

太阳能热推进系统效率分析

邢宝玉, 黄敏超, 程谋森, 刘 昆

(国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 太阳能热推进采用小分子量气体作为推进剂可以获取 800~900 s 高比冲, 但提高推进系统的换热效率是目前亟待解决的问题。本研究建立了太阳能热推进系统主要部件的基本分析模型, 在利用有限单元法进行热分析的基础上, 对系统在多种工况下的相关参数进行了计算, 分析了各部件主要参数对提高太阳能热推进系统热效率和推进效率的影响, 得出了系统效率在不同工作状态下的变化规律, 并提出了提高系统效率的措施。

关键词: 太阳能热推进; 热效率; 性能分析; 数值仿真

中图分类号: V439.6 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 05-0023-08

Thermal efficiency analysis of solar thermal propulsion system

XING Bao-yu, HUANG Min-chao, CHENG Mou-sen, LIU Kun

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

Abstract: Solar thermal propulsion system can provide a high special impulse of 800 s~900 s when it takes small molecular weight gas as propellant, but it is a significant issue to improve the heat transfer efficiency of the thermal propulsion system. The basic analysis models of main parts in the solar thermal propulsion system were built. Based on thermal analysis performed by using the finite element method, the correlative parameters of the system at different working conditions were calculated. The influence of the main parameters of each assembly unit on the improvement of thermal efficiency and propulsive efficiency of the solar thermal propulsion system was analyzed. The change rule of system efficiency in different working status was achieved. The measures to improve the thermal efficiency of the system are proposed in this paper.

Keywords: solar thermal propulsion; thermal efficiency; performance analysis; numerical simulation

收稿日期: 2013-06-03; 修回日期: 2013-08-27

基金项目: 部委级资助项目 (9140A20100413KG01293)

作者简介: 邢宝玉 (1984—), 男, 博士研究生, 研究领域为热推进技术

0 引言

太阳能热推进技术 (Solar Thermal Propulsion) 利用汇聚的太阳光把小分子量推进剂加热成高温气体,并在拉瓦尔喷管中加速膨胀产生推力,可以获取 800~900 s 的高比冲^[1-3]。目前,热推进技术(包括太阳能热推进技术和核热推进技术)是美国 NASA 的重点发展项目,而太阳能热推进又是近期将应用于空间飞行器的优先发展技

术^[4-5],但提高太阳能热推力器的光热转换效率是亟需解决的关键科学问题(NASA 2015 年太阳能热推力器的热效率目标是 70%),它最终决定了整个太阳能热推进系统的工作效率和性能。

太阳能热推进系统主要由聚光器、换热芯和喷管等部件组成,如图 1 所示。本文在各部件热分析的基础上,分析了各部件主要参数对提高太阳能热推进系统热效率的影响,得出了系统在不同工作状态下的变化规律,提出了提高热效率的措施。

