



月面采样封装操控系统方案设计与实现

金晟毅*, 邓湘金, 郑燕红, 姚猛, 赵志晖, 苏若曦

北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094

* E-mail: shengyi_jin@139.com

收稿日期: 2021-03-17; 接受日期: 2021-06-21; 网络版发表日期: 2021-08-06

国家中长期科技发展规划重大专项工程资助项目

摘要 为确保嫦娥五号探测器月面无人采样封装任务的顺利实施,需要在有限的时间内操控航天器上复杂的采样封装机构和设备在不确知的环境中完成月面样品的采集和封装。为解决这一难题,本文提出了一种“近程验证-远程操控”的天地一体化双边型月面采样封装操控系统的设计方案,通过建立状态空间模型,推导并分析了系统的状态转移影响因素,给出了基于状态驱动的自主操控实施方法。验证试验证明,操控系统设计是正确有效的,在本操控系统的支持下,嫦娥五号顺利完成了我国首次月面无人采样封装任务。

关键词 嫦娥五号探测器, 采样封装, 操控系统, 一体化设计, 状态空间模型

1 引言

我国执行的探月三期^[1]首次月面无人采样封装任务,需在航天器着陆月面后,操控航天器上复杂的采样封装机构和设备在不确知的环境中以及有限的时间内完成月面样品的采集和封装。为确保任务的顺利实施,采用基于“近程验证-远程操控”的天地一体化^[2]双边型操控系统设计成为解决这一难题的重要方法和途径。

近年来,人们对机器人的操作控制技术进行了广泛的研究和应用,在操控系统设计过程中,将不可避免地面临系统操控延时和信息交互损失等问题,设计中没有考虑适当的反馈补偿会使操控系统状态发散,导致操控系统性能降低^[3-6]。研究人员为了提高操控精度做了大量研究,Anderson和Spong^[7]提出了一种基于散射理论的操控系统控制器,利用控制时延的相关性

解决了部分固定时延问题,但无法解决时延变化区间大及存在通信损失的状况。Niemeyer和Slotine^[8]扩展了散射方法并引入了波变量概念。随后又有许多研究人员基于这一概念提出了很多消除通信时延改进系统性能的新方法^[9],但是基于波变量的操控系统在其控制装置与外界环境接触产生位置漂移时,不能保证双边运动轨迹的准确跟踪^[10]。而在月面采样封装任务执行过程中,被操控的目标机构必须与非预知的月面采样目标或任务环境发生耦合和作用力交互,该过程往往会造成控制目标轨迹产生漂移,使操控系统可靠性降低。采用了比例导数(Proportional Derivative, PD)、鲁棒控制^[11]和自适应控制^[12-14]方法的操控系统设计,提高了不同任务环境下的控制目标运动轨迹的跟踪性能^[15-17],但为了保证轨迹跟踪性能,需要频繁大量地进行状态反馈、控制量修正和补偿等信息交互,应用于月面采样封

引用格式: 金晟毅, 邓湘金, 郑燕红, 等. 月面采样封装操控系统方案设计与实现. 中国科学: 技术科学, 2021, 51: 912-920

Jin S Y, Deng X J, Zheng Y H, et al. Design and implementation of an operation system for lunar surface soil sampling & encapsulation (in Chinese). Sci Sin Tech, 2021, 51: 912-920, doi: 10.1360/SST-2021-0094

装操控系统设计时, 会极大降低操控效率。

本文提出了一种智能化月面采样封装双边型操控系统设计, 系统包括: 月面采样模块、地面采样验证模块、地面操控模块、月面任务环境、月面环境镜像等5个部分. 在该系统支持下, 将非结构化月面任务环境在地面镜像为物理可见环境, 地面人员通过操控近端地面采样验证装置在该可见的月面环境镜像中执行采样封装动作, 操控系统双边联动操控远端的月面采样装置. 这样操控系统可支持解决在非结构化不确定环境中安全控制复杂机构的问题, 支持完成月面样品采样封装任务。

2 操控系统设计

为支持地面操控和决策人员可靠高效地操控远端月面采样模块在月面任务环境中执行采样封装任务, 本文提出的月面采样封装操控系统设计, 其组成如图1所示。

系统采用了双边型操控的架构设计, 近程端为地面采样验证模块, 远程端为月面采样模块. 地面采样验证模块与月面采样模块均选用同批次孪生产品, 具有相同的设计和组装工艺, 两者在结构、功能、性能、接口状态方面保持一致。

当月球无人采样探测器着陆在月面后, 对月面采样模块所处的月面任务环境进行成像和感知, 并通过测控系统的月地通信链路将图像和感知数据下传至地

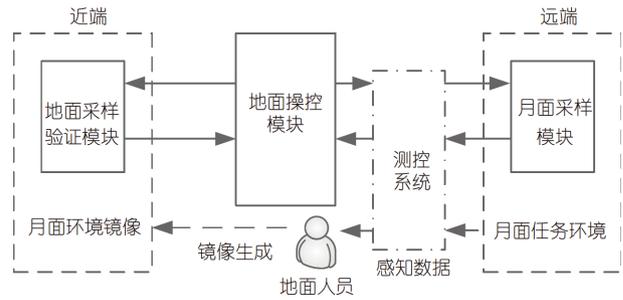


图1 操控系统组成示意
Figure 1 Operation system composition diagram.

