

# 航天器离心增益式渐开线热管设计及试验研究

宋云飞<sup>1</sup>,张红星<sup>1</sup>,周宇鹏<sup>1</sup>,杨昌鹏<sup>1</sup>,谢永奇<sup>2</sup>

(1.航天器热控全国重点实验室(北京空间飞行器总体设计部),北京100094;2.北京航空航天大学航空科学与工程学院,北京100191)

**摘要:**针对环扫式航天器旋转平台大热耗、高热流密度设备的散热路径优化问题,设计一种离心增益式渐开线热管。通过优化热管构型,降低平台快旋对热管启动的影响,利用旋转加速度提升热管的极限传热能力,搭建热管离心试验平台进行传热性能及启动性能验证。试验结果表明,渐开线热管在角速度为0~2.512 rad·s<sup>-1</sup>时均能正常启动工作,且随角速度增大,热管传热能力由170 W·m提升至421 W·m,热管启动所需功率增加至6.6 W,满足航天器旋转平台高效传热的应用需求,实现紧凑型旋转平台的全域高效散热。

**关键词:**环扫式航天器;角速度;离心增益;渐开线热管;传热能力;启动性能

中图分类号:V444.3

文献标志码:A

引用格式:宋云飞,张红星,周宇鹏,等.航天器离心增益式渐开线热管设计及试验研究[J].山东大学学报(工学版),2025,55(6):100-107.

SONG Yunfei, ZHANG Hongxing, ZHOU Yupeng, et al. Design and experimental research of centrifugally-enhanced involute heat pipe for spacecraft[J]. Journal of Shandong University (Engineering Science), 2025, 55(6):100-107.

## Design and experimental research of centrifugally-enhanced involute heat pipe for spacecraft

SONG Yunfei<sup>1</sup>, ZHANG Hongxing<sup>1</sup>, ZHOU Yupeng<sup>1</sup>, YANG Changpeng<sup>1</sup>, XIE Yongqi<sup>2</sup>

(1. National Key Laboratory of Spacecraft Thermal Control (Beijing Institute of Spacecraft System Engineering), Beijing 100094, China; 2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract:** To address the thermal path optimization for high heat dissipation and high heat flux concentration devices on scanning-mode spacecraft rotating platforms, a centrifugally-enhanced involute heat pipe (CEIhp) was designed. By optimizing the heat pipe configuration, the impact of platform rapid rotation on the startup of the heat pipe was reduced, and the rotational acceleration was leveraged to enhance its maximum heat transfer capacity. A centrifugal test platform was established to validate both thermal transfer and startup performance of the CEIhp. Experimental results demonstrated that the CEIhp could successfully initiate operation across angular velocity of 0-2.512 rad·s<sup>-1</sup>. The heat transfer capacity of CEIhp increased from 170 W·m to 421 W·m as the angular velocity rose, with the startup power requirement escalating to 6.6 W. This achievement fulfilled the application requirements for efficient heat transfer on scanning-mode spacecraft rotating platforms and enabled full-range efficient thermal dissipation for compact rotating platforms.

**Keywords:** scanning-mode spacecraft; angular velocity; centrifugally-enhanced; involute heat pipe; heat transfer capacity; startup performance

## 0 引言

对地观测卫星按载荷不同主要分为光学遥感

卫星及合成孔径雷达卫星两类。随着应用领域不断拓展,受对同一区域重访周期的限制,广域探测等新任务模式对卫星成像覆盖能力(即在一定时间内可获取信息量)提出更高要求。为进一步提升卫

星成像覆盖能力,文献[1-2]针对光学卫星提出一种载荷相机快速旋转的新成像方式,平台维持三轴稳定姿态,载荷沿转轴旋转或摆动实现成像幅宽的提升;文献[3]针对星载合成孔径雷达设计一种环扫合成孔径雷达卫星成像模式,通过天线绕垂直转轴快速旋转实现目标区域内的环扫成像。

新型环扫卫星载荷平台具有旋转特性,且根据任务模式不同,对其旋转速度有不同要求。受卫星质量、转动惯量等因素的影响,旋转平台的大小、形状及设备的布局位置往往不利于电子设备的热控设计。在设备热耗集中、散热面资源紧张的情况下,需要高效利用有限的散热面积解决因热量集中导致的设备温度超标问题。热管技术在热传输效率和被动运行可靠性方面具有显著优势,已成为航天器热控制领域的关键技术<sup>[4]</sup>。通过热管高效传输集中热耗,提高散热面的有效利用率,实现电子设备的温度控制。

载荷平台的旋转对依靠毛细力运行的槽道热管产生离心力效应,当热管毛细力与由离心旋转产生的驱动力相斥,且离心驱动力作用更强时,热管功能将完全失效。多位学者对地面条件下沿高度方向具有不同倾角时热管的传热能力进行模拟及试验研究,受重力影响,热管的传热性能均有所提升<sup>[5-9]</sup>。当热管毛细力与旋转引起的离心驱动力同向时,将对热管的极限传热能力产生与上述重力作用下相同的增益效果,但热管的启动性能将受到液态工质积聚效应的影响<sup>[10-11]</sup>,严重时将导致热管无法启动,彻底失效。风云二号卫星直径2 m的圆形仪器安装板采用圆弧形预埋热管的设计方法,使热管各处距旋转中心位置基本相同,热端半径略大于冷端半径<sup>[12]</sup>,弱化整星旋转对热管产生的加速度效应,确保热管在旋转状态下正常运行。但对于环扫式航天器,旋转平台的轻量化及对质心位置、动平衡的要求更高,使旋转平台的构型布局无法满足类圆弧形热管设计条件,且高热耗电子设备的热控设计对热管传热能力提出更高要求。

