



热光伏技术在飞行器再入过程中的应用

叶宏*, 耿雪

中国科学技术大学热科学和能源工程系, 合肥 230027

* E-mail: hye@ustc.edu.cn

收稿日期: 2010-05-05; 接受日期: 2010-08-16

国家高技术研究发展计划(“863”计划)(批准号: 2007AA05Z236)和国家自然科学基金(批准号: 90916026)资助项目

摘要 提出了利用热光伏技术将飞行器再入过程中产生的巨大气动热转化为电能思路, 给出了再入 TPV 系统的初步构想, 并就气动热导入方式及光谱过滤器和选择性辐射表面对改善系统性能的作用进行了分析. 结果表明以 SiC 作为导热构件较烧蚀材料能够更好地向系统传递气动热量, 提高电能输出, 但同时加重了系统冷却负荷; 采用光谱过滤器和选择性发射表面会使系统电能输出有所下降, 但可显著降低系统冷却负荷.

关键词
热光伏
再入过程
光谱过滤器
选择性发射表面

1 引言

热光伏(thermal photovoltaic—TPV)是一种将高温热源的红外辐射能直接转换成电能的技术, 可使用多种热源, 且热电转换效率较高, 无需运动部件^[1]. TPV 系统一般由燃烧器(热源)、辐射器、光谱过滤器、热光伏电池组和冷却器组成, 其原理如图 1 所示. 热光伏电池接收辐射器的发射能量并将其转化为电能, 光谱过滤器的主要作用在于对辐射能量进行光谱选择透过, 提高系统效率. 在 TPV 系统中辐射器的工作温度一般要达到 1000 到 1500℃^[2], 而热光伏电池的工作温度约为 50℃^[3], 所以通常需要冷却电池组.

飞行器再入大气层过程中所需电能几乎全部来自于蓄电池或发电机, 这极大地占用了飞行器的有效载荷. 如果能将再入过程中产生的巨大气动热转化为电能供给飞行器, 则会减轻电力装置所占重量, 增大有效载荷.

利用再入过程中的气动热发电, TPV 技术是一条值得考虑的途径. 本文对这种途径的可行性进行研究, 为此设计可能的系统结构如图 2 所示. 导热构件

将再入过程产生的气动热以辐射形式传递给 TPV 电池转化为电能. 为实现该系统, 首先需要对模型进行分析, 选择合理的热量导入方式, 并确定系统效率和

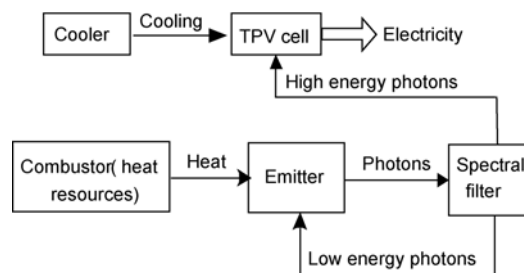


图 1 TPV 系统工作原理图

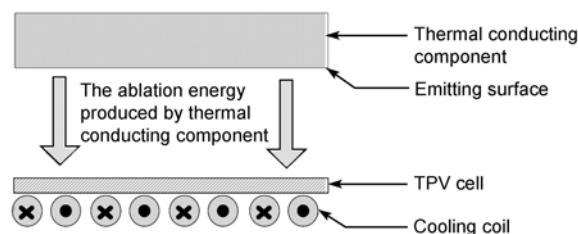


图 2 再入 TPV 系统设计示意图

输出功率;其次采用可行的改进方案来提高电池的输出功率和TPV系统效率.

2 模型介绍

2.1 烧蚀导热模型

首先对导热构件烧蚀传热进行分析.所谓烧蚀,是指飞行器再入大气层时在气动热流作用下,由热化学和机械过程引起的固体表面的质量迁移(材料消耗)现象.由于再入过程中气动热量对飞行器的加热十分严重,一般飞行器的外部都会铺设烧蚀材料,该材料在再入过程中发生烧蚀从而带走大部分热量,使飞行器能够正常运行^[4,5].假设烧蚀传热只发生在沿构件深度方向,无热源与热汇,根据能量守恒定律,有下式成立

$$\frac{\partial T}{\partial y} \left(k_y \frac{\partial T}{\partial y} \right) = c_y \rho_y \frac{\partial T}{\partial t}, \quad (1)$$

其中, k 和 c 分别为烧蚀材料的导热系数和比热容; ρ 为材料的密度; y 为材料的深度方向; t 为再入时间.

