天问一号火星巡视探测技术

孙泽洲, 陈百超*, 贾阳, 袁宝峰, 刘国强, 马静雅, 石海平, 彭松

北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094

* E-mail: cbc2009@163.com

收稿日期: 2021-09-22; 接受日期: 2021-12-22; 网络版发表日期: 2022-01-20

行星探测重大工程资助项目

摘要 火星表面地形崎岖, 存在表硬里松的欺骗性土壤, 光照强度仅为月面的1/5, 沙尘天气不可预估, 这些恶劣环境将对火星车巡视探测造成通过性和能源风险. 此外, 由于地火通信受限严重, 每个火星日器地交互仅为1~2次, 地面无法及时识别风险并控制火星车脱离危险, 需要火星车依靠自身解决工作安全性和高效性问题. 为迎接火星巡视探测面临的新挑战, 火星车创新性地提出了火面松软土壤、崎岖地形下安全高效巡视技术, 火面弱光照、沙尘条件下能源安全技术, 地火通信受限情况下的高效探测技术和自主生存技术, 解决了火星车安全移动、能源获取、高效巡视探测以及自主生存难题.

关键词 火星车, 智能体, 自主生存

1 引言

2021年5月15日, 我国天问一号探测器携带火星车成功着陆火星乌托邦平原南端, 一步实现了火星环绕探测、着陆和巡视探测.

相对月面, 火面巡视探测存在地面条件恶劣、能源不足、通信受限三方面的困难.

(1) 地面条件恶劣

火面地形更加崎岖, 石块分布密度约为月面的2倍, 土壤存在由于风化导致的表层坚硬、里层松散情况, 具有一定的视觉欺骗性, 美国勇气号火星车就曾因车轮下陷导致永久丧失移动能力^[1], 因此传统的被动悬架不能确保火星车安全移动.

此外, 火星车在崎岖多石块路面移动将产生较大

的颠簸振动, 传统航天器的大面积太阳翼展开方案不适用于移动颠簸环境.

(2) 能源不足

太阳能发电是火星车唯一的能源来源, 火面光照较弱, 即使在晴朗天气下(光深不超过0.5), 火面光照强度仅为月面的1/5^[2]; 同时, 相对于真空环境, 火面大气环境也将增加夜晚热控对电能的消耗. 此外, 火面存在不可预知的沙尘天气, 严重时持续时间达1年之久, 光深接近10^[3], 机遇号火星车曾因遭遇沙尘而永久失联, 因此火星车全任务周期均面临能源不足的威胁.

(3) 通信严重受限

火星车着陆初期, 环绕器由于轨道约束, 无法为火星车提供中继通信服务. 环绕器调整到中继轨道后, 火

引用格式: 孙泽洲, 陈百超, 贾阳, 等. 天问一号火星巡视探测技术. 中国科学: 技术科学, 2022, 52: 214–225

Sun Z Z, Chen B C, Jia Y, et al. The Tianwen-1 roving exploration technology for the Martian surface (in Chinese). Sci Sin Tech, 2022, 52: 214–225, doi: [10.1360/SST-2021-0487](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0487)

星车仅能通过每日2次的器间通信窗口下传数据, 火星车工作期间地面仍无法实时监控. 90个火星日后, 环绕器将调整到遥感轨道, 由于要兼顾遥感任务, 每日器间通信将进一步减少为1次或无通信, 此外火星车着陆后还将面临长达2个月的日凌无通信窗口情况. 上行方面, 由于地火距离遥远, 地火通信码速率仅能达到 7.8125 bps(编码前), 无法向火星车发送复杂、大量的指令数据.

相对国外火星探测任务, 我国火星探测任务一次发射环绕器、进入舱和火星车, 对火星车重量限制更加严酷, 同时着陆前火星车需要收拢压紧在背罩中^[4], 火星车收拢体积严重受限.

综上, 火面特殊的工作环境以及火星探测任务高起点带来的工作约束, 对火星车设计提出了新的挑战, 传统巡视器技术无法满足火星巡视探测需求, 需要开展创新性设计.

2 总体方案

2.1 任务需求

(1) 释放分离

着陆前, 进入舱气动减速构型要求火星车车体降低并压紧至着陆平台顶面, 着陆后车体应抬升至标称高度, 满足正常移动需求.

(2) 火面移动

火星车应具有两级通过性能力, 正常运动时, 使用常规越障、爬坡模式; 在驶入危险地形后, 火星车应提高越障、爬坡能力, 确保可靠驶出. 火星车车轮下陷后需要仍能产生足够的牵引力, 驶离沉陷区域, 火星车车体被石块卡滞后, 需要能通过车体抬升解决托底问题.

此外, 火星车应突破传统方案移动距离受环境感知距离限制的问题, 实现长距离、高效移动.

