

文章编号: 1001-3806(2005)03-0228-05

## 卫星平台振动对星间激光链路的影响和解决方案

马 晶, 韩琦琦, 于思源, 谭立英, 关文成

(哈尔滨工业大学 光电子技术研究所 可调谐激光技术国家级重点实验室, 哈尔滨 150001)

**摘要:** 分析了振动对卫星光通信的影响以及卫星平台振动产生原因和特点, 找出了卫星平台振动规律。针对振动对卫星光通信系统影响问题, 定义了补偿因子以描述补偿效果; 对于影响较大的低频振动情况, 设计并建立了模拟振动补偿系统。实验结果表明, 采用前馈补偿技术的模拟振动补偿系统对于 10Hz 低频振动的补偿效果显著, 补偿大约 80% 的振动。

**关键词:** 卫星光通信; 振动; 前馈补偿; 跟瞄误差

**中图分类号:** TN929.13 **文献标识码:** A

### The effect of vibration on intersatellite optical communication and the resolving project

MA Jing HAN Qi-qi YU Si-yuan TAN Li-ying GUAN Wen-cheng

(National Key Laboratory of Tunable Laser Technology, Institute of Optoelectronics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**Abstract** The effects of vibration on the intersatellite optical communications were analyzed and the reasons and characters of vibration of the satellite platform were summarized. A vibration compensation system was designed for low frequency vibration, and the compensation experiment for the low frequency vibration was carried through. The result shows that the vibration compensation system is feasible and effective.

**Key words** intersatellite optical communication; vibration; feedforward compensation; tracking error

## 引 言

卫星光通信是目前各个国家大力发展的新型卫星通信方式, 具有带宽高、功耗小、保密性强等诸多优点, 可以应用于低轨-低轨、高轨-高轨、高轨-低轨卫星间和卫星与地面站间的多种通信链路中, 在民用和国防应用中都有着广阔的应用前景。在卫星光通信过程中, 由于光束束散角小、传输距离长等原因, 瞄准、捕获和跟踪 (pointing, acquisition and tracking) 问题变得十分突出。可靠的通信链路要求跟瞄精度在微弧度量级<sup>[1]</sup>。在影响光通信链路跟瞄精度诸多因素中, 由于卫星平台振动引起的控制误差, 即未能补偿的卫星平台的振动残留误差对光通信链路影响最大, 所以, 减小振动对光通信链路的影响和保持尽量小的控制误差是建立稳定的卫星光通信链路的前提条件。

目前, 对卫星平台振动的补偿分为主动补偿和被动补偿两种。被动补偿是在星上直接安装振动隔离系

统, 将光通信终端与卫星平台进行物理隔离。振动隔离器目前分为有源和无源两种, 有源隔离系统具有带宽高的优点, 但是由于系统复杂、成本较高、功耗较大、不易控制等原因, 故在振动隔离系统中一般不采用有源隔离器, 而是主要采用无源振动隔离器。JPL 实验室利用无源振动隔离器, 使跟踪误差降低了 20% ~ 30%。振动隔离系统对隔离高频振动效果显著, 但是对低频振动补偿效果则不好, 因此, 通常在补偿低频振动时不采用振动隔离的方法, 而是在光通信终端中利用精瞄系统对低频振动进行主动补偿。主动补偿是利用前馈控制技术对卫星平台的低频振动进行补偿的方案。90年代初, 美国 BINGHAMTON 大学和罗马实验室提出了通过星上角度传感器对卫星平台低频振动进行自适应前馈补偿的方案, 并完成了相应的概念研究<sup>[2-3]</sup>。ARNON 提出了利用信道编码、功率适应, 束宽适应来补偿由于振动产生的跟瞄误差, 但是由于单元器件的限制, 此方案一直处于概念研究阶段<sup>[4-5]</sup>, 相关实验未见报道。

作者分析了振动对卫星光通信的影响, 找出了卫星平台振动的规律。为了降低平台振动对通信链路的影响, 针对低频振动设计并建立了振动补偿系统。该系统对于低频振动的补偿效果显著, 具有结构简单, 可

