

# 太阳能热推力器二次聚光器再生冷却过程\*

邢宝玉, 刘 昆, 黄敏超, 程谋森

(国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:**为克服太阳能热推力器折射式二次聚光器容易破裂的缺点,本文采用再生冷却技术,对二次聚光器与推力室进行了一体化设计,并对该过程进行了流动与传热仿真。仿真结果表明,该设计可有效地降低聚光器的工作温度至1600K以下,热应力分析表明可有效降低其破裂的可能性。同时该设计可预热推进剂至500K以上,提高了系统的能量利用效率。通过进一步对吸收腔内的热辐射分析发现,工质流动对吸收腔壁温影响较小,吸收腔壁面仍然可以维持2400~2600K的高温。

**关键词:**太阳能热推进;折射式二次聚光器;再生冷却;数值仿真

**中图分类号:**V439.6 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2013)06-0031-06

## Thermal analysis of refractive secondary concentrator of solar thermal thruster based on regenerative cooling

XING Baoyu, LIU Kun, HUANG Minchao, CHENG Mousen

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

**Abstract:** Solar thermal propulsion is a high efficiency propulsion system, utilizing concentrated sunlight radiation to heat low molecular weight working fluid and providing high specific impulse. With regenerative cooling, an integration of the second concentrator and thruster can cool down the former to 1600K and preheat the propellant to 600K, thus improving the energy conversion efficiency of the propulsion system. The thermal radiation simulation shows that the flowing propellant is of little influence on the cavity temperature and the cavity can maintain high temperature between 2400K and 2600K.

**Key words:** solar thermal propulsion; refractive secondary concentrator; regenerative cooling; simulation

太阳能热推进利用抛物面镜聚集太阳光将工质加热至高温,通过拉瓦尔喷管膨胀后产生推力。采用太阳能热推进模式,利用可展开薄膜聚光器收集太阳辐射,推力器可产生 $N$ 级的连续推力。因此,在近期可以实现的空间飞行器平台尺寸范围内,太阳能热推进模式可实现的比冲和推力特性很有吸引力,可望用以提高上面级或轨道机动飞行器的有效载荷比<sup>[1-3]</sup>。而要获取推进剂所需要的2300K以上高温,聚光器的聚光比需要达到约10000:1,单一的一次聚光很难满足其要求,因此聚光器系统一般都需要配置二次聚光器。目前国外主要对两种二次聚光器开展了研究和应用,即复合抛物面式二次聚光器(Compound Parabolic Concentrators, CPC)和折射式二次聚光器(Refractive Secondary Concentrator, RSC)。复合抛物面式二次聚光器由于存在相当大的反射损失,加上吸收损失,其输出效率仅为65%左右。而折射式二次聚光器与复合抛物面式相比,最大的优

势是其传输效率大<sup>[4]</sup>。为了降低一次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,同时尽可能提高推力室吸收太阳辐射的效率,本文采用折射式二次聚光器作为太阳能热推进系统中的二次聚光器。

NASA 格林中心 2009 年对两个蓝宝石 RSC 进行了高温测试,结果均出现了破裂,破裂温度分别为 1300℃ 和 649℃,如图 1 所示<sup>[5]</sup>。利用显微镜对断面进行观察,发现透镜面的径向张应力达到 44~65 MPa。二次聚光器直接断裂成两部分,同时发生了变色现象,其中能量提取器变为银灰色,透镜部分变为棕色。可见 RSC 实际应用于高温环境,存在的较大缺陷是容易破裂,制造一个稳定可靠的 RSC 难度很大,特别是对加工精度要求很高。而再生冷却技术广泛应用于液体火箭发动机领域,在对喷管进行冷却的同时,提高了系统的能量利用效率。本文采用再生冷却技术,设计了推力室和二次聚光器的构型,力求降低二次聚光

