

视频小卫星目标跟踪视野分区防脱靶控制

范才智^{1*}, 钟子凯¹, 王猛猛², 杨跃能¹

(1. 国防科技大学 空天科学学院, 湖南长沙 410073; 2. 西昌卫星发射中心, 四川西昌 615000)

摘要:针对视频小卫星与观测目标存在较大初始相对姿态偏差和角速度, 目标容易偏离相机视场造成脱靶的问题, 设计了一种视频小卫星目标跟踪视野分区防脱靶控制方法, 该方法将星载相机矩形成像视野按照内切圆划分为内外两部分, 内切圆内部和外部分别基于势函数和拟欧拉旋转法设计跟踪控制器, 并利用 Barbalat 引理证明两个区域控制律的渐近稳定性, 同时在理论上证明了目标进入视野内切圆区域后, 在基于势函数的控制器作用下可以确保不脱靶。通过控制器对比仿真, 结果表明拟欧拉旋转法相比于比例-微分 (proportional-derivative, PD) 控制具有更强的抑制目标偏离视场能力, 结合拟欧拉旋转法和势函数的视野分区控制与全视场的拟欧拉旋转法相比, 能够有效实现对较快速机动目标的防脱靶控制, 从而实现连续跟踪观测。

关键词: 视频小卫星; 势函数; 拟欧拉旋转; 视觉跟踪; 防脱靶

中图分类号: V19 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2025)03-098-11



论文
拓展

Anti-off-target control of target tracking for small video satellite based on field of view zoning

FAN Caizhi^{1*}, ZHONG Zikai¹, WANG Mengmeng², YANG Yueneng¹

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Xichang Satellite Launch Center, Xichang 615000, China)

Abstract: An anti-off-target control method for small video satellite target tracking based on visual field zoning was proposed to address the problem of large initial relative attitude deviation and angular velocity between small video satellite and observation targets, which can easily deviate from the camera field of view and cause off target. In this method, the rectangular imaging field of the satellite-carried camera was divided into inner and outer parts according to the tangent circle. The tracking controller of the inner and outer parts of the tangent circle was designed based on the potential function and the quasi-Euler rotation method respectively. By using the Barbalat's lemma, the asymptotic stability of control laws in both regions was proved, and it was also proved by theory that the potential function controller can ensure that target would not leave the inscribed circle of visual field after entering it. Through controller comparison and simulation, the results show that the quasi-Euler rotation method has a stronger ability to suppress target deviation from the field of view compared with PD control. Compared with the full quasi-Euler rotation method, the field of view partition control combining the quasi-Euler rotation method and potential function method can effectively achieve anti-off-target control for faster maneuvering targets, thereby achieving continuous tracking and observation.

Keywords: small video satellite; potential function; quasi-Euler rotation maneuver; visual tracking; anti-off-target

当前空间碎片、失效航天器日益增多, 空间环境日益复杂, 空间目标观测需求日趋迫切。视频小卫星因研制周期短、姿态机动敏捷、实时视频成像等独特优势^[1-3], 在空间目标探测与跟踪中有广阔的应用前景, 成为地基观测手段的有效补充。

有的视频小卫星采用基于位置信息^[4-7]的方

法进行目标跟踪, 但是该方法需要获取目标先验位置信息, 只适用于合作目标跟踪, 不能应用于空间碎片等非合作目标跟踪。

基于图像信息的目标跟踪不依赖于目标先验位置信息^[8], 在地面机器人、空中机器人、无人机等领域^[9-15]逐渐有学者将其应用于视频卫星目

收稿日期: 2023-10-12

基金项目: 湖南省重点领域研发计划资助项目(2023NK2008)

*第一作者: 范才智(1980—), 男, 湖南邵阳人, 研究员, 博士, 博士生导师, E-mail: caizhifan@nudt.edu.cn

引用格式: 范才智, 钟子凯, 王猛猛, 等. 视频小卫星目标跟踪视野分区防脱靶控制[J]. 国防科技大学学报, 2025, 47(3): 98-108.

Citation: FAN C Z, ZHONG Z K, WANG M M, et al. Anti-off-target control of target tracking for small video satellite based on field of view zoning[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2025, 47(3): 98-108.

标跟踪^[16]。该方法是指利用相机所获取的实时图像信息,以目标在视场中投影位置与期望位置的实时偏差作为控制反馈,从而实现对目标的跟踪。文献[16]针对对地观测卫星的姿态跟踪问题提出一种基于图像反馈的姿态控制算法,实现对地面目标的凝视跟踪;文献[17]基于图像信息实现对空间碎片的运动预测和连续跟踪;文献[18-19]基于未标定的相机设计自适应控制器,分别实现对地面非合作目标和深空目标的自适应凝视跟踪控制;文献[20]利用视频小卫星的误差四元数和误差角速度设计 PD 控制器,实现对非合作空间目标的稳定跟踪;文献[21]提出一种双曲正切模糊滑模控制律,利用吉林一号图像信息作为输入进行仿真,结果表明该方法能够实现对空间目标的视觉跟踪。然而,上述研究工作都没有考虑在控制过程中如何确保目标始终处于视野中的问题。通常空间目标初入相机视场时与视频小卫星存在较大的相对角速度,容易偏离视场脱靶从而导致跟踪任务失败。因此,确保目标进入相机视场后不发生脱靶是实现连续跟踪观测的重要前提。

势函数法最初用于解决机器人规避空间障碍物的路径规划问题^[22-24],具有优异的实时性能。之后逐步应用到卫星姿态自主规划、空间站和大型航天器受约束条件下的姿态规划和控制问题^[25]。文献[26]基于势函数法提出在多种姿态约束区域限制下的三轴姿态重定向的自主机动规划算法;文献[27]针对航天器存在输入饱和与姿态角速度受限的问题,提出一种抗干扰的高增益控制方法,实现了良好的控制性能。文献[28]基于势函数和扰动观测器设计抗干扰、抗饱和的反馈控制律,用于完成存在姿态约束、输入饱和以及随机扰动条件下姿态重定向机动任务。文献[29]基于势函数设计一种自适应反步控制器,在输入饱和与有时变惯性条件下实现了有效控制。然而,势函数法尚未在视频小卫星对空间目标跟踪观测防脱靶控制中得到应用。视频小卫星的视觉跟踪防脱靶问题本质上是一种姿态约束问题,因此将势函数法应用于防脱靶控制具有潜在的可能性。

根据欧拉旋转定理,定点转动刚体的任何位移都可以通过绕过定点某一轴的一次转动来实现,该轴称为欧拉轴。拟欧拉旋转法的思想是通过将误差角速度分解为与欧拉轴平行和垂直的两部分,在控制律中放大导致目标投影在像平面发生侧偏的误差角速度分量,以减小目标投影轨迹偏离视场中心的程度,从而防止目标脱靶。基于

拟欧拉旋转法的控制器能减小控制过程中目标偏离图像中央的幅度,但是与比例-微分(proportional-derivative, PD)控制一样,都很难从理论上严格证明目标不脱靶。

针对视频小卫星跟踪观测中防脱靶问题,设计了一种基于视野分区的视频小卫星目标防脱靶控制方法。首先将相机矩形视场最大内切圆设置为势函数控制区域,当目标在最大内切圆外的视野区域时,拟欧拉旋转控制器发挥作用,将目标尽快调整至视野最大内切圆;当目标投影处于圆内时,势函数控制器发挥作用,可以在理论上严格保证目标始终处于该区域内,确保对目标的持续跟踪。利用 Barbalat 引理严格证明了系统的稳定性,以及目标进入视野最大内切圆后可保证始终落在该区域内,并通过仿真验证了该方法的有效性。

1 系统描述

1.1 参考坐标系

如图 1 所示,本文建立如下四个坐标系。

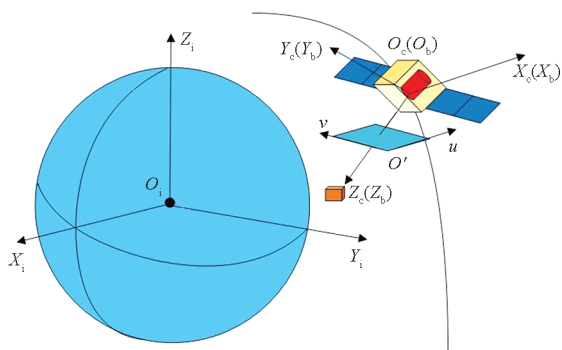


图 1 坐标系示意图

Fig. 1 Coordinate system schematic

地心惯性坐标系 $O_i - X_i Y_i Z_i$: 选用 J2000.0 坐标系,坐标系原点 O_i 位于地心, $O_i X_i$ 指向 J2000.0 平春分点, $O_i Z_i$ 轴指向 J2000.0 平赤道的极点, $O_i Y_i$ 轴与 $O_i X_i$ 轴和 $O_i Z_i$ 轴构成右手坐标系。

