https://doi.org/10.1051/jnwpu/20254351003

椭圆轨道翻滚目标交会的追踪型模型预测控制

杨慧欣[1], 宋泽明[1], 董凯凯[1], 刘云昭[2]

(1.沈阳航空航天大学 航空宇航学院, 辽宁 沈阳　110136; 2.西北工业大学 航天学院, 陕西 西安　710072)

摘　要:针对椭圆轨道空间翻滚目标多约束交会的鲁棒轨迹规划与控制问题,提出了一种基于“管道”的追踪型鲁棒模型预测控制方法。对交会过程中的工程约束和不确定性进行分析和建模,进而量化系统的不确定性传播,得到标称系统压缩后的约束。设计由前馈项和反馈项两部分构成的追踪型鲁棒模型预测交会控制器,前馈项驱使系统状态以能量消耗最少、跟踪精度最优的方式到达目标状态,反馈项确保系统在不确定性下仍然满足工程约束。数字仿真实验表明,所设计的控制器能够在保证稳定性的同时以较短的预测时域成功完成椭圆轨道交会任务。相较经典 MPC 算法,所提出的算法显著降低了计算复杂度并具有鲁棒、自主和安全的优势。

关　键　词:空间翻滚目标;椭圆轨道;自主交会;追踪型模型预测控制;不确定性传播

中图分类号:V448.2　　**文献标志码:**A　　**文章编号:**1000-2758(2025)05-1003-11

近年来,随着太空探索的快速发展,空间服务对象由合作目标变为以翻滚目标为代表的非合作目标,如空间碎片清理[1]、失效卫星在轨服务(维修、加注和升级)等[2-4]。航天器自主交会的鲁棒轨迹规划与控制是完成上述空间任务的关键和前提[5-7]。相较于合作目标,翻滚非合作目标在行为层面不配合、在信息层面不沟通,因此在交会过程中存在多源不确定性。针对翻滚目标最优交会问题,有学者采用高阶多项式近似待优化的轨迹,基于虚拟域逆动力学(inverse dynamics in the virtual domain)方法提出了一种快速轨迹规划方法[8-9]。Zhou 等[10]针对翻滚目标六自由度交会问题,通过对姿态动力学进行近似和推导,将轨迹规划问题建模为序列凸规划问题,并采取滚动时域优化方式将航天器鲁棒地驱动到目标附近,仿真表明此方法具有良好的可靠性和实时性。

模型预测控制(model predictive control, MPC)方法能够系统地处理过程约束,采用滚动优化策略对不确定性具有一定的鲁棒性,常被应用于规划-控制一体化的研究中[11]。MPC 基本思想是在每个采样时间点处,以当前状态为初始条件求解有限时域上的开环最优控制问题[12],并仅将最优控制序列的第一个输入施加到系统,进而滚动优化。Weiss 等[13]针对圆轨道交会和对接不同阶段的工程约束分别设计 MPC 控制器。Li 等[14]将 MPC 方法拓展至椭圆轨道交会情形。Zhao 等[15]针对不确定性条件下六自由度交会问题,考虑追踪器的质量变化,提出了一种结合 MPC 和标签分布式学习的自主轨迹规划与控制方法。Li 等[16]针对翻滚目标交会问题设计 MPC 控制器,取得了良好的控制效果。然而,经典 MPC 控制器的设计依赖于受控系统的标称模型,在不确定性影响下,其稳定性和迭代求解的可行性难以得到保证。

鲁棒 MPC 方法在控制器设计之初即将系统不确定性考虑进去,使得闭环系统在不确定性影响下仍能保证稳定性。鲁棒 MPC 方法主要包括最小-最大鲁棒 MPC 和基于管道的鲁棒 MPC(tube-based robust MPC, TRMPC)。TRMPC 由于具有鲁棒性强、在线计算复杂度低等优势,近年来被一些学者用于设计交会制导控制器。TRMPC 继承了经典 MPC 能够处理多约束和滚动优化的优点,引入反馈控制策略抑制不确定性的传播,并根据不确定性传播的量化结果进行约束压缩以设计前馈控制器,从而使得系统的实际状态满足工程约束[17]。Buckner 等[18]

收稿日期:2024-10-31
基金项目:辽宁省自然科学基金计划(2024-BS-153)资助
作者简介:杨慧欣(1985—),副教授
通信作者:董凯凯(1990—),讲师　e-mail:dongkaikai@sau.edu.cn

针对翻滚目标交会问题,提出了一种基于 TRMPC 的轨迹规划与控制方法,并取得了良好的控制效果。Dong 等[19]针对测量不完备等多源不确定性条件下的翻滚目标多约束交会问题,提出了一种利用龙伯格观测器进行状态估计的 TRMPC 方法,无需显式计算最小鲁棒不变集。Albee 等[20]针对翻滚目标的不确定性自主交会问题,基于 TRMPC 提出了一种辨识-控制联合方案。

然而,现有基于 TRMPC 方法的交会轨迹规划与控制研究大都面向圆轨道任务[18-19,21-22]。航天器在椭圆轨道运行时,其时变动力学方程会影响不确定性传播的计算以及对系统状态的预测,以往的 TRMPC 研究难以直接应用。其次,TRMPC 方法通常配合轨迹规划器进行底层跟踪控制,轨迹规划和控制分开设计的模式限制了交会算法实时性和自主性的提升。此外,当翻滚目标对接点(参考信号)发生变化时,需在线更新控制器的终端约束,其稳定性和递归可行性很难得到保证。

针对上述问题,本文首先通过 Tschauner-Hempel 方程(简称 T-H 方程)描述椭圆轨道上追踪器与翻滚目标之间的相对运动并对目标姿态运动特性进行分析;然后,在不确定性传播量化基础上对实际系统的约束进行压缩以得到标称系统的约束,进而通过虚拟平衡点以及终端条件的设计,提出一种适用于多约束和不确定性条件下椭圆轨道空间翻滚目标交会的追踪型鲁棒 MPC(robust model predictive control for tracking,RMPC)方法。该控制方法能够追踪时变参考信号,并且在参考信号发生变化时能够保证算法的稳定性和递归可行性。最后通过仿真验证所提算法的有效性和鲁棒性。

1 问题描述

翻滚目标交会过程中存在控制饱和、接近速度和避障等复杂约束,以及外部干扰、测量和控制偏差等多源不确定性。翻滚目标交会的自主轨迹规划与控制问题是在满足上述约束和不确定性条件下,规划出一条有限时间收敛、可控、可达且性能指标(如能量消耗)最优或近似最优的轨迹,并实现稳定跟踪控制。假设在交会过程中追踪器可测得目标状态信息。为描述追踪器与目标之间的相对运动,定义坐标系:

1) 地心惯性坐标系 F_{I}:原点 O_{I} 位于地心,$\hat{i}_{\mathrm{I}}$ 轴指向春分点;$\hat{k}_{\mathrm{I}}$ 轴指向北极;$\hat{j}_{\mathrm{I}}$ 轴与 $\hat{i}_{\mathrm{I}}$ 和 $\hat{k}_{\mathrm{I}}$ 轴构成右手坐标系,如图 1 所示。

