

文章编号: 1001-4322(2010)10-2295-04

用于太阳能推进的可折叠展开式伞状龙骨聚光器^{*}

戴剑锋¹, 赵 沛¹, 毛根旺², 孙毅彬¹, 李 星¹, 何成旦³

(1. 兰州理工大学 有色金属新材料国家重点实验室, 兰州 730050; 2. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072;
3. 中国空间技术研究院 兰州分院, 兰州 730000)

摘 要: 为有效提高空间太阳能聚光器的聚光效率, 提出了一种用于太阳能热推进器的具有伞状龙骨结构的可折叠展开式抛物面太阳能聚光器设计方案, 该方案可以克服充气展开式抛物面聚光器和刚性固定抛物面聚光器具有的技术难题。设计了一个聚光功率 100 kW, 开口圆半径 4.9 m 的可折叠展开式伞状龙骨结构正焦抛物面聚光器, 利用 Fluent 软件, 对太阳能热推进器进行了模拟和性能预示, 以氢气为工质气体, 得到系统的推力和比冲可以分别到达 10.23 N 和 701.4 s。结果表明: 这种推进器具有比冲高、推力适中的特点, 可以用于微小卫星、纳卫星的轨道转换及姿态控制。

关键词: 太阳能热推进; 聚光器; 伞状龙骨; 比冲; 推力

中图分类号: V439.6 **文献标志码:** A **doi:** 10.3788/HPLPB20102210.2295

太阳能热推进(STP)是直接利用聚集的太阳辐射能来加热推进剂, 从喷管产生推力驱动航天器的装置。它可满足太空多次重复使用及星际飞行的需要, 并实现约 2 500 K 的较高工质温度, 有时可超过 3 000 K, 具有比冲高、推力范围宽阔适中的特点^[1-2], 适合完成航天器的转轨飞行、姿态控制和轨道保持, 是应用于航天器推进系统中的一项极具发展潜力的新概念和新技术。但由于聚光器设计制造、聚光器跟日系统、STP 吸热/推力室材料及液氢贮箱等工艺技术难题, 尚未取得重大突破, 因此, STP 技术正处于探索研究阶段。太阳能聚光器是太阳能热推进系统的关键构成部分^[3]。在各种聚光器中, 理想的抛物面型聚光器聚光比最高, 计入太阳光夹角, 能实现 10^4 以上的聚光比^[4], 现有研究也主要集中于抛物面型固定刚性结构及充气展开式结构聚光器^[5]。固定刚性结构聚光器具有面差小、聚光比高的优点, 但也存在系统自重和体积大、有效采光面小、产生的聚光功率小、不能汇聚足够多的能量以加热 STP 推进器、不适合于深空作业等缺点。传统的充气展开式聚光器自重虽然较小, 有效地减轻了发射质量, 但系统复杂, 稳定性不高, 漏气问题无法彻底解决^[6], 使用时展开率不高, 展开速度无法控制, 展开面差大, 褶皱无法消除, 聚光比小, 从而严重制约了其发展。能产生比冲大、推力适中的 STP 系统对太阳能聚光器的基本性能要求^[7]: 高聚焦准确度 ± 0.1 级, 高反射率, 体积小, 重量轻, 在太空中使用和废弃容易, 表面缺陷少等。为了满足要求, 并克服现有聚光器的缺点, 本文引入伞状龙骨的概念, 设计出一种具有伞状龙骨结构的可折叠展开式抛物面太阳能聚光器, 该聚光器不仅适合于 STP 系统, 也可以用于空间天线、太阳帆、太阳能热发电系统。

1 设计和性能分析

受 STP 系统吸热-推力室尺寸以及二次聚光器最大几何尺寸影响, 为使吸热-推力室达到足够大的推进温度并获得高比冲, 应力求使聚光器达到尽可能大的几何聚光比。研究表明, 理想抛物面型聚光器的聚光比非常大^[8], 故设计选用抛物面型聚光器。图 1 为 STP 系统示意图, 图 2 为伞状龙骨聚光器结构图。

