

Many Subject Optimizing and Compound
Anti-impact-vibration Control
for Precision Recon System

精密探测系统多学科优化 与复合抗振冲控制

陈丁跃 著



陕西科学技术出版社

精密探测系统 多学科优化与 复合抗振冲 控制

MANY SUBJECT OPTIMIZING
AND COMPOUND
ANTI-VIMPACT-VIBRATION
CONTROL FOR
PRECISION
RECON SYTEM

陈丁跃 著

陕西科学技术出版社

图书在版编目(CIP)数据

精密探测系统多学科优化与复合抗振冲控制/陈丁跃
著. —西安:陕西科学技术出版社, 2006. 3

ISBN 7-5369-4070-X

I. 精... II. 陈... III. 卫星探测—探测仪—研究
IV. V447

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2006)第 003268 号

出版者 陕西科学技术出版社
西安北大街 131 号 邮编 710003
电话(029)87211894 传真(029)87218236
<http://www.snstp.com>

发行者 陕西科学技术出版社
电话(029)87212206 87260001

印刷 长安大学雁塔印刷厂

规格 880mm×1230mm 16 开本

印张 15.25 印张

字数 500 千字

版次 2006 年 3 月第 1 版
2006 年 3 月第 1 次印刷

印数 1-2 000 册

定价 38.00 元

前言

精密探测系统多学科优化与复合抗振冲控制是星载探测器研制的关键技术之一,涉及当代控制学、机械学、光学、力学、宇航学、电子学、材料学、热学、非线性理论、概率论、CAD/CAM、CAE 和测试技术等多门学科的前沿。星载探测系统在灾害监测、环境监测、海洋观测、资源勘察、农作物调查估产、森林调查、测绘和军事等方面的应用具有独到的优势。21 世纪是星载探测器向纵深迅速发展的新时期,高分辨率、多极化、多工作模式、短重复周期的探测器及小型星载探测器组网将为人们提供丰富的信息源,为世界经济建设和社会发展及各国国家安全作出重要贡献。在国内外星载探测器研究不断高涨的今天,星载探测器的研究不仅必要,而且十分迫切和重要。作者在博士后流动站期间,进行了该领域方面的研究工作。

在博士后流动站工作期间,参加了由中国科学院主办的中科院博士后前沿与交叉学科学术论坛,论坛中与到场的几位著名中科院院士、专家进行了广泛的交流。在站期间的研究项目获得“中国博士后科学研究基金”和“中国科学院王宽诚博士后工作奖励基金”的资助;发表与课题有关的学术论文 10 余篇;这些为完成精密探测系统多学科优化与复合抗振冲控制研究提供了充要条件。作者在此深深地感谢中国博士后管委会、陕西省博士后管委会、中国科学院王宽诚基金委、中国科学院西安光学精密机械研究所为作者的博士后研究工作提供了良好的条件和课题经费支持!

当前,精密探测系统得到了飞速的发展,国际和国内市场都对星载探测器提出了需求,迫切希望进一步发展和提高星载探测器的技术,拓宽研究领域,对星载探测器的空间分辨率、辐射分辨率、地面目标点的定位精度、覆盖的光谱范围、图像的获得速度和使用寿命提出了越来越高的要求。这既给我国科研工作者提出了新的课题,也为我国精密探测事业的发展提供了从未有过的发展机遇。

根据目前国外精密探测器的发展趋势,在精密探测系统多学科优化与复合抗振冲控制方面,主要侧重以下方面:

(1) 国外的大口径空间探测器,基本上都采用了自适应光学技术或主动光学技术,取消了传统意义上的镜筒,光学系统直接暴露在轨道空间。高分辨率的全色超频谱探测器将进一步得到发展。小型、微小型和纳米型探测器的发展将备受关注。探测系统设计在理论方面将更加完美。将建立更加严密的数学模型,系统仿真更加符合实际。如对采样成像系统移变性质的研究、对系统非线性研究以及对系统相位特性研究将更加深入。精密星载探测器数据获取技术趋向三多(多平台、多遥感、多角度)和三高(高空间分辨率、高光谱分辨率和高时相分辨率);遥感对地定位趋向于不依赖地面控制;摄像测量与遥感数据的计算机处理更趋向自动化和智能化;利用多时相影像数据自动发现地表覆盖的变化趋向实时化;空间数据库趋向图形、影像和 DEM 三库一体化和面向

对象;空间数据表达趋向多比例尺、多尺度、动态多维和实时三维可视化;空间对地观测向光学与雷达相结合的方向紧密发展。

(2) 深入对星载 TDICCD 探测器非线性振动的逆系统与时滞行为进行研究;分析振动主动控制中高阶未建模动态及其未知扰动对星载 TDICCD 探测器稳定性的影响。找出每个振源对星载 TDICCD 探测器的影响及其耦合作用。在计算机模拟振源及其影响的基础上,修改星载 TDICCD 探测器的结构;降低单个振源对星载 TDICCD 的影响,或破坏多振源的耦合作用,减少局部星载 TDICCD 探测器振动过大现象的发生,避免星载 TDICCD 探测器局部疲劳破坏。

(3) 研制新型适合星载 TDICCD 探测器的多级复合抗振冲结构,寻找性能更加优良的振动控制元件,开发用于星载 TDICCD 探测器振动能量消耗的阻尼剂、阻尼器。该类阻尼器可利用振源信号进行反馈控制,提高自适应能力和耗能能力,减少振冲激励对星载 TDICCD 探测器的影响。

随着精密探测系统多学科优化与复合抗振冲控制方面的理论研究和工程实践范围的扩大,应用效果的显殊,将进一步促进这个领域的研究,不仅具有重要的学术意义,而且也是我国星载探测事业进一步发展的需要。

《精密探测系统多学科优化与复合抗振冲控制》是理论和工程实践相结合的产物,涉及专业较多,全书内容丰富,其中很多内容是从研制和工程实践归纳、综合、提炼并经过试验的研究成果,是我国系统介绍这一技术领域的学术专著。本书面向有关专业人士技术交流,还可作为高等院校相关专业的教科书及硕士研究生、博士研究生和博士后的参考书。由于作者水平所限,书中难免有错误和不当之处,恳请读者和专家批评指正。