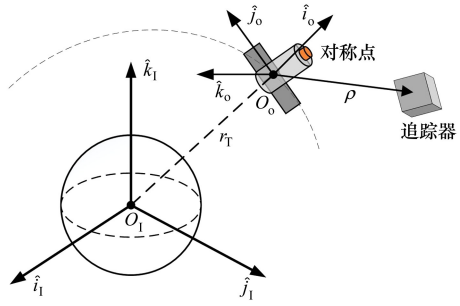

图 1 本文相关坐标系

2) 目标轨道坐标系或者当地垂直当地水平坐标系(local vertical local horizontal,LVLH)F_{O}:原点 O_{O} 位于目标质心;$\hat{i}_{\mathrm{O}}$ 轴由地心指向目标;$\hat{j}_{\mathrm{O}}$ 轴沿目标运动方向;$\hat{k}_{\mathrm{O}}$ 轴与 $\hat{i}_{\mathrm{O}}$,$\hat{j}_{\mathrm{O}}$ 轴构成右手坐标系,如图 1 所示。

3) 目标体坐标系 F_{T}:原点 O_{T} 位于目标质心,$\hat{i}_{\mathrm{T}}$,$\hat{j}_{\mathrm{T}}$ 和 $\hat{k}_{\mathrm{T}}$ 轴分别沿其惯性主轴方向,如图 2 所示。

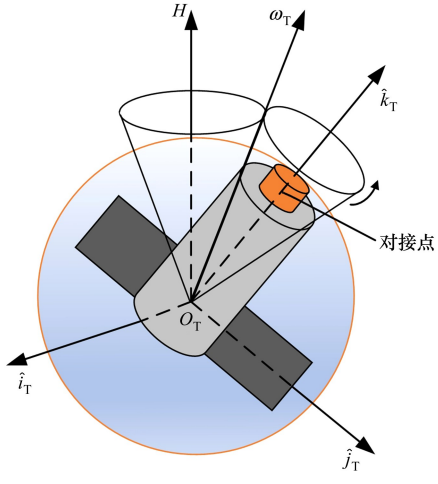

图 2 翻滚目标示意图

1.1 相对运动动力学模型

假设翻滚目标运行于椭圆轨道上,且追踪器与目标的距离远小于其轨道半径,可得追踪器相对目标运动的线性化动力学方程为

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\dot{f}\dot{y} - \dot{f}^2 x - \ddot{f} y - 2\mu x / r_{\mathrm{t}}^3 = u_x + d_x \\ \ddot{y} - 2\dot{f}\dot{x} - \dot{f}^2 y + \ddot{f} x + \mu y / r_{\mathrm{t}}^3 = u_y + d_y \\ \ddot{z} + \mu z / r_{\mathrm{t}}^3 = u_z + d_z \end{cases} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{\rho} = [x \quad y \quad z]^{\mathrm{T}}$ 为追踪器在 LVLH 坐标系下

的相对位置矢量;$\dot{\boldsymbol{\rho}} = [\dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{z}]^{\mathrm{T}}$ 为对应的相对速度矢量;f 为目标的真近点角;μ 为地球引力常数;r_{t} 为目标相对于地心的距离;$\boldsymbol{U} = [u_x \quad u_y \quad u_z]^{\mathrm{T}} \in \mathbf{R}^3$ 为控制加速度输入矢量;$\boldsymbol{d} = [d_x \quad d_y \quad d_z]^{\mathrm{T}} \in \mathbf{R}^3$ 为有界外部干扰。$\dot{f}$ 与 $\ddot{f}$ 可由(2)式计算得到。

$$\begin{cases} \dfrac{\mu}{r_{\mathrm{t}}^3} = \dfrac{n^2(1 + e\cos f)^3}{(1 - e^2)^3} \\ \dot{f} = \dfrac{n(1 + e\cos f)^2}{(1 - e^2)^{\frac{3}{2}}} \\ \ddot{f} = \dfrac{-2n^2 e\sin f(1 + e\cos f)^3}{(1 - e^2)^3} \end{cases} \tag{2}$$

式中:n 为目标轨道的平均角速率;e 为目标轨道偏心率。

为方便 MPC 控制器的设计,将(1)式改写为如下状态空间的形式

$$\dot{\boldsymbol{X}} = \boldsymbol{A}(f)\boldsymbol{X} + \boldsymbol{B}\boldsymbol{U} + \boldsymbol{B}\boldsymbol{d} \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{X} = [\boldsymbol{\rho}^{\mathrm{T}} \quad \dot{\boldsymbol{\rho}}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}} \in \mathbf{R}^6$ 为系统状态向量;$\boldsymbol{A}(f) \in \mathbf{R}^{6\times 6}$ 为系统矩阵;$\boldsymbol{B} \in \mathbf{R}^{6\times 3}$ 为输入矩阵,具体表示为:

$$\boldsymbol{A}(f) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \dot{f}^2 + \dfrac{2\mu}{r_{\mathrm{t}}^3} & \ddot{f} & 0 & 0 & 2\dot{f} & 0 \\ -\ddot{f} & \dot{f}^2 - \dfrac{\mu}{r_{\mathrm{t}}^3} & 0 & -2\dot{f} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\dfrac{\mu}{r_{\mathrm{t}}^3} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$\boldsymbol{A}(f)$ 是关于真近点角 f 的时变状态转移矩阵。椭圆轨道中 f 如(4)式所示。

$$\begin{cases} f = \arccos\left(\dfrac{e - \cos E}{e\cos E - 1}\right) \\ E - e\sin E = M_{\mathrm{e}} \\ M_{\mathrm{e}} = M_0 + n(t - t_0) \\ n = \sqrt{\dfrac{G(m_1 + m_2)}{a^3}} \end{cases} \tag{4}$$

式中:a 为目标轨道的长半轴;E 为偏近点角;M_{e} 为平近点角;M_0 为初始 t_0 时刻的平近点角;G 为地球引力常量;m_1 为地球质量;m_2 为目标质量。

为便于控制算法在计算机上实施,对连续系统(见(3)式)做离散化处理,可得离散相对运动方程

$$\boldsymbol{X}(k + 1) = \boldsymbol{A}_{\mathrm{d}}(k)\boldsymbol{X}(k) + \boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}(k)(\boldsymbol{U}(k) + \boldsymbol{d}) \tag{5}$$

式中,$\boldsymbol{A}_{\mathrm{d}}(k)$,$\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}(k)$ 为 k 时刻系统转移矩阵和控制输入矩阵,可由(6)式计算。

$$\boldsymbol{A}_{\mathrm{d}}(k) = \mathrm{e}^{\boldsymbol{A}(k)T_{\mathrm{s}}}, \boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}(k) = \left(\int_0^{T_{\mathrm{s}}} \mathrm{e}^{\boldsymbol{A}(k)\tau}\mathrm{d}\tau\right)\boldsymbol{B} \tag{6}$$

式中,T_{s} 为采样间隔。

1.2　翻滚目标的姿态运动特性

目标在惯性空间处于翻滚状态,即围绕主轴旋转的同时,其主轴围绕角动量方向旋转,如图 2 所示。目标绕 $\hat{i}_{\mathrm{T}}$,$\hat{j}_{\mathrm{T}}$ 和 $\hat{k}_{\mathrm{T}}$ 轴的转动惯量分别为 I_x,I_y 和 I_z。假设目标所受外力矩为零,其角动量 $\boldsymbol{H}$ 在坐标系 F_{T} 中的分量 H_x,H_y,H_z 可由(7)式得到

$$\begin{cases} H_x = H\sin\theta\sin\phi = I_x\omega_x \\ H_y = H\sin\theta\cos\phi = I_y\omega_y \\ H_z = H\cos\theta = I_z\omega_z \end{cases} \tag{7}$$