\* 收稿日期:2013-05-09

基金项目:国家部委资助项目

作者简介:邢宝玉(1984—),男,河北海兴人,博士研究生,E-mail:xingbaoyu1984@yahoo.com.cn;

刘昆(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:liukun@nudt.edu.cn

器的工作温度,从而防止其破裂。

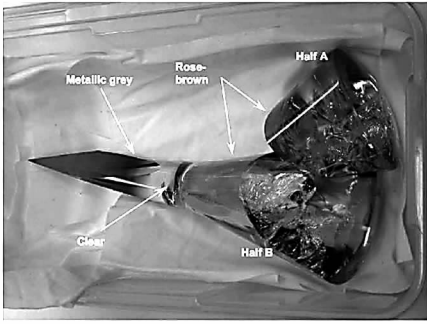


图 1 RSC 破裂照片

Fig. 1 RSC has broken into two pieces

## 1 二次聚光器与推力器再生冷却一体化设计

折射式二次聚光器是一种新型的非成像聚光系统,通过入射光线在不同介质间的折射和全内反射将能量聚焦传输到吸收器中。其由透镜和能量提取器两部分组成,透镜具有轴对称结构,而能量提取器为三棱锥结构。太阳光线经过透镜的折射进入聚光器后,通过全部内反射原理进行传输,由于汇聚光线始终在聚光器内进行传送,因此能量的输出损失较小。最后,通过能量提取器的折射传出聚光器,加热吸收腔壁面。本文参照国外的 RSC 结构进行了设计,聚光器具体结构尺寸可见文献[5]。

折射式二次聚光器与推力室的再生冷却一体化设计和推进剂流动线路如图 2 所示,推进剂进入推力器之后,首先流过一个多孔套筒实现均布分流,从而使二次聚光器周围的气体流动和温度

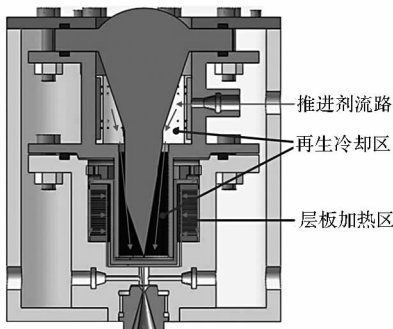


图 2 再生冷却 RSC 与推力室的一体化设计

Fig. 2 Integrative design of the second concentrator and thruster with regenerative cooling

分布均匀。推进剂经过套筒之后进入吸收腔,吸收腔部分的二次聚光器承受相对更高的温度载荷,再生冷却的作用主要体现在该区域的流动。最后推进剂通过吸收腔底端的开口进入高效的层板微换热流道,并最终从喷管排出产生推力。冷却通道

为吸收腔与二次聚光器之间的空腔,由于聚光器后端的能量提取器为三棱锥结构,所以冷却通道并不是严格的轴对称结构。该流动设计对折射式二次聚光器可起到显著的冷却作用,同时推进剂升高自身的温度,可增大系统对太阳能的利用效率。

## 2 数学模型

### 2.1 RSC 与吸收腔传热模型

RSC 选用蓝宝石单晶材料加工而成,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;但波长大于  $5 \sim 6\mu\text{m}$  的太阳光谱将被单晶材料吸收,造成的能量损失约为 0.5%,对该部分太阳光谱和红外辐射属于非灰半透明材料。

RSC 介质内部的辐射传输方程为

$$\frac{dI_{\lambda}(s, s')}{ds} = -\beta_{\lambda}(s)I_{\lambda}(s, s') + S_{\lambda}(s, s') \quad (1)$$

式中,  $\beta_{\lambda}$  为衰减系数,表示吸收光谱与散射射出光谱之和。 $S_{\lambda}$  为辐射源函数,它包含了发射源与即空间各方向入射引起的散射源,主要是入射的汇聚太阳光,则

$$S_{\lambda}(s, s') = \kappa_{\lambda}(s)I_{b\lambda}(s) + \frac{\sigma_{s\lambda}(s)}{4\pi} \int_{\Omega_i=4\pi} I_{\lambda}(s, s_i) \Phi_{\lambda}(s_i, s) d\Omega_i$$

