

文章编号 1004-924X(2013)01-0062-07

空间光电跟踪系统动量平衡设计与试验

李治国^{1,2*}, 高立民¹, 张博妮³, 崔凯², 王振宇¹

(1. 中国科学院 西安光学精密机械研究所, 陕西 西安 710119;

2. 中国科学院大学, 北京 100039;

3. 西安应用光学研究所, 陕西 西安 710065)

摘要:研制了空间光电跟踪系统的输出力矩(角动量)和动量自补偿的平衡轮,用于降低光电跟踪系统运动对卫星平台姿态的影响。根据光电跟踪系统对目标捕获和跟踪成像的指标要求,针对其频繁启动、速度和加速度变化范围大、速度频繁过零等区别于卫星姿态控制用平衡轮的特点,基于角动量平衡原理设计了一种平衡轮。通过有限元法完成了平衡轮的模态分析和结构优化,建立了包含平衡轮的光电跟踪系统的机电动力学数学模型,利用 Matlab/Simulink 对光电跟踪系统的方位轴系进行了模型的仿真计算。为验证其可行性,研制了一套平衡轮原理样机,提出了基于单轴气浮平台的平衡轮性能测试方法,并完成了模拟方位轴系的残余角动量检测。仿真和试验结果显示,平衡轮的使用将光电跟踪系统对平台的残余角动量输出减小了 96%,表明所设计的平衡轮结构和控制系统合理可行,能够满足空间应用的需求。

关键词:卫星姿态;光电跟踪转台;动量平衡;平衡轮;气浮台

中图分类号: V474.6; V412.4 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20132101.0062

Design and experiment of momentum balance wheels for optoelectric tracking gimbals

LI Zhi-guo^{1,2*}, GAO Li-min¹, ZHANG Bo-ni³, CUI Kai², WANG Zhen-yu¹

(1. Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics,
Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710119, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China;

3. Xi'an Institute of Applied Optics, Xi'an 710065, China)

* Corresponding author, E-mail: lzg@opt.ac.cn

Abstract: A balance wheel to offset output torques and momentums of the gimbals during working was researched to eliminate the influence of movement of an optoelectronic tracking system on the satellite attitude. The balance wheels used in gimbals based on satellites are characterized by starting frequently, changing extensively in velocity and acceleration, and passing zero of velocity, which are quite different from that used to control satellite attitude. Therefore, a new balance wheel was designed based on angular momentum balance principle to meet the requirements of optoelectronic tracking gimbals

收稿日期:2012-09-21;修订日期:2012-10-22.

基金项目:CE-3 有效载荷分系反射镜及转台

for acquiring and tracking targets. The model and structure of the balance wheel were analyzed and optimized by finite element methods. Then an electromechanical dynamic model for describing the dynamic characteristics of optoelectronic tracking gimbals with the balance wheels was established, and the simulation for an azimuth rotor was researched by Matlab/Simulink and the reasonable results were presented. To verify the feasibility, a model prototype was developed. Then the experiment method based on an air bearing table was presented and the residual angular momentum was tested. Analysis and test results show that the residual angular momentum has reduced by 96%. The research verifies that the balance wheel can satisfy the application requirements of satellites.

Key words: satellite attitude; optoelectronic tracking gimbal; momentum balance; balance wheel; air bearing table

1 引言

空间应用光电跟踪系统搭载在空间卫星平台上对目标进行捕获、跟踪和瞄准,主要应用在空间自由激光通信、量子通信、空间天文观测等领域^[1-5]。

二维转台是一种典型的光电跟踪系统,通常由两套转动轴系结构组成,用于实现两个自由度的转动。在太空的微重力作用下,处于自由浮动状态的卫星及其搭载的光电跟踪系统,因存在动力学和运动学上的耦合而相互影响,特别是在两者转动惯量相差不大时,这种影响尤其明显;当跟踪系统对目标进行捕获和跟踪时,由此产生的运动会干扰卫星的姿态控制,进而影响卫星上其它有效载荷的正常工作。用动量轮、反作用轮或平衡轮构成的动量实时补偿组件已经在航天卫星姿态控制中得到了广泛应用^[6-10],其特点是大部分时间处于常运转状态、加速度小、速度变化范围小、不频繁过零点等。而转台用动量平衡机构需要根据转台的运动规律实时调整运动参数,来补偿转台运动对卫星产生的力矩和动量输出,它的特点是频繁启动、速度和加速度变化范围大、速度频繁过零等。关于地面光电跟踪系统的动力学建模与仿真的报道已有多篇^[11-12],但空间应用光电跟踪系统的动力学研究还较少^[13],仅有论文给出了仿真计算结果,却未能进行试验验证。