式中:θ 为角动量与目标本体 $\hat{k}_{\mathrm{T}}$ 轴的夹角;ϕ 为角动量在本体 $\hat{i}_{\mathrm{T}}\hat{j}_{\mathrm{T}}$ 平面上的投影与 $\hat{j}_{\mathrm{T}}$ 轴的夹角;ω_x,ω_y,ω_z 为目标角速度分量。

本文使用欧拉角 ψ,θ 和 ϕ 的“3-1-3”旋转顺序来描述目标本体系相对于惯性系的姿态运动。由于目标在惯性系中处于自由翻滚状态,其姿态运动学方程如(8)式所示。

$$\begin{cases} \dot{\psi} = \dfrac{(\omega_x\sin\phi + \omega_y\cos\phi)}{\sin\theta} \\ \dot{\theta} = \omega_x\cos\phi - \omega_y\sin\phi \\ \dot{\phi} = \omega_z - (\omega_x\sin\phi + \omega_y\cos\phi)\cot\theta \end{cases} \tag{8}$$

本文假定目标为细长杆形状,即有 $I_z < I_x = I_y = I_t$。由(7)~(8)式,可得

$$\begin{cases} \dot{\psi} = \dfrac{\boldsymbol{H}}{I_{\mathrm{t}}} \\ \dot{\theta} = 0 \\ \dot{\phi} = \left(1 - \dfrac{I_z}{I_{\mathrm{t}}}\right)\omega_z \end{cases} \tag{9}$$

2 控制器设计

本文将追踪器接近翻滚目标的过程分为交会阶段与对接阶段,针对 2 个阶段的工程约束和指标函数分别设计追踪型鲁棒 MPC 控制器。

2.1 控制目标

在交会对接过程中,使用反作用控制系统可以有效地将姿态与轨道运动解耦[23]。此外,在近距离交会对接中,与追踪器的轨道机动相比,目标姿态机动消耗的燃料较少,因此本研究未包括姿态同步问题。

为完成对接任务,必须保证在不确定性影响下追踪器与翻滚目标对接点的相对位置和相对速度的误差保持在可接受范围内,将上述控制目标表述为如(10)式所示的对接条件。

$$\begin{cases}\boldsymbol{\rho}_p \approx \boldsymbol{R}_{\mathrm{OT}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{\rho}_v \approx \boldsymbol{R}_{\mathrm{OT}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}} \times \boldsymbol{R}_{\mathrm{OT}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{T}} \\ \begin{bmatrix}\boldsymbol{E}_6 \\ -\boldsymbol{E}_6\end{bmatrix}\boldsymbol{e}_{\mathrm{r}} \leqslant \begin{bmatrix}\boldsymbol{e}_{\max} \\ \boldsymbol{e}_{\max}\end{bmatrix} \\ \boldsymbol{e}_{\max} = [\boldsymbol{e}_{p\max}^{\mathrm{T}} \quad \boldsymbol{e}_{v\max}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{10}$$

式中:$\boldsymbol{\rho}_p$ 为追踪器期望相对位置;$\boldsymbol{R}_{\mathrm{OT}}$ 为目标本体坐标系 F_{T} 到 LVLH 坐标系 F_{O} 的方向余弦矩阵;$\boldsymbol{r}_{\mathrm{T}}$ 为坐标系 F_{T} 下目标对接点位置;$\boldsymbol{\rho}_v$ 为追踪器期望相对速度矢量;$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}}$ 为目标本体坐标系相对于惯性坐标系的角速度;$\boldsymbol{e}_{p\max}$ 为最大相对位置误差;$\boldsymbol{e}_{v\max}$ 为最大相对速度误差;$\boldsymbol{e}_{\mathrm{r}}$ 为相对误差,$\boldsymbol{e}_{\mathrm{r}} = [e_x \ e_y \ e_z \ \dot{e}_x \ \dot{e}_y \ \dot{e}_z]^{\mathrm{T}}$。

2.2 约束模型

为保证追踪器接近目标的过程中满足工程以及安全方面的要求,定义如下约束。

1) 接近速度约束

对于近距离交会任务,追踪器相对目标的速度不应过快,以避免一些突发事件导致和目标发生的可能碰撞。接近速度约束可描述为

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{I}_3 \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & -\boldsymbol{I}_3\end{bmatrix}\boldsymbol{X} \leqslant \boldsymbol{V}_{\max} \tag{11}$$

式中,$\boldsymbol{V}_{\max} = [\dot{x}_{\max} \quad \dot{y}_{\max} \quad \dot{z}_{\max} \quad \dot{x}_{\max} \quad \dot{y}_{\max} \quad \dot{z}_{\max}]^{\mathrm{T}}$。

2) 控制饱和约束

追踪器的执行器仅能提供有限的控制输入,且控制输入的幅值在每个方向上都受到限制,定义如(12)式所示。

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_3 \\ -\boldsymbol{I}_3\end{bmatrix}\boldsymbol{U} \leqslant \boldsymbol{U}_{\max} \tag{12}$$

式中,$\boldsymbol{U}_{\max} = [u_{\max} \quad u_{\max} \quad u_{\max} \quad u_{\max} \quad u_{\max} \quad u_{\max}]^{\mathrm{T}}$。

3) 避障约束

为确保近距离交会的安全性,应设置禁飞区以避免追踪器和目标发生碰撞。禁飞区通常可建模为一个以目标为中心、r_{s} 为半径的球体[16]。

追踪器只能从禁飞区的外部接近目标,以确保任务的安全。即追踪器相对于目标的位置须满足(13)式所示约束。

$$\|\boldsymbol{\rho}\|_2^2 \geqslant r_{\mathrm{s}}^2 \tag{13}$$

在对接点处对(13)式进行线性近似可得

$$-[x_{\mathrm{doc}} \quad y_{\mathrm{doc}} \quad z_{\mathrm{doc}}]\boldsymbol{\rho} \leqslant -r_{\mathrm{s}}^2 \tag{14}$$

式中,$\boldsymbol{r}_{\mathrm{doc}} = [x_{\mathrm{doc}} \quad y_{\mathrm{doc}} \quad z_{\mathrm{doc}}]^{\mathrm{T}}$ 为 LVLH 坐标系下目标对接点的位置。

本文公式中涉及到的任何矩阵或者矢量之间的比较,皆为不等式两侧对应位置元素的比较。例如:对于矩阵 $\boldsymbol{A} \in \mathbf{R}^{m\times n}$ 和 $\boldsymbol{B} \in \mathbf{R}^{m\times n}$,$\boldsymbol{A} \leqslant \boldsymbol{B}$ 表示,$\forall i \in 1,2,\cdots,m, j \in 1,2,\cdots,n, a_{ij} \leqslant b_{ij}$,其中 a_{ij}, b_{ij} 分别为矩阵 $\boldsymbol{A}$ 和 $\boldsymbol{B}$ 第 i 行第 j 列对应的元素。

2.3 不确定性分析与约束压缩

在追踪器与翻滚目标交会过程中,考虑追踪器受到的摄动力、太阳光辐射压力等环境扰动引起的有界不确定性,将其表示为集合 $\boldsymbol{W}_1$。由于推力器安装偏差等因素,控制偏差会引起系统的有界不确定性,将其记为集合 $\boldsymbol{W}_2$。观测系统导致的状态估计误差引起的不确定性记为集合 $\boldsymbol{W}_3$。因此,系统状态总的不确定性为

$$\boldsymbol{W}_2 = \boldsymbol{W}_1 \oplus \boldsymbol{W}_2 \oplus \boldsymbol{W}_3 \tag{15}$$

