

# 蓄热式太阳能热光伏-热推进双模系统换热特性 数值模拟研究\*

张晏鑫<sup>1,2</sup>, 鲍创<sup>1</sup>, 閻海峰<sup>1</sup>, 宋方舟<sup>1</sup>, 高鹏<sup>3</sup>, 刘向雷<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏南京 210016;

2. 中国空气动力研究与发展中心, 四川绵阳 621000;

3. 天津电源研究所 化学与物理电源技术重点实验室, 天津 300384)

**摘要:** 通过三维数值模拟研究蓄热式太阳能热光伏-热推进双模系统的蓄/释热特性和推进性能。在蓄热式太阳能热推进系统工程模型的基础上, 通过射线光学的光路分析验证了聚光器设计的合理性, 并获得吸热腔壁面能量分布情况, 进一步研究了相变蓄热过程的影响因素。基于场协同原理对热光伏再生冷却结构进行了优化设计, 使热光伏具有较好的散热特性, 提高发电功率; 通过整机流动换热仿真, 分析了工质流体在推进器内部的换热情况。计算结果表明, 蓄热式热推进器具有达到734s比冲和0.9N推力的推进性能, 以及能够满足日蚀区微小卫星的供电和推力需求。

**关键词:** 太阳能热推进; 蓄热; 热光伏; 场协同原理; 比冲

中图分类号: V439.6 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 12-2866-15

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200163

## Numerical Simulation of Heat Transfer Characteristics of Regenerative Solar Thermophotovoltaic-Propulsion Bi-Modal System

ZHANG Yan-xin<sup>1,2</sup>, BAO Chuang<sup>1</sup>, XIA Hai-feng<sup>1</sup>, SONG Fang-zhou<sup>1</sup>, GAO Peng<sup>3</sup>, LIU Xiang-lei<sup>1</sup>

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;

3. Science and Technology on Power Sources Laboratory, Tianjin Institute of Power Sources, Tianjin 300384, China)

**Abstract:** The heat storage and heat release characteristics and propulsion performance of solar thermophotovoltaic-propulsion bi-modal system is investigated by numerical calculation. Based on the engineering design mathematic model of solar thermophotovoltaic-propulsion bi-modal system, the rationality of the concentrator design is verified by the ray optics, the energy distribution on the wall of the Receiver-Absorber-Converter (RAC) cavity is obtained, and the factors affecting the process of phase change heat storage are further studied. Based on the field synergy principle, the thermophotovoltaic regenerative cooling structure is optimized to make the thermophotovoltaic have better heat transfer characteristics and increase the power generation. Through the flow

\* 收稿日期: 2020-03-25; 修订日期: 2020-07-29。

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金 (NE2017001); 载人航天领域预先研究项目 (17600502)。

作者简介: 张晏鑫, 博士生, 研究实习员, 研究领域为新概念空间推进技术。

通讯作者: 刘向雷, 博士, 教授, 研究领域为工程热物理。

引用格式: 张晏鑫, 鲍创, 閻海峰, 等. 蓄热式太阳能热光伏-热推进双模系统换热特性数值模拟研究[J]. 推进技术, 2021, 42(12): 2866-2880. (ZHANG Yan-xin, BAO Chuang, XIA Hai-feng, et al. Numerical Simulation of Heat Transfer Characteristics of Regenerative Solar Thermophotovoltaic-Propulsion Bi-Modal System[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(12): 2866-2880.)

simulation of solar thermal propulsion system, the heat transfer characteristics of the working fluid in the thruster are analyzed. Finally, the calculated results indicate that the regenerative solar thermal thruster can obtain 734s specific impulse and 0.9N thrust, and can meet the power supply and thrust demand of micro-satellites in the eclipse area.

**Key words:** Solar thermal propulsion; Thermal energy storage; Thermophotovoltaics; Field synergy principle; Specific impulse

## 1 引言

20世纪50年代,太阳能热推进(Solar Thermal Propulsion, STP)和核热推进(Nuclear Thermal Propulsion, NTP)的概念相继被提出<sup>[1-2]</sup>,推进器直接通过聚焦的太阳能或直接利用核能加热推进工质,进而通过喷管高速定向喷出产生推力,避免了能量的二次转换造成的损失。目前,太阳能热推进和核热推进都由于材料/燃料耐热性能的限制,工质加热室最高温度均在3000K左右<sup>[3-4]</sup>。同时,为使比冲最大化,大多采用分子质量较轻的氢气作为推进工质<sup>[5-6]</sup>。

在美苏军备竞赛的背景下,美国率先实施了空间核动力研制计划。由于固相核反应堆技术较为成熟<sup>[7]</sup>,后续研究计划基本是采用固相核反应堆设计方案<sup>[8]</sup>。从20世纪50年代到90年代初期,美国相继启动了以大型洲际弹道导弹为应用背景的“Rover”计划(1955~1961年)、以载人月球探测工程为需求的“NERVA(Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application)”计划(1962~1972年)、以星球大战计划中导弹拦截和空间轨道转移为背景的“SNTP(Space Nuclear Thermal Propulsion)”计划(1987~1994年)<sup>[9-11]</sup>。燃料基体换热结构是核热推进的关键技术之一,经历了从最初的板形、圆柱形发展到蜂巢多棱柱紧密堆积方式,再在“SNTP”计划中发展出结构上更为紧凑轻质的粒子球床结构和燃料片槽环堆栈结构<sup>[12-15]</sup>。在“Rover/NERVA”计划中研制成功的Pewee-1型燃料最高温度达到2750K,工质出口最高温度达到2550K,以及Phoebus-2A型采用液氢作为推进工质,其推力达到930kN,比冲达到845s,较传统化学推进具有明显的比冲优势<sup>[16]</sup>。但在核热发动机试验过程中也发生过液氢泄漏和核心过热的事故,因此,核热发动机的核辐射安全性问题也限制了核热发动机的应用<sup>[17]</sup>。到90年代中期,由于安全性和空间扩展失去竞争而终止了核热发动机的相关研究项目<sup>[18]</sup>。在核热发动机项目终止的同时,马歇尔航天中心(MSFC)开展了上面级太阳能热推进项目(STUS)的技术和经济可行性研究,验证了1000磅载荷30天内从

LEO到GEO轨道转移的可行性<sup>[19-20]</sup>。90年代中期,美国空军开展了军事用途的集成式上面级太阳能热推进(ISUS)研究项目,美国Lewis实验室通过30kW的氙灯模拟太阳光对热推进器进行加热,其加热温度超过了2100K,比冲达到742s(氢气作为工质),其中电力供应采用热离子发电技术,验证了太阳能热推进双模系统的可行性<sup>[21]</sup>。21世纪以来,为进一步提高二次聚光效率以提高推进性能,美国空军资助开展了低损耗光导电缆热吸收器的相关研究<sup>[22-23]</sup>。与此同时,俄罗斯、英国、日本也在对太阳能热推进进行相关研究<sup>[24-27]</sup>,其中俄罗斯主要是对氢氧和氢氟补燃式热推进开展重点研究<sup>[28-29]</sup>。

2010年,美国启动载人火星探测计划,并预计2033年左右登陆火星,在DAR5.0中捆绑式热核推进火箭成为首选推进方案<sup>[30]</sup>。但是,由于核热推进安全防护和启动时间过长等问题,太阳能热推进器在地球轨道空间活动中仍然具有较大的优势<sup>[9,31]</sup>。但目前遗憾的是,由于高温下系统可靠性等问题,截止目前,太阳能热推进系统还尚未进入空间应用阶段<sup>[6,32]</sup>。太阳能热推进研究虽然起步较晚,但太阳能热推进和核热推进在原理结构上具有诸多相似性,因此可以从核热推进研究项目中吸取多年积累的相关设计经验。

国内太阳能热推进和核热推进相关研究起步较晚,进展均相对缓慢。进入21世纪以后,国内的一些高校开始开展太阳能热推进的相关理论研究。2005年,夏广庆等<sup>[33-34]</sup>较系统地给出了太阳能热推进器性能预示的工程算法,为太阳能热推进器初步设计提供了重要理论依据。2013年以来,国防科学技术大学在吸气式太阳能热推进领域做了大量工作,详细研究了一种适用于超低轨道稀薄气体临界空间的吸气式太阳能热推进系统,并为解决二次聚光器高温失效的问题,提出了一种推力器和二次聚光器一体化设计方案<sup>[32,35-39]</sup>。2019年,南京航空航天大学张晏鑫等<sup>[40]</sup>为解决太阳阴影区供电中断和推力失效的问题,开始针对蓄热式太阳能热推进-热光伏双模系统进行了初步研究,建立了相关的工程计算模型。近

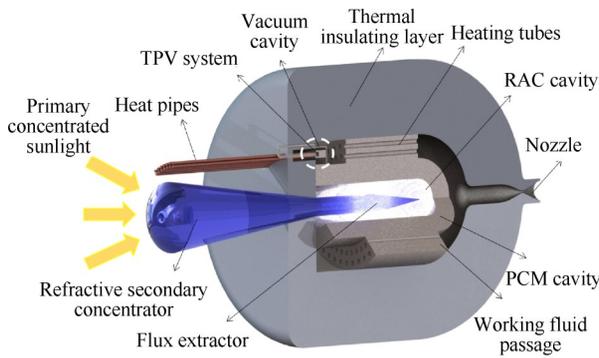
年,国内部分高校已经开始展开了热推进系统的初步实验研究<sup>[38]</sup>。

目前,国内对蓄热式热推进器的系统仿真分析的文章相对较少。本文在前期工程模型设计的基础上<sup>[40]</sup>,对蓄热式热光伏-热推进双模系统进行多物理场的三维数值模拟,明晰了推进系统的蓄/换热特性和对推进性能的影响因素,为后续的优化设计和实验分析提供一定的参考。

