

太阳能热推进系统流场和性能计算^{*}

戴剑锋¹, 李 星¹, 赵 沛¹, 孙毅彬¹, 何成旦²

(1. 兰州理工大学 有色金属新材料省部共建国家重点实验室, 甘肃 兰州 730050;

2. 中国空间技术研究院 兰州物理研究所, 甘肃 兰州 730000)

摘要:利用 FLUENT 计算流体软件, 建立太阳能热推进系统内部工质流体(氢气)流动模型, 根据太阳能热推进系统地面试验的运行情况和结构参数, 对氢气在热推进系统内部的流动、传热现象进行了数值仿真研究, 对系统内部流场结构和传热机理进行探讨; 同时, 研究了喷管收敛半角、扩张半角及喉管直径对太阳能推进系统性能的影响。研究表明, 太阳能推进器的结构参数对系统性能影响较大, 收敛半角对太阳能热推进系统的比冲影响不明显, 对质量流量和推力的影响较明显; 在其他参数一定的情况下, 存在一组最佳结构参数: 扩张半角 $\theta_{\text{opt}}=60^\circ$, 喉管直径 $D_{\text{opt}}=2\text{ mm}$, 对应于最佳比冲 $I_{\text{sp}}=803\text{ s}$ 。

关键词:航天推进系统; 太阳能热推进; 收敛半角; 扩张半角; 比冲

中图分类号: V 439 **文献标志码:** A

Flow Field and Performance Calculation of Solar Thermal Propulsion System

DAI Jianfeng¹, LI Xing¹, ZHAO Pei¹, SUN Yibin¹, HE Chengdan²

(1. State Key Lab. of Advanced Non-ferrous Metal Materials, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China;

2. Lanzhou Institute of Physics, China Academy of Space Technology, Lanzhou 730000, China)

Abstract: The commercial CFD software named FLUENT was used to simulate the fluid (H_2) flow process in solar thermal propulsion system. According to the ground test operating conditions and parameters of the solar thermal propulsion system, the system properties such as hydrogen flow, heat transfer in the solar thermal propulsion system were studied. The flow field structure of the system and mechanism of heat transfer were explored. At the same time, the performance of the system was investigated by changing the convergent half angle, the divergent half angle and the throat diameter. The numerical results clearly indicate that the geometric parameters of the thruster have great influence on performance of the system. When other parameters have no change, the convergent half angle has great influence on the flux and the thrust of system but not on the specific impulse, and there are an optimum divergent half angle, that is $\theta_{\text{opt}}=60^\circ$ and an optimum throat diameter, that is $D_{\text{opt}}=2\text{ mm}$, corresponding to the highest specific impulse $I_{\text{sp}}=803\text{ s}$.

Key words: Aerospace propulsion system, Solar thermal propulsion, Convergent half angle, Divergent half angle, Specific impulse

太阳能热推进(Solar Thermal Propulsion, STP)最早是由 K A Ehricke 于 1956 年在“太阳动力太空船(The Solar Powered Spaceship)”一文中提出的, 太阳能热推进是一项新技术, 属于特种推进系统, 该系统主要由太阳能聚光器、吸热/推力室和工质储存与供应系统构成, 聚光器将太阳光汇聚到吸热/推力室, 加热推进剂, 然后高温推进剂经喷管

超音速喷出产生推力, 吸热/推力室结构如图 1 所示。与化学能推进型发动机相比, STP 具有较高比冲, 较大的推力调节范围和较好的经济性; 与电推进型发动机相比, STP 能量利用率高; 与核火箭发动机相比, STP 不产生污染。因此, 作为未来微-纳卫星飞行器的动力, 进一步完善深空探测、空间轨道转移和姿态调控, STP 具有巨大的发展潜力。

法的一种新的改进即实体路程法, 通过具体的工程实例, 我们看出这 2 种方法都能够较好地解决教学中多因素定位误差的计算问题。

参考文献

- [1] 李大磊, 王晓洁, 郑艳萍. 定位误差的本质及其计算方法探讨[J]. 机械工程师, 2005(9): 88-89.
- [2] 王先逵. 机械制造工艺学[M]. 北京: 机械工业出版社, 2001.

- [3] 承惠娟, 华如. 定位误差的微分算法[J]. 煤矿机械, 2002(1): 37-38.
- [4] 徐铁华. 定位误差计算方法探讨[J]. 湖南科技学院学报, 2009, 30(8): 17-19.

