

载人月球车曲率连续行驶轨迹的逆问题分析

梁忠超¹,王永富¹,高海波²

(1. 东北大学 机械工程与自动化学院,辽宁 沈阳 110819 ;
2. 哈尔滨工业大学 机器人技术与系统国家重点实验室,黑龙江 哈尔滨 150080)

摘 要 : 为了分析月 - 地重力条件对宇航员驾驶载人月球车时所带来的操纵差异 ,采用线性二次最优的方法得到载人月球车的操纵动力学逆系统 ,对典型工况曲率连续条件下的轨迹路径函数进行推导 ,求得月 - 地不同重力条件下宇航员行驶相同轨迹所需的操纵输入 . 计算结果表明 ,为了行驶相同的轨迹路线 ,由于月 - 地重力条件的不同 ,当宇航员在月球重力条件下驾驶载人月球车时 ,需要做出比地球重力条件下更快的反应速度 ,更大的操纵幅度 ,以及更频繁的操纵变换 ,也说明了月面驾驶载人月球车具有更高的操纵难度 .
关 键 词 : 载人月球车 ;操纵动力学 ;逆系统 ;曲率连续函数 ;操纵差异
中图分类号 : TP 242 **文献标志码 :** A **文章编号 :** 1005 - 3026(2016)07 - 0984 - 06

Analysis on Inverse Problem of Lunar Roving Vehicle Moving Trajectory with Continuous Curvature

LIANG Zhong-chao¹ , WANG Yong-fu¹ , GAO Hai-bo²

(1. School of Mechanical Engineering & Automation , Northeastern University , Shenyang 110819 , China ; 2. State Key Laboratory of Robotics and System , Harbin Institute of Technology , Harbin 150080 , China. Corresponding author : WANG Yong-fu , E-mail : yfwang@ mail. neu. edu. cn)

Abstract : For analyzing the handling deviations of the lunar roving vehicle (LRV) when the astronauts driving it under the earth and lunar gravities , the inverse dynamical system of the LRV was established using the linear quadratic optimal theory , and the trajectory functions with the continuous curvature were deduced under the traditional condition. Then , when the astronauts drove the LRV in the same path under the different gravities , the handling inputs could be solved using the inverse system and trajectory functions. The calculation results show that , for moving in the same path under the different gravities , the astronauts when driving an LRV on the lunar surface need much faster handling speed , bigger handling amplitude , and more frequently handling conversion than driving on the earth. Therefore , it illustrates that the LRV on the moon is much more difficult to handle.
Key words : LRV (lunar roving vehicle) ; vehicle dynamics ; inverse system ; continuous curvature function ; handling deviation

近年来探月工程发展迅速 ,实施月面巡视探测任务的月球车也成为国内外研究的重点内容^[1 - 2] . 其中载人月球车(LRV)可以搭载航天员到达距离登月舱较远的地方^[3 - 5] ,并运送大量的月球采样样品 ,完成多种探测任务 ,因此 ,以载人月球车为主的月面活动技术是载人探月及建立月球基地的关键技术 . 载人月球车移动系统作为承

载平台不仅要承担一定的质量 ,还要保证宇航员在行驶中的安全 ,同时在月球上驾驶载人月球车时 ,宇航员面对的是未知的地形环境^[6] ,需要避让岩石或陨石坑等障碍 ,因此要求月球车在月球重力下具有较好的操纵稳定性 .
载人月球车操纵逆动力学方法不需要建立驾驶员模型 ,就可以反求出驾驶员对汽车施加的操

纵输入^[7-8]. 在月球条件下的驾驶员模型也比较难获得,采用操纵逆动力学方法对载人月球车的操纵动力学特性进行研究,得到相应的车轮操纵转角,将会解决虚拟样车设计阶段中载人月球车最佳行驶性能的动态仿真与控制等关键问题.

载人月球车逆动力学的研究思路与“正问题”的方法不同,它是在已知载人月球车模型、运动状态的基础上,反求得所允许的宇航员操纵输入,进而分析什么样的操纵,才是大多数驾驶员所容易接受的,行驶最安全和最快速的^[9].

