温度模型和双温度模型)、化学反应模型)对 RAMC-II 周围流场中等离子体参数的影响。

1 计算方法

1.1 化学非平衡和热化学非平衡控制方程

文中研究气体模型影响时,采用的控制方程分别为考虑化学反应的化学非平衡三维 Navier-Stokes(N-S)方程^[12]和热化学非平衡三维 N-S 方程^[13]。其中,热化学非平衡采用的是 Park 双温度气体模型^[14]。

化学模型分别采用 Gupta^[13]反应动力学模型和 Park^[15]反应动力学模型。

壁面模型中考虑了壁面催化的影响^[16]。

1.2 计算方法

本文采用 AUSM(advection upwind splitting method)+up 格式^[17]进行数值求解。该格式将无黏项分为对流项和压力项进行处理,精度较高,适用于求解化学反应流动^[18]。

2 电磁特性计算

文中采用介质化模型^[9]对等离子体鞘套的电磁特性(碰撞频率、相对介电常数)进行计算。

2.1 碰撞频率

碰撞频率 ν 表达式为

$$\nu = 5.2 \times 10^{13} N_e \kappa T (\text{Hz}) \quad (1)$$

其中 N_e 为电子数密度; κ 为波尔兹曼常数, $\kappa = 1.38 \times 10^{-23} \text{ J/K}$; T 为流场气体温度(单位:K)。

2.2 相对介电常数

相对介电常数(ϵ_r)的表达式

$$\epsilon_r = 1 - \frac{\omega_p^2}{\omega^2 + \nu^2} - j \frac{\nu}{\omega} \cdot \frac{\omega_p^2}{\omega^2 + \nu^2} = \text{Re } \epsilon_r - j \text{Im } \epsilon_r \quad (2)$$

式中 $\omega_p^2 = \frac{N_e e^2}{m_e \epsilon_0}$ 为等离子体的角频率, $\epsilon_0 = 8.85 \times 10^{-12} \text{ F/m}$ 表示真空介电常数, $m_e = 9.11 \times 10^{-31} \text{ kg}$ 表示电子质量, $e = 1.6 \times 10^{-19} \text{ C}$ 表示电荷量。 $\text{Re } \epsilon_r$ 、 $\text{Im } \epsilon_r$ 分别为相对介电常数的实部和虚部。则等离子体的介电常数 ϵ_p 为

$$\epsilon_p = \epsilon_r \epsilon_0 \quad (3)$$

3 计算方法校验

采用 RAM C-II 飞行结果对文中计算方法进行校验。RAM C-II 是一个球锥体(如图 1 所示),头部半径 R_n 为 0.152 4 m、半锥角为 9° 、长度为 1.295 m^[12]。计算网格中壁面第一层网格距离为 $1 \times 10^{-6} \text{ m}$ ^[19],如图 2 所示。

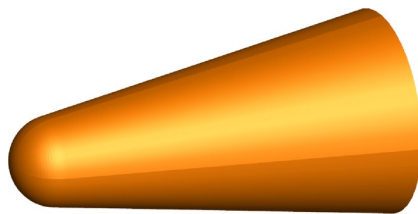


图1 RAM C-II 模型

Fig.1 RAM C-II model

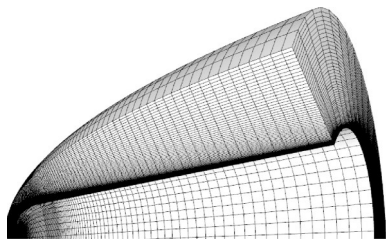


图2 RAM C-II 计算网格

Fig.2 Sketch of the RAM C-II computed grid

选取 $H=71\text{ km}$, $Ma=25.9$ 的状态对文中方法进行验证。选取单温气体模型,化学模型为 Gupta 的 7 组分模型,壁面采用非催化和完全催化壁两种假设,壁温近似 $1\,500\text{ K}$ 。来流组成为 79% 的 N_2 和 21% 的 O_2 。

图 3 给出了 71 km 飞行状态下 RAM C-II 对称面电子密度峰值计算结果与飞行试验测量结果的对比。从图中可以看出, RAM C-II 等离子体密度峰值与飞行试验符合良好。该飞行状态下,完全催化壁面条件预测的等离子体峰值密度与飞行试验较为接近。因此,后文分析中都采用完全催化假设条件。