作者简介: 马 晶 (1956-), 男, 教授, 主要研究方向为卫星光通信、光学信息处理。

E-mail: ma@0451.com

收稿日期: 2004-04-05; 收到修改稿日期: 2004-12-09

靠性好等特点。

## 1 卫星平台振动对星间光通信的影响

本文中所述卫星平台振动是角振动,这里用振动频谱描述卫星平台的振动特性,平台振动幅值会对跟瞄误差产生直接影响,发射端振动将导致接收端产生对准偏差。在自由空间传播的激光是高斯光束,在对准情况下,没有振动影响时在接收端接收功率最大。如果振动引起光束偏移,则导致接收端接收光功率的起伏。由于目前卫星光通信系统一般采用直接强度调制,这将导致误码率的升高,对通信质量产生不利影响,甚至导致通信链路的中断。因为振动幅值和频率成反比关系,随着振动的频率增加振动幅值减小,所以,卫星平台的低频振动要比高频振动对光通信链路产生更大的影响。从以上分析可知,最终影响链路质量的是平台的振动幅值,如何减小振动和补偿振动是提高跟瞄精度的关键。

设信号光为高斯型,则当发射端跟瞄误差为  $\psi$ ,接收端跟瞄误差为  $\phi$  时,终端可接收到的信号光功率  $P$  为:

$$P = \cos\phi \cdot \frac{4A_0C_0^2}{\rho^2\theta_b^2} \exp\left[-\frac{8\phi^2}{\theta_b^2}\right] \quad (1)$$

式中,  $A_0$  为接收天线面积,  $\theta_b$  为信号光束散角,  $\rho$  为星间距离,  $C_0$  为常数因子。可见  $\psi, \phi$  将导致信号光功率损耗。定义  $G(\psi)$  为发射端跟瞄误差引起信号光功率损失系数,  $G'(\phi)$  为接收端跟瞄误差引起信号光功率损失系数,由 (1) 式可知:

$$G(\psi) = \exp\left[-\frac{8\psi^2}{\theta_b^2}\right] \quad (2)$$

$$G'(\phi) = \cos\phi \quad (3)$$

$G(\psi), G'(\phi)$  值在 0~1 间,当其值为 1 表示无功率损耗,当其值为 0 损耗最大。图 1 中给出了跟瞄误差与

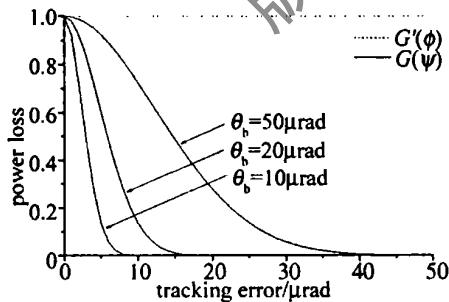


Fig 1 Influence of tracking error on receiving power

功率损失函数  $G(\psi), G'(\phi)$  间的关系曲线,其中虚线部分为  $G'(\phi)$  变化曲线。计算结果显示,随着跟瞄误差的增大,  $G'(\phi)$  始终约等于 1,因此,接收端跟瞄误差对信号光功率的影响可忽略不计。随着发射端跟瞄误差的增加,信号光功率变化剧烈,束散角的大小对功率接收也有影响,随着束散角的增大,跟瞄误差对接收端功率的影响变缓,可见,增大束散角是补偿振动引起的

准误差的一种方法。因此,也可以采用对信号光束进行扩束和增大信号接收视域的方法来减小振动对接收端的影响,但是受到目前激光器输出功率等性能的限制,还需要进一步对单元器件进行研究。