RSC 的界面属于选择性界面,对于小于等于  $5 \sim 6\mu\text{m}$  的太阳光谱,界面内外两侧的光谱辐射强度相等;对于大于  $5 \sim 6\mu\text{m}$  的太阳光谱,界面的辐射强度为两部分之和,一部分是环境投射辐射的穿透部分,另一部分是介质侧界面的反射辐射,同时由于界面为镜面,则

$$I^+(0, \mu) = \left(\frac{n_m}{n_o}\right)^2 (1 - \rho_o^s) I_o(0, \mu_i) + 2\rho^s I^-(0, -\mu) \quad (2)$$

式中,  $\mu_i = \cos\theta_i$ ,  $\theta_i$  为环境投射辐射的入射角,  $n$  为折射率,下标  $o$  表示界面外侧,下标  $m$  表示界面内侧,  $\rho^s$  表示镜面反射率。

RSC 所用材料蓝宝石单晶的主要热物性参数见表 1。吸收腔为耐高温金属层,材料选择金属钨,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 materials

	密度 g/cm <sup>3</sup>	导热系数 W/(m·K)	比热容 J/(kg·K)
蓝宝石单晶	3.96	32.4	959
钨	10.0	93.7	328

RSC与吸收腔壁面的非稳态导热微分方程为

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (\lambda r \frac{\partial T}{\partial r}) + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \varphi} (\lambda \frac{\partial T}{\partial \varphi}) + \frac{\partial}{\partial z} (\lambda \frac{\partial T}{\partial z}) \quad (3)$$

式中,  $\lambda$  为导热系数,  $\rho$  为材料密度,  $c$  为材料的比热。

## 2.2 推进剂流动控制模型

推进剂的流场具有轴对称的特点,其连续方程为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} (\rho v_x) + \frac{\partial}{\partial r} (\rho v_r) + \frac{\rho v_r}{r} = 0 \quad (4)$$

其中,  $x$  是轴向坐标,  $r$  是径向坐标。

轴向和径向的动量守恒方程分别为:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} (\rho v_x) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x} (r \rho v_x v_x) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r \rho v_r v_x) \\ &= -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x} \left[ r \mu \left( 2 \frac{\partial v_x}{\partial x} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot v) \right) \right] \\ &+ \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[ r \mu \left( \frac{\partial v_x}{\partial r} + \frac{\partial v_r}{\partial x} \right) \right] + F_x \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} (\rho v_r) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x} (r \rho v_x v_r) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r \rho v_r v_r) \\ &= -\frac{\partial p}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x} \left[ r \mu \left( \frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_x}{\partial r} \right) \right] \\ &+ \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[ r \mu \left( 2 \frac{\partial v_r}{\partial x} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot v) \right) \right] \\ &- 2 \mu \frac{v_r}{r^2} + \frac{2}{3} \frac{\mu}{r} (\nabla \cdot v) + \rho \frac{v_x^2}{r} + F_r \end{aligned} \quad (6)$$

其中,  $\nabla \cdot v = \partial v_x / \partial x + \partial v_r / \partial r + v_r / r$ ,  $p$  是静压,  $F_x$ 、 $F_r$  是作用于推进剂上的重力, 由于是气体, 可以忽略不计。

能量方程:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \nabla \cdot (v(\rho E + p)) \\ &= \nabla \cdot (k_{eff} \nabla T - hJ + (\tau_{eff} \cdot v)) + S_h \end{aligned} \quad (7)$$

其中,  $k_{eff}$  是等效热传导系数,  $k_{eff} = k + k_t$ ,  $k_t$  为湍流热传导系数,  $h$  为推进剂的焓,  $J$  是推进剂的扩散通量,  $\tau_{eff}$  为等效粘性应力。

