

文章编号 1004-924X(2017)05-1149-10

## 高精度卫星激光通信地面验证系统

李少辉<sup>1,2</sup>, 陈小梅<sup>1\*</sup>, 倪国强<sup>1</sup>

(1. 北京理工大学 光电学院 光电成像技术与系统教育部重点实验室, 北京 100081;  
2. 中国空间技术研究院 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

**摘要:**为了在地面高精度评估激光通信终端对卫星平台扰动以及轨道姿态变化的适应能力,研究了卫星扰动模拟技术和卫星随动仿真模拟技术,据此提出了激光通信系统地面验证方案。首先开展了激光通信链路随动探测误差对系统随动性能影响分析、卫星扰振源特性分析及建模工作。其次,分析了卫星扰动模拟和随动模拟的关键技术及解决措施。最后,结合目前卫星激光通信及卫星平台技术水平,利用典型数据开展了扰动和随动仿真,完成了激光通信系统测试。实验结果证明:基于双反馈环路的高精度光束瞄准控制能够大幅提高卫星扰动模拟器光束瞄准的控制精度,光束控制精度优于  $0.1''$ ;采用高低频联合卫星扰动模拟设计方法,实现了控制带宽优于  $1\text{ kHz}$  的高精度光束控制;高精度随动系统在全卫星运行区域内对卫星光通信终端随动性能的检测精度可达  $0.1''$ 。

**关键词:**激光通信;地面验证系统;卫星平台扰振;随动性;光束瞄准控制

**中图分类号:** TN927.21 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20172505.1149

## Highly precise ground certification system of satellite laser communication

LI Shao-hui<sup>1,2</sup>, CHEN Xiao-mei<sup>1\*</sup>, NI Guo-qiang<sup>1</sup>

(1. *Key Laboratory of Photoelectronic Imaging Technology and System of the Ministry of Education, School of Optoelectronics, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;*  
2. *Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)*  
\* *Corresponding author, E-mail: cxiaomei@bit.edu.cn*

**Abstract:** To realize the high-accuracy evaluation of adaptive capacity of laser communication terminal to satellite platform disturbance and orbit attitude changes on the ground, the satellite disturbance simulation technique and satellite following analogue simulation technique were researched, from which the ground verification scheme for laser communication system was proposed. Firstly, the effect of laser communication link following detection error on system following performance, as well as the feature of satellite disturbance vibration source was analyzed. Then the model of the vibration source was constructed. The key technology on satellite disturbance simulation and following simulation and countermeasure were analyzed. Finally, combining with current satellite laser communication and satellite platform technology level, the disturbance and following simulation was developed and the laser communication system test was finished via typical data. Experimental result

收稿日期: 2016-11-22; 修订日期: 2017-01-06.

基金项目: 高新二期卫星研发平台资助项目

verifies that high-accuracy beam pointing control based on double feedback loop can improve the control accuracy of beam pointing of satellite disturbance simulator greatly, and the beam control accuracy is superior to  $0.1''$ . With the high-frequency and low-frequency joint satellite disturbance simulation method, the high-accuracy beam control of which control bandwidth superior to 1 kHz is realized. Moreover, the detection accuracy of high-accuracy following system to following performance of satellite photo-communication terminal within satellite operating range reaches to  $0.1''$ .

**Key words:** laser communication; ground verification system; satellite platform disturbance; following error; beam pointing control

## 1 引言

在航天器测控和业务数据传输技术方面,我国目前主要采用低速率全向测控和高速率业务数据两种信道。随着航天技术的不断发展,在轨卫星种类和数据不断增加,卫星对业务数据的下传需求已远远超出当前微波链路的传输能力。激光通信技术具有通信容量大、信道抗干扰性强、终端功耗低、体积小等优点,是公认的星间超高速信息传送的有效手段之一<sup>[1-3]</sup>。

国外在激光通信领域进行了大量研究,相关技术已取得一定的突破和进展,正逐步进入工程化阶段。例如,2013年美国在 LLCD(激光测月)项目中实现了月地距离测量通信一体化,其下行速率为 622 Mbps。根据我国航天测控系统的现状、国情及未来建立卫星网络系统的迫切需求,结合目前国外航天大国的定位技术及通信研究动态建立激光测控通信一体化系统,在实现激光通信同时实现星间的距离、速度测量及时间频率传递,将大大提高空间测控系统的测量精度及信息传输速率,改变目前我国完全依赖地面微波测控系统的局面,我国才能在未来的卫星技术竞争中处于不败之地<sup>[4]</sup>。

激光通信技术是以激光为信息传输载体,用于空间飞行器轨迹和星间距离测量以及时间频率传递,实现数据传输中继和有效载荷测量信息传输的一体化系统。星间激光通信的原理就是在两卫星间(或两目标间)相互用激光实现信息传递<sup>[5-8]</sup>。本文在地面实现了激光通信终端对卫星平台扰动以及轨道姿态变化适应能力的高精度评估,分别开展了卫星扰动模拟技术和卫星随动仿

真模拟技术的研究,并根据模拟结果给出了激光通信地面验证系统的设计方案及关键技术分析。

## 2 随动性探测误差分析

### 2.1 单向随动探测误差

单向随动是指通过质心算法定位精随动探测器的入射光斑质心,根据由输出光斑位置偏差信号转换的电压信号,实时调节接收端望远镜法线方向对准发射端。随动回路的等效框图如图 1 所示。

