

航天相机主动热控测试系统设计

金实^{1,2}, 胡君¹, 曹小涛¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039)

摘要: 为了检测航天相机主动热控系统的功能、性能及可靠性, 设计了主动热控仿真测试系统。依据传热学基本定律、航天器轨道理论和热控策略, 给出了计算航天相机温度场的热网络数学模型, 使主动热控系统能在模拟的空间热环境中连续工作, 实现了对主动热控系统的闭环仿真测试。采用两个数字电位器相串联的方法模拟温度传感器的走势, 得到的最大阻值为 100 k Ω , 精度达到 10 Ω , 符合设计中对总电阻和电阻变化率的需求, 实现了对主动热控系统的功能、性能以及可靠性的仿真测试。

关键词: 航天相机; 主动热控; PCI 总线; 闭环控制; 数字电位器

中图分类号: V475.2 **文献标识码:** A

Design of testing system of active thermal control for space camera

JIN Shi^{1,2}, HU Jun¹, Cao Xiao-tao¹

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,*

Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

2. *Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)*

Abstract: In order to detect the function, performance and reliability of active thermal control system of a space camera, a simulation testing system to detect the active thermal control system was designed. The thermal-net mathematical model to calculate the temperature field of camera was established based on the basic law of heat transfer, orbital theory of spacecraft and the thermal control strategy, so that the active thermal control circuit could work in a simulated thermal space environment continuously, and the closed-loop testing of the active thermal control system could be realized. A method of two digital potentiometers in series was used to simulate the trend of temperature sensors, and the largest value of resistance achieves 100 k Ω and the measuring accuracy is 10 Ω . These results show that the simulation system meets the demands for total resistance and the rate of the resistance changes in design and achieves the simulated detection of the active thermal control circuit.

Key words: space camera; active thermal control; PCI bus; closed-loop control; digital potentiometers

1 引言

集光、机、电、热于一体的航天相机,是遥感卫星的重要组成部分,同时又是遥感卫星有效载荷的核心,目前在气象、地球资源、海洋、环境和灾害监测、军事侦察及天文观测等方面获得了广泛应用。

航天相机根据地面遥控指挥中心发布的命令和参数控制光学成像系统,完成对地面景物的摄像任务。由于相机进入轨道工作时,受到太阳辐射、地球红外辐射和地球反照及宇宙空间冷黑热沉的交替加热和冷却,当工作姿态变化时,向着太阳的部分与处于太阳阴影中的部分会产生巨大的温差,相机表面各部分接受辐射热量的不均匀性和随时间的变化,将造成其表面温度分布的不均匀和波动,而温度变化对其光学系统成像质量影响也很大。为了保证相机在恶劣的空间环境中正常工作,必须进行合理的热控制设计。

相机主动热控电路系统是航天相机热控制的重要组成部分,是控制相机结构温度的平衡,保证相机成像质量及相机在太空正常工作的可靠保障。为检测相机主动热控电路系统的功能、性能和可靠性,本文设计、开发了一种主动热控仿真测试系统。

2 航天相机主动热控系统组成及工作原理

航天相机主动热控系统基本工作原理如图1所示,整个系统处于闭环工作状态。系统主要由微控制器、光电隔离单元、执行机构、加热单元以

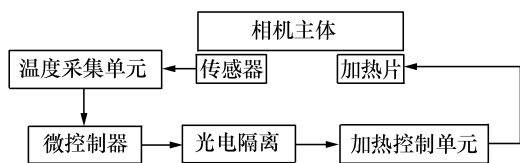


图1 主动热控系统基本原理

Fig. 1 Principle of active thermal control system

及温度采集单元组成。

航天器有效载荷控制系统根据卫星导航系统实时给出的当前轨道的方位、高度、速度和倾斜角等信息,实时发布控制命令给相机控制系统。相机热控系统立即通过温度采集单元采集分布在相机各单元的热敏电阻温度传感器的阻值,并且将这些数据送入微控制器。微控制器接收到温度传感器传送过来的数据后,依据热控策略进行综合分析、计算,并根据计算结果确定加热控制单元启动。加热控制单元完成对相机各加热区的加热控制,从而完成热控制任务,保证相机在正常温度范围内工作。

