

北京航空航天大学学报
Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics
ISSN 1001-5965,CN 11-2625/V

《北京航空航天大学学报》网络首发论文

题目：表面质量引射对等离子体分布特性的影响
作者：傅杨奥骁，刘庆宗，江涛，丁明松，梅杰，何琨
DOI：10.13700/j.bh.1001-5965.2026.0525
收稿日期：2026-07-24
网络首发日期：2026-09-02
引用格式：傅杨奥骁，刘庆宗，江涛，丁明松，梅杰，何琨．表面质量引射对等离子体分布特性的影响[J/OL]．北京航空航天大学学报．https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2026.0525



网络首发：在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认：纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

表面质量引射对等离子体分布特性的影响

傅杨奥骁，刘庆宗，江涛，丁明松，梅杰，何琨✉

（中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所，绵阳 621000)
✉通信作者 E-mail： 36101007@qq.com

摘要 针对高速飞行器表面质量引射对周围等离子体分布特性的影响问题，首先建立了高温热化学非平衡流动表面质量引射数值模拟方法并进行了考核验证，然后针对钝楔外形，开展了表面质量引射对等离子体流场的影响研究，分析了不同引射工质、不同飞行状态及不同质量引射流率下的影响规律。结果表明：在本文条件下，质量引射会明显降低流场中的电子数密度，最大可达一个量级；质量引射并未改变流场中主要电离机制，而是通过降低激波层内流场温度，使电子复合反应增强，从而降低电子数密度；质量引射引起的降温效果主要是由动量输运及工质化学反应导致，引射气体平均摩尔质量越小、相同质量流率下其动量输运效应的影响越大，引射工质的离解反应越强、降温效果越明显；飞行攻角增大时，引射工质化学反应增强，导致电子数密度下降幅度明显增大；引射质量流率增大时，电子数密度下降幅度增大，但这种增大趋势是非线性的，质量流率增至一定量时，继续增大流率对降低电子数密度收效甚微；飞行高度降低、速度增大时，质量引射造成的电子数密度下降现象更显著，但由于迎风面压缩效应增强，核心影响区域会向下游偏移。

关键词 质量引射；热化学非平衡；等离子体；电子数密度；数值模拟
中图分类号 V211.3 文献标志码 A DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2026.0525

Effects of surface mass injection on plasma distribution characteristics of high speed vehicles

FU Yang’aoxiao, LIU Qingzong, JIANG Tao, DING Mingsong, MEI Jie, HE Kun✉

(Computational Aerodynamic Institude, China Aerodynamic Research and Development Center, Mian-yang Sichuan 621000, China;)
✉E-mail: 36101007@qq.com

Abstract Focus on the influence of surface mass injection on plasma distribution around high-speed aircraft, a numerical simulation method of surface mass injection in high-temperature thermochemical non-equilibrium flow is established and verified. Then, for the blunt wedge model, the mechanism of the influence of mass injection on plasma flow field is studied, the effect of different injection gas, different flight condition and different injection mass flow rate on plasma distribution characteristics is analyzed. The results show that: in this paper’s given condition, the surface mass injection effect can obviously reduce the electron number density in flow field, and the maximum can reach one order of magnitude; Mass injection does not change the main ionization mechanism in the flow field, but enhances the recombination reaction of electrons by lowering the flow field temperature in the shock layer, thus reducing the electron number density; The cooling effect caused by mass injection is mainly caused by momentum transport and chemical reaction, the smaller the average molar mass of injection gas, the greater the influence of momentum transport effect at the same mass flow rate, the stronger the decomposition reaction of injection gas, the more obvious the temperature drop of flow field; When angle of attack increases, the chemical reaction of the injection gas increases, which leads to the obvious decrease of electron number density; When the mass flow rate increases, the decline of electron number density increases, but this increase trend is nonlinear, when the mass flow rate increases to a certain amount, increasing the flow rate has little effect on reducing electron number density; The

收稿日期：2026-07-24
基金项目：国家数值风洞工程
作者简介：傅杨奥骁 男，博士，助理研究员。主要研究方向：高超声速空气动力学及高温气体动力学。何琨 男，博士，副研究员。主要研究方向：高超声速空气动力学。
英文基金项目：National Numerical Windtunnel Project
网络首发时间：2026-09-02 14:26:41 网络首发地址：https://link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20260902.1220.003

decrease of electron number density caused by mass injection is more obvious when the flight altitude decreases and the flight velocity increases, but the core influence area will shift downstream due to the enhanced compression effect on the windward side.

Key words mass injection; thermochemical nonequilibrium; plasma; electron number density; numerical simulation

高速飞行器在临近空间飞行过程中，激波压缩与粘性耗散效应引发剧烈气动加热，导致流场内气体分子发生能量激发、离解及电离过程，进而在飞行器周围诱发高温等离子体鞘套[1]。这种等离子体介质将显著影响飞行器的电磁散射特性及通信传输效能，因此，针对等离子体分布特性的研究具有重要的工程应用价值[2]。

当前，新一代高速飞行器不断向极高速、长航时及高过载方向发展，对气动性能及热防护系统提出了更高要求，在此背景下，表面质量引射技术因其良好的降热减阻效果及应用前景受到了广泛关注[3]。根据引射介质的来源形式，质量引射技术被分为被动式和主动式，其中被动式引射技术主要指通过烧蚀型防热材料受热产生热解气体引射，从而达到降热减阻的效果[4-5]；而主动式引射技术包括发汗冷却、气膜冷却等，通过主动向流场中注入冷却工质来实现降热减阻的功效[6-7]。

当飞行器表面产生质量引射时，质量引射效应带来的能量、动量及质量输运将明显改变流场中的温度、速度及组分分布，进而影响飞行器周围的等离子体分布特性，但目前国内外关于表面质量引射效应大多关注其在飞行器减阻降热方面的影响，而针对其对等离子体分布特性的研究则相对较少：Gerdroodbary 等[8]采用数值模拟方法，研究了多孔气膜冷却对流场结构及壁面传热特性的影响；Ifti 等[9]针对平板外形，通过数值模拟和风洞试验，开展了表面质量引射对热流的影响研究；Yang 等[10]针对平板外形，采用数值模拟方法研究了不同多孔结构及主流压力梯度对表面质量引射降热效果的影响；Zhang 等[11]综述了当前多孔气膜冷却的研究进展；樊宇翔等[12]针对钝楔模型，采用数值模拟方法研究了不同攻角、不同引射气体对壁面热流和摩擦阻力的影响机理和规律；尤其等[13]采用数值模拟方法，开展了引射气体质量流率及空间分布对气动热环境的影响研究。

也有部分学者开展了表面质量引射效应对等离子体流场的影响研究：丁明松等[14]研究了硅基酚醛树脂材料烧蚀热解对等离子体流场的影响，结果显示烧蚀热解效应使流场中电子数密度下降；聂春生等[15]研究了飞行器表面热解炭化烧蚀产物对等离子体流场的影响，结果显示烧蚀热解效应使得流场中电子数密度增大；Miyashita 等[16]采用数值模拟方法，研究了风洞试验条件下气膜冷却对平板周围等离子体分布特性的影响，结果显示表面质量引射效应使得平板表面电子数密度明显下降。

由上述研究可以看出，目前有关质量引射对等离子体分布特性的影响研究，可查的公开文献较为有限，且尚未形成一致性的结论，真实飞行条件下表面质量引射带来的动量、能量输运效应对高温等离子体的作用机理及影响规律仍不够清晰，亟需进一步研究明确。