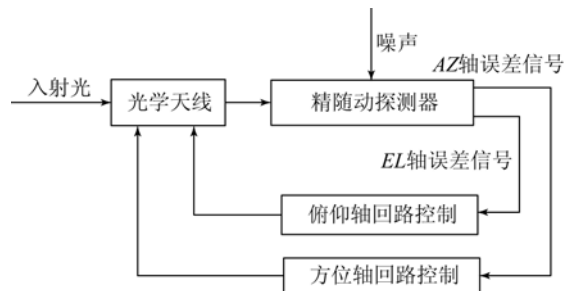


图 1 单向随动回路等效框图

Fig. 1 Block diagram of unidirectional following error

理想情况下,接收光的入射方向平行于接收望远镜的法线方向,光束在共轴校准的精随动探测器的中心聚焦,此时无位置偏差信号输出。实际情况中,受接收端卫星(Receiver Satellite, RS)平台振动和卫星相对运动的影响,接收光的入射方向与接收端望远镜的法线方向会产生一个偏差角,聚焦光斑质心将偏离精随动探测器的中心,输出位置偏差信号,如图 2 所示。在 RS 上建立右手坐标系,原点为随动面阵探测器的校准中心, $x$ 轴和  $y$ 轴的正方向分别为方位轴和俯仰轴的正方向。假定  $(\theta_{AZ}, \theta_{EL})$  分别为发射端卫星(Transmitter Satellite, TS)所处的方位角和俯仰角,接收光路的等效焦距为  $f$ ,则探测器上接收光斑质心的实际位置为:

$$x_0 = f \tan \theta_{AZ}, y_0 = f \tan \theta_{EL}. \quad (1)$$

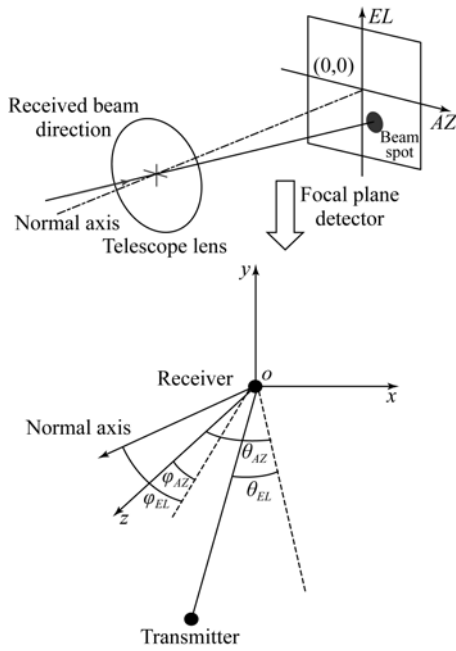


图 2 发射端(TS)与接收端卫星(RS)的光斑坐标关系  
Fig.2 Coordinate relationship of spots between TS and RS

假定仅存在探测器噪声影响时,CMOS 探测器预估的光斑质心位置为  $(\bar{x}, \bar{y})$ , 根据 CMOS 探测器输出的位置偏差信号,接收端望远镜的法线方向  $(\varphi_{AZ}, \varphi_{EL})$  为:

$$\varphi_{AZ} = \arctan(\bar{x}/f), \varphi_{EL} = \arctan(\bar{y}/f). \quad (2)$$

定义 AZ 轴和 EL 轴方向上接收端的随动误差角分别为:

$$\psi_{AZ} = \theta_{AZ} - \varphi_{AZ}, \psi_{EL} = \theta_{EL} - \varphi_{EL}. \quad (3)$$

定义  $x$  轴和  $y$  轴方向上 CMOS 探测器的误差分别为:

$$\Delta x = x_0 - \bar{x}, \Delta y = y_0 - \bar{y}. \quad (4)$$

则在小角度情况下,单向随动误差角与精随动探测器测角误差的关系为:

$$\psi_{AZ} \approx (x_0 - \bar{x})/f = \Delta x/f, \psi_{EL} \approx (y_0 - \bar{y})/f = \Delta y/f. \quad (5)$$

然后推导随动探测器存在探测角误差时随动误差角的概率密度函数。随动探测器中存在像元随机噪声,此时  $x$  轴和  $y$  轴方向上的聚焦光斑质心定位误差是相互独立的,均服从高斯分布,均值为 0,方差为:

$$\sigma_{DN}^2 = \frac{\sigma_{PSF}^2}{\mu I_{RD}} + \frac{(2N_T + 1)^2 (N_T + 1) N_T a^2}{3} \cdot \frac{\sigma_{Noise}^2}{\mu^2 I_{RD}^2}, \quad (6)$$

其中:  $\sigma_{PSF}$  为聚焦光斑的高斯等效半宽;  $I_{RD}$  为随动探测器表面接收到的总光强;  $N_T$  为随动探测器

精随动子窗口的半宽;  $\mu$  为随动探测器响应;  $a$  为随动探测器的像元间隔;  $\sigma_{Noise}$  为随动探测器中除入射光产生的散弹噪声之外的暗电流噪声、量化噪声等。

一般情况下 AZ 轴误差和 EL 轴误差的控制回路是相互独立的,由误差的统计特性可知, AZ 和 EL 方向的随动误差角  $\psi_{AZ}$  和  $\psi_{EL}$  是相互独立的高斯随机变量,均值为零,方差相等。因此,系统随动误差角  $\psi_{Te}$  服从 Rayleigh 分布。根据式(6)可得  $\psi_{Te}$  的概率密度函数为:

$$f(\psi_{Te}) = \frac{\psi_{Te}}{\sigma_{Te}^2} \exp\left[-\frac{\psi_{Te}^2}{2\sigma_{Te}^2}\right], \quad (7)$$

其中:  $\psi_{Te} = \sqrt{\psi_{AZ}^2 + \psi_{EL}^2}$ ,  $\sigma_{Te}^2 = \frac{1}{f^2} \sigma_{DN}^2$ 。由 Rayleigh 分布特性,  $\sigma_{Te}^2$  越大,系统随动性能越差。

### 2.2 双向闭环随动探测误差

实际中,发射端也存在平台振动以及相对运动,不能严格对准 RS,从而导致接收端的接收光强下降,进而影响系统的随动性能。为了确保系统的随动精度,发射端系统需要同时对接收端发射的信号光进行随动,即为双向随动,构成了一个双向闭环随动回路,如图 3 所示。

