

变时延遥操作交会的 Smith 模糊控制

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)

(2012年5月13日收到; 2012年8月10日收到修改稿)

针对地面遥操作空间航天器进行交会的情况, 研究了变时延条件下遥操作交会逼近段的轨道控制问题. 利用根轨迹法分析了时延对遥操作交会控制的影响; 通过设计时延缓冲器, 将变时延系统转化成了定常时延系统; 基于相对轨道动力学方程建立了被控对象的预测模型, 利用 Smith 预测原理设计了定常时延下的多变量 Smith 预测器, 使得控制器与执行器的输入不受时延的影响; 同时采用模糊控制方法, 以消除模型不确定性等因素的影响; 最后, 利用半实物仿真系统开展仿真试验, 对本文所述方法进行了验证. 仿真结果表明, 通过采用带时延缓冲器的 Smith 模糊控制的方法, 能有效降低地面遥操作交会过程中变时延以及模型不确定性的影响, 提高交会成功率和精度.

关键词: 遥操作交会, Smith 模糊控制, 变时延, 时延补偿

PACS: 96.25.De, 91.10.Sp, 02.30.Yy, 07.05.Mh

DOI: 10.7498/aps.62.029601

1 引言

空间交会^[1,2]是指两个航天器(一个称为目标航天器, 另一个称为追踪航天器)在空间轨道上按预定位置和时间相会. 根据交会控制的自主程度, 可将交会控制方式分为遥操作和自主控制. 遥操作是指控制器从远端遥操作追踪航天器, 实现与目标航天器的交会; 根据控制器所处位置的不同, 可将遥操作交会分为地面遥操作交会和目标航天器遥操作交会. 自主控制是指不依靠地面或目标航天器上的控制器, 由追踪航天器的星载设备来实现交会. 目前我国航天器的交会只能依赖于自主控制方式, 缺乏有效的备份手段, 一旦自主交会系统出现故障, 整个交会任务就无法完成. 遥操作交会的控制研究正是为了解决这一问题而开展.

美国曾于上世纪 80 年代在 OMV (Orbital Maneuvering Vehicle) 项目中开展过遥操作交会技术的初步研究^[3]; 俄罗斯(前苏联)则于上世纪 90 年代初, 研制成功了控制器位于空间站的 TORU^[4] (Teleoperatorniy Rezhim Upravleniya) 遥操作交会系统, 并多次成功应用于无人飞船与空间站的交会对接; 从国内学者公开发表的研究文献来看, 国

内各研究机构对遥操作交会技术的研究尚未正式开展.

遥操作交会与自主交会的主要区别在于控制回路中存在时间延迟. 以地面遥操作空间飞行器为例, 其时延达到了 5—7 s^[5]. 时延将导致系统稳定性和透明性等性能的严重下降^[6], 难以实现连续、精细的遥操作闭环反馈控制. 目前克服遥操作过程中时延影响的方法主要有双边控制、遥编程、预测控制. 双边控制^[5,6]方法的研究集中在如何保证控制系统的稳定性上, 以基于无源性双边控制方法应用最为广泛, 但它虽然可以保证系统在任意时延下的稳定性, 但系统操作性能差; 遥编程^[7]控制要求远端被控对象拥有一定的自主控制能力, 能否发挥期望效用取决于在远端被控对象的自主程度, 不适用于自主交会系统故障下的遥操作交会方式; 预测控制^[8,9]通过在本地控制端建立远端被控对象和环境的模型来补偿时间延迟所带来的影响, 文献^[10]提出了一种 Smith 预测补偿控制的方法, 该方法对于常时延且被控对象可以精确建模的控制过程, 具有较好的控制性能, 但当时延变化以及被控对象模型不确定性增强时, 这种方法就不适用了. 本文针对 Smith 预测控制中的不足, 提出一种带时延缓冲器的 Smith 模糊控制方法, 在解决变时延问

[†] 通讯作者. E-mail: tanggj@nudt.edu.cn

题的同时,克服控制过程中的不确定性影响,实现遥操作交会逼近段的轨道控制.

本文研究了地面遥操作空间航天器进行逼近段交会的轨道控制问题.建立了遥操作交会过程中的时延分布模型,通过引入时延缓冲器^[11,12],将变时延系统转化成定时延系统;然后基于相对轨道动力学^[13]方程建立预测模型,采用 Smith 预测方法对定时延进行补偿,以消除时延影响;同时面向无时延的系统,考虑系统中存在的外扰,建模误差等不确定因素影响,设计模糊控制器^[14,15],提高系统的控制效能;最后通过半实物仿真试验验证了本文

所述方法的有效性.

2 问题描述

2.1 控制系统模型

地面遥操作空间航天器进行交会的模型^[16]如图 1 所示.图中,两交会航天器的导航信息由航天器上的传感器获取,并传送至地面,地面控制器根据此导航信息计算控制指令,并将指令发送至追踪航天器执行,遥操作追踪航天器实现与目标航天器的交会.

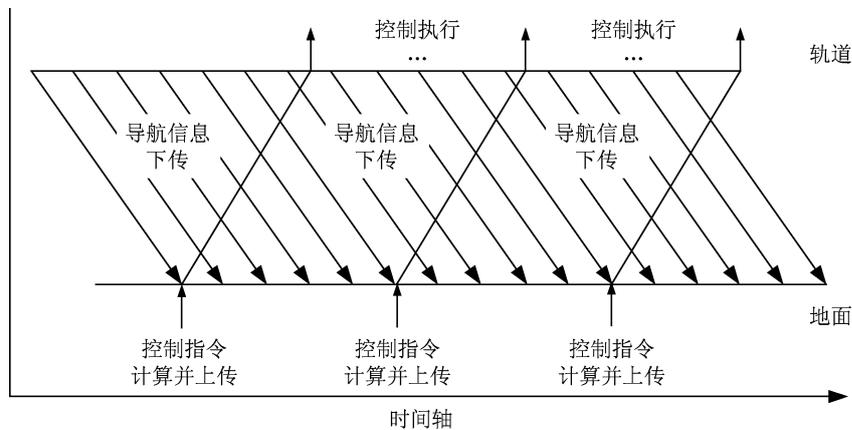


图 1 遥操作交会模型

由图 1 知,由于地面控制器与空间航天器物理上的隔离,导致信号在传输过程中需经历天地通信环节,使得控制回路中不可避免的存在时延.