槽道热管的性能研究在工程领域已取得显著进展,相关研究成果较为丰富。文献[13]建立轴向槽道热管传热流动模型,通过数值模拟和试验验证的方式研究热管内部毛细半径、液膜厚度、传热系数的变化规律;文献[14]通过数值模拟的方式研究重力辅助下轴向槽道热管在小倾角条件下的蒸发和冷凝传热过程,建立理论模型并分析不同输入功率下的蒸发模式和热传递特性,研究表明,随着输入功率增加,热管蒸发模式转变为角膜蒸发,且倾

角的增大会增强重力对液体回流的影响,提高蒸发模式转变时的临界输入功率,增强热管的传热性能;文献[15]通过试验研究平移运动对热管热性能的影响,结果表明,热管的运动方向及热输入对热阻有显著影响,极限传热能力甚至降低50%以上。然而,目前没有关于槽道热管应用于环扫式航天器旋转状态下的相关性能研究成果。本研究针对环扫卫星旋转平台的全域高效散热需求,设计一种离心增益式渐开线热管,有效利用旋转加速度提升热管极限传热能力,降低离心力对热管启动的影响,搭建热管离心试验平台进行热管传热及启动性能的试验研究。

## 1 紧凑式旋转平台高效传热需求

高速转动特性对卫星旋转载荷的轻量化设计、质心位置、转动平衡提出更高要求。载荷平台共需安装2台电子设备,其尺寸、质量、峰值热耗均不相同,因此需要从系统层面进行结构-热控全局设计,求取最优解。

将载荷平台划分为若干个网格单元,每个单元的热参数应用以节点为代表的集总参数法表示。对任一节点*i*,在任一时刻 $\tau$ 的能量平衡方程可表示为

$$(mc)_i \frac{dT_i}{d\tau} = \sum_{j=1}^x R_{k,j}(T_j - T_i) + \sum_{j=1}^y R_{e,j} \sigma (T_j^4 - T_i^4) + Q_{in} + Q_{orbit}, \quad (1)$$

式中, $m$ 为节点质量, $c$ 为节点比热容, $T_i$ 为任一节点*i*的温度, $T_j$ 为与载荷平台有导热或辐射换热关系的节点*j*的温度, $R_{k,j}$ 为节点*j*的导热系数, $R_{e,j}$ 为节点*j*的辐射系数, $x$ 、 $y$ 分别为与节点*i*存在导热、辐射换热关系的节点数, $\sigma$ 为Stefan-Boltzmann常数, $Q_{in}$ 为内热源, $Q_{orbit}$ 为外热流。

根据设备安装面积、安装方式可知,载荷平台与设备之间的温度梯度

$$\Delta T = T_L - T_i = \frac{Q_L}{hA_L}, \quad (2)$$

式中, $T_L$ 为设备*L*的温度, $Q_L$ 为设备*L*的热耗, $h$ 为界面*L*的换热系数, $A_L$ 为设备*L*与载荷平台的接触面积。

假设平台通过高效传热方法已建立良好的等温性。当系统趋于稳定时,由式(1)、(2)可得

$$Q_{in} + Q_{orbit} + \sum_{j=1}^y \varepsilon_j B_{jL} A_j \sigma T_j^4 = \varepsilon_i A_i \sigma \left( T_L - \frac{Q_L}{hA_L} \right)^4, \quad (3)$$

式中,  $\varepsilon_J$ 、 $\varepsilon_I$  分别为结构节点  $J$ 、平台  $I$  的红外发射率,  $B_{JI}$  为结构节点  $J$  对平台  $I$  的角系数,  $A_J$ 、 $A_I$  分别为结构节点  $J$ 、平台  $I$  的表面积,  $T_J$  为结构节点  $J$  的温度。

由工作模式可知, 设备 1 平均热耗为 40 W, 峰值热耗为 220 W, 设备 2 热耗为 40 W, 2 台设备的温度上限均为 50 °C, 且  $B_{JI}$ 、 $T_J$  与  $A_I$  及平台构型一一对应。通过结构设计平台构型, 热控等温性设计迭代构型需求, 求解式(3)迭代计算各算例下所需的平台面积。以轻量化为优化目标, 求解满足平台动平衡条件及散热需求的结构-热控全局设计最优解, 以质量资源代价最小化实现载荷平台系统设计。

载荷平台构型设计结果如图 1 所示。采用轴对称式梯形构型满足平台动平衡需求, 2 台电子设备分别布置于梯形平台长边的两侧, 以满足载荷平台高等温性设计需求。根据 2 台电子设备的质量、质心的差异性实现质心平衡, 确定最终安装位置。