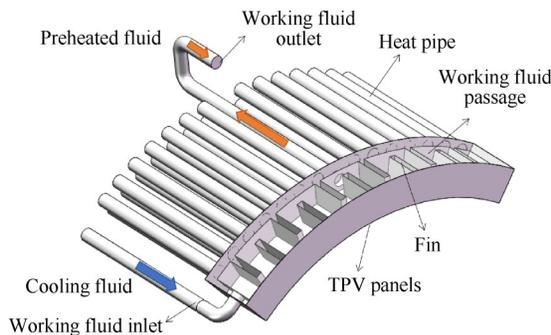
## 2 物理模型及数学模型

### 2.1 热推进系统物理模型

前期工程模型预测了太阳能热推进器具有 700s 以上比冲和 1N 左右推力的推进性能,但并未考虑推进器内部三维流动特征<sup>[40]</sup>。因此,本文设计了蓄热式太阳能热光伏-热推进双模系统的三维数值计算模型,如图 1 所示,明晰对储/换热性能和推进性能的影响因素,进一步通过三维数值模拟验证蓄热式太阳能热光伏-热推进双模系统的可行性。热推进器工作过程是通过两级聚光器将太阳光汇聚进入吸热腔,通过吸热腔壁面材料将太阳能转化为热能储存在相变蓄热材料(Phase change material, PCM)内,推进器工质气体通过热光伏(Thermophotovoltaics, TPV)



(a) Solar thermal propulsion system



(b) Thermophotovoltaics structure

Fig. 1 Diagram of bi-modal STP system via latent heat storage

预热后进入多孔换热通道吸收蓄热材料的储存热量,并经过拉法尔喷管将热能转换为动能,进而产生推力。

### 2.2 热推进器各子系统物理模型及数学模型

#### 2.2.1 聚光器的射线光学物理数学模型

##### (1) 物理模型

如图 2 所示,一次抛物面反射式聚光器将太阳光汇聚到二次折射式聚光器入口,在通过二次聚光器的二次汇聚进入能量提取器再释放到吸热腔室。一次抛物面聚光器的型面设计及开口大小参考工程模型<sup>[40]</sup>,根据二次聚光器采用蓝宝石作为制造材料,受到加工工艺限制,最大口径为 8.9cm<sup>[41]</sup>,因此为避免光斑大小超过二次聚光器口径,造成过多的光线泄漏而引起推进器外壁面过热,一次聚光器口径设计大小为 9.54m,最大几何聚光比为 11258,焦距为 5.76m,抛物面边缘角 45°,太阳截角 16'(4.65mrad)。

如图 3 所示,一次聚光器和吸热腔壁面为面网格,二次聚光器是面网格和体网格,均为非结构化网格。最终根据网格无关性检验(检验参数为吸热腔壁面总热流量),最终取网格数量为 676280 个域单元,55608 个边界元和 1590 个边单元。

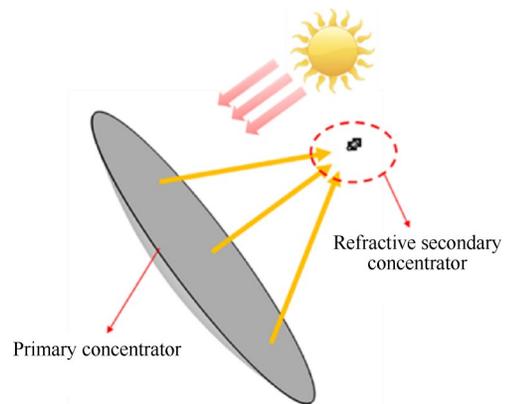


Fig. 2 Diagram of primary & secondary concentrators

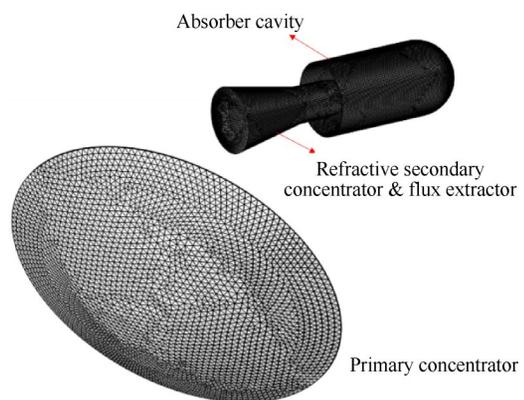


Fig. 3 Grid of concentrators and absorber cavity

在空间轨道环境可以认为是近真空环境,外部域折射率为1,太阳光能量密度取值 $1000\text{W}/\text{m}^2$ (一次聚光器反射效率和截断效率均取值0.9)<sup>[33]</sup>,一次聚光器接受总能量为 $71480\text{W}$ ,入射光线方向与聚光器抛物面光轴方向平行,太阳夹角 $4.65\text{mrad}$ ,每次释放射线数量为 $5\times 10^4$ ,五阶释放分布精度,初始偏振类型为非偏振光。为减少计算量和提高计算稳定性,假设进入吸热腔内的光线全部被壁面吸收,从而确定光照能量密度分布情况。

## (2) 数学模型

抛物面聚光器将入射太阳辐射一次聚焦到二次折射式聚光器,其射线的方向矢量为 $L_0$ (无量纲),初始波矢方向为<sup>[42-43]</sup>

$$\mathbf{k} = \frac{\omega n L_0}{c |L_0|} \quad (1)$$

式中 $\omega$ 是角频率,单位为 $1/\text{s}$ ;  $c$ 是光速常数,其中 $c=299792458\text{m}/\text{s}$ ;  $n$ 为折射系数。

三维模型中三个方向的波矢分量如下

$$k_x = \frac{\omega n}{c} \cos\theta \sin\varphi, k_y = \frac{\omega n}{c} \sin\theta \sin\varphi, k_z = \frac{\omega n}{c} \cos\theta \quad (2)$$

式中方位角 $\theta$ 弧度为 $0\sim 2\pi$ ;极角 $\varphi$ 的弧度为 $0\sim \pi$ 。

在真空到二次聚光器入口的不连续界面,波矢可由菲涅尔定律重新定义,其中,入射角计算公式如下

$$\theta_i = \arccos\left(\frac{\mathbf{n}_i \cdot \mathbf{n}_s}{|\mathbf{n}_i| |\mathbf{n}_s|}\right) \quad (3)$$

式中 $\mathbf{n}_i$ 是入射光线的单位矢量, $\mathbf{n}_s$ 是材料非连续界面的单位法向矢量。

## 2.2.2 蓄热腔的固液相变物理数学模型

### (1) 物理模型

吸热腔接受来自能量提取器的光线,进而转换为热量,因此在给定吸热腔边界条件下为能量密度分布函数。由于温度的升高,在高温下必须考虑辐射换热,因此吸热腔壁面还需要设定表面间辐射边界条件。蓄热腔壁面由于有隔热层,隔热层外表面辐射热量相较于流入能量可以忽略,因此可以简化为法向绝热壁面,如图4所示。吸热腔采用非结构化网格,如图5所示。

### (2) 数学模型

为简化计算,将三维能量密度分布沿周向求均值,即二维平均能量密度=(单元网格面积×网格能量密度)/周向面积,可以获得二维平均能量密度曲线图如图6所示。因此,可以将问题简化为旋转轴对称,从而减小了计算量。

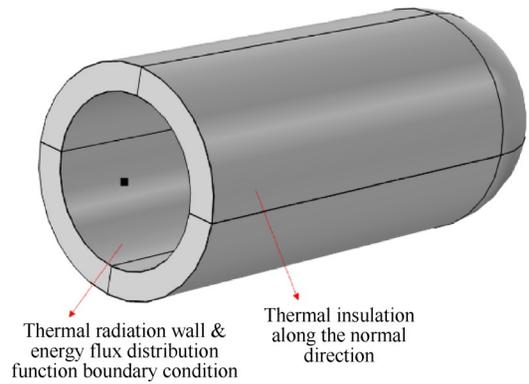


Fig. 4 Diagram and boundary conditions of PCM cavity



Fig. 5 Unstructured grid of PCM cavity

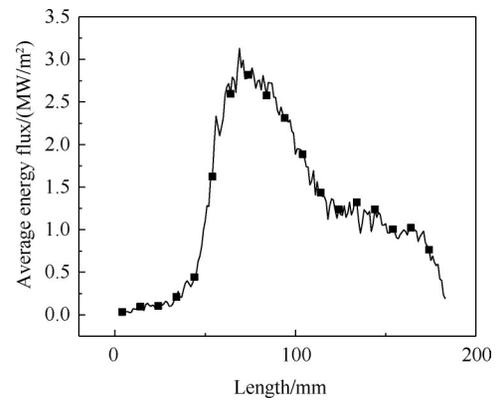


Fig. 6 Average energy flux distribution along axial path

壁面材料为氮化硼,XP级氮化硼的最高使用温度为 $3000^\circ\text{C}$ ,导热系数为各向异性导热,在平行方向导热系数为 $71\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ ,法向导热系数为 $121\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ ,因此氮化硼导热系数为对角线矩阵。比热容为 $1470\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ 。相变蓄热材料为硼,熔点为 $2450\text{K}$ ,熔融热为 $4600\text{kJ}/\text{kg}$ 。

材料相变潜热为 $L$ ,相变温度 $T_{pc}$ ,假设从相1转变为相2发生在 $T_{pc} - \Delta T/2$ 到 $T_{pc} + \Delta T/2$ 之间。在相转变过程中需要建立一系列各参数的平滑方程, $\theta_{ph}$ 代表相转变的分数,其中在温度达到 $T_{pc} - \Delta T/2$ 之前 $\theta_{ph}=1$ ,温度一旦超过 $T_{pc} + \Delta T/2$ 之后 $\theta_{ph}=0$ 。对于密度 $\rho$ ,比焓 $H$ 和定压比热容 $c_p$ 的平滑方程如下<sup>[44-46]</sup>

$$\rho = \theta_{ph1} \rho_{ph1} + (1 - \theta_{ph2}) \rho_{ph2} \quad (4)$$

$$H = \frac{1}{\rho} (\theta_{ph1} \rho_{ph1} H_{ph1} + (1 - \theta_{ph2}) \rho_{ph2} H_{ph2}) \quad (5)$$

$$c_p = \frac{1}{\rho} (\theta_{ph1} \rho_{ph1} H_{ph1} + \theta_{ph2} \rho_{ph2} H_{ph2}) + (H_{ph2} - H_{ph1}) \frac{d\alpha_m}{dT} \quad (6)$$

