

# 复合材料气瓶热防护材料隔热性能试验研究

邓婉<sup>1</sup> 朱尚龙<sup>1</sup> 周文勇<sup>1</sup> 张宏波<sup>2</sup>

(1 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

(2 航天材料及工艺研究所, 北京 100076)

**文 摘** 以复合材料气瓶热防护材料的耐高温及隔热性能为研究对象,通过真空舱模拟上面级飞行段的真空环境,采用石英灯阵模拟热源,对两种热防护方案开展真空热试验,分析了不同材料(组合)、多层隔热组件不同单元的隔热性能及其差异产生的原因。结果表明两种防护方案都可使气瓶壁面温度满足不超过70℃的温度要求,其中“柔性隔热毡+中温多层”组合隔热结构的耐温和隔热性能更优,并通过理论计算与试验值对比验证了热仿真计算中的不确定性,试验结果可为后续型号防热设计提供参考。

**关键词** 气瓶,热防护材料,隔热性能,试验研究

中图分类号:TK124,V416.5

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2021.06.009

## Experimental Study on the Heat Insulation Performance of Thermal Protection Materials Used for the Composite Materials Gas Cylinder

DENG Wan<sup>1</sup> ZHU Shanglong<sup>1</sup> ZHOU Wenyong<sup>1</sup> ZHANG Hongbo<sup>2</sup>

(1 Beijing Institute of Aerospace Systems Engineering, Beijing 100076)

(2 Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076)

**Abstract** To determine the heat insulation performance of the thermal protection materials cladding the gas cylinders, a thermal vacuum test is implemented on two species thermal protection sets, with a radiant heat source simulated by a quartz lamp heater, and the atmospheric environment simulated by a vacuum tank. Results indicate that two species thermal protection schemes are both satisfied within the upper limit of the temperature, and the heat insulation property of the combination thermal protection structure “flexible insulation+ middling temperature MLI” has better insulation performance. The indeterminacy of the thermal analysis method is evaluated by comparison with the result of the thermal test. The test data may server as a reference for future thermal protection design of spacecrafts.

**Key words** Gas cylinder, Thermal protection materials, Heat insulation performance, Test study

### 0 引言

某型上面级复合材料气瓶受到姿控发动机长时间大羽流影响,热环境非常恶劣,为保证气瓶壁面最高温度不超过70℃,需要对其进行热防护。目前,针对发动机高温热源辐射加热、羽流热流影响的热防护主要采用由金属箔(镍或钛)和高硅氧布/硅酸铝纤维纸组成的高温多层隔热组件(简称“高温多层”)或无碱玻璃纤维带、石英纤维、镀铝薄膜等柔性隔热材料,如张涛<sup>[1]</sup>在某探测器上采用高温多层设计隔热屏将推力室与探测器内部其他仪器分开,从而起到保护内部仪器的作用;徐繁荣<sup>[2]</sup>选择不锈钢遮挡板、硅酸铝纤维毡、石棉带、117防燃布和镀铝聚酰亚胺薄膜作为长二丁火箭二级姿控发动机热防护材料;张忠利<sup>[3]</sup>针对定向姿控发动机受热部位选取镀铝薄膜

加无碱玻璃纤维带和镀铝薄膜+高硅氧布两种热防护方案开展分析验证。然而这些热防护材料缺乏准确的热物性参数,有的热物性参数还与温度、具体组成、厚度等相关<sup>[4]</sup>,不同材料组合的隔热性能也存在很大的差别,这些都给热防护设计和仿真验证带来了困扰,为了制定合理有效的热防护设计方案并提高其可靠性,亟待准确掌握相关热防护材料及组合的耐高温和隔热性能。

地面热试验是一种对材料隔热性能进行考核的有效途径<sup>[5]</sup>。其中,石英灯加热方法加热能力强、加热时间长且易于控制<sup>[6-7]</sup>,适用于结构相对简单、表面规则平整的航天器(或部件)<sup>[8]</sup>,可用作气瓶热防护材料隔热性能研究的热流模拟装置。

收稿日期:2021-01-29

作者简介:邓婉,1986年出生,高级工程师,主要从事航天器热控设计研究。E-mail:wana.an042272@163.com

本文以复合材料气瓶热防护材料的耐高温及隔热性能为研究对象,通过真空舱模拟上面级飞行段的真空环境,采用石英灯阵模拟热源,对两种热防护方案开展热试验,以期准确获取防隔热材料的隔热性能,验证热防护设计的正确性,减少热防护设计中的不确定性以优化设计,同时为后续型号热防护设计提供参考。