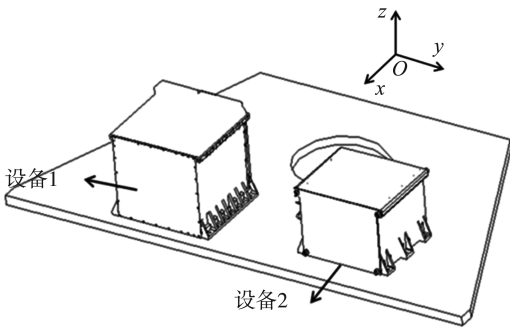


图 1 载荷平台结构示意图

Fig.1 Schematic diagram of payload platform structure

该航天器旋转平台设备的峰值热耗为 220 W, 静态热耗为 15 ~ 20 W, 高效热传输量需求为 185 W·m。受限于结构板厚度, 可选择的型谱内槽道热管的静态传热能力经降额后约为 170 W·m, 略低于使用需求。针对此, 本研究基于成熟槽道热管产品, 通过优化热管外部构型, 设计一种离心增益式渐开线热管, 以满足平台的高效传热需求, 在系统级结构-热控全局设计过程中已充分考虑所设计热管的接口需求。

## 2 离心增益式渐开线热管设计

### 2.1 工作原理

热管依靠工质的蒸发、凝结和循环流动实现热量传递。管内工质于热源处吸热气化, 在蒸气压差

驱动下向冷凝段输运, 并于冷凝段散热凝结为液态工质, 液态工质依靠毛细力驱动由冷端输运至热端, 实现工质的循环流动。

热管工作时内部沿轴向长度  $l$  的压力变化如图 2 所示。气态工质压力  $p_v$  沿蒸发段至冷凝段呈递减趋势, 而液态工质压力  $p_l$  相反<sup>[16]</sup>。当毛细力足以驱动工质循环流动时, 热管正常工作, 即需满足

$$\Delta p_l \leq \Delta p_c - \Delta p_v \pm \Delta p_{\text{other}}, \quad (4)$$

式中,  $\Delta p_l$  为液态工质压差,  $\Delta p_c$  为毛细力驱动压差,  $\Delta p_v$  为气态工质压差,  $\Delta p_{\text{other}}$  为其他驱动力导致的附加压差。

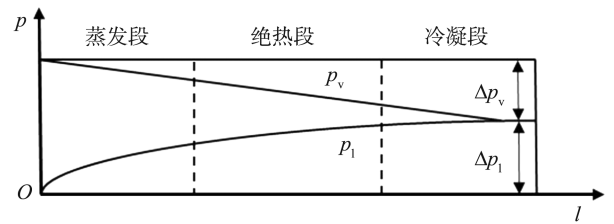


图 2 热管轴向压力变化

Fig.2 Axial pressure variation in heat pipes

液体在管芯内的流动阻力、蒸气在腔体内的蒸气压降均与热负荷呈线性关系。当热负荷增加至式(4)等号成立时, 对应的热负荷达到驱动热管正常工作的毛细力驱动压差极限, 具体可表示为

$$Q_{\text{max}} = \frac{\Delta p_{c, \text{max}} \pm \Delta p_{\text{other}}}{f_l + f_v}, \quad (5)$$

式中,  $Q_{\text{max}}$  为极限传热能力,  $\Delta p_{c, \text{max}}$  为最大毛细力驱动压差,  $f_l$  为液态工质流动阻力系数,  $f_v$  为气态工质流动阻力系数。  $f_l$ 、 $f_v$  由工质物性、热管截面形状决定,  $\Delta p_{c, \text{max}}$  由管芯毛细通道的曲率半径决定。由式(5)可知, 在确定管型及工作温度的情况下, 影响热管极限传热能力的因素只有  $\Delta p_{\text{other}}$ 。

### 2.2 渐开线热管设计

根据载荷平台构型, 选取  $\Omega$  型轴向槽道热管预埋至结构板内紧贴设备安装表面, 实现载荷平台的等温化及高效散热设计。

当热管内工质受到除毛细力外的其他作用力影响时, 该作用力将对工质产生附加驱动力。当驱动力作用与毛细力作用反向时, 热管传热能力下降乃至完全失效; 当两者同向时, 热管极限传热能力将有效提升。

本研究结合航天器载荷平台高速旋转特性, 通过优化热管呈渐开线构型, 控制旋转加速度引起的驱动力方向, 提升热管极限传热能力。所设计的旋转平台热管构型如图 3 所示。

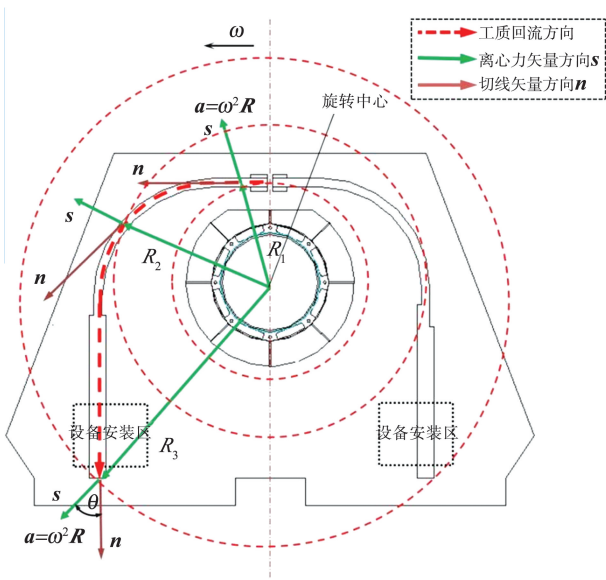


图3 离心增益渐开线热管设计原理图  
Fig.3 Design principle diagram of centrifugally-enhanced involute heat pipe