针对上述问题，本文建立了热化学非平衡流动表面质量引射数值模拟方法，开展了表面质量对等离子体分布特性的影响研究，分析了不同引射工质、不同质量流率及不同飞行状态下质量引射的影响规律，研究结果可为高速飞行器通讯传输及目标识别提供参考。

1 数值计算方法

1.1 流场控制方程

控制方程是三维化学非平衡 Navier-Stokes 方程，其形式为[17]：

$$\frac{\partial \boldsymbol{Q}}{\partial t}+\frac{\partial \boldsymbol{F}}{\partial x}+\frac{\partial \boldsymbol{G}}{\partial y}+\frac{\partial \boldsymbol{H}}{\partial z}=\frac{1}{\mathrm{Re}}\left(\frac{\partial \boldsymbol{F}_{\mathrm{V}}}{\partial x}+\frac{\partial \boldsymbol{G}_{\mathrm{V}}}{\partial y}+\frac{\partial \boldsymbol{H}_{\mathrm{V}}}{\partial z}\right)+\boldsymbol{W} \tag{1}$$

式中 $\boldsymbol{Q}=\left(\rho_i,\rho,\rho u,\rho v,\rho w,\rho E_t,\rho E_v\right)^{\mathrm{T}}$ 是守恒变量，其中 ρ 是混合气体总密度，ρ_i 是组分 i 的密度，u、v、w 为直角坐标下三个方向的速度，x、y、z 为直角坐标系下三个方向的坐标，E_{t} 为气体内能，E_{v} 为气体振动能，Re 是雷诺数，F、G、H 和 F_{V}、G_{V}、H_{V} 分别对应三个方向的对流项和黏性项，W 为化学非平衡源项。

采用有限体积法进行方程离散，对流项采用 AUSMPW+（Advection Upstream Splitting Method Pressure-Based Weighted）格式、黏性项采用中心差分格式离散，时间推进采用 LU-SGS（Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel）方法。

1.2 物理化学模型

在本文计算中，高温空气化学反应模型采用 Park 11 组分模型，其考虑的反应如表 1 所示，表中 M 代表碰撞体。

表 1 高温空气化学反应模型

Table 1 Chemical reaction model of high temperature air

序号	反应	序号	反应
1	$N_2+M1 \leftrightarrow N+N+M1$	12	$O^+ + NO \leftrightarrow N^+ + O_2$
2	$O_2+M2 \leftrightarrow O+O+M2$	13	$O_2^+ + N_2 \leftrightarrow N_2^+ + O_2$
3	$NO+M3 \leftrightarrow N+O+M3$	14	$O_2^+ + O \leftrightarrow O^+ + O_2$
4	$O+NO \leftrightarrow N+O_2$	15	$NO^+ + N \leftrightarrow O^+ + N_2$
5	$O+N_2 \leftrightarrow N+NO$	16	$NO^+ + O_2 \leftrightarrow O_2^+ + NO$
6	$N+O \leftrightarrow NO^+ + e$	17	$NO^+ + O \leftrightarrow O_2^+ + N$
7	$O+O \leftrightarrow O_2^+ + e$	18	$O^+ + N_2 \leftrightarrow N_2^+ + O$
8	$N+N \leftrightarrow N_2^+ + e$	19	$NO^+ + N \leftrightarrow N_2^+ + O$
9	$NO^+ + O \leftrightarrow N^+ + O_2$	20	$O + e \leftrightarrow O^+ + e + e$
10	$N^+ + N_2 \leftrightarrow N_2^+ + N$	21	$N + e \leftrightarrow N^+ + e + e$
11	$O_2^+ + N \leftrightarrow N^+ + O_2$		

当引射气体为水蒸气时，在表 1 的基础上进一步考虑表 2 中 H_2O 相关的化学反应。

表 2水蒸气相关化学反应

Table 2 Chemical reactions of water vapor

序号	反应	序号	反应
1	$H_2O+M4 \leftrightarrow OH+H+M4$	5	$H+O_2 \leftrightarrow OH+O$
2	$H_2+M5 \leftrightarrow H+H+M5$	6	$O+H_2 \leftrightarrow OH+H$
3	$OH+M6 \leftrightarrow O+H+M6$	7	$OH+OH \leftrightarrow H_2O+O$
4	$OH+H_2 \leftrightarrow H_2O+H$	8	$H+e \leftrightarrow H^+ + e + e$

当引射气体为 CO_2 时，在表 1 的基础上进一步考虑表 3 中 CO_2 相关的化学反应。

表 3二氧化碳气体相关化学反应

Table 3 Chemical reactions of carbon dioxide

序号	反应	序号	反应
1	$CO_2+M7 \leftrightarrow CO+O+M7$	7	$CO+CO \leftrightarrow CO_2+C$
2	$CO+M8 \leftrightarrow C+O+M8$	8	$C + e \leftrightarrow C^+ + e + e$
3	$CO_2+O \leftrightarrow O_2+CO$	9	$C+O \leftrightarrow CO^+ + e$
4	$CO+NO \leftrightarrow CO_2+N$	10	$NO^+ + C \leftrightarrow NO + C^+$
5	$CO+O \leftrightarrow O_2+C$	11	$C^+ + CO \leftrightarrow CO^+ + C$
6	$CO+N \leftrightarrow NO+C$	12	$C^+ + O_2 \leftrightarrow O_2^+ + C$

上述反应的化学反应速率通过 Arrhenius 公式计算，相关系数取自文献[18-21]，化学反应源项计算方法详见文献[17]。

混合气体压强采用道尔顿分压定理及组分状态方程计算，内能、比热和焓值等热力学参数采用分子动理论模型计算。粘性系数、热传导系数和组分扩散系数等输运参数分别采用 Blottner 拟合式、Eucken 经验式及基于 Schmidt 常数假设的计算方法等近似模型计算，混合气体的黏性系数和热传导系数则采用 Wilke 混合律计算。详细处理方法详见文献[17]。

1.3 壁面质量引射边界

为准确描述壁面质量引射效应，需要建立相应的界面方程。图 1 给出了气-固界面组分守恒示意图，如图所示，选取一个包含流场和飞行器表面的微元控制体，该控制体不储存质量，所有效应产生的质量通量总和为 0，图中指向控制体内的为流入控制体的质量流量，而指向控制体外的为流出控制体的质量流量，暂不考虑壁面催化反应及烧蚀反应时，可以得到组分质量守恒方程：

$$\dot{m}_{\mathrm{w}} c_{i,\mathrm{w}} = \rho_{\mathrm{w}} D_{i,\mathrm{w}} \left.\frac{\partial c_i}{\partial n}\right|_{\mathrm{w}} + \dot{m}_{\mathrm{g}} c_{i,\mathrm{g}} \tag{2}$$

式中，下标 w 表示壁面处参数，$\dot{m}_{\mathrm{w}}$ 为壁面总质量通量，$c_{i,\mathrm{w}}$ 为组分 i 在壁面处的质量分数；$\rho_{\mathrm{w}} D_{i,\mathrm{w}} \left(\partial c_i/\partial n\right)\big|_{\mathrm{w}}$ 为组分 i 在壁面处的扩散通量，$D_{i,\mathrm{w}}$ 为组分 i 在壁面处的扩散系数，$\left(\partial c_i/\partial n\right)\big|_{\mathrm{w}}$ 为组分

i 在壁面处的质量分数梯度，$\dot{m}_{\mathrm{g}}$ 为引射气体总质量通量（对于本文状态，有 $\dot{m}_{\mathrm{w}}=\dot{m}_{\mathrm{g}}$），$c_{i,\mathrm{g}}$ 为引射气体中组分 i 的质量分数。