1) 轨道动力学模型

假设目标航天器轨道为近圆轨道,且目标航天器与追踪航天器间的相对距离远小于目标航天器的地心距.定义目标航天器轨道坐标系原点 O 位于目标航天器质心, y 轴与目标航天器地心矢量方向相同, z 轴与目标航天器角动量方向相同, x, y, z 三轴构成右手坐标系.则追踪航天器在目标航天器轨道坐标系中的相对动力学方程 (CW 方程)^[13] 可表示为

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

其中: x, y, z 分别是追踪航天器相对目标航天器的矢量在目标航天器轨道坐标系中的分量, ω 是

目标航天器轨道角速度, a_x, a_y 和 a_z 分别是追踪航天器加速度在目标航天器轨道坐标系各轴上的分量.

设两航天器实际相对状态为 $\mathbf{X} = [x \ y \ z]^T$, $\dot{\mathbf{X}} = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$, 控制器计算得到的控制量为 $\mathbf{U} = [a_x \ a_y \ a_z]^T$, 则由于在实际飞行过程中,存在导航及控制偏差^[17], 可将传感器的测量输出与被控对象的控制输入表示为

$$\begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{X}} \\ \tilde{\dot{\mathbf{X}}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{X} \\ \dot{\mathbf{X}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta\mathbf{X} \\ \delta\dot{\mathbf{X}} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

$$\tilde{\mathbf{U}} = \mathbf{U} + \delta\mathbf{U}, \quad (3)$$

其中, $\delta\mathbf{X} = [\delta x \ \delta y \ \delta z]^T$, $\delta\dot{\mathbf{X}} = [\delta\dot{x} \ \delta\dot{y} \ \delta\dot{z}]^T$, 表示相对位置和速度偏差, $\delta\mathbf{U} = [\delta a_x \ \delta a_y \ \delta a_z]^T$, 表示控制偏差.

2) 时延模型

根据遥操作交会中时延的产生过程,可将时延

分为执行过程时延和传输时延^[18]. 其中执行过程时延产生于传感器、控制器和执行器的运行过程中, 分别用 τ_s , τ_c 和 τ_a 表示; 传输时延包括从传感器到控制器和从控制器到执行器的时延, 分别称为后向时延和前向时延, 用 τ_{sc} 和 τ_{ca} 表示. 因此遥操作交会控制系统的总时延为

$$\tau = \tau_s + \tau_{sc} + \tau_c + \tau_{ca} + \tau_a. \quad (4)$$

在遥操作交会过程中, 可将 τ_s 归入后向时延, τ_c , τ_a 归入前向时延, 因此总时延可简化表示为

$$\tau = \tau_{sc} + \tau_{ca}. \quad (5)$$

在信号的实际传输过程中, 时延的大小是随机变化的, 时延模型可用下式表示:

$$\tau_m = \bar{\tau} + \delta\tau, \quad (6)$$

其中 $\bar{\tau}$ 表示时延的均值, $\delta\tau$ 表示时延相对于均值的波动范围, 且服从随机分布. 由于遥操作交会的执行设备以及信号传输距离相对固定, 因此主要分布

规律可以确定, 时延虽有波动, 但出现时延突变的概率较小. 在本文的研究中, 对控制系统和时延做如下假设^[19].

假设 1 传感器、控制器和执行器均采用时间驱动方式, 且具有相同的采样周期 T , 各节点时钟同步.

假设 2 传感器及控制器的输出数据均带有时间戳.

假设 3 前向时延和后向时延大小主要分布在 $[0, nT]$ 区间内, 其中 n 为非负整数, 时延超出该区间的概率较小.

根据以上假设, 可得信号传输的时序如图 2 所示.

3) 控制模型

设无时延时轨道相对运动控制器的传递函数为 $G_c(s)$, 被控对象传递函数为 $G_p(s)$, 则遥操作交会控制系统结构如图 3 所示.

