

空间激光通信轨道运动模拟器的设计及定位精度检测

赵英秀, 杨 阳, 刘 伟

(长春理工大学 电子信息工程学院, 吉林 长春 130022)

摘 要: 为了模拟轨道运动对激光通信终端 PAT 系统性能的影响, 研制了高精度一维转台。分析了 GEO-LEO、LEO-LEO 卫星相对运动角速度, 据此提出转台角速度范围的需求; 以控制器数字控制技术为基础, 采用复合控制和高阶输入串联校正的方式实现超低速的平稳控制; 分析转台角位置定位精度检测过程中, 调整、对准误差对检测精度的影响, 实现高精度检测。结果表明, 转台最大角速度为 $2(^{\circ})/s$, 调整、对准误差引起的角位置定位精度测量误差可以忽略, 实测转台定位精度优于 $2.5''$ 。转台满足高精度、低转速的空间激光通信终端轨道模拟要求。

关键词: 空间激光通信; 运动模拟器; 数字控制技术; 误差分析

中图分类号: TN929.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2015)S-0205-08

Design and positional accuracy test of the orbital motion simulator for space laser communication

Zhao Yingxiu, Yang Yang, Liu Wei

(School of Opto-Electronic Engineering, Changchun University of Science and Technology, Changchun 130022, China)

Abstract: In order to simulate the effect of orbital motion on the laser communication terminal's PAT system performance, a high precision one dimensional turntable was developed. GEO-LEO and LEO-LEO satellite relative motion angular velocities were analyzed, and the requirement of turntable's angular velocity range was proposed accordingly. Based on the digital control technology, compound control and high level input cascade compensation were used to achieve the stable control with super-low speed. To meet high precision demand in angular location accuracy measurement, the influence of adjustment and alignment error in test procedure was studied. According to the results, the max turntable angular velocity was $2(^{\circ})/s$; the angle position measurement error of adjustment and alignment error could be ignored; the actual turntable position precision was superior to $2.5''$. The turntable meets the requirements of high-precision and low-speed for the orbital simulation of space laser communication terminal.

Key words: space laser communication; motion simulator; digital control technology; error analysis;

收稿日期: 2015-10-15; 修订日期: 2015-11-13

基金项目: 国家自然科学基金(11104020)

作者简介: 赵英秀(1991-), 女, 硕士生, 主要从事光通信方面的研究。Email: 53987793@qq.com

导师简介: 杨阳(1979-), 男, 副教授, 博士, 主要从事光通信方面的研究。Email: cloneyang@126.com

0 引言

由于空间激光通信容量大、保密性好,设备功耗低、体积小,各国竞相投入大量资源进行研究^[1-2],目前国内在该领域的研究也进入重要阶段^[3]。空间激光通信终端的 PAT 系统作为通信链路建立的核心^[4-5],在轨运行性能受轨道运动、航天器震颤等外界因素的影响很大。从成本、技术可实现性、风险控制等因素考虑,在地面完成 PAT 系统性能测试是必要的。

参考文献[5-6]从理论上证明在实验室内可实现终端跟踪性能检测;欧空局 SILEX 计划的地检平台采用了实验室组装的方式进行 PAT 性能测试^[7];美国 JPL 开发的 LTES 光学检验平台采用转动终端的方法模拟轨道运动^[8];中国科学院上海光学精密机械研究所全物理模拟平台采用旋转双棱镜实现角运动的二维模拟^[9],并解析计算了 GEO-LEO 在同一轨道面内时相对运动角速度^[10]。这些研究对 PAT 的地面测试建立了理论和实践基础。

文中从成本和功能性综合考虑,采用高精度一维转台模拟两光端机间的轨道相对运动。着眼于未来通信组网^[11-12]时光端机所处轨道差异性,建立了无摄动、圆轨道的一般情况下卫星相对运动角速度模型,研究了 GEO-LEO、LEO-LEO 卫星相对运动角速度的特点,据此提出了转台最大转速的需求;给出了为实现低速高精度运行所采用的结构组成及运动控制过程;采用多面棱体测定角定位精度,分析了多面棱体、光电自准直仪的调整误差引起的测量误差,给出了高精度的检测数据。计算以及检测结果表明,高精度一维转台能够模拟 GEO-LEO、LEO-LEO 的轨道运动,以实现 PAT 系统的地面性能测试。