面. 地面人员将这些图像和感知数据处理生成数字环境模型^[1], 采用三维重构技术将数字环境模型映射为物理实体化的月面环境镜像, 之后将地面采样验证装置沉浸于月面环境镜像之中, 使地面人员能够全方位地观察月面任务环境, 审视和分析系统内部的耦合关系, 选择合理的采样目标, 评估执行风险并制定安全的操控实施策略。

地面人员操控地面采样验证模块按照制定的采样封装操控实施策略, 在月面镜像环境中执行采样封装动作. 操控系统参照地面采样验证模块的采样机构运动执行轨迹, 优化并形成对月面采样模块的操控实施策略, 以操控停泊点状态为对象, 控制月面采样模块执行采样封装动作, 系统结构关系如图2所示。

采样封装任务执行过程中, 策略制定者选择采样目标并制定验证采样操控策略 CS_m 送给操控者, 操控

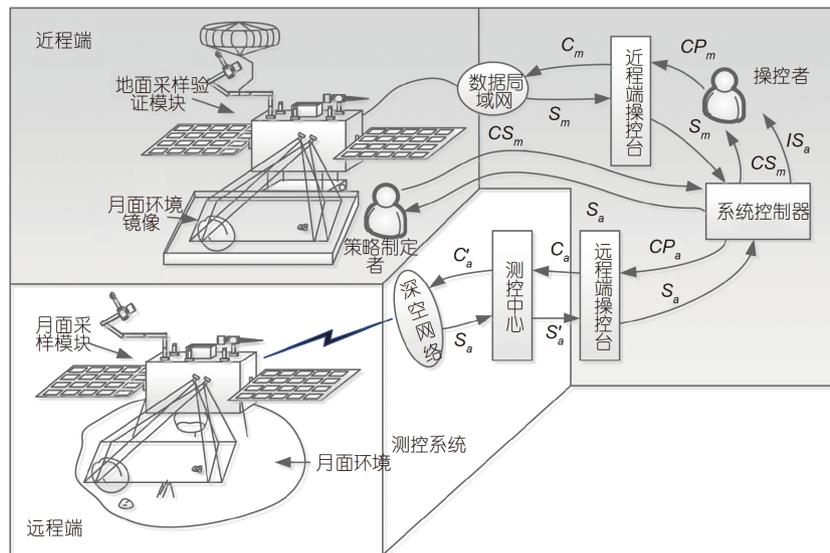


图2 操控系统结构示意图
Figure 2 Operation system structure diagram.

者以操控停泊点为单位, 分解 CS_m 为若干个可执行的验证采样控制序列 CP_m , 并送给近程端操控台, 近程端操控台分解 CP_m 为控制指令 C_m 驱动地面采样验证模块执行要求的动作. 策略制定者观察策略 CS_m 执行情况, 必要时修正调整策略 CS_m 并通知操控者执行. 地面采样验证模块将采样封装的执行状态 S_m 送至系统控制器, 系统控制器根据 CS_m 和 S_m , 同样以操控停泊点为单位, 优化形成控制月面采样模块的控制序列 CP_a , 并由远程端操控台分解为控制指令 C_a , 通过测控系统驱动月面采样验证模块执行要求的月面采样封装动作.

3 系统模型分析

根据第2节所述操控系统设计, 其状态空间模型如图3所示.

模型中的 $G_T(1 \times n)(t)$ 为 n 维操控目标状态向量, $\mu_{e(k \times 1)}(t)$ 为对采样验证模块输出的 k 维控制向量, $\mu_{m(k \times 1)}(t)$ 为系统控制器(OSC)对月面采样模块输出端口 Q_M 输出的 k 维控制向量, $\hat{\mu}_{m(k \times 1)}(t)$ 为 μ_m 经过月地通信链路延迟后的控制输出向量, $X_e(t)$ 和 $X_m(t)$ 分别是地面采样验证执行装置和月面采样执行装置的控制输出状态, C_E 和 C_M 是分别是地面采样验证执行装置和月面采样执行装置的系统输出转移矩阵, $Y_e(t)$ 是在任务环境镜像作用下采样验证执行装置的实际输出, $Y_m(t)$ 是在与任务环境镜像存在偏差(ΔE)的月面任务环境作用下采样执行装置的实际输出, Z_E 是对 $Y_e(t)$ 进行观察测量的

的转化矩阵, Z_M 是对 $Y_m(t)$ 进行观察测量的转化矩阵. $y_e(t)$ 是采样验证执行装置状态的观测向量, $y_m(t)$ 是月面采样装置状态的观测向量, 月面采样执行装置通过月地链路延时传送控制输出状态 x'_m 实际输出的观察状态 y'_m , R_m 与 R_e 互为逆矩阵, 表示采样执行装置与采样验证执行装置之间的状态转化关系. τ 是月地固定时延, d 为通过月地链路传输过程中的延时扰动和信息损失系数. B_E 与 B_M , A_E 与 A_M , C_E 与 C_M 分别表述了地面采样验证模块与月面采样模块的输入转移关系, 模块内状态反馈关系以及输出的状态转移关系.

采样封装系统采样验证执行工作状态见式(1), 式中 $\hat{\mu}_m(t) = \mu_m(t - \tau)$, $x'_m(t) = \Delta \tau \times X_m(t - \tau)$, $y'_m(t) = d \times Z_M Y_m(t - \tau)$. 模型中的各状态量表示为

$$\begin{cases} \dot{X}_e(t) = A_E X_e(t) - B_E \mu_e(t), \\ Y_e(t) = C_E X_e(t), \\ \dot{X}_m(t) = A_M X_m(t) - B_M \hat{\mu}_m(t), \\ Y_m(t) = C_M X_m(t) + \Delta E, \\ x'_m(t) = d \times [A_M X_m(t - \tau)], \\ y'_m(t) = d \times Z_M [C_M X_m(t - \tau) + \Delta E], \\ y_e(t) = Z_E C_E X_e(t). \end{cases} \quad (1)$$