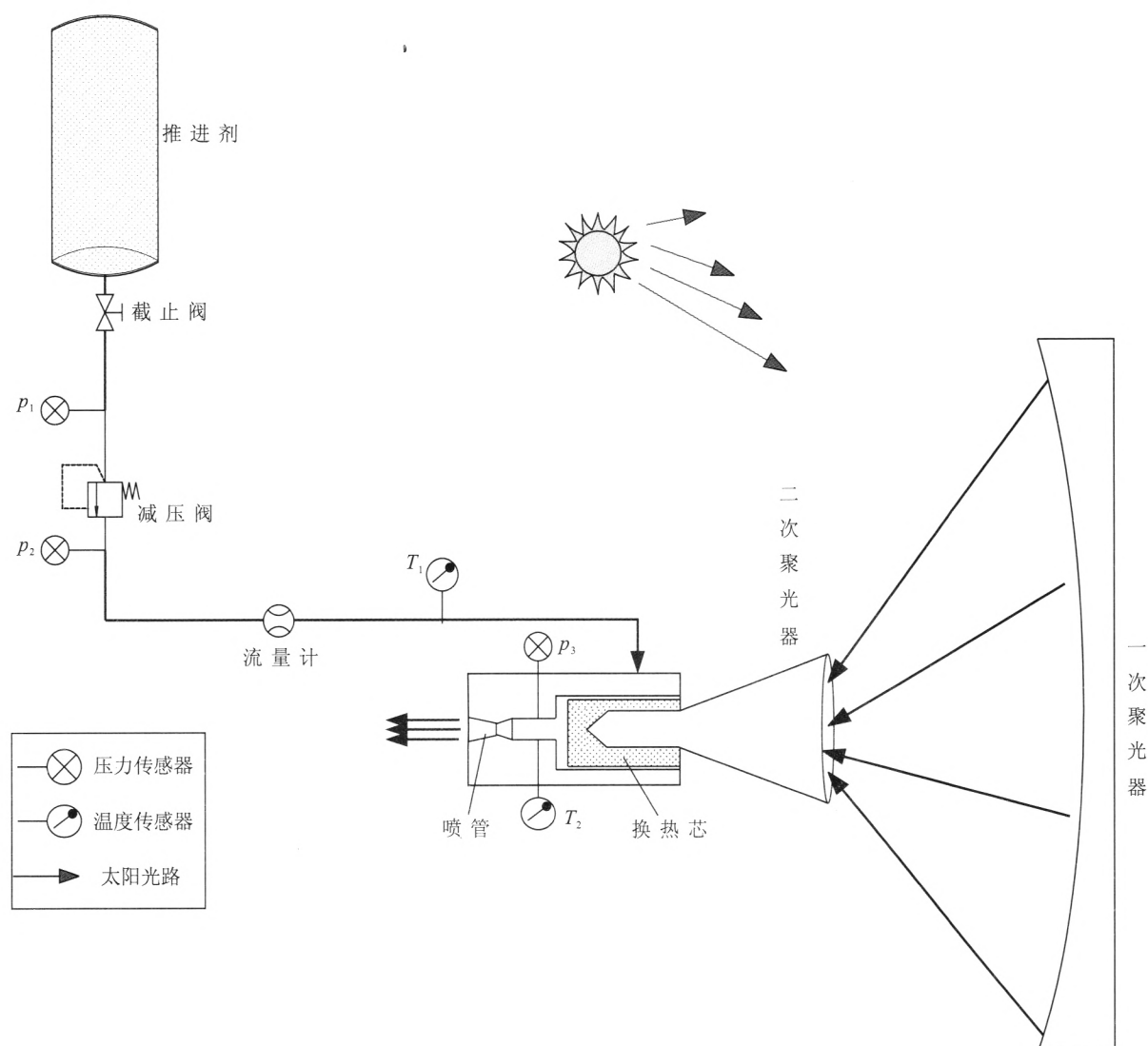


图 1 太阳能热推进系统图

Fig. 1 Diagram of solar thermal propulsion system

1 数学模型

1.1 聚光器模型

太阳光进入推力器加热推进剂之前,要利用旋转抛物面主聚光器进行汇聚,形成高温焦斑。经过主聚光器汇聚后可获得的太阳能功率为

$$P = \frac{1}{4} \eta_1 I \pi D^2 \quad (1)$$

式中: η_1 为主聚光器效率; I 为太阳辐射常数, $I = 1367 \text{ W/m}^2$ 。

旋转抛物面聚光拟使用多轴转动的日光反射装置,将太阳光反射至聚光器,提高系统对太阳的追踪能力。吸收器/推力室放置于抛物面的焦点处,利用聚光器汇聚的太阳辐射直接加热吸收器/推力室^[6-7]。

汇聚后的光斑温度与聚光比的关系为

$$T_{\text{focal}} = T_{\text{sun}} \left(\frac{C_g}{46000} \right)^{\frac{1}{4}} \quad (2)$$

式中: T_{sun} 为太阳表面温度; C_g 为聚光器系统的理论聚光比,由于光线在吸收腔内的发散,实际的聚光比需要根据面积比等条件进行修正。通过光斑温度即可计算出吸收腔表面的温度,进一步得到推力室的室温。

