

一种新型面阵 CCD 航天立体摄影测量光学系统*

常凌颖^{1,2} 杨建峰¹ 赵葆常¹ 陈立武^{1,2}

(1 中国科学院西安光学精密机械研究所, 西安 710068)

(2 中国科学院研究生院, 北京 100039)

摘要 采用一台大面阵 CCD 和广角摄影物镜的组合, 研制成功一种新型的单面阵 CCD 航天立体摄影测量系统. 该系统焦距为 23.3 mm; 视场角为 40°; 在空间分辨率为 36 lp/mm 时, MTF 均值达到 0.8 以上; 光谱适应范围为 0.5 μm~0.75 μm. 和国内外常用的三线阵 CCD 遥感立体测量相机相比, 本系统结构更简单、体积更小, 重量更轻, 更加适用于航天遥感应用环境.

关键词 光学设计; 立体相机; 准像方远心; 面阵 CCD

中图分类号 TH761.6 **文献标识码** A

0 引言

三线阵 CCD 航天摄影测量相机是国际上 80 年代初出现的新一代传输型数字摄影测量相机. 与其它传输型遥感和侦察相机相比(如俄罗斯的 SPNI-2 和美国的 IKONOS 等), 因其具有在轨立体成像和从摄取图像出发重构外方位元素的特点, 深受各国航天摄影测量学家的重视, 并成为 90 年代后期国际摄影测量与遥感领域的重点研究项目之一^[2]. 1996 年, 我国 863 航天领域专家委员会正式立项, 由西安测绘研究所和长春光机所开展传输型三线阵 CCD 航天摄影测量相机的研制攻关工作.

传统的三线阵摄影测量相机的方案一般是采用三个独立的摄影光学系统, 后面各自配置三个线阵 CCD 器件或是一个摄影光学系统在其焦面上配置三个线阵 CCD 器件, 这两种方案的缺点在于: 结构复杂、重量重、体积大、建造成本高, 整体结构松散, 数据量增大(因重叠率所致), 其二是焦距太短, 后工作距太小, 而线阵 CCD 安装尺寸大(通常宽度为 15 mm)在结构安装、配置上不易实现^[3].

作为探月卫星有效载荷的立体摄影测量系统, 在系统结构、体积、重量、可靠性以及空间环境适应性等方面具有更高、更加严格的要求, 为此, 本文充分考虑了空间环境适应性以及探月卫星对探月光学有效载荷的要求, 在三线阵 CCD 航天摄影测量相机的原理基础上, 提出的一种新型的单面阵 CCD 立体相机. 计算和检测结果表明, 该光学系统完全能满足探月卫星对光学有效载荷的要求, 达到了传统三线阵 CCD 测量系统的探测效果.

1 工作原理

采用一台大面阵 CCD 器件加广角摄影物镜, 达到普通三线阵 CCD 相机的作用, 其原理见图 1.

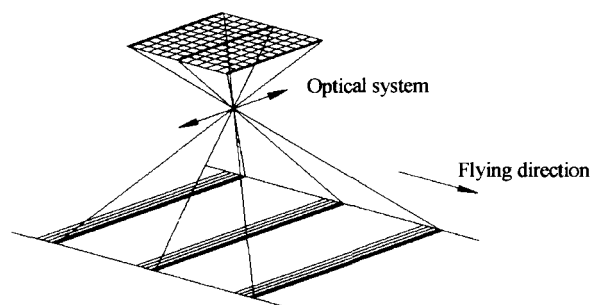


图 1 CCD 相机工作原理

Fig. 1 The schematic diagram of the CCD camera

该系统实际上是一种改进的三线阵 CCD 相机, 面阵 CCD 只采用中心与两端的三行 CCD 像元作为有效像元(如图 1), 此三行像元的作用相当于普通三线阵 CCD. 即这三行像元实质上为具有一定交会角的前视、正视和后视的三个线阵 CCD. 大面积 CCD 以线阵 CCD 自推扫模式成像. 该方案的缺点是为了满足基高比的要求, 光学系统必须要有大的视场角, 同时它必须采用大面阵 CCD 器件(1K×1K 以上). 但该方案的优点也十分突出, 首先是总体结构简单紧凑、体积小、重量轻. 比之于三块线阵 CCD 拼接而言, 单块 CCD 器件不但简化了焦平面机构, 而且容易配准. 工程实施性、结构安装可靠性以及对航天环境的适应性都较好^[7].

