

文章编号: 1000-8055(2002)02-0226-05

# 空间站太阳能吸热器蓄热性能地面模拟试验

邢玉明, 袁修干, 崔海亭, 侯欣宾, 王长和  
(北京航空航天大学 飞行器与应用力学系, 北京 100083)

**摘要:** 利用相变材料(PCM)的熔化潜热来蓄热可以保证空间站太阳能热动力系统在轨道的阴影期内仍能连续发电。针对这一核心技术,建立了空间太阳能吸热-储热器单元换热器地面模拟实验台。在模拟轨道条件下,对不同入射热流、不同工质进口温度及不同工质流量进行了多种组合测试。结果表明,单管工质气体的出口温升在轨道的日照期和阴影期都达到了预期的要求,相变材料容器的最高温度和平均温度都处于材料的安全范围内。

**关键词:** 太阳能动力; 吸热-蓄热器; 相变材料

**中图分类号:** TK513.5

**文献标识码:** A

## Ground Simulation Testing of Solar Receiver for the Space Station

XING Yu-ming, YUAN Xiu-gan, CUI Hai-ting  
HOU Xin-bin, WANG Chang-he

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract:** The solar dynamic power module proposed for the space station uses the heat of fusion of a phase change material (PCM) to efficiently store thermal energy for use during eclipse periods. Experimental investigation has been conducted in solar simulation testing for the heat receiver in the Brayton engine used as the solar dynamic option for the space station. This paper discusses solar receiver ground-based experiments and analytical heat transfer studies. The hardware, test procedures, and test results from these experiments are discussed. After more than 100 simulated space station orbital cycles, no canister cracks or leaks were observed and all data were successfully collected. The results show that the output temperature of the gas from the working fluid tubes met the expected demand during the sunlight and eclipse periods, the maximum temperature and average temperature of the PCM container were all within the safe range.

**Key words:** solar dynamic; solar receiver; phase change material

## 1 引言

空间站太阳能热动力发电系统利用抛物型的聚能器截取太阳能,并将其聚集到吸热/蓄热器的圆柱形腔内,被吸收转换成热能,其中一部分热能

传递给循环工质以驱动热机发电,另一部分热量则被封装在多个小容器内的相变蓄热材料(PCM)通过融化而吸收储存起来。在轨道阴影期,PCM在相变点附近凝固释热,充当热机热源来加热循环工质,使得空间站处于阴影期时仍能

收稿日期: 2002-01-15; 修订日期: 2002-03-20

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(59876003)

作者简介: 邢玉明(1966-),男,山西榆次人,北京航空航天大学飞行器设计与应用力学系副教授,博士

连续工作发电<sup>[1~8]</sup>。

吸热-储热器的吸热腔内沿圆周方向均布若干根单元换热管, 每根单管上钎焊套装若干个 PCM 容器, 容器之间用陶瓷纤维垫片隔开。PCM 为 LiF 和 CaF<sub>2</sub> 的共晶混合物(熔点为 767℃, 熔化潜热为 790 J/g), 换热管的内管为流动循环介质的气管, 气管采用并联方式, 由 1 根环形进口总管分出一系列均匀分布在腔壁的支管, 再汇总到出口环形总管。

本文作者参考了国际研究进展, 借鉴国外比较成熟的经验, 在国家 863 计划及国家自然科学基金的支持下对吸热器的总体设计、热分析和试验方面进行了初步研究。

2 试验设计及方法

2.1 吸热-储热器单元换热管样件制造

换热管内管材料为镍基合金 HS188, 长 0.5 m,  $\Phi 25 \times 2.5$  mm 的光管。外表面加工至  $\Phi 24$  mm, 内表面处理为绝对粗糙度约 1 mm 的粗糙管, 以满足换热要求。PCM 容器共加工制造了 60 套, 材质分别为 H800 和 3Cr18Ni25Si45 套, 后又研制材质为 Haynes188 的容器 15 套, 制造、检测详见文献[8]。前后共研制两根换热管, 1 根 0.9 m 长, 材质为 3Cr18Ni25Si2 共 31 个 PCM 容器与内管钎焊套装; 1 根为 0.3 m 长, 材质为 Haynes 188 共 12 个 PCM 容器与内管钎焊套装, 相邻容