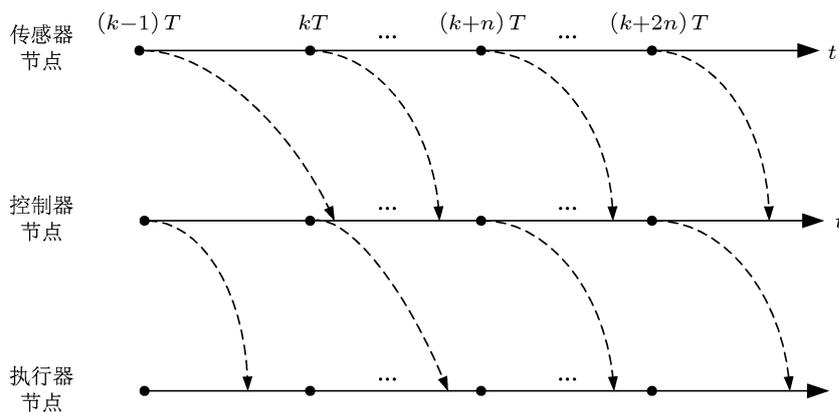


图 2 信号传输的时序图

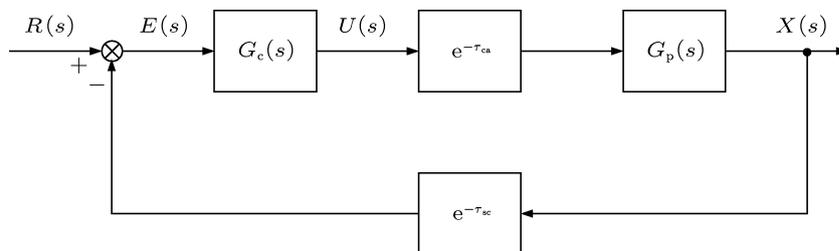


图 3 遥操作交会控制系统结构图

图 3 中 $R(s)$, $X(s)$, $U(s)$ 表示系统输入、输出变量和控制量的拉氏变换. 由图 3 知, 引入时延后

$$E(s) = R(s) - X(s)e^{-\tau_{sc}s}, \quad (7a)$$

$$U(s) = E(s)G_c(s), \quad (7b)$$

$$X(s) = U(s)G_p(s)e^{-\tau_{ca}s}. \quad (7c)$$

由于时延的存在, 在当前时刻, 地面控制器根据 τ_{sc} 时间前两航天器的相对状态偏差计算得到的控制量, 于 τ_{ca} 时间后作用于追踪航天器. 控制系统的闭环传递函数为

$$G(s) = \frac{X(s)}{R(s)} = \frac{G_c(s)G_p(s)e^{-\tau_{ca}s}}{1 + G_c(s)G_p(s)e^{-\tau_{ca}s}e^{-\tau_{sc}s}}. \quad (8)$$

由传递函数知, 闭环传递函数的分母 (即特征方程) 中出现了延迟环节, 这将对控制系统的稳定性产生影响.

2.2 控制性能分析

以 z 通道控制为例分析遥操作交会的控制性能. 由 (1) 式经拉氏变换可得 z 通道被控对象的传递函数为

$$G_{pz}(s) = \frac{X_z(s)}{U_z(s)} = \frac{1}{s^2 + \omega^2} e^{-\tau_{ca}s}. \quad (9)$$

假设 z 通道控制器采用 PID 算法, 其控制表达式为

$$u(t) = K_p x(t) + K_i \int_0^t x(\tau) d\tau + K_d \frac{dx(t)}{dt}, \quad (10)$$

式中 K_p 为比例系数, K_i 为积分系数, K_d 为微分系数, 因此, 控制器传递函数可表示成

$$G_{cz}(s) = \frac{U_z(s)}{E_z(s)} = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s. \quad (11)$$

取轨道角速度 $\omega = 0.0011$, PID 控制器参数分别取 $K_p = 0.2$, $K_i = 0.05$, $K_d = 0.01$; 对时延因子取四阶 Pade 近似^[20], 可绘制在 0s 时延及 1s 时延下系统的根轨迹如图 4 所示.

从图 4 中可以看出, 当控制系统有延迟时, 根轨迹出现在复平面的右半平面, 系统出现不稳定的

情况. 由此可见, 时延会影响遥操作交会控制系统的稳定性.

3 Smith 预测器设计

Smith 预测控制^[12]是由 Smith 于 1959 年提出的一种时延的补偿控制方法. 该方法对于单变量的常时延控制过程, 具有较好的控制性能. 而由 (1) 式知, 对于交会逼近段的轨道控制, 存在多变量耦合的特点, 因此, 在进行控制器设计时, 可将被控对象模型表示成多变量传递函数矩阵^[21]的形式, 即

$$G_{pm}(s) = \frac{X(s)}{U(s)} = \begin{bmatrix} \frac{(s^2 - 3\omega^2)}{s^2(s^2 + \omega^2)} & \frac{2\omega}{s(s^2 + \omega^2)} & 0 \\ \frac{-2\omega}{s(s^2 + \omega^2)} & \frac{1}{(s^2 + \omega^2)} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{(s^2 + \omega^2)} \end{bmatrix}. \quad (12)$$

由此可得多变量 Smith 预测控制结构如图 5 所示. 其中: τ 为控制回路的总时延, 且 $\tau = \tau_{sc} + \tau_{ca}$, τ_m 为时延的估计模型.

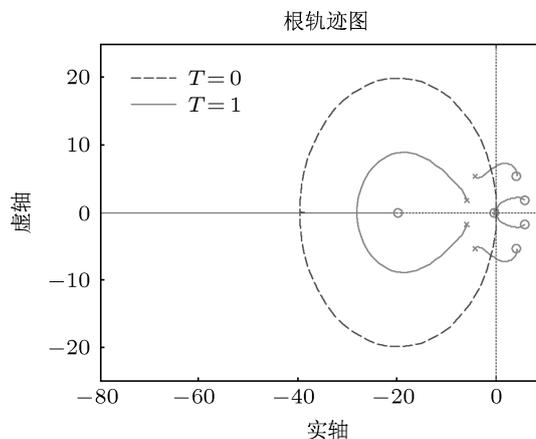


图 4 z 通道控制的根轨迹图

由图 5 知, 系统的闭环传递函数为

$$G(s) = \frac{G_c(s)G_p(s)e^{-\tau s}}{1 + G_c(s)G_{pm}(s) + G_c(s)(G_p(s)e^{-\tau s} - G_{pm}(s)e^{-\tau_m s})}. \quad (13)$$

如果模型与被控对象完全匹配, 即 $G_{pm}(s) = G_p(s)$, $\tau_m = \tau$, 则系统的闭环传递函数变为

$$G(s) = \frac{G_c(s)G_p(s)e^{-\tau s}}{1 + G_c(s)G_p(s)}. \quad (14)$$

由上式可以看出, 采用 Smith 预测结构后, 系统的特征方程中不再包含时延环节, 从而消除了时延对系统稳定性的影响. 拉氏变换的位移定理说明 $e^{-\tau s}$ 仅仅将控制作用在时间坐标上推移了一个时间 τ ,

而控制系统的过渡过程及其他性能指标都与无时延时完全相同. 此时, 可按照无时延时的控制器设计方法, 设计 $G_c(s)$ 以获得良好的控制性能.