2 主要光学参数的确定

2.1 计算依据

作为探月卫星的有效载荷, 该立体相机光学系统参数的选择必须同探月卫星的总体系统参数实现严格匹配. 因此根据总体的要求, 选择如下参数作为确定相机光学系统参数的依据: 轨道高度, $H =$

* 国家自然科学基金资助项目

Tel: 029-88485349 Email: lychang@opt.ac.cn

收稿日期: 2004-11-29

200 km;月表像元空间分辨率, $D_s = 120 \text{ m}$;月表成像宽度, $L = 60 \text{ km}$; CCD 器件参数, 像元尺寸 $14 \mu\text{m} \times 14 \mu\text{m}$.

总体系统指标要求光学系统的工作波长范围是 $\lambda = 0.5 \mu\text{m} \sim 0.75 \mu\text{m}$. 在光学系统校正像差时, 选定了三个波长, 分别是 D 光 ($0.5893 \mu\text{m}$)、C 光 ($0.6563 \mu\text{m}$)、e 光 ($0.5461 \mu\text{m}$). 空间频率是空间周期函数在单位长度上周数, N_{max} 是指对信号抽样无失真的最低频率. 按此频率抽样的信号可以无失真地恢复. 对于本系统来说, 采用 CCD 像元尺寸为 $14 \mu\text{m}$, 那么 $N_{\text{max}} = 1/2 \times 0.014 = 35.71 \approx 36 \text{ lp/mm}$.

2.2 光学基本参数计算

1) 焦距 f'

当系统的空间分辨率和所选用的探测器确定后, 可以计算出系统的焦距. 根据式(1), 可以计算 CCD 立体相机的焦距 f'

$$\frac{H}{f'} = \frac{D_s}{dx} \tag{1}$$

式中 H 为轨道高度; D_s 为地元分辨率; dx 为 CCD 像元尺寸; f' 为 CCD 立体相机焦距; 像元尺寸为 $14 \mu\text{m} \times 14 \mu\text{m}$, 故

$$f' = \frac{H \cdot dx}{D_s} = \frac{2 \times 10^5 \times 1.4 \times 10^{-5}}{120} = 0.0233 \text{ m} = 23.3 \text{ mm} \tag{2}$$

2) 相对孔径(F/数)

系统相对孔径^[5]的选择原则是有足够的信号强度. 在 CCD 奈奎斯脱空间频率上有较高的衍射传递函数. 虽然月表物质的漫反射系数较低, 但由于 CCD 立体相机是一个较宽谱段的单通道摄像光学系统, 而且帧频也不高, 可以有较长的曝光时间. 所以根据经验, 信号强度是足够的, 因此对相对孔径的选择, 主要立足于对衍射传函的估计. CCD 立体相机的光谱范围为 $0.5 \mu\text{m} \sim 0.75 \mu\text{m}$, 若按中心波长 $\lambda = 0.6 \mu\text{m}$ 估算, 则当相对孔径为 F/5 时, 其衍射截止频率为 273 lp/mm . 根据 CCD 立体相机的像元尺寸 $14 \mu\text{m} \times 14 \mu\text{m}$, 其奈奎斯频率为 36 lp/mm , 在该频率上的衍射 MTF 约为 0.86. 所以对于 F/5 的相对孔径, MTF 估计可以达到 0.8 左右, 完全可以满足使用要求.

3) 视场角

图 2 阴影所示为实际使用的像元示意, 面阵 CCD1024 元 \times 1024 元实际使用像元为 500 元 \times 3 列.