本文为了保证载人月球车在行驶过程中,不存在轨迹路线的曲率突变,要求行驶轨迹的函数为曲率连续的函数.针对各种不同的工况,进行曲率连续的轨迹函数数学模型的建立,分析月-地不同重力条件对宇航员驾驶载人月球车所带来的影响.

1 载人月球车动力学逆系统建模

根据达朗贝尔原理,可得如下动力学方程:

$$\left. \begin{aligned} J_z \ddot{\psi} &= -gm \frac{l_l l_f}{v} K_\alpha \dot{\psi} + gm \frac{l_r l_f}{l} K_\alpha (\delta_f + \delta_r), \\ J'_x \ddot{\kappa} - m_s h v (\dot{\psi} + \dot{\beta}) &= (m_s g h - k_s) \kappa - c_s \dot{\kappa}, \\ m (\dot{\psi} + \dot{\beta}) v - m_s h \ddot{\kappa} &= -gm K_\alpha \beta + \frac{gm}{l} K_\alpha (l_r \delta_f - l_l \delta_r). \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式(1)中的相关参数如表1所示.

表1 载人月球车参数
Table 1 Parameters of LRV

变量	单位	说明
v	m/s	载人月球车质心处行进速度
ψ	rad	载人月球车横摆角
β	rad	载人月球车质心的偏侧角
K_α	rad ⁻¹	车轮的相对侧偏刚度 $K_\alpha = c_\alpha / F_z$
δ_f	rad	前轮转向角
l	m	轴距
l_l / l_r	m	载人月球车质心距前/后轴(轮)的距离
m	kg	载人月球车整车总质量
g	m/s ²	重力加速度
J_z	kg·m ²	绕过质心铅垂线的转动惯量
m_s	kg	悬架上质量
J'_x	kg·m ²	悬架上质量绕 X 轴的转动惯量
κ	rad	载人月球车侧倾角
k_s	N·m/rad	悬架等效侧倾刚度
c_s	N·m·s/rad	悬架等效侧倾阻尼
h	m	侧倾力臂

定义载人月球车航向角 $\gamma = \beta + \psi$, 轨迹坐标 (p_x, p_y) , 初始时载人月球车航向角为 0, 轨迹坐标为 $(0, 0)$, 则载人月球车轨迹坐标与航向角的关系式可表示为

$$\left. \begin{aligned} \dot{p}_x &= v \cos(\psi + \beta), \\ \dot{p}_y &= v \sin(\psi + \beta). \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

定义载人月球车状态变量 $x(t) = [\dot{\psi} \ \psi \ \beta \ \kappa \ \dot{\kappa}]^T$, 输出变量 $\gamma(t) = \psi + \beta$, 联立方程(1)和(2)可得载人月球车航向角输出的状态方程:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + B\delta_f(t), \\ \gamma(t) &= Cx(t). \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

由式(3)可以得到载人月球车宇航员操纵输入和航向角输出关系的正动力学系统,下面求解相应的逆动力学系统.定义性能指标^[10]:

$$J = \frac{1}{2} \int_0^\infty [(\tilde{\gamma}(t) - \gamma(t))Q(\tilde{\gamma}(t) - \gamma(t)) + \delta_f^T(t)R\delta_f(t)]dt. \quad (4)$$

其中 Q 和 R 为权重系数矩阵, $\tilde{\gamma}(t)$ 为当载人月球车按照预定轨迹路线行驶时的航向角时间函数.并可以看出当性能指标 J 越接近 0 时,载人月球车与预定轨迹路线越接近,同时,为了保证 δ_f 的物理可实现性,系数矩阵 R 不能为零矩阵.此时,上述载人月球车逆动力学系统的求解问题可以转化为二次型最优输出跟踪问题的求解.

