

星地激光通信链路瞄准角度偏差修正及在轨验证

武 凤¹ 于思源² 马仲甜² 马 晶² 谭立英²

(¹ 哈尔滨工业大学理学院物理系, 黑龙江 哈尔滨 150001
² 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 在我国首次星地激光通信链路地面捕获实验初期,由于激光通信终端地面光机装调和整星安装过程中存在的系统误差,在瞄准过程中存在 8 mrad 的瞄准角度偏差,且平均捕获时间大于 40 s,严重影响星地光通信链路捕获性能。基于此,利用立方棱镜坐标系为桥梁,建立了基于坐标变换的卫星本体坐标系与终端基准坐标系的修正变换矩阵,通过地面坐标系测量,最终对光束瞄准角度偏差进行了有效补偿。海洋二号卫星在轨实测结果表明,星地激光通信链路的瞄准偏差由最初的 8 mrad 减小为 0.8 mrad,捕获扫描范围显著缩小,链路平均捕获时间由最初的 40 s 减小到小于 5 s,明显优于国外同类型终端在轨实验性能,对卫星激光通信链路捕获性能的提高具有重大意义。

关键词 光通信;星地激光通信;光束瞄准偏差;坐标变换;偏差修正

中图分类号 TN929.13 **文献标识码** A **doi**: 10.3788/CJL201441.0605008

Correction of Pointing Angle Deviation and In-Orbit Validation in Satellite-Ground Laser Communication Links

Wu Feng¹ Yu Siyuan² Ma Zhongtian² Ma Jing² Tan Liying²

¹ Department of Physics, College of Science, Harbin Institute of Technology, Harbin, Heilongjiang 150001, China

² National Key Laboratory of Tunable Laser Technology, Harbin Institute of Technology, Harbin, Heilongjiang 150001, China

Abstract For the first satellite-ground laser communication links of China, beam pointing deviations are existed due to the coordinate system pointing errors of terminal adjustment and installation. The pointing angle deviation is 8 mrad and the acquisition time is larger than 40 s, which have a serious effect on the acquisition performance. Based on that, the transformation matrix between the satellite coordinate system and the terminal coordinate system is given based on the cubic mirror correction system. At last the correction angles are obtained and the correction of pointing brought by ground station is made. The in-orbit test results of haiyang-2 (HY-2) show that the pointing angle deviation between terminal and ground situation decreases from 8 mrad to 0.8 mrad, the scan area is decreased and the acquisition time of optical communication terminal decreases from 40 s to less than 5 s. The in-orbit experimental results show that this method can be accurate to compensate on the pointing deviations than that of other countries, revising the results to meet the requirements of the laser communications link established.

Key words optical communications; satellite-ground laser communication; beam pointing deviation; coordinate transformation; deviation correction

OCIS codes 060.2605; 140.3295; 350.6090

1 引 言

与微波通信相比,卫星激光通信具有信道容量大、保密性好、功耗低、体积小、重量轻、价格比低等优点。尤其在超大容量长距离数字通信系统中,应

用激光链路比地面光纤、电缆成本低。因此,激光通信是卫星通信的重要发展方向。美国、欧洲和日本等已投入大量人力、资金进行研究,大力发展同步卫星(GEO)之间、低轨卫星(LEO)之间、GEO-LEO和

收稿日期: 2013-09-04; **收到修改稿日期**: 2013-11-07

作者简介: 武 凤(1973—),女,博士研究生,讲师,主要从事卫星光通信系统瞄准捕获跟踪技术和图像处理技术等方面的研究。E-mail: zc139466@126.com

导师简介: 于思源(1974—),男,博士,教授,主要从事卫星激光通信技术方面的研究。E-mail: opa617@126.com

卫星与地面站之间的光通信系统,主要解决空间大容量信息传输的问题,以适应未来信息社会发展需求^[1-4]。在卫星激光通信中激光束宽非常窄,其光束辐射的束散角比微波通信低3~4个数量级,因此,如何提高收发光束的捕获、跟踪、瞄准(ATP)精度是自由空间激光通信系统中的关键技术^[5-6]。