1 转台最大转速需求分析

激光通信终端作为卫星上的有效载荷,相对位置随着轨道运动一直处于变化状态,所以为了持续保持通信联络状态,终端的 PAT 系统需要将轨道运动、飞行器震颤^[13]等引起的角位置变化实时补偿。一维转台作为模拟轨道运动的地面检测设备,其转动角速度应能覆盖各种星座设计下卫星相对运动角速度,其最大转速决定了转台的制造难度、设计方案优选,需要通过空间激光通信终端的轨道运动仿真,

合理选取最大转速。

假设卫星 A、B 绕地球做圆轨道运动,忽略轨道摄动等因素,由轨道倾角 i_0 、轨道半径 H 、初始轨道中心角 γ_0 即可描述单星的运动参数,结合两星降交点经度差 $\Delta\alpha$,根据坐标变换的方法^[14-15],按照图 1 的变换过程,得到在任意时刻 t ,A 星在 B 星航天器坐标系中的坐标。

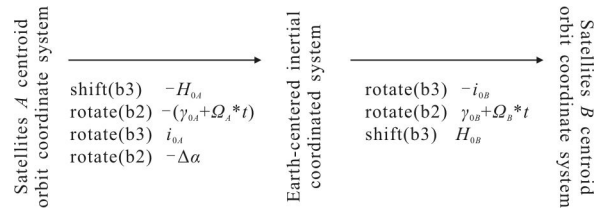


图 1 A 星到 B 星质心轨道坐标系中的坐标变换链路

Fig.1 Centroid orbit coordinate system transform from satellite A to satellite B

A 星在 B 星轨道坐标系中坐标的计算公式为:

$$X_A = \begin{bmatrix} x_{A1} \\ x_{A2} \\ x_{A3} \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -H_{0B} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(\gamma_{0B} + \Omega_B t) & 0 & -\sin(\gamma_{0B} + \Omega_B t) & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin(\gamma_{0B} + \Omega_B t) & 0 & \cos(\gamma_{0B} + \Omega_B t) & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(-i_{0B}) & \sin(-i_{0B}) & 0 & 0 \\ -\sin(-i_{0B}) & \cos(-i_{0B}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(-\Delta\alpha) & 0 & -\sin(-\Delta\alpha) & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin(-\Delta\alpha) & 0 & \cos(-\Delta\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(i_{0A}) & \sin(i_{0A}) & 0 & 0 \\ -\sin(i_{0A}) & \cos(i_{0A}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(-\gamma_{0A} - \Omega_A t) & 0 & -\sin(-\gamma_{0A} - \Omega_A t) & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin(-\gamma_{0A} - \Omega_A t) & 0 & \cos(-\gamma_{0A} - \Omega_A t) & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & H_{04} \\ 1 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

则在 B 星轨道坐标系中观测 A 星的方位角 AZ、俯仰角 EL, A 星与 B 星行进方向夹角 Θ , 以及 A 星、B 星距离 L 为:

$$AZ = \begin{cases} \arcsin\left(\frac{x_{A2}}{\sqrt{x_{A1}^2 + x_{A2}^2}}\right), x_{A1} > 0 \\ \pi - \arcsin\left(\frac{x_{A2}}{\sqrt{x_{A1}^2 + x_{A2}^2}}\right), x_{A1} < 0 \end{cases}$$

$$EL = \arcsin\left(\frac{x_{A3}}{\sqrt{x_{A1}^2 + x_{A2}^2 + x_{A3}^2}}\right)$$

$$\Theta = \arccos\left(\frac{x_{A1}}{\sqrt{x_{A1}^2 + x_{A2}^2 + x_{A3}^2}}\right)$$

$$L = \sqrt{x_{A1}^2 + x_{A2}^2 + x_{A3}^2} \quad (2)$$

按照表 1 所示参数, 分别计算 20 天之内 GEO-LEO、LEO-LEO 之间卫星距离以及相对运动角速度。

表 1 卫星相对运动角速度仿真的输入参数

Tab.1 Input parameters used for satellite relative angular motion simulation

		H_0/km	$i_0/(\circ)$	$\gamma_0/(\circ)$	$\Delta\alpha/(\circ)$
GEO-LEO	Satellite A	42 157	0	0	10
	Satellite B	6 771	43	20	
LEO-LEO	Satellite A	6 800	98	0	15
	Satellite B	6 771	43	20	

