

文章编号: 0258-7025(2010)Supplement 1-0120-06

# 低成本微小卫星 CCD 相机的研制

周建康 陈新华 陈宇恒 周 望 沈为民

(苏州大学现代光学技术研究所江苏省现代光学技术重点实验室, 江苏 苏州 215006)

**摘要** 微小卫星与传统大卫星相比具有研制周期短、机动性高和成本低等特点而成为遥感领域的热点。研制的 CCD 相机是微小卫星的重要载荷之一,在取得低成本的同时能够实现 0.98/0.5 年的可靠度。CCD 相机的光学系统采用折反结构而且具有较大的温度适用范围;光学元件全部采用球面使加工装调易于实现;对光学系统进行杂光抑制和环境适应性设计进一步保证成像性能。电路系统采用帧转移 CCD,现场可编程门阵列(FPGA),双相关采样(CDS),低压差传输(LVDS)和 buck/boost 电压变换等技术,使相机具有低成本、低功耗和性能稳定等优点。CCD 相机研制中采取了合理的可靠性保障措施,选用的现有商用器件经过了破坏性物理分析(DPA)、筛选、板级试验等手段的考验。通过环境试验、积分定标试验和成像性能测试表明研制的微小卫星 CCD 相机成像性能良好。

**关键词** 遥感;微小卫星 CCD 相机;折反光学系统;现有商用器件;可靠性

**中图分类号** TP75 **文献标识码** A **doi:** 10.3788/CJL201037s1.0120

## Development of Low Cost CCD Camera for Microsatellites

Zhou Jiankang Chen Xinhua Chen Yuheng Zhou Wang Shen Weimin

(*Jiangsu Key Laboratory of Modern Optical Technology, Institute of Modern Optical Technology, Soochow University, Suzhou, Jiangsu 215006, China*)

**Abstract** The microsatellite has many advantages, such as shorter development cycle, higher mobility and lower cost than those of conventional satellites. It becomes a hot area of the remote sensing. The developing CCD camera is one of the most important payloads of the microsatellite and it has 0.98/0.5 year reliability rate at a low cost. The optical system adopts catadioptric structure with wide working temperature range and uses spherical-surfaces components which are fabricated and assembled easily. Stray light reduction and environmental adaptation design can further improve imaging capability of the system. The electric circuit system applies many new technologies such as frame transfer CCD, field programmable gate array (FPGA), correlated double sampling (CDS), low-voltage differential transferring (LVDS) and buck/boost voltage conversion, so the system has low cost, low power consumption and good stability. The commercial-off-the-shelf (COTS) components are screened by destructive physical analysis (DPA), additional screening, boarding tests and so on. The reasonable reliability methods are used in the developing process of the CCD camera. The CCD camera maintains good imaging performance in the environmental tests, calibration experiment and imaging capability tests.

**Key words** remote sensing; microsatellite CCD camera; catadioptric optical system; commercial-off-the-shelf components; reliability

## 1 引 言

卫星在军事、经济和社会生活等领域得到了广泛的应用。传统的大卫星因其高昂的造价、漫长的发射周期、庞大的体积和重量,使卫星技术的发展及

其产品的应用受到一定阻碍。微小卫星的出现是航天领域的一场技术革命,它具有重量轻、体积小、技术新、研制快和投入少等特点,可以更方便地以分布式的星座来执行空间任务,对大卫星的功能是一种