式中, ph1 和 ph2 分别表示材料相 1 和相 2, 质量

$$\text{分数 } \alpha_m = \frac{1}{2} \frac{\theta_{ph2} \rho_{ph2} - \theta_{ph1} \rho_{ph1}}{\rho}。$$

潜热的分配方程如下

$$C_L(T) = (H_{ph2} - H_{ph1}) \frac{d\alpha_m}{dT} \quad (7)$$

有效导热系数  $\lambda_{\text{eff}} = \theta_{ph1} \lambda_{ph1} + \theta_{ph2} \lambda_{ph2}$ 。

### 2.2.3 基于场协同原理的热光伏再生冷却结构优化模型

#### (1) 物理模型

热光伏的散热通道入口给定质量流量入口条件, 两个入口各设置为 0.0625g/s, 入口温度 30K。出口边界条件为压力出口边界条件 101325Pa。底面为热流密度边界条件, 热量密度由不同发电量产生的余热给出。其余边界均为耦合边界条件和绝热边界。湍流模型采用  $k-\varepsilon$  标准湍流模型, 壁面函数采用增强壁面函数, 考虑可压缩效应和粘性加热。 $Y^+$  均小于 5, 因此工质流动方程从粘性底层开始计算。为保证较好的网格质量, 采用结构化网格处理, 在和热管交界处采用 interface 面网格进行节点数据交换, 网格情况如图 7 所示, 根据网格独立性验证结果, 最终选择网格节点数为 303 万。

气体工质为氢气, 设为理想气体, 通过热物性手册查询可以得到工质定压比热容、工质气体热导系数、动力粘度、分子质量等。壁面材料为高导热的铜, 导热系数为 400.258W/(m·K)。

#### (2) 数学模型

文献[47-48]从不同温度平板外掠流动二维边界层能量方程出发, 将能量方程在热边界层内进行积分可以得到如下关系式

$$\int_0^{\delta_{\text{th}}} \rho c_p (U \cdot \nabla T) dy = -\lambda \left. \frac{\partial T}{\partial y} \right|_w = q_w \quad (8)$$

式中  $\rho$  为流体密度,  $c_p$  为流体定压比热容,  $k$  为流体的导热系数,  $q_w$  为固体表面流体与固体域之间的对流换热量。对流项已经转换为了速度矢量  $U$  与温度

梯度  $\nabla T$  的点积形式,  $U \cdot \nabla T = |U| |\nabla T| \cos\theta$ , 其中  $\theta$  是速度和温度梯度场的夹角, 很明显得出, 在一定的流量和温差下, 速度与温度梯度的夹角越小, 传热速率越大。也就是说, 夹角的减小意味着对流换热得到强化。

在对流换热中, 整体的协同角的计算有多种方式, 大致可以分为: 算术平均协同角、体积平均协同角、模平均协同角、矢量平均协同角和整体平均协同角。本文采用的是矢量点积平均协同角

$$\theta_m = \frac{\sum |u| |\nabla T| \cos\theta_i \cdot dV_i}{\sum |u| |\nabla T| \cdot dV_i} \cdot \theta_i \quad (9)$$

式中  $\theta_i$  是流体微元场协同角,  $V_i$  是流体微元体积。

### 2.2.4 推进器流道的工质流动换热物理数学模型

#### (1) 物理模型

以氢气作为推进工质, 工质流体将先流经热光伏进行散热/预热, 再进入推进器内部流道进行强化换热, 提高工质总温, 进而通过拉瓦尔喷管, 将热能转换为定向动能, 达到超声速后高速喷射出, 最终产生推力。边界条件示意图如图 8 所示, 入口边界条件设置为质量流量进口边界, 两个入口各设置为 0.0625g/s 的质量流量入口, 初始压力设置为 101325Pa; 出口边界条件设置为压力出口边界; 蓄热腔加热工质壁面简化为定温边界, 温度为相变材料硼的熔点温度 2450K; 隔热层采用的是气凝胶, 导热率选取 0.01W/(m·K), 外壁面为辐射边界条件, 为保证外壁面温度较低而喷涂高发射率材料, 因此发射率设置为 0.9。湍流方程为 Realizable  $k-\varepsilon$  模型, 壁面函数为增强壁面函数, 考虑可压缩效应和粘性加热, 采用 coupled 算法, 动量、密度、湍流动能、湍流耗散率和能量方程均采用二阶迎风差分格式。对于喷管内部跨声速/超声速流动计算, Courant 数需要保证小于 1, 计算稳定性较好, 因此, 本文选取 Courant 数为 0.5。

由于推进器整机结构较为复杂, 全部采用非结构化网格。在热光伏出口有突扩结构, 以及在喷管喉部尺寸较小且达到声速, 因此在这两个部分添加密度盒进行网格加密处理, 如图 9 所示, 根据网格独立性验证结果, 最终选取整体网格量为 1442 万, 网格

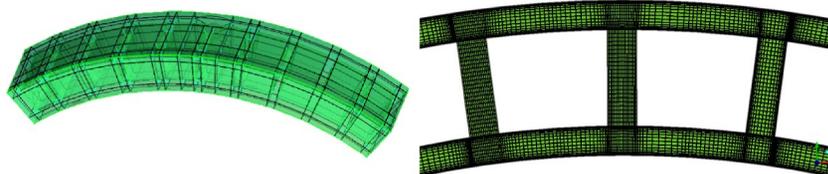


Fig. 7 Structured grid of thermophotovoltaics

节点392万,设置了7层边界层,在亚声速流道区域由于 $Y^+$ 较大,采用壁面函数计算,在跨声速喷管流道内 $Y^+$ 小于5,第一层网格落在粘性底层开始直接数值计算。

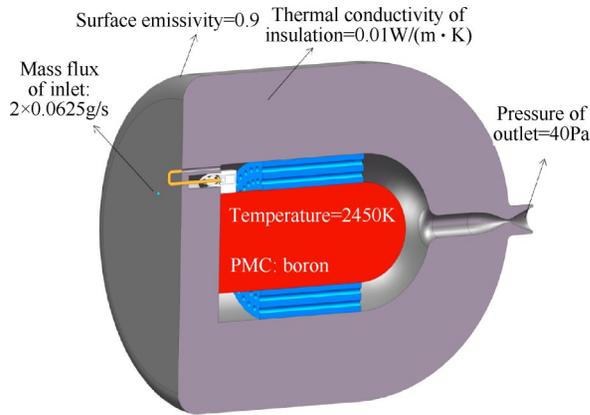


Fig. 8 Boundary conditions of STP fluid channel

(2) 数学模型

流体域的守恒形式可压缩、考虑黏性耗散的连续性方程、动量方程和能量方程分别如下<sup>[49]</sup>

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0 \quad (10)$$

$$\frac{\partial (\rho \mathbf{v})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau}) \quad (11)$$

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\mathbf{v}(\rho E + p)) = \nabla \cdot [(\lambda + \lambda_t) \nabla T + \boldsymbol{\tau}_{\text{eff}} \cdot \mathbf{v}] + S_h \quad (12)$$

式中 $E$ 为流体内能, $\rho$ 为流体密度, $p$ 为流体静压,切应张量 $\boldsymbol{\tau} = \mu [(\nabla \mathbf{v} + \nabla \mathbf{v}^T) - 2/3 \cdot \nabla \cdot \mathbf{v} \mathbf{I}]$ , $\mu$ 为分子粘度, $\lambda_t$ 为湍流导热系数, $\mathbf{I}$ 为单位张量, $\boldsymbol{\tau}_{\text{eff}} \cdot \mathbf{v}$ 为粘性耗散项。

其中,热光伏的所接受来自高温辐射体的辐射

热流量一部分用于发电,另一部分作为热光伏热源

$$S_h = \frac{P}{\eta_{\text{TPV}} A_{\text{TPV}}} \quad (13)$$

热光伏的热量主要通过热管进行辐射散热,热管布置28个,其辐射散热面积为 $A_{\text{TPV}}$ ,发电功率为 $P$ ,等效导热系数为<sup>[50]</sup>: $4000\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ 。

湍流模型采用Realizable  $k - \epsilon$ 两方程模型,该模型的应用较为广泛,对射流、管内流动、边界层流动、二次流和分离流有较为有效的流动模拟。

气体经过喷管是超声速流动,考虑可压缩流体,理想气体公式可写作

$$\rho = \frac{p}{\frac{R}{M_w} T} \quad (14)$$

式中 $p$ 是当地静压, $R$ 是普适气体常数, $M_w$ 是气体分子质量,当地气体温度 $T$ 将代入能量方程式(12)计算。

流体域计算是否考虑黏性耗散需要判断Brinkman数( $Br$ )。当 $Br$ 接近或大于1,则需要考虑粘性耗散<sup>[51]</sup>。

$$Br = \frac{\mu U_c^2}{\lambda \Delta T} \quad (15)$$

由于工质气体氢气经过加热后,通过喷管速度将得到很大提升,可以计算得出 $Br = 1.14$ ,应该考虑粘性耗散。

3 计算结果与讨论

3.1 一次聚光器聚光精度对光斑的影响

一次抛物面反射式聚光器将太阳光汇聚到二次折射式聚光器入口,在通过二次聚光器的二次汇聚进入能量提取器再释放到吸热腔室。因此,一次和二次聚光器的设计尺寸通过三维射线光学仿真得到