湍流  $k - \varepsilon$  模型:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (8)$$

其中  $\mu_t$  是湍流粘性系数,  $C_\mu$  是常数,  $k$  是湍动能,  $\varepsilon$  是湍流耗散率, 定义为

$$\varepsilon = \frac{\mu}{\rho} \left( \frac{\partial u'_i}{\partial x_k} \right) \left( \frac{\partial u'_i}{\partial x_k} \right)$$

## 2.3 边界条件与初始条件

太阳光经过一次聚光器的汇聚, 传输到二次聚光器表面, 一次聚光比为 2000。汇聚后的太阳

光夹角小于 RSC 的接收角, 从而太阳光经过折射进入 RSC 之后可实现介质内部的全反射, 最后光线通过能量提取器传出 RSC, 加热吸收腔内壁。二次聚光器表面接受的太阳能功率为 5kW。二次聚光器的聚光比决定了吸收腔壁面所能达到的温度, 折射式二次聚光器的设计聚光比为 20, 光线在吸收腔内发散后, 接近吸收腔的设计温度条件 2400K 以上。

吸收腔壁面与推进剂之间为强制对流关系, 其对流换热系数通过每一步迭代计算求出。推力室与外部环境为自然对流与辐射换热关系:

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial r} = h(T_w - T_a) \quad (9)$$

式中,  $T_a$  为环境温度,  $T_w$  为外壁面的温度,  $h$  为外层与外部环境的复合换热系数, 为对流与辐射复合换热系数, 采用下式计算:

$$h = h_c + h_r \quad (10)$$

式中,  $h_c$  为外层与外部环境对流换热系数,  $h_r$  为外层壁面与外部环境的辐射换热系数,  $h_r = \varepsilon \sigma (T_2^2 + T_a^2)(T_2 + T_a)$ , 在计算过程中随外壁面温度的变化进行迭代计算。外界环境对流换热系数取  $5W/(m^2 \cdot K)$ , 表面发射率取 0.3, 外界环境温度 300K。

推进剂为氢气, 假定为理想气体。推进剂入口温度 300K, 质量流量 0.14g/s, 根据推力器的设计推力确定。氢气的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 kg/m <sup>3</sup>	导热系数 W/(m·K)	比热容 J/(kg·K)	动力粘度 kg/(m·s)
氢气	0.08185	0.182	14314	8.963

## 2.4 计算方法

本文使用离散坐标 (DO) 辐射模型, 采用流固耦合的方法, 模拟了吸收腔内的辐射传热过程与推进剂流动过程。由于辐射表面之间有介质流动, 同时折射式二次聚光器属于非灰半透明介质, 也参与太阳光辐射的传输和吸收。且太阳辐射的发射和吸收都需要采用非灰介质模型, DO 模型可以使用灰带模型计算非灰体辐射, 简化计算, 因此 DO 辐射模型比较适合此问题的解决。离散坐标法又名  $S_N$  方法, 将传输方程 (对黑体或基于光谱) 转化为一组偏微分方程, 理论上可应用于任意阶数和精度<sup>[6]</sup>。

离散坐标法基于对辐射强度的方向变化进行

离散,通过求解覆盖整个 $4\pi$ 空间立体角上一系列离散方向上的辐射传递方程而得到问题的解。

在三维直角坐标系 $(x, y, z)$ 下,采用离散坐标法,上式右端积分项近似由一数值积分代替,并在离散的方向上对辐射传递方程求解,即

$$\xi^m \frac{\partial I_k^m}{\partial x} + \eta^m \frac{\partial I_k^m}{\partial y} + \mu^m \frac{\partial I_k^m}{\partial z} = -\beta_k I_k^m + \kappa_k I_{bk}(s) + \frac{\sigma_{sk}}{4\pi} \left[ \sum_{l=1}^{N\Omega} w^l I_k^l \Phi_k^{m,l} \right] \quad (11)$$

