



## 5.1 引言

空间机器人在轨执行任务的过程中,必须具有极高的智能与自主性。早在 1995 年,杨嘉墀院士就指出:“由于传统控制技术在空间飞行器姿态和轨道控制方面存在的问题,各空间国家十多年前就开始发展智能自主控制技术。对中国来说,发展这项技术更有其必要性。”并强调,对于空间机器人来说,多传感器信息融合、空间机械臂的路径规划等是其中的关键技术<sup>[1,2]</sup>。智能自主控制已成为中国航天器型号发展的重要方向<sup>[3-6]</sup>,而实现智能自主的前提是航天器必须具有充分的获取自身及环境信息的能力,即感知能力。

首先,空间机器人是由基座及安装在其上的多自由度机械手组成的,基座是机械手工作的平台,基座的姿态不但会影响机器人的操作,而且对能源和通信系统来说极其重要,因此空间机器人基座必须装配有姿态敏感器;其次,机器人末端工具的运动是靠机械臂各关节的联合运动实现的,末端的定位、定姿精度取决于各关节位置控制的精度,对于与工作环境接触的精细操作(如拧螺栓、插孔、切割、焊接等),还需要进行力/力矩的控制,可见,机器人关节位置、力/力矩的感知对在轨任务的成功执行极其重要;另外,当目标点的位置、姿态无法预先确定且会随时间发生变化(如捕获漂浮目标)时,需要利用手眼相机对目标进行成像,然后对图像进行处理,得出目标相对于机器人的位置和姿态;在空间机器人跟踪、接近目标到达其操作范围的过程中,也需要采用相应的测量手段对目标航天器的状态进行测量,测量结果作为 GNC 系统的输入。

本章首先介绍空间机器人常用的敏感器及其测量原理,包括机器人基座的姿态敏感器、机械臂的关节位置传感器、力/力矩传感器、手眼视觉等;然后从是否具有“合作”性上对被服务对象进行分类,讨论了主要的天基目标测量敏感器,并结合典型在轨服务任务,设计了天基目标测量系统方案。

## 5.2 空间机器人基座姿态敏感器

卫星姿态测量的基本问题是确定固连于星体的坐标系  $O_b X_b Y_b Z_b$  在参考坐标系  $O_r X_r Y_r Z_r$  中的姿态参数,或者是确定固连于  $O_b X_b Y_b Z_b$  的某一单位矢量在  $O_r X_r Y_r Z_r$  中的球面坐标。前者称为三轴姿态确定,后者称为单轴姿态确定。参考

坐标系  $O_r X_r Y_r Z_r$  可以是卫星质心惯性系  $O_1 X_1 Y_1 Z_1$ , 也可以是轨道坐标系  $O_o X_o Y_o Z_o$  或其他坐标系。基本的姿态确定方法有参考矢量法、惯性测量法及统计估计法等几类。

姿态传感器大致可分为角速度传感器和角度传感器。常用的角速度传感器为陀螺, 包括有机械转子的动调陀螺和无机械转子的光纤陀螺、激光陀螺等。陀螺提供角速度信息, 然而陀螺输出的角速度偏差会随时间累积, 即陀螺漂移。这就需要其他的姿态传感器来修正陀螺信息。

角度传感器包括太阳传感器、星传感器、红外地平仪等。角度传感器通过测量恒星相对于星体坐标系的方位来确定星体相对于参考坐标系的姿态角。受传感器带宽的限制, 仅仅利用这些角度传感器也无法精确获得卫星姿态信息, 因此卫星姿态确定系统通常以陀螺为基准, 装配一种或多种角度传感器对陀螺漂移进行校正。

下面对各种常用的姿态传感器进行介绍。

## 5.2.1 陀螺

陀螺属于惯性测量元件, 是基于角动量守恒原理设计的, 通过它可在星体内部建立惯性基准, 测量星体相对于此基准的姿态变化, 即实现了惯性姿态测量<sup>[7]</sup>。假如基准相对于指定参考坐标系的方位已知, 则可确定星体相对于该参考坐标系的姿态。陀螺仪主要由一个位于轴心且可旋转的轮子构成, 高速旋转的陀螺转子轴具有对惯性空间稳定定向的特性, 此转子所具有的角动量矢量可作为星体的内部基准。陀螺仪能敏感星体相对于惯性空间的姿态运动, 故称其为惯性姿态测量传感器。

陀螺仪有两个基本特性<sup>[8]</sup>——定轴性(inertia 或 rigidity)和进动性(precession), 这两种特性都建立在角动量守恒的原则下。定轴性是指: 当陀螺转子以极高速度旋转时, 就产生了惯性, 这惯性使得陀螺转子的旋转轴保持指向一个固定的方向, 同时反抗任何改变转子轴向的力量。这种物理现象称为陀螺仪的定轴性或惯性, 与以下物理量有关: ①转子质量愈大, 惯性愈大; ②转子旋转半径愈大, 惯性愈大; ③转子旋转速度愈大, 惯性愈大。陀螺的进动性是指: 当陀螺仪在运转时, 外界在转子旋转轴上施加作用力矩, 则旋转轴并不沿施力方向运动, 而是顺着转子旋转向前  $90^\circ$  垂直施力方向运动的特性。影响进动性大小的因素主要有 3 个: ①外界作用力愈大, 其进动性也愈大; ②转子的质量惯性矩愈大, 进动性愈小; ③转子的角速度愈大, 进动性愈小。进动方向取决于施力方向及转子旋转方向。

根据应用情况可大体将陀螺仪分为两类——位置陀螺和速率陀螺。位置陀螺的输出为星体相对于陀螺转子角动量矢量所组成的参考系的姿态, 而速率陀螺的输出为星体的角速度矢量在陀螺输入轴(敏感轴)方向上的分量。位置陀螺转子的角动量矢量一般相对于惯性空间稳定, 或作已知的进动运动; 而速率陀螺的敏感轴矢量则与星体坐标固连, 因而它能测得星体的角速度  $[\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ , 利用积分即可求得星体的姿态。在一个采样周期  $\Delta t$  时间内, 由电子线路完成角速度积分, 这种陀螺称为速率积分陀螺。