光束瞄准偏差主要由两部分组成:1)地面装调过程中,由于机械及安装方法的不同会造成瞄准位置偏离理想位置的现象,从而导致光束瞄准角度偏差;2)由于机械热形变、应力释放等原因造成卫星终端在轨运行阶段激光通信终端光束瞄准角度偏差^[7-8]。星地激光通信中,为提高捕获概率,通常使用大视场信标光在较大范围内进行捕获扫描。我国首次星地激光通信链路地面捕获实验初期,尽管在地面安装过程中采取一些可行的偏差角度修正方法,缩小了瞄准角度偏差。但在轨运行阶段,由于卫星轨道、卫星姿态漂移和星上热环境变化的影响,光束瞄准角度偏差约8 mrad,与预估的5 mrad相比仍存在较大差别,造成了前期捕获困难^[9-11]。通过本文的方法,实现了对上述光束瞄准偏差进行修正,提高链路捕获性能。

本文对激光通信终端坐标系、卫星本体坐标系以及参考坐标系进行定义;建立了终端坐标系与参考坐标系、参考坐标系与卫星本体坐标系之间光束瞄准偏差关系,根据坐标系变换原理建立了坐标系修正矩阵;根据地面光机轴坐标系和在轨实测数据,利用上述修正矩阵所得修正偏角进行在轨遥控光束瞄准偏差修正,光束瞄准角度偏差由原来的8 mrad缩小到0.8 mrad以内(链路设计指标为5 mrad),星地激光链路平均捕获时间由40 s减小到小于5 s,最大捕获时间小于11 s(研制要求指标为90 s)。由于星上终端的捕获视场为1.5 mrad,对于0.8 mrad的光束瞄准角度偏差,基本不需要进行扫描就可以完成捕获,明显缩短了链路捕获时间,最小捕获时间仅为1 s,远优于国外在轨捕获性能指标。

2 激光通信终端瞄准偏差修正矩阵

2.1 参考坐标系建立

激光通信终端(以下简称终端)主体安装在卫星本体内部,终端坐标系与卫星本体坐标系之间无法建立直接关系,因此,需要第三个坐标系作为坐标系变换的桥梁。本文在终端坐标系和卫星本体坐标系的基础上,建立了安装在终端方位轴上的立方棱镜坐标系(以下简称参考坐标系),如图1所示,实现了

终端坐标系与卫星本体坐标系之间的坐标转换。

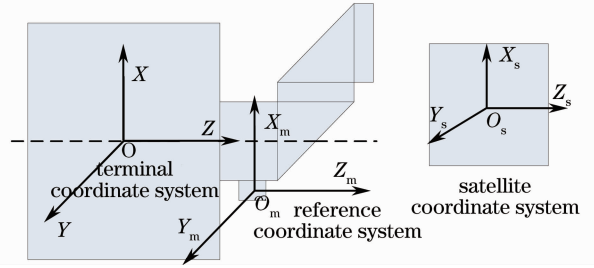


图1 参考坐标系

Fig. 1 Coordinate system of reference

2.1.1 终端坐标系(O-XYZ)

终端坐标系是激光通信终端光学瞄准与机械控制的基础。其坐标系原点O在终端上,Z轴为望远镜主轴方向,X轴为分光片中心至电荷耦合元件(CCD)焦平面中线的矢量方向,Y轴由Z轴和X轴确定的右手系方向确定。激光通信终端在光束瞄准过程中存在的系统误差,已相对该坐标系做了必要的算法修正,因此,可以认为终端坐标系光学器件光束瞄准及电机控制理想无误差。

2.1.2 卫星本体坐标系(O_s-X_s Y_s Z_s)

卫星本体基准立方镜安装在卫星本体上,用载荷瞄准坐标系与卫星本体坐标系之间偏差测量的地面测量和校准。卫星本体坐标系O_s-X_s Y_s Z_s,建立在卫星本体基准立方镜上。坐标原点O_s在卫星本体基准立方镜中心上,Z_s轴方向为卫星指向地心舱板的法线方向,X_s轴方向为卫星在轨运动过程中的切线方向,即沿卫星承力筒轴线方向,Y_s轴方向由X_s轴和Z_s轴确定的右手系方向确定。