式中,辐射传输方向的方向余弦 $\xi^m, \eta^m, \mu^m$ 及积分常数 $w^l$ 的取值受一定条件的约束;上角标 $l, m$ 表示空间方向离散的 $l$ 个和第 $m$ 个立体角, $l, m = 1, 2, \dots, N\Omega, N\Omega$ 为 $4\pi$ 空间方向离散的立体角总数, $N\Omega$ 取值 1000; $\Phi_k^{m,l} = \Phi_k(\Omega^m, \Omega^l)$ 为离散后的散射相函数。离散网格总数为 82709,如图 3 所示,对聚光器边界附近网格进行了加密处理。

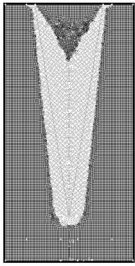


图 3 RSC 与吸收腔辐射换热离散网格

Fig. 3 Discrete grid of RSC and cavity radiation heat transfer zone

### 3 仿真结果与分析

#### 3.1 吸收腔仿真结果

首先对无再生冷却的情况进行了计算,吸收腔内气体不流动,吸收腔和气体的温度分布云图如图 4 所示。吸收器壁面的最高温度在 2400K 以上,高温区在吸收器的上半部。可见在贴近二次聚光器的位置,气体会形成一个高温层,不利于对聚光器的热防护。这是由于内部残留的气体不流动,不断吸收 RSC 发出的辐射,从而温度不断升高。高温气体又通过对流方式加热了 RSC,所以,如果没有冷却措施,必须要对推力器抽真空。而往往推进剂本身在推力器结构中会存在一定程度的泄漏,长时间工作以后就会在吸收腔内聚集,这个问题就不容易解决。同时由于加热后的吸收腔温度在 2500K 左右,其辐射光谱以红外光谱为主,这时波长大于 $5\mu\text{m}$ 的辐射所占的辐射能量已经超过了 5%,是太阳光谱的 10 倍,而这些辐射能量都会被 RSC 吸收。所以 RSC 的温度会不断升高,接近吸收腔壁面温度,超过了其自身可以承

受的温度。所以设计一种简单的冷却结构非常必要,可以将 RSC 吸收的辐射能及时带走,从而防止其出现破裂。

对于采用再生冷却的情况,由图 5 和图 6 可知,贴近二次聚光器的推进剂温度在 1200 ~ 1400K,温度与无冷却措施时对比明显降低。再生冷却设计同时还对推进剂起到了预热作用。推进剂在吸收腔的温度从入口的 300K 上升至 600K。不施加冷却措施,聚光器温度会不断升高,相应其对外界的辐射损失也不断增大。采用再生冷却后这一问题可以有效缓解,从而提高了对太阳辐射能的利用效率。

通过计算吸收腔壁面温度分布并与前面的结果进行对比发现,工质流动对吸收腔被加热的温度影响不大,吸收器壁面温度仍然在 2400 ~ 2600K,可以满足推进系统。这是由于二次聚光器与吸收腔壁面的换热以光辐射为主,吸收腔内推进剂为透明介质,对光线的传播几乎没有影响。吸收腔内的辐射热流分布如图 7 所示,可见吸收器上半部接收的辐射较大,工质在换热流动区流动过程中应充分利用该部分的高温区换热。

