

地面姿态模拟光源技术研究

王凌云^{1,2}, 王博¹, 张国玉^{1,2}, 孙高飞^{1,2}, 苏拾^{1,2}, 刘石^{1,2}

(1. 长春理工大学光电工程学院, 吉林 长春 130022;
2. 吉林省光电测控仪器工程技术研究中心, 吉林 长春 130022)

摘要: 太阳敏感器和红外地球敏感器是卫星姿态控制的重要部件, 在卫星升空前必须对其进行地面实验。设计了一套由 4 条光缝组成的太阳模拟光源和针对地球同步轨道高度 15.6° 张角的南北红外地球模拟光源。详细介绍了地面姿态模拟光源系统的组成及总体结构, 采用红外光学技术, 设计了地球模拟光源的错准直透镜, 同时为了保证各模拟光源对真实卫星的安全对接试验, 确认各光源对星上产品的激励作用满足要求, 设计了地面姿态模拟光源安装支架。地球模拟光源能够模拟地球弦宽 15.6° 及卫星 10~120 rpm 的自旋转速, 通过实验对地球模拟光源弦宽及转速进行了测试, 结果表明模拟地球弦宽误差不大于 0.04° , 转速锁相误差不大于 ± 1 ms。

关键词: 太阳模拟; 地球模拟; 地球弦宽; 绝缘安装板

中图分类号: V556 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2015)07-2080-07

Ground attitude simulation light source technology

Wang Lingyun^{1,2}, Wang Bo¹, Zhang Guoyu^{1,2}, Sun Gaofei^{1,2}, Su Shi^{1,2}, Liu Shi^{1,2}

(1. School of Electro-Optical Engineering, Changchun University of Science and Technology, Changchun 130022, China;
2. Jilin Engineering Research Center of Photoelectric Measurement & Control Instrument, Changchun 130022, China)

Abstract: The solar sensor and the infrared earth sensor are important equipments for controlling the satellite's attitude; they must be tested in the ground before the satellite launch. The system includes one solar simulating light which's made up of four slits and two earth simulating lights which is simulated for an earth angle of 15.6° of earth synchronous orbit height. In this paper, the overall structure and the components of the ground attitude simulation lights were described. To design the system, infrared optical technique was used and the germanium collimating lens was designed, meanwhile the installation institutions of the ground attitude simulation light source was designed in order to connect the simulation light source to the real satellite safely for ensuring the requirements of the star products. The earth simulation light can simulate the earth chord width of 15.6° and the speed of the satellite is 10-120 rpm. The earth chord width and speed were tested through experiment, which show that the earth angle error is less than 0.04° and speed phase-locked error is no more than 1 ms.

Key words: solar simulating; earth simulating; earth chord width; insulating mounting board

收稿日期: 2014-11-20; 修订日期: 2014-12-19

作者简介: 王凌云(1977-), 女, 副教授, 博士, 主要从事光电检测技术与仪器、空间科学与技术、靶场测试技术等方面的研究。

Email: 15004318783@126.com

0 引言

太空中的卫星主要依靠地球、太阳、恒星等作为目标来确定自己的姿态^[1],分别用地球敏感器、太阳敏感器、星敏感器做姿态测量。风云二号卫星在太空中把太阳、地球选作参照物,利用星上太阳敏感器和南北红外地球敏感器进行自身的姿态控制^[2]。

每颗风云二号卫星配备 1 台太阳敏感器,2 台红外地球敏感器,其中 2 台红外地球敏感器完全相同,分别称为南地球敏感器、北地球敏感器。每台地球敏感器配备 2 份红外探测器,同时为了在太阳入射红外探测器时能够禁止红外输出,配备了 2 份太阳探头,用于探测是否有太阳入射,与 2 份红外探头配合使用。当太阳探头探测到有太阳入射时,自动禁止对应的红外探头。地球敏感器安装于自旋卫星上,随卫星一起旋转,每旋转 1 圈扫描地球圆盘一次^[3]。

