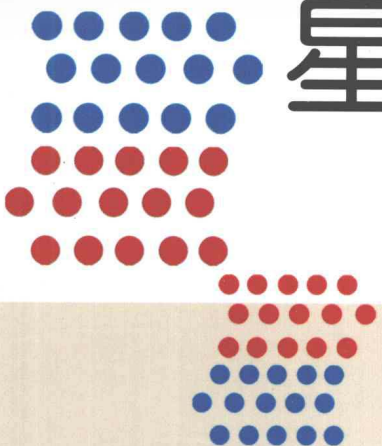


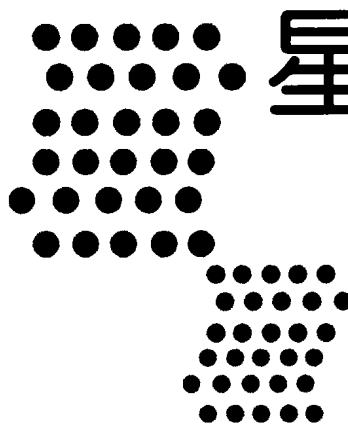


星敏感器系统的 研究与实现

XINGMINGANQI XITONG
DE YANJIU YU SHIXIAN

李 杰 © 著

吉林人民出版社



星敏传感器系统的 研究与实现

XINGMINGANQI XITONG
DE YANJIU YU SHIXIAN

李 杰◎著

吉林人民出版社

图书在版编目(CIP)数据

星敏感器系统的研究与实现 / 李杰著. — 长春: 吉林人民出版社, 2008.12

ISBN 978-7-206-05933-9

I. 星… II. 李… III. 航天器—星体跟踪—设备—研究
IV. V448.23

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2008)第 206610 号

星敏感器系统的研究与实现

著 者: 李 杰

责任编辑: 谷艳秋 封面设计: 创意广告

吉林人民出版社出版 发行 (长春市人民大街 7548 号 邮政编码: 130022)

印 刷: 长春市恒源印务有限公司

开 本: 787mm×1092mm 1/16

印 张: 8 字数: 150 千字

标准书号: ISBN 978-7-206-05933-9

版 次: 2008 年 12 月第 1 版 印 次: 2008 年 12 月第 1 次印刷

定 价: 24.00 元

如发现印装质量问题, 影响阅读, 请与印刷厂联系调换。

前言

星敏传感器是一种以恒星为参照系,以星空为工作对象的高精度的空间姿态测量装置,是迄今为止最精密且漂移最小的姿态测量部件,经常为卫星、洲际战略导弹,宇宙飞船等航空航天飞行器提供准确的空间方位和基准,并且与惯性陀螺一样都具有自主导航的能力,具有极为重要的应用价值。

本书介绍星敏传感器的组成、原理,对星敏传感器系统的技术指标、光学成像系统中的参数关系等相关问题进行了分析;从能量辐射出发,研究了数字星像的能量转换过程,对星图图像进行了仿真分析,对星点提取算法、星等问题进行了深入分析;对星敏传感器的探测能力、测量精度等方面进行了研究分析;并从系统设计实现的角度,对星敏传感器系统设计实现的软硬件原理方法进行了分析论述;最后对星敏传感器系统的测试和标定方法进行了说明举例。

本书的创新点体现在以下方面:

1. 研究了星敏传感器的探测能力模型,对提高探测能力的方法进行了分析;
2. 研究了星敏传感器的测量精度,对影响测量精度的因素进行了分析;
3. 详细论述了星敏传感器系统的各部分的设计方法,对系统的软硬件实现进行了详细的说明;
4. 对星敏传感器的性能测试和标定技术进行了研究。

本书开创性地深入地研究了星敏传感器的组成、原理、相应的关键技术、对星敏传感器的探测能力和探测精度进行了研究,对星敏传感器系统设计实现的软硬件原理方法、测试和标定的原理和方法进行了详尽的分析和论述。本书为进行相关研究的科研人员提供了详尽的基础平台和应用参考。

