



## “天问一号”火星环绕器推进管路热控设计与分析

张玉花, 杨金, 盛松, 印兴峰, 徐亮

### Research on the Thermal Design of the Propulsion Pipeline on the Tianwen-1 Mars Orbiter

ZHANG Yuhua, YANG Jin, SHENG Song, YIN Xingfeng, and XU Liang

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.15982/j.issn.2096-9287.2023.20210086>

## 您可能感兴趣的其他文章

### Articles you may be interested in

#### “天问一号”着陆缓冲机构吸能材料设计分析与试验验证

Design and Test Verification of Energy Absorption Material in the Soft Landing Gear for Tianwen-1 Mars Probe

深空探测学报(中英文). 2021, 8(5): 472-477

#### 摄动因素对火星环绕段轨道长期影响研究

The Analysis for Long-Term Influence of Perturbations on Orbit Around Mars

深空探测学报(中英文). 2017, 4(1): 77-81

#### “天问一号”降落伞材料性能分析与试验研究

Performance Analysis and Experimental Study of Tianwen-1 Parachute Material

深空探测学报(中英文). 2021, 8(5): 478-485

#### “天问一号”太阳等离子体延迟误差分析与修正

Analysis of Delay Error Correction of Solar Plasma Region on Tianwen-1

深空探测学报(中英文). 2021, 8(6): 592-599

#### 深空极端热环境下热控材料研究现状与发展趋势

Research Status and Development Trend of Thermal Control Materials in Deep Space Extreme Thermal Environment

深空探测学报(中英文). 2021, 8(5): 447-453

#### 核热推进技术发展综述

Review of Nuclear Thermal Propulsion Technology Development

深空探测学报(中英文). 2017, 4(5): 417-429



关注微信公众号, 获得更多资讯信息

# “天问一号”火星环绕器推进管路热控设计与分析

张玉花<sup>1</sup>, 杨金<sup>2</sup>, 盛松<sup>2</sup>, 印兴峰<sup>2</sup>, 徐亮<sup>2</sup>

(1. 上海航天技术研究院, 上海 201109; 2. 上海卫星工程研究所, 上海 201109)

**摘要:** 针对火星探测器空间环境特点和热控设计难点, 提出了一种适用于火星环绕器的推进管路热控设计方法, 通过采用优化的加热功率、合适的多层层数和适宜的加热器分区实现地火空间复杂外热流下的管路控温。将该方法在“天问一号”火星环绕器推进管路设计中进行分析与验证, 对影响热控设计的因素如舱内外环境温度变化、管路是否有工质、是否受太阳照射、包覆多层层数以及加热功率等进行了分析。研究表明, 该方法具有高度环境适应性, 在环绕器飞行全过程及变轨条件下均能适应。未来需重点关注管路加热功率的设计和舱外多层包覆层数的影响, 舱外管路受阳光照射影响大, 设计时应尽量避免阳光照射。以上研究结果可为后续深空探测推进管路热控设计提供一定的参考。

**关键词:** 火星; 推进管路; 热控设计; 影响因素

**中图分类号:** V47

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-9287(2023)01-0037-07

**DOI:**10.15982/j.issn.2096-9287.2023.20210086

**引用格式:** 张玉花, 杨金, 盛松, 等. “天问一号”火星环绕器推进管路热控设计与分析[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(1): 37-43.

**Reference format:** ZHANG Y H, YANG J, SHENG S, et al. Research on the thermal design of the propulsion pipeline on the Tianwen-1 Mars Orbiter[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(1): 37-43.

## 引言

火星探测举世瞩目, 火星环绕器推进管路的温控要求相比近地卫星指标更高、难度更大, 主要体现在: ①国内目前仅有“天问一号”(Tianwen-1)火星探测器前往火星, 可参考的在轨温度数据有限; ②探测器从发射到环绕火星的整个过程中, 外部热环境变化剧烈, 整星温度场波动频繁, 对推进管路温度适应性提出了高要求; ③探测器变轨及姿态机动繁多, 主发动机点火时辐射温度高, 推进管路热控需热防护, 这需要火星探测器推进管路采用定制化热控设计。