除考虑离心增益效果外,渐开线热管设计过程中还需考虑加速度引起的负面影响,主要为以下两个方面:热管中间位置受离心力影响,产生工质积聚效应,导致热管失效;热管受离心力影响导致液态工质聚集,相变模式由蒸发变为池沸腾,若达到初始沸腾状态时所需热流过大,将导致热管未启动而失效。基于此,渐开线热管严格控制热管不同位置所受离心力方向与热管中心线切线方向的矢量夹角始终为锐角,控制旋转加速度对热管的作用力始终沿液体回流方向。

此外,受高速旋转影响,热管启动时刻工质需接收一定程度的初始热流(也可称之为热管的启动热流),促进液态工质达到初始沸腾状态,使热管达到正常工作状态。启动热流与工质达到沸腾状态的临界过热度  $\Delta T_{cr}$  成正比。 $\Delta T_{cr}$  与工质气泡成核点至液面之间不同位置的加速度  $a$  和至液面的长度  $\Delta l$  点积的积分相关,计算式为

$$\Delta T_{cr} = \frac{T_v}{L_v \rho_v} \left( \frac{2\gamma}{R_n} - \frac{2\gamma}{R_m} + \rho_l \cdot \int_0^l a \cdot dl \right), \quad (6)$$

式中,  $T_v$  为气态工质温度,  $L_v$  为工质汽化热,  $\rho_v$  为气态工质密度,  $\rho_l$  为液态工质密度,  $\gamma$  为表面张力,  $R_m$  为液柱上液面弯月面半径,  $R_n$  为初始沸腾时的气泡核半径。

受离心力影响,当热管未启动且液态工质全部积聚时,通过优化热管构型,热管液面高度位置处于图3所示热端的直线段内。在气泡成核区域至液面之间,确保工质所受离心力显著降低的同时,  $s$  与  $n$  之间的夹角  $\theta$  显著增大,有效控制了式(6)尾项对  $\Delta T_{cr}$  产生的影响,降低离心加速度对热管启动所需初始沸腾热流的影响。

### 3 渐开线热管离心试验研究

#### 3.1 试验系统

渐开线热管离心试验系统由水冷系统、加速度模拟控制系统、加热与数据采集系统等子系统组成,具体如图4所示。

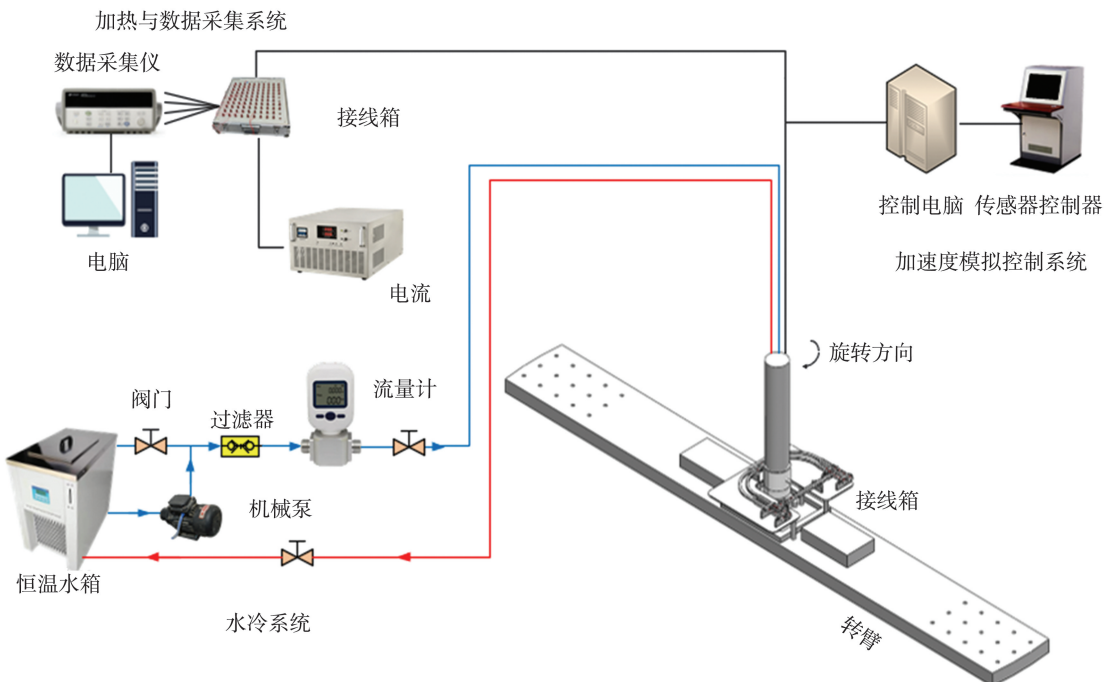


图4 试验系统原理图  
Fig.4 Schematic diagram of experimental system

### 3.2 试验流程及结果分析

为减少试验系统误差,渐开线热管离心试验开始前需完成对试验热管的水平度调节,确保静止及转动过程中热管两端沿重力方向的高度差小于0.5 mm,避免地面重力环境对试验结果产生影响。对室温环境导致的试验系统漏热量  $Q_{\text{loss}}$  进行评估,通过增加负载热源,控制热管分别在30、40 °C运行,测量静止及转动状态下试验系统的漏热情况。不同运行温度条件下试验热管的漏热情况如表1所示。由表1可知,在30 °C及40 °C条件下,平台转动(角速度为  $\omega$ )对试验系统的  $Q_{\text{loss}}$  未产生影响。

