

轻小型星敏感器研制方法和研制技术

研究生：孙才红

指导教师：艾国祥 院士

金声震 研究员

申请学位：博士

国家天文台

分类号_____

密级_____

UDC_____

编号_____

中国科学院研究生院 博士学位论文

轻小型星敏感器研制方法和研制技术

孙才红

指导教师 艾国祥 院士 中国科学院国家天文台

金声震 研究员 中国科学院国家天文台

申请学位级别 博士 学科专业名称 天体物理

论文提交日期 2002年5月 论文答辩日期 2002年6月

培养单位 中国科学院国家天文台

学位授予单位 中国科学院研究生院

答辩委员会主席 _____



分类号_____

密级_____

UDC_____

编号_____

中国科学院研究生院 博士学位论文

轻小型星敏传感器研制方法和研制技术

孙才红

指导教师 艾国祥 院士 中国科学院国家天文台

金声震 研究员 中国科学院国家天文台

申请学位级别 博士 学科专业名称 天体物理

论文提交日期 2002年5月 论文答辩日期 2002年6月

培养单位 中国科学院国家天文台

学位授予单位 中国科学院研究生院

答辩委员会主席_____

摘要

“空间太阳望远镜”项目是中国的一项重要科学卫星项目。它将把一个 1m 口径的光学望远镜送到太空，对太阳进行高分辨率的科学观测，该望远镜设计的平台控制精度达到 $\pm 6''$ ，这对卫星姿态测量仪器包括太阳导行镜和星敏感器的要求极高。因此，我们将星敏感器作为“空间太阳望远镜”的关键攻关技术进行了广泛的研究，近年来成功地研制出实用的轻小型星敏感器。该星敏感器不但适合“空间太阳望远镜”的需求，也可以应用于其它各种卫星。

在星敏感器的研制过程中我们积累了相当丰富的经验，本文便是在多年的工作基础上，详细论述星敏感器系统，包括：

- 1、基于“空间太阳望远镜”的科学目标 and 需求，进行星敏感器的总体设计和研制，具体分析星敏感器在卫星姿态控制中的作用；
- 2、国内外星敏感器概况；
- 3、深入分析星敏感器的系统原理，并以大量实物图介绍其软硬件系统，其中全自主星图识别软件模块已达国际水准。而对硬件系统的空间环境试验结果表明我们的星敏感器已能直接在航天器中使用；
- 4、笔记本星空模拟器的原理和工程实现，以及使用星空模拟器的地面联试物理仿真系统；
- 5、研制过程中对星敏感器系统标定、检验和测试的创新性的天文方法。在大量对真实星空观测的基础上，利用观测数据分析星敏感器的性能指标；

本文既是我博士学位课题的学术和技术总结，同时对研制新一代的星敏感器亦有重要参考价值。

关键词：星敏感器、星图识别、星空模拟器、空间环境试验、地面联试

Developing Technologies and Methods of Lightweight High Accuracy Star Sensor

Sun Caihong (Astrophysics)

Directed by

Ai Guoxiang & Jin Shengzhen

ABSTRACT

“Space Solar Telescope” (SST) is an important astronomical satellite project in China. A 1-meter diameter optical telescope will be carried on the satellite to observe the Sun with high spacial and temporal resolution. The designed attitude precision of the satellite will reach $\pm 6''$. So the performances of the attitude measuring instruments including the Sun guiders and the star sensors are very high. We have been studying widely the technology of star sensor system, which is one of the key technologies of SST, and have developed successfully a kind of lightweight star sensor in recent years. Our star sensor product satisfies the requirements of SST as well as many other kinds of satellite.

We have accumulated rich experiences in designing, manufacturing, integrating and testing the star sensor. A detailed star sensor system will be elaborated in this thesis on the base of star sensor studying and researching of many years. The items it includes are listed as follows:

- 1、How to design, develop and use star sensor in the attitude control system is analyzed, based on the background of SST.
- 2、The general situation of star sensor in and out-side China is described;
- 3、The principle of the star sensor is analyzed deeply. The hardware and software subsystems are introduced with many pictures. The tchnology of autonomous star pattern recognition we developed has reached the international standard. The space environments testing verified that our star sensor can be employed directly in the spacecraft;
- 4、The principle and realization of the star sky simulator using laptop computer are given, then the testing system on ground is presented;
- 5、New astronomical methods for calibrating, verifying and testing the star sensor are created; The performances of the star sensor are analyzed based on a lot of real sky observations.

This thesis summarizes my work for the doctor degree on both academic and technical sides. It also supplies valuable reference to new generation of star sensor development.

Key words: star sensor, star map recognition, star sky simulator, space environment testing, loop testing on ground

目 录

第一章 前言	1
1.1 课题简介	1
1.1.1 简介	1
1.1.2 课题选择: 轻小型星敏传感器研制方法和研制技术	2
1.2 本论文的章节安排	3
第二章 空间太阳望远镜简介及星敏传感器在空间太阳望远镜上的应用	5
2.1 空间太阳望远镜主要技术指标	5
2.2 空间太阳望远镜载荷的科学仪器	5
2.3 空间太阳望远镜姿控系统和星敏传感器的应用	6
2.3.1 空间太阳望远镜姿态坐标系及姿态控制精度	6
2.3.2 空间太阳望远镜姿态控制系统	6
2.3.2.1 空间太阳望远镜姿态控制系统的任务	6
2.3.2.2 喷气控制回路	7
2.3.2.3 反作用轮控制回路	8
2.4 星敏传感器在 SST 姿控系统中的应用	9
第三章 星敏传感器发展概况	11
3.1 航天器/卫星的姿控需求	11
3.2 星敏传感器发展历史	11
3.3 国内星敏传感器研制现状	14
3.4 星敏传感器在其它方面的应用	15
第四章 星敏传感器系统原理与方法	16
4.1 卫星姿态的描述-参考坐标系和卫星本体坐标系的变换关系	16
4.1.1 卫星本体坐标相对于惯性坐标转动的表示	16
4.1.2 表示姿态的欧拉角式	17
4.1.3 表示姿态的欧拉轴/角参数式	18
4.1.4 表示姿态的欧拉四元素式	19
4.2 星敏传感器测姿原理	20
4.2.1 天球坐标系	20
4.2.2 星敏传感器测姿原理	21

4.3 星敏感器系统组成	23
4.3.1 星敏感器对观测星相关信息的获取	24
4.3.2 星敏感器星图识别	26
4.3.3 星敏感器的卫星姿态获取	26
4.4 衡量星敏感器性能的一些指标	26
4.5 星敏感器在卫星上的安装	27
4.6 总结	27
第五章 星敏感器硬件系统	28
5.1 遮光罩	29
5.2 光学镜头	30
5.3 硬件电路	31
5.3.1 CCD 及支持电路	32
5.3.2 数据处理计算机	33
5.3.3 二次电源	35
5.3.4 接口	36
5.3.5 星敏感器硬件电路的技术特点	36
5.4 机箱	36
第六章 星敏感器软件系统和全天识别	39
6.1 星敏感器软件系统框架及功能解释	39
6.2 星敏感器全天识别	40
6.2.1 星敏感器星图识别概述	40
6.2.2 星图识别的特征及策略	42
6.2.3 导航三角形选择及数据库构造方法	43
6.2.3.1 导航三角形选择方法	44
6.2.3.2 导航三角形库构造方法	44
6.2.3.3 全天识别方法	45
6.3 结论	46
第七章 星敏感器系统的标定方法	48
7.1 星敏感器系统标定过程	48
7.2 实验室标定的方法	49

7.2.1	平行光管恒星模拟器	49
7.2.2	精密转台	50
7.2.3	利用高精度双轴转台及单星模拟器的标定	50
7.2.4	利用高精度单轴转台及多星模拟器的标定	51
7.3	标准天体测量区的观测标定	51
7.4	利用天文望远镜对单一恒星的观测标定	52
7.5	天顶的观测标定	52
7.6	结论	53
第八章	笔记本星空模拟器及实验室联试	55
8.1	星敏感器用笔记本星空模拟器	55
8.1.1	笔记本星空模拟器原理	56
8.1.2	模拟星在笔记本电脑屏幕上的坐标	56
8.1.3	在笔记本电脑屏幕上绘星图	57
8.1.4	天空模拟器的标定	58
8.2	实验室联试	58
8.2.1	简单的星敏感器闭路测试	59
8.2.2	闭路测试结果	61
第九章	星敏感器的航天环境试验	62
9.1	星敏感器探头的振动、冲击、加速度试验	63
9.1.1	振动试验	63
9.1.2	加速度试验(离心转动)	63
9.1.3	冲击谱试验(垂直落体试验)	64
9.2	待研摄象机和数据处理计算机板的热真空、热循环试验	64
9.2.1	热真空试验	64
9.2.2	热循环试验	65
9.3	辐照环境试验	65
9.3.1	空间辐照环境	65
9.3.2	空间辐照环境对半导体器件的影响	66
9.3.3	CCD 摄象机单粒子轰击试验	68
9.3.4	总剂量辐照试验	69

9.3.4.1 总剂量辐照试验方式	70
9.3.4.2 总剂量辐照试验结果及数据分析	71
9.4 结论	71
第十章 星敏感器的实测、误差分析及进一步提高观测精度的几点考虑	75
10.1 准静态星图信噪比	75
10.2 利用地球自转测试星敏感器全天识别、跟踪识别、精度等	76
10.2.1 星图识别时间	78
10.2.2 观测精度初步分析	78
10.2.3 使用 Kalman 滤波对观测精度进行初步分析	80
10.2.3.1 Kalman 滤波器的特性	80
10.2.3.2 Kalman 滤波算法	81
10.2.3.3 Kalman 滤波的应用	83
10.3 机动性分析	89
10.3.1 机动性测试方法	89
10.3.2 机动性测试结果分析	90
10.4 进一步提高观测精度的几点考虑	91
第十一章 总结和展望	92
11.1 总结	92
11.1.1 研制过程中得到的支持及评估	92
11.1.2 本论文涉及的工作	92
11.2 展望	93
11.2.1 研制新一代轻小型星敏感器	93
11.2.2 进一步研究星敏感器的应用	94
11.2.3 航天可靠性设计	94
参考文献	96
博士期间以第一作者身份发表的论文	99
致谢	100
附录	101

第一章 前言

1.1 课题简介

1.1.1 简介

太阳是天文学研究的重要对象之一。磁场在太阳大气结构和太阳活动现象中,发挥了十分重要的作用,因此高分辨率太阳磁场观测是目前和未来太阳物理研究的最重要课题,20世纪末英国“科学”杂志将之评为21世纪继量子引力、聚变受控和高温超导之后的第四大世纪物理难题。

由于地球大气的严重干扰和吸收,在地面上无法观测到太阳大气中小尺度结构和短标活动现象,也无法实现全波段太阳观测。在艾国祥院士的主持下,中国科学院在地基太阳望远镜成功经验的基础上,对空间太阳望远镜及球载望远镜的预研究工作已经进行了10年。空间太阳望远镜(SPACE SOLAR TELESCOPE,简称SST)是一颗从大气层外观测太阳的卫星,发射升空后,将通过协同的、多波段的、高分辨率的和不间断的观测,探测太阳大气中磁流体力学和磁流体力学过程中各种瞬变和稳态现象,以磁元结构和过程为突破点,实现太阳物理学的重大突破,并为空间天气学研究和预报提供依据和新方法。

SST的设计目标是能在广泛的光谱范围和连续的时间演化上,以 $0.1'' \sim 0.15''$ 的超高空间分辨率对太阳矢量磁场进行测量。这样就对望远镜和卫星姿态控制特别是望远镜光轴控制提出了很高的要求:

- 1、空间太阳望远镜主镜口径应该不小于一米,它的极限分辨率才能达到 $0.1''$;
- 2、由于卫星轨道运动和随机抖动,一般的卫星姿态不可能达到 $0.1''$ 的精度和稳定度,必须采用特殊手段例如相关摆镜技术,以锁定望远镜光轴;
- 3、由于相关摆镜具有快速灵敏的使光轴锁定目标的能力,因此它的动态范围小,这就要求卫星姿控系统提供 $\pm 6''$ 高精度的稳定平台。
- 4、在SST姿控系统中必须使用星敏感器、太阳导行镜作为高精度测姿设备,并使用反作用轮作为姿态控制部件,以确保卫星平台姿控精度 $\pm 6''$ 的需求。

本文阐述的课题目标就是为完成SST高精度姿态控制提供星敏感器系统,以实现SST卫星入轨阶段的姿态调整和运营阶段保持望远镜三轴稳定指向目标的任务。

1.1.2 课题选择：轻小型星敏感器研制方法和研制技术

1、课题的必要性

任何恒星在天球上的位置都是确定的，因此，实现恒星的捕获与跟踪的星敏感器成为空间飞行器上用于精确测定飞行器飞行姿态的测量设备。它以可精确定位的恒星系统作为绝对参照系，通过对恒星的观测、识别、计算得到空间飞行器的姿态。由于恒星的位置被定义在惯性坐标系中，星敏感器每次的姿态估算都是敏感器相对于惯性坐标系的实时直接测量，这些测量值不会象基于陀螺的姿态测定系统那样具有系统偏差和慢速漂移。星敏感器姿态的测量值可以直接使用，或用来修正陀螺漂移，而无须考虑任何偏差和漂移的校正。星敏感器的测姿精度远远优于太阳角计、地磁传感器等其它测姿设备，它是目前航天应用中测量精度最高的测姿敏感器。

在航天、军事等空间飞行器的导航系统中，星敏感器具有十分重要的作用。目前国外星敏感器技术已相当成熟，宽视场测姿精度可达 $1''$ 。虽然国内不少单位都在争相进行星敏感器的研制和攻关工作，相对于国际水平，我国在星敏感器技术的开发应用方面还比较落后。

因此，结合 SST 的需求利用天文台优势自行研制轻小型星敏感器十分必要。

2、课题的可行性

星敏感器的技术攻关和研制处在一个非常良好的环境下，主要表现在以下四个方面：

- ① SST 的科学目标需求会大大促进星敏感器的研制进程；
- ② 国家天文台天文观测技术和方法的储备为星敏感器的研制创造了有利条件；
- ③ 可以吸取航天部五院三十年的航天经验；
- ④ 国内外合作环境，如正在进行中的与俄罗斯在航天光学方面的合作和与德国在航天电子技术方面的合作。

3、课题的创新特点

- ① 吸取国外经验，通过提高可靠性措施，将商用芯片用到航天环境中，进而研制成功了我国第一个轻小型星敏感器，精度达 $10''$ ，并顺利通过了航天环境实验；
- ② 充分利用天文知识，在国内首先编制了一套能直接用于真实星空观测的全天星图自主识别的软件包，该软件已被大量观测实践证明，其识别成功率大于 95%，平均识别时间约 2 秒；
- ③ 创造性地利用笔记本电脑，研制出了具有较高精度（姿态精度 $<5''$ ）可满足任何卫星轨道运行要求的静/动态星空模拟器；

- ④ 创造性地首先开发了利用真实星空标定星敏感器的方法和软件，并且在实测中取得了成功，从而解决了科研资金不足、无精密标定设备的困难；
- ⑤ 参与航天部国家项目的地面联试；在与控制系统联试的过程中，发展了一套星敏传感器参与卫星姿态控制系统闭路联试的物理仿真方法，以及对仿真系统星敏传感器输出数据的处理方法。

4、成果

在 SST 的一系列预研究和技术攻关项目中，星敏感器的研制始终作为关键攻关技术之一。自 1995 年起在艾国祥院士的领导下，北京天文台怀柔太阳站和空间天文技术实验室对星敏传感器系统技术难点进行攻关。1997 年，采用商用品 CCD 的星敏传感器工程样机就已研制成功，提供给航天部 812 研究所用于卫星姿态控制系统方案论证的地面联试。在随后的几年内，对星敏传感器不断更新改造，于近年研制成功高可靠、小型化的星敏传感器系统。2000 年，哈尔滨工业大学使用该小型化的星敏传感器系统成功地进行了卫星姿态控制系统的地面模拟试验；2002 年初，与上海 812 所的“风云卫星”成功地进行了对接试验。目前我们的星敏传感器系统可用于 SST 卫星地面联试并在将来正式应用于 SST 卫星正样，我们正在努力争取将之应用在其它卫星上作飞行试验的验证，以便随时为我国的卫星控制系统提供方便实用的轻小型星敏传感器系统。

中科院国家天文台的星敏传感器研制工作是由我、朱铮、过瑞英同志完成的，我负责星图处理、数据处理计算机软、硬件设计和研制，朱铮负责星敏传感器探头 CCD 电路部分的研制，过瑞英负责光学、机械的设计和加工。1998 年，艾国祥院士和金声震研究员接收我为博士，并决定以“轻小型星敏传感器研制方法和研制技术”作为我的论文题目。

本篇论文即是以我们研制的星敏传感器为基础，从工程角度介绍轻小型星敏传感器研制方法和研制技术，其中主要论述了系统原理、星图处理、软硬件设计、试验和测试等，对于 CCD 探头和光机结构等仅在第五章作简单介绍。

1.2 本论文的章节安排

本文第一章简单介绍了课题背景以及课题的特点；第二章简单介绍了空间太阳望远镜及其对星敏传感器的需求；第三章介绍了国内外星敏传感器的概况和进展；第四章介绍了星敏传感器的系统原理；第五章讲解星敏传感器的硬件系统，侧重介绍了星敏传感器的探头和数据处理单元的设计；第六章介绍星敏传感器的软件系统及全天识别方法；第七章介绍星敏传感器的

标定方法；第八章星敏感器的星空模拟器及地面仿真测试系统；第九章着重介绍星敏感器的检测和航天环境实验；第十章介绍了星敏感器的实测、误差分析及进一步提高精度的几点考虑；第十一章介绍了在星敏感器系统研制方面的总结以及对未来工作的展望。

第二章 空间太阳望远镜简介及星敏感器在空间太阳望远镜上的应用

2.1 空间太阳望远镜主要技术指标

空间太阳望远镜是一颗三轴稳定的太阳同步轨道卫星，其主要技术参数为：

- 全日照观测
- 轨道高度 730Km，轨道周期为 99.3min
- 卫星最大尺寸 4.86m（高）×5.9m（宽）
- 总质量约为 2000kg
- 按工作寿命 3 年设计
- 测控系统射频通道，国际标准 S 波段体制
- X 波段数据传输系统载波频率： $8.2 \pm 0.05\text{MHz}$ ，码速率 60Mbps

2.2 空间太阳望远镜载荷的科学仪器

在 SST 上将载有五个先进的观测仪器以及与主光学望远镜配套的焦平面仪器集，因此它将能在广泛的光谱范围和连续的时间演化上，以 $0.10'' - 0.15''$ 的超高空间分辨率对太阳矢量磁场进行测量。这五个观测仪器包括：

大光学口径的主光学望远镜 (MOT)：主光学望远镜系统主镜口径为 985mm，在 $3900 \sim 6600\text{\AA}$ 波段范围内任意谱线上对太阳成像，8 通道滤波器构成可调波长系统，光谱分辨率 0.075\AA ， 4000\AA 波长上衍射极限分辨率 $0.1''$ ，覆盖 $2.8' \times 1.5'$ 视场，用相关跟踪器作为图像稳定装置，稳定精度达 $\pm 0.015''$ 。

极紫外成像望远镜 (EUT)：该望远镜包括 4 个直径为 12cm 的 R-C 型望远镜，分别工作在 $13 \sim 30.4\text{nm}$ 范围内的 4 条谱线上， $0.5''$ 的角分辨率远优于天空实验室和阳光卫星的 $5''$ 分辨率的软 X 射线成像观测。

$H\alpha$ 和白光望远镜 (HWT)：HWT 主要通过一个 12cm 光学望远镜和一个 $H\alpha$ 双折射滤光器，获得色球像 ($6562.8 \pm 2\text{\AA}$) 和白光像，象元分辨率 $1.2''/\text{pixel}$ 。所获得的全日面序列像，也是 MOT 观测模式判断的依据。

宽波段光谱仪 (WBT)：宽波段光谱仪观测耀斑和其它的一些活动现象。由都具有 256 个能道的软 X 射线光谱仪、硬 X 射线光谱仪和伽码射线光谱仪等三个子仪器组成。

太阳和行星际射电频谱仪 (SIR)：太阳和行星际射电频谱仪将在 $1 \sim 60\text{MHz}$ 波段、640 个通道以 0.1s 时间分辨率和 $\Delta f/f_{\text{max}} < 1$ 的光谱分辨率探测太阳和行星际射电辐射流量密度

和两分量的圆偏振。

2.3 空间太阳望远镜姿控系统和星敏感器的应用

2.3.1 空间太阳望远镜姿态坐标系及姿态控制精度

空间太阳望远镜姿态定义基于两种不同的坐标系——飞行参考坐标系和卫星本体坐标系。

飞行参考坐标系 $(xyz)_S$: 原点位于卫星质心的太阳—黄极坐标系。X_S 轴指向太阳圆盘中心; Z_S 轴位于黄极与 X_S 轴组成的平面内, 垂直于 X_S 轴, 指南黄极; Y_S 轴与 X_S、Z_S 轴右手正交。

卫星本体坐标系 $(xyz)_B$: 原点位于卫星质心的主惯量轴坐标系。X_B 轴沿主光学望远镜的主轴, 指向观测方向; Z_B 轴垂直于 X_B 轴, 沿主光学望远镜 CCD 端边的垂直方向 (或沿星敏传感器光轴方向); Y_B 轴与 X_B 轴、Z_B 轴右手正交。

按欧拉转角顺序 Z—Y—X 定义卫星姿态角为偏航、俯仰和滚动。在常规太阳观测阶段, 姿态控制系统应保持卫星本体坐标系与飞行参考坐标系完全重合。

根据各科学仪器的观测要求, 空间太阳望远镜卫星平台姿态保持的精度和稳定度应是:

	精度	稳定度
偏航	±6"	±3" /sec
俯仰	±6"	±3" /sec
滚动	±40"	±15" /sec

2.3.2 空间太阳望远镜姿态控制系统

2.3.2.1 空间太阳望远镜姿态控制系统的任务

SST 姿态确定与控制系统的功能确保满足不同飞行阶段的要求, 按事件序列主要任务包括: 卫星初始翻滚阻尼、太阳捕获、太阳指向、故障失控状况下姿控指向的恢复、太阳精确指向、黄极捕获、太阳定向、日面上局地观测机动、地影期间姿态保持等。

该系统包含两类控制回路, 即喷气控制回路和反作用轮控制回路 (见图 2-1)。

2.3.2.2 喷气控制回路

冷气喷气控制回路用于初轨阶段的卫星初始翻滚阻尼、太阳捕获、太阳指向以及在故障失控状况下姿控指向的恢复。此控制回路包括 4 个速率陀螺（含备份），2 个粗太阳敏感器组件，2 个精太阳敏感器，4 个喷气组（每组 4 个喷嘴，含三轴备份），以及控制计算机和相应的控制电路。

卫星初始翻滚阻尼：指卫星初轨阶段或故障失控状况下的消旋。应用速率陀螺和冷气喷嘴实现，冷喷气使得速率陀螺检测的卫星旋转速度降到一定范围，以便于后续的控制。

太阳捕获：由于发射日期和时间的变化，卫星入轨后，太阳相对卫星本体坐标的方向是任意的，利用粗太阳敏感器组件的广视场，可测定太阳相对星体坐标的方向。应用速率陀螺和冷气喷嘴，粗太阳敏感器引导控制电路先将星体滚转，使太阳进入星体的滚动 / 俯仰平面，接着将星体按偏航转动，使星体的滚动轴（望远镜光轴）朝向太阳，完成太阳捕获。此时打开太阳能帆板，并将蓄电池供电切换到太阳能电池。

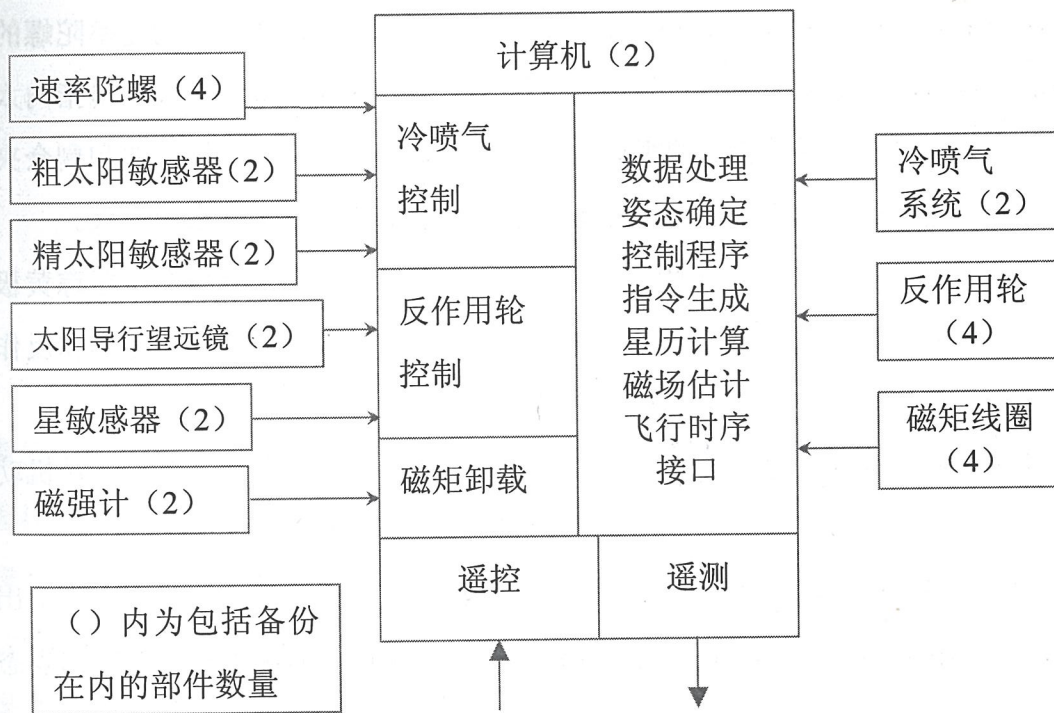


图 2-1 SST 姿态确定与控制系统

太阳指向：太阳进入装在卫星头部的精太阳敏感器视场，测得太阳方向与星体系统轴的夹角。通过控制回路，由冷气喷嘴继续调整俯仰角和偏航角，直到精太阳敏感器测角减少到死区，并继续使得太阳进入太阳导行望远镜的视场，完成太阳指向。此过程中，由滚动速率陀螺和冷喷嘴将滚动角保持惯性稳定。

完成太阳指向后，开始启动反作用轮达额定转速，并通过冷喷气系统阻尼反作用轮启动过程的动力学干扰。这时，太阳已进入太阳导行望远镜的视场，同时星本体的剩余角动量已减到给定小量，卫星控制模式转入反作用轮控制回路。

2.3.2.3 反作用轮控制回路

反作用轮控制回路用于太阳精确指向、黄极捕获、太阳定向、日面上局地观测机动和地影期间姿态保持。此回路的部件有：2个太阳导行望远镜（含备份），2个星敏传感器，4个反作用轮（含备份），4个电磁线圈，3个磁强计，2个滚动陀螺（含备份）以及控制计算机。

太阳精确指向：喷气控制回路完成太阳指向后，启动反作用轮控制回路。由于太阳已进入太阳导行镜的视场，此时太阳导行镜可以给出优于角秒级精度太阳的方向，由反作用轮控制回路将望远镜光轴调整到指向太阳圆盘中心。

黄极捕获：黄极方向的确定是基于磁强计或星敏传感器的测量，将卫星绕滚动轴，使星敏传感器的视轴指向黄极。黄极捕获的星体滚转由反作用轮实行，直至滚动速率陀螺的积分值达到预定夹角值，在滚动的同时，俯仰和偏航反作用轮继续保持太阳导行镜指向太阳中心。当黄极的星图出现在星敏传感器的视场内，由星图识别程序确定黄极方向和剩余夹角，同样，基于滚动速率陀螺的积分值，由反作用轮逐步将星敏传感器光轴指向黄极。

太阳定向：当太阳导行镜指向太阳圆盘中心，并且星敏传感器光轴指向并跟踪黄极，太阳三轴稳定定向模式即告完成。在实现太阳定向时，滚动回路由滚动速率陀螺和反作用轮保持惯性稳定。

观测机动：利用偏置太阳导行镜和星敏传感器的输出，可将卫星作小角度回转机动，使太阳观测的光轴指向太阳圆盘的任一区域，作寻区观测。

地影期间姿态保持：由于星敏传感器不仅可给出精确的俯仰、偏航测量，也可给出滚动角的粗测，当卫星进入地影时，虽无太阳导行信号，卫星可依靠星敏传感器的输出姿态保持三轴稳定。

另外，磁力矩线圈用于反作用轮的动量卸载，动量积累是重力梯度力矩作用的结果。磁力矩线圈电流分配决定于所需卸载力矩和卫星在轨处的磁场，一是根据磁强计的测量值，二是可以利用轨道参数和地球磁场模型进行磁场预估。

2.4 星敏传感器在 SST 姿控系统中的应用

由上节可知, 星敏传感器在空间太阳望远镜姿控系统中的作用便是在望远镜常规寻区观测时, 与太阳导行镜一起提供卫星的三轴姿态数据, 并配合反作用轮控制回路, 以保证卫星观测过程中的三轴姿态的稳定。

如图 2-2, 星敏传感器的光轴沿 Z 轴 (滚动轴, 指向黄极), 太阳导行镜的光轴沿 X 轴 (图中垂直指向原定 O), 因此, 太阳导行镜主要测量卫星的偏航、俯仰角 (优于 $1''$), 而星敏传感器主要测量卫星的滚动角 (约 $10''$)。

图中的矩形表示主光学望远镜的 CCD, CCD 的象元数为 2048×1024 , 视场为 $2.8' \times 1.5'$, CCD 的分辨率为 $0.088''$ /象元。卫星绕滚动轴旋转的效果便是 CCD 平面绕其中心点的旋转, 设观测过程中滚动角为 ϕ , 则对应的 CCD 角上的旋转位移 d 为:

$$d = \sqrt{1024^2 + 512^2} * \sin(\phi) = 1145 * \sin(\phi) \text{ 象元} \quad (2-1)$$

空间太阳望远镜要求的空间分辨率达 $0.1''$, 大致为一个象元, 因此要求控制的 d 小于

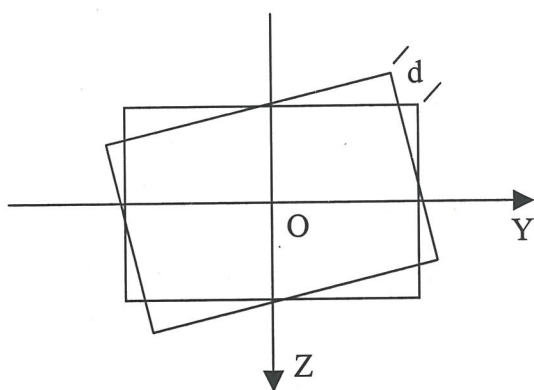


图 2-2 滚动角引起的视场旋转示意图

一个象元, 由公式 2-1 可得对应的 ϕ 为 $180''$ 。空间太阳望远镜提出的要求是 $\pm 40''$ 。而在姿态控制系统中的测量设备精度要求比控制精度高一个数量级, 才能达到姿控目的, 当时考虑到种种原因如技术条件等, 对星敏传感器的测量精度提出的指标是 $\pm 20''$, 事实上研制成功的星敏传感器测量精度已达 $10''$, 可以满足空间太阳望远镜的要求。

星敏传感器在空间太阳望远镜中的其它应用包括:

- 1、与太阳导行望远镜配合完成主望远镜的太阳定向;
- 2、一般观测时, 主要通过对南北黄极的跟踪测量确定卫星滚动轴的姿态。使用相反方向安装的星敏传感器某时刻地球只能进入其中之一的视场内, 另一个可正常工作;
- 3、进入地影时 (约 80 天/年左右, 单一轨道最长时间 18.5 分钟), 星敏传感器可以提供卫星控制系统需要的三轴姿态正确数据, 使得卫星出地影后能迅速恢复到观测状

态；

4、利用星敏感器的掩星时刻测量，进行星上自主定轨，但方法上有待进一步研究。

国家天文台的星敏感器系统最初是作为空间太阳望远镜项目的关键攻关技术开始研制的，事实上我们研制成功的轻小型星敏感器的性能已完全适用空间太阳望远镜姿态控制系统的要求（如精度已达 $10''$ ）。我们当初的目标也同时锁定在研制出更通用的星敏感器，因此，在后面的章节中主要讨论的便是通用型星敏感器系统。

第三章 星敏感器发展概况

3.1 航天器/卫星的姿控需求

星敏感器的发展是以航天器和卫星的发展为前提的。星敏感器为航天器和各种用途的卫星（如遥测遥感卫星、军事侦察卫星、科学卫星、气象卫星、资源卫星、通讯卫星等）的姿态控制或天文定位系统提供高精度姿态测量数据。随着科学技术的发展和空间活动的增强,空间飞行器(尤其是科学卫星)对于指向精度的要求越来越高。图 3.1 显示 1970-2010 年所发射或将要发射的科学卫星相应的性能需求。可以清楚地看出,卫星对姿态精度的要求呈现稳步的增长(目前已达角秒级)。卫星姿态控制精度要求的提高必然对测姿敏感器

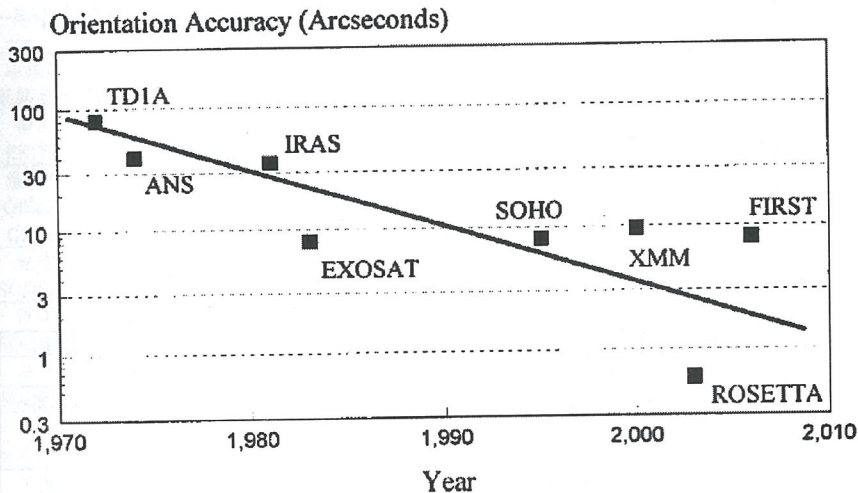


图 3-1 卫星指向精度变化趋势

尤其是星敏感器的要求也更高,未来的大视场星敏感器研制精度会优于 1 角秒。

3.2 星敏感器发展历史

星跟踪器最早在 40 年代末到 50 年代初研制成功,主要用于飞机和导弹的制导。60 年代中,星跟踪器开始应用于卫星及其它空间飞行器。70 年代初电荷耦合器件 (CCD) 的出现,极大地促进了 CCD 星敏感器的研制和发展。到 90 年代中,已发展到具有高可靠性、小型一体化、自主性强、大视场、高数据更新率、高精度等特性的第二代 CCD 星敏感器。

星敏感器按工作方式可分类为:

机械跟踪式星敏感器: 通过驱动伺服机构使星敏感器框架转动,将目标星保持在视场中心。并识别目标星,根据框架转角确定卫星姿态。

穿越式星敏感器: 恒星穿过星敏感器的狭缝视场,星敏感器检测恒星穿越的时间和信

号幅度并识别恒星，从而确定卫星姿态。

固定探头式星敏传感器：类似 CCD 星敏传感器，无需机械动作，具有锥形视场，可同时拍摄多颗恒星进行识别，以确定卫星姿态。

星敏传感器按使用的探测器类型可分类为：光电倍增管星敏传感器、析象管星敏传感器、光导摄像管星敏传感器、面阵 CID 星敏传感器、线阵 CCD 星敏传感器、面阵 CCD 星敏传感器、面阵 CMOS 有源像元（APS）星敏传感器等。

当前广为应用的是 CCD 星敏传感器。许多国家都在积极研制 CCD 星敏传感器，美国、俄罗斯、日本、ESA 各国、印度等都已成功研制出各种型号的星敏传感器，且在卫星、飞船、航天飞机、空间站上广泛使用。国外多数星敏传感器都具备高可靠性、小型一体化、全自主、大视场、高数据更新率、高精度等特性，可应用于 LEO、MEO、GEO 等轨道航天器，全自主星敏传感器也可应用于深空探测。国外的一些星敏传感器具备在轨标定的能力，一些小视场的星敏传感器精度达到或优于 1 个角秒。