著 者

目 录

第1章 绪 论	(1)
1.1 国内外研究现状	(1)
1.1.1 国内外星载探测器设计简介	(2)
1.1.2 星载 TDICCD 探测器的类型	(4)
1.2 星载探测器光机系统及关键技术简介	(6)
1.2.1 星载 TDICCD 探测器光机系统	(6)
1.2.2 星载 TDICCD 探测器对星上各系统的技术要求	(7)
1.2.3 关键技术	(8)
1.3 星载探测系统抑振抗冲击控制技术	(9)
1.3.1 抑振抗冲击控制分类	(10)
1.3.2 抑振抗冲击主动控制	(11)
1.3.3 抑振抗冲击智能控制	(12)
第2章 星载探测器及应用	(16)
2.1 概述	(16)
2.2 电磁波及电磁波谱概念	(17)
2.2.1 电磁波及电磁波谱	(17)
2.2.2 辐射及同地物作用	(18)
2.2.3 大气层对电磁波传播的影响及大气窗口	(19)
2.3 星载光学成像探测器	(20)
2.3.1 星载光学成像探测器分类及地面分辨率	(20)
2.3.2 星载光学成像探测器种类及特点	(22)
2.4 星载红外探测器	(26)
2.4.1 红外探测	(26)
2.4.2 红外探测器种类	(27)
2.4.3 红外焦平面	(29)
2.5 雷达探测卫星	(30)
2.5.1 微波遥感及星载微波探测器	(30)
2.5.2 合成孔径雷达及工作原理	(31)
2.5.3 星载 SAR 发展及现状	(32)
2.6 电子探测卫星	(33)
2.6.1 电子探测卫星分类及探测体制	(33)
2.6.2 电子探测接收机的测量参数及探测定位技术	(35)
2.6.3 海洋探测卫星及其分类	(36)
2.7 其他探测卫星	(37)
2.7.1 导弹预警卫星及应用	(37)
2.7.2 气象卫星及应用	(39)
2.7.3 核爆探测卫星及应用	(40)
2.8 探测卫星在局部战争中的应用实例	(41)

2.8.1	探测卫星在“沙漠之狐”作战中的应用	(41)
2.8.2	探测卫星在阿富汗战场中的应用	(41)
2.9	世界各国主要星载探测器	(42)
2.9.1	星载光学成像探测器	(42)
2.9.2	雷达成像探测卫星	(47)
2.9.3	可用作成像探测的典型探测资源卫星	(49)
2.9.4	电子探测卫星	(51)
2.9.5	海洋探测卫星	(55)
2.9.6	导弹预警卫星	(56)
第3章	现代小型星载探测器及应用	(60)
3.1	现代小型星载探测器概述	(60)
3.2	小型星载探测器的结构组成	(61)
3.2.1	有效载荷	(61)
3.2.2	控制部分	(62)
3.2.3	电源	(62)
3.2.4	星体结构	(62)
3.2.5	星载探测器测控	(62)
3.3	小型星载探测器应用及特点	(63)
3.3.1	小型星载探测器应用特点	(63)
3.3.2	通信小型星载探测器	(64)
3.3.3	小型星载探测器	(65)
3.4	小型星载探测器的若干实例	(67)
3.4.1	英国 Surrey 大学研制的微型星载探测器 POSAT-1	(67)
3.4.2	瑞典空间物理研究所 (ISF) 研制的纳型星载探测器 Munin	(67)
3.4.3	巴西国家空间研究所研制的微型星载探测器 SACI-1	(67)
3.4.4	南非 Stellenbosch 大学制造的微型星载探测器 SUNSAT	(68)
3.4.5	我国的“实践”5 号和“航天清华”1 号	(68)
第4章	星载探测器运动规律及在轨位置计算	(70)
4.1	概述	(70)
4.2	星载探测器的无摄运动	(71)
4.2.1	开普勒定律	(71)
4.2.2	无摄轨道的描述	(73)
4.2.3	星载探测器坐标的计算	(74)
4.3	星载探测器的受摄运动	(75)
4.3.1	势理论	(76)
4.3.2	星载探测器的受摄运动方程	(76)
4.3.3	各种摄动力对星载探测器轨道的影响	(79)
4.4	星载探测器坐标的计算	(80)
第5章	星载探测器多学科寻优与总体设计模型的确定	(81)
5.1	概述	(81)
5.2	星载探测器寻优与评估	(81)

5.3	星载探测器多学科设计优化	(82)
5.3.1	多学科优化	(83)
5.3.2	MDO 的系统集成	(83)
5.4	星载探测器总体参数寻优设计	(84)
5.4.1	总体寻优设计过程	(84)
5.4.2	任务目标和任务要求	(84)
5.4.3	星载探测器总体方案类型优选	(85)
5.5	星载探测器总体参数优化设计的确定	(85)
5.5.1	设计变量、目标函数和约束条件的确定	(85)
5.5.2	优化模型的确定	(87)
5.5.3	优化模型的仿真	(88)
第 6 章	星载探测器望远系统热设计与热光学分析	(92)
6.1	概述	(92)
6.2	国外星载探测器望远系统热设计介绍	(93)
6.2.1	美国“哈勃”空间望远镜	(93)
6.2.2	美国 LST 空间望远镜	(95)
6.2.3	美国 OSL 轨道太阳实验室	(97)
6.2.4	星载探测器望远系统	(98)
6.2.5	热设计软硬件	(99)
6.3	星载探测器望远系统的构型与布局	(99)
6.3.1	星载探测器望远系统的主要部件和有效载荷	(99)
6.3.2	星载探测器望远系统构型与布局方案分析	(101)
6.4	星载探测系统的热设计	(102)
6.4.1	星载探测器的轨道和姿态参数	(102)
6.4.2	星载探测器的热控制要求	(102)
6.4.3	星载探测器的热设计思路	(102)
6.5	星载探测器望远系统主体热计算	(102)
6.5.1	NEVADA 和 SINDA/G 软件的计算原理	(103)
6.5.2	星载探测器望远系统热计算的特殊性	(104)
6.5.3	星载探测器望远系统的轨道空间外热流和角系数计算	(106)
6.5.4	星载探测器望远系统主体温度场计算	(106)
6.5.5	星载探测器望远系统的热计算结果	(107)
6.6	准直镜和磁分析器的热计算	(110)
6.6.1	准直镜和磁分析器的热辐射计算	(110)
6.6.2	准直镜和磁分析器的温度场计算	(112)
6.6.3	准直镜和磁分析器的热计算结果	(113)
6.7	星载探测器望远系统的热变形计算	(115)
6.7.1	主镜组件的有限元热变形计算	(115)
6.7.2	准直镜和磁分析器的有限元热变形计算	(117)
6.8	星载探测器望远系统的热光学分析	(119)
6.8.1	光学波像差的基本概念	(119)

