

## 遥操作交会对接轨道共享控制策略\*

张亚坤, 李海阳, 李 涛

(国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:**由于时延和测量、控制偏差的影响,环月轨道遥操作交会对接最终平移段的轨道控制面临诸多问题。针对这些问题,对遥操作交会对接共享控制策略进行研究。运用相对轨道动力学方程构造遥操作交会对接的数学模型,在此基础上推导时延条件下的预显示模型。在考虑可控边界的条件下构造对接安全走廊,提出基于改进人工势场的自控方法,势场函数将航天器与安全走廊的相对距离和逼近速度作为参考量。结合操纵人员的手动控制操作特性,推导共享控制的权重系数,形成共享控制策略。在九自由度遥操作交会对接半实物仿真平台开展仿真试验。仿真结果表明:相比于采用自动控制和手动控制方式而言,共享控制方式能有效克服时延的影响,显著提高环月轨道交会任务对接精度和成功率,改善环月轨道遥操作交会对接控制性能。

**关键词:**共享控制;遥操作交会对接;手动控制;改进人工势场法;共享控制权重系数

**中图分类号:**V526 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2017)01-017-07

## Study on shared control of teleoperation rendezvous and docking

ZHANG Yakun, LI Haiyang, LI Tao

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

**Abstract:** Due to the effect of time delay, control and measure error, it is hard to accurately control orbit motion in the final phase of rendezvous and docking. Thus the shared control strategy of teleoperation rendezvous and docking based on improved potential field function was studied. The motion model and predictive model based on the relative dynamics equations were established and the safe corridor in the controllable boundary was designed. The automatic control approach was studied based on the improved potential field function which takes relative distance and speed with safe corridor as reference quantity. Control weighting coefficient of automatic and manual mode was then derived to form the shared control strategy. The validation experiment was conducted on the nine-degree teleoperation rendezvous and docking semi-physical simulation platform. It is shown that, compared with the manual control mode and the automatic control mode, the shared control method can overcome the influence of time delay in the communication loop and effectively improve the rendezvous accuracy. Moreover, the control performance and success probability of teleoperation is proved to be enhanced.

**Key words:** shared control; teleoperation rendezvous and docking; manual control; improved potential field function; shared control weighting coefficient

对于遥操作交会对接任务而言,手控操作一般从交会对接的最终平移段开始进行,此时追踪航天器和目标航天的相对距离已经达到百米级别,具有相对距离近、控制周期短、控制精度要求高、安全性突出的特点。而真实的环月轨道具有大通信时延、复杂的动力学环境和更多的未知、不可控因素,这种情况下的近似计算所产生的误差可能给环月轨道交会对接精确控制带来不可忽视的问题。

Nelson 等<sup>[1]</sup>对大时延条件下月球遥操作采矿

车的精确控制问题,率先提出了使用神经网络算法来提高控制精度的方法。杨进和朱仁章等<sup>[2-3]</sup>分别对交会对接手控和自控方法进行了研究,然而所建立的动力学模型主要针对无通信时延的近地轨道航天器,不能满足环月轨道大时延条件下对接的精度要求。李九人等<sup>[4]</sup>采用模糊/PID 控制方法对最终平移段的轨道控制进行了研究,在一定程度上提高了控制精度。张波等<sup>[5]</sup>提出了将变时延转换成定时延的方法,并采用 Smith 模糊控制方法将通信回路中时延排除在外。Zhou

\* 收稿日期:2015-12-29

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11472301);国家973计划资助项目(2013CB733100)

作者简介:张亚坤(1987—),男,河北衡水人,博士研究生,E-mail:zhangyakun\_13@163.com;

李海阳(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:lihaiyang@nudt.edu.cn

等<sup>[6]</sup>对大时延条件下的地面遥操作控制交会对接进行了研究,提出了基于 C-W 相对动力学方程的预显示方法,该方法能克服通信回路大时延的影响,但是对地面遥操作人员的要求较高。Sheridan<sup>[7]</sup>率先在机器人领域采用共享控制方法,机器人的不同自由度分别由手动和自动方式进行控制。张国亮和李群智等<sup>[8-9]</sup>研究了基于空间状态的机器人共享控制方法,采用手动遥操作控制和视觉导航控制共同控制机器人快速准确到达目标区域。在此基础上, Li、Papanikolopoulos 和 Griffin 等<sup>[10-12]</sup>提出了基于共享控制的遥操作方法,其指出自动控制 and 手动控制算法都存在本身难以克服的困难,都不能单独有效地解决大时延遥操作问题,通过综合手动和自动控制方式联合完成航天器空间遥操作交会对接任务既能发挥自动控制的优势又可以避免手动控制的缺陷。共享控制的方法和基本思路也可借鉴于时延条件下环月轨道遥操作交会对接的控制问题, Zhou 等<sup>[13]</sup>对航天器交会对接的姿态和平移运动分别用自动和手动控制的共享控制方法进行了研究。张波等<sup>[14-15]</sup>提出了一种基于人工势场的共享控制方法,但是该自控方法不能有效克服被控对象易于陷入最小点的缺陷。Sabatini 等<sup>[16]</sup>对时延条件下交会对接最后逼近段的自动控制权重进行了研究,并在气浮系统上开展了相应的半实物仿真试验。