表 3-1 列出其中的一些 CCD 星敏传感器的型号和性能指标。

表 3-1 德国 Jena ASTRO-5、法国 SODERNSSED-16 等星敏传感器指标

研制单位	类型	光学系统	探测器	重量 (kg)	视场	星等 (mv)	精度	分辨率	功耗 (W)	备注
美国 JPL	ASTROS-I 星跟踪器	f=250mm D=100mm	RCA 501DXCCD 阵列(512×330)	28	2.2° ×3.5°	8.2	4"		38	ASTROS-1
美国 JPL	ASTROS-II 星跟踪器	折射式 f=760mm	RCA 501DXCCD 阵列(512×330)	11	11.5° ×11.5°	5	8"		15	ASTROS-1 全自主式
美国 JPL	STELLAR 瞄准式敏器	f=330mm f/3.2	CCD (800×800)		2° ×2°	10	1" 3σ	Fov/50000 (4×4)	10	STELLAR
美国 JPL	STELLAR 通用跟踪器	f=100mm f/1.5	CCD (800×800)		8° ×8°	7	5" 3σ	Fov/50000 (4×4)	10	STELLAR
美国 JPL	STELLAR 宽视场跟踪器	f=15.3mm f/1.4	CCD (800×800)		10° ×32°	3	30" 3σ	Fov/50000 (4×4)	10	STELLAR
美国 JPL	STELLAR 中等视场跟踪器	f=72mm f/4.8	CCD (800×800)		8° ×8°	4	10" 3σ	Fov/50000 (4×4)	10	STELLAR
美国 JPL	星/太阳跟踪器	f=330mm f/3.2	CCD (800×800)		2° ×2°		2" 3σ	Fov/50000 (4×4)	10	STELLAR
美国 JPL	星/相关跟踪器	f=330mm f/3.2	CCD (800×800)		2° ×2°		0.5" 3σ	Fov/50000 (4×4)	10	STELLAR
美国 TRW	MADAN 星跟踪器	折射式 f=760mm D=84mm	4 片组成一个视场，每片 (234×234)	9	6° ×6°	5.26	60"		32	STELLAR
美国 TRW	星敏传感器		CCD 221 (800×800)		6.6° ×8.35°		4.75"		9.5	
美国	SST		CCD	8	8° ×8°	5.7	10"		18	

BBRC	星跟踪器									
美国 BRC	CT-401 星跟踪器		CCD	6	8° × 8°	6	10"		4	
美国 BRC	CT-411 星跟踪器		CCD	7	10° × 10°	3	1.3"		20	
美国 BRC	星敏传感器		CCD 221 (488×380)		7.1° × 9.2°	7	5"		26	DIGISTAR Space Shuttle Mission 1980
美国 PEC	CCD 星敏传感器	折射式 f=254mm f/1.5	RCA CCD-53612		7° × 7°	9	<1"	0.01 像素 (3×3)		AXAF AGS SIRTf
日本电器公司	CCD 星敏传感器	f=70mm f/1.2	PD3515D 二维 CCD (384×400)	7.5	8° × 6°	5.7	20" 1σ		9	ASTRO-C
日本东芝公司	CCD 星敏传感器	f=50mm f/1.2	二维 CCD (400×500)	3.7	7.16° × 5.49°	6			10.7	H-I 火箭
英国 SIRA	WFC 星跟踪器	透射式 f=51mm	P8603CCD (385×288)	10	9.45° × 7.07°	6	15"		18	ROSAT
英国 SIRA	AOCS 星跟踪器	f=82mm f/2	P8603CCD (385×288)	13	5.9° × 4.4°	6.5	10"		15	ROSAT
英国 RAE	星敏传感器	折射式 f=250mm f/2.5	CCD 1024 MA 338		3° × 30"	4	10" 3σ			
原民德蔡斯公司	ASTRO-1 星敏传感器	f=100mm f/1.4	CCD (520×580)	46.8	5.3° × 8°	6.5	6" 1σ		13.4	原苏联“和平号”
荷兰 ESTEC	CCD 星敏传感器	f=286.5m f/2.8			2° × 2°	8.5				
意大利 Officine Galileo	CCD 星敏传感器		GEC MA 357 (385×288)		4° × 3°	2.3	0.1 像素			
法国 SODERN	SEA01 星敏传感器		CCD	4.5	1.5°	-1 ~+3	20" 1σ		2.5	Cassiopee
法国 SODERN	SEA11 星敏传感器		CCD	2.6	0.75°	-3 ~+8	3" 1σ		2.7	ANS
法国 SODERN	SEA03 星敏传感器		CCD	7.5	3°	+2 ~+8	2" 3σ		12	EXOSAT
法国 SODERN	SEA04 星敏传感器		CCD	11.8	2° × 2°	+2 ~+8	<1" 3σ		20	IPS/Spacelab
德国	ASTRO-5		CCD	1.0	15° × 15°	+6.5	1" 1σ			
法国	SED12		CCDTH7863	8.4	7.5° × 10°	-4.5 ~+8	5.7" 1σ		19	已发射
法国	SED16		CCD	2.7			15" 1σ			已发射

图 3-2 和图 3-3 为其中两种星敏传感器的实物照片。

近几年出现了 CMOS APS (有源像元) 图像传感器, 将会使星敏传感器的发展出现新的飞跃。这种 CMOS APS 器件主要具有如下优点:

- 抗辐照性能好;
- 对有用像元完全随机取数;
- 电接口简单 (单电源、标准指令数据接口、真实模拟视频输出);
- 低功耗;
- 低价格 (采用标准 CMOS 工艺);
- 可集成模数变换器 (ADC) 功能和逻辑功能;

• 工作于单电压下。

表 3-2 列出了国外几种 CMOS APS 星敏传感器的型号和性能指标。

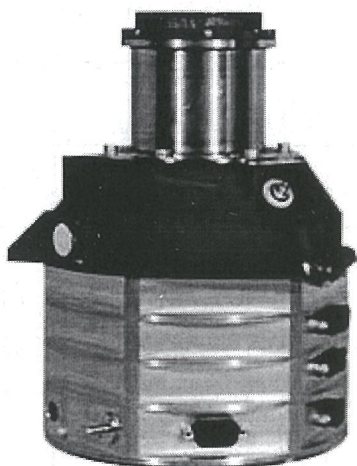


图 3-2 德国 Jena ASTRO-5 星敏传感器

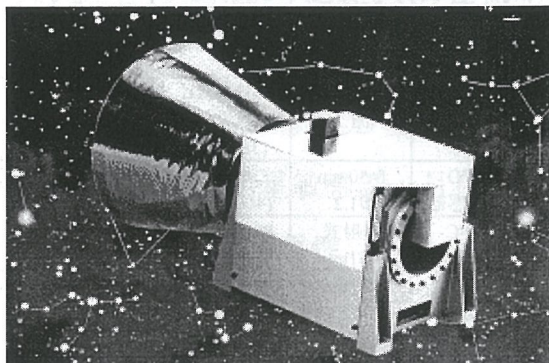


图 3-3 法国 SODERN SED-16 星敏传感器

表 3-2 CMOS APS 星敏传感器指标

研制单位	类型	光学系统	探测器	重量 (kg)	视场	星等 (mv)	精度	功耗 (W)
欧空局 Sira	CETS 试样	f=36mm f/2.6	IMEC (512×512)APS	0.27	20° ×20°	5	30" (1σ)	2.4
美国 JPL	PIM 试样	f=54mm	APS(256×256)	0.4	5.5° ×5.5°	3	8" (1σ)	0.4
美国 JPL	PIM 开发模型	f=25mm F=0.95	DICE APS (256×256)	0.4	11.9° ×11.9°		3" (1σ)	
欧空局 MMSCNES CIMI	小型自主星跟踪器试验模型		(512×512)APS	1.48	运动速率 0.05° /s		近地轨卫星 7" (1σ) 寿命 5 年 同步轨卫星 56" (1σ) 寿命 15 年	7

3.3 国内星敏传感器研制现状

国内目前有多个单位正在积极研制星敏传感器，如航天部研制成功的星敏传感器（精度为几十角秒量级）已经于 2000 年通过空间飞行试验，可以进入实用阶段；成都光电所也研制出星敏传感器的地面试验样机；本文介绍的北京天文台研制的小型一体化星敏传感器的精度已达 10 角秒左右，具有全天星图识别功能，正在寻找机会进行航天试验。

相对于世界先进水平，中国的星敏传感器总体研制水平还比较落后。主要体现在：

- 1、精度较低，国外的宽视场星敏传感器精度可达 1"，国内目前只能达到 10" 左右；

- 2、数据更新率低，国外可达 10Hz，国内只能达到 1Hz 左右；
- 3、寿命较短，国外可达 10 年以上，国内只能做到几年寿命。

3.4 星敏传感器在其它方面的应用

星敏传感器主要用于卫星、飞船、航天飞机、空间站的高精度姿态确定，也可用在火箭、导弹上进行恒星制导和控制；潜艇、船只的精确定位和测量。实际应用结果表明效果良好。

1、火箭和导弹的制导和控制

多用视场较小的星跟踪器。采取预先选定恒星的做法，在远程火箭发射前星跟踪器就预先对准目标星，火箭起飞后星跟踪器一直跟踪目标，直到击中目标前，始终都处于精确控制状态。

一般这类星跟踪器的寿命都比较短，但因火箭飞行速度非常快，因此要求其不仅体积小、重量轻、精度很高，而且机动能力也必须非常强。如日本东芝公司研制的星敏传感器就用在 I—A 火箭上进行制导控制实验。

2、潜艇、船只的精确定位和测量

无论是潜艇还是船只，也不管是白昼还是黑夜（目前我们还不知道星敏传感器在白昼如何工作），只要天气晴朗并安装上星敏传感器，就能够摄得星图，通过对这些星图进行识别，便可精确地测出正在行驶的潜艇和船只在某一瞬间的准确方位。美、苏、英等一些潜艇和船只已配备了星敏传感器。

第四章 星敏传感器系统原理与方法

星敏传感器本质上是一架刚性安装在卫星上观测恒星的小型望远镜，其视场从几角分到几十度不等。星敏传感器以恒星作为参照物来测量星敏传感器光轴的指向或三轴的姿态，并以此为标准，计算出在轨运行的航天器或卫星的姿态。

4.1 卫星姿态的描述-参考坐标系和卫星本体坐标系的变换关系

物体（刚体）的姿态是物体相对观察者的几何角度关系的统称。卫星应用任务要求卫星在空间保持高精度的姿态，或要求卫星姿态在空间按预定要求进行机动。

卫星的姿态运动是卫星绕其质心的转动运动，简称卫星的角运动。卫星姿态测量的任务便是精确测知卫星某一时刻绕其质心的转动状态。为此，在讨论卫星的姿态时，首先要选定空间参考坐标系。至少要建立两个坐标系才能严格确定卫星的姿态，一个是空间参考坐标系 $Ox_r Y_r Z_r$ ，另一个是固连于卫星的星体坐标系 $Ox_b Y_b Z_b$ ，后者的三个坐标轴和参考坐标轴之间的角度关系描述了卫星姿态的状况。在实际使用时，因为姿态敏感器的测量轴并不总是能与选定的星体坐标轴一致，卫星在空间又有一定的轨道运动，因此需要建立更多的坐标系，通过测量坐标的转换将卫星星体坐标和空间参考坐标联系起来。参考坐标系的原点都位于卫星的质心，随着卫星在轨道上移动，坐标轴的方向应由卫星任务而定。例如，参考坐标系可以为天球惯性坐标系 $Ox_i Y_i Z_i$ 、轨道坐标系 $Ox_o Y_o Z_o$ 等。目前我们的星敏传感器研究中使用的导航星表的恒星位置都是以天球赤道坐标系中的坐标表示的，因此在本文中一律使用天球赤道坐标系 $Ox_i Y_i Z_i$ 作为参考坐标系，同时假定卫星本体坐标系与星敏传感器本体坐标系重合。

4.1.1 卫星本体坐标相对于惯性坐标转动的表示

卫星姿态定义为在欧几里德空间中运动的卫星本体坐标轴 X_b 、 Y_b 、 Z_b 相对于惯性参考坐标系 $Ox_i Y_i Z_i$ 的关系，如图 4-1 所示，下标 i 表示某种选用的惯性坐标系，下标 b 表示卫星本体参考坐标系（此处认为是星敏传感器本体坐标系）， e 表示星敏传感器的星敏传感器本体坐标系相对于惯性坐标系的转轴方向。

星敏传感器的任务就是以几颗恒星在 $Ox_i Y_i Z_i$ 中的位置矢量作为不变的标准量 r_i 测量出卫星本体坐标中的分量 r_b ，从而获得卫星本体坐标 $Ox_b Y_b Z_b$ 相对于惯性坐标系 $Ox_i Y_i Z_i$ 的变换关系 A

$$\mathbf{r}_b = \mathbf{A} \mathbf{r}_i \quad (4-1)$$

变换关系 \mathbf{A} 唯一地描述了卫星本体坐标在惯性坐标中的姿态。由于 $O X_i Y_i Z_i$ 和 $O X_b Y_b Z_b$ 都是具有正交归一基矢的定义在实数域上的欧几里德空间，而 $O X_b Y_b Z_b$ 相对于 $O X_i Y_i Z_i$

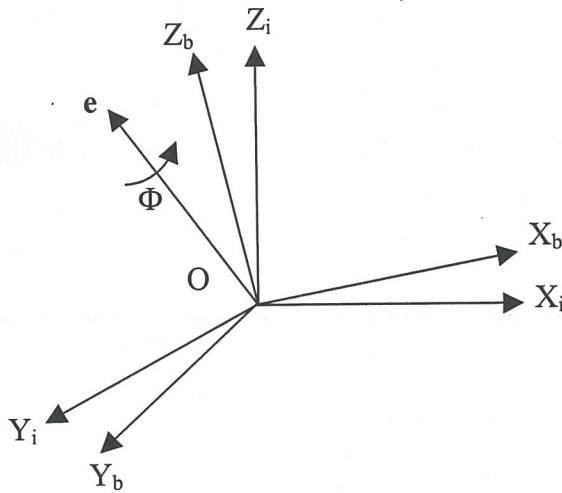


图 4-1 卫星姿态四元素

Z_i 的运动仅限于旋转，所以 \mathbf{A} 表征的两个空间的变换关系为正交变换关系，且 \mathbf{A} 为 3×3 的正交阵。

由于任何常实正交矩阵的特征值 λ 为 ± 1 ，即存在一个满足下面等式的单位矢量（特征矢量） \mathbf{e} ，使得：

$$\mathbf{A}\mathbf{e} = \lambda\mathbf{e} = \mathbf{e}$$

此式表明当刚体转轴是沿它的特征矢量 \mathbf{e} 方向时，任何矢量在卫星本体坐标系与在参考坐标系中的模值相同，而任何姿态转动都对应上述正交旋转矩阵 \mathbf{A} 。同时，此式表明：刚体绕固定点的任一位移，可由绕该点的某一轴转过一个角度而得到，这便是描述刚体运动的欧拉定理。

4.1.2 表示姿态的欧拉角式

刚体绕固定轴位移可以分解成绕该点的若干有限转动的合成，这就是著名的欧拉定理，这种转动叫欧拉转动。设想，星体坐标系历经三次转动可以得到参考坐标系。这三次转动分别绕 X, Y, Z 轴转动，角移为欧拉角，分别为 ϕ 、 θ 和 ψ ，三次转动算子可写为：

$$R_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix}$$

$$R_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}$$

$$R_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

航天工程中通常把 ψ 、 θ 和 ϕ 称为卫星姿态的偏航、俯仰和滚动角。例如当转动次序为 Z、X、Y 时，卫星的任何姿态变化可表示为：

$$A(\psi\phi\theta) = R_y(\theta)R_x(\phi)R_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \phi - \sin \phi \sin \theta \sin \psi & \cos \theta \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi & -\cos \phi \sin \theta \\ -\cos \phi \sin \psi & \cos \phi \cos \psi & \sin \phi \\ \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \cos \theta & \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (4-2)$$

式中：

$$\psi = \operatorname{tg}^{-1} \left(\frac{-A_{yz}}{A_{yy}} \right)$$

$$\phi = \sin^{-1}(A_{yz})$$

$$\theta = \operatorname{tg}^{-1} \left(\frac{-A_{xy}}{A_{zz}} \right)$$

A_{ij} 分别为转动前坐标系中 i 轴相对于转动后坐标系中 j 轴的方向余弦。应用 $A(\psi\phi\theta)$ 表示卫星姿态涉及到九个方向余弦计算，十分不便。

4.1.3 表示姿态的欧拉轴/角参数式

如果我们选卫星转动轴向为转动矩阵的特征方向 e ， e 在参考坐标系 $Ox_rY_rZ_r$ （此处为 $Ox_iY_iZ_i$ ）上的矢量为 (e_x, e_y, e_z) ，转动角为 Φ 。在笛卡尔坐标 euv 中，任一矢量 a 绕 e 轴转动到 a' ，那么

$$\begin{aligned} v &= \frac{e \times a}{|e \times a|} = \frac{1}{a \sin \theta} (e \times a) \\ u &= v \times e = \frac{1}{a \sin \theta} (e \times a) \times e = \frac{1}{a \sin \theta} (a - (e \cdot a)e) \\ u' &= \cos \Phi u + \sin \Phi v \end{aligned}$$

$$\mathbf{a} = a \cos \theta \mathbf{e} + a \sin \theta \mathbf{u}$$

$$\mathbf{a}' = a \cos \theta \mathbf{e} + a \sin \theta \mathbf{u}'$$

代入可得:

$$\mathbf{a}' = (1 - \cos \Phi)(\mathbf{e} \cdot \mathbf{a})\mathbf{e} + \cos \Phi \mathbf{a} + \sin \Phi (\mathbf{e} \times \mathbf{a})$$

应用到卫星坐标:

$$\mathbf{x}_b = (1 - \cos \Phi)(\mathbf{e} \cdot \mathbf{x}_r)\mathbf{e} + \cos \Phi \mathbf{x}_r + \sin \Phi (\mathbf{e}_x \times \bar{\mathbf{x}})$$

\mathbf{e} 表示为:

$$\mathbf{e} = e_x \mathbf{x}_r + e_y \mathbf{y}_r + e_z \mathbf{z}_r$$

将 \mathbf{e} 代入 $\mathbf{x}_b, \mathbf{y}_b, \mathbf{z}_b$, 可得卫星姿态变换矩阵为:

$$\begin{aligned} A(\mathbf{e}, \Phi) &= \begin{bmatrix} c\Phi + e_x^2(1-c\Phi) & e_x e_y(1-c\Phi) + e_z s\Phi & e_x e_z(1-c\Phi) - e_y s\Phi \\ e_x e_y(1-c\Phi) - e_x s\Phi & c\Phi + e_y^2(1-c\Phi) & e_y e_z(1-c\Phi) + e_x s\Phi \\ e_x e_z(1-c\Phi) + e_y s\Phi & e_y e_z(1-c\Phi) - e_x s\Phi & c\Phi + e_z^2(1-c\Phi) \end{bmatrix} \\ &= \cos \Phi \mathbf{I} + (1 - \cos \Phi)\mathbf{e}\mathbf{e}^T - \sin \Phi \tilde{\mathbf{E}} \end{aligned} \quad (4-3)$$

$$\text{可以证明, } \mathbf{q} = \frac{1}{4q} \begin{bmatrix} A_{yz} - A_{zy} \\ A_{zx} - A_{xz} \\ A_{xy} - A_{yx} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{e} = \frac{1}{2 \sin \Phi} \begin{bmatrix} A_{yz} - A_{zy} \\ A_{zx} - A_{xz} \\ A_{xy} - A_{yx} \end{bmatrix}, \quad \cos \Phi = \frac{1}{2} [\text{tr} A - 1]$$

$$Q_r A = A_{xx} + A_{yy} + A_{zz}$$

其中, \mathbf{q} 为下节将介绍的欧拉四元素式的矢量元素, 上面的公式表明了卫星参考系的欧拉轴/角参数描述与方向余弦描述的关系。

4.1.4 表示姿态的欧拉四元素式

为了运算方便, 引入卫星姿态四元素表示。卫星绕转轴 \mathbf{e} 旋转, 此转轴的单位矢量 \mathbf{e} 可表示为 $\mathbf{e} = (e_x, e_y, e_z)$ 以及绕此转轴的转角 Φ , 由 \mathbf{e} 和 Φ 表示的欧拉四元素可以完整地描述卫星的姿态。定义

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} - \\ \mathbf{q} \\ q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} e_x \sin \frac{\Phi}{2} \\ e_y \sin \frac{\Phi}{2} \\ e_z \sin \frac{\Phi}{2} \\ \cos \frac{\Phi}{2} \end{bmatrix} \quad (4-4)$$

q 即为姿态四元素, 且满足约束方程:

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1$$

四元素姿态矩阵

$$\begin{aligned} A(q) &= A(e, \Phi) \\ &= \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix} \\ &= (q_4^2 - \hat{q}^T \hat{q})\mathbb{I} + 2\hat{q}\hat{q}^T - 2q_4\tilde{Q} \end{aligned} \quad (4-5)$$

因为欧拉四元素, 不仅描述了卫星本体坐标相对于参考坐标的姿态 (e_x, e_y, e_z) , 而且还反映了作为姿态机动—转动的参数集, 因此四元素姿态矩阵本质上是卫星本体坐标系统的状态转移算子。设 q, q'' 分别为卫星姿态机动前后的状态, 姿态转移算子为 q' , 那么有:

$$A(q'') = A(q')A(q) \quad (4-6)$$

由四元素姿态矩阵可见, $A(q)$ 矩阵是正交矩阵, $A(q'')$ 亦为正交阵, $A^{-1}(q)$ 和 $A^{-1}(q'')$ 都存在, 上式可写为:

$$A(q') = A(q'')A^{-1}(q) \quad (4-7)$$

它的定义为, 若已知卫星本体坐标系当前状态 $A(q)$ 和执行姿态机动后的目标状态 $A(q'')$, 那么立即可由上式得所需机动的姿态四参数 $A(q')$ 。

卫星姿态参数可以用张性欧几里德空间的任何基矢诸如方向余弦式、欧拉角式、欧拉轴/角参数式、欧拉四元素等表示。由于任何时候卫星姿态是空间中唯一确定的不变量, 而且欧氏空间中的各种参考坐标系是数学同构的, 因此各种参考系中卫星姿态的描述系数是等价的。

本文中星敏感器的姿态输出数据以欧拉四元素表示。

4.2 星敏传感器测姿原理

4.2.1 天球坐标系

天球: 天体由于引力和运动, 使它们保持相对的平衡。从视觉上看, 所有天体似乎都是等距离的, 它们与观测者的关系, 犹如球面上的点与球心的关系。这个以观测者为中心,

以任意长为半径的假想的球，称为天球。

北天极和南天极：地轴任意延伸，就成天轴。天轴与天球相交的点就是天极。天极有

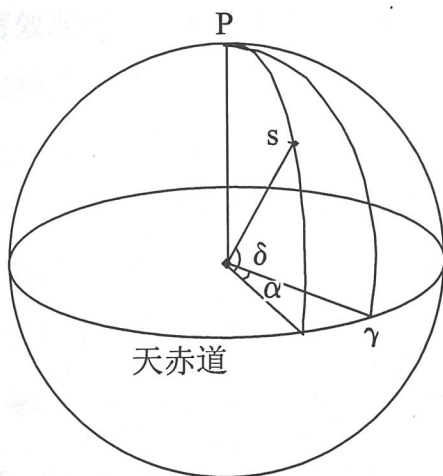


图 4-2 第二赤道坐标系

两个，北向的称北天极，南向的称南天极。

天赤道：与北天极和南天极距离相等，且垂直于天轴的大圆，称为天赤道。即地球赤道平面任意扩展与天球相割而成的圆，称为赤道。

第二赤道坐标系：第二赤道坐标系是天球坐标系的一种，基圈为天赤道，原点为春分点。所有天体的坐标以该点天体距离天球基本点和基本圈的大圆弧，或大圆弧所对应的圆心角来度量，以 (α, δ) 表示。即纬度为天体距赤道的角距离，以 δ 表示，经度为天体距相对于春分点的角距离，以 α 表示。如图 4-2，其中 γ 为春分点。

由于地轴的进动，天赤道在空间的位置是摆动的，春分点在黄道（通过天球中心且平行于地球公转轨道面的平面与天球相交的大圆）上每年西退 $50''.29$ ，西退周期 25800 年。在较长的时间内，天体的赤经和赤纬会有明显的改变，通过星敏传感器求卫星姿态时，必须计及这种变化。

4.2.2 星敏传感器测姿原理

恒星系统是一个巨大的惯性坐标系，所有恒星大致均匀地分布在整个天球上。天文学已经将每颗恒星的星等、光谱类型和在此惯性坐标系中（通常为天球坐标系）的位置精确测定到角秒级，这些数据存放在天文学星表中。利用这些天文学星表，经过相关的处理，从中筛选出若干恒星组成星敏传感器的导航星表，导航星表在地面固化在星敏传感器的存储器中。

如图 4-3, 以单位长度作为天球的半径, 并在天球第二赤道坐标系的基础上建立卫星惯性参考坐标系, 以 $O X_i Y_i Z_i$ 表示, 原点 O 选在天球中心, $O X_i$ 指向春分点, $O Z_i$ 指向北极点。选用其它参考坐标系时, 作相应坐标系转换即可。

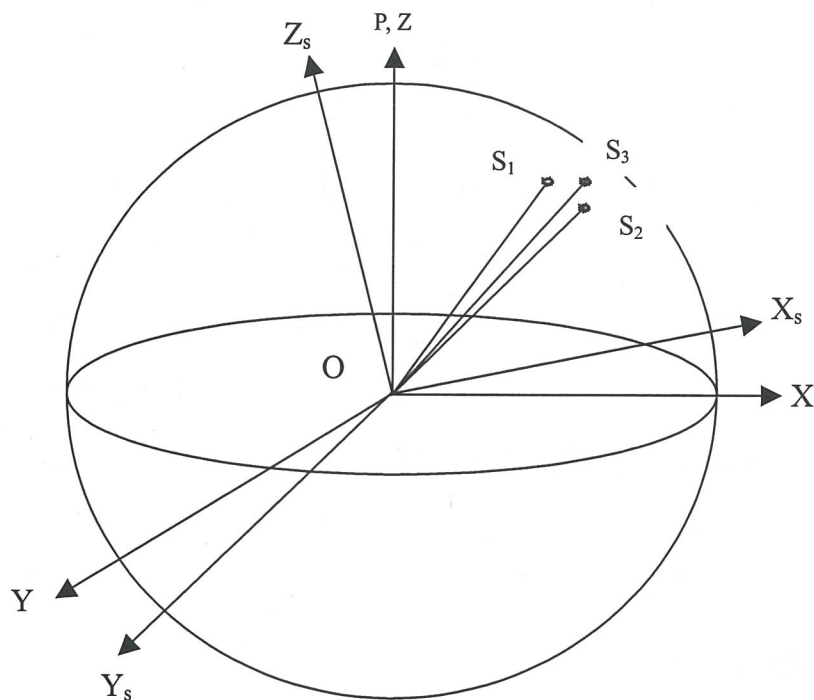


图 4-3 卫星姿态的坐标系

再建立一套基于星敏感器的本体坐标系为 $O X_s Y_s Z_s$, 原点 O 也在天球中心, $O X_s$ 和 $O Y_s$ 分别平行于星敏感器 CCD 的边沿, $O Z_s$ 平行于星敏感器光轴。

这两个坐标系都为右手系。每颗恒星在这两个坐标系中与原点 O 构成单位向量。

卫星在轨运行时, 星敏感器和卫星一起会绕其质心旋转, 结果使得 $O X_s Y_s Z_s$ 相对于 $O X_i Y_i Z_i$ 旋转。

设有一组恒星 ($S_1, S_2 \dots S_n$), 从导航星表中可查到其在 $O X_i Y_i Z_i$ 坐标系中的坐标 $((X_1 Y_1 Z_1) \dots (X_n Y_n Z_n))$, 令

$$V = (S_1, S_2 \dots S_n) = ((X_1 Y_1 Z_1) \dots (X_n Y_n Z_n))$$

星敏感器在某一时刻观测到该组恒星, 并求出其在 $O X_s Y_s Z_s$ 坐标系中的坐标 $((X_{s1} Y_{s1} Z_{s1}) \dots (X_{sn} Y_{sn} Z_{sn}))$, 令

$$W = ((X_{s1} Y_{s1} Z_{s1}) \dots (X_{sn} Y_{sn} Z_{sn}))$$

则当观测矩阵 W 为理想值时, 如 4.1.1 所述, W 相当于一组 r_b , V 相当于一组 r_i , 满足

$$W = A * V \tag{4-8}$$

其中 A 为姿态余弦矩阵。

事实上, 因为星敏传感器存在各种误差, 所以 $((X_{s1} Y_{s1} Z_{s1}) \dots (X_{sn} Y_{sn} Z_{sn}))$ 数据中包含了这些误差。当有效观测星不少于两颗时, 可以通过 QUEST 算法直接得到姿态四元素。此算法基于最小二乘法, 同时令 A_q 为 4.1.4 中定义的四元素转移矩阵, 则:

$$L(A_q) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n a_i |W_i - AV_i|^2 \quad (4-9)$$

其中 $i=1 \dots n$ 为 n 颗已识别的恒星, V_i 为这些恒星在参考坐标系中的矢量, W_i 为星敏传感器本体坐标系中的矢量, 当 $L(A_q)$ 目标函数使其取最小值时, 对应的四元素转移矩阵 A_q 中的 q 为所求的姿态四元素。

因星敏传感器刚性安装在卫星上, 从星敏传感器坐标系转换到卫星本体坐标系使用固定参数:

$$W = A_c * X$$

此处, W 为姿态敏传感器本体坐标系中的单位矢量, X 为卫星本体坐标系中相应的单位矢量, A_c 为安装余弦矩阵且矩阵元素皆为常数, 常数值根据星敏传感器在卫星上的安装确定。

4.3 星敏传感器系统组成

图 4-4a 给出了星敏传感器在卫星上的工作流程, 图 4-4b 为星敏传感器的系统组成示意图。

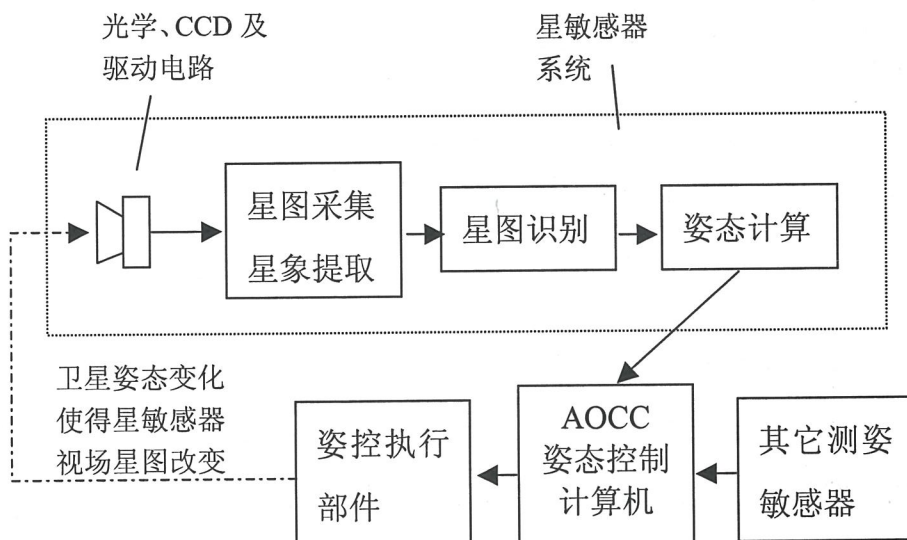


图 4-4a 星敏传感器在卫星上的工作流程

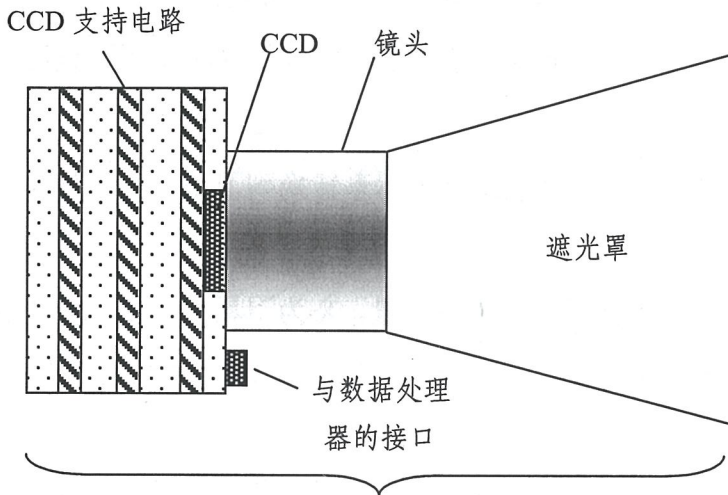
星敏传感器系统由探头部分、数据处理器部分组成。其中探头部分包括遮光罩、光学镜头、CCD 及支持电路、与数据处理器接口等, 数据处理器包括计算机、二次电源、与探头的接口、与星上姿态控制计算机的接口等。

遮光罩用来遮挡各种杂散光。

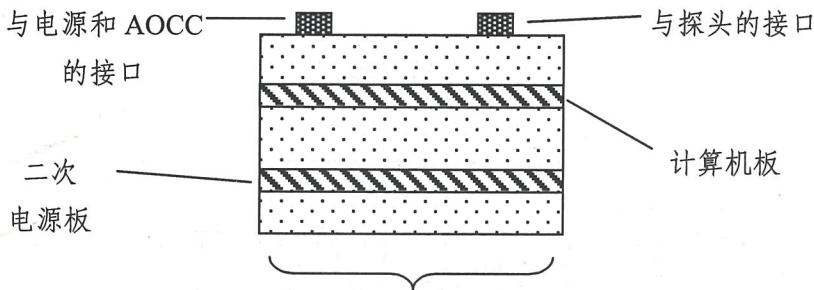
探头连续拍摄星空，并将星图信号送往数据处理器。

数据处理器将星图信号模 / 数转换后，进行星象提取、初姿态识别（或无初姿态下的全天识别）、跟踪识别。

每次识别成功后都能得到被识别星在探头 CCD 上的本体坐标以及其对应的天球坐标系中的导航坐标，代入卫星姿态计算公式可得卫星的精确姿态，并将结果通过串行接口传送



星敏器探头示意图



星敏器数据处理器示意图

图 4-4b 星敏器系统组成

给姿态控制计算机，滤波后用于姿态控制，如修正测姿陀螺的漂移等。而卫星姿态的变化使得星敏器视场内的星图改变，星敏器不断根据拍摄的星图计算出卫星新的姿态。

4.3.1 星敏器对观测星相关信息的获取

当星敏器对准天空，星敏器视场内的所有恒星便会经由光学镜头成像在 CCD 上，同时完成星象的光—电荷转换，再由 CCD 外围支持电路将转换成的电荷图像读出并放大成电压模拟信号传送到数据处理系统。数据处理系统通过 A/D 转换将探头的模拟信号转换

成数字信号，并与 CCD 像素一一对应地储存在星图存储器中。随后数据处理系统扫描星图的所有象素，从中搜索出星星，并计算出所有观测到的恒星的星光能量和在星敏传感器本体坐标系的位置。

星敏传感器所关心的是恒星的位置和相对强度，为了采用内插计算方法提高所求恒星星象中心的位置精度，通常采用离焦技术使得单个恒星成像在多于 2×2 的 CCD 的多个像元上，但像元数也不能太多，否则镜头收集的有限的恒星能量过于分散，会使星敏传感器观测不到暗弱的恒星。

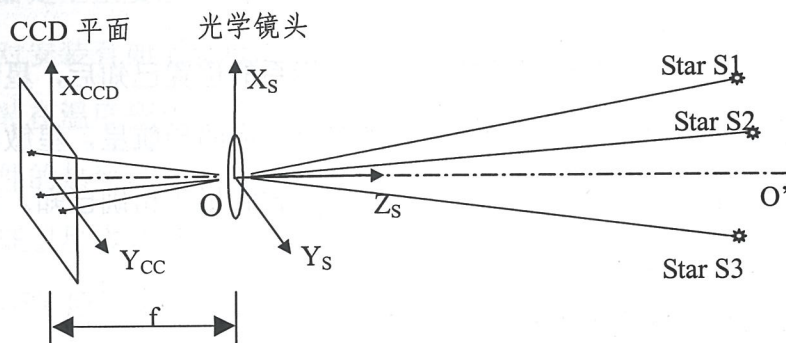


图 4-5 星敏传感器成像原理

图 4-6 表示某一恒星在 CCD 上的像，每个长方体代表一个像素，长方体的高度代表该

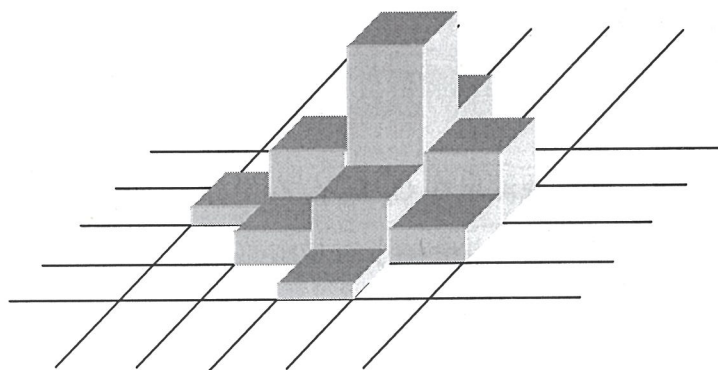


图 4-6 CCD 的恒星星象

像素的亮度。首先应该求出图象背景噪声的阈值，然后将所有像素减去该阈值，最后可采用质心法求出星像的位置：

$$\begin{aligned} x_{cj} &= \frac{\sum x_{ij} R_{ij}}{\sum R_{ij}} \\ y_{cj} &= \frac{\sum y_{ij} R_{ij}}{\sum R_{ij}} \end{aligned} \quad (4-10)$$