2 曲率连续轨迹函数的数学模型

2.1 曲率连续的“8”字形轨迹模型

载人月球车沿固定的“8”字形轨迹匀速行驶,可以用于评价载人月球车的转向轻便性能以及路感的好坏.采用曲率连续的轨迹函数,双纽线的极坐标方程表示为

$$r = a \sqrt{|\sin 2\vartheta|} \quad \left(0 \leq \vartheta \leq \frac{\pi}{2}, \pi \leq \vartheta \leq \frac{3\pi}{2} \right). \quad (5)$$

式中 r 为“8”字形轨迹的极径(m); ϑ 为极径与直角坐标系中 x 轴的夹角(极角)(rad).

该极坐标轨迹函数的优点是曲率连续,并且在原点处曲率为 0,即当载人月球车沿 p_x 轴直线驶入式(5)的轨迹中时,可以始终保持曲率连续地进入“8”字形轨迹,而并不需要过渡曲线的连接.直角坐标系中的坐标参数方程为

$$\left. \begin{aligned} p_x &= 25 \cos \vartheta \sqrt{|\sin 2\vartheta|} \quad \left(0 \leq \vartheta \leq \frac{\pi}{2}, \pi \leq \vartheta \leq \frac{3\pi}{2} \right), \\ p_y &= 25 \sin \vartheta \sqrt{|\sin 2\vartheta|} \quad \left(0 \leq \vartheta \leq \frac{\pi}{2}, \pi \leq \vartheta \leq \frac{3\pi}{2} \right). \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

载人月球车由直线行驶,并驶入式(6)所示的曲线轨迹,如图1所示.

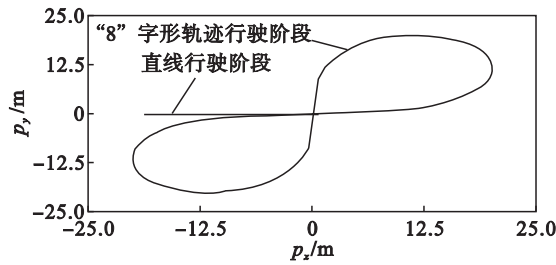


图1 载人月球车直线进入“8”字形路线行驶轨迹
Fig. 1 “8” shape path of LRV

2.2 曲率连续的正弦轨迹模型

为了保证载人月球车在行驶过程中不发生突变转向,则要求行驶轨迹的曲率为连续函数,相应的轨迹函数一阶和二阶可导且连续,此时载人月球车操纵器转向角和车轮转角、转向力矩,以及向心加速度都是连续变化的函数,此时的各参数与轨迹之间的关系能够提供有用的信息.首先载人月球车沿 p_x 轴直线行驶,然后驶入正弦函数轨迹,如下式所示:

$$\left. \begin{aligned} p_y &= 0, \quad p_x \leq 20 \text{ m}; \\ p_y &= 2 \sin \frac{\pi}{30}(p_x - 20), \quad p_x > 20 \text{ m}. \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

显然式(7)在 $x = 20 \text{ m}$ 处存在曲率不连续点,因此需要一段过渡函数,使载人月球车从直线行驶可以曲率连续地过渡到正弦函数轨迹上.

使载人月球车在 $p_x = 5 \text{ m}$ 处开始转向,驶入过渡函数,然后在 $p_x = 25 \text{ m}$ 处驶出过渡函数,并驶入正弦函数轨迹.定义直线行驶阶段函数为

$$p_{y1}(p_x) = 0. \quad (8)$$

定义正弦轨迹行驶阶段函数:

$$p_{y3}(p_x) = 2 \sin \frac{\pi}{30}(p_x - 20). \quad (9)$$

定义过渡行驶阶段函数 $p_{y2}(p_x)$,该函数为待求函数,为了保证载人月球车在3段轨迹函数上曲率均为连续,则有如下边界关系:

$$\left. \begin{aligned} p_{y2}(5) &= p_{y1}(5) = 0, \\ p'_{y2}(5) &= p'_{y1}(5) = 0, \\ p''_{y2}(5) &= p''_{y1}(5) = 0, \\ p_{y2}(25) &= p_{y3}(25) = 1, \\ p'_{y2}(25) &= p'_{y3}(25) = \frac{\sqrt{3}\pi}{30}, \\ p''_{y2}(25) &= p''_{y3}(25) = \frac{-\pi^2}{900}. \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