2.1.3 参考坐标系(O_m-X_m Y_m Z_m)

在测试过程中,将一个正方体反光棱镜安装于终端方位轴上,称之为终端基准立方镜,如图1所示。当终端在终端坐标系零位时,反射棱镜垂直于方位轴的反射面,沿基准坐标系Z轴的法线方向为参考坐标系的Z_m轴;在垂直于终端方位轴的面内,沿终端坐标系X轴的立方镜安装面的法线方向为参考坐标系的X_m轴;参考坐标系Y_m轴由X_m轴与Z_m轴确定的右手系方向确定。

2.2 卫星本体坐标系与参考坐标系偏差修正矩阵

假定卫星本体坐标系为O_s-X_s Y_s Z_s,参考坐标系为O_m-X_m Y_m Z_m。由O_s-X_s Y_s Z_s到O_m-X_m Y_m Z_m的变换顺序为Z_s → x'_1 → y'_2,首先将O_s-X_s Y_s Z_s绕Z_s轴旋转γ角,得到新的坐标系x'_1 y'_1 z'_1;然后绕该坐标系的x'_1旋转α角,得到坐标系x'_2 y'_2 z'_2;最后,绕该坐标系的y'_2转动β角得到最终的x_1 y_1 z_1坐标系,根据

以上的转动顺序得到相应的坐标系修正矩阵如下：

$$\mathbf{R}_{O-S(312)} = (T_{i,j}), \quad (1)$$

式中 $T_{i,j}$ 为矩阵元素, 具体表述如下：

$$\begin{cases} T_{1,1} = \cos \beta \cos \gamma - \sin \alpha \sin \beta \sin \gamma, \\ T_{1,2} = \cos \beta \sin \gamma + \sin \alpha \cos \beta \cos \gamma, \\ T_{1,3} = -\cos \alpha \sin \beta, \\ T_{2,1} = -\cos \alpha \sin \gamma, \\ T_{2,2} = \cos \alpha \cos \gamma, \\ T_{2,3} = \sin \alpha, \\ T_{3,1} = \sin \beta \cos \gamma + \sin \alpha \cos \beta \sin \gamma, \\ T_{3,2} = \sin \beta \sin \gamma - \sin \alpha \cos \beta \cos \gamma, \\ T_{3,3} = \cos \alpha \cos \beta, \end{cases} \quad (2)$$

则由参考坐标系到卫星本体坐标系的变换矩阵为(1)式的逆矩阵

$$\mathbf{R}_{T-S(312)} = \mathbf{R}_{O-S(312)}^{-1}, \quad (3)$$

那么, 参考坐标系中 X_m 轴在卫星本体坐标系中的矢量形式为

$$\mathbf{x}_{XYZ} = \begin{bmatrix} \cos \beta \cos \gamma - \sin \alpha \sin \beta \sin \gamma \\ \cos \beta \sin \gamma + \sin \alpha \cos \beta \cos \gamma \\ -\cos \alpha \sin \beta \end{bmatrix}. \quad (4)$$

同理, 得到参考坐标系中 Y_m 轴, Z_m 轴在卫星本体坐标系中的矢量形式为

$$\mathbf{y}_{XYZ} = \begin{bmatrix} -\cos \alpha \sin \gamma \\ \cos \alpha \cos \gamma \\ \sin \alpha \end{bmatrix}, \quad (5)$$

$$\mathbf{z}_{XYZ} = \begin{bmatrix} \sin \beta \cos \gamma + \sin \alpha \cos \beta \sin \gamma \\ \sin \beta \sin \gamma - \sin \alpha \cos \beta \cos \gamma \\ \cos \alpha \cos \beta \end{bmatrix}. \quad (6)$$

如果以上修正矩阵中 α, β, γ 三个角度确定, 则可获得坐标系的修正矩阵, 下面对以上三个变换角度的具体数值进行计算。

瞄准坐标系测量结果如(4)~(6)式所示, 矩阵的9个元素分别为参考坐标系中 X_m, Y_m, Z_m 轴正方向与卫星本体坐标系 X_s, Y_s, Z_s 轴正方向之间的夹角, 具体表示如下：