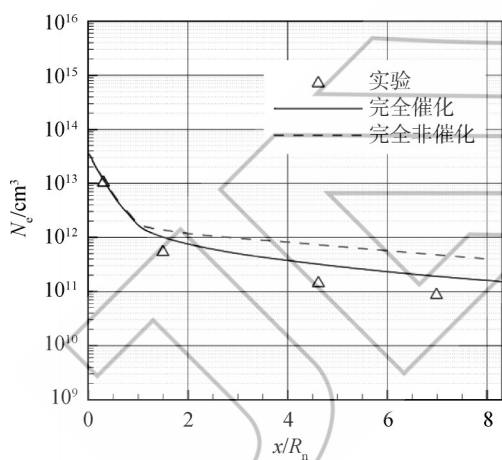


图3 RAM C-II 对称面电子密度峰值计算结果与飞行结果的对比

Fig.3 Electron density peak comparison between the computation result and the flight test data along the RAM C-II symmetry plane

4 真实气体效应对 RAM C-II 等离子体鞘套的影响

研究真实气体效应对 RAM C-II 的影响时,计算条件为 $H=71\text{ km}$, $Ma=25.9$ 。

4.1 热力学模型的影响

图 4 给出了 RAM C-II 对称面上等离子体密

度云图,计算时假设壁面为完全催化壁面,单温气体模型化学模型为 Gupta 的 7 组分模型。从图 4 中可以清楚地看出, RAM C-II 头部高温区域化学反应明显,等离子体密度相应较高,峰值约为 $3.8 \times 10^{13}/\text{cm}^3$ 。下面研究热力学模型对等离子体鞘套影响。

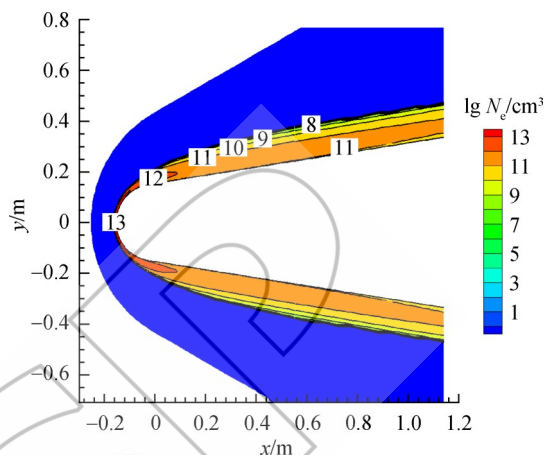
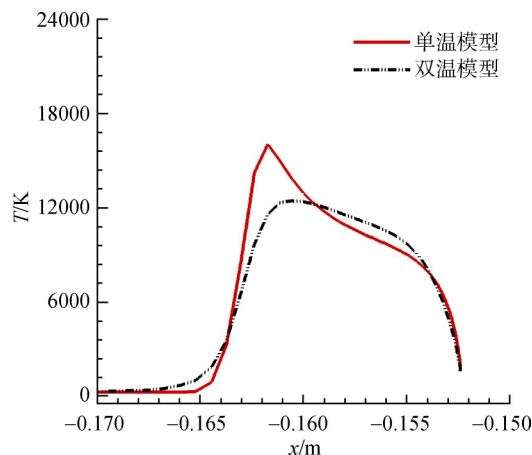


图4 RAM C-II 对称面等离子体密度等值线分布 (完全催化壁面、单温模型)

Fig.4 Plasma density contour on the RAM C-II symmetry plane (full catalytic wall condition, one-temperature model)

图 5 为不同热力学模型时 RAM C-II 头部滞止线温度的分布,图 6 为等离子体密度的分布。从图中可以看出,激波前流场温度较低,激波后流场温度升高,化学反应强烈,等离子体密度也快速升高;滞止流线上双温模型时温度峰值附近的流场温度要高于单温模型的温度;随着靠近壁面,前

图5 热力学模型对 RAM C-II 头部滞止线上温度的影响
Fig.5 Effect of thermal models on the head temperature distribution along the RAM C-II head stagnation line

