

文章编号: 0253-2239(2008)02-0233-05

空间激光跟瞄中指向驱动电机运动特性研究

张雷洪 杨 艳 胡善江 臧华国 陈卫标 陆雨田

(中国科学院上海光学精密机械研究所, 上海 201800)

摘要 设计了一种深空非合作目标的激光扫描、捕获、跟踪地面实验装置,通过模拟深空同轨道运动的两颗卫星跟瞄过程,在理论上计算了跟瞄装置中光束指向驱动电机的最小加速度和其在跟踪过程中的运动特性。理论分析与仿真结果表明,当卫星偏离光斑中心一定距离时,指向驱动电机先加速后减速,补偿这个偏心,重新捕获跟踪卫星;重新捕获到跟踪所需时间受电机加速度和望远镜探测精度以及探测器响应处理时间影响,其中探测器精度对重新捕获到跟踪所需时间影响较大,探测器响应处理时间要减小到最小;为了使从捕获到跟踪过程中卫星始终在扫描光斑范围内,经纬仪驱动电机的最小角加速度为 $25.5^\circ/\text{s}^2$ 。

关键词 光通信; 深空光通信; 跟踪扫描; 目标捕获; 驱动电机; 角加速度

中图分类号 TN248 **文献标识码** A

The Moving Characteristics of Directional Driving Motor in Space Tracking System

Zhang Leihong Yang Yan Hu Shanjiang Zang Huaguo Chen Weibiao Lu Yutian
(Shanghai Institute of Optics and Fine Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201800, China)

Abstract An experimental device of laser scanning, acquisition and tracking in deep-space non-cooperative target was designed, and the courses of scanning and tracking between two satellites at the same orbit were simulated. The smallest acceleration of laser directional driving motor in the scanning and tracking device and its moving characteristics during scanning and tracking were calculated theoretically. Theoretical analysis and simulation shows that the direction driving motor accelerates first, and then decelerates to compensate for the eccentricity when the satellite is deviated from laser center with a certain distance, and reacquires the tracking satellite. The needed time from reacquisition to tracking is affected by motor acceleration, telescope's detecting precision, and detector's response and treatment time, and the effect of detector precision on the reacquisition and re-tracking time is greater, as a result, the detector response and treatment time is decreased to the least. In order to make the satellite within the scope of scanning laser spot during acquisition and tracking, the smallest angular acceleration of the driving motor of the theodolite is $25.5^\circ/\text{s}^2$.

Key word optical communication; deep-space optical communication; scanning and tracking; target acquisition; driving motor; angular acceleration

1 引 言

空间激光跟瞄系统是深空光通信技术研究的重要基础^[1~3],一般用于空间两个合作目标(两颗卫星)或者地面和空间同步卫星(也属于合作目标)之间的通信。2001年11月,欧洲空间局(EPA)

SILEX计划完成的两颗轨道卫星GEO和LEO之间激光通信实验宣告成功^[4~6],对于合作目标的空间激光扫描、捕获、跟踪系统的研究有了重大的突破。目前,合作目标的跟瞄地检实验一般在两座高山之间、峡谷之间或者同温层的热气球与地面站之