本书涉及内容是作者对在中科院长春光机所读博士期间的研究成果和所在实验室师兄的研究成果的整理,在此感谢导师郝志航研究员所领导的课题组在星敏传感器方面所做的工作,感谢师弟李广泽、李学夔对书成稿所做的工作,感谢我的先生刘金国研究员对全书构架所提的建议。

本书可作为大专院校、科研院所相关专业的研究生的参考书,也可供从事相关领域工作的工程技术人员参考。

由于本书内容较新及作者对这一领域涉及不深,水平有限,书中难免有缺点和不成熟之处,恳请读者批评指正。

著者

2008年12月

目 录

第1章 绪论	1
1.1 航天应用中的姿态确定和控制系统	1
1.2 星敏感器概述	3
1.2.1 星敏感器的功能	3
1.2.2 星敏感器的组成	4
1.2.3 星敏感器的工作原理	4
1.3 星敏感器技术的发展	6
1.3.1 星敏感器技术的发展过程	6
1.3.2 星敏感器研究现状	7
第2章 星敏感器系统的关键技术	9
2.1 星敏感器系统的主要技术指标	9
2.1.1 视场(FOV)	9
2.1.2 测量精度	10
2.1.3 星等探测灵敏度	11
2.1.4 星的可利用性和星表尺寸	12
2.1.5 更新速率	14
2.1.6 体积与质量	14
2.2 星敏感器光学系统	15
2.2.1 光学系统技术概述	15
2.2.2 新一代星敏感器对光学系统的要求	16
2.2.3 几种大视场光学系统结构形式	17
2.3 图像传感器技术	20
2.3.1 图像传感器技术概述	20
2.3.2 大面阵 CCD 成像技术	21
2.4 星敏感器系统设计中的参数关系	33
2.4.1 像元阵列大小与视场角的关系	33
2.4.2 图像传感器芯片尺寸与焦距的关系	34
2.4.3 焦距、视场和孔径	35
2.4.3 焦距对探测能力的影响	36

2.4.5 中心波长和光谱范围的确定	36
第3章 数字星像分析	37
3.1 星光能量分析	37
3.1.1 恒星辐射能量	37
3.1.2 星等与辐射能量的关系	38
3.1.3 恒星的光谱特征	39
3.2 星光能量采集过程分析	39
3.2.1 两种不同方案的图像特征	39
3.2.3 星光能量的采集过程	41
3.3 星光能量转换过程分析	42
3.3.1 电荷积分采样过程	42
3.3.2 电荷转移过程	43
3.3.3 电荷检测过程	43
3.3.4 视频处理过程	44
3.4 数字星像仿真分析	45
3.4.1 仿真参数分析	45
3.4.2 数字星像仿真	46
3.4.3 数字星像分析	47
3.5 星点目标提取算法分析	48
3.5.1 固定阈值法	48
3.5.2 小波自适应阈值法	49
3.5.3 星点目标连通性分析	51
3.5.4 伪星剔除	53
3.6 星等分析	53
3.7 本章小结	54
第4章 星敏感器探测能力	55
4.1 星等探测灵敏度分析	55
4.1.1 星点信噪比分析	55
4.1.2 探测灵敏度计算	56
4.1.3 星等探测范围分析	59
4.2 星探测概率分析	60

4.3 提高探测能力的方法	62
4.4 本章小结	63
第5章 星敏感器测量精度	65
5.1 精度指标概述	65
5.1.1 单星测量误差	65
5.1.2 噪声等效角	65
5.1.3 光轴指向精度	66
5.2 影响测量精度的因素	66
5.2.1 角分辨率因素	66
5.2.2 星点数目因素	67
5.2.3 随机误差因素	67
5.3 内插细分算法精度分析	69
5.3.1 内插细分算法概述	69
5.3.2 双线性内插细分算法分析	71
5.3.3 测量精度仿真分析	73
5.3.4 静态仿真实验	74
5.3.5 动态仿真实验	75
5.3.6 精度与信噪比关系分析	78
5.4 本章小节	79
第6章 星敏感器系统设计实现	81
6.1 系统设计概述	81
6.1.1 系统构成	81
6.1.2 功能简介	81
6.2 光学系统设计	82
6.2.1 主要技术指标要求	82
6.2.2 光学设计结构选择	82
6.3 光机结构设计	84
6.3.1 结构概述	84
6.3.2 光机结构的组成	84
6.3.3 光学镜头的精度保证	84
6.3.4 镜头的杂散光控制	84