采用一个五次函数对过渡行驶阶段函数进行拟合,拟合函数为

$$p_{y2}(p_x) = a_5 p_x^5 + a_4 p_x^4 + a_3 p_x^3 + a_2 p_x^2 + a_1 p_x + a_0. \quad (11)$$

由式(10)的边界条件可求得相应系数的取值.则综合式(8)、式(9)、式(11)可得载人月球车由直线驶入正弦轨迹的函数:

$$p_y = \begin{cases} 0, & x \leq 5 \text{ m}; \\ a_5 p_x^5 + a_4 p_x^4 + a_3 p_x^3 + a_2 p_x^2 + a_1 p_x + a_0, & 5 \text{ m} < x < 25 \text{ m}; \\ 2 \sin \frac{\pi}{30}(x - 20), & x \geq 25 \text{ m}. \end{cases} \quad (12)$$

载人月球车由直线行驶并曲率连续地进入正弦轨迹行驶,路线轨迹如图2所示,分为3个阶段:直线行驶阶段、过渡行驶阶段、正弦轨迹行驶阶段.

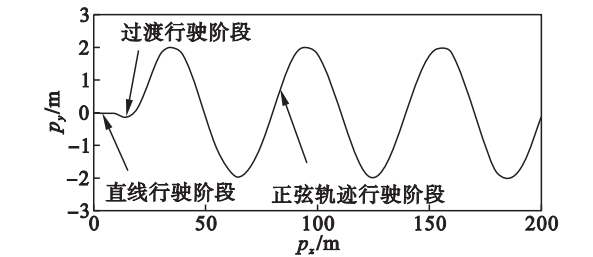


图2 载人月球车由直线进入正弦路线行驶轨迹
Fig. 2 “Sine” trace with continuous curvature of LRV

2.3 曲率连续的障碍躲避轨迹模型

首先不考虑曲率连续问题,将载人月球车躲避障碍行驶分为5个直线行驶阶段:初始直线行驶阶段、发现障碍并避让行驶阶段、完全避开障碍直线行驶阶段、返回行驶路线阶段和最终回归原直线行驶路线阶段.这5个阶段可表达为

$$p_y = \begin{cases} 0, & 0 \leq x < 10 \text{ m}; \\ 0.18p_x - 1.8, & 10 \text{ m} \leq x < 30 \text{ m}; \\ 3.6, & 30 \text{ m} \leq x < 40 \text{ m}; \\ -0.18p_x + 10.8, & 40 \text{ m} \leq x \leq 60 \text{ m}; \\ 0, & x > 60 \text{ m}. \end{cases} \quad (13)$$

显然,在每一个阶段轨迹进入到下一个阶段轨迹时,都会发生曲率不连续点,一共含有4个曲率不连续点.针对上述情况,对躲避障碍轨迹的第2阶段和第4阶段的轨迹函数进行更改,其余3个阶段均不发生改变.定义第2阶段和第4阶段轨迹函数为

$$\left. \begin{aligned} p_{y2} &= b_5 p_x^5 + b_4 p_x^4 + b_3 p_x^3 + b_2 p_x^2 + b_1 p_x + b_0, \\ &10 \text{ m} \leq x \leq 30 \text{ m}; \\ p_{y4} &= c_5 p_x^5 + c_4 p_x^4 + c_3 p_x^3 + c_2 p_x^2 + c_1 p_x + c_0, \\ &40 \text{ m} \leq x \leq 60 \text{ m}. \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

同时式(14)与式(13)中的第 1、第 3 和第 5 和二阶导数连续,则有
阶段的轨迹函数,应保证轨迹连续,一阶导数连续

$$\left. \begin{aligned} p_{y2}(10) &= p'_{y2}(10) = p''_{y2}(10) = p'_{y2}(30) = p''_{y2}(30) = 0 \\ p_{y4}(40) &= p'_{y4}(40) = p_{y4}(60) = p'_{y4}(60) = p''_{y4}(60) = 0 \\ p_{y4}(40) &= p_{y2}(30) = 3.6 \end{aligned} \right\}$$