惯性姿态测量的优点是: 在已知初始姿态及已知参考坐标相对惯性空间的姿态的条件下, 在一段时间内, 可以不需外部参考矢量的测量, 星上自主确定姿态。通常惯性姿态传感器在短期使用时积分误差小, 具有较高的精度, 且噪声也小, 因此常用于姿态机动及外部参考矢量不可测量时的姿态测量。

惯性姿态测量的缺点是：①需知道初始姿态；②若积分时间较长，陀螺漂移所引起的姿态确定误差增大；③若参考坐标系  $O_r X_r Y_r Z_r$  为非惯性参考系，则还要计算  $O_r X_r Y_r Z_r$  相对于惯性系的姿态运动等。

在实际应用中，常常把惯性测量姿态确定和外部参考矢量姿态确定结合起来，每一采样间隔内用惯性测量，每隔一定时间间隔用外部参考矢量测量来修正惯性测量所获得的姿态，并用它来估计陀螺的漂移，以提高惯性测量的精度。

传统的陀螺仪为刚体转子陀螺仪（机械式陀螺仪），包括液浮陀螺、静电陀螺和动力调谐陀螺 3 种技术成熟的刚体转子陀螺仪，达到了精密仪器领域内的高技术水平。随着光电技术、微米/纳米技术的发展，新型陀螺仪如激光陀螺、光纤陀螺和微机械陀螺应运而生。它们都是广义上的陀螺仪，是根据近代物理学原理制成的具有陀螺效应的传感器。因其无活动部件，称为固态陀螺仪。这些新型全固态的陀螺仪将成为未来的主导产品，具有广泛的发展前途和应用前景<sup>[9,10]</sup>。以某型号卫星为例，其上安装了 4 个光纤速率陀螺，采用 3 正交加 1 斜装备份方案，用来测量卫星 3 个轴的角速度。其主要技术指标如下：

- 测速范围： $\pm 80^\circ/\text{s}$ 。
- 常值漂移： $1^\circ/\text{h}(1\sigma)$ 。
- 漂移稳定性： $\leq 0.3^\circ/\text{h}$ 。
- 随机游走： $0.02^\circ/\sqrt{\text{h}}$ 。
- 带宽： $150\text{Hz}$ 。
- 陀螺安装误差： $2'$ 。
- 质量： $0.15\text{kg}$ 。
- 功耗： $1\text{W}$ 。

## 5.2.2 星敏感器

### 5.2.2.1 工作原理

对恒星的光辐射敏感，并借此获取航天器相对于惯性空间的姿态信息的光学敏感器称为星敏感器，它适用于航天器的轨道控制和高精度的姿态控制。星敏感器分为星扫描器（又称星图仪）和星跟踪器两类。星扫描器对天空作扫描运动，先后感受多个恒星的星光，从而得到不同恒星的扫描角（敏感器的运动部分绕扫描轴的转角），这些扫描角是姿态的函数；星跟踪器在一段时间内持续地跟踪某个或某些恒星，并能分辨出它们在视场中的方位。由于恒星间的张角很小，恒星影像是在真空中获取的，恒星的赤经、赤纬又是精确已知的，所以测算得出的星敏感器姿态角精度很高（达到角秒级精度）。与其他姿态敏感器相比，星敏感器具有如下优点：能够获得高精度的三轴姿态；几乎可以在任何指向上检测到多颗恒星，即可在全方位提供姿态信息，这是其他敏感器无法比拟的。目前星敏感器已广泛应用于深空探测、地球遥感、地球测绘、行星探测、行星测绘、星际通信和洲际导弹等航天技术各领域。近几年我国在星敏感器方面的研究也已取得了很大进步，并逐步走向工程应用<sup>[11-16]</sup>。

星敏感器通过探测地球上不同位置的恒星来确定卫星姿态，提供航天器相对于惯性坐

标系的三轴姿态,其工作原理参见图 5-1。星敏感器主要由光学系统、图像传感器电路、控制与数据处理电路构成。其中图像传感器电路包括 CCD(或 APS)像平面组件、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。硬件结构框图如图 5-2 所示<sup>[12]</sup>。

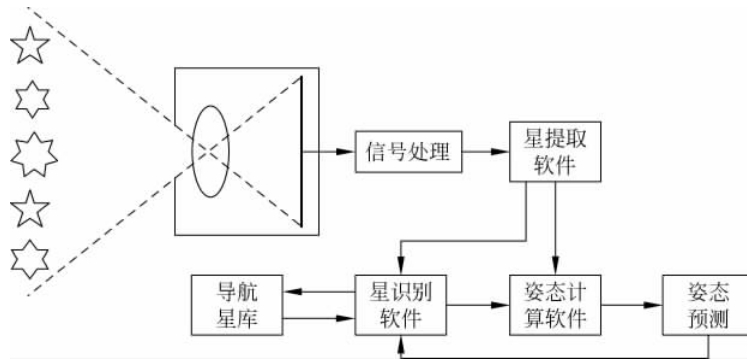


图 5-1 星敏感器基本工作原理框图

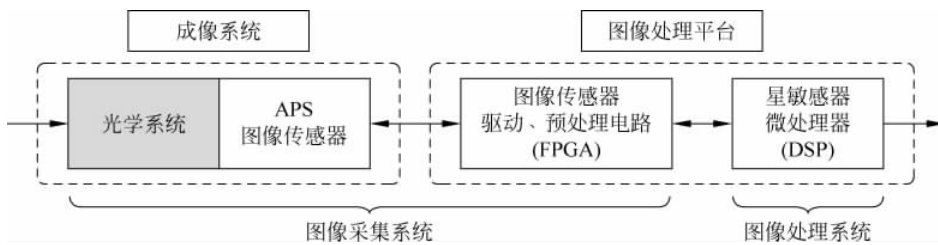


图 5-2 星敏感器硬件结构

光学系统完成星空的光学成像,将星空成像在光学焦平面上; CCD 焦平面组件(探测器)置于光学焦平面上,完成光电转换,将星像转变成视频电信号输出;视频处理器完成视频处理,包括降噪处理(相关双采样)、偏置、增益调节,最后进行 A/D 转换,输出数字图像;时序信号发生器与驱动器给出控制 CCD 焦平面组件和视频信号处理器的工作时序。

