

文章编号 1004-924X(2008)07-1190-06

飞机-地面间激光通信天线的初始对准

赵馨, 王世峰, 佟首峰, 韩成, 姜会林
(长春理工大学, 吉林 长春 130022)

摘要:提出了对飞机-地面间激光通信系统天线视轴进行初始对准的方法。论证了系统的硬件组成和算法原理,对实验数据进行了分析。应用 GPS、INS 等器件测定通信双方的位置、姿态等参数,通过坐标转换矩阵解算了通信双方互指的方位角和俯仰角。给出了距离为 12.5 km 两个通信点上的模拟初始对准实验数据,实现了视轴初始对准,确定了捕获不确定区域大小为 35 mrad。实验表明,该系统可实现通信视轴初始对准,为天线扫描打下基础。

关键词:激光通信;视轴初始对准;不确定区域;坐标转换

中图分类号:TN929.1 **文献标识码:**A

Initial alignment of antenna for laser communication system between aircraft and ground station

ZHAO Xin, WANG Shi-feng, TONG Shou-feng, HAN Cheng, JIANG Hui-lin

(Changchun University of Science and Technology, Changchun 130022, China)

Abstract: In order to solve initial alignment of antenna for laser communication system between an aircraft and a ground station, the composition and algorithm theory of an antenna alignment system were demonstrated in detail, and the experimental data were analyzed. The parameters of position and attitude of communication terminals were obtained using GPS, INS and etc, the azimuth and elevation essential to antenna alignment of two terminals were obtained by coordinate conversion. By doing an experiment between two pots of 12.5 km distances, the data of initial alignment of antenna were given, and the initial alignment of antenna was completed. Experiment shows the area of uncertainty is 35 mrad, which will be the foundation of antenna scanning.

Key words: laser communication; initial alignment of antenna; area of uncertainty; coordinate conversion

1 引言

目前美国、欧洲、日本等国都已经制定了各国的激光通信计划,包括飞机-地面、飞机-飞机、飞

机-卫星间以及临近空间等,我国也在积极开展激光通信理论论证及相关实验。激光的高度相干性和空间定向性,决定了空间激光通信与射频(RF)通信相比在许多方面优势明显,如抗干扰能力强、安全性好、设备体积小、重量轻、频谱不受管

收稿日期:2007-10-11;修订日期:2008-01-22.

基金项目:国家 863 高技术研究发展计划基金资助项目

制、功耗低、系统机动性强、造价低、透明传输协议等;但同时也存在着大气衰减严重、大气信道随机性强、精确对准和保持难度大等问题。激光通信中 APT 系统(捕获、对准、跟踪)就是为了解决上述问题而设计的。APT 系统是实现空间激光通信系统的前提和保障,捕获是开环捕获过程,包括天线初始对准和天线扫描 2 个主要过程,通信终端通过位置和姿态传感器获得相应的参数,结合坐标转换矩阵解算旋转方位角和俯仰角,通过伺服控制完成天线初始对准。从目前国外报道的激光通信技术看,星载激光通信终端可通过星历表和星敏感器获得位置和姿态参数,而机载终端可通过 GPS 和陀螺获得此参数^[1-2]。考虑目前国内外激光通信主要向临近空间悬浮平台及无人机方面发展,GPS 和陀螺的结合应用无疑将成为今后技术的主流。本文使用 GPS、INS 完成了相关参数测量,通过坐标转换矩阵完成方位角和俯仰角解算,实现天线视轴初始对准,确定捕获不确定区域大小,为天线扫描打下基础。

2 激光通信系统组成

一个完整的通信终端主要由 4 个部分构成:光源子系统,发射与接收子系统,信号调制、解调、探测子系统,APT 子系统,其结构关系如图 1 所示:

由于激光通信是点对点之间通信,通信开始

前需要将激光通信天线视轴旋转到一个特定的区域,以便完成 2 个通信视轴初始对准,这个特定的区域称为捕获不确定区域。2 个通信视轴能否正确地旋转到这个不确定区域是通信能否实现的前提条件,不确定区域的大小是扫描时间的长短关键所在^[3-5]。本文所要解决的问题就是视轴的旋转及不确定区域大小的确定。