式中,$\oplus$ 为闵可夫斯基加和运算符。

本节中分析的不确定性都为有界的,$\boldsymbol{W}_1, \boldsymbol{W}_2, \boldsymbol{W}_3$ 为紧凸多面体集,因此可将 $\boldsymbol{W}_2$ 表示为紧凸多面体集的形式,如(16)式所示。

$$\boldsymbol{W}_2 = \{\boldsymbol{\omega} \in \mathbf{R}^6 \mid A_\omega \cdot \boldsymbol{\omega} \leqslant b_\omega\} \tag{16}$$

由此,可近似得到 k 时刻不确定集 $\boldsymbol{W}_2$ 影响下,系统状态扰动的最小鲁棒正不变集 $\boldsymbol{\phi}_k$ 的近似值,如(17)式所示。

$$\boldsymbol{\phi}_k \triangleq \bigoplus_{k=0}^{N-1} (\boldsymbol{A}_{\mathrm{d}}(k) + \boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}(k)\boldsymbol{K}(k))^k \boldsymbol{W}_2 \tag{17}$$

式中:N 为 MPC 的预测时域;$\boldsymbol{K}(k)$ 为 k 时刻的反馈控制增益矩阵。

为保证系统的实际状态保持在以标称轨迹为中心的管道(即最小鲁棒正不变集 $\boldsymbol{\phi}_k$ 序列)中,需对

实际系统的约束((11) ~ (12) 式和(14) 式)进行压缩,得到标称系统约束,如(18)式所示。

$$\begin{cases} \boldsymbol{D}_1\bar{\boldsymbol{X}} \leqslant \boldsymbol{V}_{\max} - \max\limits_{\boldsymbol{e}\in\boldsymbol{\phi}_k}\boldsymbol{D}_1\boldsymbol{e} \\ \boldsymbol{D}_2\bar{\boldsymbol{U}} \leqslant \boldsymbol{U}_{\max} - \max\limits_{\boldsymbol{e}\in\boldsymbol{\phi}_k}\boldsymbol{D}_2\boldsymbol{K}\boldsymbol{e} \\ -\boldsymbol{r}_{\mathrm{doc}}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{\rho}} \leqslant -r_{\mathrm{s}}^2 - \max\limits_{\boldsymbol{e}\in\boldsymbol{\phi}_k}[\boldsymbol{r}_{\mathrm{doc}}^{\mathrm{T}} \quad \boldsymbol{0}_{1\times 3}]\boldsymbol{e} \end{cases} \tag{18}$$

式中:$\boldsymbol{D}_1 = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{I}_3 \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & -\boldsymbol{I}_3 \end{bmatrix}$;$\boldsymbol{D}_2 = \begin{bmatrix} \boldsymbol{I}_3 \\ -\boldsymbol{I}_3 \end{bmatrix}$;$\bar{\boldsymbol{\rho}}$ 为追踪器标称位置;$\boldsymbol{V}_{\max}$,$\boldsymbol{U}_{\max}$ 分别为追踪器接近目标的相对速度与控制输入的最大值。

2.4　追踪型鲁棒 MPC 交会控制器设计

采用经典鲁棒 MPC 方法接近翻滚目标时,若距离较远,则目标对接点可能不包含于系统的终端不变集内,会影响算法稳定性和递归可行性。此外,当对接点位置发生改变时,控制器也可能丧失递归可行性,导致控制算法无解[24]。本文引入虚拟平衡点作为控制器的优化变量,指标函数量测的是系统预测状态所对的位置,虚拟平衡点到目标对接点的距离,以及交会过程中的能量消耗。通过最小化指标函数,可在虚拟平衡点趋向目标的同时使系统状态趋向虚拟平衡点。若对接点在预测时域内不可达,则将追踪器导引至最优(或次优)、可达的虚拟平衡点。上述处理可在短预测时域条件下保证系统闭环稳定性和递归可行性,并节约算力资源,保证在线实施。

本文中交会阶段与对接阶段的切换,以优化得到的虚拟平衡点与目标对接点间的距离是否位于设定范围内为判据,即控制器是否捕获目标对接点。另外,由于不确定性的存在,本文提出的追踪型 MPC 控制器包含基于标称系统设计的前馈控制器以及基于不确定性系统设计的反馈控制器。

2.4.1　前馈控制器的设计

1) 交会阶段

在交会段追踪型鲁棒 MPC 控制器的设计中,其前馈控制器的控制目标为追踪一个时变的参考信号,即翻滚目标的对接点。因此,该阶段的优化目标函数可以描述为

$$\begin{aligned} J_1 = \sum_{i=1}^{N} [& (\bar{\boldsymbol{\rho}}(k+i|k) - \boldsymbol{\rho}_{\mathrm{s}}(k))^{\mathrm{T}} \cdot \\ & \boldsymbol{Q}_1(\bar{\boldsymbol{\rho}}(k+i|k) - \boldsymbol{\rho}_{\mathrm{s}}(k)) + \\ & (\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{s}}(k) - \boldsymbol{r}_{\mathrm{doc}}(k+i))^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_2(\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{s}}(k) - \boldsymbol{r}_{\mathrm{doc}}(k+i)) + \\ & (\bar{\boldsymbol{U}}(k+i|k) - \boldsymbol{U}_{\mathrm{s}}(k+i|k))^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}(\bar{\boldsymbol{U}}(k+i|k) - \\ & \boldsymbol{U}_{\mathrm{s}}(k+i|k))] + (\bar{\boldsymbol{\rho}}(k+N+1|k) - \\ & \boldsymbol{\rho}_{\mathrm{s}}(k))^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}_1(\bar{\boldsymbol{\rho}}(k+N+1|k) - \boldsymbol{\rho}_{\mathrm{s}}(k)) + \\ & (\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{s}}(k) - \boldsymbol{r}_{\mathrm{doc}}(k+N+1))^{\mathrm{T}} \cdot \\ & \boldsymbol{P}_2(\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{s}}(k) - \boldsymbol{r}_{\mathrm{doc}}(k+N+1)) \end{aligned} \tag{19}$$

式中:$\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{s}} = \boldsymbol{C}\boldsymbol{X}_{\mathrm{s}}$,$\boldsymbol{U}_{\mathrm{s}}$ 分别为虚拟平衡点位置以及对应的控制输入;$\boldsymbol{Q}_1 \in \mathbf{R}^{3\times3}$,$\boldsymbol{Q}_2 \in \mathbf{R}^{3\times3}$ 为状态权重矩阵;$\boldsymbol{R} \in \mathbf{R}^{3\times3}$ 为控制输入权重矩阵;$\boldsymbol{P}_1 \in \mathbf{R}^{3\times3}$,$\boldsymbol{P}_2 \in \mathbf{R}^{3\times3}$ 为终端状态权重矩阵。