(3) 火面探测

为了解决地火通信码速率受限情况下, 复杂的载荷探测指令无法上行问题和载荷工作安全性问题, 需要设计任务级指令模式, 地面仅选取探测目标, 大量的探测指令需要器上自主执行.

此外, 为了解决地火通信受限情况下的高效探测问题, 需要采用移动与探测综合规划方式, 减少器地交互次数, 提高探测效率.

(4) 能源安全

火面弱光照、不可预知的沙尘及日凌等自然环境, 将威胁火星车的能源安全. 火星车应设计高展折比、抗颠簸的太阳翼机构, 最大程度地获取能源. 此外, 火星车应设计多种工作模式来应对恶劣的天气, 当遭遇沙尘天气后应能自主转入最小工作模式或休眠模式, 沙尘过后应能自主唤醒.

(5) 自主生存

火星车应在日凌等地火无通信情况下, 具有自主工作、长期生存能力, 提高火星车工作的可靠性.

2.2 技术体系

根据上述环境特点及任务需求分析, 系统地设计了巡视探测技术体系, 具体如下.

1) 采用火面松软土壤、崎岖地形下安全、高效巡视技术

(1) 设计主动摇臂悬架构型方案, 解决复杂地形下火星车移动安全问题和严苛的发射重量及空间约束问题. 采用主动摇臂悬架构型方案, 可实现尺蠖运动、抬轮、车体升降等多种运动形态, 相对传统被动悬架, 能有效提升越障和爬坡能力, 全轮沉陷后仍可脱困, 悬架收拢后可有效降低整车质心和体积, 着陆后复用主动摇臂悬架实现车体抬升可免除设计独立抬升机构, 有效降低系统重量.

(2) 设计基于图像融合的多站点移动巡视方案, 解决复杂地形下, 高速、安全的长距离移动问题. 在环境感知范围内采用高速的盲走模式, 在环境感知范围外采用安全的自主避障移动模式, 两次移动间通过拍图实现里程估算, 从而确定移动安全性, 突破了传统移动方案一次移动不超过10 m的限制.

2) 采用火面弱光照、沙尘条件下能源安全技术

(1) 设计蝴蝶太阳翼, 解决火面弱光照和崎岖地形环境下, 太阳翼既要面积大又要抗颠簸的难题. 借鉴昆虫翅膀优势体征, 设计仿生四展太阳翼, 可实现高展折比, 蝴蝶太阳翼相比传统矩形太阳翼, 能够有效提升抗颠簸能力.

(2) 设计自主休眠唤醒系统, 解决火星车遭遇沙尘后的能源安全问题. 采用自主休眠、唤醒技术, 火星车自主根据沙尘程度, 进入最小工作或断电休眠状态, 沙尘过后自主唤醒, 可确保火星车在无人值守情况下, 自主适应火面各种天气条件.

3) 采用地火通信受限情况下的高效探测技术

(1) 设计基于器载工作模式表的任務級指令, 解决地火通信码速率受限情况下, 载荷探测指令无法上行问题和工作安全性问题. 设计基于简单指令的高效探测控制模式, 地面仅需设定探测目标和模式, 大量控制指令由器上自主调用器载工作模式表(指令库)完成, 相对传统指令模式, 上行指令条数可大幅度减少.

(2) 设计精准移动与定点探测相结合的高效探测模式, 解决了地火交互频繁导致探测效率低的问题. 探测前, 采用视觉测程模式移动, 通过移动过程中实时图像匹配实现精确的移动到位控制, 到位后进行载荷定点探测, 探测后再进行精准移动及探测, 反复迭代, 可实现一次规划完成多点探测的目标.

4) 采用地火通信受限情况下的自主生存技术

设计基于火星地方时的周期工作模板、基于星历和环绕器轨道的天线自主跟踪通信、基于搜寻太阳的自主确定地方时等功能, 可实现无人值守情况下自主工作、自主通信和自主时间维护, 解决日凌期、环绕器遥感期等无通信情况下的长期生存问题.

综上, 火面巡视探测技术体系见图1.

3 技术方案

3.1 主动摇臂悬架

主动摇臂悬架由主摇臂、副摇臂、离合器、差速器和夹角调节机构组成. 在爬坡过程中, 通过主动摇臂悬架的夹角调节机构运动, 降低车体高度, 可缓解前中后车轮的载荷不均匀性, 如图2所示, 从而降低车轮最大接地比压值, 提高爬坡能力. 在遭遇大石块后, 通过主动摇臂悬架将车体抬高, 如图3(a)所示, 石块通过后, 再降低车体高度到标称位置, 可在不影响其他性能的同时提高障碍的通过能力. 当车轮故障后, 可将故障车轮抬起, 利用其余的车轮移动, 最大程度地保持通过能力, 图3(b)为前轮抬起状态.