作者简介: 王小庆(1988-), 男, 大学本科, 主要从事机械工程专业研究。

收稿日期: 2009 年 12 月 2 日

责任编辑 吕菁

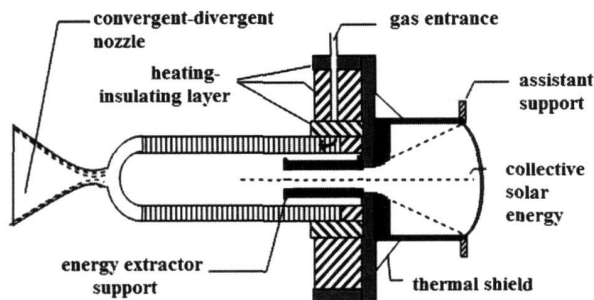


图1 吸热/推力室结构简图

目前,美国和日本等国对STP的研究均采用二次聚光技术,目的是使经过主聚光器聚焦后的光线进一步聚焦,既可以进一步提高聚光比(总的聚光比最高可达10 000),并适应吸热/推力室内型面辐射换热的要求(换热室的温度可达2 000 K以上),又降低了主聚光器对聚光比的要求,同时降低了系统对太阳光瞄准定向、跟踪的要求。

Steven M. Geng对二次折射聚光器的辐射换热进行了分析研究;张纯良等则是对太阳能热推进系统的内部流场、系统性能进行了研究;在对太阳能热推进器的研究中,J Boise Pearson等报道了太阳能热推进工作系统的喷嘴结构参数对系统性能的影响。

本文是以文献中报道的折射式二次聚光STP的设计方案为参考依据,利用FLUENT计算软件建立了太阳能推进系统的数学模型,对太阳能热推进系统内部工质的流动状况进行了初步的数据模拟研究,同时研究喷管收敛半角、扩张半角以及喉管直径对系统性能的影响,并找到一组最优结构参数对应于系统的最佳比冲,为我国进行太阳能特种火箭发动机的试验研究提供了必要的理论基础。

1 太阳能热推进系统计算流体动力学模型

1.1 控制方程与湍流模型

稳态可压缩的射流满足的N-S方程在直角坐标系中可以写成如下形式:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} \quad (1)$$

式中, U 为守恒型变量; E 、 F 为守恒型通量; E_v 、 F_v 为粘性项。采用二阶精度的有限体积法对控制方程进行空间离散,时间离散采用Gauss-Seidel隐式迭代。对于模型的封闭本文采用标准的 $k-\epsilon$ 双方程湍流模型。

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (2)$$

式中, k 是湍动能; ϵ 是湍流耗散率; μ_t 是湍流粘性系数; C_μ 是常数。

1.2 计算网格与边界条件

热推进系统内部流场的计算区域如图2所示。区域1和区域2为换热室计算区域,区域3为推进器喷管计算区域。依据文献中有关STP吸热/推力室的设计尺寸:内径为60 mm,入口管径4 mm,长度200 mm,喷管的收敛半角 30° ,扩张半角 20° ,喉管直径3 mm,喉部由一圆弧连接,喉部壁面曲率半径与喷管喉部半径之比为0.625,且喉部上游曲率半径等于喉部下游曲率半径,喷管膨胀面积比100来进行设计。

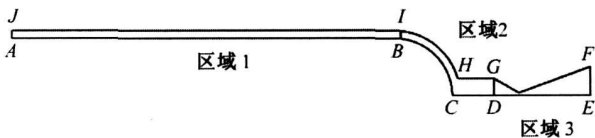
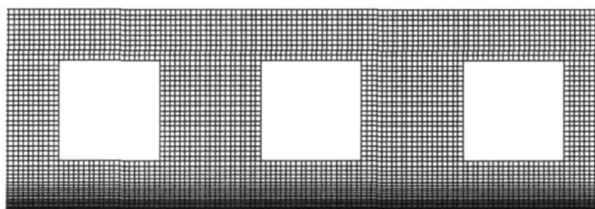


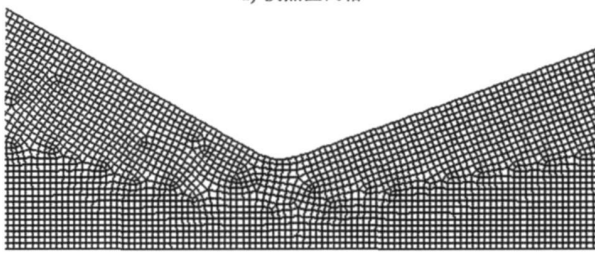
图2 计算区域简图

工质气体选用氢气,摩尔质量 $M = 2.016 \times 10^{-3}$ kg/mol,粘性系数采用三系数的Sutherland公式进行计算,壁面材料选择铼。