壁面法向引射条件和状态方程为：

$$\dot{m}_{\mathrm{w}}=\rho_{\mathrm{w}}v_{n,\mathrm{w}} \tag{3}$$

$$p_{\mathrm{w}}=\frac{\rho_{\mathrm{w}}T_{\mathrm{w}}}{\bar{M}} \tag{4}$$

式中 $v_{\mathrm{n,w}}$ 为壁面法向速度，T_{w} 为壁面温度，$\bar{M}$ 为壁面处混合气体平均分子量。结合壁面处法向动量守恒关系[22-23]：

$$p_{\mathrm{w}}+\rho_{\mathrm{w}}v_{n,\mathrm{w}}^2=p_{\mathrm{w+1}}+\rho_{\mathrm{w+1}}v_{\mathrm{w+1}}^2 \tag{5}$$

式中下标 w+1 表示壁面次层的流场参数，联立式（3）~（5）即可求得壁面处压力、密度和速度。

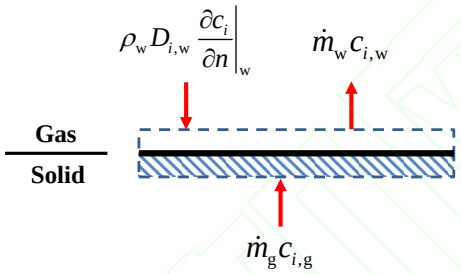


图 1 气-固界面组分守恒示意图
Fig.1 Mass flux conservation at gas-solid interface

2 数值方法验证

2.1 RAMC-II 飞行试验算例

为验证本文等离子体分布特性计算的正确性，采用 RAMC-II 飞行试验结果[24]对文中计算方法进行校验。RAMC-II 外形及网格如图 2 所示，其头部半径 R_{n}=0.1524m，半锥角 9°，全长 1.295m。计算状态为高度 71km，速度 7650m/s，攻角 0°。计算采用表 1 中的 Park 高温空气化学反应模型，表面采用等温壁，壁温 1500K，表面催化条件分别取完全催化（Full Catalytic Wall, FCW）和非催化（None Catalytic Wall, NCW）。

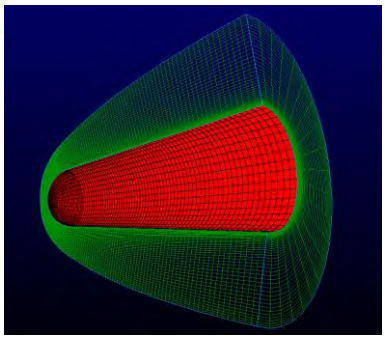


图 2 外形及计算网格示意图
Fig.2 Schematic of configuration and computation grid

图 3 给出了 x=8.1R_{n} 处沿法向电子数密度分布的计算结果与飞行试验数据对比。可见，法向电子数密度的飞行试验结果几乎在完全催化与完全非催化条件下的计算值之间，表明本文计算方法具有较高的准确性。

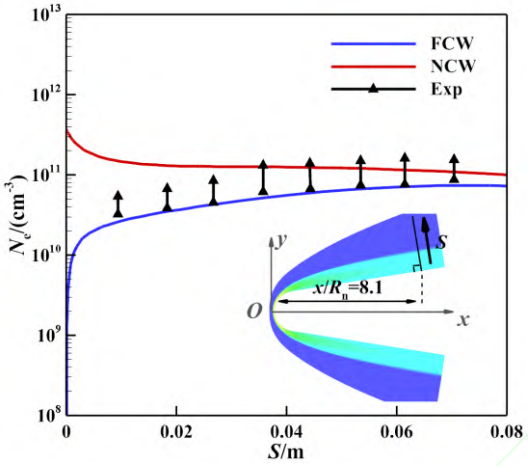


图 3 计算结果与飞行试验数据[24]对比
Fig. 3 Comparison of computation result and flight data[24]

2.2 表面质量引射风洞试验算例

为验证本文质量引射边界的正确性，采用文献[25]中的风洞试验进行计算验证。试验模型为半锥角为 5°的锥体，其外形如图 4 所示，该模型前段为光滑表面，后段为多孔引射区域。试验中，来流马赫数 7.4，静温 69.72K，单位雷诺数 9.25×10^6m^{-1}，壁面温度 308.22K，攻角 0°，试验共进行三组，质量引射流率分别为 0、18、35 g/(m^2 s)，这里分别以 Case1~Case3 表示。计算得到的表面热流与试验结果对比如图 5 所示，图中 S 表示距顶点距离，L 表示前端无引射区域长度，从对比可见，本文计算结果与试验结果吻合良好，证明了本文质量引射边界的正确性。

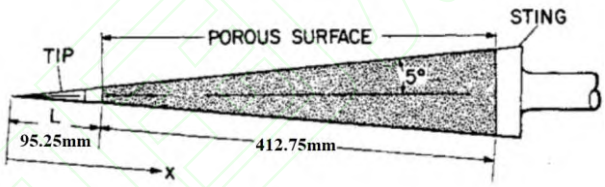


图 4 试验模型外形
Fig. 4 Configuration of test model

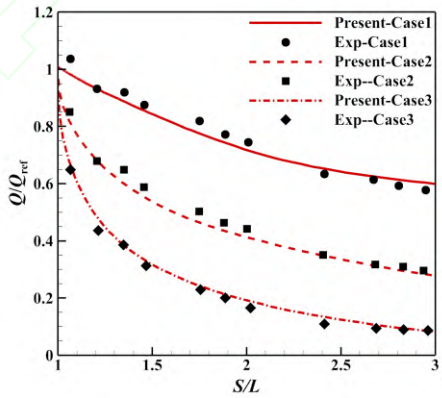


图 5 表面热流计算结果与试验数据[25]对比
Fig. 5 Comparison of surface heat flux between computation result and test data[25]

3 计算与分析

3.1 计算外形及网格无关性验证

计算模型为二维钝楔，外形如图 6 所示，钝楔全长 2m，头部半径 10mm，质量引射区域为迎风面后端 0.3~2m 区域（图中标红区域）。计算状态为：高度 60km，马赫数 25，攻角 10°，质量引射流率为 10 g/(m^2 s)，壁面取等温壁 1500K，在后续计算中，共考虑三种不同的引射气体（空气、水蒸气和 CO_2 气体），除此之外，加入一组无质量引射的计算状态以作为后续分析中的对比。

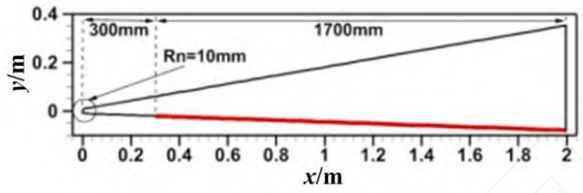
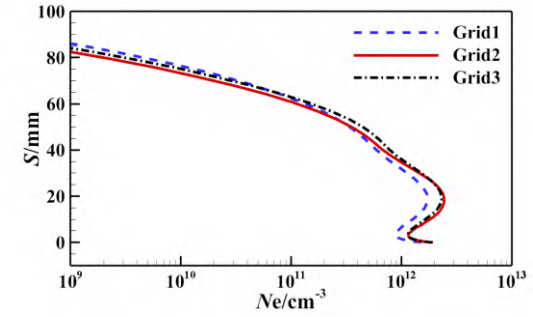