传统悬架移动系统, 当车轮下陷后, 脱困能力有限, 如美国勇气号火星车车轮下陷后, 采用了各种驱动和转向策略, 均无明显作用, 最终永久失去了移动能力^[5]. 主动摇臂悬架具有尺蠖运动功能, 当车轮下陷后, 采用尺蠖运动提高车轮牵引力, 提升脱困能力. 尺蠖运动前半周期, 悬架在标称状态下, 控制夹角调节机构, 使悬架升高, 同时前轮不动, 中轮和后轮向前滚动,

图1 (网络版彩图)天问一号火面巡视探测技术体系
Figure 1 (Color online) Technology system of Tianwen-1 roving exploration for Martian surface.

图 2 (网络版彩图)爬坡模式. (a) 车体标称状态; (b) 车体降低状态

Figure 2 (Color online) Climbing mode. (a) Nominal state of the body; (b) lowering state of the body.

图 3 (网络版彩图)通过大型障碍及车轮故障模式. (a) 车体抬升状态; (b) 车轮抬起状态

Figure 3 (Color online) Through large obstacles and wheel failure modes. (a) Lifting state of the body; (b) lifting state of the wheel.

如图4(a)所示; 尺蠖运动后半周期, 控制夹角调节机构, 使悬架降低, 同时前轮向前滚动, 中轮和后轮不动, 如图4(b)所示. 往复上述运动, 实现火星车尺蠖运动.

火星车常规移动和尺蠖运动时整车受力状态如图5和6所示, 常规移动整车挂钩牵引力 $F_{PD,p}$ 可表示为式(1), 尺蠖运动前半周期整车挂钩牵引力 $F_{PD,w1}$ 和后半周期整车挂钩牵引力 $F_{PD,w2}$ 可表示为式(2)和(3).

$$F_{\text{DP,p}} = \frac{6rb}{\theta_{\text{m}}(\theta_1 - \theta_{\text{m}})} \times \{t_{\text{m}}[\theta_1 \cos(\theta_{\text{m}}) - \theta_{\text{m}} \cos(\theta_1) - \theta_1 + \theta_{\text{m}}] - \sigma_{\text{m}}[\theta_1 \sin(\theta_{\text{m}}) - \theta_{\text{m}} \sin(\theta_1)]\}, \quad (1)$$

$$F_{\text{DP,w1}} = \frac{rb}{\theta_m(\theta_1 - \theta_m)} \times \{6t_m[\theta_1 \cos(\theta_m) - \theta_m \cos(\theta_1) - \theta_1 + \theta_m] - 2\sigma_m[\theta_1 \sin(\theta_m) - \theta_m \sin(\theta_1)]\}, \quad (2)$$

$$F_{\text{DP,w2}} = \frac{rb}{\theta_m(\theta_1 - \theta_m)} \times \{6t_m[\theta_1 \cos(\theta_m) - \theta_m \cos(\theta_1) - \theta_1 + \theta_m] + 2\sigma_m[\theta_s \sin(\theta_m) - \theta_m \sin(\theta_1)]\}, \quad (3)$$

图 4 (网络版彩图)尺蠖运动状态. (a) 尺蠖运动前半周期; (b) 尺蠖运动后半周期

Figure 4 (Color online) Inchworm movement state. (a) The first half period of inchworm movement; (b) the second half period of inchworm movement.

图 5 常规移动整车受力状态

Figure 5 Force state of conventional mobile.

其中, r 为车轮半径, b 为车轮宽度, σ_m 为车轮最大正应力, t_m 为车轮最大切应力, θ_1 为进入角, θ_m 为正应力、切应力最大值所在角度。

尺蠖运动相对常规移动, 挂钩牵引力增加值可表示为

$$F_{\text{PD,wI}} - F_{\text{PD,p}} = \frac{4rb}{\theta_{\text{m}}(\theta_1 - \theta_{\text{m}})} \sigma_{\text{m}} [\theta_1 \sin(\theta_{\text{m}}) - \theta_{\text{m}} \sin(\theta_1)]. \quad (4)$$

根据式(4), 假定车轮沉陷5 cm, 尺蠖运动相对常规移动, 牵引力增加 $\geq 30\%$ 。根据常规移动和尺蠖运动车轮沉陷与牵引力关系, 见图7, 常规移动全轮沉陷超过12 cm将无法脱困, 采用尺蠖运动模式, 可实现车轮沉陷30 cm脱困。

图6 尺蠖运动整车受力状态。(a) 前半周期; (b) 后半周期
Figure 6 Inchworm movement and force state. (a) The first half period; (b) the second half period.

图7 (网络版彩图)不同运动模式车轮沉陷与牵引力关系曲线

Figure 7 (Color online) Relationship curve between wheel subsidence and traction in different motion modes.

3.2 多站点移动巡视技术方案

火星车移动前后需要通过环境感知进行定位, 用于计算火星车移动滑转率, 评估移动安全性^[6]. 受环境

感知定位距离不超过10 m的限制, 传统移动方案单次规划移动距离不能超过10 m.