为了降低主聚光器对太阳光跟踪精度的要求并补偿由此而造成的聚光比损失,并尽可能提高推力室吸收太阳辐射的效率,采用折射式二次聚光器对太阳光进行二次汇聚。折射式二次聚光器基于折射和内部全反射原理制成,可使汇聚的太阳光在推力器的吸收腔内均匀分布。折射式二次聚光器由固体单晶材料制成,吸收太阳光谱的能量少。单晶材料对于所有波长小于等于 $5 \sim 6 \mu\text{m}$ 的太阳光谱来讲,理论上是透明的,即无吸收损失;波长大于 $5 \sim 6 \mu\text{m}$ 的太阳光谱将被单晶材料吸收,而造成的能量损失也仅为约 0.5%。主要的能量损失来自于聚光器入口处的反射,可通过减反射膜来进一步提高效率^[8-10]。经过二次聚光器后推力器获得的太阳功率为

$$P_2 = \eta_2 P \quad (3)$$

式中 η_2 为二次聚光器效率。

1.2 供应系统模型

1.2.1 局部流阻模型

气体通过过滤器、截止阀等组件时,其流动方向面积变化较大,可忽略压缩性的影响,认为压力损失由流体加速、回流等因素造成。压降为

$$\Delta p_1 = \xi \frac{\dot{m}^2}{2\rho A_1} \quad (4)$$

式中: \dot{m} 为推进剂质量流量; A_1 为组件截面积; ξ 为局部损失系数。

1.2.2 沿程流阻模型

对于长径比较大、面积不变或变化小的流路(如管路等),压降为

$$\Delta p_2 = f \cdot \frac{\Delta x}{D} \cdot \frac{\dot{m}^2}{2\rho A_2} \quad (5)$$

式中 f 为流阻系数,对于光滑流路流阻系数 f 由下式得到

$$f = \begin{cases} \frac{64}{Re}, & Re < 2300 \\ 0.3164/Re^{0.25}, & 2300 \leq Re \leq 10^5 \\ 0.0032 + \frac{0.221}{Re^{0.237}}, & Re > 10^5 \end{cases}$$

Δx 为管路的长度; D 为管路直径。从前式中可以看到,沿程流阻模型具体取值取决于流路中的 Re 和管路直径 D 。

1.3 推力器模型

推力器主要由换热芯和喷管两部分组成^[11-12]。汇聚的太阳光对换热芯进行加热,换热芯温度升高后再对其内部流动的工质进行加热,根据能量守恒定律有

$$\dot{m} h_i + P_2 = \dot{m} h_e + \dot{Q}_{\text{loss}} \quad (6)$$

式中: h_i , h_e 分别为换热芯入口和出口处的比焓;

\dot{Q}_{loss} 为换热芯对外热损失功率。

喷管内质量流量

$$\dot{m}_i = \frac{A_i P_c}{\sqrt{RT_c}} \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (7)$$

式中: R 为气体常数; T_c 为推力室温度。

理论出口速度为

$$v_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma+1} RT_c \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (8)$$

推力室推力定义为

$$F = \dot{m} v_e + A_e (p_e - p_a) \quad (9)$$

推力室比冲定义为

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} g} \quad (10)$$

推进系统热效率定义为

$$\eta_t = \frac{\dot{m} h_e + \frac{1}{2} \dot{m} v_e^2}{\dot{m} h_i + P} \quad (11)$$

系统推进效率可定义为

$$\eta = \frac{\dot{m} v_e^2}{2(\dot{m} h_i + P)} \quad (12)$$

1.4 传热模型

推力室壁面传热采用能量输运方程, 固体结构的导热满足傅里叶定律, 微分方程为

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} + \frac{\Phi}{\lambda} = 0 \quad (13)$$

式中: Φ 为太阳能入射功率; λ 为推力器壁面导热系数。

空间工作环境下, 边界条件只需要考虑推力器与外部环境的辐射换热, 也是推进系统热损失的主要来源:

$$-\lambda \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_w = \varepsilon_w \sigma (T_w^4 - T_a^4) \quad (14)$$

