



# 航天器环境工程

SPACECRAFT ENVIRONMENT ENGINEERING

——中国科技核心期刊

## 新一代敏捷卫星热控多层制作安装方法与验证

孟晓亮 汪亮 杨懿静 唐斌 范庆梅 王国君

### Method for preparation and installation of thermal control multilayer insulation with validation for new-generation agile satellites

MENG Xiaoliang, WANG Liang, YANG Yijing, TANG Bin, FAN Qingmei, Wang Guojun

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.12126/see.2024046>

#### 您可能感兴趣的其他文章

##### Articles you may be interested in

##### 卫星多层隔热组件表面等电位控制工艺

Process for surface equipotential control of satellite multilayer insulation

航天器环境工程. 2018, 35(2): 195–199 <https://doi.org/10.12126/see.2018.02.016>

##### 通信卫星真空热试验测试电缆集中控温方法

Method for centralized temperature control of testing cables in thermal vacuum test for communication satellite

航天器环境工程. 2018, 35(3): 277–282 <https://doi.org/10.12126/see.2018.03.013>

##### “嫦娥五号”月球探测器隔热组件高温模拟与控制技术

High temperature simulation and control for multilayer insulation of Chang' E-5 lunar lander

航天器环境工程. 2019, 36(2): 171–175 <https://doi.org/10.12126/see.2019.02.012>

##### 大功率通信卫星热真空试验闭环控温方法

Closed-loop temperature control of high-power telecommunication satellite in thermal vacuum test

航天器环境工程. 2019, 36(4): 369–373 <https://doi.org/10.12126/see.2019.04.012>

##### 星上控温策略的地面模拟与验证

A ground-based method for simulating the temperature control strategy onboard satellite

航天器环境工程. 2018, 35(3): 270–276 <https://doi.org/10.12126/see.2018.03.012>

##### 适应高温隔热屏安装的卫星1194A接口质测适配器设计

Design of satellite 1194A adapter for integrate installation of high-temperature thermal insulation screen with mass property measurement device

航天器环境工程. 2019, 36(5): 508–513 <https://doi.org/10.12126/see.2019.05.016>

# 新一代敏捷卫星热控多层制作安装方法与验证

孟晓亮<sup>1</sup>, 汪亮<sup>1</sup>, 杨懿静<sup>2</sup>, 唐斌<sup>1</sup>, 范庆梅<sup>3</sup>, 王国君<sup>1</sup>

(1. 航天东方红卫星有限公司; 2. 北京空间机电研究所; 3. 北京空间飞行器总体设计部: 北京 100094)

**摘要:** 与传统遥感卫星不同, 新一代敏捷卫星的相机-星传感器组合体须在主动指向隔振机构的驱动下实现姿态机动, 因此在相机和星传感器的穿舱孔处需留有活动空间, 这给热控多层隔热的制作和安装带来挑战。文章提出相机-星传感器组合体与卫星舱板之间热控多层叠层“围脖”式安装固定方法。整星热试验和在轨测试结果表明, 采用该方法后, 整星温度满足设计要求, 相机和星传感器与平台在轨力解耦正常, 相机成像效果良好, 验证了热控多层制作和安装方法正确有效。

**关键词:** 敏捷卫星; 热控多层; 力解耦; 测试验证

中图分类号: V423.4

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2024)06-0774-05

DOI: [10.12126/see.2024046](https://doi.org/10.12126/see.2024046)

## Method for preparation and installation of thermal control multilayer insulation with validation for new-generation agile satellites

MENG Xiaoliang<sup>1</sup>, WANG Liang<sup>1</sup>, YANG Yijing<sup>2</sup>, TANG Bin<sup>1</sup>, FAN Qingmei<sup>3</sup>, Wang Guojun<sup>1</sup>

(1. DFH Satellite Co. Ltd.; 2. Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity;

3. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering: Beijing 100094, China)

**Abstract:** New-generation agile satellites, which differ from traditional remote sensing satellites, require an active pointing and vibration isolation mechanism for the assembly of their camera and star sensor to achieve attitude maneuvering. This necessitates space for the assembly's movement at the satellite cabin port, challenging the preparation and installation of thermal control multilayer insulation (TCML). This paper introduced a 'layered collar' installation and fixation method for TCML at the interface between the camera-star sensor assembly and the satellite cabin panel. Thermal testing of the entire satellite and on-orbit verification demonstrate that this method ensures the satellite's temperature complies with design requirements, allows normal force decoupling of the assembly from the platform in orbit, and maintains good camera imaging quality. The study confirms the correctness and effectiveness of the proposed TCML preparation and installation method.