表1 试验系统环境漏热评估

Table 1 Environmental heat loss assessment of the experimental system

$\omega/(\text{rad}\cdot\text{s}^{-1})$	$Q_{\text{loss}}/\text{W}$		
	20 °C (环境温度)	30 °C	40 °C
0	0	4.2	10.6
2.512	0	4.2	10.6

试验主体分为两部分:其一为极限传热性能试验,测试不同角速度条件下渐开线热管的极限传热能力;其二为启动性能试验,验证不同角速度下热管所需的最小启动功率。

#### 3.2.1 极限传热性能试验

离心增益式热管在工作过程中会受航天器载荷平台高速旋转产生的离心力的影响。旋转离心力对所设计的渐开线热管产生附加驱动力作用,从而提升热管的极限传热能力。

应用图4所示试验系统在不同角速度条件下对试验热管进行极限传热能力测试。试验热管的温度测点布局如图5所示,各测点距冷、热两端的距离如表2所示。试验过程中通过控制冷却系统的供水流量及温度控制热管工作温度在30~45 °C,同可能出现的热管工作温度保持一致,但受限于冷凝水温度及流量,部分工况热管热端温度超过45 °C,但平均温度在45 °C内。

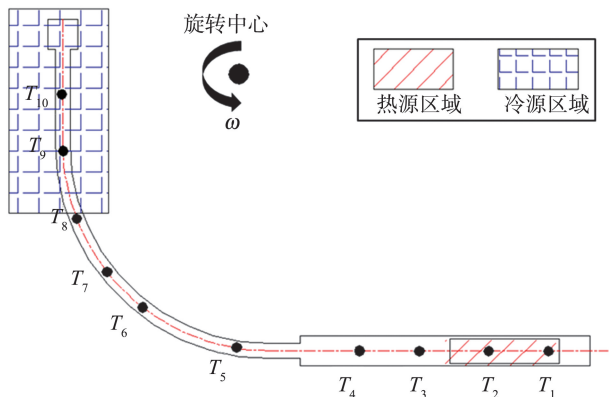


图5 试验热管示意图

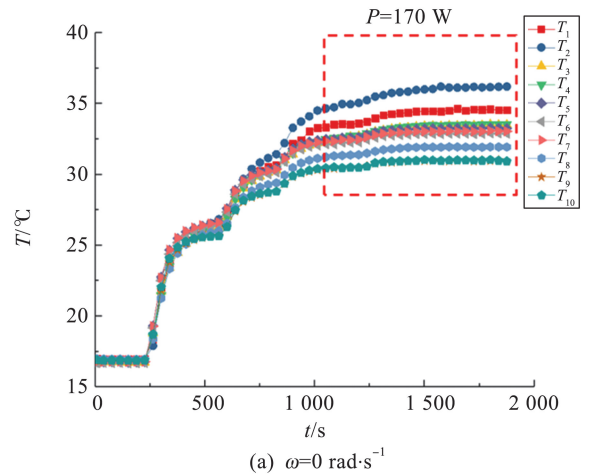
Fig.5 Schematic diagram of the test heat pipe

表2 温度测点距热管两端的距离

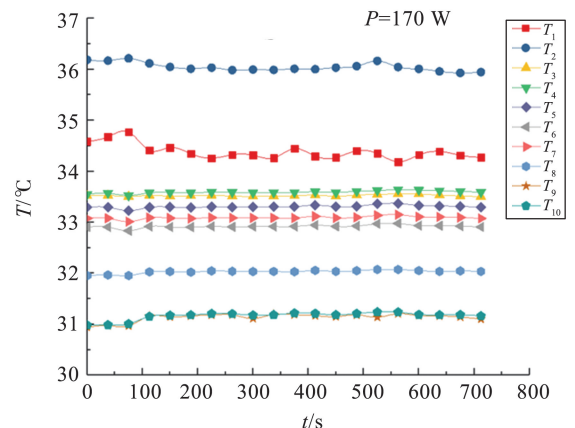
Table 2 Distance from temperature measurement points to both ends of the heat pipe

温度测点	距离/mm	
	冷端	热端
$T_1$	830	70
$T_2$	770	130
$T_3$	720	180
$T_4$	660	240
$T_5$	450	450
$T_6$	390	510
$T_7$	310	590
$T_8$	250	650
$T_9$	170	730
$T_{10}$	100	800