收稿日期: 2010-04-16; 收到修改稿日期: 2010-06-10

基金项目: 国家 863 计划(2007AA12Z103)和江苏省高校自然科学重大基础研究项目(06KJA14003)资助课题。

作者简介: 周建康(1978—),男,硕士,助理研究员,主要从事 CCD 相机和光谱成像仪等方面的研究。

E-mail: health@suda.edu.cn

补充和促进,因而在国际航天领域的发展速度越来越快、应用越来越广,有助于推进卫星事业的产业化、商业化。CCD 相机是微小卫星的一个重要载荷,其重量、体积受到微小卫星的内部环境条件的制约,需要采取新的技术和方法。国外有很多国家和机构开展了微小卫星的研究,尤其是英国 Surry 大学<sup>[4]</sup>研制的微小卫星及其相机载荷取得了商业和技术上的成功,连续成功发射了多颗微小卫星,并与很多国家开展这方面的合作。Surry 大学的微小卫星相机的光学系统采用寻找合适的现有光学系统进行结构改造的方法<sup>[2]</sup>,使之适合空间环境及发射条件,但市场上合适的高性能成像镜头较少,光学指标不易满足空间成像要求,且对结构的改造会很容易导致光学性能的下降;电路系统使用的元件也采用了现有商品器件,有些器件类型是经过多次成功发射验证过的,为后续的电路研制积累了丰富的经验,同时对新器件进行应用试验。美国 NASA 也开始研究把市场现有塑封器件应用于航空航天领域<sup>[3]</sup>,因为随着半导体技术及工艺的不断突破,高集成度、大规模、高性能的塑封器件大量涌现,有些已能够替代陶封器件应用于航空航天领域,而专业的军级或宇航级器件性能、技术、工艺的更新,落后于塑封器件,这使得对塑封器件空间应用研究得到越来越多的重视。当然,现有商品器件的选择要考虑任务环境的要求,要经过严格复杂的筛选与验证程序。

我国的微小卫星及其载荷研究还处于起步阶段,上海微小卫星中心研制了“神州七号”飞船的伴飞微小卫星,其载荷是具有窄视场和宽视场的短焦距相机,仅用于飞船飞行过程中的全景观测<sup>[4]</sup>。清华大学和 Surry 大学联合研制的“清华一号”微小卫星携带的相机能够采集可见光、近红外波段图像,具有 8 位辐射分辨率和 50 m 地面分辨率<sup>[5]</sup>。本文阐述的微小卫星相机是自主研制的低成本、高性能的可见光相机,其光学系统、电路系统采用了新技术、新方法,并采取可靠性保障措施,通过环境试验进行适应性验证。室外成像和动态模拟成像表明研制的相机成像良好。

## 2 微小卫星 CCD 相机

研制的 CCD 相机是微小卫星的重要载荷之一,具有功耗低、体积小、重量轻和成像好等特点。相机的整体重量小于 3 kg,包络尺寸为 104 mm × 114 mm × 205 mm。该相机采用小像元面阵 CCD 探测器能够在 500 km 的轨道高度达到 30 m 的地

面分辨率。相机在供电的情况下有待机和拍摄两种工作状态,实现了相机的低功耗。在待机状态相机处于非常低的功耗状态,等待数据综合系统的拍摄指令。当数据综合系统发出指令后,相机微处理器首先激活各个供电模块,然后驱动 CCD 探测器进行成像,成像完毕后继续进入待机状态。与传统大卫星采用的推扫成像方式不同,其采用了线阵探测器,本微小卫星相机的图像探测器采用了帧转移面阵 CCD,能够进行星下点凝视抓拍方式成像,降低了相机对卫星姿态稳定性的苛刻要求,可避免使用大而复杂的姿态控制系统;本相机具有电子快门功能,使曝光时间可以灵活设置,避免了因使用机械快门而带来的系统可靠性下降和体积增大等不利因素。CCD 相机的定焦光学系统采用了折反结构,实现紧凑结构,全部采用球面从而易于加工和装调,并满足于微小卫星无主动热控情况下大的工作温度范围;电路系统进行模块化设计,在保证足够的可靠性下使用了商用 PEM 器件,提高了设计灵活性,大大降低了研制成本。表 1 为研制的 CCD 相机的一些重要参数,图 1 为研制的 CCD 相机图片。

表 1 相机参数

Table 1 Parameters of the CCD camera

Parameters	Value
Altitude /km	500
Swath /km	30.7×30.7
Ground sampling distance /m	30×30
Radiometric resolution /bit	12
Wavelength range /nm	450~750
Field view /(°)	5×5
MTF	>0.2 (Nyquist Frequency)
Weight /kg	<3
Peak power consumption /W	<2.5 (imaging)
Life /year	0.5
Working temperature /°C	0~+24



图 1 微小卫星 CCD 相机

Fig. 1 Microsatellite CCD camera

### 3 紧凑高性能光学系统

CCD 相机采用折反式光学系统,如图 2 所示,由两块窗口、一块主反射镜、四块透镜、一块兼作透镜和次反射镜的透镜组成。折反式光学系统成像质量受环境温度影响较小,特别适用于热控能力较弱的微小卫星。光学元件的最大口径不超过 60 mm,光学系统长度为 113 mm。光学系统的调制传递函数(MTF)接近于衍射极限,在 CCD 取样奈奎斯特频率处的 MTF 值高于 0.65,图 3 是用 Optikos 公司光学传递函数测试系统测试得到的光学系统的 MTF 曲线。