烧蚀过程中材料表面发生退移,可采用运动微元法来处理(图3).设表面退移过程中材料深度方向划分的节点数保持不变;时间步长设为 Δt .某时刻材料深度方向第 i 节点的能量平衡方程为

$$\rho_{i+1} c_{i+1} \Delta y' \left(\frac{T_i - T_{i'}^0}{\Delta t} \right) = k_{i+1} \left(\frac{T_{i+1} - T_i}{\Delta y'} \right) - k_i \left(\frac{T_i - T_{i-1}}{\Delta y'} \right), \quad (2)$$

其中, $\Delta y'$ 为 Δt 终了时刻 y 方向上的步长, i' 表示 Δt 终了时刻第 i 节点的位置, $T_{i'}^0$ 为 i' 位置在 Δt 初始时刻的温度. T_i , T_{i-1} 和 T_{i+1} 分别为 Δt 终了时刻第 i , $i-1$ 和 $i+1$ 节点的温度.

$$\Delta y' = (l - ut) / N, \quad (3)$$

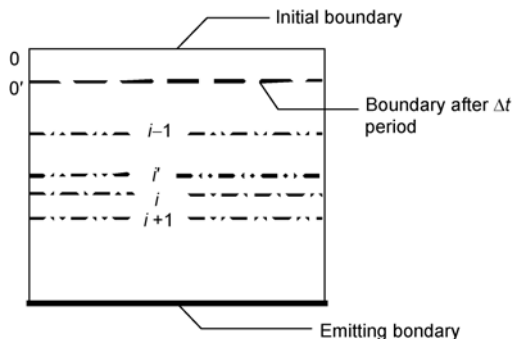


图3 烧蚀传热模型网格划分示意图

l 为材料的初始厚度, u 为烧蚀速率, N 为材料深度方向总的节点数.

对于(2)式的左面的部分有

$$\rho_{i+1} c_{i+1} \left(\frac{T_i - T_{i'}^0}{\Delta t} \right) = \rho_{i+1} c_{i+1} \frac{\partial}{\partial t} (\Delta y' T_i) - \rho_{i+1} c_{i+1} (T_{i+1} - T_i) \frac{u \Delta t}{N}, \quad (4)$$

将(4)式代入(2)式整理得到

$$\rho_{i+1} c_{i+1} \frac{\partial}{\partial t} (\Delta y' T_i) = k_{i+1} \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_{i+1} - k_i \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_i + \rho_{i+1} c_{i+1} (T_{i+1} - T_i) \frac{u \Delta t}{N}. \quad (5)$$

对时间域和空间域都采用一阶向前差分格式,最后得到的差分方程为

$$T_i^{n+1} = \left(a_i - a_{i+1} + \frac{u \Delta t}{N} \right) \frac{\Delta t}{(\Delta y')^2} T_i^n - \left(a_{i+1} + \frac{u \Delta t}{N} \right) \frac{\Delta t}{(\Delta y')^2} T_{i+1}^n - a_i \frac{\Delta t}{(\Delta y')^2} T_{i-1}^n, \quad (6)$$

其中, $\alpha = k / c\rho$, 为热扩散系数, α_i 和 α_{i+1} 分别是 Δt 终了时刻第 i 和 $i+1$ 节点的热扩散系数.