信号光功率的衰减将导致卫星光通信系统信噪比下降,误码率 (BER) 增加,严重影响通信质量。设发射端的跟踪误差振幅为  $x$ ,接收端卫星平台振幅为  $y$ ,则非相干 OOK 调制下误码率可由下式表示:

$$E_{BER} = \iint Q\left[\sqrt{N_{SNR}} \exp\left[-\frac{4qx^2}{\theta_b^2}\right]\right] \frac{xy}{\sigma_n^2 \sigma_{ss}^2} \times \exp\left[-\frac{8qx^2}{\theta_b^2}\right] \exp\left[-\frac{y^2}{2\sigma_n^2}\right] \exp\left[-\frac{8qx^2}{\theta_b^2}\right] - \frac{x^2}{2\sigma_{ss}^2} dx dy \quad (4)$$

式中,  $N_{SNR}$  表示跟踪误差为 0 时的通信系统信噪比,  $q = 1.5$  为与探测器有关常数,  $\sigma_n$  为卫星平台振动幅度的方差,  $\sigma_{ss}$  为终端跟瞄误差的方差,  $Q(x)$  表示高斯概率密度函数尾部的面积,通常称为  $Q$  函数。

由 (4) 式可得不同束散角对误码率的影响如图 2

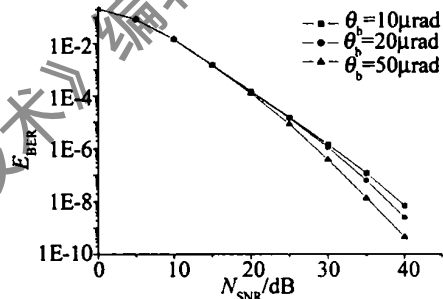


Fig 2 Curves of BER with different divergence angles

所示。结果表明:光通信误码率随着  $N_{SNR}$  的增加而减少,在  $N_{SNR}$  较大时,增大跟瞄束散角,即提高最大跟瞄稳态方差,可在一定程度上减小卫星光通信的误码率。

## 2 卫星平台的振动模式及其特点

从上面分析可知,减小振动和补偿振动是减小跟瞄误差影响的关键,所以在设计振动补偿系统前,应先掌握卫星平台的振动模式和相应模型,以便于有针对性地补偿振动带来的影响。由于一般情况下很难给出卫星平台振动的频谱特性,故卫星平台振动资料主要根据经验模型和参考数据。

卫星平台振动产生的原因分为卫星自身机械运作和外部空间环境干扰两种。卫星自身机械运作主要是卫星机械运动引起的振动噪声,主要包括推进器运作噪声、天线机械运动和太阳能电池阵列驱动噪声。外部噪声包括微小陨石碰撞、太阳辐射压力、地球和太阳月亮等空间物体引力噪声和卫星在温度变化下刚体微弱形变。其中机械运动引起的振动可以认为具有类周期性。低频振动在几赫兹,而高频可以达到 2kHz。表 1 中分别给出了各种振动对光通信的影响程度,其中跟瞄误差表示卫星通信对准程度。

Table 1 The classification of the vibration and the effect on the optical communication

	influence factor	amplitude	frequency	response time	pointing error
movement of satellite platform	mechanical motion	high	low	transient	high
	thrust action	high	high	transient	high
	motion of antenna	high	low	transient	high
	motion of solar sail	high	low	transient	high
space environment factors	impact of micrometeorite	high	high	transient	high
	solar pressure	low	low	steady	low
	gravitation	high	low	steady	low
	thermal deformation	low	low	steady	high

由表 1 可以看出,引起振动的原因主要是空间环境干扰。外部空间环境干扰中,只有微小陨石撞击和太空中温度变化引起的卫星刚体形变影响较大,但是由于微小陨石撞击的概率较低,所以可暂不考虑其影响,刚体形变可以看作是机械运动的一种。故可认为卫星光通信中振动产生的原因主要是内部原因,也就是由卫星自身刚体运动和有效载荷耦合的结果。

日本 NASDA 利用星地激光链路实验卫星 ETS-V I 进行了卫星振动的测量<sup>[6]</sup>,该实验是首次通过星上光通信终端进行的在轨卫星振动测试,采样率分别为 500Hz、100Hz、1Hz,测得角度振动见表 2。1Hz 采样