3 测试系统设计

3.1 测试系统组成

测试系统包括加热单元检测系统和温度传感器模拟系统两部分。该测试系统连接在被测相机的主动热控系统上,构成主动热控电路闭环仿真测试系统,通过该系统对主动热控电路中的加热单元、温度采集单元和主动热控系统的可靠性进行实时检测。其中,加热单元检测系统以检测、跟踪和监控为主,由电压转换电路、A/D转换电路和计算机软件组成。温度传感器模拟系统以仿真测试为主,模拟相机各单元的热敏电阻温度传感器随温度变化的走势。每一路均由两个数字电位器串联而成。采用基于FPGA的控制电路并行控制每一路数字电位器的工作,上位机与FPGA之间通过PCI总线进行通信。

3.2 测试系统工作原理

测试系统工作原理如图2所示,根据相机各部分初始温度状态,主动热控系统的加热单元对仿真设备进行加电加热,电压转换电路将每路加热器的电压值转化到A/D采集卡需要的输入值

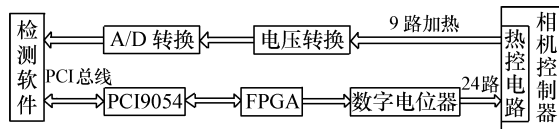


图2 测试系统原理图

Fig. 2 Schematic of testing system

范围之内,再经 A/D 转换,将加热电压信号传入到仿真设备。依据加热电压值和加热时间,通过仿真测试软件计算每一路温度传感器的温度和阻值,并把温度传感器的阻值和所对应的温度值存入数据库中,同时,通过 PCI 总线将得到的热敏电阻阻值送到 FPGA 内部 RAM 中,由基于 FPGA 的控制电路并行控制每一路数字电位器的工作,主动热控电路系统中温度采集单元采集数字电位器的阻值之后依据热控策略对各加热区进行加热控制,完成热控制任务,形成闭环仿真测试。

3.3 测试系统硬件设计

3.3.1 温度传感器模拟系统

航天相机中利用热敏电阻作为温度传感器。由于热敏电阻随环境温度的变化,其阻值按一定的规律改变,故可以用可变电阻模拟热敏电阻的特性。本系统采用数字电位器模拟热敏电阻,其调节由计算机程序实现,便于实现操作的自动化及智能化。

目前市场上分辨率最高的数字电位器为 10 位,而单个数字电位器不能满足需求总电阻和电阻变化率要求,故采用 X9111、X9C102 两个数字电位器相串联,X9111 做粗调,X9C102 做微调的方法来实现设计要求。由于控制数字电位器工作的 FPGA 的 I/O 电压与数字电位器所需的端电压不匹配,故采用电平转换芯片进行电平转换。

为了达到热控策略中对温度传感器反馈信息的时间要求,采用基于 FPGA 的控制方式并行控制各路数字电位器的工作。本系统中 FPGA 芯片采用 Xilinx 公司的 Spartan-3 系列的 XC3S400。系统采用同时控制 24 路数字电位器的方式,由于一个 FPGA 的引脚数不能满足需求,故利用两个 FPGA 芯片实现其功能。其中第一个 FPGA 芯片控制最后 5 路数字电位器的工作和向下一个 FPGA 芯片传输其余 19 路热敏电阻阻值,第二个 FPGA 芯片控制 19 路数字电位器的工作。

整个温度传感器模拟系统电路板直接插在上位机的 PCI 插槽上,通过 PCI 总线与上位机通信。采用 PCI9054 总线接口芯片桥接 PCI 总线与 FPGA。PCI9054 通过有效 LHOLD 申请本地总线,当 LHOLD 和 LHOLDA 有效时,获得本地总线,之后置 ADS 信号为低,使地址信号 LA、字节使能信

号 LBE 和读写信号 LW/R 进入有效状态,当 BLAST 信号有效时,表示数据线上传输的是最后一个数据。设计中 PCI9054 设置为 C 模式,采用直接从模式传输上位机命令和测试软件计算出的热敏电阻阻值。在 FPGA 中开辟一个双口 RAM 作为缓冲器,把测试软件计算得出的电阻阻值写入 RAM 中,数字电位器根据 RAM 中的信息调整阻值。由于有限状态机设计使结构模式简单,缩短时钟周期,可更好地提高效率,因此参考 PCI9054 的 datasheet 及 PCI 总线协议,采用 Moore 型有限状态机。其状态转换图如图 3 所示。