6.8.2	热光学分析的参数	(120)
6.8.3	光程差的数值计算和最小二乘法球面拟合	(120)
6.8.4	热光学分析	(123)
6.9	星载探测器望远系统的特殊工况热分析	(127)
6.9.1	最大地影轨道的瞬态热计算	(127)
6.9.2	在地影轨道期间的热光学分析	(129)
6.9.3	极限冷工况的热计算	(130)
第7章	空间环境对星载探测器成像质量的影响分析	(131)
7.1	概述	(131)
7.2	星载 TDICCD 探测器成像原理及光机结构	(131)
7.3	卫星振动对星载 TDICCD 探测器成像质量的影响	(132)
7.4	动力学模型	(134)
7.5	影响星载 TDICCD 探测器离焦的主要原因分析	(136)
7.5.1	温度变化对探测器的影响	(136)
7.5.2	轨道高度对探测器离焦的影响	(137)
7.5.3	大气压力变化对探测器离焦的影响	(137)
7.6	离焦对传递函数的影响	(138)
7.6.1	相对孔径相同而像元尺寸不同对的影响	(138)
7.6.2	相对孔径不同而像元尺寸相同对的影响	(138)
7.6.3	大焦深光学系统对 MTF 的影响	(138)
第8章	星载探测器非线性振动的逆系统与时滞	(141)
8.1	概述	(141)
8.2	非线性振动	(141)
8.2.1	C-L 方法——用分岔方法研究非线性振动	(141)
8.2.2	强、弱非线性振动和非线性对称与非对称振动	(142)
8.2.3	共振, 扩展的 FERREY 序列——解的结构	(142)
8.3	非线性振动的逆系统控制律	(143)
8.3.1	单自由度非线性振动	(143)
8.3.2	星载探测器混沌姿态运动的逆系统控制	(143)
8.3.3	对多自由度振动系统的推广	(144)
8.4	在轨星载探测器系统时滞 BOC-WEN 模型	(145)
8.5	控制算法与算例	(146)
8.5.1	控制算法	(146)
8.5.2	算例	(148)
第9章	红外多光谱探测器辐射定标试验技术	(150)
9.1	概述	(150)
9.2	试验目的	(150)
9.3	探测器的红外辐射定标试验	(151)
9.3.1	红外辐射定标原理	(151)
9.3.2	红外辐射定标方法	(153)
9.3.3	红外辐射定标设备	(157)

9.3.4	红外辐射定标试验	(160)
9.4	探测器的可见光、近红外辐射定标	(163)
9.4.1	红外多光谱扫描仪	(163)
9.4.2	定标原理	(163)
9.4.3	定标设备	(163)
9.4.4	定标程序	(164)
9.4.5	飞行中可见光波段星上定标应注意的问题	(165)
第10章	探测器热环境试验误差分析与热缩比模型试验	(166)
10.1	空间热环境	(166)
10.1.1	真空	(166)
10.1.2	低温与黑背景	(167)
10.1.3	空间外热流	(167)
10.2	空间热环境试验的误差分析	(168)
10.2.1	探测器在宇宙空间的热平衡	(168)
10.2.2	探测器空间热环境试验的误差分析	(169)
10.3	探测器热缩比模型试验	(175)
10.3.1	辐射-导热系统探测器的热相似准则	(176)
10.3.2	热相似稳态模拟技术	(177)
10.3.3	热缩比模型试验的应用趋势	(179)
10.4	不稳定热平衡试验方法	(179)
10.4.1	不稳定热平衡试验方法	(180)
10.4.2	不稳定热平衡试验方法的应用	(180)
第11章	星载探测器运载中的环境试验	(181)
11.1	概述	(181)
11.2	航天仪器运载中的规定	(181)
11.3	路面激励状况	(181)
11.3.1	汽车路面激励状况	(181)
11.3.2	汽车路面激励的确定	(183)
11.3.3	汽车非平稳路面的模拟	(184)
11.4	随机振动试验类型及响应	(184)
11.5	随机振动信号分析处理系统	(185)
11.5.1	CAT 系统	(185)
11.5.2	专用振动信号处理系统	(185)
11.5.3	其他振动信号分析处理系统	(186)
11.6	随机振动试验	(187)
11.6.1	试验技术	(187)
11.6.2	试验响应分析	(187)
第12章	探测器空间环境试验中的测试技术	(192)
12.1	空间环境试验中的质谱测试技术	(192)
12.1.1	空间环境试验中残余气体质谱分析	(192)
12.1.2	其他空间环境试验中的残余气体质谱分析	(193)

12.1.3	空间环境探测中的质谱分析	(194)
12.2	真空检漏测试技术	(194)
12.2.1	真空检漏测试	(194)
12.2.2	压力检漏测试	(195)
12.3	空间环境模拟室内的压力测量技术	(196)
12.3.1	空间环境模拟室内压力测量特殊性 & 需研究的问题	(196)
12.3.2	压力测量的范围	(197)
12.3.3	真空计的选择	(198)
12.3.4	规管的布置位置	(198)
12.3.5	计算机控制的真空测量技术	(199)
12.4	探测器热平衡与热真空试验的温度测量技术	(199)
12.4.1	探测器热平衡与热真空试验过程中温度测量的任务	(200)
12.4.2	探测器热平衡与热真空试验中温度测量的特点	(200)
12.4.3	热电偶测温	(201)
12.4.4	热敏电阻测温	(204)
12.4.5	测温程序的编制要求	(207)
12.4.6	数据采集系统的正确使用	(208)
12.4.7	温度测量误差的主要因素	(208)
12.5	热流和电功率测试技术	(209)
12.5.1	热流测量	(209)
12.5.2	功率测量	(214)
第 13 章	星载探测器冲击仿真与多级复合抑振抗冲击设计	(216)
13.1	概述	(216)
13.2	星载 TDICCD 探测器可靠性分析	(216)
13.2.1	星载 TDICCD 探测器材料与结构的失效模式	(217)
13.2.2	可靠性预测与分配	(217)
13.3	星载 TDICCD 探测器的冲击动力学缩减模型	(218)
13.3.1	有限元模型子结构划分	(218)
13.3.2	冲击激励载荷	(218)
13.3.3	大质量法	(218)
13.4	冲击响应分析方法	(219)
13.4.1	星载 TDICCD 探测器子结构运动方程	(219)
13.4.2	星载 TDICCD 探测器运动方程	(220)
13.4.3	谱响应分析	(220)
13.5	计算结果分析	(220)
13.6	多级抑振抗冲击系统的运动微分方程	(222)
13.6.1	系统的动能和势能	(222)
13.6.2	系统的阻尼耗散函数	(223)
13.6.3	多级抑振抗冲击系统的运动微分方程	(223)
13.7	多级复合抑振抗冲击控制系统的设计	(224)
参考文献		(227)