其中， (x_{cj}, y_{cj}) 表示星像的中心位置， (x_{ij}, y_{ij}) 和 R_{ij} 表示减去阈值星像的每个像素

的位置和亮度。

若星敏感器都为理想器件，则所有视场内所有观测星在星敏感器本体坐标系中的坐标可以由理论公式推导出来。星敏感器存在固有的各种误差和噪声，必须在地面经过严格标定获得标定公式，这样在视场内所有星像的位置得到后，代入标定公式才能得到视场内所有观测星在星敏感器本体坐标系中的坐标，即观测星在星敏感器本体坐标系中的方位矢量（参见第七章、第十章）。

4.3.2 星敏感器星图识别

视场内所有观测星的星光能量和在星敏感器本体坐标系的位置已知后，星敏感器启动星图识别程序，该程序通过识别算法可以确定所有观测星对应的导航星，星敏感器已在地面预装入导航星表，这些导航星在惯性参考坐标系中的位置和星等精确已知。识别算法包括：

- 无任何初始条件的全天球星图识别；
- 给定初始条件的局部天区星图识别；
- 跟踪星图识别。

见第六章介绍。

4.3.3 星敏感器的卫星姿态获取

前几节叙述了如何获得星敏感器观测星在 $O_s X_s Y_s Z_s$ 坐标系中的方位矢量，以及相应的导航星在 $OXYZ$ 坐标系中的方位矢量。并介绍了对星敏感器的星图采集、星象信息处理，观测星图与导航星图的识别匹配，在此基础上可以计算出卫星的姿态（参见 § 4.1）。

4.4 衡量星敏感器性能的一些指标

对星敏感器的选用应适合卫星的任务和性质。通常主要从以下几点描述星敏感器性能：

- 精度：星敏感器测量姿态与卫星理想姿态偏差的总体水平；
- 灵敏度：星敏感器所能观测的最高星等；
- 自主能力：无需 AOCC 初始条件，星敏感器进行全天、跟踪识别的能力；
- 数据更新率：星敏感器跟踪识别状态下不断提供新姿态的速率；
- 识别率：星敏感器进行全天、跟踪识别的正确率；
- 机动性：在某一正确识别率时，星敏感器能正常工作对应的卫星最大角速度；

- 重量
- 体积
- 功耗：由一次电源供电时的星敏感器的功率；
- 可靠性：星敏感器在轨正常工作的概率；
- 寿命：星敏感器在轨正常工作的总时间。

4.5 星敏感器在卫星上的安装

星敏感器是卫星姿态控制的测姿设备，它在卫星上的安装会直接影响星敏感器的测姿精度，因此对安装有如下要求：

必须安装在温度变化较小的环境中（如 $0^{\circ}\text{C} \sim -10^{\circ}\text{C}$ 左右），减小温度变化引起的星敏感器光学部件的热变形。

必须保证卫星本体对太阳光和地气光的二次漫反射光的干扰不会影响星敏感器的测量精度。如在 SST 应用中，在卫星上安装指向相反的两个星敏感器分别对准南北黄极，以保证其中一个被地球遮挡时，另一个能正常工作。

必须保证卫星运转时至少有一个星敏感器的视场内没有明亮天体，如太阳、月亮、地球反照光的侵入。对于 SST，天球南北黄极没有特别明亮的天体，同时太阳、月亮、地球反射散射光的影响很小。

星敏感器安装完成后必须在地面事先精确测出星敏感器坐标与星体坐标系之间的方位关系。

4.6 总结

本章从结构原理方面简要介绍了星敏感器系统。从本质上讲，星敏感器是一个 CCD 相机与一个数据处理器的结合体，它主要完成以下两项功能：

获取有效的星像数据：即卫星在长期空间飞行过程中，星敏感器应能以较高的采集成功率获取恒星图像，并且这些星像的亮度、在 CCD 光敏面上的位置必须精确的与拍摄时刻的空间相应星等、恒星的方位角成映射关系；同时，系统具有较高的数据更新率。

提供卫星姿态：即星敏感器数据处理系统利用存储的内部导航星表，通过星图识别，并通过坐标变换和光轴方位角的计算以及瞬时姿态数据格式化，随时提供由星敏感器测得的瞬时姿态数据或利用卫星姿态转换矩阵直接取得卫星姿态。

星敏感器在卫星上的安装应经过精确的计算。由于无法人工维护，星敏感器必须具有高可靠性，以适应在空间环境恶劣条件下长期正常工作的需要。

第五章 星敏传感器硬件系统

在充分理解星敏传感器系统原理的基础上，我们完成了对星敏传感器硬件系统的设计，包含了整个星敏传感器系统和光、机、电部分的设计和研制。

硬件系统的设计尽量做到体积小、重量轻、功耗低，同时兼顾高处理速度、大存储容量等要求，另外要相应加强计算机的抗辐射能力、可靠性、冗余容错能力，并力争降低制造成本和缩短研制周期。

我们研制星敏传感器的主要目的是为了 SST 的用途，同时也考虑了其它卫星上的应用，使星敏传感器具备多用途的性能。早在 1998 年，我们的第一型星敏传感器已经研制成功，在随

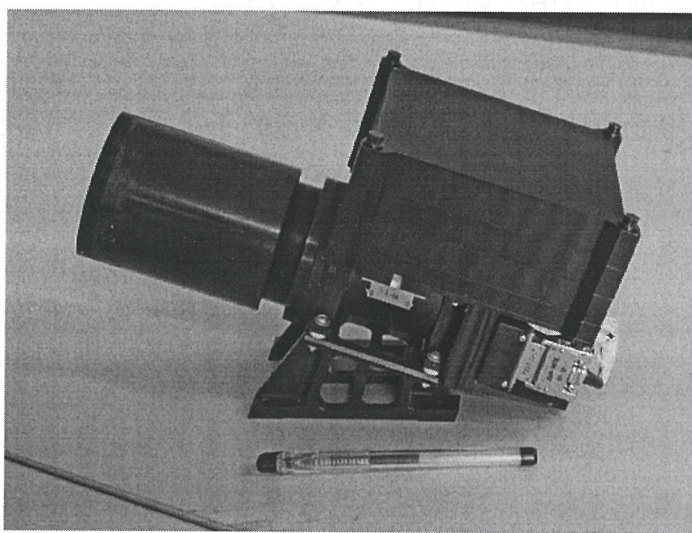


图 5-1 星敏传感器产品

后的几年中一直致力于小型化研究，目前的星敏传感器已是第二型产品，是针对一颗在研小卫星的结构要求设计探头与数据处理计算机的一体化产品，见图 5-1。

目前我们的星敏传感器系统特性参数如下：

- 灵敏度 +6.5 Mv
- 视场 $8.9^{\circ} \times 6.6^{\circ}$
- 测角精度 $9.4''$ (1 σ)
- 积分时间 582ms~118ms
- 更新率 0.3Hz(跟踪状态)
- 重量: 2.4kg (不包括遮光罩)
- 功耗: 7.5w (28v)
- 体积: $152 \times 140 \times 187 \text{ mm}^3$ (不包括遮光罩)

- 安装上翘角: 20° (可调)
- 机动性: $0.5^\circ / \text{s}$ (真实星空), $0.5^\circ / \text{s}$ (模拟器)

上一章介绍了星敏感器系统由探头部分、数据处理器部分组成。本章在我们已经研制成功的轻小型星敏感器的基础上, 简略分析我们的星敏感器系统的遮光罩、光学镜头、CCD 及支持电路、数据处理器计算机、二次电源、接口、机箱等部分的设计。

5.1 遮光罩

影响星敏感器观测的杂光源大致有太阳光、月亮光、地球反照光、卫星星体本身的反照光、空间垃圾反照光。

总体设计星敏感器在卫星上的安装时, 必须计算星敏感器的安装角, 保证卫星正常运行时, 使确知的干扰光与星敏感器光轴的夹角大于某一限定值(如 SED16 星敏感器要求的太阳角大于 35°)。

图 5-2 为遮光罩衰减干扰光能量的示意图, 与星敏感器光轴的夹角大于某一限定值的干扰光被遮光罩完全遮挡, 小于限定值的干扰光入射到遮光罩内壁后, 经过多次吸收和漫反射后照射到 CCD 上时, 干扰光能量已衰减到允许程度, 从而确保星敏感器能正常工作。

遮光罩的内壁采取超黑处理以降低反射率, 并设计多层挡光环。

图 5-3 为我们设计制造的遮光罩, 主要用于地面联试。

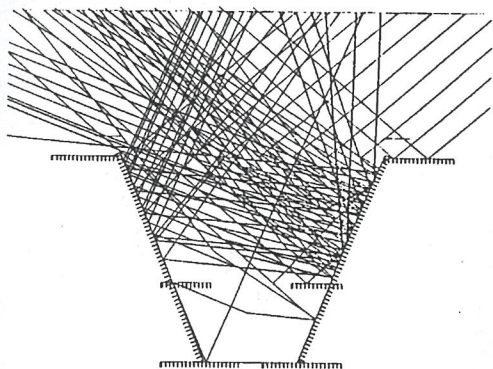


图 5-2 遮光罩衰减干扰光能量的示意图



图 5-3 遮光罩实物

针对不同卫星, 必须根据星敏感器的特性以及在该卫星的安装位置、卫星的轨道等具体分析太阳和月亮的入射角、地气角、星体本身的反射等, 专门设计遮光罩, 使得杂散光衰减到星敏感器要求的噪声范围内。

5.2 光学镜头

星敏器光学镜头的参数首先取决于卫星姿控总体对星敏器的使用要求，如重量、体积、功耗、寿命、测角精度、机动性及安装位置等。

在上述需求的基础上，分析论证不同 CCD 的特性参数（如灵敏度、光谱响应特性、光敏面和象元的大小、抗辐照能力等），以确定星敏器所采用的 CCD 型号（见 5.3.1）。

镜头的参数由以下诸因素确定：CCD 的特性参数、所需探测的星等和在视场内的被探测星的数目、恒星光谱分布规律以及后续算法对象质的要求。这些参数包括：系统结构形式、焦距、通光孔径、视场、光谱范围、中心设计波长、透过率、弥散圆尺寸、后工作距、工作温度等。

对光学计算主要涉及的光学系统的设计要求包括：弥散斑特征、复消色差指标、满足可靠性和精度要求的镜头结构与材料的选择范围。

本章不具体讨论光学镜头的具体设计过程。参照国内外星敏器的技术指标，根据经

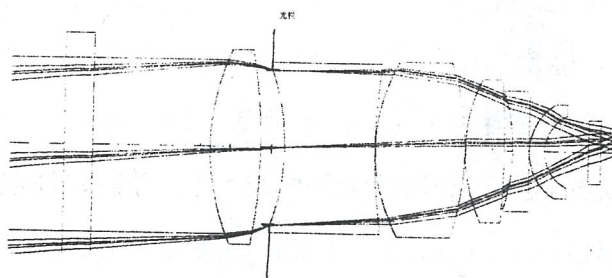


图 5-4 镜头光学系统图

验和计算，我们的星敏器的光学镜头具体指标为：



图 5-5 镜头实物

- 结构形式：透射式
- 焦距：42mm
- F 数：1.38

- 视场: 11.3°
- 后截距: 10mm
- 弥散圆: 2×2 象元内照度均匀分布

图 5-4 为镜头光学系统图。图 5-5 为该镜头的实物照片。

5.3 硬件电路

CCD 及支持电路、数据处理器计算机、二次电源、接口等主要是硬件电路的设计。在设计硬件电路采用的器件上,我们采取了比较灵活的策略,包括使用商用级或军用级器件、DSP、FPGA、表面贴装器件等。

1、使用商用级或军用级器件

利用现有的商用级或军用级的非航天级器件设计硬件电路,再外加上模件级或整机级的抗辐射屏蔽,并在系统中加冗余或容错措施,以减少瞬时故障(由于干扰及辐射引起的 SEU 和 SEL)。这种设计作为航天设计的一部分,已被证明是切实可行的方法,尤其对寿命较短(3~5 年)的小卫星比较适合。如英国的萨瑞大学、德国的应用科学大学航天技术研究所等在此方面都有成功的经验。

因此,使用商用级或军用级的非抗辐射加固器件设计星敏感器硬件电路成了我们最好的选择,这给设计带来许多好处:

- 避免了航天级器件的进口限制问题
- 可选择器件种类增多
- 器件的速度性能优于航天级器件
- 缓解了经费的限制

2、使用 DSP

星敏感器对数据处理和数据更新率的要求很高,为了减轻重量又要用软件代替硬件等,选用 DSP,利用其在数据信息处理方面速度快的特点是非常合适的。我们选用 TI 公司的民用 DSP 作为星敏感器数据处理计算机芯片,该型芯片已长期应用于欧空局的航天器中,具有很高的可靠性。

3、使用 FPGA

选用 CPLD 和 FPGA 等现代大规模集成电路芯片,可极大地简化电路、缩小体积和提高系统的速度。CPLD 和 FPGA 使得系统的设计变得更加灵活,包括其极强的可编程修改和星上容错设计。目前,航天界对于 CPLD 和 FPGA 的使用呈上升趋势。ACTEL 公司生

产航天级 FPGA 芯片。许多研制航天产品的公司、学校、研究所也从工业级芯片中筛选加固为可用于航天的 FPGA 芯片,如 SEI 公司,其 FPGA 规模可达 5 万门,总剂量大于 100krad (Si)。

5.3.1 CCD 及支持电路

在比较了多种 CCD 的特性参数后,我们选用的 CCD 为 SONY 公司的 ICX039DLA,具体参数如下:

- 尺寸: 1/2 英寸
- 灵敏度: 0.02lx
- 象元数: 752 (H) × 582 (H)
- 基底材料: 硅

ICX039DLA 为隔行扫描 CCD,目前我们在行和列方向都只使用一半的像素点,且隔点

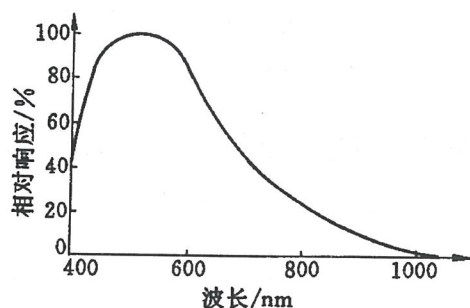


图 5-6 CCD 光谱特性曲线

使用,因此获得的星图象元数 376×291。其光谱特性曲线如图 5-6。峰值位置与明视觉光

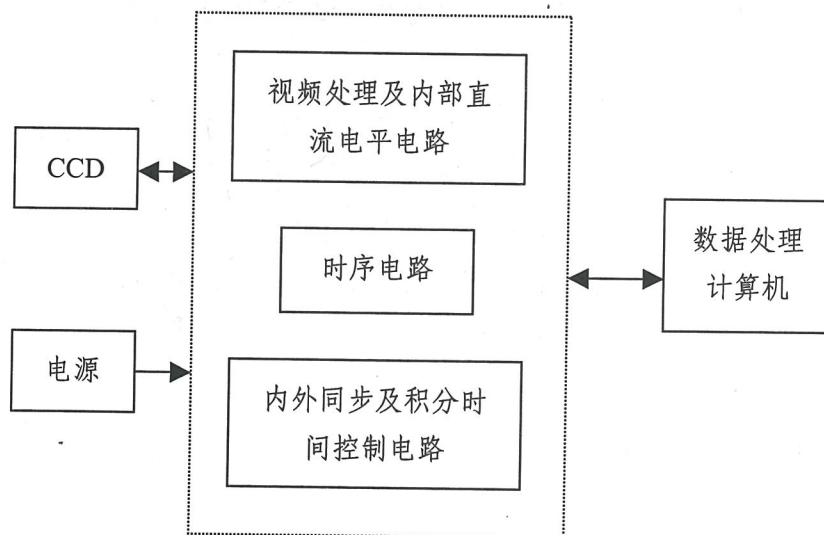


图 5-7 CCD 驱动电路功能框图

谱效率曲线相同, $\lambda_m = 0.555\mu$, 因此, 以后者为测量依据的目视星等 M_V 的 SAO 星表不作任何修改就能应用于本星敏感器的观测。

CCD 的驱动电路原理框图见图 5-7。

其中, 视频处理及内部直流电平电路将 CCD 的电荷转换为视频信号; 时序电路提供内外部各种时序, 包括输出至数据处理计算机的像素同步时钟、帧同步、行同步等; 内外同步及积分时间控制电路用于对 CCD 积分起始时刻和曝光时间的控制。

CCD 积分时间可变, 可以设定的积分时间见表 4-1。

表 5-1 CCD 积分时间表

积分时间 (ms)	118	211	304	397	489	582
-----------	-----	-----	-----	-----	-----	-----

图 5-8 为研制成的 CCD 及驱动电路板, 图 5-9 为将这些电路板安装在机壳中的实物。在此需要特别提及的是关于 CCD 致冷的情况。所有硅基底生产的 CCD 芯片, 在低温

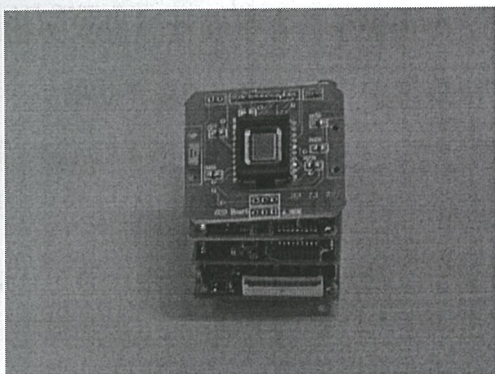


图 5-8 CCD 及驱动电路板

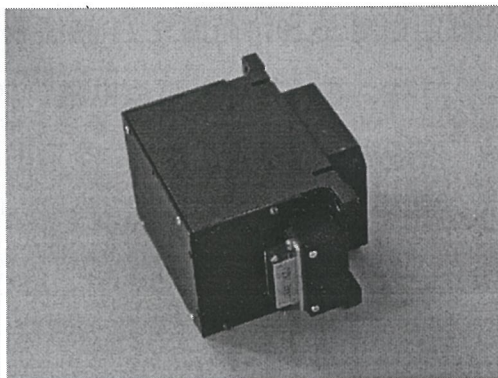


图 5-9 CCD 及驱动电路机壳

下都有降低噪声的特点。对于 ICX039DLA 芯片, 从我们长期观测使用的经验看, 它的最使用环境温度为 $-8^{\circ}\text{C} \sim +8^{\circ}\text{C}$ 之间, 这时的噪声一般不大于 33mv。即使在环境温度不大于 25°C 的场合, 地面观测表明仍可以较好地观测到 +6.5 等星, 只是信噪比略有下降。为了使探头具有更强的适用范围, 我们采用在 CCD 背面附加一级半导体致冷器的方法, 使 CCD 保持在低温下工作, 提高探头的信噪比和测姿精度。

5.3.2 数据处理计算机

数据处理计算机必须完成的功能如下:

- 储存星表 (导航星表、全天识别导航三角形库)

- 对探头图象信号进行 A/D 变换且将图象保存在存储器中
- 具备 ROM 程序存储器和 RAM 工作区
- 具备温度、电流、电压等状态检测电路
- 与姿态控制计算机的通讯电路
- 空间使用过程中出现的 CCD 坏象素点的检测、存储和修正。

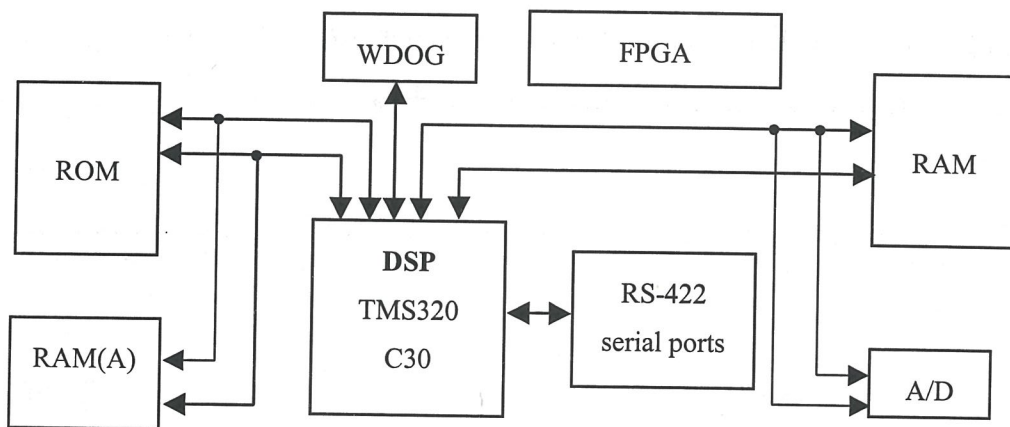


图 5-10 数据处理计算机原理框图

计算机设计框图如图 5-10，而图 5-11 和图 5-12 分别表示内存板和计算机板实物图。计算机采取看门狗、芯片都引入限流电阻、软件数据的多重存放、程序可重载、RAM 定时刷新等措施，以适应空间恶劣的环境。今后的设计中将引入检错和纠错 (EDAC)，同时考虑 DSP 的备份。

计算机的 ROM、RAM、DSP、A/D 芯片、FPGA 等逻辑芯片分别提供独立的电源，详见 5.3.5。

DSP 降额使用，工作频率为 20MHz；ROM 的容量为 1MB，也可以用 E2PROM，足以

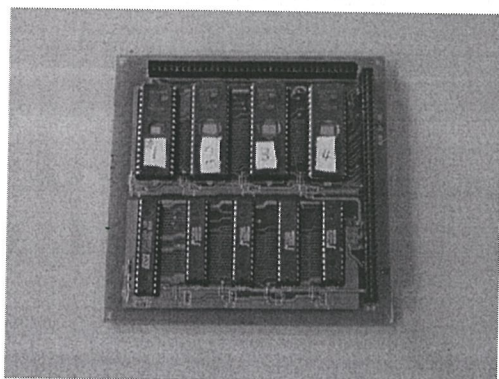


图 5-11 计算机内存板

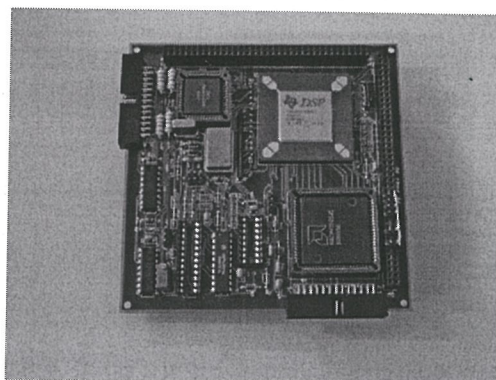


图 5-12 计算机板

存放导航星表和全天识别的导航三角形库。

数据处理单元的电原理图见图 5-16 和 5-17。

5.3.3 二次电源

二次电源板的作用是将星上太阳能帆板提供的28V直流电源转换为探头和计算机的正常工作电源。

二次电源提供多路独立电源，分别驱动探头和计算机，包括

- 探头电源：+12V，+5V
- 数据处理 DSP 电源：+5V
- 数据处理 ROM 电源：+5V
- 数据处理 RAM 电源：+5V
- 数据处理 A/D 电源：+5V
- 数据处理 FPGA 等逻辑单元芯片电源：+5V

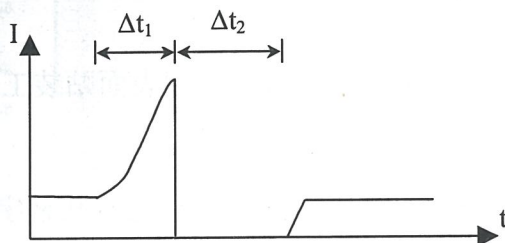


图 5-13 过流保护示意图

多路独立电源的好处是：电源之间互不影响，对芯片异常更加敏感。我们准备对每一路电源都设计过流保护电路，使星敏感器抗单粒子锁定能力增强，保护方式见图 5-13。当电源电流迅速上升 Δt_1 时间后，电源自动切断，并在 Δt_2 时间后恢复供电。 Δt_1 的选取应根

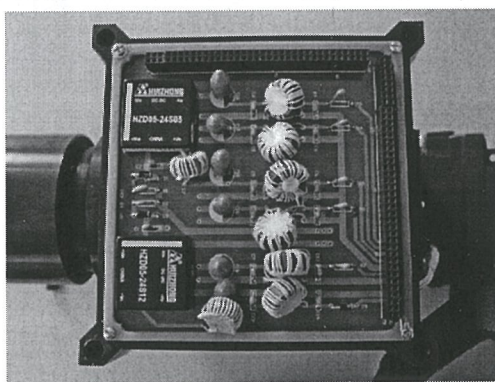


图 5-14 二次电源板

据不同模块作相应调整，以滤除干扰的影响， Δt 的选择必须保证 Δt_1 时间内芯片不被烧坏。

图 5-14 为二次电源板实物图。

5.3.4 接口

星敏感器的接口是星敏感器与星上电源和星上姿控计算机的连接通道。包括一次电源的引入、一次电源开和关、对星敏感器计算机的复位、RS422 通讯接口。星敏感器与星上姿控计算机的所有信息都是通过 RS422 通讯电缆传递，目前的通讯波特率设定为 19.2Kbits/s。

5.3.5 星敏感器硬件电路的技术特点

由于我们采取了专门的航天设计和航天技术，使研制的星敏感器电路具有以下特点：

① 本系统的关键部件 CCD 已通过一些方案论证阶段的环境试验：如力学、总剂量辐照、单粒子轰击等试验。由于选用商用 CCD，使成本大幅度下降，并为今后星敏感器应用于小卫星市场创造了条件。

② 选用高灵敏度的 CCD 和合理的结构设计，线路采用表面贴装工艺，使探头轻量化成为可能。

③ 采用辐照保护的电路设计及屏蔽技术，以优质工业级芯片代替宇航级，同时采取冗余设计，提高了仪器的可靠性。

④ 选用现代的 DSP 及大规模集成电路研制数据处理单元，从而达到简化电路缩小体积和提高运算速度的目的。星敏感器主要对图象数据进行处理，且需星图识别、姿态计算，因此信息量大、计算复杂、速度要求快，DSP 的应用能很好地满足这些要求。

⑤ 选用现代的 DSP 及大规模集成电路研制数据处理单元，从而达到简化电路缩小体积和提高运算速度的目的。

5.4 机箱

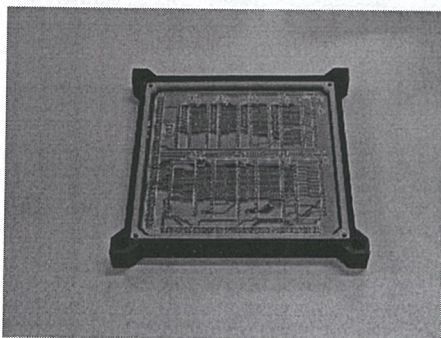


图 5-15 分层机箱图

需考虑抗力学、辐照；可装基准镜，以便与平台的安装和地面进行非接触检测，用一

个铝制公用箱将数据采集和处理系统以及一块二次电源板装在一个机箱中。

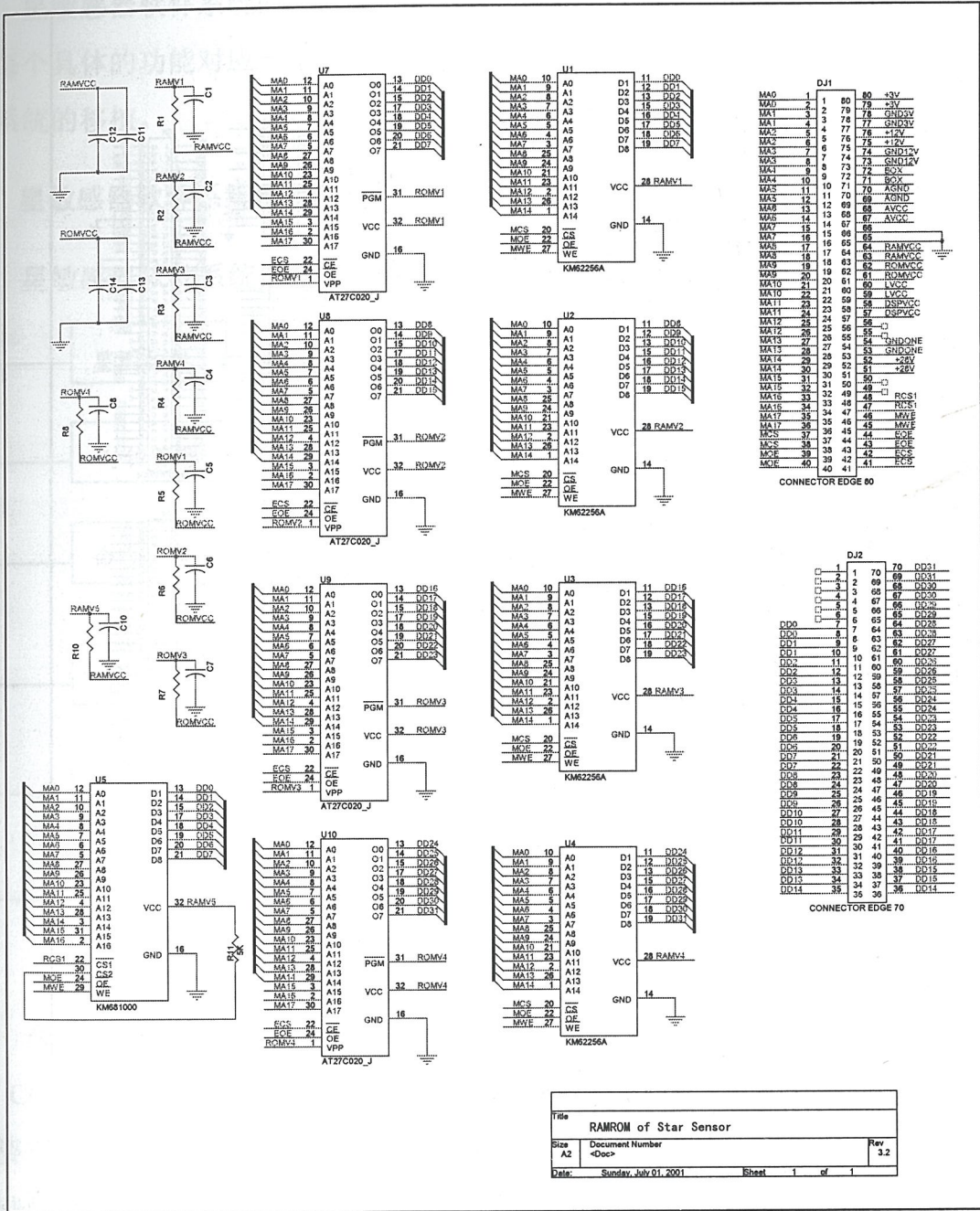


图 5-16 计算机内存板原理图

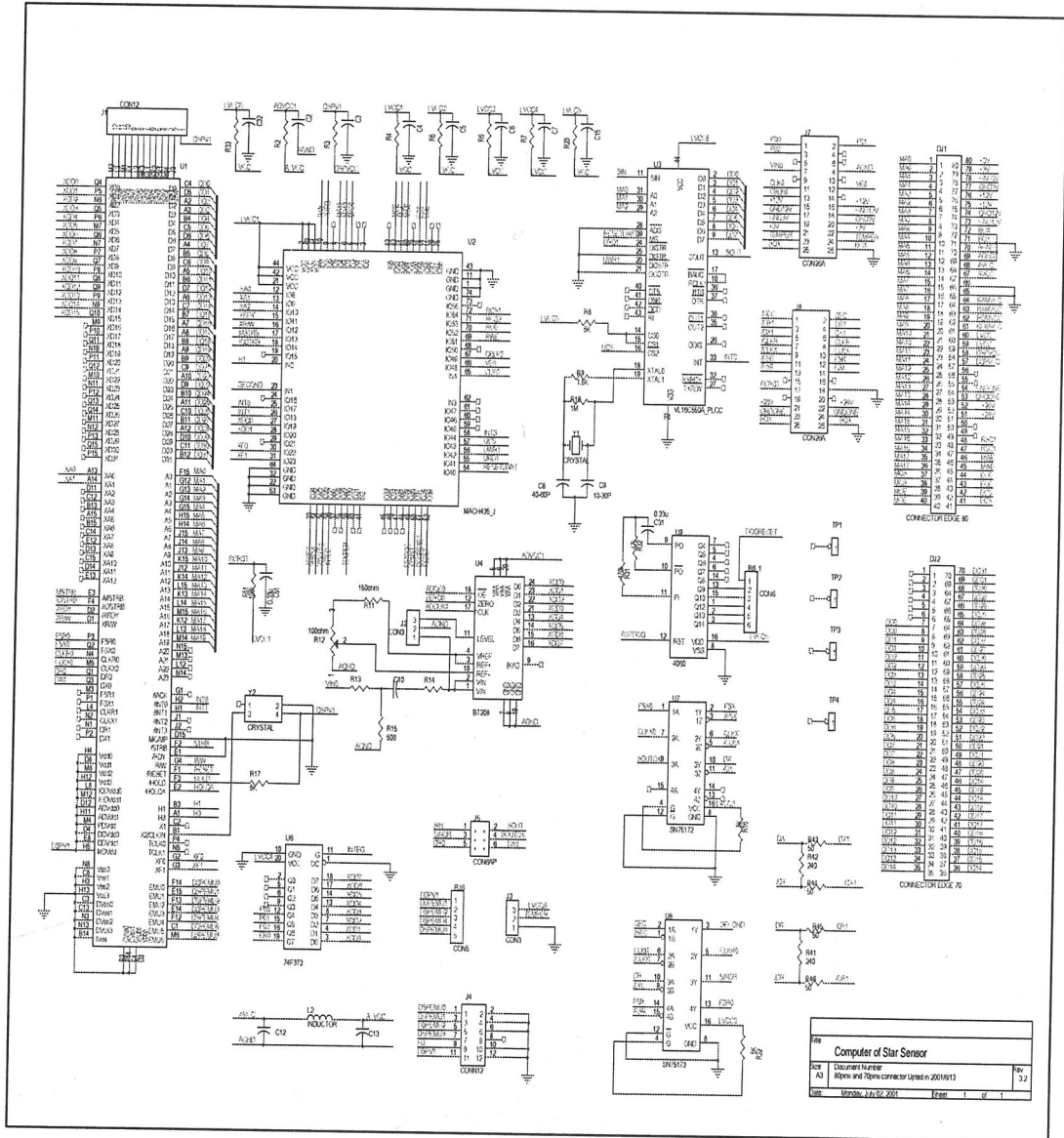


图 5-17 计算机板原理图

第六章 星敏感器软件系统和全天识别

星敏感器软件系统是星敏感器数据处理系统的核心，软件设计的好坏直接影响星敏感器的可靠性和性能。

星敏感器软件系统的大部分程序以 C 语言编写，只有一小部分以汇编语言编写。基本上每个具体的功能对应一个独立的模块函数，以方便操作系统的调度，同时方便在不同操作系统的移植。

