

引用格式: 张建福, 李连升, 陈建新, 等. “祝融号”火星车太阳敏感器设计与验证[J]. 航空学报, 2025, 46(7): 330882.
ZHANG J F, LI L S, CHEN J X, et al. Sun sensor designed and qualified for “Zhurong” Mars rover[J]. Acta
Aeronautica et Astronautica Sinica, 2025, 46(7): 330882 (in Chinese). doi:10.7527/S1000-6893.2024.30882

“祝融号”火星车太阳敏感器设计与验证

张建福*, 李连升, 陈建新, 常晔, 尹路, 韩星

北京控制工程研究所, 北京 100190

摘要: 火星车在火星表面巡视时需对前进方向的绝对方位角进行测量。“天问一号”火星探测器“祝融号”在火星车上采用了太阳敏感器实现方位角测量,火星表面太阳光强辐照度低且复杂,火星大气、陆地表面遍布尘埃,太阳敏感器在火星表面应用时将面临复杂光强、多尘埃的特殊环境。为保证“祝融号”火星车在火面移动的安全,太阳敏感器进行了自适应光强设计、防灰尘设计,并在地球表面开展了模拟设计验证试验,该款太阳敏感器已成功应用于“天问一号”火星探测器“祝融号”火星车,整个寿命期内产品在轨工作良好,有效保证了火星车导航需求。

关键词: “天问一号”; “祝融号”火星车; 太阳敏感器; 复杂光强; 尘埃

中图分类号: V448.2

文献标识码: A

文章编号: 1000-6893(2025)07-330882-09

太阳敏感器以太阳为基准方位,测量航天器姿态与太阳光线矢量的夹角,用于航天器姿态控制、太阳能帆板指向控制,是卫星上重要的光学姿态敏感器之一。考虑火星大气影响,火星车在火星表面白昼环境下巡视工作时,除惯导外只能依赖太阳敏感器测量姿态,因此太阳敏感器是火星车上的重要姿态测量敏感器,为火星车的导航系统和能源系统提供太阳方位^[1-9],并为火星车在火星表面行进提供绝对方位角指向,同时完成惯导长时间漂移的修正。

美国 2003 年发射的“机遇号”“勇气号”^[10-12],2011 年发射的“好奇号”^[13],2020 年发射的“毅力号”均采用了太阳确定绝对方位角,以上 4 个火星车均未直接采用太阳敏感器,而是采用导航相机作为太阳敏感器获取太阳图像,确定图像中太阳质心位置,计算相对于火星车参考系统的太阳方位角、高度角,然后利用太阳星历表、太阳时计算太阳方位角、高度角,通过 2 组姿态

的关系计算火星车相对于正北方向的绝对方位角,并修正惯导随时间漂移带来的方位角累积误差。根据在地球上的测试,“机遇号”“勇气号”用太阳图像确定绝对方位角的精度为 $\pm 3^\circ$,误差较大,影响火星车的导航精度。

本文介绍“祝融号”火星车太阳敏感器环境适应性要求,描述火星表面的复杂环境条件,针对其特殊性,提出太阳敏感器光强自适应算法,使得太阳敏感器能够在不同光照环境下保证高精度输出;进行抗灰尘设计,以有效降低灰尘对太阳敏感器性能的影响,防止太阳敏感器功能衰减甚至丧失。为了验证太阳敏感器设计有效性,进行光强自适应验证、抗灰尘验证,通过试验测试,分析太阳敏感器在实际工作环境中的表现。本文对太阳敏感器在火星表面的实际工作情况进行分析,以期后续地外天体表面探测任务中太阳敏感器的设计优化提供参考。

收稿日期: 2024-06-28; 退修日期: 2024-09-01; 录用日期: 2024-10-18; 网络出版时间: 2024-11-08 10:19

网络出版地址: <https://hkxb.buaa.edu.cn/CN/Y2025/V46/I7/330882>

* 通信作者: E-mail: zjf9965@sina.com

1 太阳敏感器火星环境适应性需求

“祝融号”火星车要求前进的绝对方位角不大于 0.1° ,太阳矢量测量精度不大于 0.05° ,因此“祝融号”火星车未采用导航相机进行太阳矢量测量,而是采用高精度太阳敏感器。要保证太阳敏感器在火星表面的功能正常,性能达到预期,太阳敏感器在火星表面应用将面临2个重要的环境条件挑战:火星表面光强辐照度低且复杂、火星表面遍布灰尘^[14]。

