

吸气式太阳能热推进系统进气道特性分析*

黄敏超, 杜运良

(国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:吸气式冲压推进技术是吸气式太阳能热推进技术的基础。如何设计一种性能理想的进气道是吸气式太阳能热推进技术研究的重点。应用稀薄气体动力学仿真常用的直接数值模拟蒙特卡洛算法对两种常见的进气道结构进行仿真分析,得到两种进气道工况下气体的温度、密度、流量系数和速度等参数的分布,并进行对比。通过比较,选择一种性能较好的构型作为吸气式太阳能热推进系统的进气道,从而为后续系统的设计、计算、分析和优化打下了基础。

关键词:吸气式太阳能热推进;过渡区;直接模拟蒙特卡洛方法;进气道

中图分类号:V439.6 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2016)06-059-05

Air inlet property analysis of the air-breathing solar thermal propulsion

HUANG Minchao, DU Yunliang

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Air-breathing scramjet propulsion is the basis of air-breathing solar thermal propulsion technology. How to design an ideal air-inlet is crucial for the propulsion system. By taking advantage of the common method, the DSMC (direct simulation Monte Carlo) on rare-field gas dynamics research, was made to simulate two kinds of air-inlets, which obtained a lot of air parameters such as temperature, density, coefficient of flow and velocity. Then it selected a better air-inlet shape from comparison and treated the shape as a basic air-inlet shape in air-breathing solar thermal propulsion system. It lays a foundation for the design, computation, analysis and optimization on the whole system.

Key words: air-breathing solar thermal propulsion; transition region; direct simulation Monte Carlo method; air inlet

吸气式太阳能热推进是基于太阳能热推进和冲压推进而提出的一种新型推进方式。吸气式太阳能热推进系统产生的推力能克服近地轨道的大气阻力,适用于近地卫星的轨道保持和轨道修正。此外,在太阳能热推进系统提供的推力足够大的情况下,卫星轨道可以进一步降低,从而提高卫星的对地观测能力。

推力器工作的空间区域距离地面 130 km,气流相对稀薄,处于连续介质和自由分子区的过渡区,连续介质假设不再适用。在这一流域中分子之间的碰撞与分子和物体之间的碰撞处于同一量级,工作机理复杂,纳维斯托克斯(Navier Stokes, NS)方程中采用的宏观量表征气流的黏性等物理量不成立,由于这些物理量均可以由速度分布函数求得,因此求解速度分布函数的波尔兹曼方程在稀薄气体动力学中占据重要地位^[2]。在网格足够小时,直接模拟蒙特卡洛(Direct Simulation

Monte Carlo, DSMC)的数值解收敛于波尔兹曼方程解析解。

进气道收集稀薄气体作为推进剂的主要来源,文中分别设计了斜激波外压式和扩压式两种进气道^[3]。采用 DSMC 方法对推力器进气道进行仿真计算。

DSMC^[1,4]方法采用少量的模拟分子代替真实气体分子,追踪模拟分子的运动轨迹、速度、能量,模拟分子间的碰撞过程;选取一定的时间步长 Δt ,使得分子平均碰撞时间小于选取的时间步长,通过计算每个模拟分子的状态参数得到在规定时间内 Δt 内分子碰撞的次数、速度、温度等宏观参数的变化。

1 物理模型

如图 1 所示,单楔外压式进气道^[5]通过斜激波改变来流方向,增压减速,再通过唇口处的正激

* 收稿日期:2015-12-15

基金项目:国家部委基金资助项目(9140A20100413KG01317)