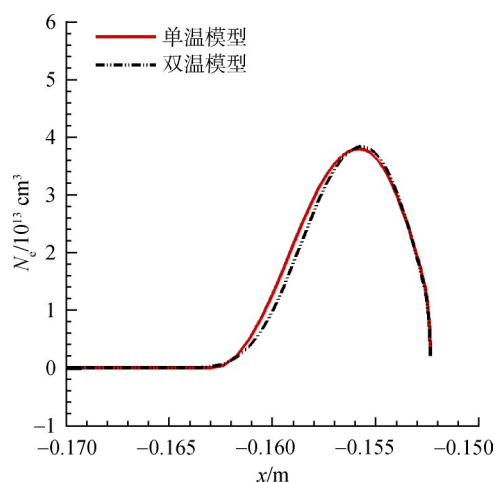


图6 热力学模型对RAM C-II 头部滞止线上等离子体密度的影响

Fig.6 Effect of thermodynamic models on the plasma density along the RAM C-II head stagnation line

者温度先低于后者,之后接近壁面前者温度又略微高于后者;峰值之前,双温模型时等离子体密度也略微高于单温模型,但两者峰值接近。

图7为不同热力学模型的7组分反应气体在完全催化壁面条件下得到的高度71 km的对称面峰值等离子体密度和飞行试验的对比。结果显示,在该研究状态下,热非平衡模型对等离子体密度的影响极小,可忽略。

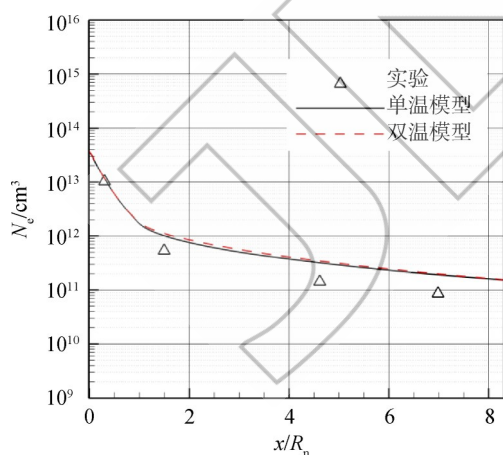


图7 热力学模型对RAM C-II 对称面等离子体峰值密度的影响

Fig.7 Effect of thermodynamic models on the plasma density peak on the RAM C-II symmetry plane

4.2 化学反应模型的影响

为了研究化学反应模型的影响,对比分析了Gupta的7组分6反应模型、Gupta的11组分20反

应模型和Park的7组分6反应模型对等离子体鞘套的影响。

图8、图9分别给出了单温热力学模型在完全催化壁面条件下Gupta和Park的7组分化学反应动力学模型时RAM C-II头部滞止流线上温度和等离子体密度的分布。从图中可以看出,基于Gupta反应模型的激波脱体距离要小于Park反应模型,温度峰值也略低于后者;在滞止流线上峰值温度附近,基于Gupta反应模型预测的等离子体密度反而高于Park反应模型,这可能是由于两种反应模型反应速率的不同导致的。

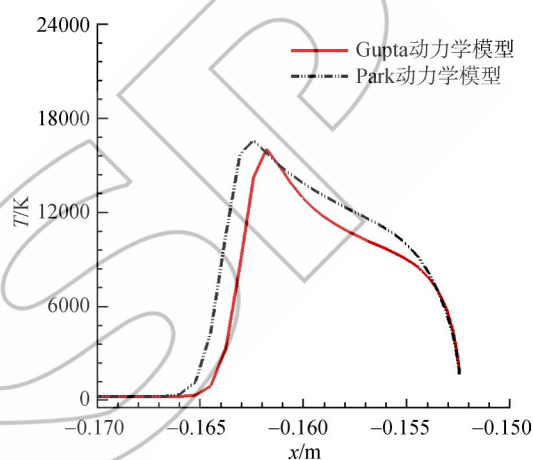


图8 化学反应模型对RAM C-II 头部滞止线上温度的影响

Fig.8 Effect of chemical reaction models on the temperature along the RAM C-II head stagnation line