由式(1)计算可得操控系统的控制输出表达为

$$\begin{aligned} \mu_e(t) = & G_T(t) + Z_E C_E X_e(t) \\ & - d \times Z_M (C_M - R_m A_M) X_m(t - \tau), \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \mu_m(t) = & d \times [(Z_M C_M + I) X_m(t - \tau) + \Delta E] \\ & - R_e X_e(t) + \mu_{os}(t). \end{aligned} \quad (3)$$

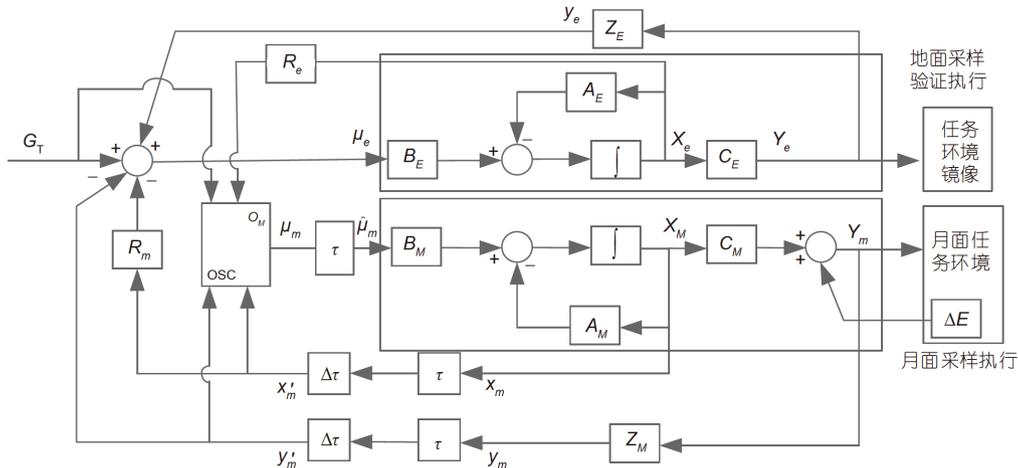


图3 操控系统的状态空间模型
Figure 3 The state space model of the operation system.

将式(2)和(3)代入式(1)可以得到

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{X}}_e(t) &= (\mathbf{A}_E - \mathbf{B}_E \mathbf{Z}_E \mathbf{C}_E) \mathbf{X}_e(t) \\ &\quad + d \times \mathbf{B}_E \mathbf{Z}_M (\mathbf{C}_M - \mathbf{R}_m \mathbf{A}_M) \mathbf{X}_m(t - \tau) \\ &\quad + d \times \mathbf{B}_E \mathbf{Z}_M \Delta \mathbf{E} - \mathbf{B}_E \mathbf{G}_T(t),\end{aligned}\quad (4)$$

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{X}}_m(t) &= \mathbf{A}_M \mathbf{X}_m(t) \\ &\quad - d \times \mathbf{B}_M (\mathbf{Z}_M \mathbf{C}_M + \mathbf{I}) \mathbf{X}_m(t - \tau) \\ &\quad + d \times \Delta \mathbf{E} - \mathbf{B}_M \mathbf{R}_e \mathbf{X}_e(t) \\ &\quad + \mathbf{B}_M \boldsymbol{\mu}_{os}(t),\end{aligned}\quad (5)$$

τ 表示月面时间延时, $\boldsymbol{\mu}_{os}(t)$ 表示系统控制器的控制修正量, 通过泰勒展开后可得到

$$\mathbf{X}_m(t - \tau) = \mathbf{X}_m(t) - \tau \dot{\mathbf{X}}_m(t),\quad (6)$$

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{X}}_e(t) &= (\mathbf{A}_E - \mathbf{B}_E \mathbf{Z}_E \mathbf{C}_E) \mathbf{X}_e(t) \\ &\quad + d \times \mathbf{B}_E \mathbf{Z}_M (\mathbf{C}_M - \mathbf{R}_m \mathbf{A}_M) (\mathbf{X}_m(t) - \tau \dot{\mathbf{X}}_m(t)) \\ &\quad + d \times \mathbf{B}_E \mathbf{Z}_M \Delta \mathbf{E} - \mathbf{B}_E \mathbf{G}_T(t) \\ &= (\mathbf{A}_E - \mathbf{B}_E \mathbf{Z}_E \mathbf{C}_E) \mathbf{X}_e(t) \\ &\quad + d \times \mathbf{B}_E \mathbf{Z}_M (\mathbf{C}_M - \mathbf{R}_m \mathbf{A}_M) \mathbf{X}_m(t) \\ &\quad - d \times \mathbf{B}_E \mathbf{Z}_M \tau \dot{\mathbf{X}}_m(t) \\ &\quad + d \times \mathbf{B}_E \mathbf{Z}_M \Delta \mathbf{E} - \mathbf{B}_E \mathbf{G}_T(t),\end{aligned}\quad (7)$$

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{X}}_m(t) &= \mathbf{A}_M \mathbf{X}_m(t) \\ &\quad - d \times \mathbf{B}_M (\mathbf{Z}_M \mathbf{C}_M + \mathbf{I}) \mathbf{X}_m(t) - \tau \dot{\mathbf{X}}_m(t) \\ &\quad + d \times \Delta \mathbf{E} - \mathbf{B}_M \mathbf{R}_e \mathbf{X}_e(t) + \mathbf{B}_M \boldsymbol{\mu}_{os}(t) \\ &= [\mathbf{A}_M - d \times \mathbf{B}_M (\mathbf{Z}_M \mathbf{C}_M + \mathbf{I})] \mathbf{X}_m(t) \\ &\quad - \mathbf{B}_M \mathbf{R}_e \mathbf{X}_e(t) \\ &\quad - \tau \dot{\mathbf{X}}_m(t) + d \times \Delta \mathbf{E} + \mathbf{B}_M \boldsymbol{\mu}_{os}(t).\end{aligned}\quad (8)$$