Table 2 Satellite microvibration angles at a sampling rate of 500Hz& 100Hz

sampling frequency/Hz	pitching/μrad	swing/μrad	radial/μrad
500	7.30	5.13	8.9
100	11.2	18.6	21.7

率下振动测试时间较长,振动幅值最大可以达到 200μrad,这是由于俯仰方向于太阳能帆板旋转方向相同,振动干扰比较强。500Hz 采样率下振动具有比较好的周期性,通过对测量结果的功率谱密度分析结果表明,卫星平台角振动在 0.39Hz 到 25Hz 范围内的径向均方差为 16.3μrad。结果表明,卫星振动在一段时间内具有周期性;幅值小于 200μrad,卫星上可运动器件(太阳能帆板)的运作对卫星振动影响很大。

美国 NASA 测试了 LANDSAT-4 卫星上的振动功率谱密度,这是最早的星上振动在轨测试<sup>[7]</sup>。分析表明,太阳能阵列在 1Hz 产生幅值为 100μrad 振动,卫星反作用轮基波和二次谐波产生 100Hz 幅值为 4μrad 和 200Hz 幅值为 0.6μrad 的振动。整个扰动随机模型是由连续振动功率谱和 3 个谐波振动分量组成。2000 年, NASA 还提供了国际空间站有限元分析的振动模型<sup>[8]</sup>,其振动频谱从低频到 50Hz 可以看出对光通信链路影响很大的振动主要集中在 50Hz 以内。而且卫星振动幅值随着频率的增加而降低。结果表明,卫星振动可以认为是由简单谐波叠加而成;卫星振动幅值随着频率的增加显著减小。

欧空局 (ESA) 在 OLYMPUS 卫星进行了微振动环

境评测<sup>[9]</sup>。为了有效分析振动, ESA 采用如下星间模型作为卫星光通信半导体星间激光测试 (semiconductor intersatellite laser experiment SILEX) 系统的平台振动功率谱密度函数:  $S(f) = 160(\mu\text{rad}^2/\text{Hz}) / (1 + f^2)$ 。分析结果:振动幅值随着频率的增加而降低;带宽小于 200Hz 对光通信链路影响较大的振动主要集中在 100Hz 以内。

卫星姿态的稳定性对于光通信也是非常重要的,这是因为姿态不确定度的变化范围一般都大于卫星光通信链路跟瞄精度的要求,所以,保持稳定的卫星姿态对于稳定光通信链路是必要的。由于影响卫星姿态的因素较多,文中不做过多分析,只根据对 28 颗卫星的综合分析结果,从中得出卫星质量对于卫星姿态的影响。从图 3 中可以看出,随着卫星平台质量的增加,振动振幅呈现下降的趋势,因此,终端应安置在质量相对较大的卫星上,以减小姿态不确定度的影响。

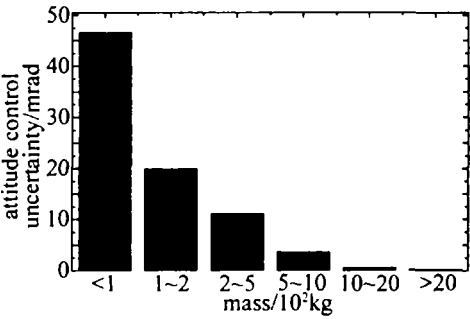


Fig 3 Satellite's mass and attitude control uncertainty

通过以上对卫星平台振动的分析,可以得出以下结论: (1)卫星振动频谱较宽,可以达到 2kHz,但是对光通信影响最大的振动主要集中在低频的 100Hz 以内,振幅小于 100μrad; (2)卫星振动呈现低频高幅度和高频低幅度的特点; (3)卫星振动在一定时间内可以看作周期性振动或类周期性振动; (4)卫星振动幅值随着质量的增加而降低,质量相同的卫星质量分布越不均匀振动幅值越大; (5)卫星振动和自身结构有关。一般规律是卫星上有效载荷越多振动幅值越大。

