

火星车低气压无风热环境模拟试验技术

李振伟, 罗纪, 韩放, 高庆华, 王晶

(北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

摘要: 为模拟火星车工作时所处大温差、低气压环境, 文章以自主研发的调温热沉系统和压力控制系统为依托, 实现试验容器热沉系统温度在 $-135\sim 27\text{ }^{\circ}\text{C}$ 间任意快速调节, 均匀性优于 $\pm 5\text{ }^{\circ}\text{C}$; 试验容器内气体压力控制值与目标压力值之差在 $\pm 10\text{ Pa}$ 之内。在国内首次完成无风环境下的火星车温控模拟舱验证试验, 为火星车热分析模型修正以及后续火星车有风热环境试验提供了参考。

关键词: 火星车; 热环境; 调温系统; 压力控制; 气体温度测量

中图分类号: V416.5

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2018)04-0382-06

DOI: [10.3969/j.issn.1673-1379.2018.04.013](https://doi.org/10.3969/j.issn.1673-1379.2018.04.013)

Low-pressure thermal environmental simulation test technology for Mars rover model under wind-free condition

LI Zhenwei, LUO Ji, HAN Fang, GAO Qinghua, WANG Jing

(Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: To simulate a wind-free high temperature and low pressure environment in which the Mars rover would work, based on the GN_2 heat sink temperature regulation and a pressure control system, the goal is achieved for regulating the temperature of the heat sink system in a range of $-135\text{ }^{\circ}\text{C}$ to $27\text{ }^{\circ}\text{C}$, with the uniformity of the temperature better than $\pm 5\text{ }^{\circ}\text{C}$. The bias between the testing pressure value and the target value of the vessel can be controlled to be less than $\pm 10\text{ Pa}$ with the pressure control system. The wind-free verification test of the Mars rover model has been implemented for the first time in China. The result provides a basis for updating the thermal analysis model of the Mars rover and the subsequent wind-loaded environmental test.

Key words: Mars rover; thermal environment; temperature regulation system; pressure control; gas temperature measurement

收稿日期: 2018-01-09; 修回日期: 2018-07-23

基金项目: 国家重大科技专项工程

引用格式: 李振伟, 罗纪, 韩放, 等. 火星车低气压无风热环境模拟试验技术[J]. 航天器环境工程, 2018, 35(4): 382-387

LI Z W, LUO J, HAN F, et al. Low-pressure thermal environmental simulation test technology for Mars rover model under wind-free condition[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2018, 35(4): 382-387

0 引言

火星表面大气环境极端恶劣,昼夜温度变化范围在 $-123\sim 27\text{ }^{\circ}\text{C}$,压力变化范围在 $150\sim 1350\text{ Pa}$,相对平静时的风速为 $0\sim 15\text{ m/s}$,极端尘暴天气时最高达 150 m/s ^[1-2]。这将给火星车的生存带来极大挑战,也因此对火星车的地面研制提出严格的要求。

根据我国的火星探测计划,预计在2020年将第一个火星车送上火星。火星车着陆后将开展超过90天的火星表面巡视探测活动。为确保火星车能够在恶劣的火星大气环境中工作并实现既定功能^[3-6],有效的温控、耐压和防尘设计均十分重要。

在我国火星车初样设计中,其温控系统首次采用了纳米气凝胶隔热装置、二氧化碳气体隔热层、太阳能集热器等设施,内部设备布局和热控系统采取集成化、等温化设计,以严格控制漏热。根据航天器研制要求,需要在地面进行充分的环境考核试验,以验证纳米气凝胶隔热装置、二氧化碳气体隔热层等的有效性,降低系统性风险。

目前国内大型空间环境模拟设备的真空度高于 $1.3\times 10^{-3}\text{ Pa}$,热沉温度稳定在 $-173\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以下,且不具备风的模拟条件,不能满足火星车模拟试验的要求,因此需要对空间环境模拟设备进行改造。若增加风的模拟条件,将会对现有设备结构及布局带来巨大改变,风险很高,为此,现阶段只能放弃有风条件下的火星大气环境模拟试验。针对上述情况,本文利用北京卫星环境工程研究所KM6F空间环境模拟器,对其气氮调温热沉、压力控制、气体温度测量等方面进行了改造设计,并在改造后的设备上首次开展了火星车热控模拟舱的无风火星大气模拟试验,为火星车初样热设计改进和未来的火星车有风热环境试验打下了技术基础。