6.3.5 焦平面组件	85
6.4 电子学系统设计	85
6.4.1 星敏感器主体电控子系统	85
6.4.2 星捕获处理电控子系统	93
6.4.3 二次电源	97
6.5 软件实现	97
6.5.1 软件流程	97
6.5.2 软件算法	98
6.6 本章小结	100
第7章 星敏感器性能测试与标定技术	101
7.1 系统标定	101
7.1.1 成像几何变换原理	101
7.1.2 相机标定	104
7.1.3 实施举例	105
7.2 星点成像实验	106
7.3 静态稳定度	106
7.4 静态测角精度测试	107
7.4.1 测试方法	107
7.4.2 测试数据分析	108
7.5 动态测量精度测试	110
7.5.1 测试设备	110
7.5.2 测试方法	110
7.5.3 测试结果	111
7.6 外场观星试验	112
7.7 本章小结	112
参考文献	114

第1章 绪论

姿态是反映运动物体运行轨迹和指向的重要参量,对于运行于太空的航天飞行器,姿态参数的测量尤其重要。获取姿态信息的姿态测量系统是航天飞行器的重要组成部分,它是姿态控制系统控制航天器稳定或平稳运动的前提,而姿态测量系统中的首要关键部件就是姿态敏感器。随着航天技术的不断发展,对航天飞行器姿态的测量精度也提出了更高的要求,从而进一步促进了姿态敏感器技术的迅速发展。

星敏感器是一种以恒星为参照系,以星空为工作对象的高精度的空间姿态测量装置,是迄今为止最精密且漂移最小的姿态测量部件,经常为卫星、洲际战略导弹,宇宙飞船等航空航天飞行器提供准确的空间方位和基准,并且与惯性陀螺一样都具有自主导航的能力,具有极为重要的应用价值。

本章介绍航天应用中的姿态确定和姿态敏感器的的基本概念、着重介绍星敏感器的基本组成、原理和发展等相关问题。

1.1 航天应用中的姿态确定和控制系统

姿态确定和控制系统是飞行器的重要组成部分,其作用是在飞行器运行期间获取并保持飞行器在空间定向的过程。一般分为姿态稳定和姿态机动两个方面。姿态稳定是指保持飞行器已有的姿态不受外界影响,姿态机动则是飞行器从一种姿态改变到另一种姿态的过程。实现上述功能的装置或系统称为飞行器的姿态确定和控制系统。空间飞行器的姿态控制方式很多,一般可分为两种基本类型:被动姿态控制和主动姿态控制^[1-3]。

被动姿态控制。被动姿态控制(passive attitude control)是利用航天器本身的动力特性和环境力矩控制航天器的姿态。常用的被动姿态控制方法有自旋稳定、重力梯度稳定及磁稳定。被动姿态控制系统不需要电源,结构简单可靠,缺点是控制精度较低。

主动姿态控制。航天器的主动姿态控制(active attitude control)系统由姿态敏感器、控制器和执行机构三部分组成。姿态敏感器获取航天器的姿态信息,将其提供给控制器,经处理、变换和放大后由执行机构产生控制力矩,实现航天器的姿态控制。其原理结构如图 1-1 所示。

