

环月轨道遥操作交会对接预测共享控制

张 波, 李海阳, 唐国金

(国防科技大学航天科学与工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 针对地面遥操作环月轨道航天器进行交会对接的情况,研究了大时延及复杂环境下的遥操作交会对接逼近段的轨道控制问题。结合月球轨道的力学特性,推导了环月轨道交会对接的相对动力学方程并建立了状态预测模型,利用测量信息对预测状态进行校正。基于人工势场理论,建立了人工势场函数,考虑时延和交会逼近过程中的安全性约束,设计了安全走廊和控制边界,并据此确定了人工势场的作用范围。通过状态预测,生成人工势场指令,将其与操作员的手控指令融合,形成了预测共享控制。最后,利用半实物仿真系统开展仿真试验,对文章所述方法进行了校验。仿真结果表明,采用人机联合的预测共享控制方法,能有效克服大时延及环境复杂多变的影响,抑制交会对接逼近过程中的轨迹发散,提高交会对接成功率和安全性。

关键词: 环月轨道; 遥操作交会对接; 预测共享控制; 人工势场

中图分类号: V448.2 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2014)03-0315-09

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2014.03.010

Predictive Shared Control of Teleoperation Rendezvous and Docking in Lunar Orbit

ZHANG Bo, LI Hai-yang, TANG Guo-jin

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The problem of ground-based teleoperation rendezvous in lunar orbit with large time delay under the condition of complex environment is studied in this paper. A predictive model is established based on the relative dynamics equations, and the telemetry measurements are used to correct the predictive states. Considering the large time delay and safe approaching constrains, an artificial potential function is proposed based on the artificial potential field. The predictive states are utilized by the artificial potential model to produce repulsive forces, which are used to enhance the human control signal. At last, the validity of the proposed method is demonstrated by semi-physical simulation studies. Simulation results show that, the predictive shared control method is effective for alleviating the influence of time delay and complex environment, and the success probability and security can be improved.

Key words: Lunar orbit; Teleoperation rendezvous; Predictive shared control; Artificial potential field

0 引 言

月球是距离地球最近的天体,是人类向外层空间发展的理想基地和前哨站。对月球的探测活动往往是以发射月球探测卫星开始的,再逐步到月球着陆探测,月面自动采样返回等探测活动。而在月面采样返回的过程中,需要环月轨道交会对接技术的

支持^[1]。环月轨道交会对接可以通过航天器自动控制方式以及航天器上的航天员手动控制的方式实现。对于无人的探月航天器而言,手动交会对接无法施行,一旦自控系统故障,将直接导致任务的失败^[2]。环月轨道遥操作交会对接技术的研究正是为解决这一问题而开展的。

环月轨道遥操作交会对接是指位于地球上的控

制中心通过遥操作方式远程控制环月轨道上的追踪航天器,实现与目标航天器的交会对接。与近地轨道遥操作交会对接相比,环月轨道遥操作交会对接具有以下特点:

(1) 执行交会对接任务的两航天器位于环月轨道,其所处的力学环境相对于近地轨道更为复杂^[3];

(2) 由地月间数据通信,数据中继等引起的时延远大于近地轨道遥操作交会对接的时延^[4]。

因此,为实现环月轨道的遥操作交会对接,需结合月球轨道的力学特点,研究大时延条件下的遥操作交会对接控制方法。

由于时延的存在,地面控制中心无法及时获取航天器的运动状态,所发出的控制指令也无法由航天器实时执行,由此将严重影响遥操作交会对接控制回路的稳定性和操作性能^[5-6]。为克服时延影响,俄罗斯研制的 TORU^[2] 遥操作交会对接系统采用“运动—等待”的控制策略,成功实施过多次进步号货运飞船与和平号空间站、国际空间站的交会对接任务。然而,这种控制策略受限于操作者本身的预测能力,在时延较大的情况下稳定性将严重下降^[5]。基于无源性理论的双边控制方法可保证系统在任意时延条件下的稳定性,但该方法以牺牲系统的操作性能为代价,时延越大,操作性能越差^[7]。在大时延条件下,预测控制^[8-9] 利用计算机技术在控制端构建虚拟模型,将时延排除在本地控制回路之外,已成功应用于多个空间任务,如日本的 ETS-VII,德国的 ROTEX 和美国 NASA 的火星探测任务^[10-12]。但该方法的应用效率直接取决于虚拟预测环境模型的精确程度,在环月轨道交会对接中,复杂多变的力学环境^[13] 及测量偏差^[14] 将导致预测精度随时延的增大而降低。因此,针对环月轨道遥操作交会对接,完全依赖操作者或计算机都不能有效地解决大时延遥操作问题,必须综合人的手动控制和机器自动控制的优点,让操作者和机器共同协作^[15],为遥操作设计一种共享控制^[16] 的解决方案。