卫星体坐标系 $O_b - X_b Y_b Z_b$: 坐标系原点 O_b 位于卫星质心,三个坐标轴方向分别沿着卫星本体惯量主轴的三个方向。

像素坐标系 $O' - uv$: 坐标系原点 O' 位于像平面左上角点, $O' u$ 轴和 $O' v$ 轴分别平行于像平面的行和列,并以像素为坐标单位。

相机坐标系 $O_c - X_c Y_c Z_c$: 坐标原点 O_c 位于相机光学中心, $O_c Z_c$ 轴方向与相机光轴重合并且垂直指向相机像平面。

不失一般性,在文中假设相机坐标系与卫星体坐标系重合,卫星姿态作动器(通常为飞轮)力

矩输出方向与卫星体坐标系三轴方向重合, $O_c X_c$ 轴和 $O_c Y_c$ 轴分别与像素坐标系下的 $O' u$ 轴和 $O' v$ 轴平行且同向, 如图 2 所示。

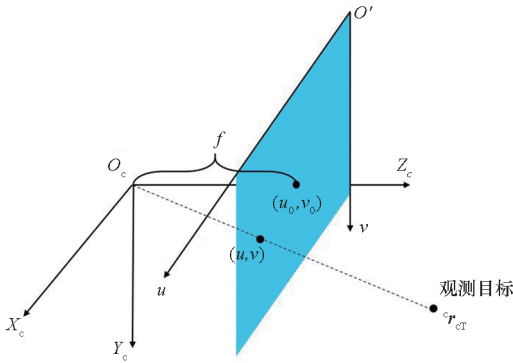


图 2 相机透视投影示意图

Fig. 2 Camera perspective projection schematic

1.2 相机投影模型

令 ${}^i \mathbf{r}_T = ({}^i r_x, {}^i r_y, {}^i r_z)^T$ 为空间目标在惯性坐标系中的坐标, 如图 2 所示, 根据小孔成像透视投影原理, 目标点在图像平面中的投影可以表示为

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} = \frac{1}{Z_c} \underbrace{\begin{bmatrix} \frac{f}{du} & 0 & u_0 & 0 \\ 0 & \frac{f}{dv} & v_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}}_{\mathbf{H}} \underbrace{\begin{bmatrix} {}^b \mathbf{M} & -{}^b \mathbf{M} \mathbf{r}_s \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & 1 \end{bmatrix}}_{\mathbf{T}} \begin{bmatrix} {}^i \mathbf{r}_{iT} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$= \frac{1}{Z_c} \mathbf{H} \mathbf{T} \begin{bmatrix} {}^i \mathbf{r}_{iT} \\ 1 \end{bmatrix}$$

$$= \frac{1}{Z_c} \mathbf{M} \begin{bmatrix} {}^i \mathbf{r}_{iT} \\ 1 \end{bmatrix}$$

式中: f 为相机焦距, 相机光轴与像平面相交的像素点坐标为 $(u_0, v_0)^T$, 通常为像平面中心位置; du 和 dv 分别为 $O' u$ 轴和 $O' v$ 轴像素点尺寸大小; ${}^b \mathbf{M}$ 表示从地心惯性系到卫星体坐标系的方向余弦阵; ${}^i \mathbf{r}_s$ 表示卫星在地心惯性系下的坐标; ${}^i \mathbf{r}_{iT}$ 表示观测目标在地心惯性系的坐标, 如图 3 所示; \mathbf{H} 是相机内部参数矩阵; \mathbf{T} 是卫星体坐标系相对惯性坐标系的齐次变化矩阵, 与卫星位置与姿态相关; \mathbf{M} 为空间目标点到图像平面的投影映射矩阵, 由视频小卫星姿态和相机参数共同决定。

记 \mathbf{m}_i^T 为矩阵 \mathbf{M} 的第 i 行向量, 相机投影模型(1)可以改写为

$$Z_c = \mathbf{m}_3^T \begin{bmatrix} {}^i \mathbf{r}_{iT} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} u \\ v \end{bmatrix} = \frac{1}{Z_c} \begin{bmatrix} \mathbf{m}_1^T \\ \mathbf{m}_2^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} {}^i \mathbf{r}_{iT} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

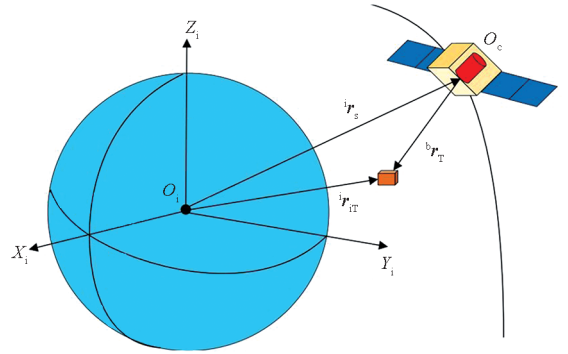


图 3 相机成像模型

Fig. 3 Camera imaging model

1.3 运动学与动力学模型

采用四元数描述的视频小卫星姿态运动学方程如下

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{q} \otimes \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\omega} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中, $\mathbf{q} = [q_0 \quad \mathbf{q}_v]^T$ 为视频小卫星姿态四元数, $\boldsymbol{\omega}$ 为卫星体坐标系相对于地心惯性系的角速度在卫星体坐标系下的描述, 符号 \otimes 表示四元数矢量乘法, 上标“ \cdot ”表示该变量的时间导数。

将 \mathbf{q} 分解后式(4)可重写为

$$\begin{cases} \dot{q}_0 = -\frac{1}{2} \mathbf{q}_v^T \boldsymbol{\omega} \\ \dot{\mathbf{q}}_v = \frac{1}{2} [q_0 \mathbf{I}_{3 \times 3} + \mathbf{q}_v^\times] \boldsymbol{\omega} \end{cases} \quad (5)$$

其中, $\mathbf{I}_{3 \times 3}$ 表示三阶单位矩阵, 上标“ \times ”表示斜对称矩阵。

假设视频小卫星为刚体, 则姿态动力学方程为

$$\mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} = -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{T}_c \quad (6)$$

式中, \mathbf{J} 为视频小卫星转动惯量矩阵, \mathbf{T}_c 为姿态控制力矩。

2 控制误差计算

2.1 姿态误差

如图 4 所示, 在相机坐标系下目标位置方向矢量表示为

$${}^c \mathbf{r}_{cT} = [X_{pt}, Y_{pt}, f]^T \quad (7)$$

式中, X_{pt} 和 Y_{pt} 分别表示目标中心投影点在相机坐标系下 $O_c X_c$ 轴和 $O_c Y_c$ 轴的坐标, 可表示为

$$\begin{cases} X_{pt} = (u - u_0) \cdot du \\ Y_{pt} = (v - v_0) \cdot dv \end{cases} \quad (8)$$

式中, u 和 v 为目标点在像素坐标系中的坐标。

相机坐标系下相机光轴的方向矢量 ${}^c \mathbf{r}_o$ 表示为:

$${}^c \mathbf{r}_o = (0, 0, 1)^T \quad (9)$$

姿态误差为从相机坐标系下目标位置方向矢

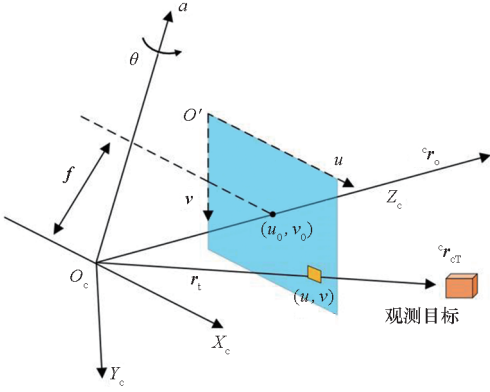


图4 姿态误差求解示意图

Fig. 4 Attitude error solution schematic

量 ${}^c r_{cT}$ 到相机光轴方向矢量 ${}^c r_o$ 的旋转角。视频小卫星的姿态误差四元数 q_e 可以表示为

$$q_e = \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) + a \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \quad (10)$$