3 前馈振动补偿原理

卫星光通信中振动前馈补偿是指,当振动干扰加

在信号输出端时振动探测器探测振动前馈给输入端,利用执行器件控制光束输出稳定。图 4 是前馈补偿系统原理图,要求执行器件有高响应频率,补偿算法可以采用简单的算法、也可以利用自校正算法。

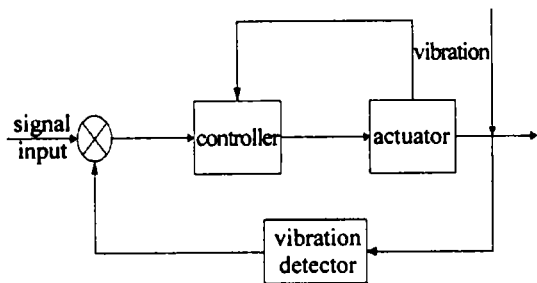


Fig 4 Block of feedforward compensation

前馈补偿的目的在于使干扰在系统输出端为最小,数学描述为:  $\theta + WG_{\text{LUM}}G_{\text{COM}}\theta = 0$  (5) 式中,  $\theta$  为卫星平台的振动角;  $W$  为振动补偿系统传递函数;  $G_{\text{LUM}}$  为光学系统的传递函数;  $G_{\text{COM}}$  为补偿环节的传递函数。

$\theta$  代表水平角和俯仰角,如果两个方向可以看作是不耦合的话,则分析一个方向即可。前馈补偿的理想程度是完全补偿,即扰动响应为 0 但是实际上这种理想状态很难达到,只要系统输出保持一个低稳定误差则视为补偿成功。

通过上面的分析,设计出如图 5 所示的振动补偿

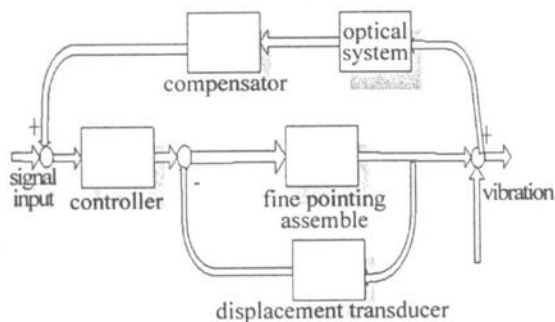


Fig 5 The design block of the vibration compensation system

系统,振动探测器采用 CCD,目前 CCD 分辨率一般都能达到微米量级,通过像素细分算法,探测振动精度可以达到微弧度量级。执行器件采用精瞄镜(二维偏转镜),精瞄镜具有 1 kHz 的响应频率。

图 5 是一个振动补偿系统的设计框图。补偿环节和光学系统是前馈通道,光学系统作为振动探测器,探

测到卫星平台振动,通过补偿算法算出相应的补偿量,通过控制器给精瞄镜,控制精瞄镜给出补偿位移。保持光束稳定。从系统框图中可以看出振动干扰全部都直接叠加在精瞄偏转角上。光学系统由透镜和 CCD 组成。补偿环节在地面实验可以利用计算机实现。

#### 4 模拟实验结果及分析

为了方便分析补偿效果,定义振动补偿因子  $\eta$  来描述对振动的补偿效果:

$$\eta = 1 - \omega_{\text{min}} / \omega_{\text{max}} \quad (6)$$

式中,  $\omega_{\text{min}}$  和  $\omega_{\text{max}}$  分别为补偿后信号幅值和补偿前信号幅值,易知  $\eta = 1$  时补偿效果最好,  $\eta = 0$  时则视为补偿失败。