式中: T_w 为推力器外表面温度; T_a 为外部环境温度; ε_w 为外壁面发射率; $\sigma = 5.669 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$ 是斯蒂芬-波尔兹曼常数。

2 计算条件

2.1 太阳光入射条件

太阳光入射条件通过改变主聚光器直径来调节, 本文选择 1 m, 2 m, 3 m 和 4 m 直径的 4 种

聚光器, 研究太阳入射功率对推力器热效率的影响。在固定一种直径的情况下, 计算热效率、比冲和推力随聚光比的变化。聚光比的变化范围为 1 000~10 000。

2.2 热物理参数

推力室设计为 3 层复合壁面。内层为耐高温金属层, 中间层为隔热层, 外层为金属支撑层。其中耐高温金属层设计为微流道换热结构, 材料选择金属钼, 隔热层材料选择氧化铝/硅纤维, 金属支撑层材料选择不锈钢。各层材料的主要热物性参数见表 1。

表 1 主要材料热物性参数

Tab. 1 Thermal properties of main materials

	密度/ ($\text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$)	导热系数/ ($\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)	比热容 ($\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)
钼	10.0	93.7	328
氧化铝/硅纤维	0.2	0.01	200
不锈钢	7.82	15.2	460

推进剂为氢气, 假定为理想气体。推进剂入口温度 300 K, 主要热物性参数设置如表 2 所示。

表 2 氢气热物性参数

Tab. 2 Thermal properties of hydrogen

	密度/ ($\text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$)	导热系数/ ($\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)	比热容/ ($\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)	动力粘度/ ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{s}^{-1}$)
氢气	0.081 85	0.182	14 314	8.963

3 仿真结果与分析

将上述太阳能热推进系统的热物理参数和边界条件施加到计算模型上, 在稳态热分析的基础上, 得到推力器热效率、比冲和推力的变化规律。

3.1 固定推力室压力

首先分析了推力室压力和聚光比对推力器性能的影响。在仿真中设定固定的室压, 通过室压计算推力器的比冲、推力和热效率等性能参数。

由图 2 可知, 随着聚光比增大, 推进剂可获得的总温逐渐升高, 且随着推力室压力的增大, 推进剂总温呈现整体降低的趋势。在压力大于 0.4 MPa 时, 推进剂的总温就很难达到 2 000 K 了。

由图 3 可知, 在固定推力室压力的情况下, 随着聚光比的增大, 推力器的热效率呈上升趋势; 并且随着推力室压力增大, 推力器的热效率呈现整体升高的趋势, 而热效率随聚光比增大而增大的趋势也慢慢减小。对于采用 3 m 直径聚光器的推进系统, 室压大于 0.3 MPa 以后, 聚光比变化对热效率的影响可以忽略不计。室压 0.3 MPa 是该工况下的临界点, 在聚光比大于 5 000 以后, 热效率的变化可以忽略, 而 0.2 MPa 的室压则存在效率过低的缺陷。

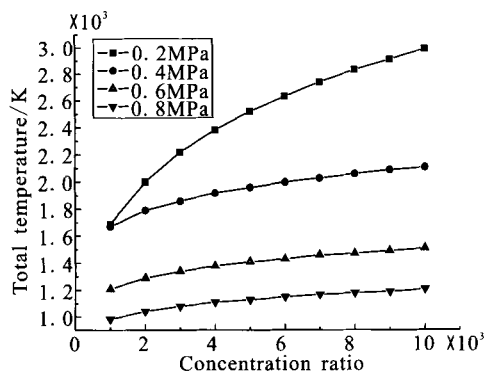


图 2 不同推力室压力下推进剂总温随聚光比的变化

Fig. 2 Variation of propellant total temperature with concentration ratio at different pressures of thrust chamber