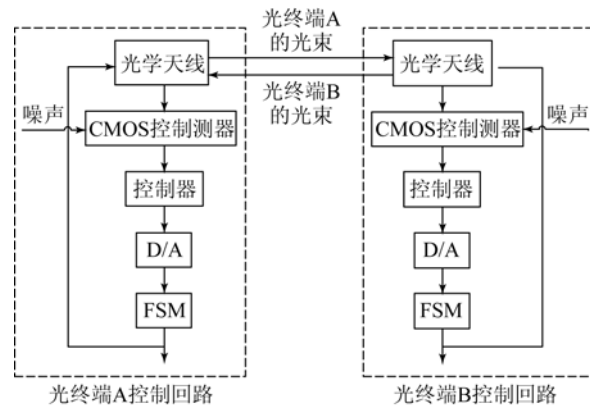


图 3 双向随动回路等效框图

Fig.3 Block diagram of bilateral following error

双向闭环随动系统中,由于远场激光光束在自由空间中传输,光强在远场服从高斯分布。随动误差角方差与随动探测器的接收光强相关。对于终端 B 的随动误差角,因光终端 A 存在随动误差角,光终端 B 随动回路中探测器的接收光强受到影响,导致光终端 B 的随动误差角方差产生变化,因此光终端 B 的随动误差角方差是光终端 A

的随动误差角所有取值的系综平均。

$\psi_{\Delta Te}$  表示  $t$ - $td$  时刻光终端 A 的随动误差角, 则  $t$  时刻光终端 B 随动回路中探测器的接收光强  $I_{BR}$  为:

$$I_{BR} = I_{B0} \exp\left[-\frac{2\psi_{\Delta Te}^2}{\omega_{\Delta 0}^2}\right], \quad (8)$$

式中:  $I_{B0}$  为  $\psi_{\Delta Te}=0$  时, 光终端 B 的随动探测器上接收到的总光强;  $\omega_{\Delta 0}$  为终端 A 的束散角半宽 ( $1/e^2$ )。当  $\psi_{\Delta Te} \leq \omega_{\Delta 0}$  时, 随动过程正常进行, 即  $\omega_{\Delta 0}$  为系统允许的最大瞬时随动误差; 当  $\psi_{\Delta Te} > \omega_{\Delta 0}$  时, 链路中断。考虑随动探测器存在误差, 设  $t$ - $td$  时刻光终端 A 的随动误差角的概率密度函数:

$$f(\psi_{\Delta Te}) = \frac{\psi_{\Delta Te}}{\sigma_{\Delta Te}^2} \exp\left[-\frac{\psi_{\Delta Te}^2}{2\sigma_{\Delta Te}^2}\right], \quad (9)$$

其中:  $\sigma_{\Delta Te}^2$  为光终端 A 的随动误差角方差 ( $t$ - $td$  时刻)。根据概率论, 可以得到  $1/I_{BR}$  的一阶原点矩为:

$$\langle \frac{1}{I_{BR}} \rangle = \int_0^{\infty} \frac{1}{I_{BR}} f(\psi_{\Delta Te}) d\psi_{\Delta Te} = \frac{1}{I_{B0}} \cdot \frac{1}{1 - 4\sigma_{\Delta Te}^2/\omega_{\Delta 0}^2},$$

式中  $\langle \cdot \rangle$  表示求系综平均。  $1/I_{BR}$  的二阶原点矩为:

$$\langle \frac{1}{I_{BR}^2} \rangle = \int_0^{\infty} \frac{1}{I_{BR}^2} f(\psi_{\Delta Te}) d\psi_{\Delta Te} = \frac{1}{I_{B0}^2} \cdot \frac{1}{1 - 8\sigma_{\Delta Te}^2/\omega_{\Delta 0}^2}.$$

根据单向随动中随动误差的方差公式, 考虑光终端 A 的随机随动误差角的影响,  $t$  时刻光终端 B 的随动误差方差为:

$$\sigma_{BTe}^2 = \frac{\sigma_{PSF}^2}{f^2 \mu \langle I_{BR} \rangle} + \frac{(2N_T + 1)^2 (N_T + 1) N_T a^2}{3} \cdot \frac{\sigma_{noise}^2}{f^2 \mu^2 \langle I_{BR} \rangle}. \quad (10)$$

将  $1/I_{BR}$  的一阶和二阶原点矩代入式(10)中, 可进一步得到  $t$  时刻光终端 B 的随动方差为:

$$\sigma_{BTe}^2 = \frac{\sigma_{PSF}^2}{f^2 \mu I_{B0}} \cdot \frac{1}{1 - 4\sigma_{\Delta Te}^2/\omega_{\Delta 0}^2} + \frac{(2N_T + 1)^2 (N_T + 1) N_T a^2}{3} \cdot \frac{\sigma_n^2}{f^2 (\mu I_{B0})^2} \cdot \frac{1}{1 - 8\sigma_{\Delta Te}^2/\omega_{\Delta 0}^2}. \quad (11)$$

从式(11)可以看出, 光终端 B 的随动误差角方差不仅与自身随动参数有关, 而且与光终端 A 的随动误差方差及束散角有关,  $\sigma_{BTe}^2$  是  $\sigma_{\Delta Te}^2$  的单调递增函数。考虑光端 B 和光端 A 之间的相互影响, 通过代入两终端各自的随动参数后进行数值迭代, 判断光端 B 的随机方差是否收敛, 以考察系统双向闭环随动的稳定性。

### 3 星上扰振源影响分析

#### 3.1 解析建模的影响因素

飞轮的动不平衡、静不平衡和驱动电机高频扰动将引起反作用轮扰动, 当其自转谐波频率等于结构模态频率时, 谐波扰动将被放大。因此在解析建模时, 必须考虑自身柔性、静不平衡、动不平衡和高频谐波等因素的影响。国外相关研究表明<sup>[9-14]</sup>, 反作用轮正常工作的 3 个主要固有振动模态分别为反作用轮轴向平动模态, 反作用轮径向平动模态和反作用轮径向摆动模态。根据国外相关试验数据, 轴向平动模态的频率大约在 65~70 Hz, 径向平动模态的频率大约在 200~250 Hz, 径向摆动模态的频率大约在 60~85 Hz。