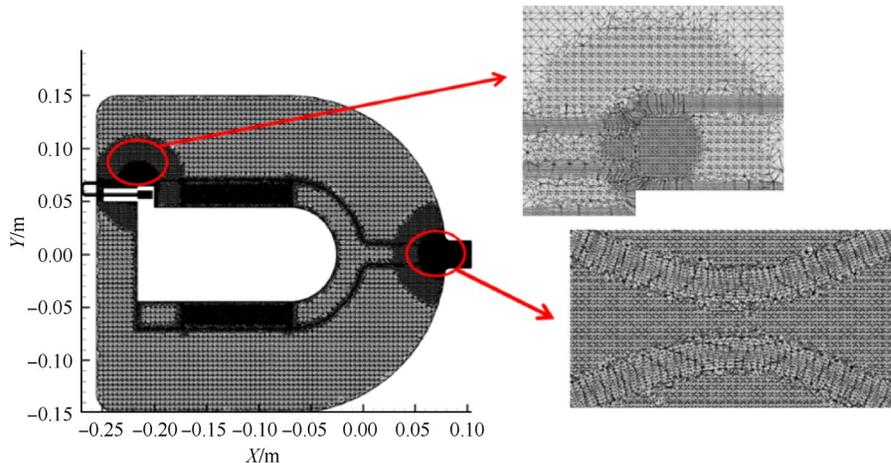


Fig. 9 Unstructured grid of STP system

验证,能够实现对光线的汇聚和全反射输送作用。如图10,通过时间无关性验证,当达到 $0.025\mu\text{s}$ 之后,进入吸热腔室的边界射线总能量基本不发生变化了。如图11所示,一次聚光器的汇聚光线全部进入到二次聚光器,并发生全反射作用,最终到达吸热腔室内部,光线能量传输效率为62%,能量提取器的优化设计对其能量提取效率还具有很大的提升空间。

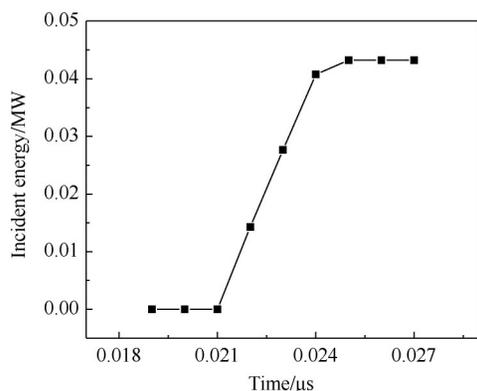


Fig. 10 Result of time independent verification

通过一次聚光器后,将在二次聚光器入口形成光斑,从光斑能量密度分布云图12可以直观看出,聚光器的跟踪精度(聚光器光轴与入射光线的夹角)对光斑的能量分布和位置都有一定的影响。从图13可以看出,在跟踪精度 $0^\circ$ 时,光斑大小为 $7.8\text{cm}$ ;跟踪精度 $0.1^\circ$ 时,光斑大小 $8\text{cm}$ ;在跟踪精度 $0.3^\circ$ ,光斑大小

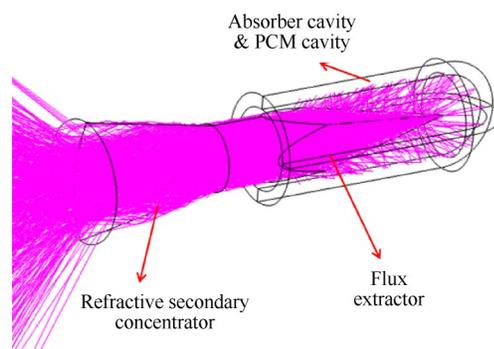


Fig. 11 Optical pathway diagram of the secondary concentrator

$8.3\text{cm}$ ,因此,随着跟踪精度越低,不但光斑位置发生了较大偏移,同时随着光斑大小的逐渐增大,能量波峰也逐渐降低,光斑能量分布也更加趋向于均匀化。

在工程设计模型中,仅仅考虑聚光比而并未考虑到聚光器和光斑的尺寸问题<sup>[40]</sup>,本文通过射线光学分析光斑大小、位移和能量分布的影响因素,同时也进一步推导得出聚光精度与光斑中心位置的近似解析公式

左路光线

$$\Delta x_1 = \cot(90^\circ - \psi_{\text{rim}} - \Delta\theta) \cdot (f - \frac{1}{4f} R_c^2) \quad (16)$$

右路光线

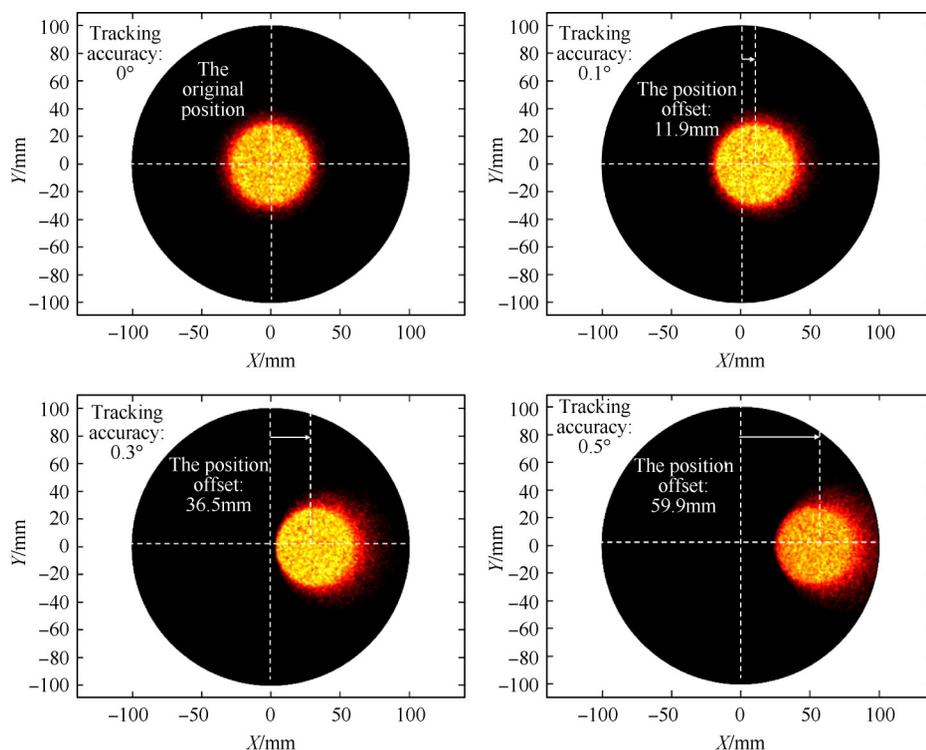


Fig. 12 Tracking accuracy of primary concentrator v.s. energy density distribution of focusing light spot

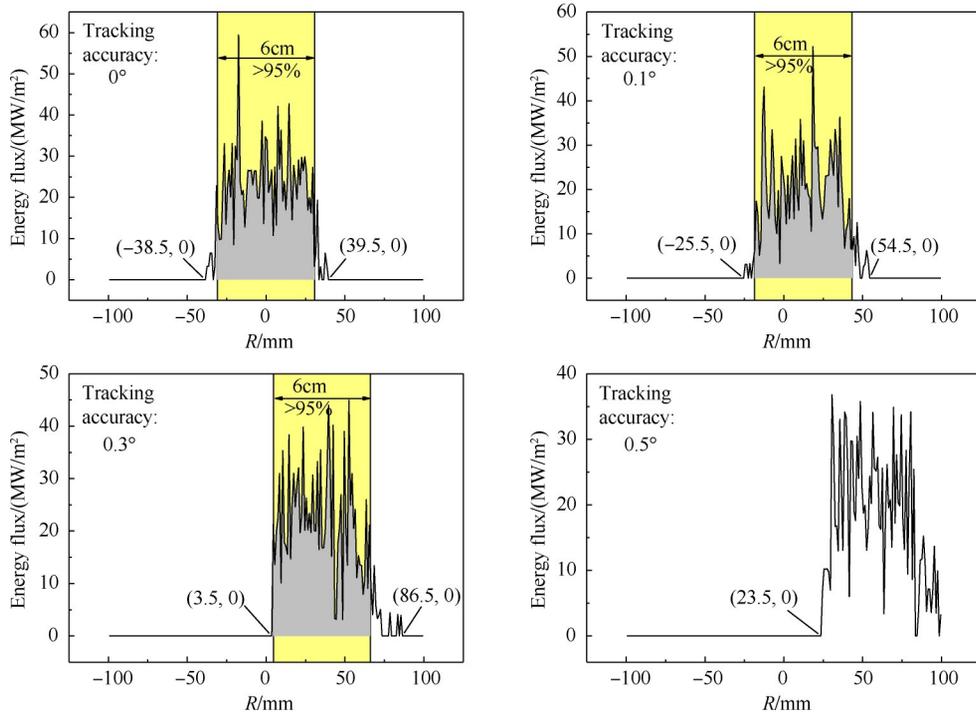


Fig. 13 Change of light spot position and energy distribution with tracking accuracy

$$\Delta x_2 = R_c - \cot(90^\circ - \psi_{rim} + \Delta\theta) \cdot (f - \frac{1}{4f} R_c^2) \quad (17)$$

中路光线

$$\Delta x_3 = f \cdot \tan(\Delta\theta) \quad (18)$$

焦点偏移量解析解

$$\Delta = \frac{1}{2} \left( \frac{\Delta x_1 + \Delta x_2}{2} + \Delta x_3 \right) \quad (19)$$

光强加权平均焦点偏移量

$$\Delta = \frac{\sum_i Q_{normal,i} \cdot x_i}{\sum_i Q_{normal,i}} \quad (20)$$