对于 LEO-LEO 通信的情况, 在没有考虑各种轨道扰动的情况下, 卫星距离以及相对运动角速度呈周期性变化, 见图 2、图 3。两个卫星距离最近时,

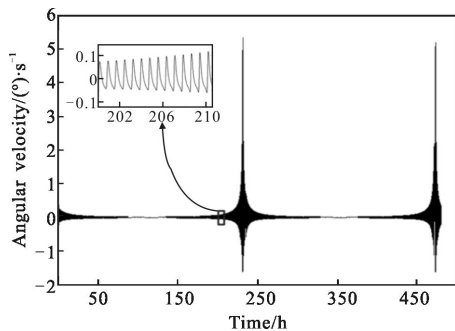


图 2 LEO-LEO 通信时 A 星相对于 B 星的角速率

Fig.2 A satellite's angular velocity respect to B in LEO-LEO communication

相对角速度达到最大值为 $5.34(\circ)/s$ 。图 4 是对角速率值的统计直方图, 20 天内角速率在区间 $-0.2 \sim 0.2(\circ)/s$ 的时间占据了 99.8%。

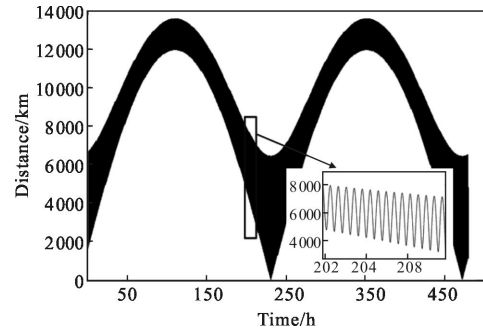


图 3 LEO-LEO 通信时 A 星与 B 星的距离

Fig.3 Distance between satellite A and B in LEO-LEO communication

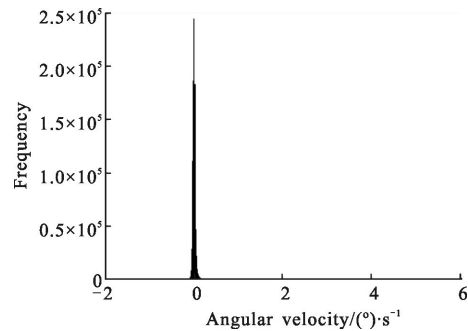


图 4 LEO-LEO 通信时角速率的统计直方图

Fig.4 Statistical histogram of angular velocity in LEO-LEO communication

针对 GEO-LEO 的情况, 角速率、距离分别见图 5、图 6。与 LEO-LEO 相比, A 星、B 星相距较远, 因此相对角速度较小, 最大值为 $0.074(\circ)/s$ 。图 7 是对角速率值的统计直方图, 20 天内角速率均不超过 $0.1(\circ)/s$ 。