本文针对环月轨道遥操作交会对接的特点,研究了人机联合的预测共享控制方法。

1 问题描述

1.1 系统描述

环月轨道遥操作交会对接系统示意如图 1 所示。

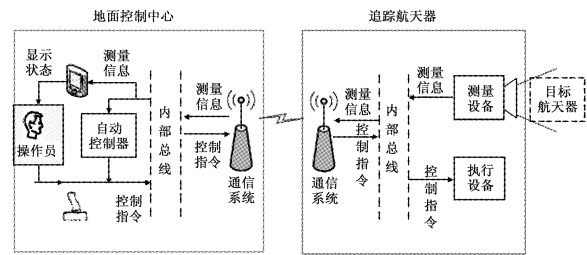


图 1 环月轨道遥操作交会对接系统示意图

Fig. 1 Teleoperation rendezvous and docking in lunar orbit

图 1 中,两航天器的相对运动信息由追踪航天器上的测量设备获取,并通过通信系统传送至地面,地面控制中心的操作员或自动控制器根据此信息发出或计算控制指令,经由通信系统传送至追踪航天器执行,完成与目标航天器的交会对接。

1.2 相对轨道动力学模型

定义月心惯性坐标系描述两航天器在环月轨道上的绝对运动,定义目标航天器轨道坐标系描述两航天器的相对运动。

(1) 月心惯性坐标系^[1]: 原点 O_m 位于月心, X_m 轴位于于月球赤道面内,且指向 J2000.0 春分点, Z_m 轴为赤道面的正法向, Y 轴由右手法则确定。

(2) 目标航天器轨道坐标系^[17]: 原点 o_t 位于目标航天器质心, x_t 轴在目标航天器轨道平面内并指向轨道速度方向, y_t 轴背离地心, z_t 轴由右手法则确定。

假设目标航天器轨道为圆轨道,且不作机动飞行,追踪航天器通过推力施加来实现与目标航天器的交会对接,两航天器之间的相对距离远小于其轨道半径,对月球引力场进行一阶近似,并忽略两航天器外界摄动加速度的差值,可得线性化后的相对运动方程为:

$$\begin{cases} \ddot{x} + 2\omega\dot{y} = a_x \\ \ddot{y} - 2\omega\dot{x} - 3\omega^2y = a_y \\ \ddot{z} + \omega^2z = a_z \end{cases} \quad (1)$$

式中: x, y 和 z 分别为追踪航天器在目标航天器轨道坐标系中的相对位置分量, a_x, a_y 和 a_z 分别为作用在追踪航天器上的推力加速度分量^[18], ω 为目标航天器轨道角速度矢量。

1.3 时延模型

地月遥操作控制回路中,时延产生于信号在地月通信链路中的传输过程以及传感器、控制器和执行器等的运行过程中。按照地面控制中心至环月轨

道航天器的控制指令发送以及环月轨道航天器至地面控制中心的测量信息反馈这两条线路,可将时延分为前向时延和后向时延,分别用 τ_{ca} 和 τ_{sc} 表示。因此可定义一个时延周期为:

$$\tau = \tau_{ca} + \tau_{sc} \quad (2)$$

在信号的实际传输过程中,时延的大小是随机变化的。本文假设已知时延的主要分布区间,通过在地面控制中心和环月轨道航天器上分别设立接收缓冲区,将变时延转化为相对固定的时延,其原理如图2所示^[2]。

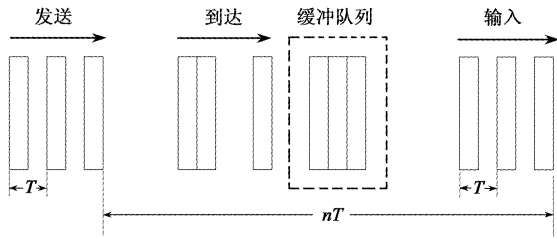


图2 时延缓冲器原理

Fig. 2 Principle of time-delay compensation

系统中,设传感器、控制器和执行器等各个节点实行同步采样。以传感器到控制器的信号传输为例,设置缓冲区队列长度为 n ,设某一测量信号的输出时刻为 kT ,则时延缓冲方法描述如下:

(1) 传感器测量输出时刻: kT ;

(2) 测量信号到达时刻: $kT + \tau_{sc}$;

