

基于合作信标的卫星激光通信瞄准捕获仿真系统

于笑楠 佟首峰 赵 馨 宋延嵩 张 雷

长春理工大学空间光电技术研究所, 吉林 长春 130022

摘要 针对星间激光通信基于合作激光信标的瞄准与捕获过程,在 LabVIEW(虚拟仪器)平台上研制了一套瞄准与捕获仿真系统。该系统模拟卫星轨道姿态动力学,建立双星指向关系,仿真双自由度转台初始对准。根据不确定区域大小,驱动信标激光进行螺旋扫描,根据信标光束散角及探测器视场,确定仿真捕获点以完成捕获。加入含有高斯噪声的最大速度为 $1^\circ/\text{s}$,最大加速度为 $1^\circ/\text{s}^2$ 的等效正弦扰动进行了动态捕获实验。最终实现了同步轨道卫星和近地轨道卫星间动态双星激光通信瞄准与捕获仿真,形成了基于虚拟仪器的激光通信全过程仿真模式,为跟踪系统仿真及无信标捕获的仿真奠定了基础。

关键词 光通信;合作信标;虚拟仪器;初始指向;捕获

中图分类号 TN929.1 **文献标识码** A **doi**: 10.3788/CJL201441.0805007

Simulation System of the Beacon Pointing and Acquisition Process in the Satellite Laser Communication

Yu Xiaonan Tong Shoufeng Zhao Xin Song Yansong Zhang Lei

(*Institute of Space Optoelectronic Technology, Changchun University of Science and Technology, Changchun, Jilin 130022, China*)

Abstract A set of simulation system is developed on LabVIEW platform for the beacon pointing and acquisition process of the satellite laser communication. This system simulates the satellite orbit and attitude dynamics, establishes the binary pointing relationship and simulates the initial alignment of the turntable with two degrees of freedom. The beacon laser is driven to do the helical scanning according to the size of the uncertain region. The beam angle and the field of the detector determine the simulation acquisition point so as to acquire it. And then equivalent sinusoidal disturbances with Gaussian noise $1^\circ/\text{s}$ maximum speed and $1^\circ/\text{s}^2$ maximum acceleration are used to finish the dynamical acquisition experiment. Finally, the pointing and acquisition simulation of the dynamic binary laser communication between a geostationary earth orbit (GEO) and a low earth orbit (LEO) is accomplished, and the simulation model of the laser communication process based on the virtual instrument is also constructed, which establishes the foundation for the tracking system simulation and beaconless acquisition simulation.

Key words optical communications; beacon; LabVIEW; pointing; acquisition

OCIS codes 140.3295; 140.3460; 280.3400; 350.6090

1 引 言

激光通信技术相对于射频通信在轻量化和高速率上具有明显优势,尤其对于没有大气扰动的卫星间通信链路,激光通信的潜力是十分巨大的^[1]。因此,20世纪70年代以来,美国宇航局、欧洲空间局等对激光通信都进行了深入而广泛的研究。2000年,欧洲空间局 SILEX 项目在 ARTEMIS 同步轨道中继技术验证卫星与 SPOT-4 低轨地球观测卫星之间验证了

激光通信的可行性^[2]。美国宇航局于2013年进行了地球与月球之间的远距离、高速度双向激光通信。然而,激光通信的明显优势,是以增大瞄准捕获跟踪技术(PAT)难度为代价的。高精度、高速度、高稳定性的 PAT 系统是激光通信的前提和保障。

在经典的基于合作信标 PAT 基础上,设计了一个虚拟瞄准捕获仿真系统。文献[3]给出了激光通信初始对准和捕获的基本原理,但对于单纯数学

收稿日期: 2014-02-13; 收到修改稿日期: 2014-04-13

基金项目: 国家 863 计划

作者简介: 于笑楠(1989-),男,硕士研究生,主要从事空间激光通信瞄准捕获跟踪方面的研究。

E-mail: yuxiaonan1989@126.com

导师简介: 佟首峰(1972-),男,博士,教授,主要从事航天遥感、卫星激光通信方面的研究。E-mail: tsf1998@163.com

(通信联系人)