1 地面姿态模拟光源组成及总体结构

地面姿态模拟光源包括太阳模拟光源和南(北)红外地球模拟光源,主要由小型太阳模拟光源及其安装支架、南红外地球模拟光源、北红外地球模拟光源、南红外地球模拟光源安装板、北红外地球模拟光源安装板、地面姿态模拟光源控制系统等七部分组成。其总体结构如图 1 所示,太阳模拟光源直接安装在太阳敏感器上,为太阳敏感器提供所需的太阳光模拟信号;南(北)红外地球模拟光源分别通过南(北)红外地球模拟光源安装板安装在整星上,并且

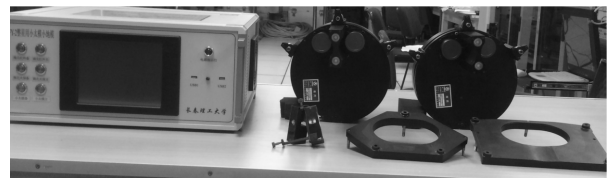
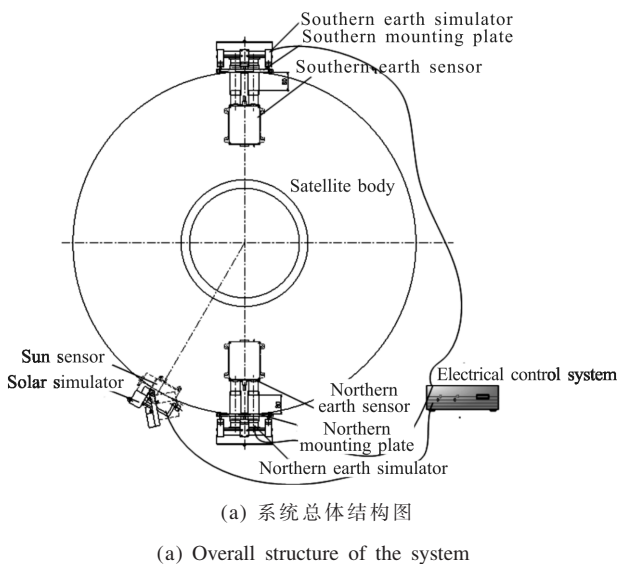


图 1 地面姿态模拟光源总体结构

Fig.1 Overall structure of the ground posture simulation light source

与南(北)红外地球敏感器对准,为南(北)地球敏感器提供所需的红外地球模拟信号和太阳保护信号。

1.1 太阳模拟光源

1.1.1 太阳模拟光源主体结构设计

地面姿态模拟光源系统中的太阳模拟光源主要用于给整星上的太阳敏感器提供太阳光激励,用于模拟太阳光^[4]。每台太阳敏感器分为直缝和斜缝,直缝和斜缝又分别有主备两个光缝,为了模拟 0.35 个等效太阳常数,系统设计的太阳模拟光源用氙气闪光灯作为光源,主要由太阳模拟光源本体、太阳模拟光源安装支架两部分组成,其主体结构如图 2 所示。

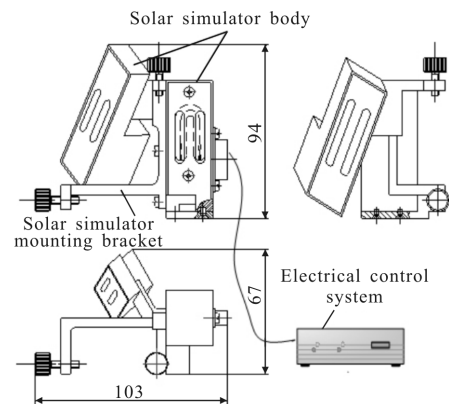


图 2 太阳模拟光源主体结构

Fig.2 Body structure of the solar simulator

由于有效被照面 F 面的辐照度:

$$E = \frac{0.35 \cdot S}{K} = \frac{0.35 \times 1353}{0.5} = 947.1 \text{ W/m}^2 \quad (1)$$

式中: S 为太阳常数; K 为折算成太阳波段 0.4~1 μm 的辐射能量系数。

$$K = \frac{\int_{0.4}^{1.0} E(\lambda) d\lambda}{\int_0^{\infty} E(\lambda) d\lambda} = 0.5 \quad (2)$$