**Keywords:** agile satellite; thermal control multilayer insulation (TCML); force decoupling; testing verification

收稿日期: 2024-04-19; 修回日期: 2024-11-27

引用格式: 孟晓亮, 汪亮, 杨懿静, 等. 新一代敏捷卫星热控多层制作安装方法与验证[J]. 航天器环境工程, 2024, 41(6): 774-778

MENG X L, WANG L, YANG Y J, et al. Method for preparation and installation of thermal control multilayer insulation with validation for new-generation agile satellites[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2024, 41(6): 774-778

## 0 引言

新一代敏捷卫星要求具有“超高敏捷、超高稳定、超高精度、智能复合控制、智能自主规划、智能图像处理”的“三超”、“三智”功能,且可实现动中成像和反向推扫成像<sup>[1]</sup>。为此,在该卫星平台与相机之间安装了主动振动抑制隔离和精确指向系统(VIPPS),通过姿态和轨道控制系统(AOCS)和VIPPS两级复合控制,来实现对相机光轴的 $10(^{\circ})/s$ 的姿态机动、在 $2(^{\circ})/s$ 以上角速度运动状态下的清晰成像,以及卫星成像效率与动中成像稳定度的显著提升<sup>[2]</sup>。

热控多层隔热(MLI)是一种隔热效果好、质量小的被动热控手段<sup>[3]</sup>。为确保卫星在极端空间环境下正常工作,暴露在深冷空间的卫星及设备外表面须严密包覆热控多层,禁止舱内环境大面积与舱外冷环境直接连通。传统遥感卫星上的光学相机与平台是刚性连接,在安装热控多层时,相机多层与结构板多层只需固定搭接、安装可靠即可。而新一代敏捷卫星的相机安装座是在轨解锁,然后相机-星敏感器组合体在主动指向隔振机构的驱动下实现姿态机动,因此相机镜筒和星敏感器镜筒的多层无法与整星舱板处多层正常搭接<sup>[4]</sup>。另外,由于主动指向隔振机构作用力矩较小,其主动隔振和精准指向效果会受到来自相机和平台间干扰力矩的影响,所以相机解锁后平台设备与相机的连接电缆、星表多层与相机-星敏感器组合体多层之间均应留有足够的活动余量和间隙以满足相机运动的要求,避免出现相机与平台之间存在较大额外力矩甚至卡滞<sup>[5]</sup>。但对于热控多层在大型部件间隙活动处的搭接间隙余量、搭接方式及自身的干扰力矩,暂无可参考先例。因此如何平衡各部件多层紧密搭接的热控要求与部件之间干扰力矩最小的系统设计的要求,是新一代敏捷卫星热控多层实施过程的重点和难点。

针对新一代敏捷卫星的构型和功能实现需求,本文提出叠层“围脖”式热控多层制作及安装方案,以在满足整星热控要求的同时实现“三超”功能指标设计要求。

## 1 敏捷卫星构型

新一代敏捷卫星本体为六面体,由平台舱和载荷舱构成,3个太阳能电池阵分别安装在卫星的三面

外侧板上<sup>[6]</sup>。平台舱中心的碳纤维承力筒是卫星主承力结构。载荷舱安装有主动指向隔振机构、1台双口径高分辨率相机、3台星敏感器(下简称“星敏”)、姿控系统及其他载荷设备,其中:相机与星敏是一体化设计,3台星敏安装于相机主体延长支架上,相机-星敏组合体安装于主动指向隔振机构上;相机主体镜筒和星敏感器镜筒均突出星体外部。相机、星敏在卫星平台的安装位置如图1所示。

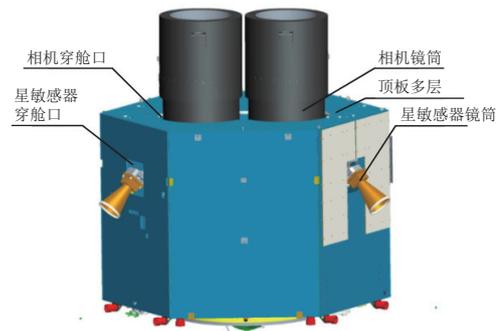


图1 相机和星敏在载荷舱的安装位置示意

Fig. 1 Installation position schematic of the assembly of camera and star sensor in the payload cabin