对于飞行器来说,再入过程开始时刻温度比较低,可以看作近似等于大气温度 T_0 (本文取作 $300 \text{ K}^{[6]}$).再入开始之后,气动热量不断向烧蚀材料传递,假设壁面热流均匀为 $q(t)$.烧蚀材料的底面喷涂 SiC 作为辐射面,向热光伏电池辐射传热.方程(1)的定解条件为

$$\text{初始条件} \quad t = 0, \quad T = T_0, \quad (7)$$

$$\text{边界条件} \quad k(y) \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_{y=s(t)} = -q(t), \quad (8)$$

$$k(y) \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_{y=l} = \sigma (T_L^4 - T_c^4) / \left(\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{1}{\varepsilon_2} - 1 \right) = h_r (T_L - T_c), \quad (9)$$

(9)式中的 $h_r = \sigma (T_L + T_c)(T_L^2 + T_c^2) / (1/\varepsilon_1 + 1/\varepsilon_2 - 1)$, T_L 为材料底部温度, T_c 为电池温度.

再入时间设定为 1800 s , 根据文献[7]可以计算得到飞行器再入过程中机身的平均热流密度约为 0.212 MW , 电池温度 T_c 取 50°C , 根据这些条件和文献[8]给出的 C/C/A1₂O₃ 梯度功能材料的物性, 可以模拟出辐射面温度随时间的变化.

2.2 电池模型

热光伏电池输出功率一般以一定工作条件下的

最大输出功率来表达, 分别用(10)和(11)式来计算电池的最佳输出电流和电压^[9]

$$I_m = I_{sc} \left[1 - \frac{1}{e U_m / (k T_c)} \right], \quad (10)$$

$$U_m = U_{oc} - \frac{k T_c}{e} \ln \left(1 + \frac{e U_m}{k T_c} \right). \quad (11)$$

其中, I_m 和 U_m 分别是电池的最佳输出电流和电压, I_{sc} 为电池短路电流, k 为波尔兹曼常数, e 为电子电量, T_c 为电池温度, U_{oc} 是光伏电池开路电压, 其定义式如下

$$U_{oc} = \frac{k T_c}{e} \ln \left(\frac{I_{sc}}{I_0} \right), \quad (12)$$

式中, I_0 为光伏电池反向饱和电流密度, I_{sc} 为电池短路电流密度, 可分别由以下经验公式确定^[10]

$$I_0 = 1.84 \times 10^{-3} \times T_c^3 \exp(-E_g / k T_c), \quad (13)$$

$$I_{sc} = e \int_0^{\lambda_g} \frac{q_{\lambda,c}(\lambda, T_e) h(\lambda, T_c)}{(hc / \lambda)} d\lambda, \quad (14)$$

其中, E_g 为能带隙能量, $q_{\lambda,c}(\lambda, T_e)$ 为电池表面的光谱净辐射热流密度, T_e 为辐射面温度, $h(\lambda, T_c)$ 为电池内量子效率, h 和 c 分别为普朗克常数和真空中的光速, λ_g 为电池的能带隙波长 ($\lambda_g = hc / E_g$). 在无限大平板模型中, $q_{\lambda,c}(\lambda, T_e)$ 数值上等于辐射面的光谱发射功率, 可由普朗克定律确定^[11]:

$$\begin{aligned} q_{\lambda,c}(\lambda, T_e) &= \varepsilon_{\lambda,e}(\lambda, T_e) E_{\lambda,b}(\lambda, T_e) \\ &= \varepsilon_{\lambda,e}(\lambda, T_e) \frac{C_1}{\lambda^5 [\exp(C_2 / \lambda T_e) - 1]}, \end{aligned} \quad (15)$$

其中, λ 为波长, $\varepsilon_{\lambda,e}(\lambda, T_e)$ 为光谱发射率, $E_{\lambda,b}$ 为黑体

光谱发射功率, C_1 和 C_2 分别为第一和第二辐射常数, $C_1 = 3.742 \times 10^8 \text{ W} \cdot \mu\text{m}^4 / \text{m}^2$, $C_2 = 1.439 \times 10^4 \mu\text{m} \cdot \text{K}$.

求得最佳输出电流 I_m 和最佳输出电压 U_m 后, 其乘积即为最大输出功率 P_m , 系统效率 η_{sys} 可以用如下公式计算, 其中 $q(t)$ 为再入过程中的壁面热流, A_c 为电池面积:

$$\eta_{sys} = P_m A_c / q(t), \quad (16)$$

已知飞行器再入过程中机身的平均热流密度, 所以在实际计算过程中将 A_c 取作 1.