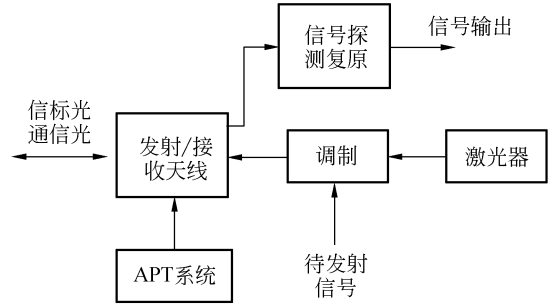


图 1 激光通信系统终端构成

Fig. 1 Block diagram of laser communication system

3 初始对准系统组成

飞机-地面间激光通信系统初始对准系统由飞机终端和地面终端 2 个部分组成,主要器件有 PDL 电台、GPS、INS、PC104 计算机、数控二维转台等。通信开始阶段,机载终端通过射频电台将自身的位置、速度、时间参数发送给地面终

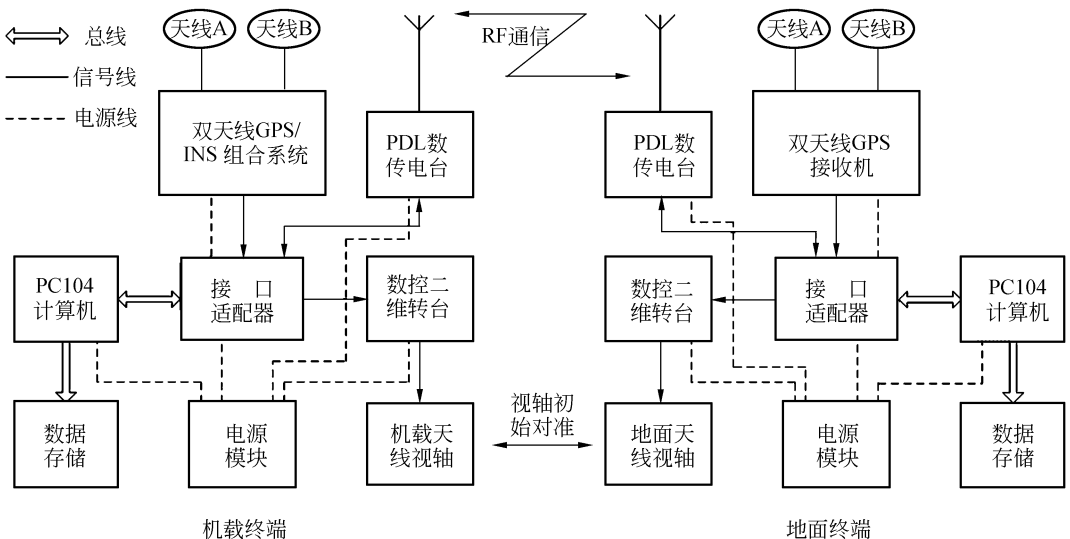


图 2 初始对准系统构成框图

Fig. 2 Block diagram of initial alignment of antenna

端,地面终端通过射频电台将自身的位置和时间参数发送给机载终端。通信双方在严格时统条件下,经过各自的坐标转换矩阵求解出指向对方的方位角和俯仰角值,通过控制各自的二维转台旋转相应的角度将通信视轴旋转到不确定区域,完成视轴初始对准。再通过天线扫描技术来实现通信视轴精确对准,完成 APT 的捕获过程^[6-7]。其结构如图 2 所示。

4 算法原理

视轴的旋转角实际上是相对于自身坐标系的水平角和俯仰角,通常开始时刻将视轴指向真北方向并和真北平行来作为零位,即水平角和俯仰角归零。工作时通过各自的仪器获取相应的位置和姿态等参数,使用各自的坐标转换矩阵解算旋转角度参数,将此角度参数送给伺服系统,通过控制系统实现通信视轴旋转到不确定区域,实现视轴初始对准,图 3 为视轴对准原理图。

