

文章编号: 0258-7025(2004)Supplement-0427-03

终端与平台耦合运动对卫星光通信系统 粗瞄影响的仿真研究

韩琦琦, 马晶, 于思源, 王骥

(哈尔滨工业大学 可调谐激光技术国家级重点实验室, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要 通过分析二维转台与卫星平台的耦合运动引起粗瞄误差的变化规律, 讨论耦合运动对信标光光场分布的影响, 进而提出补偿方案以保证卫星光通信系统的性能。通过数值仿真得到: 对于主转动惯量小于 $100 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 的卫星平台耦合运动引起的粗瞄误差较大, 导致目标卫星接收到的信标光功率下降, 系统冗余大幅度下降, 应采取补偿方法消除粗瞄误差保证系统性能; 对于主转动惯量为 $100 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ ~ $1000 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 的卫星平台, 当瞄准角较小时耦合运动引起的粗瞄误差较小, 可不予补偿, 瞄准角较大时耦合运动引起的粗瞄误差较大, 应采取相应的补偿措施; 对于主转动惯量为 $>1000 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 的卫星平台耦合运动引起的粗瞄误差可忽略不计。

关键词 激光星间链路; 天线扫描捕获; 粗瞄

中图分类号 TN929.13

文献标识码 A

Impact of Coupled Motion of the Optical Communication Terminal and the Satellite Platform on Coarse Pointing

HAN Qi-qi, MA Jing, YU Si-yuan, WANG Qi

(National Key Laboratory of Tunable Laser Technology, Harbin Institute of Technology,
Harbin, Heilongjiang 150001, China)

Abstract In this paper, the coupled motion of optical communication terminal and the satellite platform and its impact on the error of coarse pointing are studied. The influence of the coupled motion on the distribution of the beacon optical field is also analyzed. When the moment of inertia of satellite platform is less than $100 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$, the coupled motion induced beacon pointing error will reduce the received optical power and system redundancy greatly. Compensation processing must be required in this condition. When the moment of inertia of satellite platform is between $100 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ and $1000 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$, the coupled motion induced beacon pointing error becomes less. Compensation processing must be used when the pointing angle is bigger. When the moment of inertia of satellite platform is more than $10000 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$, the pointing error could be neglected.

Key words intersatellite optical communications; acquisition with the antenna scanning; coarse pointing

1 引言

星间激光链路技术以激光作为信息的载体可以在卫星与卫星之间、卫星与空间站之间及空间站之间建立高速、大容量的通信链路, 具有广阔的应用前景^[1]。由于卫星光通信系统光场束宽小, 传输距离长等原因, 瞄准、捕获和跟踪(PAT)问题变得尤为突出^[2]。近些年来, 随着 PAT 相关技术的发展, 执行单元器件不断更新, 进而使得 PAT 实现方案逐步得到了优化和完善。目前世界上已研制成功及正处于研制过程中的卫星光通信系统主要包括: 美国的 STRV-2 和 OCD, 欧空局的 SILEX, 日本的 LCE 和 LUCE。这些典型的卫星光通信系统均采用复合轴控制方法, 以二维转台

作为粗瞄机构, 完成瞄准、捕获和粗跟踪过程。

粗瞄过程是实现星间激光链路的第一步。粗瞄过程将产生的固定偏移量, 将导致目标卫星所在位置信标光强下降, 使瞄准过程系统冗余下降, 降低系统可靠度。

产生固定偏移量主要原因之一是二维转台与卫星平台的耦合运动导致的粗瞄误差。在以前的工作中, 人们把固定偏移量归结为随机统计量考虑, 提出了各种补偿方法。这些补偿方法忽略了粗瞄误差的规律性, 造成了一定的浪费。耦合运动导致的粗瞄误差与二维转台的运动、卫星平台的结构有关, 具有规律性和可预测性。对其规律性进行分析是提出更加有效的补偿方法的前提, 具有重要意义。