6.1 星敏感器软件系统框架及功能解释

星敏感器软件系统框图见图 6-1，主要包含如下功能：

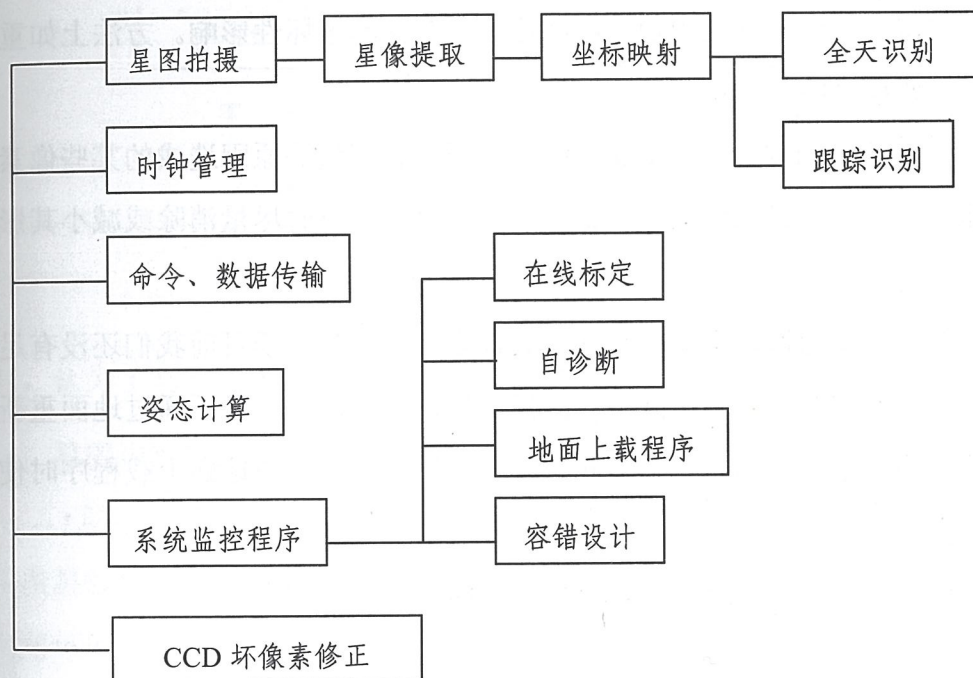


图 6.1 星敏感器软件系统框架

命令、数据传输：主控计算机会根据需要向星敏感器发送一些命令，如校正时间、改变 CCD 积分时间、传送图象、星敏感器自检等。星敏感器一般情况下只给主控计算机传输姿态获得时间和姿态数据，也会在接到主控计算机的其它命令后输送状态、图象等数据，这些数据主要是为了地面分析用。命令、数据传输是通过 RS422 串行数据总线实现的。

星图拍摄：CCD 采集图象后，CCD 信号以模拟量送给数据处理系统，数据处理系统对 CCD 信号进行 A/D 转换，并将图象贮存在内存中。在我们的系统中，A/D 转换的每一个像素都是通过软件获取后再写到图象内存，因此对软件速度要求较高，这段程序以汇编语言编写。

星象提取：星图拍摄完成后，DSP 扫描整个图象，判断出恒星星象所在位置，并按求重心的计算方法得到所有观测星的亮度和相对于 CCD 的位置。

坐标映射：利用标定公式将观测星相对于 CCD 的位置转换成天球坐标系的坐标。

全天识别、跟踪识别：见下一节具体介绍。

姿态计算：完成星图识别后，通过 QUEST 算法求星敏感器姿态四元素。

时钟管理：姿态数据中包含了获取姿态的对应时刻，此时刻为 CCD 积分时间的中点时刻，因此星敏感器须具有自身的时钟且必须与星上时钟严格同步。

自诊断：星敏感器定时运行自诊断程序，检测自身的运行状态，如温度、电流、电压、系统内存等，并形成系统状态测试报告，以便于上层系统或地面的分析。

容错技术：目前主要针对系统内存，一旦因航天环境的影响使得存储器的局部不能正常使用时，操作系统或监控软件应该能识别并屏蔽这些存储器的破坏性影响。方法上如重要数据的多重存放、重要程序的多重备份等。

CCD 坏像素修正：此软件主要针对 CCD 上因重粒子和总剂量等原因造成的某些像素点的永久损坏。软件系统检测并记录这些坏像素点，并在星象提取时尽量消除或减小其影响。具体措施目前还未研究。

地面上载程序：软件中专门设计了接受地面上载程序的功能。由于目前我们还没有足够的星敏感器航天经验，或许对于天上可能出现的情况估计不足，届时必须通过地面重新编制一些程序以弥补这些不足。我们增加了一些空函数和标志位，以被地面上载程序时使用，同时不会破坏主程序的结构。

随着星敏感器软件系统的深入研究，软件结构和功能会更加协调和完善。

6.2 星敏感器全天识别

6.2.1 星敏感器星图识别概述

星图识别的任务就是建立星敏感器观测视场里的所有有效观测星与导航星表中恒星的唯一匹配。在这种星图图象匹配中，星敏感器把观测到的星图作为匹配的模板 T ，另外把导航星表作为被搜寻的图表，从全天区 4π 球面弧度的星表 S 中，取出亮度高于 $+6.5 M_V$ 的恒星，剔除双星和变星，制成分区标准星表。再把全天星表 S 中球面上的几何位置划分为多个天区 $s_{i,j}$ ，使每个天区中包括足够的标准星。这样，全天识别的工作就是将观测视场中的观测星图 T 与标准星表中的各个天区星表 $s_{i,j}$ 配套，直到找到与之唯一匹配的天区，这时

就认为星敏感器的主轴就是指向天区了。见图 6-2。

因此一般的图像匹配可描述为：

对 $i, j, 0 < i, j < N$ ，逐一比较 T 与 $s_{i,j}$ 的内容，定义 T 与 $s_{i,j}$ 的差为 $D_{i,j}$ 。在 $0 < i, j < N$ 的范围内逐一求得 $D_{i,j}$ 。当

$$D_{i,j} = |s_{i,j} - T| \rightarrow 0 \quad \text{或}$$

$$D_{i,j} = (s_{i,j} - T)^2 \rightarrow 0$$

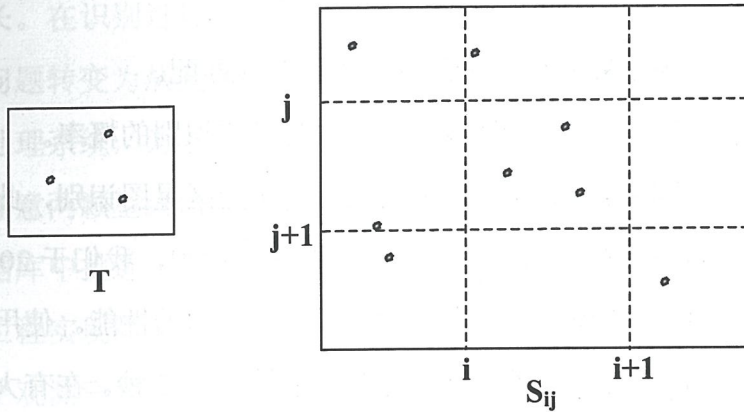


图 6-2 星图匹配模式示意

时，认为 T 与 $s_{i,j}$ 匹配。

星图识别包括：

- 局部天区星图识别：根据卫星姿态角的先验估值（可以通过其它粗姿态敏感器获得）以及星敏感器在卫星上的安装方位，确定恒星敏感器的粗指向，从导航星表中找出该粗指向邻域的所有恒星，再将观测星与这些导航星进行对应匹配，完成识别任务。

- 全天球星图识别：不需要先验姿态估计值，将观测星与整个导航星表进行对应匹配，完成识别任务。

- 跟踪识别：在星敏感器已有成功识别的基础上，且卫星的运动在星敏感器机动性范围内，对拍摄星图的观测星与导航星进行对应匹配，完成识别任务。

早期星敏感器都采用局部天区星图识别。近年来，随着电子技术和识别算法的不断进步，卫星姿态控制系统对星敏感器的智能化程度、自主能力的要求也越来越高，全天识别已成为国际研究的主要方向，国外已经有许多卫星上的星敏感器都使用这种识别策略。

星图识别的方法归纳起来有以下三种：

- 直接匹配法：已知卫星的大致姿态时，将星敏感器视场里的一颗观测星与导航星表星在一定容差范围内直接进行匹配。

- 角距匹配法：将星敏传感器视场里的一对观测星的角距与导航星表的一对星的角距在一定容差范围内进行匹配。

- 三角形匹配法：以三角形为基元，将星敏传感器视场里的三颗观测星组成的的三角形与导航三角形库在一定容差范围内进行匹配。

星图识别的结果可能有下列四种：

- 正确识别：观测星与星表星唯一匹配且经过进一步的验证；
- 不能识别，找不到星表星能与测得的星像对应匹配；
- 错误识别：对应匹配错了
- 模糊识别：多于一个星表星同时与一个测得的星像对应匹配。

应尽量提高正确识别的概率。降低后三种概率，特别是错误识别的概率。

北京天文台的星敏传感器在研制初期的任务需求定位在局部天区星图识别，此算法我们在 1997 年底便已研制成功。随后在对星敏传感器进一步小型化过程中，我们于 2000 年研制成功基于三角形匹配法的全天星图识别，极大地改善了星敏传感器的性能。使用笔记本星空模拟器和对实际星空的观测验证时，此算法的平均识别速率达 2.03 秒。在有大气影响的条件下对真实星空进行全天星图识别，相应于轨道周期为 90 分钟的卫星的识别成功率达 95%，相应于轨道周期为 6 分钟的虚拟卫星的识别成功率达 80%（详见第七章），这种星图识别能力已接近或达到国际领先水平。

6.2.2 星图识别的特征及策略

在全天识别过程中，被用于进行对照的导航星表的构造决定着识别的正确率、识别速度和星表所需要占用的存储空间等。

虽然在一副图像中包含的星像不多，但却需要与内部星表内成千上万个导航模式进行比较，再加上恒星的位置和星等在测量过程中存在着误差以及虚假目标(行星、其他卫星或辐射碎片等等)的干扰，使这一识别过程变得极为复杂。

星图的识别可以看成是模式匹配问题的一种，其已知模板是内部星表中所含的导航模式，未知样本是实际的观测星图。在识别过程中，将从观测星图中提取的识别特征与从内部星表中获得的导航特征进行比较，以与观测星图匹配程度最高的导航模式作为最终的识别结果。

从直观上看，恒星彼此之间的位置在一个给定的星图中是相对固定的；恒星的亮度被某种因素，例如星等的不确定性（主要因仪器星等存在 0.2~0.3 星等的误差）、内部星表中

导航星选择不当等问题而导致导航星的不可观测性,这些使恒星的识别过程复杂化。在一幅图像中,除了为数不多的星像点外,整个背景都是暗的,且这些星像点都是模糊点。另外,作为整个姿态测量系统的一部分,星图的识别过程还受到其他一些因素的制约,如敏感器的天空覆盖率,内部星表的容量与结构,系统所要求的可靠性、健壮性以及捕获速率等等,这些因素相互影响,相互制约,甚至是相互矛盾的,从而使得星图的识别过程只能根据不同的要求采取不同的识别策略,以求达到各种因素的一个折衷。

最常采用的识别策略是把已知的导航星作为一无向图 W 的极点,而把每个星对间的角距作为边长。在识别过程中,从拍摄的星图中提取的一组星像点构成无向图 W_s ,从而把星图识别问题转变为从无向图 W 中寻找一个与 W_s 同构的子图问题。采用这种策略的星传感器数据处理系统,为了提高识别速度和减少内存,把全天标准星表经过预先计算,变换为包含着任意两颗星或由多颗星组成的星座或星对之间角距的数据库。星图的识别过程就是从该数据库中挑选一个与观测星图唯一匹配的同构子图的过程。

因为工程实现简单,所以三角形匹配算法是当前使用最为广泛的一种识别算法,该方法试图为一个观测三角形找到唯一的一个来自内部星表的同构模式。作为二维图形,三角形模式所提供的识别特征包括三个星对间角距和星等。该算法的思想是:从敏感器摄得的星图中选择最亮的几颗观测星,由这几颗星组成一些等待识别的观测三角形,在内部星表中寻找与这些观测三角形相匹配的导航三角形,如果找到则匹配成功,继续通过认证后,计算确切的位置,若没找到则匹配失败,进行失败处理。

由于卫星上存储单元不可能太大,且对星空的识别过程必须要在一定的时间内完成,因此导航星座数据库的构造既要考虑存储容量的要求,也要考虑识别时间和避免使过程复杂化,如何处理好这两者之间的关系,就成为衡量一个导航星座数据库性能好坏的关键。基于这些考虑,导航星座数据库的构造至少要满足以下三条要求:1、存储容量较小;2、匹配查找迅速;3、尽量完备;4、管理容易,通用性强。

以星三角形作为基本单元,可以保证算法的处理过程较为简单,数据库的容量较为适中。因为三角形是最小的无向图,以三角形模式作为数据库的基本单元,既不会占用很大的存储容量,且识别速度和正确率都能达到满意的程度。

6.2.3 导航三角形选择及数据库构造方法

6.2.3.1 导航三角形选择方法

为了压缩数据库的存储容量,并非视场内任意三颗导航星所构成的三角形模式都需要存储在该数据库中。在识别过程中,对于每颗观测星来说,都有一个与它有关的优先权,而匹配则通常开始于具有最高优先权的恒星。我们已知低星等恒星的数量非常少,而具有相同星等的恒星越少,其唯一性就越高,越有利于该星的识别。因此,建立识别优先权的一个较好的标准就是按照恒星的星等,即具有较低星等的恒星具有较高的识别优先权。

鉴于星图的识别过程是从具有最高优先权,即视场中最亮的星开始的,对于任何一个观测视场,均可以找到至少三颗最亮的观测星,由这三颗星组成一个导航三角形。此三角形

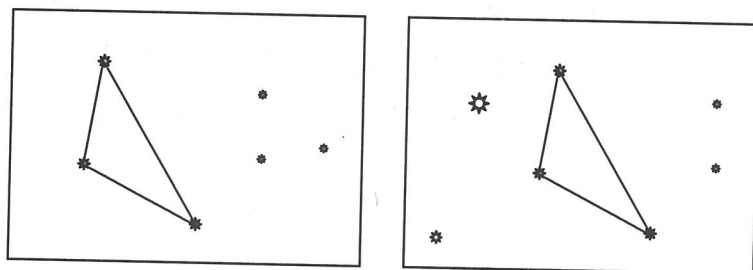


图 6.3 导航三角形选择方法

就可用于进行匹配。

如图 6-3 所示,随着星敏传感器视轴在天球上的移动,视场内的观测星在不断的发生变化,如果在移动过程中此三角形还在视场内可以考虑仍然使用它进行匹配,前提是比组成这个三角形的恒星星等低的恒星不多于设定数目,当出现的更亮的恒星多于设定数目时就要使用更亮的恒星组成的三角形,因为在此视场中原来三颗恒星的优先权相应降低,而匹配则通常开始于具有最高优先权的恒星,从而使匹配时使用的时间增加。

6.2.3.2 导航三角形库构造方法

为了构造导航三角形库,可以把天球按每平方度划分成许多小区域(每平方度定义为赤经和赤纬都是 1 度所围成的面积),视轴依次指向每个平方度的中心,用这种方法就可将整个天球搜索一遍。

如图 6-4,由于星敏传感器的 CCD 探测器是矩形的,因此当 CCD 以视轴为中心旋转时,其拍摄到的星图可能会有较大差异。所以当视轴指向某平方度区域中心时,首先将以视轴坐标为圆心,视场最长边为直径的圆内的导航星全部找出。再根据不同旋转角,确定视场内的恒星。

视场内的导航星确定后,将这些导航星按星等排序,观察三角形基元库中是否存在某

一三角形，使得构造成该三角形的三颗恒星包含在本视场的前几颗设定数目的恒星中。若存在这样的三角形，则改变旋转角进行下一步扫描。否则取按星等排序的前三颗亮星组成新的三角形，同时存储此三角形的特征（包括这三颗恒星的两两角距、每颗恒星的星等）

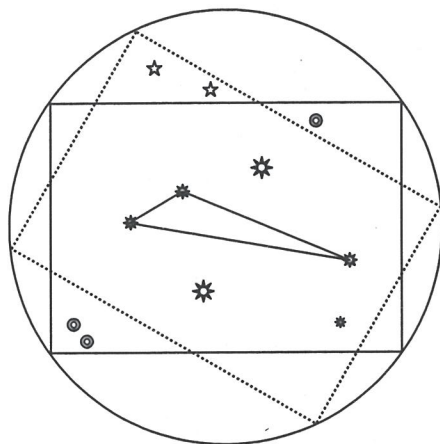


图 6.4 星敏感器视场内的导航星

到三角形基元库中。

按上述方法将天球上所有区域扫描一遍，即完成导航三角形数据库的构建。

运用 Visual C++ 语言，我们专门编制了一个实用程序，成功的建立了全天识别三角形星表数据库，利用此数据库与内部导航星表，可以快速准确地进行全天识别。该实用程序具有很强的通用性，可以根据各种星敏感器的不同需求，诸如视场、星等等构造出供全天识别用的三角形星表数据库。

星表星数	约 6000 颗（大于 6.5 等）
三角形数	27837 个
内存需求	700k bytes（包含星表和三角形库）
视场	$8.9^\circ \times 6.6^\circ$

大视场时，由于全天导航星数目少，全天识别更容易，且识别成功率更高。

6.2.3.3 全天识别方法

星敏感器在实际观测时对于星等的确定误差比较大，这是因为

- 1、在将星表视星等归算到仪器星等时，星等误差会在 0.2~0.3 星等之间。
- 2、由于各种系统误差和信号噪声的影响，必然使星敏感器确定观测星的能量时存在误差。

因此进行全天识别时，如果使用星等加快识别速度，必须考虑星等的容差。事实上，

我们只是在构造导航三角形数据库时使用了星等，而在全天识别过程中没有使用。全天识

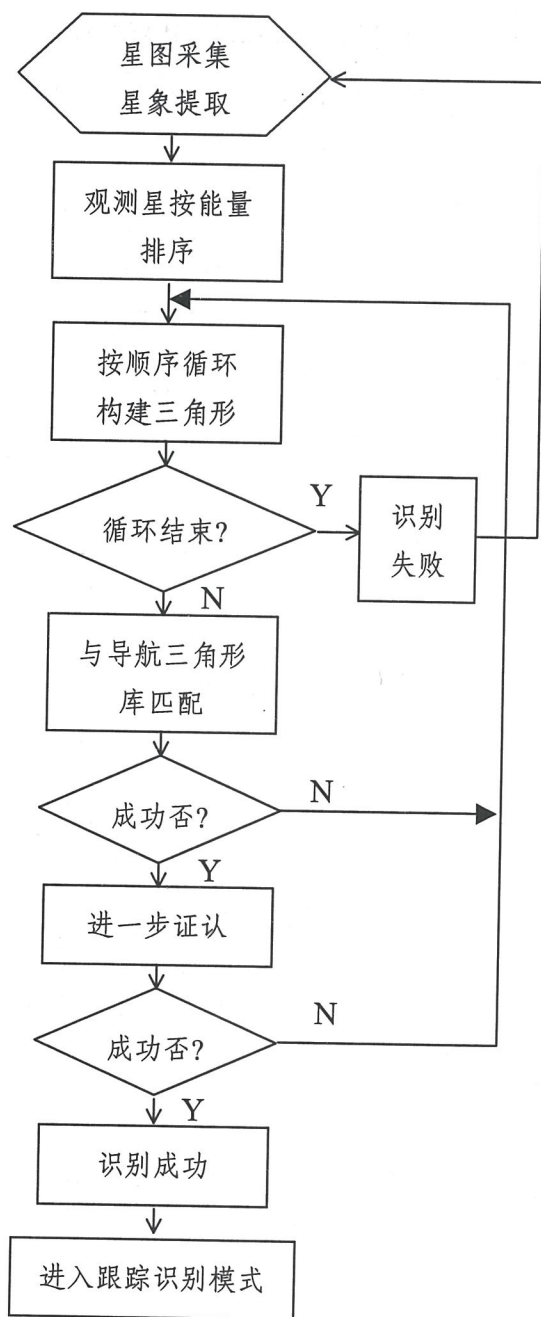


图 6.5 全天识别程序流程图

别程序见图 6.5。

一旦全天识别成功，立即进入跟踪识别模式，若全天识别不成功，则继续采集星图，进行下一次全天识别，直到成功识别为止。

6.3 结论

在大量观测实践中利用本程序，取得了很好的结果：

识别成功率： >95%

平均识别时间: 2 秒

1、室内对恒星模拟器的 10000 幅星图的全天星图识别, 结果如下:

识别成功率: >96%

识别速率 2.03 秒

2、在兴隆站对实际星空观测, 共 13000 幅图的全天星图识别, 结果如下:

识别成功率: >96%

识别速率 2.03 秒

第七章 星敏传感器系统的标定方法

星敏传感器是空间飞行器上高精度测姿系统。由于设计和制造过程的偏差,使用环境的变化造成的光、机、电性能的改变等,都会不同程度地给星敏传感器引入误差,影响星敏传感器的精度。因此,当星敏传感器各部件组装完毕,必须对系统进行标定,通过实验测得其位置传输函数的各个参量,才能减小或消除系统误差,提高星敏传感器的精度。本章简述标定星敏传感器系统的几种基本方法。在研制星敏传感器过程中,我们在北京天文台兴隆观测站多次对真实星空进行观测,并探索出两种利用星空观测标定星敏传感器系统的方法,此方法非常简单、方便。

7.1 星敏传感器系统标定过程

星敏传感器对所摄星空进行数据处理,计算出星象中心后,就可将星象在星敏传感器 CCD 的平面坐标系中的位置 (x_i, y_i) 转换到与星载星表相同的天文曲面赤道坐标 (α_i, δ_i) 系中,然后在同一坐标系中进行识别和跟踪。若星敏传感器的镜头、CCD、A/D 转换器都是理想部件,就可从理论上推导出精确的转换公式。

这里,我们采用两个二次曲面方程来拟合 CCD 平面坐标 (x_i, y_i) 影射到天球坐标 (α_i, δ_i) 之间的关系,即

$$\begin{aligned}\alpha_i &= a_0 + a_1 x_i + a_2 y_i + a_3 x_i^2 + a_4 x_i y_i + a_5 y_i^2 \\ \delta_i &= b_0 + b_1 x_i + b_2 y_i + b_3 x_i^2 + b_4 x_i y_i + b_5 y_i^2\end{aligned}\quad (7-1)$$

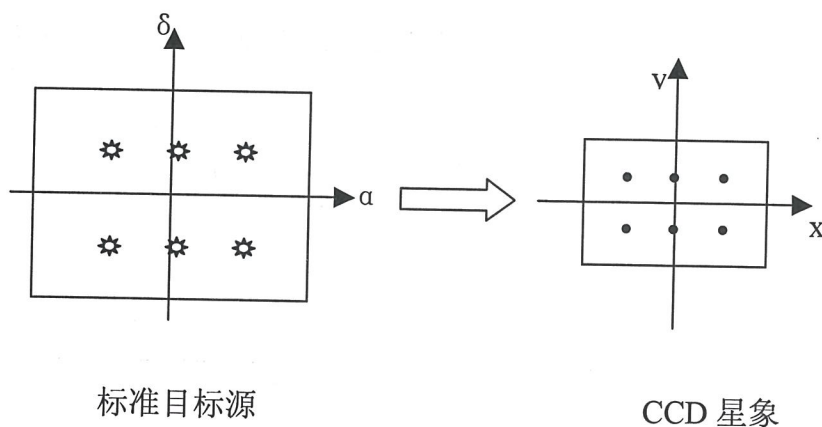


图 7-1 标准目标源到 CCD 星象的转换

其中的参数 a_0 - a_5 , b_0 - b_5 由下述方法求得。

如图 7-1, 设有一组 N 个标准精确目标源, 其赤道坐标 (α_i, δ_i) 为已知, 星敏传感器对这组目标源观测得到的 CCD 本体坐标为 (x_i, y_i) , 将 (x_i, y_i) 代入公式 (1), 由最小二

$$\begin{aligned}
 & MA = U \\
 & MB = V
 \end{aligned} \tag{7-2}$$

$$A = \begin{pmatrix} a_0 \\ a_1 \\ a_2 \\ a_3 \\ a_4 \\ a_5 \end{pmatrix} \quad B = \begin{pmatrix} b_0 \\ b_1 \\ b_2 \\ b_3 \\ b_4 \\ b_5 \end{pmatrix} \quad U = \begin{pmatrix} \sum \alpha_i \\ \sum \alpha_i x_i \\ \sum \alpha_i y_i \\ \sum \alpha_i x_i^2 \\ \sum \alpha_i x_i y_i \\ \sum \alpha_i y_i^2 \end{pmatrix} \quad V = \begin{pmatrix} \sum \delta_i \\ \sum \delta_i x_i \\ \sum \delta_i y_i \\ \sum \delta_i x_i^2 \\ \sum \delta_i x_i y_i \\ \sum \delta_i y_i^2 \end{pmatrix}$$

$$M = \begin{pmatrix} n & \sum x_i & \sum y_i & \sum x_i^2 & \sum x_i y_i & \sum y_i^2 \\ \sum x_i & \sum x_i^2 & \sum x_i y_i & \sum x_i^3 & \sum x_i^2 y_i & \sum x_i y_i^2 \\ \sum y_i & \sum x_i y_i & \sum y_i^2 & \sum x_i^2 y_i & \sum x_i y_i^2 & \sum y_i^3 \\ \sum x_i^2 & \sum x_i^3 & \sum x_i^2 y_i & \sum x_i^4 & \sum x_i^3 y_i & \sum x_i^2 y_i^2 \\ \sum x_i y_i & \sum x_i^2 y_i & \sum x_i y_i^2 & \sum x_i^3 y_i & \sum x_i^2 y_i^2 & \sum x_i y_i^3 \\ \sum y_i^2 & \sum x_i y_i^2 & \sum y_i^3 & \sum x_i^2 y_i^2 & \sum x_i y_i^3 & \sum y_i^4 \end{pmatrix}$$

乘法可得求标定系数的公式:

由上可知, 系统标定的关键在于如何得到一组标准精确目标源。

7.2 实验室标定的方法

7.2.1 平行光管恒星模拟器

恒星模拟器用来模拟真实的恒星, 包括恒星的光谱和星等。恒星模拟器的种类很多, 在此介绍平行光管恒星模拟器。

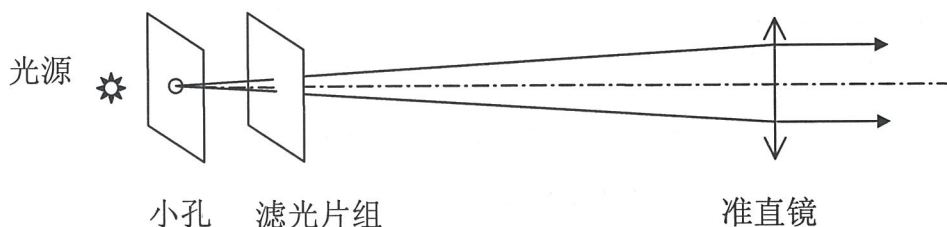


图 7-2 平行光管恒星模拟器原理图

星光张角很小, 可看成是点光源; 也可看作从无穷远来的平行光。

如图 7-2, 光源发出的光线经一小孔 (处于准直镜焦面) 照射到准直镜后变成平行光,

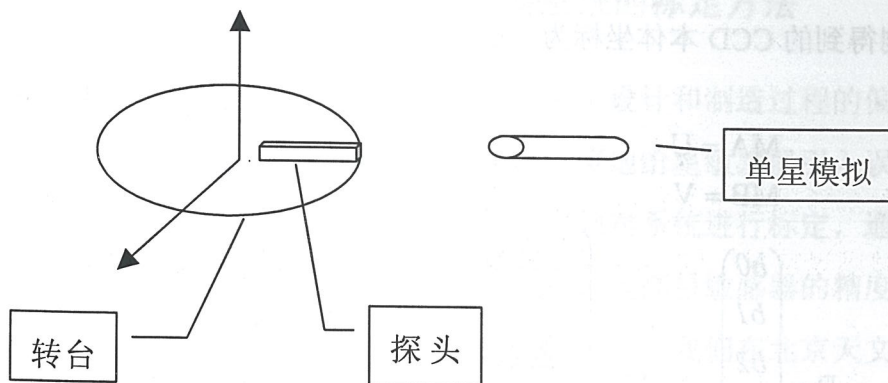


图 7-3 高精度双轴转台及单星模拟器标定示意

使用不同颜色的光源、窄带滤光片和中性滤光片可以定量或定性模拟真实恒星的光谱和星等。

7.2.2 精密转台

星敏传感器的标定可使用高精度单轴或双轴转台, 以改变恒星模拟器模拟星光的入射方向。另外, 转台以飞行器姿态角速度连续转动时, 可以模拟卫星与恒星间相对姿态及相对运动, 从而研究星敏传感器的动态特性。

转台的轴静态位置精度要求比星敏传感器的精度高一个数量级。目前, 我们的星敏传感器的精度为 $10''$, 因此转台的轴静态位置精度最好为 $1\sim 2''$ 。

转台转轴最好由电机驱动。转轴上装配码盘和数显表, 直接由计算机读出转台的角位置。

7.2.3 利用高精度双轴转台及单星模拟器的标定

如图 7-3, 高精度双轴转台连带星敏传感器的探头一起转动, 拍摄的单星模拟器的星象在 CCD 平面内移动, 记录若干次转台刻度及对应的 CCD 平面内的星象坐标, 代入求标定系数的公式, 可得标定系数。

采用这种方法的优点是:

- 可使用不同的光源和带通滤光片模拟恒星的不同光谱型
- 可调节光源强度和中性滤光片模拟恒星星等
- 不受天气影响

7.2.4 利用高精度单轴转台及多星模拟器的标定

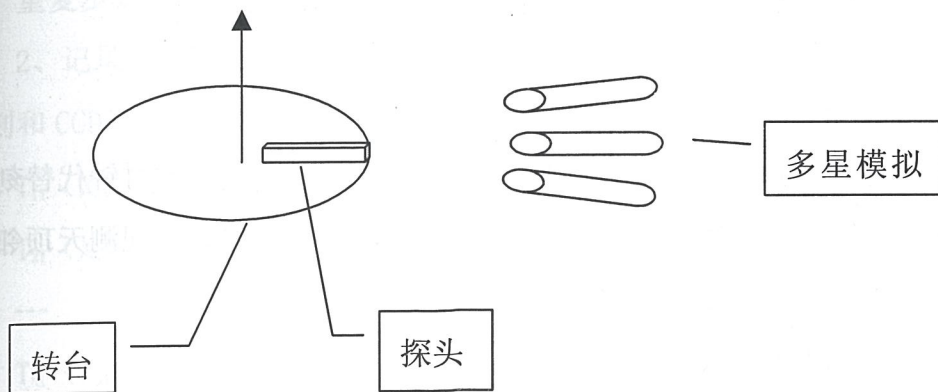


图 7-4 高精度单轴转台及多星模拟器标定示意

如图 7-4，此处使用单轴转台，而用几个具有已知精确夹角的单星模拟器替代另一轴的转动效果，其余同 § 7.2.3。

7.3 标准天体测量区的观测标定

标准天体测量区可用于星敏感器系统的标定，这些区域恒星密集，星星对相对位置被精确测定。但由于星敏感器的灵敏度低，我们的星敏感器只能观测到 7.0 等星，而暗弱星

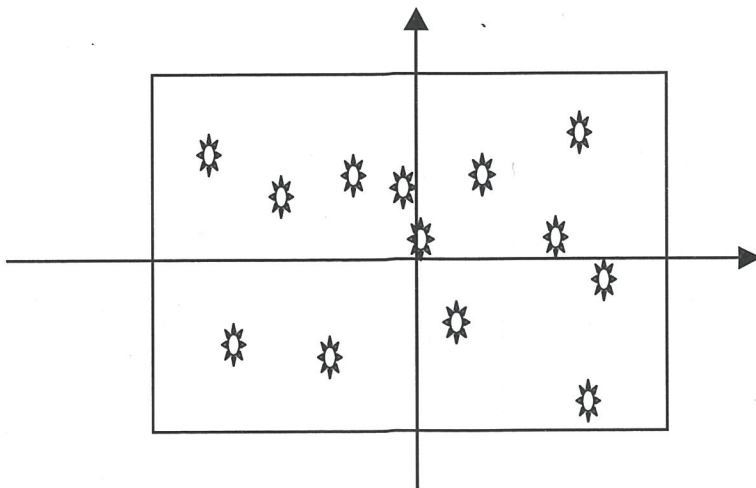


图 7-5 标准观测天区

引起的 CCD 本体坐标的误差较大，必须延长 CCD 积分时间增加亮度值以减小计算误差，这就需要一台高精度的抵消地球自转的跟踪设备，如天文望远镜。对于此方法的深入研究可以为今后星敏感器的在轨标定探索出切实可行的方法。

7.4 利用天文望远镜对单一恒星的观测标定

此方法与 § 7.2.3 的利用高精度双轴转台及单星模拟器的标定方法类似。只是用带跟踪的天文望远镜代替高精度双轴转台，单星模拟器也变成了实际的恒星。

7.5 天顶的观测标定

天顶的观测标定方法是将地球当作一个均匀转动的转台，由一较精确的时钟代替刻度盘，相对地球静止对天顶邻域进行观测，并对累积数据处理得到标定系数。观测天顶邻域的好处是很容易改正大气折射的影响。具体方法如下

1、星敏器探头的天顶指向调整

步骤 A

设观测点的地理坐标为 (λ, δ)

则地方平时 $m = T_N - (N^h - \lambda)$

地方恒星时 $s = S_0 + m + (m - \lambda) \mu$

T_N 为区时， N^h 表示区时的顺序号， S_0 为世界

时 0^h 的格林尼治的恒星时， $\mu = 0.0027379$ 。

由上得天顶的天球赤道坐标

$$\begin{aligned} \alpha_z &= s \\ \delta_z &= \delta \end{aligned} \tag{7-3}$$

步骤 B

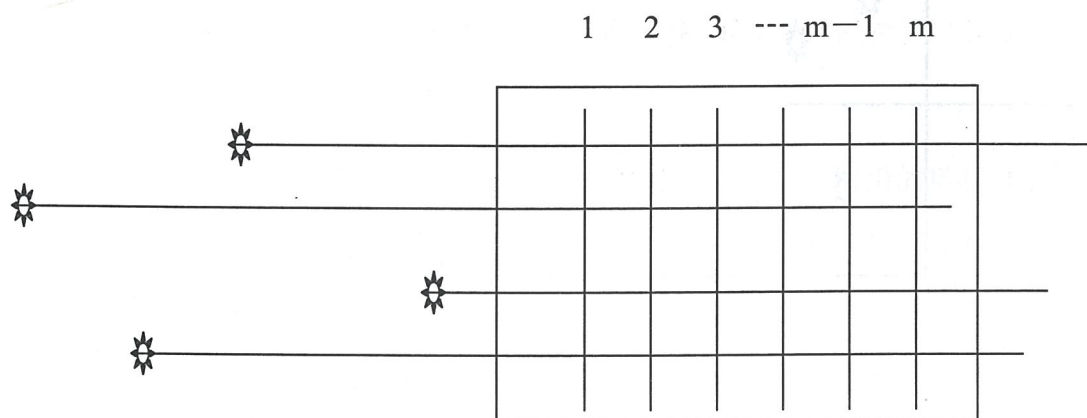


图 7-6 星空标定原理示意图

将探头大致指向天顶，以 (α_z, δ_z) 为初指向对观测星空进行人工识别，设已识别几颗星，并由这些星的位置推导出天顶 (α_z, δ_z) 在本地坐标的位置 (X_z, Y_z) ，微调

探头, 使天顶趋近于 CCD 中心。

步骤 C

重复步骤 B, 使探头与天顶重合。同时注意使恒星扫过的轨迹尽量与 CCD 的边平行。

2、记录起始时刻 T, 设有 n 颗星 (α_i, δ_i) 先后扫过 CCD, 记录它们在图示位置时的时刻和 CCD 本体坐标, 得到如下记录:

$$T_{1i} (X_{1i}, Y_{1i})$$

$$T_{2i} (X_{2i}, Y_{2i})$$

$$T_{Ni} (X_{Ni}, Y_{Ni}) \quad (i = 1 \dots n)$$

可以假设图示位置记录的星象是在起始时刻同时观测到, 则图中 i 行 j 列位置的天球坐标为:

$$\alpha_{ji} = \alpha_j - (T_{ji} - T) \omega$$

$$\delta_{ji} = \delta_j$$

其中, ω 为地球自转速度。

现将 (α_z, δ_z) 分别绕与赤道面的垂线以及与过春分点的赤经圈的垂线旋转到天球坐标 (0, 0) 处, 其它位置的坐标经旋转后满足下列方程:

$$\begin{pmatrix} \cos(\alpha'_{ji}) \cos(\delta') \\ \sin(\alpha'_{ji}) \cos(\delta') \\ \sin(\delta') \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sin(\delta_z) & 0 & \cos(\delta_z) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\cos(\delta_z) & \sin(\delta_z) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos(\alpha_{ji}) \cos(\delta) \\ \sin(\alpha_{ji}) \cos(\delta) \\ \sin(\delta) \end{pmatrix} \quad (7-4)$$