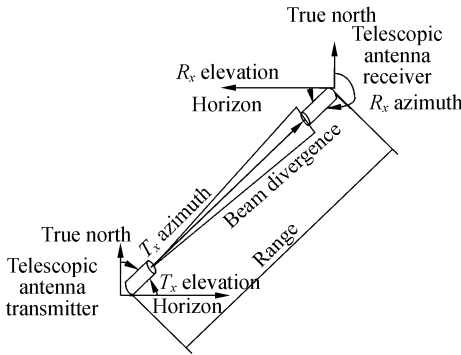


图 3 视轴对准原理图

Fig. 3 Scheme of initial alignment of antenna

4.1 坐标系统

算法中需要用到的坐标系统如下:WGS-84 坐标、北东天坐标、载体坐标、视轴坐标系。

(1)WGS-84 坐标系 e :GPS 定位系统专用坐标系。其坐标原点是地球质心, z 轴指向 BIH1984.0 定义的协议地极(CTP)方向, x 轴指向 BIH1984.0 的零度子午面和 CTP 赤道的交点, y 轴和 z 、 x 轴构成右手坐标系。

(2)北东天坐标系 n :导航常用坐标系,其原点设在站心或载体中心, y 轴为地理真北方向(北); x 为地球自转切向(东), z 轴垂直与水平

面,并指向上(天),右手系。

(3)载体坐标系 b :原点在飞行器中心, x 轴沿飞行器横轴向右(即指向前进路线的右方), y 轴沿飞行器纵轴向前(即指向前进方向), z 轴垂直于 x 轴和 y 轴,并构成右手坐标系。

(4)视轴坐标系 r :通信天线视轴坐标系,原点设在载机上,并与北东天坐标系和载体坐标系同心; r (range) 沿通信天线光学视轴方向,为距离方向指向, e (east)、 d (down) 是与 r 轴垂直的一对正交轴; r 、 e 、 d 三轴依次按食指、中指和拇指顺序构成右手坐标系。

4.2 解算过程

通信双方一旦接收到射频传来的相关信息便可通过如下坐标转换过程实现各自视轴旋转方位角和俯仰角的解算,见图 4、5。

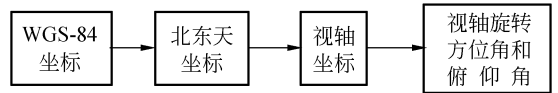


图 4 地面终端解算过程

Fig. 4 Solution process of ground terminal



图 5 机载终端解算过程

Fig. 5 Solution process of aircraft terminal

在系统设计时,一般考虑北东天坐标和视轴坐标重合,这样可以省略一个坐标转换步骤,如果 2 个坐标系统不重合的话,需要考虑它们之间的坐标转换矩阵。地面终端将自身的位置信息与机载终端的位置信息结合可完成解算,机载终端不但需要知道本身位置及地面终端的位置信息还需要结合本身的姿态信息才能完成解算,故在器件选取时地面终端选用双天线 GPS,而机载终端选用双天线 GPS/INS 组合系统来完成上述参数的测量。

4.3 旋转方位角和俯仰角解算

4.3.1 大地参心坐标与直角坐标转换

这项转换需将 GPS 获得的经纬度和高程值转换为直角坐标值,即按大地参心坐标与大地直角坐标之间转换关系进行转换即可,椭球需参照 WGS-84 椭球模型。公式如下:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (N+H)\cos B\cos L \\ (N+H)\cos B\sin L \\ (N(1-e^2)+H)\sin B \end{pmatrix}, \quad (1)$$

式中, $N = \frac{a}{\sqrt{1-e^2(\sin B)^2}}$; a 为椭球长半径, $a = 6\,378\,137$ m(WGS-84 坐标系); e^2 为第一偏心率的平方, $e^2 = 0.006\,694\,379\,995$ 。 B, L, H 为 GPS 获得的经纬度和高程值。