面积加权平均焦点偏移量

$$\Delta = \frac{\sum_i dA_i \cdot x_i}{\sum_i dA_i} \quad (21)$$

式中  $\psi_{rim}$  是一次聚光器边缘角,  $\Delta\theta$  是一次聚光器跟踪精度,  $R_c$  是一次聚光器半径,  $f$  是一次聚光器焦距,  $Q_{normal,i}$  是光斑能量密度,  $A_i$  是光斑微元面积,  $x_i$  是光斑微元坐标。

推导的近似解析公式与数值计算结果做对比, 结果如表 1 所示, 解析解的值更接近几何平均焦点位置, 相对误差在 8% 以内, 基本可以接受。但是几何平均并未考虑能量分布的影响, 随着跟踪精度的下降, 焦斑位置发生偏移的同时焦斑形状和能量分布也发生变化, 不再是圆形的光斑, 而通常是以能

量密度集中的地方作为光斑中心位置更为合理, 其与近似解析解的相对误差要略高于几何平均值, 相对在 11% 以内, 基本可以接受。同时, 也可以从图 12 和图 13 看出, 95% 的能量集中在 6cm 的光斑内, 随着跟踪精度低于 0.1° 后, 光斑将逐渐偏移出二次聚光器入射口, 从而造成光线能量的大量损失, 因此建议跟踪精度得尽量保证高于 0.1°。

### 3.2 吸热腔能流分布规律对蓄热时间的影响

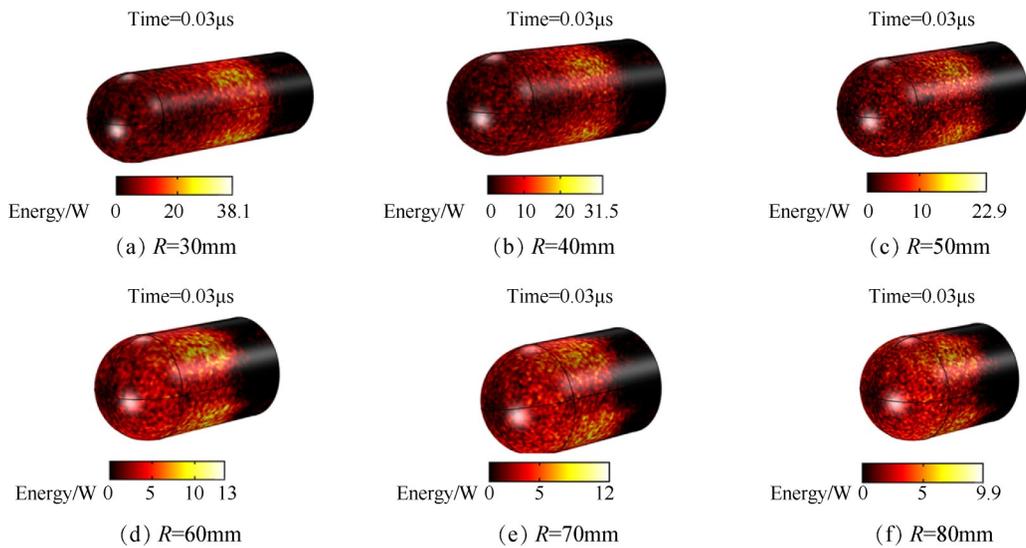
光线经过二次聚光器再通过能量提取器将光线释放到吸热腔被吸收, 比较不同吸热腔窗口尺寸下腔壁面能量分布云图, 如图 14 所示。

从不同吸热窗口尺寸下的壁面能量分布曲线图 15 和图 16 可以看出, 能量主要集中在吸热腔中部, 窗口尺寸越大, 能量分布越平均, 但能量损失也越大。因此, 最佳选择是半径为 30mm 的吸热腔窗口尺寸, 在吸热腔中部能量密度较高, 该位置是多孔吸热通道, 高能量密度有利于工质高效换热。

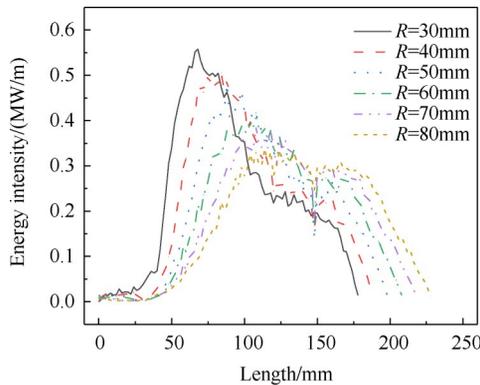
本文研究了半径 30mm 的吸热腔能量分布情况对储热腔的相变材料(硼)的加热过程, 分析了不同壁面发射率的相变材料熔化蓄热情况(蓄热腔高度 2cm, 蓄热材料硼的质量大约为 2.95kg)。由于光线通过二次聚光器进入后, 通过多次反射最终被吸收, 由于二次聚光器和能量提取器封闭了吸热腔窗口, 基本可以认为入射光线全部被吸收。从图 17 和图 18 所示, 随着吸热壁面温度的上升, 红外辐射热量可以

**Table 1 Analytical solutions & numerical solutions of light spot position**

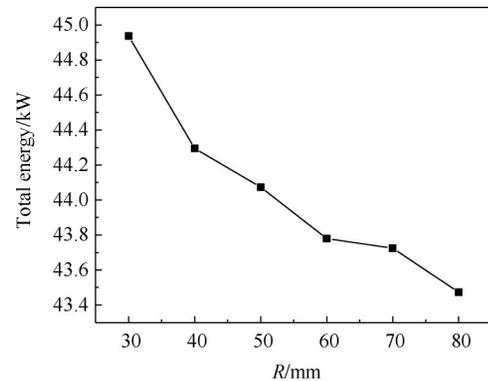
| Tracking accuracy/( $^{\circ}$ ) | Analytical solutions of position offset/mm | Numerical solution of geometric displacement/mm | Errors/% | Numerical solution of energy displacement/mm | Errors/% |
|----------------------------------|--|---|----------|--|----------|
| 0                                | 0  | -0.1112   | -        | 0.06286                                      | -        |
| 0.1                              | 13.4                                       | 12.8  | 4.4      | 11.9   | 11.2     |
| 0.2                              | 26.7                                       | 25.8  | 3.3      | 24.0   | 10.1     |
| 0.3                              | 40.1                                       | 38.3  | 4.5      | 36.5   | 8.9      |
| 0.4                              | 53.5                                       | 50.0  | 6.5      | 49.0   | 8.4      |
| 0.5                              | 66.8                                       | 61.4  | 8.1      | 59.9   | 10.3     |



**Fig. 14 Energy distribution of the absorber cavity wall**



**Fig. 15 Change of energy distribution of absorber cavity**



**Fig. 16 Change of total energy with absorber cavity size**

通过二次聚光器窗口辐射换热到外空间,因此,随着发射率的提高,热量损失也越大,相变时间越长。发射率0.3时,最高温度达到3000K以上,大约50min完成蓄热。从图19蓄热材料相变过程云图可以看出,发射率越小,相变时间越短,蓄热材料是从蓄热腔中部(即多孔换热通道位置)开始发生相变,该位置也是温度最高的位置,这将有利于多孔换热通道的强化换热,因此为保证壁面材料温度承受范围以及蓄热时间最短,取发射率0.3~0.5较为合适。

### 3.3 热光伏再生冷却结构优化结果分析

热光伏散热结构设计了以下三种,结构一和结构二都是在光伏散热空腔内部布置散热肋片,以增加其换热接触面积来强化换热;结构一和结构二的不同之处是工质流体入口方向不同,结构一工质入口在热光伏的左右两侧,如图20(a)所示;结构二工质入口和工质出口在热光伏同一侧,如图20(b)所示。结构三采用M型弯管进行散热,通过弯管内部的二次流来增强换热系数来进行强化散热,如结构

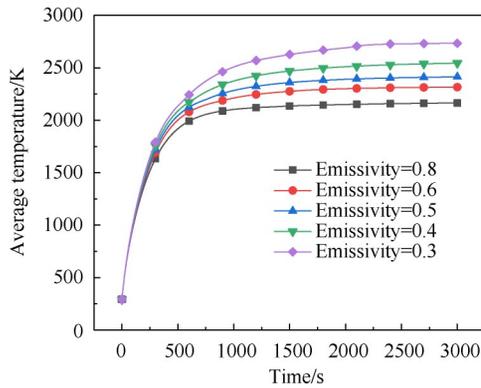


Fig. 17 Average temperature of PCM v.s. emissivity of absorber wall

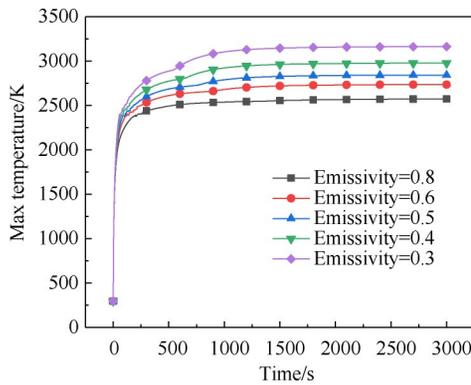


Fig. 18 Maximum temperature of PCM v.s. emissivity of absorber wall

图 20(c)。

为比较不同结构的换热效果,采用场协同原理进行分析比较。场协同原理能够从流场和温度场相互配合的角度重新审视对流传热机制,能统一地认识现有各种传热强化现象的本质<sup>[52]</sup>。

通过引入无因次变量后,式(8)可写成

$$F_c = \int U \cdot \nabla T dy = \frac{Nu}{Re \cdot Pr} \quad (22)$$

式中  $Re$  是雷诺数,  $Nu$  是努塞尔数,  $Pr$  是普朗特

数,  $F_c$  是场协同数,在场协同数  $F_c=1$  时,其速度场和热流场配合最好,即协同程度最高。从上式可以看出,为了强化传热,需要让速度矢量和温度梯度矢量的夹角余弦值尽量大。三种结构的场协同余弦角分布如图 20 所示。可以看出结构一和结构二均在热光伏内部采用翅片增强散热,仅在工质入口位置的布置上有所不同,结构三在热光伏内部嵌入弯管进行散热。