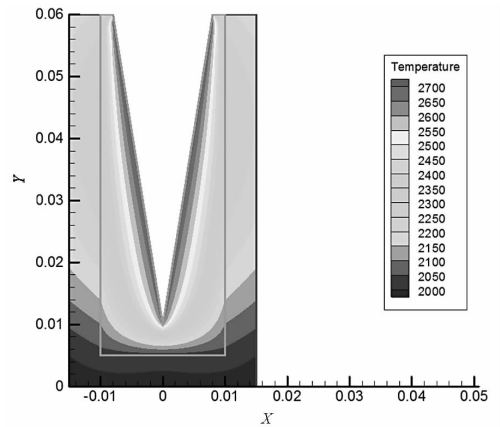


图 4 吸收腔与气体温度分布

Fig. 4 Temperature distribution of the cavity and the gas

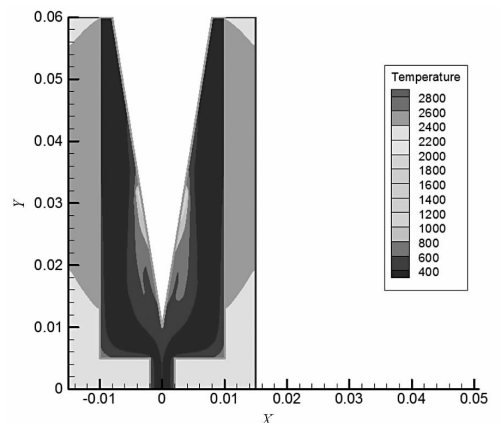


图 5 吸收腔与工质温度分布

Fig. 5 Temperature distribution of the cavity and the propellant

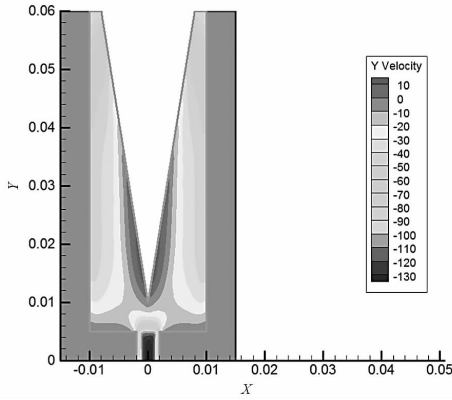


图6 工质速度分布

Fig.6 Velocity distribution of the propellant

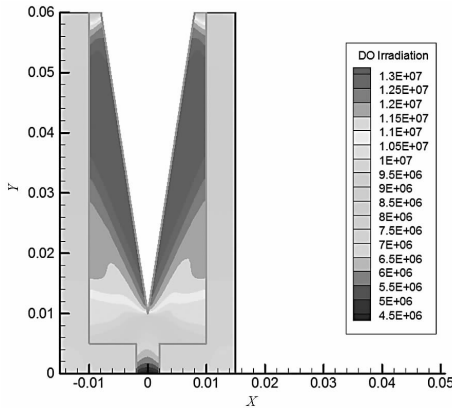


图7 辐射热流分布

Fig.7 DO irradiation distribution in the cavity

### 3.2 二次聚光器传热仿真结果

将流场的仿真结果加载 RSC 上可获取其温度和应力分布特性。为研究 RSC 的破裂原因,对 RSC 进行瞬态温度分布计算,并选取了 3 个典型节点进行分析,如图 8 所示。未采用再生冷却结构的情况下,RSC 工作过程中的温度分布云图和典型节点温度随时间的变化如图 9 所示。由温度云图可知,RSC 两端的温差很大,所以中间位置聚光器和能量提取器连接处的热应力最大。节点 1 的温度很快就达到了平衡,节点 2、3 的温度有缓慢上升的趋势。RSC 的最高温度已经超过 2200K,而单晶蓝宝石的工作临界温度为 2300K,因此必须采取冷却措施。

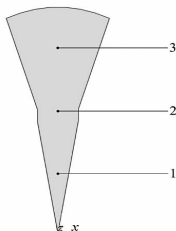
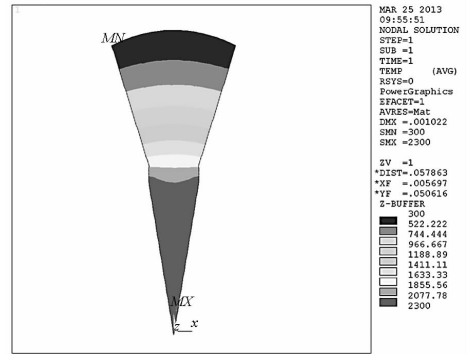
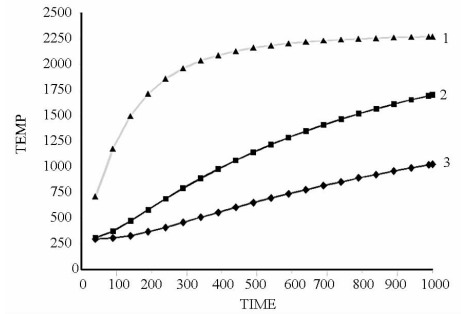