计算仅能得到参数指标,无法完成动态过程的模拟,而搭建实际物理实验又造价高昂,不易快速调整设计方案。基于虚拟仪器的仿真系统,能够有效地平衡上述矛盾,为设计和实验指明方向。使用虚拟仪器技术,将 LabVIEW(虚拟仪器)的三维图形仿真功能与实际瞄准捕获数学模型相结合^[4],构建了一套基于合作信标的空间激光通信仿真系统。本系统主要特点在于能够实现双卫星间瞄准捕获全过程的仿真,并且加入了卫星姿态扰动,给出了补偿校正后,可进一步评价系统性能。

2 系统建模

2.1 卫星轨道与姿态建模

在考虑基本问题之前,首先要对拟仿真模型进行数学描述,激光通信光端机载体由一个同步地球轨道中继卫星(GEO)和一个近地轨道观测卫星

(LEO)构成。

2.1.1 轨道模型

设近地圆轨道卫星速度为 v ,周期为 T ,高度为 h ,地球半径 $R_E=6378$ km,地球引力参数 $\mu=398600$ km³/s²。

$$v = \sqrt{\frac{\mu}{r}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_E + h}} = \sqrt{\frac{398600}{6378 + h}}, \quad (1)$$

$$T = \frac{2\pi r^{3/2}}{\sqrt{\mu}} = \frac{2\pi}{\sqrt{398600}}(6378 + h)^{3/2}. \quad (2)$$

对于地球同步轨道卫星,定义轨道高度为 35768 km,速度为 3.075 km/s^[5]。上述结论确定了仿真系统中卫星轨道运动参数。

2.1.2 姿态模型

姿态建模基于质心平动坐标系 $O-XYZ$ 与本体坐标系 $O-xyz$,按照 3-1-2 顺序转动,可得

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \phi - \sin \phi \sin \theta \sin \psi & \cos \theta \sin \phi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi & -\cos \phi \sin \theta \\ -\cos \phi \sin \psi & \cos \phi \cos \psi & \sin \phi \\ \sin \theta \cos \phi + \sin \phi \cos \theta \sin \psi & \sin \theta \sin \phi - \sin \phi \cos \theta \cos \psi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}. \quad (3)$$

对应相应的星体和参考坐标系,有

$$\psi = \arctan \left[-\frac{\mathbf{y} \cdot \mathbf{X}}{\mathbf{y} \cdot \mathbf{Y}} \right], \quad (4)$$

$$\phi = \arcsin [\mathbf{y} \cdot \mathbf{Z}], \quad (5)$$

$$\theta = \arctan \left[-\frac{\mathbf{x} \cdot \mathbf{Z}}{\mathbf{z} \cdot \mathbf{Z}} \right]. \quad (6)$$

(4)~(6)式确定了仿真系统卫星姿态变化的数学原理^[6]。

2.2 光端机初始指向

卫星姿态和轨道模型建立后,研究星载光端机转台的初始指向问题。在实际激光通信中,坐标值由星历表及 GPS/INS 给出^[7]。在仿真系统中,输入为卫星姿态角与轨道高度速度,初始指向由姿态余弦直接给出。设本体坐标系下坐标值为 (x', y', z') ,视轴旋转方位角为 α ,俯仰角为 β 。可以获得转台视轴初始指向公式为

$$\alpha = \arctan(x'/y'), \quad (7)$$

$$\beta = \arctan(z' / \sqrt{x'^2 + y'^2}). \quad (8)$$

由于星间相对运动,在初始瞄准时,需要给定前置角 α_{paa} ,设星间距离为 L (由双星坐标运算给出),真空中光速 $c=299792$ km/s,结合(1)式得到

$$\alpha_{\text{paa}} = \arctan \left[2 \frac{L}{c} \left(\sqrt{\frac{398600}{6378 + h}} - 3.075 \right) \left(\frac{1}{L} \right) \right], \quad (9)$$