多站点移动巡视技术方案, 通过一次规划, 控制火星车进行多次、每次不超过10 m的移动, 在每次移动前后进行环境感知, 利用前后两次环境感知图像, 对火星车进行定位, 如图8所示, 并计算每次移动的滑转率, 从而确保火星车出现明显滑转后能够及时发现, 有效解决移动距离和移动安全间的矛盾, 实现单次规划距离可达视觉最远感知距离100 m水平.

以火星车需要移动20~30 m距离为例, 参见图9, 工作模式如下.

(1) 首先火星车在起始点1进行环境感知1, 地面根据图像, 在目标方向上, 选择距起始点10 m范围内的目标点1, 以及距目标点1 10 m范围内的目标点2和距离目标点2 10 m范围内的目标点3.

(2) 通过环境感知1, 能够有效地对起始点1至目标点1间的地形进行重建, 并进行安全路径规划. 地面将基于路径规划的盲走指令(起始点-目标点1)、自主避障移动指令(目标点1-目标点2、目标点2-目标点3)以及环境感知指令发送至火星车.

(3) 火星车通过盲走1移动至停止点1(由于车轮滑转等原因, 停止点1位置与目标点1存在偏差). 在停止点1进行环境感知2, 通过匹配环境感知1和环境感知2间的视场重合区图像, 可精确地确定停止点1相对起始点1的位置, 从而确定火星车在盲走1中的车轮滑转率, 确定该段移动过程中车轮是否发生沉陷等危险

图8 (网络版彩图)站点间感知图像匹配

Figure 8 (Color online) Inter site perceptual image matching.

图 9 (网络版彩图) 高效移动工作模式

Figure 9 (Color online) Efficient mobile working mode.

情况。

(4) 火星车通过自主避障移动1, 到达停止点2(停止点2位置与目标点2存在偏差), 该段路径地面事先无法有效感知, 但火星车具有自主识别障碍躲避石块和深坑能力, 不会发生碰撞或跌落问题。之后进行环境感知3, 通过匹配环境感知2和环境感知3间的视场重合区图像, 可精确地确定停止点2相对停止点1的位置, 从而确定火星车在自主避障移动1过程中车轮是否发生沉陷等危险情况。

(5) 火星车通过自主避障移动2, 到达停止点3(停止点3位置与目标点3存在偏差)。之后再次进行环境感知4, 确定火星车在自主避障移动2过程中车轮是否发生沉陷等危险情况。

在移动中, 如果发现滑转率异常, 则停止后续移动规划, 避免车轮产生过多的沉陷。

3.3 蝴蝶太阳翼构型方案

四翼是蝴蝶的典型特征, 四翼展开后, 具有面积大、力臂短的结构优点, 同时四翼展收均为单关节控制, 运动灵活、可靠性高。蝶翼生理结构符合火星车太阳翼大面积、抗颠簸、结构简单可靠的任务需求。借鉴蝶翼上述结构特征, 同时考虑收拢后能够与圆形顶板进行有效地贴合, 设计了四展蝴蝶太阳翼, 如图10所示。蝴蝶太阳翼包括左右2套蝶形太阳翼, 后侧2套蝶形太阳翼。左右2套太阳翼通过驱动机构实现展开、收拢, 后侧2套蝶形太阳翼通过弹簧机构实现一次性展开。4套太阳翼收拢时, 左右2套蝶形太阳翼先收拢压紧到顶板上, 后侧2套蝶形太阳翼收拢后压紧在左右两套蝶形太阳翼上。4套太阳翼收拢后外形与圆形顶板完全吻合, 4套太阳翼展开后, 互不干涉。

采用太阳翼面积倍率法来评价太阳翼抗颠簸能力。基于最短力臂原则, 抗颠簸最理想的太阳翼方案为顶板向外等边距扩展的环带太阳翼, 即理想太阳翼, 参见图11。以传统双侧矩形太阳翼为例, 假设太阳翼面积为顶板的2倍, 理想太阳翼质心线到顶板的边缘距离为 L_1 , 实际太阳翼质心线到顶板的边缘距离为 L_2 可表示为

$$L_1 = \frac{-(a+b) + \sqrt{(a+b)^2 + 8ab}}{8}, \quad (5)$$

$$L_2 = \frac{a}{2}, \quad (6)$$

式中, a 为顶板长度, b 为顶板宽度。

定义 η 为力臂系数, $\eta = \frac{L_2}{L_1}$, η 越小, 太阳翼质心力臂越短, 理论最优值为1。

按传统顶板长度 b 为宽度 a 的1.5倍计算, 则 $\eta=2.3$ 。

通过计算, 蝴蝶太阳翼 $\eta=1.6$, 蝴蝶太阳翼及对应

图 10 (网络版彩图) 蝴蝶翅膀和蝴蝶太阳翼

Figure 10 (Color online) Butterfly wings and butterfly sun wings.