3 结果分析

3.1 导热方式选择

热光伏电池采用 GaSb 电池, 模拟得到辐射面温度和电池输出功率及系统效率如图 4 所示. 设系统在辐射面温度达到热平衡温度 98% 的时候开始进入热平衡阶段, 具体计算数据在表 1 中进行了总结. 可见, 在 0~1800 s 时间段内辐射面温度比较低, 达到热平衡所需要的时间较长, 导致 TPV 系统的电功率输出和系统效率都比较低.

如果选用导热性能好的 SiC 作为导热构件取代飞行器原有的烧蚀防热材料以强化传热, 辐射面温度和电池的输出功率以及系统效率如图 5 所示. TPV 系统在热平衡前平均输出功率为 3.17 W/cm^2 , 热平衡后达到 9.16 W/cm^2 ; 系统平均效率在热平衡前为 15.02%, 热平衡后达到 43.20%.

比较以上 2 种方案, 可知由于 SiC 的导热性能好, 用 SiC 作为导热构件能缩短系统达到热平衡的时间, 使系统尽快达到比较高的温度. 这有助于提高电池

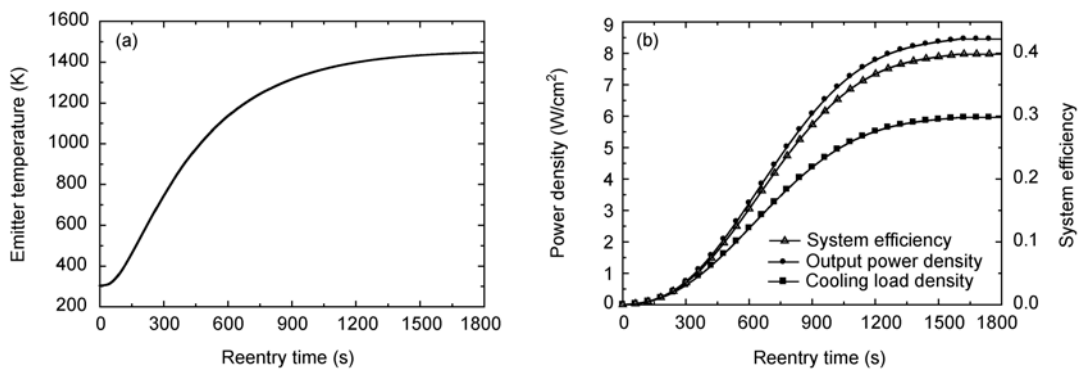


图 4 (a) 烧蚀材料传热模型辐射面温度; (b) 以烧蚀材料作为导热构件时 TPV 系统再入过程中辐射面温度、电池的输出功率和系统效率

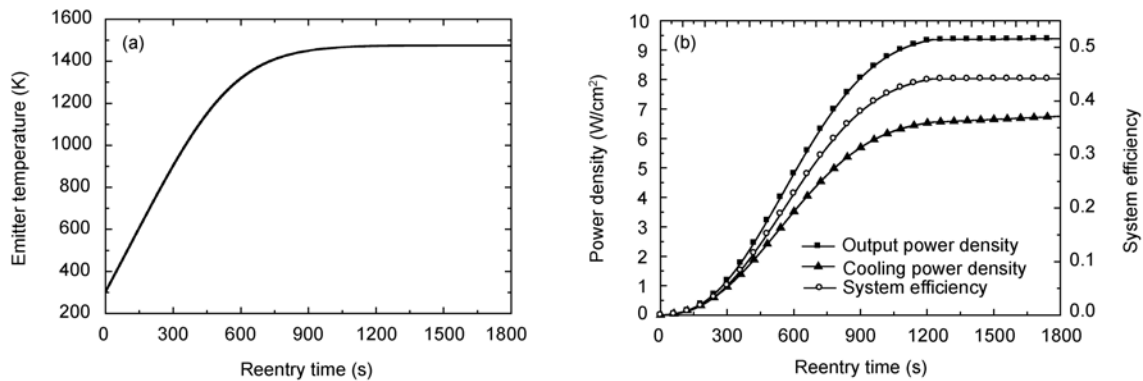


图5 (a) SiC烧蚀传热辐射面温度; (b) 以SiC作为导热构件时TPV再入过程中电池的输出和冷却功率密度及系统效率

表1 1800 s的再入时间中不同条件下系统的参数

	Ablative material TCP+ SiC emitter + GaSb cells (without filter)	SiC TCP+ SiC emitter + GaSb cells (without filter)	SiC TCP+ SiC emitter + GaSb cells (with filter)	SiC TCP+ AR-W emitter+GaSb cells (with filter)	
Thermal equilibrium time (s)	1342	880	770	1064	
The average emitter temperature before thermal equilibrium (K)	1026	1029	1034	1898	
Emitter temperature of thermal equilibrium period (K)	1444	1469	1525	2593	
Before thermal equilibrium	Average output power density (W/cm ²)	1.52	3.17	2.88	2.79
	Average system efficiency	7.15%	15.02%	13.62%	12.73%
	Average cooling load density (W/cm ²)	1.17	2.33	2.22	0.669
	Average power density received by GaSb cells density (W/cm ²)	10.17	10.25	8.82	5.15