对于一个用于 STP 系统的一次聚光器, 为了获得 100 kW 的聚光功率, 使其能量聚光比大于 8 000, 几何聚光比大于 10 000, 并考虑到与折射式二次聚光器的耦合, 取近地球轨道半径区域太阳常数 $1\ 353\ \text{W}/\text{m}^2$ 。受二次聚光器入射光开口几何尺寸的影响, 为使一次聚光器聚集的太阳能充分被二次聚光器接收, 聚光器设计为可折叠展开式伞状龙骨结构抛物面型, 并采用正焦抛物面聚光, 方程为 $y = x^2/32$, 其焦距为 8 m, 投影圆(开口)半径为 4.9 m, 开口周长为 30.77 m, 开口面积为 $75.39\ \text{m}^2$, 抛物面反射面面积约为 $80\ \text{m}^2$ 。聚光器反射膜

* 收稿日期: 2009-12-28; 修订日期: 2010-01-19

基金项目: 国家高技术发展计划项目; 甘肃省教育厅基金项目(0603-02)

作者简介: 戴剑锋(1963—), 男, 博士, 教授, 博士生导师, 主要从事复合材料研究; daijf@lut.cn。

赵 沛(1980—), 男, 硕士研究生, 主要从事太阳能高效聚光技术研究; phekyl1999@sina.com。

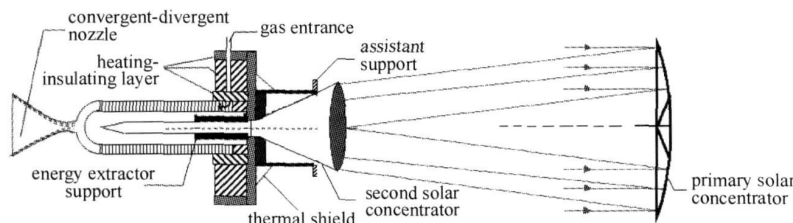


Fig. 1 Schematic diagram of solar thermal propulsion system

图1 STP系统示意图

的衬底材料选取厚度为 0.5 mm 的聚亚酰胺薄膜(kvlar, 密度 1.44 g/cm^3), 此材料在航天工程中多次使用, 证明具有很好力学性能(抗张强度高, 不易产生褶皱)和化学稳定性^[3,9-10]。反射膜为成膜性好、全太阳光谱范围内反射率高的铝膜, 厚度为 $10 \mu\text{m}$ 。为了提高反射率, 在反射膜上面镀一层厚度为 120 nm 的铝银复合膜作为增反膜。为了防止反射膜及增反膜在太空中的蒸发, 在增反膜上面镀一层厚度为 275 nm 的氧化硅薄膜。图 2~4 分别是伞状龙骨聚光器结构图、主体伞撑构件连接示意图以及末端抛物线伞撑和圆环撑的连接图。

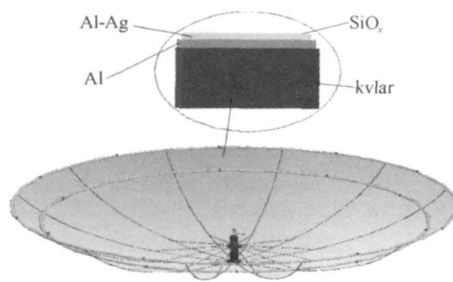


Fig. 2 Structure of umbrella-shaped keel

图2 伞状龙骨聚光器结构图

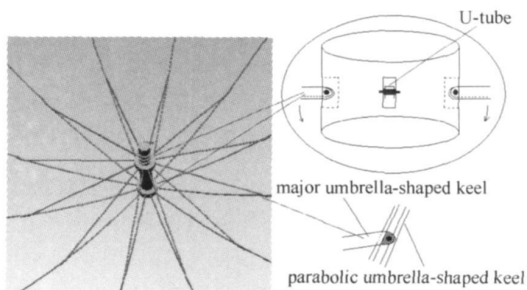


Fig. 3 Connection diagram of major components of umbrella-shaped keel

图3 主体伞撑构件连接示意图

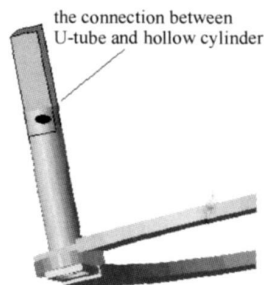


Fig. 4 Terminal connection diagram between umbrella strut and ring strut

图4 末端抛物线伞撑和圆环撑的连接图

为使聚光器具有足够大的刚度和强度, 设计采用日本生产的 SP700(Ti-4.5Al-3V-2Mo-2Fe)型低密度钛铝合金, 这种材料不仅强度高, 而且在 $755 \text{ }^\circ\text{C}$ 达超塑性, 延伸率可达 2 000%, 成形性好, 加工成本低, 可取代 Ti-6Al-4V。