式(7)和(8)可以表示为

$$\begin{aligned}\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{X}}_e(t) \\ \dot{\mathbf{X}}_m(t) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \mathbf{P}_{11} & \mathbf{P}_{12} \\ \mathbf{P}_{21} & \mathbf{P}_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{X}_e(t) \\ \mathbf{X}_m(t) \end{bmatrix} \\ &\quad + \begin{bmatrix} \mathbf{Q}_{11} & 0 \\ 0 & \mathbf{Q}_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{G}_T(t) \\ \boldsymbol{\mu}_{os}(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{H}_1 \\ \mathbf{H}_2 \end{bmatrix} \Delta \mathbf{E},\end{aligned}\quad (9)$$

式中,

$$\begin{cases} \mathbf{P}_{11} = \mathbf{E}(\mathbf{A}_E - \mathbf{B}_E \mathbf{Z}_E \mathbf{C}_E), \\ \mathbf{P}_{12} = \mathbf{E}[d \times \mathbf{B}_E \mathbf{Z}_M (\mathbf{C}_M - \mathbf{R}_m \mathbf{A}_M)], \\ \mathbf{P}_{21} = -\mathbf{M} \mathbf{B}_M \mathbf{R}_e, \\ \mathbf{P}_{22} = \mathbf{M}[\mathbf{A}_M - d \times \mathbf{B}_M (\mathbf{Z}_M \mathbf{C}_M + \mathbf{I})], \\ \mathbf{Q}_{11} = -\mathbf{E} \mathbf{B}_E, \\ \mathbf{Q}_{22} = \mathbf{M} \mathbf{B}_M, \\ \mathbf{H}_1 = \mathbf{E}(d \times \mathbf{B}_E \mathbf{Z}_M), \\ \mathbf{H}_2 = \mathbf{M} d. \end{cases}\quad (10)$$

式中, $\mathbf{E} = (\mathbf{I} + d \times \tau \times \mathbf{B}_E \mathbf{Z}_M)^{-1}$, $\mathbf{M} = (\mathbf{I} - \tau)^{-1}$, 可以看出延时 τ 、扰动 d 以及月面采样任务执行环境与地面验证镜像环境之间的偏差 $\Delta \mathbf{E}$ 影响, 使采样验证模块控制输出与月面采样控制模块的控制输出关系极为复杂. 根据非线性系统的分解定理, 非线性动态系统在很弱的条件下可以分解为一个非线性静态系统和一个线性动态系统的串联组合^[18]. 将被控对象分段线性处理, 并且假设当前系统处于第 i 阶段分区, 我们将式(9)近似地改写为

$$\begin{cases} \bar{\mathbf{X}}_e(t) = \mathbf{P}_{11} \mathbf{X}_e(t) + \mathbf{P}_{12} \mathbf{X}_m(t) + \mathbf{Q}_{11} \mathbf{G}_T(t), \\ \bar{\mathbf{X}}_m(t) = \mathbf{P}_{21} \mathbf{X}_e(t) + \mathbf{P}_{22} \mathbf{X}_m(t) + \mathbf{Q}_{22} \boldsymbol{\mu}_{os}(t), \\ \dot{\bar{\mathbf{X}}}_e(t) = \mathbf{F}(\bar{\mathbf{X}}_e(t)) = \mathbf{K}_i \bar{\mathbf{X}}_e(t) + \gamma_i, \\ \dot{\bar{\mathbf{X}}}_m(t) = \mathbf{H}(\bar{\mathbf{X}}_m(t)) = \mathbf{L}_i \bar{\mathbf{X}}_m(t) + \Psi_i. \end{cases}\quad (11)$$

不失一般性, 假设 d 和 τ 分别服从 $\mathbf{N}(1, \sigma_d^2)$, $\mathbf{N}(\bar{\tau}, \sigma_\tau^2)$ 分布, 可将 $\bar{d} = \mathbf{E}(d)$ 和 $\bar{\tau} = \mathbf{E}(\tau)$ 作为 d 和 τ 的无偏估计, $\Delta \mathbf{E}$ 对系统的影响由式(11)通过采用分段逼近的方法, 分阶段以线性函数逼近原非线性函数实现消除^[19].

实施过程中, 在操控执行程序设置序列操控分段停泊点, 相邻停泊点状态关系转化满足线性要求, 系统控制器在操控停泊点处同步近程端和远程端的状态, 并以操控停泊点状态为基础对远程端(月面采样模块)实施基于状态驱动的自主操控. 这样通过分段同步的方式实现整个任务操控过程的全局线性化, 从而可避免了因非线性导致系统控制状态发散而导致的风险操控.

4 基于状态驱动的操控设计

采样操控策略CS的表达如下:

$$\mathbf{CS} = \left\{ \mathbf{S}_{\text{ini}}, [\mathbf{G}_p, \mathbf{I}, \mathbf{M}], \mathbf{G}_E, \mathbf{ES} \right\},\quad (12)$$

式中, 采样封装控制策略CS包括起始状态要求 \mathbf{S}_{ini} , 结束状态预期 \mathbf{ES} , 应急状态处置点 \mathbf{G}_E 和控制目标 $[\mathbf{G}_p, \mathbf{I}]$, 其中控制目标中 \mathbf{G}_p 定义了采样目标位置坐标, \mathbf{I} 规定了必须经过的中间过程状态和动作.