图8 RSC 中选取的 3 个典型节点

Fig.8 3 typical nodes of the RSC



(a) 温度分布云图



(b) 温度随时间的变化曲线

图9 无再生冷却 RSC 工作中的温度分布云图和典型节点温度随时间的变化曲线

Fig.9 RSC temperature distribution and the typical nodes heating profile

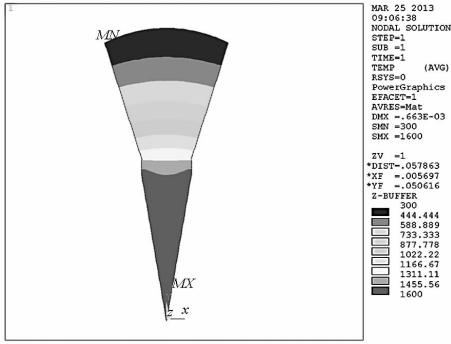
采用再生冷却的 RSC 工作过程温度分布和典型节点温度随时间的变化如图 10 所示。由图可知,RSC 的最高温度下降至 1600K。三个节点的温度随时间的变化规律与前面的分析相同,而最高温度都下降了约 600K。

RSC 内部的热应力分布如图 11 所示,可见热应力在 RSC 的颈部有集中,无再生冷却时最大值为 113MPa,颈部大部分区域的热应力在 44 ~ 59MPa。而采用再生冷却时最大值为 86MPa,颈部大部分区域的热应力在 28 ~ 38MPa。通过与文献[5]实验对比发现,采用再生冷却之后热应力分布要低于 RSC 破裂时热应力的测量值 44 ~ 65MPa,可见采用再生冷却设计可以提高 RSC 的稳定性和安全性。

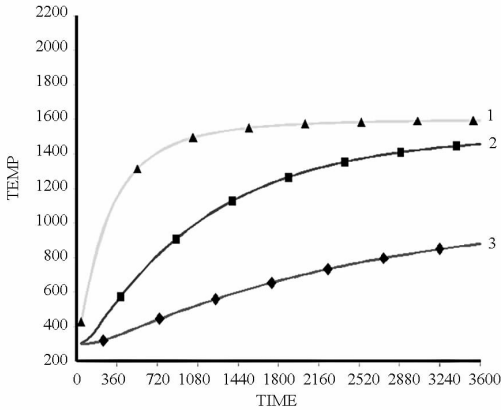
### 4 结论与讨论

本文采用再生冷却技术对太阳能热推进系统的二次聚光器与推力室进行了一体化设计,并对二次聚光器和吸收腔内的对流与辐射耦合换热过程进行了研究,得到的主要结论和下一步的工作探讨如下:

(1)二次聚光器的再生冷却设计有效地降低了聚光器的工作温度。无再生冷却的聚光器最高温度达到了 2200K,应用再生冷却后温度降至



(a) 温度分布云图



(b) 温度随时间的变化曲线

图 10 再生冷却 RSC 工作中的温度分布云图和典型节点温度随时间的变化曲线

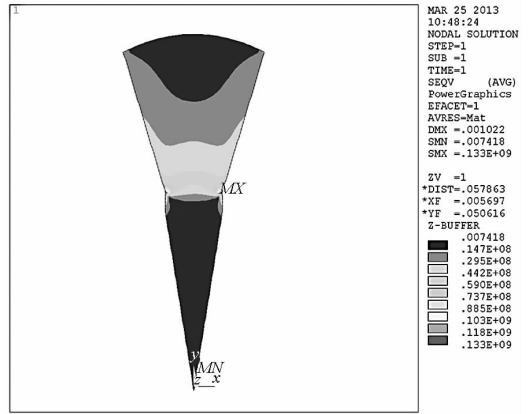
Fig. 10 RSC temperature distribution and the typical nodes heating profile with regenerative cooling