4 时延缓冲器设计

由于 Smith 预测控制仅适用于常时延过程, 因此, 为了提高系统的控制性能, 应尽可能地使时延保持为常值. 本文采用设计时延补偿器^[11,12]的方法, 假设已知地面遥操作交会时延大小的主要分布区间, 在控制器和执行器端分别设立接收缓冲区; 时延缓冲值, 即缓冲区队列的长度与采样周期的乘积, 要略大于时延主要分布区间的右边界值. 然而

在实际过程中, 可能出现少量时延突变的情况, 使得时延大小超过时延缓冲值. 在这种情况下, 若保持时延缓冲值不变, 将可能导致先发送的信号晚于后发送的信号输入下一节点, 造成信号输入的乱序; 若增加时延缓冲值, 将增大系统时延, 造成控制效能下降. 因此, 应根据时延的主要分布情况设定时延缓冲值, 且在当某次传输过程中信号时延大于时延缓冲值时, 接收端将该信号丢弃. 由 2.1 节中分析知, 时延突变的出现概率相对较小, 因此这种方法可将遥操作交会中的变时延尽可能地转化成相对固定的时延. 相应地, 原有变时延系统也可看做定常时延系统, 可应用 Smith 预测消除时延的影响. 时延缓冲器原理如图 6 所示^[12].

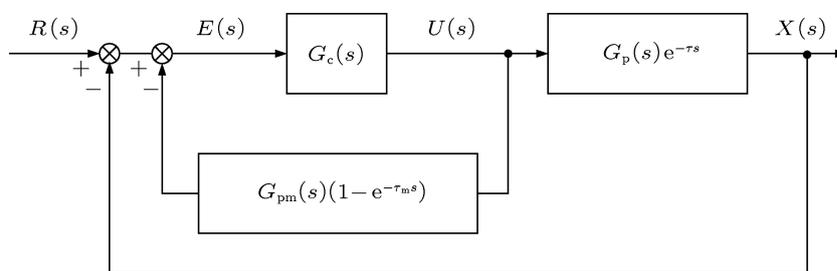


图 5 多变量 Smith 预测控制器结构

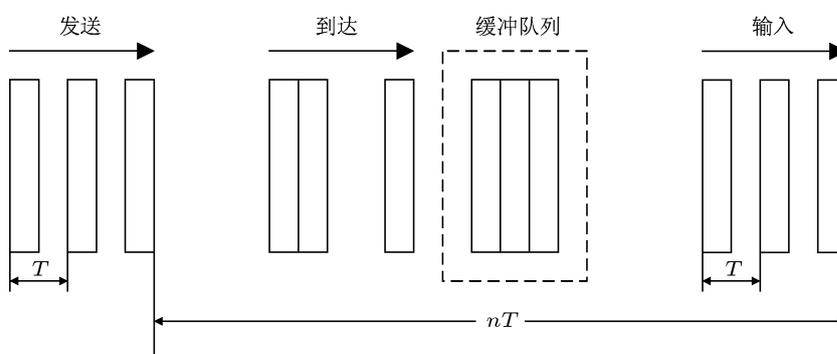


图 6 时延缓冲器原理

系统中, 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 $lT < \tau_{sc} \leq (l+1)T$ (为非负整数, 且 $l < n$), 则信号进入队列中第 $(l+1)$ 个位置; 如果 $\tau_{sc} > nT$, 则将该信号丢弃, 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 , 其实现过程如图 7 所示.

5 Smith 模糊控制器设计

由于 Smith 预测模型是建立在被控对象的精确数学模型之上, 而在交会逼近段, 动力学模型、导航和控制产生的误差对相对运动轨道特性有较大

影响, 该控制阶段存在较强的非线性时变特性, 同时存在多变量耦合的特点 [22,23], 使得基于 CW 方程的 Smith 预测模型不可能与被控对象模型完全匹配, 为克服上述因素带来的影响, 可结合模糊控制的方法. 模糊控制 [14,15] 具有不依赖对象数学模型的特点, 同时对于系统的非线性、时变和噪声等有较强的抑制能力. 将模糊控制器引入到 Smith 预测控制系统, 即将图 5 中控制器 $G_c(s)$ 用模糊控制器取代, 即构成 Smith 模糊控制系统.

将逼近段轨道的模糊控制解耦为三个独立通道的控制 [24], 将各种误差及各变量间的耦合视为干扰项. 设追踪航天器在目标航天器轨道坐标系下, 沿 x 轴方向准直线逼近目标航天器, 则模糊控制器输入变量有两个, 分别为相对状态偏差 e 和偏差变化率 ec , 输出量为控制量 u . x 控制通道为

$$e_x = x, \quad ec_x = \dot{x}, \quad u_x = a_x, \quad (15)$$

y 控制通道

$$e_y = y, \quad ec_y = \dot{y}, \quad u_y = a_y, \quad (16)$$

z 控制通道

$$e_z = z, \quad ec_z = \dot{z}, \quad u_z = a_z. \quad (17)$$

将状态偏差、状态偏差变化率和控制量均划分为 7 个等级: NB, NM, NS, ZO, PS, PM 和 PB, 分别表示负大、负中、负小、零、正小、正中和正大. 采用三角形隶属函数 $\mu(l)$ 对输入参数的隶属度

进行描述, 实现输入参数的模糊化. $\mu(l)$ 由 3 个参数 l_1, l_2 和 l_3 确定, 即

$$\mu(l) = \begin{cases} 0, & l \leq l_1, \\ (l-l_1)/(l_2-l_1), & l_1 \leq l \leq l_2, \\ (l_3-l)/(l_3-l_2), & l_2 \leq l \leq l_3, \\ 0 & l \geq l_3. \end{cases} \quad (18)$$

设计三个通道的模糊控制规则, 见表 1.