火星表面太阳光强辐照度低且复杂:在地球轨道上,太阳光强为 $1\,390\text{ W/m}^2$,相比于地球与太阳的距离,火星与太阳的距离更加遥远,火星大气层的太阳辐照强度最大值为 717 W/m^2 ,最小值为 493 W/m^2 ,平均值为 589 W/m^2 ,约为地球附近太阳辐照强度的42%;火星附近太阳辐照强度在一个火星年中变化约 $\pm 19\%$,而地球附近太阳辐照强度在一个地球年中的变化仅有 $\pm 3.5\%$ ^[15-16]。火星大气层外的可见光透过火星大气后的光强衰减公式为

$$I = I_0 e^{-\tau} \quad (1)$$

式中: I_0 为可见光的光强; τ 为火星表面大气光学深度,一般为0.5,则光强衰减公式为 $I = 0.607I_0$ 。由此可以推算火星表面的太阳辐照强度最大值为 435.219 W/m^2 ,最小值为 299.251 W/m^2 ,平均值约为 357.523 W/m^2 。

火星有少量的干冰云,由大于 $1\text{ }\mu\text{m}$ 的大颗粒组成的,并且十分密集,可阻挡太阳光进入^[17]。Omega星云图片显示云层可在地面形成阴影,随着云层厚度的变化存在不同的大气光学深度 τ , τ 取值范围为 $0.2\sim 1.0$ ^[16],最坏情况下(天顶角 60° , $\tau=1.0$)太阳光强仅为 84.6123 W/m^2 。

火星大气、陆地表面遍布尘埃:火星南半球春季晚期或者夏季时,火星表面温度梯度最大,火星的全球性尘暴在此段时间从南半球开始,迅速扩张到全球,并持续数周,火星全球性的尘暴通常1年有1次或者2次。全球性尘暴后火星表面重新布上了厚 $0.1\sim 11.1\text{ }\mu\text{m}$ 的薄尘层^[18]。由于全球性尘暴的存在,火星大气尘埃经过了周期性的混合,各处尘埃的成分较为稳定。火星尘埃会降低大气对可见光的透过率,火星表面灰尘颗

粒也会影响太阳敏感器的通光光路,导致其输出数据跳动,进而影响火星车的行进方向。

火星尘埃按照大小尺寸分布和运动方式可分为3种^[19-21]。①气载尘埃(Airborne Dust):半径小于 $2\text{ }\mu\text{m}$,这些尘埃具有磁性,长期悬浮在大气中。②落尘(Settled Dust):半径 $\leq 10\text{ }\mu\text{m}$,可被尘卷(Dust Devil)、尘暴卷到大气中,但会很快降落到地面上。③跳跃颗粒(Saltating Particles):直径 $> 80\text{ }\mu\text{m}$,主要运动形式为跳跃,其轨迹一般集中在距离地表 $15\sim 20\text{ cm}$ 的范围内。

“祝融号”火星车太阳敏感器抗环境设计需求如表1所示。

表1 “祝融号”火星车太阳敏感器抗环境设计需求
Table 1 Sun sensor's adaptability to Mars' environment

抗环境需求	抗环境指标
太阳光强适应范围	光强适应范围 $84.6123\sim 435.2190\text{ W/m}^2$
火星灰尘适应能力	不受直径大于 $80\text{ }\mu\text{m}$ 的跳跃颗粒影响;直径小于 $2\text{ }\mu\text{m}$ 的气载尘埃、直径小于 $10\text{ }\mu\text{m}$ 的落尘沉积厚度不大于 $20\text{ }\mu\text{m}$ 时,产品性能不受影响

2 太阳敏感器设计

“祝融号”火星车太阳敏感器采用光、机、电一体化设计,产品由防尘罩、光线引入器、基准镜、图像传感器、处理电路、对外接口电路、壳体结构等组成,如图1所示,太阳敏感器产品实物如图2所示,单机包络尺寸为 $105\text{ mm}\times 85\text{ mm}\times 150\text{ mm}$,质量为 380 g 。防尘罩为厚度 1 mm 的镀膜通光球壳玻璃,内半径 9 mm ,外半径 10 mm ,光线引入器是厚度为 1 mm 、直径为 10 mm 的圆形镀膜玻璃,其中心为直径 $60\text{ }\mu\text{m}$ 的圆孔,太阳光