#### 3.2 平衡反作用轮解析模型

平衡反作用轮解析模型是主要考虑自身柔性建立的反作用轮模型<sup>[15]</sup>。柔性支撑的反作用轮模型的转轴柔性通过 4 个线性弹簧模拟, 弹簧刚度为  $k/2$ 。该模型共有 4 个广义坐标,  $x, y, \theta$  和  $\varphi$ 。其中,  $x$  和  $y$  描述飞轮沿 X 轴和 Y 轴的径向平动,  $\theta$  和  $\varphi$  描述相对这些坐标轴的转动欧拉角,  $\Omega$  为绕 Z 轴的转动角速度。利用拉格朗日函数及坐标系变换得到解析解形式为  $\theta = Ae^{j\omega t}$  和  $\varphi = Be^{j\omega t}$  的固有频率关系为:

$$\omega_{1,2} = m \frac{\Omega I_{zz}}{2 I_{rr}} + \sqrt{\left(\frac{\Omega I_{zz}}{2 I_{rr}}\right)^2 + \frac{k_\theta}{I_{rr}}}. \quad (12)$$

其中  $I$  为主动转动惯量。需要注意的是, 固有频率  $\omega_{1,2}$  依赖于飞轮转速  $\Omega$ 。飞轮转动的陀螺进动和转轴的柔性共同作用产生了具有不同频率的两个摆动模态。一个模态的转动与飞轮转动方向相反, 且随着转速增加模态频率降低; 另一个模态的转动和飞轮转动方向相同, 并且随着转速的增加模态频率增大。

#### 3.3 考虑静不平衡的反作用轮解析模型

前述模型只能描述飞轮的径向和摆动模态<sup>[16]</sup>。为描述飞轮转动造成的扰动力, 须考虑飞轮质量的静不平衡。静不平衡实际上描述的是飞轮质心与飞轮转轴之间的偏差, 通常用一个置于距转轴距离为  $r_s$  的可忽略几何影响的点质量  $m_s$  描述。需要注意的是, 静不平衡情况下, 飞轮质心仅在径向有偏差, 轴向仍是理想的。静不平衡情况下稳态解形式为  $x(t) = A \sin \Omega t + B \cos \Omega t$  和  $y(t) = C \sin \Omega t + D \cos \Omega t$  的模型为:

$$\begin{aligned} F_x(t) &= k \frac{U_s \Omega^2 [-(k - \Omega^2 M_t) \sin \Omega t + c \Omega \cos \Omega t]}{(k - \Omega^2 M_t)^2 + (c \Omega)^2}, \\ F_y(t) &= k \frac{U_s \Omega^2 [(k - \Omega^2 M_t) \cos \Omega t + c \Omega \sin \Omega t]}{(k - \Omega^2 M_t)^2 + (c \Omega)^2}. \end{aligned} \quad (13)$$

当  $\Omega = \sqrt{k/M_t} = \omega_t$  时,发生共振,响应幅值会放大。

### 3.4 轮解析模型考虑动不平衡的反作用轮解析模型

动不平衡和静不平衡的研究思路相似。动不平衡主要是由于飞轮主轴和转轴的角度偏差造成的<sup>[17]</sup>。因此,在飞轮上增加两个距转轴为  $r_d$  且相差  $180^\circ$  的相同质量  $m_d$ ,它们在轴向上距飞轮质心的距离都为  $h$ 。需要确定动不平衡质量在飞轮固连坐标系下的位置进。在动不平衡情况下稳态解形式为  $\theta(t) = A \sin \Omega t + B \cos \Omega t$ ,  $\varphi(t) = C \sin \Omega t + D \cos \Omega t$  的模型为:

$$\begin{aligned} T_x(t) &= k_\theta \frac{U_d \Omega^2 [(k_\theta - \Omega^2 I_{\text{eff}}) \sin \Omega t - c_\theta \Omega \cos \Omega t]}{(k_\theta - \Omega^2 I_{\text{eff}})^2 + (c_\theta \Omega)^2}, \\ T_y(t) &= k_\theta \frac{U_d \Omega^2 [(k_\theta - \Omega^2 I_{\text{eff}}) \cos \Omega t + c_\theta \Omega \sin \Omega t]}{(k_\theta - \Omega^2 I_{\text{eff}})^2 + (c_\theta \Omega)^2}, \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} F_x(t) &= k \sum_{i=1}^n \frac{C_{ri} \Omega^2 [-(k - h_i^2 \Omega^2 M_t) \sin(h_i \Omega t) + c h_i \Omega \cos(h_i \Omega t)]}{(k - h_i^2 \Omega^2 M_t)^2 + (c h_i \Omega)^2}, \\ F_y(t) &= k \sum_{i=1}^n \frac{C_{ri} \Omega^2 [(k - h_i^2 \Omega^2 M_t) \cos(h_i \Omega t) + c h_i \Omega \sin(h_i \Omega t)]}{(k - h_i^2 \Omega^2 M_t)^2 + (c h_i \Omega)^2}, \\ T_x(t) &= k_\theta \sum_{i=1}^n \frac{C_{ti} \Omega^2 [(k_\theta - h_i^2 \Omega^2 I_{\text{eff}}) \sin(h_i \Omega t) - c_\theta h_i \Omega \cos(h_i \Omega t)]}{(k_\theta - h_i^2 \Omega^2 I_{\text{eff}})^2 + (c_\theta h_i \Omega)^2}, \\ T_y(t) &= k_\theta \sum_{i=1}^n \frac{C_{ti} \Omega^2 [(k_\theta - h_i^2 \Omega^2 I_{\text{eff}}) \cos(h_i \Omega t) + c_\theta h_i \Omega \sin(h_i \Omega t)]}{(k_\theta - h_i^2 \Omega^2 I_{\text{eff}})^2 + (c_\theta h_i \Omega)^2}. \end{aligned} \quad (16)$$