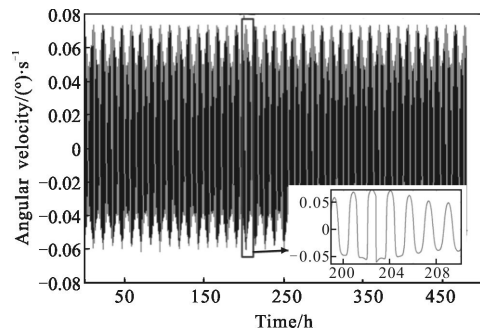


图 5 GEO-LEO 通信时 A 星相对于 B 星的角速率

Fig.5 A satellite's angular velocity respect to B in GEO-LEO communication

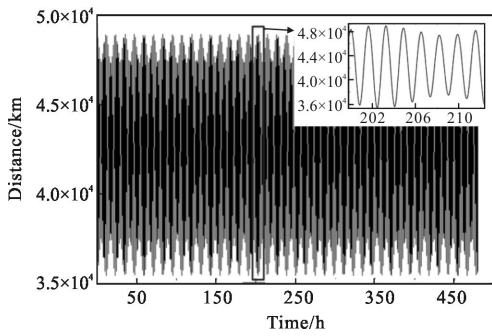


图 6 GEO-LEO 通信时 A 星与 B 星的距离

Fig.6 Distance between satellite A and B in GEO-LEO communication

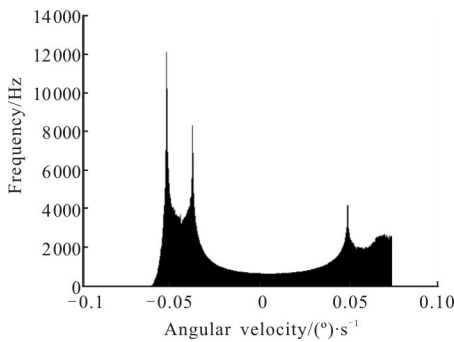


图 7 GEO-LEO 通信时角速率的统计直方图

Fig.7 Statistical histogram of angular velocity in GEO-LEO communication

根据上述计算，将轨道运动模拟器的最大转速设置为 $2(^{\circ})/s$ ，足以满足多数情况下的物理仿真需求。

结合对轨道运动模拟器其他功能以及性能的需求，文中实现的转台总体技术指标要求如下。

- (1) 转台重复零位精度: 误差 $\leq 1.5''$;
- (2) 转台工作范围: $\pm 180^{\circ}$;
- (3) 转台转动力矩: $\geq 200 \text{ kgf}\cdot\text{m}$;
- (4) 工作台面跨度: $1\ 500 \text{ mm}$;
- (5) 工作台载荷 $\leq 300 \text{ kg}$;
- (6) 转台工作速度 $0.007\sim 2(^{\circ})/s$;
- (7) 角位置定位精度(控制精度): $\pm 2.5''$;
- (8) 转动惯量: $200 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 。

2 系统的结构组成及系统运动控制过程

2.1 系统的结构组成

转台的电控系统包括: 可编程控制器、力矩电机驱动器、力矩电机、编码器、主控计算机以及检测显示、安全保护、锁定等部分。其中伺服电机、测角系统安装在转台的台体内，其他部分均安装在标准机柜中。轴上装有力矩电机和高精度光电角度编码器，与运动控制单元组成完善的闭环伺服系统，完成转台

的角运动功能。转台电控系统结构框图如图 8 所示。

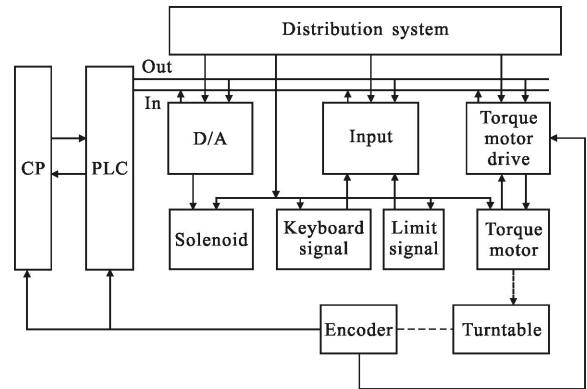


图 8 控制系统结构框图

Fig.8 Control system's structure diagram

为了满足要求，主控计算机仅作为管理输入输出的设备。这种结构方式的采用，使得系统的运行速度大大提高，为数据采集和控制系统带来可靠确定的实时性能。

2.2 系统运动控制过程

转台控制系统完成的主要工作过程如图 9 所示。主控计算机按照指令和反馈信息，进行判断运算，向控制器发出运动命令，控制器据此产生控制信号，并命令驱动器驱动电机转动，实现高稳定速度运行和高精度定位。把转台转动到指定的角度，然后转台稳定在此角度，运行测量完毕后，转台回零位，稳定后进行下一轮测量。

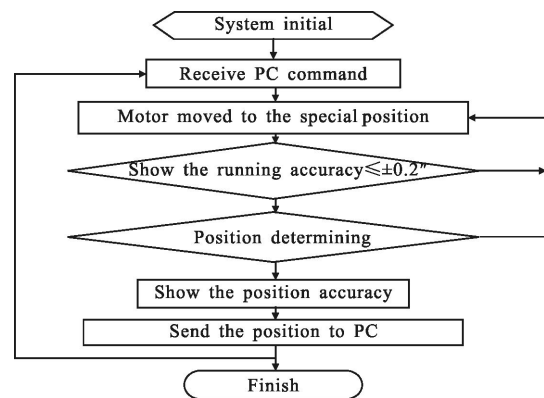


图 9 转台工作流程图

Fig.9 Turntable's working flowchart

2.3 控制策略及实现

为了提高转台控制系统的实时性和动态控制精度，在高性能运动控制单元中，采用复合控制和高阶输入串联校正的方式，使系统具有良好的运动特性。

整个转台控制系统由电流反馈构成的复合控制并结合逆系统理论采取高阶输入串联校正等措施,保证了系统的频率响应和克服干摩擦扰动的能力。

运动控制器根据用户的运动指令和反馈信号等进行运算,得到速度指令信号,传送到驱动器中。驱动器兼有模拟的速度环和电流环,增量光电编码器的位置脉冲信号经过微分变换得到的模拟速度信号和电流反馈信号,得到的电流信号构成速度环反馈和电流环反馈。驱动器输出模拟信号,以脉宽调制方式驱动力矩电机运动。