本文以典型的二维转台为例,基于角动量平衡原理设计了一套用于实现动量补偿的平衡轮系

统;给出了转台方位轴系和平衡轮的耦合动力学模型,并进行了性能仿真计算;利用单轴气浮台实现了模拟方位轴系的力矩和动量补偿试验。试验结果表明,该平衡轮系统可以满足设计指标要求。

2 动量平衡方法及典型结构分析

二维转台两个转动轴分别称为方位轴和俯仰轴,典型结构如图1所示。转台运动过程中的力矩输出平衡方法包括外部法和内部法。外部法将转台的控制与卫星的控制进行耦合,即当转台进行捕获和跟踪时,卫星根据转台的运动参数通过其动量轮进行实时姿态补偿,以消除转台对卫星的姿态扰动;内部法通过转台自身对其力矩输出进行补偿,以降低对卫星姿态的干扰。外部法增加了卫星控制的复杂程度,参与控制的变量较多,容易引起的问题较多;而内部法相对简单,由转台自身控制系统完成力矩补偿,可靠性高。

内部法的实现基于角动量平衡原理,在二维转台的轴系支撑部件上安装平衡轮,为简化控制策略,要使平衡轮的回转轴与转台的轴系保持平行。比如将方位轴系平衡轮安装在转台底座上,通过设计和加工来保证两轴的平行度。

在此,假设图1所示二维转台的设计要求为:

俯仰轴系转动惯量为: $2.6 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$;

方位轴系转动惯量为: $5.5 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$;

角加速度为: $0.1 \sim 15 \text{ (}^\circ\text{)/s}^2$;

角速度为: $0.1 \sim 10 \text{ (}^\circ\text{)/s}$;

残余角动量:小于 $0.07 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$ 。

在此取平衡轮的最大转速为 1 750 r/min, 根据角动量平衡原理, 对应的转动惯量为 $5.23 \times 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。

平衡轮的设计指标有:

工作转速: $0 \sim \pm 1 750 \text{ r/min}$;

最大输出角动量: $\geq 0.959 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$;

电机电源: $(28 \pm 1) \text{ V}$;

飞轮动不平衡量: $\leq 20 \text{ mg}$;

最大反作用力矩: $0.48 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。

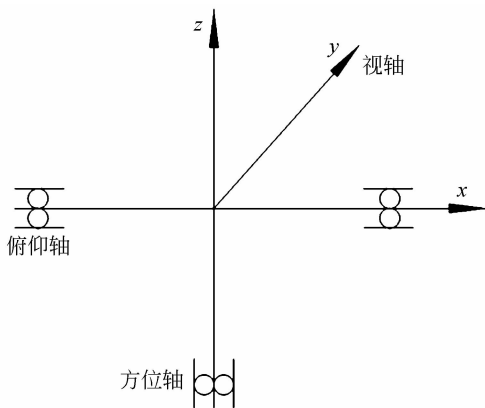


图 1 二维转台结构示意图

Fig. 1 Principle diagram of gimbal

按照指标要求, 平衡轮的结构设计如图 2 所示。平衡轮主要由无刷直流力矩电机、惯量轮轮体、支撑轴系、测速组件、底座和密封盖等部分组成。电机转子和惯量轮轮体为一体化设计与加工, 该组件通过螺钉与支撑轴承座固定。支撑轴和电机定子都与底座连接。采用霍尔磁钢测速组件, 磁钢粘接在电机转子端面上, 霍尔均布在电机定子上, 通过脉冲数实现测速。轮体在电机驱动力的作用下旋转从而实现安装基体的力矩和动量平衡。