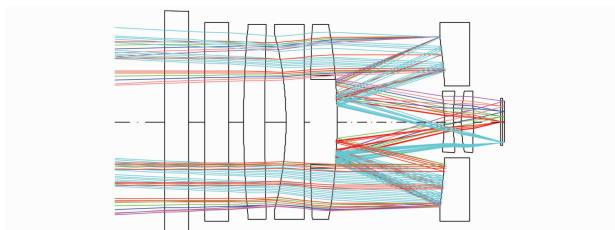


图 2 光学系统

Fig. 2 Layout of optical system

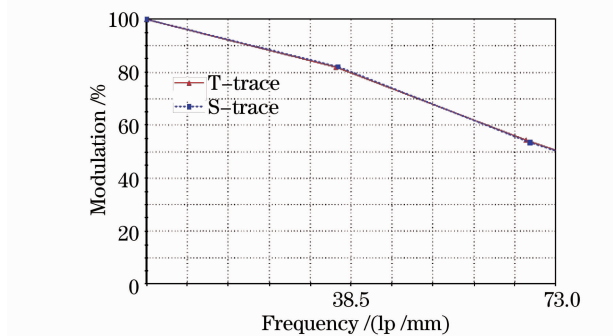


图 3 镜头传递函数测试图

Fig. 3 Measured MTF curve of CCD camera

光学镜头结构采用了轻量化设计,重量仅为 0.93 kg,并通过工程分析表明其能够满足光学设计要求。用光学设计软件模拟分析了当镜头结构件采用钛合金时温度和真空度对光学系统成像质量的影响,表明真空度对成像质量的影响很小,可不计,而当温度变化 $\pm 12\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,在奈奎斯特频率(即 67 lp/mm)处的 MTF 值下降约 0.1。由于光学系统本身的成像质量较好,MTF 值较高,故这样的温度变化对光学系统成像性能的影响能够容忍。

利用 Lightools 软件对遮光罩和镜筒结构进行杂光分析和抑制设计,研制的光学系统能有效降低杂散光,由此能提高信噪比,保证光学系统的成像质量。因为空间辐照会使光学系统透射率逐渐降低和电子器件失效,因此采用了抗空间辐照的石英光学

玻璃作为光学系统的窗口和耐辐照光学玻璃作为透镜材料。

### 4 低成本高性能电路系统

电路系统采用模块化设计,有较强的扩展性和维护性。电路系统包含有 7 个模块,分别为浪涌抑制模块,电源转换模块,时序发生模块,CCD 模块,微处理器,信号处理模块和低压差传输(LVDS)输出模块,如图 4 所示。帧转移 CCD,现场可编程门阵列(FPGA),双相关采样(CDS),LVDS 和 buck/boost 电压变换等集成,低功耗 COTS 技术为研制低成本高性能微小卫星相机提供了可能。

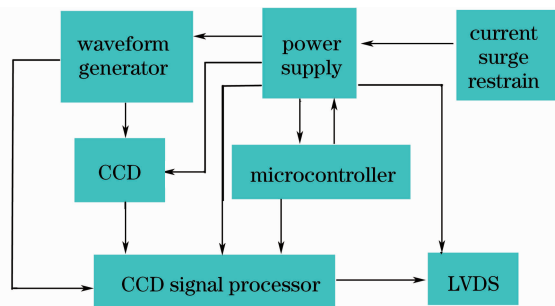


图 4 电路系统框图

Fig. 4 Block diagram of electric system

浪涌抑制模块主要防止星务电源的瞬间大电流对相机电路的破坏,同时又避免上电期间相机电路的瞬态吸收电流对星务二次电源的电压的影响。电源转换模块把输入的星务电压转换成相机所需的各种电压,为了提高转换效率降低功耗,用开关电源取代了传统的三端稳压电源。Boost 开关电源为 CCD 等芯片提供的电压高于输入电压,而 Buck 开关电源则提供各电路模块较低的工作电压,并且运用低压差稳压器降低开关电源输出的微小波动。

基于 FPGA 的时序发生模块为 CCD 提供驱动时序,为信号处理模块提供采样、模数转换及暗像元钳位和数据处理等时序,为 LVDS 输出模块提供图像数据的同步信号时序。所用 CCD 为帧转移图像传感器,具有 100% 的填充因子、大动态范围、高量子效率和低暗电流等优点,其快速的帧转移速度,能降低卫星移动带来的影像拖影,具有的电子快门能提供灵活的曝光时间。