研究姿态控制技术,实际上就是研究姿态精度控制技术,其中主要的研究项目是姿态测量敏感器的精度,因为这是决定测量系统精度的主要因素。

姿态敏感器是建立飞行器姿态控制与稳定基准的仪器。作为飞行器姿态控制的测

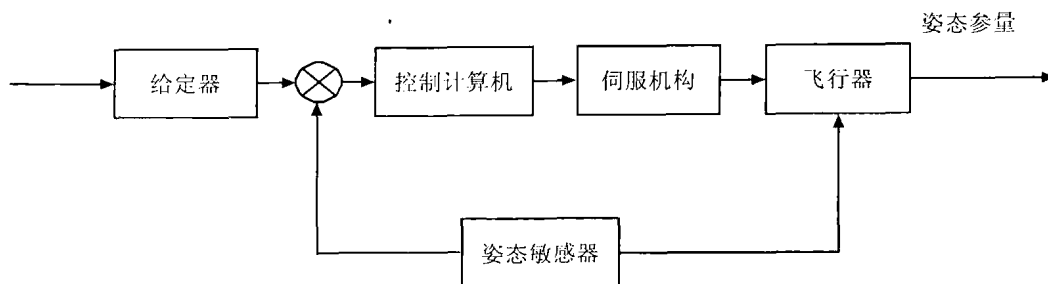


图 1-1 飞行器姿态与控制系统结构方框图

量部件，它感受飞行器的姿态变化，即测量出飞行器相对于某一基准方位的姿态信息，并利用这些信息确定出飞行器的某一轴或三轴指向。

对不同的基准方位，所用的姿态敏感器工作原理和测量得到的信息都是不同的。工程上姿态敏感器的种类很多，依据所选择的参照系可分为如下几类^[5-7]：

- 1) 以地球为基准方位，有红外地平仪、地球返照敏感器等；
- 2) 以天体为基准方位，有太阳敏感器、星敏感器等；
- 3) 以惯性空间为基准方位，有陀螺仪和加速度计等；
- 4) 以地面站为基准方位，有射频敏感器；
- 5) 其他，如以地球磁场为基准方位的磁强计，以地貌为基准方位的陆际敏感器等。

惯性陀螺是最常用的姿态测量仪器，主要分为机械式陀螺、激光陀螺和光纤陀螺三个种类。工作时不与外界发生任何光、电联系，因此隐蔽性好，应用广泛。瞬时精度高，不但能得到姿态参数，而且还能输出姿态参数的变化率。但是长时间的漂移大。

地球敏感器(包括红外地平仪和重力梯度杆)是常用的姿态测量仪器，主要是通过测量卫星自旋轴和地平线的夹角，从而获得姿态信息。精度较高。

太阳敏感器是以太阳为基准，通过测量太阳光线与飞行器内某一预定的体轴或坐标面之间的夹角来获取姿态信息。测量精度可以达到 0.05° 。

磁强计是用来测量空间环境磁场强度和方向的仪器。由于空间每一位置的地球磁场强度都可以事先用地球磁位来确定，因此，利用飞行器上磁强计测得的信息就可以确定出飞行器相对于地球磁场的姿态。但是，受原理的局限，磁强计不能用于高轨道飞行器，同时，精度也比较低。

星敏感器(又名星扫描器，星跟踪器，星图仪)是一种以恒星为参照系，以星空为工作对象的高精度的姿态测量仪器，它通过探测地球上不同位置的恒星并进行解算，提供飞行器相对于惯性坐标系的三轴姿态。由于恒星的张角非常小，在确定时间的恒星的赤经和赤纬是精确已知的，所以它能够提供更比地球敏感器、太阳敏感器更高的精度，同时，由于它是根据星像来进行姿态测量，又克服了惯性陀螺固定漂移的缺点，是目前精度最高的姿态敏感仪器。表 1-1 列出了主要姿态测量器的特性。

表 1-1 主要姿态测量器的特性

类型	优点	缺点
陀螺仪	不受轨道影响，自主性强； 有限时间内精度高；数据率高	易漂移；易磨损；功耗大；质量大
地球敏感器	信号强；轮廓清晰；分析方便	受外部因素影响大；易被太阳干扰； 精度约 5 角分
太阳敏感器	信号源强；轮廓清晰；功耗的；质量轻	有阴影区；精度约 1 角分
磁强计	成本低；功耗低；对低轨道飞行器灵敏度高	受轨道影响大；要进行磁清洁； 精度约为 30 角分
星敏感器	精度高；无漂移；不受轨道影响	结构复杂；成本高； 精度可达 1 角秒；数据率较低

1.2 星敏感器概述

1.2.1 星敏感器的功能

星敏感器所具有的功能

星敏感器是以恒星为测量目标，以光敏感元件为核心的光电转换电子测量系统。随着星敏感器技术的发展和其基本功能的强大，星敏感器的应用领域越来越广泛，各类星敏感器所具有的功能主要有^[9]：