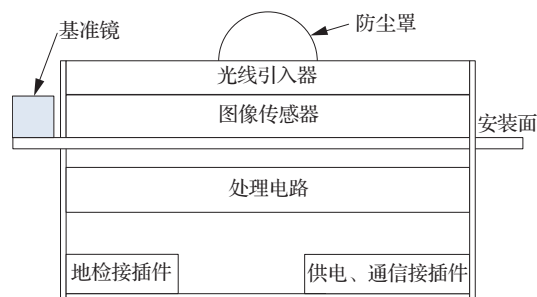


图1 太阳敏感器组成框图

Fig. 1 Block diagram of composition of sun sensor

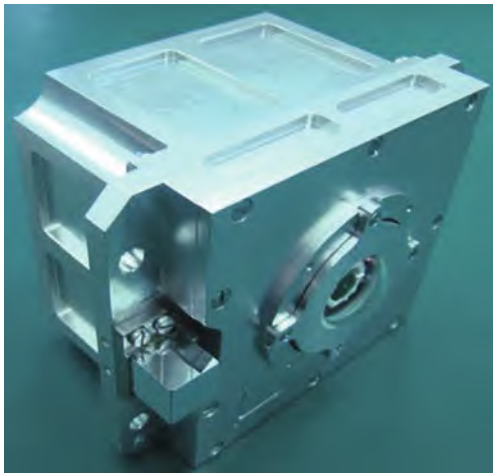


图2 太阳传感器实物图

Fig. 2 Image of sun sensor

线能够通过圆孔形成太阳亮斑,其他区域太阳光线不能通过。选择积分时间可以调整的耐辐照APS(Active Pixel Sensor)图像传感器作为光电探测器,FPGA(Field Programmable Gate Array)作为图像采集、预处理单元,耐辐照高可靠MCU(Microcontroller Unit)作为图像处理、通信控制单元,最终将太阳亮斑的中心位置通过标定参数转换为太阳矢量角度。

2.1 太阳传感器光强自适应设计

太阳传感器光学组件包括光线引入器、防尘罩,光线引入器基底为厚度为1 mm的圆形通光玻璃,通过在玻璃两侧镀膜对光强进行衰减,两侧膜层分别为多层介质膜、中性衰减膜,其中多层介质膜截止波段根据设计需要选择为800 nm,中性衰减膜的透过率为5%,在中性衰减膜层上增镀1层截止膜,然后对截止膜刻蚀直径60 μm 的小孔作为通光孔。防尘罩基底为厚度1 mm的球壳玻璃,内外两侧均镀增透膜,保证透过率大于98%,球罩外侧增镀超疏水膜。通过光学组件膜层设计,火星表面可见光光学深度 $\tau=0.5$ 时,火星表面太阳辐照强度平均值为357.523 W/m^2 ,图像传感器曝光时间选择22 ms时,可以得到不饱和且信噪比足够的太阳亮斑图像。

为适应火星表面84.6123~435.2190 W/m^2 的光强范围,积分时间需能根据光强自适应调整。“祝融号”火星车太阳传感器采用基于亮度直

方图的自动积分时间控制方法,结合太阳敏感器太阳亮斑特征,进而简化为基于高、低2个灰度阈值的自动积分时间控制方法。捕获模式下积分时间粗调,只对太阳捕获,不输出姿态,转入跟踪模式后积分时间细调,获得合适的积分时间后进行姿态计算。

积分时间利用控制字的方式调整,总共设计48档,对应的控制字为0~47,积分时间为每个控制字 $\times T$, T 为图像传感器1行像素的读出时间,控制时间范围为0.15~150.00 ms,默认积分时间为22 ms,档位范围可以通过积分时间上限控制字进行调整。

为描述方便,定义变量如表2所示。

表2 积分自动调整变量说明

Table 2 Symbol explanation for integral automatic adjustment

描述	变量
灰度统计高阈值	g_{TH}
灰度统计低阈值	g_{TL}
大于灰度统计高阈值的像素数	N_{high}
大于灰度统计低阈值的像素数	N_{low}
太阳捕获模式下灰度分析的像素个数高阈值	$N_{\text{TH, cap}}$
太阳捕获模式下灰度分析的像素个数低阈值	$N_{\text{TL, cap}}$
太阳跟踪模式下灰度分析的像素个数高阈值	$N_{\text{TH, track}}$
太阳跟踪模式下灰度分析的像素个数低阈值	$N_{\text{TL, track}}$

FPGA对采入的图像进行灰度分析,得到 N_{high} 、 N_{low} ;在捕获模式下,利用 N_{high} 与 $N_{\text{TH, cap}}$ 比较,利用 N_{low} 与 $N_{\text{TL, cap}}$ 比较,按照图3所示流程实现积分时间粗调并完成太阳捕获,然后转跟踪。

在跟踪模式下,利用 N_{high} 与 $N_{\text{TH, track}}$ 比较,利用 N_{low} 与 $N_{\text{TL, track}}$ 比较,按照图4所示的流程实现积分时间细调并完成太阳角度计算、太阳跟踪。

2.2 太阳传感器防灰尘设计

太阳传感器通光孔为60 μm ,而灰尘颗粒达到10 μm ,所以会出现几个灰尘颗粒把通光孔全部挡住的问题。为解决火星灰尘问题,“祝融号”火星车太阳传感器设计了防尘光学装置,如图5所示,包括防尘罩、光线引入器、球罩压环、紧固螺钉。防尘罩安装在太阳传感器顶盖上,防尘罩