式中, a 为相机坐标系下表示的欧拉轴矢量, θ 为欧拉角,它们都可以由 ${}^c r_{cT}$ 和 ${}^c r_o$ 表示。

$$a = \frac{{}^c r_{cT} \times {}^c r_o}{\|{}^c r_{cT} \times {}^c r_o\|} \quad (11)$$

$$\theta = \arccos\left(\frac{{}^c r_{cT} \cdot {}^c r_o}{\|{}^c r_{cT}\| \|{}^c r_o\|}\right) \quad (12)$$

2.2 角速度误差

由星载传感器可以获得视频小卫星的姿态四元数 q ,结合式(10)姿态误差四元数 q_e 可得卫星期望姿态四元数 q_d 为:

$$q_d = q \otimes q_e^{-1} \quad (13)$$

$$\omega_d = 2\Xi^T(q_d) \dot{q}_d \quad (14)$$

式中, \dot{q}_d 可以通过对期望四元数 q_d 差分得到, $\Xi(q_d)$ 有以下定义

$$\Xi(q_d) = \begin{bmatrix} -q_{d1} & -q_{d2} & -q_{d3} \\ q_{d0} & -q_{d3} & q_{d2} \\ q_{d3} & q_{d0} & -q_{d1} \\ -q_{d2} & q_{d1} & q_{d0} \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中, q_{d0} 、 q_{d1} 、 q_{d2} 和 q_{d3} 分别表示期望姿态四元数 q_d 的标量和矢量的三个元素。

角速度偏差 ω_e 定义为:

$$\begin{aligned} \omega_e &= \omega - \underbrace{\left[(q_{e0}^2 - \|q_{ev}\|^2) I_{3 \times 3} + 2q_{ev}^T q_{ev} - 2q_{e0} q_{ev}^\times \right]}_{A(q_e)} \omega_d \\ &= \omega - A(q_e) \omega_d \end{aligned} \quad (16)$$

3 基于视野分区的防脱靶控制方法

3.1 相机视野分区

目标落在视频小卫星相机视场内时,视频小卫星通过信息处理获得目标在像平面中的位置作

为控制反馈量。但是相机视场是有限的,如果目标脱离了相机视场范围(脱靶),就会造成跟踪失败。针对该问题本节设计了一种基于视野分区的防脱靶控制方法,该方法主要思想是将相机视场通过内切圆分为两部分,如图5所示,矩形部分为相机像平面,取矩形的内切圆作为势函数作用范围(I区域),目标落在I区域时通过势函数法控制,使得视频小卫星跟踪观测的机动过程中目标始终不脱离I区域;内切圆之外的成像平面为拟欧拉法作用范围(II区域),目标落在II区域时,卫星调整姿态快速向视野中心移动。通过结合两类防脱靶控制方法实现目标防脱靶控制,并利用Barbalat引理证明控制律在各自作用区域内都是渐近稳定的。

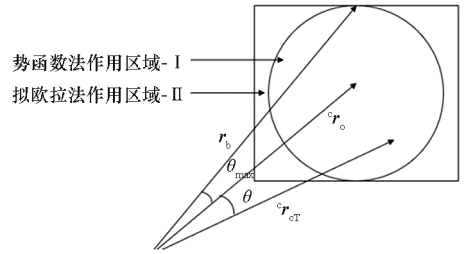


图5 相机视野分区

Fig. 5 Division of camera field of view

当目标成像位于势函数作用区域边界时,相机坐标系下目标位置方向矢量为 r_b 。 r_b 与光轴矢量 ${}^c r_o$ 夹角为 θ_{max} ,即为卫星防脱靶控制下光轴和目标指向最大允许夹角。由几何关系得:

$$\theta_{max} = \arctan\left(\frac{\min(u_s \cdot du, v_s \cdot dv)}{2f}\right) \quad (17)$$

式中, u_s 和 v_s 分别表示像素平面的横纵坐标。因此,当观测目标方向与光轴夹角 $\theta < \theta_{max}$ 时,采用势函数控制器控制;当 $\theta \geq \theta_{max}$ 时,采用欧拉旋转法进行控制。 θ 可由式(12)计算。

3.2 基于势函数的跟踪控制方法

3.2.1 势函数设计

势函数设计的目的是使得观测目标投影进入圆形投影区域I后,在控制过程中能保持在势函数作用区域,保持连续视觉跟踪。

当势函数控制器进行控制时,由式(17)得到的欧拉角 θ 应满足

$$0 \leq \theta < \theta_{max} \quad (18)$$

θ_{max} 是一个不大于相机视场角的量,因此可得

$$0 < \cos\left(\frac{\theta_{max}}{2}\right) < \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \leq 1 \quad (19)$$

则当目标投影满足约束条件即成像位置位于限制区域之内时,误差四元数组成的集合 Q_e 满足

$$\begin{aligned}
 Q_e &= \{ \mathbf{q}_e \mid 0 \leq \theta < \theta_{\max} \} \\
 &= \left\{ \mathbf{q}_e \mid \cos\left(\frac{\theta_{\max}}{2}\right) < \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \leq 1 \right\} \\
 &= \left\{ \mathbf{q}_e \mid \cos\left(\frac{\theta_{\max}}{2}\right) < q_{e0} \leq 1 \right\} \quad (20)
 \end{aligned}$$

根据式(20)表示的不等式关系,构造一种由误差四元数 \mathbf{q}_e 描述的对数型势函数,即

$$V(\mathbf{q}_e) = -k_v(1 - q_{e0}) \ln \left\{ \kappa \left[\cos\left(\frac{\theta}{2}\right) - \cos\left(\frac{\theta_{\max}}{2}\right) \right] \right\} \quad (21)$$

式中, k_v 为正值常数, κ 为正值常数并且使得 $\kappa \left[\cos\left(\frac{\theta}{2}\right) - \cos\left(\frac{\theta_{\max}}{2}\right) \right]$ 在 0 至 1 之间分布。

根据误差四元数 \mathbf{q}_e 的定义,式(21)可以改写为

$$V(\mathbf{q}_e) = -k_v(1 - q_{e0}) \ln \left\{ \kappa \left[q_{e0} - \cos\left(\frac{\theta_{\max}}{2}\right) \right] \right\} \quad (22)$$

从式(22)可以看出,势函数值是由误差四元数 \mathbf{q}_e 的标量部分 q_{e0} 决定,另定义

$$V_f(q_{e0}) = -k_v(1 - q_{e0}) \ln \left\{ \kappa \left[q_{e0} - \cos\left(\frac{\theta_{\max}}{2}\right) \right] \right\} \quad (23)$$

则 $V(\mathbf{q}_e) = V_f(q_{e0})$, 将 V_f 对 q_{e0} 进行求导

$$\begin{aligned}
 \dot{V}_f &= k_v(1 - q_{e0}) \ln \left\{ \kappa \left[q_{e0} - \cos\left(\frac{\theta_{\max}}{2}\right) \right] \right\} - \\
 & k_v(1 - q_{e0}) \frac{1}{q_{e0} - \cos\left(\frac{\theta_{\max}}{2}\right)} \quad (24)
 \end{aligned}$$

即 $\mathbf{q}_e \in Q_e$ 时, $q_{e0} - \cos\left(\frac{\theta_{\max}}{2}\right) > 0$, 并且 $1 - q_{e0} > 0$,

$\ln \left\{ \kappa \left[q_{e0} - \cos\left(\frac{\theta_{\max}}{2}\right) \right] \right\} < 0$ 。所以 $\dot{V}_f < 0$, 随着 q_{e0} 趋向于最大值 1, V_f 值单调递减, 即 $V(\mathbf{q}_e)$ 值单调递减。

当 $\mathbf{q}_e = (q_{e0} \quad \mathbf{q}_{ev}^T)^T = (1 \quad 0)^T$ 时, $1 - q_{e0} = 0$

并且 $\ln \left\{ \kappa \left[q_{e0} - \cos\left(\frac{\theta_{\max}}{2}\right) \right] \right\}$ 等于一个确定的实常数, 所以 $V(\mathbf{q}_e) = 0$; 当 $\mathbf{q}_e \in Q_e$ 且 $\mathbf{q}_e \neq (1 \quad 0)^T$ 时, $V(\mathbf{q}_e) > 0$, 并且当投影位置趋近限制范围边界时有 $\theta \rightarrow \theta_{\max}$, 此时 $\ln \left\{ \kappa \left[q_{e0} - \cos\left(\frac{\theta_{\max}}{2}\right) \right] \right\} \rightarrow -\infty$, 所以势函数将接近无穷大。