U 型氙气闪光灯所需能量:

$$W_F = E \cdot 4\pi R^2 \cdot \frac{5}{6} = 947.1 \times 4 \times 3.14 \times 15^2 \times \frac{5}{6} = 2.23 \text{ W} \quad (3)$$

式中: $R=15\text{ mm}$ 。

根据以上的计算 U 型氙气闪光灯功率为 2.23 W 时,有效被照面能量可达到 947.1 W/m^2 ,太阳常数可达 0.35 s,设计上选用 6WS 的 U 型氙气闪光灯。

1.1.2 太阳模拟光源安装支架设计

为了便于整星上太阳传感器进行测试,太阳须通过安装支架直接安放在太阳传感器上,因此安装支架应具有定位和绝缘功能。太阳模拟光源安装支架主要由安装支架弯板、水平绝缘锁紧螺钉、垂直绝缘锁紧螺钉等组成,如图 3 所示。通过垂直绝缘锁紧螺钉、水平绝缘锁紧螺钉将小太模夹持在太阳传感器上。为了绝缘,锁紧螺钉和垫块均采用四氟乙烯材料。



图 3 太阳模拟光源安装支架

Fig.3 Mounting bracket of the solar simulator

地面姿态模拟光源系统中南(北)地球模拟器用于给南(北)红外地球传感器提供红外光源激励和太阳光源激励,模拟红外地球圆盘和太阳光源,包括电加热膜、热地球圆盘、热地球光阑、热敏电阻、光学调制器、步进电机、光电耦合器、锗准直透镜、遮光罩、南(北)红外地球模拟光源安装微调装置、南(北)红外地球模拟光源本体机械结构、电气接口、南(北)太保光源及驱动电路等组成,其主体结构如图 4 所示。

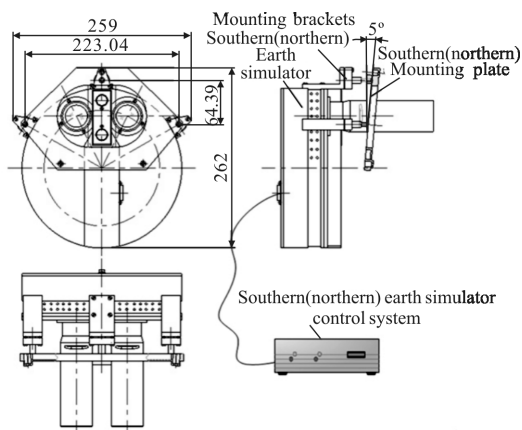


图 4 南(北)红外地球模拟光源主体结构

Fig.4 Body structure of the north(south) earth simulator

1.2 南(北)红外地球模拟器光源

1.2.1 锗准直透镜设计

人造卫星的静止轨道高度是 35 800 km,在太空中,星上红外地球传感器接收到的地球红外辐射可以看做是无限远光源的红外辐射,红外地球传感器地面测试性能时,红外地球模拟光源和红外地敏距离比较近,为了模拟太空真实状况,系统采用了加一个准直光学系统来模拟 35 800 km 实际工作距离。将地球光阑放置在锗准直透镜物方焦面附近,这样红外地球传感器接收的是平行光,相当于无限远处发射的红外光^[5]。

地球传感器的工作波段为 14~16.25 μm ,所选材料在这个波段应有较高的透过率^[6],因而选用高纯度锗(Ge)单晶材料,其在中心波长 15.125 μm 时, $n=4.0014$ 。

锗准直透镜的形状有平凸或弯月型两种可选用。从像差方面考虑,在通光口径和焦距相同的条件下,弯月型锗准直透镜的边缘球差、宽光束子午慧差、细光束子午场曲和子午光束最小弥散范围均比平凸型锗准直透镜小的多,即弯月型的球差及弥散斑远小于平凸型。

锗单晶在 14~16.25 μm 是一种透射性能较好的红外材料^[7],但吸收较大,表面的反射损失也很大,不能采用两个以上的透镜组合来设计光学系统,为了减少反射损失,选择单片弯月型锗透镜的方案进行设计,如图 5 所示。