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \theta_{xX} & \theta_{xY} & \theta_{xZ} \\ \theta_{yX} & \theta_{yY} & \theta_{yZ} \\ \theta_{zX} & \theta_{zY} & \theta_{zZ} \end{bmatrix}, \quad (7)$$

式中 θ_{xY} 表示参考坐标系的 X_m 轴与卫星本体坐标系 Y_s 轴之间的夹角, 其他变量同理表示。

对(7)式所示矩阵中每个元素取余弦值

$$\mathbf{R}_S = \begin{bmatrix} \cos \theta_{xX} & \cos \theta_{xY} & \cos \theta_{xZ} \\ \cos \theta_{yX} & \cos \theta_{yY} & \cos \theta_{yZ} \\ \cos \theta_{zX} & \cos \theta_{zY} & \cos \theta_{zZ} \end{bmatrix}, \quad (8)$$

则参考坐标系到卫星本体坐标系的变换矩阵为其转置矩阵。其中参考坐标系中的 X_m 轴在卫星本体坐标系内的向量形式为

$$\mathbf{x}'_{XYZ} = \begin{bmatrix} \cos \theta_{xX} \\ \cos \theta_{xY} \\ \cos \theta_{xZ} \end{bmatrix}, \quad (9)$$

同理 Y_m 轴, Z_m 轴在卫星本体坐标系中的向量形式为

$$\mathbf{y}'_{XYZ} = \begin{bmatrix} \cos \theta_{yX} \\ \cos \theta_{yY} \\ \cos \theta_{yZ} \end{bmatrix}, \quad (10)$$

$$\mathbf{z}'_{XYZ} = \begin{bmatrix} \cos \theta_{zX} \\ \cos \theta_{zY} \\ \cos \theta_{zZ} \end{bmatrix}. \quad (11)$$

通过分析可知(4)~(6)式分别与(9)~(11)式对应, 即存在等式

$$\begin{bmatrix} \cos \beta \cos \gamma - \sin \alpha \sin \beta \sin \gamma \\ \cos \beta \sin \gamma + \sin \alpha \cos \beta \cos \gamma \\ -\cos \alpha \sin \beta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta_{xX} \\ \cos \theta_{xY} \\ \cos \theta_{xZ} \end{bmatrix}, \quad (12)$$

$$\begin{bmatrix} -\cos \alpha \sin \gamma \\ \cos \alpha \cos \gamma \\ \sin \alpha \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta_{yX} \\ \cos \theta_{yY} \\ \cos \theta_{yZ} \end{bmatrix}, \quad (13)$$

$$\begin{bmatrix} \sin \beta \cos \gamma + \sin \alpha \cos \beta \sin \gamma \\ \sin \beta \sin \gamma - \sin \alpha \cos \beta \cos \gamma \\ \cos \alpha \cos \beta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta_{zX} \\ \cos \theta_{zY} \\ \cos \theta_{zZ} \end{bmatrix}. \quad (14)$$

在(12)~(14)式组成的方程组中存在三个未知数, 分别对以上三个方程进行求解。如果卫星本体基准立方镜、终端基准立方镜误差通过测量校正, 可控制在 $1''$ 内, 在理论分析中忽略不计, 那么在总体数据中9个变量是相关的, 仅有三个变量是独立的, 因此可分别对以上三个方程组求解后取平均, 可获得简单数据

$$\begin{cases} \alpha = \arcsin(\cos \theta_{yZ}), \\ \beta = \arctan\left(-\frac{\cos \theta_{xZ}}{\cos \theta_{zZ}}\right), \\ \gamma = \arctan\left(-\frac{\cos \theta_{yX}}{\cos \theta_{yY}}\right). \end{cases} \quad (15)$$

同样由 $O_s-X_sY_sZ_s$ 到 $O-XYZ$ 转换时, 按 $Z \rightarrow x'_1 \rightarrow y'_2$ 的变换顺序进行了坐标系的变换, 即以上各角关系如下：

$$\begin{cases} \alpha_T = \alpha - \eta_y, \\ \beta_T = \beta, \\ \gamma_T = \gamma + \eta_x, \end{cases} \quad (16)$$