## 2 敏捷卫星外表面热控多层制作和安装

### 2.1 热控多层隔热材料及制作安装基本流程

根据热控设计要求,新一代敏捷卫星所采用的热控多层隔热组件与传统光学遥感卫星的一致,星外表面均采用15单元多层隔热组件,舱内采用10单元多层隔热组件,搭接部分用棉线缝制<sup>[7]</sup>。多层面膜材料根据受太阳照射情况来选择:受太阳直射的舱外表面选用低吸收/发射比的材料,如F46镀银二次表面镜;不受太阳照射的舱外表面可以选择ITO单面镀铝聚酰亚胺二次表面镜等材料。

热控多层的制作安装应满足热控设计要求,安装可靠、搭接完好、不漏热。其基本流程如下:

- 1)按照设计图纸或测量实物来确定多层外形尺寸并绘制出图纸,裁剪和缝制多层,并在与星体相对应连接固定处缝制尼龙搭扣;
- 2)按照设计要求在热控多层组件外表面包覆面膜,并采用双面压敏胶和硅橡胶进行有效粘贴;
- 3)将缝制好的热控多层尼龙搭扣与卫星结构板相对应尼龙搭扣对粘,并在多层内表面间隔加贴双面压敏胶和硅橡胶固定,以保证粘贴的可靠性;
- 4)多块卫星结构板的多层搭接处采用相互覆盖搭接方式,并用与多层面膜一致的胶带进行间隔粘贴。

## 2.2 新一代敏捷卫星热控多层制作和安装方法

考虑到卫星在发射时受气压变化影响,星内空气排出而带来的热控多层形变,以及新一代敏捷卫星的相机-星传感器组合体在轨运动的特点,热控多层在制作安装时需要采用特殊安装工艺,且要求尺寸精准、粘贴固定牢靠,以免卫星入轨后因热控多层掉落而遮挡相机或星敏视场。为此,本文提出叠层“围脖”式热控多层安装方法。

### 2.2.1 相机穿舱部位热控多层的制作和安装

敏捷卫星主载荷双口径相机的2个镜筒通过载荷舱顶板穿舱孔伸出星本体(见图1)。经测量,单个镜筒外径为800 mm,穿舱孔直径900 mm。镜筒与穿舱孔之间有宽为100 mm的圆环间隙。对于此类圆环间隙,传统的热控处理方式是:舱板多层与相机主体多层直接搭接固定,圆环处单独取样、裁剪制作小块多层并搭接。而新一代敏捷卫星的相机-星敏组合体在轨解锁后处于相对活动状态,无法采用传统搭接固定方式。为此,本文提出采用叠层“围脖”式一体化耦合设计,旨在减小单独制作小块圆环多层带来的固定不可靠性,避免小块多层脱落而造成遮挡相机视场的风险。

该“围脖”式热控多层采用15单元多层隔热材料,其平面形状如图2所示。

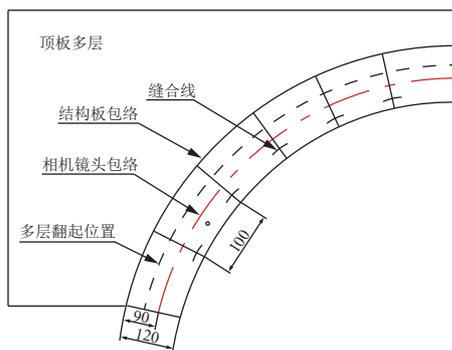


图2 相机穿舱部位热控多层平面示意

Fig. 2 Plane schematic of TCML near the camera

制作过程如下:

1)首先确定多层尺寸。依据主动隔振机构活动范围要求,相机镜筒在顶板开孔处需有 $(10\pm 5)$  mm侧摆空间。按照卫星顶板外形尺寸1:1取样,减去相机活动范围尺寸后,相机穿舱部位的圆环间隙宽度为 $(90\pm 5)$  mm。