的理想抗颠簸太阳翼如图12所示, 表明蝴蝶太阳翼抗颠簸性能明显优于传统双侧矩形太阳翼。

3.4 自主休眠唤醒系统方案

美国火星车采用地面控制进入休眠的方案, 不能在遭遇沙尘天气后及时休眠^[7], 存在蓄电池过放的风险; 此外, 美国火星车安装了同位素热源(RHU), 光照唤醒后仅需要考虑功率平衡^[8], 祝融号火星车光照唤醒后既需要考虑功率平衡又需要考虑工作设备温度条件。

图 11 矩形太阳翼及对应的理想抗颠簸太阳翼示意图

Figure 11 Schematic diagram of rectangular solar wing and corresponding ideal anti turbulence solar wing.

图 12 蝴蝶太阳翼及对应的理想抗颠簸太阳翼示意图

Figure 12 Schematic diagram of butterfly solar wing and corresponding ideal anti turbulence solar wing.

3.4.1 自主休眠

火星车实时检测母线电流, 当检测到充电转放电状态则进行休眠判断。休眠判断设置两个条件阈值, 分别为电量 Q_0 和 Q_1 。设置 $Q_0=Q_{\text{满电}}-\Delta Q$; $Q_1=Q_{\text{满电}}-\Delta Q'$ (火星车执行正常工作任务时, 遭遇轻度沙尘, 一个火星日亏电 ΔQ , 遭遇重度沙尘, 一个火星日亏电 $\Delta Q'$)。

(1) 检测到 $Q_1 \leq Q < Q_0$, 说明当日可能遭遇轻度沙尘, 火星车进入最小工作模式, 并使 $Q^*=Q$ 。在下次触发休眠判断时, 检测当前蓄电池电量 Q : ① 如果检测到 $Q < Q^*$, 则认为当日光照条件不满足最小工作模式能耗, 火星车立刻进入休眠; ② 如果检测到 $Q^* \leq Q < Q_0$, 则认为当日光照条件满足最小工作模式能耗, 天气有所好转, 不进行休眠, 但蓄电池未满, 能源安全裕度低, 火星车继续维持最小工作模式; ③ 如果检测到 $Q \geq Q_0$, 则认为光照条件较好, 蓄电池恢复到满电状态, 此时火星车转入正常工作模式。

(2) 如果检测到 $Q < Q_1$, 说明当日遭遇重度沙尘, 火星车立刻进行休眠。

(3) 否则, 火星车维持当前工作状态不变。

自主休眠检测流程如图13所示。自主休眠时效性

图 13 自主休眠检测流程

Figure 13 Autonomous sleep detection process.

优于1个火星时。

3.4.2 自主唤醒

火星车休眠时, 太阳电池发电通过唤醒负载电路为火星车舱内加热; 火星车唤醒后, 太阳电池发电通过MPPT电路进入母线为火星车供电。设定唤醒后, 火星光深 $\tau=\tau_a$ 时, 一个火星日太阳电池发电总能量等于火星车最小工作模式一日的耗电量。图14为光深为 τ_a 时, 通过MPPT电路(唤醒后)和通过唤醒负载电路(休眠时)太阳电池的发电功率曲线, 通过唤醒负载得到的功率曲线最大为 P_{a-max} 。综上, 设计太阳电池发电 P_{a-max} 时唤醒, 唤醒后能够保证太阳电池全天发电不低于火星车最小工作模式耗电需求。

此外, 唤醒电路中串联温度继电器如图15所示, 当蓄电池温度达到温度阈值后, 温度继电器闭合, 唤醒电阻产生的压差作用在唤醒继电器线包两端, 当太阳电池发电功率达到阈值后, PCU得电, 火星车唤醒。

图 14 光深 τ_a 对应的唤醒前后太阳电池功率

Figure 14 Solar cell power before and after wake-up corresponding to light depth.

图 15 唤醒电路原理图

Figure 15 Schematic diagram of wake-up circuit.

3.5 基于器载工作模式表的任务级指令方案

火星车载荷系统包括载荷控制器, 探测载荷包括多光谱相机、表面成分探测仪、气象仪、磁场仪、次表层雷达。设计了工作模式表任务级指令库, 在收到地面指令后, 首先调用对应的模式表, 自主进行健康、能源、温度评估, 之后按地面指令参数及预设参数分解指令, 按时序发送执行。火星车共装订10个工作模式表, 覆盖多光谱相机、表面成分探测仪、气象仪、磁场仪、次表层雷达多种组合探测模式。

以运行模式表1为例, 载荷控制器收到地面模式表1运行指令, 如图16流程1所示, 启动检测及分解流程。载荷控制器调用模式表1中指令, 如图16中流程2所示, 并分解为多光谱相机和表面成分探测仪工作指令, 如图16中流程3和4所示。自主对多光谱相机和表面成分探测仪健康状态进行自查评估, 如图16中流程5所示, 通过评估后将是否可正确执行或取消任务信息发送至载荷控制器, 如图16中流程6所示。载荷控制器控制多光谱相机和表面成分探测仪按既定的模式表1规定的工作项目工作或删除任务, 如图16中流程7和8所示。采用任务级指令方案, 上行指令数量相对传统指令方案降低97%。

图 16 (网络版彩图)载荷探测指令执行流程

Figure 16 (Color online) Load detection instruction execution process.