式中 η_x, η_y 为参考坐标系 Z_m 面光轴与基准坐标系 Z 轴的夹角, 在上注参数中, 将如(16)式中的三个角度进行上注, 程序中自动生成如下的修正矩阵:

$$\mathbf{R}_{O-S(312)} = (a_{i,j})_{3 \times 3}, \quad (17)$$

通过该矩阵对已经获得的星地相对位置矢量进行变换, 得到在终端坐标系中地面站的精确位置为

$$\mathbf{R}_T = \mathbf{R}_{O-S(312)} \cdot \mathbf{R}_S, \quad (18)$$

式中 \mathbf{R}_S 为卫星本体坐标系中的星地相对位置矢量, \mathbf{R}_T 为终端坐标系相对位置矢量, $\mathbf{R}_{O-S(312)}$ 为两坐标系之间的修正矩阵。

2.3 β 角度修正

在进行主光轴测量, 即对方位轴立方镜与终端主光轴夹角测量中, 方位轴马盘角度为 C_{AZ0} , 测量状态如图 2 所示。

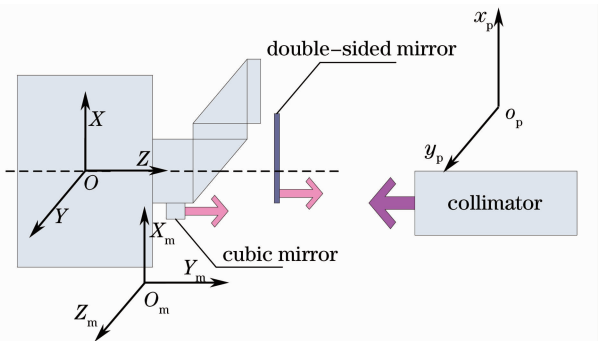


图 2 终端坐标系与参考坐标系测量

Fig. 2 Measurement of terminal and reference coordinate systems

由于条件限制采用终端瞄准机构的压紧状态进行安装状态的测量, 该状态与主光轴测量时的方位轴状态不一致。根据设计要求, 终端相对于主光轴测量的方位轴状态减小 90° , 那么码盘反馈角度值应为 $(C_{AZ0} - \pi/2)$ 。相对于该反馈值, 如果系统返回的马盘数据为 C_{AZ1} , 则应有角度

$$\beta_{CAZ0} = C_{AZ1} - C_{AZ0} + \frac{\pi}{2}, \quad (19)$$

该角度由终端压紧状态偏差造成, 并非卫星本体坐标系与终端坐标系瞄准偏差, 应在测量数据处理后进行剔除修正, 则(15)式修正后为

$$\begin{cases} \alpha = \arcsin(\cos \theta_{yZ}) \\ \beta = \arctan\left(-\frac{\cos \theta_{zZ}}{\cos \theta_{zY}}\right) - \left(C_{AZ1} - C_{AZ0} + \frac{\pi}{2}\right) \\ \gamma = \arctan\left(-\frac{\cos \theta_{yX}}{\cos \theta_{yY}}\right) \end{cases} \quad (20)$$

至此, 可由测量数据及马盘数据计算获得终端

参考坐标系与卫星本体坐标系之间的三个偏角。

3 坐标系偏差测量

3.1 参考坐标系与终端坐标系偏差

如图 2 所示 $O-XYZ$ 为终端坐标系, $O_m-X_mY_mZ_m$ 为参考坐标系, 二维 $o_p-x_p y_p$ 为光管光敏面坐标系。对终端光轴与立方棱镜光轴瞄准偏差进行测量:

1) 方位轴平面镜未进行安装, 利用终端出射光束, 经过双面反射镜后, 反射到终端 CCD 焦平面上, 使终端发射/接收光轴同轴;

2) 摆放光管, 使光管能够同时测量双面反射镜及终端立方棱镜反射回来的光束;