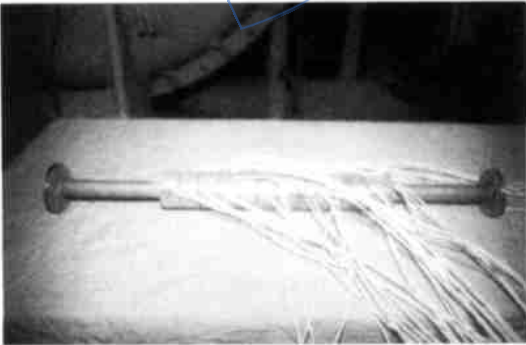


图 1 试验用蓄热单元管

Fig. 1 Experimental receiver tube

器间留出 1 mm 的间隙充装陶瓷纤维垫片。在每个 PCM 容器的 0 和 180 同一位置处各点焊镍铬-镍硅  $\Phi 0.5$  mm 热电偶 1 支, 热电偶均经过了标定。如图 1 所示为试验用的蓄热单元管。

2.2 试验系统

试验目标是通过进行多个 PCM 熔化/凝固

循环, 模拟轨道周期内吸热器中 PCM, PCM 容器以及循环工质之间的换热情况, 测量并记录 PCM 容器各点壁温及循环工质进出口温度, 验证工质出口温度在航天器轨道阴影期内能够维持工质的温度在工作温度之上。同时监控 PCM 容器壁温的最高温度不能超过材料允许的安全值。

系统设计参数如下: (1) 工质流量 0.29~0.55 kg/m in; (2) 试验工质入口气温 454~559℃; (3) 试验段气体最大压降 3.5%; (4) 模拟轨道周期: 日照期 66 m in, 阴影期 27 m in, 共 93 m in; (5) 模拟太阳热流值, 2000~38000 W/m<sup>2</sup>; (6) 整个实验装置放在真空舱内模拟轨道环境, 真空度为 8 kPa。

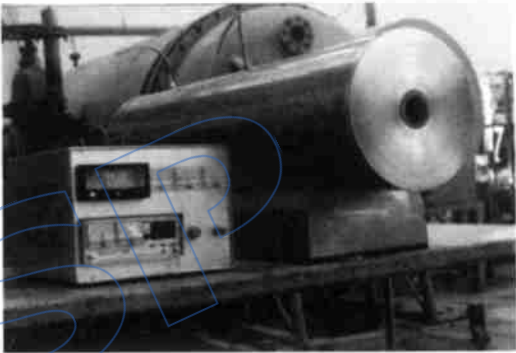


图 2 试验装置图

Fig. 2 Experimental equipment

试验系统由供气系统、空气预热器、太阳模拟加热电炉与单元换热管组成的实验单元、流量、压力、温度测量与数据采集系统及空气排放冷却系统组成, 供气系统采用 0.6 MPa, 12 m<sup>3</sup>/m in 的中压气源, 在进入空气预热器前经过干燥过滤器以滤除空气中的灰尘、水、油脂等杂物。空气预热器采用硅碳棒电加热器, 加热功率 6.5 kW, 配有 1 台调功器, 保持在不同状态下提供进入试验单元的入口空气温度在小于 600℃范围内可调。太阳模拟电炉为 1 台 3 段式真空电阻加热炉模拟太阳入射热流。加热温度最高为 1000℃, 恒温自动控制, 炉膛采用“马佛胆”结构, 保温层采用 3 层耐热合金薄板隔热屏设计。真空实验舱长 2.5 m, 直径 2 m, 可模拟 30 km 高空环境。空气排放冷却器为一空气-水叉流换热器, 可将试验段排气冷却至常温。测试装置由 1 台多功能数据采集仪, 微机按设定的时间间隔连续动态采集并处理数据。试验系统实物外形如图 2 所示。

2.3 试验方法

首先开启气源, 吹扫管路系统, 然后开启真空

泵对真空实验舱抽真空, 开启空气预热电炉及太阳热流模拟电炉及其附带自动温控仪。同时开启测控系统控制电脑, 打开软件进入试验状态, 采集并监控流量/压力/温度诸信号值。启动时, 首先提供约 0.1 kg/m in 的少量气体, 直至试验单元的太阳热流模拟电炉将单元换热管上的 PCM 容器最高壁温加热到 783 °C 时, 再将工质气体的流量调至试验设定值 0.29~ 0.55 kg/m in 范围内某个值, 将测控系统数据处理软件的采集时间间隔设定为 3 m in, 进入试验状态, 采集数据。模拟的轨道周期有两种, 日照期分别为 66 m in 和 54 m in, 阴影期分别对应为 27 m in 和 36 m in, 整个周期时间为 93 m in 和 90 m in。