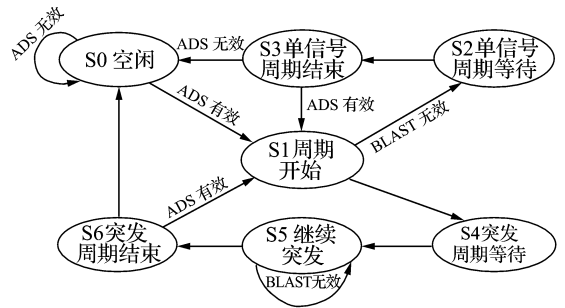


图 3 PCI9054 本地总线状态转换图
Fig. 3 State transition map of PCI9054 local bus

根据状态转换图写出状态机。采用 3 个进程完成该状态机。一个用于状态机的同步时序部分,在本地时钟 clk 的上升沿到来时,将下一状态赋给当前状态;一个用于描述状态转换;另一个用于描述输出的组合逻辑。

3.3.2 加热单元检测系统

加热单元检测系统由电压控制电路、电压转换电路、模数转换电路和计算机组成,其基本结构如图 4 所示。其中电压转换电路按固定比例将 9 路加热器的 28 V 电压值转化为 A/D 采集卡需要的输入值。

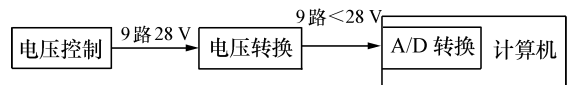


图 4 加热测试设备结构图
Fig. 4 Structure of heating test equipment

设计电压为 28 V,每个脉冲结束时,由该脉冲各低电平采样点的平均值求得幅值,并换算成

电压值输出。当低压幅值为 $V_T = 28 \text{ V}$, 电压高于 V_L 或低于 V_H 时, 显示该电压值并记录, 当电压低于 V_L 或高于 V_H , 确定为电压不正常, 需要输出报警, 并记入错误日志。

3.4 测试系统软件设计

3.4.1 相机热计算数学模型的建立

为了检测相机主动热控电路在外太空工作时的可靠性, 模拟了恶劣的空间工作环境对相机温度的影响和相机各面元之间的热传递过程, 依据热敏电阻阻温特性模拟出温度变化, 使主动热控电路在近似空间控制环境下连续工作。

宇宙空间空气稀薄, 不存在空气自然对流, 因此相机在宇宙空间中主要是通过辐射和传导的方式进行换热。影响相机温度的主要因素有: 轨道空间外热流, 相机内部热源散热, 面元之间的热传导、热辐射和热沉。

在轨运行中的近地航天器受到来自其它天体的辐射加热, 高空大气的摩擦加热, 微流星的碰撞加热和电磁的热效应等因素的加热量极小, 故其接收的外热流 q_{out} 主要是太阳辐射外热流 Q_1 、地球红外辐射外热流 Q_3 和地球反照外热流 Q_2 , 即:

$$q_{\text{out}} = Q_1 + Q_2 + Q_3, \quad (1)$$

其中, 太阳辐射外热流为:

$$Q_1 = \alpha_s \cdot s \cdot F_j \cdot A_j, \quad (2)$$

其中, α_s 为地球对阳光的平均反照率, 取 0.35; s 为太阳常数, 取 1353 W/m^2 ; F_j 为太阳辐射角系数。

太阳辐射角系数与物体的性质无关, 仅取决于太阳与物体表面的几何位置关系。设 X 指向会日点, Z 垂直于极地轨道面, Y 遵守右手法则; xyz 为相机本体坐标系, x 背离地心, y 指向飞行方向, z 平行于 Z 轴, θ 为相机到会日点的地心角距, 则 XYZ 坐标系与 xyz 坐标系的变换矩阵为:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta & 0 \\ \sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$\text{逆太阳光方向的单位矢量为 } \mathbf{s} = \begin{pmatrix} \cos i_{\theta} \\ 0 \\ \sin i_{\theta} \end{pmatrix}.$$

其中, i_{θ} 为太阳光与卫星轨道面的夹角。

在相机本体坐标系中各面元的外法线方向的方向余弦为 $\mathbf{n}_j = (\cos\alpha_j \cos\beta_j \cos\gamma_j)$, 则各面元的太阳辐射角系数为:

$$\begin{aligned} F_j &= \mathbf{I} \times \mathbf{n}_j \times \mathbf{s} = \\ &\cos\alpha_j \cdot \cos\theta \cdot \cos i_{\theta} - \\ &\cos\beta_j \cdot \sin\theta \cdot \cos i_{\theta} + \\ &\cos\gamma_j \cdot \sin i_{\theta}, \end{aligned} \quad (3)$$