微处理器控制相机的工作模式,控制各模块或器件的工作状态,满足一些器件如 CCD, FPGA 等对上电顺序的要求,决定 CCD 相机的积分时间,设置信号处理模块的工作参数。信号处理模块提供双关采样,即用两个时钟边沿对 CCD 像元的模拟输出

进行信号电平和浮动电平采样,从而得到稳定、真实的信号电平值,利用暗像元钳位可有效扣除本底噪声,提高信噪比。LVDS 输出模块利用低压差传输技术提高图像数据信号和同步信号与星务数据系统间的数据连接。

### 5 高可靠性保障路线

采取可靠性设计、可靠性预计、筛选和测试等手段,保障光学系统、光机结构和电路系统的空间应用可靠性。

采用有限元法,对 CCD 相机进行力学环境适应性分析,分析冲击、振动等对光机结构的影响,保证其刚度及镜面面形,确保相机能够经受运输、发射和在轨运行等力学环境。

光机部分的设计充分考虑了温度和真空环境的影响,光学系统采用无热化设计,结构材料采用与玻璃热膨胀系数相匹配的钛合金材料,窗口采用导热性能好的石英玻璃。电路热设计把 CCD 芯片和大功率器件分板放置,并将大功率器件置于电路板的边缘,对 CCD 等大功率器件采取导热措施。为减小光学元件和电子电路受紫外辐射和粒子辐射的影响,窗口使用抗辐射能力强的双层 JGS1 平板。光学元件部分采用耐辐射的 JGS1 石英和 K9 玻璃,电路箱体采用 6 mm 厚的铝层。

相机电路的可靠性设计采用了降额、容错设计和局部加固等措施,使能够满足任务的可靠度要求。相机电路中除个别器件介于 I 级与 II 级降额之间外,其余都采用 I 级降额,能有效降低塑封(PEM)器件的失效率。除了采用成熟的技术和成熟的电路,因相机空间体积制约,电路采用了经济有效的模块内局部冗余。关键器件进行加固措施,抵抗单粒子翻转,微处理器采用看门狗电路,FPGA 采取冗余码检错(CRC)设计,能有效预防单事件失效的发生。电子器件选用陶封(HSM)器件和 PEM 器件。HSM 器件有更低的失效率,在选用上继承航天应用经验,而 PEM 器件的功能和器件选择有优势,但失效率较高,需要经过严格的认证和挑选。图 5 显示了器件使用的挑选流程,PEM 器件需要 DPA 认证,通过后与 HSM 器件一起进行补充筛选,筛选后的器件组装电路板进行板级试验和器件环境适应能力测试。DPA 中一例失败,整批器件就被淘汰,后续测试结果须小于筛选淘汰率(PDA),此批器件才能被接受。电路加固处理后能够承受 20 krad(Si)辐照剂量。

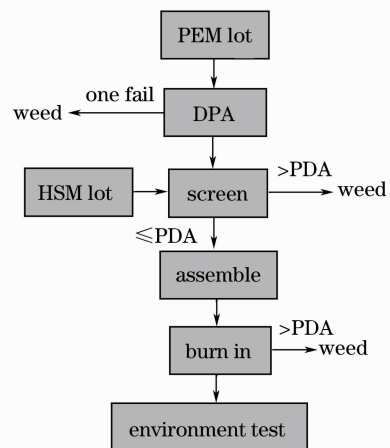


图 5 器件选择流程图

Fig. 5 Components selection flow

对设计的电路进行了可靠性分析和计算<sup>[6]</sup>,相机的 7 个模块的可靠性模型为串联模型,CCD 相机电路总失效率为各模块失效率之和。各模块失效率计算结果如表 2 所示,由计算得到 CCD 相机电路的总失效率,由此可得到 CCD 相机的可靠度为 0.98/0.5 年,优于任务要求的 0.94/0.5 年。

表 2 电路模块失效率

Table 2 Failure rate of the circuit modules

Module	Failure rate / (10 <sup>-6</sup> /h)
Current surge	0.13081
Power supply	1.23584
Microcontroller	0.78871
LVDS	0.36230
Waveform generator	0.25731
CCD	0.88300
Signal processor	0.77886
CCD camera (Total)	4.43684