即为提前量前置角公式^[8]。

(7)~(9)式,构成了星间激光通信光端机初始对准的基本原理。

2.3 捕获扫描方法

在完成光端机初始对准后,实际系统中,由于存在 GPS/INS/星历表定位误差、转台控制误差、机械或光学结构误差以及热扰动等,必然会产生开环捕获的不确定区域,这个不确定区域需要光端机进行扫描运动加以覆盖并消除。

经典的扫描方式为螺旋扫描,扫描方程为

$$x_s = r_s \cos(360t), \quad (10)$$

$$y_s = r_s \sin(360t), \quad (11)$$

$$r_s = 10(1 + t), \quad (12)$$

式中 x_s, y_s 为视轴平面内扫描坐标值, t 为系统时序时刻。螺旋扫描可以有效覆盖不确定区域,但不易与实际系统匹配,故在大多数系统中,均使用基于螺旋扫描原理、更易参与系统指标评价且能采用更加灵活的光栅螺旋扫描方式。

2.4 双光端机捕获策略与分析

单光端机令信标光在空间内进行光栅螺旋扫描,覆盖整个不确定区域。此时,仍不能保证双方视轴对准,因此,双光端机的协同捕获策略是不可缺少的环节。

本仿真系统拟仿真的基本捕获策略为跳步/扫描策略。具体过程为

- 1) 扫描端进行光栅螺旋扫描,扫描周期约为 T_s ;
- 2) 跳步端进行光栅螺旋跳步,跳步间隔约为 T_s ;
- 3) 当双端探测器均接收到信标光信号时,扫描结束,跳步停止,捕获完成。

上述过程中, T_s 为单次扫描覆盖不确定区域的时间,

$$T_s = \left[\frac{\theta_{su}^2}{\theta_{st}^2 (1-k)^2} \right] T_d, \quad (13)$$

式中 θ_{su} 为扫描不确定区域, θ_{st} 为跳步端接收视场角, k 为重叠系数,用以提高捕获可靠性, T_d 为每个扫描点驻留时间^[9]。

因为跳步端也为相同步长、相同尺度的光栅螺旋扫描,定义扫描步数 N ,最大捕获时间 T_p ,则

$$T_p = N(T_s + \tau), \quad (14)$$

式中 τ 为扫描/跳步缓冲时间,主要用来协调双光端机时序,保持同步性。

捕获概率 P_{acq} 由不确定区域的覆盖率 P_{ucc} 及探测器检测概率 P_{tp} 确定。

$$P_{acq} = P_{ucc} \times P_{tp}. \quad (15)$$

至此,信标光激光通信瞄准捕获系统过程仿真所需要的全部变量模型已经建立,整个模型系统包括建立卫星轨道姿态模型,建立转台初始指向方程,给出前置角公式,提出螺旋扫描数学原理,确定捕获概率与捕获时间的影响因素等。在仿真系统中,各模型间需要互相耦合以提供较为真实的仿真效果,例如,将卫星姿态角度变化与转台运动角度相关联,以模拟在卫星平台姿态运动情况下转台的实际控制。最终使各系统互相独立,达到可以各自控制的效果。

3 仿真系统组成

3.1 仿真系统架构

仿真系统架构如图 1 所示,首先进行卫星初始化,用以给定激光通信环境,仿真卫星为一个同步轨道卫星与一个近地轨道卫星,均为三轴稳定卫星,同步轨道卫星光端机置于朝向地球的体表面,近地轨道卫星光端机置于背向地球的体表面。卫星轨道运动遵循(1)式和(2)式的规律,暂不考虑轨道摄动。预留卫星平台振动谱数组,可模拟卫星姿态扰动。