作者简介:黄敏超(1969—),男,重庆人,副教授,博士,硕士生导师,E-mail:h_mchao01@qq.com

波改变来流方向,将超声速来流转变为亚声速。考虑到稀薄气流效应,采用相对简单的双激波系统进行压缩。

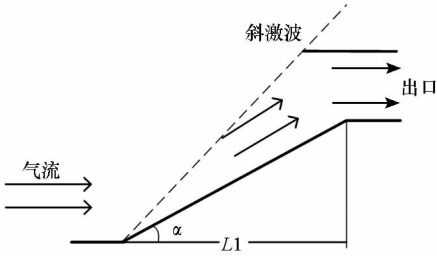


图 1 单楔外压式进气道

Fig. 1 Single wedge external compression inlet

图 2 所示为扩压式进气道^[5]通过高速气流在进气道口前段产生脱体正激波,经过压缩后的气流变为亚声速进入扩压管进一步增压。

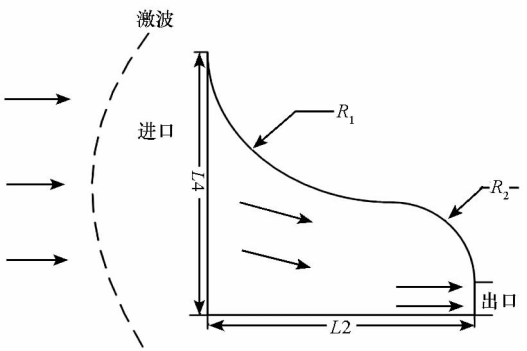


图 2 扩压式进气道

Fig. 2 Diffuse inlet

2 数学模型

波尔兹曼方程为:

$$\frac{df}{dt} = \frac{\partial f}{\partial t} + \xi \frac{\partial f}{\partial x} + \frac{F}{m} \frac{\partial f}{\partial \xi} = \int_{-\infty}^{\infty} \int_0^{4\pi} (f^* f_1^* - ff_1) g \sigma d\Omega d\xi_1 \quad (1)$$

式中: $f = f(t, x, \xi)$ 为速度分布函数; $g = \xi_1 - \xi$ 为场分子 ξ_1 相对于试验分子 ξ 的速度; $x = (x_1, x_2, x_3)$ 为分子的空间点; $\xi = (\xi_1, \xi_2, \xi_3)$ 为分子在空间中的速度; Ω 为空间立体角; σ 为不同立体角的碰撞截面。

$$\frac{3}{2}nkT = \int \frac{1}{2}mc^2 f(t, x, \xi) d\xi \quad (2)$$

式中, m 为分子质量, T 为气流温度, n 为分子数密度。

计算进气道平均壁温,考虑过渡区温度跳跃现象。

$$T_s - T_w = \xi_T \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_s = \xi_T \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_c = -\xi_T \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_c \quad (3)$$

式中: T_s 为近壁面气流温度; T_w 为壁面温度; ξ_T 为温度跳跃系数。

$$\xi_T = \left(\frac{2 - \sigma_T}{\sigma_T} \right) \left(\frac{\gamma}{1 + \gamma} \right) \left(\frac{2}{Pr} \right) \lambda \quad (4)$$

式中, σ_T 为热协调系数, $\sigma_T = 1.2$, Pr 为普朗特常数。

3 网格划分

采用二维结构网格对上述物理模型进行划分,如图 3、图 4 所示。将外部来流区域进行网格划分,并在来流进入进气道后对部分的网格进行加密,网格为 2.8 万个;对扩压式进气道的出口网格加密,网格为 2.6 万个。为了提高计算精度需要使模拟分子在每一网格内达到 10 次以上的碰撞,采用在进气口缩小的区域内网格采用 15 次^[6]碰撞计算,以保证计算的特征参数可信,而在后续平稳出口区用 10 次进行计算,其误差小于 10^{-7} 。

