

动态空间激光通信系统视轴初始指向建模及验证

赵 馨¹ 刘云清² 佟首峰³

¹ 长春理工大学光电工程学院, 吉林 长春 130022
² 长春理工大学电子信息工程学院, 吉林 长春 130022
³ 长春理工大学空间光电技术研究所, 吉林 长春 130022

摘要 捕获、对准、跟踪系统是空间激光通信重要组成部分,是通信正常进行的前提与保障。针对捕获系统中的初始指向内容进行了详细研究,给出初始系统指向系统模型,应用坐标转换矩阵补偿由于位置不同、姿态变化、安装基准轴差异、初始零位不一致等对初始指向方位角和俯仰角的影响。提出初始指向系统视轴标校方法,根据误差分析方法确定了指向精度及捕获不确定区域大小。在飞机-飞机动态演示实验中,应用双天线全球定位系统/捷联导航系统(GPS/INS)组合器件实时得到位置、姿态等参数,实现初始指向系统性能测试。借助观靶相机实际测量本系统捕获不确定区域大小为 10 mrad,与理论分析结果基本一致。

关键词 光通信; 视轴初始指向; 坐标转换; 不确定区域; 双天线全球定位系统/捷联导航系统

中图分类号 TN929.1 **文献标识码** A **doi**: 10.3788/CJL201441.0505009

Line-of-Sight Initial Alignment Model and Test in Dynamic Space Laser Communication

Zhao Xin¹ Liu Yunqing² Tong Shoufeng³

¹ School of Opto-Electronic Engineering, Changchun University of Science and Technology, Changchun, Jilin 130022, China
² School of Electronic and Information Engineering, Changchun University of Science and Technology, Changchun, Jilin 130022, China
³ Institute of Space Photo-Electronic Technology, Changchun University of Science and Technology, Changchun, Jilin 130022, China

Abstract Acquisition, pointing, and tracking is an important component in space laser communication. It is the premise and guarantee to normal work. Line-of-sight initial alignment is researched in detail and initial alignment model is proposed. Coordinate conversion method is used to solve alignment affect to azimuth and pitch angle, by compensating position change, attitude varying, difference to installation datum, initial zero inconsistent. Calibration method on initial alignment line-of-sight is proposed. Acquisition uncertain area and alignment accuracy are determined according to error theory. In dynamic aircraft to aircraft, the initial alignment performance is tested by using the parameters of position, attitude provided by double antenna global position system/inertial navigation system (GPS/INS). Area of uncertainty measured by observation camera is 10 mrad and it is consistent with theoretical analysis results.

Key words optical communications; initial alignment; coordinate conversion; area of uncertainty; double antenna global position system/inertial navigation system

OCIS codes 060.4510; 030.7060; 010.1330; 040.1520

收稿日期: 2013-11-13; 收到修改稿日期: 2014-01-03

基金项目: 国家 863 计划(2012AA0042)

作者简介: 赵 馨(1977—),男,博士,副教授,主要从事空间激光通信、光电检测等方面的研究。

E-mail: gps.ins@163.com

本文电子版彩色效果请详见中国光学期刊网 www.opticsjournal.net

1 引 言

空间激光通信系统由于具有高速率、体积小、低功耗、安全性能好、无带宽限制等诸多优点,使其在商业、民用、军事等领域具有广泛应用前景^[1]。捕获、对准、跟踪(APT)子系统是空间激光通信系统的重要组成部分,是空间激光通信正常进行的前提与保障^[2-3]。2001年11月,SPOT-4低轨卫星搭载的第一代激光通信终端与ARETMIS高轨卫星搭载激光通信终端首次建立星间通信链路,完成对APT系统性能验证^[4]。视轴初始指向是APT系统开始工作的第一步,因而具有重要意义。文献^[5]研究地面静止点间通信系统捕获技术,并给出了两个静止通信终端视轴初始指向模型;文献^[6]借助全球定位系统(GPS)实现视轴初始指向,由于设计不完善,指向、捕获不具有实时功能;文献^[7]针对激光通信链路和网络,结合运动GPS和自身传感器提出了一种精密视轴指向方法;文献^[8]使用捷联导航器件(INS)与GPS相结合作为初始指向系统传感器,对系统组成原理、指向误差、捕获时间等进行了分析,并完成部分测试实验;文献^[9]实现了飞机-地面间激光通信实验,并给出了一种视轴指向误差修正方法。