(3) 对应缓冲区队列中位置: 如果 $lT < \tau_{sc} \leq (l+1)T$ (l 为非负整数,且 $l < n$),则信号进入队列中第 $(l+1)$ 个位置;如果 $\tau_{sc} > nT$,则将信号丢弃,不进入队列。每经历一个采样周期时间,信号在队列中位置向前推进一步。

(4) 信号输入控制器时刻: $kT + nT$ 。

经历以上步骤,即将变时延 τ_{sc} 转化成了定时延 nT 。

2 预测共享控制方法

2.1 预测共享控制结构

本节建立了一种人机联合的预测共享控制结

构,如图3所示。地面控制中心接收到延迟的测量信息 x , 经历时延缓冲后,将其中的图像信息进行直接显示,其中的数据信息用于校正预测模型产生的预测状态 x_p 。操作员根据运动图像并参考预测状态判断相对运动,发出手控指令 U_{man} ; 自动控制器基于预测状态,依据预先设计的控制规律产生自控指令 U_{auto} 。将手控指令与自控指令按照设定规律进行叠加,形成共享控制指令,即:

$$U = \eta U_{man} + (1 - \eta) U_{auto}, \quad 0 \leq \eta \leq 1 \quad (3)$$

式中: η 为共享控制权重因子。

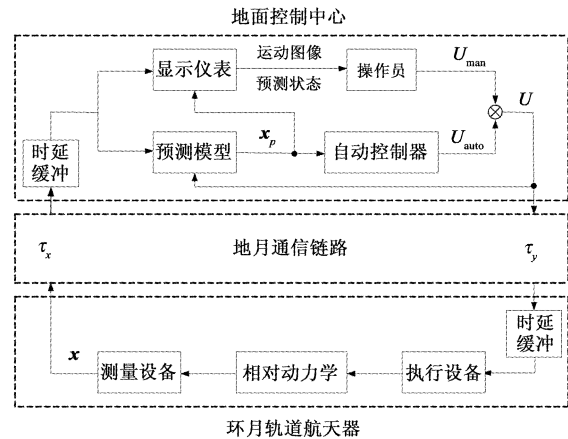


图3 预测共享控制结构

Fig. 3 Structure of predictive shared control

2.2 状态预测模型

状态预测模型基于相对轨道动力学模型建立。在实际交会对接过程中,由于预测模型的建模误差等因素,预测状态与实际状态之间会存在偏差,并且随时延传播,因此需利用测量数据对预测结果进行校正。为减小测量偏差对校正结果的影响,在校正之前对测量数据进行滤波处理^[19]。

定义相对状态矢量 X 为 $[x \ y \ z \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$, 以及推力加速度矢量 U 为 $[a_x \ a_y \ a_z]^T$, 求解式(1), 可得离散化的线性相对运动方程^[2]:

$$X(t_{k+1}) = \Phi(t_{k+1}, t_k)X(t_k) + \Gamma(t_{k+1}, t_k)U(t_k) \quad (4)$$

式中:

$$\Phi(t_{k+1}, t_k) = \begin{bmatrix} 1 & 6(s-w) & 0 & (4s-3w)/\omega & 2(c-1)/\omega & 0 \\ 0 & 4-3c & 0 & 2(1-c)/\omega & s/\omega & 0 \\ 0 & 0 & c & 0 & 0 & s/\omega \\ 0 & 6\omega(c-1) & 0 & 4c-3 & -2s & 0 \\ 0 & 3\omega s & 0 & 2s & c & 0 \\ 0 & 0 & -\omega s & 0 & 0 & c \end{bmatrix} \quad (5)$$

安全走廊设计为圆锥形,其中心线为 x 轴,顶点为 x 轴上一点,半锥角为测量设备的半视场角 α ,圆锥面与 yoz 平面相交成一个对接圆,圆的半径 d 即为对接要求的横向最大距离。安全走廊的空间曲面方程为:

$$y_p^2 + z_p^2 = (x_p \tan \alpha - d)^2, \quad x \leq 0 \quad (12)$$

由安全走廊的定义知,等势体在轨道坐标系中的位置是固定的,且 v_q 为 0。若已知某时刻 p 的坐标为 $(x_p, y_p, z_p)^T$, 则追踪航天器到等势体的最小距

离为:

$$\|p - q\| = \left| -x_p \sin \alpha - \sqrt{y_p^2 + z_p^2} \cos \alpha + d \cos \alpha \right| \quad (13)$$

q 的坐标为:

$$\begin{cases} x_q = (\|p - q\| - d/\tan \alpha)k + d/\tan \alpha \\ y_q = jy_p k \\ z_q = jz_p k \end{cases} \quad (14)$$