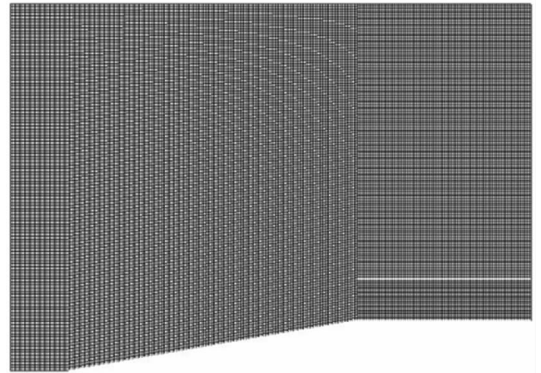


图 3 单楔外压式进气道

Fig. 3 Single wedge external compression inlet

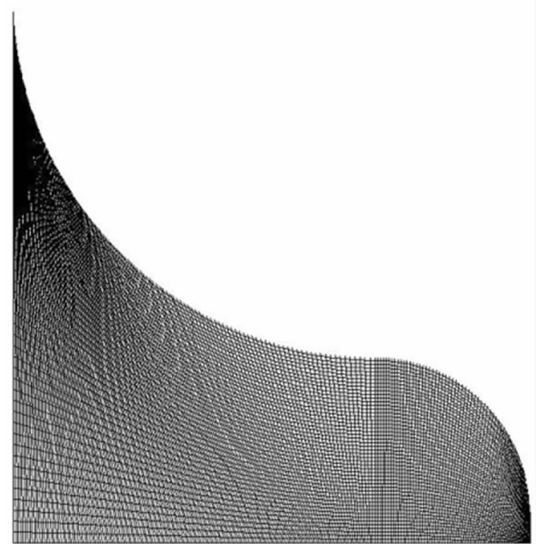


图 4 扩压式进气道

Fig. 4 Diffuse inlet

4 边界条件与物性参数

由于推力器工作状态处于稀薄流空域,无法满足连续介质假设,故对稀薄参数设置如表1所示,特征长度取为进气道出口直径,得到努森数为0.014,处于过渡区,选用单一类型的二原子气体模拟实际大气;无化学反应;分子间碰撞采用变径硬球模型(Variable Hard Sphere, VHS),不考虑分子内部振动。

表1 稀薄气体参数设置

Tab.1 Parameters of rarefied gaseous

参数	数值
分子数密度	$5.107 \times 10^{17} \text{ m}^{-3}$
平均分子自由程	3.31 m
分子量	26.20 kg/kmol
推力器飞行速度	$7.8348 \times 10^3 \text{ m/s}$
气体密度	$2.22 \times 10^{-8} \text{ kg/m}^3$
压力	$2.5382 \times 10^{-3} \text{ Pa}$
气流温度	360 K

5 性能分析

5.1 单楔外压式进气道

气流密度在楔板边界层处逐渐增大,如图5所示,最高密度为 $2.2 \times 10^{-6} \text{ kg/m}^3$ 在进气道中部保持一段距离,从而使得气体受压缩后有了一定的膨胀距离,更易于高密度气体排出。经过进气道压缩得到的气流质量流量为 0.058 g/s ,流量系数为0.63。