(15)

联立式(14)和式(15),可解得各系数的取值.则综合式(13),式(14)可得载人月球车躲避障碍的轨迹函数:

$$p_y = \begin{cases} 0, & 0 \leq x < 10 \text{ m}; \\ b_5 p_x^5 + b_4 p_x^4 + b_3 p_x^3 + b_2 p_x^2 + b_1 p_x + b_0, & 10 \text{ m} \leq x < 30 \text{ m}; \\ 3.6, & 30 \text{ m} \leq x < 40 \text{ m}; \\ c_5 p_x^5 + c_4 p_x^4 + c_3 p_x^3 + c_2 p_x^2 + c_1 p_x + c_0, & 40 \text{ m} \leq x \leq 60 \text{ m}; \\ 0, & x > 60 \text{ m}. \end{cases}$$

(16)

由式(16)可以得到载人月球车躲避障碍时,曲率连续的轨迹曲线,如图 3 所示.

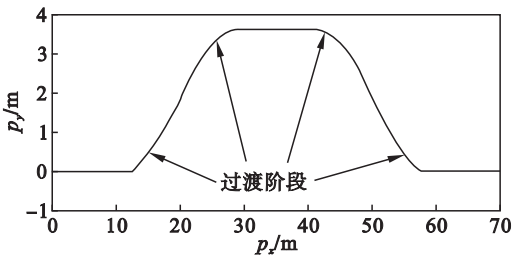


图 3 载人月球车躲避障碍行驶的曲率连续轨迹
Fig. 3 Moving trace with continuous curvature when LRV avoiding obstacles

3 操纵逆动力学特性分析

阿波罗 LRV 的最快速度为 5 m/s,本实验室设计和开发的载人月球车原理样机的理论最快速度为 3.5 m/s,载人月球车最常采用的运行速度为 2 m/s,因此文中对这 3 个速度条件进行分析.相关的载人月球车动力学分析所需的参数如表 2 所示.

宇航员在地球和月球重力条件下行驶“8”字形轨迹时,操纵转角如图 4 所示.由计算结果可以看出,在不同重力条件下,宇航员操纵相同的载人

月球车进行同轨迹行驶时,地球重力下所需做出的操纵输入最大转角和操纵转角输入的斜率均要小于月球重力下所需做出的操纵,即在月球重力条件下需要做出比地球重力条件下更大幅度和更快速的操纵.随着行驶速度的升高,地球重力条件下与月球重力条件下的操纵差异变大,当车速达到 5 m/s 时,月球重力条件下的车轮最大转角超过 1.5 rad,而这超出了载人月球车车轮的最大转角,也就是说宇航员无法在月球重力条件下以 5 m/s 的速度行驶出指定的轨迹.但是,在地球重力条件下,车轮转角始终在较小范围内变化,相应的载人月球车可以行驶出指定的轨迹.

表 2 载人月球车参数
Table 2 Values of parameters for LRV

变量	取值	单位	变量	取值	单位
g_{lu}	1.633 3	m/s^2	g_{ea}	9.8	m/s^2
$K_{\alpha-lu}$	0.57	rad^{-1}	$K_{\alpha-ea}$	1.25	rad^{-1}
k_{s-lu}	7 320	$N \cdot m/rad$	k_{s-ea}	43 900	$N \cdot m/rad$
c_{s-lu}	153	$N \cdot m \cdot s/rad$	c_{s-ea}	920	$N \cdot m \cdot s/rad$
m	699	kg	l_f	1.293	m
m_s	639	kg	l_r	1.207	m
J_x	158.4	$kg \cdot m^2$	h	0.388 2	m
J_z	587	$kg \cdot m^2$	v	2 3.5 5	m/s