3) 用遮挡器对立方棱镜进行遮挡, 调整光管角度, 观察经过双面反射镜反射的光束在光管焦平面中心偏差, 并记录数据 (x_0, y_0) ;

4) 在不移动光管的前提下, 使用遮挡器对双面反射镜进行遮挡, 在光管焦平面上观察经过终端立方棱镜反射回来的光束, 并记录数据 (x_1, y_1) 。

将坐标系由棱镜所在的坐标系变换为光轴(终端所在的)坐标系。具体如图 3 所示, 当测量得到的相对偏角分别为 (η_x, η_y) , 其中 $\eta_x = (x_1 - x_0)/f$, $\eta_y = (y_1 - y_0)/f$, f 为光管的等效焦距。装星后, 终端坐标系的 X 轴与卫星本体坐标系的 X_s 同向, Y 轴与 $-Z_s$ 轴一致, Z 轴与 Y_s 轴一致。绕 Z_s 轴旋转 η_x , 再绕 X_s 轴旋转 $-\eta_y$, 可获得光学立方镜与终端主光轴之间的夹角, 只要再获得卫星坐标系与立方镜夹角即可。

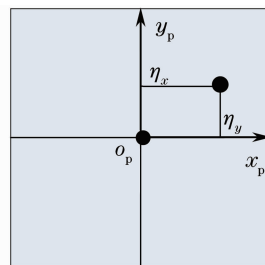


图 3 平行光管光斑示意图

Fig. 3 Schematic diagram of collimator optical spots

3.2 参考坐标系与卫星本体坐标系偏差

如图 4 所示, 两组平行光管(光管 1、2)分别对终端立方镜及卫星本体基准立方镜位置进行测量, 通过光管 3 对光管 1 和 2 的测量结果进行分析计算, 最后可获得终端立方镜与卫星基准立方镜之间的光束瞄准偏差。

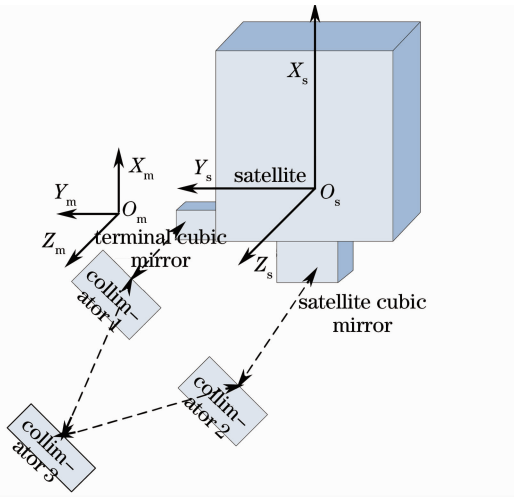


图4 安装偏差测量

Fig. 4 Measurement of installation deviation

4 光束瞄准偏差地面修正及在轨验证

4.1 瞄准偏差地面测量及修正

2010年3月13日,在哈尔滨工业大学空间激光通信研究中心对参考坐标系与终端坐标系之间的光束瞄准偏差进行了地面测量,测量数据如表1所示。

表1 光学主轴角度(双面反射镜,单位:微米)

Table 1 Optical main axis angle
(two-sided mirror, unit: μm)

Measurement point	(x_0, y_0)	(x_1, y_1)
1	(9.8, 17.6)	(158.7, 87.4)
2	(9.7, 17.2)	(158.6, 87.7)
3	(9.8, 18.7)	(158.1, 87.6)
4	(9.6, 18.4)	(158.9, 88.1)
5	(9.2, 18.8)	(159.5, 88.9)
6	(9.0, 18.0)	(160.7, 88.6)
7	(6.9, 18.1)	(158.2, 88.7)
8	(6.9, 18.3)	(157.5, 88.3)
9	(6.5, 18.5)	(157.3, 89.6)
Average value	(8.600, 18.177)	(158.611, 88.322)

光管的等效焦距 $f=2\text{ m}$ 时,参考坐标系 Z_m 面光轴与基准坐标系 Z 轴的夹角为

$$\begin{cases} \eta_x = 0.0007272 \text{ rad}, \\ \eta_y = 0.0003400 \text{ rad}. \end{cases} \quad (21)$$