在已建立的卫星环境基础上,开始光端机指向,根据(7)~(9)式,转台等速($30^\circ/s$)运动至指定位置。对于具体转台运动方向,规定方位角顺指针为正向,俯仰角上仰为正向。转台对应给定角度及方

向由表 1 给出。

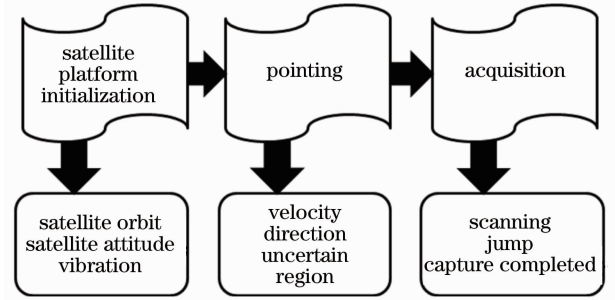


图 1 仿真系统组成与结构

Fig. 1 Structure and component of the simulation system

表 1 转台方向控制表

Table 1 Direction of the turntable

Cartesian coordinate	Azimuth angle $\alpha' / (^\circ)$	Pitching angle $\beta' / (^\circ)$
$x' > 0, y' > 0, z' > 0$	α	β
$x' > 0, y' > 0, z' < 0$	α	$-\beta$
$x' < 0, y' < 0, z' > 0$	$\alpha - \pi$	β
$x' < 0, y' < 0, z' < 0$	$\alpha - \pi$	$-\beta$
$x' > 0, y' < 0, z' > 0$	$\pi - \alpha$	β
$x' > 0, y' < 0, z' < 0$	$\pi - \alpha$	$-\beta$
$x' < 0, y' > 0, z' > 0$	α	β

生成不确定区域后,开始捕获过程。两卫星光端机,一端为扫描端,按照(13)式给定的周期进行扫描,另一端采用跳步模式,逐渐缩小不确定区域,当扫描位置进入加入了不确定度的准确位置范围后,扫描停止,捕获完成,显示扫描时间等指标。

图 2 为仿真系统效果图。两卫星以惯性坐标系为运动基准,光端机以卫星本体坐标系为运动基准。信标光束与转台固联,在仿真系统设计时,除了如图 2 所示的第三人称视角之外,还设计了“从同步卫星光端机”看“近地卫星光端机”和“从近地卫星光端机”看“同步卫星光端机”的显示界面,能够更有效、更直观地显示捕获进程,评价捕获策略。

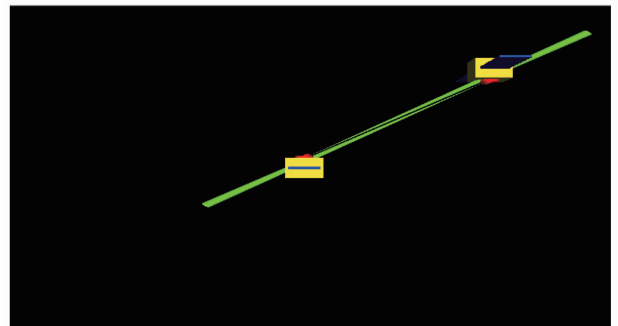


图 2 仿真系统效果图

Fig. 2 Simulation system diagram

3.2 瞄准捕获过程时序控制

全动态仿真需要时间上的精确控制,在 LabVIEW 平台下,使用 Nanosecond Engine 保持程序时间同步,该系统使用本机同步时钟(RTC)。

图 3 为 LabVIEW 时间引擎结构图。选用 1 kHz 内部时钟源,获得 1 ms 精确定时,完全可以满足空间激光通信信标光捕获过程仿真要求^[10]。在 1 ms 定时基础上,各个捕获环节均可模拟真实激光通信过程,时间上保持一致。另外,时间计数器加入快进慢进功能,可以调节仿真过程时间比例。