采用取小运算计算每条规则的可信度, 即 $v = \min\{\mu(e) \quad \mu(ec)\}$. 根据表 1 中的模糊控制规则, 计算模糊关系, 然后将输入的偏差和偏差变化率的模糊值矢量由合成推理的方法求解输出量的模糊值矢量, 最后采用重心法进行解模糊操作, 获得轨道坐标系下的推力加速度控制为

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_{k=1}^n v_k a_{xk} / \sum_{k=1}^n v_k \\ \sum_{k=1}^n v_k a_{yk} / \sum_{k=1}^n v_k \\ \sum_{k=1}^n v_k a_{zk} / \sum_{k=1}^n v_k \end{bmatrix}, \quad (19)$$

其中, $n = 49$ 为模糊控制规则条数, a_{xk}, a_{yk}, a_{zk} 为各控制通道的第 k 条模糊推理结果, v_k 为模糊规则库中的第 k 条模糊规则的可信度.

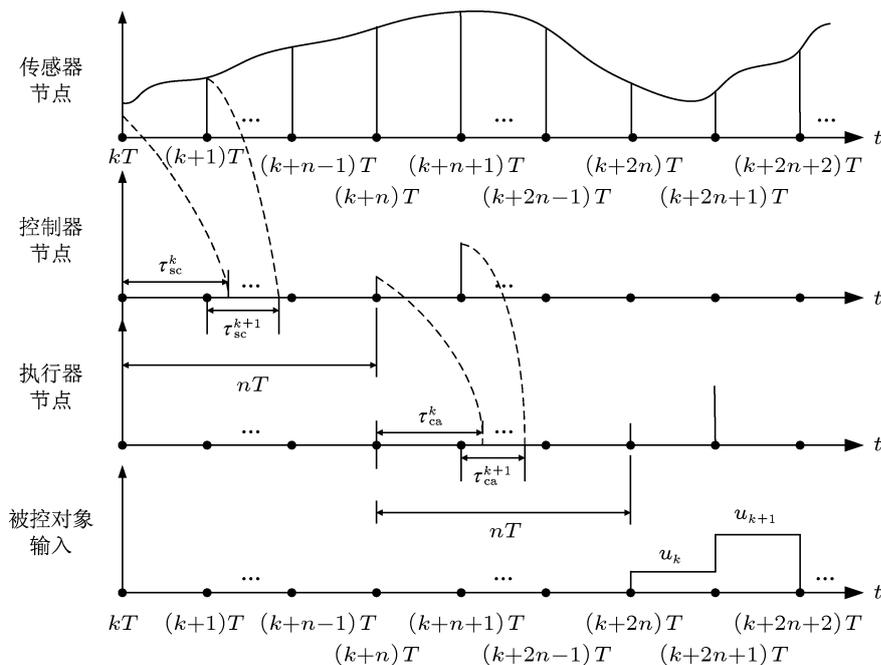


图 7 时延缓冲过程

表 1 模糊控制规则

a	e							
	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB	
ec	NB	PB	PB	PM	PM	PS	ZO	ZO
	NM	PB	PB	PM	PS	PS	ZO	NS
	NS	PM	PM	PM	PS	ZO	NS	NS
	ZO	PM	PM	PS	ZO	NS	NM	NM
	PS	PS	PS	ZO	NS	NS	NM	NM
	PM	PS	ZO	NS	NM	NM	NM	NB
	PB	ZO	ZO	NM	NM	NM	NB	NB

结合时延缓冲器设计, 可得变时延遥操作交会 Smith 模糊控制系统结构如图 8 所示.

由于实际航天器的发动机推力只有固定大小的几档, 因此计算的模糊控制力大小需转化为与其最接近的发动机推力大小.

6 仿真试验

6.1 遥操作半实物仿真系统

为对本文所提出的控制方法进行验证, 本节设计了遥操作交会半实物仿真系统, 并开展了仿真试验. 半实物仿真系统主要由数字仿真分系统和运动

平台分系统组成, 各分系统间的信息通过网络进行交互, 如图 9 所示.

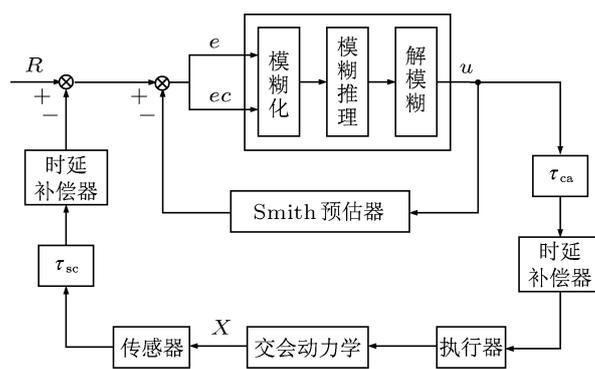


图 8 变时延遥操作交会 Smith 模糊控制系统结构

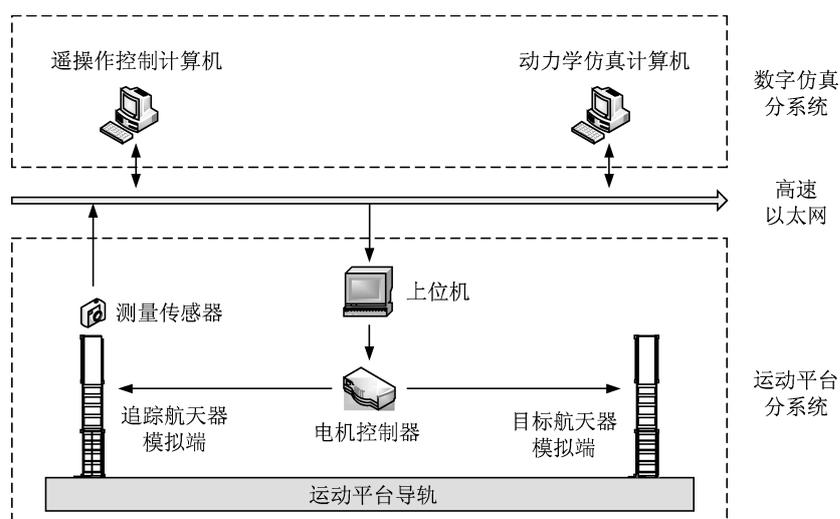


图 9 遥操作交会半实物仿真系统框图

1) 数字仿真分系统

数字仿真分系统主要由遥操作控制计算机和动力学仿真计算机组成. 其中, 遥操作控制计算机接收测量信号, 进行后向时延的模拟, 并计算出控制信号; 动力学仿真计算机接收控制信号, 进行前向时延的模拟, 并采用高精度数值积分轨道模型, 考虑地球引力 J_2 项摄动、大气阻力和太阳光压等摄动因素影响, 计算出两航天器的相对运动状态.