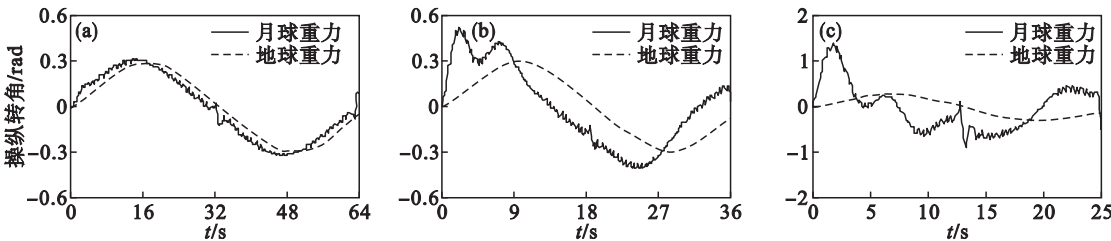


图 4 载人月球车“8”字形轨迹行驶的宇航员操纵转角求解结果
Fig. 4 Driving inputs when LRV moving in “8” shape path under different gravities
(a)— $v=2 \text{ m/s}$; (b)— $v=3.5 \text{ m/s}$; (c)— $v=5 \text{ m/s}$.

当宇航员在月球和地球重力条件下载人月球车行驶正弦轨迹时 ,载人月球车的相关参数如表 2 所示 相应的宇航员操纵转角的计算结果如图 5

所示. 由图 5 可以看出与“ 8 ”字形轨迹具有相同的趋势.

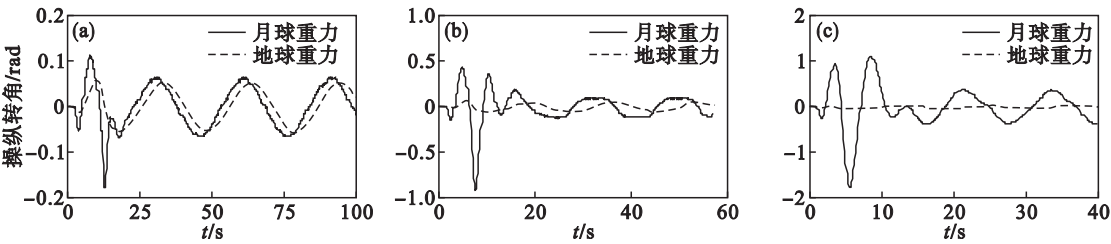


图 5 载人月球车正弦轨迹行驶的宇航员操纵转角求解结果
Fig. 5 Driving inputs when LRV moving in sine shape path under different gravities
(a)— $v = 2\text{ m/s}$; (b)— $v = 3.5\text{ m/s}$; (c)— $v = 5\text{ m/s}$.

除此之外 ,由图 5 中的求解结果还可以发现 ,在月球重力条件下的宇航员操纵转角比地球重力条件下的切换轨迹行驶的阶段(由直线行驶过渡到正弦轨迹的阶段)出现了更多的峰值 ,这说明在月球重力条件下 ,宇航员在切换路线时为了保证行驶轨迹的稳定 ,需要做出更频繁的操纵. 主要原因是载人月球车由直线行驶过渡到正弦轨迹行

驶的过程中 ,轨迹曲率变化较大 ,因此在实际宇航员的操纵过程中进行路线切换时应减慢车速行驶.

当宇航员在月球和地球重力条件下载人月球车行驶障碍躲避轨迹时 ,载人月球车的相关参数如表 2 所示 相应的宇航员操纵转角的计算结果如图 6 所示.

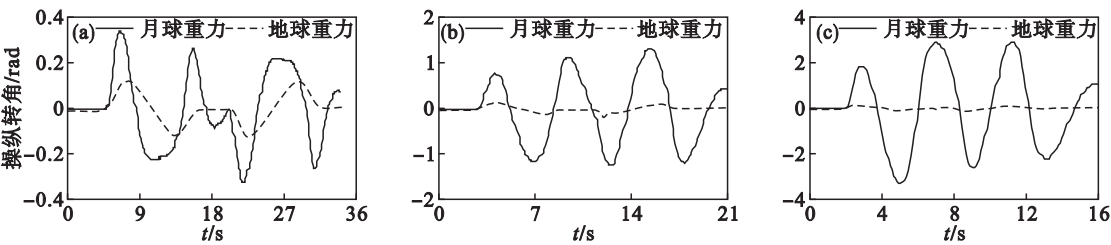


图 6 载人月球车障碍躲避轨迹的宇航员操纵转角求解结果
Fig. 6 Driving inputs when LRV avoiding obstacles under different gravities
(a)— $v = 2\text{ m/s}$; (b)— $v = 3.5\text{ m/s}$; (c)— $v = 5\text{ m/s}$.