根据流动的实际情况,利用GAMBIT网格划分软件将整个计算区域划分为3部分,分别进行网格生成。整个计算区域的网格分布如图3所示。



a) 换热区网格



b) 喷管区网格

图3 计算区域网格

换热区具有相对简单的几何外形,因此采用Quad-Map网格划分方案,即采用规则的四边形面网格元素对面进行网格划分;喷管区采用的是Quad/tri-Pave方案,主要是由四边形网格组成,而在拐角处则自动生成三角形网格,可以用较少的单元得到更好的解,并有效地减少数值耗散。

边界条件是流场数值模拟的重要环节之一, AJ 为换热区流场入口,如图2所示,设为质量流量入口边界条件;入口温度298.15 K; EF 为喷管出口,采用压力出口边界;工作压强0.2 MPa;壁面边界条

件; ABC 为内壁,假设为恒定壁温,且壁面温度 $2\ 500\text{ K}$, $JIHGF$ 为外壁,假设为绝热壁面; CDE 为轴线,取轴线边界条件。

1.3 推力和比冲计算

推力是作用在内外壁上的合力,文中采用文献中给出的方法进行推力计算。

$$F = \dot{m}u_e + A_e(p_e - p_a) \quad (3)$$

式中, \dot{m} 为质量流量; u_e 为出口流速; A_e 为出口面横截面积; p_e 、 p_a 分别为出口压强和环境压强(真空舱压强假设为 $50\ P_a$)。

文献给出了比冲的计算公式如下:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} = \frac{J}{M_p g} = \frac{u_e}{g} \quad (4)$$

式中, M_p 为工质的分子量; g 为重力加速度。

2 模拟结果与分析

2.1 太阳能热推进系统流场结构及传热机理

图 4 为喷管的马赫数等值线分布,由图 4 可以看出,喷管喉部的马赫数接近于 1,即满足拉伐尔喷管的流动特性;亚声速气流在喷管的收缩段加速,到最小截面(喉部)速度等于当地声速($Ma=1$),在扩张段内进一步加速到出口的超声速气流。图 5 和图 6 分别为换热区与喷管区的温度分布情况。由图 5 可以看出,工质氢气的流通管路周围温度恒定($2\ 500\text{ K}$),

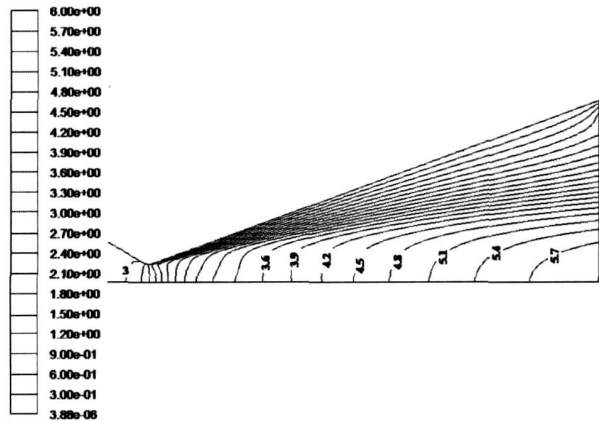


图 4 马赫数等值线

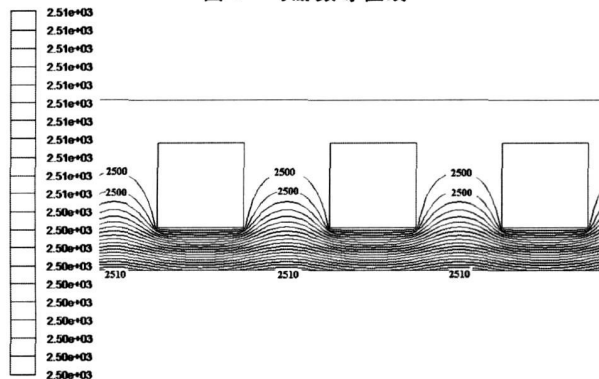


图 5 换热区的等温度线分布(单位:K)