在伞状龙骨构型中有 12 个抛物线状伞撑, 总长为 $498 \text{ cm} \times 12$ 。其中 U 型管长 490 cm, 宽 2 cm, 高 1.5 cm (根据材料力学计算, U 型管宽高比 4 : 3 时, 刚度即抗弯强度最大), 壁厚 1 mm; 空心管材直径 4.2 cm, 长 10 cm, 壁厚 1 mm。主伞撑为长度 $122 \text{ cm} \times 12$ 的 U 型管, 宽 1 cm, 厚 1 mm。中轴伞撑为长度 500 cm, 直径 2 cm 粗的空心柱体, 壁厚 1 mm。外围圆环片状支撑架周长分别为 30.77 m, 28.26 m, 宽 1 cm, 厚度 2 mm。

根据聚光器结构、材料和密度等参数进行计算, 得到伞状龙骨聚光器的总质量约为 30.8 kg, 未发射前折叠状态的体积约为 0.54 m^3 , 远小于固定刚性结构聚光器, 近似于充气展开式聚光器。

2 STP 性能模拟预示

性能预示所采用的吸热-推力室各壁面均设定为非滑移边界条件。至于热边界条件, 因为 STP 推力室比较小且是金属材料, 温度容易达到一致, 且内壁面热量来源为收集的太阳光, 具有高温向低温辐射从而达到相等的特性, 故设定内壁温度恒定为 2500 K 。吸热-推力室在高度真空腔中没有传导和对流换热情况, 且外壁温度很低, 向外散热量很小, 故外壁假设为绝热壁面。

利用 Fluent 软件, 结合国内外相关报道^[11-12], 对 STP 模型进行性能预示, 推进剂选用 H_2 , 壁面材料选用铌, 湍流模型采用标准的 $k-\epsilon$ 模型, 喷管入口采用压力入口边界条件, 进口总压为 0.1 MPa。参照美国和日本关于 STP 的机构尺寸^[13-16], 性能预示所采用的吸热-推力室结构如图 5 所示。

在伞状龙骨聚光器开口面积为 4.9 m^2 时, 取太阳常数 $I_{sc} = 1\,353 \text{ W/m}^2$ ^[4], 可以模拟得出 STP 系统吸热-推力室恒温壁的热通量为 61.2 kW 。推力器的系统热转换效率一般为 60% 以上^[17], 可验证聚光器聚光功率为 100 kW 。由此得出, 聚光器每 kW 的系统自重约为 0.308 kg , 介于固定刚性结构和充气展开结构之间。分析结果如表 1 所示。

表 1 STP 模型性能模拟结果

Table 1 Simulation results of the STP model

parameter	numerical value	units	parameter	numerical value	units
throat diameter	4	mm	velocity at exit	6 766.1	m/s
divergent half angle	20	(°)	flux at entrance λ_0	1.512	g/s
convergent half angle	30	(°)	flux at exit	1.512	g/s
area ratio of convergent-divergent nozzle	100	/	jet area of nozzle exit	0.001 96	m^2
gas pipe diameter	6	mm	pressure at nozzle exit	122	Pa
temperature of isothermal wall	2 500	K	thermal flux at isothermal wall	61.2	kW
thermal conductivity	0.530 7	$\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$	specific impulse	701.4	s
thermal capacity	18 550	$\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$	thrust	10.23	N

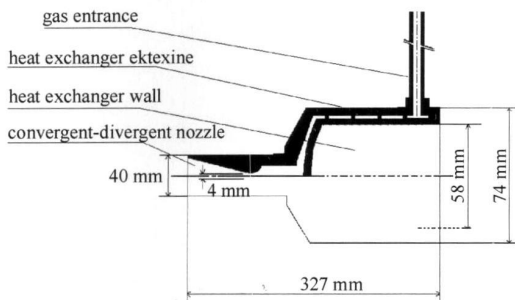


Fig. 5 Schematic of absorber-thruster structure adopted in performance investigation