2) 运动平台分系统

运动平台分系统由上位机、9 自由度运动平台和测量传感器等组成. 上位机接收动力学仿真数据, 经由电机控制器转化为伺服电机的控制信号, 驱动运动平台到达指定位置; 运动平台包含 9 个自由度, 可对目标航天器的姿态 3 自由运动、以及追踪航天器的平移和姿态 6 自由度进行模拟; 测量传感器安装在平台上的追踪航天器模拟端, 进行相对位置和速度的测量. 运动平台分系统实物如图 10 所示.



图 10 运动平台分系统

6.2 仿真分析

1) 参数设置

设初始时刻目标航天器轨道根数为 $a_0 = 6978137 \text{ m}$, $e_0 = 0.001$, $i_0 = 42^\circ$, $\Omega_0 = 110^\circ$, $\omega_0 = 30^\circ$, $f_0 = 60^\circ$, 追踪航天器相对目标航天器的状态为: $\mathbf{X} = [150 \text{ m} \ 10 \text{ m} \ 10 \text{ m}]^T$, $\dot{\mathbf{X}} = [0 \text{ m/s} \ 0 \text{ m/s} \ 0 \text{ m/s}]^T$. 追踪航天器三个方向的控制通道配置了大、中、小三种不同推力档位的发动机, 其推力加速度大小如表 2.

设导航偏差和控制偏差均为各分量相互独立的零均值高斯白噪声, 且在 t 时刻的标准差为

$$\begin{aligned} \sigma_{\delta x} &= 0.01 \mathbf{X}, \\ \sigma_{\delta \dot{x}} &= 0.01 \dot{\mathbf{X}}, \end{aligned}$$

$$\sigma_{\delta U} = 0.01 \delta U.$$

表 2 发动机推力加速度

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

设两航天器对接面接触时, 相对运动状态满足式中条件时, 即认为交会成功, 否则认为交会失败.

$$\begin{aligned} 0 < \dot{x} < 0.5 \text{ m/s}, \\ \sqrt{y^2 + z^2} < 0.3 \text{ m}, \\ \sqrt{\dot{y}^2 + \dot{z}^2} < 0.3 \text{ m/s}. \end{aligned}$$

2) 条件设置

根据以上参数, 设置以下 5 种条件进行仿真试验:

条件1 时延大小设置为 0, 其余各项参数设置同 1), 采用 4 节中的模糊控制方法对轨道进行控制.

条件2 参数设置同 1), 设前向和后向的时延均满足 $\bar{\tau} = 2.5 \text{ s}$, 且 $\delta\tau$ 服从 $[-0.5, 0.5]$ 上的均匀分布, 设置前向和后向时延缓冲值为 3 s. 采用 4 节中的模糊控制方法对轨道进行控制.

条件3 参数设置同 1), 时延设置同条件 2, 结合 2, 3, 4 节, 采用带时延缓冲器的 Smith 模糊控制器对轨道进行控制.

条件4 参数设置同 1), 设前向和后向的时延均满足 $\bar{\tau} = 2.5 \text{ s}$, 且 $\delta\tau$ 为各分量相互独立的零均值高斯白噪声, 标准差为 0.25 s, 设置前向和后向时延缓冲值为 3 s. 采用 4 节中的模糊控制方法对轨道进行控制.

条件5 参数设置同 1), 时延设置同条件 4), 设置前向和后向时延缓冲值为 5 s. 采用 4 节中的模糊控制方法对轨道进行控制.

3) 仿真结果

图 10, 图 11, 图 12 为条件 1, 条件 2 和条件 3 下追踪航天器在轨道坐标系中的相对位置随时间的变化情况. 从图中可以看出, 在没有时延时, 采用模糊控制器可控制追踪航天器在消除初始偏差后沿 x 轴方向准直线逼近目标航天器; 而当有随机时延时, 仍采用模糊控制器进行控制, 此时追踪航天器在 y, z 两方向的相对运动轨迹振荡幅度较大, 且有逐渐发散的趋势; 当不存在时延突变时, 采用带时延缓冲器的 Smith 模糊控制器时, 条件 3 轨迹形

状与条件 1 的基本一致, 仅在时间坐标上推移了 6 s 左右的时间.