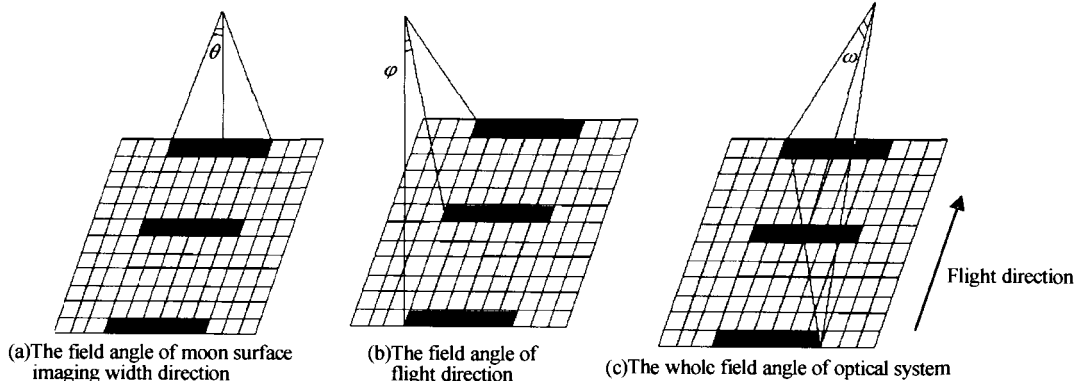


图 2 视场角计算示意图
Fig. 2 The sketch map of the field angle calculate

图 2(a) 表示相对于月表成像宽度 $L = 60 \text{ km}$, 轨道高度为 200 km 时, 月表成像宽度方向上的视场角为

$$2\theta = \arctan \frac{60}{200 \times 2} = 2 \times 8.53^\circ \tag{3}$$

图 2(b) 表示在飞行方向上 CCD 可能的最大像高为

$$\eta' = \frac{1024 \times 0.014}{2} = 7.168 \text{ mm}$$

则在飞行方向上的最大视场角为

$$2\varphi = \arctan \frac{7.168}{23.3} = 2 \times 17.1^\circ \tag{5}$$

图 2(c) 表示相对于月表成像宽度 $L = 60 \text{ km}$ 时, 在 CCD 列方向 CCD 像元数应为

$$N_{\text{列}} = \frac{60000}{120} = 500 \text{ 元} \tag{6}$$

则光学系统的全视场角

$$2\omega = \arctan \frac{\sqrt{500^2 + 1024^2} \times 0.014}{2 \times 23.3} = 2 \times 18.9^\circ \tag{7}$$

而 CCD 立体相机最大视场角的设计值为 $\pm 20^\circ$, $\frac{\tan 20^\circ \times 23.3}{0.014} = 646 \text{ 元}$, 经计算这时实际月表成像宽度可达 $200 \text{ km} \times \tan 20^\circ = 77.5 \text{ mm}$.

3 光学系统分析

该 CCD 立体测量相机的光学系统如图 3.

CCD 立体相机采用的是一个短焦距、中等相对孔径、大视场光学系统, 这样的系统如果没有其它的

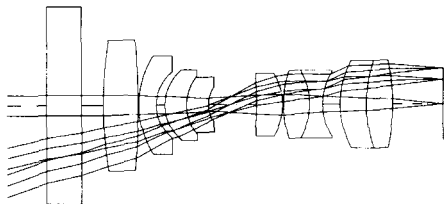


图 3 光学系统结构

Fig. 3 The structure of the optical system

约束条件,是很容易设计的^[10,11],如一个双高斯系统就可以达到非常好的像质^[1,6,9].但在设计要求中,如下三条约束使设计变得比较困难.1)从像面照度的均匀性出发要求系统为像方远心或准远心,以双高斯为代表的绝大部分优质光学系统的结构基本上是对称的,在基本对称系统中,出射视场角与人射视场角基本是相等的.文中入射视场角高达 $\pm 20^\circ$,而要求出射视场角尽可能小,最好为零.2)后工作距要求,因为系统焦距比较短,而从结构设计出发,需为 CCD 芯片的安装、加固、调整留有一定的空间尺寸,因此要求后工作距不小于 10 mm.3)采用 CCD 为接受器的光学系统,与 CCD 相机相对的一面,也就是 CCD 立体相机的最后一面的弯向对最终质量有较大影响.其原因是 CCD 敏感面有较强的反射率,所以最后一面的弯向不合适,会出现一个很明显的晕斑,因此在设计中要求 CCD 立体相机最后一面的曲率半径为负值,也就是说以凸面朝向 CCD.