After thermal equilibrium	Average output power density (W/cm ²)	7.43	9.16	7.33	7.02
	Average system efficiency	35.08%	43.20%	34.62%	32.31%
	Average cooling load density (W/cm ²)	5.28	6.48	5.45	1.67
	Average power density received by GaSb cells (W/cm ²)	20.87	21.08	16.16	12.53

输出功率和系统效率,但同时也会加重冷却装置的负担,尤其在热平衡前由于系统的升温速率比较快,平均冷却功率密度由 1.17 上升到 2.23 W/cm²,热平衡后也由 5.28 上升到 6.48 W/cm².

3.2 改进系统性能的方案

为进一步提高系统的电能输出并减轻冷却负担,考虑在原有系统的基础上添加光谱过滤器和采用选择性辐射表面,分析其对系统性能改进的作用.

光谱过滤器一般安装在电池的前端,主要作用是实现辐射热源的辐射光谱与电池禁带的匹配.为方便研究,做如下假设.

1) 辐射器发出的能量在光谱过滤器的左壁面进行光谱选择,低于电池禁带的能量将被反射回辐射器回收利用,高于电池禁带的能量将从光谱过滤器的右壁面透射过去传递给热光伏电池.

2) 光谱过滤器和热光伏电池紧密结合.

3) 光谱过滤器的厚度很薄,其自身的导热热阻

可以忽略.

根据文献[12], 光谱过滤器和辐射器之间的热流密度为

$$q_{ef} = \frac{E_{be,\lambda} - J_{f,\lambda} / (1 - \tau_{f,\lambda})}{\rho_{f,\lambda} / [\varepsilon_{f,\lambda} A_f (1 - \tau_{f,\lambda})] + (1 - \varepsilon_{e,\lambda}) / \varepsilon_{e,\lambda} A_e}. \quad (17)$$

光谱过滤器和 TPV 电池组辐射的换热热流密度为

$$q_{fc} = \frac{E_{bc,\lambda} - J_{f,\lambda}}{\rho_{f,\lambda} / [\varepsilon_{f,\lambda} A_f (1 - \tau_{f,\lambda})] + (1 - \varepsilon_{c,\lambda}) / \varepsilon_{c,\lambda} A_c}, \quad (18)$$

其中, $E_{be,\lambda}$ 为辐射器的光谱发射功率, $E_{bc,\lambda}$ 为电池的光谱发射功率, $J_{f,\lambda}$ 和 $J_{f,r,\lambda}$ 分别为光谱过滤器左右面节点热流, $\varepsilon_{e,\lambda}$ 为辐射器的光谱发射率, A_e 和 A_f 分别为辐射器和光谱过滤器的表面积, $\varepsilon_{f,\lambda}$, $\rho_{f,\lambda}$ 和 $\tau_{f,\lambda}$ 分别为光谱过滤器的光谱发射率、反射率和透过率.