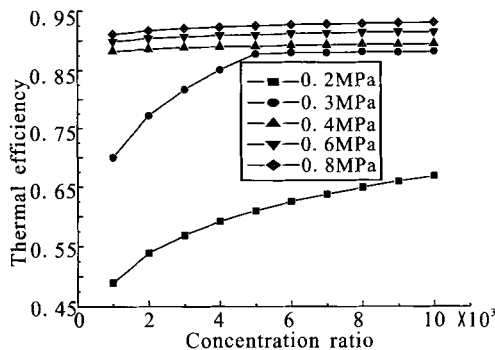


图 3 不同推力室压力下系统热效率随聚光比的变化

Fig. 3 System thermal efficiency vs concentration ratio with different thruster pressure

对于系统的推进效率, 同样在室压大于 0.3 MPa 以后, 聚光比对效率的影响基本可以忽

略, 如图 4 所示。0.3 MPa 时, 聚光比大于 5 000 后效率与 0.4~0.8 MPa 是非常接近的。而 0.2 MPa 同样存在效率过低的缺陷。

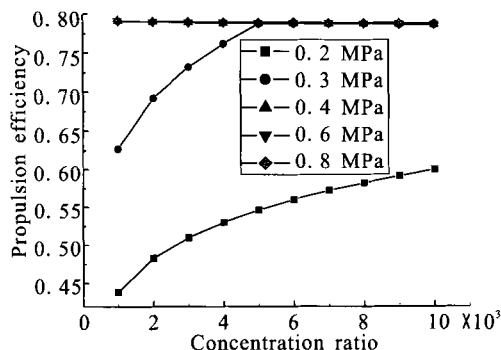


图 4 不同推力室压力下系统推进效率随聚光比的变化

Fig. 4 System propulsion efficiency versus concentration ratio at different pressures of thrust chamber

在不同压力条件下, 比冲和推力随聚光比的变化见图 5 和图 6。随着聚光比增大, 推力器所获得的比冲逐渐增大, 且随压力增大, 推力器的比冲呈现整体下降的趋势。随着聚光比的增大, 推力器的所获得的推力呈下降趋势, 并且随着压力增大, 推力器的推力呈现整体升高的趋势, 而在压力较小时, 推力随聚光比的变化不明显。

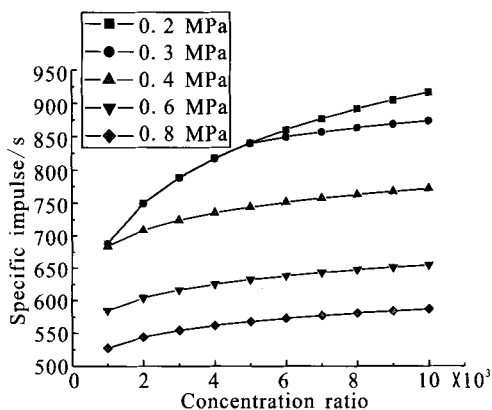


图 5 不同推力室压力下比冲随聚光比的变化

Fig. 5 Special impulse vs concentration ratio at different pressures of thrust chamber

综上所述可知, 室压较大时如选择 0.8 MPa, 可以获取较大的推力和较高的热效率, 但是系统可获得的动能效率与 0.3 MPa 时提高不明显, 而此时的比冲过低, 所以并不是理想的选择方案。

以上的分析是针对 3 m 直径的聚光器来计算的, 综合比较可知 0.3 MPa 的室压是比较合适的选择, 比冲可大于 800 s, 同时推力在 2 N 左右。同样对于其他直径的聚光器也存在一个较优的室压选择。根据不同的空间任务所需的比冲和推力, 来设定室压才是可行的。