3.2.2 控制律设计和稳定性分析

构造增广函数 V_1 如下

$$V_1 = V(\mathbf{q}_e) + \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}_e^T \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_e \quad (25)$$

显然 $V_1 \geq 0$ 。对 V_1 求时间导数可得:

$$\dot{V}_1 = \boldsymbol{\Delta}_V^T \cdot \dot{\mathbf{q}}_e + \boldsymbol{\omega}_e^T \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}}_e$$

$$\begin{aligned}
 &= \boldsymbol{\Delta}_V^T \left(\frac{1}{2} \mathbf{q}_e \otimes \bar{\boldsymbol{\omega}}_e \right) + \\
 & \boldsymbol{\omega}_e^T [-\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} - \mathbf{J} [\mathbf{A}(\mathbf{q}_e) \dot{\boldsymbol{\omega}}_d - \boldsymbol{\omega}_e^* \mathbf{A}(\mathbf{q}_e) \boldsymbol{\omega}_d] + \mathbf{T}_c] \\
 &= \boldsymbol{\omega}_e^T \left[\text{vec} \left(-\boldsymbol{\Delta}_V^* \otimes \frac{1}{2} \mathbf{q}_e \right) - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} \right] - \\
 & \boldsymbol{\omega}_e^T [\mathbf{J} [\mathbf{A}(\mathbf{q}_e) \dot{\boldsymbol{\omega}}_d - \boldsymbol{\omega}_e^* \mathbf{A}(\mathbf{q}_e) \boldsymbol{\omega}_d] - \mathbf{T}_c] \quad (26)
 \end{aligned}$$

式中, $\text{vec}(\cdot)$ 表示 (\cdot) 的矢量部分, 上标“*”表示四元数共轭, $\boldsymbol{\Delta}_V$ 表示势函数 V 的一阶梯度矩阵, 表达式为

$$\begin{aligned}
 \boldsymbol{\Delta}_V(\mathbf{q}_e) &= -k_v \ln \left\{ \kappa \left[q_{e0} - \cos\left(\frac{\theta_{\max}}{2}\right) \right] \right\} \cdot \frac{\partial(1 - q_{e0})}{\partial \mathbf{q}_e} - \\
 & \frac{k_v(1 - q_{e0})}{q_{e0} - \cos\left(\frac{\theta_{\max}}{2}\right)} \frac{\partial q_{e0}}{\partial \mathbf{q}_e} \\
 &= k_v \left[\ln \left\{ \kappa \left[q_{e0} - \cos\left(\frac{\theta_{\max}}{2}\right) \right] \right\} - \frac{1 - q_{e0}}{q_{e0} - \cos\left(\frac{\theta_{\max}}{2}\right)} \right] \cdot \\
 & \left(1 - \frac{\mathbf{q}_{ev}}{q_{e0}} \right) \quad (27)
 \end{aligned}$$

设计势函数控制律为

$$\begin{aligned}
 \mathbf{T}_c &= -k_c \boldsymbol{\omega}_e + \frac{1}{2} \text{vec}(\boldsymbol{\Delta}_V^* \otimes \mathbf{q}_e) + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \\
 & \mathbf{J} [\mathbf{A}(\mathbf{q}_e) \dot{\boldsymbol{\omega}}_d - \boldsymbol{\omega}_e^* \mathbf{A}(\mathbf{q}_e) \boldsymbol{\omega}_d] \quad (28)
 \end{aligned}$$

式中, k_c 为正值增益常数, $\dot{\boldsymbol{\omega}}_d$ 可通过对期望角速度 $\boldsymbol{\omega}_d$ 微分得到。

将控制律(28)代入式(26), 得

$$\dot{V}_1 = -k_c \boldsymbol{\omega}_e^T \boldsymbol{\omega}_e \leq 0 \quad (29)$$

所以 V_1 是单调递减的, 由于 $V_1 \geq 0$, 有 $0 \leq V_1 \leq V_1(0)$, 即 V_1 是有界的。取 V_1 对时间的二阶导数为

$$\begin{aligned}
 \ddot{V}_1 &= -2k_c \boldsymbol{\omega}_e^T \dot{\boldsymbol{\omega}}_e \\
 &= -2k_c \boldsymbol{\omega}_e^T \mathbf{J}^{-1} \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}}_e \\
 &= -2k_c \boldsymbol{\omega}_e^T \mathbf{J}^{-1} \{ -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} - \mathbf{J} [\mathbf{A}(\mathbf{q}_e) \dot{\boldsymbol{\omega}}_d - \\
 & \boldsymbol{\omega}_e^* \mathbf{A}(\mathbf{q}_e) \boldsymbol{\omega}_d] + \mathbf{T}_c \} \\
 &= -2k_c \boldsymbol{\omega}_e^T \mathbf{J}^{-1} \left[-k_c \boldsymbol{\omega}_e + \frac{1}{2} \text{vec}(\boldsymbol{\Delta}_V^* \otimes \mathbf{q}_e) \right] \quad (30)
 \end{aligned}$$

由于 V_1 是有界的, 因此可以得到 $\ln \left\{ \kappa \left[q_{e0} - \cos\left(\frac{\theta_{\max}}{2}\right) \right] \right\}$ 、 \mathbf{q}_e 和 $\boldsymbol{\omega}_e$ 都是有界的。由于上述变量的有界性, 能够确定 \ddot{V}_1 也是有界的。根据 Barbalat 引理, 可得

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \dot{V}_1 = 0 \quad (31)$$

即 $\lim_{t \rightarrow \infty} \boldsymbol{\omega}_e = 0$ 。结合控制律(28)、姿态动力学方程(6)以及式(16)可得

$$\mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}}_e = -k_c \boldsymbol{\omega}_e + \frac{1}{2} \text{vec}(\boldsymbol{\Delta}_V^* \otimes \mathbf{q}_e) \quad (32)$$

根据 $\lim_{t \rightarrow \infty} \boldsymbol{\omega}_e = 0$, 易得 $\lim_{t \rightarrow \infty} \dot{\boldsymbol{\omega}}_e = 0$ 。因此由

式(32)可得 $\lim_{t \rightarrow \infty} \text{vec}(\Delta_v^* \otimes q_e) = 0$ 。结合式(27),可以得到 $\lim_{t \rightarrow \infty} q_e = (1 \ 0)^T$,说明闭环系统是渐近稳定的。

值得说明的是,假设控制过程中作动器(飞轮)没有达到最大输出力矩,基于势函数的跟踪控制方法可严格证明目标落在 I 区域内时可以确保目标始终处于该区域内。如果卫星与目标相对角速度过大导致执行器输出饱和,则仍然可能存在目标离开 I 区域。

3.3 基于拟欧拉旋转法的跟踪控制方法

3.3.1 拟欧拉旋转法

从所设计的势函数(21)的定义可以看出,该势函数只对目标初始时刻落在圆形投影区域内的条件下有效,而目标的投影可能初始时刻并未处于圆形投影区(I区域)中,此时目标可能并未脱靶,相机仍能捕获目标获取位置信息。在 II 区域时,需要快速将目标向视野中心调整,避免目标向偏离视野中心方向移动导致脱靶。

根据欧拉轴求解式(11)可知,欧拉轴垂直于相机光轴,相机光轴垂直于像平面,因此欧拉轴平行于像平面。可将误差角速度 ω_e 分解为平行和垂直于欧拉轴的两个部分,记为 ω_{ea} 和 ω_{eb} ,如图6所示。而 ω_{eb} 还可分解为平行和垂直于像平面的部分,记为 ω_{eb1} 和 ω_{eb2} 。上述角速度的表达式分别为

$$\begin{cases} \omega_{ea} = aa^T \omega_e \\ \omega_{eb1} = (I_{3 \times 3} - r_o r_o^T) \omega_{eb} \\ \omega_{eb2} = r_o r_o^T \omega_{eb} \end{cases} \quad (33)$$

其中,平行于欧拉轴的分量 ω_{ea} 和垂直于欧拉轴且垂直于像平面的分量 ω_{eb2} 不会引起光轴指向偏差,只有垂直于欧拉轴且平行于像平面的分量 ω_{eb1} 会使目标投影轨迹发生侧偏,可能造成脱靶^[30]。