1 试验系统

根据火星车模拟舱无风环境试验测试大纲要求:试验工况中环境压力可调整范围为 $150\sim 1350\text{ Pa}$,压力精度优于 $\pm 10\text{ Pa}$;热沉温度可调节范围为 $-130\sim 25\text{ }^{\circ}\text{C}$,温度均匀性优于 $\pm 5\text{ }^{\circ}\text{C}$,温度调节速率不低于 $0.5\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 。为了实现火星车测试试验环境的模拟,本文将KM6F空间环境模拟器在原有技术基础上进行了气氮调温热沉系统和压力控制系统的改

造升级,实现了试验工况中环境温度从单一低温模式到高低温变化可调,压力环境从高真空到低气压可调的功能提升。

1.1 气氮调温热沉

KM6F气氮调温热沉设备包括气氮系统、液氮喷淋系统、气氮进气管路和气氮回气管路4部分。气氮调温系统为密闭循环系统,主要由风机、液氮换热器、电加热器及管道阀门等组成,其系统流程如图1所示。

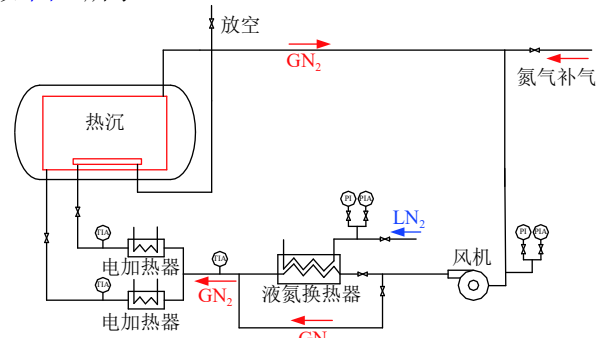


图1 气氮调温系统流程

Fig. 1 Flow chart of the GN_2 temperature regulation system

气氮调温系统采用氮气作为载冷剂,低温工况时,从热沉返回的氮气进入风机,再经液氮换热器换热后得到低温氮气送入热沉,形成密闭循环;在液氮换热器与热沉之间配置电加热器,高温工况时使用电加热器对氮气进行加热,得到高温氮气送入热沉。启动阶段由液氮储存汽化系统提供补气气源,液氮换热器所需液氮由液氮系统提供。

低温控制以热沉入口温度为最终控制参数,液氮换热器出口温度为辅助控制参数。液氮流量及电加热器功率均为操作变量:通过调节液氮流量先控制液氮换热器出口温度为一定值,再通过调节电加热器功率进行微调;高温控制以热沉入口温度为控制参数,电加热器的加热功率为操作变量。

KM6F水平舱热沉分布如图2所示,分别为大门热沉、端部热沉、外热沉外圈、外热沉内圈、内热沉外圈、内热沉内圈,共6路。

为分析现有气氮流量条件下热沉温度的均匀性指标是否满足 $\pm 5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的改造目标,用Thermal Desktop对一路柱段热沉建模并计算。模型如图3所示,其中蓝色为主管,下边为进口管路,上方为出口管路,绿色为并联支管,红色为紫铜翅片壁板。模型建立的主要条件和约束为:1)工质流体为纯氮气,管路

压力 0.2 MPa; 2)热沉轮廓尺寸 $R2.1\text{ m}\times 4.2\text{ m}$; 3)主管通径 DN50; 4)支管为 $\phi 21\text{ mm}\times 2.2\text{ mm}$ (管壁厚); 5)容器内充氮气时压力为 1000 Pa; 6)热沉内面为黑漆,外面为镀铝膜,壁板厚度 1.5 mm。热沉内部流体温度分布仿真分析结果如图 4 所示。