图 6 钝楔外形示意图
Fig. 6 Schematic diagram of blunt wedge

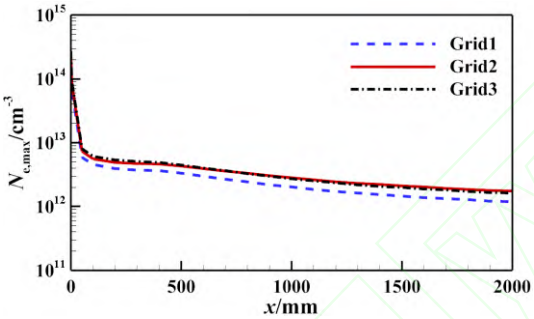
选取空气引射工况作为计算状态进行网格无关性验证，三套网格的网格参数设置如表 4 所示。图 7 给出了不同网格计算得到的迎风面 x=1.2m 处沿法向电子数密度分布和沿流向最大电子数密度分布对比，图中纵坐标 S 代表壁面法向距离，N_e 代表电子数密度，$N_{e,max}$ 代表最大电子数密度，可见 Grid2 和 Grid3 得到的结果吻合较好，而 Grid1 得到的电子数密度偏低。为了兼顾计算精度和效率，本文后续将采用 Grid2 进行计算。

表 4 计算网格参数设置
Table 4 Grid parameter

编号	网格点数（流向×法向）	第一层网格高度
Grid1	201×56	0.2~0.67
Grid 2	381×91	0.02~0.1
Grid 3	491×151	0.01~0.05



（a）x=1.2m 处沿法向电子数密度分布



（b）沿流向最大电子数密度分布

图 7 不同网格得到的电子数密度分布
Fig. 7 Maximum electron number density distribution of different grid

3.2 质量引射对等离子体分布特性影响机理分析

图 8 给出了无引射以及三种不同气体引射时，钝楔迎风面 x=1.2m 处沿法向的电子数密度分布对比，图 9 给出了不同计算状态下，钝楔迎风面沿流向的最大电子数密度分布。从图中可见，表面质量引射主要影响近壁面区域的电子数密度分布，使引射区域的电子数密度明显下降，并且沿流动向下游发展，下降幅度明显增大；对于降低电子数密度的效果，有水蒸气引射>CO_2 气体引射>空气引射，其中 CO_2 气体引射和空气引射时的电子数密度下降幅度较小且二者较为接近，而水蒸气引射时电子数密度下降幅度十分显著，可接近一个量级。

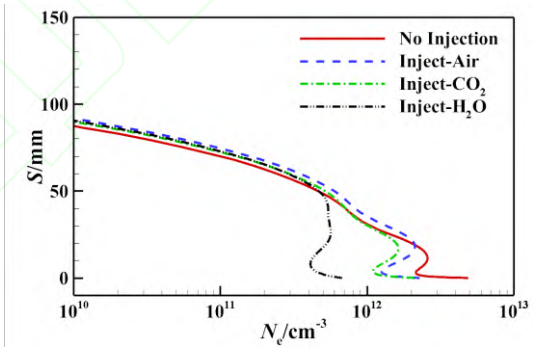


图 8　x=1.2m 处沿法向电子数密度分布对比
Fig. 8 Comparison of normal electron number density distribution

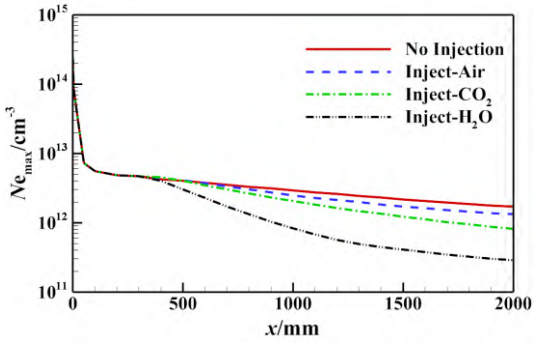
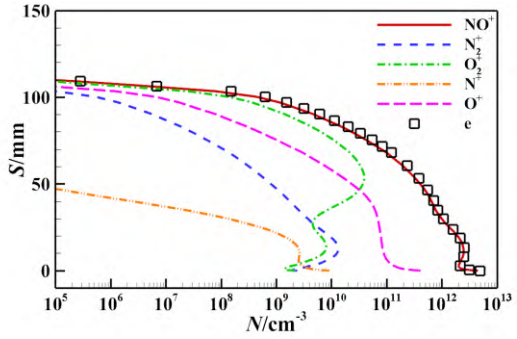


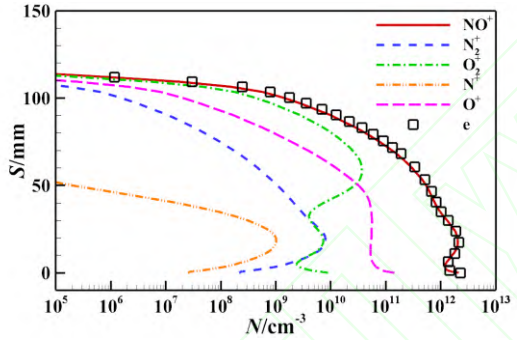
图 9　沿流向最大电子数密度分布

Fig. 9 Maximum electron number density distribution along streamwise direction

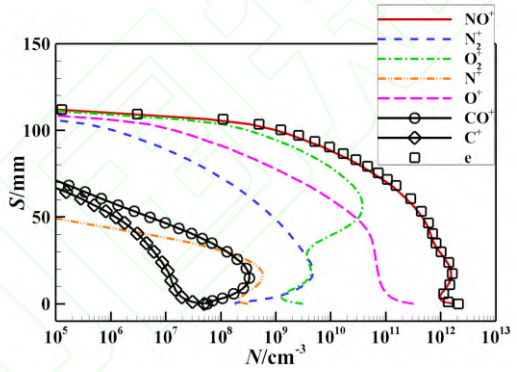
图 10 出了迎风面 x=1.2m 处沿法向的离子、电子数密度分布对比，其中横坐标 N 代表组分数密度。可见引射工质电离产生的阳离子占比很小，质量引射效应并未改变激波内的主要电离机制，主导的电离反应依旧是生成 NO^+的缔合电离反应和生成 O^+的碰撞电离反应，因此表面质量引射效应主要是通过影响空气组分的电离机制来改变等离子体分布特性。



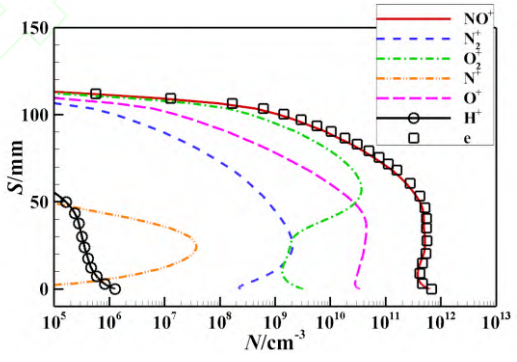
（a）无引射



（b）空气引射



（c）CO_2 引射



（d）水蒸气引射

图 10　x=1.2m 处沿法向离子、电子数密度分布对比
Fig. 10 Comparison of normal ion and electron number density distribution

图 11 给出了无引射以及三种不同气体引射时，钝楔迎风面的温度分布云图对比，图 12 给出了迎风面 x=1.2m 处沿法向温度分布对比。可见，表面存在质量引射效应时，边界层底部区域的流动被明