1600K。聚光器冷热端的温差减小,大大降低破裂的可能性。

(2)通过对吸收腔内的辐射换热和流动仿真发现,工质流动对吸收腔壁温影响很小,不会降低吸收腔对工质的加热效果。在采用或不采用再生冷却设计的两种情况下,吸收腔的最高壁温都在 2400 ~ 2600K。再生冷却设计对推进剂起到了预热作用。推进剂在吸收腔的温度从入口的 300K 上升至 600K,从而提高了对太阳辐射能的利用效率。

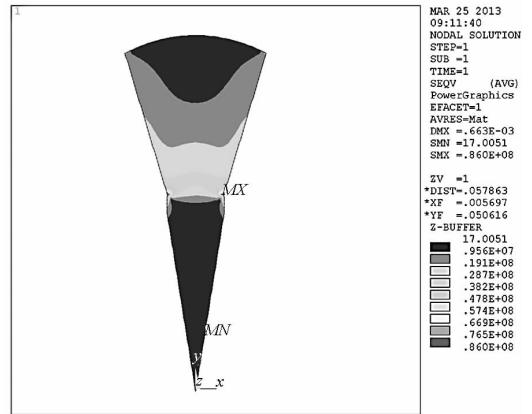
(3)通过对比不采用冷却措施和采用再生冷却两种情况下的聚光器内部热应力,可见采用再生冷却设计可以提高 RSC 的稳定性和安全性,降低 RSC 破裂的可能性。

(4)然而,由于冷却通道的流场不是二维流场,因此采用二维轴对称模型模拟与实际存在一定的差异。实际的三维流场冷却过程存在不均匀性,可能会导致聚光器表面温度分布的不均匀性,使实际的热应力增加,计算中对该部分进行了简化。下一步的研究工作中将建立完善的三维模型进行仿真,并开展相应的实验验证研究。



(a) 无再生冷却

(a) without regenerative cooling, figure



(b) 有再生冷却

(b) with regenerative cooling

图 11 无再生冷却和有再生冷却的 RSC 内部热应力分布

Fig. 11 Thermal stress distribution in RSC, figure

### 参考文献 (References)

- [1] Kennedy F G , Palmer P L. Preliminary design of a micro-scale solar thermal propulsion system [ C ] // Proceedings of 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Indianapolis, USA, July 7 - 10, 2002.
- [2] Shimizu M, Itoh K, Nakamura Y. Very small solar thermal thruster made of single crystal tungsten for micro/nanosatellites [ C ] // Proceedings of 34th AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, USA, July 7 - 10, 2000.
- [3] Olsen A D, Cady E C, Jenkins D S, et al. Solar thermal upper stage cryogen system engineering checkout test [ C ] // Proceedings of 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Los Angeles, USA, June 6 - 8, 1999.
- [4] 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 [ R ]. AIAA - 2000 - 2998.
- [5] Salem J A, Quinn G D. Failure analysis of sapphire refractive secondary concentrators [ R ]. NASA/TM - 2009 - 215802, 2009.
- [6] 谈和平,夏新林,刘林华,等. 红外辐射特性与传输的数值计算—计算热辐射学 [ M ]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社, 2006.
- TAN Heping, XIA Xinlin, LIU Linhua, et al. Simulation of infrared radiation characteristic and transfer-computational radiation [ M ]. Harbin: Harbin Industry university press, 2006. (in Chinese)