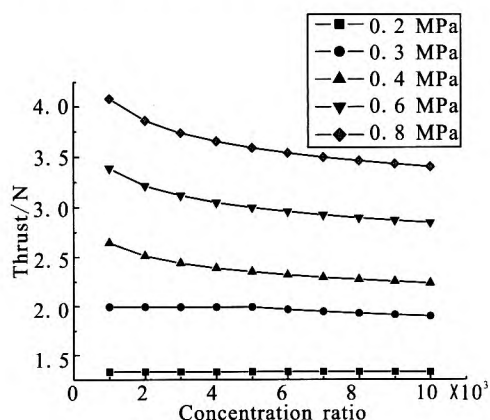


图6 不同推力室压力下推力随聚光比的变化

Fig. 6 Thrust vs concentration ratio at different pressures of thrust chamber

3.2 固定推力室比冲

对于空间推进系统, 比冲是非常重要的性能参数。下面分析在保证系统比冲最大的前提下, 聚光器直径和聚光比对系统比冲、推力和热效率的影响。

在一定的聚光比下, 吸收腔所能获得的最高温度是一定的, 此时对应的比冲是在该聚光比下所能得到的最高比冲, 不受输入能量的影响。推力器的吸收器所能达到的最高温度和最高比冲随聚光比的变化规律如图 7 所示。随着聚光比从 1 000 增大到 10 000, 吸收器所能达到的最高温度从 1 680 K 升高到 2 990 K, 最高比冲从 687 s 升高到 916 s。

由图 8 可知, 随着聚光比的增大, 推力器的热效率呈下降趋势。并且随着聚光器直径增大, 即太阳光入射功率的增大, 推力器的热效率呈现整体升高的趋势。而热效率随聚光比增大而下降的趋势也慢慢减小。对于采用 1 m 直径聚光器的推进系统, 推力器热效率受聚光比变化的影响最大, 随聚光比增大, 热效率从 0.845 下降到

0.796, 变化幅度较大。而采用 4 m 直径聚光器的推进系统, 推力器热效率受聚光比变化的影响最小, 同样的聚光比变化条件下, 热效率仅从 0.884 降到 0.881。在同样的聚光比条件下, 推力器可获取的温度是一定的, 对应的热损失也是一定的, 所以输入太阳功率小的情况下, 热效率也相应较小。热损失在总能量中所占的比例大, 所以对热效率的影响也比较剧烈。

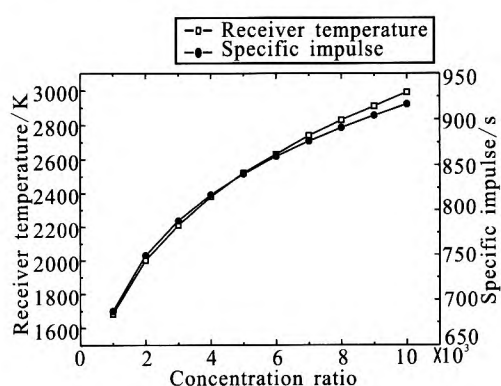


图7 推力器最高温度和比冲随聚光比的变化

Fig. 7 Variation of thruster maximum temperature and special impulse with concentration ratio

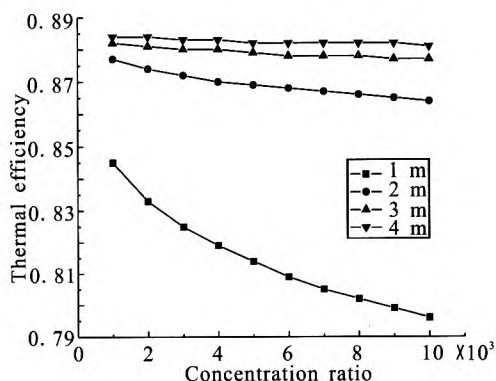


图8 不同主聚光器直径下系统热效率随聚光比的变化

Fig. 8 System thermal efficiency vs concentration ratio at different main concentrator diameters

由图 9 可知, 随着聚光比的增大, 推力器的所获得的推力呈下降趋势, 并且随着聚光器直径增大, 即太阳光入射功率的增大, 推力器的推力呈现整体升高的趋势, 这一点与热效率的变化相同。而与热效率变化不同的是, 随着直径的增大, 推力随聚光比增大而下降的趋势也慢慢增