系统设置有 n 个固定的操控停泊点($n < 20$), 其定义及状态集合表示为 \mathbf{Sa} , \mathbf{Sa} 中每个成员之间的转换具有对称相互性. 即: 假设第 i 个和第 j 个驻点分别为 Sa_i 和

Sa_j , 则当 $\mathbb{I}(Sa_i) = Sa_j$ 有 $\mathbb{I}^{-1}(Sa_j) = Sa_i$, $\mathbb{I}(\ast)$ 与 $\mathbb{I}^{-1}(\ast)$ 互为逆变换.

为使系统具有可回溯性, 控制策略CS一般会设计 $S_{ini} \in Sa$ 且 $ES \in Sa$, 即以操控停泊点状态为策略的起始和预期结束状态, 当 $S_{ini} \cong ES$ 时该策略认为可被循环实施, 如该策略需要被多次执行, 可设计流水控制程序.

控制策略CS需进一步分解形成单个或多个控制序列即: $CS = \langle CP_1, CP_2, \dots, CP_i, \dots, CP_n \rangle$, 而单个控制序列表示如下:

$$CP_i = \{s_{p_i}, a_{p_i}, e_{a_{p_i}}\}, \quad (13)$$

式中, s_p 定义为控制序列执行的初始状态, a 为该控制序列执行的驱动方法, e_a 为控制序列执行完成后的预期状态. 式(13)也可表示为

$$CS = \langle CP_1, CP_2, \dots, CP_i, \dots, CP_n \rangle = \left\langle \left\{ \begin{matrix} \{s_{p_1}, a_{p_1}, e_{a_{p_1}}\}, \{s_{p_2}, a_{p_2}, e_{a_{p_2}}\}, \dots \\ \{s_{p_i}, a_{p_i}, e_{a_{p_i}}\}, \dots, \{s_{p_n}, a_{p_n}, e_{a_{p_n}}\} \end{matrix} \right\} \right\rangle. \quad (14)$$

对控制策略CS采用二叉树算法进行搜索分解^[20], 使式(14)中定义的相邻两个控制序列 CP_i 中的 $e_{a_{p_i}}$ 元素与 CP_{i+1} 中的 $s_{p_{i+1}}$ 元素满足 $e_{a_{p_i}} = s_{p_{i+1}}$, 并且 CP_1 的元素 $s_{p_1} \subseteq S_{ini}$, CP_n 的元素 $e_{a_{p_n}} \subseteq ES$.

执行当前控制序列 CP_i 时, CP_i 对应有操作描述文件 J_i , 其组织形式为

$$J_i = \{C, ExeRs, SatCon, Overtime\}. \quad (15)$$

操作文件 J_i 包括控制指令 C , 执行状态约束 $ExeRs$, 控制指令执行后的状态正确判断条件 $SatCon$, 判断超时 $Overtime$ 信息. 描述了当前需要发送的控制指令 C , 当被控对象的状态满足 $S \equiv ExeRs$ 时可被发出执行, 控制指令 C 发出后, 需在 $Overtime$ 的时间段内满足 $S \equiv SatCon$, 否则即任务被控对象执行该控制指令 C 时产生了偏差.

操控台依次执行到当前控制序列 CP_i 处, 并获得了对应的操作描述文件 J_i , 提取 J_i 中的控制指令 C , 监视对应的被控目标模块的当前状态 S , 当满足 $S \equiv ExeRs$ 时向被控目标模块发送控制指令 C , 并持续监视被控目

标模块状态 S , 若在之后的 $Overtime$ 时段内检测到 $S \equiv SatCon$, 即认为该 CP_i 成功执行继续执行 CP_{i+1} , 若未检测到满足 $S \equiv SatCon$ 的状态即认为被控目标模块未达到预期的状态要求, 操控台保持当前控制序列执行状态向系统控制器发出重新规划申请, 系统控制器根据当前状态 S , 采用二叉树算法搜索到新的控制序列 $CP_m = \{s_{p_m}, a_{p_m}, e_{a_{p_m}}\}$ 使得 $s_{p_m} = S$ 且 $e_{a_{p_m}} = s_{p_{i+1}}$, 并通知操控台在当前状态下执行 CP_m 控制序列, 执行完成后监视当被控目标模块状态 $S = s_{p_{i+1}}$ 时继续执行 CP_{i+1} 控制序列. 操控系统以上述方法依次执行完成采样操控策略CS后, 策略制定者继续制定新的采样操控策略CS提交给系统执行, 以此循环从而完成整个采样封装任务.

5 试验验证及在轨实施

为了验证操控系统设计和实施的有效性, 在月面采样模块随嫦娥五号航天器发射前, 开展了地面专项验证试验. 模拟了月球采样的工作流程和场景, 对月球采样封装操作系统设计和实现的情况进行了检验. 图4是对月球采样地形的模拟.

通过对图4所模拟的月球采样地形进行物理镜像构建, 所得结果图5所示.

在该专项测试环境中, 选择了采样机构展开和采样两个过程分别进行了采样操控策略的制定, 以检验双边操控系统设计的正确性和有效性, 其中图6是月面采样模块的运行轨迹, 图7为地面采样验证模块运行轨迹.

从图6和图7中可以看出在采样机构展开过程中, 月面采样模块与地面采样验证模块运行的轨迹曲线重合无偏差, 而在采样过程由于采样环境地形的构建差异, 系统控制器根据月面采样模块状态进行了自主操控, 使两者的运动轨迹曲线有了一定的偏差. 在操控停泊点处, 两者的状态继续保持了同步且具有很高的一致性如表1所示, 表中X-Y为水平平面, Z方向为垂直于X-Y平面方向向上.

地面采样验证模块装置与月面采样模块装置在10个操控停泊点上具有较高的一致性误差不大于7 mm.