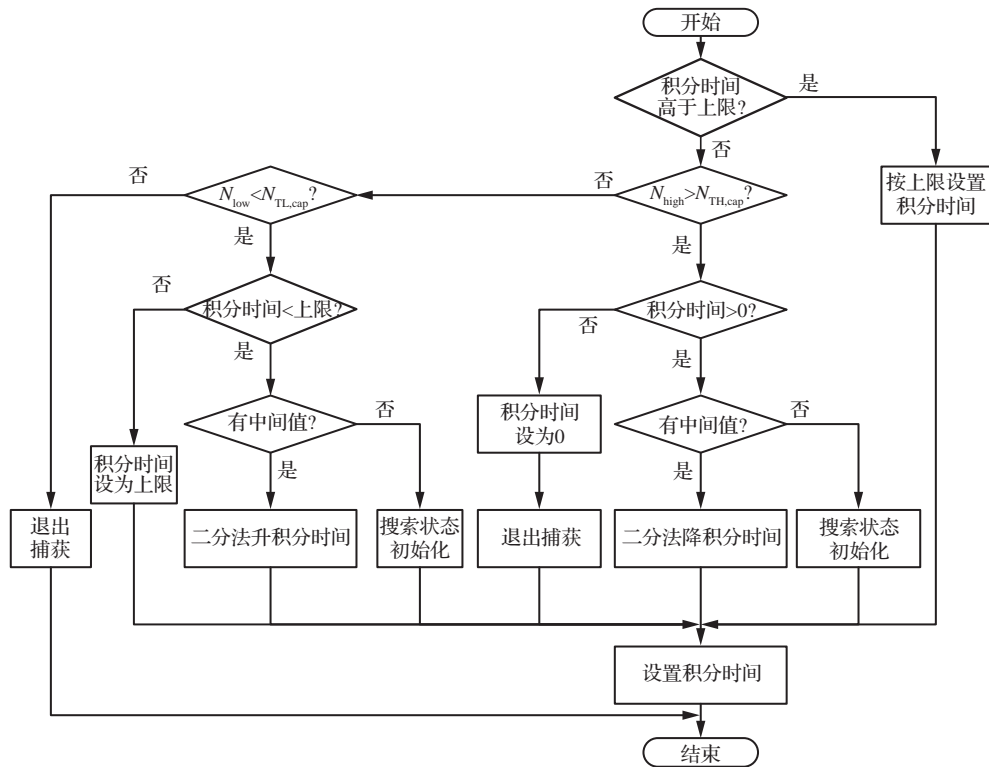


图 3 太阳传感器捕获时积分时间自动调整流程

Fig. 3 Automatic adjustment process for integral time during capturing of sun sensor

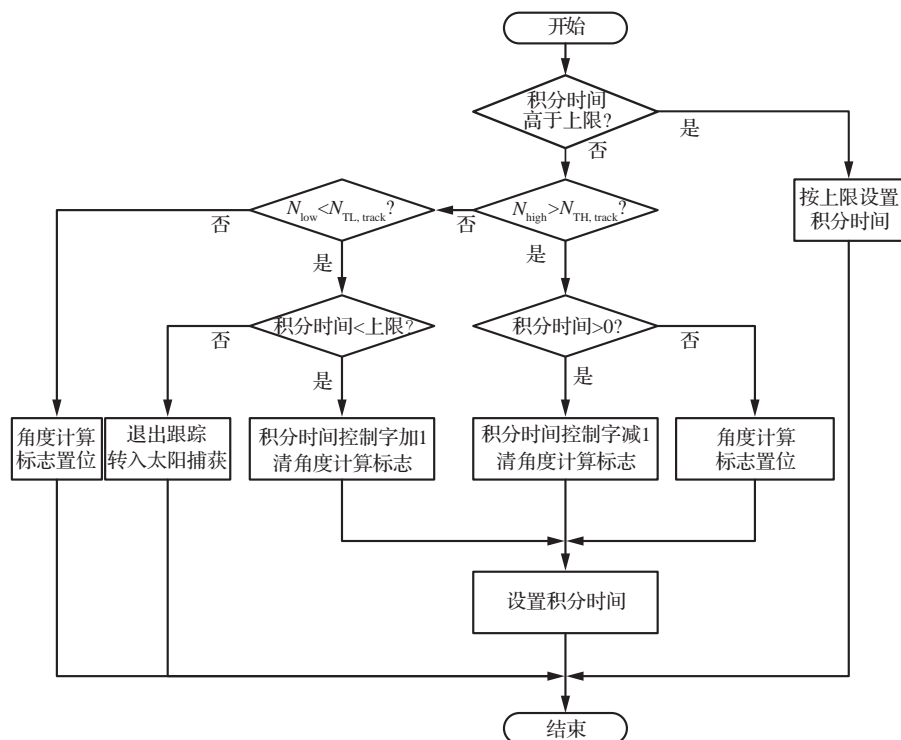


图 4 太阳传感器跟踪时积分时间自动调整流程

Fig. 4 Automatic adjustment process for integral time during tracking of sun sensor