2 理论模型

如图1所示,坐标系 O_Axyz 为卫星本体水平俯仰坐标系, O_A 为卫星 A 的质心, 坐标系与卫星平台固联, 初始状态时光通信接收天线指向矢量 r_A 与 x 轴平行。 r_{AB} 为卫星 A 与卫星 B 得连线方向矢量。 AZ 为 r_{AB} 在 $x-y$ 面上的投影与 x 轴夹角成为方位角, EL 为 r_{AB} 与其在 $x-y$ 面上的投影间的夹角成为俯仰角, 则 r_{AB} 在 O_Axyz 中的矩阵形式为

$$r_{AB} = \begin{bmatrix} \cos EL \cdot \cos AZ \\ \cos EL \cdot \sin AZ \\ \sin EL \end{bmatrix} \quad (1)$$

粗瞄过程中, 二维转台方位轴与俯仰轴将分别转过 AZ 与 EL 使 r_A 与 r_{AB} 重合。粗瞄过程结束后 r_A 与 r_{AB} 间的偏 $\delta_c = r_A - r_{AB}$ 即为粗瞄误差。二维转台与卫星平台的耦合运动时产生粗瞄误差的主要原因。

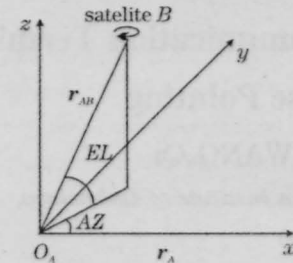


图1 粗瞄过程示意图

Fig.1 Pointing progress

为分析耦合运动引起的粗瞄误差, 建立参考坐标系 $O_Ax'y'z'$, $O_Ax'y'z'$ 与平台不固联, 当无耦合运动时 $O_Ax'y'z'$ 与 O_Axyz 重合。

由于二维转台与卫星平台存在耦合运动, 当二维转台方位轴与俯仰轴将分别转过 AZ 与 EL 后, 卫

星的姿态将发生改变, $O_Ax'y'z'$ 与 O_Axyz 不再重合。设 \tilde{A} 为 $O_Ax'y'z'$ 与 O_Axyz 间的转换矩阵, 则粗瞄误差矢量 δ_c 可表示为

$$\delta_c = r_{AB} - r_A = (I - \tilde{A}) \begin{bmatrix} \cos EL \cdot \cos AZ \\ \cos EL \cdot \sin AZ \\ \sin EL \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中, I 为单位矩阵。则 r_A 与 r_{AB} 间的角度偏差 Δ_c 为

$$\Delta_c = \arcsin \left(\frac{\|\delta_c\|}{\|r_{AB}\|} \right) = \arcsin(\|\delta_c\|) \quad (3)$$

设信标光为高斯分布, 耦合运动引起瞄准偏差时, 目标卫星接收到的信标光功率 P_r 为

$$P_r = P_0 \exp \left(-2 \frac{z^2 \Delta_c^2}{\omega_s^2} \right) \quad (4)$$

信标光功率随 Δ_c 的增加而衰减, 因此 Δ_c 的增加将引起捕获过程中系统冗余的衰减。系统冗余衰减量 ΔM 可表示为

$$\Delta M = 10 \log \left(\frac{P_r}{P_0} \right) = 10 \log \cdot \exp \left(-2 \frac{z^2 \Delta_c^2}{\omega_s^2} \right) \quad (5)$$

3 数值仿真分析

由于现代卫星平台多为三轴稳定系统, 仿真过程中以三轴稳定卫星为例。设 $O_Ax_0y_0z_0$ 为卫星轨道坐标系, 初始状态时二维转台俯仰轴与 x_0 轴平行, 方位轴与 y_0 轴平行。设卫星平台质量为 m_p , 主轴惯量为 I_p , 其质心在轨道坐标系中的坐标为 $(0, 0, z_p)$; 二维转台两转动部分质量为 m_{r1}, m_{r2} , 轴向主轴惯量为 I_{r1z}, I_{r2z} 横向转通惯量为 I_{r1x}, I_{r2x} , 质心在轨道坐标系中的坐标为 $(0, 0, z_{r1})$ 和 $(0, 0, z_{r2})$ 。