### 1 气瓶用防隔热材料

柔性隔热材料是目前航天器热防护系统中使用较多的一种隔热材料,第二代柔性隔热材料由石英纤维棉夹在编织好的石英纤维布中缝制而成<sup>[9]</sup>,又称“柔性隔热毡”,它是一种低热导率的棉被式隔热部件,通过降低热传导进行隔热,最高使用温度750℃,质量轻、耐热震性好、价格便宜。

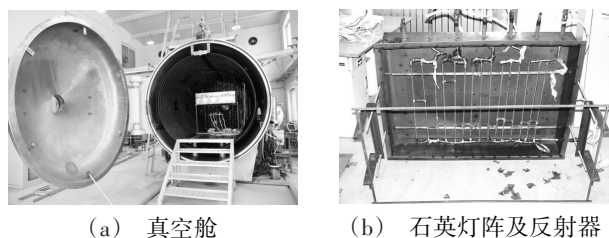
多层隔热材料(Multi-layer insulation, MLI),简称“多层”,由高反射率的反射屏和低热导率的间隔层交替组成<sup>[10-12]</sup>,在真空环境下具有突出的隔热性能,常用于航天器热控系统。根据使用温度范围,多层有低温、中温和高温三种类型<sup>[13-14]</sup>,其中,中温多层反射层采用金属镀(铝、银、金)聚酰亚胺薄膜,间隔层采用玻璃纤维纸、布等,使用温度范围为-200~300℃(短时间使用可达450℃);高温多层反射层采用金属箔(不锈钢、镍、铝),间隔层采用耐高温的高硅氧布、玻璃纤维布及其织物,使用温度范围为-200~1 000℃,但面密度大、价格高。

针对受姿控发动机大羽流影响的上面级复合材料气瓶,既要求热防护装置隔热效果好、使用温度高,还要求热防护材料质轻、厚度薄、成本低、安装方便,因此,可以考虑采用柔性隔热毡和“柔性隔热毡+中温多层”组合结构两种防热方案。其中,“柔性隔热毡+中温多层”的组合防热结构是先利用一定厚度的柔性隔热毡将背面温度(简称“背温”)降至中温多层的耐温范围,再利用多层良好的隔热性能控制气瓶表面温度满足要求。

## 2 热试验系统及方案

### 2.1 试验设备

真空热试验设备主要包括如图1所示的真空舱和石英灯加热器。



(a) 真空舱 (b) 石英灯阵及反射器

图1 试验设备示意

Fig. 1 Schematic diagram of test facilities

### 2.2 试验对象

试验采用两种防热装置:(1)15 mm厚的柔性隔热毡;(2)外侧8 mm厚的柔性隔热毡+内侧5单元的中温多层,分别包覆于两个气瓶的半圆柱段外表面(图2)。其中,多层单元数以间隔层单元数定义,反射层单元数比间隔层多1个,多层外包装层为单面镀铝聚酰亚胺薄膜二次表面镜,反射层采用双面镀铝聚酰亚胺薄膜,间隔层采用玻璃纤维布。

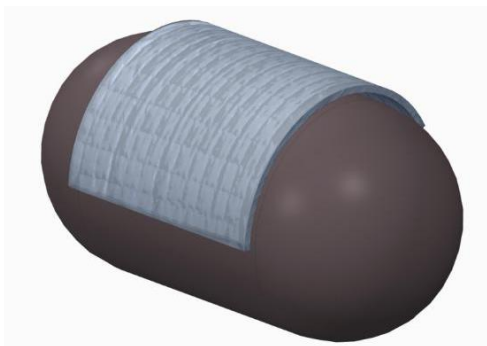


图2 气瓶包覆防热装置状态

Fig. 2 Status of gas cylinder with heat-proof materials cladding

### 2.3 试验方案

根据羽流分析结果选取3个试验工况,热流密度分别为15、30和45 kW/m<sup>2</sup>,持续作用时间均为400 s。试验件(包括气瓶和防热装置)、石英灯阵、不锈钢挡板、试验台的布置如图3所示,采用两块不锈钢板分别用于遮挡石英灯阵对气瓶头部和尾部半球体热流加载的影响。

