

文章编号 1004-924X(2021)04-0749-14

地平主焦点式大视场望远镜的双电机消旋系统

李玉霞*, 王 帅, 王建立, 李洪文, 曹玉岩, 刘 洋

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

摘要:大口径大视场地平式望远镜长时间曝光时,主焦点探测器会由于地球自转产生像旋,即视场中除中心外其余星体均绕视场中心旋转,进而导致目标不能正确提取与观测。为消除图像旋转的影响,某大口径大视场望远镜的消旋跟踪精度需小于 $5''$ 。本文根据星体像旋原理对主焦点探测器像旋的位置特性和速度特性进行系统分析及实验验证,提出采用双电机驱动消旋机构进行消旋,利用复合电流指令控制方法消旋并进行控制。实验结果表明:像旋特性符合消旋公式,测量误差不超过 2% 。最终在低速 $15''/s$ 及高速 $170''/s$ 时消旋机构的跟踪精度小于 $1''$,进行高变速切换即 $7.86^\circ\sin(2\pi\times 0.5t)$ 时,控制精度仍然小于 $1''$,采用双电机消旋控制方法可有效提高系统的稳定性和精度。

关键词:望远镜;双电机消旋;大口径大视场;消旋控制;地平式望远镜

中图分类号:TH743;TP273 文献标识码:A doi:10.37188/OPE.20212904.0749

Dual-motor de-rotator system of prime focus alt-azimuth telescope with large field of view

LI Yu-xia*, WANG Shuai, WANG Jian-li, LI Hong-wen, CAO Yu-yan, LIU Yang

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

* Corresponding author, E-mail: wangjianli@ciomp.ac.cn

Abstract: Owing to the Earth's rotation, image rotation always appears on the primary focus detector during the long exposure of Alt-Az telescopes with large aperture and wide field of view. This implies that except for the central point, other stars rotate around the center of the field of view; thus the target cannot be accurately identified and observed. To eliminate the image rotation, the de-rotator tracking error of a telescope with a large aperture and wide field of view should be less than $5''$. The position and velocity of the image rotation of the primary-focus detector were analyzed and verified based on the star rotation principle. Subsequently, a dual-motor driving de-rotator system was designed, where the clearance of the mechanism was removed by the recombination current command. The experimental results indicate that the image rotation characteristics are consistent with the expression of image rotation, and the measurement error is less than 2% . The dual-motor diving de-rotator system can improve the stability and accuracy of the tracking system; thus the tracking accuracy of the de-rotator mechanism can be less than $1''$ both at a low velocity of $15''/s$ and at a high velocity of $170''/s$. In addition, the tracking error remains less than 1 arcsec when the de-rotator operated at a variable and high velocity of $7.86^\circ\sin(2\pi\times 0.5t)$.

收稿日期:2020-08-13;修订日期:2020-10-14.

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 11803035, No. 11973041);天文联合基金资助项目(No. U2031126)

Key words: telescope; dual motor anti-backlash; large caliber and field of view; de-rotator control; alt-azimuth telescope

1 引言

地球自转造成了天体目标的周日视运动,采用地平式望远镜对天体目标进行观测时,会因为物像旋转引起像旋的问题。主焦点式大口径大视场望远镜长时间曝光进行天体观测时,视场边缘目标会绕着视场中心旋转,最终导致视场中除中心外其他观测星体都是弧线状,影响天文目标的提取和观测。为解决这个问题,需要进行消旋控制^[1-7]。

消旋机构旋转探测器是一种有效的消旋方式^[1,6]。消旋控制作为成像系统终端的运动机构,其运动特性及控制精度具有极其重要的地位。采用此种消旋方式时,首先需要对不同天区中的星体的位置和速度特性进行系统分析,然后选用特定的消旋机构进行实现^[8]。因此,建立起天体目标位置和速度与消旋机构位置的对应关系极其重要。

采用位置和速度同时引导需要消旋机构能保证高速切换和高精度的低速跟踪,且当消旋系统不工作时需要保证静止不动。TNG 和 DNG 望远镜的消旋控制方案采用直驱电机结构,但电机不上电时,望远镜在不同俯仰角位置时很难保持稳定不动,除非加额外的抱闸机构,但增加额外的抱闸机构会导致局部发热。LBT 的消旋^[8]和国内某设备的消旋^[9]采用步进电机虽然具有一定的自锁力矩,但精度不高,不能满足需求。

本文系统分析了大口径大视场地平式望远镜的主焦点的位置和速度像旋特性,在进行像旋分析时对数据奇点进行处理,与实际更相符。根据像旋特性进行位置和速度控制,提出采用类似 ELT 和 LSST 望远镜的消旋机构^[1,3],采用双电机驱动的消旋控制系统。双电机驱动齿轮结构转动相机进行消旋控制,保证消旋位置控制时的高速切换,及低速跟踪时的控制精度。实验及仿真结果表明,长时间曝光时天体按照速度像旋特性运动,运动方向和速度大小与理论公式匹配,对双电机驱动的消旋机构进行建模,并采用双电机消间隙控制方法进行验证。若不加消间隙控

制方法,系统是震荡不稳定的;若增加的消间隙控制方法,同样控制参数下可将位置误差控制在一个编码器噪声内。

2 像旋特性分析

2.1 像旋原理

地平式望远镜进行长时间观察时,由于各运动轴线与地球自转轴不再平行,因此天体的视运动不能简单地用一根轴的旋转运动来补偿,望远镜在定位和跟踪过程中都要求方位轴和高度轴协调运动,其运动变化规律可以根据球面三角导出。而视场的像旋位置及速度可以用视场中心观测星体的星位角计变化率表示,各个参量在赤道坐标系下的表示如图 1 所示^[10-14]。其中各个参量表示如下: A 为方位角,从北到东为正方向,正北为 0° ; t 为时角,正南为 0° ,望东方向为正方向,往西为负方向; z 为天顶距,从天顶计算,正天顶为 0° , $Z=90-EL$; EL 为俯仰角,从地平计算,地平为 0° , $EL=90-Z$; δ 为天体目标所在赤纬; θ 为像旋角; φ 为望远镜安装的地理纬度; ω_0 为地球转速, $\omega_0=15$ ($''$)/s。

由球面三角形,正弦公式和五元素公式从球面三角形 PZE 中可以导出地平坐标参数方位角、俯仰角与时角坐标参数的赤纬及时角的关系

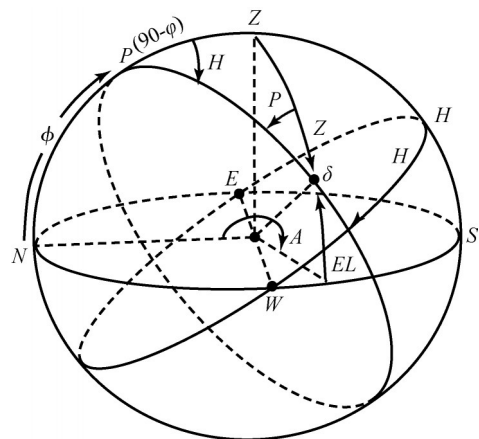


图 1 赤道坐标系下各个参量的表示

Fig. 1 Discription of observation parameters of equatorial coordinates

如下:

$$\cos Z = \sin \phi \sin \delta + \cos \phi \cos \delta \cos t, \quad (1)$$

$$\sin A \sin Z = \cos \delta \sin t, \quad (2)$$

$$\cos Z = \sin \phi \sin \delta + \cos \phi \cos \delta \cos t. \quad (3)$$

由此可以得到观测不同赤纬和时角时的方位角和俯仰角如下:

$$\tan A = \frac{\sin t}{-\sin \phi \cos t + \cos \phi \tan \delta}, \quad (4)$$

$$\cos Z = \sin \phi \sin \delta + \cos \phi \cos \delta \cos t. \quad (5)$$

方位角和俯仰角的速度表示如下:

$$\frac{Z'}{\omega_0} = \sin A \cdot \cos \phi, \quad (6)$$

$$\frac{A'}{\omega_0} = \sin \phi + \tan(EL) \cdot \cos A \cdot \cos \phi. \quad (7)$$