式中: $k$ 为弹簧刚度, $c$ 为阻尼系数, $h_i$ 为谐波系数, $C_{ri}$ 和  $C_{ti}$ 为幅值系数,这些参数都需要通过试验确定。利用式(16)即可准确模拟反作用轮扰动。

## 4 地面验证关键技术

### 4.1 卫星扰动模拟关键技术分析

卫星扰动模拟器的主要功能是验证星上激光通信终端对卫星平台扰动的适应能力。根据卫星平台扰动高频低幅值的特点,以及平台角振动低频高幅值的特点,分别采用二维偏摆镜和高精度转台进行卫星扰动模拟。在卫星扰动模拟器系统的设计和装调过程中,需要攻克的关键技术主要

其中  $I_{\text{eff}} = I_{rr} - I_{zz}$ 。当  $\Omega = \sqrt{k_\theta/I_{\text{eff}}}$  时会发生共振。但是由于  $I_{\text{eff}} = I_{rr} - I_{zz} < 0$ ,所以事实上不会发生共振,响应幅值不会被放大。

### 3.5 考虑谐波扰动的反作用轮解析模型

前述解析模型没有考虑非线性因素造成的谐波的影响<sup>[17-18]</sup>。对高精度航天器,尤其是高分辨率对地观测卫星等含有光学有效载荷的卫星系统,有效载荷对高频扰动的影响比较敏感,必须考虑反作用轮扰动中高次谐波的影响。式(13)和式(14)即代表高次谐波的影响。反作用轮稳态扰动方程的解形式为:

$$\begin{aligned} x(t) &= \sum_{i=1}^n A_i \sin(h_i \Omega t) + B_i \cos(h_i \Omega t), \\ y(t) &= \sum_{i=1}^n C_i \sin(h_i \Omega t) + D_i \cos(h_i \Omega t), \\ \theta(t) &= \sum_{i=1}^n E_i \sin(h_i \Omega t) + F_i \cos(h_i \Omega t), \\ \varphi(t) &= \sum_{i=1}^n G_i \sin(h_i \Omega t) + H_i \cos(h_i \Omega t). \end{aligned} \quad (15)$$

得到反作用轮扰动为:

有高精度光束控制问题、微定位驱动技术、微定位检测技术、微定位控制方法及角振动模拟技术。

#### 4.1.1 高精度光束瞄准控制技术

为了满足卫星扰动模拟器高精度的光束控制要求,采用了一种基于双反馈环路的高精度光束瞄准控制技术方案。该方案通过电位移传感器和光电传感器同时进行反馈闭环控制,可以将光束瞄准控制精度提高到角秒量级,其基本构成如图4(b)所示。通过面阵探测器来测量光束的瞄准角度偏差,得到光束控制装置的实际输出值,双反馈环路进一步提高了光束控制精度。

采用阈值判断法读取光斑灰度值,定义光斑的形心坐标计算公式为:

$$X_c = \sum_{i=1}^n (g_i - B) u(g_i - B) x_i / \sum_{i=1}^n (g_i - B) u(g_i - B),$$

$$Y_c = \sum_{i=1}^n (g_i - B) u(g_i - B) y_i / \sum_{i=1}^n (g_i - B) u(g_i - B),$$

(17)

其中:  $n$  为采样窗口的像素个数;  $g_i$  为像素灰度值;  $B$  为采样阈值;  $\mu(x)$  为单位阶跃函数;  $(x_i, y_i)$  为像素坐标。系统和传感器的固有噪声以及背景光干扰决定采样阈值, 可通过式(18)进行估算:

$$B = \left( \sum_{i=1}^{2(W+H)-4} g_i \right) / (2(W+H) - 4),$$

(18)

其中:  $W$  和  $H$  分别为采样窗口横向和纵向的像素个数。在面阵探测器坐标系中, 通过形心坐标公式计算光斑的位置坐标, 可计算得到角度偏移为:

$$\Psi_h = \arctan(X_c / f_c), \Psi_v = \arctan(Y_c / f_c),$$

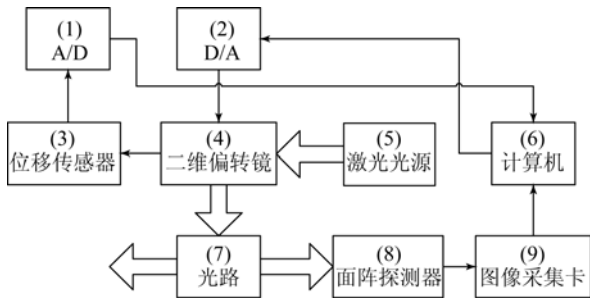
(19)

其中  $f_c$  为聚焦透镜焦距。从式(19)可以看出, 通过增大  $f_c$  可减小角度偏移, 但受终端体积限制,  $f_c$  不能无限大。通过上述方法可以实时计算出输出光束经二维偏转镜面反射后的偏转角度, 输入计算机可以对二维偏转镜进行反馈控制, 从而提高光束的控制精度(图 4(a))。测试表明, 上述方法可大幅提高卫星扰动模拟器光束瞄准的控制精度, 光束控制精度优于  $0.1''$ 。



(a) 二维偏摆镜和相应控制器

(a) Fast scanning mirror and controller



(b) 瞄准控制装置结构图

(b) Block diagram of pointing control system

图 4 瞄准控制装置

Fig. 4 Devices of pointing control system

#### 4.1.2 平台角振动模拟问题的解决措施及效果

为了实现卫星扰动模拟器的平台角振动模拟功能, 设计了平台角振动模拟器, 设备组成如图 5 所示。将被测终端放置在平台角振动模拟器上, 运行后模拟器可检测到光信号发生的偏移, 对应平台角振动模拟器的角振动量。根据实时测得的偏移量, 被测终端控制瞄准装置进行反馈补偿, 并统计补偿效果, 实现被测终端能力的测试。