第 1 章

绪 论

1.1 国内外研究现状

星载 TDICCD(Time Delay and Integration Charge Coupled Devices)探测系统是以卫星为平台,对陆地、海上目标进行侦察以获取目标直接图像信息的重要设备,其在民用国土资源开发和军事情报领域方面具有巨大的需求和应用前景。在民用方面,可用于采矿、城市规划、土地利用、资源管理、农业调查、环境监测、新闻报道和地理信息服务等诸多领域;在军事上,它们可用于情报搜集、国防监测、变化检测、精确测图、目标指引和精确打击效果评估等方面,以跟踪机场跑道、导弹发射井、武器试验场和防御设施等目标的施工进展情况以及部队集结和武器部署等军事活动准备情况。因此,世界许多国家都在积极研究它。TDICCD 探测器作为星载对地观测始于 20 世纪 80 年代初,前苏联在 1980 年 6 月就发射了载有 3 谱段推扫式线阵 CCD 探测仪的试验卫星。但 CCD 探测仪成像系统作为对地观测仪器真正被人们所重视是在 1986 年 2 月法国 Spot-1 发射成功以后。该卫星所载的 HRV-CCD 探测器获得了巨大的成功,星载 TDICCD 探测器真正进入了实用阶段。图 1-1 为星载 TDICCD 探测器,图 1-2 为星载 TDICCD 探测仪对地目标探测。

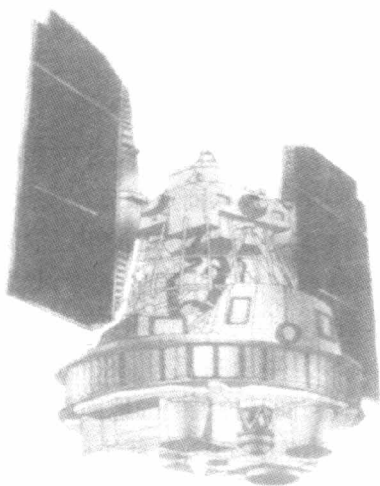


图 1-1 星载 TDICCD 探测器

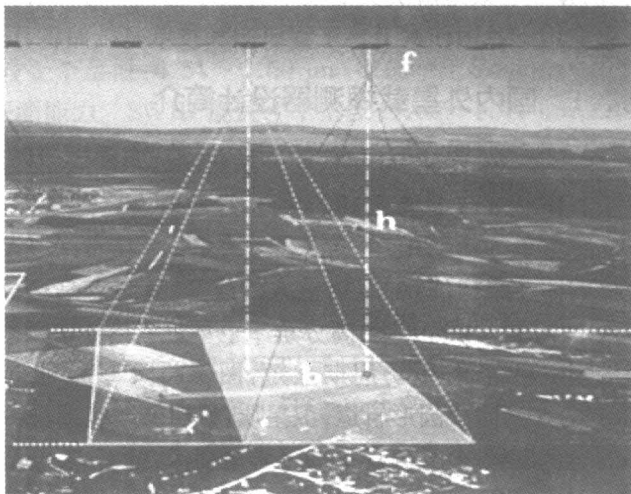


图 1-2 星载 TDICCD 探测仪对地目标探测

星载 TDICCD 探测器成像主要特点是:采用多次曝光方法增加器件的灵敏度,信号电平随 TDI 级数增加而增加,使它具有高灵敏度,而不影响分辨率。TDICCD 比线阵 CCD 信号高 M 倍, M 是 TDI 的级数, M 为 1、4、8、16、32、64 和 96 等,可以选择。因此适用于低照度条件下成像,或在正常光照条件下,配以小孔径光学系统使用。据报道 1030×125 TDICCD、像元数 1030、TDI 级数 128,可在 $1 \times 10^{-3} \text{ lx}$ (星光)低照度下成像。进入 21 世纪以后,世界各国把 TDICCD 应用到高分辨率的航天侦察探测卫星上,积极进行高分辨率卫星及其图像应用产品的开发,图 1-3 为绕月星载 TDICCD 探测