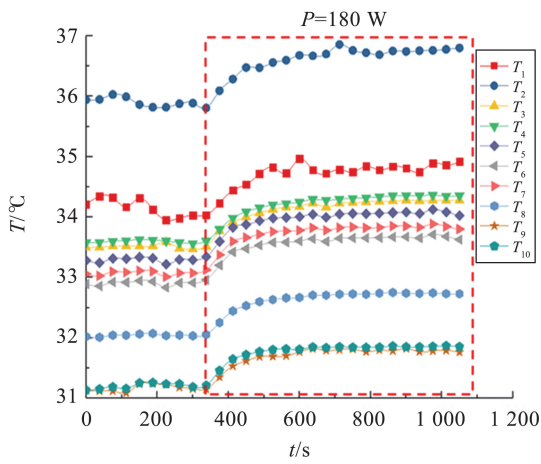
定义热管冷、热两端温差达5 °C时所施加的加热功率为  $P$ ,根据热管长度可计算得到热管的极限传热能力。试验热管在不同  $\omega$  下达到传热极限时各温度测点的温度  $T$  随时间  $t$  的变化如图6所示。受冷凝水温度及流量的影响,随着加热功率增加,热管的冷、热端温度均有所上升。试验热管极限传热能力与  $\omega$  的对应关系如图7所示。



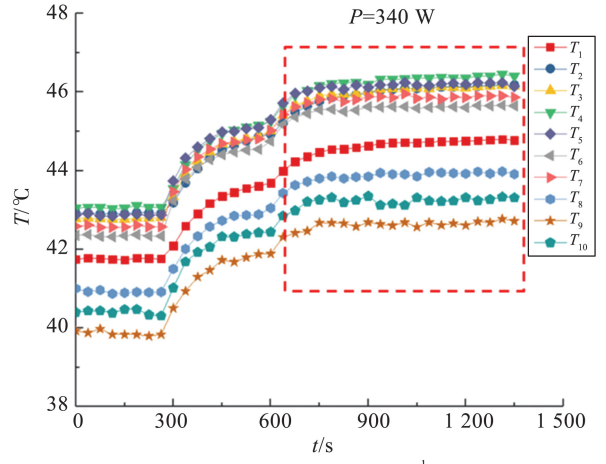
(a)  $\omega=0 \text{ rad}\cdot\text{s}^{-1}$



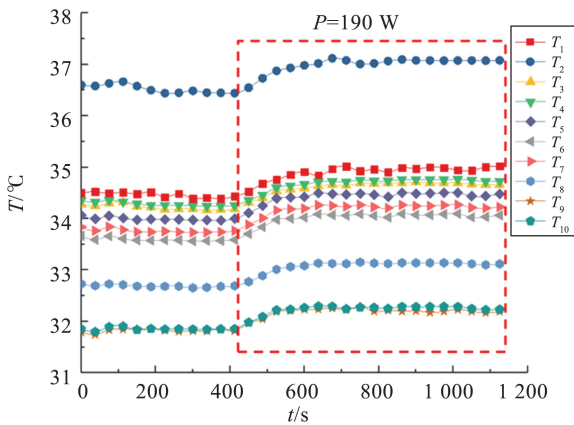
(b)  $\omega=0.314 \text{ rad}\cdot\text{s}^{-1}$



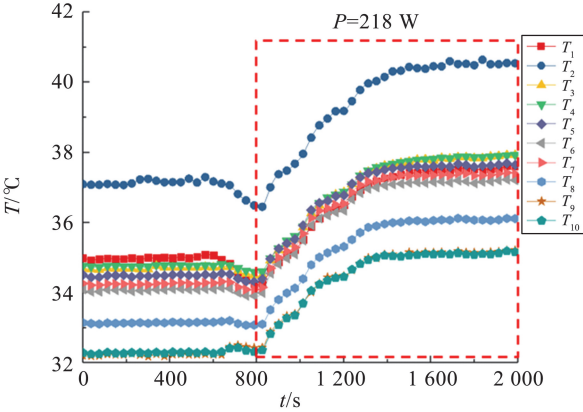
(c)  $\omega=0.444 \text{ rad}\cdot\text{s}^{-1}$



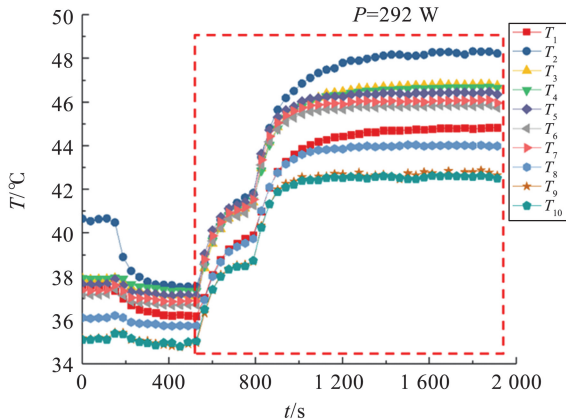
(g)  $\omega=1.774 \text{ rad}\cdot\text{s}^{-1}$