目前国内外直接研究火星环绕器推进管路热控设计的文献较少, 主要针对火星环绕器的概述性论述和相关方案介绍, 典型的有Paris等<sup>[1]</sup>对火星科学实验室探测器的推进管路热控设计进行了介绍, 指出影响推进管路温差的因素主要为管路导热、接头漏热及向外辐射。Bhandari<sup>[2]</sup>介绍了火星科学试验室中采用泵驱动流体回路方案排散放射性同位素温差发电机约2 kW热耗, 并验证了该方案的可行性。Novak等<sup>[3]</sup>对“勇气号”(Spirit)火星车的热控系统进行了介绍, 受限于重量且电源系统温度高指标要求, 采用热开关进行控温, 达到了预期效果。Shaughnessy<sup>[4]</sup>介绍了“猎兔犬2号”

(Beagle 2)探测器的难点在于热控系统只能采用多层隔热和充分利用太阳光的方法来实现低功率控温需求。国内孙泽洲等<sup>[5]</sup>介绍了“天问一号”火星探测器关键任务系统设计, 并对着陆过程和火星表面巡视任务进行了详细分析。朱新波等<sup>[6]</sup>对“天问一号”火星环绕器总体设计进行了概述, 主要阐述了任务要求、结构布局及技术特点等。杨金等<sup>[7]</sup>研究了火星轨道上的外热流对太阳帆板的影响程度, 提出了受影响的临界轨道高度。薛淑艳等<sup>[8]</sup>设计了“天问一号”火星车的纳米气凝胶隔热装置, 测试表明1 400 Pa、CO<sub>2</sub>气氛下, 25℃时纳米气凝胶隔热装置总导热系数低至0.008 W/mK。Meng等<sup>[9]</sup>通过“天问一号”高分相机获得了9个最佳的火星着陆点观测图片。另外也有对火星环境的研究, 如Yen等<sup>[10]</sup>介绍了“好奇号”(Curiosity)火星车采集到的16个岩石样品, 进行了详细的矿物和化学分析, 并获得了钻孔剖面图。Pimenta<sup>[11]</sup>分析了不同火星经纬度下大气的辐射特性等。

火星环绕器推进管路布局特点及热控难点主要为: ①推进管路穿舱频繁, 推力器在舱外, 而存储推进剂的设备在舱内, 管路需要从舱内穿出舱外, 又由于舱内布局紧凑, 部分阀门等部件必须布置在舱外, 这样又会增加管路穿舱的频次; ②推进管路多圈次环

绕星体布局, 环绕器舱内单机繁多, 舱内已没有足够空间供推进管路布局, 大部分推进管路采用多圈次环绕星体布局; ③推进管路上的卡箍和三通频繁将管断开导致不连续。为经受力学考验, 推进管路需要采用卡箍固定, 推进管路长度长, 需要较多卡箍固定, 也需要三通进行分流和变向, 导致断开较多。本文设计的火星环绕器推进管路布局图如图1所示。

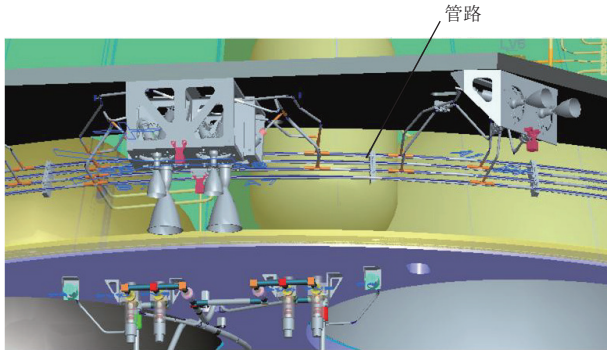


图1 管路局部布局图  
Fig. 1 Partial layout of the pipe

火星环绕器推进管路热控设计难度大: ①环绕器推进管路布局复杂、管路长, 舱外管路多, 要求热控加热带数量大; ②温度指标要求高, 采用双组元的推进管路分为燃/氧两个不同的分支, 温度要求也高, 如液管路温度指标为 $-5\sim 60\text{ }^{\circ}\text{C}$ , 低压气管路指标为 $5\sim 40\text{ }^{\circ}\text{C}$ , 加排阀指标为 $-5\sim 60\text{ }^{\circ}\text{C}$ , 主发动机工作时气瓶温度需不低于 $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ ; ③外热流环境复杂, 环绕器在飞往火星的过程中, 太阳辐射从近地最大 $1\,414\text{ W/m}^2$ 逐渐减小到近火最大 $717\text{ W/m}^2$ , 直至火影期为 $0\text{ W/m}^2$ , 期间姿态也变化繁多。地火转移姿态、深空机动姿态、近火捕获姿态、轨道调整姿态、环绕火星科学探测姿态等, 会导致管路温差加大, 进一步要求热控设计具有更高的环境适应性。