交会段追踪器距翻滚对接点较远,不必考虑避障约束,可以将该轨迹规划问题描述为如(20)式所示的最优控制问题。

$$\min_{\bar{\boldsymbol{U}},\boldsymbol{X}_{\mathrm{s}}} J_1$$

$$\mathrm{s.t}\begin{cases} \bar{\boldsymbol{X}}(k|k) = \bar{\boldsymbol{X}}(k) \\ \bar{\boldsymbol{X}}(k+i+1|k) = \boldsymbol{A}_{\mathrm{d}}(k+i)\bar{\boldsymbol{X}}(k+i|k) + \\ \quad \boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}(k+i)\bar{\boldsymbol{U}}(k+i|k), i = 0,1,\cdots,N \\ \boldsymbol{X}_{\mathrm{s}}(k) = \boldsymbol{A}_{\mathrm{d}}(k+i)\boldsymbol{X}_{\mathrm{s}}(k) + \\ \quad \boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}(k+i)\boldsymbol{U}_{\mathrm{s}}(k), i = 0,1,\cdots,N \\ \boldsymbol{D}_1\bar{\boldsymbol{X}}(k+i+1|k) \leqslant \boldsymbol{V}_{\max} - \boldsymbol{V}_e,\ i = 0,1,\cdots,N \\ \boldsymbol{D}_2\bar{\boldsymbol{U}}(k+i|k) \leqslant \boldsymbol{U}_{\max} - \boldsymbol{U}_e,\ i = 0,1,\cdots,N \end{cases} \tag{20}$$

式中:$\boldsymbol{X}_{\mathrm{s}}$ 为虚拟平衡点对应状态;$\boldsymbol{V}_e = \max\limits_{\boldsymbol{e}\in\boldsymbol{\phi}_k}\boldsymbol{D}_1\boldsymbol{e}$;$\boldsymbol{U}_e = \max\limits_{\boldsymbol{e}\in\boldsymbol{\phi}_k}\boldsymbol{D}_2\boldsymbol{K}\boldsymbol{e}$。

2) 对接阶段

当控制器可在预测时域内到达目标对接点,即虚拟平衡点进入目标对接点一定范围内,可认为追踪器已“锁定”目标,则转向对接阶段。在采样时刻 k,对接段追踪型鲁棒 MPC 的优化目标可表示为

$$\begin{aligned} J_2 = \sum_{i=1}^{N} & (\bar{\boldsymbol{\rho}}(k+i|k) - \boldsymbol{r}_{\mathrm{doc}}(k+i))^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q} \cdot \\ & (\bar{\boldsymbol{\rho}}(k+i|k) - \boldsymbol{r}_{\mathrm{doc}}(k+i)) + \\ & \boldsymbol{U}(k+i|k)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}\boldsymbol{U}(k+i|k) + \\ & (\bar{\boldsymbol{\rho}}(k+N+1|k) - \boldsymbol{r}_{\mathrm{doc}}(k+N+1))^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P} \cdot \\ & (\bar{\boldsymbol{\rho}}(k+N+1|k) - \boldsymbol{r}_{\mathrm{doc}}(k+N+1)) \end{aligned} \tag{21}$$

式中:$\boldsymbol{Q} \in \mathbf{R}^{3\times3}$,$\boldsymbol{R} \in \mathbf{R}^{3\times3}$ 分别为系统状态和控制输入的权重矩阵;$\boldsymbol{P} \in \mathbf{R}^{3\times3}$ 为终端状态权重矩阵。

为保证对接阶段任务的安全,在控制器设计中加入避障约束,如(22)式所示

$$\min_{\bar{U}} J_2$$

$$\text{s.t.}\begin{cases}\bar{\boldsymbol{X}}(k|k)=\bar{\boldsymbol{X}}(k)\\ \bar{\boldsymbol{X}}(k+i+1|k)=\boldsymbol{A}_{\mathrm{d}}(k+i)\bar{\boldsymbol{X}}(k+i|k)+\\ \quad\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}(k+i)\bar{\boldsymbol{U}}(k+i|k),\ i=0,1,\cdots,N\\ -\boldsymbol{r}_{\mathrm{doc}}(k+i+1)^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{\rho}}(k+i+1|k)\leqslant\\ \quad -r_{\mathrm{s}}^2-r_e^2,\ i=0,1,\cdots,N\\ \boldsymbol{D}_1\bar{\boldsymbol{X}}(k+i+1|k)\leqslant\boldsymbol{V}_{\max}-\boldsymbol{V}_e,\ i=0,1,\cdots,N\\ \boldsymbol{D}_2\bar{\boldsymbol{U}}(k+i|k)\leqslant\boldsymbol{U}_{\max}-\boldsymbol{U}_e,\ i=0,1,\cdots,N\end{cases}\tag{22}$$

式中，$r_e^2=\max\limits_{\boldsymbol{e}\in\boldsymbol{\phi}_k}[\boldsymbol{Y}_{\mathrm{doc}}^{\mathrm{T}}\quad\boldsymbol{0}_{1\times3}]\boldsymbol{e}$。

2.4.2 反馈控制器的设计

为保证追踪器在不确定性条件下仍能满足工程约束，设计反馈控制器使得系统的实际状态维持在以标称状态轨迹为中心的最小鲁棒正不变集序列中。反馈控制律的设计如(23)式所示。

$$\boldsymbol{u}_f=\boldsymbol{K}(k)(\hat{\boldsymbol{x}}(k)-\bar{\boldsymbol{x}}(k))\tag{23}$$

式中：$\hat{\boldsymbol{x}}(k)-\bar{\boldsymbol{x}}(k)$ 为系统测量状态与标称状态的偏差；$\boldsymbol{K}(k)$ 为增益矩阵。

所设计追踪型鲁棒 MPC 控制器的总控制律输入如(24)式所示。

$$\boldsymbol{u}(k)=\bar{\boldsymbol{u}}(k)+\boldsymbol{K}(k)(\boldsymbol{x}(k)-\bar{\boldsymbol{x}}(k))\tag{24}$$

式中，$\bar{\boldsymbol{u}}(k)$ 为 2.4.1 节中求出的前馈控制。

反馈控制增益 $\boldsymbol{K}$ 的求解可建模为如(25)式所示的线性矩阵不等式问题[25]。

$$\min_{\boldsymbol{Y},\boldsymbol{W},\gamma}\gamma$$

$$\text{s.t.}\begin{bmatrix}\lambda\boldsymbol{W} & * & *\\ 0 & 1-\lambda & *\\ \boldsymbol{A}_{\mathrm{d}}(k)\boldsymbol{W}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}(k)\boldsymbol{Y} & \boldsymbol{\omega} & \boldsymbol{W}\end{bmatrix}>0,$$

$$\forall\boldsymbol{\omega}\in\mathrm{vert}(\boldsymbol{W}_2)$$

$$\begin{bmatrix}\rho_i^2 & *\\ \boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{l}_i & \boldsymbol{W}\end{bmatrix}>0\quad\begin{bmatrix}\gamma & *\\ \boldsymbol{W}\boldsymbol{h}_i & \boldsymbol{W}\end{bmatrix}>0\tag{25}$$

式中：$\lambda\geqslant0,\rho\in(0,1]$ 为需自主设定的参数；$\mathrm{vert}(\boldsymbol{W}_2)$ 为不确定性集的顶点。通过求解问题(见(25)式)得到最优反馈控制增益 $\boldsymbol{K}^*(k)=\boldsymbol{Y}^*(\boldsymbol{W}^*)^{-1}$。

3 仿真验证

本节考虑翻滚目标交会中的控制、测量和动力学等不确定性以及控制饱和、接近速度和避障等约束，根据第 2 节设计的追踪型鲁棒 MPC 控制器，开展仿真实验以验证该控制器的有效性。