4.3.2 WGS-84 坐标转换到北东天坐标转换矩阵

WGS-84 坐标转换到北东天坐标, 转换需要使用经纬度值, 其值可以通过 GPS 测出, 其转换

$$C_n^b = \begin{pmatrix} \cos r\cos y - \sin r\sin p\sin y & \cos r\sin y + \sin r\sin p\cos y & -\sin r\cos p \\ -\cos p\sin y & \cos p\cos y & \sin p \\ \sin r\cos y + \cos r\sin p\sin y & \sin r\sin y - \cos r\sin p\cos y & \cos p\cos r \end{pmatrix}, \quad (3)$$

姿态角由 GPS、INS 联合给出。

4.3.4 视轴旋转方位角 α 、俯仰角 β

经上述坐标转换后即可给出载体坐标系下的坐标值 x, y, z , 利用 3 个坐标值即可完成解算, 公式如下:

$$\alpha = 180 \times \arctan(x/y) / \pi, \quad (4)$$

$$\beta = 180 \times \arctan(z/\sqrt{x^2+y^2}) / \pi, \quad (5)$$

旋转方向符号规定: 水平角: 顺时针为正, 逆时针为负; 俯仰角: 向上为正, 向下为负。具体旋转方向见表 1。

表 1 旋转角大小及方向

Tab.1 Values and directions of rotation angles

| 象限 | 水平旋转角/(°) | 俯仰旋转角/(°) |
|-----------------------|----------------|-----------|
| $x > 0; y > 0; z > 0$ | α | β |
| $x > 0; y > 0; z < 0$ | α | $-\beta$ |
| $x < 0; y < 0; z > 0$ | $\alpha - 180$ | β |
| $x < 0; y < 0; z < 0$ | $\alpha - 180$ | $-\beta$ |
| $x > 0; y < 0; z > 0$ | $180 - \alpha$ | β |
| $x > 0; y < 0; z < 0$ | $180 - \alpha$ | $-\beta$ |
| $x < 0; y > 0; z > 0$ | $-\alpha$ | β |
| $x < 0; y > 0; z < 0$ | $-\alpha$ | $-\beta$ |

矩阵为:

$$C_e^c = \begin{pmatrix} -\sin L & \cos L & 0 \\ -\sin B\cos L & -\sin B\sin L & \cos B \\ \cos B\cos L & \cos B\sin L & \sin B \end{pmatrix}, \quad (2)$$

式中, B 为纬度, L 为经度。

4.3.3 北东天坐标转换到载体坐标转换矩阵

将北东天坐标系绕 z 轴旋转横滚角 yaw, 绕旋转后的 x 轴旋转俯仰角 pitch, 绕旋转后的 y 轴旋转方位角 roll 即可实现转换^[8], 转换矩阵如式 (3) 所示:

5 实 验

在距离为 12.5 km 左右的 2 个点上基于以上系统组及相关原理做如下模拟仿真实验, 实验原理如图 6 所示, 机载终端使用数控三维转台模拟飞机的运动姿态。双端使用经纬仪模拟通信视轴, 同时将经纬仪读出的俯仰角和水平角值作为二维转台真值, 用于检验经上述转换原理解算出的俯仰角和航向角的正确与否, 即经纬仪旋转的俯仰角、方位角大小和方向与坐标转换矩阵解算的值如果相等, 即可验证上述原理为正确的。同时将坐标转换矩阵解算值与经纬仪读出值做差以确定捕获不确定区域大小。实验时应该尽量使 GPS 的主天线靠近经纬仪, 以便减小测量误差。

实验开始前, 地面终端需将经纬仪调平, 同时使其视轴指向真北方向(由双天线 GPS 系统给出); 机载终端需将三维转台的俯仰角, 航向角, 横滚角清零(由 GPS/INS 系统给出), 经纬仪调平, 经纬仪视轴指向真北。表 2、3 给出了实验数据。