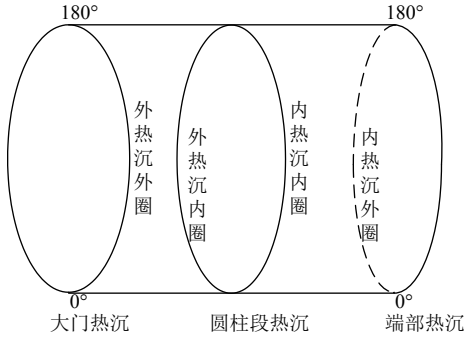


图 2 热沉分布示意

Fig. 2 Heat sink structure diagram

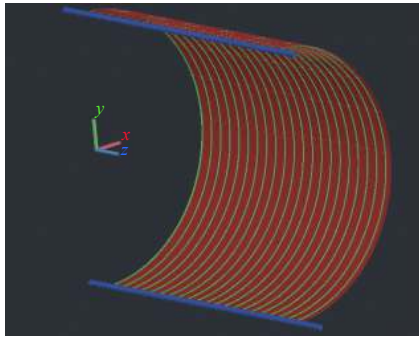
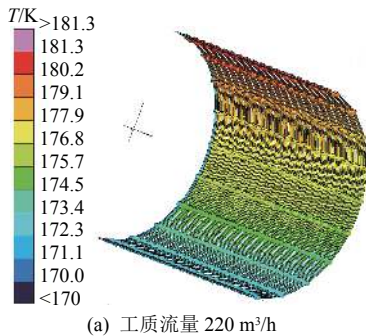
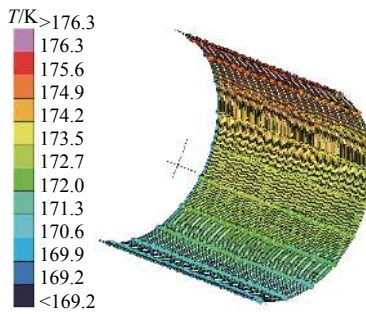


图 3 一路柱段热沉模型

Fig. 3 Model of heat sink



(a) 工质流量 $220\text{ m}^3/\text{h}$



(b) 工质流量 $380\text{ m}^3/\text{h}$

图 4 热沉内部流体温度分布

Fig. 4 Fluid temperature distribution in the heat sink

根据仿真分析结果可以看出:每个柱段支路热沉工质流量达到 $220\text{ m}^3/\text{h}$ 时,支路热沉进出口温差小于 $10\text{ }^\circ\text{C}$;每个柱段支路热沉工质流量达到 $380\text{ m}^3/\text{h}$ 时,支路热沉进出口温差小于 $5\text{ }^\circ\text{C}$ 。因此,改善热沉温度分布均匀性指标的首选手段就是加大系统流量,具体的途径就是扩张管路通径。最终选取 DN200 管路作为水平舱氮气主管路改造的管径,另外为了满足升/降温速率,增加了相应功率的电加热器。

1.2 压力控制系统

压力控制系统用于模拟试验工况所需的压力环境,并能够按相应控制精度将试验容器压力控制在要求的范围内($150\sim 1500\text{ Pa}$)。综合考虑到温度变化对低压气体的影响及现有设备能力,压力控制系统采用充压和泄压方式,主要由真空抽气子系统、真空测量子系统、充气子系统、试验辅助子系统和测控子系统组成,其总体配置以及流程如图 5 所示。