显“抬高”，同时，质量引射效应造成迎风面激波层内流场温度明显下降，从对比可以看出，对于降温效果，有水蒸气引射>CO_2 气体引射>空气引射。

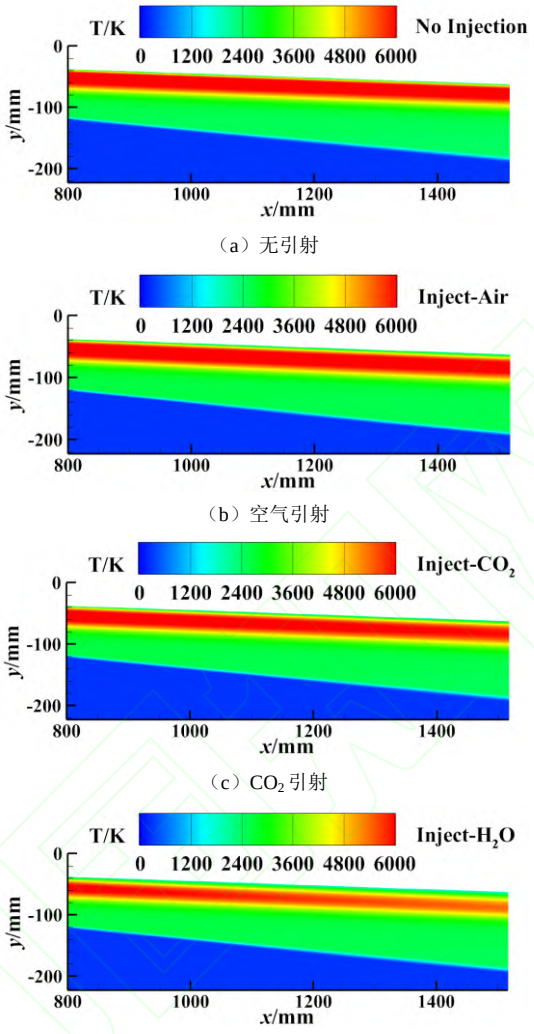


图 11 迎风面流场温度分布对比

Fig. 11 Comparison of temperature distribution at windward side flow field

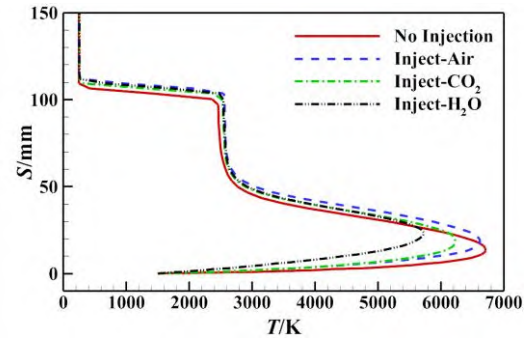


图 12 x=1.2m 处沿法向温度分布对比

Fig. 12 Comparison of normal temperature distribution at x=1.2m

结合以上分析可知，表面质量引射效应主要通过影响激波层内的温度分布来造成流场等离子体分布特性的变化：通过降低激波层内的温度，使电子复合反应增强，进而降低电子数密度。而质量引射

导致的降温现象可能由两部分效应引起：一是质量引射带来的动量输运效应，主要是引射气体的法向速度对边界层起到“抬升”作用，使边界层内的黏性耗散及压缩效应减弱，进而造成温度分布的变化；二是引射工质进入高温流场后发生的化学反应，主要是 H_2O、CO_2 等组分在高温下发生的离解、复合反应，伴随着能量的吸收与释放，从而影响流场温度分布。

为了分析上述两种效应的具体影响幅度，这里进一步引入引射气体冻结流模型进行对比分析。冻结流模型的具体处理方式是将表 2、表 3 中引射工质相关的化学反应冻结，将其视为不参加化学反应的惰性气体，只考虑表 1 中空气相关的化学反应，在下文中将使用后缀 Froz 标注。

图 13 给出了不同计算模型得到的迎风面 x=1.2m 处沿法向的温度分布对比。可见，冻结引射工质的化学反应后，激波层内的流场温度仍出现较明显的下降，这表明质量引射的动量输运会造成激波层内流场温度的降低；而进一步考虑引射工质的化学反应后，流场温度进一步显著下降，表明引射工质的化学反应以离解吸热反应为主，从周围流场中吸收能量从而造成流场温度下降。

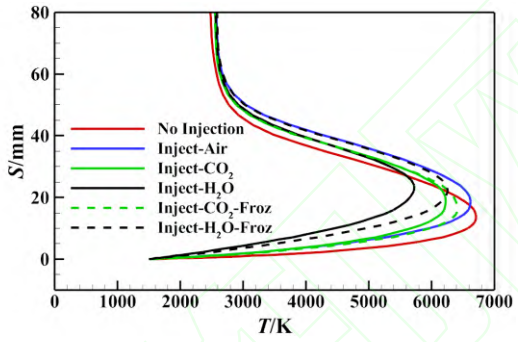


图 13　x=1.2m 处沿法向温度分布对比

Fig. 13 Comparison of normal temperature distribution at x=1.2m

图 14 进一步给出了不同计算模型得到的迎风面沿流向的最大电子数密度分布，图 15 给出了迎风面沿流向最大电子数密度变化量，图中的纵坐标 $\Delta\log\left(N_{\mathrm{e,max}}\right)$ 通过下式计算，表征了质量引射效应导致的电子数密度下降幅度：

$$\Delta\log\left(N_{\mathrm{e,max}}\right)=\log\left(N_{\mathrm{e,max,noinjection}}\right)-\log\left(N_{\mathrm{e,max,injection}}\right) \tag{6}$$

式中，$\log\left(N_{\mathrm{e,max,noinjection}}\right)$ 表示对无引射时的最大电子数密度取对数，$\log\left(N_{\mathrm{e,max,injection}}\right)$ 表示对有质量引射时的最大电子数密度取对数。

从对比可见，不考虑引射工质的化学反应时，电子数密度下降幅度有水蒸气引射>空气引射> CO_2 气体引射，说明引射气体摩尔质量越小，相同质量流率下的引射速度越大，其动量输运效应对电子数密度的影响越显著；考虑引射工质的化学反应后，流场中电子数密度下降幅度显著增大，但不同工质的下降幅度存在差别，水蒸气的下降幅度显著大于 CO_2，表明水蒸气相比 CO_2 气体更易发生离解吸热反应；在本文状态下，引射工质的化学反应是造成电子数密度下降的主要原因。