输出的数字图像传送到数字信号处理器进行判星、单星定位、星识别、星敏感器姿态角和航天器姿态角的计算等处理工作,确定星敏感器光轴相对惯性坐标系的指向,即给出惯性坐标系下的姿态四元数。

随着国内星敏感器的发展,目前星敏感器的性能主要受到星识别算法的性能对系统总体性能的制约以及图像传感器的性能对总体性能制约。由于我国制造技术与先进国家的差距,图像传感器方面的制约在短期内无法改变,所以为了提高星敏感器系统性能,主要从星识别算法方面着手。目前星识别算法的主要问题是:识别时间长,识别成功率低(甚至出现误识别)。

### 5.2.2.2 主要技术指标

对星敏感器的选用应适合飞行器的任务和性质。通常主要从以下几点描述星敏感器

性能：

(1) 视场。星敏传感器能观测到的范围,是星敏传感器最重要的参数之一。当像元数一定时,视场变窄,角度分辨率将提高,俯仰角、偏航角和滚动角的精度将线性增加。

(2) 探测星等灵敏度。星敏传感器焦平面能敏感到最暗星的星等,取决于积分时间的长短以及图像传感器对光能量的响应能力。

(3) 精度。星敏传感器的精度包括定位精度和星等精度。定位精度受多方面因素影响,从系统参数的角度来说,积分时间和飞行器姿态机动角速度都将影响定位精度。从系统内部结构的角度来说,星提取算法、姿态确定算法以及光学系统的畸变都将对定位精度产生重要影响。

(4) 数据更新率。是指星敏传感器在工作过程中所能提供的姿态刷新速率,由系统的积分时间、处理一幅星图、星识别算法以及计算出姿态的时间决定,国际上星敏传感器的数据更新率已达到 30Hz,而国内的水平还在 1~5Hz 之间。

(5) 自主能力。是指无需飞行器姿态初始条件,星敏传感器是否可以进行全天空识别、星跟踪识别以及预估识别的能力。

(6) 识别率。是指星敏传感器进行全天空识别、星跟踪识别以及预估识别的识别正确率。

(7) 机动性。是指在某一正确识别率时,星敏传感器能正常工作对应的飞行器最大角速度。

此外,星敏传感器的技术指标还包括环境、寿命、体积、质量、功耗等,这些指标对于微小型飞行器更显得极为重要。

某实际星敏传感器的技术指标如下：

- 视场角： $\pm 15^\circ$ 。
- 测量精度： $6''(3\sigma)$ 。
- 测量星等：6 等星。
- 数据更新频率： $>4\text{Hz}$ 。
- 安装误差： $2''$ ,保证视场内无遮挡,无星体反照。
- 质量：2.65kg。
- 功耗：17.5W。

### 5.2.3 太阳敏传感器

太阳敏传感器通过对太阳辐射的敏感来测量太阳光线同航天器某一预定体轴或坐标面之间的夹角,以获得航天器相对于太阳的方位<sup>[17]</sup>。太阳敏传感器的构成主要包括 3 个方面：光学探头、传感器部分和信号处理部分。光学探头包括光学系统和探测器件,它利用光电转换功能实时获取星体相对于太阳的姿态角度信息。光学头部可以采用狭缝、小孔、透镜、棱镜等方式；传感器部分可以采用光电池、CMOS 器件、码盘、光栅、光电二极管、线阵 CCD、面阵 CCD、APS、SMART 等各种器件；信号处理部分方案可采用分离电子元器件、单片机、可编程逻辑器件等。

太阳敏传感器主要具有以下特点：①太阳是一个非常明亮的光源,易于敏感和识别,可以把太阳光线近似看作平行光,因此这就为简化传感器的设计和姿态确定算法带来了极大的方

便；②太阳光照度很强，从而使传感器结构简单，功耗很小；③视场很大，可以达到  $128^\circ \times 128^\circ$ ；④分辨率和精度较高。

通常，太阳传感器可分为3类：①模拟式太阳传感器，产生的输出信号是星体相对太阳矢量方位(太阳角)的连续函数；②0-1式太阳传感器，以数字信号1或0表示太阳是否位于传感器的视场内；③数字式太阳传感器，提供离散的编码输出信号，其输出值是被测太阳角的函数，该传感器的特点是视场大、精度高、寿命长和可靠性高等，已广泛应用于各种型号的航天器上。

以某型号卫星为例，采用了两个0-1式太阳传感器和两个数字式太阳传感器，其技术指标如下：

(1) 0-1式太阳传感器。

- 视场角： $2\pi$ 。
- 传感器相邻探头重叠角： $2^\circ < |\phi| < 8^\circ$ 。
- 门槛：0.6 太阳常数。
- 安装误差： $6'$ 。
- 质量：0.35kg。
- 功耗：0.2W。

(2) 数字式太阳传感器(DSS)。

- 视场范围： $\pm 62^\circ \times 62^\circ$ 。
- 门槛阈值：0.25~0.30 太阳常数。
- 测量误差： $0.1^\circ$ (测量角 $\pm 32^\circ \sim \pm 62^\circ$ )或 $0.05^\circ$ (测量角 $-32^\circ \sim 32^\circ$ )。
- 安装误差： $2'$ ，且保证视场内无遮挡，无星体反照。
- 质量：0.3kg。
- 功耗：1W。

## 5.2.4 红外地球敏感器

红外地球敏感器(infrared earth sensor)又称红外地平仪，是指通过测量地球与天空的红外辐射的差别而获取航天器姿态信息的一种光学测量仪器，是各种卫星姿态控制系统的重要敏感部件。由于问世早，技术成熟，红外地球敏感器在各种卫星中得到了广泛应用。虽然星敏感器、紫外敏感器等新型姿态敏感器纷纷问世，并得到了有效的应用，但在大范围姿态测量、姿态机动等方面，红外地球敏感器仍然有着不可替代的优势，因此仍然是一种不可或缺的敏感器件<sup>[18]</sup>。