从图 20(a)和(b)可以看出,两者的协同角分布大致是相同的,只有在入口段有所不同。从结构一的协同角分布云图和流线图可以分析出,翅片结构形成了较多的涡系结构,增加了工质流体和壁面的换热面积和换热效率,从而强化了换热。其中,每一个涡系结构都伴随着交替出现热汇(协同余弦角为正的区)和热源(协同余弦角为负值的区),当流体冷却热壁时,热汇的存在使换热强化,热源则使换热弱化。与结构三相比较,结构三最大协同角的余弦值仅为 0.57,与结构一和结构二最大协同角余弦值 0.97 相比有较大差距。

进一步比较三种换热结构的场协同数,从图 21 可以比较看出,结构一的场协同程度最好,结构三的协同程度最差。在相同速度和温度边界条件下,协同程度越好,换热强度越高,换热过程最优。从图 22 和图 23 分析得到,结构一的整体温度(平均温度和最高温度)都是最低的,因此选取结构一作为热光伏的换热结构。同时,从图 23 比较三种结构的总压损失的情况,在设计工况下(工质流量 0.125g/s),结构一的总压损失为 1268Pa,结构二的总压损失为 1215Pa,结构三的总压损失为 1002Pa,故结构一的总压损失较其它两种结构略大。另外,从速度场和温度梯度场的三种结构的场协同数都还是偏小,因此都还具有很大的提升空间,因此在后续工作需要进一步优化其换热结构,在提升换热效果的同时尽量减少其总压损失。

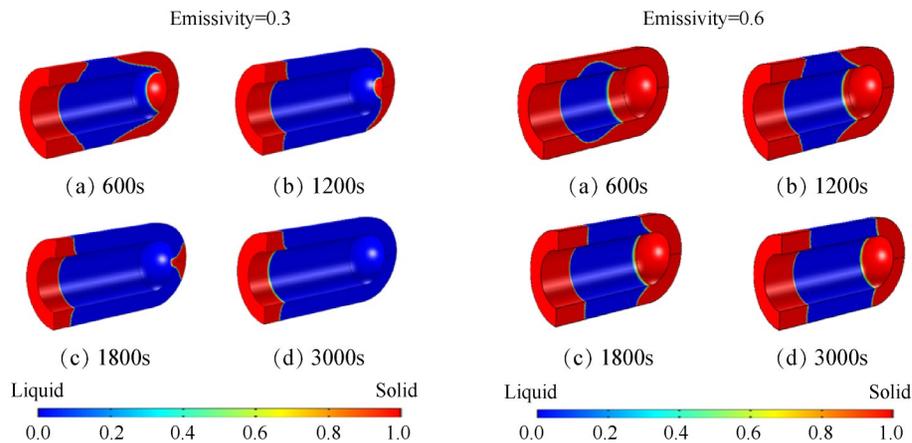


Fig. 19 Phase change process of PCM cavity

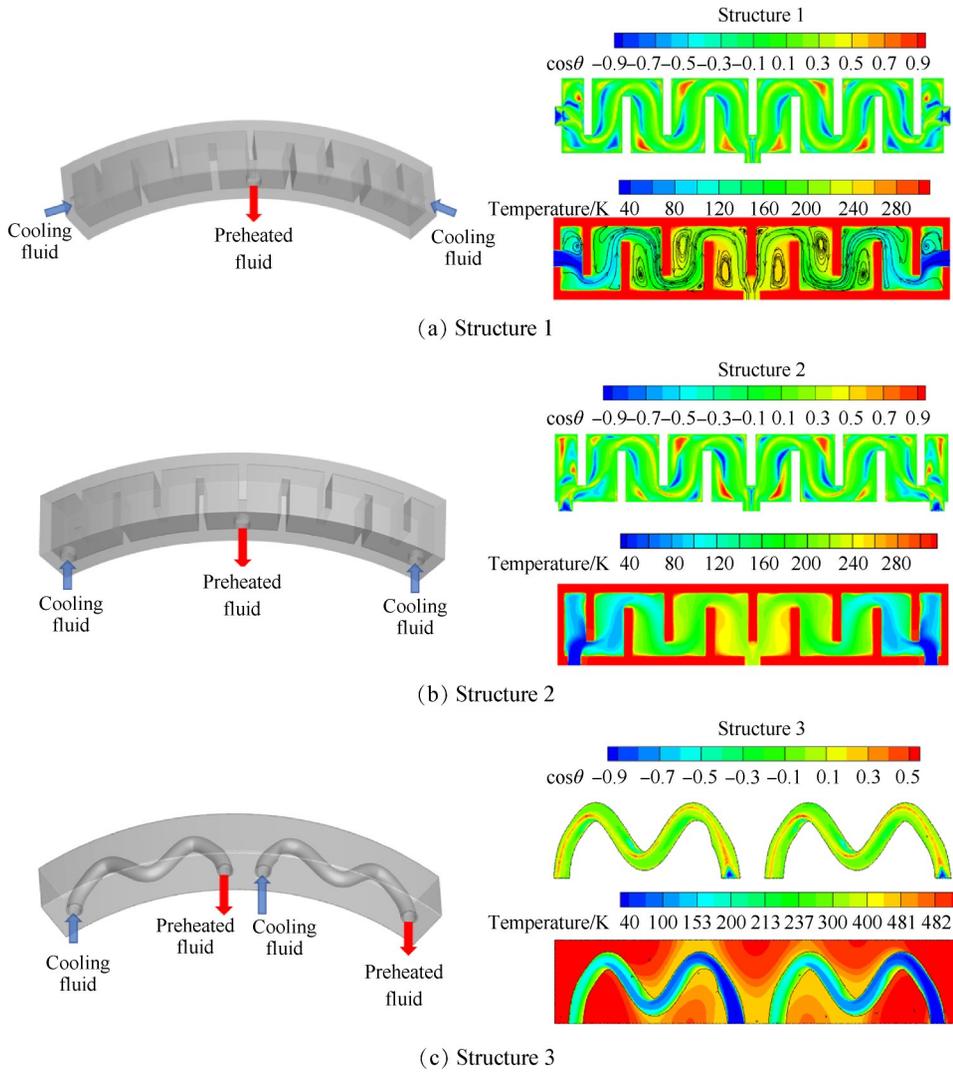


Fig. 20 Field synergy cosine angles distribution & temperature distribution

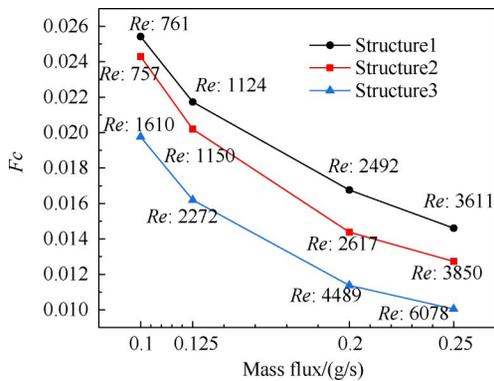


Fig. 21 Field synergy number  $F_c$  v.s. mass flux

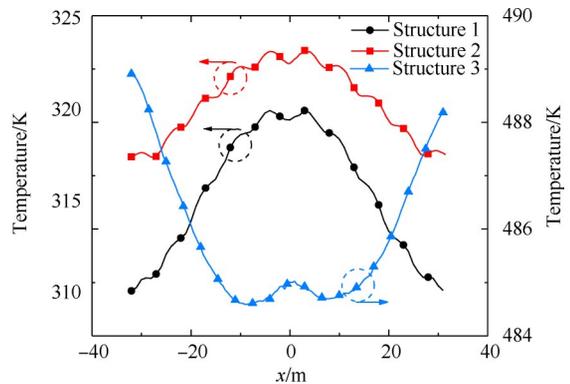


Fig. 22 Temperature distribution of three TPV structures

### 3.4 推进器流道内工质流动换热特性分析

#### 3.4.1 突扩结构对强化换热和总压损失的影响情况

如图 24 所示,在工质流体通过热光伏完成换热后通过工质管道进入多孔吸热通道腔之前,有一段突扩结构会造成总压损失。从图 25(a)和(b)分析,工质经过突扩结构造成总压损失了 2300Pa 左右,气体在环腔内经过加热后总压有小幅上升。总压损失

的主要原因是工质气流经过热光伏换热后的出口速度高达 200m/s,高速气流通过突扩腔与腔壁发生撞击以及和回流低速流体的掺混造成较大的总压损失。但是,在环腔内的螺旋涡结构也强化了换热,工质气体到达环腔底部时其温度高达 2000K 左右,再进入多孔吸热通道内,利用吸热通道进行进一步提高工质总温。同时,也有一部分工质气体直接进入多

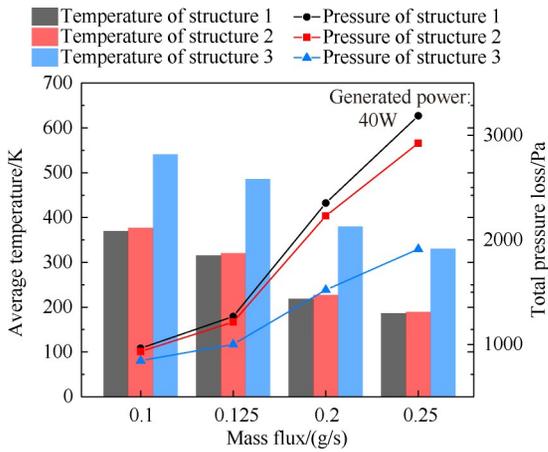
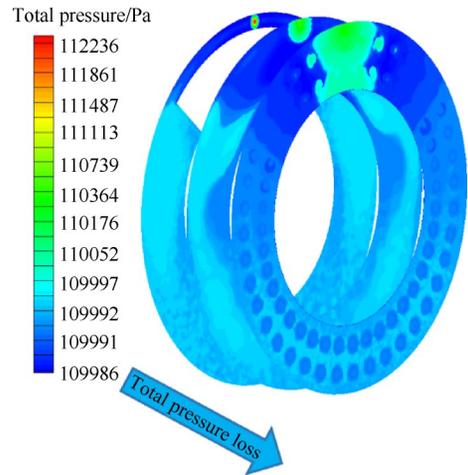