文章针对火星环绕器推进管路的布局特点和热控难点, 提出了一种适用于火星环绕器的推进管路热控设计方法, 并在“天问一号”火星环绕器上进行了验证, 对影响推进管路热控设计的因素进行了分析, 为后续深空探测热控设计提供了一定的参考。

## 1 数学模型

对于火星轨道上的探测器, 其上任意节点, 换热方程如下<sup>[12]</sup>

$$Q_{sj} + Q_{pj} + \sum_{i=1}^m B_{ij} A_i \varepsilon_i \sigma T_i^4 + \sum_{i=1}^n D_{i,j} (T_j - T_i) = (cm)_j \frac{dT_j}{d\tau} + A_j \varepsilon_j \sigma T_j^4 \quad (1)$$

其中:  $Q_{sj}$ 为节点 $j$ 吸收的空间外热流;  $Q_{pj}$ 为节点 $j$ 的热功耗;  $B_{ij}$ 为格布哈特系数;  $D_{ij}$ 为节点 $i$ 与 $j$ 之间的热传导系数;  $(cm)_j$ 为节点 $j$ 的热容量;  $m$ 为与节点 $j$ 有辐射换热的节点数;  $n$ 为与节点 $j$ 有传导换热的节点数;  $\tau$ 为时间。

对于舱外推进管路, 忽略管路径向的导热, 仅考虑轴向导热, 认为同一截面处节点温度相同, 导热方程简化为有内热源的一维非稳态导热

$$\rho c \frac{dT_i}{d\tau} = \lambda \left( \frac{d^2 T_i}{dx^2} \right) + \sigma \varepsilon T_i^4 \quad (2)$$

其中:  $T_i$ 为节点 $i$ 的温度;  $\lambda$ 为管路的导热系数;  $\rho$ 为管路的密度;  $c$ 为节点 $i$ 的热容量;  $\tau$ 为时间;  $\varepsilon$ 为管壁等效发射率。

## 2 推进管路热控设计思路

火星探测任务具有以下特点: ①飞行过程距离太阳越来越远, 受到太阳辐射逐渐减小, 无地球反照和红外辐射; ②探测器环境温度比近地卫星更低; ③部分舱外管路受阳光直射; ④推进系统为双组元, 温度指标各不相同。热控设计需采用与近地卫星不同的思路, 本文提出了一种适用于火星环绕器的推进管路热控设计方法, 具体为: ①设计思路采用保温为主; ②探测器舱外管路的加热功率需比近地卫星更大, 经过试验摸索, 对于直径为 $\Phi 14\text{ mm}$ 的管路, 建议舱内热控功率为 $0.8\text{ W/m}$ , 舱外功率为 $1.8\text{ W/m}$ ; ③舱外对日面管路设置为一个单独加热回路; ④探测器舱内管路包覆5层多层隔热材料, 舱外包覆25层多层隔热材料; ⑤探测器燃气管路与氧气管路加热器独立控温设计, 舱外阀门需采用单独一路加热器控温, 阀门加热功率为 $1\text{ W/个}$ ; ⑥探测器管路三通与三通直接焊接处虽无管路, 也需设计加热带加热, 以达到热补偿均匀。

## 3 热控设计及验证

### 3.1 某环绕器推进管路热控设计

针对图1所示的“天问一号”火星环绕器推进管路布局, 开展推进管路热控设计及实施。推进管路总长约 $150\text{ m}$ ; 液体管路温度指标为 $-5\sim 60\text{ }^{\circ}\text{C}$ , 低压气管路温度指标为 $5\sim 40\text{ }^{\circ}\text{C}$ , 加排阀温度指标为 $-5\sim 60\text{ }^{\circ}\text{C}$ , 主发动机工作时气瓶温度需不低于 $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。环绕器飞行时, 地火转移初期姿态为 $+X$ 对日、地火转移中期为 $+X$ 偏置 $20^{\circ}$ 对日(环形管路受照)、深空机动时 $-Z$ 偏置对日(环形管路与 $-X$ 管路同时受照)、近火捕获时是 $-X$ 指向飞行方向( $-X$ 管路和阀门同时受照)、捕获



后有阴影期、环绕火星后近火弧段+Z对火远火弧段-Z对日等。

推进管路加热带设计和实施时在卡箍和三通处断开;其后缠绕多层,舱内包覆5层,舱外包覆25层。[图2](#)是舱内外管路的实施图,图中的白色物质即为多层材料,图2中的金黄色物质也为多层材料,仅多了一层镀铝聚酰亚胺膜。