根据球面三角形的知识,可以得到像旋的速度和加速度公式如下:

$$\theta(T_k) = a \tan \left(\frac{\sin t(T_k)}{\tan \phi(T_k) \cos \delta(T_k) - \sin \delta(T_k) \cos t(T_k)} \right) + \theta_0. \quad (11)$$

消旋速度可以由以下公式获得:

$$\theta'(T_k) = \frac{\cos A(T_k) \cdot \cos \phi(T_k)}{\cos EL(T_k)} \omega_0, \quad (12)$$

其中: T_k 为时间,随着计算机中的采样时刻 k 增加; $\delta(T_k)$ 为 T_k 时刻的赤纬, $\phi(T_k)$ 为望远镜的地理纬度, $EL(T_k)$ 为 T_k 时刻望远镜的俯仰轴位置, $A(T_k)$ 为 T_k 时刻望远镜的方位位置, θ_0 为像旋的初始位置, ω_0 为地球自转速度。

为保证全天区的星体对应到带限位的消旋机构的位置是全部可以覆盖的,设定特定赤纬和时角的星体为初始像旋角,同时需要考虑消旋机构的中心点位置,即有:

$$\theta_0 \propto (EL(T_{k0}), AZ(T_{k0}), \Delta\theta_0), \quad (13)$$

其中 $\Delta\theta_0$ 为消旋机构中心编码器位置与初始像旋标定值对应的编码器位置之间的差值。需要保证该差值要小于一定的 E_0 , E_0 是限位编码器值与最大消旋位置间的差值。

当 $\tan \phi(T_k) \cos \delta(T_k) - \sin \delta(T_k) \cos t(T_k) = 0$,为一个较大的奇异点值,需要寻找出该点后对它进行处理,保证计算出的数据正确。取:

$$E(\theta(T_k)) < \theta(T_{k+1}) - \theta(T_k). \quad (14)$$

若 $E(\theta(T_k)) < 0$,则有:

$$\begin{cases} \theta(T_{k1 \sim k2})' = \theta(T_{k1 \sim k2}) + \pi \\ \theta(T_{k2 \sim \text{end}})' = \theta(T_{k2 \sim \text{end}}) + 2\pi \end{cases} \quad (15)$$

$$\frac{\theta'}{\omega_0} = \frac{\cos A \cdot \cos \phi}{\cos EL}, \quad (8)$$

$$\frac{\theta''}{\omega_0} = \frac{\cos A \cdot \sin 2\phi}{2 \sin Z} - \frac{\cos Z \cdot \sin 2A \cdot \cos^2 \phi}{\sin^2 Z}. \quad (9)$$

像旋的位置公式如下:

$$\tan \theta = \frac{\sin t}{\tan \phi \cos \delta - \sin \delta \cos t}. \quad (10)$$

分析中各个方向规定如下:望远镜方位角方向, 0° 为正北方向, 180° 为正南方向消旋旋转速度方向,逆指针为负方向,顺时针为正方向;消旋位移方向, $(t < 0)$ 西方向为负角, $(t > 0)$ 东方向为正角。

由以上公式可知,由不同天区天体的时角 t 和赤纬 δ ,则可获得星体像旋的位置及速度。在计算机离散化实现时需要进行以下处理:

若 $E(\theta(T_k)) > 0$,则有:

$$\begin{cases} \theta(T_{k1 \sim k2})' = \theta(T_{k1 \sim k2}) - \pi \\ \theta(T_{k2 \sim \text{end}})' = \theta(T_{k2 \sim \text{end}}) - 2\pi \end{cases}, \quad (16)$$

其中: $\theta(T_{k1})$ 和 $\theta(T_{k2})$ 为 $|E(\theta(T_k))| > \epsilon_1$ 时的奇点值, ϵ_1 为设定的判定曲线不连续的阈值。

同时根据正切函数的特性,即当消旋角增加超过 $\frac{N\pi}{2}$ 时,其中 N 为自然数,计算出的结果是重复且不连续的。但实际中消旋角度是连续增加的,考虑到星点赤纬位置及望远镜的地理安装纬度之间的关系,得到:

$$\begin{cases} \theta(T_k) = \theta(T_k)' - \frac{\pi}{2} + \theta_0, \phi > \delta \\ \theta(T_k) = \theta(T_k)' + \frac{3\pi}{2} + \theta_0, \phi \leq \delta \end{cases}. \quad (17)$$

将计算后的消旋位置和速度生成引导位置和速度信息,规划消旋转台的运动轨迹。当望远镜跟踪不同星体时,首先根据不同星区的像旋位置特性切换到该星体对应的像旋位置,然后再根据该星体的像旋速度跟踪特性进行高精度跟踪,便可以实现位置和速度消旋,补偿由于地球自转造成的图像旋转现象。

2.2 像旋位置特性分析

当望远镜对恒星进行长时间曝光时,像场

中星的位置随时间在不同位置的变化通常用星位角表示。若标定一个初始的星位角后,天球中任意星体的星位角均可以描述出来,星位角可以表示像旋角,而星位角的变化率也就是像旋的速度。不同天区的星位角可通过图 2 描述。

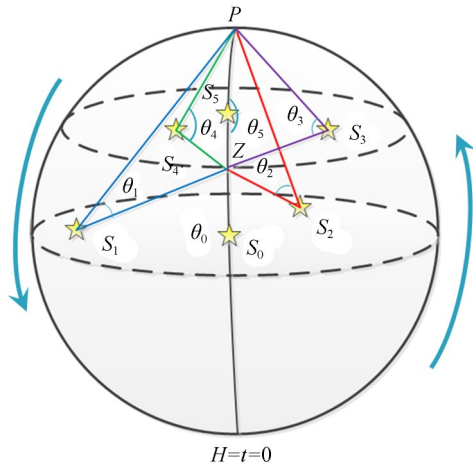


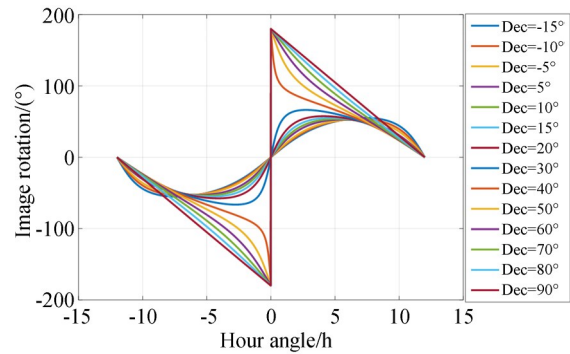
图 2 天球坐标系下不同天区的星位角

Fig. 2 Star position of different sky zones in equatorial coordinates

图 2 表示了不同天区中不同星体的星位角,为了描述方便,将天子午圈 PZ 放在中央位置,其中 P 为北天极, Z 是天顶。其中 S_0, S_1, S_2, S_4, S_5 表示不同天区下的星体,则 $\angle PSZ$ 为星位角,所以 $\theta_0, \theta_1, \theta_2, \theta_3, \theta_4, \theta_5$ 为对应的星位角,规定以观测时角 $t=0$ h 时星体 S_0 的星位角 θ_0 为 0° ,观测 $t < 0$ h 时星位角为负, $t > 0$ h 时星位角为正。

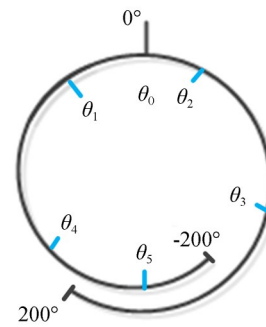
由式(10)可以获得不同天区下,时角及赤纬不同时像旋角度的变化如图 3 所示。由图 3(a)可知,在 $t < 0$ h 时,不同赤纬下的星位角为 $-180^\circ \sim 0^\circ$;当 $t > 0$ h 时,不同赤纬下的星位角为 $0^\circ \sim 180^\circ$ 。

图 3(b)能更清晰描述像旋位置在消旋机构上的位置,其中 0° 表示时角 $t=0$ h 时的像旋角度,可知不同星体在像旋机构上的位置是一一对应的。通过旋转像旋机构可以对星体进行消旋控制。