通过上述内容可知,视轴初始指向是空间激光通信系统中一项关键技术,本文对指向系统特点、原理、组成等进行研究,给出普适指向模型及视轴修正方法,并在飞机-飞机动态激光通信演示实验中完成指向性能及指向精度的验证。

2 空间激光通信系统

空间激光通信系统按其通信模式可以分为强度调制/直接检测(IM/DD)和相干通信方式两种。其基本通信流程如图1所示。由图1可以看出,由于两种方式所采用的通信体制不一样,其基本流程也不一致。IM/DD体制采用信标光和通信光体制,即存在粗信标光、精信标光、通信光,只有在实现稳定粗精跟踪后,才会发射通信光。而相干体制采用无信标光,用通信光完成捕获、通信^[1,10-11]。因此,二者在结构、组成、捕获、跟踪、通信等方面都有差异。但是,其初始指向部分没有任何差异,都是通信视轴从零位开始转动,到指向通信对方所在不确定区域(FOU)的过程。基本示意图如图2所示。原理是在己方位置、己方姿态,对方位置已知情况下,通信双方在完全时统的条件下,使用坐标转换计算视轴互指的方位角和俯仰角,将此角度信息驱动转台带

动视轴从初始零位开始旋转,指向对方。高精度的位置、姿态、速度、时间参数获取是关键。星载终端可以通过星历表、自身姿态传感器获得上述信息。其他平台则需通过专门设备获得。

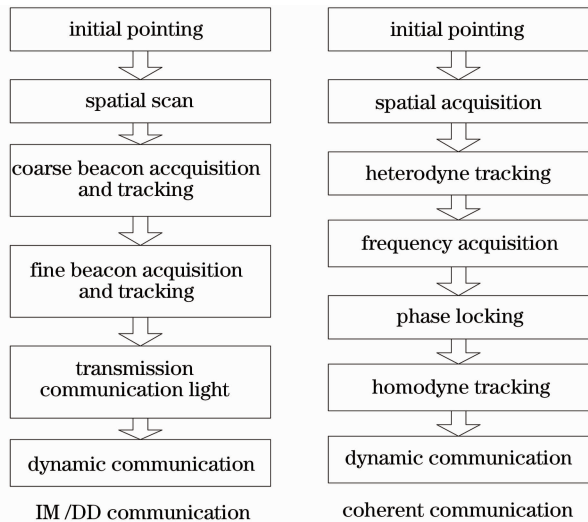


图1 两种通信方式流程图

Fig. 1 Flow chart of two communication modes

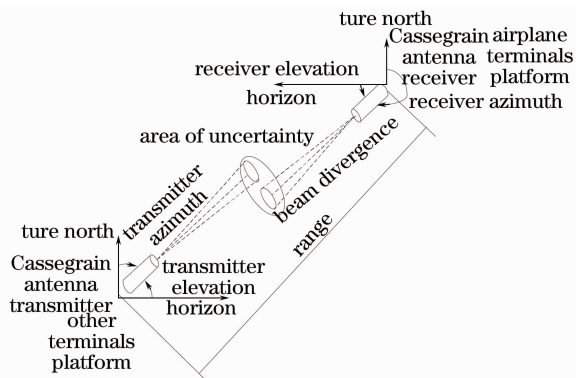


图2 初始指向示意图

Fig. 2 Schematic diagram of initial alignment

3 视轴初始指向建模及标校

3.1 初始指向建模

初始指向建模经过一系列坐标转换过程,最终给出视轴相对于自身初始零位所需要旋转的方位角和俯仰角。在这个过程中需要实时补偿由于载体(飞机、船舶、卫星等)位置、姿态(航向角、横滚角、俯仰角)变化对指向系统的影响,同时系统安装角度差异、初始零位差异等也需要补偿。所有上述补偿都是通过坐标转换矩阵实现的。应用坐标转换矩阵需要明确坐标系统的个数、各个坐标系之间的先后顺序、旋转角正负标准,且各个坐标系之间要使用同一标准,即都为左手系或者右手系^[12-13]。