## 1 遥操作交会对接数学模型

### 1.1 相对轨道动力学模型

通常情况下,追踪航天器在交会对接的最终平移段沿逼近走廊方向做直线形受迫运动,由于时延和发动机推力偏差的存在,交会对接面临很高的安全威胁。因此,需要对时延条件下追踪航天器的轨迹偏差进行分析和校正,以实现精确的轨道控制。采用物理意义更加明确的目标轨道坐标系<sup>[17]</sup>对两航天器的相对运动进行描述。

当地垂直当地水平 (Local Vertical Local Horizontal, LVLH) 坐标系,坐标系原点位于目标航天器的质心,在开始时刻  $z$  轴从目标航天器质心指向月心,  $x$  轴位于轨道平面并与目标航天器速度方向相同,  $y$  轴垂直于轨道平面,三轴相互构成右手坐标系。

在 LVLH 轨道坐标系下对两航天器相对动力学方程进行推导,在假设目标航天器轨道为圆轨道的基础上忽略摄动因素的影响,并对方程进行线性化处理得到目标航天器与追踪航天器的相对运动方程。

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 6(\omega t - s) & \frac{4s}{\omega} - 3t & 0 & \frac{2}{\omega}(1-c) \\ 0 & c & 0 & 0 & \frac{s}{\omega} & 0 \\ 0 & 0 & 4-3c & -\frac{2}{\omega}(1-c) & 0 & \frac{s}{\omega} \\ 0 & 0 & 6\omega(1-c) & 4c-3 & 0 & 2s \\ 0 & s & 0 & 0 & c & 0 \\ 0 & 0 & 3\omega s & -2s & 0 & c \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \\ \dot{x}_0 \\ \dot{y}_0 \\ \dot{z}_0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中:  $\omega$  为目标器轨道角速度矢量,与  $y$  轴方向相反;  $c = \cos(\omega t)$ ;  $s = \sin(\omega t)$ 。

### 1.2 遥操作交会对接预显示模型

控制指令由地面遥操作控制中心传输到环月轨道航天器具有一定的通信时延,忽略时延因素的影响必将导致控制精度和稳定性的下降,预显示技术是有效克服大时延影响的有效方法之一。预显示技术的核心是建立准确的仿真预测模型,基于 C-W 相对轨道动力学方程构建遥操作交会对接预显示模型,根据状态函数推导相对动力学方程的状态转移矩阵,并将矩阵参数进行离散化处理,即可得到在前一时刻控制输入  $u_{i-1}$  条件下航天器在下一时刻  $t_n$  下的预测状态。由于在真实的环月轨道交会对接过程中存在的测量、控制方面的误差,需为预测模型在动力学模型的基础上加入一个随机系统误差项,预显示模型的相对运动状态方程为:

$$\begin{aligned} X_p(t_0 + t_d) = & \Phi(t_d + t_0, t_0)X(t_0) + \\ & B(t_d + t_0, t_0)u(t_0) + \\ & C(t_d)\omega(t_0) \end{aligned} \quad (2)$$

式中:  $\Phi(t, t_0)$  为状态转移矩阵;  $B(t, t_0)$  为控制输入矩阵;  $u(t)$  为控制加速度矢量;  $\omega(t)$  为系统的误差矩阵,假设为高斯白噪声矩阵。

操作者根据遥操作仿真系统所显示的图像信息对航天器相对状态进行判断,并通过位置、姿态控制杆和控制面板对追踪航天器发送指令,从而完成手控交会任务。根据预显示模型的控制逻辑,操作人员能够在当前时刻接收到下一个时刻航天器的相对运动状态信息。操作者根据预显示图像对航天器相对运动状态进行判断并发出控制指令,控制指令在半个时延周期内传输至目标航天器,并对操作者的指令进行响应。然而,由于测量误差的存在,仿真模型在递推过程中的精度会随之降低。为尽可能地获得更加准确的预测模型,需要利用测量敏感器获得的信息对预测结果进行校正,模型校正原理如图 1 所示。