综上所述, 建立模型的热阻网络图, 如图 6 所示, 各热阻的表达式见表 2.

以 TCOs 光谱过滤器为例来计算安装光谱过滤器之后系统的效率和电能输出. TCOs 过滤器和 GaSb 电池的光谱性质如图 7^[13,14]所示. A_e 和 A_f 取单位面积 1, 为与原系统比较方便, 仍然选用 SiC 作为辐射面材料.

由图 8 可见, 安装光谱过滤器后, 系统的效率和输出功率都有一定程度的降低. 表 1 中数据显示系统达到热平衡的时间缩短, 系统的电能输出有所降低, 在热平衡前平均输出功率密度由 3.17 降低到 2.88 W/cm², 热平衡后由 9.16 降低到 7.33 W/cm². 但是添加光谱过滤器对降低系统冷却负荷有一定作用, 在热平衡前平均

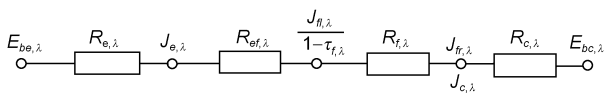


图 6 热阻网络图

表 2 图 6 所示各热阻数值

Symbol	Signification of symbol	Formula of symbol
$R_{ef,\lambda}$	Thermal resistance between emitter and filter	$1/[A_e F_{ef} (1 - \tau_{f,\lambda})]$
$R_{e,\lambda}$	Thermal resistance of emitter	$(1 - \varepsilon_{e,\lambda}) / \varepsilon_{e,\lambda} A_e$
$R_{f,\lambda}$	Thermal resistance of filter	$\rho_{f,\lambda} / [\varepsilon_{f,\lambda} A_f (1 - \tau_{f,\lambda})]$
$R_{c,\lambda}$	Thermal resistance of TPV cells	$(1 - \varepsilon_{c,\lambda}) / \varepsilon_{c,\lambda} A_c$

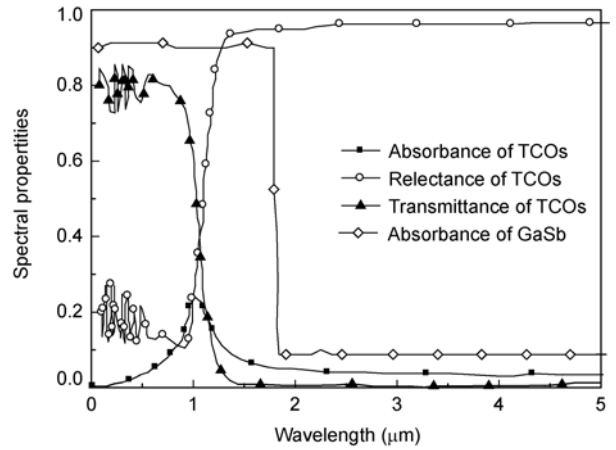


图 7 TCOs 光谱过滤器的光谱性质^[13](光谱过滤器吸收率, 反射率和透过率)与 GaSb 电池的吸收率^[14]

冷却功率密度由 2.33 降低到 2.22 W/cm², 热平衡后由 6.48 降低到 5.45 W/cm².

未安装光谱过滤器时, 到达电池表面的总能量较多, 但其中符合电池能带隙的能量少, 热平衡前系统产生电能占电池接收到的总能量的 30.92%, 热平衡后为 41.48%. 安装光谱过滤器后, 电池接收的能量中符合其能带隙的比例有所提高, 热平衡前为 32.65%, 热平衡后是 43.45%.

由于安装光谱过滤器, 一部分辐射能量返回加热辐射面, 辐射面的温度提高且能够较快升温, 缩短了系统达到热平衡的时间. 电池接受的总能量有所减少, 但是光谱选择使得符合电池能带隙的能量比例有所增加, 所以虽然电池输出功率密度有所下降, 但因为减少了过热量对电池的加热, 使电池冷却负荷有较为明显的降低.