3.1.1 选用坐标系

WGS-84 坐标系 e: 坐标原点为地球质心, Z_e 轴指向 BIH1984.0 定义的协议地极 (CTP) 方向, X_e 轴指向 BIH1984.0 的零度子午面和 CTP 赤道的交点, Y_e 轴和 Z_e 、 X_e 轴构成右手坐标系。

北东天 (NEU) 坐标系 n: 坐标原点自设, 一般设置与测试坐标系同原点, y_n 轴为地理真北方向 (北); x_n 为地球自转切向东, z_n 轴垂直水平面向上 (天), 右手系。

测量坐标系 b: 由使用的测试仪器决定, 原点设置在测试仪器中心, x_b 轴沿测试仪器横轴向右, y_b 轴沿测试仪器纵轴向前, z_b 轴垂直 x_b 轴和 y_b 轴, 构成右手坐标系 (不同厂家生产的测试仪器, 坐标轴方向规定会存在差异)。

基台坐标系 a: 原点在基台中心, x_a 轴沿基台横轴向右, y_a 轴沿基台纵轴向前, z_a 轴垂直 x_a 轴和 y_a 轴, 构成右手坐标系。

视轴坐标系 r: 原点光学天线中心, y_r 轴沿通信天线光学视轴方向, 为距离方向指向; x_r, z_r 是与 y_r 轴垂直的一对正交轴; x_r, y_r, z_r 三轴依次按食指、中指、拇指顺序构成右手坐标系。

各个坐标系的旋转角规定: 顺时针为正, 逆时针为负。坐标系及坐标旋转角如图 3 所示。

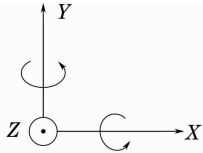


图 3 坐标系及旋转角

Fig. 3 Coordinate system and rotation angle

3.1.2 坐标转换顺序与转换矩阵

视轴最终旋转角是在视轴坐标系下定义的, 其旋转角可以表示为

$$\begin{cases} \alpha_r = 180^\circ \times \arctan(x_r/y_r)/\pi \\ \beta_r = 180^\circ \times \arctan(z_r/\sqrt{x_r^2 + y_r^2})/\pi \end{cases}, \quad (1)$$

式中 α_r, β_r 分别为转台旋转方位角和俯仰角, (x_r, y_r, z_r) 为对方坐标点 (WGS-84 下的坐标) 在己方视

轴坐标系下的坐标。要获得 (x_r, y_r, z_r) 在视轴坐标系下的位置坐标需要经过一系列坐标转换, 过程如图 4 所示。

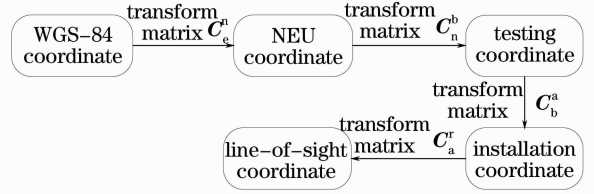


图 4 坐标转换过程

Fig. 4 Coordinate conversion process

1) 大地坐标到直角坐标转换: 需要将经纬度、高程值转换为直角坐标值, 椭球参数按 WGS-84 椭球模型选取。其转换公式如下:

$$\begin{Bmatrix} X_e \\ Y_e \\ Z_e \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} (N+H) \cos B \cos L \\ (N+H) \cos B \sin L \\ [N(1-e^2)+H] \sin B \end{Bmatrix}, \quad (2)$$

式中 $N = \frac{a}{\sqrt{1-e^2(\sin B)^2}}$; $a = 6378137$ m 为椭球长半径; $e^2 = 0.006694379995$ 为椭球第一偏心率平方; B, L, H 为实时获得的经纬度和高程值。

2) WGS-84 坐标转换到北东天坐标转换矩阵 C_e^n : 由于是运动中实现视轴指向, 需要实时补偿载体位置的改变对指向系统的影响, 将 WGS-84 坐标实时转换为北东天坐标可完成补偿功能。其转换矩阵可以表示为

$$C_e^n = \begin{bmatrix} -\sin L & \cos L & 0 \\ -\sin B \cos L & -\sin B \sin L & \cos B \\ \cos B \cos L & \cos B \sin L & \sin B \end{bmatrix}, \quad (3)$$