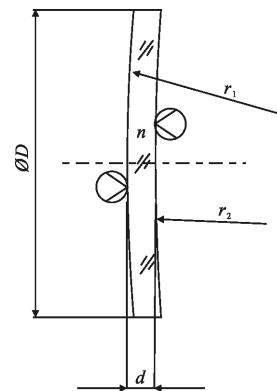


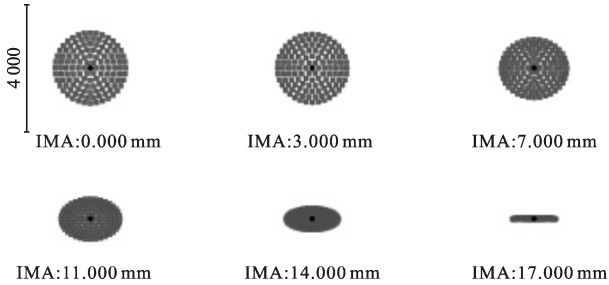
图 5 锗准直透镜

Fig.5 Germanium collimating lens

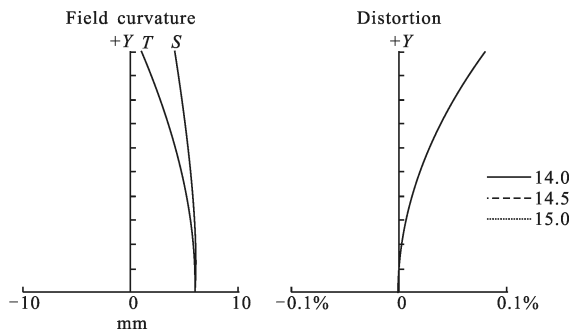
为了减少锗准直透镜表面的反射损失,提高透射率,透镜双面镀减反膜^[8]。采用反射极值法对锗准直透镜的球面进行直接监控,并采用双舟镀制 ZnS 红外减反射膜。通过调整舟的蒸发角度,镀膜时工件

转动,提高膜厚的均匀性,镀制后进行高温热处理,以消除内应力,提高膜层牢固度。

为此设计了有效通光口径 $D_0=\Phi 34\text{ mm}$ 、焦距 $f'=89.0406\text{ mm}$ 、曲率半径 $r_1=81.264\text{ mm}$ 、 $r_2=113.000\text{ mm}$ 、中心厚度 $d=3.5\text{ mm}$ 的锗准直透镜,其点列图和像差曲线如图 6 所示。



(a) 光阑位置处不同视场点列图
(a) Spot diagram of different field angles



(b) 像差曲线
(b) Distortion curves

图 6 锗准直透镜点列图和像差曲线

Fig.6 Spot diagram and distortion curve of the germanium collimating lens

1.2.2 热地球圆盘设计

热地球主体为 $\Phi 35\text{ mm}$ 的铝质圆盘,在热地球的背面用导热硅胶贴电加热膜以保证整个地球表面的温度均匀性。在电加热膜后面是一圆形耐温隔热层,材料为石棉灰,结构如图 7 所示。

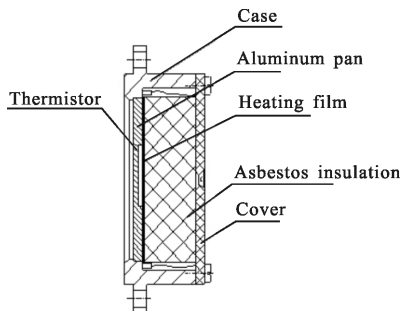


图 7 热地球的结构图

Fig.7 Structure of the infrared earth

根据小空间对流换热理论,为了实现室温加热到 $70\text{ }^\circ\text{C}$ 加热时间不大于 1 min ,选取了交流 30 V 供电,阻值为 $46\text{ }\Omega$ 的电加热膜如图 8 所示。