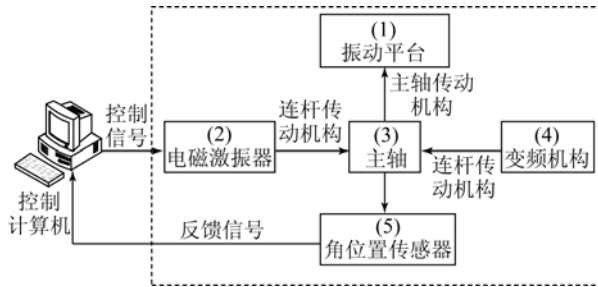


图 5 平台角振动模拟器组成框图

Fig. 5 Block diagram of angle vibration simulator

平台角振动模拟器由振动谱对应的时序角度变化进行控制, 使用电磁激振器和变频机构联合实现振动平台的振动。通过改变变频机构的振动方式和频率来改变振动平台的振动方式和频率。根据本振动台的机构对转轴进行受力分析, 可得转台的转动频率为:

$$f = \sqrt{Al_1 - kl_2 / m} / 2\pi,$$

(20)

其中:  $A = 4\pi^2 \cdot f_1^2$  为电磁激振器的振动系数,  $f_1$  为电磁激振器频率;  $l_1$  为电磁激振器距主轴的距离;  $l_2$  为变频机构距主轴的距离。本结构中,  $l_1 = 145 \text{ mm}$ ,  $l_2 = 145 \text{ mm}$ 。这里  $f_1$  的上限为  $500 \sim 1000 \text{ Hz}$ , 转台的振动频率在  $0 \sim 380 \text{ Hz}$ , 可以基本涵盖卫星平台的振动谱。

卫星平台角振动模拟装置是国内首次进行卫星振动谱模拟的试验平台, 卫星扰动模拟器通过联合卫星平台角振动模拟装置和二维偏摆镜来实现卫星扰动模拟设计, 最终实现了控制带宽优于  $1 \text{ kHz}$  的高精度的光束控制(如图 6 所示)。



图 6 卫星平台角振动模拟器实物图

Fig. 6 Photos of experimental satellite angle vibration simulator

#### 4.2 卫星随动仿真模拟技术

卫星随动模拟器的主要功能是模拟卫星平台的轨道和姿态变化,验证星上激光通信终端对卫星平台轨道和姿态变化的适应能力。针对卫星间激光链路的终端测试需求,设计了卫星间激光链路相对角运动模拟装置。该装置采用一维导轨实现了二维相对角度的运动模拟,可应用于多种类型的激光通信链路仿真实验中,如中继星-用户星、用户星-用户星、卫星-地面以及卫星组网等。

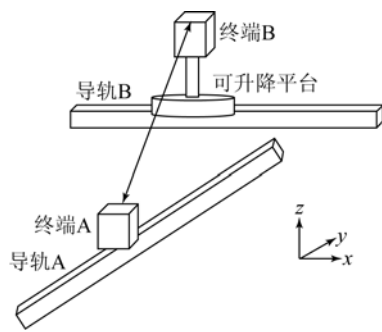


图 7 相对角运动模拟装置示意图(上 B、下 A)

Fig. 7 Devices for relative angular motion simulation (Top B, Bottom A)

令相对角运动对应的二维角度矢量为  $\theta(Az, El)$ ,设计了一套在实验室中模拟  $Az$  和  $El$  变化情况的方案。设终端 A、终端 B 为待测试的卫星激光通信终端。终端 A 放置在一维直线运动导

轨 A 上;终端 B 放置于一维直线运动导轨 B 的平台上,该平台具有垂直升降的功能。终端 A 和终端 B 的运动方向相互垂直,如图 7 所示。

以终端 A 为原点建立直角坐标系  $xyz$ ,  $x$  轴、 $y$  轴分别与终端 B、终端 A 的运动方向平行, $z$  轴与终端 B 的运动方向垂直。设终端 A 的运动位移矢量  $r=[l_a, l_b, h]$ ,  $l_a, l_b$  分别为终端 B、终端 A 的直线运动位置,  $h$  为终端 B 到坐标基本面( $xy$  平面)的垂直距离。两终端的相对角度变化为:

$$Az' = \arctan(l_a/l_b),$$

$$El' = \arctan(h/\sqrt{l_a^2 + l_b^2}). \quad (21)$$

通过控制导轨 B 和升降平台可改变  $l_a$  和  $l_b$ , 而通过控制导轨 1 可改变  $h$ , 这样在一定范围内就可以实现  $Az'$  和  $El'$  的任意角度变化。若取:

$$Az(t) = Az'(t),$$

$$El(t) = El'(t). \quad (22)$$

则可实现卫星间相对角度运动的模拟。

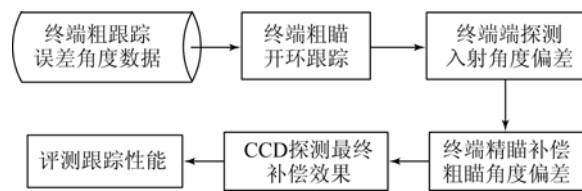


图 8 随动性能测量流程

Fig. 8 Block diagram of following error measurement

针对卫星光通信终端的应用背景,本文提出了一种在实验室内检测卫星光通信终端随动性能的动态(模拟)方法,即根据卫星平台设计轨道和姿态的全周期变化情况,控制终端进行粗随动和精随动,综合检测终端的随动性能。激光链路随动测试方法如图 8 所示。首先需要评估粗瞄随动性能,计算期望瞄准角度值与粗瞄反馈角度数据差值的平均值  $\bar{D}$ ,即可得出平均随动误差和随动误差方差:

$$\bar{D} = \left( \sum_{i=1}^n |T_i - R_i| \right) / n, \quad (23)$$

$$\sigma_D = \sqrt{\sum_{i=1}^n (D_i - \bar{D})^2 / (n-1)}, \quad (24)$$

其中:  $T_i$  为每次采样所得的测量值,  $R_i$  为对应采

样点处的期望瞄准角度值。根据得到的平均随动误差和方差,即可评价终端的粗随动性能。

利用被测终端粗瞄装置检测时得到的粗瞄误差随时间变化的数据,控制粗瞄装置进行开环随动控制,模拟随动过程中的粗瞄误差。由于激光光源发出的光信号入射到了被测终端探测器,这时探测器上的光斑将发生对应粗瞄误差角度的位置变化。被测终端获得探测器误差角度的测量值后,控制精瞄装置进行补偿,通过随动探测器可以动态实时测量补偿效果。平均随动误差  $\bar{E}$  和随动方差分别为:

$$\bar{E} = \left( \sum_{i=1}^n E_i \right) / n, \quad (25)$$

$$\sigma_E = \sqrt{\sum_{i=1}^n (E_i - \bar{E})^2 / (n-1)}. \quad (26)$$

根据得到的平均随动误差及方差,即可评价终端的随动性能。此套实验设备用于综合评测终端的整体随动性能,可实现光通信终端随动性能 0.1" 的检测精度。

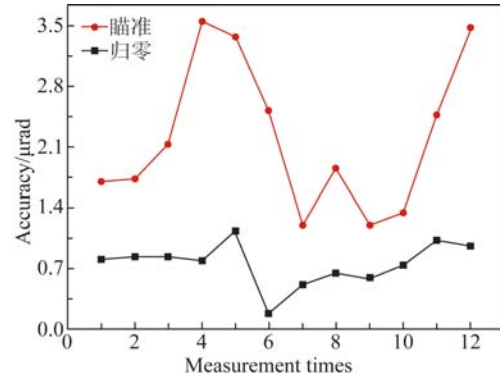
## 5 测量实验与结果

### 5.1 卫星扰动模拟器测试结果

考虑卫星平台的振动参考数据等技术指标,卫星扰动模拟器的功能、性能和接口方面需达到以下技术指标:经 10× 望远镜输出后,角度偏转控制精度优于  $\pm 0.1''$  ( $1\sigma$ );工作带宽为 0.1 ~ 1 000 Hz;卫星扰动模拟器的工作带宽最大为 1 kHz,最大工作幅值为 1 mrad;表贴光学平面镜的平面度优于  $\lambda/10$  (PV)。

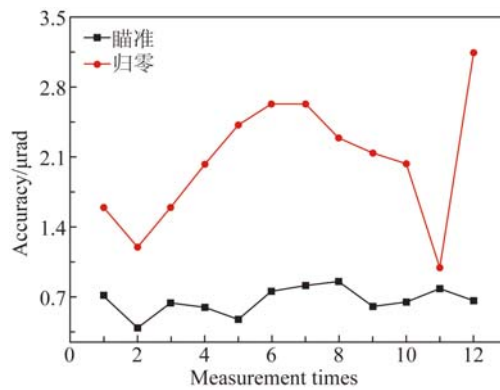
上位控制计算机根据终端所在低轨道卫星的扰动谱,生成二维偏转镜期望偏转角度序列,通过串行总线实时传送到偏转镜控制计算机,计算机实时控制偏转镜,完成正弦和随机两种形式的振动模拟。根据卫星振动谱生成转台二维偏转镜期望偏转角度的时间序列,通过串行总线实时传送到偏转镜控制计算机实现偏转镜的实时控制。针对典型平台谱线生成偏转角度时序变化曲线,由此控制二维偏转镜实现振动谱轨道姿态的数据仿真。

由式(25)和式(26)计算可得,X轴和Y轴的测试精度分别为 0.47  $\mu\text{rad}$  和 0.53  $\mu\text{rad}$ ,如图 9 所示。



(a) X 轴

(a) X axis



(b) Y 轴

(b) Y axis

图 9 X,Y 轴精度测试结果

Fig. 9 Accuracy test along X and Y axes

### 5.2 卫星随动仿真模拟器测试结果

设计指标如下:二维转台偏转角度分别为俯仰方向  $\pm 90^\circ$  (限位后  $\pm 30^\circ$ ),方位方向  $\pm 180^\circ$  (限位后  $\pm 150^\circ$ );二维转台的回转精度优于  $\pm 5''$  (负载质量不小于 100 kg);二维转台两轴的不垂直度  $\leq 5''$  (负载质量不小于 100 kg);反馈信号向上位机的输出精度优于  $\pm 1''$  ( $1\sigma$ ,更新频率为 2 Hz);在要求的范围内,对输入的正弦波信号幅值和频率多种组合(参照典型的卫星轨道和姿态变化数据给出)进行动态随动,稳态随动误差小于  $\pm 10''$  ( $1\sigma$ )。

方位轴和俯仰轴的随动误差检验结果分别如表 1 和表 2 所示。

表1 方位轴随动误差检验结果

Tab.1 Following errors in azimuth axis

序号	正弦频率/幅值 (Hz/(°))	3 $\sigma$ 误差 /(")	最大速度 /(°·s <sup>-1</sup> )	最大加速度 /(°·s <sup>-2</sup> )
1	0.001/180	4.99	1.13	0.007
2	0.002/90	4.94	1.13	0.014
3	0.02/10	6.35	1.26	0.158
4	0.2/1	6.67	1.26	1.57
5	1/0.05	8.43	1.26	7.896