2)为满足热控设计多层搭接要求,多层需在顶板相机开孔外沿处上翻,上翻宽度为120 mm;在上

翻的顶边每隔100 mm剪切出“花瓣”,并对花瓣做封边处理。

3)然后将上翻的“花瓣”搭接缝合成环形“围脖”,再缝制固定多层的尼龙搭扣,包覆F46镀银二次表面镜多层面膜,安装好多层接地线。经测量接地阻值 $< 10 \Omega$ ,符合要求。

载荷舱顶板上安装热控多层时,多层内表面尼龙搭扣与舱板尼龙搭扣粘接,尼龙搭扣间隔处粘贴双面压敏胶带和硅橡胶固定。多层边缘与侧板正常搭接和粘贴固定。由于主相机镜筒多层搭接处需留出相机活动空间,无法按传统搭接方式处理,故将提前做好的多层翻边“花瓣”上翻与主相机镜筒平行并粘贴固定形成叠层环形“围脖”。叠层“围脖”上翻属顶板热控多层的延伸,可有效避免舱内热量外溢失衡,同时也可避免太阳光通过缝隙直射进舱内而带来的局部温度过高风险。

安装后测量相机镜筒的侧摆活动空间满足 $(10\pm 5)$  mm的指标要求,确保相机在运动范围内无钩挂。为了确保“花瓣”连接的可靠性,用针线将粘贴好的“花瓣”相互缝制一圈,并对缝线处涂抹硅橡胶固定。相机与舱板搭接处多层安装如图3所示。



图3 相机多层与舱板多层搭接安装照片

Fig. 3 TCMLs' installation at the interface between the camera and the cabin panel

### 2.2.2 星敏热控多层的制作和安装

如图1所示,新一代敏捷卫星的3台星敏镜筒分别从载荷舱3块侧板穿舱孔伸出舱外,穿舱孔为 $400 \text{ mm} \times 300 \text{ mm}$ 的方形开孔。此处热控实施与主载荷相机镜筒一致,也是采用叠层“围脖”的安装方式,热控多层制作安装时也需预留星敏感器的活动间隙。

星敏传感器穿舱孔处多层采用叠层矩形“围脖”分体式设计,即热控多层分为星敏本体多层、星敏与舱板搭接处上半部分多层,以及星敏与舱板搭接处下半部分多层3部分;多层材料均为15单元。各部分多层的制作过程如下:

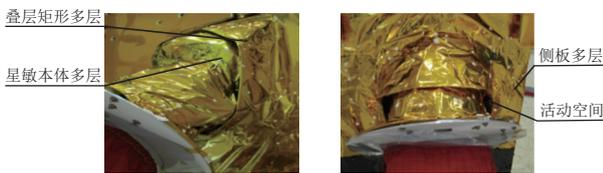
1)按照热控设计要求测量星敏本体实际尺寸

作为其本体多层尺寸并制作和安装。

2)星敏与舱板搭接处上半部分多层为圆弧形,其半径为星敏本体半径加侧摆空间(10±5)mm,在此基础上加宽40mm与舱板搭接;测量多层实际尺寸并缝制尼龙搭扣、包覆ITO单面镀铝聚酰亚胺面膜、安装好多层接地线并测量接地阻值。

3)星敏与舱板搭接处下半部分多层取样时,由于星敏区域没有特定的热控多层固定处,故借用附近可以固定的位置,即邻近舱口设备外壳棱角处、电缆绑扎支架处和载荷舱底板舱口处多层的尼龙搭扣粘贴。根据选好的固定位置测量热控多层尺寸并裁剪,再缝制尼龙搭扣、包覆ITO单面镀铝聚酰亚胺面膜、安装多层接地线并测量接地阻值。

在星敏本体热控多层已安装到位的前提下,先安装下半部分多层:为避开星敏视场,将搭接部分内嵌入载荷舱内部,利用尼龙搭扣进行粘贴,舱板上电缆绑扎支架借力绑扎固定;多层的侧面、下端与舱板搭接,使用压敏胶带及硅橡胶粘贴,上部靠近星敏本体处留出(10±5)mm活动间隙。最后采用外突的安装方式安装上半部分多层:侧边、上边与卫星舱板多层进行搭接粘贴,并用针线缝制成一体;热控多层突出星外,并且与星敏本体多层有(10±5)mm的间隙,以保证星敏在主动隔振机构作用下的活动空间。上半部分多层与下半部分多层安装到位后,这两部分多层也进行相互搭接,保证星敏附近多层安装可靠。星敏多层与舱外搭接处多层的安装效果如图4所示。