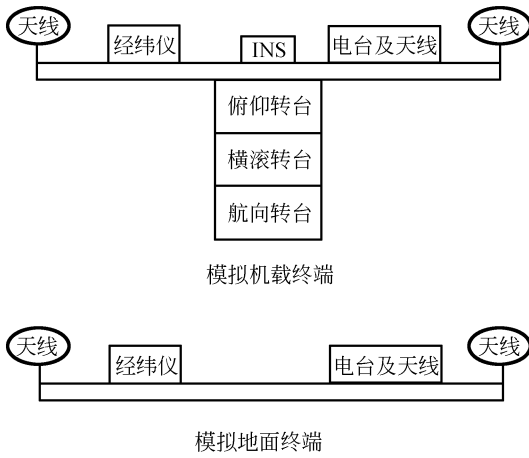


图 6 模拟实验原理简图

Fig. 6 Scheme of simulation experiment

地面终端的通信点位置是静止,因此给出一组实验数据。而机载终端由于有姿态角的引入,故给出 7 组实验数据。通过以上数据可知,经纬仪旋转的方位角和俯仰角值与坐标转换矩阵的解

算值基本相同,即实际系统中通信视轴的旋转方向和大小是正确的。同时,地面终端由于没有姿态引入,相应的不确定区域较小,而机载终端则由于飞机运动姿态角的原因使不确定区域较大,俯仰角最大差值为 0.227° ,航向角最大差值为 1.699° 。综合考虑其他因素影响,将飞机-地面间激光通信捕获不确定区域确定为 2° ,约 35 mrad 是合适的。如果在通信中将扫描天线视轴的接收视场角选为 15 mrad 的话,经过 3×3 矩阵扫描即可实现通信视轴精确对准。在系统实际工作过程中,应该选用更新速率高的 GPS 系统,一般应该为 20 Hz 以上。双方系统通过 PDL 电台实时相互传送姿态、位置、速度、时间信息,通过实时的坐标转换保证通信双方的视轴是随动指向的,即 2 个通信视轴是实时地指向不确定区域的。系统应该严格保持 GPS 时间统一,在扫描信号下,双方开始扫描。同时设计需要加入由于飞机的运动而引起的速度补偿,飞机速度通过 GPS 获得,并传送到地面的。

表 2 地面终端实验数据

Tab. 2 Experimental data of ground terminal

| 纬度/ $^{\circ}$ | 经度/ $^{\circ}$ | 高程/m | 俯仰计算值/ $^{\circ}$ | 俯仰观测值/ $^{\circ}$ | 航向计算值/ $^{\circ}$ | 航向观测值/ $^{\circ}$ |
|----------------|----------------|--------|-------------------|-------------------|-------------------|-------------------|
| 125.454 776 | 43.790 225 | 283.83 | -0.109 2 | -0.258 | 108.315 8 | 107.846 |

表 3 机载终端实验数据

Tab. 3 Experimental data of aircraft terminal

| 纬度/ $^{\circ}$ | 经度/ $^{\circ}$ | 高程/m | 横滚角/ $^{\circ}$ | 俯仰角/ $^{\circ}$ | 航向角/ $^{\circ}$ | 俯仰计算值/ $^{\circ}$ | 俯仰观测值/ $^{\circ}$ | 航向计算值/ $^{\circ}$ | 航向观测值/ $^{\circ}$ |
|----------------|----------------|---------|-----------------|-----------------|-----------------|-------------------|-------------------|-------------------|-------------------|
| 125.309 324 97 | 43.829 437 3 | 295.478 | -0.23 | 0.00 | 359.54 | -0.324 4 | -0.352 | 110.828 9 | 112.528 |
| 125.309 330 27 | 43.829 446 7 | 296.269 | -3.00 | 5.48 | 359.66 | -0.969 1 | -1.092 | 110.915 9 | 112.306 |
| 125.309 334 88 | 43.829 443 2 | 296.416 | -3.06 | 6.10 | 9.13 | -1.909 1 | -1.762 | 101.522 2 | 102.883 |
| 125.309 336 70 | 43.829 440 9 | 296.374 | -3.16 | 6.02 | 16.81 | -2.875 6 | -2.648 | 93.890 3 | 95.385 |
| 125.309 334 43 | 43.829 436 4 | 296.665 | -6.53 | 10.23 | 16.99 | -5.924 2 | -6.064 | 94.528 1 | 95.003 |
| 125.309 337 85 | 43.829 437 3 | 296.846 | -6.76 | 10.05 | 29.57 | -8.2961 | -8.365 | 82.053 9 | 82.754 |
| 125.309 340 92 | 43.829 434 5 | 297.163 | -7.20 | 9.78 | 51.21 | -11.252 2 | -11.140 | 60.256 8 | 60.625 |