在本系统支持下, 2020年12月2日1时47分至2020



图4 (网络版彩图)模拟月面采样地形
Figure 4 (Color online) Simulated lunar surface sampling terrain.



图5 (网络版彩图)月面采样地形镜像
Figure 5 (Color online) The twin copy of the lunar sampling terrain.

年12月2日22时22分, 历时约20.58 h完成了月面采样封装任务, 成功获取了约1731 g月球样品. 图8是月面采样封装任务执行期间在样品容器夹持阶段双边模块装置运动控制轨迹的遥测曲线对比图, 其中图8(a)为地面采样验证模块控制轨迹的遥测曲线, 图8(b)为月面采样模块的控制轨迹的遥测曲线.

表2中是图8所示的地面采样验证模块和月面采样模块运动控制轨迹遥测曲线中各个控制点的位置数据及误差统计表. 月面采样封装任务执行期间, 样品容器夹持阶段, 地面采样验证装置与月面采样装置在4个操控停泊点上具有较高的一致性误差小于2.4 mm, 双边

6 总结

本文提出并介绍了一种月球采样封装双边型操控系统的方案设计和实现. 该操控系统可使地面决策人员沉浸于物理月面任务镜像环境中, 充分审视和评估远程端月面采样模块与外界环境间的耦合关系, 基于此选择合理的执行目标, 制定安全的实施策略, 并通过操控近端的地面采样验证模块实现对远端月面采样模块的双边驱动控制.

系统采用了分段线性化的方法实现非线性系统同步线性化, 一方面降低了系统的操控复杂度提高操控

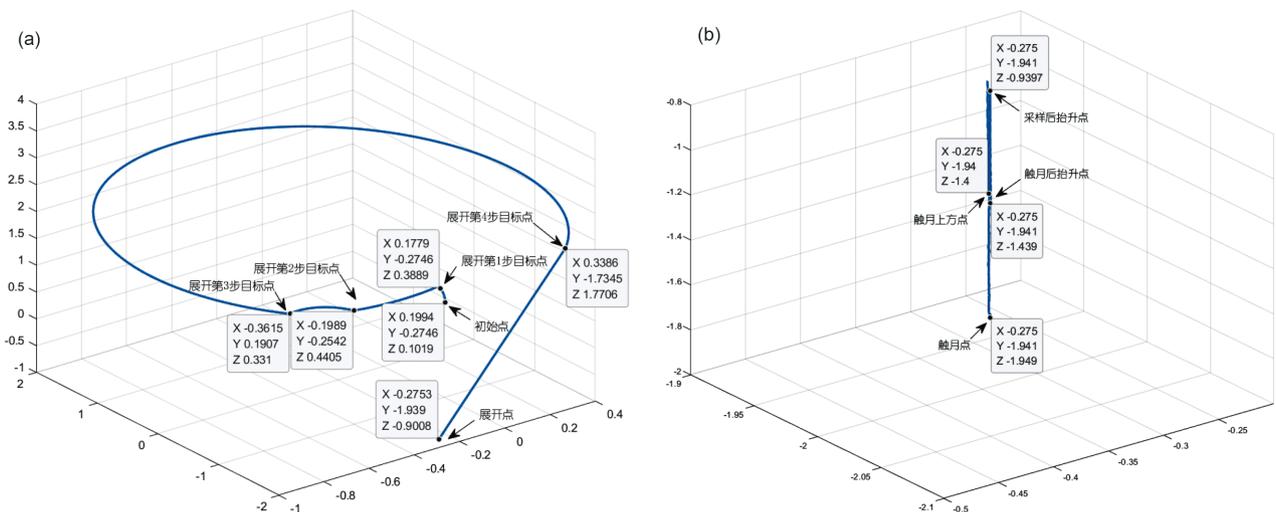


图6 月面采样模块运行轨迹. (a) 采样机构展开过程; (b) 月面采样过程
Figure 6 Motion trajectory of lunar surface sampling module. (a) Sampling mechanism deployment process; (b) the lunar surface sampling process.

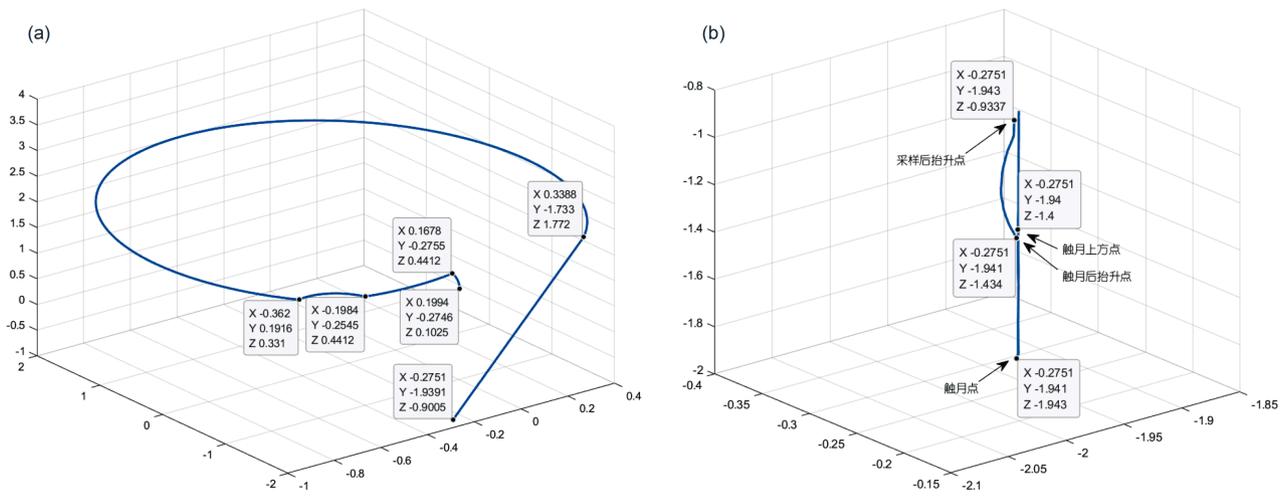


图 7 地面采样验证模块运行轨迹。(a) 采样机构展开过程; (b) 月面采样过程

Figure 7 Motion trajectory of ground sampling verification module. (a) Sampling mechanism deployment process; (b) the lunar surface sampling process.