试验将不同的气体工质流量、不同的气体工质进口温度及不同的太阳模拟电炉的输入功率 3 种参数进行了组合, 作为每个试验状态的设定参数, 且该参数组合在 1 个或多个轨道周期的恒定, 测试该状态下单元换热管的蓄热性能及可靠性、安全性。

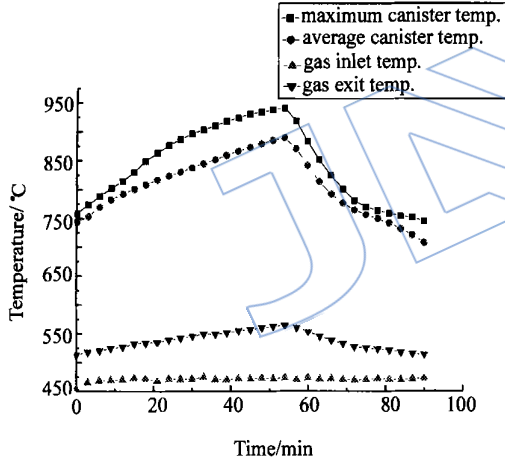


图 3 状态 1 温度变化图

Fig 3 Temperature change of test 1 condition

3 测试结果与初步分析

首先对试验段的漏热量进行了测定, 漏热量和单元换热管上的 PCM 容器的壁温有关。按照不同的空气流量、空气入口温度和加热功率, 共进行了 25 种不同状态的实验, 表 1 列出了其中部分试验点参数及其能量平衡情况。

图 3 所示为状态 1 时最高壁温、容器平均壁温及气体出口温度在 1 个周期内的变化曲线, 工质经过工质管的温升在 41~ 91 °C 之间变化, 在日照期末 54 m in 时达到最大值 91 °C, 阴影期末最低 41 °C, 容器最高壁温在日照期末达到 1 个周期内最高值 946 °C, 从容器平均壁温看, 从第 9 m in 开始, PCM 大部分开始熔化, 第 12 m in 后几乎全部熔化, 到日照期末约有 90 °C 过热度, 实验数据还表明 PCM 容器正反面 (0~ 180 °) 的最大温差在 20 °C 左右。

图 4 为状态 2 测试结果, 出口温度介于 32~ 77 °C 之间, 整个轨道周期内容器最高壁温为

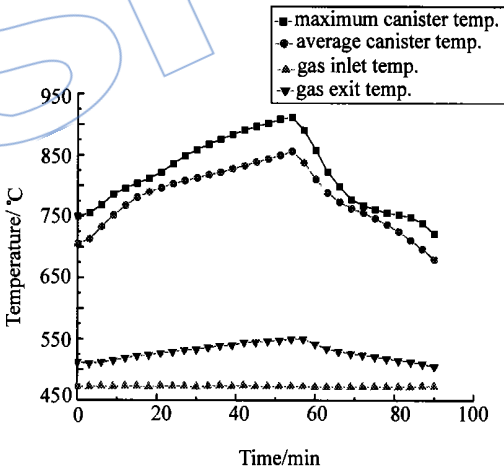


图 4 状态 2 温度变化图

Fig 4 Temperature change of test 2 condition

表 1 试验状态的设定参数

Tab 1 Parametric of test condition

| 测试状态 | 工质流量/(kg/m in) | 工质进口温度/°C | 加热功率/W | 轨道周期/m in | 能量平衡/% |
|------|----------------|-----------|--------|-----------|--------|
| 1    | 0.37           | 473       | 900    | 54+ 36    | 12.44  |
| 2    | 0.42           | 473       | 900    | 54+ 36    | 4.00   |
| 3    | 0.40           | 456       | 765    | 66+ 27    | 13.59  |
| 4    | 0.49           | 522       | 765    | 66+ 27    | 10.80  |
| 5    | 0.46           | 522       | 680    | 66+ 27    | 10.00  |
| 6    | 0.33           | 522       | 608    | 66+ 27    | 7.2    |

912℃平均壁温介于 680~ 856℃间, 到日照期末第 54 m in, PCM 全部熔化, 且有 60℃的过热度。阴影末 PCM 全部凝固并过冷。

图 5 为状态 3 测试结果, 出口温度介于 33~ 74℃之间, 容器最高壁温介于 706~ 889℃间, 平均壁温介于 665~ 833℃间, PCM 在日照期末全部熔化且有 40℃的过热度。阴影期末全部凝固, PCM 容器正反面(0~ 180°)的最大温差在 12℃左右。