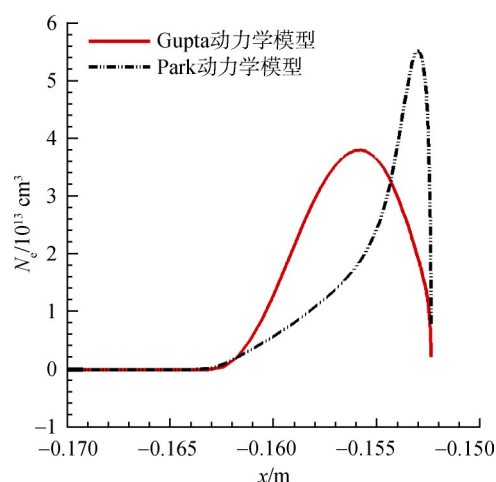


图9 化学反应模型对RAM C-II 头部滞止线上等离子体密度的影响

Fig.9 Effect of chemical reaction models on the plasma density along the RAM C-II head stagnation line

图10是Gupta的7组分6反应和11组分20反应模型在完全催化壁条件下得到的高度71 km的RAM C-II对称面峰值等离子体密度和飞行试验的对比。可见,11组分模型预测的等离子体密度明显升高,较7组分模型约高2个量级。与飞行试验结果比较,采用11组分可能高估了等离子体密度。

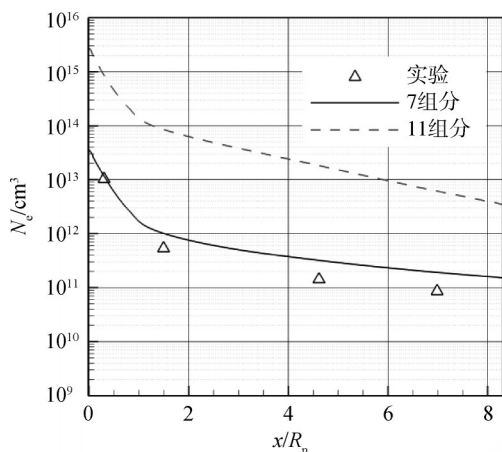


图10 化学反应组分对RAM C-II对称面等离子体密度峰值的影响

Fig.10 Effect of chemical reaction species on the plasma density peak on the RAM C-II symmetry line

图11是Gupta和Park的7组分反应模型在完全催化壁面条件下得到的高度71 km的对称面峰值等离子体密度和飞行试验的对比。两种模化学反应模型的计算结果变化规律一致,均大于飞行

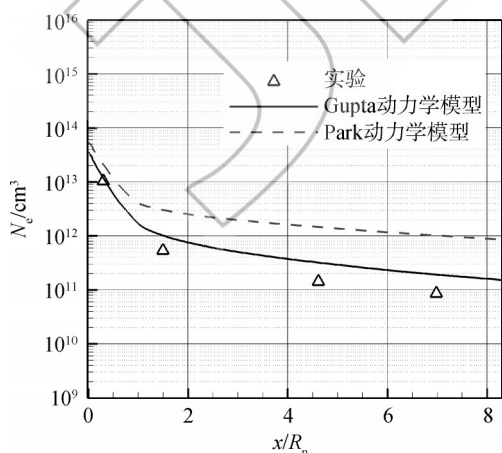


图11 化学反应模型对RAM C-II对称面等离子体密度峰值的影响

Fig.11 Effect of chemical reaction models on the plasma density peak on the RAM C-II symmetry plane

试验数据,Park模型预测值比Gupta模型约高半个量级,后者更接近飞行试验结果。

5 真实气体效应对RAM C-II电磁特性的影响

选用雷达工作频率1 GHz,研究真实气体效应对RAM C-II等离子体鞘套电磁特性的影响。计算条件为 $H=71\text{ km}$, $Ma=25.9$ 。

5.1 热力学模型的影响

5.1.1 热力学模型对碰撞频率的影响

图12给出了RAM C-II对称面等离子体鞘套碰撞频率等值线,化学模型为Gupta的7组分6反应模型,壁面为完全催化壁面,气体模型为单温模型。从图12中可以看出,RAM C-II物面周围的等离子体鞘套频率较高,尤其是RAM C-II头部激波后的区域,等离子体鞘套碰撞频率最高。