其中, 在以下 3 种情况下 $F_j = 0$ 。

- (1) 轨道进入地球阴影区;
- (2) $F_j < 0$ 表明太阳光照不到微元正面;
- (3) 被航天器遮挡而照不到太阳光的相机表面。

太阳能投射到地球表面之后, 一部分被其吸收, 而地球以红外辐射的形式向宇宙空间辐射另一部分能量。这种红外辐射密度分布随地球的运动规律、表面状态、大气层情况而变化。对地球而言, 红外辐射场在热计算中可近似认为是均匀的, 而且可以把地球看成为 250 K 的黑体。

当相机某个面元平行于当地地平时,

$$\begin{aligned} Q_3 &= \varepsilon_e \cdot E_{i_0} \cdot k_g^2 \cdot A \\ (k_e &= \frac{R_E}{R_E + h}), \end{aligned} \quad (4)$$

其中 ε_e 为面元表面的发射率, E_{i_0} 为地球表面的平均红外辐射强度, R_E 地球平均半径, h 为面元离地球表面的高度。

当面元垂直于当地地平时,

$$\begin{aligned} Q_3 &= \varepsilon_e \cdot E_{i_0} \cdot \left(\frac{\arcsin k_e}{\pi} - \right. \\ &\left. \frac{k_e \sqrt{1 - k_e^2}}{\pi} \right) \cdot A. \end{aligned} \quad (5)$$

地球反照外热流 Q_2 是相机表面所受到的地球反射太阳辐射的能量。设地球为一漫反射体, 对太阳辐射的反射遵守兰贝特定律, 此条件下地球红外辐射强度 E_{i_0} 与地球反照辐射强度 E_{r_0} 可视为一定值。此时地球反照外热流为:

$$Q_2 \approx \frac{\alpha_s}{\varepsilon_e} \cdot \frac{E_{r_0}}{E_{i_0}} \cdot Q_3 \cdot \cos d, \quad (6)$$

其中, d 为日地连线与地星连线的夹角。

综合分析上述外热流计算和相机自身的热传递情况, 以及热控制策略, 应用傅里叶定律建立的

温度传感器的热平衡方程如下:

$$CM \frac{dT}{dt} = \sum E_i (T_i^4 - T^4) + \sum D_i (T_i - T) + q_{in} + q_{out} - \varepsilon A \sigma (T^4 - T_h^4), \quad (7)$$

其中 C 为比热; M 为质量; E 为辐射传递系数; D 为传导系数; q_{in} 为内热源; q_{out} 为外热流; σ 为斯蒂芬-玻耳兹曼常数; ε 为表面红外发射率; T_h 为热沉(4 K)。

传导系数分为接触传导系数和一般传导系数,由导热率,各面元之间的距离,横截面积确定。通过式(7)计算出某一时刻 24 路热敏电阻温度传感器所对应区域的温度值,采用热敏电阻阻温特性模型求出每路温度所对应的热敏电阻阻值。相机所采用的热敏电阻具有如下阻温特性:

$$t = \frac{2c}{-b + \sqrt{b^2 - 4c(a - \ln R)}} - 273.15, \quad (8)$$

其中, t 为温度($^{\circ}\text{C}$); R 为电阻(Ω); a 、 b 、 c 为热敏电阻系数。

3.4.2 测试软件设计

仿真测试软件采用面向对象的程序设计方法,应用数据库技术管理所有有效信息。测试软件包括 4 部分,即模拟温度传感器模块、电压监控模块、数据库管理模块和网络通信模块,其总体结构如图 5 所示。

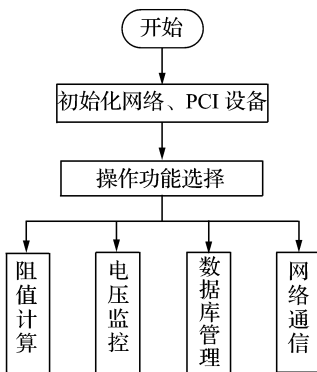


图 5 仿真测试软件结构图

Fig. 5 Structure of simulation test software

温度传感器模块由相机热计算数学模型计算出某一时间点上每路温度传感器所对应的温度和阻值,应用多线程程序设计技术把阻值和对应的温度存入数据库中,同时通过 PCI 总线传到 FP-

GA 内部的双口 RAM 中控制数字电位器工作。温度传感器阻值可实时显示在上位机屏幕上。

电压监控模块利用光电隔离模入接口卡和厂家提供的二次开发包 PCI8KP.DLL、PCI8KP.lib 实现电压信号的采集。此模块可实现按一定的时间间隔定时采集和手动采集、采集数据回放、数据文件存储等功能。采集到的电压值可实时显示在上位机屏幕上。