在 LVLH 坐标系中，追踪器的初始相对位置设置为(−600,600,600) m，由于相对距离较近，初始相对速度设置为(0,0,0) m/s。追踪器在每个方向接近目标的最大速度设置为 3 m/s，追踪器所能提供的最大控制加速度输入设置为 1 m/s^2。

对于不确定性紧致集 $\boldsymbol{W}_1$，外界干扰 $\boldsymbol{d}$ 设置为

$$\boldsymbol{d}=\begin{bmatrix}\sin f\\ 2\sin(f+0.3\pi)\\ -1.5\cos f\end{bmatrix}\times10^{-3}\ \mathrm{m/s^2}\tag{26}$$

对于不确定性紧致集 $\boldsymbol{W}_2$，控制偏差上界为10%的最大控制加速度输入幅值。对于不确定集 $\boldsymbol{W}_3$，假设追踪器的相对位置测量精度为 0.01 m，相对速度测量精度为 0.01 m/s^2。

翻滚目标的仿真参数如表 1 所示。控制器的预测时域和控制时域设置为 $N=10$，采样间隔为 1 s，交会与对接阶段的权重矩阵设置为 $\boldsymbol{Q}=3\boldsymbol{I}_3$，$\boldsymbol{Q}_1=\boldsymbol{I}_3$，$\boldsymbol{Q}_2=0.5\boldsymbol{I}_3$，$\boldsymbol{R}=\boldsymbol{R}_1=\boldsymbol{I}_3$，终端状态权重矩阵 $\boldsymbol{P}$，$\boldsymbol{P}_1$，$\boldsymbol{P}_2$ 为离散时间代数黎卡提方程的解。计算控制增益 $\boldsymbol{K}(k)$ 时，参数设置为 $\lambda=0.3$，$\rho_i=0.5$。

表 1 翻滚目标相关参数

仿真参数	数值
半长轴 a/km	9 128
偏心率 e	0.2
轨道倾角 i/(°)	60
升交点赤经 Ω/(°)	30
近地点幅角 ϑ/(°)	0
初始平近点角 M_0/(°)	0
开始时间 t_0/s	0
初始真近点角 f_0/(°)	0
初始偏近点角 E_0/(°)	0
初始角 (ψ_0,ϕ_0)/(°)	(0,0)
转动惯量 $\boldsymbol{I}_{\mathrm{T}}$/(kg · m^2)	diag(100,100,60)
角动量模值 $\lVert\boldsymbol{H}\rVert_2$/(kg · m^2 · s^{-1})	3.14
章动角 ξ/(°)	60
对接点位置 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{doc}}$/m	(0,0,1)
禁飞区半径 r_{s}/m	1

为验证所提出控制方法的有效性和鲁棒性，采用蒙特卡洛法进行了 100 次打靶仿真，仿真结果如图 3~15 所示。

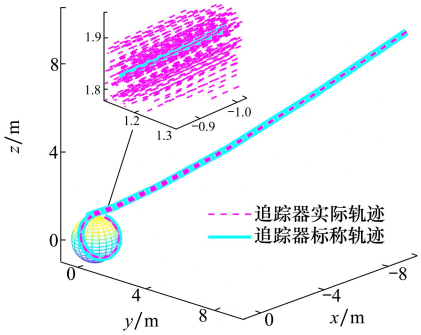

图 3　追踪器 3D 相对运动轨迹

在图 3 中,虚线代表追踪器的 100 次打靶的3D 实际相对运动轨迹,实线代表计算得到的标称轨迹,球形区域为“禁飞区”。从图 3 可看出,控制器驱动追踪器从初始位置到达目标对接点附近,并且之后在相对位置方面保持与对接点同步。

在图 4~5 中,虚线代表追踪器的实际相对位置和相对距离,实线代表追踪器的标称相对位置和相对距离,点划线代表目标对接点的相对位置和相对距离。从图 4~5 可看出,控制器驱动追踪器逼近翻滚目标对接点,约 220 s 即可到达目标对接点附近。

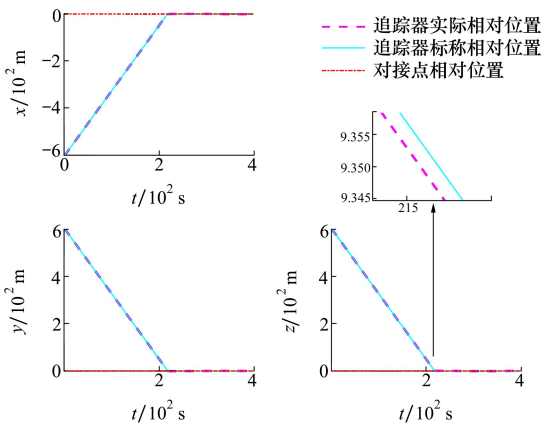

图 4　追踪器相对位置变化曲线

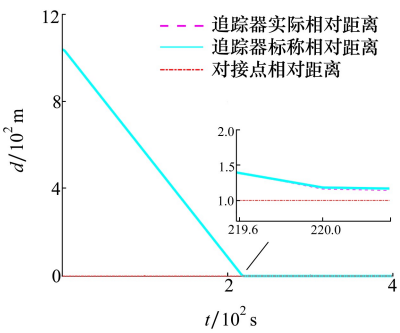

图 5　追踪器相对距离变化曲线

图 6 的虚线、实线与点划线分别代表追踪器 x, y,z 方向上的相对速度变化曲线,从图中可看出,追踪器相对速度跟踪精度达到 0.05 m/s。

图 7 的实线代表虚拟平衡点相对于目标质心的距离,点划线代表目标对接点相对质心的距离。本文将虚拟平衡点与目标对接点的距离作为切换到对接阶段的判断依据,如图 7 所示,当两者间的距离小于 1 m 时,认为虚拟平衡点近似于对接点,进入对接阶段,不再设置虚拟平衡点。

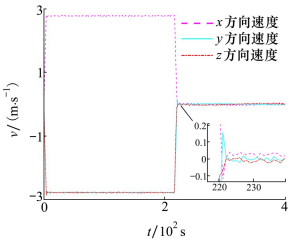

图 6　追踪器相对速度变化曲线

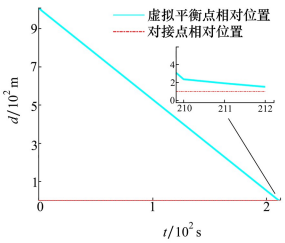

图 7　虚拟平衡点到对接点距离变化曲线

图 8~9 给出了 100 次打靶的对接段相对位置和距离的变化曲线。该阶段中,追踪器在约 7 s 时到达目标附近。追踪目标与抵消干扰所需的控制输入很小,此时对于不确定性集 $\boldsymbol{W}_2$, 令控制偏差上界