红外地球敏感器的工作原理如下：当其“视线”扫过地球地平时，检测到红外线热辐射值发生急剧变化，从而确定地心相对于敏感器基准坐标的方向。目前在航天器上应用的地球敏感器主要有圆锥扫描式(主要用于三轴稳定卫星)、摆动扫描式(主要用于同步轨道三轴稳定卫星)和辐射平衡式(主要用于圆同步轨道三轴稳定卫星)。红外地球敏感器一般由光学系统、带通滤光片、热敏探测器及信息处理电路组成。按信息处理方式又可分为数字式和模拟式红外地球敏感器。一般中低轨道航天器姿态测量多选择使用圆锥扫描式红外地球敏感器；高轨道航天器姿态测量多选择使用摆动扫描式红外地球敏感器。

地球上空有一个红外线辐射较为稳定的二氧化碳吸收带,其红外辐射的波长为 14~16 $\mu\text{m}$ ,此即地球敏感器的工作波段。圆锥扫描式红外地平仪以安装在航天器本体上扫描装置的扫描轴为中心轴,视轴与中心轴有一定的夹角,地球辐射通过反射镜、透镜等进入敏感器件,扫描电机驱动视轴绕中心轴以锥面形式对地平圈进行扫描,扫描圆锥与地平圈的交线为红外地平仪扫描地球的路径,在地球边缘的交点为光轴的扫入点和扫出点。

在扫描周期内,红外地平仪输出 3 个脉冲:扫入地平脉冲、扫出地平脉冲和磁基准脉冲。通过这几个脉冲基准以及几何关系,可以获得在红外地平仪坐标系中的地心方向矢量

$$\mathbf{R}_b = \begin{bmatrix} -\sin\alpha \\ \cos\alpha\sin\beta \\ \cos\alpha\cos\beta \end{bmatrix} = \mathbf{R}_b + \mathbf{n}_b \quad (5-1)$$

式中, $\alpha$ 、 $\beta$ 为地心垂线与地球敏感器坐标轴夹角; $\mathbf{R}_b$ 为地心方向矢量在航天器本体坐标系中的方向矢量, $\mathbf{n}_b$ 为红外地平仪测量噪声,可近似认为是高斯白噪声。

某型号航天器的红外地球敏感器——圆锥扫描红外地平仪的主要技术指标如下:

- 圆锥扫描频率:  $(1 \pm 0.05)\text{Hz}$ 。
- 圆锥扫描半角:  $55^\circ \pm 0.1^\circ$ 。
- 光谱波段: 14~16.25nm。
- 编码脉冲分辨率:  $360^\circ/10\ 800$ 。
- 随机误差:  $0.1^\circ(3\sigma)$ 。
- 系统误差:  $0.05^\circ(3\sigma)$ 。
- 安装误差: 沿滚动轴的转动  $2'$ ,安装面的不平度(包括光轴和扫描转轴) $4'$ 。
- 质量: 2.5kg。
- 功耗: 1.8W。

## 5.2.5 典型姿态测量部件组成及姿态确定算法设计

### 5.2.5.1 GNC 分系统的组成

在国家自然科学基金、国家 863 计划的支持下,本课题组前期研制了空间机器人系统地面试验样机<sup>[19]</sup>,该样机的 GNC 分系统的组成如图 5-3 所示,包括星载计算机(GNC 计算机)、测量敏感器和执行机构 3 大部分。为充分利用星上计算机资源,GNC 计算机还兼具信息管理的功能(即原星务计算机的功能),称为信息管理/GNC 计算机,它通过外部总线与载荷计算机以及 GPS 接收机等进行数据交换,通过内部总线以及接口装置与敏感器以及执行机构进行测量信号与控制信号传输。

GNC 分系统采用的测量部件包括数字式太阳敏感器(2 个)、圆锥扫描红外地平仪(1 个)、光纤陀螺(4 个)、0-1 式太阳敏感器(2 个)、星敏感器(2 个)、三轴磁强计(1 个)、加速度计(3 个),采用的执行机构包括反作用飞轮(4 个)、磁力矩器(3 个)、1N 平移和姿控推力器(20 个)和 5N 轨控推力器(1 个)。

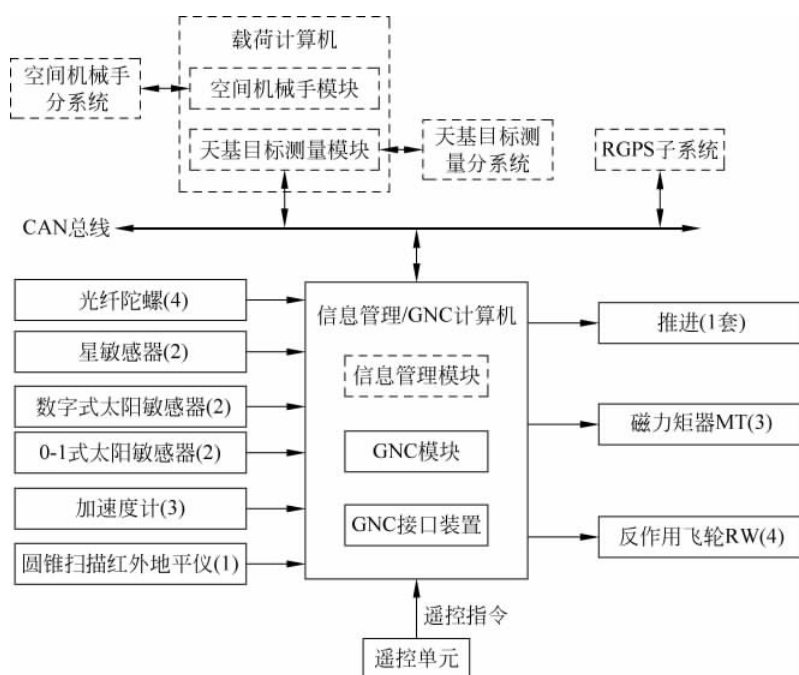


图 5-3 GNC 分系统组成示意

### 5.2.5.2 姿态确定算法

姿态确定是按照卫星的飞行任务,根据星上传感器的工作状况,选择适当的传感器测量信息的组合,经过适当的处理,求得卫星本体坐标系相对质心轨道坐标系的姿态信息以及各相关传感器常值偏差的估计值。