(a) 像旋角度位置

(a) Star position



(b) 消旋机械位置

(b) Mechanical position of derotator

图 3 不同天区下像旋角位置

Fig. 3 Position of image rotation in different sky zones

2.3 像旋速度特性分析

像旋速度特性包括连续长时间跟踪一个天区星体时的像旋跟踪速度,以及望远镜在不同天区切换时的像旋切换速度。

连续长时间跟踪一个天区星体时,星体的赤纬一定,而赤经是一直变化的,因此由跟踪星体的赤纬在不同赤经下的速度变化轨迹来确定其跟踪速度。由于跟踪不同星体的方位俯仰角也随着赤经赤纬变化,因此由望远镜的方位俯仰角则可以获得像旋跟踪速度。

像旋切换速度表示不同天区切换时的像旋速度,全天区中的星体的赤纬是变化的,赤经也是变化的。由全天区不同星体赤经赤纬的星位角,可获得不同天区星体的像旋位置差。望远镜观测天区发生变化时,望远镜的方位角和俯仰角也是需要随之切换的,此时消旋控制系统需要与方位俯仰角切换同步,即当消旋机构在方位俯仰

角切换准备跟踪之前也要切换到位,因此消旋控制系统的切换速度由方位俯仰角的切换时间以及不同天区星体的像旋差共同确定。

考虑天顶盲区为 $-4^{\circ}\sim 4^{\circ}$,按照俯仰角最大为 86° ,方位角为 $0^{\circ}\sim 360^{\circ}$,假设站址为地理纬度 37.5° ,可获得全天区下的方位角、俯仰角与消旋速度曲线,如图 4 和图 5 所示。

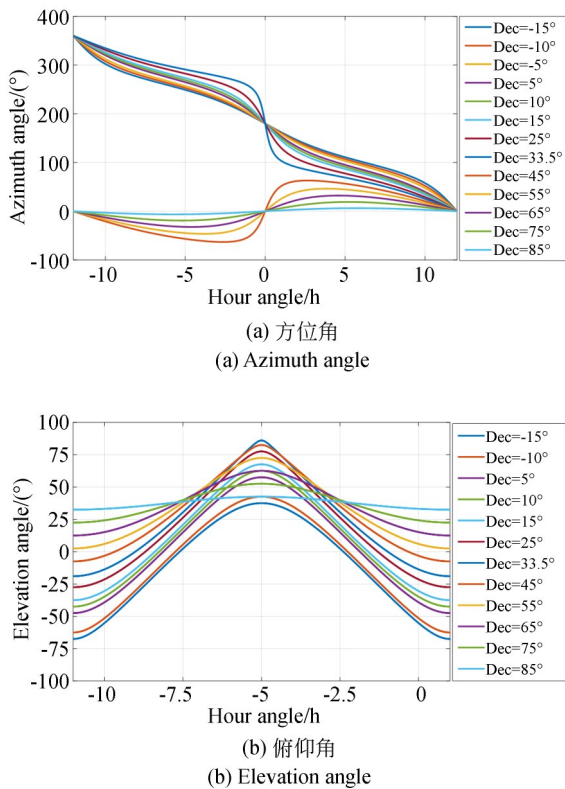


图 4 全天区下对应的方位角和俯仰角
Fig. 4 Azimuth and elevation angles in different sky zones

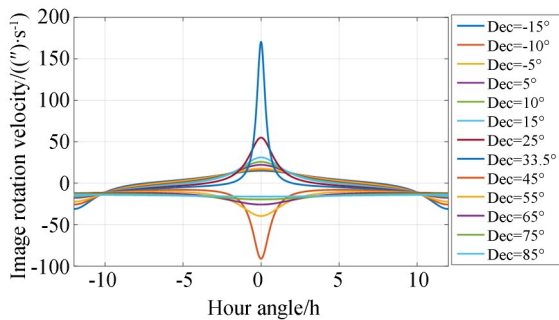


图 5 全天区下对应的像旋速度
Fig. 5 Velocity of image rotation in different sky zones

像旋跟踪速度特性总结如下:

(1)最大像旋跟踪速度:全天区下对应的像旋速度最大约为 $170 (^{\circ})/s$ 。

(2)赤纬与望远镜俯仰角及像旋速度的关系:在时角 $t=0$ h及观测星体的赤纬 δ 在望远镜地理纬度 φ 附近时,俯仰角最大,消旋速度最大;在赤纬为 33.5° 时,站址纬度为 37.5° ,望远镜的俯仰角达到最大 86° ,方位角为 180° ,此时的消旋速度最大,为 $170 (^{\circ})/s$ 。

(3)像旋速度方向:观测赤纬 $\delta > \varphi$,与观测赤纬 $\delta < \varphi$ 的像旋速度相反。假定观测 $\delta < \varphi$ 的天体时消旋速度为正,则观测 $\delta > \varphi$ 时的消旋速度为正当观测北天区赤纬 $> 37.5^{\circ}$,方位角为 $0^{\circ}\sim 90^{\circ}$ 和 $270^{\circ}\sim 360^{\circ}$ 时,俯仰角为 $0^{\circ}\sim 86^{\circ}$,消旋速度为负,望远镜物方视场随星体运动逆时针旋转;当观测南天区 < 37.5 星体时,方位角为 $90^{\circ}\sim 270^{\circ}$ 时,俯仰角为 $0^{\circ}\sim 86^{\circ}$,方位角消旋速度为正,望远镜物方视场随星体运动顺时针旋转。

(4)望远镜方位角与像旋速度的关系:当方位角为 90° 和 270° 时,消旋速度基本为0;当方位角为 0° 或者 180° 时,像旋速度最大,且随俯仰角的增大而增大。天区不同,消旋速度是变化的。

(5)像旋切换速度:像旋切换速度由主要观测的赤纬 $-15^{\circ}\sim 15^{\circ}$ 天区中的星体来确定,由图 4 可知方位角为 $78^{\circ}\sim 282^{\circ}$,俯仰角为 $0^{\circ}\sim 67^{\circ}$,而像旋为 $-53.46^{\circ}\sim 53.46^{\circ}$ 。方位俯仰角的速度限定如下:方位角的最大速度为 $15 (^{\circ})/s$,俯仰角的最大速度为 $6 (^{\circ})/s$,因此可以获得消旋的切换速度为 $7.86 (^{\circ})/s$ 。

3 消旋控制系统设计

3.1 双电机驱动消旋机构

由以上分析可知,消旋控制系统需要具有高精度的低速跟踪性能及高速切换性能。同时在消旋控制系统不工作时需要保证消旋控制系统完全静止,否则会因为轴向晃动和径向窜动而影响成像质量。

目前,望远镜上采用的消旋结构主要有电机直驱、步进电机加减速箱及齿轮机构和双电机+

减速箱+齿轮消旋机构 3 种模式。其中,电机直驱模式采用交流电机或者直流电机直接驱动消旋机构进行闭环控制,采用高精度的编码器进行反馈,其优点是没有间隙,但是掉电后电机没有自锁能力,当望远镜俯仰轴发生变化时会带来较大误差。

步进电机加减速箱及齿轮机构模式采用步进电机驱动齿轮机构带动消旋机构进行控制,该控制方式的优点是具有一定的自锁能力,但是齿轮间隙会导致低速及反向跟踪运动时控制精度不会很高,另外步进电机长时间工作时发热会比较严重。

双电机+减速箱+齿轮消旋机构兼容了上述两种模式的优点,双电机消间隙控制可以解决齿轮间隙问题,提高低速时的控制精度,同时两个电机共同驱动可以提高运行速度,但控制结构及策略较为复杂,如图 6 所示。

本文根据要求消旋转台小于 5" 的控制指标要求,设计采用了双直流电机加减速箱驱动双齿轮带动大齿轮的消旋控制系统。具体为采用双直流电机进行齿轮消间隙,同时利用终端的高精度编码器进行高精度的位置闭环跟踪控制。采用的控制架构如图 7 所示,电机 1 和电机 2 共用一个位置环,但分别有各自的速度环和电流环,可以各自工作在速度模式和力矩模式下,操控计算机产生位置及速度引导指令给电机控制器,两个电机的位置环反馈采用大齿轮上的圆光栅作为反馈。经过位置控制器计算出各自的运动速度。