由卫星姿态动力学, 经推导可以得到卫星平台与二维转台耦合运动学方程

$$\begin{cases} (C_1 + C_4 \cos^2 \theta_{AZ}) \omega_p^x + (C_4 \cos \theta_{AZ} \sin \theta_{AZ}) \omega_p^y - (C_4 \cos \theta_{AZ} \sin \theta_{AZ}) \omega_p^x \omega_p^z + (C_3 - C_2 + C_4 \cos^2 \theta_{AZ}) \omega_p^y \omega_p^z - \\ (2C_4 \cos \theta_{AZ} \sin \theta_{AZ} \theta_{AZ}) \omega_p^x + [(2C_4 \cos^2 \theta_{AZ} - C_4 + C_5) \theta_{AZ}] \omega_p^y - (\sin \theta_{AZ} I_{r2}^x \theta_{EL}) \omega_p^z + \cos \theta_{AZ} I_{r2}^x \theta_{EL} - \sin \theta_{AZ} I_{r2}^x \theta_{AZ} \theta_{EL} = 0 \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{cases} (C_4 \cos \theta_{AZ} \sin \theta_{AZ}) \omega_p^x + (C_2 - C_4 \cos^2 \theta_{AZ}) \omega_p^y + (C_1 - C_3 + C_4 \cos^2 \theta_{AZ}) \omega_p^x \omega_p^z + (C_4 \cos \theta_{AZ} \sin \theta_{AZ}) \omega_p^y \omega_p^z + \\ [(2C_4 \cos^2 \theta_{AZ} - C_4 - C_5) \theta_{AZ}] \omega_p^x + (2C_4 \cos \theta_{AZ} \sin \theta_{AZ}) \omega_p^y + (\cos \theta_{AZ} I_{r2}^x \theta_{EL}) \omega_p^z + \sin \theta_{AZ} I_{r2}^x \theta_{EL} + \cos \theta_{AZ} I_{r2}^x \theta_{AZ} \theta_{EL} = 0 \end{cases} \quad (7)$$

$$\begin{cases} C_3 \omega_p^z + (C_4 \cos \theta_{AZ} \sin \theta_{AZ}) \omega_p^{xz} - (C_4 \cos \theta_{AZ} \sin \theta_{AZ}) \omega_p^{yz} + (C_2 - C_1 - 2C_4 \cos^2 \theta_{AZ}) \omega_p^x \omega_p^y + (\sin \theta_{AZ} I_{r2}^x \theta_{EL}) \omega_p^x - \\ (\cos \theta_{AZ} I_{r2}^x \theta_{EL}) \omega_p^y + C_5 \theta_{AZ} = 0 \end{cases} \quad (8)$$

其中常数

$$C_1 = m_p z_p^2 + m_{r1} z_{r1}^2 + m_{r2} z_{r2}^2 + I_p + I_{r2z} + I_{r2x}$$

$$C_2 = m_p z_p^2 + m_{r1} z_{r1}^2 + m_{r2} z_{r2}^2 + I_p + I_{r1z} + I_{r2x}$$

$$C_3 = I_p + I_{r1z} + I_{r2x}, \quad C_4 = I_{r2z} - I_{r2x}, \quad C_5 = I_{r1z} + I_{r2x}$$

由耦合运动学方程可以得到卫星平台对空间的转速 $\omega_p = [\omega_p^x \ \omega_p^y \ \omega_p^z]$, 进而得到卫星姿态角变化,

$$\varphi = \omega_p^x + \omega_0 \psi, \quad \theta = \omega_p^y + \omega_0, \quad \psi = \omega_p^z - \omega_0 \varphi \quad (9)$$

其中 ω_0 为卫星轨道转速。由轨道坐标系与参考坐标系 $O_Ax'y'z'$ 的几何关系及式(2)可得瞄准偏差 δ_c 为

$$\delta_c = \begin{bmatrix} \psi \cos EL \sin AZ - \varphi \sin EL \\ -\psi \cos EL \cos AZ - \theta \sin EL \\ \varphi \cos EL \cos AZ + \theta \cos EL \sin AZ \end{bmatrix} \quad (10)$$