同时可以尝试把 SiC 辐射面改变成选择性辐射表面的方式来改进系统性能. 以在 SiC 基底上喷涂钨和抗反射涂层(即 AR-W)为例, AR-W 的光谱性质如图 9(a)所示^[13], 系统的电能输出和冷却负荷的情况如图 9(b)所示. 根据表 1 中的计算数据, 以 AR-W 为辐射表面并在 TPV 电池前安装 TCOs 光谱过滤器的系统相对于有光谱过滤器的 SiC 辐射面系统来说达到热平衡所需要的时间延长, 电能输出略有降低, 但是系统的冷却负荷却有较大幅度的下降. 热平衡前平均冷却功率密度由 2.22 降低到 0.669 W/cm², 热平衡后由 5.45 降低到 1.67 W/cm².

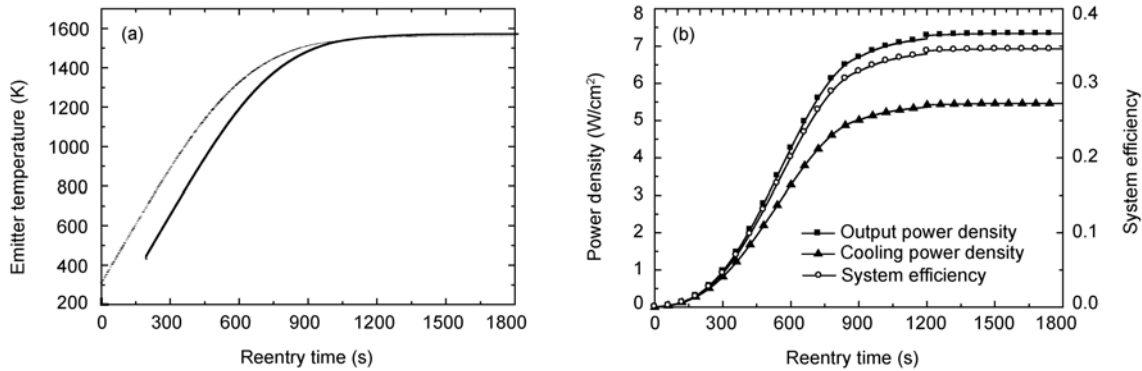


图8 (a) 添加光谱过滤器的SiC辐射面温度; (b)再入过程中电池的输出和冷却功率密度及系统效率

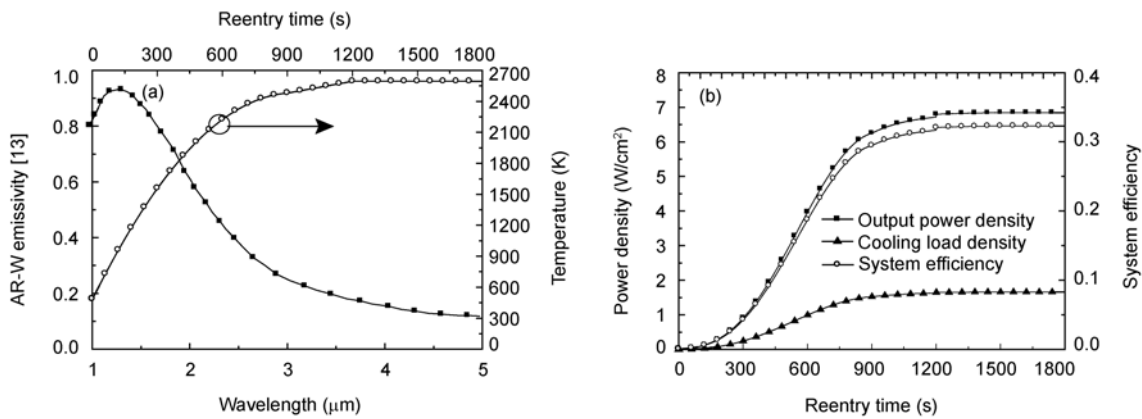


图9 (a) AR-W的光谱性质和辐射面温度; (b)有光谱过滤器和AR-W选择性辐射器的系统效率和电池的输出和冷却功率密度分布

AR-W的光谱选择性强,与GaSb电池能带隙更加匹配,但相对SiC来说其辐射的总能量较少.热平衡前后分别有52.23%和54.58%的电池接收能量在能带隙以内,但电池接收的总能量在热平衡前后分别只有5.15和12.53 W/cm².采用AR-W辐射面与光谱过滤器配合后,返回加热辐射面的能量有较大幅度增加,所以辐射面的平衡温度升高,系统达到热平衡的时间延长.由于大量能量被反射回辐射面,所以系统的电能输出下降但冷却负荷进一步降低.