式中 B, L 值为北东天坐标系坐标原点经纬度值, 此值由测试仪器给出。

3) 北东天坐标转换到测试坐标转换矩阵 C_n^b : 运动中实现视轴指向不但涉及位置变化, 还涉及到姿态变化, 运载体的航向角、俯仰角、横滚角是实时变化的, 需要对其进行补偿, 姿态变化补偿通过如下矩阵实现:

$$C_n^b = \begin{bmatrix} \cos r \cos y - \sin r \sin p \sin y & \cos r \sin y + \sin r \sin p \cos y & -\sin r \cos p \\ -\cos p \sin y & \cos p \cos y & \sin p \\ \sin r \cos y + \cos r \sin p \sin y & \sin r \sin y - \cos r \sin p \cos y & \cos p \cos r \end{bmatrix}, \quad (4)$$

式中 y, p, r 分别代表测试仪器获得的当前航向角、俯仰角、横滚角。如果测试坐标系与载体坐标系

(例如飞机载体坐标系) 重合, 这三个角度值也表示载体当前的姿态。

4) 测试坐标到基台坐标转换矩阵 C_b^a :理想情况下,测试坐标系与基台坐标系重合。但是实际使用过程中,由于测试仪器安装、使用的不同需要,使两个坐标系的三个坐标轴之间出现相对转动。这三个

坐标轴之间的相对角度必须测出,并用坐标转换矩阵给予补偿。设基台坐标系与测试坐标系 y 轴之间夹角为 θ_y , z 轴之间夹角为 θ_z , x 轴之间夹角为 θ_x , 则测试坐标到基台坐标转换矩阵为

$$C_b^a = \begin{pmatrix} \cos \theta_x \cos \theta_y - \sin \theta_x \sin \theta_z \sin \theta_y & \cos \theta_x \sin \theta_y + \sin \theta_x \sin \theta_z \cos \theta_y & -\sin \theta_x \cos \theta_z \\ -\cos \theta_z \sin \theta_y & \cos \theta_z \cos \theta_y & \sin \theta_z \\ \sin \theta_x \cos \theta_y + \cos \theta_x \sin \theta_z \sin \theta_y & \sin \theta_x \sin \theta_y - \cos \theta_x \sin \theta_z \cos \theta_y & \cos \theta_z \cos \theta_x \end{pmatrix}. \quad (5)$$

5) 基台坐标到视轴坐标转换矩阵 C_a^r :当视轴零位与基台零位不重合时,由此会引入两个坐标系在 y 轴上存在夹角 δ_y , 在 z 轴上存在夹角 δ_z 。由于视轴在其坐标系内只完成方位和俯仰两个方向运动,没有绕其体轴方向上的转动,故两个坐标系之间没有 x 轴方向的夹角。基台坐标到视轴坐标转换矩阵为

$$C_a^r = \begin{pmatrix} \cos \delta_y & \sin \delta_y & 0 \\ -\cos \delta_z \sin \delta_y & \cos \delta_z \cos \delta_y & \sin \delta_z \\ \sin \delta_z \sin \delta_y & -\sin \delta_z \cos \delta_y & \cos \delta_z \end{pmatrix}. \quad (6)$$

经过上述坐标转换后,可以求得对方坐标(WGS-84 坐标系下坐标)在己方视轴坐标系下坐标 (x_r, y_r, z_r) , 各个坐标转换矩阵计算顺序表示为

$$\begin{pmatrix} x_r \\ y_r \\ z_r \end{pmatrix} = C_a^r C_b^a C_n^b C_c^a \begin{pmatrix} X_{e_2} - X_{e_1} \\ Y_{e_2} - Y_{e_1} \\ Z_{e_2} - Z_{e_1} \end{pmatrix}, \quad (7)$$

由(7)式可以得到的对方和己方坐标位置通常是经纬度、高程值,代入(2)式求得其直角坐标值 $(X_{e_1}, Y_{e_1}, Z_{e_1}), (X_{e_2}, Y_{e_2}, Z_{e_2})$ 以便后续坐标使用。(7)式结果代入(1)式中可求转台初始旋转角。