数据库管理模块对所有计算所得的数据、A/D 采集卡采集的数据和通信传输所获的信息进行存储管理。测试程序利用 ADO 数据库接口技术与数据库建立连接。ADO 是 Microsoft 为在 Internet 上开发数据库应用程序的面向对象的应用程序接口,是可屏蔽远程数据访问复杂性、高效快速访问数据库的新技术。ADO 通过访问 OLE DB 数据提供程序访问数据库。OLE DB 是一组 COM 接口,是数据库的底层接口,它封装了 ODBC 的功能,并以统一的方式访问存储在不同数据源中的数据。ADO 访问数据源具有简单方便、速度快、内存支出少和占用磁盘空间少等优点。

网络通信模块实现测试软件与相机综合控制系统通过以太网进行通信。测试软件系统把每路温度传感器的温度、阻值和每个加热区电压值传送到综合控制系统中。测试软件采用 Socket 实现网络通信。Socket 是网络通信的基本构件,它隐藏了网络底层的复杂协议和数据结构,应用 Windows Sockets API 和 TCP/IP 核心通信,利用下层的网络通信协议功能和操作系统调用实现通信。

3.4.3 WDM 驱动设计

设备驱动程序提供连接到 PCI9054 的软件接口,其基本功能包括设备的初始化,对端口的读写操作,中断的设置和响应及调用,以及对内存的直接读写等。

设计中利用 NuMega DriverStudio2.7 编写设备驱动程序。DriverStudio 以面向对象的方式,将 WDM 和 Windows NT 驱动程序所需的对内核模式访问及硬件的访问封装成类。DriverStudio 利用 KMemoryRange 和 KIoRange 实现内存和 I/O 映射空间的读写。PCI9054 Base0、Base1 固定设置为内存映射空间和 I/O 映射空间,用于 PCI9054

内部寄存器的访问。本系统中上位机通过 WDM 驱动程序向 PCI9054 连续写入多个数据的代码如下:

```

NTSTATUS
HeatControlDriverDevice::SPACE0_IOCTL_CON_WRITE_WITHADD_Handler(KIrp I)
{
    NTSTATUS status = STATUS_SUCCESS;

    PULONG          RecvData =
static_cast<PULONG>(I.IoctlBuffer());
    ULONG          RealLen =
I.IoctlInputBufferSize();
    ULONG FirstAddress = 0x00000044;
    //连续写入多个数据
    m_MemoryRange_Space0.out(FirstAddress,
RecvData, RealLen/4);
    I.Information() = 0;
    KdPrint(("Enter
CON_WRITE_WITHADD          Add:0x%x,
Len:0x%x, Data:0x%x",
FirstAddress, RealLen, RecvData[0]));
    return status;
}

```

参考文献:

- [1] 刘刀桂,孟繁晶. Visual C++ 实践与提高—数据库篇[M]. 北京:中国铁道出版社,2001.
LIU D G, MENG F J. *Visual C++ Practice and Improve-Database of Articles*[M]. Beijing:Chian Railway Publishing House,2001. (in Chinese)
- [2] 李贵山,陈金鹏. PCI 局部总线及其应用[M]. 西安:西安电子科技大学出版社,2003.
LI G SH, CHEN J P. *PCI Local Bus and Application*[M]. Xi'an:Xidian University Press,2003. (in Chinese)
- [3] 闵桂荣,郭舜. 航天器热控制[M]. 2版. 北京:科学出版社,1998.
MIN G R, GUO SH. *Spacecraft Thermal Control*[M]. 2nd ed. Beijing:Science Press,1998. (in Chinese)
- [4] 张加迅,王虹,孙家林. 热敏电阻在航天器上的应用分析[J]. 中国空间科学技术,2004,(6):54-59.
ZHANG J X, WANG H, SUN J L. The application analysis of thermistor in spacecraft[J]. *Chinese Space Sci. Technol.*, 2004,(6):54~59. (in Chinese)
- [5] 陈荣利,耿利寅,马臻,等. 空间相机的热分析和热设计[J]. 光子学报,2006,35(1):154-157.
CHEN R L, GENG L Y, MA ZH, et al. Thermal analysis and thermal design of space camera[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2006,35(1):154-157. (in Chinese)
- [6] 武安河,邵铭,于洪涛. Windows 2000/XP WDM 设备驱动程序开发[M]. 北京:电子工业出版社,2003.
WU A H, TAI M, YU H T. *Windows 2000/XP WDM Device Driver Development*[M]. Beijing:Electronic Industry Press, 2003. (in Chinese)