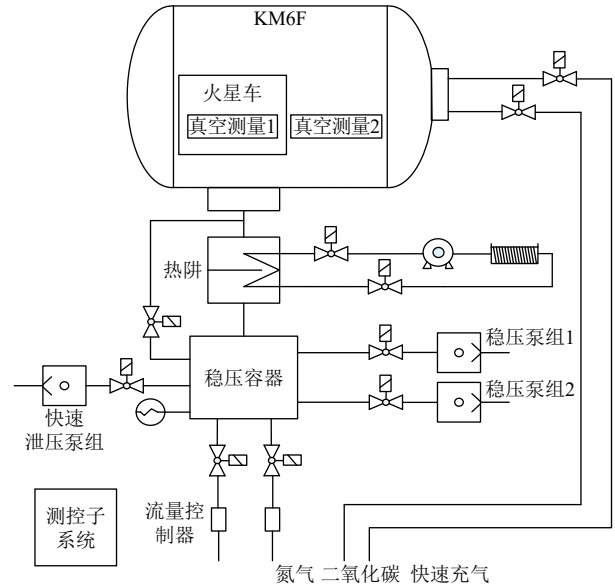


图 5 压力控制系统组成及流程示意

Fig. 5 Flow chart of pressure control system

真空抽气子系统由 2 组涡旋泵+罗茨泵机组组成,匹配管道自控加热装置以防止低温气体对机组造成破坏;充气子系统采用减压氮气向容器内充气,对系统进行增压,调整容器内的压力值;真空测量子系统用于试验过程中的压力测量与读取;试验辅助子系统是为了满足试验中设备保持正常工作而设计的系统,主要包括热阱与稳压容器;测控子系统用于对系统的部件和仪设(真空泵、阀门、质量

流量控制器等)进行自动控制,实现充压和泄压功能,并对真空测量系统及其他系统参数进行检测。火星大气中 95% 的成分为 CO₂,但由于 CO₂ 在低温下会发生凝固固化,为了避免对参试产品造成损伤,试验过程中使用纯净氮气代替 CO₂ 气体。

2 气体温度测量

火星车热试验时,容器内部为 150~1500 Pa 的低压环境,气体为氮气。氮气为分子结构对称的双原子气体,无发射和吸收辐射的能力,为热辐射的透明体,因此氮气与热沉之间的换热基本上为对流换热。

热电偶的换热关系如图 6 所示^[7]。假设容器壁与热沉之间的气体不通过热沉之间空隙流动到热沉包围的范围内,当容器内达到热平衡时,热沉包围的空间内气体温度 T_f 应等于热沉温度 T_h 。当放入热电偶测量气体温度时,热电偶测量的平衡温度 T_c 就是 T_f ,也等于 T_h 。但是实际上,气体会在容器内壁和热沉之间流动,导致 T_f 高于 T_h 、低于容器内壁温度 T_b ,且沿导线有导热漏热,热电偶头部与热沉之间存在辐射换热,因此 T_c 与 T_f 之间存在偏差。

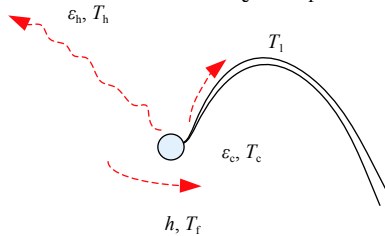


图 6 热电偶换热关系

Fig. 6 Heat transfer relation for the thermocouples

热电偶一般为细长丝,且布置线路较长,整体处于气体环境中,因此沿热电偶丝线的导热漏热可以忽略不计,主要考虑气体对流和热沉的辐射换热^[8]。故热电偶的热平衡方程为

$$h(T_f - T_c) = \frac{\sigma(T_c^4 - T_h^4)}{\frac{1 - \varepsilon_c}{\varepsilon_c A_c} + \frac{1}{A_c X_{c,h}} + \frac{1 - \varepsilon_h}{\varepsilon_h A_h}} = \varepsilon_c \sigma (T_c^4 - T_h^4) \quad (1)$$

式中: h 为气体和热电偶之间的对流换热系数; ε_c 为热电偶红外发射率; A_c 为热电偶表面积; $X_{c,h}$ 为热电偶对热沉角系数,为 1; ε_h 为热沉红外发射率; A_h 为热沉表面积; $\sigma=5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$,即斯忒藩-玻耳兹曼常量。

从式 (1) 可以看出,最理想的情况是 $T_c=T_f$,即要求热沉辐射换热量为 0,但是实际上很难做到。为了得到比较准确的气体温度,需控制热电偶的辐射和传导换热,比较可行的办法是尽量增大热电偶与热沉之间的辐射热阻,以减小气体和热沉之间的温差,具体措施包括:

1) 热电偶热结点贴敷镀铝膜(或镀金膜),以降低其发射率;然后在热电偶外围包覆多层圆柱筒(圆柱筒不可影响气体流动),以减少热电偶与热沉之间的辐射换热,如图 7 所示。