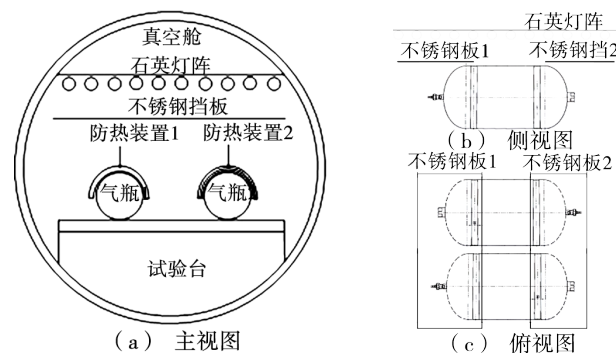


图3 试验件和设备布置

Fig. 3 Placement of test apparatus

试验温度测点设置见图4,测点T1、T3分别为防热装置1和防热装置2外表面温度;测点T2、T4分别为气瓶1和气瓶2外壁面温度;测点T5、T6、T7、T8依次为防热装置2的柔性隔热毡内表面(即多层外包装层外表面)、多层外包装层内表面、多层第1单元反射层内表面和多层第3单元反射层内表面的温度。

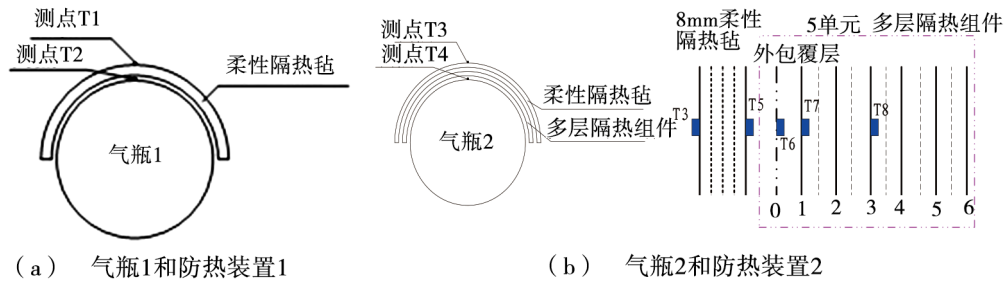


图4 温度测点设置

Fig. 4 Point setting for the temperature measurement

### 3 试验结果及分析

#### 3.1 两种隔热方案的隔热性能比较

为了比较两种隔热方案耐高温和隔热性能的差异,同时对这两种隔热装置进行3个工况的热试验,气瓶及隔热装置表面最高温度统计见表1,试验结果如图5所示。结果表明:在15、30和45 kW/m<sup>2</sup>热流作用下分别保持400 s后,两种隔热方案均可使气瓶壁面温度满足不大于70 °C的温度要求,其中,气瓶2比气瓶1壁面温度略低,而隔热装置2比隔热装置1外表面温度高28~37 °C,即隔热装置2比隔热装置1耐高温和隔热性能更佳。其原因是隔热装置2先利用低热导率的柔性隔热毡将背温降至中温多层的工作

表1 气瓶及隔热装置温度

Tab. 1 Temperature results of gas cylinder and thermal protection set

热流 /kW·m <sup>-2</sup>	最高温度/°C					
	气瓶1		温差	气瓶2		温差
	外壁面	外表面		外壁面	外表面	
15	21	311	290	21	339	318
30	31	430	399	25	467	442
45	42	501	459	39	535	496

温度,再利用中温多层在真空条件下的极好隔热性能,两类材料组合使用可协同发挥作用,相比单独使用柔性隔热毡的隔热效率更高,同时比单独使用中温多层更能减轻重量、节省成本。