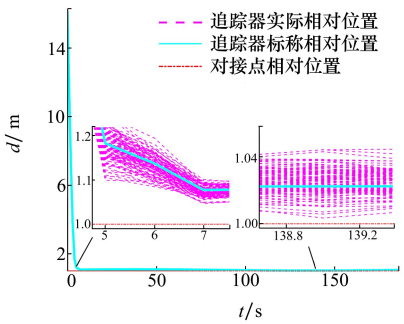

图 8　对接阶段追踪器相对距离变化曲线

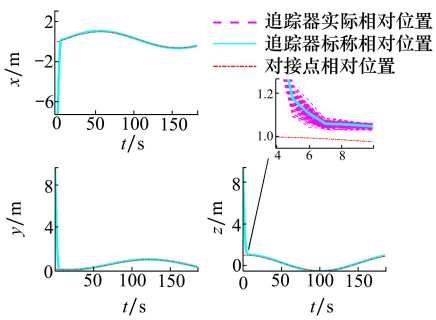

图 9　对接阶段追踪器相对位置变化曲线

变为最大控制输入加速度幅值的 3%，以缩小位置跟踪误差。可以看出，追踪器到达目标对接点附近后，能够在不确定性条件下完成对翻滚目标的位置跟踪，跟踪误差控制在 0.04 m 之内。

图 10 给出了 100 次打靶的追踪器相对位置估计误差，从图中可以看到追踪器的相对位置估计精度达到 0.1 m。图 11 中，虚线代表追踪器的 100 次打靶的实际控制输入，实线代表计算得到的标称控制输入。从图 6 与图 11 可看出，追踪器在追踪翻滚目标过程中满足工程约束。

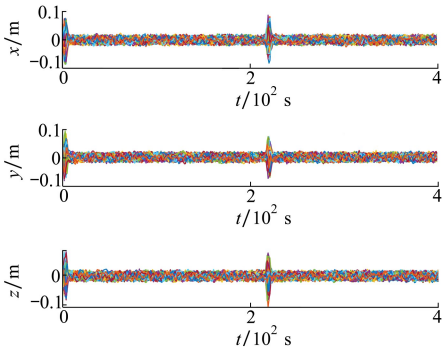

图 10　相对位置估计误差曲线

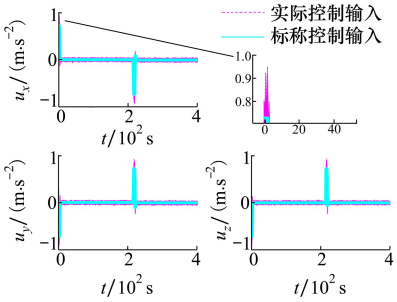

图 11　追踪器控制输入变化曲线

在图 12~13 中，实线分别代表控制输入的变化曲线和追踪器相对位置，点划线分别代表工程约束和对接点相对位置，从图中可看出采用传统 MPC 方法的追踪器无法满足约束和避障要求。

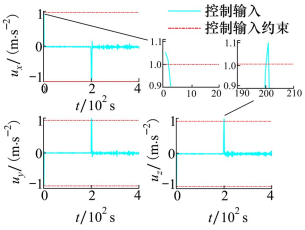

图 12　传统 MPC 追踪器控制输入变化曲线

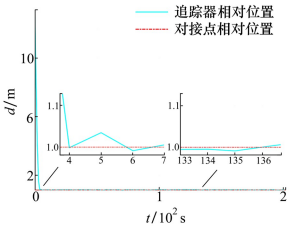

图 13　传统 MPC 对接阶段追踪器相对距离变化曲线

为验证提出控制方法的鲁棒性边界，在不同控制误差与测量噪声水平下进行了 100 次打靶，并定义对接阶段的交会成功率为终端误差稳定在0.2 m 以内。在对接阶段，若追踪器与对接点之间的距离大于该精度或不满足约束可认为对接任务失败。此外，以此为基准统计了所提出的控制算法在交会对接任务中的成功率，以展示本文方法在复杂条件下的鲁棒边界，统计结果如图 14 所示。

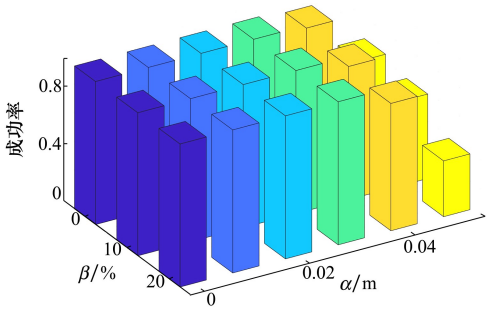

图 14　不同不确定性水平下对接任务成功率

在图 14 中，α 为测量精度，介于 0~0.05 m；β 为控制偏差，介于 0%~20%。结果表明，所提出的控制方法可以在 $\alpha=0.03$ m，$\beta=20\%$ 的不确定条件下稳定实现对目标点的高精度跟踪，但随着不确定性水平逐渐增大，围绕标称轨迹的“管道”半径也随之增大，对接任务的成功率也开始降低。

在相同初始条件以及不确定性水平下采用传统 MPC 方法同样进行 100 次打靶仿真，并统计其成功率，结果如图 15 所示。由图 15 可看出，传统 MPC 在不确定性水平大于 $\alpha=0.01$ m，$\beta=10\%$ 时，对接任务的成功率均劣于本文所提出的控制方法。因此，在存在较强不确定性的情况下，传统 MPC 的精度与鲁棒性均无法满足实际工程需求。

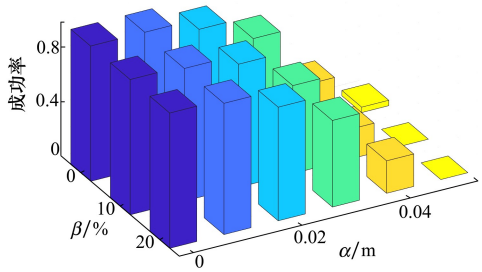

图 15　不同不确定性水平下传统 MPC 对接任务成功率

此外，传统 MPC 为保证算法的稳定性和递归可行性需要满足终端条件，往往需要较大的预测时域，

而本文提出的控制方法的终端条件仅需终端状态到达可在线优化的虚拟平衡点即可保证算法的稳定性。在相同初始条件下使用传统 MPC 到达对接点所需的最小预测时域为 $N=202$,远大于 TRMPC 的预测时域 $N=10$。然而,控制算法的计算复杂度与预测时域的步长(计算规模)呈正相关,因此本文所提出控制方法的所需计算资源与计算时间均优于传统 MPC。

为验证所提出的控制方法在不同偏心率椭圆轨道下交会对接任务中的有效性,分别选取 3 类常用轨道间霍曼转移的椭圆轨道偏心率:追踪航天器分别由 400 km 低地球轨道(LEO)转移至 900 km 低地球轨道、20 000 km 中地球轨道(MEO)、36 000 km 地球静止轨道(GEO),其对应的偏心率见表 2。在其余参数不变的情况下,进行 100 次打靶仿真,仿真结果如表 2 所示。

表 2　偏心率对对接任务的影响

目标轨道	偏心率 e	对接任务是否成功
900 km 低地球轨道	0.036	成功
20 000 km 中地球轨道	0.591	成功
36 000 km 地球静止轨道	0.724	成功

综上所述,本文所提出的控制方案能够在控制、测量以及动力学等不确定性的条件下,成功完成椭圆轨道翻滚目标多约束交会任务,并且取得良好的控制效果。

4　结　论

针对动力学不确定性、测量偏差和推力偏差下的椭圆轨道多约束交会问题,本文提出了一种基于管道的追踪型鲁棒 MPC 控制方法。考虑了椭圆轨道任务的不确定性传播量化,拓展了传统鲁棒 MPC 方法的应用范围。仿真结果表明,本文所设计的追踪型鲁棒 MPC 控制器,能够在复杂多约束以及多源不确定性条件下成功完成椭圆轨道翻滚目标交会对接任务,并且具有较高的交会精度,相对位置跟踪精度达到 0.04 m,相对速度跟踪精度达到 0.05 m/s。所提出的控制方法能够以较小的预测时域保证算法的稳定性和递归可行性,因此对机载算力的要求低于传统 MPC 方法。