3.2 视轴标校

视轴标校用于去掉系统误差。这里系统误差引入主要包括安装测试仪器误差、安装角度测量误差。具体标校方法是系统安装完毕后,视轴归到零位,通过 GPS 系统测出自身位置坐标;在远处设置目标点,目标点的坐标通过 GPS 系统测出;将两个坐标点代入“初始指向模型”中解算出转台旋转方位角和

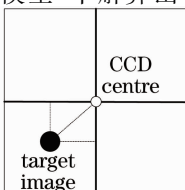


图 5 成像目标示意图

Fig. 5 Schematic diagram of target imaging

俯仰角,用此角度值控制转台转动,使通信视轴指向目标点。由于误差的存在,目标点不能在观靶 CCD 中心成像,其示意图如图 5 所示^[14]。

控制转台转动相应方位角 $\Delta\alpha$, 俯仰角 $\Delta\beta$, 使目标点成像到观靶 CCD 中心。其中 $\Delta\alpha, \Delta\beta$ 即为系统误差,在后续指向过程中对其进行修正,具体修正可表示为

$$\begin{cases} \alpha' = \alpha_r + \Delta\alpha \\ \beta' = \beta_r + \Delta\beta \end{cases}, \quad (8)$$

式中 α', β' 为在指向过程中视轴实际转过的角度。

3.3 指向精度

根据上述原理及建模可以看出,影响指向精度的主要误差源有:定位误差 σ_1 、姿态角误差 σ_2 、伺服转台指向精度 σ_3 、平台稳定精度 σ_4 、数据传输引起的动态滞后误差 σ_5 等。按照误差合成原理,指向精度可表示为

$$\sigma = \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 + \sigma_4^2 + \sigma_5^2}. \quad (9)$$

指向精度直接影响捕获不确定区域大小,捕获不确定区域是激光通信捕获系统重要参数之一。区域小捕获概率低,区域大捕获时间长。为了实现大于 99% 视场捕获概率,FOU 的大小 f_{FOU} 取 3σ (双边)^[15]。

4 动态实验系统

4.1 动态演示实验

动态激光通信演示实验是在飞机-飞机间进行

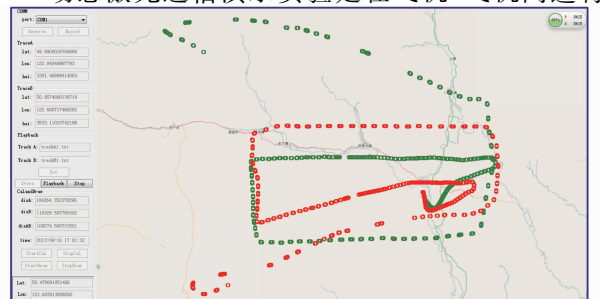


图 6 飞行路线图

Fig. 6 Route map of flight line

的,在测试通信系统各项性能指标的同时,也完成了指向系统性能及指向精度测试。实验过程中飞机高度在 2~5 km,链路距离从 15 km 开始,最远距离 150 km,图 6 给出一次飞行路线,图中红绿颜色分

别代表两架飞机的飞行线路。

4.2 动态演示实验指向系统

系统参数指标、指向精度、不确定区域大小如表 1 所示。

表 1 初始指向系统参数

Table 1 Parameters of initial alignment

	Error	Remarks
Altitude error	2.5 mrad	Yaw: 2mrad; Roll: 1 mrad; Pitch: 1 mrad
GPS/INS update rate error	0.4 mrad	Average flight speed: 300 m/s; Update rate: 50 Hz; Shortest distance: 15 km
GPS location error	0.77 mrad	Height location error: ± 5 m; Position location error: ± 2 m; Shortest distance 15 km
Servo-turntable pointing accuracy	0.2 mrad	Dual passage resolver system
Platform stabilization accuracy	60 μ rad	Suppression low frequency disturbances by gyro servo stabilization
Pointing accuracy	2.7 mrad	Derived by formula (9) with 1σ (double-sided)
FOU calculation result	8.1 mrad	$f_{FOU} = 3\sigma$ (double-sided)
FOU estimation result	10 mrad	Consideration margin