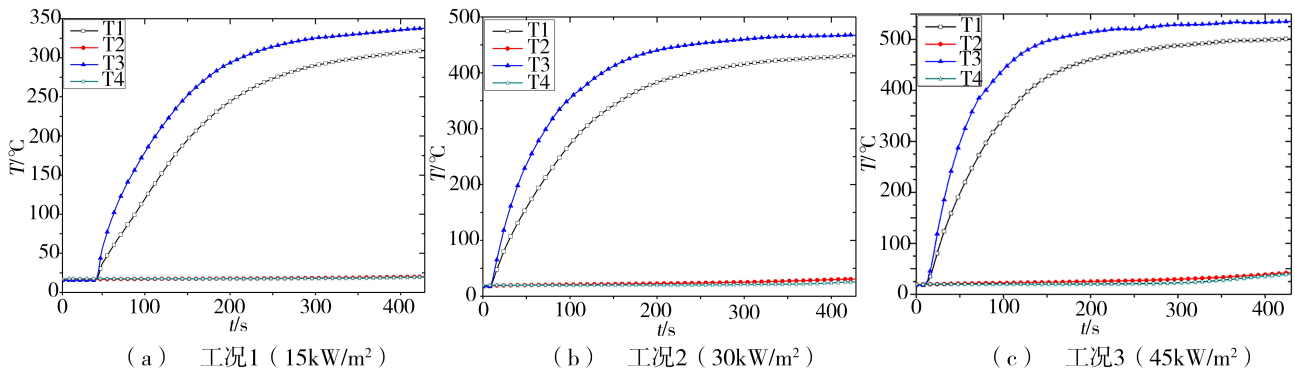


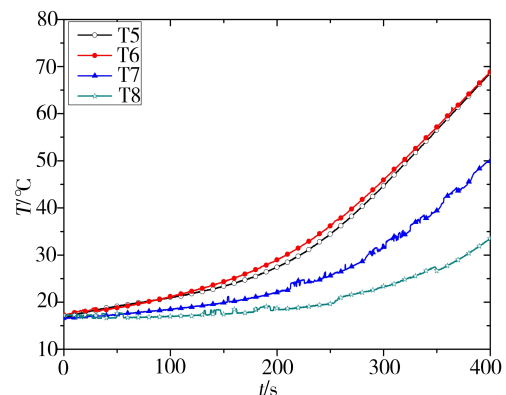
图5 两种隔热装置耐温和隔热性能测试

Fig. 5 Temperature variations of two species thermal protection sets

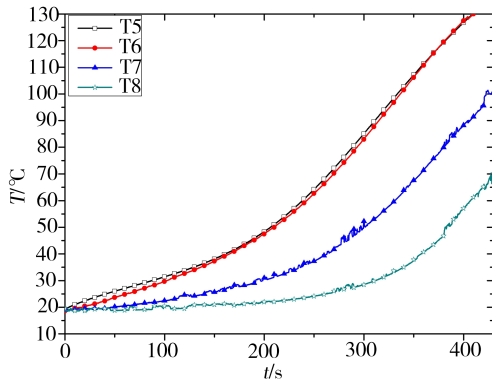
#### 3.2 多层隔热组件不同单元温度分布

为了分析多层不同单元间的温度传递和隔热性能的差异,3个工况下隔热装置2多层各单元温度试验结果如图6所示。可以看到,在15、30和45 kW/m<sup>2</sup>热流作用下分别保持400 s时,多层外包覆层外/内表面、第1单元反射层内表面、第3单元反射层内表面的温度分别为69 / 69 / 50 / 34、127 / 127 / 88 / 57、175 / 176 / 137 / 96 °C。结果表明:大量级热流作用更能体现多层在真空条件下的良好隔热性能,且多层隔热性能由外向内随着单元数的递增呈非线性逐渐下降趋势。这是由于多层通过反射屏面的层层反射对辐射热形成很高热阻,隔离内部温度环境与剧

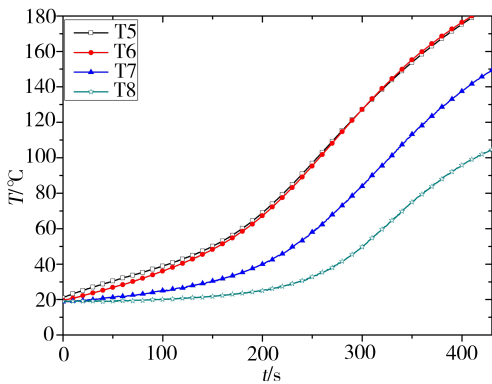
烈变化的外部热环境,确保气瓶温度满足要求。



(a) 工况1(15 kW/m<sup>2</sup>)



(b) 工况 2(30 kW/m<sup>2</sup>)



(c) 工况 3(45 kW/m<sup>2</sup>)