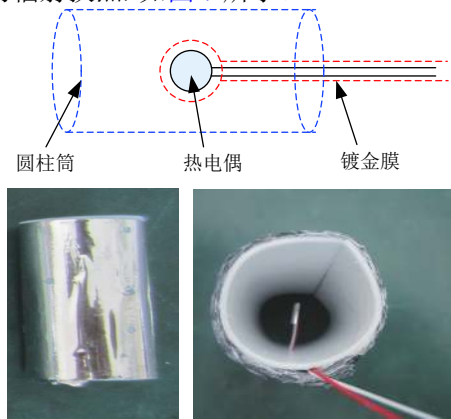


图 7 热电偶处理措施示意

Fig. 7 The thermocouples after being treated

2) 从热电偶热结点出发,沿着热电偶线方向,粘贴一定长度的镀铝膜,以减少沿丝线方向的漏热。

3 调试结果分析及问题处理

在 KM6F 试验系统完成改造后,进行了多次空载测试,确认系统指标能够满足火星无风环境模拟试验要求。2017 年 3 月,火星车热控模拟器在 KM6F 中进行了火星无风环境模拟试验。

3.1 调温热沉温度控制

试验中对热沉温度进行了精确控制,热沉的温度测量数据见表 1,高温端热沉温度 60 °C,均匀性优于 ± 3.2 °C;低温端热沉温度 -135 °C,所有有效测温点均匀性在 ± 5 °C 范围内。由于 KM6F 热沉与容器内壁之间不完全隔热,因此气体温度稍高于热沉温度,介于热沉温度和容器内壁温度之间,更接近于热沉温度。气体极限低温能达到 -105 °C,升/降温速率大于 0.5 °C/min,符合试验要求的目标温度值和温度调节速率。

表1 KM6F各部位热沉温度

Table 1 The temperature of the heat sink of KM6F

| 热沉位置 | 高温范围/°C | 高温均匀性 |
|-------|---------------|----------|
| 端部热沉 | 60.2~62.0 | -2.7~3.2 |
| 内右侧热沉 | 60.2~62.0 | -1.2~1.6 |
| 外右侧热沉 | 60.9~62.4 | -1.6~2.6 |
| 内左侧热沉 | 60.1~61.5 | -1.0~1.3 |
| 外左侧热沉 | 58.7~62.4 | -2.0~3.2 |
| 大门热沉 | 60.9~62.7 | -2.4~1.9 |
| 热沉位置 | 低温范围/°C | 低温均匀性 |
| 端部热沉 | -130.4~-129.0 | -4.6~4.4 |
| 内右侧热沉 | -132.3~-130.0 | -4.8~4.6 |
| 外右侧热沉 | -132.8~-130.2 | -3.7~4.8 |
| 内左侧热沉 | -130.5~-128.5 | -4.9~4.2 |
| 外左侧热沉 | -131.8~-129.8 | -3.7~4.0 |
| 大门热沉 | -130.6~-128.1 | -2.7~4.9 |