4.3 初始指向性能及精度

指向系统中载体位置、姿态、速度测量采用双天线 GPS/INS 组合式器件,此器件的突出优点是可在静、动状态下给出高精度航向角值,便于安装及标校。受到仪器使用条件的限制,两个 GPS 天线沿机背首尾线安装,INS 安装在机舱内首尾线上(由于选取的机背首尾线与舱内首尾线所在的平面在飞机设计时是平行的,保证了测试仪器安装条件,仪器安装时要求两个平面之间的角度差异小于 0.2°);由于通信终端平台是安装在舱内,各个基准轴之间存在角度差异,通过实际测量得到: $\theta_z = 85.5^\circ$, $\theta_x = -4.5^\circ$, $\theta_y = -0.5^\circ$; $\delta_y = 5.5^\circ$, $\delta_z = 0.5^\circ$;在距离机载光端机平台 7.5 km 处设置合作目标点,经过“视轴标校”过程后得到修正值 $\Delta\alpha = 0.21^\circ$, $\Delta\beta = -0.17^\circ$;实验中各个坐标系原点之间的距离差异均小于 1 m,由此引起的误差这里忽略不计,而将各个坐标系的原点统一选在 GPS 主天线上。

保证激光通信系统顺利进行一个关键前提是粗跟踪视轴、精跟踪视轴、通信视轴具有一定的平行性。在实验过程中,为便于观察各种实验现象,增加了一个观靶相机,观靶相机视轴也与上述三轴平行,观靶相机单像素分辨率 100 μ rad,视场角 52.4 mrad,此值是 FOU 的理论选取值 10 mrad 的 5 倍多,可作为初始指向光斑观测、记录、不确定区域大小评判标准。

用观靶相机记录初部分始指向光斑脱靶量在相机靶面上的位置如图 7 所示。

图 7 记录的实验结果中,信标光成像光斑中心

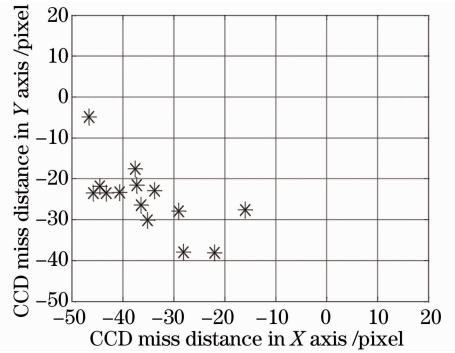


图 7 观靶相机记录初始指向位置

Fig. 7 Initial alignment position recorded by observation camera

距离成像相机中心最远 50.3 pixel,最近 32.0 pixel,可知初始指向偏移靶面中心最大角度为 5.03 mrad,最小为 3.2 mrad,均落在捕获不确定区域内,按其最大偏移角度双边计算的话,实际捕获不确定区域为 10.06 mrad,与理论分析值基本一致。实验时随链路距离增加(距离最远 150 km),数据更新率提高(使用的 GPS/INS 最高更新率可以达到 100 Hz),可提高系统指向精度,降低不确定区域大小。

5 结 论

视轴初始指向是激光通信捕获系统重要组成部分,是捕获成功与否的关键所在,并对捕获概率、捕获时间等技术指标起决定性作用。本文研究了空间激光通信系统视轴初始指向技术,给出了初始指向系统模型,提出了一种视轴标校方法。并在飞机-飞机动态演示实验中对指向系统性能及相关精度进行

验证,证实了初始指向模型的正确性。另外,该指向模型具有普适性,可应用在飞机-飞机、飞机-地面、飞机-卫星等通信指向中。例如,在星间光通信视轴指向中,星载终端通过查星历表、自身姿态传感器获得位置、姿态、速度等信息,双方在严格时间统一下,完成初始指向。初始指向系统正确建模及动态实验成功演示,为空间激光通信系统顺利进行奠定基础。