收稿日期: 2007-04-10; 收到修改稿日期: 2007-09-13

作者简介: 张雷洪(1981—),男,江苏泰州人,博士研究生,主要从事空间激光跟瞄技术方面的研究。

E-mail: zhlh2345_2004@sina.com.cn

导师简介: 陆雨田(1943—),男,上海人,研究员,博士生导师,主要从事大功率全固态激光器及其应用系统方面的研究。

E-mail: luyutian@mail.shcn.ac.cn

间、飞机场两辆汽车之间进行^[7~10]；合作目标一般是安装有回射器^[11]能够按原光路反射光或者自身能够发射反馈光的系统，根据安装在合作目标上的回射器反射回来的信号光或者合作目标发射回来的反馈信号光，调整指向光束跟踪目标^[12]。空间激光跟瞄系统也用于跟瞄非合作目标，非合作目标一般看成一个漫反射体，不能按原光路反射光、不能发射反馈光，例如，空间两颗相对静止的卫星之间的初始捕获、地面和同步卫星之间的初始捕获、导弹跟踪、飞行器跟踪。非合作目标的激光跟瞄系统有很多的应用，主要用于对空间飞行器轨道内的障碍物进行扫描、对导弹进行跟踪计算弹道、对深空目标进行测距。非合作目标的跟踪由于视场、目标速度、目标姿势，目标反射特性等的变化可能出现跟丢现象，因此有必要对非合作目标的跟踪特性，尤其是跟踪指向光束驱动电机的运动特性进行研究，保证指向光束能够捕获跟踪目标。本文研究了非合作目标的跟踪驱动电机的运动特性，分析了捕获目标时驱动电机加速度极限值，以及驱动电机在跟瞄过程中速度运动特性和轨迹，同时探讨了卫星偏离光斑中心后捕获跟踪时间的影响因素。

2 非合作目标的激光跟瞄地面实验装置

如图 1 所示，跟瞄系统中的信标光通过两轴联动经纬仪上的反射镜，引导激光束自动扫描、捕获和跟踪卫星，接收望远镜由卫星表面漫反射回来的信号光，来测量卫星的位置和距离，实现光通信。两轴联动经纬仪可以实现水平角度和俯仰角度的转动，电机带动反射镜实现目标的高速扫描跟踪。在空间跟踪、扫描机构系统中，两轴联动经纬仪是为实现准确捕获和高精度跟踪的主要装置，指向精度达到 $100 \mu\text{rad}$ ，驱动电机最小转动精度为 $80 \mu\text{rad}$ 。作为

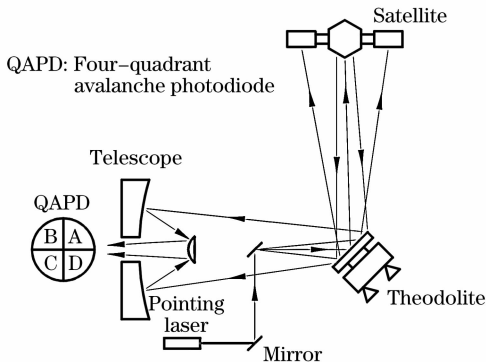


图 1 空间激光跟瞄装置

Fig. 1 The device of laser tracking in space

非合作目标的伴飞卫星围绕主卫星转动，主卫星对同轨道运行的伴飞卫星进行跟踪扫描。由于伴飞卫星的运动线速度大于在一个分行扫描周期内捕获所要求的极限运动速度，所以在一次扫描范围内不能捕获伴飞卫星。为了在要求的角度范围内捕获伴飞卫星，实验中，预先在水平扫描方向叠加一个与伴飞卫星运动一致的转速（使伴飞卫星与扫描激光器水平方向相对静止） $4^\circ/\text{min}$ （伴飞卫星转速 $4^\circ/\text{min}$ ）。在这个水平角速度下，实行分行扫描能在规定的时间内捕获伴飞卫星，伴飞卫星开始位置距离主卫星扫描光束扫描起点由安装在卫星上的全球卫星定位系统(GPS)系统给出。

跟瞄系统工作时，首先四象限探测器探测到卫星信号后，向计算机发出中断指令，驱动电机接收到中断指令后即开始减速停止。随后探测器通过前放分离出卫星在探测器上的位置偏差，经模-数(A/D)转换和数字信号处理(DSP)系统处理后向电机驱动器发出调整指令，电机通过一个加速和减速过程完成由捕获到跟踪状态的转换，经纬仪上的码盘按照一定采样频率向计算机输入电机转过的角度的反馈信号。当执行完一次调整操作，计算机重新接收四象限探测器发出的偏差指令，进行下一个捕获跟踪，计算机对四象限探测器采样频率根据电机的性能而定^[13]。

3 驱动电机运动特性

3.1 指向驱动电机加速度

经纬仪上的电机加速度要求较高，当分行扫描的激光束扫描到卫星的时候，系统会向经纬仪驱动电机发出中断指令，要求电机停止转动，但是电机的转动惯性使得它还要经过一个减速过程才能停止（如图 2 所示）。这个时候系统由扫描状态转为捕获