3、大气折射的改正

由于是对天顶邻域观测, 大气折射的影响沿径向, 所以将观测的 CCD 本体坐标作径向改正即可:

$$\begin{aligned} x'_{ji} &= x_{ji} + 60.2 x_{ji} / (3600 * 180) \\ &= 1.000292 x_{ji} \end{aligned} \quad (7-5)$$

$$y'_{ji} = 1.000292 y_{ji}$$

将上述 ($\alpha'_{ji}, \delta'_{ji}$) 和 (x'_{ji}, y'_{ji}) 代入标定公式 (7-1) 就可以得到标定系数。

7.6 结论

由于运用天顶的观测标定方法非常方便, 我们经常使用, 获益匪浅, 多次标定的结果

都在 $10''$ 左右。

天文标定方法的缺点是受天气的限制，但都不需要造价昂贵的高精度的转台和模拟星光学设备，不失为一种方便可行的方法。另外在地面用天文方法进行标定不可避免地受到云层的影响，从而引入系统误差，使星敏感器精度变低。因此，在星敏感器正式用于飞行器前，还必须在实验室经过严格标定才可使用，以便取得精确的标定系数，从而提高星敏感器的测角精度。但地面标定始终避免不了大气扰动和地基振动引入的误差，因此为了更精确地取得每个星敏感器的标定系数，可以采用在轨标定，以消除地面干扰、发射移位、卫星移动等对卫星姿态精度的影响。

第八章 笔记本星空模拟器及实验室联试

当飞行器在空间运动时，安装在飞行器上的星敏感器视差场内的星图也不断移动和变化，星空模拟器便是用来产生运动或静止的星图，这些星图形式及移动方式尽量与星敏感器在空间的观测情况吻合。

星敏感器系统硬软件设计制作完成后，必须进行大量的观测以验证系统的设计，特别是软件模块还需不断测试、标定和改进整个星敏感器系统的动态性能。而对真实星空的观测会受到种种限制，主要因为：

- ① 需要一台高精度带跟踪的观测架；
- ② 对观测地点及天气的要求较高；
- ③ 在同一地点不可能同时观测到所有南天和北天的星空；
- ④ 软件设计初期若只限于对真实星空观测，将会严重影响软件功能模块的开发进程，延缓系统的研制周期。

因此具备一台星空模拟器以便在实验室正确完成星敏感器系统的所有任务是研制星敏感器系统的最佳途径。

星敏感器用于卫星姿态地面闭环联试时，也必须使用星空模拟器。

实现模拟星空的方法很多，如液晶光阀星空模拟器（液晶光阀显示星图，经光学系统成像，产生平行的动态多星星光）、上一章介绍的平行光管多星模拟器等，本章将详细介绍笔记本电脑模拟星空的方法。

8.1 星敏感器用笔记本星空模拟器

利用笔记本电脑实现星空模拟具有如下优点：

- 所有实验可在实验室进行；
- 不受天气影响；
- 不受白天黑夜的影响；
- 费用很低；
- 可模拟不同星等；
- 模拟星空可按任何卫星轨道运行；
- 可模拟姿态扰动，进行地面实验、闭环控制等。

8.1.1 笔记本星空模拟器原理

星敏传感器对观测到的每幅星图处理后，得到的是视场中每颗星的亮度和在空间的方向。如图 8-1，设 A 为天球上某颗星，A'' 为 A 通过星敏传感器镜头在 CCD 上成的像，现将笔记本电脑放在镜头前，调整液晶屏幕使其与星敏传感器的 CCD 靶面平行（亦即垂直与星敏传感器的光轴），且液晶屏幕的边沿与 CCD 靶面的边沿平行。直线 AA'' 与液晶屏幕面的交点为 A'，则根据 A 的星等，以对应的亮度将液晶屏幕上 A' 附近的一些象素点点亮时，这些象素成像在 CCD 平面上，与实际星体 A 在 CCD 平面上所形成的图像一样，A' 随 A 的运动在液晶屏幕面上移动时，即可获得运动的星象。

利用笔记本电脑屏幕模拟星空时，如果用焦距可调的普通相机镜头代替为观测无限远

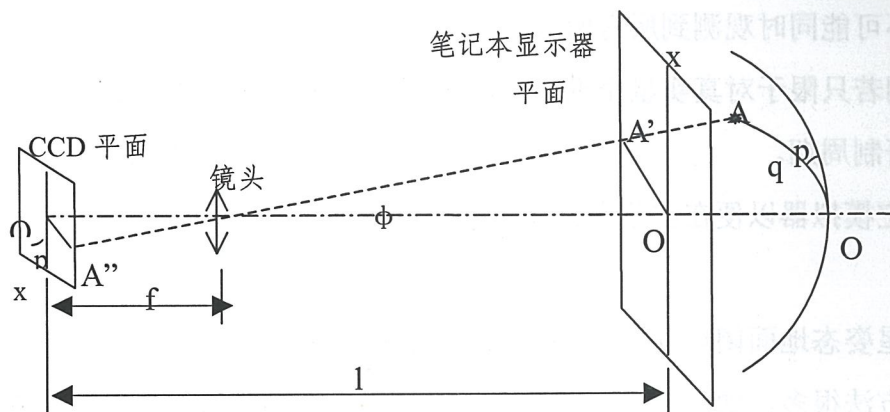


图 8-1 笔记本星图模拟器原理

星体而设计的光学镜头，可以在镜头上得到清晰的图像。笔记本电脑屏幕必须与镜头的光轴尽量垂直以减小系统误差。

假设笔记本电脑整个屏幕的图像恰好覆盖 CCD 平面，那么：

$$\begin{aligned}
 u &= d_2 \cdot \text{ctg } \Phi & v &= d_1 \cdot \text{ctg } \Phi \\
 l &= d_1 \cdot \text{ctg } \Phi + d_2 \cdot \text{ctg } \Phi & & (8-1) \\
 1/f &= 1/u + 1/v
 \end{aligned}$$

这里 Φ 为星敏传感器视场的一半， f 为镜头的焦距， u 为物距， v 为象距， l 为笔记本电脑屏幕与 CCD 平面距离。

8.1.2 模拟星在笔记本电脑屏幕上的坐标

首先建立笔记本电脑本体坐标系 OXY, O 为笔记本电脑屏幕中心, OX、OY 分别平行于液晶屏幕的两条边沿。见图 8-2, A 为星敏感器视场内第 I 颗恒星, 其天球赤道坐标为 (α_i, δ_i) , O 是 O' 在天球上的投影, 坐标为 (α_o, δ_o) , P 为天球的北极。x 为

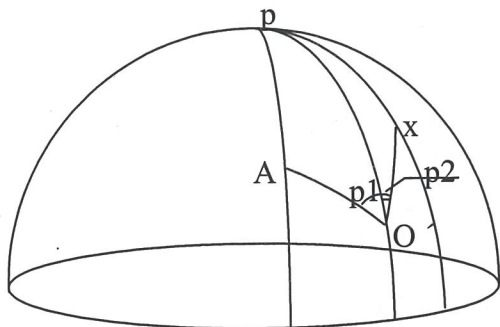


图 8-2 模拟星在笔记本屏幕上的坐标

OX 轴上某一点在天球上的投影, 则:

$$\begin{aligned} \cos(p1)\sin \Delta &= \cos(\delta_1)\sin(\delta_2) - \cos(\alpha_2 - \alpha_1)\sin(\delta_1)\cos(\delta_2) \\ \sin(p1)\sin \Delta &= \sin(\alpha_2 - \alpha_1)\cos(\delta_1) \\ \cos \Delta &= \sin(\delta_1)\sin(\delta_2) + \cos(\alpha_2 - \alpha_1)\cos(\delta_1)\cos(\delta_2) \end{aligned} \tag{8-2}$$

此处, $p1$ 为 $\angle AOP$, $p2$ 为 $\angle XOP$, Δ 为 A 和 O 之间的角距。由此可以推出 A' 的 XY 坐标:

$$\begin{aligned} x &= u \cdot \tan(\Delta) \cos(p1+p2) \\ y &= u \cdot \tan(\Delta) \sin(p1+p2) \end{aligned} \tag{8-3}$$

8.1.3 在笔记本电脑屏幕上绘星图

设星体在笔记本电脑屏幕上的图像占据象元数在 4×4 到 8×8 之间, 其大小和亮度与

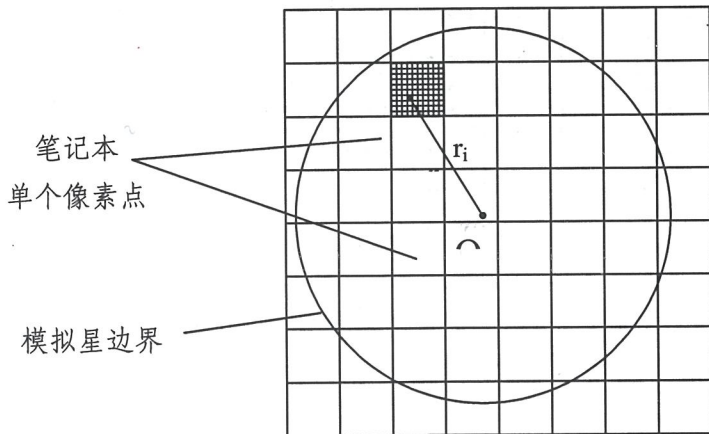


图 8-3 星象点亮度计算方法

星等有关。见图 8-3，每个象元又分成 10×10 个子单元。每个子单元的亮度可以从星体图像的能量分布函数计算得到。星敏感器的精度为 $10''$ 左右时，要求的每颗模拟星中心位置的精度达到 0.1 个电脑屏幕显示象元，假设能量为线性分布即可满此精度要求。由此得到每个子单元的亮度为：

$$b_i = b_{\text{mmax}} - k_m \cdot r_i \quad (8-4)$$

此处， r_i 是每颗星的图像中心到子单元 i 的距离， k_m 和 b_{mmax} 与星等有关。子单元边界外的图像亮度设为 0。

象元的亮度是其所有 10×10 子单元亮度平均：

$$B_i = \frac{1}{100} \sum_{i=1}^{100} b_i \quad (8-5)$$

星敏感器视场中所有星体的象元亮度皆用此方法计算。星的光谱类型也在考虑之列。光谱类型不同的星在 CCD 上有不同的强度反映，因此，可以根据光谱类型改变星等。

8.1.4 天空模拟器的标定

由上一章可知只要在笔记本电脑屏幕上显示一组已知的标准目标模拟恒星即可进行标定。现令 $m \times n$ 颗模拟恒星的坐标为 (α_i, δ_i) ，且

$$\alpha_i = \zeta \cdot i / m, \quad \delta_i = \eta \cdot i / n \quad (8-6)$$

其中 ζ 、 η 分别为星敏感器矩形视场的横、纵向视场角，再令 $(\alpha_0, \delta_0) = (0, 0)$ ， $p_2=0$ ，则整个模拟星图的形状如图 8-4。

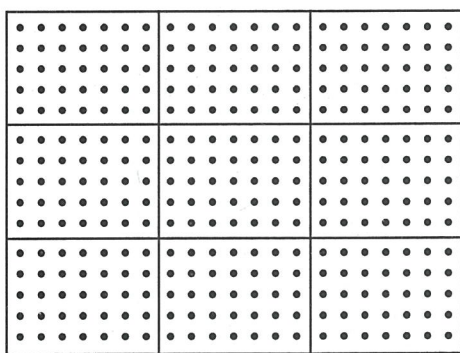


图 8-4 笔记本模拟器的标定星点分布

再按上一章介绍的方法予以标定，即可得到星空模拟器的标定参数。

8.2 实验室联试

卫星研制过程中，一般都要在地面进行纯数学模型仿真、半物理仿真、全物理仿真等，

以验证其姿态控制系统。物理仿真通常在单轴、双轴或三轴气浮台上进行。星敏感器的物理仿真必须包含星空模拟器。

8.2.1 简单的星敏感器闭路测试

图 8-5 显示的是星敏感器闭路测试的原理框图。当使用液晶光阀星空模拟器或笔记本电脑星空模拟时，星上姿控计算机 (AOCC) 根据飞行器实时轨道参数、初始姿态参数及星敏感器安装方位等计算出星敏感器光轴空间指向 (α_0 , δ_0) 及星敏感器的视场方向

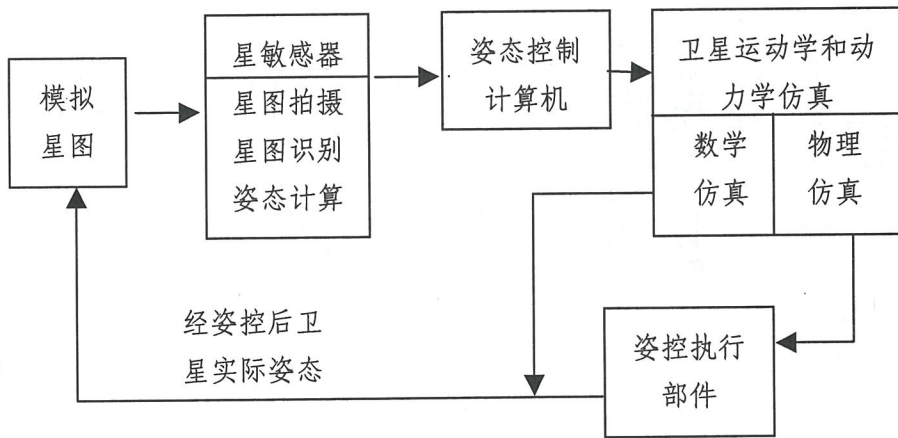


图 8-5 星敏感器闭路测试原理框图

(p2), 并将这些参数通过 RS232 串口或其它方式送到模拟器, 模拟器立即从星表中查找星敏感器视场内的所有恒星并在模拟器上显示。星敏感器拍摄到模拟器上的星图, 计算出新的姿态, 然后经星敏感器与 AOCC 的接口反馈给 AOCC, AOCC 根据运动学和动力学仿真 (数学模型或物理仿真) 得到新的卫星姿态, 并进一步计算出新的敏感器光轴空间指向

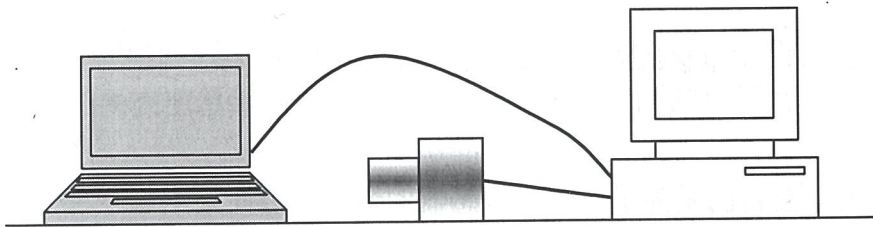


图 8-6 星敏感器、笔记本模拟器的闭路测试示意图

及视场方向送给模拟器, 如此不断循环即可完成仿真。

图 8-6、图 8-7 图 8-8 分别给出几种闭路测试方法的示意图。








其中为笔记本或液晶光阀星空模拟器，为 AOCC 模拟计算机，为星敏感器，为飞轮，为通讯连线，为无线通讯设备，为气浮转台。

图 8-6 为最简单的测试方法，只需要星敏感器、笔记本模拟器和一台 PC 机即可实现闭路测试。而在图 8-7 图 8-8 中，使用了飞轮等执行部件作半物理仿真，因此需要将一些部件安装在转台上（如气浮转台）。

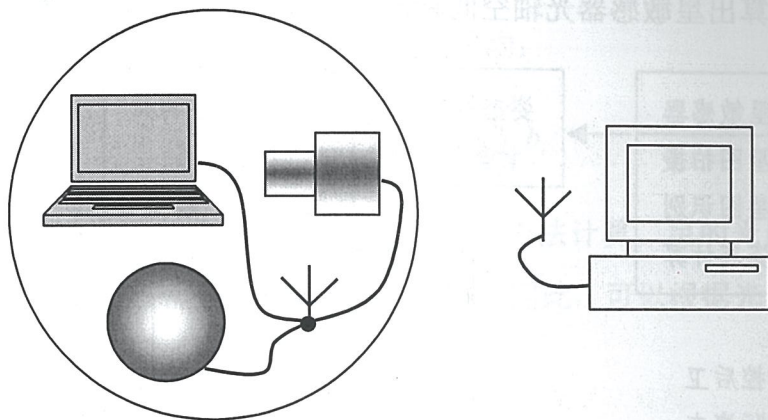


图 8-7 星敏感器、笔记本模拟器、飞轮的闭路测试示意图

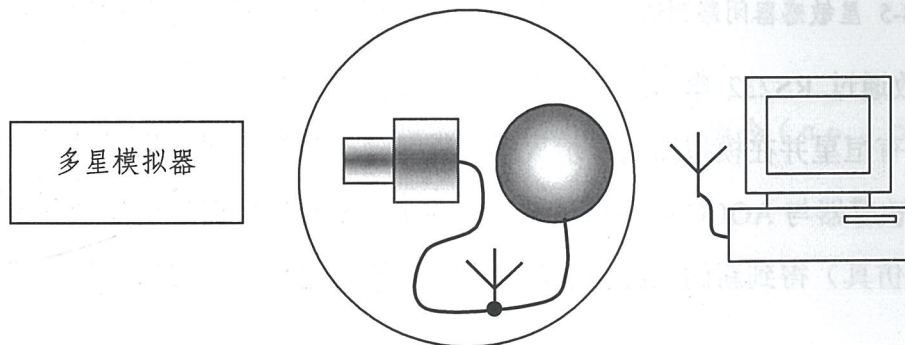


图 8-8 星敏感器、多星模拟器、飞轮的闭路测试示意图

我们作闭路测试的主要目的是为了检测星敏感器的性能，因此采用第一种方式进行仿真，由此可以：

- 分析正常运行时，星敏感器视场内恒星情况；
- 分析针对太阳、月亮、地球等亮 杂散光情况，验证安装合理性；
- 验证星敏感器软件系统；
- 可引入卫星动力学系统，在 PC 机进行数学仿真；

- 加入伪星，以验证星敏感器的星图识别可靠性。

8.2.2 闭路测试结果

2001年4月份，北京天文台研制的轻型星敏感器系统与国内一在研卫星工程样机 AOCC 于进行了地面联试，其中 AOCC 未引入任何控制模型，只是按预定的轨道计算卫星在轨飞行时的理想姿态，并送给笔记本星空模拟器以显示星敏感器探头观测到的真实星空，且在测试时未引入扰动。试验中模拟星空的参数为地球极地轨道，安装角为 55° ，轨道角速度为 $0.07^\circ / \text{s}$ ，星敏感器的输出姿态数据以 RS-422 串行方式送给 AOCC，再由 AOCC 以遥测数据的传送方式送达地面监控计算机，AOCC 的采样频率为 1Hz，数据保存频率为 0.5Hz。联试结果如下：

1、全天识别（无任何初始条件，任意天区）：

连续测试 1622 幅图，使用时间 3292 秒。

每幅图的平均识别时间为 2.03 秒

2、跟踪精度：

采样点共 865 幅星图，总采样时间 1802 秒

计算得跟踪精度为 $1\sigma = 4.6''$ （光轴指向精度，尚未采用滤波技术来提高精度，先求平均角速度，再由采样时刻归算出精确光轴指向，与实测结果比较）。

试验表明，星敏感器一旦跟踪中断（如遇到天空有云层或某天区少于两颗星等特殊情况）丢失目标，它会自动进入全天识别模式，然后再重新切换到跟踪模式，基本实现了全自主功能。由于地面联试的正常跟踪时间范围每次只是一个小时，由实验验证在这一个小时范围内星敏感器能很好地自动跟踪。

3、试验结果表明星敏感器的机动性可优于 $0.5^\circ / \text{s}$ 。

4、试验结果表明星敏感器的技术性能和动态识别、跟踪识别等已达到该型号的任务要求。

第九章 星敏感器的航天环境试验

一般航天设备研制周期及研制完成后的贮存时间都比较长,且一旦发射升空,就无法进行人工维护,因此对航天设备的可靠性要求极高。这不仅要求对系统进行可靠性设计制造,还必须对系统进行一系列环境试验以进一步验证系统的可靠性,保证航天器的飞行成功。

由于卫星发射阶段的极端恶劣的力学条件,诸如极端冲击、极端振动和极端加速度等,可能造成设备部件和接口的严重损坏,例如光学件的破碎和结构件的断裂,破坏设备的工作特性。

卫星的航天环境试验包括:

1、卫星发射条件下的冲击、振动和加速实验

加速度试验的目的是显示在冲击、振动试验时不一定能检测出的结构和机械的缺陷。它也可用作高应力试验来测定封装、金属化和引线系统、芯片或衬底附着能力以及微电子器件其它部件的结构强度极限值。

2、卫星在轨环境下的热真空、热循环实验

运营阶段卫星运行在大气层外极端恶劣的物理环境中,诸如极端真空、卫星的阳面与背阳面极端的温差,特别是空间带电等离子体对设备的侵蚀轰击和浸润等,对卫星设备、部件和元器件造成很严重的威胁。热真空、热循环试验就是为了测定航天设备抵抗真空、极端高温、极端低温、热冲击的能力。

3、卫星在轨环境下的总辐照实验

辐照实验是用辐射源模拟空间卫星轨道高度处的宇宙和太阳辐射条件,把在卫星寿命期间的该轨道的总剂量集中照射在部件样机,以实时测控在此辐照下设备的工作状态和性能指标的劣化,最后评估该部件抗辐射能力以及是否能达到设计指标。

因此,卫星上所有设备必须严格通过发射力学试验和空间环境试验。

本章便是介绍我们研制的星敏感器的空间环境测试情况,所有环境测试要求全部依照某颗实际卫星的航天环境测试规范执行。

为突出采用民用芯片制作星敏感器的特点,热、力学环境试验时将星敏感器探头简称为待研摄像机。

9.1 星敏感器探头的振动、冲击、加速度试验

详见附录 2。

试验地点：中国科学院空间中心环境模拟实验室

试验设备：V850 振动系统、S-2 冲击谱台、Y5300 离心机

试验设计：对星敏感器探头的振动、冲击和加速度试验（统称为力学环境试验），均为移位测量，即试验前后观察和测量外观及性能特征并进行比较，判断有无损伤。

试验结果：待研摄像机成功通过振动、冲击、加速度试验。

9.1.1 振动试验

力学环境试验设计：将三台待研摄像机固定在 V850 振动平台上，由 PC 机设定并控制所需检验的项目，并记录下正弦扫描和随机振动试验的曲线。一个方向试验完成后再将摄像机转过 90，重复上述试验。

试验项目及要求：

正弦扫描试验：

- 频率 (Hz) 10—20—60—100
- 幅值：6.56g 10.5g 5.6g
- 扫描率：200t/min
- 加载方向：三个轴向

随机振动：

- 频率 (Hz) 10—100—500—2000
- 功率谱密度：3dB/oct 0.04y²/Hz -5dB/oct
- 总均方根加速度：6.01grms
- 加载时间：3min
- 加载方向：三个轴向

9.1.2 加速度试验（离心转动）

将试件装卡在 Y5300 离心机上，再按试验条件完成试验：

试验项目及要求：

- Z 方向：8.57g 试验时间：2min

- X,Y 方向: 2g 试验时间: 各 2min
- 加载速率: $\leq 0.5g/s$

9.1.3 冲击谱试验 (垂直落体试验)

将试件装卡在 S-2 冲击谱台上, 完成条例规定的试验;

试验项目及要求:

- 频率 (Hz) 100—600—3000
- 冲击增值: 7dB/oct 600g
- 方向: 三个轴向 次数: 2 次/向

9.2 待研摄像机和数据处理计算机板的热真空、热循环试验

详见附录 1。

9.2.1 热真空试验

试验地点: 中国科学院空间中心环境模拟实验室

热真空设备: KM-1 真空系统

试验项目及要求:

- 温度范围: -20°C — $+55^{\circ}\text{C}$
- 保持时间: 冷透、热透后各保持一致小时
- 循环次数: 3 次
- 压力 (真空度): $< 6.5 \times 10^{-3}\text{Pa}$

试验设计: 通电观察试验过程中数据处理计算机电流的变化。

多台待研摄像机放入真空室内, 每台有一个测温点输出到控制台, 由控制台调节各测温点的温度基本趋于一致, 选择中间位置的 7 号摄像机 (3 号测温点) 作为监控主点, 控制此机的温度符合给定的要求 (高温保持 55°C , 低温保持 -20°C), 其它测温点只作为监测点。在整个观测过程中, 真空度达到 $< 6.5 \times 10^{-3}\text{Pa}$ 要求。

在试验过程中, 数据处理计算机板不断采集 7 台待研摄像机的图像, 并通过真空室内外的连接电缆传输到真空室外的 PC 机, PC 机将图像显示在监视器上, 并将图像存盘待查, 从对图像的跟踪监视可知图像比较稳定。

试验结果: CCD 摄像机和数据处理计算机板成功通过热真空、热循环试验。

9.2.2 热循环试验

试验地点：中国科学院空间中心环境模拟实验室

试验设备：WGD7010 高低温试验箱

试验项目及要求：

- 温度范围：-20℃——+55℃
- 保持时间：冷透、热透后各保持一致小时
- 循环次数：9次
- 升降温斜率： $\geq 3^{\circ}\text{C}/\text{min}$

试验方法：把试件安放在试验箱内，从箱壁的出线孔引出每台仪器的测试线，由 PC 机实时、间隔监测并记录图像的变化情况

试验结果：顺利通过热循环试验。

9.3 辐照环境试验

9.3.1 空间辐照环境

外层空间辐射主要来自宇宙射线，太阳耀斑辐射以及围绕地球的内、外范·艾伦辐射带等。此外还有太阳风，极光辐射，太阳 X 射线及频谱范围较宽的电磁波辐射等。

空间辐射环境中的高能辐射主要包括有 X 射线、 γ 射线、高能质子、中子、电子、少量的 α 粒子以及极少量的其它带电粒子。这些辐射成分可以造成电子器件状态的瞬时扰动、性能退化，有的甚至造成永久损伤。

对中、低轨卫星威胁最大的辐射源是位于赤道上空的内、外的范·艾伦辐射带，它主要由高能质子（80~100MeV）和高能量电子（0.4~1MeV）所组成，而辐射的剂量率可分别达到数十 Gy/年。

太阳耀斑辐射主要为高能质子（约 30MeV），喷射的持续时间可为数百分钟至数天，剂量为 0.1~10Gy。

宇宙射线是能量极高的粒子（ $1\sim 10e+14$ MeV），具有极大的贯穿能力，可以产生单粒子效应。

所以飞行器在外层空间运行所受到的辐射是严重的，一个地球卫星中的电子系统每年所接受的累积辐射剂量可达 100Gy 以上。

9.3.2 空间辐照环境对半导体器件的影响

1、辐射效应

对半导体器件造成损伤的主要辐射机制有：位移效应、电离效应和表面效应。

位移效应：

辐射粒子与晶体原子相互作用后，使原子获得足够能量离开原有位置，从而晶格中造成空位和间隙原子，形成缺陷，这个过程称为位移效应或原子过程。这些缺陷如同复合中心和发射中心一样，使基区少数载流子寿命减少，降低晶体管的电流增益。多数半导体材料中晶格原子的位移阈值为 $10\text{--}25\text{eV}$ 。

在一定的温度下，缺陷、缺陷群和缺陷复合体都不稳定，可以退火，或自湮没，或构成新形式的缺陷，例如中子辐射 n 型硅引起缺陷的完全退火温度约为 $600\sim 700\text{K}$ 。

电离效应：

电离辐射使半导体内产生过剩的电子-空穴对，因此使导电率改变，当辐射源去除后，导电率又恢复至原有值。当加上电场时，这些过剩的电子和空穴分别趋向正极和负极，形成电流，称为光电流。一般来说，过剩载流子趋近于原掺杂浓度时，才对器件性能有明显影响。

电离效应是产生瞬时光电流的主要机制，这种光电流将造成扰动，影响电路正常工作。

表面效应：

表面效应即电离辐射在半导体表面的氧化层中产生电离，其结果是使氧化层中建立正电荷并引入界面态。

氧化层中由于辐射电离产生电子-空穴对，电子的迁移远大于空穴的迁移率，故在外电场作用下，电子漂向正电极，正电荷总是积聚在半导体——氧化层的界面。

正电荷的建立可使半导体表面处反型，形成导电通道，增大表面复合速度，空间电荷区宽度，使共发射极电流增益下降，反向电流增大，结电容增大，对于 MOS 器件可使电容—电压，即 C—V 特性向负压方向漂移。

除了正电荷之外，还引入界面态（表面缺陷），与半导体进行电荷交换。

表面效应即电离辐射在半导体表面的氧化层中产生电离，其结果是使氧化层中正电荷的建立及界面态均能影响电性能，但它们都不稳定，在适当高温下可退火。

空间辐照对星敏传感器的影响主要体现在以下各方面：

对 CCD 电荷耦合器件增大 CCD 暗电流，CCD 暗电流与辐射剂量解析关系

可表示为:

$$\textcircled{1} \quad \text{暗电流} \quad J_E = C \int L_i(E) \sigma_i(E) D_i(E) dE \quad (9-1)$$

其中, C 为比例系数, $L_i(E)$ 为第 i 种粒子在耗尽区的径迹长, $\sigma_i(E)$ 为第 i 种粒子在耗尽区的电离本征, $D_i(E)$ 为第 i 种粒子的剂量分布, dE 表示能谱密度。

可见在 CCD 受辐射后, 暗电流密度 J_E 随辐照剂量 D 成正比增加。

② 转移损失

CCD 的信号存储在电板下的界面中, 在 CCD 读出时, 信号依时钟频率依次转移。其转移损失率 ε 为

$$\varepsilon = \frac{q k_T W_{SS}}{C \Delta V} L_n (2 + N_z) \quad (9-2)$$

$$\varepsilon = 1 - \eta \quad \eta \text{ 为转移效率}$$

式中, q 电子荷电量

W_{SS} 界面态总密度

ΔV 阈电压漂移

L_n 径迹

N_z 粒子原子量

CCD 受辐照后, 界面态总密度 W_{SS} 增加, 从而增大了 CCD 电荷转移损失率 ε , 转移效率 η 将大大降低。

③ 阈电压漂移

CCD 是一种由氧化层和界面层组成的 MOS 器件, 由于辐照作用两层面的阈值电压漂移都会有增加趋势, 总的阈值电压漂移可写成:

$$\Delta V = RAD \quad (9-3)$$

式中 R 为器件参数, A 为反映氧化层与界面层电荷捕获能力的参数, D 为辐照剂量; ΔV 与 D 的正比关系说明了随辐照剂量增加, CCD 器件的阈值电压漂移越大, 阈值电压漂移造成 CCD 时钟信号错位, 放大器增益不稳定和电子器件的老化。

综上所述, 空间辐射对星敏感器电子电路和计算机电路的作用结果, 主要是使 CCD 器件暗电流增加, 电荷转移效率 η 将降低, 从而使电子器件急剧老化和失效。

2、单粒子效应 (SEE) 或单粒子现象 (SEP)

对数字星敏感器 CCD 影响不大, 但对其电子电路来说, 这种失效机制可以进一步分

成两种主要的效应：单粒子翻转（SEU）和单粒子锁定（SEL）。

单粒子翻转：高能粒子对集成电路注入干扰，致使双稳态器件产生不必要的状态转移（位翻转），在物理上是一种非破坏性现象。

单粒子锁定：是在体硅材料受粒子轰击后激发（又称觉醒）电子一空穴对时感生的，并门锁电路中各种寄存器，这种电荷足以引发可控硅整流器（SCR）在器件衬底的导通效应，从而在电源和地之间引发一条电流正反馈的大电流低阻抗通路造成单粒子击穿（SEB）。SEL、SEB 对元器件通常具有破坏性，往往造成电子部件的烧毁和整个电子系统的崩溃和瘫痪。

在星敏传感器电子电路中我们对单粒子造成的 SEU 事件进行了必需的防范，在关键芯片电源引入电源电流检测和限流电路，切断了由 SEL 至 SEB 的通道，从而有效防止了电路板的烧毁。

9.3.3 CCD 摄象机单粒子轰击试验

由于本星敏传感器采用了商用 $\frac{1}{2}$ " CCD 作为光学转化元件，而一般航天器件上都采用了经辐照加固的 $\frac{2}{3}$ " CCD，其耐辐照的性能已由厂家出具担保寿命的证明，所以使用者不必重复进行辐照试验。本 CCD 是商用品，厂家没有进行过此项试验，也无据可查，加之 $\frac{1}{2}$ " CCD 象元的面积仅为 $8 \times 8 \mu\text{m}^2$ ，远远小于 $\frac{2}{3}$ " CCD 通常的象元面积 $23 \times 23 \mu\text{m}^2$ ，而且象元面积越小受辐照损伤的几率就越高。基于上述两种重要的原因，为了确保仪器在宇宙中飞行的可靠性，首先应对 $\frac{1}{2}$ " CCD 商用品进行单粒子轰击试验，观察 CCD 的单粒子效应。因此，我们于 1997 年初对此 CCD 进行了在流量中的测试，取得了肯定性的结果，由于系国内首次对 CCD 进行重粒子轰击试验，又未找到国外的依据，因此剂量率采用过大，造成 CCD 在轰击过程中产生大量的多次发射，并出现了大面积的象元损坏。可喜的是在同一个光敏面上未经损坏的 CCD 象元仍能成像，且能对真实星空进行观测，其灵敏度未见下降。由于条件所限，我们只进行了三种粒子的轰击试验，此三种粒子是 α (Pu^{239})， C^{12} 和 F^{19} ，其试验情况如下：

1、alpha 粒子轰击试验（详见附录 3）：

试验源：401 所 Pu^{239} 源

束流量： 18.6 个 / 秒 14 分钟

22.8 个 / 秒 22 分钟

LET = 0.8~0.9 Mev · cm²/mg

结论：无任何损伤。

2、重粒子轰击（详见附录 7、8）

试验源：401 所的 HI-13 串列静电加速器

表 9-1 重粒子轰击试验的粒子种类及束流量

粒子	能量 (Mev)	LET Mev · cm ² /mg	轰击时间 (小时)	总粒子数 (个)	在轨粒子数 估算(个 / 天)	束流量
C ¹²	60	2.0	2.5	7700	1.5	3080 个/小时
F ¹⁹	76	5.0	0.0417	1600	0.13	38369 个/小时

结论：CCD 出现坏点，但不影响其它像元成像，星敏感器可正常工作。

轰击的束流量过大，与空间环境对仪器和寿命的要求不符。

9.3.4 总剂量辐照试验

下表为一颗极地轨道卫星（倾角 98.3°）在轨运行 3 年在不同厚度铝屏蔽情况下需承受的辐照总剂量表，全部按太阳大年计算。

表 9-2 不同铝屏蔽和轨道高度下的辐照总剂量

对应铝 厚度 mm	轨道高度					
	500km	650km	730km	800km	900km	1000km
0.004	1.709E+6	3.059E+6	4.188E+6	5.434E+6	7.637E+6	9.722E+6
1.000	2.489E+4	3.875E+4	4.951E+4	6.095E+4	8.046E+4	9.814E+4
2.000	8.437E+3	1.299E+3	1.650E+4	2.023E+4	2.644E+4	3.200E+4
3.000	3.691E+3	5.771E+3	7.471E+3	9.319E+3	1.248E+4	1.523E+4
4.000	1.809E+3	2.933E+3	3.930E+3	5.051E+3	7.024E+3	8.695E+3

SST 初步预定的轨道高度约为 730 公里，倾角 99.3°，设计寿命 3 年，因此 4mm 厚铝

屏蔽需承受的辐照总剂量大致为 4000rad(Si)。

9.3.4.1 总剂量辐照试验方式

详见附录 4、5、6。

试验地点：401 所

辐射源： Co^{60} γ 源

本试验通电测试 3 台待研摄像机和 2 块数据处理计算机板，如图 9-?。不通电辐照一台 CCD 摄像机和一套数据处理计算机板的所有芯片。所有测件以裸照方式正对辐照源。在钴源辐照室中的安装见图 9-1。2 块数据处理计算机板与边上的 2 台待研摄像机连接，并

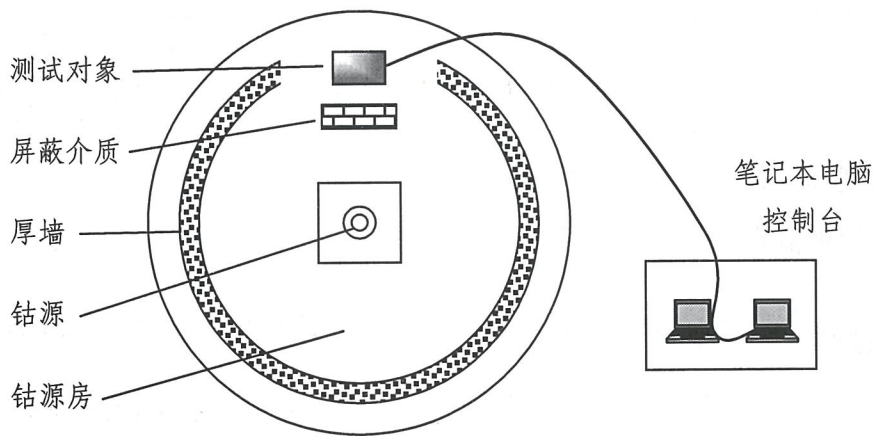


图 9-1 总剂量辐照试验示意图

分别通过电缆连接到控制台的 2 台笔记本电脑进行动态原位测量。摄像机前有一小灯泡局部照明，每台被测件分别有 2~3 支硫酸亚铁剂量监测，辐照完毕后，由精确测量监测用硫酸亚铁的剂量来确定被测件的剂量平均值。