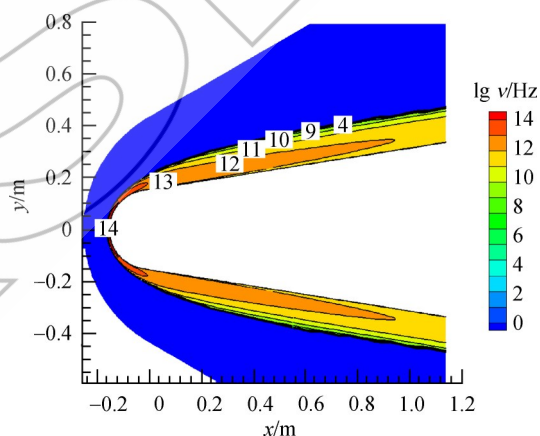


图12 RAM C-II对称面等离子体鞘套碰撞频率等值线分布(完全催化壁面、单温模型)

Fig.12 Collision frequency contour distribution of the plasma sheath on the RAM C-II symmetry plane (full catalytic wall condition and one-temperature model)

图13给出了完全催化壁Gupta7组分模型时不同热力学模型条件下的碰撞频率沿驻点线分布。从图中可以看出,沿RAM C-II头部滞止线,刚开始时,两种温度模型下流场没有等离子体,也就没有碰撞频率;经过激波时,双温模型条件下的等离子体碰撞频率先是略高于单温模型,之后又低于单温模型;接近物面时两者差别不是很大。

5.1.2 热力学模型介电常数的影响

图14给出了RAM C-II对称面单温气体模

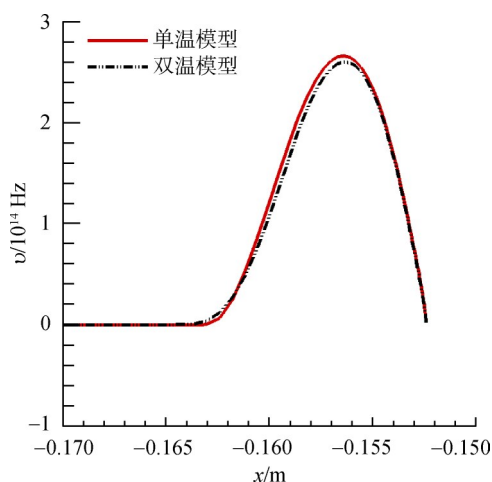


图 13 热力学模型对 RAM C-II 头部滞止线上等离子体鞘套碰撞频率的影响

Fig.13 Effect of thermodynamic models on the plasma sheath collision frequency along the RAM C-II head stagnation line

型条件下等离子体鞘套介电常数的等值线云图。从图中可以看出,采用热力学单温模型时,飞行器流场温度较低的区域,由于等离子体密度和碰撞频率都为零,导致相对介电常数的实部为 1,而虚部为 0;飞行器流场温度较高的区域,由于等离子体的形成,会导致相对介电常数实部的降低和虚部的升高。

图 15 给出的是完全催化壁 Gupta 的 7 组分模型时热力学模型对 RAM C-II 头部驻点线上介电常数实部和虚部的影响。可以看出,在激波附近区域,双温模型条件对相对介电常数的实部和虚部影响更大,除激波区域小于 1 外,其他部位的相对介电常数的实部为 1;相对介电常数的虚部沿滞止流线升高,且双温模型条件下的虚部先高于

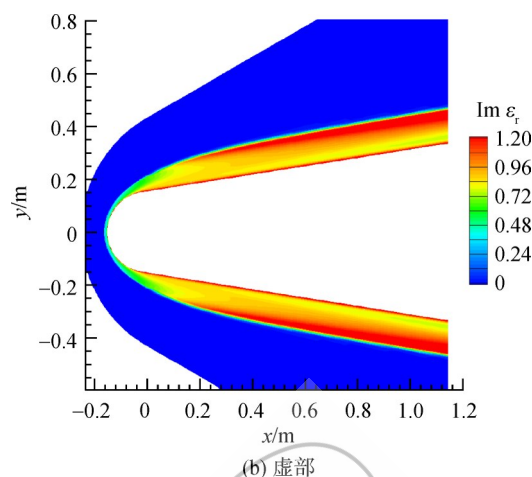


图 14 RAM C-II 对称面等离子体鞘套相对介电常数等值线图(完全催化壁和单温模型)