控制系统采用可编程器,各项伺服控制参数均可通过软件进行设置。结合鲁棒性设计的控制算法,如比例、微分、积分控制算法,抗扰动补偿的控制算法,不灵敏区控制算法,提前量的动态控制算法等,以实现转台速度的平稳运行。针对直流力矩电机的力矩波动,采用速度双闭环补偿方法,有效地提高系统的低速稳定精度,并抑制电机力矩波动。伺服闭环控制软件功能如图 10 所示。

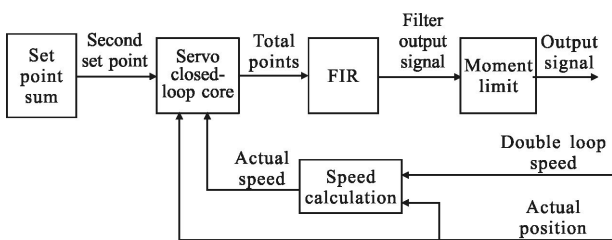


图 10 控制器软件控制功能框图

Fig.10 Diagram of controller's software-control function

电机实际输出转速为期望转速与波动转速的和,波动转速越大,则系统输出精度越低。为了提高电机运行速度的控制精度,降低扰动对系统输出的影响,应尽可能地增加系统的开环放大倍数。但是随着系统开环放大倍数的提高,系统的稳定性受到影响。根据综合控制精度和鲁棒性的要求,在前向通路中利用二阶超前滞后算法串联速度调节器。为减小系统力矩波动的影响,在速度环中加入电流环增加系统的阻尼以抑制电枢电流的波动,系统电流环的带宽为速度环带宽的 5~10 倍,快速的电流的调节能够有效改善速度输出的平稳性。

3 角位置定位精度检测

3.1 检测方法及其精度分析

转台角位置定位精度的检测是跟踪精度检测的

基础。定位精度的检测不能依靠转台自身闭环检测得到,这里采用多面棱体以及光电自准直仪的方法实现,如图 11 所示。调整多面棱体使其中心轴与转台转轴平行,并调整自准直仪使其光轴与转轴垂直,以多面棱体棱面夹角的实际值输入转台控制器,转台到达指定位置后相应棱面在自准直仪中的测量值即是转台角定位误差。

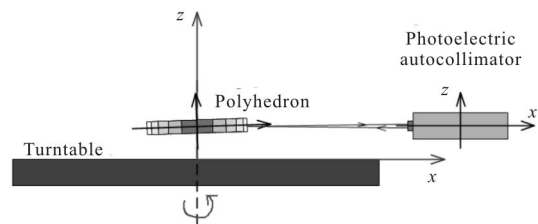


图 11 轨道运动模拟器角位置定位精度检测

Fig.11 Orbital motion simulator angle positioning accuracy test

转台定位精度要求优于 $\pm 2.5''$,这对检测精度提出了很高的要求。但由于多面棱体棱面间夹角误差、多面棱体中心轴与转台旋转轴不平行误差、光电自准直仪光轴与转台转轴不垂直误差,都会影响角位置定位精度的检测。

为了方便但不失一般性,假设转台坐标系 xy 轴平行于台面, x 轴选为光电自准直仪视轴在转台台面上的投影。光电自准直仪俯仰维的瞄准误差可用 α_{ac} 表示,方向矢量从转台坐标系到自准直仪的坐标变换矩阵为:

$$M_{pa} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_{ac}) & 0 & -\sin(\alpha_{ac}) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\alpha_{ac}) & 0 & \cos(\alpha_{ac}) \end{bmatrix} \quad (3)$$