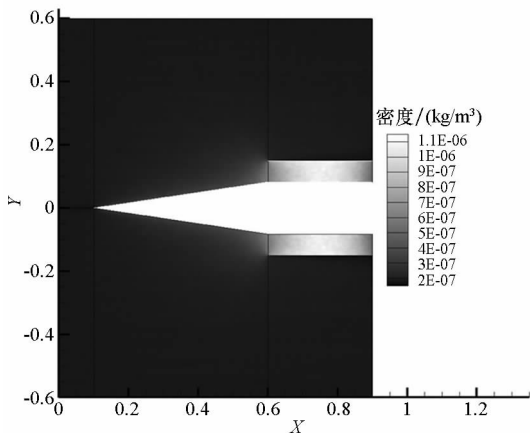


图5 密度分布

Fig.5 Density distribution

进气道楔板处温度最高,如图6所示,达到

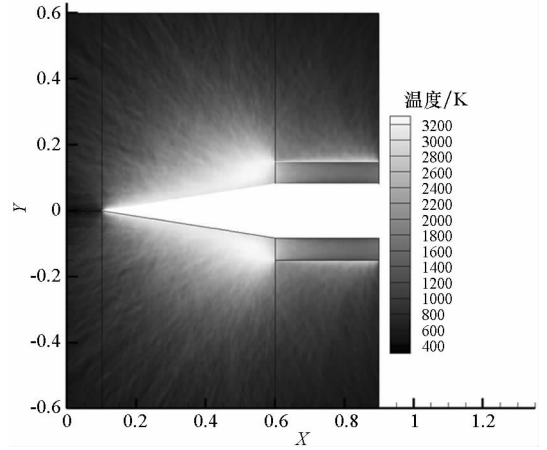


图6 温度分布

Fig.6 Temperature distribution

2000 K,这是由于进入的气体经过斜激波压缩后动能与热能相互转化导致温度升高。压缩来流进入进气道后温度逐渐降低到1300 K。进气道材质为SiC,熔点温度为2818 K,因此可以承受2000 K高温不发生变形。

图7和图8所示来流速度为7.8 km/s,在进气道楔板处速度逐渐降低,在进气道入口处速度降低到3 km/s时,之后经过进气道正激波压缩变为亚声速气流,速度变为800 m/s,在进气道内部气流速度先降低后增加,至进气道出口处气流速度变为1200 m/s。

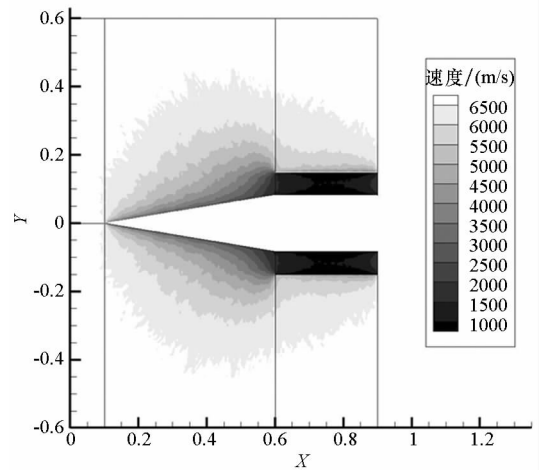


图7 速度分布

Fig.7 Velocity distribution

5.2 扩压式进气道

仿真结果如图9和图10所示,进气道的出口密度为 $3 \times 10^{-5} \text{ kg/m}^3$,前段以层叠方式进行压缩,压缩距离不随尺寸的改变而改变,均为0 ~ 0.25 m,最高密度区分布于0.4 ~ 0.5 m之间,与出口保持一段距离,从而使得气体受压缩后有了一定的膨胀距离,更易于高密度气体排出。