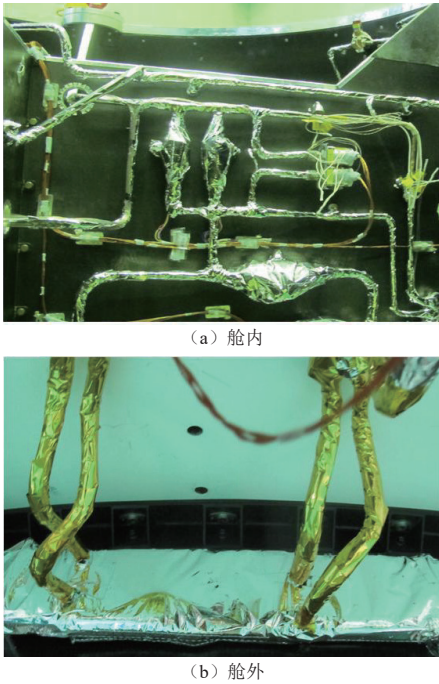


图 2 探测器舱内管路热控包覆状态与舱外管路热控包覆状态

Fig. 2 The thermal control multilayer coating state of detector in the cabin and out of the cabin

3.2 推进管路在轨温度

基于上述思想进行了“天问一号”火星环绕器推进管路热控设计及实施环绕器在地火转移空间飞行,外热流由近地1 414 W/m<sup>2</sup>逐渐减小到近火最大717 W/m<sup>2</sup>,直至火影期为0 W/m<sup>2</sup>,环绕器姿态为+X对日定向。

探测器发射后在轨温度稳定,推进管路温度均满足指标要求,且探测器推进管路在地火转移姿态、对日偏置姿态、深空机动姿态、近火捕获姿态及环火姿态等各项姿态中表现良好,温度适应性极强。以下是推进管路在轨温度数据。

上述在轨数据表明该管路温度均匀性良好(除光照管路外,其余可控制在0~35℃),见表1,经历各种姿态变化时温度变化可控,该推进管路热控设计方法合理有效,通过本方法设计的推进管路具有高度环境适应性,以下将分析影响推进管路热控设计的因素。

表 1 推进管路温度统计  
Table 1 Temperature of the pipe

推进管路测点	指标/℃	指标/℃	温度/℃	温度/℃	指标
名称	下限	上限	下限	上限	符合性
负X氧管壁温度2	-5	60	21.2	34.3	符合
正Z氧管壁温度1	-5	60	21.9	28.9	符合
正Z氧管壁温度2	-5	60	15.0	20.4	符合
负Z氧管壁温度1	-5	60	15.7	21.2	符合
负Z氧管壁温度2	-5	60	9.9	15.7	符合
负X燃管壁温度1	-5	60	3.8	13.7	符合
负X燃管壁温度2	-5	60	5.0	10.6	符合
正Z燃管壁温度1	-5	60	12.5	23.3	符合
正Z燃管壁温度2	-5	60	35.3	40.6	符合
负Z燃管壁温度1	-5	60	17.0	21.9	符合
负Z燃管壁温度2	-5	60	13.7	17.7	符合
氧化电动气阀测温	-5	60	13.7	18.4	符合
燃料电动气阀测温	-5	60	15.0	21.9	符合
负Z燃管壁温度3	-5	60	2.5	5.5	符合
正Z氧管壁温度3	-5	60	31.8	40.1	符合
正Z燃管壁温度3	-5	60	9.3	19.0	符合
负X氧管壁温度3	-5	60	0.5	3.2	符合
负X氧管壁温度4	-5	60	19.0	23.3	符合
负X燃管壁温度3	-5	60	0.7	5.0	符合
负X燃管壁温度4	-5	60	17.0	20.4	符合
自锁阀LVg9温度	-5	60	17.0	19.7	符合
自锁阀LVg10温度	-5	60	17.7	19.7	符合
加排MLVg4温度	-5	60	24.1	28.9	符合
加排MLVg3温度	-5	60	23.3	27.2	符合
单向DVg1温度	-5	60	8.1	9.3	符合
单向DVg2温度	-5	60	7.5	8.7	符合
加排MLVg5外壁温度	-5	60	23.3	25.6	符合

3.3 影响因素分析

影响推进管路热控设计的因素主要有舱内外环境温度变化、地面试验状态与在轨差异、推进管路多层包覆层数、是否受阳光照射及推进管路加热功率等,基于“天问一号”火星环绕器在轨数据,以下进行分别详述。