将测量信息经过滤波处理后得到的状态量

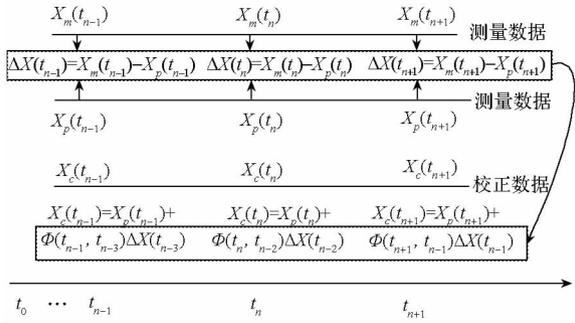


图1 预测校正原理

Fig. 1 Theory of predict and correction model

$X_m(t_{n-1})$  与预测模型生成的  $X_p(t_{n-1})$  进行比较得到  $t_{n-1}$  时刻的预测误差, 可得经过误差校正之后  $t_{n+1}$  时刻的预测值。

$$X_c(t_{n+1}) = X_p(t_{n+1}) + \Phi(t_{n+1}, t_{n-1}) \cdot [X_m(t_{n-1}) - X_p(t_{n-1})] \quad (3)$$

位于地面控制中心的操作人员根据预测信息对航天器相对运动状态进行判断, 并根据以往无时延条件下的手控策略经验, 可实现时延条件下的遥操作交会对接的预测控制。

## 2 基于改进人工势场法的自动控制方法

### 2.1 交会对接安全走廊

文献[18]从理论上设计了由数段圆锥面构成的控制边界, 文献[15]根据交会对接的工程实际情况, 将安全走廊设计为一个圆锥体和一个圆柱体的组合体, 并通过设定安全走廊的范围对航天器的相对运动进行规划。对于环月轨道交会对接来说, 安全走廊的范围不但要考虑相对位置和速度的影响, 还需将地月之间的通信时延因素考虑在内。在一个通信时延周期内, 预显示模型的预测状态与真实的运动状态存在一定的偏差, 如果真实的运动状态在某一时刻具有一定的速度, 而发动机的最大推力无法在一个控制周期内将其调整至安全范围内, 则可能导致交会对接出现意外。因此, 定义环月轨道交会对接的安全走廊为在发动机的最大推力的条件下, 预测状态的偏差能够达到的最远边界。将环月交会最终平移段简化为变速靠拢段和等速靠拢段, 其中, 变速靠拢段以相对导航光学敏感器的视场角为半锥角的圆锥体为边界, 等速靠拢段安全走廊以圆柱体为边界。安全走廊的空间曲面方程为:

$$\begin{cases} y^2 + z^2 = (x \tan \alpha)^2, & x \leq -\frac{d}{\tan \alpha} \\ y^2 + z^2 = d^2, & -\frac{d}{\tan \alpha} < x \leq 0 \end{cases} \quad (4)$$

式中,  $\alpha$  是圆锥体的半锥角,  $d$  是相交圆的半径。

### 2.2 改进人工势场法

人工势场法<sup>[19]</sup>是一种应用虚拟力场来表征物体运动趋势的方法, 多用于机器人避障以及路径规划的研究<sup>[20]</sup>。应用该方法实现环月交会对接最终平移段的自动控制, 将追踪航天器相对于目标航天器在安全走廊中的运动视为一种虚拟力场中的运动。安全走廊曲面对追踪航天器产生斥力, 目标航天器对追踪航天器产生引力, 在斥力和引力的共同作用下, 通过定义势力场函数使追踪航天器产生合适的加速度从而实现对交会对接路径的规划。传统的势力场函数一般只考虑相对位置参数<sup>[21-22]</sup>, 然而对于最终平移段而言, 由于交会对接安全性比较突出, 相对速度也是需要重点考虑的因素, 因此通过引入速度项来重新构造引力势函数。

$$U_{\text{attX}}(X) = \frac{1}{2} \lambda_1 \rho^2(X, X_t) \quad (5)$$

$$U_{\text{attV}}(V) = -\frac{\lambda_2}{\rho(V, V_t)} \quad (6)$$

其中:  $\lambda_1, \lambda_2$  是正比例增益系数;  $X$  和  $V$  表示追踪航天器在轨道坐标系中的位置速度;  $X_t$  和  $V_t$  代表目标航天器在轨道坐标系中的位置速度;  $\rho(X, X_t) = \|X_t - X\|$ , 表示目标航天器相对追踪航天器在轨道坐标系中的相对距离;  $\rho(V, V_t) = \|V_t - V\|$ , 表示目标航天器相对追踪航天器在轨道坐标系  $x$  轴的速度分量。

相应的引力为引力势函数的负梯度。

$$F_{\text{attX}} = -\nabla[U_{\text{attX}}(X)] = \lambda_1 \rho(X, X_t) \quad (7)$$

$$F_{\text{attV}} = -\nabla[U_{\text{attV}}(V)] = \frac{\lambda_2}{\rho_2(V, V_t)} \quad (8)$$