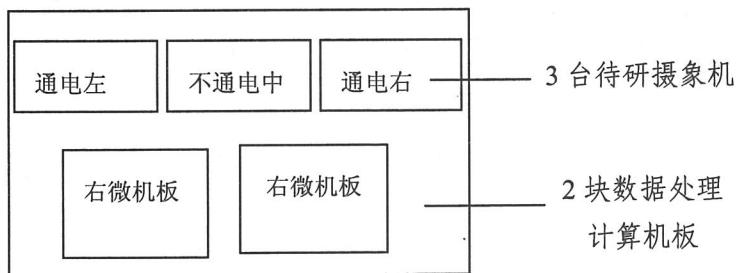


图 9-2 辐照试验部件的布局

辐照试验过程的剂量率见附录 6 的附表。

9.3.4.2 总剂量辐照试验结果及数据分析

通电测试的 2 块数据处理计算机板和未加电的芯片在 13-15Krad(Si)的总剂量辐照后, 工作完全正常。

3 台 CCD 摄象机在 13-15Krad(Si)的总剂量辐照后, 虽能工作, 但噪声太大, 以至不能完成星敏感器的正常功能。通电和不通电辐照的待研摄像机, 起受损伤程度相仿。

动态原位测量过程中笔记本电脑储存了 2 块星敏感器数据处理计算机板对 2 台待研摄像机采集的图像。见图 9-4 和图 9-5。其中左列的上中下三幅图分别对应 5Gy、50Gy 和 89Gy 总剂量辐照后, 停止辐照时采集的图像, 而右列上中下三幅图分别为正在进行辐照时采集的图像。

2 套图像数据的亮区及暗区的亮度平均值和均方差随辐照总剂量的变化曲线见图 9-3。从图中可以看出, 暗区平均亮度随辐照总剂量线性增加, 主要因为 CCD 的暗电流随辐照总剂量线性增加; 亮区及暗区的亮度平均值差值稍有降低, 即系统灵敏度也稍有降低。

9.4 结论

- 1、商用 $\frac{1}{2}$ " CCD 所能经受的总剂量值与最近查找到的国外发表的数据相近;
- 2、商用 $\frac{1}{2}$ " CCD 作为中低轨道卫星星敏感器的光电转化元件, 寿命为 2~3 年, 当屏蔽厚度为 3mm 铝板时低轨道 (<600km 高), 寿命为 2 年, 当屏蔽厚度为 <5mm 的铝板时, 寿命可达成 3 年;
- 3、冷热备份受总剂量损伤的情况相仿;
- 4、一般卫星设计为在轨运行几年到十几年, 相对而言, CMOS APS 图像传感器克服了寿命受辐照的限制, 目前低精度星敏感器可以采用此类器件作敏感器元件。

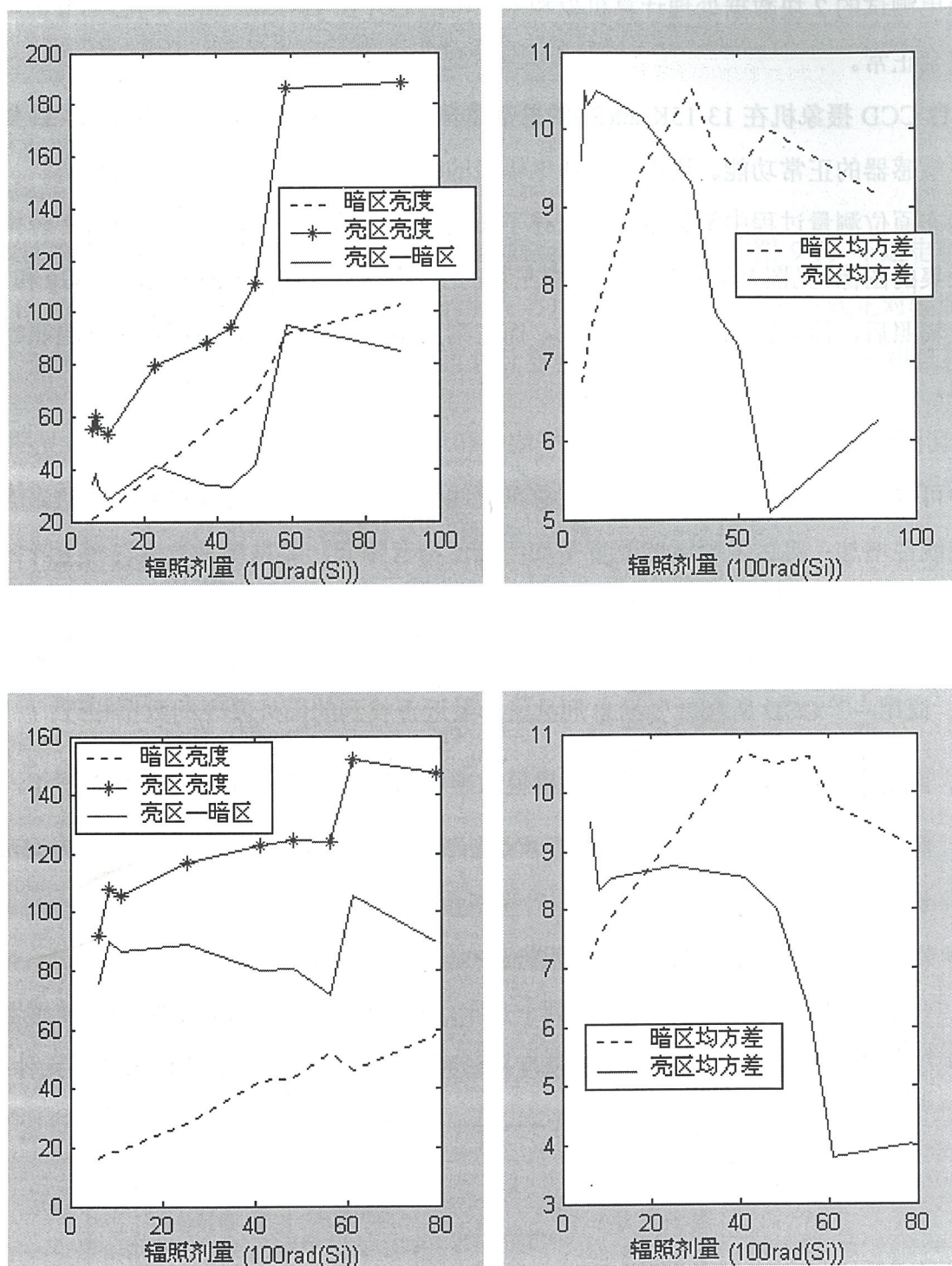


图 9-3 图像亮度及均方差随辐照剂量的变化曲线

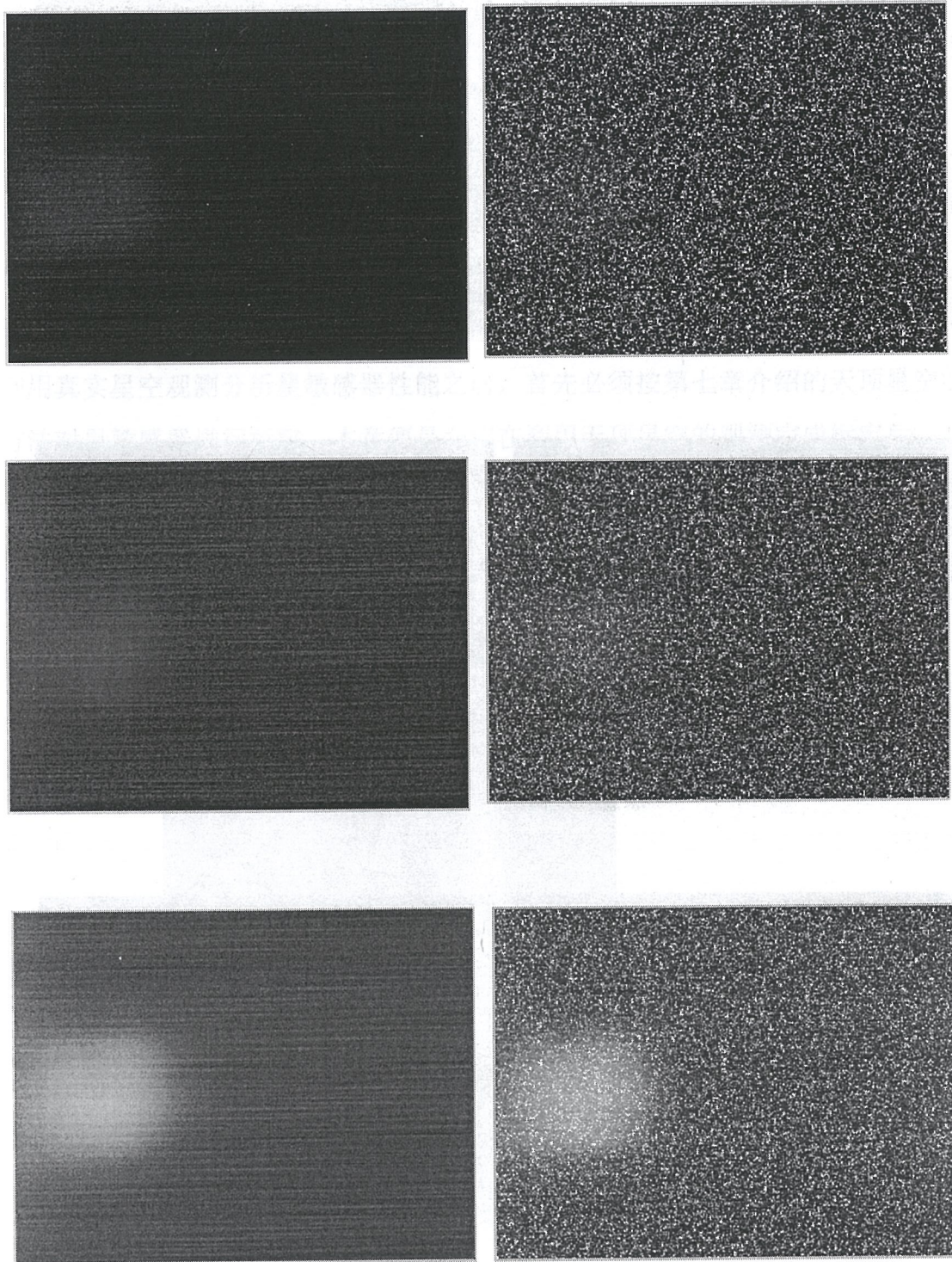


图 9-4 左通道辐照试验后采集的图像

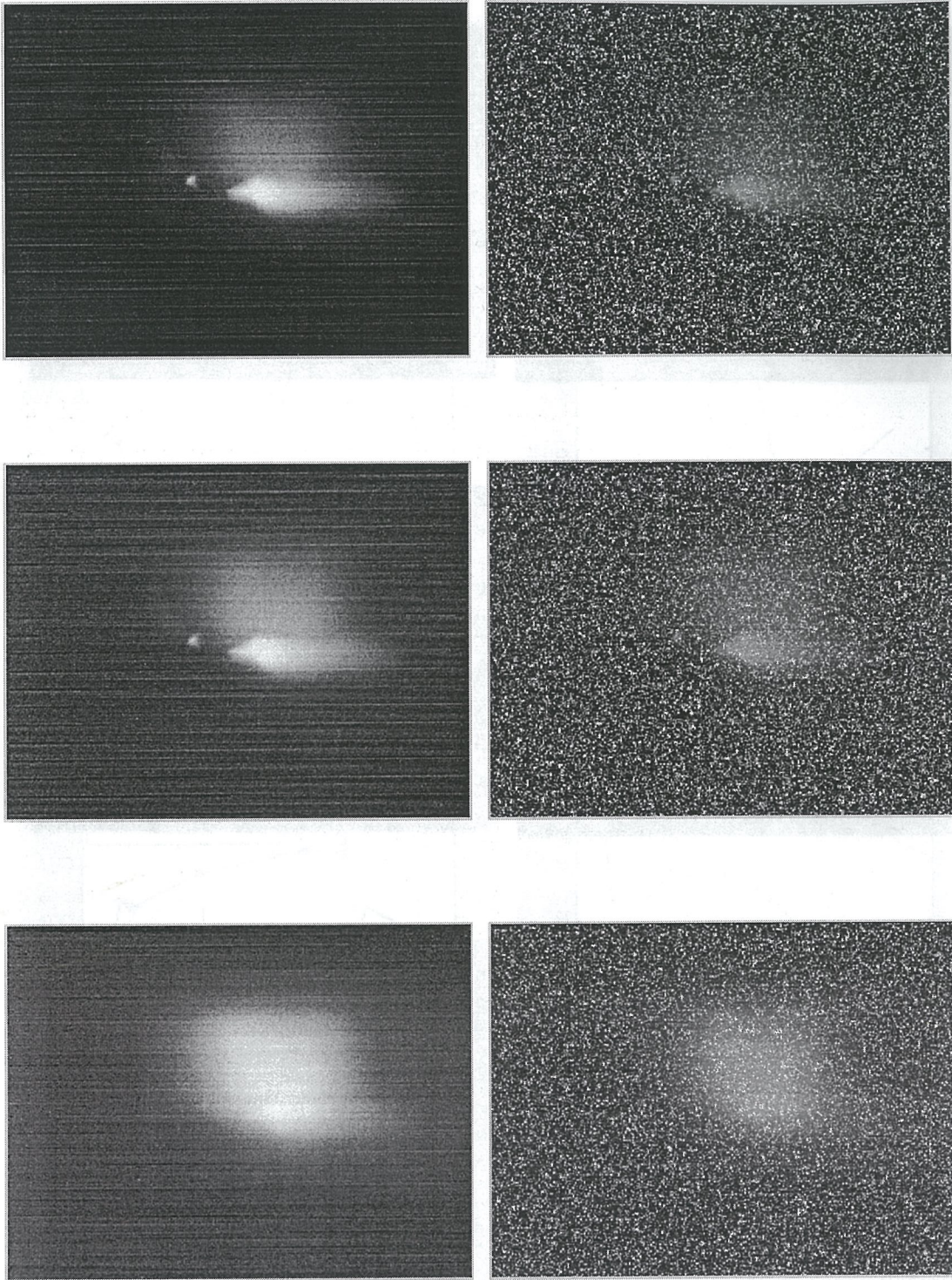


图 9-5 右通道辐照试验中采集的图像

第十章 星敏感器的实测、误差分析 及进一步提高观测精度的几点考虑

国家天文台的星敏感器在研制过程中和研制完成后, 由于经费的限制, 未能在实验室建立一套高精度测试系统, 而第八章介绍的笔记本星空模拟器也不能用于测量星敏感器实际的指标和性能。因此, 我们利用天文台的天文设备和天文知识, 发展了一套星敏感器的天文标定和性能评估的可行方法, 多次在怀柔 and 兴隆天文观测站直接对真实星空观测, 获取大量数据, 并在此基础上测试和分析星敏感器的指标和性能。

利用真实星空观测分析星敏感器性能之前, 首先必须按第七章介绍的天顶星空的观测标定方法对星敏感器进行标定。本章便是介绍在利用天顶星空的观测完成标定后, 对真实星空进行长时间观测并获得大量数据, 然后使用 MATLAB 工具来分析星敏感器的信噪比、全天识别、跟踪识别、精度等。

本章分别在 10.2.2 和 10.2.3 节对观测精度进行初步分析。10.2.2 节使用最小二乘法, 主要为了消除一些系统差获得精度结果; 而 10.2.3 利用 Kalman 滤波的方法用来滤除系统的安装误差、在地面天文标定时由于大气湍动造成的标定系统误差、观测时由于大气湍动造成



图 10-1 星敏感器实测的静态星图

的随机误差。

10.1 准静态星图信噪比

由于地球自转较慢, 星敏感器直接放在地面并将光轴指向天空, 所拍摄的星图近似为静态星图。图 10-1 即为在这种方式下拍摄的一幅星图, 中心的天球赤道坐标为 (3.421, 0.66)。

设一个星象在 CCD 上占有 m 个象元，定义信噪比为：

$$\frac{s}{n} = \frac{\sum_{i=1}^m S_i}{\sum_{i=1}^m n_i} \quad (10-1)$$

多次测量分析可得该星敏传感器信噪比，见表 8-1。

表 10-1 星敏传感器实测的静态星图

星等	7	6	5
信噪比 (db)	15.4	19.4	20.7

10.2 利用地球自转测试星敏传感器全天识别、跟踪识别、精度等

同样将星敏传感器直接放在地面并将光轴指向天顶，从时间 t_1 持续观测到 t_2 ，如图 10-2，以地球自转轴作为 Z 轴，以地球中心作为坐标系原点， OO' 表示星敏传感器光轴方向。随着地球的自转，在理想情况下 O' 在天球上沿垂直于 OZ 的标准小圆弧 L 匀速运动。观测中除

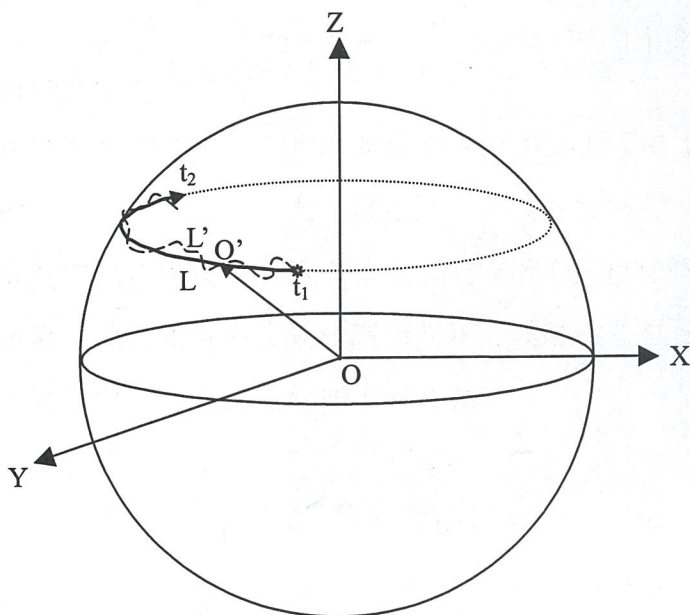


图 10-2 利用地球自转测试星敏传感器的光轴轨迹

了星敏传感器天顶观测标定的系统误差以及仪器设备和工作环境等因素的影响，还由于地面测量过程中受到大气云层、大直径大气湍流团、大气温度梯度不均匀分布，测量数据混入了系统性和随机性的误差而使 L 呈现有如 L' 这样的形状。相对而言，这些误差或是系统的，可以通过标定剔除，或是随机但变化较缓慢的，可以通过数据处理方法予以抑制和平滑。在一定范围内可用数学分析方法进行描述和预报。

星敏感器的自主工作流程见图 10-4，首先由全天识别找到初始指向，成功后进入跟踪

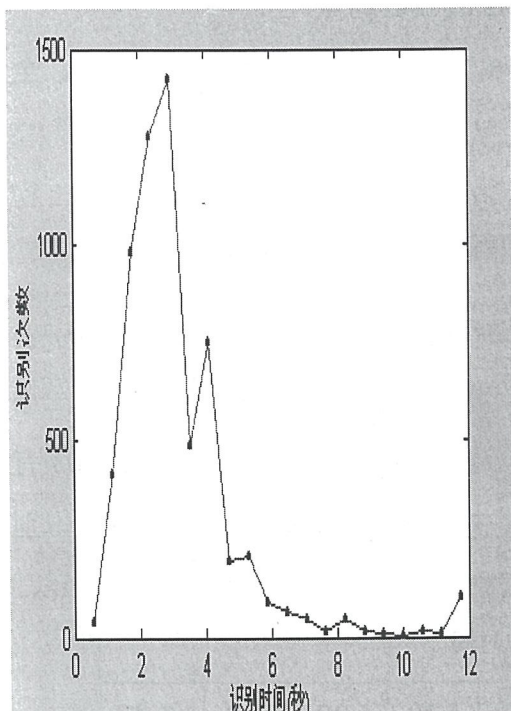
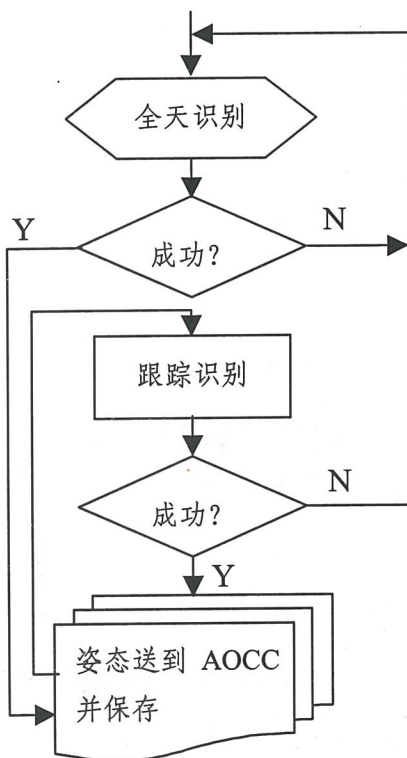


图 10-3 星图识别时间图



10-4 星敏感器观测流程

模式，每次跟踪识别成功后的姿态数据经 RS422 串行总线送到笔记本电脑保存。一旦遇到如云层干扰、天空无星、软件故障等特殊情况而丢失目标时，星敏感器自动进入全天识别

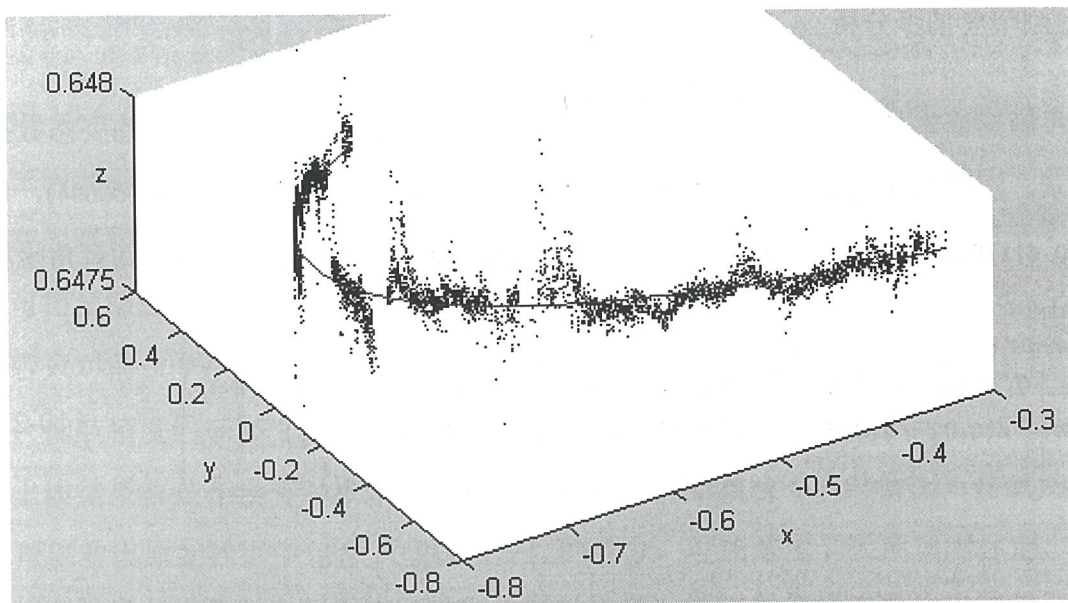


图 10-5 星敏感器的光轴在天球上的实际运行轨迹

模式，成功后重新切换到跟踪模式，即完全实现了全自主功能。

我们共进行过 6 次观测，观测和分析结果相似，现仅以 2000 年 12 月在兴隆天文观测站的观测数据进行分析。星敏感器从夜 10 点开始持续观测到第二天凌晨 5 点，没有人工干预，总观测时间为 23695 秒（6.582 小时），计 6203 有效数据点，

星敏感器的光轴在天球上的运行轨迹见图 10-5，可见整个观测达到预计目的，全天识别和跟踪识别非常成功。

10.2.1 星图识别时间

星敏感器的光轴在运行轨迹有多处间隔，最长时间达 700 秒，分析认为是由于云的影响且该天区内亮星较少使星敏感器在这段时间内观测不到星星，此时星敏感器无法输出姿态数据，一旦脱离云的干扰，星敏感器自动启动全天识别功能继续观测。因此 6203 有效数据点中包含全天识别和跟踪识别姿态数据。目前姿态数据输出为非等时间间隔，识别所用时间与识别次数的关系见图 10-3 和表 10-2。

表 10-2 星敏感器识别次数和时间

识别时间	0.59	1.18	1.76	2.35	2.94	3.53	4.11	4.70	5.29	5.88	>6.47
识别次数	42	415	983	1273	1426	486	754	193	208	89	334

平均识别时间为 3.09 秒。

10.2.2 观测精度初步分析

依据星敏感器本体坐标系与惯性坐标系的关系（见第四章），我们把观测的姿态数据以四元素表示。观测起始时刻的 $q_0 = (-0.20548384, 0.36543146, 0.81022423, -0.40960094)$ ，结实时的 $q_1 = (0.41179523, -0.07941467, -0.21730650, 0.88141698)$ 。将姿态数据转换到直角坐标系中讨论。由

$$\begin{pmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{pmatrix} \quad (10-2)$$

可得星敏感器本体坐标系的 z_b 轴（即星敏感器光轴）在惯性坐标系中的坐标为：

$$(2(q_1q_3 + q_2q_4) \quad 2(q_2q_3 - q_1q_4) \quad -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2)$$

设开始时刻 t_1 时 z_b 在惯性坐标系中的为 (x_{t1}, y_{t1}, z_{t1}) ，则任意时刻 t 时 z_b 坐标的理想值为

$$\begin{pmatrix} x_t \\ y_t \\ z_t \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\omega t) & \sin(\omega t) & 0 \\ -\sin(\omega t) & \cos(\omega t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} x_{t1} \\ y_{t1} \\ z_{t1} \end{pmatrix} \quad (10-3)$$

其中， ω 为地球自转角速度。

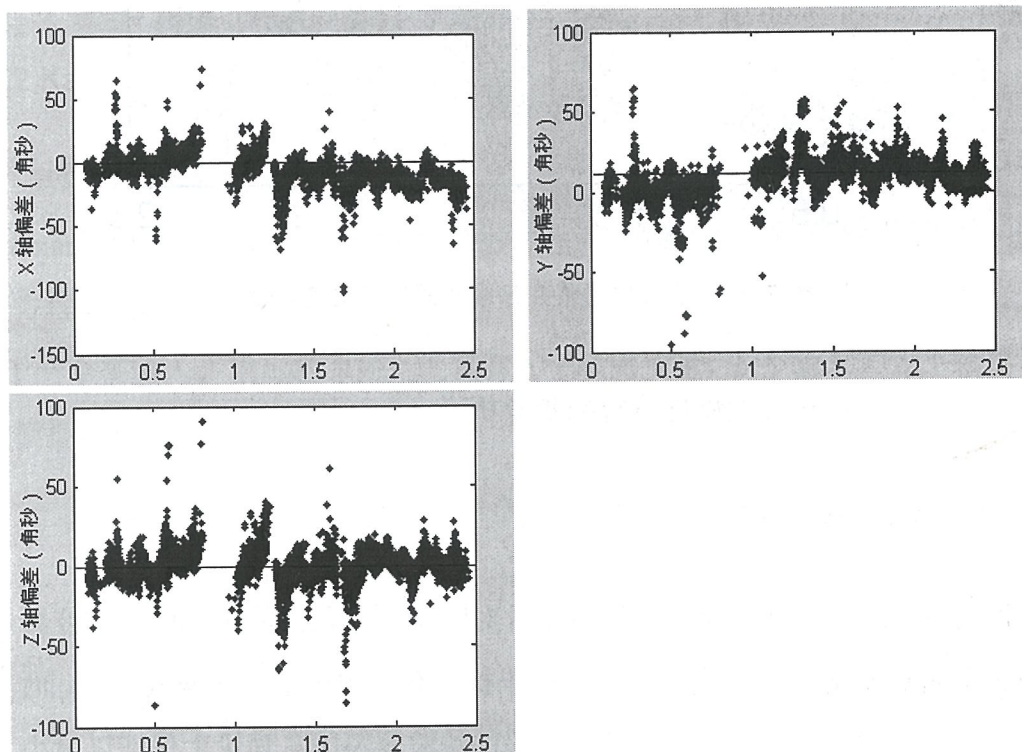


图 10-6 观测值与理想值在三个轴上的投影偏差

图 10-6 显示观测值与理想值在三个轴上的投影偏差，图 10-7 显示观测值与理想值在三维空间偏差的绝对值。

在忽略极小部分误差大于 $50''$ 的点（由于大气环境恶劣造成），对所有数据简单统计分析，可得星敏感器光轴的指向均方差为 $16.7''$ ，折算为俯仰、偏航精度约 $11.8''$ 。

若只对前 3 个小时的数据进行分析，可得星敏感器光轴的指向均方差为 $13.9''$ ，折算为俯仰、偏航精度约 $9.85''$ 。

上述结果都是在没有对原始数据进行任何处理（如滤波等）的情况下得到的。但从图 10-6 可以看出原始数据中包含一些缓慢变化的成分，可能是由于天顶观测标定、云团、星敏感器的晃动等造成。星敏感器在空间运行时，不会地面大气的影晌，因此精度会提高。由于地球大气运动具有非平稳随机性，因此常规数据处理方法难于有效抑制噪声，而 Kalman 滤波方法对非平稳随机信号应用具有明显的优越性。

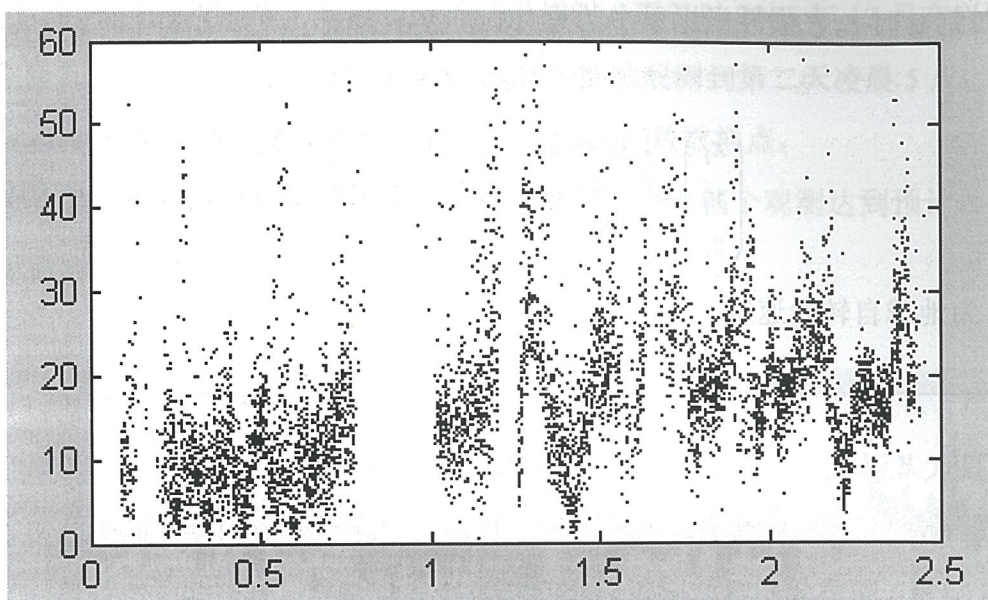


图 10-7 观测值与理想值在三维空间偏差的绝对值

10.2.3 使用 Kalman 滤波对观测精度进行初步分析

10.2.3.1 Kalman 滤波器的特性

通常所说的各种模拟的或数字的滤波器是针对特定频率范围的(例如 RC 滤波器是低通滤波器),它们只能解决对于有一定频率范围的干扰或有色噪声干扰的滤波问题,而不能解决理论上频带无限宽的随机干扰问题;而且一般的滤波器不能从理论上保证以最小方差原则逼近期望值,例如 RC 滤波的结果,随着加权值的不同而以不同程度滞后。

维纳滤波器与以往各种滤波器的作用不同,它是在均方误差最小的原则下解决信号与噪声分离的问题,因此能够解决无限带宽的随机干扰问题。但是,它需要分解信号的功率谱,只有当被处理信号是平稳过程,有用信号和干扰信号均为一维,且信号功率谱为有理分式时,才能解决滤波问题,而且由于数据处理量大,需要离线进行处理。

一般的最小二乘法(即最小方差)拟合,包括离线的和在线递推的,都没有以模型描述形式照顾到测量值和状态本身的动态特性,因此不能很好地跟踪反映系统状态的动态过程。

相对比, Kalman 滤波技术本质上具有如下特点:

- 1、 它是在线的(测量、计算与系统的运行同步地进行)和实时的(滤波方案随着系统动态特性的变化而变化)递推过程,运算速度快,节省存储量;
- 2、 它跟踪、参照系统的动态过程,滤波结果能够较好地反映系统状态的动态特性;

- 3、 它摆脱了传统滤波器的带宽限制,处理的是频带无限宽的随机信号,以最小方差为目标,从复杂的噪声背景中提取有用信号;
- 4、 它不要求被测量的系统过程为稳态过程,对于非稳态随机过程能发挥良好的滤波作用;
- 5、 在理想情况下,它能使滤波结果充分逼近系统状态变量的期望值,因此,它是最优无偏估计。

10.2.3.2 Kalman 滤波算法

1、 离散时间系统状态方程

Kalman 滤波的基本依据是系统的状态方程。离散时间系统的状态方程是一组联立的一阶差分方程,其状态变量的一阶前向差分方程等于状态变量和输入变量的组合。

对于一个多输入多输出的系统,设其有 n 个状态变量, p 个输入和 q 个输出,则状态方程数学模型可描述为:

$$\text{状态方程} \quad X(k+1) = A X(k) + B U(k) \quad (10-4)$$

$$\text{观测方程} \quad Y(k) = C X(k) \quad (10-5)$$

式中,

$X(k+1)$: $k+1$ 时刻的 n 维状态向量,

$X(k)$: k 时刻的 n 维状态向量,

$U(k)$: k 时刻的 p 维输入向量,

$Y(k)$: k 时刻的 q 维输出向量。

A 、 B 、 C 、 D 分别为具有相应维数的而且可以随时间变化的长方或正方矩阵。(10-4) 称为状态方程或状态模型,它反映了系统状态随时间变化的动态规律— k 时刻的状态与 $k+1$ 时刻的状态的关系,此关系由可以随时间变化的矩阵 A 以及后面的附加项反映出来。(10-5) 式称为测量或观测方程模型。它反映了测量数据 $y(k)$ 与系统状态之间的关系,此关系由可以随时间变化的矩阵 C 以及后面的附加项反映出来。

针对一般动态方程,当系统本身及观察数据都带有干扰噪声时,其状态方程为:

$$X(k+1) = A(k)X(k) + B(k)U(k) + W(k) \quad (10-6)$$

$$Y(k) = C(k)X(k) + Z(k) + V(k) \quad (10-7)$$

式中, $W(k)$ 、 $V(k)$ 、 $Z(k)$ 和 $U(k)$, $k=1,2,\dots,n$, 分别为过程噪声向量、观测噪声向量、

确定性误差向量和系统输入激励信号向量。

对于观测噪声为时间序列的系统，去掉其中的 2 个确定性项，得到如下形式（采用最简单的一种描述）：

$$\mathbf{X}(k+1) = \mathbf{A}(k)\mathbf{X}(k) + \mathbf{W}(k) \quad (10-8)$$

$$\mathbf{Y}(k) = \mathbf{C}(k)\mathbf{X}(k) + \mathbf{V}(k) \quad (10-9)$$

假设上述模型具有如下性质：

① $\mathbf{W}(k)$ 、 $\mathbf{V}(k)$ 均为白噪声，协方差已知，互不相关；

② $E[\mathbf{W}(i)\mathbf{W}(k)^T] = \mathbf{Q}_k$ （当 $i=k$ ）或 $\mathbf{0}$ （当 $i \neq k$ ）；