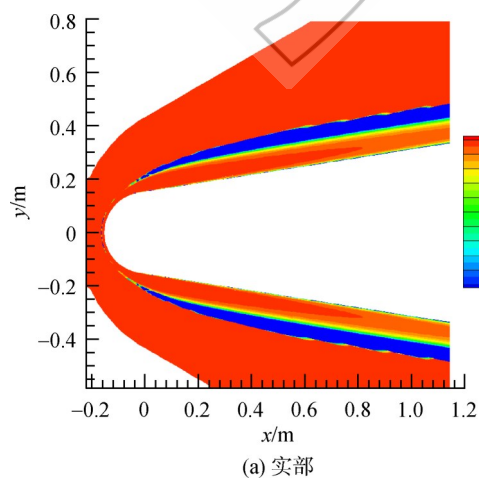
Fig.14 Relative dielectric constant contour distribution of the plasma sheath on the RAM C-II symmetry plane (full catalytic wall condition and one-temperature model)

单温模型,后又低于单温模型,靠近物面时两种热力学模型条件下的虚部相当。

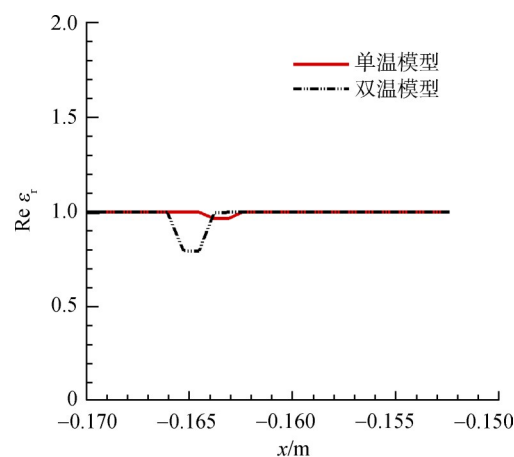
5.2 化学反应模型的影响

5.2.1 化学反应模型对碰撞频率的影响

图 16 给出了单温模型完全催化壁面条件下 Gupta 和 Park 的 7 组分化学反应动力学模型时碰撞频率 RAM C-II 驻点线分布。从图中可以看出,沿头部滞止线,在激波位置之前,流场温度较低,无化学反应发生,两种化学反应模型条件下的等离子体碰撞频率都为 0 Hz;靠近激波时,波后高温导致强烈的化学反应发生,等离子体密度升高(如图 6 所示),两种化学反应模型的等离子体



(a) 实部



(a) 实部

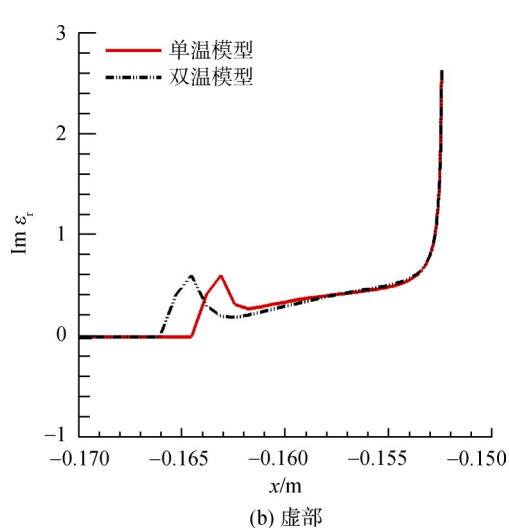


图 15 热力学模型对 RAM C-II 头部滞止线上等离子体鞘套相对介电常数的影响

Fig.15 Effect of thermodynamic models on the relative dielectric constant of the plasma sheath along the RAM C-II head stagnation line

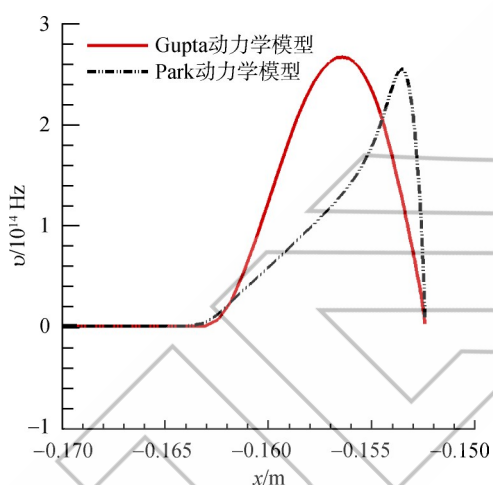


图 16 化学反应模型对 RAM C-II 头部滞止线上等离子体鞘套碰撞频率的影响

Fig.16 Effect of chemical reaction models on the plasma sheath collision frequency along the RAM C-II head stagnation line