追踪航天器在构造的引力势场环境中所受的合力为:

$$F_{\text{att}} = F_{\text{attX}} + F_{\text{attV}} = \lambda_1 \rho(X, X_t) + \frac{\lambda_2}{\rho_2(V, V_t)} \quad (9)$$

将逼近靠拢段的安全走廊曲面边界视为斥力场等势体, 在相对位置的基础上, 引入两航天器的相对位置和相对速度参数, 定义其斥力势函数为:

$$U_{\text{repX}}(X) = \begin{cases} \frac{1}{2} \eta_1 \left[ \frac{1}{(X - X_p)} - \frac{1}{X_0} \right], & (X - X_p) < X_0 \\ 0, & (X - X_p) \geq X_0 \end{cases} \quad (10)$$

$$U_{\text{repV}}(V) = \frac{1}{2} \eta_2 \omega^2 (V - V_t) \quad (11)$$

其中:  $\eta_1, \eta_2$  为正比例系数;  $X_0$  表示等势体的影响距离, 根据追踪航天器的靠拢段参数指标而定;  $\omega(V - V_t)$  代表两航天器在  $y - z$  平面的相对速度

分量;  $X - X_p$  为追踪航天器距离安全走廊等势体之间的最短距离。

设某时刻追踪航天器在轨道坐标系中的坐标为  $p(x, y, z)$ , 由安全走廊曲面方程可知, 在该时刻追踪器到等势体的最小距离为:

$$L = (x \sin \alpha - \sqrt{y^2 + z^2}) \cos \alpha \quad (12)$$

相应的斥力为斥力势函数的负梯度:

$$F_{\text{rep}X} = -\nabla[U_{\text{rep}}(X)] = \begin{cases} \eta_1 \left[ \frac{1}{(X - X_p)} - \frac{1}{X_0} \right], & (X - X_p) < X_0 \\ 0, & (X - X_p) \geq X_0 \end{cases} \quad (13)$$

$$F_{\text{rep}V} = -\nabla[U_{\text{rep}}(V)] = \omega(V - V_i) \quad (14)$$

追踪航天器在构造的引力势场环境中所受的合力为:

$$F_{\text{rep}} = F_{\text{rep}X} + F_{\text{rep}V} \quad (15)$$

将追踪航天器所受的引力和斥力相加, 即可得到人工势场合力。

$$F_i = F_{\text{att}} + F_{\text{rep}} \quad (16)$$

### 3 遥操作交会对接共享控制

#### 3.1 共享控制结构

改进人工势场法作为环月轨道自动交会对接最终平移段的自动控制算法, 具有结构简单和实时性好的优点。通过借助改进人工势场法构造的势函数在理论上能够实现交会对接的自动控制, 但是由于斥力函数和引力函数的叠加, 可能会在安全走廊内出现局部最小点, 导致两航天器的相对运动停滞或者周期摆动, 如图 2 所示。

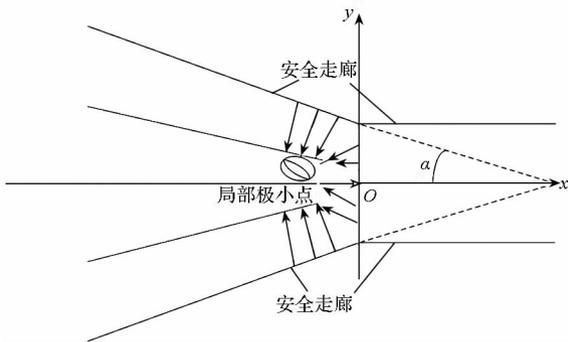


图 2 人工势场法的局部极小点

Fig. 2 Partial minimum point of improved potential field function

图 2 中, 实心箭头表示斥力, 空心箭头表示引力, 由于势力场函数的设置, 有可能造成在目标点附近形成局部极小点。此外, 基于人工势场法的自动控制易导致发动机开机过于频繁的问题。而

采用共享控制方法可以克服自动控制易于陷入局部极小值的缺点, 在自动控制模式下辅以操作员的手动控制, 可充分发挥操作员的人工智能, 有效降低发动机开机次数并提高控制精度。

对于环月轨道遥操作交会对接的最终平移段的轨道控制, 来自地月通信之间的时延和控制系统运算的时延不可避免地对相对轨道特性产生了影响, 导航和控制产生的误差和发动机推力带来的误差也降低了对接的精度, 此外, 该阶段存在多变量姿轨耦合问题和非线性时变问题。对于此类问题, 应用控制理论解决此类问题往往难以达到理想的效果, 而结合有经验的操作人员进行手动控制往往能得到比较满意的控制效果。操作人员对于非线性、时变和滞后系统具有很好的适用能力, 并且对于扰动和噪声信号具有一定的抑制作用, 同时具有较强的鲁棒性<sup>[23]</sup>。