多面棱体在平台台面上的调平误差需要 2 个角度描述: γ_p, β_p 。 γ_p 为多面棱体转轴在台面上的投影与台面 x 轴的夹角, β_p 为多面棱体转轴与转台转轴夹角。以转台台面坐标系为基准坐标系,将其顺次绕 z 轴旋转 γ_p 、绕 y 轴旋转 β_p ,即与多面棱体中心坐标系重合。相应变换矩阵为:

$$M_{pp3} = \begin{bmatrix} \cos(\gamma_p) & \sin(\gamma_p) & 0 \\ -\sin(\gamma_p) & \cos(\gamma_p) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$M_{pp2} = \begin{bmatrix} \cos(\beta_p) & 0 & -\sin(\beta_p) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\beta_p) & 0 & \cos(\beta_p) \end{bmatrix} \quad (4)$$

多面棱体共 23 个反射表面,假设相邻面夹角相等(均为 $15^{\circ}39'7.83''$),且各面法线共面,则第 i 个反射表面的法线在棱体中心轴坐标系中的方向矢量 v_i 表示为:

$$v_i = \begin{bmatrix} \cos\left(i \times \frac{360^{\circ}}{23}\right) \\ \sin\left(i \times \frac{360^{\circ}}{23}\right) \\ 0 \end{bmatrix}, i=0 \sim 22 \quad (5)$$

转台转角 θ 后,第 i 个面的法线在光电自准直仪坐标系中的坐标 c_i 为:

$$c_i = \begin{bmatrix} c_{i1} \\ c_{i2} \\ c_{i3} \end{bmatrix} = M_{pm} \times M_i^T \times M_{pp3}^T \times M_{pp2}^T \times v_i \quad (6)$$

式中: M_i 为描述转台旋转角度的矩阵,

$$M_i = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & \sin(\theta) & 0 \\ -\sin(\theta) & \cos(\theta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

根据 c_i 可计算出第 i 面的法线在光电自准直仪中的方位和俯仰测量值 x_{ci} 、 y_{ci} :

$$\begin{aligned} x_i &= \arctan\left(\frac{c_{i2}}{c_{i1}}\right) \\ y_i &= \arctan\left(\frac{c_{i3}}{c_{i1}}\right) \end{aligned} \quad (8)$$

多面棱体棱面间的夹角是标准值,据此值顺序控制转台的转角,得到多面棱体各面的自准直仪方位角测量值,这些测量值的差异即是一维转台的定位误差。公式(8)给出了该过程中,由于光电自准直仪及多面棱体的调整误差,棱面在自准直仪中的方位及俯仰读数。

实际中测量中,3 个角度调整误差能够容易地控制在 $1'$ 以内,所以仿真参数选择 1 组极限值为 $\alpha_{ax}=1'$ 、 $\gamma_p=1'$ 、 $\beta_p=1'$ 。图 12 是将转台顺次旋转 $15^{\circ}39'7.83''$ 时,各棱面在自准直仪上的读数。以 0 序号面的方位读数为基准,后续各面读数与之相减即得到定

位精度的测量误差,如图 13 所示。考虑到光电自准直仪的分辨率为 $0.05''$,以及多面棱体棱面夹角 $0.05''$ 的标定误差,由调整引起的测量误差可以忽略。