根据图 5-3 可知,空间机器人系统安装了多套姿态测量传感器(星敏传感器、光纤陀螺、红外地球敏传感器、数字式太阳敏传感器等),从测量的角度讲,实际是冗余的。在正常工作状态下,考虑采用以星敏传感器定姿为主要姿态策略方案,以地球敏传感器和太阳敏传感器定姿方案为辅的设计原则,分别结合陀螺数据和轨道数据来确定姿态。

下面介绍各种典型的姿态确定算法。

#### 1. 速率陀螺积分定姿算法

该算法利用陀螺输出测量卫星的角速度以确定其姿态角速率与姿态四元数。该算法适用于入轨初期或其他姿态敏感部件无法正常工作的情况,由于姿态信息是通过积分计算求得的,而陀螺存在常值漂移,因此该算法仅适用于短期的姿态确定。

#### 2. 太阳敏传感器定姿算法

该算法利用太阳敏传感器测量的数据,可以得出对日指向的两个角度偏差,由速率陀螺得出姿态角速度。该算法适用于对日捕获和定向模式。

#### 3. 红外敏传感器轨道罗盘定姿算法

红外敏传感器输出数据结合轨道数据能够得出星体的滚动角与俯仰角,但不能给出卫星偏航角;速率陀螺能够测量卫星本体相对于惯性空间的姿态运动角速度。利用卫星在轨道运行过程中滚动角与偏航角之间的运动耦合关系,通过对输入轴分别沿滚动轴和偏航轴的



速率陀螺的测量值以及红外地球敏感器给出的滚动角测量值的处理,经过一定的过渡过程之后估计出卫星的偏航角。

该算法作为一种备份方法,适用于对地定向期间红外地球敏感器和速率陀螺工作正常的情况,算法收敛速度较慢。

#### 4. 地球太阳双矢量定姿算法

由红外地平仪确定地垂矢量在星体坐标系下的分量,太阳敏感器确定太阳矢量在星体坐标系下的分量,太阳矢量在轨道坐标系中的分量由太阳矢量计算模型及轨道计算求得。最后利用双矢量定姿算法确定出星体相对于轨道坐标系的姿态角。姿态角速度由速率陀螺敏感,通过补偿轨道角速度得到星体在轨道系下的角速度信息。

#### 5. 地球太阳双矢量 Kalman 滤波定姿估计算法

在地球太阳双矢量定姿算法的基础上引入卫星的运动学方程及陀螺的测量模型建立系统状态方程。由 GPS 测量得到的信息求得轨道角速度,由陀螺测量得到的卫星姿态角速率组成系统输入矢量。由双矢量定姿得到的姿态角组成系统的量测矢量,建立系统的量测方程。用线性 Kalman 滤波算法估计星体相对轨道坐标系的姿态角及陀螺的漂移。该算法能够对陀螺的常值漂移以及红外地球敏感器的常值偏差进行估计。

#### 6. 星敏感器和陀螺联合 Kalman 滤波器估计算法

该算法是姿控系统的主要定姿方案。姿态确定过程包括两部分:首先利用速率陀螺的输出得到星体的角速度,由角速度积分计算得到星体的姿态估计值;然后利用星敏感器的测量数据对星体姿态估计进行校正并估计陀螺漂移。

上述过程得到星体在惯性坐标系中的姿态,若给定星体的轨道数,可以进一步得到星体相对轨道坐标系的姿态参数。

#### 7. 星敏感器姿态确定算法

当陀螺数据输出异常或外界力矩扰动较大时,直接利用星敏感器数据通过状态观测器算法估计星体的姿态和角速度信息。

## 5.3 机器人关节位置检测

文献[20]也对机器人的传感器进行了系统的论述,通常可以采用的关节位置传感器有光电编码器、旋转变压器、电位计等,如图 5-4 所示。

### 5.3.1 电位计

电位计有电阻式电位计及电容式电位计两种类型,既可检测转动关节的角度位置,又可检测移动关节的线性位置,在此仅介绍电阻式电位计。电阻式电位计用于检测转动关节角度和移动关节的平移量的原理分别如图 5-5 和图 5-6 所示。

电阻  $R_m$ (最大电阻值)的两端加上直流电压  $V_s$  时,输出电压与基准点  $a$  到滑动接点(或游标)的线性或旋转距离成正比,若游标和基准点之间的线圈电阻为  $R$ ,则输出电压为