Fig. 23 Average temperature & total pressure loss v.s. mass flux



(a) Total pressure distribution

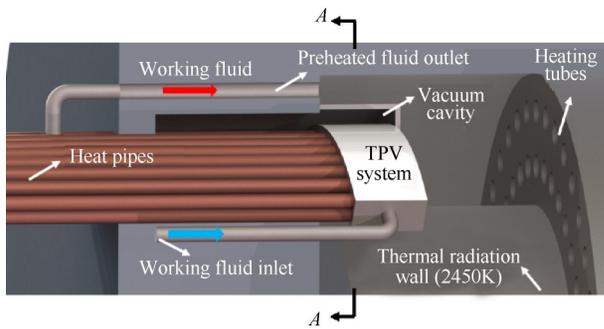
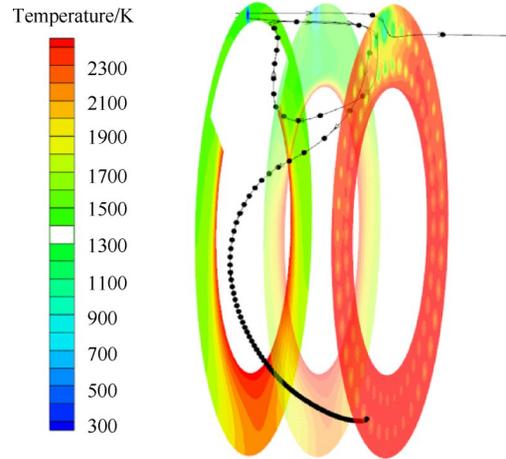


Fig. 24 Diagram of TPV working fluid outlet expansion structure



(b) Temperature distribution & streamline

Fig. 25 Total pressure & temperature distribution of TPV working fluid outlet expansion structure

孔吸热通道进行换热。

3.4.2 多孔换热通道强化换热特性

从图 26 和图 27 分析,气流通过加热通道一部分压降主要是由通道入口形成的漩涡造成的总压损失,之后由于工质粘性作用造成总压进一步下降,整个加热过程造成的总压损失大约为 200Pa,相较于热光伏散热结构和突扩腔造成的压降来说相对较小。比较图 28 中的四个管道内工质加热情况,由于工质气体未经过环腔加热,而是直接进入多孔换热管道内,因此管道一加热距离最长,加热到接近 2450K 至少需要 4.5cm,才能充分完成工质的加热过程。

3.4.3 太阳能热推进双模系统推进及供电性能

从图 29 可以看出,在设计工况下(氢气流量为 0.125g/s),喷管出口速度达到 7200m/s,出口马赫数 3.9,出口静压 186Pa,计算可得其比冲达到 734s,推力 0.9N。热光伏是保证航天器在日照区和阴影区的重要供电装置,在无工质散热时热光伏只能通过热管将废热导出并辐射到外空间散热,图 30 比较了热光伏在无工质冷却情况下的温度分布,其发电功率 5W 和 8.7W 的平均温度分布基本一致,发电功率达到

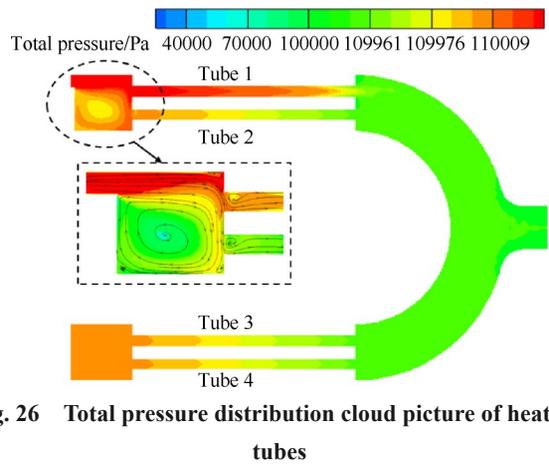


Fig. 26 Total pressure distribution cloud picture of heating tubes

8.7W 时,热光伏最高温度升高到了 341K,因此,在无推力工况(无工质对热光伏散热)的最大供电功率为 8.7W 左右(光电转换效率假定为 10%)。图 31 是热光伏分别在无推力工况和设计工况时最大发电功率的

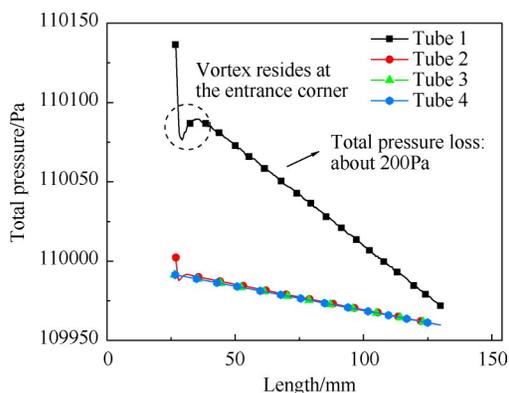


Fig. 27 Total pressure distribution curves of heating tubes

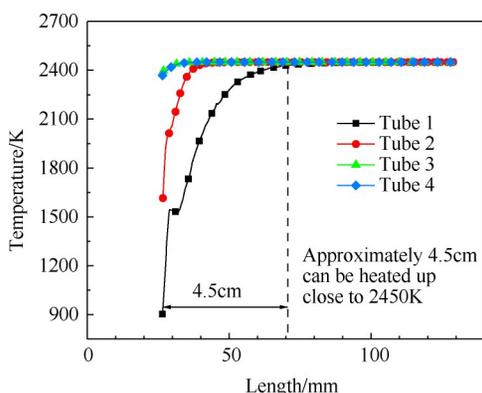


Fig. 28 Temperature distribution curves of heating tubes

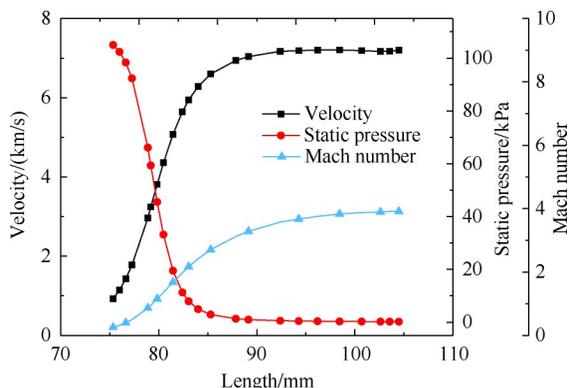


Fig. 29 Nozzle velocity, Mach number and static pressure

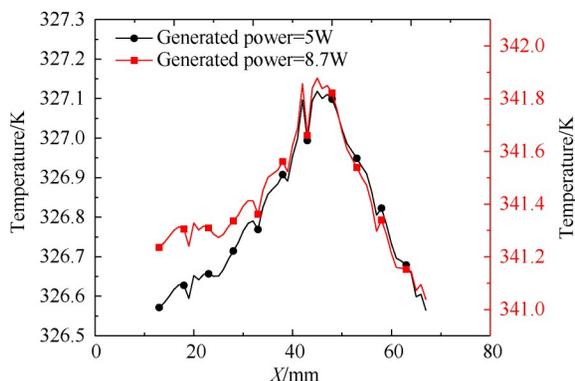
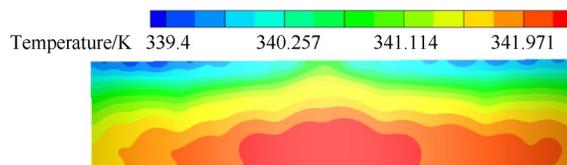
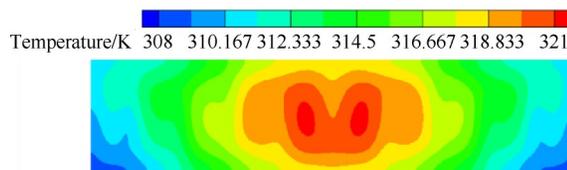


Fig. 30 Temperature distribution curves of TPV

温度分布云图,在设计工况下(工质流量为 $0.125\text{g/s}$ ),最大发电功率为 $40\text{W}$ 左右(光电转换效率假设为 $10\%$ )可以保证热光伏正常工作。本文通过热推进系统三维数值仿真,验证了蓄热式-热光伏双模太阳能热推进达到比冲 $700\text{s}$ 和 $1\text{N}$ 推力的可行性。



(a) 8.7W without working fluid



(b) 40W with working fluid

Fig. 31 Slice temperature distribution of TPV

## 4 结论

通过研究,本文得到如下结论:

(1) 聚光器的跟踪精度(聚光器光轴与入射光线的夹角)对光斑的能量分布和位置都有一定的影响。跟踪精度越低,能量波峰也越低,光斑能量分布更均匀,同时光斑位置也发生了较大偏移,聚光器跟踪精度建议不超过 $0.1^\circ$ 。

(2) 吸热腔壁面发射率越小,相变蓄热时间越短,蓄热材料是从蓄热腔中部(即多孔换热通道位置)开始发生相变,该位置也是温度最高的位置,这有利于强化多孔换热通道的换热特性,因此为保证壁面材料温度承受范围以及蓄热时间最短,取发射率 $0.3\sim 0.5$ 较为合适。

(3) 通过场协同原理对三种热光伏换热结构进行了分析,发现结构一工质从两侧进入冲击换热翅片的换热效果较好,速度场与温度梯度场协同性也是最好的,但从整体的场协同数来看换热能力还具有很大的提升空间。因此,采用结构一作为热光伏的换热结构,在设计工况下最大发电功率大约 $40\text{W}$ 左右。