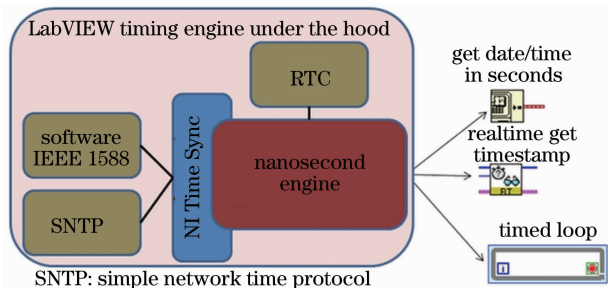


图 3 LabVIEW 时间同步器原理应用

Fig. 3 LabVIEW nanosecond timing mechanism and NI Time Sync coordinate to provide a clock for your application

3.3 扰动与不确定度加入

初始瞄准过程中的不确定位置误差属于正态分布,定义俯仰与方位轴相互独立。则分别对单个自由度加入高斯噪声,构成空间二维不确定区域。

在程序设计中,产生高斯噪声的方法为:对随机数进行位置和尺度变换后先产生均匀分布随机信号,然后对均匀分布随机信号进行高斯化^[11]。

对于不确定区域的仿真,以初始瞄准精确值为高斯分布的中心区域,将模拟仿真的不确定区域边界作为高斯分布边界,对整个区间,进行等间隔采样,将其分成若干区间,分别对应不同的随机数范

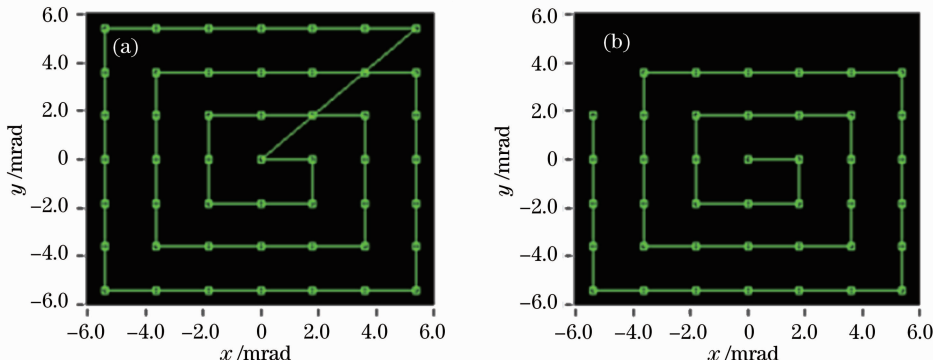


图 4 扫描/跳步捕获过程。(a) 扫描端; (b) 跳步端

Fig. 4 Process of SCAN/JUMP acquisition. (a) SCAN; (b) JUMP

围,若该随机数落入某一个区间,根据响应区间的分布概率,确定该随机数是否有效,有效则作为不确定区域,否则舍弃。

同时,仿真系统模拟卫星振动功率谱,叠加到仿真系统的接口上,构成动态仿真。

4 验证实验

在设计并完成仿真系统后,进行了仿真验证性实验。给定卫星本体为边长 2 m 的立方体,太阳翼翼展为 15 m,转台直径为 0.5 m,通信光束散角为 1 μrad,信标光束散角为 2 mrad,模拟同步轨道卫星与近地轨道卫星间通信。捕获不确定区域大小为 ±6 mrad,初始对准转台运动角速度为 30°/s。扫描端矩形螺旋扫描,每点驻留时间为 50 ms,扫描整个不确定区域共需要 22.4 s。跳步端矩形螺旋扫描,每点驻留时间为 3 s,扫描整个过程共需要 130 s。捕获结束条件为 ±1 mrad 内检测到变量。

图 4 显示了理想情况下捕获的过程。图 4(a)为扫描运动轨迹,可见 ±1 mrad 信标光在 0.1 的重叠系数下,覆盖了整个 ±6 mrad 不确定区域。图 4(b)为相同方式扫描的跳步端,两端在时序上合理匹配并加入适当冗余,可以仿真实现 100% 的捕获概率,实际捕获概率参考(15)式。