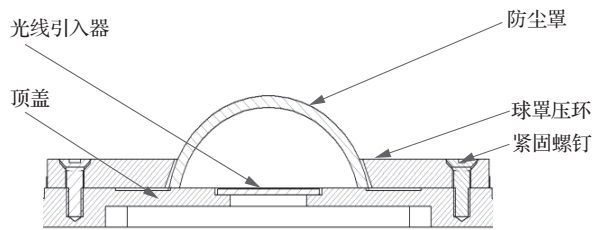


图 5 太阳传感器防尘罩设计

Fig. 5 Dust proof design for sun sensor

的球心对准光线引入器的通光孔,球罩压环套在防尘罩外侧,在球罩压环与防尘罩之间涂抹硅橡胶以固定防尘罩,球罩压环通过紧固螺钉固定在太阳传感器顶盖上。利用光线穿过防尘罩球心时光路不发生改变的特性,将光线引入器的通光孔置于防尘罩球心,在防尘罩的外壳表面增镀超疏水膜,避免灰尘颗粒落到太阳传感器光线引入器的小孔上后引起太阳传感器输出数据跳动,确保火星车的偏航方向不受影响。

在工程实施时,防尘装置所有材料除玻璃外均使用钛合金材料,利用钛合金与玻璃温度变形系数一致的特性,保证了火星表面温度大范围变化时太阳传感器的精度不受影响。

3 太阳传感器试验验证

3.1 光强自适应验证

“祝融号”火星车太阳传感器的光强自适应验证在地面外场环境下开展。如图6所示,利用太阳光强直接辐射仪测定当前太阳直接辐射光强,利用地球大气对光强的影响模拟火星大气不同光学深度下的光强范围;将太阳传感器安装于二轴转台上,利用太阳传感器产品所处的经纬度和当前时刻,计算太阳指向,使得转台携带太阳传感器进行太阳指向,分析此时太阳传感器输出性能、积分时间情况,并相对零位进行最大视场摆动,分析不同视场、太阳常数下最大积分时间。试验中太阳光强、积分时间范围与光学深度之间的关系如表3所示。

针对火星表面,太阳传感器正常工作时光强自适应的最小光学深度为0.157 9,最大光学深度为2.34,覆盖了任务要求的0.2~1.0的太阳光学深度范围。



图 6 太阳传感器外场光强试验

Fig. 6 Sun sensor light intensity test

表 3 太阳光强、积分时间范围、光学深度之间的关系

Table 3 Relationship between sun intensity、integral time and light depth

太阳光强/ ($\text{W} \cdot \text{m}^{-2}$)	积分时间自动 适应范围	光学深度	
		对应火星 远日点	对应火星 近日点
69	17~26	1.966 4	2.341 0
71	16~26	1.937 8	2.312 4
74	16~26	1.896 4	2.271 0
79	16~26	1.831 1	2.205 6
84	16~26	1.769 7	2.144 3
151	12~19	1.183 2	1.557 8
160	12~19	1.125 3	1.499 9
283	05~16	0.555 1	0.929 6
287	05~16	0.541 0	0.915 6
290	05~16	0.530 6	0.905 2
297	05~16	0.506 8	0.881 3
421	03~10	0.157 9	0.532 4

3.2 灰尘适应验证

“祝融号”火星车太阳传感器灰尘试验通过筛网、火山灰完成,试验过程中选择筛网对应灰尘颗粒如表4所示。

试验过程中,首先试验大于 $60 \mu\text{m}$ 粒径的颗粒进行沉落,大颗粒灰尘能够从防尘罩表面滚落,如图7所示。

表4 灰尘试验筛网与灰尘颗粒对照

Table 4 Cross reference of dust sieve and diameter

筛网目数	灰尘粒径/ μm
150	100
250	61
360	40
900	14
1 800	8

图7 大于60 μm 粒径颗粒灰尘试验结果Fig. 7 Dust test result for larger than 60 μm diameter

第2步利用粒径小于14 μm 的灰尘开始在产品表面进行沉积。图8所示灰尘沉积厚度分别为20、50、300 μm 时情况,利用洗耳球对灰尘进行吹拂后效果如图9所示。