器探测月球示意图,图 1-4 为绕火星载 TDICCD 探测器探测火星示意图。

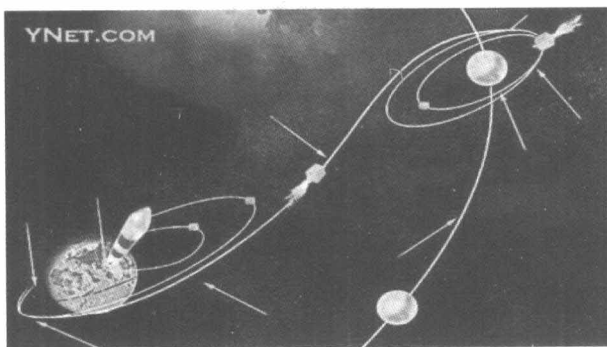


图 1-3 绕月星载 TDICCD 探测器探测月球示意图

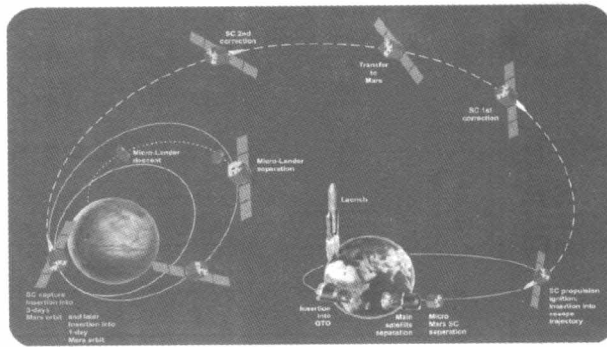


图 1-4 绕火星载 TDICCD 探测器探测火星示意图

近年来,卫星图像的分辨率在极大提高:从 1999 年的地面像元分辨率 10 m、2000 年的分辨率 1 m、2002 年的分辨率 0.62 m,一直向分辨率 0.50 m、0.1 m 演进。航空和航天遥感器利用 TDICCD 这一优点,采用小相对孔径的光学系统,研制轻小型的探测器,大大降低成本,并增大焦深,降低调焦精度要求。采用 TDICCD 作为成像接收器是星载探测器轻小化的关键技术途径。例如,采用线阵 CCD 的探测器,焦距 1.68m,在 500 km 圆形太阳同步轨道,积分时间约为 0.42 ms,要求光学系统的相对孔径 $\geq 1/4$,仪器重 300 kg 以上。若采用 TDICCD,像元尺寸和焦距等与线阵遥感器相同,其仪器重量估计约为 50 kg,由此可见采用 TDICCD 可使探测器轻小型化,解决了长焦距、高分辨率和小孔径带来光谱能量不足的矛盾,引起遥感器设计者的极大关注,首先用于军事侦察上。TDICCD 的另一个优点是对同一景物用多行线阵像元信号相加成像,取其平均值,所以减少像元之间的响应不均匀影响,增加响应的均匀性。

当前面临的国际国内形势,都急切需要提高我国的航天侦察能力,以适应当前复杂多变的国际环境。为提高我国的卫星照相侦察水平,亟需发展高分辨率传输型侦察星载 TDICCD 探测器。高分辨率侦察图像已经成为一个国家实力和战略力量的体现。我国对于星载 TDICCD 探测器在空间技术中的应用研究尚处于初级发展阶段,但这方面的工作具有重大的意义和紧迫性。本文主要针对我国发展战略中侦察卫星“九五”预研和“十五”背景型号的关键技术、高新技术,进行攻关研究和基础理论研究,建立有效地解决关键技术的技术途径和方法、构造新技术的理论基础和新方法。所取得的研究成果应用于我国侦察卫星工程研制和技术基础储备,可对促进航天侦察技术的发展起到积极作用。

1.1.1 国内外星载探测器设计简介

美国从 20 世纪 90 年代初开始研制远距离倾斜摄影的探测器,有多家公司研发了高分辨率商业卫星。IKONOS 卫星于 1999 年 9 月发射成功,如图 1-5、图 1-6 所示,并投入商业服务,开辟了商业遥感卫星的新纪元,全色谱段分辨率优于 1 m,多光谱分辨率优于 4 m。美国进入 21 世纪以来详查相机的体系结构(FIA)经历重大的改变,其特点是:大尺寸和费用不断增加的势头发生逆转,拟采用减重 1/2 或 1/4 的方案;高分辨率卫星进入商业市场。成像侦察体系由数量更多、体积更小、能力更强的新卫星组成,重访周期缩短,图像将具有不同的特点。IKONOS 卫星轨道高度 680 km,倾角 98.1°的太阳同步圆形轨道,卫星质量 720 kg,装载一台 TDICCD 探测器,同时拍摄 1 m 地面像元分辨率的全色图像、4 m 分辨率的多光谱图像,幅宽 11 km,卫星前后左右侧摆,摆角 26°,重访周期 3 天。IKONOS 卫星是高分辨率的商业卫星,也是军事普查卫星,可发现导弹和导弹阵地,识别坦克、军用车和部队单位,识别战斗机等。在阿富汗战争中,该卫星被国防部买断。Quick Bird2 卫星于 2001 年 10 月 18 日发射成功,轨道高度 450 km,太阳同步近极轨道,卫星质量 931 kg,可拍摄 0.61 m 地面像元分辨率全色图像和 2.4 m 地面像元分辨率多光谱图像,幅宽 16.5 km,卫星具有前后、左右摆动功能,摆角 30°。TDICCD 不但用于高分辨率全色谱段商用卫星上,也用于详查侦察卫星上,而且用于多光谱相机上。美国先后发展了六代高分辨率的 TDICCD 探测器,具有可见光和近红外两个谱段,装载于军事侦察卫星上。KH-11 地面像元分辨率最高可达 0.15 m,卫星具有机动变轨能力。其最先进的 KH-12 分辨率最高可达 0.1 m。采用了当今最先进的自适应光学成像技术,可在计算机控制下

随观测视场环境的变化灵活地改变透镜表面曲率,从而有效地补偿大气影响造成的观测影像畸变。另外,KH-12 增装了像增强器以供微光下观测,是其情报侦察的主要手段之一。美国的高分辨商业卫星基本上都采用了高分辨全色/多光谱相机,典型例子有 QuickBird,Orbview-1,Ikonos-1、2 等,其全色分辨率在 1 m 左右。高分辨相机的光学系统大多采用共轴型反射系统,焦平面探测器采用 TDIC-CD 器件,电子学线路实现了多路并行、高速、低噪声视频处理。

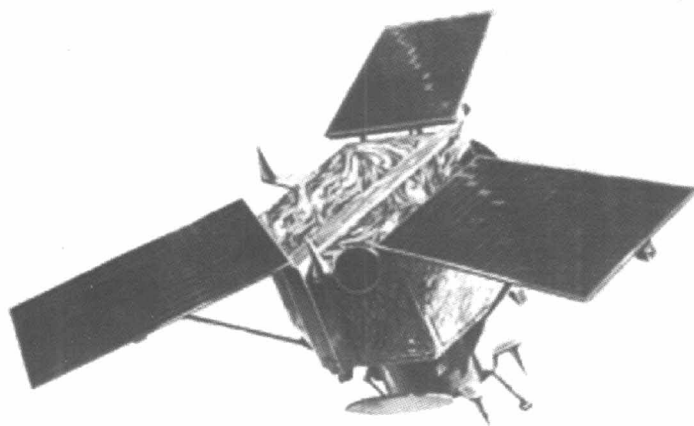


图 1-5 IKONOS 卫星

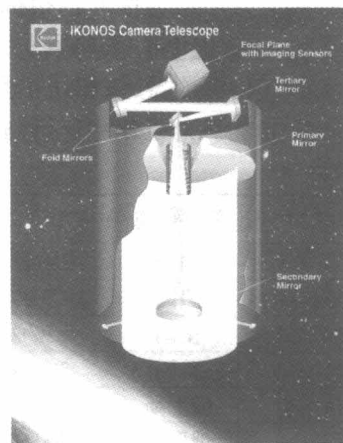


图 1-6 IKONOS 探测器

前苏联于 1980 年 6 月发射了载有试验性三谱段推扫式线阵 CCD 探测器的 MCY-7 卫星。另外,1988 年发射的资源-O 卫星上装载有两台高分辨率三谱段 CCD 探测器,谱段覆盖 $0.5 \sim 0.9 \mu\text{m}$,地面像元分辨率 45 m。俄罗斯的侦察卫星也已经发展了五代,地面分辨率可达 0.5 m,卫星有机动变轨能力。俄罗斯于 1997 年 6 月 6 日发射的阿尔康卫星所携带的高分辨率 CCD 探测器,其焦距为 27 m,轨道高度为 1516/2749 km,全色谱段分辨率可达 2 m。