表2 俯仰轴随动误差检验结果

Tab.2 Following errors in elevation axis

序号	正弦频率/幅值 (Hz/(°))	3 $\sigma$ 误差 /(")	最大速度 /(°·s <sup>-1</sup> )	最大加速度 /(°·s <sup>-2</sup> )
1	0.001/80	4.34	0.5	0.003
2	0.005/40	4.26	1.26	0.039
3	0.2/1	7.09	1.26	1.579
4	1/0.05	9.16	0.63	3.948

## 参考文献:

- [1] SODNIK Z, SMIT H, SANS M. LLCD operations using the lunar lasercom OGS terminal [J]. *SPIE*, 2014, 8971: 89710W.
- [2] YU S Y, BAO F D, WU F, *et al.*. Research on adaptive compensation techniques in laser communication links [C]. *Proceedings of the Fifth International Conference on Instrumentation and Measurement, Computer, Communication and Control (IMCCC)*. IEEE, 2015: 43-47.
- [3] NEUMANN G A, CAVANAUGH J F, COYLE D B, *et al.*. Laser ranging at interplanetary distances [C]. *Proceedings of the 15th International Workshop on Laser Ranging*, 2006: 451-456.
- [4] BISWAS A, KOVALIK J, WRIGHT M W. LLCD operations using the Optical Communications Telescope Laboratory(OCTL)[J]. *SPIE*, 2014, 8971: 89710X.
- [5] YU S Y, MA Z T, MA J, *et al.*. Far-field correlation of bidirectional tracking beams due to wave-front deformation in inter-satellites optical communication links [J]. *Optics Express*, 2015, 23(6): 7263-7272.
- [6] BOROSON D M, ROBINSON B S. Status of the lunar laser communication demonstration [J]. *SPIE*, 2013, 8610: 861002.
- [7] BOROSON D M, ROBINSON B S, BURIANEK D A, *et al.*. Overview and status of the lunar laser communications demonstration [J]. *SPIE*, 2012,

## 6 结 论

为了在地面上实现星上激光通信终端对卫星平台扰动以及轨道姿态变化适应能力的高精度评估,本文开展了卫星扰动模拟技术和卫星随动模拟技术的研究,设计了激光通信终端随动性能测试方案。结合目前卫星平台的设计数据,开展了典型振动曲线下平台扰动特性的仿真验证测试。实验结果表明:卫星扰动模拟器的光束控制精度优于0.1",控制带宽优于1 kHz,高精度随动系统的检测精度优于0.1"。地面验证系统完全符合卫星平台振动参考数据和激光通信终端的检测要求。

8246:82460C.

- [8] BOROSON D M, SCOZZAFAVA J J, MURPHY D V, *et al.*. The lunar laser communications demonstration(LLCD)[C]. *Proceeding of the IEEE International Conference on Space Mission Challenges for Information Technology*, 2009: 23-28.
- [9] SODNIK Z, LUTZ H, FURCH B, *et al.*. Optical satellite communications in Europe [J]. *SPIE*, 2010, 7587: 758705.
- [10] TOLKER-NIELSEN T. Pointing, acquisition and tracking system for the free-space laser communication system, SILEX [J]. *SPIE*, 1995, 2381: 194-205.
- [11] HEINE F, KAMPFNER H, CZICHY R, *et al.*. Optical inter-satellite communication operational [C]. *Proceeding of MILCOM 2010 Military Communication Conference, IEEE*, 2010: 1583-1587.
- [12] TOLKER-NIELSEN T, OPPENHAUSER G. In-orbit test result of an operational optical intersatellite link between ARTEMIS and SPOT4, SILEX [J]. *SPIE*, 2002, 4635: 1-15.
- [13] YU S Y, MA Z T, MA J, *et al.*. Research on the far-field characterization of bidirectional beam stabilized tracking in inter-satellites optical communication links [J]. *Advanced Solid State Lasers*, 2014, doi:10.1364/ASSL.2014.ATH2A.55.
- [14] TAKASHI J, YOSHIHISA T, NOBUHIRE K, *et al.*. OICETS on-orbit laser communication experiments [J]. *SPIE*, 2006, 6105: 610503.

- [15] TOYOSHIMA M, TAKAYAMA Y, KUNIMORI H, *et al.*. In-orbit measurements of spacecraft microvibrations for satellite laser communication links [J]. *Optical Engineering*, 2010, 49(8): 083604.
- [16] 邢强林, 李舰艇, 唐嘉, 等. 激光载波统一系统方案构想[J]. 飞行器测控学报, 2009, 28(2): 36-44.  
XING Q L, LI J T, TANG J, *et al.*. Conception of a unified laser TT&C system [J]. *Journal of Spacecraft TT&C Technology*, 2009, 28(2): 36-44. (in Chinese)
- [17] YU S Y, WU F, TAN L Y, *et al.*. Research on the standards of indicators associated with maintain time in bidirectional beam tracking in inter-satellites optical communication links [J]. *Optics Express*, 2015, 23(21): 27618-27626.
- [18] 钱卫平. 航天测控通信新体制研究[J]. 载人航天, 2009, 15(1): 1-8.  
QIAN W P. The research of a novel aerospace TT&C system [J]. *Manned Spaceflight*, 2009, 15(1): 1-8. (in Chinese)

## 作者简介:



李少辉(1974—),女,黑龙江哈尔滨人,博士研究生,高级工程师,2002年于北京理工大学获得硕士学位,中国空间技术研究院北京空间飞行器总体设计部遥感中心系统研发室主任,主要从事卫星有效载荷总体设计方面的研究。E-mail: 30085543@qq.com

## 通讯作者:



陈小梅(1976—),女,浙江宁波人,博士,副教授,2008年于北京理工大学获得博士学位,主要从事光电成像技术、卫星有效载荷仿真方面的研究。E-mail: cxiaomei@bit.edu.cn

## 导师简介:



倪国强(1946—),男,江苏无锡人,教授,博士生导师,1989年于北京理工大学获得博士学位,主要从事光电成像器件与技术、自由空间光通信方面的研究。E-mail: nigq01@sina.com