3.3.1 舱内外环境温度的影响

环绕器舱体内部平均温度高于舱体外部,推进管路温度比较平稳。当舱体内部平均温度变化时,推进管路上加热器的占空比(一个周期内加热器开的时间占整个时间的比例)也会随之变化,[表2](#)是7月25日到9月15日在轨的推进管路加热器的占空比变化情况,表格显示受舱体平均温度变化影响不明显。

表 2 推进管路加热器占空比统计

Table 2 Power ratio of the heater on the pipe						
飞行时间	管路加热器1	管路加热器2	管路加热器3	管路加热器4	管路加热器5	管路加热器6
2020.07.25	0.75	0.59	0.50	0.66	0.53	0.67
2020.08.15	0.90	0.75	0.50	0.79	0.42	0.71
2020.09.01	0.81	0.71	0.52	0.73	0.48	0.68
2020.09.15	0.87	0.73	0.52	0.74	0.55	0.82
占空比增量	0.12	0.14	0.02	0.08	0.02	0.15

由表可知，7月25日，由于舱内单机开机多，整个环绕器舱体温度稍高，推进管路加热器占空比整体上低于后期数值。图3是与表2对应的数据。

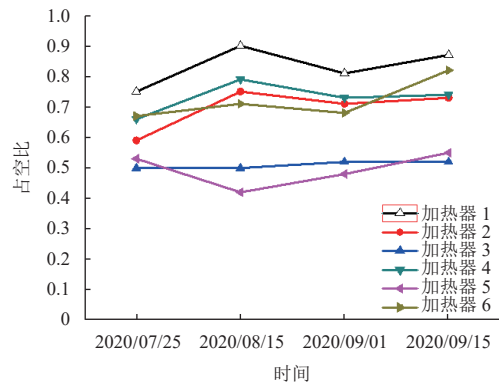


图 3 管路加热器占空比  
Fig. 3 Power ratio of the heater on the pipe

推进管路加热器1和推进管路加热器4位于贮箱出口管路，处于环绕器舱外，由于贮箱温度尚高于15℃，贮箱向出口管路有一定的导热，因此两者在7月25日的占空比低于后期数值。当贮箱温度稳定后，两者占空比也基本没变，推进管路加热器1占空比变化16%，推进管路加热器4占空比变化12%。

推进管路加热器2和推进管路加热器3也位于舱外，但由于舱外温度环境未变（深冷空间，未被阳光照射），因此占空比变化不大，推进管路加热器2占空比变化24%，推进管路加热器3占空比变化4%。

推进管路加热器5位于舱内，其占空比在9月15日相比于7月25日上升了0.02，变化仅4%。

对于推进管路加热器6，该测点位于舱外，且该路加热器的控温点被阳光照射，导致加热器的占空比短时下降，为保证该路加热器上的最低点温度能够满足指标要求，将加热器阈值提升，因此加热器占空比增大。

综上所述，由于推进管路采用多层材料缠绕包覆，舱内环境温度对推进管路加热器影响较小。

3.3.2 推进管路工质的影响

环绕器在地面进行热平衡试验时推进管路内部无工质，而在轨时存在工质。将地面热平衡试验的温度与在轨有工质时的推进管路温度进行了比较，具体结果如图4所示。由图4可知，地面无工质的推进管路升温情况与在轨推进管路升温情况一致，加热器占空比也一致，但有工质所需的加热时间要高于无工质状态，这是由于有工质会增大推进管路热容。上述表明，推进管路有无工质对推进管路的平衡温度影响不大。

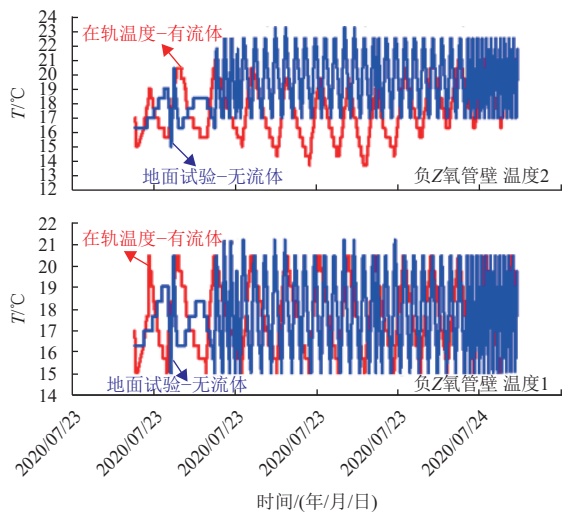


图 4 探测器管路试验温度与在轨温度比较  
Fig. 4 Comparison of test temperature and on-orbit temperature of the pipe