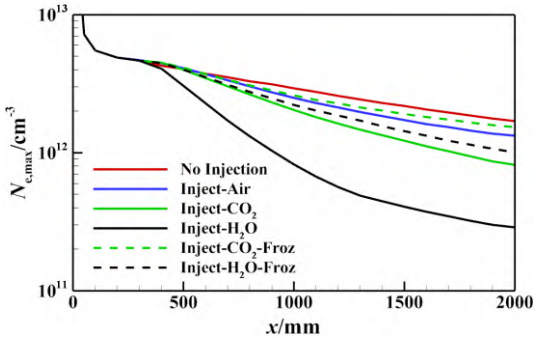


图 14 沿流向最大电子数密度分布

Fig. 14 Maximum electron number density distribution along streamwise direction

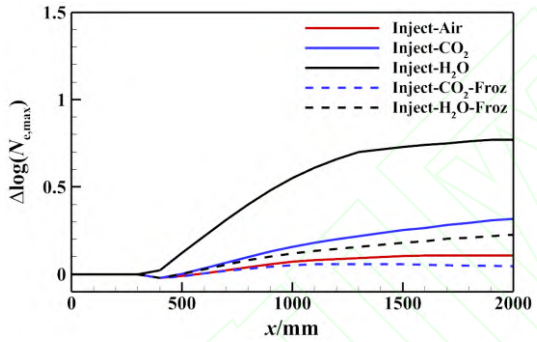


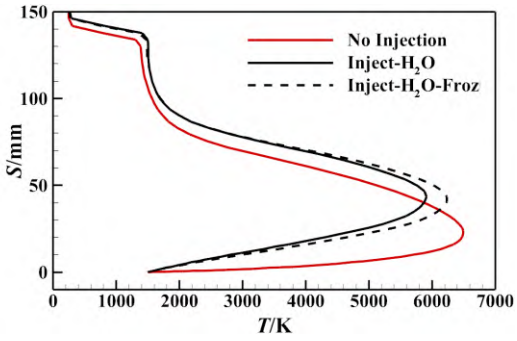
图 15 沿流向最大电子数密度变化量

Fig. 15 Streamwise variation of maximum electron number density

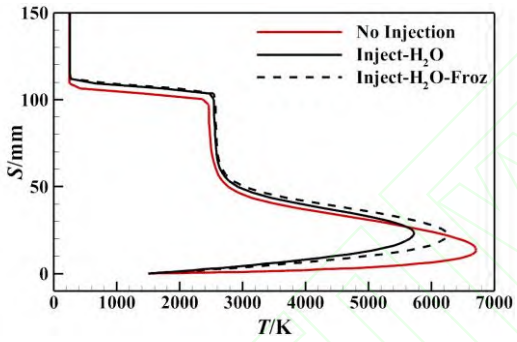
3.3 不同攻角下的影响规律

为了分析不同攻角下，表面质量引射效应对等离子体分布特性的影响规律，这里进一步对高度60km，马赫数 25，攻角分别为 5°、20°的飞行状态进行了计算，引射工质为水蒸气，其余计算参数均与 3.1 节保持一致。

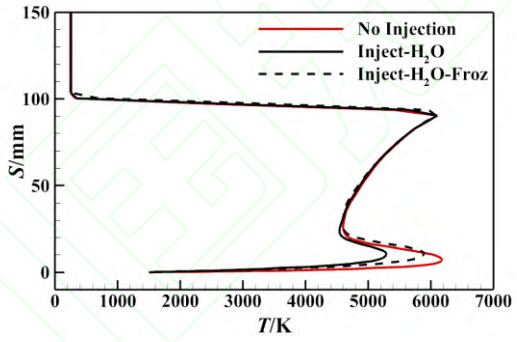
图 16 给出了不同攻角下，迎风面 x=1.2m 处沿法向的温度分布对比。可以看到，随着攻角增大，表面质量引射造成的激波层内温度下降现象更加明显，尤其是引射工质化学反应造成的降温效果显著增强，这是由于攻角越大，迎风面激波层内的化学反应越剧烈造成的。



（a）攻角 5°



（b）攻角 10°



（b）攻角 20°

图 16 不同攻角下 x=1.2m 处沿法向温度分布对比

Fig. 16 Comparison of normal temperature distribution at x=1.2m for different attack angle

图 17 给出了不同攻角下沿流向最大电子数密度变化量，从图中可知：随着攻角增大，引射动量输运效应造成的电子数密度下降幅度呈现出先增大后略有减小的复杂趋势；而引射工质化学反应造成的电子数密度下降幅度则呈现出明显增大的趋势，这与图 16 中流场温度的变化趋势一致；整体上，飞行攻角越大，表面质量引射造成的电子数密度下降现象越明显。

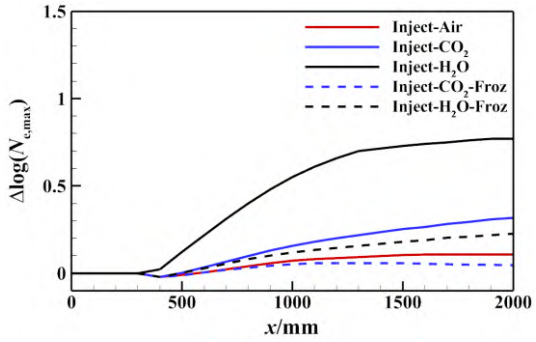
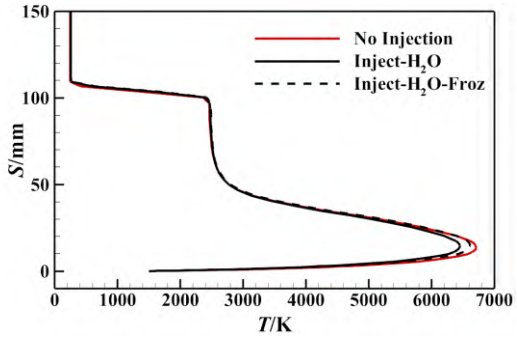


图 17 不同攻角下沿流向最大电子数密度变化量
Fig. 17 Streamwise variation of maximum electron number density for different attack angle

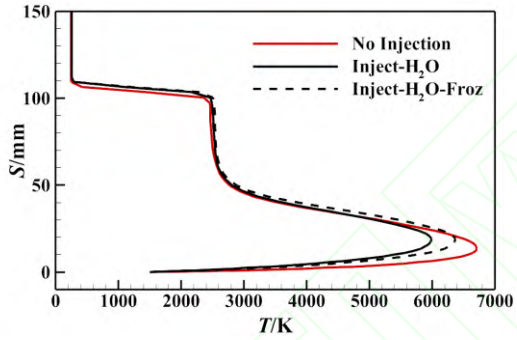
3.4 不同质量流率下的影响规律

为了分析不同质量引射流率下，表面质量引射效应对等离子体分布特性的影响规律，这里进一步对引射质量流率（Mass Flow Rate，MFR）1、5、15g/(m^2 s)的状态进行了计算，除质量引射流率外，其余参数均与 3.1 节保持一致。

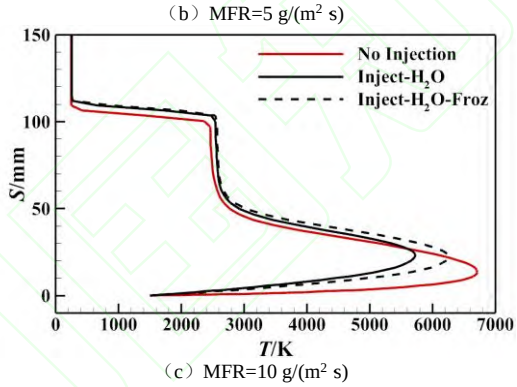
图 18 给出了不同质量流率下，迎风面 x=1.2m 处沿法向的温度分布对比。可以看到，随着质量流率的增大，引射质量输运与工质化学反应造成的降温效果总体保持增大趋势，但是这种下降趋势是非线性的，随着 MFR 从 1 增加到 5 g/(m^2 s)，边界层最大温度显著下降，但进一步增加到 10、15 g/(m^2 s)时，边界层内最大温度下降幅度变化很小。产生这种现象的原因主要是由于在低质量流率阶段，质量引射效应将边界层外推，形成了一层“气膜”，同时引射工质大量发生离解反应吸热，因此降温效果随流率增大而显著增大，但随着流率进一步增大，此时注入工质形成的“气膜”已经足够厚，继续增大流率只是增大了气膜厚度，同时工质的化学反应也产生了饱和效应，因此增大流率对进一步降低流场温度的贡献变得很小。