4 结论

本文针对TPV技术在飞行器再入过程中应用的可行性进行了研究,对导热方式的研究表明SiC有较高的导热率,能够将气动热量快速导入,使系统在较短时间内达到热稳定状态,用其替换飞行器表面的

烧蚀材料会使辐射面快速升温并达到稳定状态,能够得到较大的电池输出功率和较高的系统效率,但同时也加重了系统的冷却负荷.

如果在热光伏电池的前端安装光谱过滤器,系统的电能输出相对于安装前有所降低;但同时抑制了过剩能量对电池的加热,减轻了系统冷却负荷.

如果在SiC的基底上喷涂AR-W选择性辐射涂层,其强烈的光谱选择性使其能与GaSb电池能带隙更好地配合,系统的电能输出相对于黑体辐射面来说略有减少,但是系统的冷却负荷则有较大幅度的降低,只有黑体辐射器的1/3.

如果采用高性能蓄电池和整流技术对热光伏电池产生的电能进行储存和有效利用,即可实现将再入过程中产生的巨大气动热量转化为电能的目标.TPV技术应用在飞行器上将再入过程中产生的热量转化为电能是具有可行性.

参考文献

- 1 Andreev V M. An overview of TPV cell technologies. *AIP Conf Proc*, 2003, 653: 289–304
- 2 Li Y H, Li H Y, Dunn-Rankin D, et al. Enhancing thermal, electrical efficiencies of a miniature combustion-driven thermophotovoltaic system. *Prog Photovoltaics: Res Appl*, 2009, 17: 502–512
- 3 Li J, Chou S K, Li Z W, et al. A potential heat source for the micro-thermophotovoltaic (TPV). *Syst Chem Eng Sci*, 2009, 64: 3282–3289
- 4 Zoby E V. Comparisons of free flight experimental and predicted heating rates for the space shuttle. *AIAA-82-0002*, 1982
- 5 Wang J H, Wang H N, Sun J G, et al. Numerical simulation of sontrol ablation by transpiration cooling. *Heat Mass Transf*, 2007, 43: 471–478
- 6 William L Ko, Olona T. Effect of element size on the solution accuracies of finite-element feat transfer and stress analyses of space shuttle orbite. *NASA TM-88292*, 1987, 5: 1112–1130
- 7 Stewart J D. Entry vehicles for space programs. *J Spacecraft Rocket*, 1969, 6: 1189–1102
- 8 Liu H L, Huo X X, Li Y H, et al. Preparation of C/C/Al₂O₃ ceramic matrix composite materials. *J Solid Rocket Tech*, 2000, 23: 62–65
- 9 Zenker M, Heinzl A, Stollwerck G, et al. Efficiency and power density potential of combustion-driven thermo photovoltaic systems using GaSb photovoltaic cells. *IEEE Transf Elect Devices*, 2001, 48: 467–476
- 10 Ferguson L G, Fraas L M. Theoretical study of GaSb PV cell efficiency as a function of temperature. *Solar Energy Mater Solar Cells*, 1995, 39: 11–18
- 11 Incropera F P, DeWitt D P, Bergman T L, et al. Entitled *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*. 6th ed. New York: John Wiley & Sons Inc. 2007. 451–462
- 12 Holman J P. *Heat Transfer*. 8th ed. New York: McGraw-Hill Inc, 1997. 446–449
- 13 Mao L, Ye H. Inventigation on performance of TPV based on silicon converter with transparent conducting oxide filter. *Acta Energiae Solaris Sinica*, 2009, 1: 81–88
- 14 Cordero N, Ginige R, Corbett B, et al. Thermal modelling of TPV system. *IEEE, Inter Society Conf Thermal Phenomena*, 2002: 605–609