3.3.3 太阳照射的影响

环绕器变轨时推进管路测点2被太阳照射，图5示意了推进管路测点2的位置，研究推进管路测点2的温度变化情况。查询上述时间段的环境器在轨温度数据。

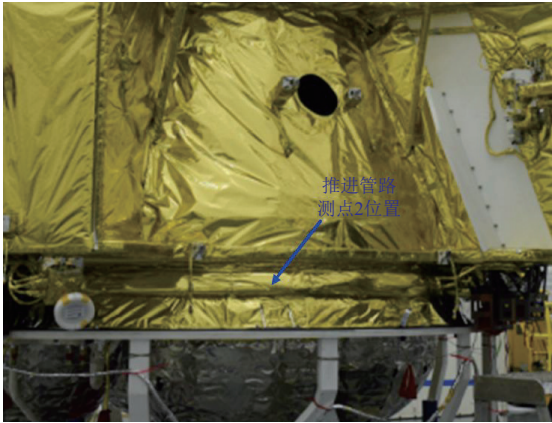


图 5 推进管路测点2#位置  
Fig. 5 Position of temperature point #2 on the pipe

由表3可知,推进管路测点2受太阳照射时,该测点温度前期上升较快,升温速率约为 $2.3\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{h}$ ,后续逐渐平缓,升温速率约为 $1.0\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{h}$ ,并且最终平衡在 $47.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

表3 推进管路测点2的温度变化

Table 3 Temperature of the point #2 on the pipe

项目	时间	温度/ $^{\circ}\text{C}$	升温速率/ $(^{\circ}\text{C}\cdot\text{h}^{-1})$
推进管路2 测温	2020.07.30.09:00	19.1	—
	2020.07.30.16:00	35.3	2.3
	2020.07.31.03:30	47.1	1.0

图6反映了推进管路测点2的温度变化情况。同一根管路上的另外两个测点由于不受阳光照射,温度维持稳定。

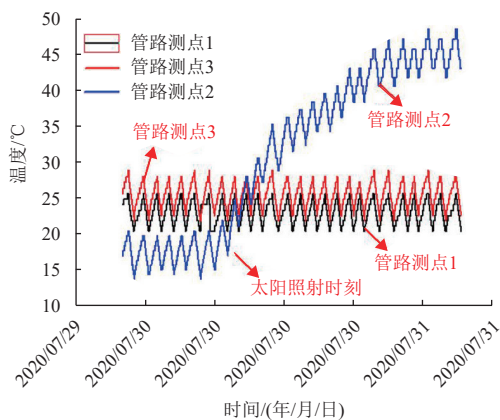


图6 推进管路测点2#温度曲线

Fig. 6 Temperature curve of point #2 on the pipe

上述表明推进管路虽然包覆多层材料(25层单元),受太阳照射时温度也会上升,平均升温速率为 $1.5\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{h}$ ,这是因为管路为钛合金材料,管路导热差,热量来不及传导的缘故。受太阳照射时,管路温度升温速率前期较快,后期逐渐平缓,最终稳定在某一温度水平。

### 3.3.4 多层材料包覆层数的影响

选取某段无太阳照射的舱外管路,比较了在同样的加热功率和环境温度下,包覆不同多层层数的推进管路的温度。具体为对负Z燃管壁温度3包覆状态温度进行比较,地面试验时该管路温度前期包覆层数为10层,后续将多层包覆增加到20层均进行了试验温度测量,推进管路10层的包覆状态图,如图7(a);推进管路20层的包覆状态图,如图7(b)。

热试验时对上述两种状态进行了比较,测量结果如图8所示,蓝色曲线代表包覆20层隔热材料的推进管路温度,红色曲线代表包覆10层材料的推进管路温度。



(a) 推进管路10层的包裹状态



(b) 推进管路20层的包裹状态

图7 舱外管路热控包覆10层与舱外管路热控包覆20层

Fig. 7 Thermal control multilayer coating state of detector in the cabin and out of the cabin