参 考 文 献

- 1 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.
- 2 Zhao Shanghong, Wu Jili, Li Yongjun, *et al.*. Present status and developing trends of satellite laser communication[J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2011, 48(9): 092801.
赵尚弘, 吴继礼, 李勇军, 等. 卫星激光通信现状与发展趋势[J]. *激光与光电子学进展*, 2011, 48(9): 092801.
- 3 Lü Chunlei, Tong Shoufeng, Song Yansong. Optical path optimization design of compound axis and APT study of airborne laser communication[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2012, 41(6): 649-653.
吕春雷, 佟首峰, 宋延嵩. 机载光通信复合轴光路优化设计和跟踪技术研究[J]. *光子学报*, 2012, 41(6): 649-653.
- 4 Mark Gregory, Frank Heine, Hartmut Kämpfner, *et al.*. Commercial optical inter-satellite communication at high data rates[J]. *Opt Eng*, 2012, 51(3): 031202.
- 5 Lu Gang, Lu Yimin, Deng Tianping, *et al.*. Automatic alignment of optical beam based GPS for free-space laser communication system[C]. *SPIE*, 2004, 5160: 432-438.
- 6 Wee-Leong Saw, Hazem H Refai, James J Sluss, *et al.*. Free space optical alignment system using GPS[C]. *SPIE*, 2005, 5712: 101-109.
- 7 Yohan Shim, Stuart D Milner, Christopher C Davis. A precise pointing technique for free space optical links and networks using kinematic GPS and local sensors [C]. *SPIE*, 2007, 6709: 67090G.
- 8 Bernhard Epple. Using a GPS-aided inertial system for coarse-

- pointing of free-space optical communication terminals[C]. *SPIE*, 2006, 6304: 630418.
- 9 Amita Shrestha, Martin Brechtelsbauer. Transportable optical ground station for high-speed free-space laser communication[C]. *SPIE*, 2012, 8517: 851706.
- 10 Ma Xiaoping, Sun Jianfeng, Zhi Yanan, *et al.*. Research of DPSK modulation and self-differential homodyne coherent detection technology to overcome atmospheric turbulence effect in the satellite-to-ground laser communication [J]. *Acta Optica Sinica*, 2013, 33(7): 0706017.
马小平, 孙建峰, 职亚楠, 等. DPSK 调制/自差动零差相干探测技术克服星地激光通信中大气湍流效应的研究[J]. *光学学报*, 2013, 33(7): 0706017.
- 11 Zheng Yang, Fu Yuegang, Hu Yuan, *et al.*. Research on four-mirror dynamic alignment based on space laser communication link networks[J]. *Chinese J Lasers*, 2014, 41(1): 0105001.
郑阳, 付跃刚, 胡源, 等. 基于空间激光通信组网四反射镜动态对准研究[J]. *中国激光*, 2014, 41(1): 0105001.
- 12 Zhao Xin, Wang Shifeng, Tong Shoufeng, *et al.*. Initial alignment of antenna for laser communication system between aircraft and ground station[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2008, 16(7): 1190-1195.
赵馨, 王世峰, 佟首峰, 等. 飞机-地面间激光通信天线的初始对准[J]. *光学精密工程*, 2008, 16(7): 1190-1195.
- 13 Zuo Tao, Ai Yong, Nie Guigen, *et al.*. Research on acquisition and pointing in optical communication between satellite and ground station based on GPS[J]. *Journal of Optoelectronics · Laser*, 2010, 21(8): 1184-1188.
左韬, 艾勇, 聂桂根, 等. 基于 GPS 的星地激光通信捕获对准研究[J]. *光电子·激光*, 2010, 21(8): 1184-1188.
- 14 Qian Feng, Jia Jianjun, Zhang Liang, *et al.*. Positioning accuracy of spot-detecting camera in acquisition, tracking, pointing system [J]. *Chinese J Lasers*, 2013, 40(2): 0205007.
钱锋, 贾建军, 张亮, 等. 捕获、跟踪、瞄准系统中光斑探测相机的定位精度[J]. *中国激光*, 2013, 40(2): 0205007.
- 15 Han Cheng, Tong Shoufeng, Chen Zhandong, *et al.*. Analysis of influence of GPS/INS system errors on pointing algorithm in space optical communication[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2009, 38(4): 650-654.
韩成, 佟首峰, 陈展东, 等. GPS/INS 系统误差对空间激光通信对准算法的影响分析[J]. *红外与激光工程*, 2009, 38(4): 650-654.

栏目编辑:王晓球