参考文献:

[1] MARK C P, KAMATH S. Review of active space debris removal methods[J]. Space Policy, 2019, 47: 194-206

[2] LI W J, CHENG D Y, LIU X G, et al. On-orbit service(OOS) of spacecraft: a review of engineering developments[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2019, 108: 32-120

[3] NISHIDA S I, KAWAMOTO S, OKAWA Y, et al. Space debris removal system using a small satellite[J]. Acta Astronautica, 2009, 65(1/2): 95-102

[4] XU Y. Adaptive attitude-tracking control of spacecraft considering on-orbit refueling[J]. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 2021, 43(6): 1298-1309

[5] NAVABI M, AKHLOUMADI M R. Nonlinear optimal control of relative rotational and translational motion of spacecraft rendezvous[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2017, 30(5): 04017038

[6] 谢尔盖·伊斯科夫, 格里果利·菲利波夫, 周晓, 等. 帕累托-有限推力航天器轨道机动问题中相对运动的最优控制[J]. 西北工业大学学报, 2023,41(3): 529-536
ISHKOV S A, FILIPPOV G A, ZHOU Xiao, et al. Pareto-optimal control of relative motion in the orbital maneuvering problem of spacecraft with finite thrust[J]. Journal of Northwestemm Polytechnical University, 2023, 41(3): 529-536 (in Chinese)

[7] HAN F, WANG Z, HE L, et al. Trajectory plan for an ultra-short distance on-orbit service based on the Gaussian pseudo-spectral method[J]. IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica, 2018(99): 1-9

[8] VENTURA J, CIARCIA M, ROMANO M, et al. Fast and near-optimal guidance for docking to uncontrolled spacecraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 40(12): 3138-3154

[9] 武海雷, 韩飞, 贺亮, 等. 翻滚目标逼近的虚拟域逆动力学轨迹规划[J]. 控制理论与应用, 2018, 35(10): 1464-1472
WU Hailei, HAN Fei, HE Liang, et al. Trajectory planning based on inverse dynamics in virtual domain for approaching tumbling target[J]. Control Theory & Applications, 2018, 35(10): 1464-1472 (in Chinese)

[10] ZHOU D, ZHANG Y, LI S. Receding horizon guidance and control using sequential convex programming for spacecraft 6-DOF

close proximity[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 87: 459-477

[11] 郑江明. 基于 MPC 的智能车一体化预测、规划与控制研究[D]. 南昌: 南昌大学, 2024
ZHENG Jiangming. Research on integrated prediction, planning, and control of intelligent vehicles based on MPC[D]. Nanchang: Nanchang University, 2024 (in Chinese)

[12] LORENZEN M, CANNON M, ALLGÖWER F. Robust MPC with recursive model update[J]. Automatica, 2019, 103: 461-471

[13] WEISS A, BALDWIN M, ERWIN R S, et al. Model predictive control for spacecraft rendezvous and docking: strategies for handling constraints and case studies[J]. IEEE Trans on Control Systems Technology, 2015, 23(4): 1638-1647

[14] LI P, ZHU Z H. Model predictive control for spacecraft rendezvous in elliptical orbit[J]. Acta Astronautica, 2018, 146: 339-348

[15] ZHAO L, LU Z, LIAO W, et al. Fault-tolerant control for satellite autonomous rendezvous with quality characteristics and actuator uncertainties[J]. Aerospace Science and Technology, 2024, 150: 109182

[16] LI Q, YUAN J, ZHANG B, et al. Model predictive control for autonomous rendezvous and docking with a tumbling target[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 69: 700-711

[17] LOPEZ B T, SLOTINE J J E, HOW J P. Dynamic tube MPC for nonlinear systems[C]// 2019 American Control Conference, 2019

[18] BUCKNER C, LAMPARIELLO R. Tube-based model predictive control for the approach maneuver of a spacecraft to a free-tumbling target satellite[C]//2018 American Control Conference, 2018

[19] DONG K, LUO J, DANG Z, et al. Tube-based robust output feedback model predictive control for autonomous rendezvous and docking with a tumbling target[J]. Advances in Space Research, 2020, 65(4): 1158-1181

[20] ALBEE K, OESTREICH C, SPECHT C, et al. A robust observation, planning, and control pipeline for autonomous rendezvous with tumbling targets[J]. Frontiers in Robotics and AI, 2021, 8: 641338

[21] OESTREICH C E, LINARES R, GONDHALEKAR R. Tube-Based model predictive control with uncertainty identification for autonomous spacecraft maneuvers[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2023, 46(1): 6-20

[22] SPECHT C, BISHNOI A, LAMPARIELLO R. Autonomous spacecraft rendezvous using tube-based model predictive control: design and application[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2023, 46(7): 1243-1261

[23] CAUBET A, BIGGS J D. An inverse dynamics approach to the guidance of spacecraft in close proximity of tumbling debris[J]. Detail, 2015, 7: 9

[24] FERRAMOSCA A, LIMÓN D, ALVARADO I, et al. MPC for tracking with optimal closed-loop performance[C]//47th IEEE Conference on Decision and Control, 2008

[25] LIMÓN D, ALVARADO I, ALAMO T, et al. Robust tube-based MPC for tracking of constrained linear systems with additive disturbances[J]. Journal of Process Control, 2010, 20(3): 248-260

A tracking model predictive control algorithm for rendezvous of tumbling targets in elliptical orbit

YANG Huixin[1], SONG Zeming[1], DONG Kaikai[1], LIU Yunzhao[2]

(1.College of Aeronautics and Astronautics, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;
2.School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Regarding the robust trajectory planning and control of multi-constrained rendezvous for space tumbling targets in an elliptical orbit, a robust tracking model predictive control algorithm based on the "tube" is proposed. Firstly, the engineering constraints and uncertainties in the rendezvous process are analyzed and modeled, and the uncertainty propagation of the nominal system is quantified to obtain its compressed constraints. Then, a robust tracking model predictive rendezvous controller, consisting of a feedforward term and a feedback term, is designed. The feedforward term drives the system state to the target state with the least energy consumption and the best tracking accuracy. The feedback term ensures that the system still satisfies the engineering constraints under uncertainty. The digital simulation results indicate that the controller thus designed can successfully complete the elliptical orbit rendezvous task with a shorter prediction horizon and guaranteed stability. Compared with the classical robust model predictive control (MPC) algorithm, the proposed algorithm significantly reduces the computational complexity and has the advantages of autonomy, robustness and safety.

Keywords: space tumbling target; elliptical orbit; autonomous rendezvous and docking; robust tracking model predictive control; uncertainty propagation

引用格式: *杨慧欣, 宋泽明, 董凯凯, 等. 椭圆轨道翻滚目标交会的追踪型模型预测控制[J]. 西北工业大学学报, 2025, 43(5): 1003-1013*

YANG Huixin, SONG Zeming, DONG Kaikai, et al. A tracking model predictive control algorithm for rendezvous of tumbling targets in elliptical orbit[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2025, 43(5): 1003-1013 (in Chinese)

© 2025 Journal of Northwestern Polytechnical University.

This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution License (http://creativecommons.org/licenses/by/4.0), which permits unrestricted use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.