式中:

$$k = \frac{jy_p^2 + jz_p^2 - (\|p - q\| - d/\tan \alpha)(d/\tan \alpha) + x_p(\|p - q\| - d/\tan \alpha)}{(\|p - q\| - d/\tan \alpha)^2 + (jy_p)^2 + (jz_p)^2} \quad (15)$$

$$j = \frac{|x_p \tan \alpha - d|}{\sqrt{y_p^2 + z_p^2}} \quad (16)$$

pq 连线的单位矢量为:

$$e_{pq} = \frac{1}{\|p - q\|} (x_q - x_p, y_p - y_p, z_p - z_p)^T \quad (17)$$

(3) 控制边界

在遥操作交会对接过程中,设某时刻追踪航天器的相对状态位于安全走廊之内的 M 点,则经过一个时延周期,操作人员的控制指令发挥作用时,其相对位置 N 可能已经到达或超出安全走廊。如图 5 所示。因此,受时延影响,操作人员容易出现来不及控制而导致相对运动轨迹超出安全走廊的情况。为保证交会对接的安全,应在安全走廊之内设计人工斥力施加的边界,以对操作人员的控制指令进行及时辅助。控制边界与安全走廊包络的部分即为人工势场的有效影响范围。以轨道平面内的相对运动为例,图 5 中的划线表示安全走廊,实线表示控制边界。

控制边界由安全走廊沿 x 轴, y 轴各缩进 $\Delta x, \Delta y$ 而得。 $\Delta x, \Delta y$ 取为一个时延周期内,追踪航天器在轨道平面内的相对位置改变量。

由式(1)知,轨道面内运动相互耦合,当追踪航天器沿 x 轴正向逼近目标航天器时,短时间内, y 向将有沿 y 轴正向的漂移运动。设追踪航天器的起点位置位于 y 轴左端,坐标为 x_0 ,初速度沿 x 轴正向,大小为 \dot{x}_0 ,且在其运动过程中,操作端未施加作用力以控制 y 向漂移,则其到达安全走廊时的速度及位置由式(1)计算得:

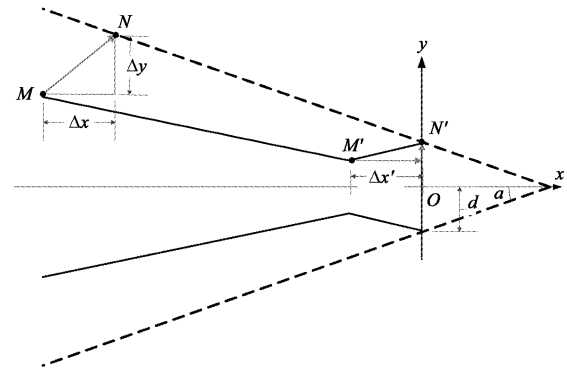


图5 安全走廊与控制边界示意图
Fig.5 Safe corridor and control boundary

$$\begin{cases} \dot{x} = -3\dot{x}_0 + 4\dot{x}_0 \cos(\omega t) \\ \dot{y} = 2\dot{x}_0 \sin(\omega t) \end{cases} \quad (18)$$

$$\begin{cases} x = x_0 + \frac{4\dot{x}_0}{\omega} \sin(\omega t) - 3\dot{x}_0 t \\ y = \frac{2\dot{x}_0}{\omega} - \frac{2\dot{x}_0}{\omega} \cos(\omega t) \end{cases} \quad (19)$$

联立 \dot{y} 与 y 的表达式,消除 ωt , 可得在 xoy 上半平面有:

$$\dot{y} = 2\dot{x}_0 \sqrt{1 - (1 - \omega y / (2\dot{x}_0))^2} \quad (20)$$

将安全走廊方程代入上式,有:

$$\dot{y} = 2\dot{x}_0 \sqrt{1 - [(x \omega \tan \alpha + 2\dot{x}_0 - \omega d) / (2\dot{x}_0)]^2} \quad (21)$$

对于 200 km 的环月圆轨道, $\omega = 8.2071 \times 10^{-4}$ rad/s, 当时间 t 较短时,可近似取 $\cos(\omega t) \approx 1$,

因此 $\dot{x} \approx \dot{x}_0$, 即追踪航天器在 M 到 N 的自由漂移过程中, \dot{x} 几乎不变。取一个时延周期的相对位置改变量为:

$$\begin{cases} \Delta x = \dot{x}_0 T \\ \Delta y = 2\dot{x}_0 T \sqrt{1 - [(x\omega \tan\alpha + 2\dot{x}_0 - \omega d)/(2\dot{x}_0)]^2} \end{cases} \quad (22)$$