3.6 精准移动与定点探测相结合的高效探测模式

传统的定点探测, 由于受载荷设备探测距离的限制, 无法实现远距离探测, 通常采用先移动到探测停泊点, 再进行环境感知, 地面确认探测停泊点位置及探测点位置后, 再进行探测, 需要进行3次器地交互才能完成1个探测点的探测任务。

设计了精准移动定点探测模式, 包括精准移动模式和定点探测模式。在精准移动模式下, 火星车移动的同时通过导航地形相机对地面进行自主拍摄, 通过图像匹配获得当前运动位置, 从而实现精准的移动控制。如图17所示, 探测前, 先进行环境感知, 在10 m范围内搜寻到感兴趣点后, 地面规划移动到探测停泊点路径, 同时在探测停泊点对感兴趣点进行探测规划, 火星车按精准移动模式移动到探测停泊点位置, 之后按既定规划开展载荷探测。如果希望探测多个感兴趣点, 则在第一个探测任务结束后, 再按精准移动模式移动到下一个探测停泊点位置, 之后按既定规划对下一个感兴趣点进行载荷探测, 往复迭代, 直到完成最后一个感兴趣点的载荷探测。

定点探测允许误差应大于环境感知对探测停止点的定位误差+N次视觉测程移动误差。假定火星车对探测点的图像定位误差为 Δa , 视觉测程移动误差为 Δb , 对探测点1的定点探测允许误差应大于 $\Delta a + \Delta b$, 对探测点2的定点探测允许误差应大于 $\Delta a + 2\Delta b$, 对探测点3的定点探测允许误差应大于 $\Delta a + 3\Delta b$ 。

相对传统探测模式: 1个感兴趣点探测需要先进行

图17 高效探测工作模式

Figure 17 Efficient detection mode.

感知、再进行移动+感知、最后进行探测, 需要3个器地交互流程, 2个感兴趣点探测需要进行6个器地交互流程, N 个感兴趣点探测需要进行 $3N$ 个器地交互流程。本方案对 N 个感兴趣点只需先进行感知, 再进行移动+探测+移动+探测+..., 共需要1个器地交互流程就可完成, 有效提高探测效率。

3.7 自主生存技术

3.7.1 周期工作模板

传统巡视器不具有全自主工作能力, 均需要地面控制完成在轨任务, 存在日凌期等地火通信受阻情况下无法安全生存的风险。

火星车设计了全自主工作模式, 能够自主根据火星地方时开展周期性工作, 如图18所示, 同时根据自主能源评估和故障检测结果, 选择执行正常移动/感知/探测任务或转入最小工作模式或休眠状态, 确保火星车在通信、能源故障时, 仍处于安全状态, 具体如下:

- (1) 正常工作时, 指令任务和周期任务同时进行;
- (2) 设备故障后, 自主退出指令任务, 保留周期任务, 维持基本的工作, 等待地面处理;
- (3) 能源不足时, 自主停止工作, 进入最小工作模式或休眠模式;
- (4) 光照及温度满足要求后火星车自主唤醒, 与环绕器通信后, 自主进入最小模式等待地面处置。

3.7.2 基于星历和环绕器轨道的天线自主跟踪通信

定向天线自主跟踪包括对地球测控站的跟踪和对

图18 (网络版彩图)周期工作模板执行流程

Figure 18 (Color online) Cycle work template execution process.

环绕器的跟踪, 包括指向目标确定、转轴运动角度分解2个关键问题.

(1) 指向目标确定

根据天体星历求解火星和地球的相对方位作为指向目标, 并通过一系列的坐标系转换, 将指向目标转换至火面当地基准坐标系下. 求解火-地相对方位时需考虑无线电信号的空间传输时间.

根据预报的环绕器轨道根数(历元时刻 t_0 的根数 $a_0, e_0, i_0, \Omega_0, \omega_0, M_0$, 平均根数的变化率 $\dot{a}, \dot{e}, \dot{i}, \dot{\Omega}, \dot{\omega}, \dot{M}$ 及平近点角的二阶变化率 $\ddot{M}$), 指向时刻(t)、火星车位置($\theta_{lon}, \theta_{lat}, H$)计算出指向目标方位.

(2) 转轴运动角度分解

根据火星车的姿态将指向目标方位和定向天线波束中心方向统一到同一基准下, 然后引入定向天线的安装矩阵、转轴方位等参数, 通过矢量变换求解定向天线2个转轴的角度. 具体计算如下.