6 结 论

以上分析可知,对于飞机-地面间激光通信系统,采用 GPS、INS 器件给出的参数信息是能够实现天线初始对准的。借助经纬仪确定了捕获不

确定区域为 35 mrad ,为飞机-地面间激光通信系统的理论论证及实际建立打下基础。将本系统的硬件组成适当改动,还可应用于其他激光通信系统的视轴初始对准,如将地面终端中的双天线 GPS 器件,换为 GPS/INS 组合器件,则更换后的系统便可应用于飞机-飞机间视轴初始对准。

参考文献:

- [1] LU G, LU Y M, DENG T P, *et al.*. Automatic alignment of optical beam based GPS for free-space laser communication system[J]. *SPIE*, 2004, 5160: 432-438.
- [2] WANG J, KAHN J M. Acquisition in short-range free-space optical communication[J]. *SPIE*, 2002, 4873: 121-132.
- [3] LI Y SH, HAZEM R, JAMES J S, *et al.*. Positioning and tracking control system analysis for mobile freespace optical network[J]. *SPIE*, 2005, 5892: 1-12.
- [4] HARRISA A, SLUSS J J, REFAIA H H, *et al.*. Atmospheric turbulence effects on a wavelength diversified ground-to-UAV FSO link[J]. *SPIE*, 2006, 6105: 1-11.
- [5] 邵兵, 孙立宁, 曲东升, 等. 自由空间光通信 ATP 系统中精瞄偏转镜的设计[J]. *光学精密工程*, 2006, 14(1): 43-47.
SHAO B, SUN L N, QU D SH, *et al.*. Design of fine pointing tip / tilt mirror of ATP system for free space optical communication[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2006, 14(1): 43-47. (in Chinese)
- [6] LIEBE C C, BROWN K, UDOMKESMALEE S, *et al.*. VIGIL-a GPS based target-tracking system[J]. *SPIE*, 1998, 3365: 12-21.
- [7] 李岷, 马军, 周兴义. 机载光电稳定平台检测技术的研究[J]. *光学精密工程*, 2006, 14(5): 847-852.
LI M, MA J, ZHOU X Y. Study of measurement technique on airborne photoelectric stabilized platform[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2006, 14(5): 847-852. (in Chinese)
- [8] 王家骐, 金光, 颜昌翔. 机载光电跟踪测量设备的目标定位误差分析[J]. *光学精密工程*, 2005, 13(2): 105-116.
WANG J Q, JIN G, YAN CH X. Orientation error analysis of airborne opto-electric tracking and measuring device [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2005, 13(2): 105-116. (in Chinese)

作者简介: 赵馨(1977—), 男, 吉林长春人, 在读博士研究生, 讲师, 主要从事光电检测、APT 系统开环捕获等方面的研究。E-mail: gps.ins@163.com

●下期预告

基于 MEMS 的数字式太阳敏感器光学系统设计

江洁, 温志明, 张广军, 樊巧云

(北京航空航天大学精密光机电一体化技术教育部重点实验室, 北京 100083)

为数字式太阳敏感器设计了一种光学系统。从标量的菲涅尔-基尔霍夫衍射理论出发, 建立基于圆孔结构的数字式太阳敏感器光学系统成像模型, 在计算机上实现光学系统的数值仿真, 并根据数值仿真的结果进行光学系统参数的设计。该光学系统参数为: 距离 4 mm, 圆孔半径 50 μm , 孔间距 700 μm 。针对所设计的光学系统, 利用太阳模拟器完成了地面实验, 实验结果表明, 光学系统设计合理, 能满足微小卫星对敏感器小型化、高精度的要求。