图 5 中, 当追踪航天器位于控制边界上的 M'

$$\begin{cases} y^2 + z^2 = (x \tan\alpha - d + \Delta x \tan\alpha + \Delta y)^2, & x \leq -\Delta x \\ y^2 + z^2 = (2x \sqrt{1 - [(2\dot{x}_0 - \omega d)/(2\dot{x}_0)]^2} + d)^2, & -\Delta x < x \leq 0 \end{cases} \quad (24)$$

空间曲面式(12)与式(24)之间的包络部分即为人工势场的作用区域。

3 仿真试验

3.1 试验环境

为对本文所提出的预测共享控制方法进行验证, 本节基于半实物仿真系统开展了人在回路的仿真试验。半实物仿真系统由遥操作交会对接控制台, 综合仿真子系统和运动平台分系统组成, 各分系统之间通过网络进行信息交互, 如图 6 所示。

遥操作控制台主要包括自动控制器, 显示终端以及控制手柄。自动控制器用于预测相对运动状态, 并基于人工势场模型计算人工斥力; 显示终端用于显示延迟的测量信息和预测得到相对运动状态数据, 供操作人员观察, 控制手柄用于接收操作人员的控制输入。综合仿真子系统的功能有: 采用高精度数值积分轨道模型进行环月轨道航天器动力学的仿真, 模拟时延并实现时延缓冲。运动平台分系统由

点时, $x' = -\Delta x$ 。按以上接近速度计算, 一个时延周期后, 追踪航天器将落于对接圆上的 N' 点。当 $x' < -\Delta x$ 时, 设对接剩余时间为 t , 则:

$$\begin{cases} \Delta x' = \dot{x}_0 t \\ \Delta y' = 2\dot{x}_0 t \sqrt{1 - [(2\dot{x}_0 - \omega d)/(2\dot{x}_0)]^2} \end{cases} \quad (23)$$

由以上分析知, 控制边界将分为两段, 取 $\Delta y = \Delta z$, 则控制边界在空间中的曲面方程为:

上位机, 9 自由度运动平台和测量设备等组成, 主要用于模拟交会的相对运动和状态测量。

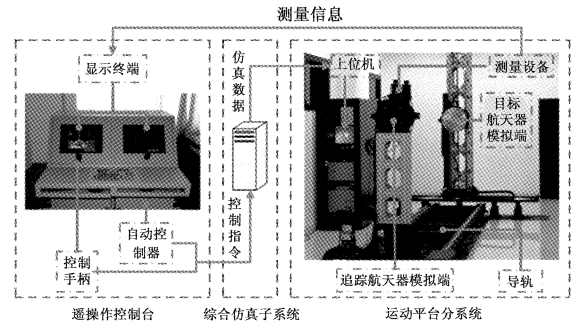


图 6 遥操作交会对接半实物仿真系统图

Fig. 6 Semi-Physical simulation system for teleoperation rendezvous and docking

3.2 试验设计

1) 参数设置

(1) 初始运动状态设置

目标航天器的初始轨道参数设定如表 1 所示。

表 1 目标航天器初始轨道参数

Table 1 Initial orbit elements of target

历元 UTC	半长轴 a /km	偏心率 e	轨道倾角 i /($^\circ$)	升交点赤经 Ω /($^\circ$)	升交角距 f /($^\circ$)
2025-01-01 00:00:00	1 938	0	45	25	0

初始时刻目标航天器轨道坐标系中追踪航天器的相对运动状态设定为: $X = X_0 + \Delta X_0$, 其中 X_0 为: $[-30 \text{ m } 0 \text{ m } 0 \text{ m } 0.25 \text{ m/s } 0 \text{ m/s } 0 \text{ m/s}]^T$, ΔX_0 为各分量相互独立的零均值高斯白噪声, 其标准差为 $[0 \text{ m } 0.5 \text{ m } 0.5 \text{ m } 0 \text{ m/s } 0.01 \text{ m/s } 0.01 \text{ m/s}]^T$ 。

(2) 推力参数设置

实际工程中航天器的推力不是连续变化的, 而是分成了固定大小的几档。设追踪航天器在三个方向的控制通道中分别配置了大, 中, 小三种不同推力档位的发动机。同理, 将手控指令, 自控指令的大小也分为三档。则 $U, U_{\text{man}}, U_{\text{auto}}$ 在各个通道上的取值

可划分为7个集合,即:负大,负中,负小,零,正小,正中和正大,分别将其定义为-3,-2,-1,0,1,2,3。修正式(3),设定实际推力加速度与自控指令和手控指令的转换关系为:

$$U = \langle \eta U_{\text{man}} + (1 - \eta) U_{\text{auto}} \rangle \quad (25)$$