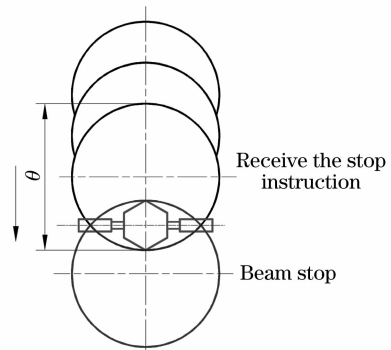


图 2 扫描捕获跟踪阶段光斑走过的距离

Fig. 2 The distance of laser moving during scanning, acquisition and tracking

状态,卫星只做水平方向运动,垂直方向分行扫描的光斑会在电机驱动下继续向下或向上扫过一定距离停止。为了使卫星不跑出光束范围,要求中断指令发出到垂直方向扫描停止这段时间内光束走过的距离小于光束的直径。由位移计算公式得到:

$$\frac{1}{2}at^2 = \theta, \quad (1)$$

光束扫描速度 v 为扫描间隔与扫描频率的乘积:

$$v_0 = at = \frac{2\theta/3}{1/f} = 0.0267 \text{ rad/s}, \quad (2)$$

式中 a 为电机角加速度, t 为中断指令发出到垂直方向扫描停止这段时间, θ 为激光光束发散角, v_0 为扫描速度, f 为扫描频率, 扫描间隔 $2\theta/3$ 。

扫描光束, 激光参量为 $\theta = 0.8 \text{ mrad}$, $f = 50 \text{ Hz}$, 由(2)式得响应时间 $t = 0.06 \text{ s}$, 电机角加速度必须大于 $a = 0.445 \text{ rad/s}^2 = 25.5^\circ/\text{s}^2$ 。此后系统发出指令调整经纬仪指向, 使得光束对准卫星, 调整时间为 T , 电机经过一个加速和减速过程使得卫星位于光束中心(反馈回来的信号光位于探测器的中心), 扫描光束走过光束半径的大小, 所用时间 T 为

$$T = \frac{1}{2}\theta = 2 \times \frac{1}{2} \times a \left(\frac{T}{2} \right)^2, \quad (3)$$

即 $T = 0.060 \text{ s}$ 。

3.2 系统捕获跟踪时间影响因素

如图3所示, 当卫星偏离光斑中心时, 探测器最小角分辨力能够探测到这个偏心(探测器的最小角分辨力为 δ), 从而向经纬仪发出调整指令。光斑偏心最

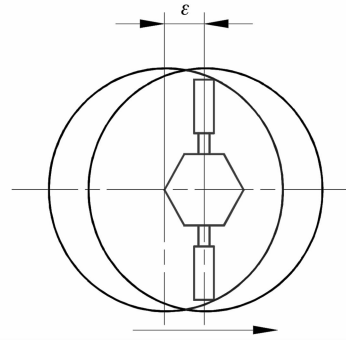


图3 卫星偏离光斑中心

Fig. 3 The satellite deviated from laser center

大角距离为探测器最小角分辨力 δ , t_1 是探测器响应时间以及数字信号处理系统处理信号发出指令时间之和, t_2 为经纬仪电机加速时间, t_3 为经纬仪电机减速时间, t 为系统捕获跟踪总时间, $t = t_1 + t_2 + t_3$, v_0 为光斑水平扫描角速度, v_1 卫星水平角速度。卫星走过的角距离为

$$s_1 = v_1 t_1 + v_1 (t - t_1), \quad (4)$$

光斑扫过的角距离为

$$s_2 = v_0 t_1 + \left[v_0 t_2 + \frac{1}{2} a t_2^2 \right] + \left[(v_0 - a t_2) t_3 + \frac{1}{2} a t_3^2 \right], \quad (5)$$

卫星水平角速度为

$$v_1 = v_0 + a t_2 - a t_3, \quad (6)$$

由 $s_1 + \delta = s_2$ 得

$$\begin{aligned} v_1 (t_1 + t_2 + t_3) + \delta &= v_0 t_1 + \left[v_0 t_2 + \frac{1}{2} a t_2^2 \right] + \left[(v_0 + a t_2) t_3 - \frac{1}{2} a t_3^2 \right], \\ (v_1 - v_0) (t_1 + t_2 + t_3) + \delta &= \frac{1}{2} a t_2^2 + a t_3 t_2 - \frac{1}{2} a t_3^2, \\ (v_1 - v_0) (t_1 + t_2 + t_3) + \delta &= \frac{1}{2} a t_2^2 + a t_3 t_2 - \frac{1}{2} a t_3^2, \\ a (t_2 - t_3) t + \delta &= \frac{1}{2} a t_2^2 + a t_3 t_2 - \frac{1}{2} a t_3^2. \end{aligned} \quad (7)$$