图 6 是模拟前馈振动补偿系统示意图。二维偏转

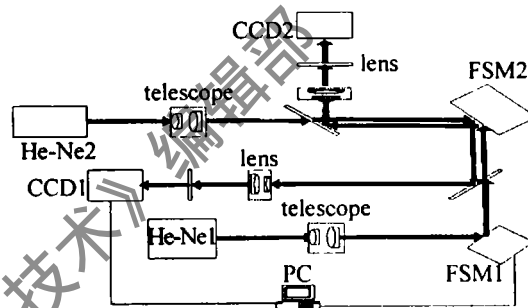


Fig 6 Optical layout of vibration compensation test

镜 FSM2 能模拟卫星的一维水平振动,信号幅度和频率可控。CCD1 和透镜组成了一套接收光路来敏感入射光的角位置,实时获得 FSM2 的振动信息。由计算机控制的精瞄镜 FSM1 和发射光路构成了振动补偿系统,通过 CCD1 获得的振动信息由计算机做出相应的处理实时补偿振动,从而抑制由平台振动导致的出射光束的角偏差,其补偿效果通过 CCD2 上读取的光信号获得。

图 7 为典型信号补偿效果图。振动信号频率选取 10 Hz 到 30 Hz。图 7a、图 7b 和图 7c 中对应的振动信号频率分别为 10 Hz、20 Hz、30 Hz。其横坐标单位为 CCD 采样的时间,在 CCD 大约采样 2 s 后,系统开始补偿。振动信号幅值取日本振动实测结果大约为 110  $\mu\text{rad}$ 。从图中可以看出,前馈补偿振动的效果是明显的。信号频率为 10 Hz、20 Hz、30 Hz 时振动补偿因子

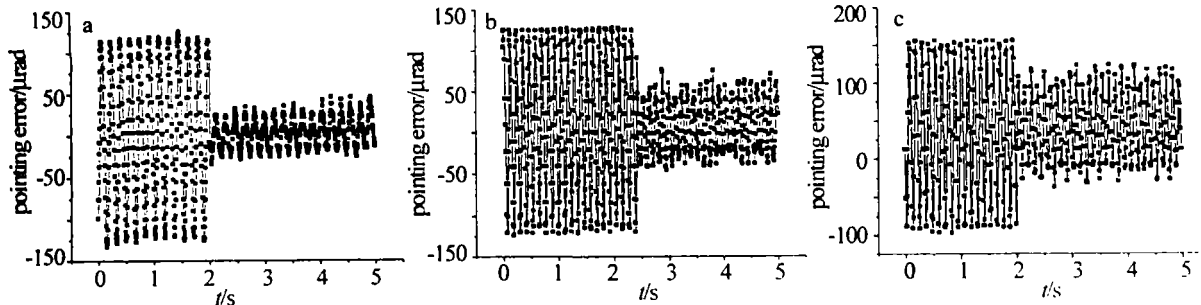


Fig 7 Result of vibration compensation test

$\eta$ 分别为 0.8、0.55、0.4,可见随着振动频率的递增,补偿效果是逐渐下降的。

在振动补偿系统设计和实验中可以得出如下结论,在光学系统参数不变的情况下影响补偿效果的因素有两个,振动探测器 CCD 的采样率和精瞄镜的谐振频率。由于本次采用的 CCD 探测器采样率较低,所以当频率在 30Hz 时虽然补偿效果明显,但是输出并不令人满意。这是由于振动探测器采样频率较低,不能完全探测振动造成的。可见,提高探测器的采样率会提高补偿效果,而增加精瞄镜的谐振频率则能够提高补偿振动频谱带宽,这些措施都会对进一步提高补偿效果提供帮助。

## 5 结 论

卫星光通信中卫星平台的振动导致光束在接收端抖动,从而增大误码率。为了降低平台振动对通信链路的影响,对卫星平台振动产生的原因进行了总结和分析,找出关于卫星平台振动的规律,并针对低频振动建立了振动补偿系统。实验结果表明,振动补偿系统可以对影响激光通信链路最为严重的低频高幅值振动有很好的补偿效果,补偿了大约 80% 的振动,可见振动补偿系统效果是明显的。但是由于模拟实验中所用器件精度的限制,补偿效果还不十分理想,下一步将继续改进系统,提高补偿效果。

(上接第 227 页)