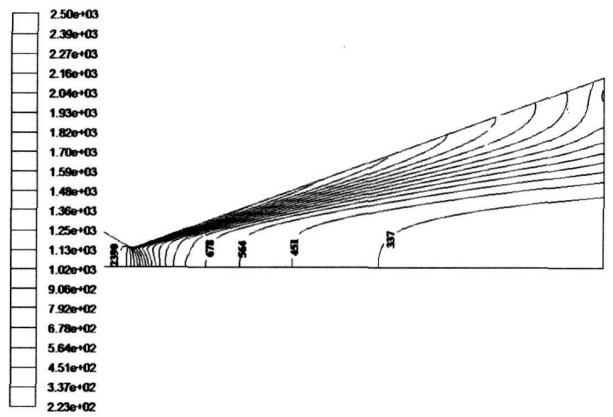


图 6 喷管区的等温度线分布(单位:K)

即说明工质气体是被均匀加热的,也间接证明了本文采用的等壁温模型的正确性;靠近内腔壁面出现温度梯度,但差值不大($2\ 500\sim 2\ 510\text{ K}$),说明在太阳能热推进系统中选择铯(熔点为 $3\ 450\text{ K}$)作为壁面材料是可取的。图 6 则显示了从喷管的收敛段起始处,一直到喷管出口处的温度分布情况,流体的温度沿轴向递减,且随着流体的流出,喷管出口附近的温度沿横截面逐渐平均。

2.2 喷管收敛半角、扩张半角及喉管直径的影响

针对不同喷管收敛半角情况,本文逐一进行了数值模拟,得到了喷管质量流量、推力大小随收敛半角的变化关系,如图 7、图 8 所示。在相同喷管喉部型面、喉管直径、扩张半角、面积比以及相同边界条件下,随着收敛半角的增大,喷管上游的内部型面相应变化,质量流量降低(见图 7),动量推力降低,收敛半角的增大导致出口处气流压强降低,压强推力相应降低,因而推力降低(见图 8);当收敛半角小于 45° 时,质量流量和推力随收敛半角的增大而减小的程度较明显,当收敛半角大于 45° 时,随着收敛半角的增大,质量流量和推力虽有减小,但变化甚微,在收敛半角从 45° 增加到 50° 的角度范围内,质量流量的减小量仅为 0.12% ,推力的减小量为 0.17% ,并且随收敛半角的增加,质量流量和推力减小的幅度愈来愈小。

在保持喷管喉部型面、收敛半角、喉管直径、面积比以及边界条件不变的情况下,调整扩张半角的大小,并逐一进行数值模拟,得到如图 9 所示的比冲分别随扩张半角的关系变化。从图 9 可以看出,扩张半角对系统的性能影响比较明显,在扩张半角小于 60° 时,系统的比冲随之增大而升高,变化明显,扩张半角等于 60° 时出现转折,比冲达最高值 787 s ,若扩张半角再增大,比冲则呈下降趋势,这是由于工质气体氢气在扩张部分的接触面增大,容易形成回流,导致比冲降低。表 1 给出的是喉管直径与系统

比冲的关系,在保持喷管喉部型面、收敛半角、扩张半角、面积比以及边界条件不变的情况下,调整喉管直径的大小,并逐一进行数值模拟,结果发现,喉管直径也是影响系统性能的一个重要结构参数。由表 1 可以看出,喉管直径取 2 mm,系统的比冲对应为 751 s,若喉管直径过小,不仅不能提高系统的比冲,反而会减小工质气体的流量,进而减小推力大小,而且还增加工艺难度;若喉管直径过大,比冲会

下降,不利提高系统的性能。

表 1 比冲大小随喉管直径变化关系

喉管直径/mm	1	2	3	4
比冲/s	725	751	736	706

因此,本文在大量模拟计算的基础上,选取了一组结构参数:吸热腔内径 60 mm,工质气体入口管径 4 mm,长度 200 mm;喷管的收敛半角 30°,扩张半角 60°,喉管直径 2 mm,喉部由一圆弧连接,喉部壁面曲率半径与喷管喉部半径之比为 0.625,且喉部上游曲率半径等于喉部下游曲率半径,喷管膨胀面积比 100 进行数值模拟计算,结果得到系统的性能参数:比冲 $I_{sp}=803$ s,推力 $F=0.79$ N。

3 结语

1) 模拟结果进一步验证了太阳能热推进系统的工作原理,同时也证明了等壁温模型的正确性,可以有效地预测太阳能推进系统内部工质的流动传热状况。

2) 在其他参数一定的情况下,存在一组最佳结构参数:扩张半角 $\theta_{opt}=60^\circ$,喉管直径 $D_{opt}=2$ mm,对应于最高的比冲 $I_{sp}=803$ s;当收敛半角小于 45° 时,出口质量流量和推力随收敛半角增大而减小,变化较明显,当收敛半角增大到 45° 时,质量流量和推力几乎保持不变。