星图获取：能够扫描整个视场，并能定位和输出视场内的星像点位置。

星跟踪：定位探测设备上的星像点，输出星像点在像面坐标系的坐标，并能在一段时间内，对更新的星图重复进行该星像点定位和相应的坐标输出。

自动星跟踪：在一段时间内，无需辅助能够进行星跟踪，并且在所跟踪的星像点离开敏感器视场时，自动选择新的星并跟踪。

自动姿态测量：在没有已知或外部的姿态、角速率、角加速度的情况下，能够测定在惯性坐标系下的敏感器方位。

自动姿态跟踪：在一段时间内，随着敏感器在天球内的位置移动，对视场内的星像点进行自动选择和跟踪，并进行自动姿态测量。

自主角速率测量：在不依靠绝对姿态信息的情况下，自主测定敏感器的转动角速率。

图像下载：对探测设备整个视场的瞬时信号进行捕获，并向使用者输出所有图像信息。

星体坐标系导航：以某一星体(例如地球、太阳)定义的外部参考坐标系为基准，测定敏感器的位置。

惯性坐标系导航：以惯性坐标系为基准，测定敏感器的位置。

星敏传感器分类

依据具有上述功能的不同，星敏传感器被分成五类：

(1) 星扫描器(Star Scanner)：星扫描器的典型应用是在自旋卫星上，通过检测狭缝来检测扫过天球时的星光脉冲信号，获得卫星的自旋信息。星扫描器曾在过去的多年中被使用，现已被现代敏感器所取代。

(2) 星相机(Star Camera)：以获取星图为基本功能。

(3) 星跟踪器(Star Tracker)：能够获取星图并进行星跟踪。

(4) 自主星跟踪器(Autonomous Star Tracker)：能够获取星图并进行自动星跟踪。

(5) 星导航敏感器(Star Navigation Sensor)：具有自主星跟踪器的基本功能，并能进行星体坐标系导航。

1.2.2 星敏传感器的组成

图 1-2 为星敏传感器系统结构图，分光学头部主体和电信号处理单元两大部分组成。光学头部主体通常由遮光罩、光学系统和探测器组成。遮光罩主要是以遮挡叶来对地球、太阳和月亮的杂散光进行吸收消除，可以直接安装在光学系统前。光学系统由一系列光学透镜和机械支架组成，主要用来汇聚进入视场的光线。探测器由图像传感器(如 CCD、CMOS)、工作电路(如定时、驱动、处理等)和制冷装置组成，主要用来形成星图。电信号处理单元通常由微处理器、电源、软件算法和星表组成。软件算法主要包括星点提取、星识别和姿态计算等^[10]。

1.2.3 星敏传感器的工作原理

星敏传感器的硬件结构框图如图 1-3 所示^[11]。其中图像传感器电路一般包括 CCD 焦平面组件、驱动电路、时序信号发生器和视频信号处理器；控制和数据处理电路包括数字信号处理器(星像存储器、星像地址发生器、程序存储器、星表存储器、CPU)与接口电路等硬件和连通性分析、细分算法、星识别、姿态角计算及坐标转换等软件。

星敏传感器工作模式通常有 4 种：自检工作模式、捕获工作模式、跟踪工作模式和成像工作模式。自检工作模式时，利用放在 CCD(或 CMOS)像面前的发光二极管发出的光来检查星敏传感器的工作正常与否；捕获模式下，对视场内的星像进行处理，剔除太空碎片和大目标，选取最亮的 2~5 颗星作为导航星，确定导航星窗口；跟踪模式下，处理导航星窗口内的星像数据，计算导航星的精确位置，计算和输出 3 轴姿态角，同时更新导航星窗口的位置；在成像工作模式下，星敏传感器被作为一台相机使用，可以拍摄和存储视场内的星像，需要时可以将存储的星空图像传至地面。