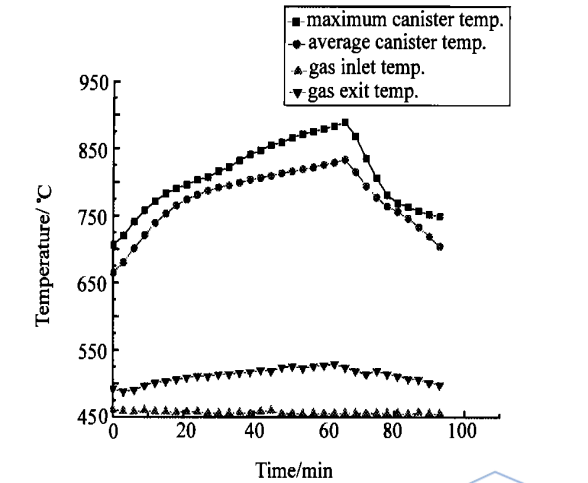


图 5 状态 3 温度变化图

Fig 5 Temperature change of test 3 condition

图 6 为状态 4 的测试结果, 出口温升介于 30~ 59℃之间变化, 容器最高壁温介于 751~ 891℃间, 平均壁温介于 724~ 844℃间, 容器反向温差为 19℃左右。

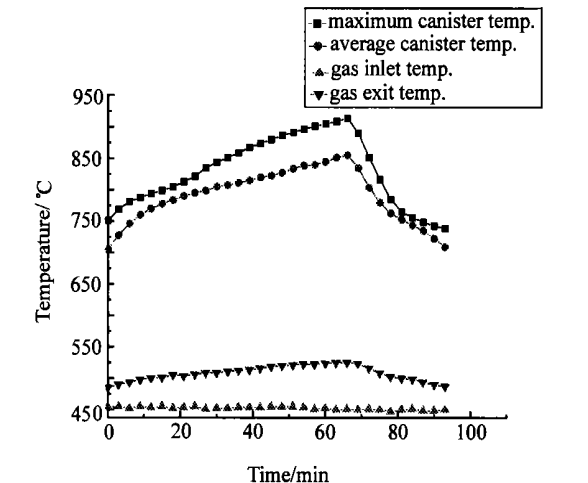


图 6 状态 4 温度变化图

Fig 6 Temperature change of test 4 condition

图 7 为状态 5 的测试结果, 出口温度介于 24~ 51℃之间, 容器最高壁温介于 747~ 865℃间,

平均壁温介于 680~ 819℃, 容器反向温差为 17℃左右。

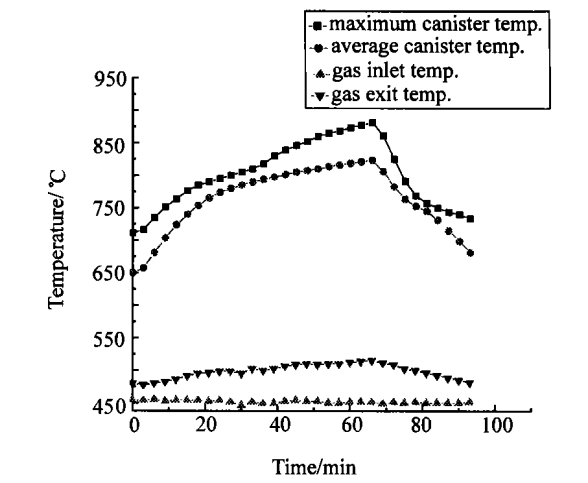


图 7 状态 5 温度变化图

Fig 7 Temperature change of test 5 condition

图 8 为状态 6 的测试结果, 工质出口温升介于 38~ 63℃之间变化, 容器最高壁温介于 746~ 874℃间, 平均壁温介于 712~ 827℃间, 容器反向温差为 16℃左右。