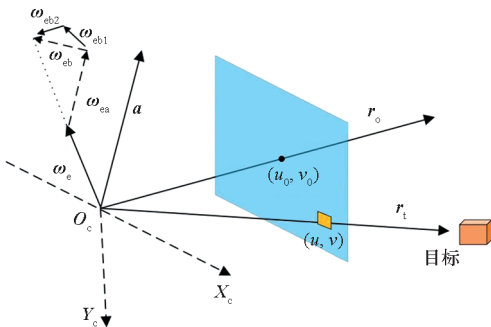


图6 误差角速度分解

Fig.6 Decomposition of angular velocity error

3.3.2 控制律设计

为了将目标快速向视野中心调整,在反馈控制器中放大造成脱靶的误差角速度分量 ω_{eb1} ,使

得该项能够迅速减小,从而减小目标偏离视场中心的程度。设计如下控制律

$$\begin{aligned} T_c = & -k_p q_{ev} - k_d (\omega_{ea} + d\omega_{eb1} + \omega_{eb2}) + \\ & \omega \times J\omega + J[A(q_e)\dot{\omega}_d - \omega_e^x A(q_e)\omega_d] \\ = & \omega \times J\omega + J[A(q_e)\dot{\omega}_d - \omega_e^x A(q_e)\omega_d] - \\ & k_p q_{ev} - k_d \{aa^T + [d(I_{3 \times 3} - r_o r_o^T) + r_o r_o^T] \cdot \\ & (I_{3 \times 3} - aa^T)\} \omega_e \end{aligned} \quad (34)$$

其中, $d > 1$ 为常数,用于放大误差角速度 ω_{eb1} 分量; k_p 、 k_d 为正定对角矩阵,为待设定的拟欧拉旋转控制器系数。

令 $K_1 = aa^T + [d(I_{3 \times 3} - r_o r_o^T) + r_o r_o^T](I_{3 \times 3} - aa^T)$,则

$$\begin{aligned} K_1 = & aa^T + [(I_{3 \times 3} - r_o r_o^T) + r_o r_o^T](I_{3 \times 3} - aa^T) + \\ & (d-1)(I_{3 \times 3} - r_o r_o^T)(I_{3 \times 3} - aa^T) \\ = & I_{3 \times 3} + (d-1)(I_{3 \times 3} - r_o r_o^T)(I_{3 \times 3} - aa^T) \end{aligned} \quad (35)$$

由于 $d > 1$,且 $(I_{3 \times 3} - r_o r_o^T)$ 、 $(I_{3 \times 3} - aa^T)$ 都为半正定,因此 K_1 为正定矩阵。根据 Barbalat 引理可得闭环系统渐近稳定。

综上可得,基于势函数和拟欧拉旋转的控制器在各自作用区域内都是渐近稳定的。采用的控制律具体形式为

$$T_c = \begin{cases} -k_e \omega_e + \frac{1}{2} \text{vec}(\Delta_v^* \otimes q_e) + \omega \times J\omega + \\ J[A(q_e)\dot{\omega}_d - \omega_e^x A(q_e)\omega_d] & P \in I \\ -k_p q_{ev} - k_d (\omega_{ea} + d\omega_{eb1} + \omega_{eb2}) + \omega \times J\omega + \\ J[A(q_e)\dot{\omega}_d - \omega_e^x A(q_e)\omega_d] & P \in II \end{cases} \quad (36)$$

式中, P 表示目标在像平面的投影位置。

4 仿真分析

4.1 仿真条件设置

仿真中设置的视频小卫星与待观测空间目标的轨道参数及相机参数分别如表1和表2所示。

表1 视频小卫星和观测空间目标轨道参数
Tab.1 Orbit parameters of the small video satellite and observation space target

参数	视频小卫星	空间目标
半长轴/km	6 878.14	6 863.14
偏心率	8.44×10^{-8}	9.99×10^{-8}
轨道倾角/(°)	45	45
升交点赤经/(°)	156.65	146.64
近地点幅角/(°)	264.23	274.63
真近点角/(°)	219.12	218.58

表 2 星载相机参数

Tab. 2 Satellite camera parameters

参数	参数值
焦距 f/m	0.8
像元尺寸 $du \times dv$	$7 \mu m \times 7 \mu m$
图像尺寸 $u_{all} \times v_{all}$	3 200 像素 \times 2 900 像素
视场中心像素点坐标 $(u_0, v_0)^T$	$(1\ 600, 1\ 450)^T$

考虑使用安装在卫星体坐标系上三轴正交的反作用飞轮作为姿态控制执行器,其输出控制力矩受到最大值的限制,在仿真中这个值为 $0.3\ N \cdot m$ 。除此之外,视频小卫星的转动惯量(单位: $kg \cdot m^2$)假设为

$$J = \begin{bmatrix} 5 & 0 & 0 \\ 0 & 5 & 0 \\ 0 & 0 & 5 \end{bmatrix}$$

4.2 仿真结果分析

4.2.1 PD 控制与拟欧拉旋转控制仿真

设置视频小卫星初始角速度为 $(-0.58\ (^{\circ})/s, -1.6\ (^{\circ})/s, 0.1\ (^{\circ})/s)$, 初始姿态四元数为 $(0.281\ 0, 0.904\ 2, 0.321\ 3, 0.014\ 7)^T$ 。分别采用 PD 控制器及拟欧拉旋转控制器进行仿真。PD 控制器按照文献[20]所述方法构建。需要说明的是,在仿真中假设不论观测对象是否脱靶,视频小卫星都能获取其本体与目标的相对位姿,PD 控制器始终能够接受误差信息并施加控制。PD 控制器参数设置为 $k_d = 16I_{3 \times 3}, k_p = 13I_{3 \times 3}$;拟欧拉旋转控制器参数设置为 $k_p = 6I_{3 \times 3}, k_d = 5I_{3 \times 3}, d = 4$ 。

PD 控制器和拟欧拉旋转控制作用下目标在像平面投影坐标和轨迹以及控制力矩的变化曲线如图 7~9 和图 10~12 所示。

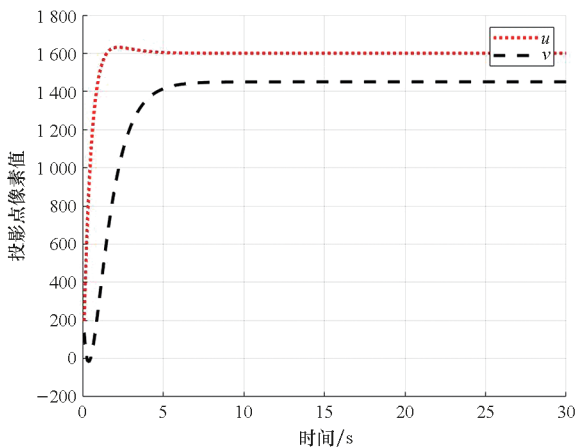


图 7 仿真条件 1 下 PD 控制器作用下目标投影像素坐标变化曲线

Fig. 7 Change curve of target projection pixel coordinate under PD controller of simulation condition 1

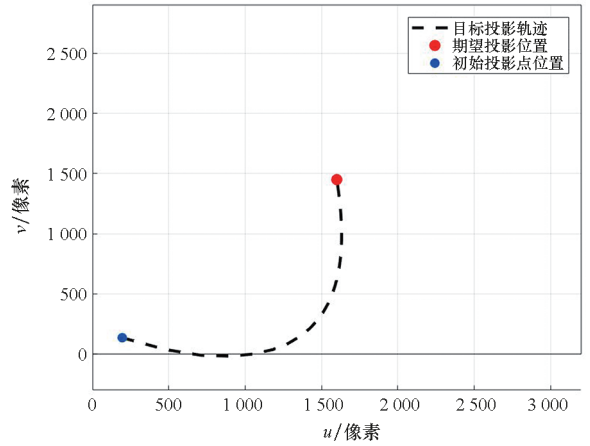


图 8 仿真条件 1 下 PD 控制器作用下像平面目标投影轨迹

Fig. 8 Target projection trajectory in the image plane under PD controller of simulation condition 1

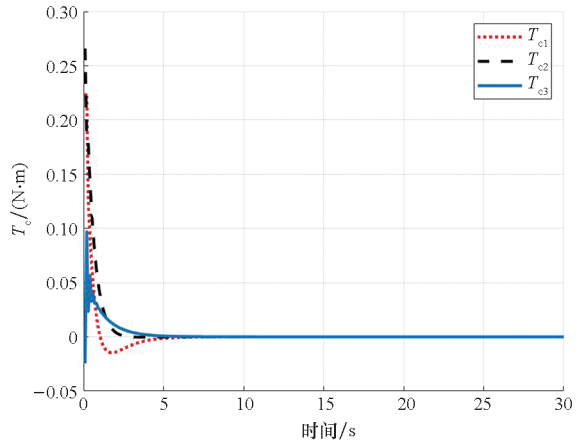


图 9 仿真条件 1 下 PD 控制器作用下控制力矩变化曲线

Fig. 9 Control torque variation curve under PD controller of simulation condition 1