## 6 CCD 相机试验

### 6.1 环境试验

为检验相机适应贮存、运输和发射及空间环境的能力,进行了地面温度、热循环、热真空、低频正弦振动、随机振动、加速度、冲击、紫外辐照、粒子辐照、电磁兼容性和磁试验。试验条件依据卫星总体指标及国军标,相机在整个环境试验过程中,性能保持良好。

图 6 为热真空试验现场,相机通过真空罐的观察窗口对平行光管模拟的无穷远处的目标成像,并通过计算机采集相机所拍摄的图像,实时监测试验中相机成像性能的变化。对相机采集到的分辨率图案进行分析,计算试验中相机的 MTF 值,试验结果

在  $1.3 \times 10^{-3}$  Pa (30 °C) 和  $5 \times 10^{-3}$  Pa (-10 °C) 条件下, 相机 MTF 值大于 0.2, 验证了相机能够适应空间环境下的较大的温度变化范围。

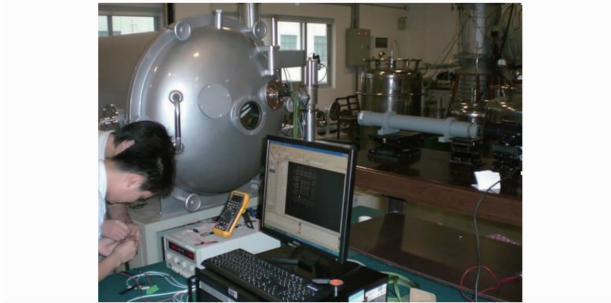


图 6 热真空试验

Fig. 6 Thermal vacuum test

## 6.2 定标试验

利用 MODTRAN 软件, 计算得到不同太阳高度角和地面景物反射率下相机观测地面时入瞳处的辐射亮度。用积分球进行相机定标的实验装置如图 7 所示, 积分球的直径 1 m, 出光孔直径 220 mm, 具有大输出面的空间和角度均匀性。通过辐射亮度计量传递确定积分球内的检测硅探测器的输出电流与积分球辐亮度间的关系, 调整积分光源输出实现辐亮度变化, 模拟相机成像时的辐亮度, 然后建立积分球辐亮度与相机响应之间的关系<sup>[7]</sup>。光谱辐亮度计传递误差 5%, 积分球的稳定性及均匀性误差 0.5%, 另外还有辐亮度计线性等各项因素引起的误差 2%, 由此得出此标定方法的总误差小于 5.4%。把标定好的相机进行室外初步成像验证, 成像性能良好。

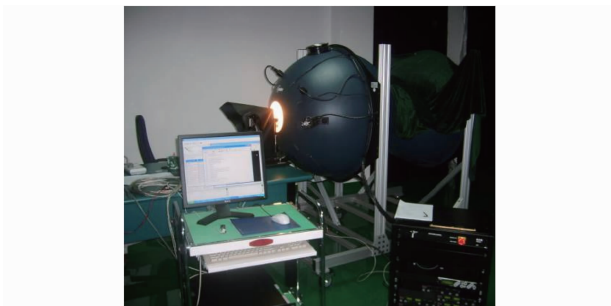


图 7 积分球标定

Fig. 7 Camera calibration by integrated sphere

## 6.3 成像试验

利用 550 mm 焦距的平行光管和 2 号分辨率板测试相机的成像性能。2 号分辨率板放置于平行光管的焦点处, 模拟无穷远处的目标, 用相机对此目标成像, CCD 相机采集到的图像如图 8 所示, 纵横两个条纹方向分别对应于子午方向和弧矢方向, 由此

计算出 MTF 值, 为了得到相机的 MTF 值, 还需除去平行光管本身的 MTF<sup>[8]</sup>。条纹与 CCD 像元行列的配准会影响相机 MTF 测试的准确性, 利用斜边法可以更精确地测量<sup>[9]</sup>。表 3 为各空间频率下的相机 MTF 值, 奈奎斯特频率对应的图案号为 16, MTF 值大于 0.2。图 9 为拍摄到的外景图片。

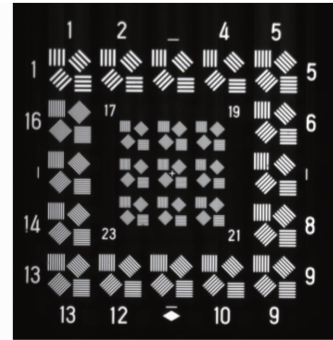


图 8 相机对分辨率板的成像

Fig. 8 Resolution target imaging

表 3 相机 MTF 测试结果

Table 3 CCD camera MTF

Frequency / (lp/mm)	MTF	
	Sag	Tan
27.50	0.54	0.55
29.14	0.49	0.50
30.86	0.45	0.46
32.69	0.44	0.39
34.65	0.40	0.39
36.73	0.37	0.38
38.87	0.30	0.33
41.20	0.26	0.30
65.48	0.21	0.21