1) 当偏离中心后卫星速度与激光光束捕获跟踪前的光斑扫描速度相同时, $t_2 = t_3$ 系统捕获跟踪总时间为

$$t = \sqrt{4\delta/a} + t_1, \quad (8)$$

由(8)式可知, 系统从发现偏心到电机运动重新瞄准卫星的时间受四象限雪崩光电二极管(QAPD)的响应时间、数字信号处理系统的处理给出指令时间、系统经纬仪驱动电机的加速度大小和探测器能够探测

的最小偏心量有关。其关系如图4所示。

由图4可知, 1) 当探测器的响应时间以及计算机处理发出指令时间一定的时候, 系统捕获跟踪的性能随探测器角灵敏度提高和经纬仪电机角加速度提高而提高。当角加速度的数值大于最小角加速度的要求时, 角加速度的提高对系统跟踪捕获性能影响不大。2) 当探测器角灵敏度 δ 一定的时候, 系统捕获跟踪的性能随探测器响应、处理指令时间减小

和经纬仪电机角加速度提高而提高。探测器响应、处理时间要尽可能小,及时反馈卫星的位置,防止跟丢。3)当经纬仪电机的角加速度一定的时候,系统

捕获跟踪的性能随探测器角灵敏度提高和探测器响应、处理指令时间减小而提高,探测器的角分辨率对系统跟踪捕获性能影响较大。

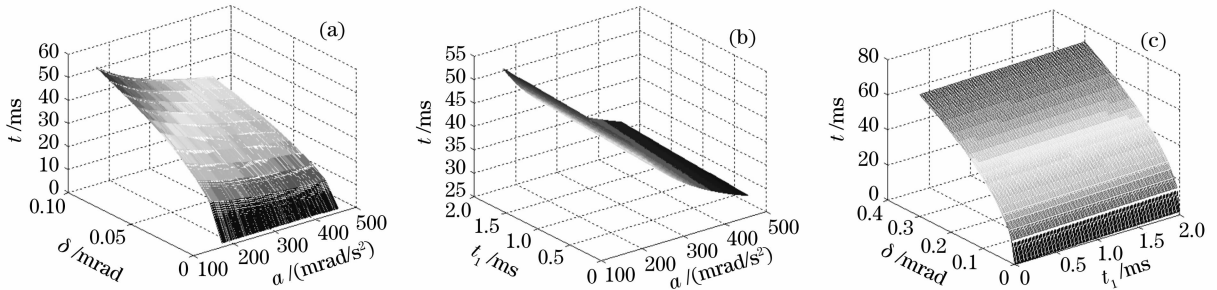


图 4 捕获时间的影响因素(1)。(a)捕获时间与探测器精度和角加速度的关系,(b)捕获时间与响应时间和角加速度的关系,(c)捕获时间与探测器精度和响应时间的关系

Fig. 4 The influence factors of acquisition time (1). (a) The acquisition time versus angular acceleration and the precision of the detector, (b) acquisition time versus the response time of detector and angular, (c) acquisition time versus the response time of detector and the precision of the detector

2)当偏离中心后卫星速度大于激光光束捕获跟踪前的扫描速度时(忽略探测器响应时间以及计算机处理发出指令时间),系统捕获跟踪总时间为

$$t = (\Delta v + \sqrt{2\Delta v^2 + 4a\delta})/a, \quad (9)$$

式中 $\Delta v = v_1 - v_0$ 。

由(9)式可知系统从发现偏心到电机运动重新瞄准卫星的时间受卫星速度和激光光束捕获跟踪前的扫描速度之差、系统经纬仪驱动电机的角加速度大小和探测器能够探测的最小角偏心量有关。其关系如图 5 所示。