本节采用共享控制方法实现模拟航天员手动交会对接, 将人的智能、经验和判断力融入到控制系统, 并以此为依据来确定共享控制的权重系数, 共享控制结构如图 3 所示。

图 3 中,  $a_i$  是自动控制输出加速度,  $a_m$  是手控指令输出的加速度,  $a_s$  是手控指令加速度和自控指令加速度之和, 即

$$a_s = \eta a_i + (1 - \eta) a_m \quad (17)$$

式中,  $\eta$  表示共享控制权重系数。

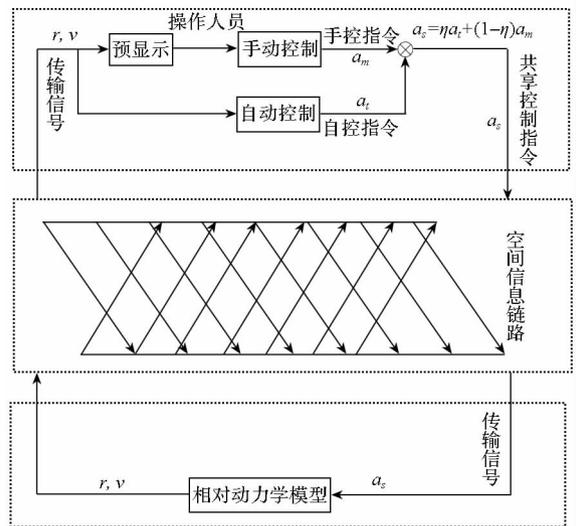


图 3 遥操作共享控制结构

Fig. 3 Structure of teleoperation rendezvous shared control system

#### 3.2 共享控制权重

假设追踪航天器和目标航天器位于同一环月圆轨道上, 在视线球坐标系中轨道面内的相对方程<sup>[24]</sup>为:

$$\begin{cases} \ddot{\rho} - \rho(\omega + \dot{\beta})^2 - \rho\omega^2(3\sin^2\beta - 1) = a_\rho \\ \rho\ddot{\beta} + 2\dot{\rho}(\omega + \dot{\beta}) - \frac{3}{2}\rho\omega^2\sin 2\beta = a_\beta \end{cases} \quad (18)$$

将测量得到的视线距离、视线角的状态偏差和状态偏差率作为模糊控制器的输入,在视线球坐标系下,假设追踪航天器的最终平移段的逼近状态为 $(\rho_f, \beta_f, \alpha_f, \dot{\rho}_f, \dot{\beta}_f, \dot{\alpha}_f)$ ,则视线距离的相对运动状态偏差和偏差率为:

$$\begin{cases} e_1 = \rho - \rho_f \\ ec_1 = \dot{\rho} - \dot{\rho}_f \end{cases} \quad (19)$$

由于视线距离和视线角之间存在相互耦合的现象,因此对控制通道输入信号加入 $\rho$ 变量,则视线角相对运动状态偏差和偏差率为:

$$\begin{cases} e_2 = \beta - \beta_f \\ ec_2 = \rho(\dot{\beta} - \dot{\beta}_f) \end{cases} \quad (20)$$

同理,偏离角的变化率与视线距离和视线角也存在相互耦合,在控制信号中加入 $\rho$ 和 $\cos\beta$ 变量,则偏离角相对运动状态偏差和偏差率为:

$$\begin{cases} e_3 = \alpha - \alpha_f \\ ec_3 = \rho(\dot{\alpha} - \dot{\alpha}_f)\cos\beta \end{cases} \quad (21)$$

将视线偏差和偏差变化率作为参考变量,将控制相平面区域分为九个不同区域,每个区域表示系统的一种相对运动状态,控制规则见表1。

表1 九点控制规则

Tab.1 Nine point control rules

|                | $ec > ec_0$ | $ ec  \leq ec_0$ | $ec < -ec_0$ |
|----------------|-------------|------------------|--------------|
| $e > e_0$      | $K_{4+}$    | $K_{3+}$         | $K_{2+}$     |
| $ e  \leq e_0$ | $K_{1+}$    | $K_0$            | $K_{1-}$     |
| $e < -e_0$     | $K_{2-}$    | $K_{3-}$         | $K_{4-}$     |

其中, $e$ 和 $e_0$ 分别为视线距离的偏差和视线距离的偏差变化率。

根据遥操作交会对接的控制经验,希望当两航天器相对运动状态变化较大时,自动控制权重较大,手动控制权重较小;当相对运动状态变化较小时,相应的手动控制权重变大,自动控制权重变小。按照此规则可确定手动控制权重系数,见表2。