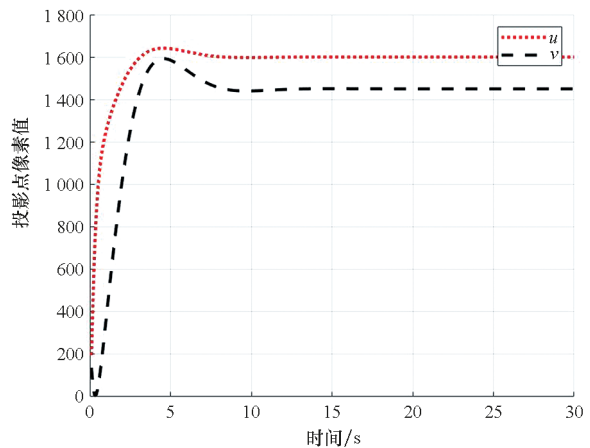


图 10 仿真条件 1 下拟欧拉旋转控制器作用下目标投影像素坐标变化曲线

Fig. 10 Change curve of target projection pixel coordinate under quasi-Euler rotation controller of simulation condition 1

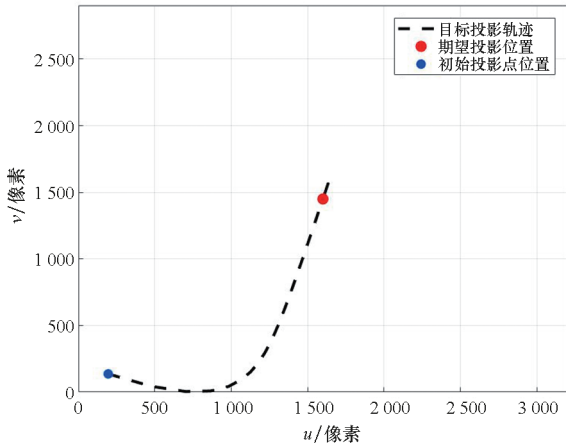


图 11 仿真条件 1 下拟欧拉旋转控制器作用下像平面目标投影轨迹

Fig. 11 Target projection trajectory in the image plane under quasi-Euler rotation controller of simulation condition 1

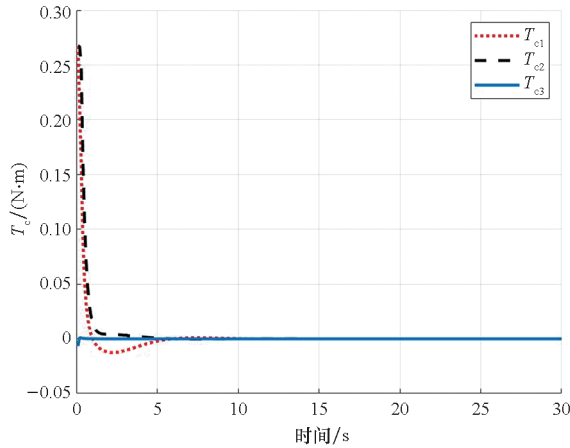


图 12 仿真条件 1 下拟欧拉旋转控制器作用下控制力矩变化曲线

Fig. 12 Control torque variation curve under quasi-Euler rotation controller of simulation condition 1

从图 7 和图 8 可以看出,由于初始时刻目标处于像平面靠近边缘处,且具有向视场边缘运动的相对运动角速度。在 PD 控制器作用下目标运动一段时间后脱靶(图 8 中与 $v=0$ 平行的黑色直线表示相机像平面的下边界)。由于先前已假设不论是否脱靶,控制器始终能施加控制,因此最终能将目标投影控制到像平面中点。但是当控制器实际工作中,目标一旦脱靶,就无法获取位置信息,跟踪控制就会失败。

从图 11 可以看出,拟欧拉旋转控制过程中目标始终处于相机平面,这是由于相比 PD 控制器,拟欧拉旋转控制能够显著抑制目标的侧向偏移,因此对脱靶有抑制作用。在本小节的仿真条件设置中,由于目标初始时刻出现在图像近边缘处,且侧向运动速度较大,因此拟欧拉旋转控制器能够

更快抑制目标的侧向运动,没有发生脱靶。同时,对比图 7 与图 10 可以看出,在控制过程中,PD 控制器和拟欧拉旋转控制器控制力矩曲线的峰值近似相同,这是由于 PD 控制器的比例和微分项设置的参数大于拟欧拉旋转控制器,相当于对误差项进行了整体放大,因此控制力矩与拟欧拉旋转控制器近似相同。但是 PD 控制器不能对导致目标侧向偏离的误差角速度进行定向抑制,因此仍然发生了脱靶。

4.2.2 拟欧拉旋转法控制与分区控制仿真

设置视频小卫星初始角速度为 $(2.4 (^{\circ})/s, -2 (^{\circ})/s, 0.01 (^{\circ})/s)$,初始姿态四元数为 $(0.2808, 0.9042, 0.3216, 0.0146)^T$,初始角速度大于上一节所设置的初始角速度。拟欧拉旋转控制器参数为 $k_p = 6I_{3 \times 3}, k_d = 5I_{3 \times 3}, d = 4$;分区控制器参数为 $k_p = 6I_{3 \times 3}, k_d = 5I_{3 \times 3}, d = 4$ 和 $k_c = 8, k_v = 10, \kappa = 9000$ 。拟欧拉旋转控制器和分区控制器作用下目标在像平面投影坐标和轨迹及控制过程中控制力矩的变化曲线分别如图 13 ~ 15 和图 16 ~ 18 所示,图 17 中圆形内部为势函数作用区域。

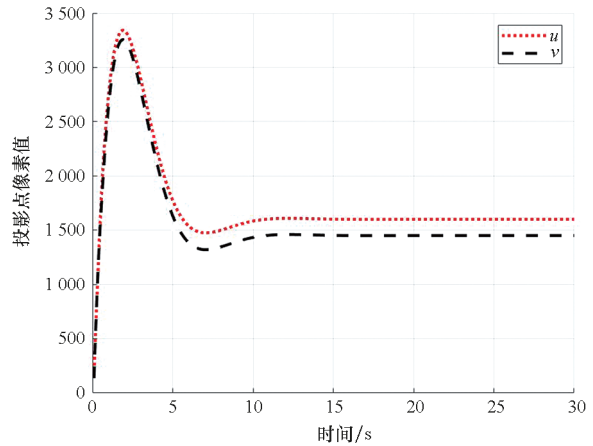


图 13 仿真条件 2 下拟欧拉旋转控制器作用下目标投影像素坐标变化曲线

Fig. 13 Change curve of target projection pixel coordinate under quasi-Euler rotation controller of simulation condition 2

从图 13 和图 14 可以看出,由于设置了较大的初始角速度,在只采用拟欧拉法控制的条件下,目标仍然发生了脱靶,这说明拟欧拉旋转控制器防脱靶的能力有限,不能严格保证目标不脱靶。而从图 16 和图 17 可以看出,在采用势函数和拟欧拉旋转法结合的分区控制器作用的机动过程中,目标没有发生脱靶,始终处于相机视场中。对比图 13 与图 16 可以看出,分区控制器作用下像素坐标的峰值小于拟欧拉旋转控制器,这说明即使在不考虑目标是否脱靶的情况下,分区控制器

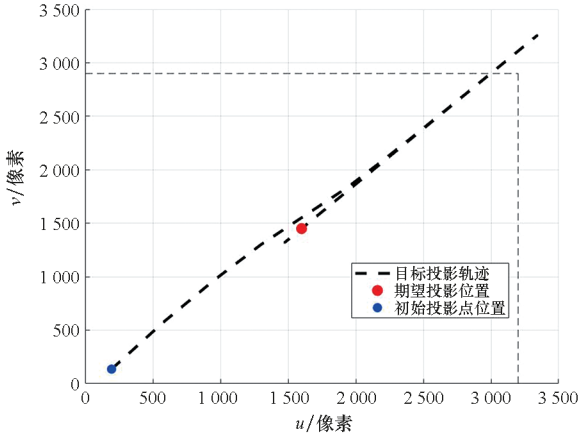


图 14 仿真条件 2 下拟欧拉旋转控制器作用下
像平面目标投影轨迹

Fig. 14 Target projection trajectory in the image plane under quasi-Euler rotation controller of simulation condition 2