图 6 多层各单元隔热性能测试

Fig. 6 Temperature variations of MLI

### 3.3 计算与试验对比

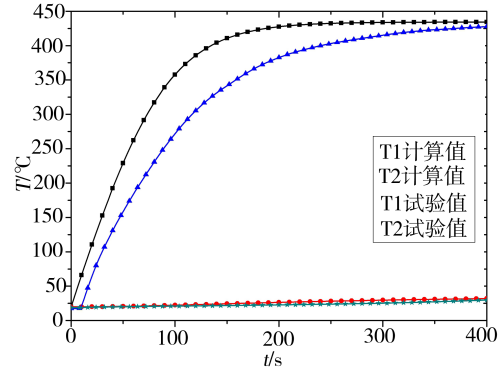
将热分析计算结果与试验结果进行比较分析,以气瓶 1 和隔热装置 1 受到 30 kW/m<sup>2</sup>热流作用、气瓶 2 和隔热装置 2 受到 45 kW/m<sup>2</sup>热流作用为例(具体见图 7),结果表明,试验值与计算值存在一定的偏差,但总体趋势保持一致,两者具体差异性分析如下。

(1) 柔性隔热毡外表面温度计算值比试验值响应更快,这是由于热分析模型中热流瞬时直接加载于隔热装置表面,使得瞬时热响应快,而试验中热流作用在隔热装置表面相对是一个缓变过程,此外,测量用热电偶也有一定的响应时间。

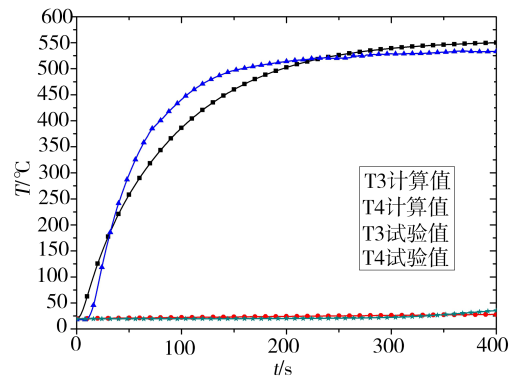
(2) 隔热装置 1 外表面末时刻温度计算值比试验值高约 7 °C,隔热装置 2 外表面末时刻温度计算值比试验值高约 15 °C,造成差异的原因主要是计算热模型中柔性隔热材料表面热物性参数(包括密度、比热容、红外发射率等)按推荐数值选取,与实际可能存在不一致。

(3) 气瓶 1 壁面末时刻温度计算值比试验值高约 2 °C,气瓶 2 壁面末时刻温度计算值比试验值低约 7 °C,究其引起偏差的原因,一是计算所用的气瓶和多层表面热物性参数是同类材料的推荐数值,与具

体试验用产品材料可能存在一些差别;二是计算所用热模型中各结构件之间(如柔性隔热毡与气瓶、柔性隔热毡与多层、多层与气瓶)的热导率、接触传热系数等均根据工程经验选取,与实际存在一定的差异。



(a) 气瓶 1 和隔热装置 1(30 kW/m<sup>2</sup>)



(b) 气瓶 2 和隔热装置 2(45 kW/m<sup>2</sup>)

图 7 计算值与试验值对比

Fig. 7 Comparison between analytical and experimental results

热分析计算结果与试验结果的差异,也充分验证了热防护设计仿真中的不确定性。

### 4 结论

本文通过真空热试验对柔性隔热毡和“柔性隔热毡+中温多层”组合两种隔热结构的隔热性能进行了研究,得到以下结论:

(1) 采用柔性隔热毡和“柔性隔热毡+中温多层”组合两种隔热方案,15、30和 45 kW/m<sup>2</sup>三种量级热流持续 400 s 作用下,可分别带来 290/399/459 °C 和 318/442/496 °C 的温降,具有良好隔热性能,均可满足气瓶壁面温度要求,但“柔性隔热毡+中温多层”组合隔热结构由于协同发挥了柔性隔热材料降低导热、多层隔热组件反射辐射热和隔离传热的特点,耐高温和隔热性能更优;

(2) 大量级热流作用下更能体现多层的良好隔热性能,且多层隔热性能由外向内随着单元数的递

增呈非线性逐渐下降趋势;

(3) 不同厚度和组成的热防护材料缺乏准确的热物性参数、热模型中不同结构件之间缺乏准确的热导率和接触传热系数,以及热模型中热流加载的实际响应速度等都给热防护设计带来了一定程度的不确定性。

### 参考文献

[1] 张涛,孙冰. 某探测器上火箭发动机热防护仿真与设计[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6):1407-1411.