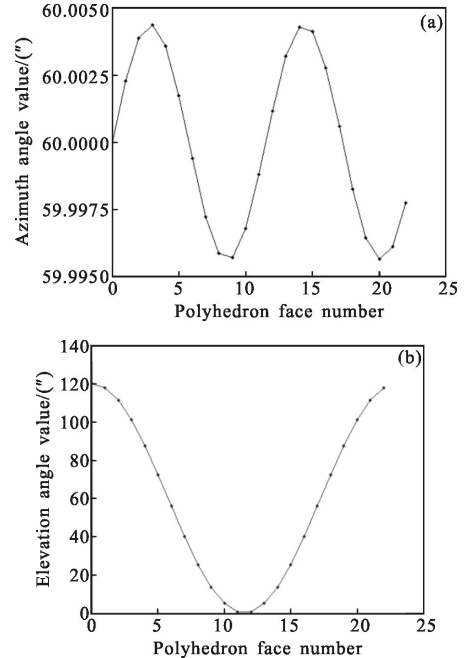


图 12 方位及俯仰读数

Fig.12 Azimuth and elevation angle value

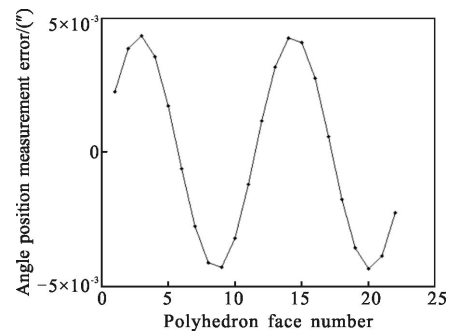


图 13 角位置测量误差

Fig.13 Angle position measurement error

3.2 检测结果

表 2 是针对转台定位精度的实测数据。俯仰角不为零主要是由棱面交线不平行、测量调整误差造成

表 2 角位置定位精度实测数据

Tab.2 Angular position accuracy measurement value

Angle/(°)	Encoder reading	x axis reading/(")	y axis reading/(")	Deviation/(")	Modification value/(")	Revised error/(")
0	-10	1.35	10.5	-	0	0
15.652 173 91	11 397 570	1.1	6.5	-0.25	-0.4	0.15
31.304 347 83	22 795 139	2.15	1.95	0.8	-0.7	1.5
46.956 521 74	34 192 694	0.8	16.4	-0.55	-0.1	-0.45

表 2 续
Continued Tab.2

Angle/(°)	Encoder reading	X axiz reading/(")	Y axiz reading/(")	Deviation/(")	Modification value/(")	Revised error/(")
62.608 695 65	45 590 256	0.75	2.45	-0.6	-0.4	-1
78.260 869 57	56 987 815	1.05	16.45	-0.3	0.4	-0.7
93.913 043 48	68 385 410	1.45	7.7	0.1	0.1	-1.4E-16
109.565 217 4	79 782 975	1.35	14.8	0	-0.1	0.1
125.217 391 3	91 180 522	1.45	18	0.1	0.2	-0.1
140.869 565 2	102 578 069	2.05	9.75	0.7	-0.2	0.9
156.521 739 1	113 975 635	1.6	12.05	0.25	0	0.25
172.173 913	125 373 207	1.3	9.7	-0.05	0	-0.05
187.826 087	136 770 765	1.45	9.3	0.1	0.1	-1.4E-16
203.478 260 9	148 168 320	0.7	7.5	-0.65	-0.3	-0.35
219.130 434 8	159 565 906	-0.5	7.2	-1.85	0.3	-2.15
234.782 608 7	170 963 476	0.95	16.3	-0.4	0	-0.4
250.434 782 6	182 361 027	0.25	3.45	-1.1	0	-1.1
266.086 956 5	193 758 610	1.3	6.5	-0.05	-0.2	0.15
281.739 130 4	205 156 176	0.9	13.3	-0.45	0	-0.45
297.391 304 3	216 553 734	1.05	23.1	-0.3	0	-0.3
313.043 478 3	227 951 317	1.15	6.3	-0.2	0.2	-0.4
328.695 652 2	239 348 845	2	12.3	0.65	-0.1	0.75
344.347 826 1	250 746 454	1.8	6.5	0.45	0.2	0.25
360	262 144 005	1.25	12.7	-0.1	0	-0.1

的,但其值不超过 30"。根据图 12、13 的仿真结果,即使出现 120"的俯仰对准误差,仍能保证方位角 $\pm 0.005''$ 的定位测量精度。实际棱面间的方位夹角并不相等,测量结果需根据多面棱体标校值修正,修正后测得的角位置定位精度优于 $\pm 2.5''$ 。

4 结 论

空间激光通信终端 PAT 系统性能的地面检测可以采用高精度一维转台实现。采用齐次坐标变换的方法对轨道运动进行计算,结果表明转台只需要 $2^\circ/s$ 的最大角速率即可实现对 GEO-LEO、LEO-LEO 光端机通信时轨道运动的物理仿真。采用复合控制和高阶输入串联校正的方式实现了运动控制单元,并结合光电角度编码器、力矩电机等构成了完善的闭环伺服系统,以实现模拟器低转速、高精度的特点。采用多面棱体以及光电自准直仪进行转台角位置定位精度的检测,分析了检测过程中,由于多面棱体调平误差、光电自准直仪俯仰维瞄准误差引起的检测误差。图 13 表明测量过程中调平和瞄准误差控

制在 1' 之内的情况下,引起的转台角位置定位检测误差小于 $0.005''$,能够实现高精度检测。最终检测结果表明,转台角位置定位精度优于 $2.5''$,能够应用于终端 PAT 系统的地面检测。