参考文献

- [1] 张纯良,王平.太阳能火箭发动机吸热/推力室流场及性能计算[J].航空动力学报,2006,21(5):943-948.
- [2] 张纯良,高芳,张振鹏,等.太阳能热推进技术的研究进展[J].推进技术,2004,25(2):187-192.
- [3] 夏广庆.STP 光热转换机理研究及实验系统方案设计[D].西安:西北工业大学,2005.
- [4] 夏广庆,唐金兰,毛根旺,等.折射式二次聚光太阳能热推力器性能预示[J].固体火箭技术,2005,28(2):79-82.
- [5] Radavich P M, Selamet A. A computational approach for flow-acoustic coupling in closed side branches [J]. Journal of Acoustical Society of America, 2001, 109(4):1022-1029.
- [6] 刘君,郭健.双斜喷管固体火箭发动机流动特性数值模拟[J].固体火箭技术,2002,25(1):8-15.
- [7] 萨顿 G P,比布拉兹 O.火箭发动机基础[M].北京:科学出版社,2003.

* 国防 863 资助项目(2008AA7020514)
甘肃省教育厅基金资助项目(0603-02)

作者简介:李星(1984-),女,硕士研究生,主要从事太阳能热推进技术的研究。

收稿日期:2009年11月27日

责任编辑 吕菁

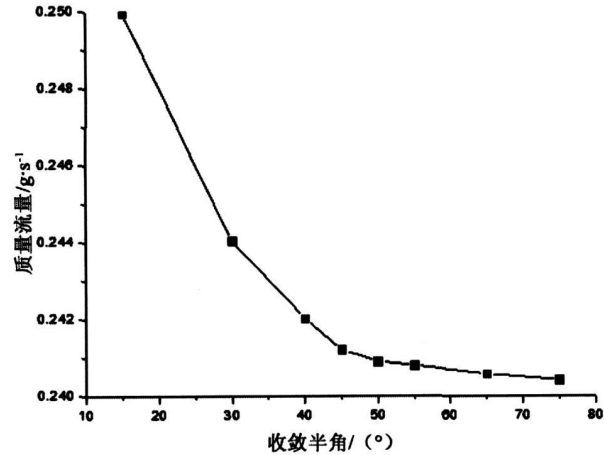


图 7 质量流量随收敛半角变化关系

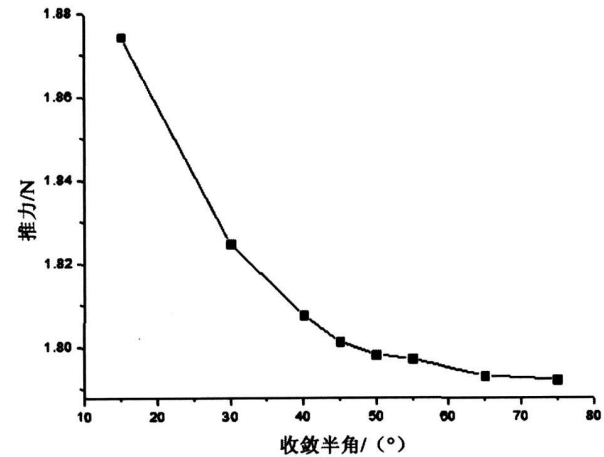


图 8 推力大小随收敛半角变化关系

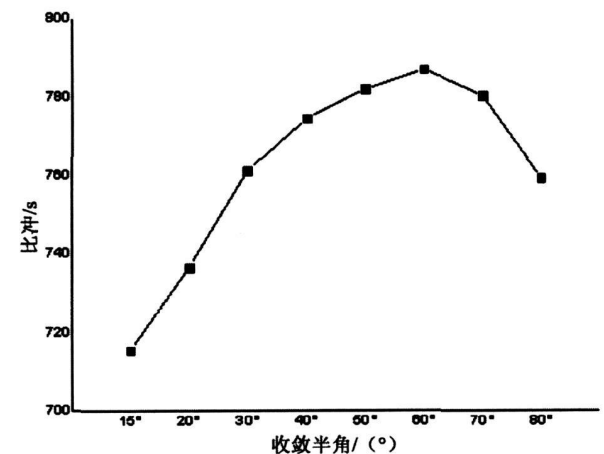


图 9 比冲大小随收敛半角变化关系