$$V_{out} = \frac{R}{R_m} V_s \quad (5-2)$$

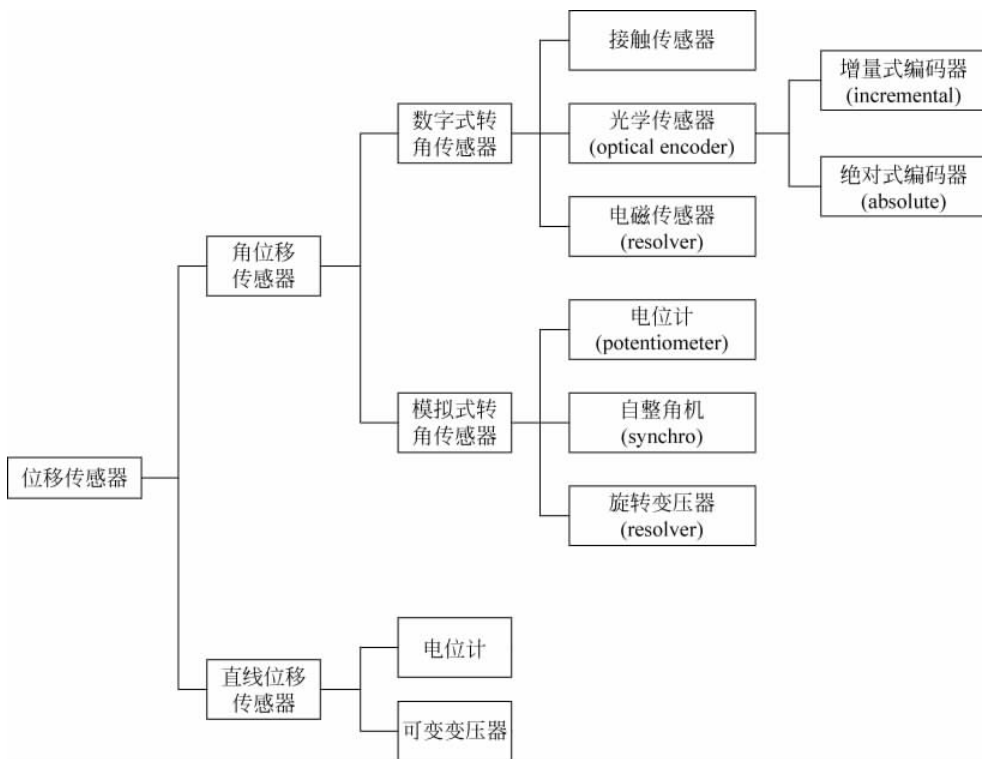
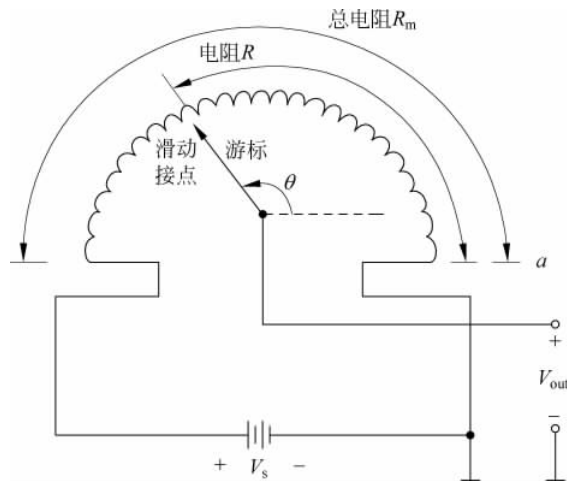


图 5-4 常用的机器人位置传感器

图 5-5 用于旋转关节的电位计原理示意(输出与  $\theta$  成比例)

为了使电位计成为有用的位置传感器,电阻  $R$  与游标轴移动的角位移应成线性关系。但通常这种线性关系存在某种偏移,如图 5-7 所示。电位计的非线性  $N$ (用百分率表示)定义为偏离理想直线的最大偏移量与满刻度之比,即

$$N = 100 \frac{\epsilon}{V_s} \times 100\% \quad (5-3)$$

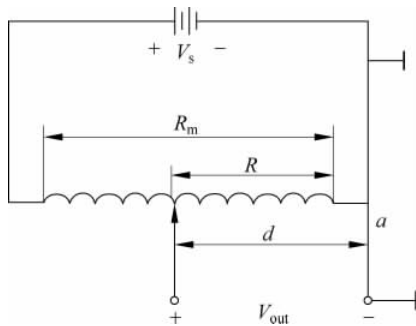


图 5-6 用于移动关节的电位计原理示意  
(输出与  $d$  成比例)

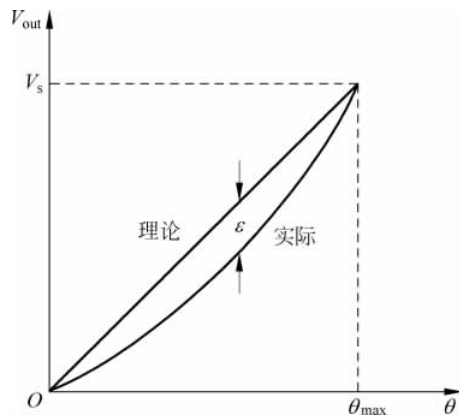


图 5-7 电位计理论线和实际线的关系

电位计输出的是模拟信号,需要连接 A/D 转换器将其输出信号转换为数字量后才能用于机器人控制器,如图 5-8 所示。

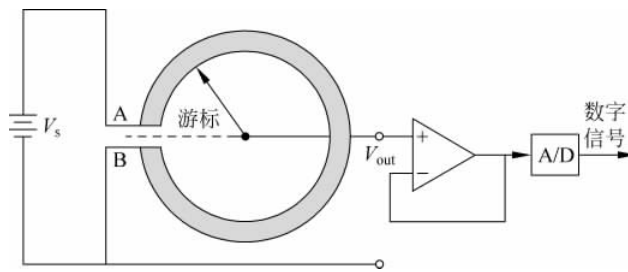


图 5-8 电位计检测及 A/D 转换过程说明

DLR(德国宇航局)用于 ROKVISS 项目中的电位计采用德国 Metallux 公司的产品,其基本性能指标如表 5-1 所示。

表 5-1 电位计基本性能指标

阻值	线性度	寿命	分辨率	温度系数	工作温度	极限角度
20k $\Omega$	$\pm 1.0\%$	$5 \times 10^7$ 转	无限制	$\pm 20$ ppm/ $^{\circ}\text{C}$	$-40 \sim 150^{\circ}\text{C}$	$\pm 157^{\circ}$

对于空间机器人来说,由于使用环境恶劣,为提高位置检测的可靠性,可采用如图 5-9 所示的冗余设计,电位计由两个电阻环、两个导线环和两个电刷实现。

### 5.3.2 旋转变压器

旋转变压器(简称旋变)是一种输出电压随转子转角变化的信号元件,实际上是一种特制的两相旋转电机,有定子和转子两部分,在定子和转子上各有两套在空间上完全正交的绕



图 5-9 采用冗余设计的  
关节电位计

组。其工作原理与普通变压器基本相似,其中定子绕组作为变压器的一次侧,接受励磁电压。转子绕组作为变压器的二次侧,通过电磁耦合得到感应电压,只是其输出电压大小与转子位置有关。当旋转时,定、转子绕组间的相对位置随之变化,使输出电压与转子角呈一定的函数关系。以一定频率(频率通常为400Hz、500Hz、1000Hz及5000Hz等几种)的励磁电压加于定子绕组时,转子绕组的电压幅值与转子转角成正弦、余弦函数关系,或在一定转角范围内与转角成正比关系。它主要用于坐标变换、三角运算和角度数据传输,也可以作为两相移相器用在角度-数字转换装置中。