大。对于采用 4 m 直径聚光器的推进系统，推力受聚光比变化的影响最大，随聚光比增大，推力从 4.682 N 下降到 3.195 N，变化幅度较大。而采用 1 m 直径聚光器的推进系统，推力器推力受聚光比变化的影响最小，同样的聚光比变化条件下，热效率仅从 0.277 N 降到 0.178 N。

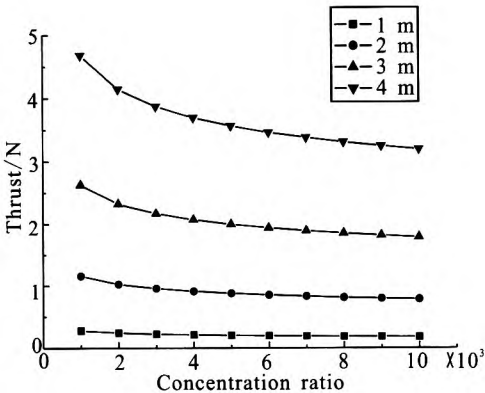


图 9 不同主聚光器直径下推力随聚光比的变化
Fig. 9 Thrust vs concentration ratio at different main concentrator diameters

图10显示了在不同隔热层导热系数下，推力器热效率随聚光比的变化。可以看出，随着导热系数的增大，系统的热损失增大，热效率降低。当导热系数较小时，如采用 0.01 W/(m·K) 的材料，聚光比对系统热效率的影响较小。当导热系数较大时，系统热损失较多。当输入功率一定时，随着聚光比的增大，推力室温度不断升高，对外热损失也不断升高，直到输入功率与热损失功率接近时，系统将不再能够起到加热工质的作用，热效率也接近于 0。图中 0.5 W/(m·K) 的材料的变化曲线显示的即是这种情况。因此，隔热层的导热系数在小于 0.01 W/(m·K) 时，可以获得较理想的性能，导热系数不应超过 0.5 W/(m·K)。

推力器外层壁面的表面发射率影响了与外界辐射换热强度，因此对热效率也有一定的影响。图 11 显示了在不同的表面发射率下，推力器热效率随聚光比的变化。可以看出，随着表面发射率的减小，系统的热效率只有较小幅度的提高。粗糙表面和抛光表面的热效率相差在 1%之内。

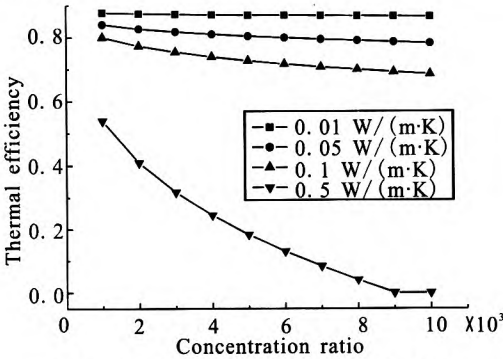


图 10 不同隔热层导热系数下系统热效率随聚光比的变化

Fig. 10 System thermal efficiency vs concentration ratio at different insulation thermal conductivities

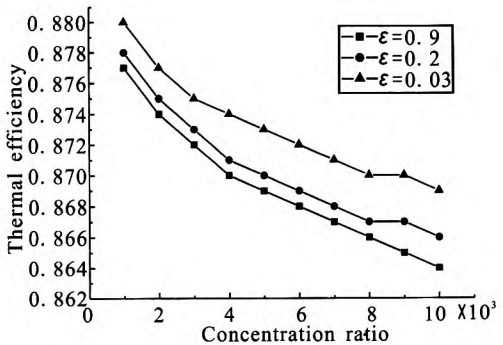


图 11 不同外表面发射率下系统热效率随聚光比的变化

Fig. 11 Thermal efficiency vs concentration ratio at different external-surface emissivities