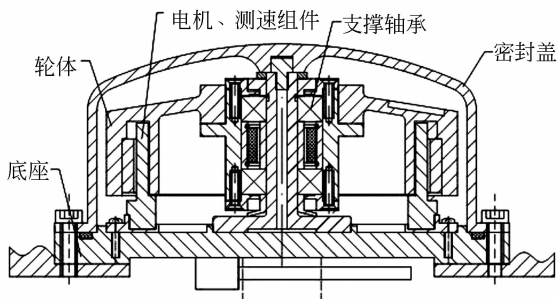


图 2 平衡轮结构原理图

Fig. 2 Principle diagram of balance wheel

利用有限元法对平衡轮完成了结构优化和模态分析, 得到了平衡轮的前 3 阶谐振频率, 各阶频率及其振型描述见表 1。结构的谐振频率远高于控制系统的带宽, 所以不会产生耦合振动。

表 1 平衡轮前 3 阶谐振频率

Tab. 1 The first 3 order resonance frequencies of balance wheel

阶数	频率/Hz	振型描述
1	330.86	径向弯曲
2	331.71	径向弯曲
3	489.95	轴向振动

3 动量平衡控制系统模型及仿真

根据电压平衡方程和力矩平衡方程, 方位轴及其驱动电机的机电耦合动力学模型如下:

$$\frac{L_a J}{k_m} \frac{d^2 \Omega}{dt^2} + \frac{R_a J}{k_m} \frac{d \Omega}{dt} + k_e \Omega = u_r - \left(\frac{L_a}{k_m} \frac{dM_c}{dt} - \frac{R_a}{k_d} M_c \right), \quad (1)$$

其中: u_r 为电枢控制输入电动势; E_a 为反电动势; M 为驱动力矩; M_c 为阻力矩; Ω 为角速度; k_e 为反电动势系数; k_m 为力矩系数; L_a 为电感; R_a 为电阻; J 为电机方位轴转子及电机转子的等效转动惯量。

平衡轮及其控制电机的机电耦合动力学方程与式(1)相似。对动力学方程进行变换, 可得平衡轮系统模型为:

$$G(s) = \frac{k_e}{LJ s^2 + JR_a s + k_e k_m}, \quad (2)$$

其中: k_m 为力矩系数, k_e 为反电动势系数, L 为电感, R_a 为电阻。

利用 Matlab/Simulink 建立跟踪转台方位轴系与平衡轮的机电动力学仿真模型, 如图 3 所示。转台控制系统采用速度内环和位置外环的双闭环控制方式, 通过不断调整参数来获得最优的 PID 控制参数。控制系统将测得的转台角速度实时反馈给平衡轮控制单元, 由平衡轮控制单元实现平衡轮的加速度和速度的控制。

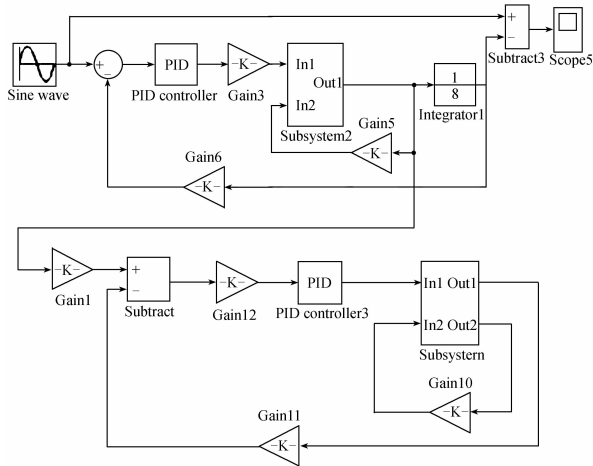


图 3 方位轴系动力学模型仿真框图

Fig. 3 Simulation frame of azimuth dynamic model

给控制模型输入 $\omega = -0.035 \pi \sin\left(\frac{\pi}{6} t\right)$ 的速度曲线,仿真结果见图 4。无平衡轮补偿时,系统

对外输出的最大角动量约为 $0.6 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$;有平衡轮补偿时,系统对外输出的最大角动量约为 $0.017 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$ 。仿真结果表明,采用平衡轮后角动量输出减小了 97.2%。