式中: $\langle m \rangle$ 符号代表一个与 m 符号相同,绝对值大于等于 $|m|$ 的最小整数。取 $\eta = 0.7$ 。追踪航天器在3个通道的推力加速度大小如表2所示。

表2 发动机推力加速度

Table 2 Accelerations of thrusters

通道	大/($\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$)	中/($\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$)	小/($\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$)
x	0.03	0.02	0.01
y	0.02	0.01	0.005
z	0.02	0.01	0.005

(3) 时延及偏差设置

取时延 $T = 10\text{s}$,安全走廊半锥角 $\alpha = 3^\circ$ 。

设测量偏差和发动机执行偏差均为各分量相互独立的零均值高斯白噪声,且其协标准差为: $\sigma_x = 0.01X$, $\sigma_U = 0.01U$ 。

2) 操作成功条件设计

定义试验操作成功的条件为:

(1) 交会全程航天器的相对运动轨迹位于安全走廊之内;

(2) 交会终点航天器的相对运动状态满足:

$$0 < \dot{x} < 0.3 \text{ m/s}$$

$$\sqrt{y^2 + z^2} < 0.3 \text{ m}$$

$$\sqrt{y^2 + z^2} < 0.3 \text{ m/s}$$

基于以上两个条件对试验成功与否进行判断。

3) 工况设计

根据以上参数设置,设计两种工况进行验证试验。

工况1:采用纯手动控制方式进行遥操作,自动控制器不起作用。

工况2:采用预测共享控制方式进行遥操作,手控和自控共同作用。

本试验选取了10名航空宇航科学与技术专业的研究生,基于半实物仿真系统,每人针对工况1和工况2分别进行10次仿真试验。试验开始前,对每名操作人员进行基本操作规范培训。

3.3 结果分析

(1) 成功率及终点精度分析

统计两种工况的打靶仿真的成功率,并计算成功试验的终点相对状态的平均值,结果如表3所示。

表3 仿真结果

Table 3 Simulation results

工况	成功率	$\dot{x}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$\sqrt{y^2 + z^2}/\text{m}$	$\sqrt{y^2 + z^2}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$
1	0.76	0.249 8	0.144 4	0.018 2
2	0.91	0.250 1	0.134 7	0.018 6

从表3中可以看出,采用纯手动控制方式,其成功率只有76%,采用预测共享控制方式,其成功率显著增加,达到了91%,且终点精度也有一定提高。

进一步分析成功实验的终点相对运动状态,绘制其落点分布如图7所示。从图中可以看出,在终点处,工况2的落点分布均较为均匀,工况1的落点在 y 轴正向分布较多。由式(1)知,轨道面内相对运动耦合,因此在逼近过程中,即使不施加控制, y 向也将有沿正向的漂移运动。纯手动控制中,由于时延影响,操作者对于 y 向运动的漂移不能及时施加抑制,因此体现在落点分布上正向落点居多。在预测共享控制中,这种趋势得到明显抑制。

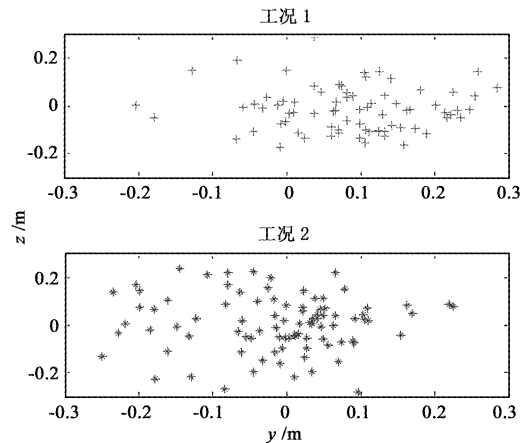


图7 落点分布范围比较

Fig. 7 Comparison of the distribution of the final states

(2) 相对运动轨迹分析

绘制工况1和工况2中所有成功实验的相对运动轨迹,如图8~11所示。其中粗划线代表安全走廊,粗实线代表控制边界,细实线为相对运动轨迹。

图8和图9为两种工况在轨道面内的相对运动轨迹。结合图8和(1)中分析可知,采用纯手动控制方式,相对运动轨迹趋势偏向于 y 轴正向,且多条轨迹已贴近安全走廊,由此可推断在逼近过程中,其

超出安全走廊的可能性较大。图 9 中,当相对运动轨迹进入人工势场有效作用范围时,即有反方向的运动趋势,因此其轨迹基本被抑制在控制边界范围内,超出安全走廊的风险显著减小。