图 5 性能预示所采用的吸热-推力室结构图

图 6 和图 7 分别表示喷管出口的流场速度分布和喷管等温度分布曲线。图 7 将喉管起点定位为坐标 0 点, 可以看出, 喉管处温度最高, 约为 $2\,510 \text{ K}$, 最低温度 70 K (未标出), 喷管设计时, 图 6、图 7 可以参照此进行材料选取, 避免烧蚀现象。

根据性能预示, 可以看出 STP 推进系统的比冲介于化学推进与电推进之间, 弥补了化学推进与电推进所具有的性能空白^[11], 具有比冲高、推力适中的性能优势。

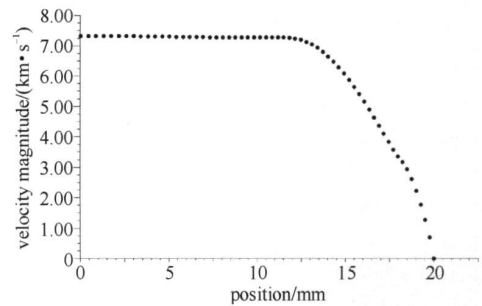


Fig. 6 Velocity profile at nozzle outlet

图 6 喷管出口边沿的流场速度分布图

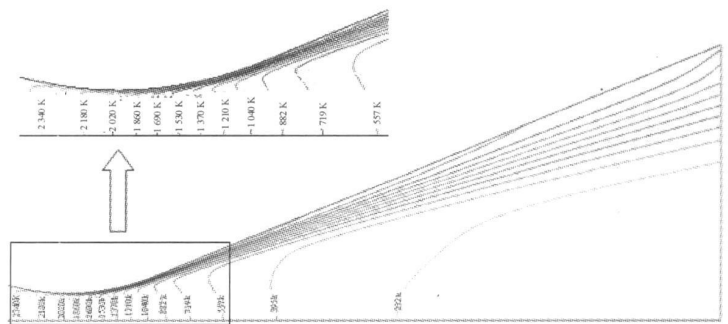


Fig. 7 Isothermal lines of nozzle

图 7 喷管等温度分布曲线

3 结论

针对 STP 充气展开式抛物面聚光器应用中遇到的诸多问题, 提出将伞状龙骨结构引入设计方案。设计了一个开口半径为 4.9 m 的伞状龙骨聚光器, 并根据材料和结构参数计算出聚光器未发射折叠体积为 0.54 m^3 , 系统自重为 30.8 kg , 由此得出其平均每 kW 系统自重为 0.308 kg 。利用软件对其进行了性能预示, 系统的推力和比冲可以分别到达 10.23 N 和 701.4 s , 证明采用这种伞状龙骨聚光器, 具有自重低、功率高、比冲高、推力适中的特点, 同时龙骨结构的引入可以极大的消除面差, 降低了传统聚光器的加工制造难度, 提高了工作稳定性, 是现行 STP 系统设计的可靠方案。

参考文献:

- [1] Schleinitz J P, Lo R E. Solar thermal OTVS in comparison with electrical and chemical propulsion systems[R]. IAF-87-1999, 1999.
- [2] Leigh L M, Tinker M L. Dynamic characterization of an inflatable concentrator for solar thermal propulsion[J]. *Journal of Spacecraft and*