参 考 文 献:

- [1] Zoran Sodnik, Hanspeter Lutz, Bernhard Furch, et al. Optical satellite communications in Europe[C]//SPIE, 2010, 7587: 1-9.
- [2] Christoph Noldeke. Survey of optical communication system technology for free-space transmission [C]//SPIE, 1992, 1635: 200-212.
- [3] Fu Qiang, Jiang Huilin, Wang Xiaoman, et al. Research status and development trend of space laser communication [J]. *Chinese Optics*, 2012, 5(2): 116-125. (in Chinese)
付强,姜会林,王晓曼,等.空间激光通信研究现状及发展趋势[J]. *中国光学*, 2012, 5(2): 116-125.
- [4] Perez E, Bailly M, Pairet J M. Pointing acquisition and tracking system for Silex inter-satellite optical link[C]//SPIE, 1989, 1111: 277-298.
- [5] Liu Liren. Laser communications in space I: optical link and terminal technology[J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2007, 34

- (1): 3-20. (in Chinese)
刘立人. 卫星激光通信 I: 链路和终端技术[J]. 中国激光, 2007, 34(1): 3-20.
- [6] Liu Liren, Wang Lijuan, Luan Zhu, et al. Mathematical and physical basis for pointing, acquisition and tracking testing of inter-satellite laser communication terminals [J]. *Acta Optica Sinica*, 2006, 26(9): 1329-1334. (in Chinese)
刘立人, 王利娟, 栾竹, 等. 卫星激光通信终端光跟踪检测的数理基础[J]. 光学学报, 2006, 26(9): 1329-1334.
- [7] Francois Cosson, Patrick Doubrere, Eric Perez. Simulation model and on-ground performances validation of the PAT system for SILEX program[C]//SPIE, 1991, 1417: 262-276.
- [8] Biswas A, Wilson K E, Page N A. Lasercom test and eEvaluation station(LTES) development: an update[C]//SPIE, 1998, 3666: 22-32.
- [9] Li Anhu, Sun Jianfeng, Liu Liren. Design principle of performance testing device for laser beam microradian pointing and tracking in intersatellite laser communications [J]. *Acta Optica Sinica*, 2006, 26(7): 975-979. (in Chinese)
李安虎, 孙建锋, 刘立人. 星间激光通信光束微弧度跟踪性能检测装置的设计原理[J]. 光学学报, 2006, 26(7): 975-979.
- [10] Liu Liren. Laser communications in space I: optical link and terminal technology[J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2007, 34(2): 147-155. (in Chinese)
刘立人. 卫星激光通信 II: 链路和终端技术[J]. 中国激光, 2007, 34(2): 147-155.
- [11] Jiang Huilin, Hu Yuan, Ding Ying, et al. Optical principle research of space laser communication network [J]. *Acta Optica Sinica*, 2012, 32(10): 1006003. (in Chinese)
姜会林, 胡源, 丁莹, 等. 空间激光通信组网光学原理研究[J]. 光学学报, 2012, 32(10): 1006003.
- [12] Laxmiprasad A S, Ranjith R, Raghobabu P, et al. Optical inter satellite link (OISL) for remote sensing satellites[C]// Proceedings of SPIE, 2006, 6409: 1-6.
- [13] Takashi Jono, Morio Toyoshima, Nobuhiro Takahashi, et al. Laser tracking test under satellite microvibrational disturbances by OICETS ATP system [C]//Proceedings of SPIE, 2002, 4714: 97-104.
- [14] Wang Jiaqi, Yu Ping, Yan Changxiang, et al. Space optical remote sensor image motion velocity vector computational modeling[J]. *Acta Optica Sinica*, 2004, 24(12): 1585-1589. (in Chinese)
王家骥, 于平, 颜昌翔, 等. 航天光学遥感器像移速度矢计算数学模型[J]. 光学学报, 2004, 24(12): 1585-1589.
- [15] Hu Chunhui, Yan Changxiang, Shao Jianbing. Pointing mirror low frequency oscillation induced remote sensor image distortion and correction [J]. *Acta Optica Sinica*, 2013, 33(4): 0428002. (in Chinese)
胡春晖, 颜昌翔, 邵建兵. 航天光学遥感器像移速度矢计算数学模型[J]. 光学学报, 2013, 33(4): 0428002.