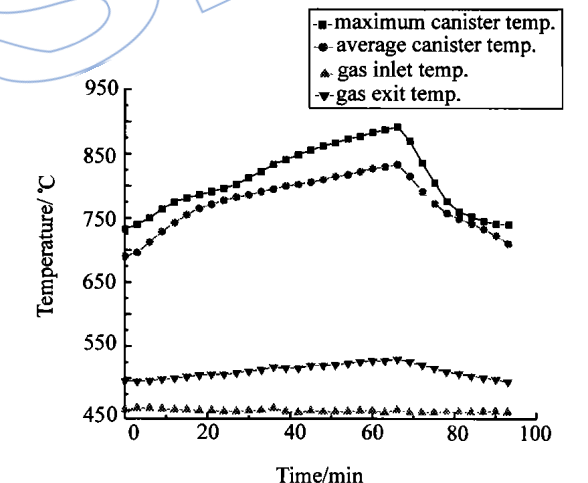


图 8 状态 6 温度变化图

Fig 8 Temperature change of test 6 condition

6 种状态的测试结果表明, 在日照期 PCM 都逐步全部熔化且在日照期末有一定过热度, 阴影期 PCM 全部凝固释热作为供热热源及蓄加热工质气体。容器最高壁温  $T_{max}$ 、容器平均温度  $T_{avg}$  及工质气体出口温度  $T_{out}$  在日照期随时间逐渐增大, 并在日照期末达最大值, 气体温升在不同参数下在 51~ 91℃间, 容器壁温在阴影期内基本都处于 PCM 的两相区, 在全部 27 m in 内都保持在 697℃以上, 阴影期末工质出口温升在 21~ 41℃,

所有试验状态点呈现同一规律  $T_{\max} > T_{\text{avg}} > T_{\text{out}} > T_{\text{in}}$ 。所有试验状态下, PCM 容器的最高壁温在日照期末时均小于  $940^{\circ}\text{C}$ , 完全在容器材料 Haynes188 的安全使用温度范围内<sup>[11]</sup>, 可保证长期使用(30 a)的可靠性。

经过总计的约 100 h 的高温循环试验, 单元管完好, 没有 1 个 PCM 容器发生工质泄漏。单元管的蓄热性能得到了初步验证。此外单元管的 1000 个熔化—凝固循环约 1600 h 耐久性试验仍在继续。

## 4 结 论

完成了约 100 h 的熔化—凝固循环测试。结果表明, 以  $80.5\text{LiF}-19.5\text{CaF}_2$  为相变材料的单元换热管相变温度高, 蓄热量大, 适合于高温蓄热的应用。在各种实验状态下, 工质气体的出口温升在日照期末为  $51\sim 91^{\circ}\text{C}$ , 阴影期末为  $24\sim 41^{\circ}\text{C}$ , 出口温升达到了设计要求, 说明该种结构的吸热—蓄热器的设计是成功的。作为衡量 PCM 容器寿命重要指标的壁面最高温度, 平均温度及周向不均匀温差, 其最大值分别为  $940^{\circ}\text{C}$ ,  $889^{\circ}\text{C}$  和  $20^{\circ}\text{C}$ , 处于 Haynes188 容器材料的安全使用温度范围内, 适于长寿命的空间站使用。

## 参考文献

[1] Strumpf H J, Coombs M G. Solar Receiver for the Space

Station Freedom Brayton Engine[J]. J. Eng. Gas Turbines and Power, 1988, 110(4): 295- 300

[2] Cameron H M, Mueller L A, Namkoong D. Preliminary Design of a Solar Heat Receiver for a Brayton Cycle Space Power System[R]. NASA - TM - X- 2552, 1972: 1- 39

[3] Strumpf H J, Westelsken B, Shah D, et al. Fabrication and Testing of the Solar Dynamic Ground Test Demonstrator Heat Receiver[R]. AIAA - 4189- CP, 1994: 372- 377.

[4] Bellecci C, Conti M. Latent Heat Thermal Storage for Solar Dynamic Power Generation[J]. Solar Energy, 1993, 51(3): 169- 173

[5] Strumpf H J, Coombs M G. Solar Receiver Experiment for the Space Station Freedom Brayton Engine[J]. Journal of Solar Energy Engineering, 1990, 112(2): 12- 18

[6] 田文华. 空间太阳能动力装置吸热—储热器[R]. 北京: 空间技术情报研究所, 1992

[7] 邢玉明, 侯欣宾, 栗卫芳, 等. 空间发电系统热能储存容器的二维模型[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3): 263- 267.

[8] 邢玉明, 袁修干, 王长河. 空间站高温固液相变蓄热容器的实验研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(1): 75- 79

[9] Burns R K. Preliminary Thermal Performance Analysis of the Solar Brayton Cycle Space Power System[R]. NASA TN - P- 6268, 1971: 1- 40

[10] Shaltens R K, Boyle R V. Initial Result from the Solar Dynamic Ground Test Demonstration Project at NASA Lewis[R]. N96- 11508, 1996: 52- 63

[11] Dreshfield R L. Long Time Creep Rupture of Haynes Alloy188[R]. NASA TM - 107191, 1996: 32- 45

(责任编辑 吴一黄)