表 1 地面采样验证模块与月面采样模块控制点误差(单位: m)

Table 1 Control points error of ground sampling verification module and lunar sampling module (unit: m)

控制点	地面采样验证装置			月面采样装置(试验)		
	X	Y	Z	X	Y	Z
控制点1	0.1994	-0.2746	0.1025	0.1994	-0.2746	0.1019
控制点2	0.1678	-0.2755	0.4412	0.1695	-0.2746	0.4405
控制点3	-0.1984	-0.2545	0.4412	-0.1989	-0.2542	0.4405
控制点4	-0.3620	0.1916	0.3310	-0.3615	0.1907	0.3310
控制点5	0.3388	-1.7330	1.7720	0.3386	-1.7345	1.7706
控制点6	-0.2751	-1.9390	-0.9005	-0.2753	-1.9390	-0.9008
控制点7	-0.2751	-1.9400	-1.4000	-0.2750	-1.9400	-1.4000
控制点8	-0.2751	-1.9410	-1.9430	-0.2750	-1.9410	-1.9490
控制点9	-0.2751	-1.9410	-1.4340	-0.2750	-1.9410	-1.4390
控制点10	-0.2751	-1.9430	-0.9337	-0.2750	-1.9410	-0.9397
误差	0.0017	0.002	0.006	最大偏差: 0.006549		

表 2 采样封装任务执行期间双边模块装置运动控制点误差(单位: m)

Table 2 Control points error of bilateral module device during sampling and packaging task execution (unit: m)

控制点	地面采样验证装置			月面采样装置(月面)		
	X	Y	Z	X	Y	Z
控制点1	0.6749	-0.348	0.9993	0.675	-0.348	-0.999
控制点2	0.6751	-0.348	0.5996	0.675	-0.348	0.600
控制点3	0.6824	-0.3463	0.4475	0.682	-0.345	0.446
控制点4	0.6817	-0.3463	0.6469	0.682	-0.345	0.645
误差	0.0004	0.0013	0.0019	最大偏差: 0.002337		

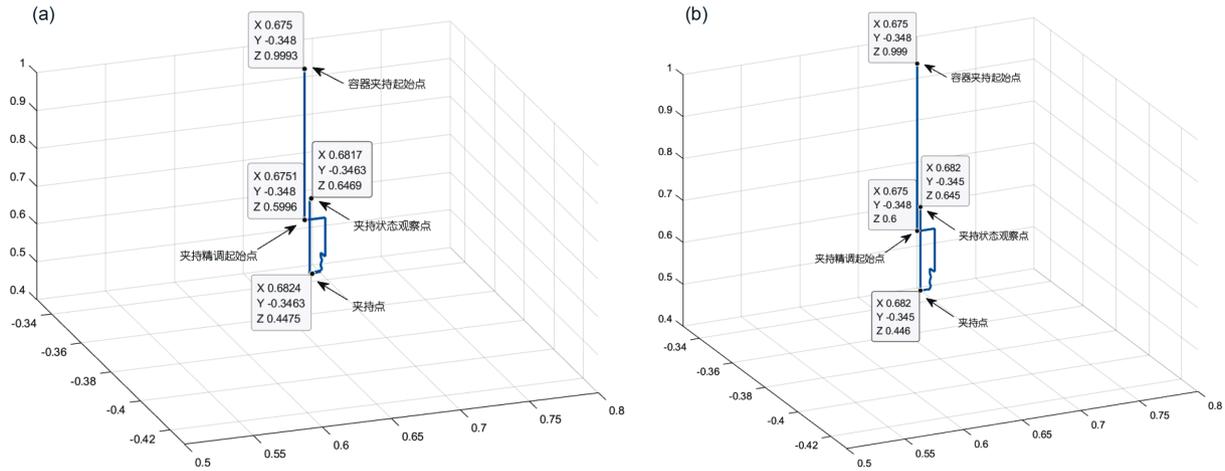


图8 采样封装任务执行期间双边模块装置运动轨迹遥测对比。(a)地面采样验证模块;(b)月面采样模块

Figure 8 Comparison of telemetry of motion trajectory of bilateral module device during the execution of sampling and packaging task. (a) Sampling mechanism deployment process; (b) the lunar surface sampling process.