3.2 气体压力控制

气体压力控制系统采用PID控制,保证容器压力在各个设定工况中均稳定在 ± 10 Pa的高精度内,试验中的压力控制效果如图8所示。

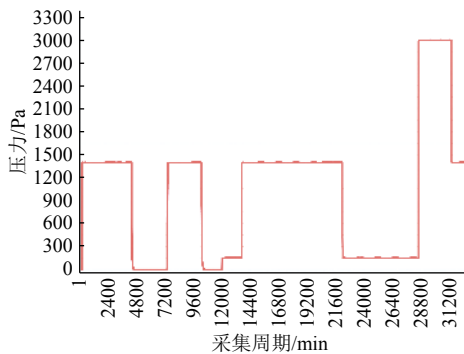


图8 压力控制效果

Fig. 8 Diagram of pressure control result

3.3 气体温度测量

试验中将采取措施和不采取措施的热电偶测温效果进行对比,如图9所示。

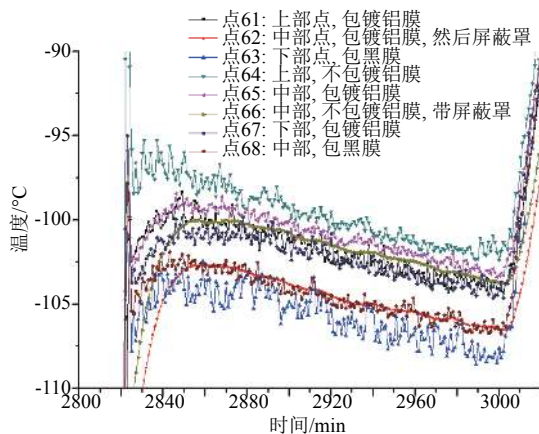


图9 气体温度测量结果

Fig. 9 Measured gas temperature curve

由图9可见,采取措施的热电偶(点62和点66)温度均匀性更好,波动性小;未采取措施的热电偶则温度波动较大。

3.4 其他问题及处理方法

试验过程中由于真空容器内有150~1500 Pa的氮气,热沉与容器内壁之间的对流换热加强,流体温度场不一致,产生自然对流,导致容器热沉包围的试验区域内下部气体温度低,上部气体温度高,气体温度场均匀性较差;同时,容器内壁和外壁温度下降,有可能下降到露点以下导致法兰盘结露,使密封插头有短路的风险。

为了解决上述问题,主要采取了以下措施,减弱热沉与容器壁之间的换热:

1)在热沉、隔热屏与容器内壁之间铺设多层隔热组件;

2)在容器外壁利用数字温度传感器监视容器外壁温度变化,同时架设风扇,当温度下降并接近露点时,打开风扇加强外壁对流换热,提高容器外壁温度,保证其维持在露点以上。

4 结束语

本文针对火星表面的特殊热环境,利用KM6F空间环境模拟器,开展了调温热沉的计算和仿真分析,进行热沉改造和试验测试,实现了调温热沉温度范围为 $-135\sim 27$ °C,均匀性优于 ± 5 °C;压力控制系统压力调控在150~3000 Pa范围内 ± 10 Pa的高精度控制;并通过对气体温度测量特点的分析,采用合适的措施保证了气体温度的准确测量。首次实现了火星车无风低压宽温区热环境的真实模拟,对火星车热控模拟舱系统性能进行了验证,为火星车初样热分析模型修正和未来火星车有风热环境试验提供了重要参考。

参考文献 (References)

- [1] 欧阳自远,肖福根. 火星探测的主要科学问题[J]. 航天器环境工程, 2011, 28(3): 205-217
- [2] 欧阳自远,肖福根. 火星及其环境[J]. 航天器环境工程, 2012, 29(6): 591-601

- OUYANG Z Y, XIAO F G. The Mars and its environment[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2012, 29(6): 591-601
- [3] 刘高同, 孙宇, 张磊. 火星大气环境模拟装置设计及仿真分析研究[J]. *中国空间科学技术*, 2016, 36(5): 65-71
- LIU G T, SUN Y, ZHANG L. Analysis of design, simulation & calculation module for Martian atmosphere environment simulation device[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2016, 36(5): 65-71
- [4] 赵志萍, 赵阳东. 火星表面环境分析[J]. *沈阳航空航天大学学报*, 2014, 31(2): 28-31
- ZHAO Z P, ZHAO Y D. Analysis on the Mars surface environment[J]. *Journal of Shenyang Aerospace University*, 2014, 31(2): 28-31
- [5] 贾阳, 李晔, 吉龙, 等. 火星探测任务对环境模拟技术的需求展望[J]. *航天器环境工程*, 2015, 32(5): 464-468
- JIA Y, LI Y, JI L, et al. Demands of Mars exploration missions on environmental simulation technologies[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2015, 32(5): 464-468
- [6] 刘治钢, 王飞, 陈燕, 等. 火星表面环境对太阳能电池阵设计影响分析与对策[J]. *航天器工程*, 2016, 25(2): 39-45
- LIU Z G, WANG F, CHEN Y, et al. Impact analysis and solution of solar array design in Martian surface environment[J]. *Spacecraft Engineering*, 2016, 25(2): 39-45
- [7] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 4版. 北京: 高等教育出版社, 1998: 263-276
- [8] 全国温度计量技术委员会. 特殊条件下的温度测量[M]. 北京: 中国计量出版社, 2009: 130-150

(编辑: 张艳艳)