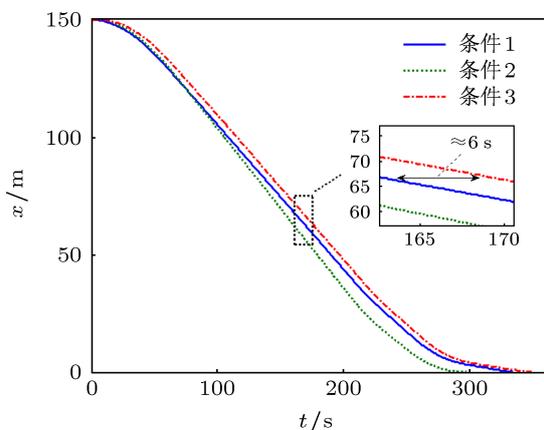


图 11 x 方向相对位置变化规律比较

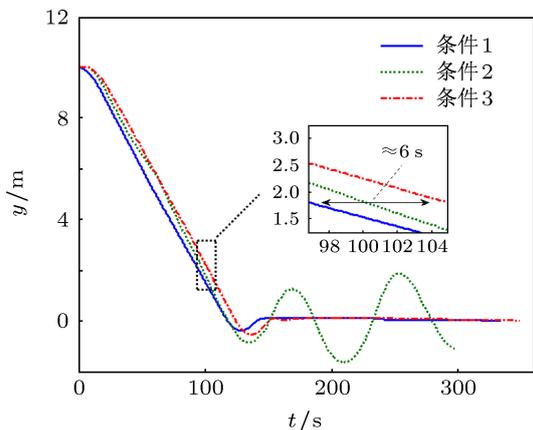


图 12 y 方向相对位置变化规律比较

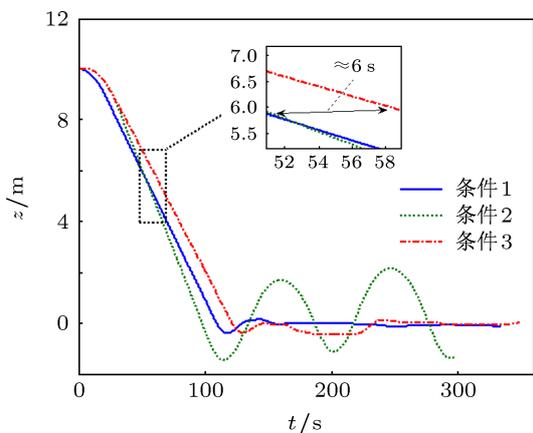


图 13 z 方向相对位置变化规律比较

Carlo 打靶仿真. 从中可以看出, 没有时延时, 采用模糊控制的落点分布范围较小; 而当引入随机时延时, 仅采用模糊控制其落点分布范围大, 很多已远远超出交会成功的条件; 当不存在时延突变时, 采用时延缓冲器以及 Smith 模糊控制器时, 落点分布范围相比条件 2 大大缩小, 绝大多数满足交会成功的条件.

条件 4 和条件 5 改变了时延的分布规律, 条件 4 采用 3 s 的时延缓冲值, 出现时延超过 3 s 的概率约为 5%, 条件 5 采用 5 s 的时延缓冲值, 出现时延超过 5 s 的概率近乎为 0. 对这两种条件各进行 100 次打靶仿真, 其落点分布范围与条件 3 的比较如图 15 所示. 从中可以看出, 条件 4 相对条件 3 其落点分布未有明显变化, 条件 5 相对条件 3 其落点分布范围较大.

对 5 种条件的打靶仿真的成功率以及终点相对状态的平均值进行统计, 统计结果如表 3 所示.

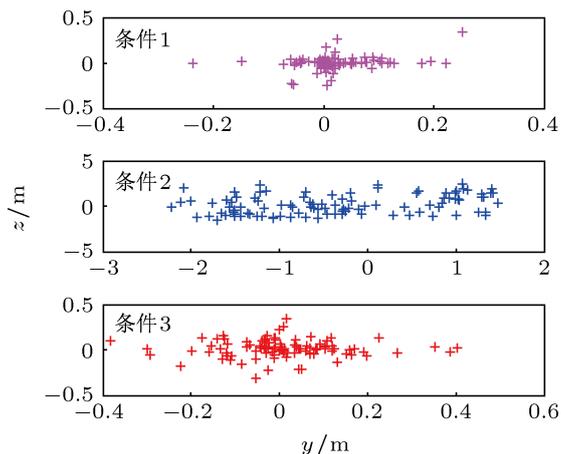


图 14 条件 1—3 落点分布范围比较

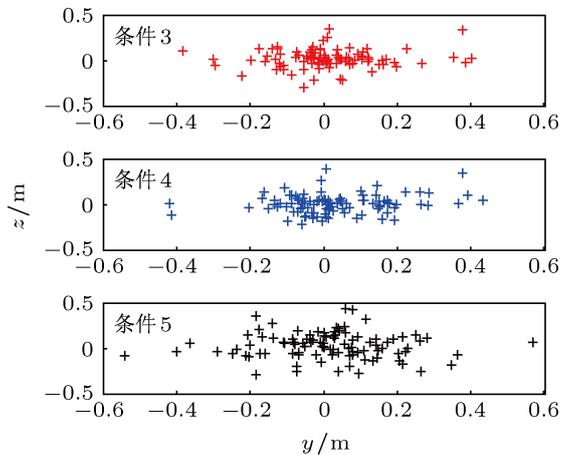


图 15 条件 3—5 落点分布范围比较

图 14 是条件 1, 条件 2 和条件 3 下两航天器对接面接触时横向相对位置落点分布的 100 次 Monte

表3 打靶仿真结果

条件	$\sqrt{y^2+z^2}/\text{m}$	$\sqrt{y^2+z^2}/\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	$\dot{x}/\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	成功率
1	0.0657	0.0012	0.0685	1
2	1.4114	0.1130	0.0325	0.02
3	0.1317	0.0044	0.0726	0.94
4	0.1437	0.0052	0.0724	0.93
5	0.1917	0.0082	0.0708	0.85

从表3中条件1至条件3的对比中可以看出,系统存在随机时延且单向时延上限为3s时,仅采用模糊控制方法其交会成功率及交会精度相比无时延时严重下降;而采用带时延缓冲器的Smith模糊控制器后,将变时延转化成定时延,其成功率和精度相比条件2大幅提升.

从表3中条件3至条件5的对比中可以看出,当条件4中系统存在上限不确定的小概率突变时延时,根据时延分布的主要规律设置时延缓冲器中的时延缓冲值,其控制效果相对条件3无突变时延略有下降但并不显著;条件5通过增大时延缓冲值将突变时延出现概率降至接近于0,而人为地增大

了系统时延,导致成功率和交会精度显著下降.可见,时延缓冲值的选取对控制结果会有影响,但结合遥操作交会的时延分布规律,针对其时延突变的小概率性,选取合适的时延缓冲值,可达到较高的成功率和交会精度.