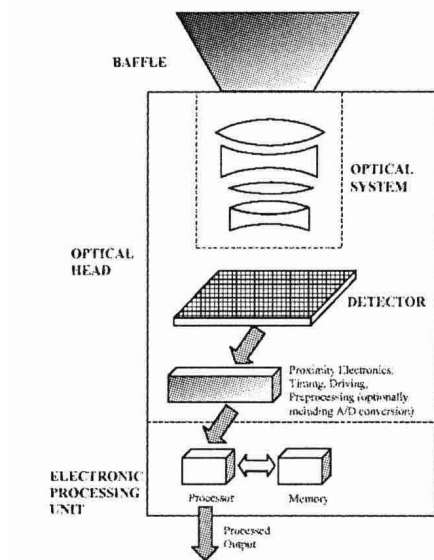


图 1-2 星敏感器的组成示意图

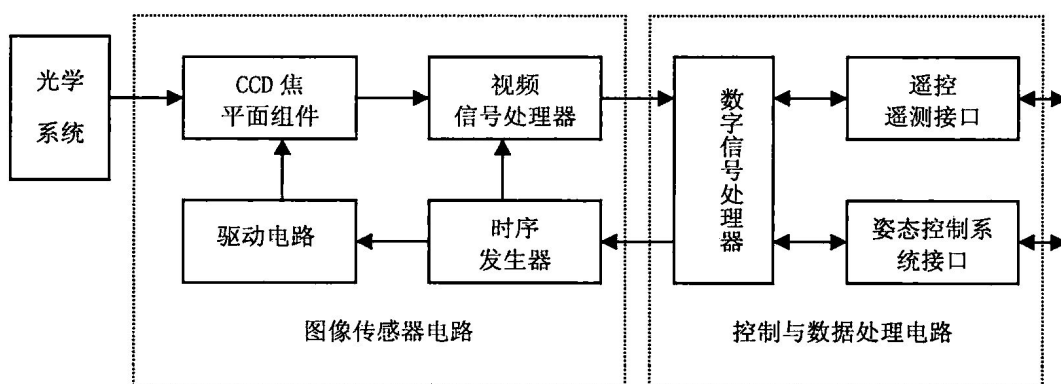


图 1-3 星敏感器硬件框图

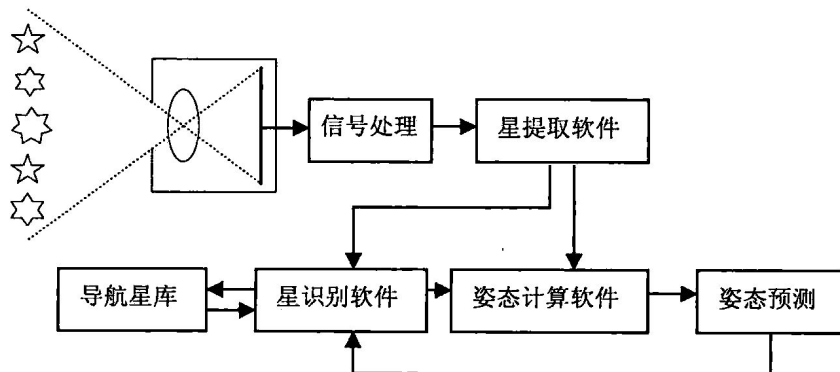


图 1-4 星敏感器的工作原理框图

1.3 星敏传感器技术的发展

1.3.1 星敏传感器技术的发展过程

星敏传感器的发展经过了早期星敏传感器、第一代 CCD 星敏传感器和第二代 CCD 星敏传感器三个阶段^[12-19]。

(1) 早期星敏传感器

早期的星敏传感器使用析像管作为探测器件，如小型天文卫星(SAS-C)、国际紫外探测器(IUE)、高能天文观测台(HEAO1,2,3)、MAGSAT 等航天应用中的星敏传感器。

析像管是一种使用聚焦和偏移线路的模拟器件，在实际应用中有着许多难以克服的困难。在精度要求低于 30arcsec 时，析像管星敏传感器通过严格的校正技术尚可以满足精度要求。而当视场为 2° 以上，需要保持 1arcsec 的精度要求情况下，必须使析像管模拟稳定性保持在 0.04% 以下，对一个模拟器件提出这样的要求是难以达到的。此外，析像管的尺寸、重量、磁效应和高压击穿等问题也限制了它的使用和发展。