(a) 星敏 A 舱板与多层搭接 (b) 星敏 B 舱板与多层搭接

图4 星敏传感器与舱板的多层搭接安装照片

Fig. 4 TCMLs' installation at the interface between the star sensor and the cabin panel

星敏处叠层“围脖”的安装方式,既能对设备保温隔热,也可满足星敏随主动指向隔振机构工作时的运动空间要求,避免了因固定安装而对其相机运动产生额外干扰力,同时为卫星发射上升段星内空气排出留出通道。

### 2.2.3 小结

相机-星敏传感器组合体穿舱口叠层“围脖”式的

热控多层搭接方法有以下要点:

1)运动部件及舱板热控多层尽可能采用一体化方式制作;

2)按照设计要求计算主载荷运动间隙的尺寸,并保证间隙内无干涉、无连接;

3)采用叠层“围脖”式搭接方法可满足热控设计防漏热、防直射光进入舱内要求;

4)叠层“围脖”的高度以100~120mm为宜,这样既满足热控设计要求,又可保证运动部件在穿舱口处不因尺寸过小而产生干扰力矩,使主动指向隔振机构能够正常工作;

5)叠层“围脖”外形可根据设备形状来确定,并对翻边“花瓣”连接点进行缝制,保证连接可靠。

## 3 效果分析与验证

为验证新一代敏捷卫星相机和星敏穿舱部位的热控效果,进行了热试验和在轨测试。因相机及星敏穿舱口多层搭接状态对顶板设备1、载荷舱顶板和星敏法兰影响最大,所以在这三处布置测点。相机穿舱口附近布置4个测点,分别在距离顶板穿舱口最近的设备上(顶板设备1),以及载荷舱顶板+x、-x和+y向靠近穿舱口位置(编号分别为测点1、2和3);3个星敏法兰每个法兰上布置2个测点,共6个测点。评价热控多层是否满足热控设计要求的标准是:

1)若载荷舱顶板多层与相机多层之间的叠层环形“围脖”多层搭接不好,则顶板设备1温度比设计指标低5~8℃,载荷舱顶板温度比设计指标低10~20℃;

2)若星敏传感器多层与舱板多层之间的叠层矩形“围脖”多层搭接不好,则星敏法兰温度比设计指标低5~10℃。

热试验及在轨验证结果如表1和表2所示,可看出:载荷舱顶板及顶板设备1和3台星敏传感器的热试验和在轨测试结果与设计指标相差不大,但顶板及顶板设备1的温度水平比设计指标高,3台星敏传感器的在轨温度比设计指标略低,但均在指标要求范围内。结果表明,采用叠层“围脖”一体化耦合方法制作安装的相机和星敏热控多层的搭接效果良好,搭接漏热对星内环境及设备影响较小,温

度控制均满足热控指标要求。以上可为热分析模型的修正提供参考。

表1 载荷舱顶板及设备温度对照表

Table 1 Temperature comparison of payload cabin roof and equipment

项目	测点编号	对日巡航		对地对地	
		$T_{min}/^{\circ}\text{C}$	$T_{max}/^{\circ}\text{C}$	$T_{min}/^{\circ}\text{C}$	$T_{max}/^{\circ}\text{C}$
热设计指标	顶板设备1	1.08	1.35	7.31	7.65
	载荷舱顶板	-8.76	4.07	-1.42	12.08
热试验	顶板设备1	1.16	—	8.35	—
	顶板测点1	3.18	—	11.54	—
	顶板测点2	-7.73	—	-0.56	—
	顶板测点3	2.02	—	10.76	—
在轨测试		2022年入轨初期		2023上半年	
	顶板设备1	5.27	7.49	5.04	9.51
	顶板测点1	9.11	11.07	-4.91	-2.79
	顶板测点2	-4.79	-3.45	6.42	9.75
	顶板测点3	6.71	9.76	12.82	15.57