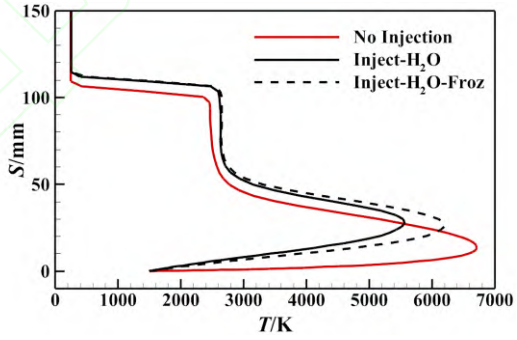
（a）MFR=1 g/(m^2 s)



（b）MFR=5 g/(m^2 s)



（c）MFR=10 g/(m^2 s)



（d）MFR=15 g/(m^2 s)

图 18 不同攻角下 x=1.2m 处沿法向温度分布对比
Fig. 18 Comparison of normal temperature distribution at x=1.2m for different mass flow rate

图 19 给出了不同质量流率下沿流向最大电子数密度变化量，从图中可知：随着质量流率的增大，整体上流场电子数密度下降现象更加明显，其中引射质量输运与工质化学反应造成的电子数密度下降幅度均增大，但这种增大趋势同样也是非线性的（与图 18 规律一致）：从 1 增大到 5g/(m^2 s)时，电子数密度变化量显著增大，但当质量流率进一步增大到 10、15g/(m^2 s)时，电子数密度变化量

的增大幅度明显减小，继续增大流率对降低电子数密度收效甚微，综合来看，质量流率为 10g/(m^2 s)左右时即可取得最佳效果。

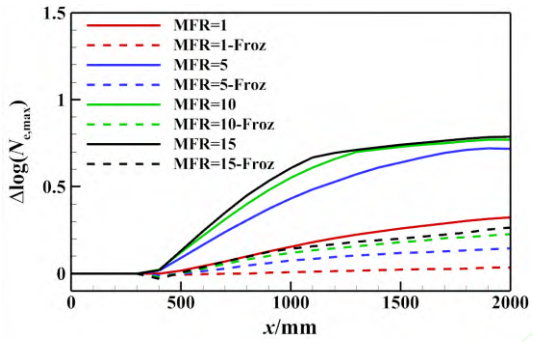


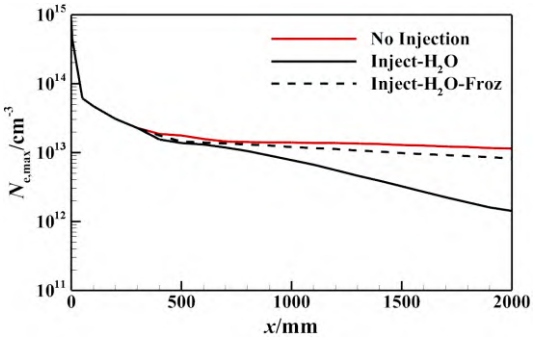
图 19 不同质量流率下沿流向最大电子数密度变化量
Fig. 19 Streamwise variation of maximum electron number density for different mass flow rate

3.5 不同飞行高度/速度下的影响规律

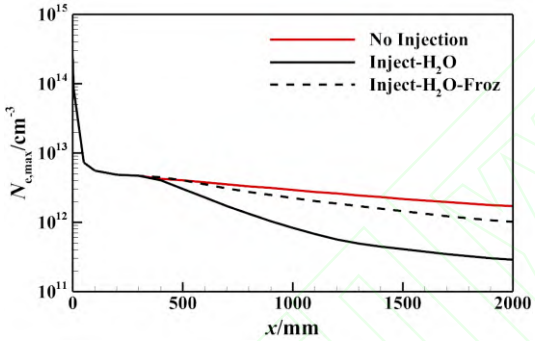
为了分析不同飞行高度及速度下，表面质量引射效应对等离子体分布特性的影响规律，这里进一步对高度 50km、马赫数 25 以及高度 60km、马赫数 30 的状态进行了计算，除飞行高度及马赫数外，其余参数均与 3.1 节保持一致。

图 20 给出了不同飞行状态下，迎风面沿流向最大电子数密度分布，图 21 给出了沿流向最大电子数密度变化量。从对比可以看出：飞行速度不变、高度降低时，由于来流密度增大，压缩效应增强，引射质量输运造成的电子数密度下降幅度减小；同样地，由于迎风面压缩效应增强，质量引射区域上游部分工质化学反应减弱，但下游部分则显著增强；当飞行高度不变、速度增大时，电子数密度有类似上述的变化趋势。

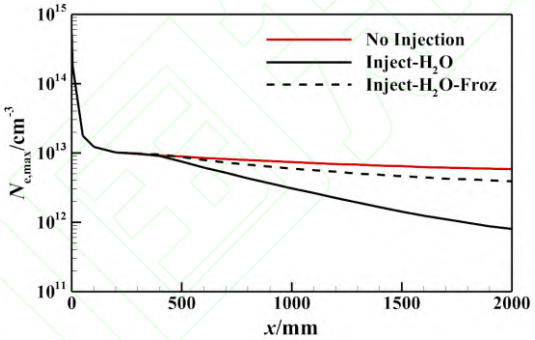
总的来看，飞行高度越低、速度越高，质量引射造成的电子数密度下降现象更显著，但由于迎风面压缩效应增强，核心影响区域会向下游偏移。



（a）H=50km, Ma=25



（b）H=60km, Ma=25



（b）H=60km, Ma=30

图 20　不同飞行状态下沿流向最大电子数密度分布
Fig. 20 Maximum electron number density distribution along streamwise direction for different flight condition

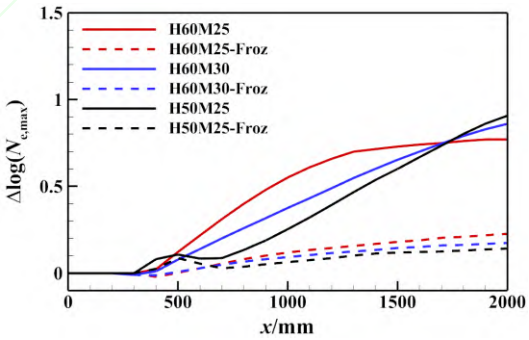


图 21 不同飞行状态下沿流向最大电子数密度变化量
Fig. 21 Streamwise variation of maximum electron number density for different flight condition

4 结 论

本文建立了考虑表面质量引射效应的高温非平衡流动数值模拟方法，针对钝楔模型，研究了不同引射工质、不同飞行状态对等离子体分布特性的影响机理及规律，得到以下结论：

1) 高速飞行条件下，当引射工质为空气/CO_2/H_2O 时，表面质量引射效应会明显降低流场中的电子数密度，在本文条件下，电子数密度峰值下降可接近一个量级，这与文献[14,16]的结论一致。

2) 质量引射并未改变流场中的主要电离机制，而主要通过降低激波层内流场温度，使电子复合反应增强，进而降低电子数密度。

3) 质量引射引起的降温效果主要由动量输运及工质的化学反应导致，工质平均摩尔质量越小，相同质量流率下其引射速度越大、动量输运影响越大；引射工质离解反应越强，从周围流场吸收能量越多，流场温度下降更明显。在本文条件下，引射工质的化学反应是造成电子数密度下降的主要原因。