(d)  $\omega=0.628 \text{ rad}\cdot\text{s}^{-1}$



(e)  $\omega=0.897 \text{ rad}\cdot\text{s}^{-1}$



(f)  $\omega=1.256 \text{ rad}\cdot\text{s}^{-1}$

图6 极限传热时的温度分布  
Fig.6 Temperature distribution under maximum heat transfer

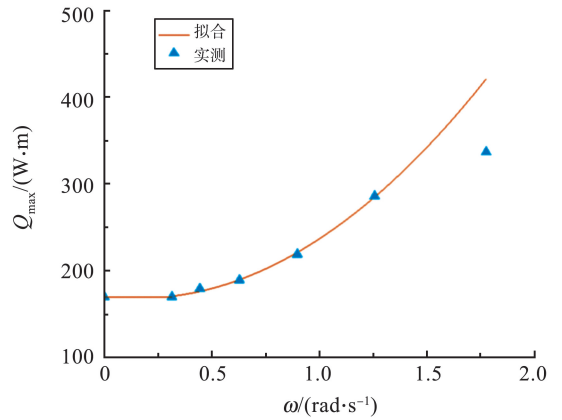


图7 不同角速度时的极限传热能力  
Fig.7 Maximum heat transfer capacity at different angular velocities

试验结果表明:试验热管受旋转离心力影响,极限传热能力较静止状态显著提升,随 $\omega$ 增加,极限传热能力显著增加,因为由旋转加速度引起的附加驱动力作用与 $\omega^2$ 成正比;当 $\omega=1.774 \text{ rad}\cdot\text{s}^{-1}$ 时,已达到试验系统所能施加的最大加热功率340 W,此时负载中心区域温度测点 $T_2$ 与冷端散热区域测点 $T_9$ 温差为 $3.1 \text{ }^\circ\text{C}$ ,未达到热管的极限传热能力,经试验数据拟合,热管的极限传热能力可提升至 $421 \text{ W}\cdot\text{m}$ ,为静止状态下极限传热能力的247%;当 $\omega>0.628 \text{ rad}\cdot\text{s}^{-1}$ (即转速高于 $0.1 \text{ r}\cdot\text{s}^{-1}$ )时,试验热管的传热能力已高于 $185 \text{ W}\cdot\text{m}$ ,满足载荷平台热设计需求。

### 3.2.2 启动性能试验

离心增益式热管在工作环境中受附加应力的作用将不利于热管启动,且附加应力越大,对热管启动的影响越大。这是因为热管在未工作前即受

旋转离心力影响,离心力驱动热管内液态工质积聚在距旋转中心最远位置,对应本研究设计热管的设备安装侧最远端,导致热管内工质相变模式由蒸发相变转换为池沸腾,热管启动需先形成一定过热,以促发热管内工质形成核态沸腾。

启动性能试验先通过加速度模拟系统调节试验热管处于不同加速度环境中,使热管内气液分布至与工作状态一致,而后从0开始逐步增加热源功率,验证不同 $\omega$ 条件下热管所需的启动功率 $P_{\text{start}}$ 。受限于热源与数据采集系统精度,加热功率从1.5 W开始施加。

不同 $\omega$ 对应的热管 $P_{\text{start}}$ 如表3所示。由表3可知, $\omega \leq 0.628 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$ 条件下,试验热管所需的 $P_{\text{start}}$ 不高于1.5 W,随 $\omega$ 增大,试验热管 $P_{\text{start}}$ 有所提升。当 $\omega = 2.512 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$ 时,各温度测点的温度 $T$ 随时间 $t$ 的变化如图8所示。热管热端加热功率先由0 W增加至4.5 W,后增加至6.6 W,热管冷、热两端温差达3 °C后热管启动,冷、热两端温差缩小至2 °C以内,所需加热功率满足热设计需求。与热管极限传热能力试验结果不同,此时负载功率不足以将热端液态工质完全沸腾气化,热管热端最外侧测点 $T_1$ 的温度高于负载中心区域测点 $T_2$ 的温度。

表3 不同 $\omega$ 对应的热管 $P_{\text{start}}$   
Table 3  $P_{\text{start}}$  of heat pipe at different  $\omega$

$\omega / (\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	0.314	0.628	1.256	2.512
$P_{\text{start}} / \text{W}$	$\leq 1.5$	$\leq 1.5$	$\leq 4.5$	$\leq 6.6$

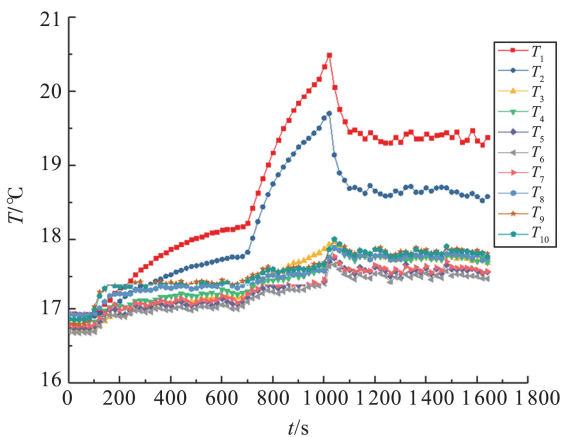


图8  $\omega = 2.512 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$ 时热管启动过程中的温度分布  
Fig.8 Temperature distribution during heat pipe start-up process when  $\omega = 2.512 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$

## 4 结论

本研究针对环扫卫星旋转平台大热耗、高热

流密度设备的高效热输运问题,设计一种离心增益式渐开线热管,对其旋转状态下的极限传热能力及启动性能进行地面验证试验。具体结论如下。

(1)离心增益式渐开线热管受旋转离心力影响,极限传热能力较静止状态显著提升。在 $\omega = 1.774 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$ 时,热管的极限传热能力可提升至 $421 \text{ W} \cdot \text{m}$ ,为静止状态的247%;在 $\omega > 0.628 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$ 时,试验热管的传热能力已高于 $185 \text{ W} \cdot \text{m}$ 。