20 世纪 70 年代，随着电荷耦合器件(CCD)和电荷注入器件(CID)等固态图像传感器的发展，人们开始采用固态图像传感器作为探测器件，研制性能优于析像管的固态星敏传感器。由于器件本身特性与制造工艺发展的原因，CCD 星敏传感器逐渐占据主导地位。

(2) 第一代 CCD 星敏传感器

1974 年美国喷气实验室(JPL)开始研究开发 CCD 星敏传感器，当时主要应用了面阵 CCD 器件和微电子控制器等技术。自 20 世纪 70 年代后期以来，随着 CCD 技术的日臻成熟，面阵 CCD 星敏传感器逐渐步入成熟的技术阶段。从那时起，几乎所有的星敏传感器都是采用面阵 CCD 做为图像传感器。

早期的 CCD 星敏传感器视场较小，探测暗星能力强，CCD 像元数通常为 300×400 左右。由于视场小，因此镜头的焦距可以长。在相对口径一定时，有效口径可以大，对探测暗星的能力提高有很大的优点，单星测量精度可以达到相当高的水平。但是，这种方法有一个致命的缺点就是为解算姿态角，必须利用很大的星表，星的识别和姿态计算会非常复杂，计算时间很长，很难实时给出姿态角的计算结果。同时，为了提高暗星探测能力，光学系统焦距长，星敏传感器质量和体积较大。这一时期的星敏传感器称之为第一代星敏传感器，它主要通过跟踪视场内捕获到的几颗亮星确定姿态。

(3) 第二代星敏传感器

进入 20 世纪 90 年代，为满足航天技术的不断发展提出的日益严格的要求，人们开始研究和开发第二代星敏传感器。相对于第一代星敏传感器，新一代的星敏传感器在设计上的显著特点是视场大、星表小、探测星等低，可以直接输出姿态角、无姿态累积误差、具备快速故障恢复能力、智能化等，此外还具有低成本、小型化等优良特性。其

最主要的性能特点是解决了“太空迷失”(lost-in-space)下的姿态测量问题,具有自主导航的功能,即不需要人为干预和任何先验姿态信息,独立完成飞行器三轴姿态的初始姿态捕获和跟踪。由于不断采用新技术,第二代星敏感器的体积、质量、功耗不断减小,各项性能不断提高。2001 年的典型数据为:质量为 1~7 kg,功耗为 5~15W,精度为角秒级,更新频率达到 0.5~10Hz。

1.3.2 星敏感器研究现状

星相机作为一种早期的星敏感器,美国从 20 世纪 50 年代即开始从技术上研究其方法、原理和数学模型等硬件和软件,并在 60 年代的阿波罗计划中的月球探测器上设置了星相机,其后在航天飞机上设置的大幅面测量相机也配置了两台星相机共同组成了测量相机系统。前苏联在 TM-6 宇宙飞船上的测量相机系统也配置了星相机。

自 20 世纪 70 年代,以美国为代表的航天发达国家开始研究应用 CCD 星敏感器,前苏联在星敏感器应用方面的水平也较高,1989 年在和平号空间站上已经使用了星敏感器技术,前西德和日本也先后使用了星敏感器用来测量飞行器姿态。进入 20 世纪 90 年代,国外对星敏感器的研究更加活跃,星敏感器在地球观测、月球探测、行星探测、星际通讯和航天器对接等方面得到了越来越广泛的应用,星敏感器的商品化进程也在以更快的速度发展。

目前星敏感器在国外航天领域已经日臻成熟、应用广泛、前景良好。除了美国以外,许多国家都成功地研制出了用于各种航天任务的星敏感器。英国、德国、法国、荷兰、比利时、意大利和印度等国都有生产星敏感器的公司或者研究所,比较著名的研究单位有洛克希德-马丁公司(Lockheed-Martin)、哥达德空间技术中心(Goodrich Electrical-Optical Systems)、喷气推进实验室(JPL)、丹麦技术大学(Technology University of Denmark)、BALL 公司、Sira 公司、意大利伽利略空间技术公司(Galileo Avionica)、德国 jenaoptronik 公司、法国 SONDERN 公司等。