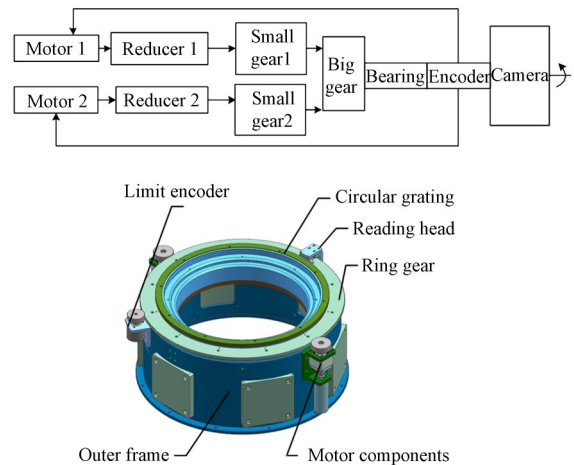


图 6 双电机消旋机构示意图
Fig. 6 Schematic of dual-motor derotator

电机 1 和电机 2 后端有各自的编码器。

当处于低速跟踪模式时,按照消旋运动的方向,电机 1 作为正向电机驱动,此时电机 1 工作在速度控制模式下,电机 1 进行速度闭环,运行经过位置控制器计算出的运动速度,即消旋速度;而电机 2 作为消隙电机,运行在力矩模式下,输出一个与运行速度相反的消间隙力矩,以保证电机 2 驱动的齿轮 2 一直抵在大齿轮啮合面上。当进行反向时,此时电机 2 进行速度闭环,运行经过位置控制器计算出的速度,即消旋速度,电机 1 作为消隙电机运行在力矩模式下,输出与电机 1 速度相反的消间隙力矩。消间隙力矩需要根据两电机的控制指令及速度反馈和间隙进行合理规划。通过复合电流指令控制器添加至电机上。

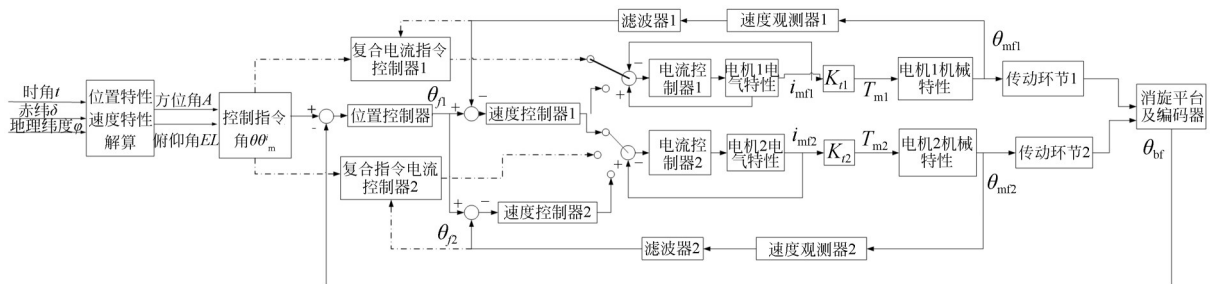


图 7 双电机消旋控制架构
Fig. 7 Framework of dual motor derotator system

3.2 双电机消旋控制系统建模

3.2.1 双电机驱动消旋机构动力学模型

为实现对消旋系统的高精度控制和高速

切换控制,需要对消旋系统进行建模分析^[15-16]。

根据传递力矩关系,双电机消旋组成结构可简化为图 8 所示的弹簧质量模型。

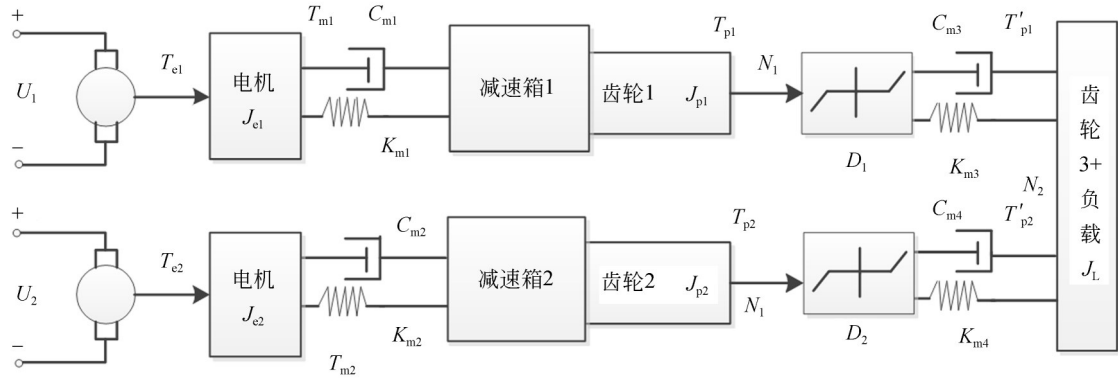


图 8 双电机消旋控制模型

Fig. 8 Model of dual motor derotator system

力矩传递公式可表示为:

$$\begin{cases} J_{e1} \ddot{\theta}_{e1} = T_{e1} - T_{m1} \\ J_{e2} \ddot{\theta}_{e2} = T_{e2} - T_{m2} \\ T_{m1} = K_{m1}(N\theta_{p1} - \theta_{m1}) + C_{m1}(\dot{\theta}_{m1}) + J_{p1}(\ddot{\theta}_{m1}) + T_{p1} \\ T_{m2} = K_{m2}(N\theta_{p2} - \theta_{m2}) + C_{m2}(\dot{\theta}_{m2}) + J_{p2}(\ddot{\theta}_{m2}) + T_{p2}, \\ T_{p1}' = J_L(\ddot{\theta}_{p3}) + K_{m3}(\theta_{p1} - \frac{N_2}{N_1}\theta_{p3}) + C_{m3}(\dot{\theta}_{p3}) \\ T_{p2}' = J_L(\ddot{\theta}_{p3}) + K_{m4}(\theta_{p2} - \frac{N_2}{N_1}\theta_{p3}) + C_{m4}(\dot{\theta}_{p3}) \end{cases} \quad (18)$$

其中: T_{e1}, T_{e2} 为电机 1 和电机 2 的输出转矩, J_{e1} 为电机 1 转子的转动惯量, J_{e2} 为电机 2 的转动惯量, $\ddot{\theta}_{e1}, \ddot{\theta}_{e2}$ 为电机转动的角加速度, T_{m1}, T_{m2} 分别

为电机 1, 2 传递到后端负载的转矩, K_{m1}, K_{m2} 为电机 1 和 2 与齿轮 1 和 2 间的传动刚度, C_{m1}, C_{m2} 为电机 1 和 2 与齿轮 1 和 2 间的传动阻尼, J_{p1}, J_{p2} 为一级负载减速箱齿轮 1 和 2 间的转动惯量, N 为减速箱的传动比, N_1 为小齿轮 1 和 2 的模数, N_2 为大齿轮的模数, K_{m3}, K_{m4} 为小齿轮 1 和 2 与大齿轮 3 的传动刚度, C_{m3}, C_{m4} 为小齿轮 1 和 2 与大齿轮 3 的传动阻尼, J_L 为负载转动惯量。

采用弹性死区模型齿轮 1、齿轮 2 和齿轮 3 之间的间隙进行非线性力矩传递描述, 小齿轮与大齿轮之间的力矩传递关系如下:

齿轮 1 与齿轮 3、齿轮 2 和齿轮 3 之间的扭矩传递关系分别如下:

$$\begin{cases} T_{p1}' = J_L(\ddot{\theta}_{p3}) + K_{m3}\left(\theta_{p1} - \frac{N_2}{N_1}\theta_{p3} - \alpha\right) + C_{m3}(\dot{\theta}_{p3}), \left(\theta_{p1} - \frac{N_2}{N_1}\theta_{p3}\right) \geq \alpha \\ T_{p1}' = 0, -\alpha < \left(\theta_{p1} - \frac{N_2}{N_1}\theta_{p3}\right) < \alpha \\ T_{p1}' = J_L(\ddot{\theta}_{p3}) + K_{m3}\left(\theta_{p1} - \frac{N_2}{N_1}\theta_{p3} - \alpha\right) + C_{m3}(\dot{\theta}_{p3}), \left(\theta_{p1} - \frac{N_2}{N_1}\theta_{p3}\right) \leq -\alpha \end{cases} \quad (19)$$

$$\begin{cases} T_{p1}' = J_L (\ddot{\theta}_{p3}) + K_{m3} \left(\theta_{p1} - \frac{N_2}{N_1} \theta_{p3} - \alpha \right) + C_{m4} (\dot{\theta}_{p3}), \left(\theta_{p2} - \frac{N_2}{N_1} \theta_{p3} \right) \geq \alpha \\ T_{p1}' = 0, -\alpha < \left(\theta_{p2} - \frac{N_2}{N_1} \theta_{p3} \right) < \alpha \\ T_{p1}' = J_L (\ddot{\theta}_{p3}) + K_{m3} \left(\theta_{p2} - \frac{N_2}{N_1} \theta_{p3} - \alpha \right) + C_{m4} (\dot{\theta}_{p3}), \left(\theta_{p2} - \frac{N_2}{N_1} \theta_{p3} \right) \leq -\alpha \end{cases}, \quad (20)$$

其中 α 为小齿轮与大齿轮之间的间隙。

由式(18)~式(20)可建立双齿轮驱动大齿轮带负载的力矩传递模型。由此可知,由于间隙的存在,电机到负载的传递力矩是非线性的。

采用的电机为直流电机,其电机力矩电气模型传递函数为:

$$T_{e1}(s) = K_t \frac{U(s)}{\frac{L}{R}s + 1}, \quad (21)$$

其中: K_t 为电机力矩系数, $U(s)$ 为电机电压, R 为电机电阻, L 为电机电感, s 为频域的微分算子。

3. 2. 2 复合电流指令控制设计

为消除上述齿轮非线性间隙的影响,采用增加消间隙复合电流控制方法实现齿轮间的间隙消除,即电机 1 和电机 2 的输出控制力矩为经过

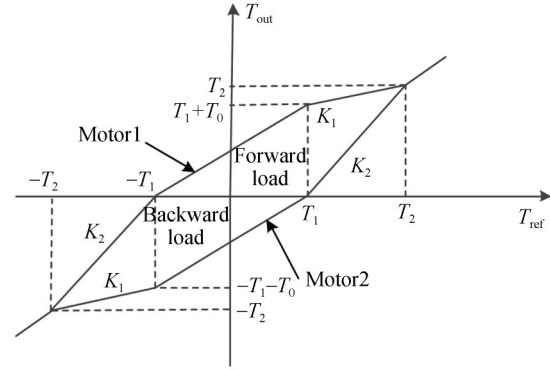


图 9 变偏置力矩的两电机力矩输出

Fig. 9 Torque output of dual motor with dynamical offset torque

速度控制器计算出的指令力矩加上复合控制电流力矩控制器计算出的合力矩^[17-18]。

综上所述,电机 1、电机 2 的实际输出力矩分别为:

$$T_{out1} = \begin{cases} T_{ref}, T_{ref} \geq T_2 \\ \frac{T_2 - T_1 - T_0}{T_2 - T_1} (T_{ref} - T_2) + T_2, T_1 \leq T_{ref} < T_2 \\ T_{ref} + T_0, -T_1 \leq T_{ref} < T_1 \\ \frac{T_2}{T_2 - T_1} (T_{ref} - T_2) - T_2, -T_2 \leq T_{ref} < -T_1 \\ T_{ref}, T_{ref} \leq -T_2 \end{cases} \quad (22)$$

$$T_{out2} = \begin{cases} T_{ref}, T_{ref} \geq T_2 \\ \frac{T_2 - T_1 - T_0}{T_2 - T_1} (T_{ref} - T_2) + T_2, T_1 \leq T_{ref} < T_2 \\ T_{ref} - T_0, -T_1 \leq T_{ref} < T_1 \\ \frac{T_2}{T_2 - T_1} (T_{ref} + T_2) - T_2, -T_2 \leq T_{ref} < -T_1 \\ T_{ref}, T_{ref} \leq -T_2 \end{cases}, \quad (23)$$

其中: T_{out1}, T_{out2} 为电机 1 和电机 2 的实际输出力矩, T_{ref} 为速度控制器计算得到的力矩指令值, T_1 为偏置力矩与电机速度控制器力矩指令之和为 0

时的阈值, T_2 为偏置力矩动态变化输出时的力矩指令设定阈值, T_0 为恒定偏置力矩设定值。其中复合电流指令的设定值如下所示:

$$I_{\text{offset}} = \begin{cases} 0, T_{\text{ref}} \geq T_2 \\ \frac{T_0/Kt}{T_2 - T_1} (T_{\text{ref}} - T_2), T_1 \leq T_{\text{ref}} < T_2 \\ T_0, -T_1 \leq T_{\text{ref}} < T_1 \\ \frac{T_0/Kt}{T_2 - T_1} (T_{\text{ref}} + T_2), -T_2 \leq T_{\text{ref}} < -T_1 \\ 0, T_{\text{ref}} \leq -T_2 \end{cases} \quad (24)$$

由此通过复合电流指令控制器计算出复合消间隙控制指令作为消间隙的输入。

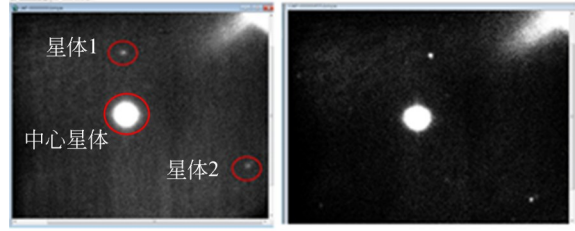
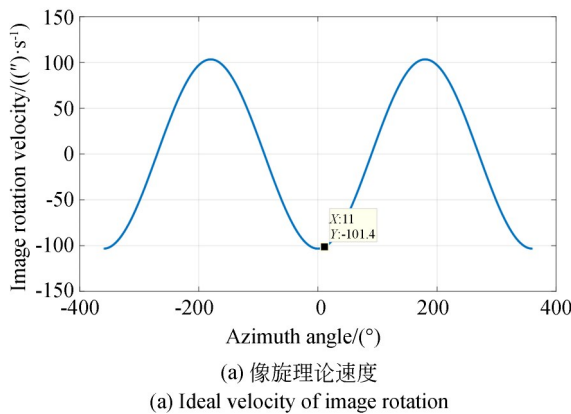
4 测量实验与结果

4.1 像旋特性验证实验

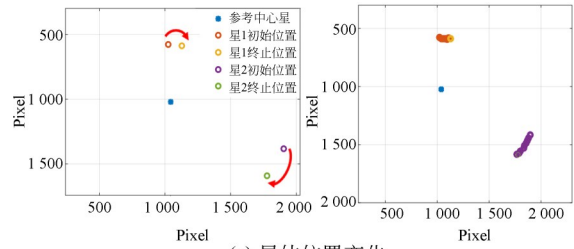
在长春采用 1.2 m 望远镜进行长曝光跟踪恒星实验,验证像旋的运动轨迹是否符合理论分析。将望远镜置于不同的方位俯仰位置,观测视场中的恒星,一张图片曝光 2 s,存储几分钟左右的图片选取两张进行分析。重点关注方位角在 0°,180°和 270°时及不同俯仰角下的速度和方向。相机的像元个数为 2K×2K。

4.1.1 方位角 11°及俯仰角 84°

将望远镜方位角置于 11°附近,俯仰角置于 84°,此时像旋理论速度如图 10 所示。其中,图 10(a)为通过理论公式计算出的像旋速度,图 10(b)为实际观测的像旋位置及变化。由于实验中探测器不能进行长时间曝光,曝光时间最长为 2 s,因此采取长时间记录星点位置来测试像旋的轨迹和速度,具体为连续拍 4 min 的多帧图像,取中



(b) 实测像旋位置
(b) Actual position of image rotation



(c) 星体位置变化
(c) Variation of star position

图 10 方位 11°、俯仰 84°的像旋位置及速度
Fig. 10 Position and velocity image rotation at azimuth angle of 11° and elevation angle of 84°