图2, 图3分别为为粗瞄过程中, 瞄准角与平台转动惯量对粗瞄误差及系统冗余影响。

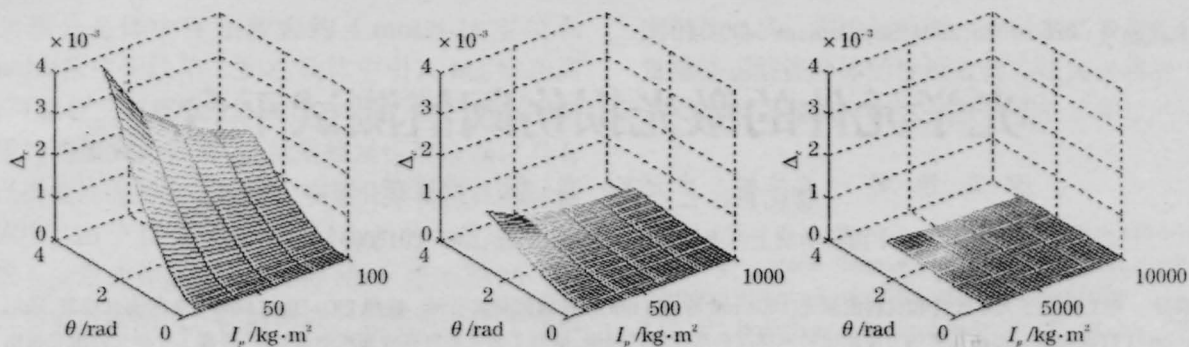


图2 瞄准角与平台转动惯量对瞄准误差影响

Fig.2 Influence of pointing angle and platform inertia on pointing error

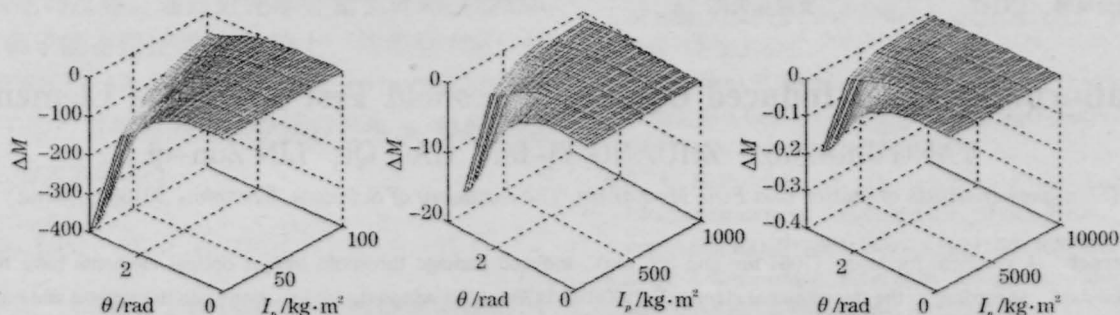


图3 瞄准角与平台转动惯量对系统冗余影响

Fig.3 Influence of pointing angle and platform inertia on system redundancy

由图 2、3 可知对于主转动惯量小于 $100 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 的微小卫星平台,随着粗瞄角度的增加耦合运动引起的粗瞄误差角迅速增大,系统冗余迅速减小。一般通信系统仅提供的冗余,因此对于此类平台必须对耦合运动进行预补偿,保证系统性能。

对于主转动惯量为 $100\sim 1000 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 的小卫星平台,耦合运动引起的粗瞄误差小于 1 mrad ;当瞄准角度小于 $\pi/2$ 时,冗余衰减小于 3 dB ,可以通过调节系统其他参数的方法提高系统冗余进行补偿;当瞄准角度大于 $\pi/2$ 时必须对耦合运动进行预补偿。

对于主转动惯量为大于 $1000 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 的大型卫星平台,耦合运动引起的粗瞄误差小于 0.1 mrad ;冗余衰减小于 0.2 dB ,可忽略不计。

4 结 论

本文从卫星姿态动力学出发,建立了二维转台

与卫星平台的耦合运动模型,并针对星间激光链路粗瞄过程进行了数值仿真,得到耦合运动导致的粗瞄误差的变化规律;最后分析了耦合运动对瞄准过程系统冗余影响,得到以下结论:

1)粗瞄过程中二维转台与卫星平台的耦合运动将导致卫星平台姿态的变化,进而产生粗瞄误差;粗瞄误差与卫星平台转动惯量和二维转台转角有关,具有规律性和可预测性。

2)耦合运动产生的粗瞄误差随平台转动惯量的增加而减小,随瞄准角的增加而增大。

参 考 文 献

- 1 V. W. S. Chan. Optical Space Communications[J]. *IEEE J. Quantum, Electron.* 2002, 6(6): 959-975
- 2 Morio Toyoshima. Optimum intersatellite link design in the presence of random pointing jitter for free-space laser communication system[C]. *SPIE*, 2002, 4635: 95-102