日本于 1987 年 2 月发射了第一颗地球资源卫星 MOS-1a(海洋观测卫星-1a),1990 年 2 月发射了 MOS-1b,这两颗卫星均载有 CCD 成像设备,即多光谱电子自扫描辐射计,共 4 个谱段 $0.51 \sim 0.59 \mu\text{m}$, $0.61 \sim 0.69 \mu\text{m}$, $0.72 \sim 0.80 \mu\text{m}$, $0.80 \sim 1.10 \mu\text{m}$,两个镜头,每个镜头覆盖两个谱段。地面像元分辨率 $50 \text{ m} \times 50 \text{ m}$,幅宽 $100 \text{ km} \times 2 \text{ km}$,其轨道高度 909 km。JERS-1 是日本的新一代地球资源卫星,于 1992 年 2 月发射,卫星上光学敏感器(OPS)包括可见光和近红外敏感器(VNIR)及短波红外敏感器(SWIR),均为 CCD 成像系统。VNIR 覆盖 3 个谱段: $0.51 \sim 0.60 \mu\text{m}$, $0.63 \sim 0.69 \mu\text{m}$, $0.76 \sim 0.86 \mu\text{m}$,其中 $0.76 \sim 0.86 \mu\text{m}$ 谱段具有立体观测能力。SWIR 覆盖 4 个谱段: $1.60 \sim 1.71 \mu\text{m}$, $2.01 \sim 2.12 \mu\text{m}$, $2.13 \sim 2.25 \mu\text{m}$, $2.27 \sim 2.40 \mu\text{m}$ 。其探测器冷却到 80 K。光学敏感器的地面分辨率为 18 m,扫描幅宽 75 km。日本于 1995 年发射的先进地球观测卫星,载有一台先进的可见光和近红外辐射计,其全色和多光谱地面分辨率将分别达到 8 m 和 16 m、幅宽 80 m。日本于 2003 年发射 4 颗侦察卫星,2 颗为光电型,地面分辨率为 1 m。

印度于 1988 年 3 月发射了印度遥感卫星 1 号(IRS-1A)。其主要有效载荷为 LISS-1(单台)、LISS-2(两台)共 3 台多光谱 CCD 探测器。IRS-1A 的地面分辨率可以满足其国内农业、林业、水文和地质等应用的要求。其 73 m 的低分辨率图像可以保证陆地卫星 1 号、2 号和 3 号用户数据的连续性,其 36 m 的中分辨率图像能与陆地卫星 4 号(30 m)、SPOT 系列(20 m)的多光谱数据很好地兼容。印度于 1991 年 8 月发射了 IRS-13,其有效载荷 CCD 探测器与 IRS-1A 相同。正在计划中的 IRS-1C 的有效载荷 CCD 探测仪将优于 SPOT-1 的水平。印度还正在研制 3 颗用于对地观测目的的实验性小卫星,分别为 ROH/NI-D1、ROH/NI-D2 和 SROSS。ROH/NI 系列卫星为 40 kg 级。ROH/NI-D1 有效载荷为焦距 25 mm 的全色线阵 CCD 探测器,地面分辨率 1 km,重量 2.5 kg,功耗 3 W。ROH/NI-D2 CCD 相机为两谱段,地面分辨率与 ROH/NI-D1 相同,重量为 3.5 kg,功耗 4 W。SROSS 为 150 kg 级,有效载荷亦为线阵单谱段 CCD 相机,其地面分辨率为 70 m,具有立体观察能力。印度于 2001 年 10 月发射的 TES 卫星上装有分辨率 1 m 的 CCD 探测器。

以色列 KLOP 光电工业有限公司研制了一种轻型 CCD 探测器——CEREM(地球资源监测用空

间相机)。该相机的特点是焦距较长、宽视场、轻便、一维线阵成像,工作在可见光和近红外谱段,可以适应恶劣的空间环境条件。该系统主要由折射型物镜、CCD 焦面、焦面电子线路(驱动电路)及视频信号处理电路 4 部分组成。物镜及结构件的设计原则上均是在保证成像性能及适应空间恶劣环境的前提下,尽量减轻重量。考虑到小卫星可用功率的限制,温度控制系统不能使相机温度恒定,因而选择了焦面被动补偿系统,使得温度发生变化时,光学系统产生的离焦与结构件产生的变化相互补偿,使 CCD 始终处于最佳像面。相机电子电路的设计合理紧凑,整个相机系统仅 3 块电路板,一块为 CCD 驱动电路,位于相机焦面;另外两块为视频信号处理电路。ELOP 公司在该相机的基础上还研制了多光谱 CCD 探测器,该相机沿用上述相机的镜头。并设计了一个多光谱焦面,相机总重量为 10 kg。表 1-1 为国外近年主要研制的星载探测器。

表 1-1 国外近年主要研制的星载探测器

简要信息			主要技术参数			
名 称	国别	发射日期	轨道参数	GSD/m	重量/kg	寿命
Ikonos	美国	1999	680 km, 98.2°	1(0.82)		
QuickBird2	美国	2002	450 km, 98°太阳同步	0.61	950	5
OrbView3	美国	2003/3	460 km	1		
Arkon-1	俄罗斯	1997/6/6	1504 km × 2739 km	2		
Monitor	俄罗斯	2002/3	480 km, 太阳同步	1		
ALOS	日本	2003/3	692 km, 98.2°	2.5	4000	3~5
Helios-1B	法国	1999/12/03	680 km, 98°太阳同步	1	2500	5
Helios-2A	法国	2004	680 km, 98°太阳同步	0.5	4100	5
Pleiades	法国	2006	695 km, 太阳同步	0.7	250	5
EROS -A1	以色列	2000/12/5	450 km, 98°太阳同步	1.8(1)	250	4
Horizon5	以色列	2002/5/28	370 km × 600 km, 143°	0.5	300	
EROS -B1	以色列	2003 年年底	600 km, 太阳同步	0.82(0.5)	350	6
TES	印度	2001/10/22	568 km, 太阳同步	1	1108	3
Kompsat-2	韩国	2004	685 km, 太阳同步	1	765	3
Rocsat-2	中国(台湾)	2003/3/7	891 km, 99°太阳同步	2	764	