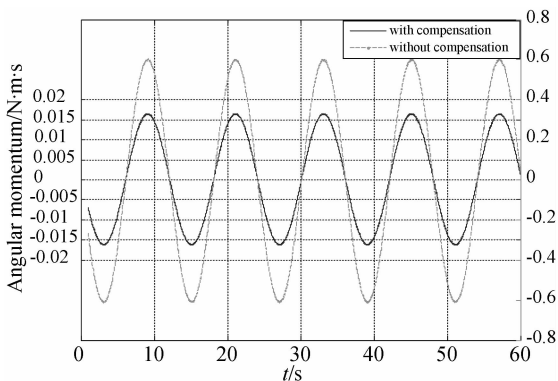


图 4 无/有平衡轮补偿时残余角动量

Fig. 4 Residual angular momentum without/with compensation of balance wheel

4 动量平衡试验

4.1 关键参数识别

卫星姿控测试全物理仿真通常采用三轴气浮台,但由于三轴气浮台的试验难度大,部分采用单

轴气浮台进行测试。本文研制了一套模拟方位轴系的单轴系结构,主要零部件包括轴承、电机、编码器、底座、方位旋转轴和平衡轮等,外部结构如图 5 所示。利用单轴气浮台对方位轴系的补偿性能进行测试,有利于从试验角度深入分析单个轴系的动力学和运动学问题。

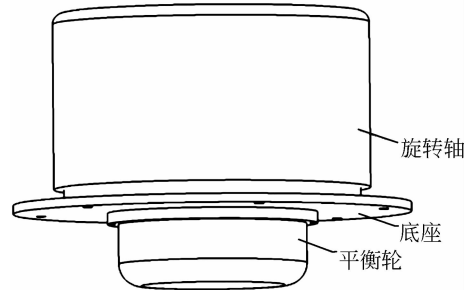


图 5 单轴系机构

Fig. 5 Single axis mechanism

转台的残余角动量测试系统包括单轴气浮台及其内部的测角单元(如图 6 所示)、转动惯量测试组件、气浮台测速单元以及为台上设备供电的蓄电池等。台上与台下设备实现完全物理隔离,以最大限度地保证试验数据的真实性。

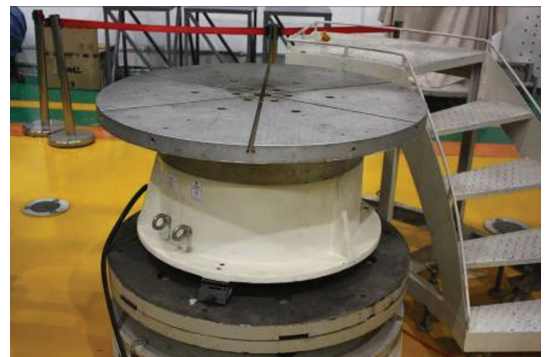


图 6 单轴气浮台

Fig. 6 Single axis air bearing table

系统转动惯量测试采用文献[14]所述的力矩法。在气浮台外边缘施加一定的力矩,通过气浮台的编码器和台面上的陀螺同时对气浮台的角度和角速度进行测量,而后计算台面及其上部载荷的转动惯量。测量共进行了 3 次,平均值为 $20.063 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。

在气浮台上布置设备时尽量使台面的负载质

量对称分布,以减小倾覆力矩的影响,同时避免转台在运动过程中与周围设备发生干涉。然后对气浮台进行调平,调平误差小于 $2''$ 。台面调平后让气浮台自身漂移 30 min,采集到的速度曲线如图 7 所示,系统的最大角速度小于 $0.0035 (^{\circ})/s$,对应的角动量误差为 $0.0012 N \cdot m \cdot s$ 。

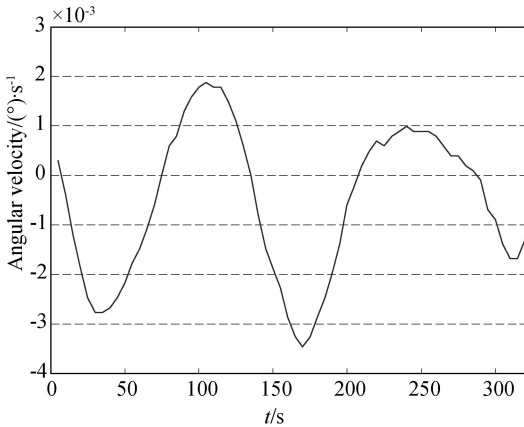


图 7 气浮台自漂角速度曲线

Fig. 7 Angular velocity of air bearing table while self-drafting

4.2 动量平衡试验结果及分析

试验时,给方位轴电机加电使角位移按余弦运动,设转台的最大角位移为 12° ,周期为 12 s,则转台的方位轴运动方程为:

$$\theta = 0.21 \cos\left(\frac{\pi}{6}t\right). \quad (3)$$

将位移方程进行一阶微分,可以得到转台的角速度变化方程:

$$\dot{\theta} = -0.035\pi \sin\left(\frac{\pi}{6}t\right). \quad (4)$$

首先在平衡轮不工作,转台按照式(3)的方程运动时,用 100 Hz 的采样频率保存转台运动中气浮台的角速度变化数值,试验重复做了 3 次,气浮台的角速度变化曲线如图 8 中的虚线所示。从曲线的变化可以看出,气浮台的最大角速度约为 $2 (^{\circ})/s$,试验前测量的转动惯量为 $20.063 kg \cdot m^2$,则对应的角动量为 $0.70 N \cdot m \cdot s$,这个量级的扰

动对卫星姿态控制来说是个不小的干扰,必须由转台自身来补偿。

当平衡轮工作,其他实验条件同上前,角速度的变化曲线如图 8 中的实线所示。从曲线可以看出,气浮台的最大角速度小于 $0.09 (^{\circ})/s$,则对应的角动量为 $0.0315 N \cdot m \cdot s$ 。这说明采用平衡轮后输出角动量减少了 96%,这个量级的扰动小于设计指标要求的 $0.07 N \cdot m \cdot s$ 。

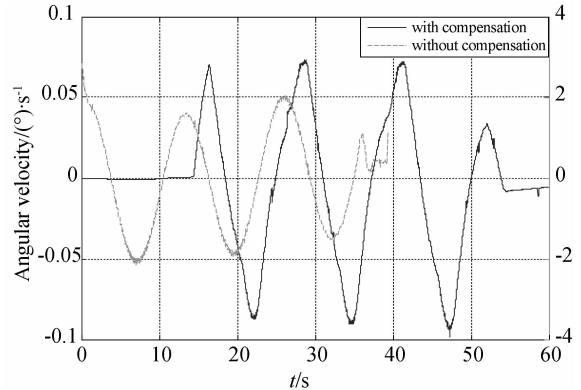


图 8 无/有平衡轮补偿下气浮台角速度变化曲线
Fig. 8 Angular velocity of single axis air bearing table without/with compensation of balance wheel

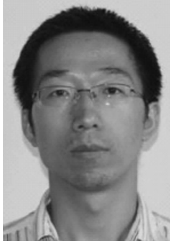
5 结 论

本文主要研究了空间应用光电跟踪系统输出力矩和动量自补偿的平衡轮,完成了平衡轮的模态分析和结构优化,建立了包含平衡轮的光电跟踪系统的机电动力学数学模型并对方位轴系进行了仿真计算。平衡轮原理样机的设计、分析、加工和试验结果表明,所设计的平衡轮将光电跟踪系统对平台的残余角动量由 $0.7 N \cdot m \cdot s$ 减小到了 $0.0315 N \cdot m \cdot s$,减少了 96%,满足设计指标要求。同时,试验结果与仿真结果吻合较好,从而验证了模型的正确性。本文所设计的平衡轮系统解决了空间应用光电跟踪系统对卫星平台的姿态干扰问题。

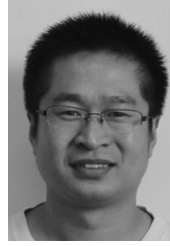
参考文献:

- [1] OPPENHAUSER G, WITTING M, POPESCU A. The European SILEX project and other advanced concepts for optical space communications [J]. *SPIE*, 1990, 1522: 2-13.
- [2] OPPENHAUSER G, WITTING M. The European SILEX project; concept, performances, status and planning [J]. *SPIE*, 1990, 1218: 27-37.
- [3] NIELSEN T T, OPPENHAEUSER G. In orbit test result of an operational optical intersatellite link between ARTEMIS and SPOT4, SILEX[J]. *SPIE*, 2002, 4635: 1-15.
- [4] AKIO Y, TOSHIHIRO H, TAKAFUMI S, *et al.*. Japanese first optical inter-orbit communications engineering test satellite (OICETS) [J]. *SPIE*, 1994, 2210: 30-38.
- [5] MASAYUKI F, KEN'ICHI A, HIROSHI A, *et al.*. Current and future activities in the area of optical space communications in Japan [J]. *SPIE*, 1991, 1522: 14-26.
- [6] 吕建婷,马广富,宋斌. 偏置动量轮控卫星姿态控制 [J]. *控制工程*, 2007, 14(6): 569-571.
- LV J T, MA G F, SONG B. Attitude control momentum biased on satellite with wheels [J]. *Control Engineering of China*, 2007, 14(6): 569-571. (in Chinese)
- [7] 武俊峰,安静,徐春剑. 姿控飞轮控制系统设计及转速过零分析[J]. *光学精密工程*, 2009, 17(4): 801-806.
- WU J F, AN J, XU CH J. Design of control system of flywheel and analysis on approach to zero speed [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009, 17(4): 801-806. (in Chinese)
- [8] 白越,吴一辉,韩邦成. 飞轮单轴姿态控制及储能系统[J]. *光学精密工程*, 2008, 16(8): 1446-1451.
- BAI Y, WU Y H, HAN B CH. Single axis attitude control and energy storage system with two flywheels [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(8): 1446-1451. (in Chinese)
- [9] 程颢,葛升民,刘付成. 反作用飞轮力矩模式控制系统设计[J]. *宇航学报*, 2006(6): 1248-1253.
- CHENG H, GE SH M, LIU F CH. The design of torque mode control for reaction wheel system [J]. *Journal of Astronautics*, 2006(6): 1248-1253. (in Chinese)
- [10] 费从宇,李英堂. 飞轮转速过零时卫星姿态的非线性控制[J]. *航天器工程*, 2000, 9(1): 37-41.
- FEI C Y, LI Y T. Nonline control law of satellite attitude at zero-speed of reaction wheels [J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2000, 9(1): 37-41. (in Chinese)
- [11] 李慧,沈湘衡. 光电经纬仪的机电动力学建模与耦合[J]. *光学精密工程*, 2007, 15(10): 1577-1582.
- LI H, SHEN X H. Electromechanical dynamic modeling and coupling for optoelectronic theodolite [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(10): 1577-1582. (in Chinese)
- [12] 许峰,郭勇,余炜,等. 光电经纬仪机电耦合动力学模型仿真及分析[J]. *光子学报*, 2008, 37(10): 2076-2079.
- XU F, GUO Y, YU W, *et al.*. Simulation and analysis on electromechanical dynamics of optical-electric theodolite [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2008, 37(10): 2076-2079. (in Chinese)
- [13] 钱鑫森,赵志明,郭勇. 天基经纬仪二轴自平衡转台动力学分析[J]. *振动与冲击*, 2008, 27(8): 78-81.
- QIAN X S, ZHAO ZH M, GUO Y. The research of self-balanced two-axis system in space theodolite [J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2008, 27(8): 78-81. (in Chinese)
- [14] 许峰,李治国. 一种用单轴气浮平台测量角动量的方法[J]. *科学技术与工程*, 2007(24): 6479-6482.
- XU F, LI ZH G. Method of coupling testing angular momentum based on air spindle testbed [J]. *Science Technology and Engineering*, 2007(24): 6479-6482. (in Chinese)

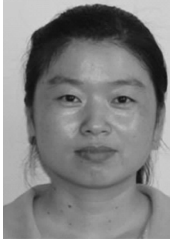
作者简介:



李治国(1976-),男,陕西绥德人,硕士,副研究员,2005年于西安交通大学获得硕士学位,主要从事光电跟踪系统的设计与分析。E-mail: lzg@opt. ac. cn



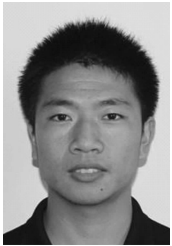
王振宇(1983-),男,安徽萧县人,硕士,助理研究员,2009年于西北工业大学获得硕士学位,主要从事光学精密结构的设计与分析。E-mail: wzy@opt. ac. cn



张博妮(1977-),女,陕西西安人,硕士,高级工程师,2005年于西安交通大学获得硕士学位,主要从事光电精密检测技术的研究。E-mail: zhangboni77@ yahoo. com



高立民(1965-),男,陕西韩城人,研究员,博士生导师,1988年于浙江大学获得学士学位,主要从事光电跟踪与测量设备的总体设计。E-mail: glm@opt. ac. cn



崔凯(1987-),男,陕西西安人,硕士研究生,主要从事光电测量设备系统建模与仿真的研究。E-mail: cuikai@opt. cn

(版权所有 未经许可 不得转载)