按输出电压与转子转角间的函数关系,旋转变压器主要分3大类:

- (1) 正弦/余弦旋转变压器。其输出电压与转子转角的函数关系成正弦或余弦函数关系。
- (2) 线性旋转变压器。其输出电压与转子转角成线性函数关系。线性旋转变压器按转子结构又分成隐极式和凸极式两种。
- (3) 比例式旋转变压器。其输出电压与转角成比例关系。

本文主要介绍正弦/余弦型的旋转变压器。这种旋变由转子和定子绕组构成,并且两者相互独立,一次和二次极线圈都绕在定子上,转子由两组相差 $90^\circ$ 的线圈组成。

当原方的励磁绕组流过正弦电流时,根据电磁感应定律,副方绕组两端会感应出同频率的电势,电势的大小与定子、转子间的相对电角度有关,作为角度测量的依据。无限转角时,经常采用电刷装置,但可靠性存在一些问题。对于无限转角的测量,一般通过一个耦合变压器来传递磁场,使用了耦合变压器的旋转变压器或感应同步器的运行分析仍可按图5-10的形式来进行。耦合变压器的阻抗相对于它所依附的传感器的等效阻抗来说可以忽略不计<sup>[21]</sup>。

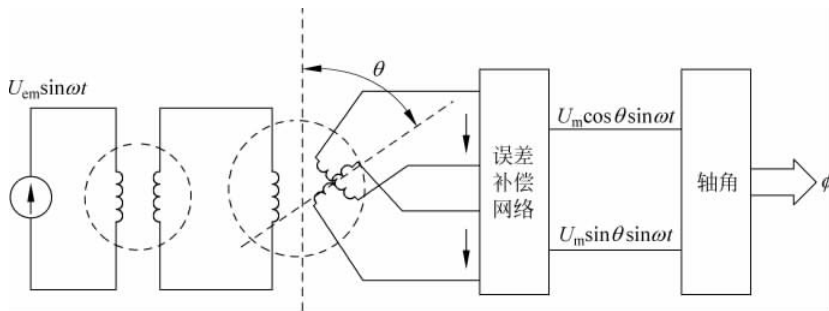


图 5-10 旋转变压器的结构及信号处理示意

这种结构的单元在前面提到的无刷直流电机系统中应用非常普遍,伺服性能也令人满意。在电路设置上,位置传感器多采用 $1\sim 10\text{kHz}$ 正弦交流电源作为励磁信号,对位置传感器输出的两相空间调制信号进行处理,得到以电量形式表达的位置。

若原方绕组的端电压为

$$u_e = U_{em} \sin \omega t \quad (5-4)$$

其中, $U_{em}$ 为励磁电压幅值, $\omega$ 为励磁电源角频率。

则副方得到

$$\begin{cases} u_A = U_{Am} \sin \theta \sin \omega t \\ u_B = U_{Bm} \cos \theta \sin \omega t \end{cases} \quad (5-5)$$

其中,  $U_{Am}$ 、 $U_{Bm}$  分别为 A、B 相电压幅值,  $\theta$  为转子转动角度。  $u_A$ 、 $u_B$  为两相正交绕组的输出电压, 分别称为正弦绕组电压和余弦绕组电压, 其包含了旋转变压器转子的位置信息  $\theta$ 。解码器就是通过检测这两组输出信号以获取旋变位置信息的, 此过程称为轴角变换, 也叫位模转换。不难看出, 励磁频率越高, 旋变解码精度也就越高, 而励磁电压幅度则对解码没有很明显的影 响, 只需达到一定的电压数值即可。

磁电式位置传感器输出的是两相调幅的正弦波, 所以其中能够描述角度信息的物理量无非是幅值和相位了。依据检测信息形式的不同, 相应地把测角系统的工作方式分成鉴相和鉴幅两种类型。此外, 还有使用方波电流励磁, 用数字正弦、余弦函数发生器进行数模转换的系统, 称为脉冲调宽型测角系统。脉冲调宽型工作方式本质上仍属于鉴幅型工作状态。

很多公司在推出旋转变压器的同时也推出了相应的解码芯片, 如日本多摩川公司的 AU6802、AU6803, 美国 AD 公司的 ADZS80、ADZS90 等, 均为专门用于旋转变压器输出信号的数字转换。转换芯片可称为旋转变压器-数字转换器 (RDC), 各种型号的产品原理均差不多, 如图 5-11 所示。实际上, 也可利用单片机、A/D 转换芯片等分离器件搭建的解码系统<sup>[22]</sup>。