表2 手动控制权重

Tab.2 Control weight of manual mode

| 条件           | $\eta$ | 条件           | $\eta$ |
|--------------|--------|--------------|--------|
| $k = K_{4+}$ | 0.9    | $k = K_{1-}$ | 0.4    |
| $k = K_{3+}$ | 0.8    | $k = K_{2-}$ | 0.3    |
| $k = K_{2+}$ | 0.7    | $k = K_{3-}$ | 0.2    |
| $k = K_{1+}$ | 0.6    | $k = K_{4-}$ | 0.1    |
| $k = K_0$    | 0.5    |              |        |

从而,可确定共享控制力为:

$$F_s = \eta F_t + (1 - \eta) F_m \quad (22)$$

式中, $F_t$ 为人工势场力, $F_m$ 为操纵力。

## 4 仿真

### 4.1 仿真环境

利用九自由度遥操作交会对接半实物仿真系统对提出的共享控制算法进行验证,该仿真系统是基于动力学相似原理模拟航天器交会对接的半实物仿真系统,由遥操作控制台子系统、运动平台子系统、综合仿真子系统和可视化仿真子系统组成。追踪器和目标器按照一定的比例进行缩小并固连在运动平台上,运动平台子系统对遥操作控制台子系统发来的指令按照动力学相似原理进行响应,测量设备通过数据交换机将航天器的相对运动状态信息反馈至遥操作控制台,操作人员可根据遥操作控制台所显示的信息对追踪航天器进行遥操作控制。

### 4.2 试验设计

在仿真初始时刻,设目标航天器的轨道根数 $a_0 = 1\ 938\ \text{km}$ , $e_0 = 0$ , $i_0 = 45^\circ$ , $\Omega_0 = 25^\circ$ , $\omega_0 = 0^\circ$ , $f = 0^\circ$ 。目标初始时刻目标器相对于追踪器的相对状态为:

$$S_0 = [30\ \text{m}\ 0\ \text{m}\ 0\ \text{m}\ 0.25\ \text{m/s}\ 0\ \text{m/s}\ 0\ \text{m/s}] \quad (23)$$

在工程应用中,航天器推力系统一般不采用连续推进方式,而是设置为几个推力大小不同的固定挡位。现为三个控制通道分别配置大、中、小三种不同推力挡位的发动机,相对应地,自动和手控方式也分为大、中、小三档。

本试验选取6名航空宇航科学技术的硕士研究生和3名航空宇航科学技术的博士研究生作为试验主体,试验开展前对试验人员开展基本的培训,直到测试人员熟悉九自由度遥操作交会对接半实物仿真系统平台为止。试验设置了以下3种工况:

工况1:时延设置为6s,采用手动控制方式进行遥操作交会对接试验。

工况2:时延设置为6s,采用自动控制方式进行遥操作交会对接试验。

工况3:时延设置为6s,采用共享控制方式进行遥操作交会对接试验。

每个测试人员分别针对每种工况进行50次仿真试验。

根据交会对接的相对运动规律和实际工程需

要,必须保证遥操作交会对接的相对运动轨迹保持在安全走廊范围之内。相对运动状态要满足表 3 中对于接近速度、横向速度和横向位置的条件。

表 3 试验成功条件

Tab. 3 Expected final docking state

| 项目   | 成功条件  |
|------|---|
| 接近速度 | $0 \leq v_x \leq 0.3 \text{ m/s}$           |
| 横向速度 | $\sqrt{v_y^2 + v_z^2} \leq 0.3 \text{ m/s}$ |
| 横向位置 | $\sqrt{y^2 + z^2} \leq 0.3 \text{ m}$       |

### 4.3 仿真结果分析

根据试验设置绘制 150 次仿真试验的相对落点位置的分布情况,如图 4~6 所示,其中,图 4 为手控试验数据,图 5 为自控试验数据,图 6 为共享控制试验数据。图 4~6 中,外圆圈代表半径为 0.3 m 的对接范围,是交会对接成功的最大横向相对位置范围,内圆圈代表半径为 0.2 m 的对接范围,是交会对接精度较高的横向相对位置范围。