(2)渐开线热管能有效降低旋转离心力对热管启动性能的影响。当 $\omega \leq 0.628 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$ 时,试验热管所需加热功率不高于1.5 W;当 $\omega = 2.512 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$ 时,所需启动功率为6.6 W。

(3)本研究热管满足航天器旋转平台高效传热的应用需求,可实现紧凑型旋转平台的全域高效散热,保障相关设备稳定运行。

### 参考文献:

- [1] 曹喜滨,金光,王峰,等.一种卫星快速旋转超大幅宽摆扫成像方法:CN107152926A[P].2017-08-24.
- [2] 吴凡.新体制旋扫成像光学卫星动力学与控制研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2020:8-10.  
WU Fan. Dynamics and control of rotating scan optical satellites [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020: 8-10.
- [3] 李诗润,刘昕,杨娟娟,等.基于星载合成孔径雷达的环扫成像模式设计[J].空间电子技术,2022,19(2):106-110.  
LI Shirun, LIU Xin, YANG Juanjuan, et al. A circular scanning imaging-mode design based on the spaceborne synthetic aperture radar [J]. Space Electronic Technology, 2022, 19(2): 106-110.
- [4] 李德富,刘小旭,邓婉,等.热管技术在航天器热控制中的应用[J].航天器环境工程,2016,33(6):625-633.  
LI Defu, LIU Xiaoxu, DENG Wan, et al. Application of heat pipe technology in spacecraft thermal control [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2016, 33(6): 625-633.
- [5] ANAND A R. Analytical and experimental investigations on heat transport capability of axially grooved aluminium-methane heat pipe [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2019, 139: 269-281.
- [6] BHATTA A, PATEL R N, JAIN S V, et al. Experimental investigations on novel orientation study on axially grooved heat pipe with two evaporators and one condenser

- with multiple branches[J]. *Heat and Mass Transfer*, 2024, 60(2): 377-393.
- [7] SRIRAM SUDHAN A L, SOLOMON A B, SUNDER S. Heat transport limitations and performance enhancement of anodized grooved heat pipes charged with ammonia under gravity and anti-gravity condition [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2022, 200: 117633.
- [8] 位翠翠, 崔晓钰, 蒋珍华, 等. 160—220 K 温区槽道热管传热特性[J]. *化学工程*, 2023, 51(9): 49-54.  
WEI Cuicui, CUI Xiaoyu, JIANG Zhenhua, et al. Heat transfer characteristics of grooved heat pipe at 160-220 K [J]. *Chemical Engineering (China)*, 2023, 51(9): 49-54.
- [9] 张畅, 谢荣建, 孙琦, 等. 液氮温区  $\Omega$  形轴向槽道热管的启动特性与传热性能 [J]. *化工进展*, 2019, 38(6): 2610-2617.  
ZHANG Chang, XIE Rongjian, SUN Qi, et al. Start-up and heat transfer performance of a nitrogen cryogenic axial  $\Omega$  shape grooved heat pipe [J]. *Chemical Industry and Engineering Progress*, 2019, 38(6): 2610-2617.
- [10] 乔家广, 陶乐仁, 谢荣建, 等. 特殊型槽道热管启动和运行特性研究[J]. *低温与超导*, 2019, 47(3): 84-88.  
QIAO Jiaguang, TAO Leren, XIE Rongjian, et al. Research on starting and operation characteristics of special grooved heat pipe [J]. *Cryogenics & Superconductivity*, 2019, 47(3): 84-88.
- [11] 周强, 王录, 刘畅, 等. 用于大功率航天器的 3D 打印钛水热管设计及试验研究[J]. *航天器工程*, 2020, 29(4): 86-92.
- ZHOU Qiang, WANG Lu, LIU Chang, et al. Design and verification of 3D printing titanium-water heat pipe used in high-power spacecraft [J]. *Spacecraft Engineering*, 2020, 29(4): 86-92.
- [12] 闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制[M]. 2 版. 北京: 科学出版社, 1998: 151-156.  
MIN Guirong, GUO Shun. *Spacecraft thermal control* [M]. 2nd ed. Beijing: Science Press, 1998: 151-156.
- [13] ZHANG R P. Capillary driven thermal and hydrodynamic characteristics of axial swallow-tailed micro-grooved heat pipe [J]. *Energy Sources, Part A: Recovery, Utilization, and Environmental Effects*, 2019, 41(21): 2573-2587.
- [14] YAO F, YU C, LI X, et al. Numerical study on the heat transfer characteristics of axially grooved heat pipe assisted by gravity [J]. *Microgravity Science and Technology*, 2021, 33(1): 9.
- [15] VOIGT I, DROSSEL W G. Experimental investigation of heat pipe performance under translational acceleration [J]. *Heat and Mass Transfer*, 2022, 58(2): 209-219.
- [16] 孟柯含. 铝氨轴向槽道热管传热特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨理工大学, 2020: 8-10.  
MENG Kehan. Study on heat transfer characteristics of aluminum-ammonia axially grooved heat pipe [D]. Harbin: Harbin University of Science and Technology, 2020: 8-10.

(编辑:孙亚彤)