试验结果表明直径大于60 μm 的跳跃颗粒,不会在太阳传感器防尘罩表面吸附,考虑太阳传感器安装于火星车顶部,高度远大于20 cm,所以太阳传感器不会受到大颗粒影响。针对直径小于2 μm 的气载尘埃、直径小于10 μm 的落尘沉积厚度对精度影响如表5所示。

根据火星表面灰尘沉降率20 $\mu\text{m}/\text{a}$ 评估,太阳传感器在轨工作的寿命期为92 d,可以认为太阳传感器表面灰尘沉积厚度不会超过20 μm ,评估3个月沉积厚度为5 μm 。通过试验可以发现,在沉积厚度为5 μm 的情况下,太阳传感器不会受到影响,随着灰尘沉积厚度的增大,太阳传感器相同光强下的积分时间逐渐变大。火星表面的风力影响,将有助于防尘罩表面灰尘滚落。

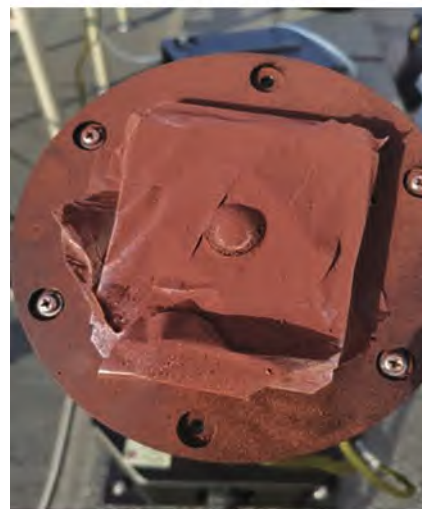
(a) 灰尘沉积厚度20 μm (b) 灰尘沉积厚度50 μm (c) 灰尘沉积厚度300 μm

图8 不同灰尘沉积厚度试验情况

Fig. 8 Dust test result for different dust deposition thickness 20、50、300 μm

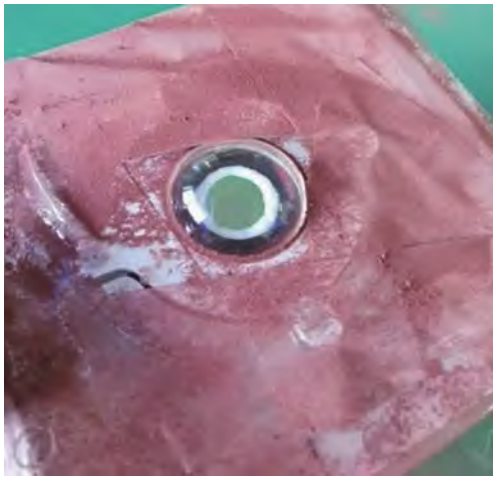


图9 灰尘吹拂后效果图

Fig. 9 Dust test result after blowing

表5 灰尘沉积厚度与精度对照

Table 5 Cross reference of dust deposition thickness and accuracy

灰尘厚度/ μm	精度影响/ $^{\circ}$
<20	<0.05
20~50	0.05~0.10
50~100	0.10~0.20
100~200	0.20~1.00
200~300	>1.00

4 太阳敏感器在轨验证

2021年5月15日,我国首辆火星车“祝融号”成功登陆火星表面,从2021年5月15日—2022年6月15日,“祝融号”行进近2 000 m,太阳敏感器始终正常工作,确保了火星车的行进方向。在此期间太阳敏感器积分时间控制字变化趋势如图10所示,最小值为10,最大值为30,积分时间上限为31。初始工作积分时间为10~15,对应时间为3~6 ms,考虑登陆时间为火星夏季,太阳位于火星的近日点,所以积分时间值比默认值要小,随着产品在火星表面工作时间变长,积分时间逐渐变大,主要受2个因素影响,其一是火星逐渐进入冬季;其二是产品受火星表面灰尘影响,透过率逐渐下降。图10所示产品实际工作的积分时间逐渐变大也说明产品光强自适应算法工作正常,适应了火星表面光强从近日点到远日点的变化、火星大气从夏季到秋季再到冬季的变化,同时也适应了火星表面近1年的灰尘沉积影