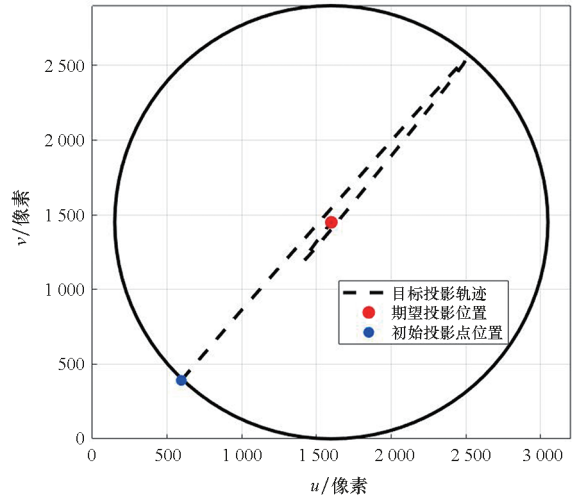


图 17 仿真条件 2 下分区控制器作用下
像平面目标投影轨迹

Fig. 17 Target projection trajectory in the image plane under zoning controller of simulation condition 2

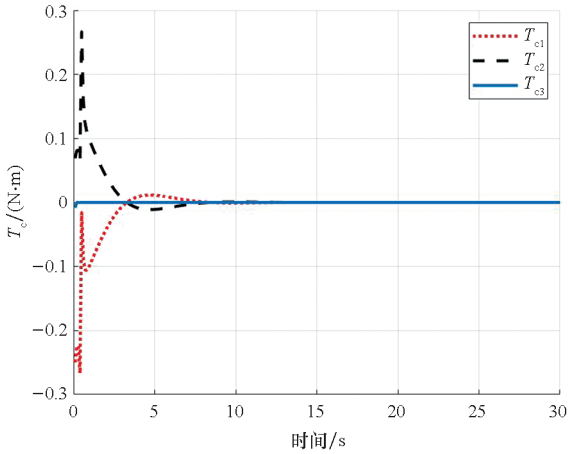


图 15 仿真条件 2 下拟欧拉旋转控制器作用下
控制力矩变化曲线

Fig. 15 Control torque variation curve under quasi-Euler rotation controller of simulation condition 2

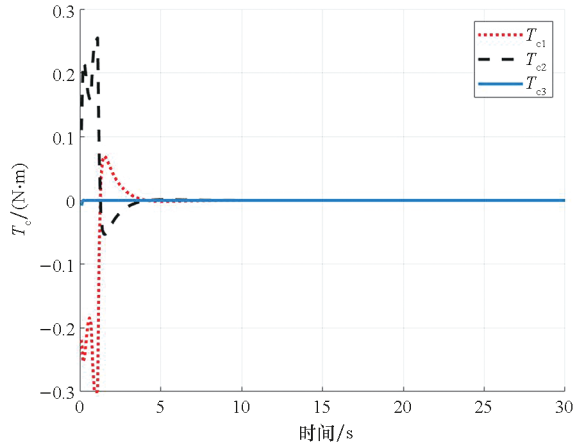


图 18 仿真条件 2 下分区控制器作用下
控制力矩变化曲线

Fig. 18 Control torque variation curve under zoning controller of simulation condition 2

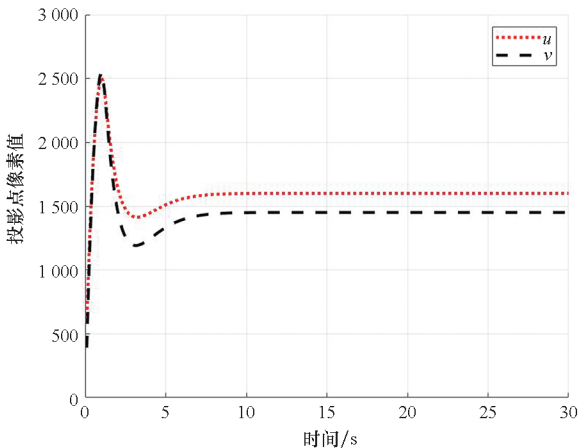


图 16 仿真条件 2 下分区控制器作用下
目标投影像素坐标变化曲线

Fig. 16 Curve of target projection pixel coordinate under zoning controller of simulation condition 2

控制过程的超调量小于拟欧拉旋转控制器,并且对比图 15 和图 18 可以看出,分区控制器作用过程中 T_{c2} 的峰值小于拟欧拉旋转控制器的 T_{c2} 分量,可以在较小控制力矩下的防脱靶控制,这表明本文所提出的分区控制器防脱靶能力优于单一拟欧拉旋转控制器,可以实现较小控制力矩下更有效防止目标脱离视场的控制,对卫星姿态机动能力的要求更低。同时,对比三组控制器作用下的投影像素坐标-时间变化曲线,采用结合控制方法时目标最快到达图像中心,因此所提出的势函数和拟欧拉旋转结合控制方法在视频小卫星跟踪观测中不仅具有良好的防脱靶性能,还具有较快的跟踪速度,能够取得良好的综合性能。

4.2.3 分区控制器鲁棒性仿真

视频小卫星在轨运行时,受到环境因素干扰,可能存在相机光学热变形、相机未完全标定、相机安装误差及外界扰动等因素造成模型偏差,因此对控制器的鲁棒性具有一定的要求。

设置观测目标的投影在像平面的像素坐标存在偏差,用于模拟观测目标的位置存在测量误差的情况,假设服从高斯分布,即

$$\begin{cases} \mathbf{X}_{\text{measure}} \sim N(\mathbf{X}_{\text{real}}, \boldsymbol{\sigma}^2) \\ \boldsymbol{\sigma}^2 = \text{diag}(e_u^2, e_v^2) \end{cases} \quad (37)$$

式中, $\mathbf{X} = (u, v)^T$, 设置 $e_u = e_v = 5$ 像素,同时设置外界的扰动力矩(单位: $\text{N} \cdot \text{m}$)为

$$\mathbf{T}_d = 0.003 \begin{bmatrix} \sin\left(\frac{10t}{\pi}\right) \\ -\sin\left(\frac{10t}{\pi}\right) \\ \sin\left(\frac{10t}{\pi}\right) \end{bmatrix} \quad (38)$$

仿真初始条件与 4.2.2 节分区控制器参数保持一致,仿真结果如图 19 ~ 21 所示。

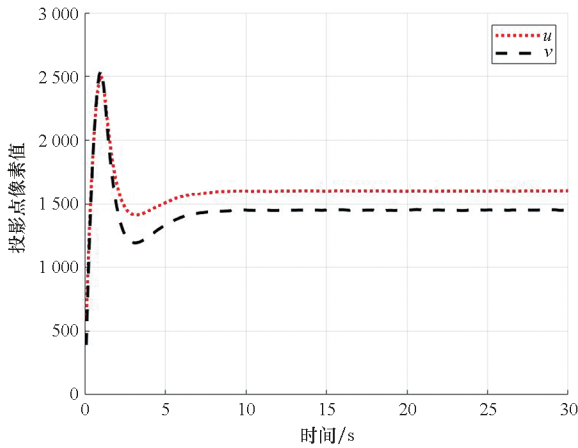


图 19 存在图像噪声时分区控制器作用下目标投影像素坐标变化曲线

Fig. 19 Curve of target projection pixel coordinate change under zoning controller with image noise

可以看出,当存在图像像素误差和外界扰动力矩时,分区控制器仍然可以实现对目标的不脱靶跟踪控制,在稳定阶段,目标投影点的纵横坐标收敛与像平面中心点坐标之差都在 10 个像素单位之内。说明该分区控制器具有一定的鲁棒性,能够适应模型不确定性和外界扰动的影响。

5 结论

本文研究了基于图像获取相对姿态误差信息的视频小卫星目标跟踪防脱靶方法,将星载相机矩形视场按照内切圆划分为势函数和拟欧拉旋转

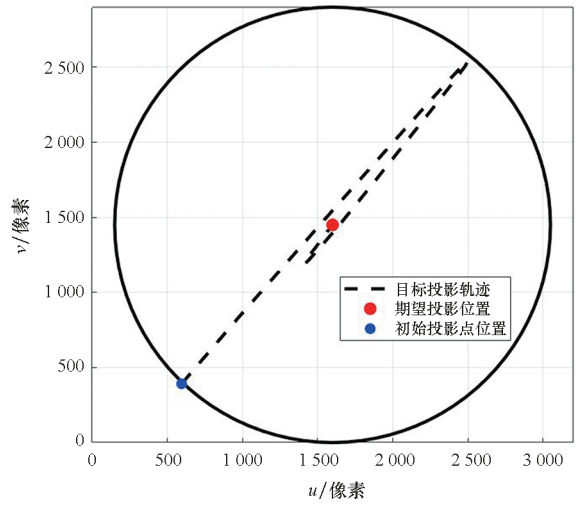


图 20 存在图像噪声时分区控制器作用下像平面目标投影轨迹

Fig. 20 Target projection trajectory in the image plane under zoning controller with image noise