4) 飞行攻角增大时，引射工质化学反应明显增强，导致电子数密度下降幅度明显增大。

5) 引射质量流率增大时，电子数密度下降幅度增大，但这种增大趋势是非线性的，质量流率增至一定量时，继续增大流率对降低电子数密度收效甚微。

6) 飞行高度降低、速度增大时，质量引射造成的电子数密度下降现象更显著，但由于迎风面压缩效应增强，核心影响区域会向下游偏移。

参考文献（References）

[1] 陈伟芳， 孙精华， 田得阳， 等. 物理化学模型对流场电磁散射特性的影响[J]. 航空学报， 2023， 44（12）： 127707.
CHEN W F, SUN J H, TIAN D Y, et al. Influence of physical and chemical models on electromagnetic scatter-ing characteristics of flow field[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(12): 127707. (in Chinese)

[2] 马平， 张宁， 石安华， 等. 典型微波波段信号在模拟等离子体中的传输特性[J]. 航空学报， 2023， 44（S2）： 729476.
MA P, ZHANG N, SHI A H, et al. Transmission characteristics of typical band microwave in experiment-simulated plasma[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(S2): 729476. (in Chinese)

[3] 朱广生， 段毅， 姚世勇， 等. 壁面质量引射对高速飞行器减阻降热影响的研究[J]. 空气动力学学报， 2023， 41（8）： 59-70.
ZHU G S, DUAN Y, YAO S Y. Effects of wall mass injection on drag and heat reduction characteristics of high-speed flight vehicle[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2023, 41(8): 59-70. (in Chinese)

[4] 国义军， 石卫波， 曾磊， 等. 高超声速飞行器烧蚀防热理论及应用[M]. 北京： 科学出版社， 2019： 94-96.
GUO Y J, SHI W B, ZENG L, et al. Mechanism of Ablative Thermal Protection Applied to Hypersonic Ve-hicles [M]. Beijing: Science Press, 2019, 94-96. (in Chi-nese)

[5] 叶致凡， 崔智亮， 邢浩运， 等. 酚醛树脂高温热解及质量引射机理模拟研究[J]. 空天技术， 2023（3）： 71-78.
YE Z F, CUI Z L, XING H Y, et al. Reactive molecular dynamics simulation investigations on the thermal pyrol-ysis of phenolic resin and the blowing effect[J]. Aero-space Technology, 2023(3): 71-78. (in Chinese)

[6] 朱广生， 姚世勇， 段毅. 高速飞行器减阻降热流动控制技术研究进展及工程应用[J]. 航空学报， 2023，44（15）： 529049.
ZHU G S, YAO S Y, DUAN Y. Research progress and engineering appliacation of flow control technology for drag and heat reduction of high-speed vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023,44(15): 529049. (in Chinese)

[7] 李俊红， 陈智， 靳旭红， 等. 气体引射对临近空间升力体飞行器气动力热影响[J]. 空气动力学学报， 2024， 42（8）： 1-9.
LI J H, CHEN Z, JIN X H, et al. Effects of gas injection on aerodynamic force and heating of near-space lifting vehicles[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2024, 42(8): 1-9.(in Chinese)

[8] GERDROODBARY M B, IMANI M, GANJI D D. Investigation of film cooling on nose cone by a forward facing array of micro-jets in Hypersonic flow[J]. Interna-tional Communications in Heat and Mass Transfer, 2015, 2015(64): 42−49.

[9] IFTI H S, HERMANN T, MCGILVRAY M. Numerical simulation of transpiration cooling in a laminar hypersonic boundary layer[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2022, 59(5): 1726-1735.

[10] YANG Y, MAO J K, CHEN P T, et al. Numerical investigation on transpiration cooling performance with different porosoties and mainstream pressure gradient[J]. International Jounral of Thermal Science, 2023, 2023(184): 107991.

[11] ZHANG J Z, ZHANG S C, WANG C H, et al. Recent advances in film cooling ehancement: A review[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(4): 1119-1136.

[12] 樊宇翔， 赵瑞， 左政玄， 等. 气体引射效应对壁面热流和摩擦阻力的影响[J]. 航空学报， 2023， 44（21）： 528587.
FAN X Y, ZHAO R, ZUO Z X, et al. Gas-injection effects on wall heat flux and skin-friction of vehicles[J]. ActaAeronautica et Astronautica Sinica, 2023,44(21): 528587 (in Chinese).

[13] 尤其， 曾磊， 杨肖峰， 等. 质量引射对高速飞行器气动热的影响规律研究[J]. 工程热物理学报， 2024， 45（11）： 3406-3414.
YOU Q, ZENG L, YANG X F, et al. Research on the influence of surface injection on the aerodynamic heating of high-speed aircraft[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2024, 45(11): 3406-3414 (in Chinese).

[14] 丁明松， 刘庆宗， 江涛， 等. 表面烧蚀对等离子体的影响及其与电磁场相互作用[J]. 物理学报， 2024， 73（11）： 115204.

DING M S, LIU Q Z, JIANG T, et al. Influence of surface ablation on plasma and its interaction with electromagnetic field[J]. Acta Phyisca Sinica, 2024, 73(11): 115204 (in Chinese).

[15] 聂春生， 杨光， 聂亮， 等. 飞行器热解炭化材料烧蚀产物对等离子体流场的影响规律[J]. 兵工学报， 2022， 43（3）：513-523.
NIE C S, YANG G, NIE L, et al. Influence of ablation products of aircraft pyrolytic carbonized material an plasma flow field[J]. Acta Armamentarii, 2022, 43(3): 513-523 (in Chinese).

[16] MIYASHITA T, TAKASAWA H, TAKAHASHI Y. Computational study on air film approach in reentry blackout mitigation[J]. AIAA Journal, 2024, 62(2): 437-448.

[17] 董维中. 热化学非平衡效应对高超声速流动影响的数值计算与分析[D]. 北京： 北京航空航天大学， 1996.
DONG W Z. Numerical simulation and analysis of thermochemical nonequilibrium effects on hypersonic flow[D]. Beijing: Beihang University, 1996 (in Chinese).

[18] MITCHELTREE R A, GNOFFO P A. Wake flow about a MESUR Mars entry vehicle[C]// Proceedings of the 6th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. Reston: AIAA, 1994.

[19] PARK C, JAFFE R L, PARTRIDGE H. Chemical-kinetic parameters of hyperbolic Earth entry[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2001, 15(1): 76-90.

[20] CHEN Y K, HENLINE W D, STEWART D A, et al. Navier-Stokes solutions with surface catalysis for Martian atmospheric entry[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1993, 30(1): 32-42.

[21] BHUTTA B A, DAYWITT J E, RAHAIM J J, et al. A new technique for the computation of severe reentry environments[C]// Proceedings of the 31st AIAA Thermophysics Conference. Reston: AIAA, 1996.

[22] THOMPSON R A, GNOFFO P A. Implementation of a blowing boundary condition in the LAURA code[C]// Proceedings of the 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2008.

[23] MARTIN A, BOYD I D. Modeling of heat transfer attenuation by ablative gases during the Stardust reentry[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2015, 29(3): 450-466.

[24] CANDLER G, MACCORMACK R. The computaion of hypersonic ionized flows in chemical and thermal nonequilibrium[C]// AIAA 26th Aerospace Science Meeting. Reston: AIAA, 1988.

[25] MARVIN J G, AKIN C M. Combined effects of mass addition and nose bluntness on boundary-layer transition[J]. AIAA Journal, 1970, 8(5): 857-863.