从图 6 的计算结果可以看出 ,宇航员在月球重力条件下比地球重力条件下需要做出更大幅度、更快速以及更频繁的操纵. 宇航员在障碍开始躲避和躲避障碍后返回初始路线的轨迹切换阶段 ,曲率变化较大 ,导致了宇航员操纵输入较为剧烈的变化.

载人月球车行驶速度和轨迹曲率半径直接相关 ,并有 $a = v^2/\rho$ 的函数关系. 从函数关系式中可以看出 ,当轨迹曲率半径 ρ 一定时 ,随着行驶速度 v 的升高 ,会导致侧向加速度 a 的增大 ,从而引起载人月球车的侧滑 ,并最终导致驾驶员无法按照预定轨迹行驶 ,而发生危险. 另外 ,当行驶速度 v 一定时 ,随着轨迹曲率半径的减小 ,侧向加速度 a 也同样会增大. 因此 ,月球车在遇到较小曲率半径时应降低速度行驶 ,这也与图 4 ~ 图 6 所得到的结论相一致.

4 结 论

1) 曲率连续的轨迹路线数学模型作为载人月球车逆系统的输入 ,得到的车轮转角输入不存在突变 ,且是连续变化的函数 ,具有物理可实现性.

2) 宇航员在进行路线切换和曲率变化较大的路线轨迹上行驶时 ,所需做出的操纵输入变化较为剧烈 ,在实际行驶过程中应减速通过.

3) 宇航员在月球重力条件下驾驶载人月球车时 ,需要比地球重力条件下更快的反应速度 ,更大的操纵幅度 ,以及更频繁的操纵变换.

参考文献 :

[1] Liang Z C ,Wang Y F ,Chen G ,et al. A mechanical model for deformable and mesh pattern wheel of lunar roving

vehicle[J]. *Advances in Space Research* ,2015 ,26(12) : 2515 – 2526.

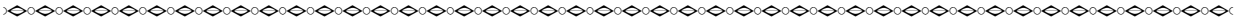
[2] Burns J O ,Kring D A ,Hopkins J B ,et al. A lunar L2-farside exploration and science mission concept with the Orion multi-purpose crew vehicle and a teleoperated lander/rover[J]. *Advances in Space Research* 2013 52(2) 306 – 320.

[3] Fong T ,Abercromby A ,Bualat M G ,et al. Assessment of robotic recon for human exploration of the moon[J]. *Acta Astronautica* 2010 67 (9/10) :1176 – 1188.

[4] Tomas R ,Krarina E , Ondrej D. Stinter hab [J]. *Acta Astronautica* 2012 74(7/8) 98 – 111.

[5] Kramer R M J , Cirak F , Pantano X. Fluid-structure interaction simulation of a tension-cone inflatable aerodynamic decelerator[J]. *AIAA Journal* ,2013 ,51 (7) : 1640 – 1656.

[6] Erik J B , Max V , Elizabeth A K. Structural health management technologies for inflatable/deployable structures :integrating sensing and self-healing[J]. *Acta*



(上接第 973 页)

参考文献：

[1] DuQuesnay D L ,Underhill P R ,Britt H J. Fatigue crack growth from corrosion damage in 7075-T6511 aluminum alloy under aircraft loading[J]. *International Journal of Fatigue* 2003 25(5) 371 – 377.

[2] Gruenberg K M ,Craig B A ,Hillberry B M ,et al. Predicting fatigue life of pre-corroded 2024-T3 aluminum [J]. *International Journal of Fatigue* 2004 26(6) 629 – 640.