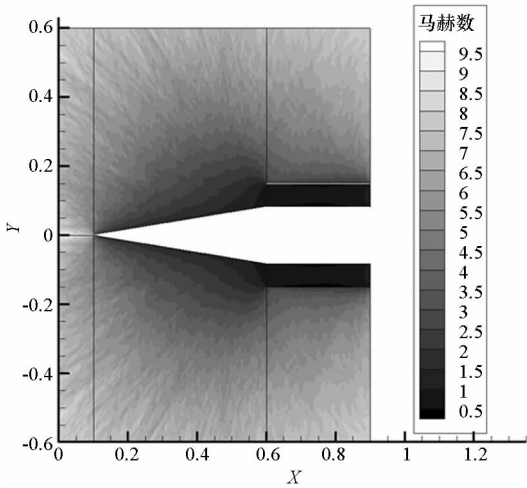


图 8 马赫数分布

Fig. 8 Macher number distribution

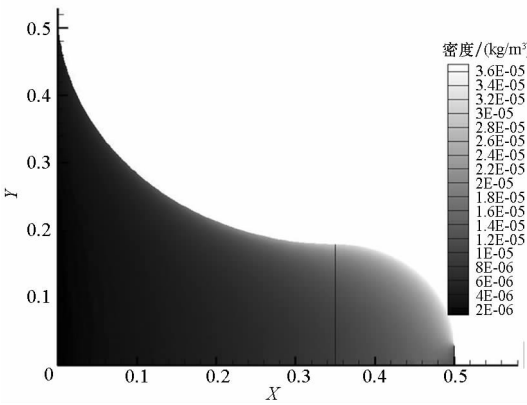


图 9 密度分布

Fig. 9 Density distribution

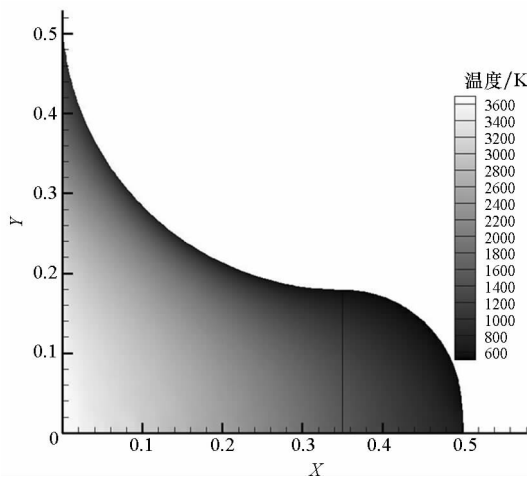


图 10 温度分布

Fig. 10 Temperature distribution

图 11 展示 $x = 1$ 在进气道附近速度从 7800 m/s 逐渐降到进口速度约 500 m/s 的渐变过程,该过程可以看作经历了一个与连续流介质相似的激波效应,经过激波后,气体速度下降,温度

升高,压力增大。

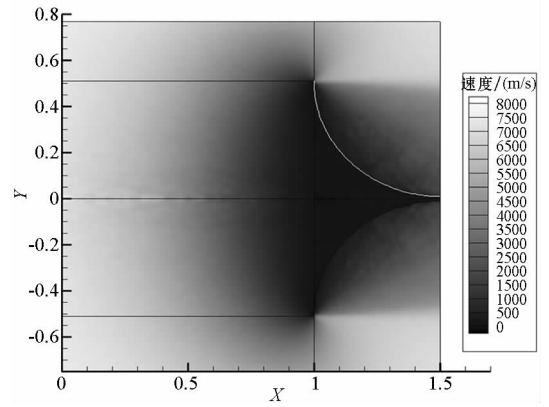


图 11 速度分布

Fig. 11 Velocity distribution

进气道前段温度很高,最高温度能达到 $11\ 000 \text{ K}$,高温区厚度大概为 0.45 m ,如图 12 所示。进入进气道的压缩气体逐渐冷却,这是由于经过压缩后气流通过进气道壁面对流换热等方式进行换热,使得压缩气流逐渐冷却至 1000 K 左右。

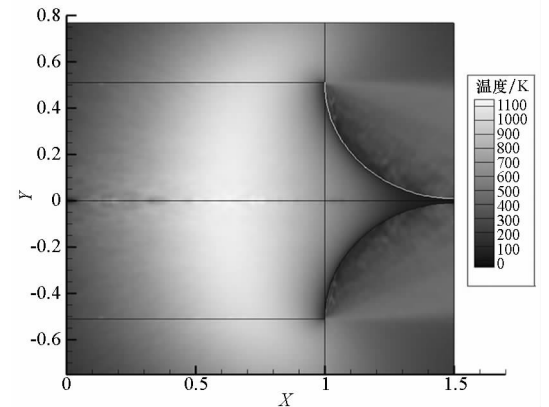


图 12 温度分布

Fig. 12 Temperature distribution

靠近壁面的热流密度与壁面温度变化图分别如图 13 和图 14 所示,经过计算,得出在 $0.35 \sim 0.40 \text{ m}$ 之间的热流密度最大,这是由于扩展段进气道凹凸曲线的过渡阶段,进气道相对更加平滑,类似换热层板,热流密度高达到 $2.1 \times 10^4 \text{ W/m}^2$ 。

由图 14 可知壁面温度在初始位置温度为 2100 K ,来流气体逐渐压缩,使得温度上升到 2200 K ,由于进气道为 SiC 材料,熔点温度为 2818 K ,因此进气道可以承受住这样的高温。由于进气道在 $x = 0.3 \text{ m}$ 处弯曲方向发生变化以及来流速度增加等影响使壁面温度下降,最低温度为 1600 K 。