③ $E[\mathbf{V}(i)\mathbf{V}(k)^T] = \mathbf{R}_k$ （当 $i=k$ ）或 $\mathbf{0}$ （当 $i \neq k$ ）；

$$E[\mathbf{W}(k)\mathbf{V}(i)^T] = \mathbf{0}$$

在此前提下可运行下述 Kalman 滤波。

2、离散 Kalman 滤波算法

Kalman 滤波所要解决的问题是，如何根据上述模型及其性质，在均方误差最小的原则下，由观测值得到状态的最优估计值。估计过程是在线、递推的。下面介绍基本递推算法。

根据 $k-1$ 时刻的最优状态估计值 $\mathbf{X}^*(k-1)$ ，运用 k 时刻的状态传递矩阵 $\mathbf{A}(k)$ ，按照式(1.7)计算 k 时刻的先验状态估计值向量 $\mathbf{X}^*(k/k-1)$ ，而初始值据经验给定。其中状态估计值 $\mathbf{X}^*(k)$ 的最佳初始值为初始状态的期望值（作为保证获得无偏估计的前提），同时考虑加权现行采集值的影响：

$$\mathbf{X}^*(k) = \mathbf{A}(k)\mathbf{X}^*(k-1) + \mathbf{B}(k)\mathbf{y}(k) \quad (10-10)$$

上式说明 k 时刻 $\mathbf{X}^*(k)$ 状态的递归估计为前一时刻的估计 $\mathbf{X}^*(k-1)$ 的 $\mathbf{A}(k)$ 加权值与现行时刻系统输出状态 $\mathbf{y}(k)$ 的 $\mathbf{B}(k)$ 加权值的和。 $\mathbf{A}(k)\mathbf{X}^*(k-1)$ 代表了系统的惯性与连续性，而 $\mathbf{B}(k)\mathbf{y}(k)$ 代表了由于时间变化，系统状态变化在输出端测得的信息。

在最佳估计意义下， $\mathbf{X}(k)$ 真值与 $\mathbf{X}^*(k)$ 估计值差 $\mathbf{e}(k) = \mathbf{X}(k) - \mathbf{X}^*(k)$ 的均方差最小。设

$$\mathbf{P}^*(k) = E[\mathbf{e}(k)]^2 = E[\mathbf{A}(k)\mathbf{X}^*(k-1) + \mathbf{B}(k)\mathbf{y}(k) - \mathbf{X}(k)]^2 \quad (10-11)$$

为求得 $\mathbf{P}^*(k)$ 极小值，分别对 $\mathbf{A}(k)$ 和 $\mathbf{B}(k)$ 求导：

$$\frac{\partial \mathbf{P}^*(k)}{\partial \mathbf{A}(k)} = 2E[\mathbf{A}(k)\mathbf{x}^*(k-1) + \mathbf{B}(k)\mathbf{y}(k) - \mathbf{x}(k)]\mathbf{x}^*(k-1)] = 0 \quad (10-12)$$

$$\frac{\partial P^*(k)}{\partial B(k)} = 2E[[A(k)x^*(k-1) + B(k)y(k) - x(k)]y(k)] = 0 \quad (10-13)$$

式中 $A(k)x^*(k-1) + B(k)y(k) - x(k) = e(k)$

得

$$E[e(k)x^*(k-1)] = 0 \quad (10-14)$$

$$E[e(k)y(k)] = 0 \quad (10-15)$$

所以最优估计的前提是 $e(k)$ 与前一时刻状态最优估计 $X^*(k-1)$ 及与现在的输出 $y(k)$ 都正交, 这样 $X^*(k)$ 是真值 $X(k)$ 在所涉及的函数空间中的正交投影。

故 $X^*(k)$ 是真值 $X(k)$ 的最优估计。为了确保正交条件预测误差 $P(k/k-1)$, 预测增益 $K(k)$ 和预测协方差 $P^*(k)$ 需按下列 1~3 原则分别求得, 真值 $X(k)$ 的最优估计 $X^*(k)$ 最终由 4 求得。

① 根据 k 时刻的最优误差估计值 $P^*(k)$, 运用 k 时刻的状态传递矩阵 $A(k)$ 和误差预测协方差 $Q(k)$, 按照 (10-16) 式计算 $k+1$ 时刻的先验误差估计值 $P^*(k+1)$:

$$P(k+1/k) = A(k)P^*(k)A^T(k) + Q(k) \quad (10-16)$$

② 据 k 时刻的先验误差估计值 $P^*(k)$, 运用 k 时刻的观测阵 $C(k)$ 和误差协方差 $R(k)$, 按照 (10-17) 式(Kalman 预测增益方程)计算 k 时刻的滤波增益 $K(k)$, 它能使状态估计值向误差方差最小方向逼近,

$$K(k) = P(k/k-1)C(k)^T [C(k)P(k/k-1)C^T(k) + R(k)]^{-1} \quad (10-17)$$

③ 据 k 时刻的增益、先验估计方差, 按 (10-17) 式计算 k 时刻的估计误差:

$$P^*(k) = [I - K(k)C(k)]P(k/k-1) \quad (10-18)$$

④ 根据 k 时刻的先验状态估计值 $X^*(k-1)$ 和观测值 $Y(k)$, 运用观测矩阵 $C(k)$, 计算 k 时刻的状态估计值 $X^*(k)$, 最终得到 Kalman 滤波的预测状态方程:

$$X^*(k) = A(k)X^*(k-1) + K(k)[Y(k) - C(k)A(k)X^*(k-1)] \quad (10-19)$$

在系统开始工作时, 用 X 的平均值作为 $X^*(0)$, 用系统的第一个观测值作为 $Y(1)$, 可依次重复过程 1~4, 直至全部数据被处理完为止。

10.2.3.3 Kalman 滤波的应用

设有待测量的三维时间序列 $\{x(k), y(k), z(k)\}$, $k=1, 2, \dots, n$, 或记作向量 $X(k)$, $k=1, 2, \dots, n$, 其中 k 为采样时刻序号, n 为采样数据组总数。而相应测量值记作 $\{x'(k), y'(k), z'(k)\}$, 或向

量 $X(k)'$ 。事实上, 由于系统误差以及因各种复杂和随机性的干扰的综合影响引入白噪声, 实验者最终获得的数据是状态的真值、系统误差和白噪声的混合结果, 此处记作 $\{x(k)'', y(k)'', z(k)''\}$, 或向量 $Y(k)''$ 。滤波处理的最终目的是要根据 $Y(k)''$ 来估计、拟合 $X(k)$, 但在得到 $X(k)$ 的最优估计、拟合结果之前, 首先要对 $X(k)'$ 进行最优估计。此外, 由于种种影响, 以 k 为序号的采样间隔在客观上随时间而随机地变化着, 此间隔值离最接近的正整数之差小至 0.001 而大达 0.5(单位: s); 采样间隔短至 1s 以内, 长达 10 秒以上。同时, 由于系统性干扰的影响, 图 10-5 中的标准圆 L 所描述的动态过程在此已不适用。

在上述条件和要求下建立起来的借助于分段实时动态模型最小二乘参数估计的、采样时间间隔可变的 Kalman 滤波算法及数据分析结果介绍如下。此部分工作是在北京化工大学的韩建国老师的指导和帮助下完成的。

1、被观察状态的动态过程数学模型

将采样时间间隔 $\Delta t(k)$, $k=1, 2, \dots, n$, 的 0~5 次幂作为输入激励信号, 记作 $U(k)$, 建立作为 Kalman 滤波器基本依据的包含动态系统输入激励信号的作用因素的状态方程和观测方程如下

$$\text{状态方程} \quad X(k+1) = A X(k) + B U(k) + W(k) \quad (10-20)$$

$$\text{观测方程} \quad Y(k) = C X(k) + V(k) \quad (10-21)$$

式中,

$X(k+1)$: $k+1$ 时刻的 n 维状态向量, 是在测量实验中需要获得的最优状态估计值向量,

$$\begin{aligned} X(k+1) = & [x(k+1), x(k), \dots, x(k-n+1), \\ & y(k+1), y(k), \dots, y(k-n+1), \\ & z(k+1), z(k), \dots, z(k-n+1)]^T \end{aligned} \quad (10-22)$$

$X(k)$: k 时刻的 n 维状态向量,

$$\begin{aligned} X(k) = & [x(k), x(k-1), \dots, x(k-n), \\ & y(k), y(k-1), \dots, y(k-n), \\ & z(k), z(k), \dots, z(k-n)]^T \end{aligned} \quad (10-23)$$

$U(k)$: k 时刻的 p 维输入向量,

$$\begin{aligned} U(k) = \Delta T(k+1/k) = & [\Delta t(k+1/k)^0, \Delta t(k+1/k)^1, \dots, \Delta t(k+1/k)^r]^T \\ & (r \in R) \end{aligned} \quad (10-24)$$

$Y(k)$: k 时刻的 q 维输出向量, 即量测值向量, 是通过测量实际得到的量测值向量。

$$Y(k)=[x(k)y(k)z(k)]^T \quad (10-25)$$

$W(k)$ 、 $V(k)$: 白噪声,

n 、 r : 正整数,

$$A = \begin{bmatrix} l_1 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & l_{3n} \\ 0 & 1 & 0 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ 0 & 0 & 1 & 0 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ m_1 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & m_{3n} \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & 0 & 1 & \cdot & \cdot & \cdot \\ n_1 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & n_{3n} \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & 0 & 1 & 0 \\ 0 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & 1 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} s_{1,1} & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & s_{1,r} \\ 0 & 0 & 0 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & 0 \\ s_{n+1,1} & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & s_{n+1,r} \\ 0 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & 0 \\ 0 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & 0 \\ s_{2n+1,r} & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & s_{2n+1,r} \\ 0 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & 0 \\ 0 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & 0 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & 0 & 1 & 0 & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

A、B 中的元素 l_i 、 m_i 、 n_i , $i=1, 2, \dots, n$, 以及 $s_{i,q}$, $i=1, 2n+1, 3n+1$, $q=1, 2, \dots, 5$, 通过系统辨识参数估计方法分段实时地获得。

上述式 (10-20) 能够通过矩阵 B 和向量 $\Delta T(k+1/k)$ 将采样时间间隔的变化量对状态的先验估计值的预报所作的贡献如实反映出来。而这种影响的规律由时变矩阵 $s_{i,q}$ 的元素来描述。

2、状态传递矩阵及输入激励矩阵元素的获取

根据上述分析, 建立一个描述输入信号 $X(k)$ 、 $\Delta T(k)$ 与输出信号 $X(k+1)$

之间的动态关系的结构线性化动态模型:

$$\mathbf{X}_D(k+1) = \mathbf{F} \mathbf{D}(k) \quad (10-26)$$

其中, $\mathbf{X}_D(k+1) = [x(k+1) \ y(k+1) \ z(k+1)]^T$ (10-27)

$$\mathbf{D}(k) = [\mathbf{X}(k) \ \mathbf{U}(k)]^T \quad \mathbf{F} = [\mathbf{A} \ \mathbf{B}], \quad \mathbf{D}(k), \mathbf{F} \text{ 均为时间可变。}$$

$\mathbf{X}_D(k+1)$ 、 $\mathbf{D}(k)$ 可通过在线测量和计算实时地获得。

3、模型辨识与滤波过程

参数估计的过程及其与 Kalman 滤波过程结合进行如下:

将整个测量过程可能获得的采样数据的总长度分为若干段, 假设在某个时刻测量进行到第 j 段, 凭经验给定或通过频谱分析等手段实时地确定各段测量数据的长度 L_j 。在测量过程中, 每当在第 j 段采够 L_j 组值, 就利用它们按照式 (10-26) 进行一次离线的结构线性化最小二乘参数估计, 从而得到一个对该段所有 L_j 组采样值共同适用的固定模型 (如式 (10-26) 所描述的参数, 即上述矩阵 \mathbf{F} 的元素。将其元素中的 l_i 、 m_i 、 n_i , $i=1, 2, \dots, 3n$ 代入上述式 (10-4) 中的 \mathbf{A} , 而将 s_{ij} , $i=1, n+1, 2n+1, j=1, 2, \dots, 5$, 代入该式中的 \mathbf{B} , 以式 (10-4)、(10-5) 为基础, 便可在该段内运行离散时间 Kalman 滤波算法。由此, 可建立一个参数估计与 Kalman 滤波交替进行的分段实时滤波过程, 其步骤如下:

① 动态模型参数估计

从 $h=1$ 开始, 输入第 h 段数据的模型参数初始值和信息压缩矩阵元素初始值, 逐一输入该段测量值 $Y(k)$ 各元素来运行最小二乘参数估计算法, 直至该段 L_h 组数据用完而得到本段的动态模型参数 \mathbf{F}_h 。

② Kalman 滤波算法的执行

用上述①中获得的 \mathbf{F}_h 矩阵中属于矩阵 \mathbf{A} 的元素 l_i 、 m_i 、 n_i , ($i=1, \dots, 3n$) 构成本段 Kalman 滤波的传递矩阵 \mathbf{A}_h , 而用 s_{ij} , $i=1, n+1, 2n+1, j=1, 2, \dots, 5$, 构成输入激励的矩阵 \mathbf{B} , 并将本段测量值初始值的期望值作为本段状态估计的初始值, 在此基础上执行 Kalman 滤波算法, 直至本段 L_h 组数据被处理完毕。

③ 进入第 $h+1$ 段数据, 重复上述①、②;

④ 重复上述①~③, 直至全部测量数据处理完毕。

4、实测数据结果分析

采用 10.2 节所述测量数据 $Y(k)$, 通过前期实验确定 $n=3$, $r=4$, 各分段长度均为 750 组采样值, 共 8 段。按上述三进行分段实时 Kalman 滤波处理, 滤波前的数据 (记作 $\{x_0(k), y_0(k), z_0(k)\}$) 与滤波后的数据

滤波结果表明数据的随机摆动幅值较之滤波前明显缩小，在高频随机摆动幅值缩小的同时，仍保持中等频率的摆动。这种现象说明，Kalman 滤波的结果，既能缩小随机噪声的影响，又能保持对于测量值的比较缓慢的变化的分量（准非随机分量）的跟踪。而这种被保留的系统性误差成分往往反映了云彩的遮挡等大范围而缓慢变化的干扰因素对测量的影响，是十分重要的信息。

上述现象可以通过计算作定量的描述。

首先考察对白噪声的滤波效果。

① 计算滤波结果的三维三阶差分均方根 d_{fd}

$$d_{fd} = \{ \sum_{k=1}^N [d_{x_{fd}}^2(k) + d_{y_{fd}}^2(k) + d_{z_{fd}}^2(k)]^{1/2} \} / N \quad (10-28)$$

式中，

$$\begin{aligned} d_{x_{fd}}(k) &= \{ [x_f(k) - x_f(k-1)] - [x_f(k-1) - x_f(k-2)] \} \\ &\quad - \{ [x_f(k-1) - x_f(k-2)] - [x_f(k-2) - x_f(k-3)] \} \\ &= x_f(k) - 3 \times x_f(k-1) + 3 \times x_f(k-2) - x_f(k-3) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} d_{y_{fd}}(k) &= \{ [y_f(k) - y_f(k-1)] - [y_f(k-1) - y_f(k-2)] \} \\ &\quad - \{ [y_f(k-1) - y_f(k-2)] - [y_f(k-2) - y_f(k-3)] \} \\ &= y_f(k) - 3 \times y_f(k-1) + 3 \times y_f(k-2) - y_f(k-3) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} d_{z_{fd}}(k) &= \{ [z_f(k) - z_f(k-1)] - [z_f(k-1) - z_f(k-2)] \} \\ &\quad - \{ [z_f(k-1) - z_f(k-2)] - [z_f(k-2) - z_f(k-3)] \} \\ &= z_f(k) - 3 \times z_f(k-1) + 3 \times z_f(k-2) - z_f(k-3) \end{aligned}$$

② 计算滤波前的三维三阶差分均方根 d_{d0} ：

$$d_{d0} = \{ \sum_{k=1}^N [d_{x_{d0}}^2(k) + d_{y_{d0}}^2(k) + d_{z_{d0}}^2(k)]^{1/2} \} / N \quad (10-29)$$

式中，

$$\begin{aligned} d_{x_{d0}}(k) &= \{ [x_0(k) - x_0(k-1)] - [x_0(k-1) - x_0(k-2)] \} \\ &\quad - \{ [x_0(k-1) - x_0(k-2)] - [x_0(k-2) - x_0(k-3)] \} \\ &= x_0(k) - 3 \times x_0(k-1) + 3 \times x_0(k-2) - x_0(k-3) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} d_{y_{d0}}(k) &= \{ [y_0(k) - y_0(k-1)] - [y_0(k-1) - y_0(k-2)] \} \\ &\quad - \{ [y_0(k-1) - y_0(k-2)] - [y_0(k-2) - y_0(k-3)] \} \\ &= y_0(k) - 3 \times y_0(k-1) + 3 \times y_0(k-2) - y_0(k-3) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} d_{z_{d0}}(k) &= \{ [z_0(k) - z_0(k-1)] - [z_0(k-1) - z_0(k-2)] \} \\ &\quad - \{ [z_0(k-1) - z_0(k-2)] - [z_0(k-2) - z_0(k-3)] \} \end{aligned}$$

$$= z_0(k) - 3 \times z_0(k-1) + 3 \times z_0(k-2) - z_0(k-3)$$

d_{fd} 、 d_{d0} 分别是滤波前、后的数据的 3 阶差分的均方根，他们十分近似地分别反映了滤波前、后的数据所受噪声干扰的强度。

③ 计算纯随机性摆动的削弱程度 $\Delta d/d_{d0}$

$$\text{由上述计算得} \quad d_{d0} = 3.4475 \times 10^{-4}$$

$$d_{fd} = 1.8705 \times 10^{-4}$$

由此可计算出纯摆动的相对削弱程度 $\Delta d/d_{d0}$

$$\Delta d/d_{d0} = | (d_{fd} - d_{d0}) / d_{d0} | \times 100\% = 45.74\%$$

滤波前后三维三阶均方根值缩小了 45.74%，可见，滤波后的数据所包含的噪声强度比滤波前有了明显削弱。

进一步考察滤波结果对动态特性的跟踪情况，

① 计算滤波前、后两组数据的偏差均方根 d_f

$$d_f = \{ \sum_{k=1-N} [d_{xf}^2(k) + d_{yf}^2(k) + d_{zf}^2(k)]^{1/2} \} / N \quad (10-30)$$

式中

$$d_{xf}(k) = x_f(k) - x_0(k)$$

$$d_{yf}(k) = y_f(k) - y_0(k)$$

$$d_{zf}(k) = z_f(k) - z_0(k)$$

② 计算滤波前的数据与整体拟合的理想圆的相应数据的偏差均方根 d_0

$$d_0 = \{ \sum_{k=1-N} [d_{x0}^2(k) + d_{y0}^2(k) + d_{z0}^2(k)]^{1/2} \} / N \quad (10-31)$$

式中

$$d_{x0}(k) = x_0(k) - x_r(k)$$

$$d_{y0}(k) = y_0(k) - y_r(k)$$

$$d_{z0}(k) = z_0(k) - z_r(k)$$

其中 $\{x_r(k) \ y_r(k) \ z_r(k)\}$ 为按照一个理想圆对测量数据进行总体最小二乘离线拟合所得的相应采样时刻的数据。

总之， d_0 反映了滤波前的数据与理想圆的统计距离， d_f 反映了滤波后的数据与测量值的贴近程度。

计算结果得

$$d_f = 4.1''$$

$$d_0 = 9.4''$$

结果是 $d_f < d_0$, 说明滤波后的数据比简单地拟合的一个理想圆的的数据更贴近于测量值。也就是说, 在削弱了随机干扰影响的同时, 依然能保证对系统本身受到大范围缓慢变化的干扰后的变化的动态特性的较好的跟踪。

在这里, Kalman 滤波的作用是, 经过滤波得到的最小方差状态估计值提高了测量值的可分辨率而又保留了系统性的干扰, 这样就有利于实验者针对实际情况进行具体措施, 更好地克服系统性干扰造成的影响。

5、总结

本文所介绍的 Kalman 滤波应用实验所建立的方案与算法具有如下特点

- 适用于离散测量变量;
- 适用于在线、实时的测量值滤波;
- 以被测量数据的实时动态变化规律作为滤波的依据;
- 能够自动地、分段实时地建立被测量变量的动态模型;
- 滤波原则是令滤波结果以最小方差原则逼近系统状态的期望值;
- 能够有控制地在有效地削弱白噪声(提高分辨力)的同时保证对带有系统性干扰(即变化较缓慢的、有一定规律性的干扰)的系统状态进行良好的跟踪, 从而保留住足够的有用信息。

上述优点和功能适合于各种在线、实时、状态模型未知、采样时间难以保持准确恒定而随机干扰与系统干扰混合出现的天文、宇航、气象、工业自动化、企业管理与优化等领域的测量技术。

10.3 机动性分析

机动性也是衡量星敏感器性能的一个重要指标。当卫星主动改变姿态或出现异常时, 卫星旋转角速度较大, 此时机星敏感器光轴的角速度也变大, 本文定义的机动性即指星敏感器仍然能正常获取卫星姿态时星敏感器光轴的最大角速度。

10.3.1 机动性测试方法

将一单轴转台稳定的置于地面, 转台旋转轴指向天顶, 星敏感器安装在转台平面上, 星敏感器光轴与转台旋转轴的夹角为 37° , 如图 10-8 所示。

转台旋转时, 星敏感器光轴指向天球的点扫描出一个进动速度为地球自转速度的空间

螺旋线。当转台以不同角速度旋转时，星敏感器光轴的运动速度也不同，这样可以得到星敏感器能正常工作时转台的临界角速度，并进一步分析出星敏感器的机动性。

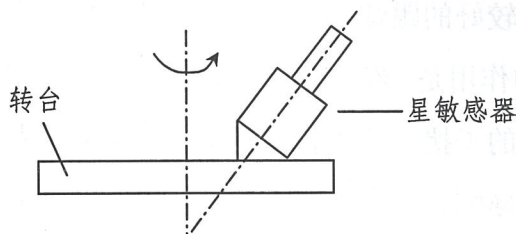


图 10-8 星敏感器机动性测试示意图

10.3.2 机动性测试结果分析

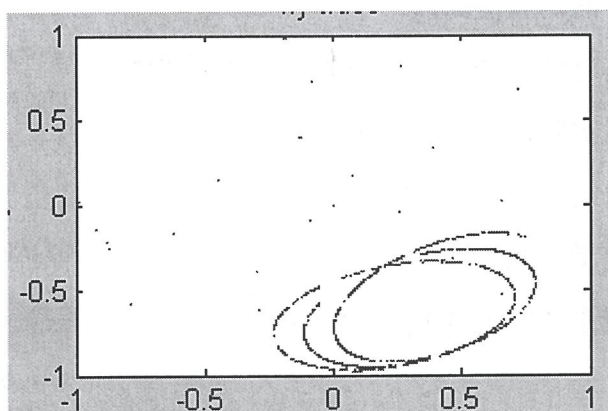


图 10-9 机动性测试时星敏感器光轴轨迹（转台 $9^\circ/\text{m}$ ）

当转台以 $9^\circ/\text{m}$ 的角速度旋转时，对应的星敏感器光轴的运动速度为 $0.09^\circ/\text{s}$ ，此时星敏感器工作稳定可靠，光轴运动轨迹见图 10-9。

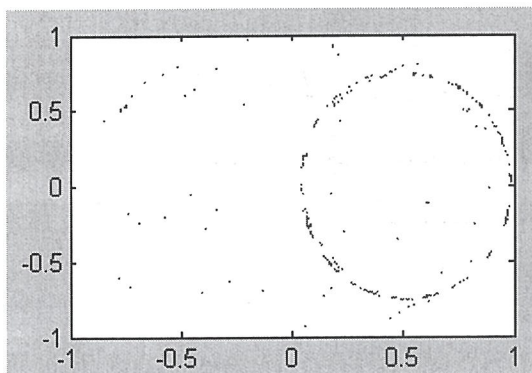


图 10-10 机动性测试时星敏感器光轴轨迹（转台 $36^\circ/\text{m}$ ）

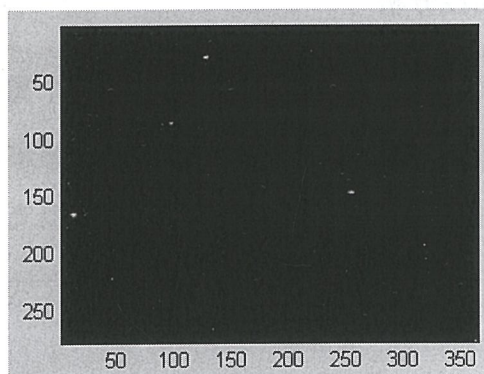


图 10-11 机动性测试时星敏感器拍摄的星图（转台 $36^\circ/\text{m}$ ）

当转台以 $36^\circ/\text{m}$ 的角速度旋转时，对应的星敏感器光轴的运动速度为 $0.35^\circ/\text{s}$ ，此时星

敏传感器基本工作正常，光轴运动轨迹见图 10-10。图 10-11 是该方式下拍摄的一幅星图，图

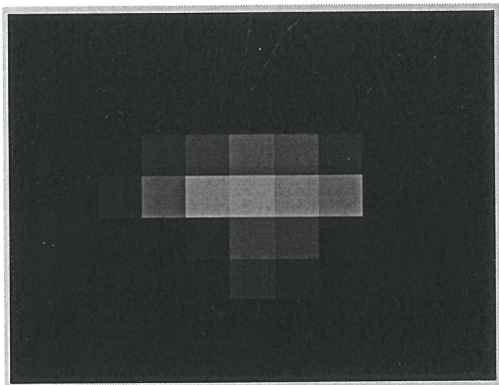


图 10-12 机动性测试时星敏传感器
拍摄的星点放大图（转台 $36^\circ/\text{m}$ ）

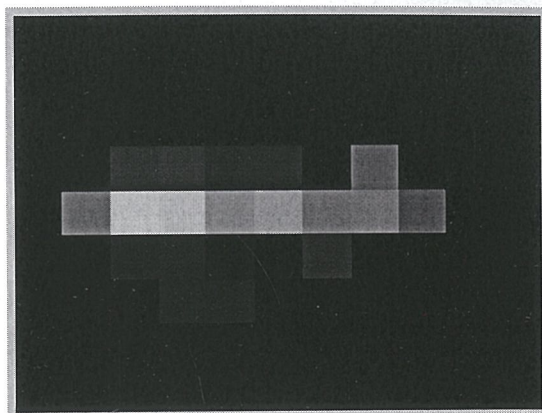


图 10-13 机动性测试时星敏传感器
拍摄的星点放大图（转台 $67.5^\circ/\text{m}$ ）

10-12 是该图的一个星点的放大图，从图上可见星象被拉长。

当转台以 $67.5^\circ/\text{m}$ 的角速度旋转时，对应的星敏传感器光轴的运动速度为 $0.65^\circ/\text{s}$ ，此时星敏传感器已无法正常识别姿态。图 10-13 是该方式下拍摄的一幅星图上的一个星点，从图上可见星象变得很长。

10.4 进一步提高观测精度的几点考虑

由上述观测和分析结果可知，目前我们研制的星敏感器的精度已经大大优于 SST 卫星要求 $40''$ 的要求，其它各项性能也完全满足 SST 卫星的应用需求。因此我们圆满完成了立题时的任务。

但是由于某些高精度姿控卫星对星敏感器的要求越来越高，因此下一阶段的任务应该是继续提高星敏感器的高可靠性和精度上。事实上，通过长期的观测，我们认为采取下述措施可以进一步提高星敏感器的精度：

- 1、用其它型号像素更多的 CCD，提高 CCD 象元分辨率；
- 2、学习、研究标定、求信息中心、求姿态和数据处理等新算法；
- 3、在实验室中精确标定星敏传感器，减小系统误差；
- 4、利用与天文望远镜的同轴观测分析精度，降低环境的干扰

采取上述措施后，我们相信星敏感器的精度会大幅度提高，研制出优于 $5''$ ，甚至达 $1''\sim 2''$ 的星敏传感器是充满希望的。

第十一章 总结和展望

11.1 总结

11.1.1 研制过程中得到的支持及评估

国家天文台星敏感器的研制工作始终得到了国家航天 863 专家委员会、中国科学院和航天集团总公司的支持和关注,得到了国内航天姿测、姿控专家的支持和帮助。在星敏感器研制工作的每一个阶段,他们在决策和咨询方面给了我们诸多的帮助,并对我们的工作进行了严谨的审查和评估。2002 年 4 月,国家航天 863 专家委员会通过了对 863-2-5-1-12a “轻型高精度姿态控制技术”项目的验收,对作为该项目子课题的星敏感器的研制给予了肯定,评估意见包括(详见附录 13):

1、“轻型星敏感器由国家天文台研制,现已研制出了轻型星敏感器工程样机,并对样机进行了测试、实际星空观测、航天环境试验,各项指标已达协议书要求。”

2、在结果推广前景以及效益预测方面,该“轻型高精度星敏感器,体积小、重量轻、功耗低,符合国内航天领域对星敏感器的迫切要求,该星敏感器不但可以用于小卫星和微小卫星,也可广泛应用于其它航天器。”

上海 812 所也通过了对我们的“轻型高精度星敏感器”的验收,并给予了很好的评价(详见附录 10)。

其它的测试和评估意见参见附录 9、11、12、14。

11.1.2 本论文涉及的工作

我们在成功研制了轻小型星敏感器的基础上完成本论文,它将从科学和工程角度对以后星敏感器研制具有一定的参考意义,本论文涉及的工作包括:

1、我们在国家天文台研制开发了航天应用的星敏感器系统,并在工程上完成了整个系统的设计、制造、集成、调试和地面的应用;

2、创造性地研制了星敏感器系统软件,包括跟踪识别、全天识别等实时处理软件和标定、检测、地面调试软件,其中全天球自主星图识别软件的性能已达国际先进水平;

3、按航天要求对星敏感器进行了环境试验,初步掌握环试的在位和离位测试方法,为 SST 后续的航天环境试验积累了一些经验,同时也验证了我们星敏感器系统设计的可靠性策略;

4、发挥天文台的优势，建立了一套利用天文观测对星敏感器进行标定、检测、评估和数据处理的方法；

5、成功研制了笔记本星空模拟器，方便了星敏感器系统研制过程中硬软件的调试，成功地并应用于与哈尔滨工业大学及上海 812 所的卫星姿控系统的地面联试。

11.2 展望

11.2.1 研制新一代轻小型星敏感器

近廿年来，国内在研制和发展星敏感器的工作中，已经取得了长足的进步，但国内的星敏感器水平与国外相比差距还很大，如何缩短差距甚至在国内研制出具国际先进水平的星敏感器是我们下一步的主要工作，包括对国外最新型号的星敏感器的调查、分析，并从系统总体工程设计和工艺制造诸方面不断地创造、革新，以迅速提高我们的星敏感器研制水平。

我们计划研制的下一代轻小型星敏感器将具有的技术性能指标如下：

- 视场： $20^{\circ} \times 20^{\circ}$
- 重量： $<1.5\text{Kg}$
- 光轴指向精度：优于 $3''$ (3σ)
- 数据更新速率： $5\sim 10\text{Hz}$

这样的技术指标是国际最先进水平的星敏感器所具有的指标，一旦研制成功，再加上全地球自主星图识别功能，我们就可以在星敏感器方面跻身于国际先进的行列。

要达到这样的目的，仍然有许多工作要做，例如：

1、APS 应用研究

APS 属于比较新的器件，具有替代 CCD 作为新一代图像传感器的趋势，应进行一些与航天相关的研究，包括：

①器件研究：参数验证（通过观星试验、辐照试验等等）

②相关软硬件设计：驱动、数据处理及控制电路的研制、APS 缺点补偿办法、高集成度的优化

③发展性研究：随时掌握 APS 的发展近况，以备更替器件

2、快速全地球自主星图识别和跟踪识别方法的研究

全地球自主星图识别是星敏感器具备自主性能的关键，而优秀的跟踪识别则是高数据更新率的保证。同时提高识别成功率和识别速度是一个技术难点，我们将在已有工作的基

基础上,对于这两种识别算法作进一步的深入研究。

3、提高星敏传感器精度的算法研究

对于 20° 的宽视场,要使得光轴指向精度优于 $3''$ ($3.6''$),必须保证星象位置的精度达到 $1/50 \sim 1/70$ 像素。这必须进行严格的光机电总体设计,并对求星像中心算法进行广泛的研究。这是又一个技术难点。

4、光学系统设计

光学系统的好坏直接影响到象质,并进一步影响星象位置的精度。光学系统的设计还须兼顾可靠性和重量问题。获得一个好的光学系统是星敏传感器研制成功的前提。

5、星敏传感器的标定和测试设备和方法的研究

在进行星敏传感器本体设计的同时,应该投入相当的精力研究标定和测试的设备和方法。该星敏传感器要求的精度十分高,而标定设备的精度通常要求比星敏传感器高一个数量级,达 $0.2'' \sim 0.1''$ ($1.6''$)。标定完成后如何进行性能和指标的测试更是一项挑战,同时对星模拟器也提出很高的要求。

11.2.2 进一步研究星敏传感器的应用

星敏传感器应用方面的研究是以后的工作重点,对于应用的透彻研究不仅拓展星敏传感器的作用,同时会指导星敏传感器的研究方向。星敏传感器的应用方面包括:

- 高精度卫星姿态控制;
- 侦察、遥感、资源等卫星;
- 深空探测;
- 导弹的星光制导;
- 卫星的自主定轨。

星敏传感器参与地面卫星控制系统闭路联试也是一个大的课题。在闭路物理仿真时,星空模拟器及星敏传感器系统应能完全真实仿真卫星在轨运行时的姿态测量条件,从而使得闭路联试后卫星动力学和运动学的仿真结果能够反映卫星正常运营时的状况。

11.2.3 航天可靠性设计

星敏传感器主要在空间环境中使用,有必要从硬件和软件两个方面考虑数据传输系统的可靠性和航天环境下的排错、容错问题,如:

单粒子效应(单粒子翻转和单粒子锁定)及其防护措施的有效性;

器件的航天化；

单粒子事件可能使传输数据出现差错，且由于单粒子效应是不可避免的，因此要考虑软硬件检错纠错和容错措施。

总之，我们对下一步成功研制国际先进的轻小型星敏传感器充满了信心，我们希望能通过自己的努力为中国航天事业的现代化做出贡献。

参考文献

第一章和第二章

- [1] 中国科学院国家天文观测中心 空间天文实验室,《空间太阳望远镜卫星总体方案和设计》,2000
- [2] 航天科技集团第五研究院 中国科学院国家天文观测中心,《空间太阳望远镜总体方案可行性论证报告》,2000
- [3] 中国科学院北京天文台 德国航空宇航研究院 马普 高层大气研究所,《空间太阳望远镜 A-相评估研究报告》,1997
- [4] 中国科学院北京天文台 德国航空宇航研究院 马普 高层大气研究所,《空间太阳望远镜 A-相研究报告》,1996

第三章

- [1] SED16 star tracker, 资料, printed in France – AGENAE 33(0)68414231 –C04.2017 –03.2001
- [2] 过瑞英,朱铮,“民主德国星敏传感器技术”,《出国考察技术报告》,1990,(2),-211-215
- [3] 王存恩,“当前 CCD 星敏传感器及其在航天器中的应用”,《红外与激光技术》,1991,(5),-30-34
- [4] Ben Quine, “Spacecraft Guidance Systems”, University of Oxford, 1996
- [5] 王存恩,过瑞英,“国外 CCD 星敏传感器的研制及其在航天器上的应用”,空间技术情报研究, KQW-91, p47-63
- [6] P.Lelong, O.Siant Pe etc. “用 APS 器件的小型制导、导航与控制敏传感器”,《控制工程》2001 年第 1 期

第四章

- [1] 余明主编,《简明天文学教程》,科学出版社,2001
- [2] E.W.伍拉德, G.M.克莱门斯著,余和钧等译,《球面天文学》,测绘出版社,1984
- [3] 章仁为编著,《卫星轨道姿态动力学与控制》,北京航空航天大学出版社,1998
- [4] M.D.Shuster, S.D.Oh, “Three-Axis Attitude Determination from Vector Observations”, AIAA 81-4003, 《J.GUIDANCE AND CONTROL》, VOL.4,NO.1, p70-77
- [5] Keiken Ninomiya, Eiji Hirokawa etc., “Solid State Star Scanner for Scientific Satellites”, AAS 89-633
- [6] 章仁为,《卫星轨道姿态动力学与控制》,北京航空航天大学出版社,1998
- [7] 朱铮,《星敏传感器系统设计报告》
- [8] M.D.Shuster, S.D.Oh, Three-Axis Attitude Determination from Vector Observations, J.GUIDANCE AND CONTROL, VOL.4,NO.1, AIAA 81-4003
- [9] John L.Junkins, Chelsea C. White, III, James D. Turner, Star Pattern Recognition for Real Time Attitude Determination, The Journal of the Astronautical Sciences, Vol. XXV, No.3, pp. 251-270, July-September, 1977
- [10] 余明,《简明天文学教程》,科学出版社,2001

第五章

- [1] P. Verhoeff, C.W. de Boom etc. “Development and Pre-qualification of a Medium Accuracy, Wide Field Pattern Recognition Starsensor”
- [2] Eberhard Dietzsch, “100mm f/1.4 intensar: an objective for star sensors”, 144 JR 3/1998
- [3] 席德勋编著,《现代电子技术》,高等教育出版社,1999
- [4] 刘乐善 主编,《微型计算机接口及应用》,华中理工大学出版社,2000
- [5] 马维华 奚抗生等编著,《微型计算机及接口技术》,科学出版社,2000
- [6] 中国科技信息研究所与美国国际数据集团合办,《电子产品世界》

- [7] 李广军 孟宪元 编著,《可编程 ASIC 设计及应用》, 电子科技大学出版社, 2000
- [8] ANALOG DEVICE,《HIGH SPEED DESIGN SEMINAR》, 1989
- [9] 胡昌寿主编,《航天可靠性设计手册》, 机械工业出版社, 1998 年
- [10] 孟宪元 编著,《可编程 ASIC 集成数字系统》, 电子工业出版社, 1998 年
- [11] Lattice Semiconductor,《IspDesignExpert System Application Guide》, 1999
- [12] 宋万杰 罗丰 吴顺君 编著,《CPLD 技术及其应用》, 西安电子科技大学出版社, 1999 [13] Actel Corporation,《Actel HDL Coding Style Guide》, 1997
- [13] ADVANCED MICRO DEVICES, INC.,《MACH 1,2,3,and 4 Family Data Book and Design Guide》, 1995

第六章

- [1] Nancy G, Roman and Wayne H., Warren Jr., “Smithsonian Astrophysical Observatory Star Catalog (SAO)”, NSSDC/WDC-A-R&S 89-08
- [2] 伯晓晨 李涛 等编著,《Matlab 工具箱应用指南—信息工程篇》, 电子工业出版社, 2000
- [3] 朱东海, 刘良华等著,《VISUAL C++ 6》, 机械工业出版社, 1999
- [4] Vinay K. Ingle, John G. Proakis 著, 陈怀琛 王朝英 高西全 等译《数字信号处理及其 MATLAB 实现》, 电子工业出版社, 1998
- [5] 张培强主编,《MATLAB 语言—演算纸式的科学工程计算语言》, 中国科学技术大学出版社, 1995
- [6] Takeshi Sekiguchi, Tetsuo Kawahara, “Study of the Autonomous and High Performance Star Tracker”, ISTS 2000 d-37
- [7] P. Verhoeff, C.W. de Boom etc. “Development and Pre-qualification of a Medium Accuracy, Wide Field Pattern Recognition Starsensor”
- [8] John L. Junkins, Chelsea C. White etc., “Star Pattern Recognition for Real Time Attitude Determination”, The Journal of the Astronautical Sciences, Vol. XXV, No.3, pp. 251-270, 1977

第七章

- [1] D.S. Anderson, T.C. Pollock, J.L. Junkins, “A Testbed for Autonomous Star Pattern Recognition and Attitude Determination”, AIAA-90-2965-CP
- [2] O. Vandermarcq, Cnes etc. “Attitude Measurement and Star Line of Sight: From On-Ground Experiment to Flight Results”, ESA Sp-323, December 1991

第八章

- [1] Caihong Sun, Jin Shengzhen, “Using Notebook Computer to Perform Sky Simulation for Star Sensor System”, Astrophysics Reports, No. 34, pages 87-91, Dec. 1999.
- [2] E.W. 伍拉德, G.M. 克莱门斯著, 余和钧等译,《球面天文学》, 测绘出版社, 1984

第九章

- [1] 赖祖武编著,《抗辐射电子学》, 国防工业出版社, 1998
- [2] 胡昌寿主编,《航天可靠性设计手册》, 机械工业出版社, 1998 年
- [3] 国防科学技术工业委员会,《中华人民共和国国家军用标准》

第十章

- [1] John L. Junkins, Chelsea C. White etc., “Star Pattern Recognition for Real Time Attitude Determination”, The Journal of the Astronautical Sciences, Vol. XXV, No.3, pp. 251-270, 1977
- [2] Paul Cope, Martin Priestley, “Wide-Angle Autonomous Star Sensor for Satellite Use”, Proc. Of the 2nd ESA International Conference on GNC held at ESTEC, Noordwijk, 12-15 April 1994

- [3] H.Unbehauen, "Regelungs Technik III", P.4.5.2-5.4.14, View Verlag, Braunschweig, 1985
- [4] K.Diekmaann, "Die Identifikation vom Mehrgroessen system mit hilfe recursiver Prarmeter schaeetzverfahren", Dissertation Ruhr-Univeersitaet Bochum, Bochum, Germany, 1981
- [5] 卡尔曼滤波与组合导航原理, 秦永久等, 西北工业大学出版社, 1998
- [6] 信号与系统分析基础, 姜建国等, 清华大学出版社, 1993
- [7] 现代控制理论基础, 卢桂章, 1982
- [8] 最优滤波理论极其应用, 邓自立, 哈尔滨工业大学出版社, 2000
- [9] 过程辨识, 方崇智, 萧德云, 清华大学出版社, 1987

博士期间以第一作者身份发表的论文

1、 Star Sensors of the Space Solar Telescope,

SUN Caihong; AI Guoxiang; JIN Shengzhen; ZHU Zheng; GUO Ruiying;

Proceedings of SPIE Vol. 4231, p. 573-580, 2000.