为了满足设计要求,在选型与初步设计中,把 CCD 立体相机的光组分为二部分,它们以孔径光阑为界,孔径光阑之前的一半称为前组,孔径光阑之后的一半称为后组,分配好前后组的参数,达到综合最优设计.

事实上,前后组间的成像关系为:前组对一个无穷远的目标成一个虚像,它应具有一个合适的负光焦度,它所成的虚像成为后组的物,使后组处于 $-0.5\times$ 到 $-1\times$ 间成像状态.后组的倍率选择在 $-0.5\times$ 到 $-1\times$ 间的目的是为了减小后组对偏角的压力.同时为了缩短前后组之间的间隔尺寸及拉长后工作距,在后组的设计上要求物方主面尽量后移,而像方主面尽量前推.

这时整个系统实现了像方远心,亦即光孔处于后组前焦面位置附近,由于后组像方主面前移了 -15.76 mm,使后工作距达到 $l'=11.58$ mm.后组物方主面后移了 15.27 mm,使前后组间的间隔仅为 11 mm,达到了结构紧凑的目的.对最后一面弯曲方向的控制,是通过在实施像差平衡的后期,把它的值基本上冻结起来,不让它朝我们不希望的方向改变.

4 设计结果

对光学系统的设计结果进行了分析评价,光学系统的像差和调制传递函数^[4,7]如图 4、图 5 及表 1.

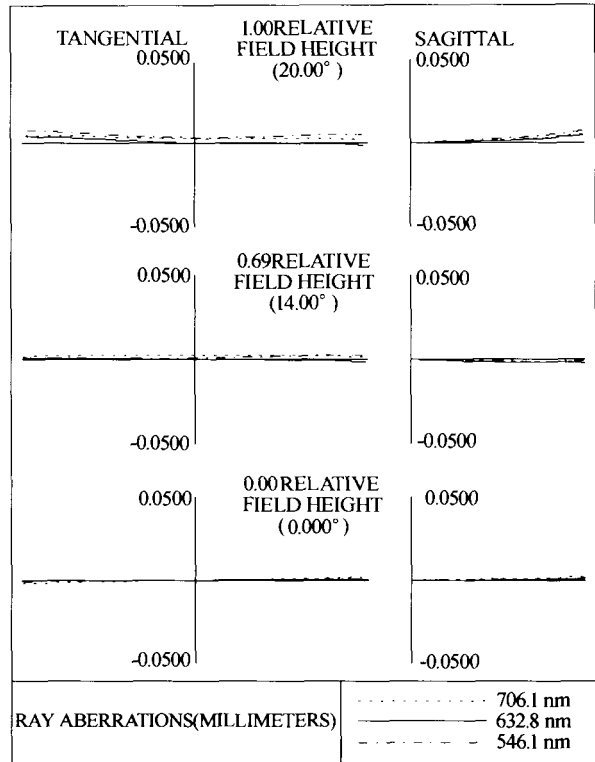


图 4 系统像差曲线

Fig. 4 Aberration curve of the system

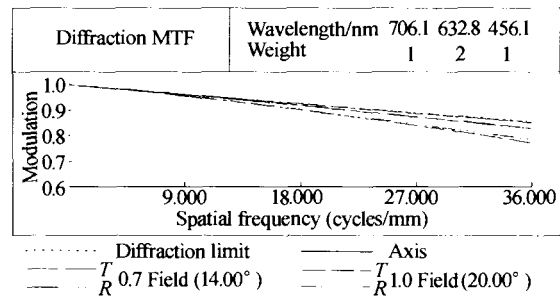


图 5 系统传递函数曲线

Fig. 5 MTF of the system

表 1 36 lp/mm 时的设计 MTF 值

视场	MTF	
	子午	弧矢
0 视场	0.852	0.852
0.7 视场	0.826	0.829
边视场	0.786	0.773

从像差曲线和 MTF 曲线可以看出,各视场像斑的弥散斑直径,基本上都在像元尺寸之内,控制得非常好,系统的设计 MTF 均值达 0.82,最大不一致性 0.047.系统的 MTF 均值接近衍射极限.