- Rockets*, 2003, **40**(1): 24-29.
- [3] 沈自才. 充气展开式结构在航天器中的应用[J]. 航天器环境工程, 2008, **25**(4): 323-329. (Shen Zicai. Applications for inflatable deployment structures in spacecraft. *Spacecraft Environment Engineering*, 2008, **25**(4): 323-329)
- [4] 张纯良, 张振鹏, 魏志明. 太阳能火箭发动机聚光器设计方法[J]. 航空动力学报, 2004, **19**(4): 557-561. (Zhang Chunliang, Zhang Zhenpeng, Wei Zhiming. Design of concentrator for solar thermal propulsion. *Journal of Aerospace Power*, 2004, **19**(4): 557-561)
- [5] 方荣生, 项立成, 李亭寒, 等. 太阳能应用技术[M]. 北京: 中国农业机械出版社, 1985. (Fang Rongsheng, Xiang Licheng, Li Tinghan, et al. Applications of solar technology. Beijing: China Agricultural Machine Press, 1985)
- [6] 姚涛涛, 张玉珠. 可展开航天器的充气系统分析[J]. 国际太空, 2008, (1): 32-35. (Yao Taotao, Zhang Yuzhu. Analysis on the inflatable system of deployable aircraft. *Space International*, 2008, (1): 32-35)
- [7] 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. (Zhang Chunliang, Gao Fang, Zhang Zhenpeng, et al. Investigation and development on solar thermal propulsion. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, **25**(2): 187-192)
- [8] 夏广庆, 唐金兰, 毛根旺. 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. (Xia Guangqing, Tang Jinlan, Mao Genwang. Performances prediction of solar thermal propulsion system with refractive secondary concentrator. *Journal of Solid Rocket*, 2005, **28**(2): 79-82)
- [9] 马小飞, 宋燕平, 韦娟芳, 等. 充气式空间可展开天线结构概述[J]. 空间电子技术, 2006, (3): 10-15. (Ma Xiaofei, Song Yanping, Wei Juanfang, et al. Review on the structure of inflatable deployment. *Space Electronic Technology*, 2006, (3): 10-15)
- [10] 陈健, 曹永, 陈君. 太阳帆推进技术研究现状及其关键技术分析[J]. 火箭推进, 2006, **32**(5): 37-42. (Chen Jian, Cao Yong, Chen Jun. Current status of solar sail propulsion and analysis of its key techniques. *Journal of Rocket Propulsion*, 2006, **32**(5): 37-42)
- [11] 夏广庆, 毛根旺, 唐金兰, 等. 太阳能热推进的研究与发展[J]. 固体火箭技术, 2005, **28**(1): 10-14. (Xia Guangqing, Mao Genwang, Tang Jinlan, et al. Research and development of solar thermal propulsion. *Journal of Solid Rocket*, 2005, **28**(1): 10-14)
- [12] Frye P E, Shoji J M. Innovative applications of solar thermal propulsion [R]. AIAA-92-3081, 1992.
- [13] Kennedy F G, Palmer P L. Preliminary design of a micro-scale solar thermal propulsion system[R]. AIAA-2002-3928, 2002.
- [14] Sahara H, Sahara H, Shimizu M, et al. Opposed-cavity solar thermal thruster made of single crystal tungsten[R]. IEPC-01-214, 2001.
- [15] Markopoulos P, Coleman H W, Hawk C W. An uncertainty assessment of performance evaluation methods for solar thermal absorber/thruster testing[R]. AIAA-96-3012, 1996.
- [16] Shimizu M, Naito H, Sahara H, et al. 50 mm cavity diameter solar thermal thruster made of single crystal molybdenum[R]. AIAA-2001-3733, 2001.
- [17] 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. (Zhang Chunliang, Wang Ping. Flow and performance calculation of absorber/thruster of solar thermal propulsion. *Journal of Aerospace Power*, 2006, **21**(5): 943-948)

Deployable umbrella-shaped keel concentrator used in solar thermal propulsion system

Dai Jianfeng¹, Zhao Pei¹, Mao Genwang², Sun Yibin¹, Li Xing¹, He Chengdan³

(1. State Key Laboratory of Gansu Advanced Non-ferrous Metal Materials,

Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China;

2. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

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

Abstract: A deployable umbrella-shaped keel concentrator has been proposed for the solar thermal thruster (STP) system. The improved concentrator overcomes the shortcomings of traditional inflatable concentrators and rigid fixed concentrators. A deployable solar paraboloid concentrator has been designed. It adopts the collapsible umbrella-shaped keel with a concentration power of 100 kW and an aperture radius of this 4.9 m. The performance of the STP system equipped with this concentrator has been investigated with the software Fluent. The results reveal that the thrust and specific impulse can reach 10.23 N and 701.4 s respectively, indicating this system is applicable to attitude control and orbit transfer for micro- and nano-satellites.

Key words: solar thermal propulsion; concentrator; umbrella-shaped keel; specific impulse; thrust