指向目标方位矢量 $\mathbf{r}_e$ 由火星表面北东地坐标系先转换至火星车控制本体坐标系, 再转换至定向天线双轴零位坐标系:

$$\mathbf{r}_{eb1} = \mathbf{R}_{az} \cdot \mathbf{R}_x(\theta_{roll}) \cdot \mathbf{R}_y(\theta_{pitch}) \cdot \mathbf{R}_z(\theta_{yaw}) \cdot \mathbf{r}_e \quad (7)$$

式中, θ_{yaw} 为火星车偏航角, θ_{pitch} 为火星车俯仰角, θ_{roll} 为火星车滚动角, 姿态转序为3-2-1; $\mathbf{R}_{az}$ 为火星车控制本体坐标系至定向天线双轴零位坐标系的旋转矩阵.

定向天线在零位时, 其波束中心线(电轴)的方向矢量在定向天线双轴零位坐标系下的表示记为 $\mathbf{r}_0$; 定向天线绕 B 轴转动 θ_B 、绕 A 轴转动 θ_A 后, 波束中心线的方向矢量在双轴零位坐标系下的表示为

$$\mathbf{r}_1 = \mathbf{R}_x(-\theta_A) \cdot \mathbf{R}_y(-\theta_B) \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin\theta_B \\ \sin\theta_A \times \cos\theta_B \\ -\cos\theta_A \times \cos\theta_B \end{bmatrix}. \quad (8)$$

定向天线绕 A 轴转动 θ_A 、绕 B 轴转动 θ_B 可表示为

$$\theta_B = -\arcsin(r_{eb1}(1)), \quad (9)$$

$$\theta_A = \begin{cases} -\arctan\left(\frac{r_{eb1}(2)}{r_{eb1}(3)}\right), & r_{eb1}(3) \leq 0, \\ -\arctan\left(\frac{r_{eb1}(2)}{r_{eb1}(3)}\right) + 180, & r_{eb1}(3) > 0. \end{cases} \quad (10)$$

3.7.3 基于搜寻太阳的自主确定地方时

传统巡视器在轨时间系统异常后, 将无法正常工作, 导致任务失败.

火星车设计了时间系统自主维护功能, 自主判定时间系统异常后, 启动时间维护程序.

首先太敏自主加电, 根据太敏安装矩阵及太阳敏感结果, 得出火星车控制本体坐标系下的太阳方向矢量, 记为

$$\mathbf{r}_{sb} = \begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{bmatrix}. \quad (11)$$

根据休眠前火星车的姿态角: 偏航角为 θ_{yaw} 、俯仰角为 θ_{pitch} 、滚动角为 θ_{roll} , 将太阳方向矢量由控制本体系统转换至火星表面北东地坐标系:

$$\mathbf{r}_{s1} = \mathbf{R}_z(-\theta_{yaw}) \mathbf{R}_y(-\theta_{pitch}) \cdot \mathbf{R}_x(-\theta_{roll}) \cdot \mathbf{r}_{sb}. \quad (12)$$

将太阳方向矢量由火星表面北东地坐标系转换至火星表面天东北坐标系:

$$\mathbf{r}_{s2} = \mathbf{R}_y(90) \cdot \mathbf{r}_{s1}. \quad (13)$$

根据火星车所在的经纬度: 经度为 θ_{lon} 、纬度为 θ_{lat} , 将太阳方向矢量由火星表面天东北坐标系转换至火星固连系:

$$\mathbf{r}_{s3} = \mathbf{R}_z(-\theta_{lon}) \mathbf{R}_y(\theta_{lat}) \cdot \mathbf{r}_{s2}. \quad (14)$$

则太阳在火星上的赤经为

$$\theta_{s_lon} = \begin{cases} \arctan\left[\frac{\mathbf{r}_{s3}(2)}{\mathbf{r}_{s3}(1)}\right], & \mathbf{r}_{eb}(1) \geq 0, \\ \arctan\left[\frac{\mathbf{r}_{s3}(2)}{\mathbf{r}_{s3}(1)}\right] + 180, & \mathbf{r}_{eb}(1) < 0. \end{cases} \quad (15)$$

上式求得 θ_{s_lon} 的范围为 $-90^\circ \sim 270^\circ$, 将其归一至 $0^\circ \sim 360^\circ$: 若 $\theta_{s_lon} < 0$, 则 $\theta_{s_lon} = \theta_{s_lon} + 360^\circ$.

根据太阳赤经判定火星地方时(太阳赤经和当地经度重合时视为当地12时):

$$t_{local} = 12 + (\theta_{lon} - \theta_{s_lon}) / 15. \quad (16)$$

火星车通过找太阳的方法获取火星地方时, 时间计算精度达到5 s.