的安全性, 另一方面系统需要在操控停泊点进行双边系统状态积累同步, 使双边模块在操控停泊点处取得较高的状态跟踪精度, 以消除时间延时、扰动和环境偏差的影响, 但这样会造成系统操控效率有所降低, 使月面采样操控的时间有所增长。此外系统工作过程中部分环节还需地面决策人员参与实施策略的制定和决策, 在后续系统研制过程中需提高系统的可靠自主

规划及决策能力^[21], 在确保安全性的前提下进一步提高系统效率。

目前现有系统设计的正确性和有效性在专项验证试验进行充分验证后, 成功支持嫦娥五号月球探测器顺利完成了我国首次无人月面采样封装任务。这将对其他地外天体采样操控系统设计具有一定的指导与借鉴价值。

参考文献

- 1 Yang M F, Zhang G, Zhang W, et al. Technique design and realization of the circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of Chinese lunar exploration program (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2015, 45: 111–123 [杨孟飞, 张高, 张伍, 等. 探月三期月地高速再入返回飞行器技术设计与实现. *中国科学: 技术科学*, 2015, 45: 111–123]
- 2 Jin S Y, Peng S, Shen Z R. A ground support system design for the lunar rover. In: *Signal and Information Processing, Networking and Computers*. Singapore: Springer, 2021. 392–399
- 3 Hokayem P F, Spong M W. Bilateral teleoperation: An historical survey. *Automatica*, 2006, 42: 2035–2057
- 4 Arcara P, Melchiorri C. Control schemes for teleoperation with time delay: A comparative study. *Robot Autonomous Syst*, 2002, 38: 49–64
- 5 Sheridan T B. Space teleoperation through time delay: Review and prognosis. *IEEE Trans Robot Automat*, 1993, 9: 592–606
- 6 Li W H, Zhang H, Feng G H. Cooperative teleoperation for multi-master/multi-slave systems with large time-varying delay (in Chinese). *Acta Aeron Astron Sin*, 2021, 42: 200–214 [李文皓, 张珩, 冯冠华. 复杂大延迟的多主多从共享遥操作方法. *航空学报*, 2021, 42: 200–214]
- 7 Anderson R J, Spong M W. Bilateral control of teleoperators with time delay. *IEEE Trans Automat Contr*, 1989, 34: 494–501
- 8 Niemeyer G, Slotine J J E. Stable adaptive teleoperation. *IEEE J Ocean Eng*, 1991, 16: 152–162
- 9 Sun D, Naghdy F, Du H. Application of wave-variable control to bilateral teleoperation systems: A survey. *Annu Rev Control*, 2014, 38: 12–31
- 10 Erfani A, Rezaei S, Pourseifi M, et al. Optimal control in teleoperation systems with time delay: A singular perturbation approach. *J Comput Appl Math*, 2018, 338: 168–184
- 11 Alfi A, Bakhshi A, Yousefi M, et al. Design and implementation of robust-fixed structure controller for telerobotic systems. *J Intell Robot Syst*, 2016, 83: 253–269

- 12 Yang Y, Ge C, Wang H, et al. Adaptive neural network based prescribed performance control for teleoperation system under input saturation. *J Franklin Inst*, 2015, 352: 1850–1866
- 13 Yang Y, Hua C, Guan X. Adaptive fuzzy synchronization control for networked teleoperation system with input and multi-state constraints. *J Franklin Inst*, 2016, 353: 2814–2834
- 14 Hua C, Yang Y, Liu P X. Output-feedback adaptive control of networked teleoperation system with time-varying delay and bounded inputs. *IEEE/ASME Trans Mechatron*, 2015, 20: 2009–2020
- 15 Islam S, Liu P X, El Saddik A. New stability and tracking criteria for a class of bilateral teleoperation systems. *Inf Sci*, 2014, 278: 868–882
- 16 Nuño E, Sarras I, Basañez L, et al. Control of teleoperators with joint flexibility, uncertain parameters and time-delays. *Robot Autonomous Syst*, 2014, 62: 1691–1701
- 17 Yang Y, Hua C, Guan X. Coordination control for bilateral teleoperation with kinematics and dynamics uncertainties. *Robot Comput-Integr Manuf*, 2014, 30: 180–188
- 18 Liu X H, Yin Y, Zhang Q Z. Adaptive control of a class of nonlinear system using piecewise linearization based on Lyapunov's law (in Chinese). *Control Theor Appl*, 2005, 22: 829–833 [刘小河, 殷杰, 张奇志. 基于Lyapunov方法的一类非线性系统分段线性化自适应控制. *控制理论与应用*, 2005, 22: 829–833]
- 19 Lin Y, Zhu Z J. A method of time series piecewise linearization based on tendency (in Chinese). *J Chongqing Univ (Nat Sci Ed)*, 2019, 42: 92–98 [林意, 朱志静. 基于趋势的时间序列分段线性化算法. *重庆大学学报: 自然科学版*, 2019, 42: 92–98]
- 20 Ganjefar S, Rezaei S, Hashemzadeh F. Position and force tracking in nonlinear teleoperation systems with sandwich linearity in actuators and time-varying delay. *Mech Syst Signal Process*, 2017, 86: 308–324
- 21 Meng G, Han L L, Zhang C F. Research progress and technical challenges of space robot (in Chinese). *Acta Aeron Astron Sin*, 2021, 42: 1–25 [孟光, 韩亮亮, 张崇峰. 空间机器人研究进展及技术挑战. *航空学报*, 2021, 42: 1–25]

Design and implementation of an operation system for lunar surface soil sampling & encapsulation

JIN ShengYi, DENG XiangJin, ZHENG YanHong, YAO Meng, ZHAO ZhiHui & SU RuoXi

Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China

To ensure the successful completion of the unmanned sampling and encapsulation mission of the Chang'e-5 lunar explorer, it is necessary to operate the complex mechanism and equipment on the spacecraft to complete the lunar soil sampling and encapsulation in the uncertain environment within a limited time. To solve this problem, this paper designed a “near verification-remote control” bilaterally integrated operation system; the state-space model was established, which deduces and analyzes the influence factors of the model state transition, and it proposed the autonomous control design based on states drive. Finally, through special verification tests, the correctness and effectiveness of the operating system design were demonstrated. Under the support of this operation system, the Chang'e-5 explorer completed the first unmanned lunar sampling and encapsulation mission in China.

Chang'e-5 explorer, sampling & encapsulation, operation system, integration design, state-space model

doi: [10.1360/SST-2021-0094](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0094)