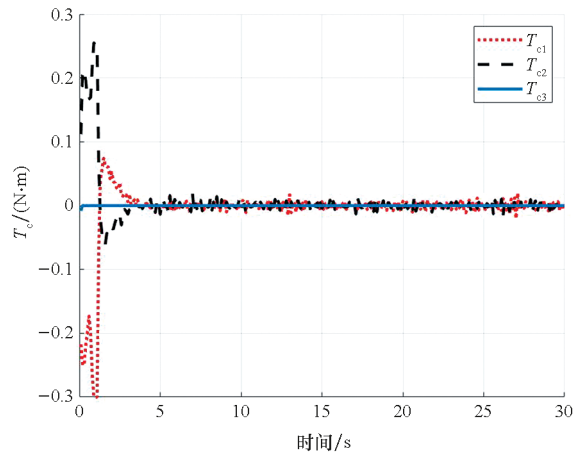


图 21 存在图像噪声时分区控制器作用下控制力矩变化曲线

Fig. 21 Control torque variation curve under zoning controller with image noise

法控制区域,并利用 Barbalat 引理证明了控制律在目标投影处于全像素平面时的稳定性。通过仿真结果说明单一拟欧拉旋转控制器相比单一 PD 控制器,在相同大小力矩下将目标调整到视野内切圆区域内并实现目标跟踪的能力更强;势函数防脱靶控制器能够确保目标调整进入视野内切圆后持续保持于该区域内,有效防止脱靶;结合拟欧拉旋转法和势函数法的视野分区控制方法,可以在理论上严格证明稳定性,实现较小控制力矩情况下更优异的防脱靶性能和更快速的控制效果,并且该方法还具备一定鲁棒性,在视频小卫星跟踪观测空间目标的场景下具有广阔的应用前景。

参考文献 (References)

- [1] PRANOTO F S, PRAMUTADI A M. Studies on micro satellite aerial launch system [C]//Proceedings of the 2017 IEEE Aerospace Conference, 2017.
- [2] CHO D H, CHOI W S, KIM M K, et al. High-resolution image and video CubeSat (HiREV): development of space technology test platform using a low-cost CubeSat platform [J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2019, 2019(1): 8916416.
- [3] ZHANG X Y, XIANG J H, ZHANG Y L. Space object detection in video satellite images using motion information [J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2017, 2017(1): 1024529.
- [4] GENG Y Z, LI C J, GUO Y N, et al. Hybrid robust and optimal control for pointing a staring-mode spacecraft [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 105: 105959.
- [5] NIU X J, LU B, FENG B M, et al. Linear parameter-varying gain-scheduled preview-based robust attitude control design for a staring-mode satellite [J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 129(4): 107816.
- [6] FAN G W, ZHANG J B, ZHAO H Y, et al. Large angle super agile attitude maneuver control of small satellite using reaction wheels [C]//Proceedings of the 2021 40th Chinese Control Conference (CCC), 2021: 7557–7562.
- [7] LI C J, GENG Y Z, GUO Y N, et al. Suboptimal repointing maneuver of a staring-mode spacecraft with one DOF for final attitude [J]. Acta Astronautica, 2020, 175: 349–361.
- [8] YAO Z X, SONG X P, ZHAO L, et al. Real-time method for traffic sign detection and recognition based on YOLOv3-tiny with multiscale feature extraction [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering, 2021, 235(7): 1978–1991.
- [9] HAN L J, ZHANG Y Y, WANG H S. Vision-based contact point selection for the fully non-fixed contact manipulation of deformable objects [J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2022, 7(2): 4368–4375.
- [10] XU M X, HU A, WANG H S. Visual-impedance-based human-robot cotransportation with a tethered aerial vehicle [J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2023, 19(10): 10356–10365.
- [11] LI J, HUANG Y S, ZHANG X, et al. An autonomous surgical instrument tracking framework with a binocular camera for a robotic flexible laparoscope [J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2023, 8(7): 4291–4298.
- [12] YU J Z, WU Z X, YANG X, et al. Underwater target tracking control of an untethered robotic fish with a camera stabilizer [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2021, 51(10): 6523–6534.
- [13] SHIRZADEH M, ASL H J, AMIRKHANI A, et al. Vision-based control of a quadrotor utilizing artificial neural networks for tracking of moving targets [J]. Engineering Applications of Artificial Intelligence, 2017, 58: 34–48.
- [14] HUANG Y T, ZHU M, ZHENG Z W, et al. Linear velocity-free visual servoing control for unmanned helicopter landing on a ship with visibility constraint [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2022, 52(5): 2979–2993.
- [15] LEBEDEV A O, VASIL'EV V V. UAV control algorithm in automatic mode using computer vision [J]. Optoelectronics, Instrumentation and Data Processing, 2021, 57(4): 406–411.
- [16] ZDEŠAR A, KLANČAR G, MUŠIĆ G, et al. Design of the image-based satellite attitude control algorithm [C]//Proceedings of 2013 XXIV International Conference on Information, Communication and Automation Technologies (ICAT), 2013: 1–8.
- [17] FELICETTI L, EMAMI M R. Image-based attitude maneuvers for space debris tracking [J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 76: 58–71.
- [18] SONG C, FAN C Z, SONG H B, et al. Spacecraft staring attitude control for ground targets using an uncalibrated camera [J]. Aerospace, 2022, 9(6): 283.
- [19] 宋超, 范才智, 王猛猛. 未标定的视频小卫星深空目标凝视控制 [J]. 国防科技大学学报, 2022, 44(4): 93–100.
- [19] SONG C, FAN C Z, WANG M M. Staring control for deep space targets based on uncalibrated small video satellite [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2022, 44(4): 93–100. (in Chinese)
- [20] WANG M M, FAN C Z, SONG C. Image-based visual tracking attitude control research on small video satellites for space targets [C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Real-time Computing and Robotics (RCAR), 2022: 174–179.
- [21] PEI W J. Staring imaging attitude tracking control laws for video satellites based on image information by hyperbolic tangent fuzzy sliding mode control [J]. Computational Intelligence and Neuroscience, 2022, 2022(4): 1–13.
- [22] BORENSTEIN J, KOREN Y. Real-time obstacle avoidance for fast mobile robots [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, 1989, 19(5): 1179–1187.
- [23] KOREN Y, BORENSTEIN J. Potential field methods and their inherent limitations for mobile robot navigation [C]//Proceedings of 1991 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 1991.
- [24] GE S S, CUI Y J. Dynamic motion planning for mobile robots using potential field method [J]. Autonomous Robots, 2002, 13(3): 207–222.
- [25] WANG Z, XU R, ZHU S Y, et al. Integration planning of gimbal angle and attitude motion for zero propellant maneuver under attitude and control moment gyroscope constraints [J]. Acta Astronautica, 2020, 172: 123–133.
- [26] LEE U, MESBAHI M. Feedback control for spacecraft reorientation under attitude constraints via convex potentials [J]. IEEE Transactions on Aerospace Electronic Systems, 2014, 50(4): 2578–2592.
- [27] 胡庆雷, 李理. 考虑输入饱和与姿态角速度受限的航天器姿态抗退绕控制 [J]. 航空学报, 2015, 36(4): 1259–1266.
- [27] HU Q L, LI L. Anti-unwinding attitude control of spacecraft considering input saturation and angular velocity constraint [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(4): 1259–1266. (in Chinese)
- [28] CHENG Y, YE D, SUN Z W, et al. Spacecraft reorientation control in presence of attitude constraint considering input saturation and stochastic disturbance [J]. Acta Astronautica, 2018, 144: 61–68.
- [29] SHI Z, ZHAO F Y, WANG X, et al. Potential function-based satellite attitude control for moving target tracking with input saturation constraint and time-varying inertia [C]//Proceedings of the 2022 34th Chinese Control and Decision Conference (CCDC), 2022: 439–444.
- [30] WIE B, BAILEY D, HEIBERG C. Rapid multitarget acquisition and pointing control of agile spacecraft [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25(1): 96–104.