4 创新性

国际上首次在地外天体巡视器上采用主动摇臂悬架移动系统、自主休眠唤醒技术、蝴蝶太阳翼构型方

案、精准移动与定点探测相结合的高效探测模式、周期工作模板和自主确定地方时技术, 解决了火星车移动、能源和时间系统安全问题, 提高了移动及探测的工作效率。

5 在轨验证

火星车于2021年5月15日着陆火星, 截至2021年8月16日, 火星车圆满完成了规定的90个火星日的寿命期工作, 移动距离899 m, 目前状态良好, 正在向更远的探测目标前进。

在轨火星车执行的57次移动任务中有41次采用基于图像融合的多站点移动巡视技术, 单次规划最长移动距离为26.8 m, 为传统移动方案的2~3倍, 图19为火星车移动站点及轨迹。

在轨火星车共进行了90次定向天线自主对地通信, 11次定向天线对环绕器通信, 最高跟踪速度达到0.8°/s, 理论指向与实际指向(遥测)误差小于0.2°, 定向天线对环绕器通信下传数据量约为500 Mb, 达到传统火星车UHF频段期间通信数据量的3~5倍。

在轨火星车共执行67次载荷探测任务, 均采用基于器载工作模式表的任务级指令方案, 其中共进行12次定点探测规划, 实现24个目标点的精准探测, 产生数据约2.2 Gb。

6 结束语

通过我国首次火星探测任务工程研制和在轨实施, 已经突破了火面松软、崎岖地形下高效、安全巡

图 19 (网络版彩图)天问一号火星车移动站点及轨迹

Figure 19 (Color online) Tianwen-1 rover mobile station and track.

视技术, 火面弱光照、沙尘条件下能源安全技术, 地火通信受限情况下的高效探测技术和自主生存技术。目前, 火星车工作状态良好, 正高效地开展火面巡视探测工作, 各项先进的工程技术有效支撑了火星车每个火星日的移动、感知、探测工作, 工作效果符合预期。火星巡视探测技术取得的成果和经验, 可为后续火星探测任务提供有力的技术支撑。

参考文献

- 1 Arvidson R E, Squyres S W. Overview of the spirit Mars exploration rover mission to Gusev Crater: Landing site to backstay rock in the Columbia Hills. Technical Report. NASA SP-7011, 2005
- 2 Haberle R M, Leovy C B, Pollack J B. Some effects of global dust storms on the atmospheric circulation of Mars. *ICurr Alzheimer Resus*, 1982, 50: 322–367
- 3 Montabone L, Forget F, Millour E, et al. Eight-year climatology of dust optical depth on Mars. *ICurr Alzheimer Resus*, 2015, 251: 65–95
- 4 Zhang R Q. China's First Mars Exploration Project (in Chinese). Beijing: China Aerospace Publishing House, 2021. 143–145 [张荣桥. 中国首次火星探测工程. 北京: 中国宇航出版社, 2021. 143–145]
- 5 Leger P C, Trebi-Ollennu A, Wright J R, et al. Mars exploration rover surface operations: Driving spirit at Gusev Crater. Technical Report. NASA SP-9365, 2006
- 6 Jia Y, Zhang J L, Li Q Z. Design and implementation of teleoperation system for Chang'e 3 patrol instrument (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2014,

44: 470–482 [贾阳, 张建利, 李群智, 等. 嫦娥三号巡视器遥操作系统设计与实现. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 470–482]

7 Thuerer T, Krebs A, Siegwart R. Mars rovers performance evaluation: Pathfinder, MER (Spirit and Opportunity), and MSL. In: Proceedings of the 2006 IEEE/RS International Conference on Intelligent Robots and Systems. Beijing, 2006. 343–349

8 Mars Exploration Rover Landings. NASA SP-8023, 2004

The Tianwen-1 roving exploration technology for the Martian surface

SUN ZeZhou, CHEN BaiChao, JIA Yang, YUAN BaoFeng, LIU GuoQiang, MA JingYa, SHI HaiPing & PENG Song

Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China

The surface of Mars is rugged with deceptive soil—hard on the surface and loose underneath. The light intensity is only one-fifth of the lunar surface, and dust storms are unpredictable, which will cause mobility and energy risks to the rover. Additionally, due to severe communication limitations between Earth and Mars, interactions between the rover and Earth occur only one or two times per Martian day. Mission control on Earth cannot identify the risks in time to direct the rover out of danger. Hence, the rover must solve problems with respect to work safety and efficiency on its own. To meet the new challenges faced by the Mars rover, it uses creative technology for safe and efficient exploration on the surface of Mars in soft soil and rugged terrain, energy security under the conditions of weak light and dust, and independent survival under the limited communication conditions between Earth and Mars. The problems of safe movement of the rover, energy acquisition, efficient roving exploration, and independent survival have been solved.

Mars rover, intelligent, independent survival

doi: [10.1360/SST-2021-0487](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0487)