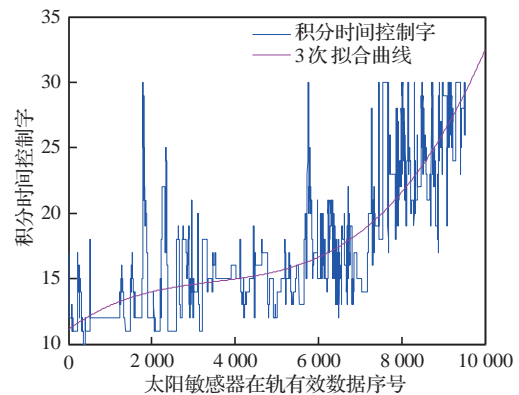


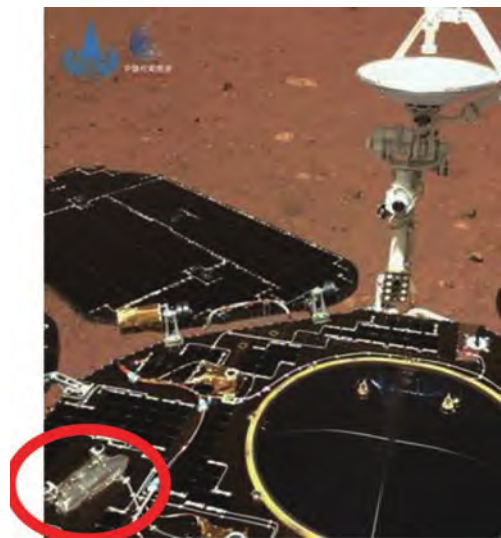
图10 太阳敏感器在轨期间积分时间变化趋势

Fig. 10 Trend of integral time of sun sensor

响。其中,在序号7000后积分时间明显增加,说明太阳敏感器可能受到了突然的灰尘增加影响。

“祝融号”火星车太阳敏感器在轨灰尘适应情况无法直接验证,通过对比火星车着陆初期与巡视247 d后的表面状态(见图11^[22]),可以发现后者的太阳敏感器表面覆盖了一层灰尘。进一步对比地面验证试验中沉积20 μm 厚灰尘时的图片,可以发现火星表面工作247 d后太阳敏感器表面灰尘沉积厚度并未达到20 μm ,灰尘沉积相比地面验证更加细腻、均匀,未出现大颗粒灰尘,说明大颗粒灰尘不会吸附在防尘罩上。

在“祝融号”火星车任务期间,太阳敏感器始终工作正常,输出有效的太阳矢量角,以高精度输出指导“祝融号”火星车行进方向,说明对太阳



(a) 火星车着陆初期(2021-05-19)



(b) 火星车巡视247 d后(2022-01-22)

图 11 火星车着陆初期与巡视 247 d 后太阳传感器表面状态^[22]Fig. 11 Sun sensor status after landing and 247 days' roving^[22]

敏传感器设计合理,采取的防尘措施有效,火星灰尘未对“祝融号”火星车绝对方位角造成影响。

5 结 论

太阳传感器在火星表面工作时,面临着复杂多变的光照条件、广泛分布的尘埃等诸多挑战,通过防尘罩设计等硬件设计、光强自适应算法,攻克了上述难题,成功应用于“天问一号”火星探测器“祝融号”火星车,取得了良好的工作效果,标志着我国已经成功掌握火星表面太阳传感器技术。相比于导航相机,该方案提供了更高精度的绝对方位角测量,为未来其他深空天体表面探测任务的实施奠定了坚实的技术基础。