通过运动模拟成像试验, 评估 CCD 相机在轨凝视抓拍成像时微小卫星平台运动对像质的影响, 通过软件仿真和动态成像模拟, 判断像移拖影的影响。微小卫星运行于离地面 500 km 高的轨道上时, 卫星与目标的相对运动速度约为 7.8 km/s, 在 2 ms 曝光时间内, 会引起约 1 个像元的位移, 使图像 MTF 略有下降, 但图像的人眼视觉效果未见明显变化。像移的影响可以通过像移补偿算法进行处理<sup>[10]</sup>。



图 9 相机地面景物成像

Fig. 9 Image test of CCD camera on the ground

## 7 结 论

给出了一种低成本微小卫星 CCD 相机的可行研制方法。研制的折反式光学系统采用无热化和球面镜设计,适用于更宽的环境温度变化范围,电路系统采用了 COTS 技术及有效的可靠性保障技术路线,使可靠度可以达到 0.98/0.5 年。相机通过了环境试验验证,通过积分球定标获取合适的 CCD 响应,对相机 MTF 测试及室外成像表明研制的相机能够取得优良的图像。低成本微小卫星 CCD 相机的研制是一种积极的探索性研究,为今后低成本、短周期、高性能的遥感载荷发展开创道路,以进一步推动国内遥感图像产品的商业化发展。

## 参 考 文 献

- Martin N. Sweeting. Space at surrey: micro-mini-satellites for affordable access to space[J]. *Air & Space Europe*, 2000, **2**(1): 38~52
- Marc Fouquet, Feff Ward. Cost-driven design of small satellite remote sensing system[J]. *J. Reducing Space Mission Cost*, 1998, **2**(1): 159~175
- Alexander Teverovsky, Dr. Kusum Sahu. Instructions for plastic encapsulated microcircuit (PEM) selection, screening and qualification [C]. NASA/TP, 2003, 212~244
- Chen Hongyu, Zhu Zhencai, Fu Bihong *et al.*. Design of companion microsat for observing the space target [J]. *J. Astronautics*, 2010, **31**(2): 229~334  
陈宏宇, 朱振才, 付碧红 等. 对空间目标成像的伴随小卫星系统设计 [J]. *宇航学报*, 2010, **31**(2): 229~334
- You Zheng, Gong Ke, T. Butlin *et al.*. Tsinghua-1 microsatellite-demonstration of EO and disaster monitoring network [C]. Proceedings of the International Symposium on Digital Earth (ISDE), Beijing, China, Nov. 29-Dec. 2, 1999
- Reliability prediction handbook for electronic equipment [S]. Beijing: GJB/Z 299C-2006
- Wu Guodong, Zhang Xiaohui, Han Changyuan *et al.*. Radiometric calibration of the space CCD camera[J]. *J. Test and Measurement Technology*, 2004, **18**(4): 325~329  
吴国栋, 张晓辉, 韩昌元 等. 空间 CCD 相机辐射标定方法的应用研究[J]. *测试技术学报*, 2004, **18**(4): 325~329
- Chen Shiping. Space Camera Design and Test [M]. Beijing: China Astronautics Publishing House, 2003. 329~331  
陈世平. 空间相机设计与试验 [M]. 北京: 宇航出版社, 2003. 329~331
- Fan Chao, Yi Hongwei, Li Yingcai. On the test target of MTF for the space camera[J]. *Electronics of Optics & Control*, 2007, **14**(4): 174~176  
樊超, 易红伟, 李英才. 航天相机 MTF 测试靶标研究[J]. *光电与控制*, 2007, **14**(4): 174~176
- Wang Jiaqi, Yu Ping, Yan Changxiang *et al.*. Space optical remote sensor image motion velocity vector computation modeling [J]. *Acta Optica Sinica*, 2004, **24**(12): 1586~1589  
王家琪, 于平, 颜昌翔 等. 航天光学遥感器像移速度矢计算数学模型[J]. *光学学报*, 2004, **24**(12): 1586~1589