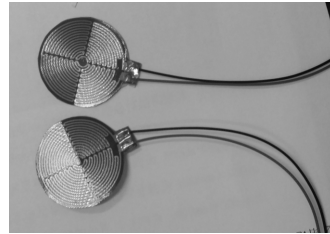


图 8 电加热膜

Fig.8 Electric heating film

1.2.3 热地球光阑设计

为实现地球圆盘(15.6°)的模拟,地球光阑采用平板式结构,材料为铝板,表面黑色阳极氧化处理,其内圆边界即是地平,如图 9 所示。

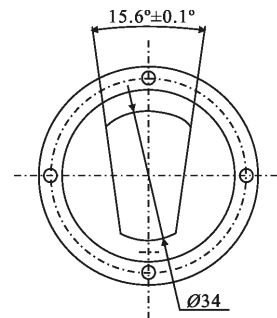


图 9 地球光阑结构图

Fig.9 Structure of the earth diaphragm

1.2.4 光学调制器设计

光学调制器为 $10\sim 110\text{ rpm}$ 可调,其中包括转速为 20 rpm 、 30 rpm 、 40 rpm 、 50 rpm 、 90 rpm 、 99.5 rpm 、 100 rpm 和 110 rpm 八个固定转速,主要由调制盘、驱动电机、频率控制电路组成。调制盘由中心为转轴的金属片制作,在金属片边缘开了 1 个扇形通光孔,如图 10 所示。

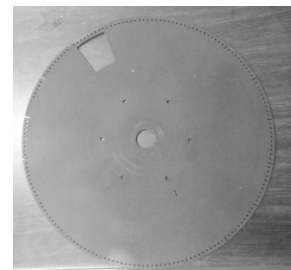


图 10 光学调制盘结构图

Fig.10 Structure of the optical modulation disk

调制盘频率采用 42BYG250CK-0151 型混合式步进电机进行控制,其频率控制电路如图 11 所示。

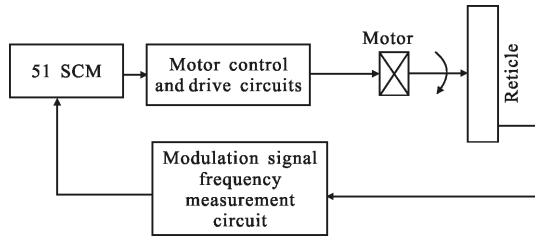


图 11 调制盘控制电路结构框图

Fig.11 Diagram of the modulation disk control circuit

1.2.5 南(北)地球模拟光源安装板设计

为了便于对地敏进行整星星上测试,设计了南(北)红外地球模拟光源安装板,如图 12 和图 13 所示,其中 3 个 M5 螺纹孔为地球模拟光源安装孔,其余为南(北)安装板与整星的安装孔。