心点星和上下距离一定的星体 1 和星体 2,在视场中取 3 个星体的坐标值进行记录,4 min 内取多帧同样的星体 1 和星体 2 记录 3 个星体的坐标值,然后计算如下:

$$\begin{cases} r_{1,t_1} = \sqrt{(x_{1,t_1} - x_c)^2 + (y_{1,t_1} - y_c)^2} \\ r_{1,t_2} = \sqrt{(x_{1,t_2} - x_c)^2 + (y_{1,t_2} - y_c)^2} \\ l_{1,t_2} = \sqrt{(x_{1,t_1} - x_{1,t_2})^2 + (y_{1,t_1} - y_{1,t_2})^2}, (25) \\ \theta_{1,t_2} = \arctan\left(\frac{2l_{1,t_2}}{r_{1,t_1} + r_{1,t_2}}\right) \\ \dot{\theta}_{1,t_2} = \arctan\left(\frac{2l_{1,t_2}}{(r_{1,t_1} + r_{1,t_2})}\right) / (t_2 - t_1) \end{cases}$$

其中: r_{1,t_1} 为 t_1 时刻星体 1 距中心星体的距离, r_{1,t_2} 为星体 1 在 t_2 时刻距中心星体的距离, l_{1,t_2} 为星体 1 在 $t_2 \sim t_1$ 内变化的弧线位移, θ_{1,t_2} 为星体 1 在 $t_2 \sim t_1$ 内变化的角度, $\dot{\theta}_{1,t_2}$ 为星体 1 变化的速度。

通过式(25)计算出的星体变化位置并绘出位移变化,如图 10(c)所示。

4.1.2 方位角 183°及俯仰角 86°

将望远镜方位角置于 183°附近,俯仰角置

于 86° , 验证方位角对像旋位移速度及方向的影响。此时星体像旋实测位置及像旋理论速度与位移变化如图 11 所示。同理测试了其他情况

下的像旋位置及速度, 不再一一列出, 最后获得不同方位、俯仰角下的像旋位移及速度, 如表 1 所示。

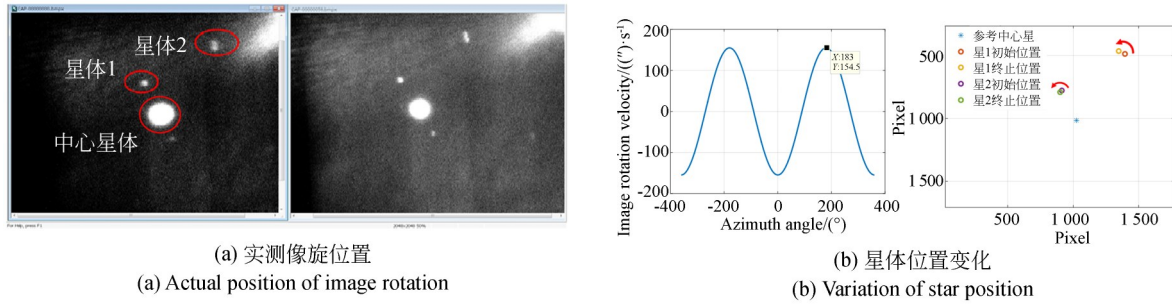


图 11 方位 183° 、俯仰 86° 的像旋位置及速度

Fig. 11 Position and velocity image rotation at azimuth angle of 183° and elevation angle of 86°

表 1 不同条件下的像旋速度

Tab. 1 Rotation velocity of image under different working conditions

序号	条件	理论速度/ $((' \cdot s^{-1})$	星 1 实际速度/ $((' \cdot s^{-1})$	星 2 实际速度/ $((' \cdot s^{-1})$	方向
1	俯仰 84° 方位 11°	-103.3	-100.5	-102.8	顺时针
2	俯仰 80° 方位 358°	-62.2	-62.45	-63.25	顺时针
3	俯仰 75° 方位 0°	-41.7	-42.3	-42.2	顺时针
4	俯仰 70° 方位 356°	-31.5	-30.6	-30.0	顺时针
5	俯仰 60° 方位 4°	-21.6	-20.0	-21.0	顺时针
6	俯仰 86° 方位 183°	154.8	153.4	154.3	逆时针
7	俯仰 78° 方位 266°	3.6	3.67	3.7	逆时针

经验证, 像旋位移、速度与方向与理论分析一致。其中速度误差公式为:

$$E = \frac{\dot{\theta}_{t_1-t_2} - \dot{\theta}_{ideal}}{\dot{\theta}_{ideal}}, \quad (26)$$

其中 $\dot{\theta}_{ideal}$ 为理论计算出的像旋速度。速度较大时为 $154.8 ('/s)$, 实际速度误差与理论计算不超过 2% , 方向也与规定方向相符, 速度误差主要是由选取的星点坐标的随机误差造成的。将像旋特性分析的运动轨迹及速度进行路径规划及轨迹引导, 便可实现全天区的像旋消除。

4.2 双电机消间隙实验

消像旋另外一个关键问题是跟踪精度及速度的需求, 而采用双电机带齿轮的驱动机构需要解决齿轮间隙问题。为验证复合电流指令消间隙的效果, 搭建系统模型, 参数选择按照实际选用的电机及机械系统参数, 采用不同速度下的位置引导进行实验验证。

4.2.1 $15 ('/s)$ 时的跟踪精度

采用 $15 ('/s)$ 的低速位置引导, 测试该系统的低速跟踪性能, 不加消间隙时的位置和速度响应如图 12 所示。

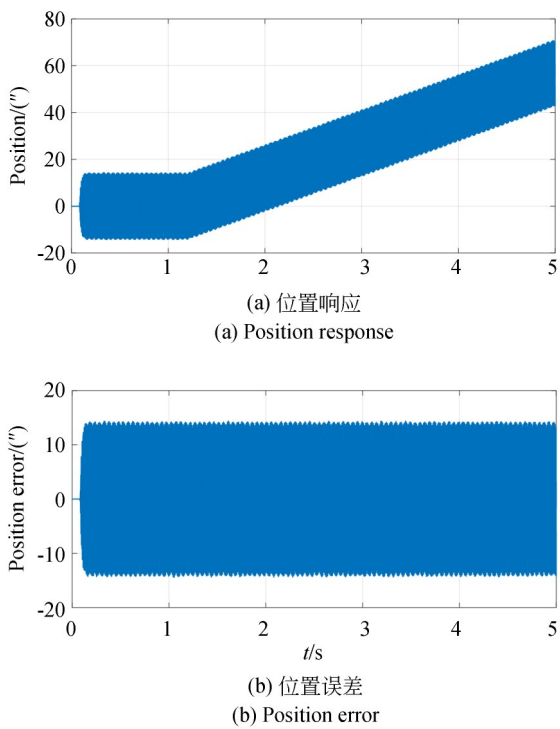


图 12 不加消间隙 15 (")/s 时的跟踪精度
 Fig. 12 Tracking accuracy at 15 (")/s without backlash elimination

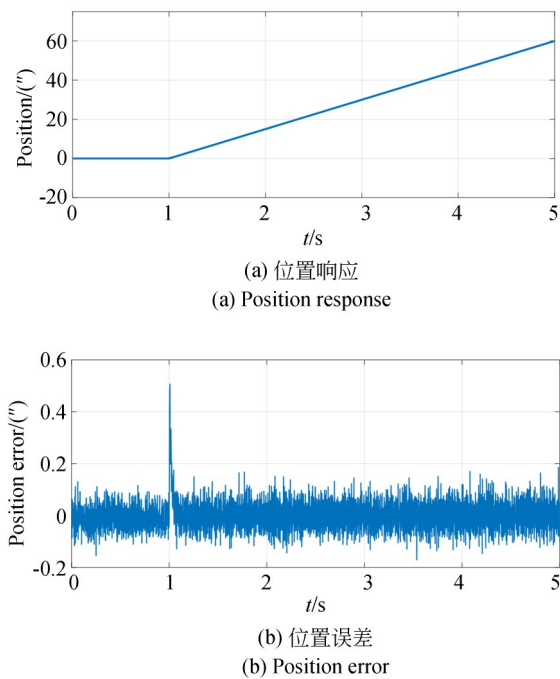


图 13 加复合电流指令消间隙 15 (")/s 时的跟踪精度
 Fig. 13 Tracking accuracy at 15 (")/s with backlash elimination