5 结论

根据 CCD 立体相机技术指标与重构三维立体

图的要求出发,采用了大面阵 CCD 和广角摄影物镜的组合,设计出了准远心的大视场 CCD 立体摄影测量的光学系统. 该系统机构紧凑、体积小、重量轻、像质好,满足了探月卫星有效载荷的要求.

参考文献

- 袁旭沧. 光学设计. 北京:科学出版社,1983
Yuan X C. *Optical Design*. Beijing: Science Press,1983
- 姜景山. 空间科学与应用. 北京:科学出版社,2001. 96~109
Jiang J S. *Space Science and Application*. Beijing: Science Press, 2001. 96~109
- 杨秉新. 国外航天传输型测绘相机发展概况. 国际太空, 1999,9(9):23~26
Yang B X. *International Deep Space*,1999,9(9):23~26
- 刘福安. 星载线阵 CCD 相机调制传递函数的分析. 中国空间科学技术, 1994,4(4): 25~33
Liu F A. *Chinese Space Science And Technology*, 1994, 4(4): 25~33
- 金光. 立体测绘小卫星有效载荷——传输型三线阵 CCD 摄影测量相机. 遥感技术与应用,1999,9(9): 34~37
Jin G. *Remote Sensing Technology and Application*, 1999,9(9): 34~37
- 张国瑞. CBERS-1 卫星 CCD 相机光学系统设计. 航天返回与遥感,2001,9(9):9~11
Zhang G D. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2001,9(9):9~11
- 王任享. 论不同航天摄影测量传感器的摄影测量性能. 武汉大学学报,2001,26(2):95~100
Wang R S. *Journal of Wuhan University*, 2001,26(2): 95~100
- 郝云彩. 航天线阵 CCD 相机推扫成像过程的像质研究. 光子学报,1998,27(2):639~644
Hao Y C. *Acta Photonica Sinica*,1998,27(2):639~644
- 陈立武. 宽波段折射式长焦光学镜头. 光子学报,2004,33(9):1123~1126
Chen L W. *Acta Photonica Sinica*, 2004,33(9):1123~1126
- 白清兰. 消色差的近紫外-可见光广角场镜设计. 光子学报,2004,33(11):1331~1335
Bai Q L. *Acta Photonica Sinica*, 2004,33(11):1331~1335
- 吴峰. 轻小型星敏感器光学系统的设计. 光子学报, 2004,33(11):1336~1338
Wu F. *Acta Photonica Sinica*, 2004,33(11):1336~1338

A New Plane Array CCD Space Three-dimensional Photographic System

Chang Lingying^{1,2}, Yang Jianfeng¹, Zhao Baochang¹, Chen Liwu^{1,2}

¹ Xi'an Institute Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710068

² Graduate School of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039

Received date:2004-11-29

Abstract A new plane array CCD space three-dimension photogrammetry system is described. The system can be applied to acquire three-dimensional image of moon surface. On the base of the primary TLS(three-line scanner), a new project was proposed, which uses an array CCD and wide-angle lens to achieve the effect of the common TLS. And this new type of system have a lot of advantages compared with traditional TLS remote sensor, such as more simpler configurature, smaller size and more reliable stability. So it is very adapted to work in the space remote sensing environment.

Keywords Optics design; Three-dimensional camera; Almost image telecentric



Chang Lingying was born in Jul. 1977. She received her Bachelor's degree in mechanism design from Changchun Institute of Optics and Fine Mechanic, Changchun, Jilin, in 1999. Now she is studying for her Master's Degree in Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Sciences. Her major interestes focus on optical design.