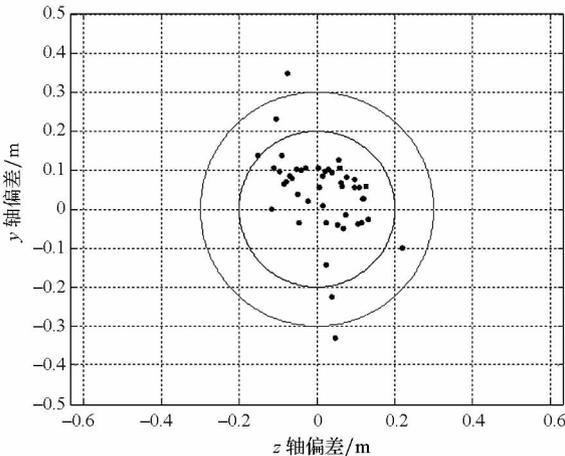


图 4 手控方式交会对接落点情况分布

Fig. 4 Spot distribution condition of manual mode

由图 4~6 可知,50 次手控仿真试验和 50 次自控仿真试验的终端落点相对位置大多集中在半径为 0.2 m 的圆圈内,但是依然有少量落点超出两个圆圈。其中,自动控制落点散布较均匀,超出内圆圈区域落点数量相对手控方式更少,然而与共享控制方式相比却有较大平均落点误差;手控模式和共享控制模式在 y 轴方向的落点误差要大于 z 轴方向的落点误差,这是由于轨道动力学造成的,z 轴与 x 轴方向的运动存在运动耦合关系。相对于手控方式和自控方式,共享控制模式具有更好的落点控制精度,终端相对位置基本全部位于半径为 0.2 m 的圆圈内。此外,由图 6 可以看

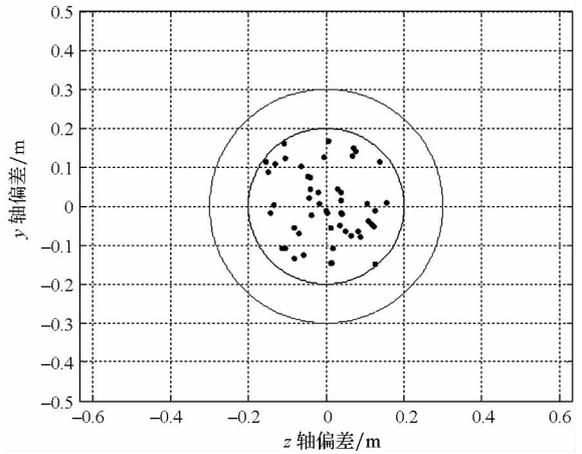


图 5 自控方式交会对接落点情况分布

Fig. 5 Spot distribution condition of automatic mode

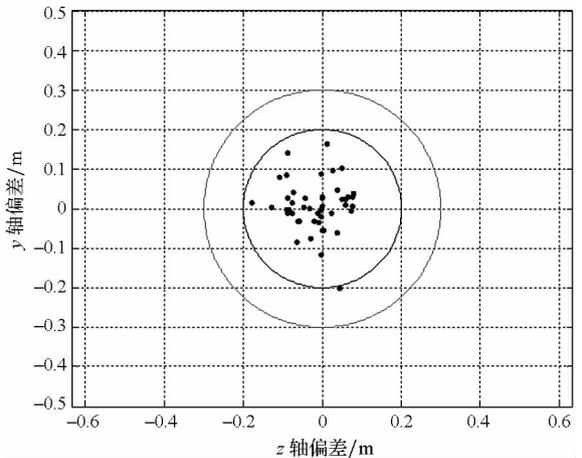


图 6 共享控制方式交会对接落点情况分布

Fig. 6 Spot distribution condition of shared mode

出,共享控制模式能够有效克服时延的影响,改善落点精度并在一定程度上抑制 y 轴方向的偏差。

### 5 结论

本文对环月轨道遥操作交会对接最终平移段的轨道共享控制方法进行了研究。仿真结果表明,基于共享策略的控制模式能够有效克服遥操作控制回路中的时延影响,成功抑制轨道控制过程中相对轨迹的发散,并显著提高交会对接任务的成功率。

### 参考文献 (References)

[1] Nelson T J, Olson M R, Wood H C. Long delay telecontrol of lunar mining equipment[J]. Journal of Space, 1998: 477 - 484.

[2] 杨进, 姜国华, 晁建刚. 基于靶标图像的航天员手控交会对接方法[J]. 宇航学报, 2010, 31(5): 1398 - 1404.

YANG Jin, JIANG Guohua, CHAO Jiangang. A cross drone image-based manual control rendezvous and docking method[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(5): 1398 -