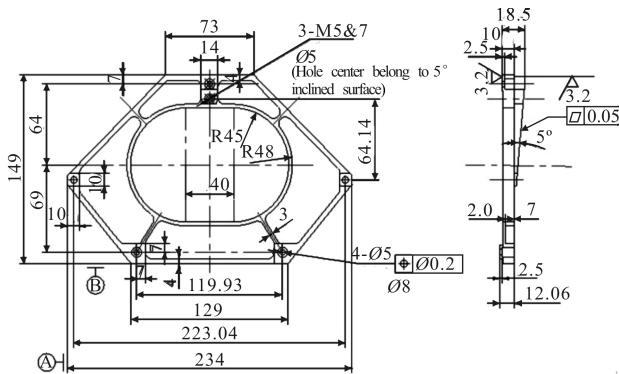


图 12 南红外地球模拟光源安装板

Fig.12 Mounting plate of the southern infrared earth simulator

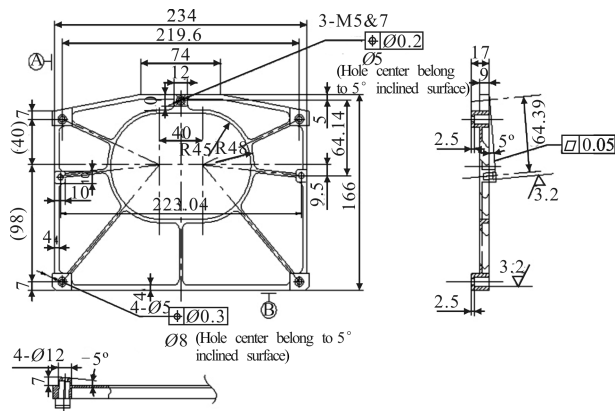


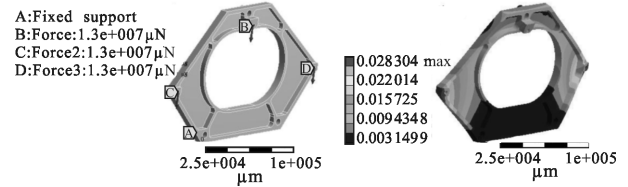
图 13 北红外地球模拟光源安装板

Fig.13 Mounting plate of the northern infrared earth simulator

为了安全起见,南(北)安装板选用具有绝缘、耐高温、强度和刚度较高的合成材料聚矾,并分别进行

了静力学和热学有限元分析。

分别对南(北)安装板施加 4 kgf 载荷,载荷中心距离安装板 85 mm 下进行有限元应力变形分析。分析中,南(北)安装板所施加载荷与约束、整体变形分析、应变分布云图、应力分布云图如图 14、图 15 所示。

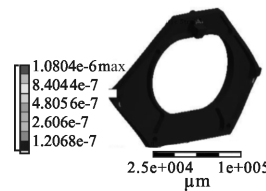


(a) 约束与载荷分布

(b) 整体变形分析

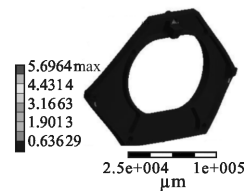
(a) Restrictions and load distribution

(b) Overall deformation analysis



(c) 应变分布云图

(c) Strain contours

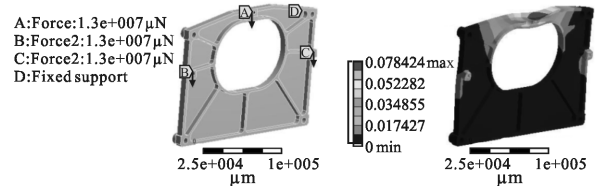


(d) 应力分布云图

(d) Stress contours

图 14 南安装板静力学分析

Fig.14 Southern mounting plate static analysis

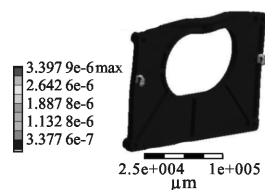


(a) 约束与载荷分布

(b) 整体变形分析

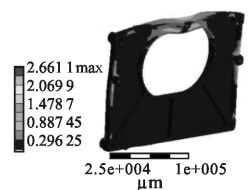
(a) Restrictions and load distribution

(b) Overall deformation analysis



(c) 应变分布云图

(c) Strain contours



(d) 应力分布云图

(d) Stress contours

图 15 北安装板静力学分析

Fig.15 North mounting plate static analysis

通过分析得出南安装板静载荷下最大变形量为 0.028 μm ; 北安装板静载荷下最大变形量为 0.078 μm 。

2 测试结果与分析

调制频率控制精度和地球弦宽是地面模拟光源中南(北)红外地球模拟器的两个关键性技术指标。

(1) 调制频率控制精度测量

使用霍尔传感器获得脉冲信号,在调制盘的圆周上粘一粒磁钢,让霍尔开关靠近磁钢,就有信号输出,调制盘旋转时,就会不断地产生脉冲信号输出,调制频率测量结果如表1所示,测量结果表明调制盘调制频率锁相误差小于 ± 1 ms。

表1 调制频率测试数据与结果

Tab.1 Testing results of the rotational frequency

Current speed/rpm	Southern infrared earth simulator light lock error value/s	Northern infrared earth simulator light lock error value/S
10	2.43×10^{-4}	2.41×10^{-4}
20	3.32×10^{-4}	3.33×10^{-4}
30	1.13×10^{-2}	1.14×10^{-2}
40	1.39×10^{-4}	1.44×10^{-4}
50	1.44×10^{-4}	1.45×10^{-4}
90	2.09×10^{-4}	2.13×10^{-4}
99.5	2.2×10^{-4}	2.23×10^{-4}
100	2.21×10^{-4}	2.19×10^{-4}
110	1.7×10^{-4}	1.7×10^{-4}