2011年7月19日,在北京唐家岭卫星总装大厅,在总体精测组的配合帮助下,对海洋二号卫星坐标系与激光通信终端参考坐标系光束瞄准偏角进行了测试,测试结果如表2所示。

表2 卫星本体与终端参考坐标系偏差[单位:(")]

Table 2 Coarse pointing deviations between satellite body and terminal reference coordinate systems [unit: (")]

	X_s	Y_s	Z_s
X_m	0.3472	79.7833	98.0681
Y_m	92.2169	0.2587	91.0265
Z_m	88.9421	88.9473	0.0655

首先,将表2测试获得数据取余弦,代入(15)式中,可得所需坐标变换修正后的三个角度为

$$\begin{cases} \alpha = -0.017910 \text{ rad}, \\ \beta = 0.139440 \text{ rad}, \\ \gamma = -0.0386614 \text{ rad}. \end{cases} \quad (22)$$

已知在终端压紧状态下, $(C_{AZ_0} - \pi/2) = 1.984400 \text{ rad}$,把(21)、(22)式数据,代入到(16)式中,即可获得最终上注参数

$$\begin{cases} \alpha_T = \alpha - \eta_y = -0.018251 \text{ rad}, \\ \beta_T = \beta = -0.130712 \text{ rad}, \\ \gamma_T = \gamma + \eta_y = -0.037934 \text{ rad}. \end{cases} \quad (23)$$

通过对地面装调过程中坐标和光机轴精测数据进行坐标变换补偿,由终端地面安装带来的光束瞄准偏差由最初的 10 mrad 减小到 8 mrad 。

4.2 在轨验证

海洋二号(HY-2)卫星于北京时间2011年8月16日发射升空,实验初期,由于机械热形变和应力释放等原因的存在,导致在星地激光链路地面捕获实验过程中,终端图像探测单元未捕获地面光束,根据终端图像探测单元视场和扫描时间设计,可以认为终端瞄准过程中仍存在大约 8 mrad 的光束瞄准偏差,且平均捕获时间大于 40 s ,严重影响后续的有效通信时间。为此,有必要对终端光束瞄准偏差做进一步的修正。

根据上述海洋二号卫星坐标系与激光通信终端参考坐标系光束瞄准偏角和捕获完成时刻的瞄准角度位置,利用星上计算机获得终端在轨光束瞄准偏差。基于本文提出的坐标修正矩阵方法,利用(15)、(16)式对所测数据进行计算,最终将得到的光束瞄准偏差修正角度(23)式上注到卫星光通信终端,对终端瞄准偏差修正后,瞄准偏差显著减小。图5为进行光束瞄准偏差修正后的瞄准数据。终端光束瞄准偏差范围缩小到 $\pm 0.4 \text{ mrad}$ 之间。上述残留偏差主要是由卫星姿态漂移、轨道测量及平台微振动等不可预测的随机因素产生。

利用坐标变换对瞄准偏差修正后,对终端瞄准

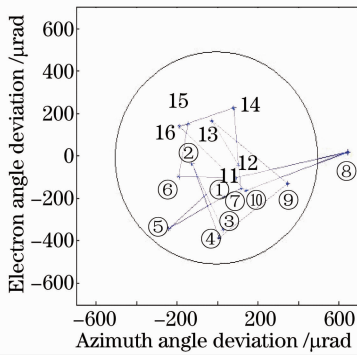


图5 修正后在轨实测瞄准偏差

Fig.5 In-orbit corrected experiments of pointing deviations

角度偏差进行了15次在轨测试。阶段实测结果表明,对海洋二号激光通信链路进行瞄准偏差修正后,平均捕获时间由40 s减小到小于5 s,最大捕获时间小于11 s,有效增加了后续通信数据传输时间,圆满完成激光通信链路各项实验任务。

5 结 论

在低轨道星地激光链路捕获初始阶段,星上终端瞄准坐标系误差及机械热形变等因素会导致终端光轴偏离期望位置。在地面站瞄准过程中,将引起大约8 mrad的瞄准偏差,造成捕获扫描范围增大,链路平均捕获时间大于40 s。以低轨道星地激光链路可连通平均时间5 min为例,上述链路捕获时间将占用13.3%的通信时间。