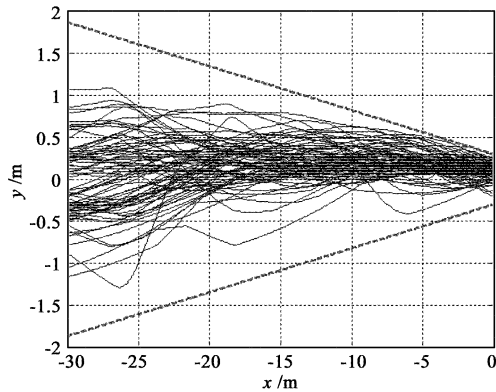


图 8 工况 1 轨道面内相对运动轨迹

Fig. 8 Relative trajectories in the orbital plane of condition 1

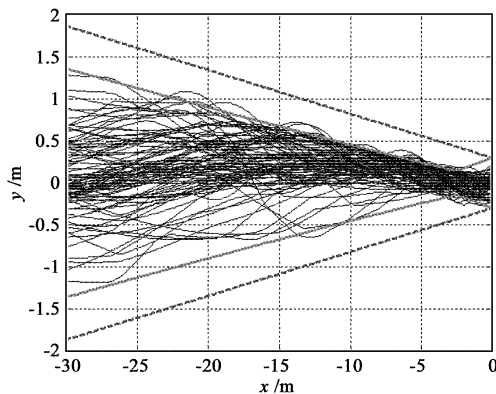


图 9 工况 2 轨道面内相对运动轨迹

Fig. 9 Relative trajectories in the orbital plane of condition 2

图 10 和图 11 为工况 1 和工况 2 在轨道面外的相对运动轨迹。从中可以看出,采用纯手动控制方式其轨迹较为发散,而采用预测共享控制,其轨迹基本收敛在控制边界范围内。

从以上分析可以看出,预测共享控制能在遥操作交会的全过程中,对人控的延迟性进行补偿,有效抑制轨迹发散,从而保障交会的成功率和安全性。

4 结论

本文针对环月轨道遥操作交会逼近段的轨道控制,提出了人机联合的预测共享控制方法,通过人的手动控制以及基于人工势场的自动控制的结合,克

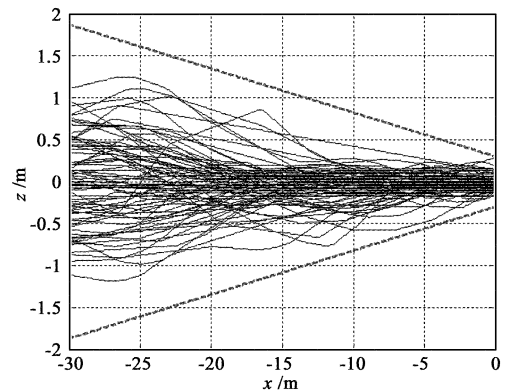


图 10 工况 1 轨道面外相对运动轨迹

Fig. 10 Relative trajectories out of the orbital plane of condition 1

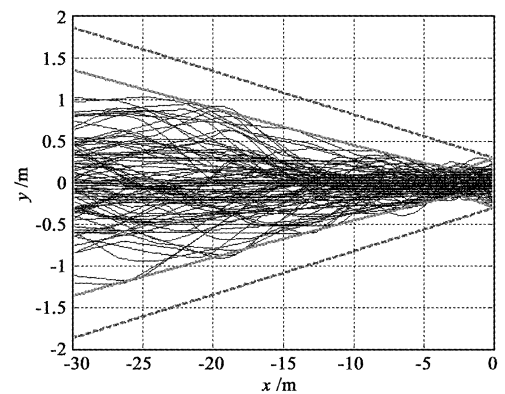


图 11 工况 2 轨道面外相对运动轨迹

Fig. 11 Relative trajectories out of the orbital plane of condition 2

服预测偏差和人控滞后的影响。仿真结果表明,在大时延,动力学环境复杂多变以及存在各种偏差的条件下,采用预测共享控制方式,能及时抑制相对运动轨迹的发散,将其控制在安全走廊范围内,提高交会任务的成功率和安全性。

参 考 文 献

- [1] 吴伟仁,王大轶,胡海霞,等. 一种环月交会对接航天器的自主导航方法[J]. 中国科学: 技术科学, 2012, 42(5): 548 - 555. [Wu Wei-ren, Wang Da-yi, Hu Hai-xia, et al. An autonomous navigation method for lunar rendezvous and docking of spacecraft [J]. Science China Technological Sciences, 2012, 42(5): 548 - 555.]
- [2] 张波,李海阳,唐国金. 变时延遥操作交会的 Smith 模糊控制[J]. 物理学报, 2013, 62(2): 9601 - 9611. [Zhang Bo, Li Hai-yang, Tang Guo-jin. Smith fuzzy control of teleoperation rendezvous with variable time delay [J]. Acta Physica Sinica,