表2 星敏感器温度对照表

Table 2 Temperature comparison of the star sensor

项目	测点编号	对日巡航		对地对地	
		$T_{min}/^{\circ}\text{C}$	$T_{max}/^{\circ}\text{C}$	$T_{min}/^{\circ}\text{C}$	$T_{max}/^{\circ}\text{C}$
热设计指标	星敏1法兰	20.1	20.3	20.1	20.3
	星敏2法兰	20.1	20.3	20.1	20.3
	星敏3法兰	20.1	20.3	20.1	20.3
热试验	星敏1法兰1	20.18	—	20.18	—
	星敏1法兰2	20.07	—	20.07	—
	星敏2法兰1	20.18	—	20.18	—
	星敏2法兰2	20.63	—	20.63	—
	星敏3法兰1	20.18	—	20.18	—
	星敏3法兰2	20.74	—	20.74	—
在轨测试	在轨验证结果	2022年入轨初期		2023上半年	
	星敏1法兰1	19.93	20.12	19.81	20.25
	星敏1法兰2	19.72	20.00	18.92	20.14
	星敏2法兰1	19.92	20.13	19.81	20.25
	星敏2法兰2	20.31	20.58	20.25	20.70
	星敏3法兰1	19.67	20.12	19.58	20.25
	星敏3法兰2	19.98	20.55	17.74	21.85

## 4 结束语

新一代敏捷卫星发射入轨相机解锁器解锁后,主动指向隔振机构在轨工作正常,相机中成像稳定度满足要求,在轨成像效果良好,说明主载荷相机-星敏感器组合体与平台电缆、热控多层解耦正常,干扰力矩较小;卫星整体温度水平和顶板、星敏

等关键部位温度正常,表明相机和星敏活动部件穿舱口处采用叠层“围脖”式热控多层的制作和安装方法有效,对后续搭载有主动指向隔振机构的敏捷卫星活动部件的热控实施提供了有效的技术方案。

### 参考文献 (References)

- [1] 杨芳, 赵键, 姚宁, 等. 北京三号 A/B 卫星总体设计及技术创新[J]. 航天器工程, 2023, 32(3): 7-15  
YANG F, ZHAO J, YAO N, et al. System design and technical innovation of BJ-3A/B satellites[J]. Spacecraft Engineering, 2023, 32(3): 7-15
- [2] 赵键, 杨芳. 中国高分辨率敏捷小卫星的技术创新及应用实践[J]. 航天器工程, 2021, 30(6): 23-30  
ZHAO J, YANG F. Technical innovation and application of Chinese agile small satellites[J]. Spacecraft Engineering, 2021, 30(6): 23-30
- [3] 雷营生, 徐红艳, 董德平, 等. 固定工艺对多层隔热组件隔热性能的影响[J]. 低温工程, 2018, 4: 57-62  
LEI Y S, XU H Y, DONG D P, et al. Effect of fixing method on thermal performance of multilayer insulation[J]. Cryogenics, 2018, 4: 57-62
- [4] 刘伟, 黄兴, 李挺豪, 等. 北京三号 A/B 卫星热设计及验证[J]. 航天器工程, 2023, 32(3): 93-100  
LIU W, HUANG X, LI T H, et al. Thermal design and verification of BJ-3A/B satellites[J]. Spacecraft Engineering, 2023, 32(3): 93-100
- [5] 唐斌, 马灵犀, 张一鹏, 等. 北京三号 B 卫星构型布局设计与优化[J]. 航天器工程, 2023, 32(3): 38-43  
TANG B, MA L X, ZHANG Y P, et al. Design of configuration layout for BJ-3B satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2023, 32(3): 38-43
- [6] 刘质加, 张立华, 韩冬. 小卫星机械总体设计技术发展及展望[J]. 航天器工程, 2021, 30(6): 120-127  
LIU Z J, ZHANG L H, HAN D. Developments and prospects of small satellite mechanical system design[J]. Spacecraft Engineering, 2021, 30(6): 120-127
- [7] 孙慧, 徐抒岩, 孙守红, 等. 多层隔热组件的制作工艺[J]. 宇航材料工艺, 2011, 41(3): 81-83  
SUN H, XU S Y, SUN S H, et al. Processing of multilayer insulation blankets[J]. Aerospace Materials & Technology, 2011, 41(3): 81-73

(编辑: 王 洋)

一作简介: 孟晓亮, 高级技师, 主要从事航天器总装工作。