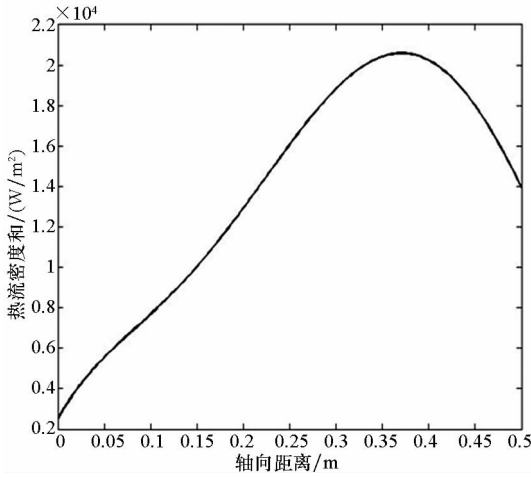


图 13 热流密度
Fig. 13 Heat flux density

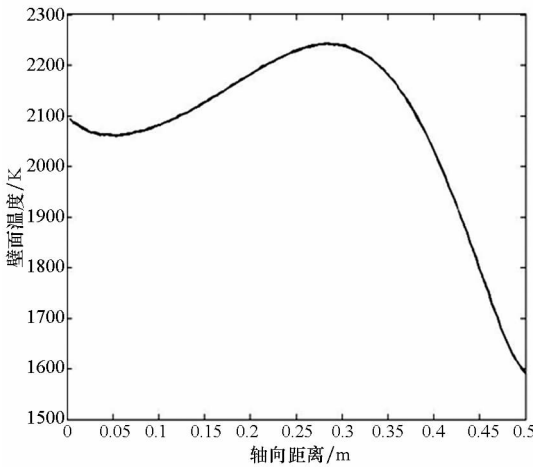


图 14 温度分布
Fig. 14 Temperature distribution

6 结论

单位面积受到的阻力为 188 mN,由于迎风面积为 $S = \pi R^2 = 0.88 \text{ m}^2$,则受到的总阻力为 400 mN。单楔外压进气道与扩压式进气道的相关参数如表 2 所示。

表 2 进气道参数比较

Tab.2 Comparison of inlet parameters

	单楔外压进气道	扩压式进气道
质量流量/(g/s)	0.068	0.105
流量系数	0.39	0.61
来流密度/(kg/m ³)	3.6×10^{-6}	4×10^{-5}
迎风阻力/N	0.4	0.4

通过比较发现:

1) 扩压式进气道收集的质量流量、气流密度均比单楔外压式进气道大,扩压构型更易收集气体;

2) 由于扩压进气道脱体激波效应,激波内部温度梯度很高,热流密度达到 $2 \times 10^5 \text{ W/m}^2$,需要采用耐高温涂层对进气道进行隔热防护;

3) 单楔外压式进气道的楔板过长达到 1.3 m,容易引起震荡等效应不适合在高速气流中工作,因此选用扩压式进气道作为推力器的进气道更加合适。

参考文献 (References)

[1] 沈青. 稀薄气体动力学 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
SHEN Qing. Rarefied gas dynamic [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2003. (in Chinese)

[2] 沈青. DSMC 方法与稀薄气流计算的发展 [J]. 力学进展, 1996, 26(1): 1-13.
SHEN Qing. DSMC method and the calculation of rarefied gas flow [J]. Advances in Mechanics, 1996, 26 (1): 1-13. (in Chinese)

[3] 李建平, 宋文艳, 王骥. 高超声速进气道设计方法研究 [J]. 计算机仿真, 2008, 25(9): 50-53.
LI Jianping, SONG Wenyan, WANG Dian. Research on design of hypersonic inlet [J]. Computer Simulation, 2008, 25(9): 50-53. (in Chinese)

[4] Moss J N, Wilmoth R G, Price J M. DSMC simulations of blunt body flows for Mars entries: Mars pathfinder and Mars microprobe capsules [R]. DSMC Simulations of Blunt Body Flows for Mars Entries, AIAA 1997-2508, 1997.

[5] 张先锋. 微尺度流动及强化混合技术的研究 [D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2007.
ZHANG Xianfeng. Research on micro scale flow and enhanced hybrid technology [D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2007. (in Chinese)

[6] 王向转, 詹浩, 朱军. 二维高超声速进气道优化设计方法研究 [J]. 飞行力学, 2009, 27(4): 25-27.
WANG Xiangzhan, ZHAN Hao, ZHU Jun. Study of optimization method for two-dimensional hypersonic inlet [J]. Flight Mechanics, 2009, 27(4): 25-27. (in Chinese)