参 考 文 献

- [1] 李建国. 月球车位姿确定技术研究[D]. 北京: 北京工业大学, 2007.
LI J G. Study on localization & pose determination of lunar rover [D]. Beijing: Beijing University of Technology, 2007 (in Chinese).
- [2] 邸凯昌. 勇气号和机遇号火星车定位方法评述[J]. 航天器工程, 2009, 18(5): 1-5.
DI K C. A review of spirit and opportunity rover localization methods[J]. Space Engineering, 2009, 18(5): 1-5 (in Chinese).
- [3] 崔平远, 高艾, 于正湜. 火星着陆自主导航方案研究进展[J]. 深空探测学报, 2014, 1(1): 18-27.
- [4] CUI P Y, GAO A, YU Z S. Research progress of autonomous navigation scheme for Mars landing[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2014, 1(1): 18-27 (in Chinese).
- [5] 裴福俊, 严鸿, 朱明君. 太阳敏感器辅助的分布式EKF-SLAM火星车自主导航方法[J]. 深空探测学报, 2020, 7(2): 191-196.
PEI F J, YAN H, ZHU M J. Autonomous navigation method for Mars rover using distributed EKF-SLAM assisted by Sun sensor[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2020, 7(2): 191-196 (in Chinese).
- [6] ZHAO Y N, WANG X L, LI Q S, et al. A high-accuracy autonomous navigation scheme for the Mars rover[J]. Acta Astronautica, 2019, 154: 18-32.
- [7] VOLPE R. Mars rover navigation results using Sun sensor heading determination[C]//Proceedings 1999 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Human and Environment Friendly Robots with High Intelligence and Emotional Quotients (Cat. No. 99CH36289). Piscataway: IEEE Press, 2002: 460-467.
- [8] ENRIGHT J, FURGALE P, BARFOOT T. Sun sensing for planetary rover navigation[C]//2009 IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2009.
- [9] FURGALE P, ENRIGHT J, BARFOOT T. Sun sensor navigation for planetary rovers: Theory and field testing[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2011, 47(3): 1631-1647.
- [10] ZHAN Y H, CHEN S J, HE D H. High-precision heading determination based on the Sun for Mars rover[J]. Advances in Astronomy, 2018, 2018: 1493954.
- [11] EISENMAN A R, LIEBE C C, PEREZ R. Sun sensing on the Mars exploration rovers[C]//Proceedings, IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2003.
- [12] SODERBLOM J M, BELL J F III, JOHNSON J R, et al. Mars exploration rover navigation camera in-flight calibration[J]. Journal of Geophysical Research: Planets, 2008, 113(E6): s19.
- [13] GARVIN J B, WEITZ C, FIGUEROA O, et al. Introduction to the special section: Mars Exploration Rover mission and landing sites [J]. Journal of Geophysical Research: Planets, 2003, 108(E12): 8071.
- [14] MAKI J N, GRUEL D, MCKINNEY C, et al. The Mars 2020 engineering cameras and microphone on the perseverance rover: A next-generation imaging system for Mars exploration[J]. Space Science Reviews, 2020, 216(8): 137.
- [15] 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 (in Chinese).
- [15] BANFIELD D, SPIGA A, NEWMAN C, et al. The atmosphere of Mars as observed by InSight [J]. Nature Geoscience, 2020, 13: 190-198.
- [16] LIEBE C C, ALEXANDER J W, SCHERR L. Sun imaging through the Martian atmosphere [C] //2008 IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2008.
- [17] EDMONDSON K M, JOSLIN D E, FETZER C M, et al. Simulation of the Mars surface solar spectra for optimized performance of triple-junction solar cells [C] //19th SPRAT Conference. Washington, D.C.: NASA, 2005.
- [18] LAM G Q, BILLETTS S, NORICK T, et al. Solar array design for the Mars InSight lander mission [C] //14th International Energy Conversion Engineering Conference. Reston: AIAA, 2016.
- [19] STRAUSBERG M J, WANG H Q, RICHARDSON M I, et al. Observations of the initiation and evolution of the 2001 Mars global dust storm [J]. Journal of Geophysical Research: Planets, 2005, 110(E2): E02006.
- [20] RAMSEY S. NASA spacecraft detects aurora and mysterious dust cloud around Mars [EB/OL]. (2025-03-18) [2024-09-01]. <https://www.nasa.gov/news-release/nasa-spacecraft-detects-aurora-and-mysterious-dust-cloud-around-mars/>.
- [21] HARRISON R G, BARTH E, ESPOSITO F, et al. Applications of electrified dust and dust devil electrodynamics to Martian atmospheric electricity [J]. Space Science Reviews, 2016, 203(1): 299-345.
- [22] 国家航天局. 天问一号着陆过程两器分离和落火影像发布 [EB/OL]. (2021-05-19) [2024-08-20]. <https://www.cnsa.gov.cn/n6758823/n6758838/c6812019/content.html>. China National Space Administration. Images of Tianwen-1's landing process, including separation and Mars descent, released [EB/OL]. (2021-05-19) [2024-08-20]. <https://www.cnsa.gov.cn/n6758823/n6758838/c6812019/content.html> (in Chinese).

(责任编辑: 佟路)

Sun sensor designed and qualified for “Zhurong” Mars rover

ZHANG Jianfu*, LI Liansheng, CHEN Jianxin, CHANG Ye, YIN Lu, HAN Xing

Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China

Abstract: When the Mars rover patrols the surface of Mars, it is necessary to measure the azimuth in the forward direction. The “Tianwen-1” Mars rover “Zhurong” has used a sun sensor to measure the azimuth of the rover. The solar intensity and irradiance on the Martian surface are low and complex, and dust is scattered in the Martian atmosphere and land surface. When the sun sensor is applied on the Martian surface, it will face a special environment of complex light intensity and dust. To ensure the safety of “Zhurong” Mars rover’s movement on the Mars surface, the sun sensor has been designed with adaptive light intensity and dust proof, and verification experiments have been carried out on the Earth surface. This sun sensor has been successfully applied to the “Tianwen-1” Mars rover “Zhurong”. The Mars rover has been working well in orbit throughout its entire lifespan, effectively ensuring the navigation needs of the rover.

Keywords: “Tianwen-1”; “Zhurong” Mars rover; sun sensor; complex light intensity; dust

Received: 2024-06-28; Revised: 2024-09-01; Accepted: 2024-10-18; Published online: 2024-11-08 10:19

URL: <https://hkxb.buaa.edu.cn/CN/Y2025/V46/I7/330882>

* Corresponding author. E-mail: zjf9965@sina.com