碰撞频率都升高,但 Park 反应模型时等离子体碰撞频率先是略高于 Gupta 反应模型,之后又低于 Gupta 反应模型;接近物面时又高于 Gupta 反应模型,两者的碰撞频率峰值比较接近(分别为 2.66×10^{14} Hz 和 2.57×10^{14} Hz),这是由于等离子体鞘套碰撞频率与温度和等离子体密度的乘积成正比导致的,如图 9 所示。

5.2.2 化学反应模型对介电常数的影响

图 17 给出了单温模型完全催化壁面条件下

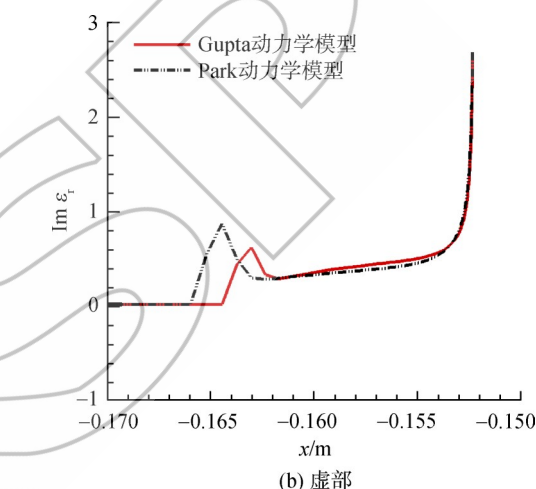
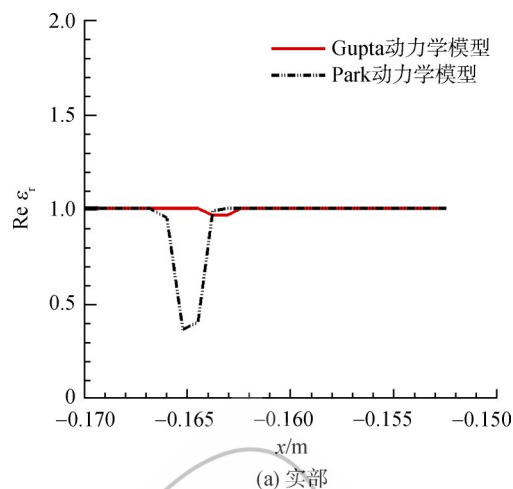


图 17 化学反应模型对 RAM C-II 头部滞止线上等离子体鞘套相对介电常数的影响

Fig.17 Effect of chemical reaction models on the plasma sheath relative dielectric constant of the plasma sheath along the RAM C-II head stagnation line

Gupta 和 Park 的 7 组分化学反应动力学模型时 RAM C-II 介电常数的实部和虚部沿驻点线分布。从图中可以看出,在激波附近区域,基于 Park 的反应模型对相对介电常数的实部和虚部影响更大,除激波区域小于 1 外,其他部位的相对介电常数的实部为 1;相对介电常数的虚部沿滞止流线升高,且基于 Park 反应模型的虚部先高于 Gupta 反应模型,后又低于 Gupta 反应模型,靠近物面时两种反应模型的虚部相当。

6 结 论

针对高超声速飞行器,建立了热化学非平衡流动模拟技术,并对计算方法的可靠性进行了验证,开展了真实气体效应对等离子体鞘套及其电

磁参数的影响规律分析。研究表明:

1) RAM C-II 物面中心线等离子体密度数值计算结果与飞行试验结果符合良好;

2) 对于碰撞频率,沿滞止流线,气体模型对等离子体碰撞频率的影响是非单调的;化学反应模型对等离子体碰撞频率的影响较气体模型更为显著;

3) 对于相对介电常数,双温模型以及 Park 反应模型对相对介电常数实部和虚部的影响趋势是一致的,即使得激波附近的相对介电常数实部进一步降低,虚部沿滞止线进一步升高。