标中  $X$ 、 $Z$  方向和像面坐标  $(x, y)$  的关系,而这个关系与  $Y$  无关,避免了  $Y$  方向步进不准造成的误差传递。

(3) 校准过程简单,对硬件要求低。该方法采用空间上严格平行的切槽结构,大大方便了特征位置的寻找,采用台阶状结构,不必要求步进电机严格等距平移。

(4) 数据处理量小,获取空间坐标速度快。由于像面坐标与空间坐标是通过解析式的形式给出。因此校准结果存储量小,知道像面坐标后通过解析式便可快速地得到世界空间坐标。

## 参 考 文 献

- [1] CHEN F, BROWN G M, SONG M. Overview of three-dimensional shapemeasurement using optical methods [J]. Opt Engng 2000, 39 (1): 10~22
- [2] SU X Y, CHEN W J. Fourier transform profilometry: a review [J]. Opt & Lasers in Engng 2001, 35 (5): 263~284

## 参 考 文 献

- [1] SCOTT P W, YOUNG P W. Impact of temporal fluctuations of signal to noise ratio on free space laser communication system design [J]. Proc SPIE, 1986, 616: 174~181
- [2] SKORM N V A, BUSCH T E, TASCILLOM A. Feedforward compensation of bending modes in high performance optical mirrors [J]. SPIE, 1995, 2381: 215~226
- [3] SKORM N V A, TASCILLOM A, BUSCH T E. Demonstration of a jitter rejection technique for free space laser communication [J]. IEEE Trans Commun, 1997, 33 (2): 568~576
- [4] ARNON S, KOLEKA N S. Laser satellite communication network vibration effect and possible solutions [J]. Proc IEEE, 1997, 85 (10): 1646~1661.
- [5] ARNON S, ROTMAN S, KOLEKA N S. Beamwidth and transmitter power adaptive to tracking system performance for free space optical communication [J]. SPIE, 1996, 2810: 176~187
- [6] TOYOSHIMA M, ARAKIK. In-orbit measurements of short term attitude and vibrational environment on the engineering test satellite VI using laser communication equipment [J]. Opt Engng 2001, 40 (5): 827~832
- [7] SUDEY J, SCUIMAN J R. In-orbit measurements of landsat-4 thematic mapper dynamic disturbances [A]. 35th Congress of the International Astronautical Federation [C]. Lausanne: IAF, 1984: 117.
- [8] LEE S, ALEXANDER J W, JEGANATHAN M. Pointing and tracking subsystem design for optical communications link between the international space station and ground [J]. Proc SPIE, 2000, 3932: 150~157
- [9] WITTE G M, van HOLTZ L, TUNBRIDGE D E L *et al*. In-orbit measurements of microaccelerations of ESA's communication satellite OLYMPUS [J]. Proc SPIE, 1990, 1218: 205~214
- [3] 苏显渝,程晓雪,郭履容. 三维物体 360°面形自动测量方法 [J]. 光学学报, 1989, 9 (7): 670~672
- [4] 贾 波,苏显渝,郭履容. 采用激光光刀的叶片三维测量方法 [J]. 中国激光, 1992, 19 (4): 271~275
- [5] 苏显渝,李杰林,李继陶. 激光片光三维传感中降低散斑影响的新方法 [J]. 光学学报, 1997, 17 (2): 211~215.
- [6] 李万松,苏显渝. 激光线光三维传感的直接映射方法 [J]. 光学学报, 1997, 17 (4): 447~451.
- [7] J N HNE B, HAUBECKER H, GEBLER P. Handbook of computer vision and applications [M]. Santiago de Cuba: Academic Press, 1999: 450~455
- [8] H USLER G, SCHNFELD H, STOCKINGER E. Kalibrierung von optischen 3D-sensoren [J]. Optik, 1996, 10 (3): 93~100
- [9] 刘凤梅,段发阶,叶声华. 利用齿形靶标标定线结构光传感器结构参数的新方法 [J]. 计量技术, 1999 (7): 3~6
- [10] 邹小平,苏显渝,张启灿. 激光片光三维传感中提高深度分辨率的方法 [J]. 激光技术, 2004, 28 (2): 196~198
- [11] 徐士良. C 算法程序集 [M]. 2版,北京:清华大学出版社,1996: 27~29.