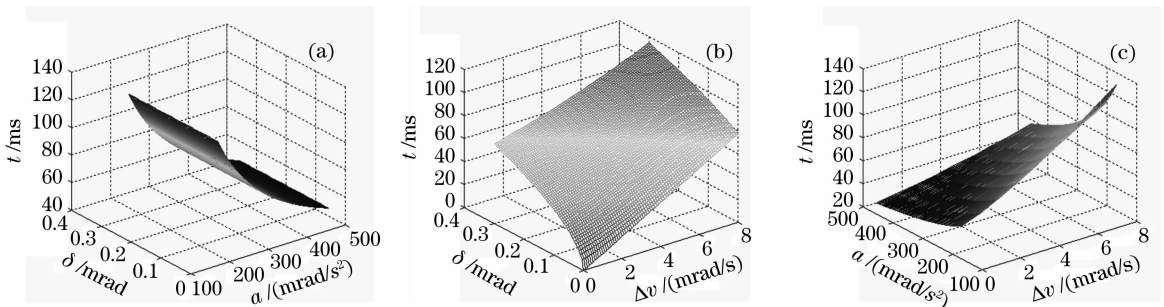


图 5 捕获时间的影响因素(2)。(a)捕获时间与探测器精度和角加速度关系,(b)捕获时间与相对速度和探测器精度关系,(c)捕获时间与加速度和相对速度关系

Fig. 5 The influence factors of acquisition time (2). (a) The angular acceleration and the precision of the detector, (b) acquisition time versus the relative speed and the precision of the detector, (c) acquisition time versus the relative speed and angular acceleration

由图 5 可知,1)当卫星与跟瞄装置的相对角速度一定的时候,系统捕获跟踪的性能随探测器角灵敏度提高和经纬仪电机加角速度提高而提高。2)当经纬仪电机的角加速度一定的时候,系统捕获跟踪的性能随卫星与跟瞄装置的相对角速度减小和探测器角灵敏度提高而提高。3)当探测器角灵敏度 δ 一定的时候,系统捕获跟踪的性能随经纬仪电机的角加速度提高和卫星与跟瞄装置的相对角速度的减小而提高。

3.3 电机角速度和转动角度的变化

图 6 为经纬仪驱动电机角速度随时间的变化。

直线为 $v_0 = v_1$ 卫星运动角速度和扫描跟踪角速度相同时驱动电机运动角速度的变化。点-直线为 $v_0 < v_1$ 即卫星运动角速度大于扫描跟踪初始角速度时驱动电机运动角速度变化。可见卫星偏离经纬仪的指向中心时,为了快速跟上捕获卫星,经纬仪控制光束在调整指令到达前先保持原来的运动角速度,指令到达后经历一个角加速一个角减速迅速跟上卫星,加速和减速时间相等。当偏离光斑中心后的卫星角速度大于之前运动角速度 Δv 时,经纬仪驱动电机加速时间 t_2 必须大于减速时间 t_3 才能重新捕获跟踪到卫星,加速与减速时间差($t_2 - t_3$)为相对角

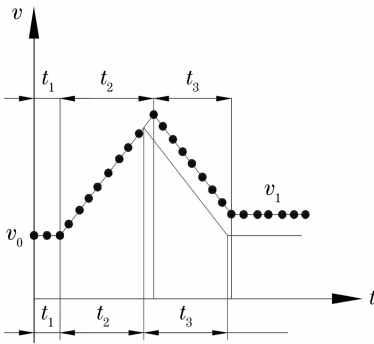


图 6 电机速度变化图

Fig. 6 Changes of motor speed

速度 Δv 与经纬仪电机角加速度 a 的比值。

由图 7 可见,卫星与扫描光束的中心距离始终小于光束的半径,使得卫星始终在光束范围内,这是防止卫星跟丢的基本条件。仿真结果如表 1 所示,捕获跟踪时间为 23 ms,驱动电机经过一个加速和减速的过程重新捕获和跟踪卫星。

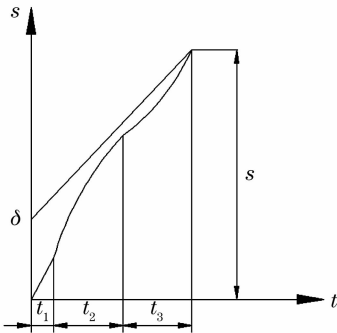


图 7 扫描光斑和卫星走过的距离

Fig. 7 Angular distance between scanning laser spot and the satellite

表 1 模拟结果

Table 1 Simulation results

Speed of satellite after departure ^o /min	Response time /ms	Acceleration time /ms	Deceleration time /ms
4.0	2	10.5	10.5
4.5	2	10.8	10.3