(4) 工质气体在热光伏再生冷却结构和突扩结构中总压损失相对较大,后续研究需要对结构进一步优化以减少总压损失和强化换热能力。仿真计算出在设计工况下,太阳能热推进双模系统具备比冲达到 $734\text{s}$ ,推力达到 $0.9\text{N}$ 的推进性能。

致谢:感谢中央高校基本科研业务费专项资金和载人航天领域预先研究项目的资助。

## 参考文献

- [ 1 ] Borowski S K. Encyclopedia of Aerospace Engineering [M]. New York: John Wiley & Sons, Ltd, 2010.
- [ 2 ] Harold P, Gerrish J. Solar Thermal Propulsion at Mscf [R]. NASA M16-5082, 2003.
- [ 3 ] Borowski S K, Mccurdy D, Paekard T. Nuclear Thermal Propulsion (NTP): A Proven, Growth Technology for 'Fast Transit' Human Missions to Mars [C]. San Diego: AIAA Space 2013 Conference and Exposition, 2013.
- [ 4 ] Gilpin M R, Scharfe D B, Young M P, et al. Experimental Investigation of Latent Heat Thermal Energy Storage for Bi-Modal Solar Thermal Propulsion [R]. AIAA 2014-3832.
- [ 5 ] Nelson K, Simpson S, Marcille T T. Engine System Model Development for Nuclear Thermal Propulsion [C]. Sacramento: 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2006.
- [ 6 ] Kennedy F G. Solar Thermal Propulsion for Microsatellite Manoeuvring [D]. Guildford: Surrey University, 2004.
- [ 7 ] 马世俊, 杜辉, 周继时, 等. 核动力航天器发展历程 [J]. 中国航天, 2014(4): 31-35.
- [ 8 ] 廖宏图. 空间核动力技术概览与发展脉络初探 [J]. 火箭推进, 2016, 42(5): 58-65.
- [ 9 ] 解家春, 霍红磊, 苏著亭, 等. 核热推进技术发展综述 [J]. 深空探测学报, 2017, 4(5): 417-429.
- [ 10 ] Werner J, Bhattacharyya S, Houts M. An Overview of Facilities and Capabilities to Support the Development of Nuclear Thermal Propulsion [J]. Office of Scientific & Technical Information Technical Reports, 2011, 82(2): 409-10.
- [ 11 ] 徐友涛. 核热推进运载火箭技术发展综述 [J]. 国际太空, 2017(9): 8-14.
- [ 12 ] Ludewig H, Powell J R, Todosow M, et al. Design of Particle Bed Reactors for the Space Nuclear Thermal Propulsion Program [J]. Progress in Nuclear Energy, 1996, 30(1): 1-65.
- [ 13 ] Simmons C R, Yario W R, Ivins R O. Final Report on the Testing of Graphite-Type Nuclear Rocket (Rover) Fuel in a Pulsed Reactor (Treat) [R]. ANL 6783, 1964.
- [ 14 ] Storms E K, Hanson D, Kirk W, et al. Effect of Fuel Geometry on the Life Time-Temperature Performance of Advanced Nuclear Propulsion Reactors [R]. AIAA 91-3454.
- [ 15 ] 解家春, 赵守智. 核热推进堆芯方案的发展 [J]. 原子能科学技术, 2012, 46(S2): 889-895.
- [ 16 ] Durham F P, Kirk W L, Bohl R J. A Review of the Los Alamos Effort in the Development of Nuclear Rocket Propulsion [R]. AIAA 91-3449.
- [ 17 ] Dewar J A. To the End of the Solar System: The Story of the Nuclear Rocket (2nd Edition) [M]. Burlington: Collector's Guide Publishing, Inc, 2008.
- [ 18 ] Bleeker G A. Space Nuclear Thermal Propulsion (SNTTP) Program [R]. NP-TIM 92, 1993.
- [ 19 ] Cady E C, Olsen A D. Solar Thermal Upper Stage Technology Demonstrator Program [R]. AIAA 96-3011.
- [ 20 ] Olsen A D, Cady E C, Jenkins D S. Solar Thermal Upper Stage Cryogen System Engineering Checkout Test [R]. AIAA 99-2604.
- [ 21 ] Malloy J, Jacox M G, Kennedy F G. Integrated Solar Upper Stage (ISUS) Demonstration System [R]. AIAA 95-2778.
- [ 22 ] Nakamura T, Sullivan D, Mcclanahan J A, et al. Solar Thermal Propulsion for Small Spacecraft [R]. AIAA 2004-4138.
- [ 23 ] Nakamura T, Krech R H, Mcclanahan J A, et al. Solar Thermal Propulsion for Small Spacecraft: Engineering System Development and Evaluation [R]. AIAA 2005-3923.
- [ 24 ] Henshall P R. Applications of Fibre Optics in Solar Thermal Propulsion Systems [D]. Guildford: Surrey University, 2007.
- [ 25 ] Kennedy F, Palmer P, Paul M. Results of a Microscale Solar Thermal Engine Ground Test Campaign at the Surrey Space Centre [R]. AIAA 2004-4137.
- [ 26 ] Shimizu M, Itoh K, Sato H, et al. Solar Thermal Thruster Made of Single Crystal Molybdenum [J]. Acta Astronautica, 1997, 41(1): 23-28.
- [ 27 ] Shimizu M, Naito H. 50mm Cavity Diameter Solar Thermal Thruster Made of Single Crystal Molybdenum [R]. AIAA 2001-3733.
- [ 28 ] Finogenov S L. Solar Thermal Propulsion Concept Featuring Phase-Change Latent Heat Storage and Subsequent Hydrogen Burning in Fluorine [J]. Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering, 2018, 3(120): 30-49.
- [ 29 ] Finogenov S L, Kolomentsev A I. Performance of a Solar Thermal Propulsion Featuring Latent Heat Storage and Subsequent Hydrogen Burning [J]. Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering, 2018, 3(121): 55-70.
- [ 30 ] Donahue B. Solar Electric and Nuclear Thermal Propulsion Architectures for Human Mars Missions Beginning in 2033 [R]. AIAA 2010-6819.
- [ 31 ] 吉宇, 孙俊, 石磊. 核热推进系统热工过程及堆芯关键技术分析 [J]. 原子能科学技术, 2017, 51(12): 2171-2176.
- [ 32 ] 邢宝玉. 太阳热推力器结构设计与性能分析 [D]. 长

- 沙:国防科学技术大学,2009.
- [33] 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.
- [34] 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(2): 79-82.
- [35] Xing B, Liu K, Huang M, et al. High Efficient Configuration Design and Simulation of Platelet Heat Exchanger in Solar Thermal Thruster[J]. *Journal of Thermal Science*, 2014, 23(3): 246-252.
- [36] 杜运良. 吸气式太阳能热推进系统设计及性能仿真研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2015.
- [37] 李 印. 吸气式太阳能热推进系统优化设计研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2016.
- [38] 吴 尚. 太阳能热微推进系统优化设计与性能研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2015.
- [39] 邢宝玉. 高效率太阳能热推力器一体化设计与性能分析研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2017.
- [40] 张晏鑫, 閻海峰, 宋方舟, 等. 蓄热式太阳能热光伏-热推进双模系统设计及性能分析[J]. 推进技术, 2020, 41(1): 230-240. (ZHANG Yan-xin, XIA Hai-feng, SONG Fang-zhou, et al. Design and Performance Analysis of Solar Thermophotovoltaic-Propulsion Bi-Modal System [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(1): 230-240.)
- [41] Winston R. Design and Fabrication of a Dielectric Total Internal Reflecting Concentrator and Associated Flux Extractor for Extremely High-Temperature (2500K) Applications[R]. *SPIE* 3139, 1997.
- [42] Jeter S M. The Distribution of Concentrated Solar Radiation in Paraboloidal Collectors[J]. *Journal of Solar Energy Engineering*, 1986, 108: 219-225.
- [43] Przenzak E, Szubel M, Filipowicz M. The Numerical Model of the High Temperature Receiver for Concentrated Solar Radiation[J]. *Energy Conversion and Management*, 2016, 125: 97-106.
- [44] Guo C, Zhang W. Numerical Simulation and Parametric Study on New Type of High Temperature Latent Heat Thermal Energy Storage System [J]. *Energy Conversion and Management*, 2008, 49(5): 919-927.
- [45] Reid R M. Preheating Cold Gas Thruster Flow Through a Thermal Energy Storage Conversion System [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, 29(6).
- [46] Ye W, Zhu D, Wang N. Numerical Simulation on Phase-Change Thermal Storage/Release in a Plate-Fin Unit [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2011, 31(17-18): 3871-3884.
- [47] Tao W, Guo Z, Wang B. Field Synergy Principle for Enhancing Convective Heat Transfer—Its Extension and Numerical Verifications [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2002, 45(18): 3849-3856.
- [48] Ben Xun, Yi Hong-liang, Tan He-ping. Polarized Radiative Transfer Considering Thermal Emission in Semi-transparent Media[J]. *Chinese Physics B*, 2014, 23(9).
- [49] Kolluru R, Gopal V. Numerical Study of Navier-Stokes Equations in Supersonic Flow over a Double Wedge Airfoil Using Adaptive Grids [C]. *Bengaluru: Proceedings of the 2012 COMSOL Conference in Bangalore*, 2012.
- [50] 马丙辉, 卢泽生. 热管等效热导率的研究[C]. 威海: 全国热管会议, 2008.
- [51] 程江峰. 气体强迫对流条件下高温复合腔体内流场与温度场的研究[D]. 沈阳: 东北大学, 2013.
- [52] 黄钰期. 基于场协同原理的车用冷却系统流动传热耦合分析与结构优化[D]. 杭州: 浙江大学, 2010.

(编辑:张 贺)