我国从 20 世纪 80 年代开始星敏感器的研究工作。中科院长春光机所于 1985 年开始为巨浪 2 号的星惯制导系统研制 XG-1 星敏感器,当时的航天部 2 院 17 所利用 XG-1 星敏感器完成了星惯制导的地面仿真试验。目前国内研制星敏感器的单位有航天科技集团公司五院 502 所,中科院的北京天文台、成都光电所和长春光机所等几家单位。502 所研制的星敏感器用于尖兵 3 号卫星;北京天文台研制的星敏感器用于空间太阳望远镜天文卫星,性能指标见表 1-3。这两种星敏感器基本上处于第一代星敏感器的技术水平。

为适应航天技术的需要,跟踪国际星敏感器发展前沿,国内的许多单位着眼于第二代星敏感器,开展了有关星敏感器的多种新技术的研究工作。国内在这方面的研制在相当长的时间内一直处于原理研究阶段,没有工程实现。

表 1-2 几种典型的星敏感器参数对比

	Ball CT-602	Ball CT-633	ST5000	Clementine	Orsted ASC	HD1003S	ASTROS
更新速率(Hz)	10	5	10/5	10	1	10	4
重量 (lb)	12	6	5	0.6	3	7	
功耗 (W)	8	8	8	4.5	4.5	11	
视场角 (deg)	8×8	20×20	9.2×6.7	28.9×43.4	22×16	8×8	2.2×3.5
探测星等	6	4.5	8.0/8.7			6.0	-0.2—8
测角精度 (ArcSec.1 σ)	3				5.7	5	4
跟踪星数量	1—5	1—5	1—8				
自主导航	No	Yes	Yes				

表 1-3 国内两种星敏感器性能指标

研制单位	质量	功耗	视场	相对 精度(1 σ)	更新 速率	星等 灵敏度	CCD 像元数
北京天文台	< 4kg	< 15W	8.9°×6.6°	< 14"	1Hz	6.5Mv	360×288
长春光机所	1.3kg		2°×2°	< 3"		5Mv	

第2章 星敏感器系统的关键技术

2.1 星敏感器系统的主要技术指标

对星敏感器的系统设计，首先要考虑星敏感器系统所应满足的技术指标，一般包括视场、星等灵敏度、以及星表尺寸、更新速率、体积和重量等，这些技术参数既相互关联，又相互制约，它们共同决定了星敏感器系统性能水平。

2.1.1 视场(FOV)

视场是星敏感器最重要技术参数之一，星敏感器视场对角线方向通常从几度到30多度，视场的大小决定了星敏感器采集星图的大小，影响着星敏感器的各项性能。

星敏感器的视场角是由探测器芯片的尺寸、光学系统的焦距决定的，当探测元件的尺寸一定时，光学系统的视场可表示为焦距 f 的函数^[20]：

$$\operatorname{tg} \omega / 2 = \frac{\sqrt{a^2 + b^2}}{2f} \quad (2-1)$$

$$\operatorname{tg} \omega_T / 2 = \frac{b}{2f} \quad (2-2)$$

$$\operatorname{tg} \omega_s / 2 = \frac{a}{2f} \quad (2-3)$$

式中， $\omega, \omega_T, \omega_s$ 分别为光学系统的圆视场、子午视场和弧矢视场。 a, b 为探测元件的长和宽。

一般来说，对正方形阵列的图像传感器芯片，常把视场角表示为^[21]

$$A_{FOV} = 2 \arctan \left[\frac{S_{\text{image chip size}} / 2}{f} \right] \quad (2-4)$$

其中 $S_{\text{image chip size}}$ 是光敏面边长， f 是光学系统焦距。

星敏感器的视场角减小，将会提高单星的测角精度。但对于小视场光学系统，为保证视场内有足够的星数目，光学系统镜头孔径直径需要加大，因为口径加大能使系统探测到更多的暗星。而大的孔径导致光学系统体积和质量变大。视场小，口径大，探测暗星多，导致相应需要的星表包含星数目增加，星表尺寸变大，这意味着星识别算法随着星表包含导航星数目的增加而急剧变得复杂，计算量也急剧变大。因此，星