4 结 论

1)在一定扫描范围内分行扫描、捕获到卫星,扫描时采用预先在水平扫描方向叠加一个与卫星运动一致的转速,使卫星与扫描激光器水平方向相对静止。为了使探测器探测到卫星到光束分行扫描停止转为捕获状态这段时间内,卫星始终在扫描光束范围内,经纬仪驱动电机的最小角加速度为 $25.5^{\circ}/s^2$ 。

2)通过模拟卫星偏离光斑中心时,经纬仪由捕

获到跟踪的过程,得出经纬仪驱动电机角速度变化规律:先加速后减速。捕获跟踪时间随电机角加速度和探测器探测精度以及响应时间的变化而变化。

参 考 文 献

- Gao Chong, Ma Jing, Tan Liying *et al.*. Time-averaging effects for atmospheric scintillation in atmospheric optical communication [J]. *Acta Optica Sinica*, 2006, **26**(4): 481~486
高 宠,马 晶,谭立英等. 大气光通信中大气闪烁时间平滑效应研究[J]. *光学学报*, 2006, **26**(4): 481~486
- 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
- Li Anhu, Sun Jianfeng, Liu Liren *et al.*. Design principle of performance testing device for laser beam microradian pointing and tracking in intersatellite laser communications [J]. *Acta Optica Sinica*, 2006, **26**(7): 975~979
李安虎,孙建锋,刘立人等. 星间激光通信光束微弧度跟瞄性能检测装置的设计原理[J]. *光学学报*, 2006, **26**(7): 975~979
- Zu Jifeng, Liu Liren, Luan Zhu *et al.*. Progress and trends in inter-satellite optical links [J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2003, **40**(3): 7~10
祖继锋,刘立人,栾 竹等. 星间激光通信技术进展与趋势[J]. *激光与光电子学进展*, 2003, **40**(3): 7~10
- B. Laurent, O. Duchmann. The SILEX project: the first European optical intersatellite link experiment[C]. *Proc. SPIE*, 1991, **1417**: 2~12
- O. Duchmann, G. Planche. How to meet intersatellite links mission requirements by an adequate optical terminal design[C]. *Proc. SPIE*, 1991, **1417**: 30~41
- Kamugisha Kazaura, Kazunori Omae, Toshiji Suzuki *et al.*. Enhancing performance of next generation FSO communication systems using soft computing based predictions[J]. *Opt. Exp.*, 2006, **14**(12): 4958~4968
- Narasimha S. Prasad, Patrick T. Kratochvil, Charles Bjork *et al.*. Angle discrimination based pointing and tracking for free-space communication links[C]. *Proc. SPIE*, 2004, **5550**: 20~31
- M. J. Vilcheck, H. R. Burris, C. I. Moore *et al.*. Progress in high-speed communication at the NRL Chesapeake Bay Lasercomm Testbed[C]. *Proc. SPIE*, 2004, **5160**: 466~473
- Gerry G. Ortiz, Shinhak Lee, James W. Alexander. Sub-microradian pointing for deep space optical telecommunications network[C]. *19th AIAA International Communications Satellite Systems Conference*, Toulouse, France, 2001. 1~16
- Wang Guangchang, Zhang Shu. Recent progress on spaceborne lidar [J]. *Optoelectronic Technology & Information*, 1996, **9**(5): 1~6
王广昌,张 曙. 星载激光雷达发展概况[J]. *光电子技术与信息*, 1996, **9**(5): 1~6
- R. F. Lucy, C. J. Peters, E. J. McGann *et al.*. Precision laser automatic tracking system[J]. *Appl. Opt.*, 1966, **5**(4): 517~524
- Zeng Hualin, Zuo Rifang, Xie Fuzeng. Study of ATP subsystem in space optical communication [J]. *Optical Technology*, 2005, **31**(1): 93~95
曾华林,左日方,谢福增. 空间光通信 ATP 系统的研究[J]. *光学技术*, 2005, **31**(1): 93~95