7 结论

本文针对变时延条件下遥操作交会逼近段的轨道控制,结合遥操作交会过程中的时延分布规律,提出了带时延缓冲器的Smith模糊控制方法.在变时延,以及系统存在外扰,建模误差等不确定性因素影响的仿真条件下,通过选取合适的时延缓冲值,并结合Smith模糊控制方法,避免了仿真轨迹的振荡和发散,轨迹形状与无时延时基本一致,仅在时间坐标上推移了时延大小的时间,系统达到了较高的交会成功率和精度.仿真结果表明,本文所设计的方法可有效降低遥操作交会过程中的变时延及各种不确定性因素对控制系统稳定性和交会精度的影响,提高地面遥操作交会的成功率,为空间交会提供有力的备份手段.

- [1] Fehse W 2003 *Automated rendezvous and docking of spacecraft* (1st Ed.) (Cambridge: Cambridge University Press) p1
- [2] Li H Y, Luo Y Z, Zhang J, Tang G J 2010 *Acta Astronaut.* **66** 439
- [3] Keith E C 1989 *AIAA* 129
- [4] Zhou J Y, Jiang Z C, Tang G J 2012 *Sci. China Ser. G* **55** 339
- [5] Thomas B S 1993 *IEEE T. Robot. Autom.* **9** 592
- [6] Guo P, Hu H, Liu G R, Hu J D 2010 *Acta Phys. Sin.* **59** 5925 (in Chinese) [郭鹏, 胡慧, 刘国荣, 胡俊达 2010 物理学报 **59** 5925]
- [7] Hokayem P F, Spong M W 2006 *Automatica* **42** 2035
- [8] Liu F C, Wang J, Shi M, Gao X W 2002 *Acta Phys. Sin.* **51** 2707 (in Chinese) [刘福才, 王娟, 石淼, 高秀伟 2010 物理学报 **51** 2707]
- [9] Wen S H, Wang Z, Liu F C 2009 *Acta Phys. Sin.* **58** 3753 (in Chinese) [温淑焕, 王哲, 刘福才 2009 物理学报 **58** 3753]
- [10] Smith O J 1959 *ISA T.* **6** 28
- [11] Rogelio L, Asok R 1990 *Automatica* **26** 903
- [12] Wang S H, Xu B G, Wang Q Y 2005 *Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics* Hongkong, 2005, p664
- [13] Li J R, Li H Y, Tang G J 2011 *Sci. China Ser. E* **54** 1865
- [14] Gao X, Liu X W 2007 *Acta Phys. Sin.* **56** 84 (in Chinese) [高心, 刘兴文 2007 物理学报 **56** 84]
- [15] G X P, C C L, F Z P 2002 *Acta Phys. Sin.* **51** 754 (in Chinese) [关新平, 陈彩莲, 范正平 2002 物理学报 **51** 754]
- [16] David K G 2007 *J. Guid. Control Dynam.* **30** 974
- [17] Luo Y Z, Liang L B, Wang H, Tang G J 2011 *J. Guid. Control Dynam.* **34** 1264
- [18] Du F 2008 *Ph. D. Dissertation* (Emei Mountain: Southwest Jiaotong University) (in Chinese) [杜锋 2008 博士学位论文 (峨眉山: 西南交通大学)]
- [19] Kang B, Zhao Hong wei, Reng L L, Yan D M 2006 *J. Jilin Univ.* **24** 42 (in Chinese) [康冰, 赵宏伟, 任丽莉, 闫冬梅 2006 吉林大学学报 **24** 42]
- [20] Yu S Y, Chen X Y 2008 *J. Central South Univ.* **39** 799 (in Chinese) [喻寿益, 陈学一 2008 中南大学学报 **39** 799]
- [21] Huang C, Gui W H, Yang C H, Jiang Z H, Xie Y F 2010 *Control Theory & Applications* **27** 1393 (in Chinese) [黄灿, 桂卫华, 阳春华, 蒋朝辉, 谢永芳 2010 控制理论与应用 **27** 1393]
- [22] Tang G J, Luo Y Z, Li H Y 2006 *Aerosp. Sci. Technol.* **11** 563
- [23] Luo Y Z, Zhang J, Li H Y, Tang G J 2010 *Acta Astronaut.* **67** 396
- [24] Li J R, Tang G J, Li H Y 2010 *J. Astronautics* **31** 774 (in Chinese) [李九人, 唐国金, 李海阳 2010 宇航学报 **31** 774]

Smith fuzzy control of teleoperation rendezvous with variable time delay

Zhang Bo Li Hai-Yang Tang Guo-Jin[†]

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

(Received 13 May 2012; revised manuscript received 10 August 2012)

Abstract

The control methods of ground-based teleoperation rendezvous with variable time delay are surveyed. With the help of root locus method, the influences of time delay on the stability and performance of the control system are analyzed. Then, a time-delay compensator is designed to transfer the variable delay into a constant. A predictive model is established based on the relative dynamic equations. After that, a multivariable Smith predictor is designed based on the principle of Smith predictor, which makes the control input state variables independent of variable time delay. At the same time, the fuzzy control method is introduced to alleviate the uncertainties in the teleoperation rendezvous system. Finally, semi-physical simulations are carried out to verify the methods presented in this paper. Simulation results show that time-delay compensation and Smith-Fuzzy control are effective in alleviating the variable time delay and model uncertainties in the process of teleoperation rendezvous, and the success probability and control accuracy can be improved.

Keywords: teleoperation rendezvous, Smith-fuzzy control, variable time delay, time-delay compensation

PACS: 96.25.De, 91.10.Sp, 02.30.Yy, 07.05.Mh

DOI: 10.7498/aps.62.029601

[†] Corresponding author. E-mail: tanggj@nudt.edu.cn