在 Windows 下应用程序和驱动程序的通信有两种:应用程序调用 CreatFile,通过已定义的设备接口获取驱动程序文件句柄打开设备,然后调用 DeviceIoControl 例程和驱动程序通信;还可调用 ReadFile 从驱动程序中读取数据和 WriteFile 向驱动程序写入数据。当应用程序退出时,用 CloseHandle 关闭设备。

4 结 论

本文详细描述了测试航天相机主动热控电路系统的功能、性能及可靠性的仿真测试系统的组成、工作原理和软硬件设计。利用传热学基本定律、航天器轨道理论和热控制策略建立的数学模型可近似反映航天相机在轨道空间外工作时所处的热环境,从而可以实现对主动热控系统的闭环仿真测试, X9111、X9C102 两个数字电位器相串联的方式可以有效模拟出热敏电阻温度传感器的走势,模拟出的最大电阻值达到 100 k Ω ,精度达到 10 Ω ,其最大值和精度完全符合设计中中对总电阻 50 k Ω 和精度 15 Ω 的要求。因此,利用此系统测试主动热控系统的功能、性能及可靠性是可行的。

- [7] 张亮. 数字电路设计与 Verilog HDL[M]. 北京:人民邮电出版社,2000.
ZHANG L. *Digital Circuit Design and Verilog HDL*[M]. Beijing:Post & Telecom Press,2000. (in Chinese)
- [8] 刘元盛,李哲英,李维敏. 数字电位器的应用特性分析[J]. 国外电子元器件,2002,(7):14-16.
LIU Y SH,LI ZH Y,LI W M. Digital potentiometers analysis application[J]. *Foreign Electronic Components*,2002,(7):14-16. (in Chinese)
- [9] 刘皖,何道君,谭明. FPGA 设计与应用[M]. 北京:清华大学出版社,2006.
LIU W,HE D J,TAN M. *FPGA Design and Application*[M]. Beijing:Tsinghua University Press,2006. (in Chinese)

作者简介:金 实(1983—),女,吉林延吉人,硕士研究生,主要从事智能控制与信息处理技术方面的研究。

E-mail:kimsil@sohu.com

《发光学报》(双月刊)

中文核心期刊(物理学类;无线电电子学、电信技术类)

《发光学报》是中国物理学会发光分会与中国科学院长春光学精密机械与物理研究所共同主办的中国物理学会发光分会的学术会刊。该刊是以发光学、凝聚态物质中的激发过程为专业方向的综合性学术刊物。

《发光学报》于1980年创刊,曾于1992年,1996年,2000年和2004年连续四次被《中文核心期刊要目总览》评为“物理学类核心期刊”,并于2000年同时被评为“无线电电子学、电信技术类核心期刊”。2000年获中国科学院优秀期刊二等奖。现已被《中国学术期刊(光盘版)》、《中国期刊网》和“万方数据资源系统”等列为源期刊。英国《科学文摘》(SA)自1999年;美国《化学文摘》(CA)和俄罗斯《文摘杂志》(AJ)自2000年;美国《剑桥科学文摘社网站》自2002年;日本《科技文献速报》(CBST, JICST)自2003年已定期收录检索该刊论文;2008年被荷兰“Elsevier Bibliographic Databases”确定为源期刊。2001年在国家科技部组织的“中国期刊方阵”的评定中,《发光学报》被评为“双效期刊”。2002年获中国科学院2001~2002年度科学出版基金“择重”资助。2004年被选入《中国知识资源总库·中国科技精品库》。

本刊内容丰富、信息量大,主要反映本学科专业领域的科研和技术成就,及时报道国内外的学术动态,开展学术讨论和交流,为提高我国该学科的学术水平服务。

《发光学报》为双月刊,A4开本,144页,国内外公开发行。国内定价:40元,全年240元,全国各地邮局均可订阅。《发光学报》欢迎广大作者、读者广为利用,踊跃投稿。

主管单位:中国科学院

主办单位:中国科学院长春光学精密机械与物理研究所、中国物理学会发光分会

地 址:长春市东南湖大路3888号 《发光学报》编辑部

邮 编:130033

电 话:(0431)86176862, 84613407

E-mail:fgxbt@126.com

国内统一刊号:CN 22-1116/04

国际标准刊号:ISSN 1000-7032

国内邮发代号:12-312

国外发行代号:4863BM

http://www.fgxb.org