我国“九五”开始研制高分辨率星载 TDICCD 探测器。2000 年发射的“尖三”卫星为传输型全色侦察相机,其地元分辨率为 3 m。两台相机的覆盖宽度为 60 km,光学系统采用了改进型施密特反射系统,焦距为 1.65 m。正在研制的 921-2 可见光相机,在 300 km 轨道高度上,其地元分辨率为 1.6 m,光学系统采用了非球面双反射系统,焦距为 2.7 m。在国家 863 计划的支持下,中国科学院西安光学精密机械研究所研制了详查普查结合型侦察相机原型样机,在 400 km 轨道高度上,详查地元分辨率为 1 m,普查地元分辨率为 3.5 m,图 1-7 是分辨率为 1 m 的工程样机。中科院长春光机所与航科集团 508 所合作预研的 CCD 相机是全色相机,其焦距为 6 m,分辨率为 1 m,光学系统采用离轴三反射系统。

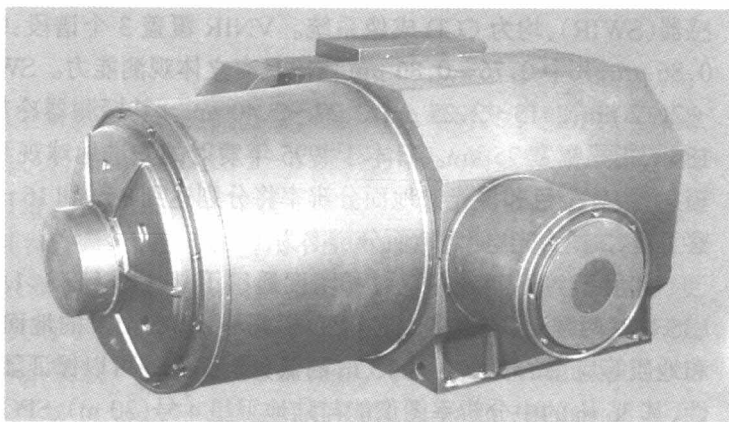


图 1-7 国内首台详查普查结合型两用工程样机

1.1.2 星载 TDICCD 探测器的类型

1.1.2.1 星载 TDICCD 侦察相机

星载 TDICCD 侦察相机可分为普查和详查相机,普查相机的地面分辨率为 3~5 m,详查相机的地面分辨率为 0.5~2.0 m。这些相机又分为胶片型和 CCD 实时传输型两种。胶片型相机的摄影分

分辨率用摄影胶片上 1 mm 内能分辨的黑白相间线对数表示,记作 lp/mm,而一个线对相应的地面尺寸称为摄影地面分辨率。CCD 实时传输型相机常用像元分辨率或瞬时视场角 (IFOV) 来评定分辨率,而接收器上的一个像元对应的地面尺寸称为像元地面分辨率。因此,一般情况下,摄影地面分辨率 1 m 的胶片型相机和像元地面分辨率 0.5 m 的 CCD 实时传输型相机具有相同的地面分辨能力。为提高分辨率,星载 TDICCD 相机的口径是越做越大,如美国 KH-12 侦察相机已采用口径 $D=3.8$ mm,达到地面分辨率 0.1 m。光学系统的视场角 2ω 决定地面覆盖面积,详查相机的视场角 2ω 达几度,地面覆盖十几公里,普查相机则视场还要大。视场大时由于像面照度 E 按视场角 ω 的 $\cos^4\omega$ 成比例地下降,再加上轴外渐晕,很难达到像面照度均匀性。另一方面由于航天相机的像移补偿要求,对镜头畸变要求很严(如 0.1% 以下),故视场角大时畸变校正也比较难,因此,航天侦察相机的视场角都不能太大。

根据侦察任务的不同,星载 TDICCD 探测器地面目标识别一般划分为 4 个等级:①发现目标(A 级),判断目标是否存在;②一般识别(B 级),判断目标的类型或属性,如区分出房屋、车辆;③详细鉴别(C 级),判断出同类物体的不同类型,如区分出房屋是军营还是民房,某导弹是地地导弹还是地空导弹等;④目标描述(D 级),识别出目标的特征和细节,如导弹有无尾翼等。根据经验,可以侦察出地面部分类型军事目标的星载 TDICCD 探测器成像地面分辨率如表 1-2 所列。

1.1.2.2 星载 TDICCD 测绘相机

航天测绘相机比航天侦察相机要求的地面分辨率低,故焦距较短,如 $f=300\sim 400$ mm,但视场角要求大,如 $2\omega=60^\circ\sim 70^\circ$ 。而且要求对相机的内方位元素,即对主距、主点位置和畸变(或交会角)严格地进行标定。同时,通过星相机等其他手段对相机的外方位元素,即对摄影中心在地面或地心坐标系中的位置和姿态角要求严格测定。图 1-8(a)、(b)为星载 TDICCD 测绘相机,图 1-9 为测绘到的地面目标。

表 1-2 地面部分目标侦察所需星载 TDICCD 探测器成像地面分辨率

目 标	A 级/m	B 级/m	C 级/m	D 级/m
桥梁	6	1.5	1.5	0.9
公路	9	6	1.8	0.6
车辆	1.5	0.6	0.3	0.05
雷达	3	0.9	0.3	0.15
机场	6	4.6	3	0.3
飞机	4	1.5	0.9	0.15
大炮	0.9	0.6	0.15	0.05
舰船	7.6	4.6	0.6	0.3
港口	30	15	6	3
工厂	30	15	6	1.5
仓库	1.5	0.6	0.3	0.025
指挥所	3	1.5	0.9	0.15
导弹阵地	3	1.5	0.6	0.3
露出水面的潜艇	30	6	1.5	0.9