由图 12 可知,在不加消间隙控制时系统的位置响应是发散震荡的,速度响应也不能稳定到 15 (")/s。

增加了复合电流指令消间隙控制后,采用同样的控制参数,位置响应和速度响应如图 13 所示。位置从 1 s 时刻开始引导,4 s 后位移运动了 60",位置响应误差除在开始加速时动态响应为 0.65",其他均在编码器噪声以内。但由于采样频率较高,为 1 kHz,低速时的速度响应不能显示。

4.2.2 170 (")/s 时的跟踪精度

采用消旋最大跟踪速度 170 (")/s 作为输入条件,不加消间隙控制的速度响应如图 14 所示。由图可知,不加消间隙的速度响应是震荡的,其位置响应和误差也是震荡的,本文不再一一列出。

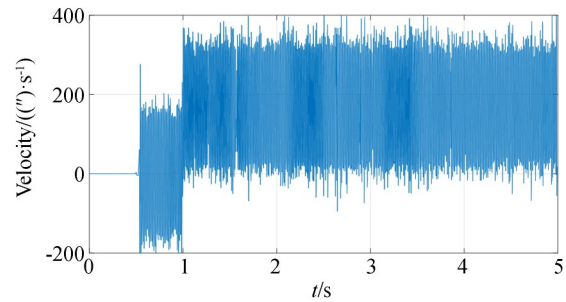
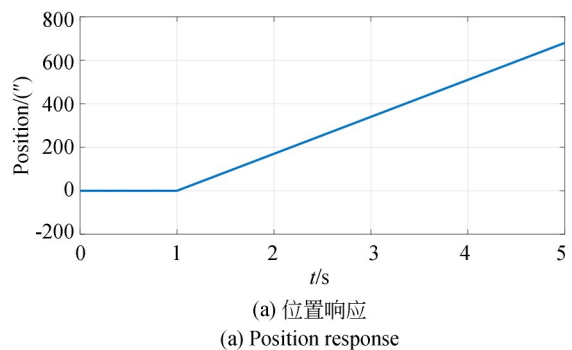
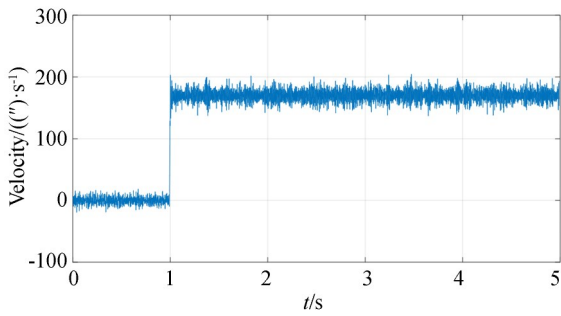


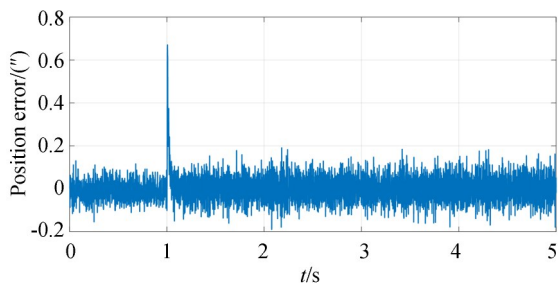
图 14 不加消间隙 170 (")/s 时的跟踪速度
 Fig. 14 Tracking accuracy at 170 (")/s without backlash elimination

在同样的控制参数下,增加复合电流指令控制后,其跟踪精度如图 15 所示,可见位置在 4 s 内运行了 680",速度也能分辨出来,位置误差除动态阶段为 0.7",稳态误差为 0.2"。





(b) 速度响应
(b) Velocity response



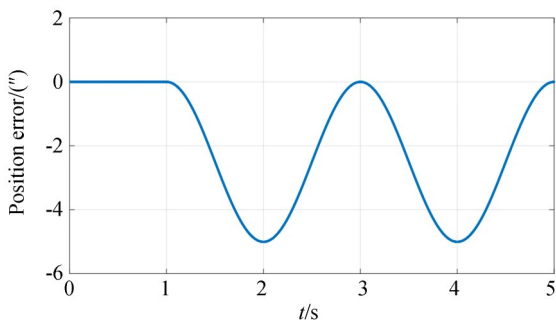
(c) 位置误差
(c) Position error

图 15 加复合电流指令消间隙 170 (°)/s 时的跟踪精度
Fig. 15 Tracking accuracy at 170 (°)/s with backlash elimination

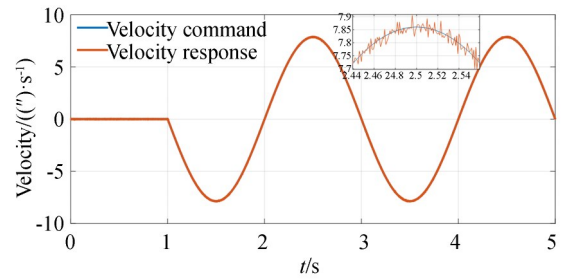
4. 2. 3 正弦曲线的跟踪精度

为验证赤纬 $-15^{\circ} \sim 15^{\circ}$ 在不同时角下位置切换是高速切换速度变化时能否满足要求, 设计了速度为正弦引导曲线 $7.86\sin(2\pi \times 0.5t)(^{\circ}/s)$, 位置为 $5\cos(2\pi \times 0.5t)(^{\circ})$, 不加消间隙时, 系统是震荡的, 不再列出; 加消间隙后获得了正弦曲线响应, 如图 16 所示。

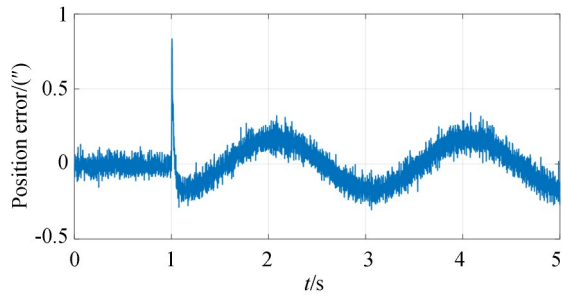
由此可知, 在变速度正弦曲线的引导下, 系



(a) 位置响应
(a) Position response



(b) 速度响应
(b) Velocity response



(c) 位置误差
(c) Position error

图 16 加复合电流指令消间隙正弦引导的跟踪精度
Fig. 16 Tracking accuracy at sine guide with backlash elimination

统仍能保证跟踪精度, 跟踪误差在编码器噪声以内, 最大误差小于 1° , 满足指标需求。

4. 2. 4 已有消旋系统对比测试

已有望远镜自适应系统中的消旋控制采用步进电机加皮带结构, 在速度幅值为 170° 、周期为 2 Hz 的正弦位置引导下, 正弦位置跟踪误差如图 17 所示。由图可知, 位置跟踪误差最大在 200° , 不满足本文中的望远镜消旋需求。

在另一直流电机加抱闸的平台上测试抱闸

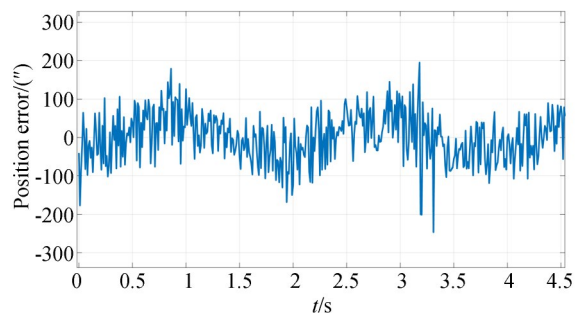


图 17 步进电机消旋控制系统误差

Fig. 17 Tracking accuracy at sine guide using stepper motor

对位置控制的影响,结果如图18所示。在阶跃位置定位完成后,锁紧抱闸会对控制精度产生较大影响,最大会产生13"的误差。另外,直流电机工作时需要抱闸一直通电,抱闸会产生很大热量,对主焦点成像质量的影响较大,不满足系统需求。