- 2013, 62(2): 9601–9611.]
- [3] 刘林, 王歆. 月球卫星轨道力学综述[J]. 天文学进展, 2003, 21(4): 281–288. [Liu Lin, Wang Xin. On the orbit dynamics of lunar satellite[J]. Progress in Astronomy, 2003, 21(4): 281–288.]
- [4] David K G. Orbital rendezvous: When is autonomy required? [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(4): 974–981.
- [5] Thomas B S. Space teleoperation through time delay: review and prognosis[J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 1993, 9(5): 592–606.
- [6] 王永, 谢圆, 周建亮. 空间机器人时延遥操作技术研究综述[J]. 宇航学报, 2010, 31(2): 299–306. [Wang Yong, Xie Yuan, Zhou Jian-liang. A research survey on teleoperation of space robot through time delay [J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(2): 299–306.]
- [7] Gasparetto A, Vidoni R, Zanotto V, et al. Delayed force reference control for master-slave robotic systems [J]. Mechatronics, 2009, 19: 639–646.
- [8] Thomas B S. Teleoperation, telerobotics and telepresence: A progress report[J]. Control Engineering Practice, 1995, 3(2): 205–214.
- [9] Mirfakhrai T, Payandeh S. A delay prediction approach for teleoperation over the internet [C]. IEEE International Conference on Robotics and Automation, Washington D C, May, 2002.
- [10] Oda M, Doi T. Teleoperation system of ETS-VII robot experiment satellite [C]. IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems, Grenoble, Sep 7–11, 1997.
- [11] Hirzinger G, Brunner B, Dietrich J, et al. ROTEX the first remotely controlled robot in space [C]. IEEE International Conference on Robotics and Automatic, San Diego, CA, 1994.
- [12] 李群智, 宁远明, 申振荣, 等. 行星表面巡视探测器遥操作技术研究[J]. 航天器工程, 2008, 18(3): 29–35. [Li Qun-zhi, Ning Yuan-min, Shen Zhen-rong, et al. Study on teleoperation of rover on planetary surface [J]. Spacecraft Engineering, 2008, 18(3): 29–35.]
- [13] 刘睿, 周军, 刘莹莹. 高阶次月球重力场模型截断下的低轨环月卫星轨道摄动分析[J]. 宇航学报, 2009, 30(2): 432–436. [Liu Rui, Zhou Jun, Liu Ying-ying. Research on lunar gravity field and effect of perturbation on lunar satellite orbit[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(2): 432–436.]
- [14] Mitchell J D, Cryan S P, Strack D. Automated rendezvous and docking sensor testing at the flight robotics laboratory[C]. IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, March 3–10, 2007.
- [15] 李滋堤, 孙富春, 吴凤鹤, 等. 基于人工势场的空间遥操作共享控制[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2010, 50(10): 1728–1732. [Li Zi-di, Sun Fu-chun, Wu Feng-ge, et al. Shared control for teleoperation using artificial potential field[J]. Journal of Tsinghua University (Science & Technology), 2010, 50(10): 1728–1732.]
- [16] Graf B, Schraft R. Behavior-based path modification for shared control of robotic walking aids[C]. The IEEE 10th International Conference on Rehabilitation Robotics, The Netherlands, June 13–15, 2007.
- [17] Luo Y Z, Liang L B, Wang H, et al. Quantitative performance for spacecraft rendezvous trajectory safety [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(4): 1264–1269.
- [18] Li J R, Li H Y, Tang G J. Optimal multi-objective trajectory design based on close-looped control for autonomous rendezvous [J]. Science China: Technological Sciences, 2011, 54(11): 3091–3097.
- [19] Paul M, Paul H W. Model analysis of remotely controlled rendezvous and docking with display prediction [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2004, 20(3): 499–511.
- [20] 杜广龙, 张平. 基于人工势场的机器人遥操作安全预警域动态生成方法[J]. 机器人, 2012, 34(1): 44–49. [Du Guang-long, Zhang Pin. A method for generating dynamic security warning region in robotic teleoperation based on Artificial potential field[J]. ROBOT, 2012, 34(1): 44–49.]
- 作者简介:
张波(1985–),男,博士生,飞行器设计专业,主要从事遥操作交会对接控制与安全性研究。
通信地址:湖南长沙国防科技大学一号院一院六队10级(410073)
电话:13786101638
E-mail:zhangbogfkd@hotmail.com

(编辑:曹亚君)