ZHANG Tao, SUN Bing. Simulation and design of thermal protection of rocket motor in certain detector [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6):1407-1411.

[2] 徐繁荣,汪琼华,王晓红. 长二丁运载火箭二级姿控发动机热控设计及其试验验证[J]. 上海航天, 2007, (5): 41-46.

XU Fanrong, WANG Qionghua, WANG Xiaohong. Thermal design and test of attitude control engine of CZ-2D rocket[J]. Aerospace Shanghai, 2007, (5): 41-46.

[3] 张忠利. 姿控发动机热防护研究[C]//中国航天第三专业信息网第27届年会, 航天动力技术发展与应用学术会议论文集, 2006: 201-208.

[4] 王亚军,刘树仁,吴义田等. 运载火箭柔性防热材料隔热性能的试验研究[J]. 航天器环境工程, 2019, 36(1): 56-60.

WANG Yajun, LIU Shuren, WU Yitian, et al. Experimental study of thermal insulation of flexible heat-proof materials used in the aft cabin of second-stage rocket [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2019, 36(1):56-60.

[5] 张钰. 结构热试验技术[M]. 北京:宇航出版社, 1993: 47-53.

[6] 崔占中,王乐善. 石英灯加热器的热特性研究[J]. 强度与环境, 2004, 31(3):40-44.

CUI Zhazhong, WANG Leshan. Study on the thermal properties of quartz lamp heater [J]. Structure & Environment Engineering, 2004, 31(3):40-44.

[7] 王振朋,杨玲,张焱等. 材料和结构对柔性热防护材料性能的影响研究[J]. 玻璃纤维, 2020,3:19-24.

WANG Zhenpeng, YANG Ling, ZHANG Yan. Research on the influences of material and structure on the performance of

flexible thermal protection material [J]. Fiber Glass, 2020, 3: 19-24.

[8] 邓婉,朱尚龙,李德富等. 泵压式发动机瞬态热试验方法[J]. 航天器环境工程, 2020, 37(1):89-94.

DENG Wan, ZHU ShangLong, LI Defu, et al. Method for transient thermal test of turbopump-fed rocker engine [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2020, 37(1):89-94.

[9] 张宏波,姚先周,王钦等. 柔性隔热材料体积变化率的研究[J]. 宇航材料工艺, 2014(5):65-68.

ZHANG Hongbo, YAO Xianzhou, WANG Qin, et al. The volume change of the flexible insulation [J]. Journal of Materials Science & Technology, 2014(5):65-68.

[10] 候增祺,胡金刚. 航天器热控制技术——原理及其应用[M]. 北京:中国科学技术出版社, 2008:145-154.

HOU ZENGQI, HU JINGANG. Spacecraft thermal control technique-theory and application [M]. Beijing: The Science Technique Press, 2008.

[11] 王苗,冯军宗,姜勇刚,等. 多层隔热材料的研究进展[J]. 材料导报, 2016,11(30):461-465.

WANG Miao, FENG Junzhong, JIANG Yonggang, et al. Advance in research of multi-layer insulation materials [J]. Materials Guide. 2016,11(30):461-465.

[12] 李德富,杨伟平,刘小旭. 多层隔热材料传热特性研究现状及展望[J]. 航天器环境工程, 2013, 30(3): 302-309.

LI Defu, YANG Weiping, LIU Xiaoxu. Heat transfer characteristics of multilayer insulation materials [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2013, 30(3): 302-309.

[13] 罗祖分. 月球车夜间休眠状态下的热力计算[D]. 南京:南京航空航天大学,2015:19-22.

LUO Zufen. Thermal calculation of a lunar rover during its dormancy in the night [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015:19-22.

[14] 李德富,杨伟平,刘小旭. 多层隔热材料热物性参数工程计算方法[J]. 航天器环境工程, 2014, 31(4): 425-429.

LI Defu, YANG Weiping, LIU Xiaoxu. Calculation of thermal properties for multilayer insulation materials [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2014, 31(3): 425-429.