为保证星地激光链路的建立,提出了一种基于坐标修正矩阵的方法,对终端瞄准坐标系进行修正,并通过海洋二号卫星星地激光链路捕获实验,对修正效果进行了在轨验证。测试结果表明,该方法能有效对终端装调、安装和在轨机械热形变等因素造成的瞄准偏差进行补偿,补偿后残留偏差小于0.8 mrad,捕获校准和调试阶段共开展有效实验17次,完成捕获瞄准角度修正后的10次实验捕获概率达到100%,平均捕获时间为5 s,最大捕获时间为11 s。该在轨修正补偿方法还可推广应用到空间和深空探测链路,通过前期的地面测试校准可有

效缩小捕获不确定范围,对于链路初期捕获性能的提高具有重要意义。

参 考 文 献

- 1 Liu Jingjiang, Huang Yongmei, Fu Chengyu. Tracking and pointing techniques used to ATP system for space optical communication[J]. Opto-Electronic Engineering, 2003, 30(4): 4-7.
- 刘静江, 黄永梅, 傅承毓. 空间光通信 ATP 系统中的跟瞄技术[J]. 光电工程, 2003, 30(4): 4-7.
- 2 Jose Maria Garrido Balsells, Antonio Jurado-Navas, Miguel Castillo-Vazquez, *et al.*. Advantages of solitonic shape pulses for full-optical wireless communication links[J]. Chin Opt Lett, 2012, 10(4): 040101.
- 3 Jiang Huilin, Hu Yuan, Ding Ying, *et al.*. Optical principle research of space laser communication network[J]. Acta Optica Sinica, 2012, 32(10): 1006003.
- 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.
- 4 Qinglong Yang, Liying Tan, Jing Ma. Analysis of Doppler-effect on satellite constellations with wavelength division multiplexing architectures[J]. Chin Opt Lett, 2009, 7(1): 19-22.
- 5 Toni Tolker-Nielsen, Gotthard Oppenhaeuser. In-orbit test result of an operational optical intersatellite link between ARTEMIS and SPOT4, SILEX[C]. SPIE, 2002, 4635: 1-15.
- 6 Zhai Chao, Wu Feng, Yang Qingbo, *et al.*. Simulation research of laser beam atmospheric propagation in free-space optical communication[J]. Chinese J Lasers, 2013, 40(5): 0505004.
- 翟超, 武凤, 杨清波, 等. 自由空间光通信中大气光束传输数值模拟研究[J]. 中国激光, 2013, 40(5): 0505004.
- 7 M Toyoshima, Y Takayama, T Takahashi, *et al.*. Ground-to-satellite laser communication experiments[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2008, 23(8): 10-18.
- 8 D K Borah, D G Voelz. Point error effects on free-space optical communication links in the presence of atmospheric turbulence[J]. J Lightwave Technol, 2009, 27(18): 3965-3973.
- 9 Gao Guochang, Si Lei, Ma Haotong, *et al.*. A beam alignment system based on the imaging system of defocus gratings[J]. Acta Optica Sinica, 2013, 33(s1): s112005.
- 高国昌, 司磊, 马浩统, 等. 基于散焦光栅成像装置的光束对准系统[J]. 光学学报, 2013, 33(s1): s112005.
- 10 Shichen Wu, Liying Tan, Siyuan Yu, *et al.*. Effect of plane-mirror installation errors on pointing errors in periscope-type satellite optical communication terminals[J]. Journal of Russian Laser Research, 2012, 33(4): 310-318.
- 11 Hou Junfeng, Wang Dongguang, Deng Yuanyong, *et al.*. Mueller matrix ellipsometer based on nonlinear least squares fitting method[J]. Chinese J Lasers, 2013, 40(4): 0408004.
- 侯俊峰, 王东光, 邓元勇, 等. 基于非线性最小二乘拟合法的 Mueller 矩阵椭圆偏仪[J]. 中国激光, 2013, 40(4): 0408004.

栏目编辑:王晓琪