参考文献:

- [1] 中国人民解放军总装备部军事训练教材编辑工作委员会. 再入物理[M]. 北京:国防工业出版社,2005.
- [2] 姚博. 高速飞行器等离子鞘套信道统计模型研究[D]. 西安:西安电子科技大学,2019.
YAO Bo. A stochastic channel model of plasma sheath for hypersonic vehicle in near space[D]. Xi'an: Xidian University, 2019. (in Chinese)
- [3] CURTIS J T, TRAMEL R W. The AEDC thermochemical non-equilibrium package-theory and use[R]. AEDC-TR-93-20, 1994.
- [4] AKEY N D, CROSS A E. Radio blackout alleviation and plasma diagnostic results from a 25,000 foot per second blunt-body reentry[R]. NASA TN D-5615, 1970.
- [5] GRANTHAM W L. Flight results of a 25,000 foot per second re-entry experiment using microwave reflectometers to measure plasma electron density and standoff distance[R]. NASA TND-6062, 1970.
- [6] WEAVER W L, BOWEN J T. Entry trajectory, entry, environment, and analysis of spacecraft motion for the RAM C-III flight experiment[R]. NASA TM X-2562, 1972.
- [7] JONES W L, CROSS A E. Electrostatic-probe measurements of plasma parameters for two reentry flight experiments at 25000 feet per second[R]. NASA TN D-6617, 1972.
- [8] WEAVER W L. Multiple-orifice liquid injection into hypersonic air streams and application to RAM C-III flight[R]. NASA TM X-2486, 1972.
- [9] 曾啸风. 再入飞行器及等离子体鞘套的建模与散射分析[D]. 成都:电子科技大学,2018.
- ZENG Xiaofeng. Modeling and scattering analysis of reentry and plasma sheath[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2018. (in Chinese)
- [10] 孟贵平. 再入体的电磁散射特性分析及算法研究[D]. 南京:南京大学,2019.
MENG Guiping. Re-entry body electromagnetic scattering characteristics analysis and algorithm research[D]. Nanjing: Nanjing University, 2019. (in Chinese)
- [11] 王艳薇. 高超飞行器鞘套电子密度与碰撞的数值研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2019.
WANG Yanwei. Numerical study on electron density and collision of sheath of hypersonic vehicle[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019. (in Chinese)
- [12] 欧阳水吾. 高温非平衡空气绕流[M]. 北京:国防工业出版社,2001.
- [13] GNOFFO P A, GUPTA R N, SHINN J L. Conservation equations and physical models for hypersonic air flows in thermal and chemical non-equilibrium[R]. NASA TP-2867, 1989.
- [14] 周靖云. 高超声速热化学非平衡等离子体流场数值模拟[D]. 北京:中国航天空气动力技术研究院,2020.
ZHOU Jingyun. Numerical simulation of thermochemical non-equilibrium hypersonic plasma flow[D]. Beijing: China Academy of Aerospace Aerodynamics, 2020. (in Chinese)
- [15] PARK C. Assessment of two temperature kinetic model for ionizing air[R]. AIAA-87-1574, 1987.
- [16] MIAO W B, CHENU X L, AI B C. Flow configuration effects on mass diffusion part of heat flux in thermal-chemical flows[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(4):476-480.
- [17] 苗文博, 罗晓光, 程晓丽, 等. 壁面催化对高超声速飞行器气动热性影响[J]. 空气动力学学报, 2015, 32(2):235-239.
MIAO Wenbo, LUO Xiaoguang, CHENG Xiaoli, et al. Surface recombination effects on aerodynamic loads of hypersonic vehicles[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 32(2):235-239. (in Chinese)
- [18] LIOU M S. A further development of the AUSM+ scheme towards robust and accurate solutions for all speeds[R]. AIAA 2003-4116, 2003.
- [19] 程晓丽, 艾邦成, 王强. 基于分子平均自由程的热流计算壁面网格准则[J]. 力学学报, 2010, 42(6):1083-1089.
CHENG Xiaoli, AI Bangcheng, WANG Qiang. A wall grid scale criterion based on the molecule mean free path for the wall heat flux computations by the Navier-Stokes equations [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2010, 42(6):1083-1089. (in Chinese)

(编辑:张雪)