(2) 地球弦宽精度测量

利用示波器对地球弦宽进行测试,如图16所示,分别记录地入与地出时刻时间,其测量值如表2所示,测量结果表明地球弦宽误差小于 0.04° 。

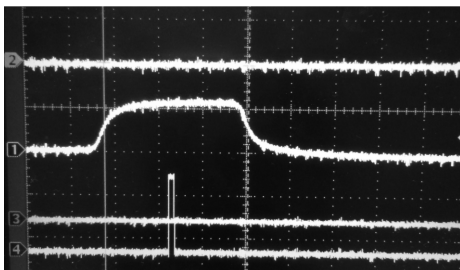


图16 地球传感器输出波形

Fig.16 Output waveform of the earth sensor

表2 地球弦宽测试数据与结果

Tab.2 Testing results of the earth width

Current speed/rpm	Earth into the earth exposed intervals/ms	Chord width measurement/ $^\circ$	Standard chord width / $^\circ$	Error value / $^\circ$
40	65.6	15.64	15.6	0.04
100	26.4	15.62	15.6	0.02

3 结论

文中研制的地面姿态模拟光源不同以往的单一的太阳模拟光源和地球模拟光源,它可以对整星上的太阳敏感器和红外地球敏感器同时进行地面测试,并且为了真实模拟卫星自转时采集到的太阳和地球信号,文中设计的地面姿态模拟光源有着严格的时序要求。南北地球模拟光源采用红外光学技术,设计了南北锗准直透镜,同时为了保证各模拟光源对真实卫星的安全对接试验,确认各光源对星上产品的激励作用满足要求,设计了太阳模拟光源及南北红外地球模拟光源安装结构,为地面姿态模拟光源系统的研制提供了设计依据。利用示波器对红外地球模拟光源地球弦宽进行了测试,结果表明其误差小于 0.04° ,利用霍尔传感器对调制盘转速进行了测试,结果表明转速锁相误差不大于 ± 1 ms。文中所设计的地面姿态模拟光源能够满足卫星上配备的1台太阳敏感器,2台红外地球敏感器的地面测试整体性能要求。

参考文献:

- [1] Wan Herwaarden A W. Low-cost satellite attitude control sensors based on integrated infrared detector arrays [J]. *IEEE Trans on Instrumentation and Measurement*, 2001, 5: 1524.
- [2] Tu Shancheng, Bao Bairong. *Satellite Attitude Dynamics and Control* [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2003: 58-121. (in Chinese)
屠善澄, 鲍百容. *卫星姿态动力学与控制* [M]. 北京: 宇航出版社, 2003: 58-121.
- [3] Huang Hanwen. Analysis of synchronization for spin-stabilized geostationary satellite [J]. *Spacecraft Engineering*, 1998, 7(1): 19-24. (in Chinese)
黄汉文. 自旋稳定静止卫星同步技术分析 [J]. *航天器工程*, 1998, 7(1): 19-24.
- [4] Liu Xiaofeng, Fan Qiaoyun, Zhang Guangjun. Imaging modeling and simulation for digital sun sensor [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(3): 677-682. (in Chinese)
刘啸峰, 樊巧云, 张广军. 数字太阳传感器成像建模与仿真 [J]. *红外与激光工程*, 2012, 41(3): 677-682.
- [5] Zhang Guoyu. Research on flare angle calibration system and collimating infrared earth simulator of high orbit [D].

- Changchun: Changchun University of Science and Technology, 2005. (in Chinese)
- 张国玉. 高轨道准直式红外地球模拟器与张角标定技术研究[D]. 长春: 长春理工大学, 2005.
- [6] Zhao Jian, Sa Chao, Zhao Jianhui. New method of ground testing and calibration for infrared earth sensor [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2008, 37(S): 536–538. (in Chinese)
- 赵剑, 撒潮, 赵建辉. 新型的红外地球敏感器地面测试标定方法[J]. 红外与激光工程, 2008, 37(S): 536–538.
- [7] Huang Xingeng. Design of collimated lens optical system for collimated earth simulator [J]. *Aerospace Control*, 2004, 22(3): 54–57. (in Chinese)
- 黄心耕. 准直式地球模拟器锗准直透镜光学系统的设计[J]. 航天控制, 2004, 22(3): 54–57.
- [8] Zhang Youwen. *Infrared Optical Engineering* [M]. Shanghai: Science & Technology Press of Shanghai, 1982. (in Chinese)
- 张幼文. 红外光学工程 [M]. 上海: 上海科学技术出版社, 1982.