1.1.2.3 星载 TDICCD 多光谱相机及成像光谱仪

航天多光谱相机及成像光谱仪都对地面的分辨率要求不高,所以相机的焦距也不长,如高分辨率成像光谱仪 $f=600$ mm。它的特殊要求是对每一个成像位置进行光谱分析,故光谱分辨率和光谱范围(一般是可见到红外波段,如 $\lambda=0.5\sim 2.4\ \mu\text{m}$) 以及对接收器进行严格地辐射响应标定等是重要的技术指标。成像光谱仪是由成像物镜和光谱仪相接而成的,对这种光谱仪除了垂直于狭缝方向的光谱分辨率外还要求沿狭缝方向的成像分辨率,这是与普通光谱仪不同之处。图 1-10 为星载 TDICCD 层析成像光谱仪样机。

从以上三种航天相机比较可知,从光学工程的角度,最难的还是航天侦察相机,因为它焦距长、口径大、成像质量要求高,故光学加工、装调以及检测方面有不少新技术需要解决。

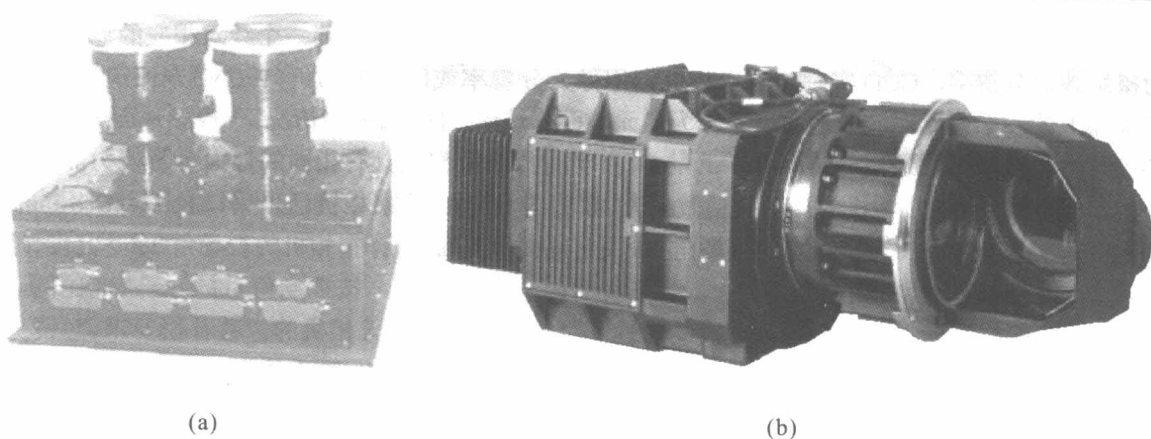


图 1-8 星载 TDICCD 测绘相机

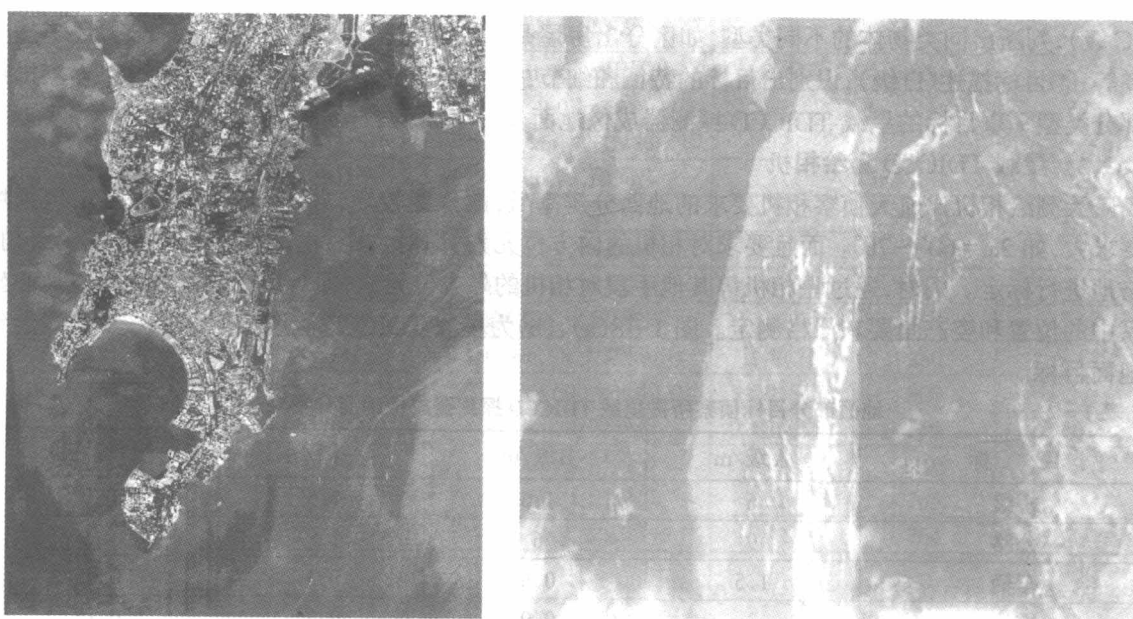


图 1-9 星载 TDICCD 测绘相机测绘到的地面目标

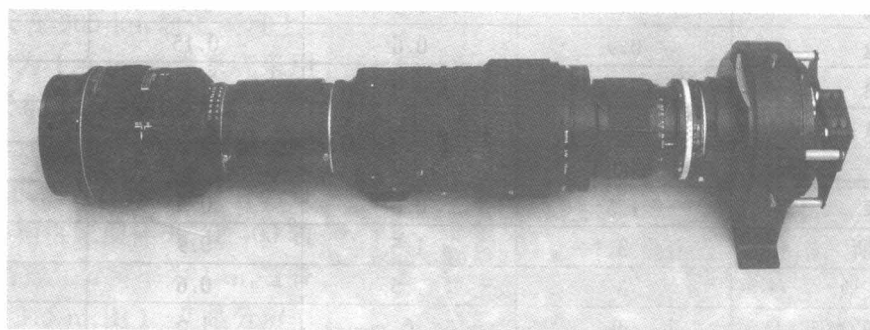


图 1-10 星载 TDICCD 层析成像光谱仪样机

1.2 星载探测器光机系统及关键技术简介

1.2.1 星载 TDICCD 探测器光机系统

星载 TDICCD 探测器光机系统由外遮光罩、承力镜筒、主反射镜镜组、次反射镜镜组、折轴镜镜组、第三反射镜镜组、TDICCD 焦平面组件、焦面电子电路和视频信号处理系统等单元组成,参见图 7-1 所示。而有的 TDICCD 探测器通常还具有调焦机构、定标机构等。调焦机构供相机在空间运行