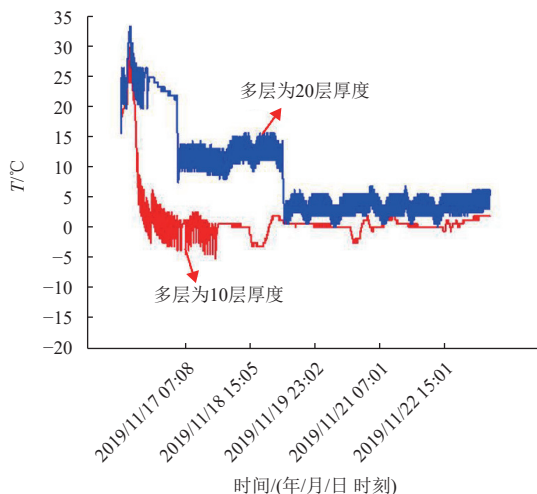


图8 不同多层层数温度比较

Fig. 8 Comparison of temperature under different numbers of layers

图8中,试验前期两者温差大的原因是加热器阈值进行了调整试验,推进管路温度在包覆多层材料层数为20层时的最终平衡温度高于包覆多层材料层数为10层时的温度,包覆20层时平均温度高约 $4\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

### 3.3.5 起飞过程及推进管路加热功率的影响

火箭起飞至星箭分离后这段过程的推进管路温度变化曲线如图9所示。



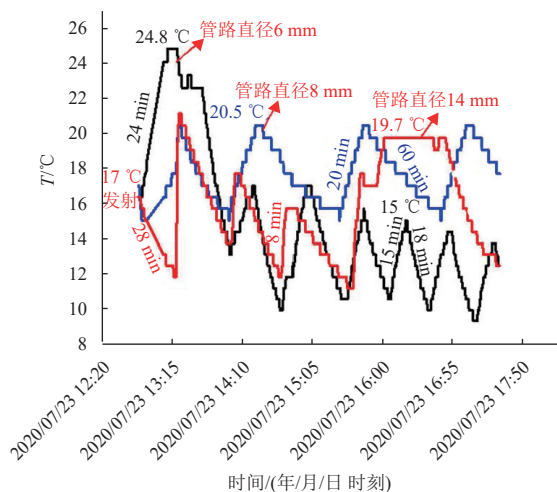


图9 起飞过程管路温度曲线

Fig. 9 Temperature curve of the pipe in the process of rocket take off

火箭点火时,整流罩内环绕器管路温度均为17℃,随着火箭的上升,直径为6 mm和8 mm的管路温度低于加热器的阈值,因此加热器开启,管路温度处于上升状态,最高温度分别为24.8℃和20.5℃,而直径为14 mm的管路温度高于加热器阈值,加热器关闭,管路温度处于降低状态,飞行高度越高,温度越低。三者的不同特性详见表4。

表4 不同管径特性比较

Table 4 Characteristics of different pipe diameters

项目	管径 $\Phi 6$	管径 $\Phi 8$	管径 $\Phi 14$
管路加热功率/( $\text{W}\cdot\text{m}^{-1}$ )	1.00	1.00	1.80
起飞过程升温速率/( $^{\circ}\text{C}\cdot\text{min}^{-1}$ )	0.33	0.25	-0.18
加热器占空比	0.45	0.25	0.18

由图9和表4可知:火箭起飞时,由于环境温度降低,管路温度也会降低,将管路加热器设置为控温允许状态,防止管路温度降低过快而冻结。同样都为1 W/m的加热功率下,直径为 $\Phi 8$  mm的管路和直径为 $\Phi 6$  mm管路加热器占空比均小于0.5,表明管路加热功率设计合理且余量充足,能够承受主动段对流换热导致管路温度降低的影响。

## 4 结 论

本文提出了一种适用于火星环绕器的推进管路热控设计方法,并对影响推进管路热控设计的因素进行了分析,研究得到以下结论:

1) 该推进管路热控设计方法采用优化的加热功率、合适的多层层数和适宜的加热器分区实现,经在轨验证具有温度均匀性好和环境适应性强的优点,可为未来火星环绕器及深空探测器提供设计借鉴;

2) 未来深空探测器普遍具有推进管路布局复杂、管路指标要求高及温度适应性强的特点,要求热控设计适应性更强,需重点关注管路加热功率的设计和舱外多层包覆层数的影响,建议舱内加热功率为0.8 W/m,舱外功率为1.8 W/m,舱外包覆25层多层;但舱外管路即使包覆25层多层材料,仍然受阳光照射影响大,设计时应尽量避免阳光照射。