[3] Sankaran K K ,Perez R ,Jata K V. Effects of pitting corrosion on the fatigue behavior of aluminum alloy 7075-T6 modeling and experimental studies [J]. *Materials Science and Engineering* 2001 297(1) 223 – 229.

[4] Pao P S ,Gill S J ,Feng C R. On fatigue crack initiation from corrosion pits in 7075-T7351 aluminum alloy [J]. *Scripta Materialia* 2000 43(5) 391 – 396.

[5] Ramana M P ,Long F ,Mathew J P. Computational simulation of multi-pit corrosion process in materials[J]. *Computational Materials Science* 2008 41(3) 255 – 265.

[6] Dolley E J ,Lee B ,Wei R P. Effect of pitting corrosion on fatigue life [J]. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures* 2000 23(7) 555 – 560.

[7] Gruenberg K M ,Craig B A ,Hillberry B M ,et al. Predicting fatigue life of pre-corroded 2024-T3 aluminum from breaking load tests[J]. *International Journal of Fatigue* ,2004 ,26 (6) 615 – 627.

Astronautica 2011 68(7/8) 883 – 903.

[7] 于瑞. 基于径向基网络的汽车操纵逆动力学仿真研究[J]. 轻型汽车技术 2007(9/10) 7 – 13.

(Yu Rui. Simulation study on inverse dynamics control of automobile based on RBF network[J]. *Lightweight Vehicle Technology* 2007(9/10) 7 – 13.)

[8] 尹浩 ,赵又群 ,温卫东 ,等. 两种输入模型下的汽车逆问题分析[J]. 哈尔滨工业大学学报 2009 41(12) 219 – 222.

(Yin Hao ,Zhao You-qun ,Wen Wei-dong ,et al. Identification of two kinds of vehicle steering input[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology* 2009 41(12) 219 – 222.)

[9] Bernard J ,Pickelmann M. An inverse linear model of a vehicl[J]. *Vehicle System Dynamics* ,1986 ,15(4) :179 – 186.

[10] 段广仁. 线性系统理论[M]. 哈尔滨 :哈尔滨工业大学出版社 2006 30 – 70.

(Duan Guang-ren. Linear system theory[M]. Harbin :Harbin Institute of Technology Press 2006 30 – 70.)

[8] Kimberli J ,Sachin R S ,Paul N C ,et al. Effect of prior corrosion on short crack behavior in 2024-T3 aluminum alloy [J]. *Corrosion Science* 2008 50(9) 2588 – 2595.

[9] 刘建中 ,陈勃 ,叶序彬 ,等. 含腐蚀预损伤铝合金 2024 – T62 的疲劳断裂行为及基于断裂力学的寿命预测[J]. 航空学报 2011 32(1) :107 – 116.

(Liu Jian-zhong ,Chen Bo ,Ye Xu-bin ,et al. Fatigue and crack growth behavior of pre-corroded aluminum alloy 2024-T62 and its life prediction based on fracture mechanics [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica* 2011 32(1) :107 – 116.)

[10] 胡家林 ,陈跃良 ,张玓 ,等. 基于图像的腐蚀损伤及疲劳寿命研究[J]. 航空学报 2010 31(1) :131 – 135.

(Hu Jia-lin ,Chen Yue-liang ,Zhang Ding ,et al. Analysis of corrosion damage and fatigue life based on corrosion image [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica* ,2010 31(1) : 131 – 135.)

[11] 张有宏 ,吕国志 ,陈跃良. LY12 – CZ 铝合金预腐蚀及疲劳损伤研究[J]. 航空学报 2005 26(6) 779 – 782.

(Zhang You-hong ,Lyu Guo-zhi ,Chen Yue-liang. Predicting fatigue life from pre-corroded LY12-CZ aluminium test [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica* 2005 26(6) 779 – 782.)

[12] Forsyth P J E. A two stage process of fatigue crack growth [C]//Proceedings of Crack Propagation Symposium. Cranfield ,1961 76 – 94.