4 结论

在热分析的基础上对太阳能热推进系统的热效率进行了分析，研究了在不同工况下主要参数对推进系统热效率、比冲和推力的影响，得到以下主要结论：

- 1) 在固定推力室压力的情况下，随着聚光比的增大，推力器的热效率呈上升趋势，并且随着推力室压力的增大，热效率和推进效率整体提高。不同的输入太阳能功率都对应一个临界室压值，室压大于该值时，压力的增大和聚光比的增大对系统效率的影响都变的很小，尤其是系统的推进效率变化基本可以忽略。
- 2) 在保证系统获取最高比冲的情况下，随着聚光比的增大，推力器的热效率呈下降趋势。

但是随着太阳光入射功率的增大,热效率随聚光比增大而下降的趋势也慢慢减小,同时推力器的热效率呈现整体升高的趋势。相同的隔热层条件下,设计较大推力的系统更提高热效率。

3) 随着聚光比从 1 000 增大到 10 000,吸收器所能达到的最高温度从 1 680 K 升高到 2 990 K,最高比冲从 687 s 升高到 916 s。随着聚光比的增大,推力器的所获得的推力呈下降趋势。与热效率变化不同的是,随着直径的增大,推力随聚光比增大而下降的趋势也慢慢增大。

4) 隔热层导热系数对推力器热效率有着较大的影响。推力器外层壁面的表面发射率对推力器影响较小。提高推力器的效率,必须要减小隔热层的导热系数,并对外壁面做抛光处理。

参考文献:

- [1] SCHARFE D B, YOUNG M. A study of solar thermal propulsion system enhancement via thermal storage and thermal-electric conversion[C]// The 57th JANNAF Joint Subcommittee Meeting. Colorado Springs, CO: JANNAF, 2010: 345-352.
- [2] SCHARFE D B, YOUNG M P, GILPIN M R, et al. High energy advanced thermal storage for spacecraft solar thermal power and propulsion systems, A887455 [R]. Huntsville, AL: JANNAF, 2011.
- [3] SHIMIZU M, ITOH K, NAKAMURA Y. Very small solar thermal thruster made of single crystal tungsten for micro/nanosatellites [R]. Huntsville, Alabama, USA: AIAA, 2000.
- [4] OLSEN A D, CADY E C, JENKINS D S, et al. Solar thermal upper stage cryogen system engineering checkout test, AIAA 99-2604 [R]. Los Angeles, California, USA: AIAA, 1999.
- [5] KENNEDY F G, PALMER P L. Preliminary design of a micro-scale solar thermal propulsion system, AIAA 2002-3928[R]. USA: AIAA, 2002.
- [6] WONG W A, GENG S M, CASTLE C H, et al. Design, fabrication and test of a high efficiency refractive secondary concentrator for solar applications, AIAA 2000-2998[R]. USA: AIAA, 2000.
- [7] SALEM J A, QUINN G D. Failure analysis of sapphire refractive secondary concentrators, NASA/TM-2009-215802 [R]. USA: NASA, 2009.
- [8] 夏广庆, 毛根旺, 唐金兰, 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.
- [9] 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.
- [10] 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.
- [11] BREND N. System study for a solar thermal thruster with thermal storage, AIAA 2003-5031 [R]. USA: AIAA, 2003.
- [12] COLONNA G, CAPITTA G, CAPITELLI M, et al. Model for ammonia solar thermal thruster [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2006, 20(4): 772-779.
- [13] 杨杰, 杨立军. 推进剂通道结构对太阳热发动机影响数值研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(4): 200-206.
- [14] KHARYTONOV O, KIFORENKO B. Finite-thrust optimization of interplanetary transfers of space vehicle with bimodal nuclear thermal propulsion, IAC-10-C1.9.7[R]. USA: IAF, 2010.
- [15] ANDERSON D J, PENCIL E, PETERSON T. et al. In-Space propulsion technology products for NASA's future science and exploration missions, N20110016163 [R]. USA: NASA, 2011.
- [16] FINOGENOV S, KUDRIN O. Spectral-selective solar thermal micro-thruster, AIAA 2008-4863[R]. USA: AIAA, 2008.
- [17] LEENDERS H C M, ZANDBERGEN B T C. Development of solar thermal thruster system, IAC-08-D1.1.01 [R]. USA: IAF, 2008.

(编辑: 陈红霞)