## 参 考 文 献

- [1] PARIS A D, DUDIK B A, FISHER M L. Thermal control of the Mars science laboratory spacecraft propellant lines—design architecture and analytical modeling[C]//AIAA 2011-5117. AIAA: Portland, 2011.
- [2] BHANDARI P, BIRUR G, PAUKEN M, et al. Mars science laboratory thermal control architecture[C]//35th International Conference on Environmental Systems (ICES) Rome. Italy: [s.n.], 2005.
- [3] NOVAK K S, PHILLIPS C J, BIRUR G C, et al. Development of a thermal control architecture for the Mars exploration rovers[C]//Space Technology and Applications International Forum-STAIF 2003. California: Jet Propulsion Laboratory, 2003.
- [4] SHAUGHNESSY B M. Development of the thermal design for the beagle 2 Mars lander[C]//International Conference On Environmental Systems. USA: SAE International, 2004.
- [5] 孙泽洲, 饶伟, 贾阳, 等. “天问一号”火星探测器关键任务系统设计[J]. 空间控制技术与应用, 2021, 47(5): 9-16.  
SUN Z Z, RAO W, JIA Y, et al. Key mission system design of Tianwen-1 Mars probe[J]. Aerospace Control and Application, 2021, 47(5): 9-16.
- [6] 朱新波, 谢攀, 徐亮, 等. “天问一号”火星环绕器总体设计综述[J]. 航天返回与遥感, 2021, 42(3): 1-12.  
ZHU X B, XIE P, XU L, et al. Summary of the overall design of Mars orbiter of Tianwen-1[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2021, 42(3): 1-12.
- [7] 杨金, 朱新波, 印兴峰, 等. 航天器帆板温度受火星热流的影响分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(4): 578-582.  
YANG J, ZHU X B, YIN X F, et al. Effects of the Mars flux on the solar panel temperature of the spacecraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(4): 578-582.
- [8] 薛淑艳, 贾阳, 张冰强, 等. 祝融号火星车纳米气凝胶隔热装置设计及应用[J]. 航空学报, 2022, 43(3): 626586.  
XUE S Y, JIA Y, ZHANG B Q, et al. Design of nano-aerogel thermal insulation device and its application in Zhurong Mars Rover[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(3): 626586.
- [9] MENG Q Y, WANG D, WANG X D. High Resolution Imaging Camera (HiRIC) on China's first Mars exploration Tianwen-1 mission[J]. Space Science Reviews, 2021, 217: 42.
- [10] YEN A S, MING D W, VANIMAN D T. Multiple stages of aqueous alteration along fractures in mudstone and sandstone strata in Gale Crater, Mars[J]. Earth and Planetary Science Letters, 2017, 4(37): 186-198.
- [11] PIMENTA M, HUOT J P, DALY E. A model for Mars radiation environment characterization[J]. IEEE Transactions On Nuclear

Science, 2005, 52(6): 12.

[12] 侯增祺, 胡金刚. 航天器热控制技术[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2007.

HOU Z Q, HU J G. Spacecraft thermal control[M]. Beijing: Science Press, 2007.

作者简介:

**张玉花**(1968–), 女, 研究员, 主要研究方向: 探月与深空探测器设计。

通信地址: 上海市闵行区元江路3888号(201109)

电话: (021)24180070

E-mail: 564786470@qq.com

## Research on the Thermal Design of the Propulsion Pipeline on the Tianwen-1 Mars Orbiter

ZHANG Yuhua<sup>1</sup>, YANG Jin<sup>2</sup>, SHENG Song<sup>2</sup>, YIN Xingfeng<sup>2</sup>, XU Liang<sup>2</sup>

(1. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China;

2. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China)

**Abstract:** In this article, a method that can solve the problems of thermal design of the pipe that was suitable for the characteristics of space environment of the Mars Probe was proposed. By adopting optimized heating power, suitable number of layers and suitable zone of the heaters, thermal control of the pipeline under complex external heat flow was realized. In the design of propulsion pipeline of Tianwen-1 Mars Orbiter, this method was analyzed and verified, and influencing factors, such as the change of ambient temperature, whether the propulsion pipeline had working fluid, whether it was exposed to the sun, the number of coating layers and heating power, were also analyzed. Research shows that this method had high adaptability to the environment and could adapt to the whole process of the orbiter flight and the conditions of orbit change; more attention should be paid to the number of coating layers and heating power in the future; the extravehicular pipeline was greatly affected by sunlight, exposure to sunlight should be avoided as much as possible in the design process. The research findings above can provide some reference for thermal control design of the propulsion pipeline in subsequent deep space explorations.

**Keywords:** Mars; propulsion pipeline; thermal control; influencing factor

### Highlights:

- A thermal control method for propulsion pipeline of the Mars Orbiter is proposed.
- The analysis shows that solar radiation had a great influence on the external pipeline.
- The number of layers had a great influence on the external pipeline.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]