2、 Using Notebook Computer to Perform Sky Simulation for Star Sensor System,

Caihong Sun; Jin Shengzhen

Astrophysics Reports, No. 34, pages 87-91, Dec. 1999.

3、 Calibration Methods for Star Sensor,

Caihong Sun; Zheng Zhu; Ruiying Guo;

Astrophysics Reports, No. 4, pages 163-167, Dec. 1998.

致谢

首先，我要感谢我的父母，是他们的含辛茹苦和对我的支持激励了我的每一步成长。

其次，衷心感谢我的导师—国家天文台的艾国祥院士和金声震研究员，他们使我荣幸地参加到“空间太阳望远镜”这个具有挑战性、充满希望和魅力的课题中来，并让我承担“轻小型星敏感器研制方法和研制技术”的课题。多年来，他们对我悉心培养，给了我无尽的帮助，在课题设计、研制、调测和论文写作等多方面进行细致入微的指导。我从他们那儿所学到的不仅是在系统级设计和掌控方面的能力，还有对事业的无限执著的奉献精神。

特别要感谢的是中国航天部 502 所的朱铮、过瑞英高级工程师，他们对祖国航天事业的一腔热血时刻感动着我。他们利用自己的丰富经验全身心地帮助和指导我研制星敏感器。轻小型星敏感器研制的每个阶段的成功都倾注了他们的心血和希望。

另外要特别感谢的是耿立红博士，她在星敏感器数据处理计算机的设计以及我写论文期间，给了我巨大的帮助。

感谢北京天文台空间天文实验室所有的老师和同学，他们共同为我提供了一个开放的、团结合作的、良好而且愉快的工作环境。特别是杨世模研究员、王森研究员、叶彬浔研究员、韩建国研究员、王芳、姜爱民、叶祥明、胡柯良、王东光、谢华等，能有机会向他们学习、请教并和他们一起工作，我感到很荣幸，也很快乐。

最后，由衷感谢我的爱人李桂婷，是她极力鼓励我就读博士学位，并在我读博士期间，在工作和生活上给予我巨大的支持，为我付出了很多。

附录 1

环境模拟试验报告

报告编号 _____

试件名称 待研摄像机及微处理器板子

型号任务 TS-1

试验项目 真空及热循环试验

中国科学院空间科学与应用研究中心

环境模拟实验室



报告发送日期 2000 年 1 月 7 日

委托单位名称	中科院北京天文台		
地 址			
联 系 人	过瑞英	电话	62315613
试件名称	待研摄像机及微处理器板子	试件状况	部件良好
试件数量	7件	试验起止日期	1999.12.25 ~ 2000.1.7.
试验依据标准或规范	按GJB1027-90及TS-1 卫星组件级环境试验技术规范执行		
试验主要检测设备	KM1真空系统, WGD7010高低温试验箱		
试验项目及要求	<p>一. 热真空试验:</p> <p>1. 温度范围 $-20^{\circ}\text{C} \sim +55^{\circ}\text{C}$</p> <p>2. 保温时间 冷透热透后各保持4小时</p> <p>3. 循环次数 3次</p> <p>4. 压力(真空度) $< 6.5 \times 10^{-3} \text{Pa}$</p> <p>二. 热循环试验:</p> <p>1. 温度范围 $-20^{\circ}\text{C} - +55^{\circ}\text{C}$</p> <p>2. 保温时间 冷透热透后各保持4小时</p> <p>3. 循环次数 9次</p> <p>4. 升降温速率 $\geq 3^{\circ}\text{C}/\text{min}$</p>		
	以下空白		

试验结果

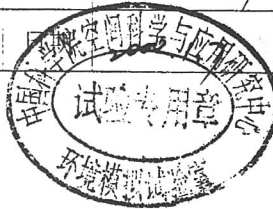
按试验条件完成热真空及热循环试验；
染台试件性能正常。

试验负责人签章 _____ 年 月 日

质管部门结论

_____ 签章 _____ 年 月 日

校核人	高辉	职务	主任	日期	2000.1.7
试验人	高辉	职务	主任	日期	2000.1.7
质量负责人	夏晓明	职务	主任	日期	2000.1.7
技术负责人	高辉	职务	主任	日期	2000.1.7



附录 2

环境模拟试验报告

报告编号 _____

试件名称 待研摄像机

型号任务 TS-1

试验项目 振动、冲击加速度试验

中国科学院空间科学与应用研究中心

环境模拟实验室



报告发送日期 环境模拟实验室 年 12 月 30 日

委托单位名称	北京·天文台		
地 址	怀柔中关村		
联 系 人	过瑞英	电 话	6231.5613
试件名称	傅研摄像机	试件状况	零件·良好
试件数量及编号	叁件. 01. 02. 03	试验起止日期	1999.10.22.
试验依据 标准或规范	按GJB 1027-90及TS-1卫星组件级环境试验技术条件执行		
试验主要检测设备	V850振动系统, S-2冲击谱号, X13100离心机		
试验项目及要求	<p>一. 正弦扫描试验:</p> <p>频率(Hz) 10 — 20 — 60 — 100</p> <p>幅值: 6.5Gg 10.5g 5.6g</p> <p>扫描率: 200/min 加载前: 三轴轴向</p> <p>二. 随机振动:</p> <p>频率(Hz) 10 — 100 — 500 — 2000</p> <p>功率谱密度: 3dB/oct 0.04g²/Hz -5dB/oct</p> <p>总均方根加速度: 6.01grms</p> <p>加载时间: 3min. 加载方向: 三轴轴向</p> <p>三. 加速度试验:</p> <p>Z方向: 8.5g. 试验时间: > 1min.</p> <p>X、Y方向: 2g. 试验时间: 各 > 1min</p> <p>加载速率 ≤ 0.5g/s.</p> <p>四. 冲击谱试验:</p> <p>频率(Hz) 100 — 600 — 3000</p> <p>冲击谱值: 7dB/oct 600g</p> <p>方向: 三轴向. 次数: 2次/向</p>		

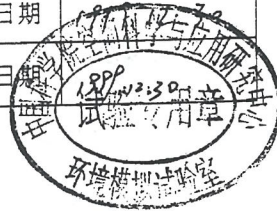
以下空白

试验结果

按试验条件完成各项试验。

以下空白

校核人		职务		日期	
试验人	李树松	职务	工程师	日期	1989.12.30
质量负责人	聂晓明	职务	文工	日期	1989.12.30
技术负责人	高祥	职务	高工	日期	1989.12.30



附录 3

SSTAS 星敏感器 CCD 的 α 粒子轰击试验

试验日期：1997 年 1 月 22 日

试验目的：观测 $LET \leq 1$ 的粒子对 CCD 的轰击效应

试验结果：

用 α 粒子在真空中和空气中对 CCD 光敏面进行轰击，未观测到

CCD 视频输出的异常现象

a. 真空中：真空度： $5 \times 10^{-3} \text{Pa}$ α 源的参数： ^{241}Am

束流量	能量	LET	辐照时间	α 粒子总数
0.2 个/Sec	5.4MeV	$\geq 0.6 \text{MeV}/(\text{mg}/\text{cm}^2)$	6.25 小时	4500 个

b. 空气中： ^{241}Am 源

束流量	能量 E	LET	辐照时间	α 粒子总数
18.6 个/Sec		0.7 - 0.8	14 分钟	15624 个
22.8 个/Sec		0.8 - 0.9	11 分钟	15048 个

参加人员：

中国原子能科学研究院核物理所：赵葵、李淑媛、刘建成等

北京天文台：朱铮、过瑞英

试验地点：

中国原子能科学研究院串列加速器国家实验室

附录 4

待研摄像机的 γ 射线辐照实验报告

参试单位：中科院成都光电所

辐照源：钴-60 γ 辐射源

辐照单位和地点：中国原子能科学研究院核技术与计算机应用所

辐照时间：2000 年 1 月 19 日-1 月 25 日

送照物品：待研摄像机

辐照条件：室温、大气压下

剂量检测：用硫酸亚铁剂量计，根据 GB/T139-89 标准方法测试

结果：1、裸照 3[#]、7[#]、8[#]、9[#]、10[#]、及用 4mm 铅屏蔽的 4[#]待研摄像机在下列剂量率及总剂量下性能正常，未受损伤。

剂量率： $3.45 \times 10^2 \text{rad/h}$ (3.45Gy/h)

总剂量： $1.17 \times 10^4 \text{rad}$ (117Gy)

2、在 1 试验的基础上，3[#]、7[#]及 4[#]待研摄像机在剂量率 $6.41 \times 10^2 \text{rad/h}$ (6.41 Gy/h) 下继续辐照直到总剂量达到 $2.55 \times 10^4 \text{rad}$ (255Gy) 结果 7[#]损坏。

4

辐照单位：辐照工艺：王学刚

剂量检测：刘玲玲

辐照：赵力忠

参试单位人员：



附录 5

微处理机板的 γ 射线辐照试验报告

参试单位:中科院天文台

辐照源:钴-60 γ 源

辐照单位和地点:中国原子能科学研究院核技术与计算机应用所

辐照时间:2000年1月19日-1月25日

送照物品:微处理机板

辐照条件:室温、大气压下

剂量检测:用硫酸亚铁剂量计,根据GBT139-89标准方法测试

结果:剂量率 97rad/h (0.97Gy/h)

剂量: $1.16 \times 10^3 \text{rad}$ (11.6Gy) 时完好,到 $3.39 \times 10^3 \text{rad}$ (33.9Gy) 时发现早已损坏。最后总剂量照到 $5.36 \times 10^3 \text{rad}$ (53.6Gy)。

辐照单位:辐照工艺:

剂量检测:

辐照:

参试单位人员:



附录 6

星敏传感器探头线路及微处理器板

γ 射线辐照试验报告

参试单位：中国科学院北京天文台

辐照源：钴—60 γ 源

辐照单位和地点：中国原子能科学研究院辐照中心

辐照时间：2001年4月5日—2001年4月9日

辐照物品：裸照星敏传感器探头3个和微处理器板两块以及微处理器芯片一套

辐照条件：室温、大气压下

剂量监测：用硫酸亚铁剂量计，根据中华人民共和国国家标准 GB139-89 标准方法测试，测试记录见附录。

辐照结果：

- | | | | |
|---|--------------|--------------|-------------------|
| 1、探头3个： | 通电左探头； | 不通电中探头； | 通电右探头； |
| 剂量率 (Gy · h ⁻¹): | 1.91, 5.39; | 1.83, 3.29; | 2.13, 3.25, 5.65; |
| 总剂量 (Gy): | 167.2 | 119.5 | 141.6 |
| 结果：功能全。 | | | |
| 2、微处理器板两块： | 左微板； | 右微板 | |
| 剂量率 (Gy · h ⁻¹): | 1.48 ~ 3.70; | 1.51 ~ 5.79; | |
| 总剂量 (Gy): | 119.5 | 146.5 | |
| 结果：工作正常，未见损害。 | | | |
| 3、微处理器芯片一套 | | | |
| 剂量率：6.81 × 10 ³ rad · h ⁻¹ = 68.15 Gy · h ⁻¹ | | | |
| 总剂量：3.68 × 10 ⁴ rad = 368 Gy | | | |
| 辐照时间：5.4 h | | | |

辐照单位：辐照工艺：王毅

剂量检测：刘昱

辐照：管吉

参试单位人员：



附页：星敏器探头线路及微处理器板 γ 射线辐照试验剂量检测记录

受照件名称	左微机板						右微机板						通电左探头		不通电中探头		通电右探头					
	剂量计编号	左1a	左1b	左2a	左2b	左3a	左3b	中a	中b	右1a	右1b	右2a	右2b	右3a	右3b	左1a	左1b	中1a	中1b	右1a	右1b	右1c
辐照时间 (h)	263	21.7	263	21.7	263	21.7	263	21.7	263	21.7	263	21.7	263	21.7	263	21.7	263	21.7	263	15.4	6.3	
剂量值 (Gy)	54.1	80.2	39.0	73.7	43.2	68.4	57.5	70.6	39.8	67.8	67.8	125.6	51.3	87.2	50.2	117	48.0	71.5	56.0	50.0	35.6	
剂量率 (Gy/h)	206	3.70	1.48	3.40	1.64	3.15	2.19	3.25	1.51	3.12	2.58	5.79	1.95	4.02	1.91	5.39	1.83	3.29	2.13	3.25	5.65	
被照件总辐照时间 (h)	48						48						48		48		48					
被照件总剂量值 (Gy)	134.3		112.7		111.6		128.1		107.6		193.4		138.5		167.2		119.5		141.6			

说明：a为第一次放入，b为第二次放入，c为第三次放入；
第一次10个剂量计，第二次10个剂量计，第三次1个剂量计。

附录 7

SSTAS 星敏传感器 CCD 的重离子轰击试验报告

试验日期：1996 年 12 月 12 日

试验目的：通电观察及测量 CCD 器件的重离子轰击效应

试验结果：

被试 CCD 名称	轰击 用离子 名称	能量 E (MeV)	加速器 端电压 V_r (MV)	LET MeV/(mg/cm ²)	轰击时 间 T	轰击粒 子总数 (个)	CCD 损伤 象元总数 (个)
甲探头	¹² C	60	8.5	2.0	2.5 小时	7700	77
乙探头	¹⁹ F	76	8.5	5.0	2.5 分钟	1680	636

参加人员：

中国原子能科学研究院核物理所：赵葵、李淑媛、刘建成等

北京天文台：朱铮、过瑞英

航天部 501 所：吴中祥

试验地点：

中国原子能科学研究院串列加速器国家实验室

附录 8

SSTAS 星敏感器 CCD 的重离子轰击试验报告

1. α 粒子轰击试验

试验日期: 1997 年 1 月 22 日

试验地点: 中国原子能科学研究院核物理所 HI-13 串列静电加速器国家实验室

试验目的: 观测 LET ≤ 1 的粒子对 CCD 的轰击效应

试验方法:

a、真空中: 真空度 5×10^{-3} Pa α 源: ^{241}Am

在 CCD 探头 (去前盖玻璃板的) 与 ^{241}Am 源装进同一个真空腔内, 并在 α 源前放置金属光栏, 以限制 α 粒子的束流, 其孔径为 $\Phi 2\text{mm}$, α 源距 CCD 光敏面 17mm, 当真空度高于 5×10^{-3} Pa 时 PC 机记录 CCD 的视频输出。

α 粒子的轰击情况见下表:

束流强度	能量	LET MeV/(mg/cm ²)	辐照时间	α 粒子总数
0.2 个/Sec	5.4MeV	$\geq 0.6\text{MeV/mg. cm}^2$	6.25 小时	4500 个

b、空气中: α 源: ^{241}Am

α 粒子的轰击情况见下表:

束流强度	能量 E	LET MeV (mg/cm ²)	辐照时间	α 粒子总数
18.6 个/Sec		0.7~0.8	14 分钟	15624 个
22.8 个/Sec		0.8~0.9	11 分钟	15048 个

试验结果:

用 α 粒子在真空中和空气中对 CCD 光敏面进行轰击, 未观测到

CCD 视频输出的异常现象。

2. ^{12}C 和 ^{19}F 粒子的轰击试验

试验地点：中国原子能科学研究院核物理所 HI-13 串列静电加速器国家实验室

试验日期：1996 年 12 月 12 日

试验目的：通电观察和测量 CCD 器件的重粒子轰击效应

试验方法：将两块 CCD 光敏面前的阻挡物（包括镜头和 CCD 前的盖板玻璃）去除，然后将 CCD 及其处理电路装入 Q3D 谱仪的靶室内，使得两块 CCD 平行安装，且使光敏面垂直正对束流的前进方向，再在光敏面前加光阑限流。测量信号线是从真空室直接引出两根同轴电缆至测量大厅，与 PC 机和录象机连接分别记录两者受轰击前后的状态，当靶室内真空度高于 10^{-5}Pa 时，轰击试验开始。

由于 CCD 的重粒子轰击试验拟用何种粒子进行，没有找到国外的依据，因此商量决定先用中等能量的 ^{12}C 和 ^{19}F 进行试验。

为了定量分析轰击后的损伤情况，在轰击前为被试件准备了对比试验用的同批次生产、性能相同的 CCD 探头。

试验结果：

被试 CCD 名称	轰击用离子名称	能量 E (MeV)	LET MeV/mg.cm ²	轰击时间 T	轰击粒子总数(个)	CCD 损伤象元总数(个)	CCD 象元总数
甲探头	^{12}C	60	2.0	2.5h	7700	77	700×800
乙探头	^{19}F	76	5.0	2.5 m	1680	636	700×800

说明：上表中 CCD 损伤象元总数的判别标准是：被试件在真空室或非真空状态下，无任何光照源，记录视频输出值，当图象采集板采集到的视频值大于 15，相当于 80mv，则认为此象元已被轰击损坏，由

PC 机对每幅图统计损坏象元的总数, 轰击终了时的数据即为表中值。

3. 试验结果分析

由上表可见 ^{19}F 的破坏性远大于 ^{12}C , 可见 LET 值越大, 破坏性越强。从甲乙探头上的损伤情况可见, 乙探头只被 ^{19}F 轰击了 2.5 分钟共 1680 个入射粒子, 却损坏了 636 个象元, 并且损坏的象元已连成了白斑, 而 ^{12}C 对甲探头轰击 2.5 小时共 7700 个入射粒子, 只损坏了 77 个象元, 视频输出也只观察到小白点。

试验后的观星对比试验

于 1997 年 1 月 14 日在北京怀柔太阳站对北极圈进行观星试验, 试验时将甲乙探头与未经轰击的同批次生产的探头装在同一台天文望远镜上, 用同一镜头观察同一天区的同一颗星, 即对北极圈内的一颗弱星, $M_v 6.8$ 、光谱型 Mo、星号“3059”, 三个探头的观测时间间隔约为半个小时, 此时天空背景无明显变化, 并记录下星图, 从星图上可见, 甲乙探头经重离子轰击后仍能观测到“3059”号星, 且未因局部象素受损而降低了灵敏度。详见 97.1.14 的 PC 机存盘记录。

在轰击过程中所看到的现象: ^{19}F 轰击时, 可见视频输出的整幅图象上有闪光并发, 状如烟火, 初步分析认为可能是重离子激发 CCD 光敏面上的原子, 产生裂变, 释放出多种重离子而形成闪光。

此报告由北京天文台编写与中国原子能科学研究院核物理所共享不得传给第三家。

承接试验单位:

中国原子能科学研究院核物理所



附录 9

测试组评语:

2002年1月6日至12日由国家天文台组织在河北兴隆县恒星观测站对预研项目“卫星高精度姿态测量用的恒星敏感器”进行了星空实验收试验。参加验收测试的有航天科技集团八院812所、五院502所、508所和哈尔滨工业大学的专家和代表。测试组听取了国家天文台恒星敏感器研制组所做的任务要求、测试项目和测试方法的报告,审查了恒星敏感器测试细则、测试设备和数据处理过程。通过现场测试,形成了恒星敏感器验收测试原始数据记录报告和数据分析计算报告。测试报告如下:

1. 恒星敏感器的测试是利用国家天文台恒星观测方面的优势,根据恒星的运动理论,国内首次采用天文方法系统全面地对恒星敏感器进行标定;及对恒星敏感器的准静态精度、动态精度、全姿态捕获和观星灵敏度等主要性能指标进行测试,测试内容和测试方法详实。
2. 为获取光轴在惯性空间的指向精度,开发研制了由转台、恒星敏感器和数据处理系统组成的一整套测试设备和软件系统。该测试系统合理有效。
3. 对恒星敏感器的光轴指向精度进行测试,在未做大气改正的情况下优于 $15.4''$ (指标要求为 $20''$, 1σ);观测灵敏度达到7.5等星(指标要求为6.5等星);全天球星图识别的成功率在可观测区内达100%,识别时间优于10秒。测试结果表明,恒星敏感器的主要指标满足任务书的要求,与国际同类产品的性能指标相当。其中,全天球捕获和姿态识别技术为国内首次应用,达到了研究、开发和创新的目標。
4. 测试组认为恒星敏感器测试过程、数据记录和测试结果真实有效,可以进行成果鉴定。

测试组职务	姓名	职务或职称	工作单位	签字
组长	侯建文	副所长,风云卫星副总师	上海812所	侯建文 2002.1.12
副组长	严拱天	研究员,卫星姿控专家	北京502所	严拱天 2002.1.12
组员	王锡珊	资源卫星主管设计师	北京508所	王锡珊 2002.1.12
组员	彭仁军	某卫星主任设计师	上海812所	彭仁军 2002.1.12
组员	耿云海	某小卫星姿控专家	哈尔滨工业大学	耿云海 2002.01.12
组员	王文妍	某卫星主管设计师	上海812所	王文妍 2002.01.12

星敏器科技成果鉴定证书附表：

主要技术指标测试记录							
名称	测试项目		设计技术指标		测试结果		
硬指标	体积				152x140x187mm ³		
	重量				2.5kg		
	功耗				7.5W		
	视场				8.9°x6.6°		
	积分时间				400ms ~ 80ms		
名称	测试项目		设计技术指标		测试结果		
系统 准 静 态 指 标	全天识别成功率				>95.5%		
	全天识别平均时间(更新率)				2.014s		
	光轴指向精度				15.4"		
	系统 准 静 态 指 标	星等	光谱	信噪比 120x32	星号	角速度	文件名
		5.0	K2	120x32	57475	0.0042%/sec	station15
		5.1	K2	920x21	57447	"	"
		5.3	A0	463x19	39699	"	"
		5.6	A0	364x17	39826	"	"
		5.8	F5	235x7	57377	"	"
		6.1	G5	287x12	39746	"	"
		6.1	B5	185x6	39715	"	"
		6.6	G0	119x7	39741	"	"
		6.7	F2	139x8	39679	"	"
6.7		A5	132x4	57385	"	"	
6.8		G0	53x5	57401	"	"	
6.9	B8	299x8	57278	"	"		
7.0	A0	68x8	39748	"	"		

主要技术指标测试记录							
名称	测试项目		设计技术指标		测试结果		
系 统 动 态 指 标	全天识别成功率				796.8%		
	全天识别平均时间(更新率)				2.03秒		
	光轴指向精度				30"		
	极限机动性				0.5°/s		
		星等	光谱	信噪比 12.5:1	星号	角速度	文件名
		4.0	K0	38609 1730X35	38609	0.245°/sec	D6000A10
		4.2	G0	1677X61	38597	"	"
		4.2	F8	1360X38	38288	"	"
		5.6	G5p	180X8	38493	"	"
		5.6	G5	195X9	38289	"	"
		6.1	K0	185X16	38455	"	"
		4.7	G5	798X28	61254	0.122°/sec	D1200010
		5.2	G5	390X20	42576	"	"
		5.9	F2	181X11	42611	"	"
		6.0	A2	177X14	61117	"	"
		6.1	K0	112X6	42581	"	"
		6.2	F0	63X6	61203	"	"
		6.5	K5	142X8	61191	"	"
		6.7	M6	219X8	61226	"	"
		5.3	A0	471X16	26488	0.049°/sec	D3000015
	5.9	K2	285X8	26333	"	"	
	6.0	F5	135X5	26535	"	"	
	6.2	A0	139X11	26543	"	"	
	6.5	K0	79X4	20407	"	"	
	6.5	A	139X12	26311	"	"	
	6.6	B9	69X4 103X8	26443	"	"	
	6.6	A5	103X8	26382	"	"	
	6.8	F5	55X3	26449	"	"	
	6.9	K0	43X4	26467	"	"	

附录 10

“轻型高精度星敏传感器”验收证书

2002年4月12日,上海航天局812所对国家天文台研制的星敏传感器样机进行了验收,认为国家天文台按照“轻型高精度星敏传感器”的合同,进行了星敏传感器的样机研制,现已按照合同要求完成了星敏传感器的研制,技术指标满足要求。

该星敏传感器已达到的主要技术参数如下:

灵敏度:	+6.5Mv
视场:	8.9° × 6.6°
测角精度:	9.4"(1σ)
积分时间:	400ms~80ms
更新率:	1Hz(跟踪状态)
重量:	2.5Kg
功耗:	7.5w (28v)
体积:	152×140×187mm ³

812所认为国家天文台已按合同要求完成轻型高精度星敏传感器的研制任务,达到了“863-2项目”轻型高精度姿态控制系统”对星敏传感器的指标要求,为该项目顺利通过863-2的项目验收作出了积极贡献(见863验收证书)。该星敏传感器在某些技术指标上超过合同及863-2的要求,特别是:

- ① 全天候自主星图识别实用化;
- ② 使用民用器件研制成星敏传感器;
- ③ 通过了总剂量和单粒子以及力学、温度、真空等一系列航天环境试验;
- ④ 多次进行星敏传感器与姿控系统的地面联试等。

都具有很好的创新性,为研制具有国际水平的星敏传感器打下了坚实的基础。

同意通过验收。



2001年4月13日

附录 11

SSTAS 用星敏感器系统与风三卫星姿轨控系统对接试验结果

为了提高星敏感器的研制技术水平, 812 所邀请北京国家天文台星敏感器课题组参加风三 (FY-3) 卫星姿轨控系统接口对接试验。

于 2002 年 1 月 19 日至 2002 年 1 月 23 日和 2002 年 2 月 21 日至 2002 年 2 月 27 日先后两次在 812 所将国家天文台研制的星敏感器与 FY-3 卫星姿轨控系统进行接口对接试验。双方密切配合, 现场编制了接口对接试验所必需的各种接口软件, 并进行数据传输的实物试验, 实现了姿轨控计算机与星敏感器之间的数据传输。

这是两个单位在 FY-3 卫星姿轨控系统桌面联试的第一次合作, 双方技术人员通过两轮合作与深入讨论, 对于星敏感器怎样在卫星姿轨控系统中应用取得了初步的共识, 为今后 FY-3 卫星星敏感器的初样、正样产品研制和检测打下了坚实的基础, 更为今后后续卫星用星敏感器的研制, 创新赶超世界水平增强了信心。

812 所对此次联试结果非常满意, 并以此感谢国家天文台星敏感器课题组的通力合作。



附录 12

北京天文台研制的轻型星敏感器系统与 TS-1 卫星 (哈工大)

工程样机 AOCC 地面联试结果

2000. 10. 13—2000. 10. 16 北京天文台研制的轻型星敏感器系统与哈工大研制的 TS-1 卫星工程样机在航天总公司 501 卫星总体部进行了地面联试。试验中所用模拟星空由笔记本电脑产生, 模拟星空的参数为地球极地轨道, 安装角为 55° , 轨道角速度为 $0.07^\circ/\text{s}$ 。星敏感器的输出姿态数据以 RS-422 串行方式送给 AOCC, 再由 AOCC 以遥测数据的传送方式送达地面监控计算机, AOCC 的采样频率为 1Hz, 数据保存频率为 0.5Hz。联试结果如下:

1. 全天识别 (无任何初始条件, 任意天区):
连续测试 1622 幅图, 使用时间 3292 秒。
每幅图的平均识别时间为 2.03 秒
2. 跟踪精度:
采样点共 865 幅星图, 总采样时间 1802 秒
计算得跟踪精度为 $1\sigma = 4.6''$ (光轴指向精度, 尚未采用滤波技术来提高精度, 先求平均角速度, 再由采样时刻归算出精确光轴指向, 与实测比较)
试验表明, 星敏感器一旦跟踪中断 (如遇到无星空间等特殊情况) 丢失目标, 它会自动进入全天识别模式, 然后再重新切换到跟踪模式, 初步实现了全自主功能。由于地面联试的正常跟踪时间范围每次只是一个小时, 由实验验证在这 1 小时范围内星敏感器能很好地自动跟踪。
3. 试验结果表明星敏感器的机动性可优于 $0.5^\circ/\text{s}$ 。
4. 试验结果表明 AOCC 与星敏感器的通信正常, 其协议符合 TS-1 的要求。

北京天文台: 孙才仁 2000.10.17 过培荣 朱铮
哈工大: 张德春 2000/10/17
2000/10/17 吴翔虎 2000 10. 17

附录 13

863-2 课题验收证书

课题名称： 轻型高精度姿态控制技术

协议编号： 863-2-5-1-12a

完成单位： 中国航天科技集团公司第
八研究院第八一二研究所

课题负责人： 李英波

验收日期： 2002年 4月 13日

国家高技术航天领域专家委员会

一、课题简要说明及技术指标

跟踪国际先进技术,研究具有先进水平,轻型高性能的微小卫星姿态和轨道控制技术,以推动我国小卫星技术的发展,尽快跟上国际小卫星控制技术水平。

技术指标

高指向精度高稳定度微小卫星姿态控制系统

指向精度: $\leq 0.1^\circ$ (三轴 3σ)

姿态稳定度: $\leq 10^{-4} \text{ }^\circ/\text{s}$ (三轴 3σ)

控制系统仪器质量: $\leq 15\text{kg}$

寿命: ≥ 5 年

可靠性: ≥ 0.95

轻型高精度星敏感器及轻型长寿命飞轮技术指标见协议书
(代号: 863-2-5-1-12a)

二、课题完成情况

中国航天科技集团第八一二研究所组织了课题攻关小组,针对小卫星的特点,对影响卫星高精度(指向精度、姿态稳定度)的因素进行了深入分析和研究,完成了轻型高精度姿态控制技术系统方案研究,完成了姿态控制软件、姿态确定软件的设计,各项技术指标均达到了协议书提出的要求。

按 863 专家委员会意见,轻型星敏感器由国家天文台研制,现已研制出了轻型星敏感器工程样机,并对样机进行了测试、实际星空观测、航天环境试验,各项指标已达到协议书要求。

与洛阳轴承设备厂合作研制出了轻型长寿命飞轮样机,并对样机进行了测试,各项技术指标基本达到了协议书要求。

对研究工作进行了认真总结,编制了“轻型高精度姿态控制技术系统方案研究报告”、“姿态控制软件姿态确定软件设计报告”、“轻型星敏感器研制总结报告”、“轻型长寿命反作用飞轮研制总结报告”,完成了“九五”下达的任务。

三、提交的成果

提交的成果如下

1. 系统方案研究报告
2. 系统控制软件、姿态确定软件设计报告
3. 轻型星敏传感器样机
4. 轻型长寿命飞轮样机

四、结果推广前景以及效益预测

系统方案研究成果、姿态控制软件姿态确定软件设计研究成果可以应用于高精度要求的小卫星和微小卫星姿态控制系统，对大卫星也有一定的参考价值。

轻型高精度星敏传感器，体积小、重量轻、功耗低，符合国内航天领域对星敏传感器的迫切要求。该星敏传感器不但可以用于小卫星和微小卫星，也可广泛应用于其它航天器。

轻型长寿命飞轮技术的研究成果可以应用于小卫星和微小卫星。高稳定度飞轮测速技术可用于其它航天器。

五、 验收意见

课题组完成了星敏感器和反作用飞轮原理样机,技术指标达到了协议书的要求,并对轻型高精度姿态控制系统进行了方案分析与仿真。

课题组完成了协议书规定的研究内容,同意通过验收。

验收负责人: 林素云
02年4月13日

六、 专家组意见

专家组组长:

年 月 日

七、专家委员会意见

首席科学家:

年 月 日

八、验收人员名单

姓名	年龄	职称、职务	专 业	工 作 单 位
林秉岩	69	研究员	航天控制	航天部502所
刘世	42	“	航天总体	刘世
曹志清	39	教授	飞行器设计	哈工大
孔政	39	教授	精密制造	清华大学
刘世	34	高工	惯性导航	863-7办
谭浩	29	工程师	激光与电子工程	解放军理工大学总站