1404. (in Chinese)
- [3] 朱仁璋,尹艳. 论空间交会最终平移段制导设计[J]. 中国空间科学技术, 2004, 24(5): 1-8.  
ZHU Renzhang, YIN Yan. Guidance strategy design for the final translation of space rendezvous [J]. Chinese Space Science and Technology, 2004, 24(5): 1-8. (in Chinese)
- [4] 李九人,唐国金,李海阳. 自主交会逼近段的模糊/PID混合控制[J]. 宇航学报, 2010, 31(3): 774-779.  
LI Jiuren, TANG Guojin, LI Haiyang. Fuzzy/PID hybrid trajectory control for final approach in autonomous rendezvous mission[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(3): 774-779. (in Chinese)
- [5] 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): 029601-1-11.  
ZHANG Bo, LI Haiyang, TANG Guojin. Smith fuzzy control of teleoperation rendezvous with variable time delay[J]. Acta Physica Sinica, 2013, 62(2): 029601-1-11. (in Chinese)
- [6] Zhou J Y, Zhou J P, Jiang Z C. Design and validation of a novel teleoperation rendezvous and docking system [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2014, 27(5): 4001-4017.
- [7] Sheridan T B. Space teleoperation through time delay: review and prognosis [J]. IEEE Transaction on Robotics and Automation, 1993, 9(5): 592-606.
- [8] 张国亮,刘宏,蒋再男. 视觉辅助遥操作在卫星在轨自维护中的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(7): 882-886.  
ZHANG Guoliang, LIU Hong, JIANG Zainan. Visual aid for teleoperation applied to satellite on-orbit self-servicing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(7): 882-886. (in Chinese)
- [9] 李群智,宁远明,申振荣. 行星表面巡视探测器遥操作技术研究[J]. 航天器工程, 2008, 17(3): 29-35.  
LI Qunzhi, NING Yuanming, SHEN Zhenrong. Study on teleoperation of rover on planetary surface [J]. Spacecraft Engineering, 2008, 17(3): 29-35. (in Chinese)
- [10] Li H J, Song A G. Virtual-environment modeling and correction for force-reflecting teleoperation with time delay[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2007, 54(2): 1227-1233.
- [11] Papanikolopoulos N P, Khosla P K. Shared and traded telerobotic visual control [C]//Proceedings of the 1992 IEEE International Conference on Robotic and Automation, 1992: 878-885.
- [12] Griffin W. Shared control for dexterous telemanipulation [D]. USA: Stanford University, 2003.
- [13] Zhou J Y, Jiang Z C, Tang G J. A new approach for teleoperation rendezvous and docking with time delay [J]. Science China Physics, Mechanics & Astronomy, 2012, 55(2): 339-346.
- [14] Zhang B, Li H Y. Human control model in teleoperation rendezvous [J]. Science China Information Sciences, 2014, 57(11): 1-11.
- [15] 张波,李海阳,唐国金. 环月轨道遥操作交会对接预测共享控制[J]. 宇航学报, 2014, 35(3): 315-323.  
ZHANG Bo, LI Haiyang, TANG Guojin. Predictive shared control of teleoperation rendezvous and docking in lunar orbit[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(3): 315-323. (in Chinese)
- [16] Sabatini M, Palmerini G B, Gasbarri P. A testbed for visual based navigation and control during space rendezvous operations[J]. Acta Astronautica, 2015, 117: 184-196.
- [17] 林来兴. 空间交会对接技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.  
LIN Laixing. Space rendezvous and docking technology [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1995. (in Chinese)
- [18] 朱仁璋,尹艳,汤溢. 空间交会最终平移段控制策略[J]. 中国空间科学技术, 2005, 25(4): 31-38.  
ZHU Renzhang, YIN Yan, TANG Yi. The control strategy for the final translation of space rendezvous [J]. Chinese Space Science and Technology, 2005, 25(4): 31-38. (in Chinese)
- [19] Khatib O. Real-time obstacle avoidance for manipulators and mobile robots [J] The International Journal Robotics Research, 1986, 5(1): 90-98.
- [20] McInnes C R. Path shaping guidance for terminal lunar descent[J]. Acta Astronautica, 1995, 36(7): 367-377.
- [21] 张棋,杨宜民. 基于改进人工势场法的足球机器人避碰控制[J]. 机器人, 2002, 24(1): 12-15.  
ZHANG Qi, YANG Yimin. Soccer robot collision avoidance control based on evolutionary artificial potential field [J]. Robot, 2002, 24(1): 12-15. (in Chinese)
- [22] 王会丽,傅卫平,方宗德,等. 基于改进的势场函数的移动机器人路径规划[J]. 机床与液压, 2002(6): 67-71.  
WANG Huili, FU Weiping, FANG Zongde, et al. A path plan method for mobile robot based on improved potential field function [J]. Hydraulic and Machine, 2002(6): 67-71. (in Chinese)
- [23] 陈鹰,杨灿军. 人机智能系统理论与方法[M]. 浙江大学出版社, 2006: 59-62.  
CHEN Ying, YANG Canjun. The human-machine intelligent system [M]. Zhejiang University Press, 2006: 59-62. (in Chinese)
- [24] 陈统,徐世杰. 非合作式自主交会对接的终端接近模糊控制[J]. 宇航学报, 2006, 27(3): 416-421.  
CHEN Tong, XU Shijie. A fuzzy controller for terminal approach for autonomous rendezvous and docking with non-cooperative target [J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(3): 416-421. (in Chinese)