静态仿真完成后,加入卫星姿态轨道扰动,进行动态仿真。在仿真系统的卫星姿态与轨道输入接口上,加入扰动。姿态扰动为叠加 10% 高斯白噪声的最大速度为 1°/s、最大加速度为 1°/s² 的等效正弦。仿真结果如图 5(a)所示,Y 轴正方向在扰动的影响下间距增加,导致原重叠系数条件下的捕获概率下降,且整个扫描区域与探测器视场产生偏置,这也将增大捕获时间,影响捕获概率。故在实际系统中需要加入扰动补偿以保证捕获概率和捕获时间。

动态扰动补偿系统与卫星计算机接口,获得卫星姿态轨道信息,作为负反馈控制光端机形成闭环,抵消姿态扰动。仿真系统将该闭环模拟为一个传递函数,用户可以输入对应于实际系统的传递函数参数,以检验补偿效果。

图 5(b)反映了仿真系统中加入某二阶动态补

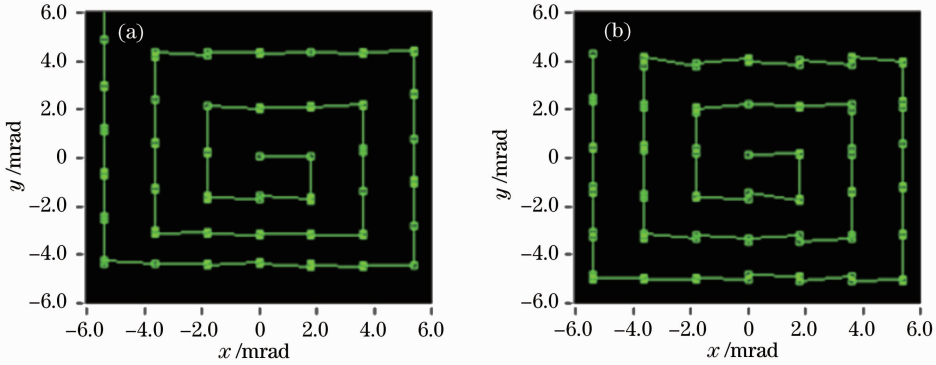


图 5 (a) 扰动影响与(b)扰动补偿

Fig. 5 (a) Disturbance and (b) disturbance compensation

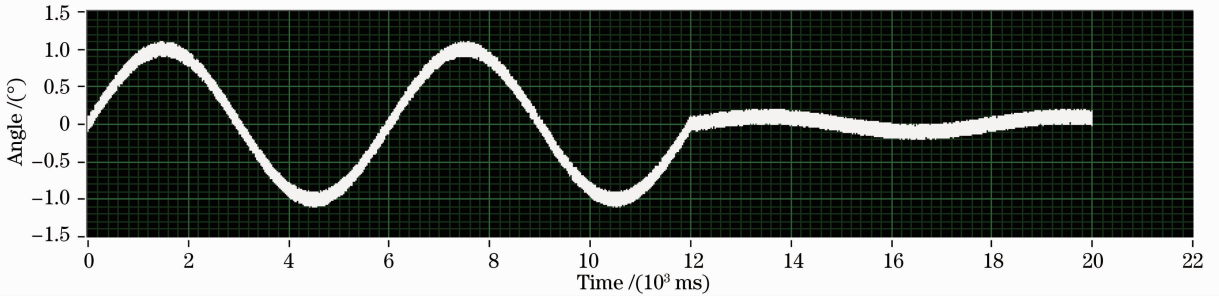


图 6 X 轴捕获运动轨迹偏差

Fig. 6 Motion error of acquisition in X direction

5 结 论

基于瞄准捕获过程数学原理的虚拟仪器仿真平台,借助于简洁的 LabVIEW 图形化控件,完成了空间激光通信利用信标光进行的对准捕获实验仿真。其中,仿真近地轨道卫星与同步轨道卫星之间的激光通信,初始对准不确定区域为 ± 6 mrad,信标光束散角为 ± 2 mrad,捕获时间小于 130 s。