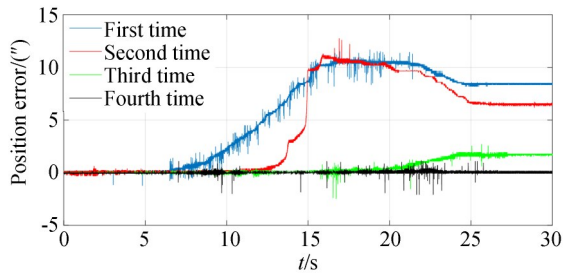


图18 直流电机加抱闸消旋控制系统误差

Fig. 18 Tracking accuracy at sine guide using DC motor with brake

参考文献:

- [1] BARBOZA S, POTT J U, ROHLOFF R R, *et al.* Design of a large image derotator for the E-ELT instrument MICADO[C]. *Ground-based and Airborne Instrumentation for Astronomy VI*. Edinburgh: SPIE, 2016, 9908: 99089H-1-14.
- [2] 罗秀娟, 刘辉, 张羽, 等. 地球同步轨道暗弱目标地基光学成像技术综述[J]. *中国光学*, 2019, 12(4): 753-766.
LUO X J, LIU H, ZHANG Y, *et al.* Review of ground-based optical imaging techniques for dim GEO objects[J]. *Chinese Optics*, 2019, 12(4): 753-766. (in Chinese)
- [3] NEILL D R, SNEED R, DAWSON J, *et al.* Baseline design of the LSST hexapods and rotator[J]. *SPIE*, 2014, 9151: 91512B-1-16.
- [4] ADRIANO G, MANUEL G, P VHECTOR, *et al.* A new telescope control system for the Telescopio Nazionale Galileo: I - derotators[J].
- [5] JEREMRE B, LAURENT J, ONURK, *et al.* Design of a derotator for the 4 m DAG telescope[J]. *SPIE*, 2016, 9908: 1-7.
- [6] 柳光乾, 付玉, 程向明. 1米太阳望远镜光谱仪像旋转及消旋控制[J]. *天文研究与技术*, 2012, 9(1): 86-92.

5 结 论

本文根据主焦点式大视场大口径望远镜的指标需求,提出了双电机驱动齿轮的消旋控制系统,对主焦点式大视场望远镜的像旋性能进行了系统分析,并利用自研的望远镜进行了像旋特性验证,同时针对双电机驱动齿轮的消旋机构进行建模分析,利用复合电流指令消间隙的方法对消旋系统进行消间隙控制。实验结果表明:像旋速度和位置特性符合理论分析,速度误差不超过2%,该误差主要来源于选取的星点的坐标随机误差。采用复合电流指令控制方法可以对齿轮间隙进行消除,低速15(")/s及高速170(")/s的速度引导及位移引导下,不加消间隙电流指令,系统振荡不能稳定到要求误差内,增加复合消间隙电流指令后,控制精度小于1"。在正弦 $0.137\sin(\pi t)$ 的引导下,仍然可以达到小于1"的控制精度。

- LIU G Q, FU Y, CHENG X M. Image-field rotation and control of counter rotation for the spectrograph of the 1m solar telescope of the Yunnan observatory[J]. *Astronomical Research & Technology*, 2012, 9(1): 86-92. (in Chinese)
- [7] 鞠青华, 李语强, 熊耀恒. 1.2 m地平式望远镜视场旋转角的理论计算[J]. *天文研究与技术*, 2009, 6(1): 28-35.
JU Q H, LI Y Q, XIONG Y H. Theoretical calculation of the field-of-view rotation angles for the 1.2 m altazimuth telescope in the Yunnan observatory[J]. *Astronomical Research & Technology*, 2009, 6(1): 28-35. (in Chinese)
- [8] 孙丽娜, 汪永阳, 戴明, 等. 航空光电成像消旋电视数字控制器[J]. *光学精密工程*, 2007, 15(8): 1300-1304.
SUN L N, WANG Y Y, DAI M, *et al.* Digital controller for aerial camera with despun control[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(8): 1300-1304. (in Chinese)
- [9] 王岱, 李晓燕, 吴钦章. 某光测设备上消像旋的设计[J]. *光电工程*, 2012, 39(1): 108-112.
WANG D, LI X Y, WU Q ZH. Design of eliminating image rotation on opto-electronic imaging tracking and measuring device[J]. *Opto-Electronic Engi-*

- neering, 2012, 39(1): 108-112. (in Chinese)
- [10] 程景全. 天文望远镜原理和设计[M]. 南京: 南京大学出版社, 2020.
CHENG J Q. *The Principles and Design of Astronomical Telescope*[M]. Nanjing: Nanjing University Press, 2020. (in Chinese)
- [11] 郭新胜, 周仁魁, 谭名栋, 等. 光学消像旋高精度位置控制系统的算法与实现[J]. 光子学报, 2011, 40(12): 1776-1779.
GUO X SH, ZHOU R K, TAN M D, *et al.* Algorithm and realization for optical de-rotation high-precision position control system[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2011, 40(12): 1776-1779. (in Chinese)
- [12] 蒋伟松, 姜爱民. AIMS 太阳望远镜中像旋对稳像精度的影响分析[J]. 天文研究与技术, 2020, 17(3): 376-383.
JIANG J S, JIANG A M. The influence of image rotation on accuracy of stabilization system of AIMS solar telescope[J]. *Astronomical Research & Technology*, 2020, 17(3): 376-383. (in Chinese)
- [13] 张楨君, 王建成, 程向明, 等. 多功能天文经纬仪光轴指向变化实测与修正[J]. 光学精密工程, 2019, 27(11): 2321-2329.
ZHANG ZH J, WANG J CH, CHENG X M, *et al.* Measurement and calibration of optical axis changes for multi-function astronomical theodolite [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2019, 27(11): 2321-2329. (in Chinese)
- [14] 刘先一, 张志利, 周召发, 等. 基于恒星像点轨迹的星图填补[J]. 光学精密工程, 2019, 27(5): 1229-1235.
LIU X Y, ZHANG ZH L, ZHOU ZH F, *et al.* Star image filling based on stellar image point trajectory [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2019, 27(5): 1229-1235. (in Chinese)
- [15] 冯锦平, 马文礼, 黄金龙. 望远镜双电机驱动消齿隙的动力学设计[J]. 光电工程, 2009, 36(11): 64-69.
FENG J P, MA W L, HUANG J L. Anti-backlash research of telescopes driven by dual-bias motors using dynamic method [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2009, 36(11): 64-69. (in Chinese)
- [16] MANCINI D. VST project: drive system design and strategies for performance optimization [C]. *Astronomical Telescopes and Instrumentation. Proc SPIE 4837, Large Ground-Based Telescopes*. Waikoloa: SPIE, 2003, 4837: 389-400.
- [17] HAMMERSCHLAG R H, BETTONVIL F C M, JÄGERS A P L, *et al.* Large bearings with incorporated gears, stiffnesshigh, and precision for the Swedish Solar Telescope (SST) on La Palma [C]. *SPIE Astronomical Telescopes+Instrumentation. Proc SPIE 6273, Optomechanical Technologies for Astronomy*. Orlando: SPIE, 2006, 6273: 627315.
- [18] 隋志刚. 基于双电机消隙的六自由度机械手结构设计与研究[D]. 沈阳: 东北大学, 2017.
SUI ZH G. *The Design and Study of 6 Degree of Freedom Manipulator Structure Based on the Dual Motor Anti-backlash* [D]. Shenyang: Northeastern University, 2017. (in Chinese)

作者简介:



李玉霞(1987—),女,山东菏泽人,硕士,助理研究员,2008于西安电子科技大学获得学士学位,2012年于西安交通大学获得硕士学位,主要从大望远镜精密跟踪及主动光学位置控制方面的研究。E-mail: lyx26691023@163.com

通讯作者:



王建立(1971—),男,山东曲阜人,研究员,博士生导师,主要从事空间探测技术和地基高分辨率成像光电望远镜总体技术的研究。E-mail: wangjianli@ciomp.ac.cn