本仿真系统的价值在于可以仿真激光通信瞄准捕获的全过程,尤其是双光端机协调过程的仿真模拟。可以模拟很多瞄准捕获的细节,与实际系统具有良好的匹配度。同时,经过简单修改后,可以作为实际系统的反演与监视子系统参与到空间激光通信的外场实验中。

未来本系统将用于模拟非合作信标条件下的瞄准捕获过程,即仅利用小束散角的通信光进行高速高概率捕获。还将引入跟踪部分的仿真,即利用 Z

偿环节后的捕获扫描情况。图 6 为 X 轴方向实际运动与理想运动之间的误差,可以看到,在加入补偿函数前,螺旋扫描在正弦扰动下呈现周期性偏置,加入补偿函数后,有效抵消卫星姿态轨道大范围扰动影响,保证顺利捕获。但是粗跟踪执行器对高频抖动抑制能力不强,需要精跟踪进一步补偿。

变换原理,将传递函数引入仿真,模拟伺服系统进行动态响应的仿真,最终完善激光通信瞄准捕获跟踪领域的仿真过程。

参 考 文 献

- 1 Hamid Hemmati. Deep Space Optical Communications [M]. Zhang Jisheng Transl. Beijing: Tsinghua University Press, 2009. 21-25.
赫马提. 深空光通信[M]. 张纪生译. 北京: 清华大学出版社, 2009. 21-25.
- 2 Fletcher G D, Hicks T R, Laurent B, *et al.*. The SILEX optical interorbit link experiment [J]. Electronics & Communication Engineering Journal, 1991, 3(6): 273-279.
- 3 Liu Liren, Wang Lijuan, Luan Zhu, *et al.*. Mathematical and physical basis for pointing, acquisition and tracking testing of inter-satellite laser communication terminals [J]. Acta Optica Sinica, 2006, 26(9): 1329-1334.
刘立人, 王利娟, 栾竹, 等. 卫星激光通信终端光跟踪检测的数理基础 [J]. 光学学报, 2006, 26(9): 1329-1334.
- 4 J Dollner, K Hinrichs. A generalized scene graph [J]. Vision, Modeling, Visualization 2000, 2000. 247-254.

- 5 Howard D Curtis. Orbital Mechanics for Engineering Students [M]. Zhou Jianhua Transl. Beijing: Science Press, 2009. 345—355.
柯蒂斯. 轨道力学[M]. 周建华译, 北京: 科学出版社, 2009. 345—355.
- 6 Zhang Renwei. Satellite Orbit and Attitude Dynamics and Control [M]. Beijing: Beihang University Press, 1998. 21—28.
章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998. 21—28.
- 7 Zhao Xin, Wang Shifeng, Tong Shoufeng. 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. 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.
- 8 Flemming J, Pribil K. SOLACOS PAT subsystem implementation[C]. SPIE, 1994, 2210: 164—172.
- 9 Han Cheng, Bai Baoxing, Yang Huamin, *et al.*. Study and simulation of laser communication acquisition system in mobile platform-to-satellite[J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(18): 5923—5926.
韩成, 白宝兴, 杨华民, 等. 机动平台与卫星间激光通信捕获系统仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(18): 5923—5926.
- 10 Travis J, Kring J. LabVIEW for Everyone: Graphical Programming Made Easy and Fun[M]. Upper Saddle River: Prentice Hall, 2005. 211—270.
- 11 Cai Kunbao, Wang Chengliang, Chen Zenghan. A method for generating standard Gaussian white noise sequences [J]. Proceedings of the CSEE, 2004, 24(12): 207—211.
蔡坤宝, 王成良, 陈曾汉. 产生标准高斯白噪声序列的方法[J]. 中国电机工程学报, 2004, 24(12): 207—211.

栏目编辑: 王晓琰