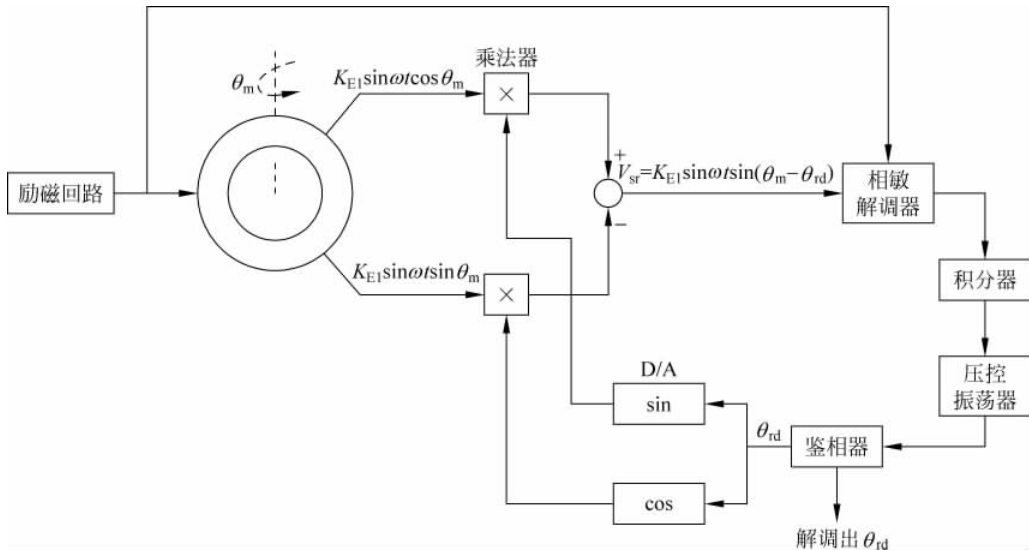


图 5-11 旋转变压器解码芯片原理

日本多摩川公司的旋转变压器实物如图 5-12 所示。

### 5.3.3 光电编码器

根据检测原理, 编码器可分为光学式、磁式、感应式和电容式; 根据其刻度方法及信号输出形式, 可分为增量式、绝对式以及混合式 3 种。

光电编码器是一种旋转式位置传感器, 在现代伺服系统中广泛应用于角位移或角速率的测量, 它的转轴通常与被测旋转轴连接, 随被测轴



图 5-12 日本多摩川公司的旋转变压器实物

一起转动。它能将被测轴的角位移转换成二进制编码或一串脉冲。

增量式光电编码器具有结构简单、体积小、价格低、精度高、响应速度快、性能稳定等优点,应用更为广泛。在高分辨率和大量程角速率/位移测量系统中,增量式光电编码器更具优越性。绝对式编码器能直接给出对应于每个转角的数字信息,便于计算机处理,但当进给数大于一转时,需做特别处理,而且必须用减速齿轮将两个以上的编码器连接起来,组成多级检测装置,使其结构复杂,成本高。<sup>[23,24]</sup>

### 5.3.3.1 增量式光电编码器

增量式编码器是指随转轴旋转的码盘给出一系列脉冲,然后根据旋转方向用计数器对这些脉冲进行加减计数,以此来表示转过的角位移量。增量式光电编码器如图 5-13 所示。光电码盘与转轴连在一起。码盘可用玻璃材料制成,表面镀上一层不透光的金属铬,然后在边缘制成向心的透光狭缝。透光狭缝在码盘圆周上等分,数量从几百条到几千条不等。这样,整个码盘圆周上就被等分成  $n$  个透光的槽。增量式光电码盘也可用不锈钢薄板制成,然后在圆周边缘切割出均匀分布的透光槽。

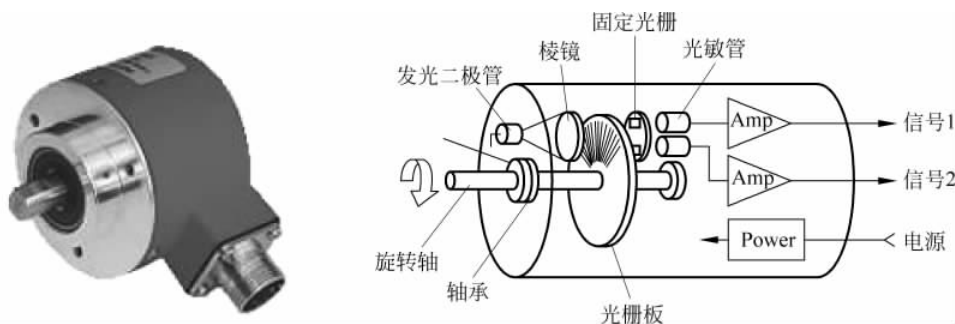


图 5-13 增量式光电编码器

由于光电码盘与电动机同轴,电动机旋转时,光栅盘与电动机同速旋转,经发光二极管等电子元件组成的检测装置检测输出若干脉冲信号,其原理示意图如图 5-14 所示,通过计算每秒光电编码器输出脉冲的个数就能反映当前电动机的转速。此外,为判断旋转方向,码盘还可提供相位相差  $90^\circ$  的两路脉冲信号。

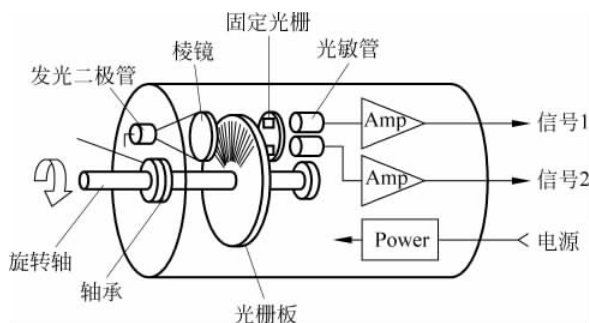


图 5-14 光电编码器的工作原理

增量式编码器是直接利用光电转换原理输出 3 组方波脉冲 A、B 和 Z 相,如图 5-15 所示。A、B 两组脉冲相位差  $90^\circ$  (1/4 周期),从而可方便地判断出旋转方向:当编码器正转时 A 信号的相位超前 B 信号  $90^\circ$ ,反转时则 B 信号相位超前 A 信号  $90^\circ$ 。A 和 B 输出的脉冲个数与被测角位移变化量成线性关系,因此,通过对脉冲个数计数就能计算出相应的角位移。根据 A 和 B 之间的这种关系正确地解调出被测机械的旋转方向和旋转角位移/速率,就是所谓的脉冲辨向和计数。脉冲的辨向和计数既可用软件实现也可用硬件实现。而 Z 相脉冲为标示信号(index signal),每转一圈产生一个脉冲,作为同步信号。图 5-15 中的零位标志槽即产生 Z 相信号。码盘每转一圈,零位标志槽对应的光敏元件产生一个脉冲,称为“一转脉冲”。增量式码盘 A、B 两相对应的 4 种状态如表 5-2 所示。

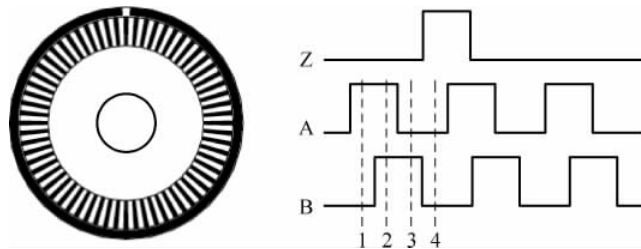


图 5-15 增量式光电编码器的输出波形

光电编码器的测量准确度与码盘圆周上的狭缝条纹数  $n$  有关,能分辨的角度  $\alpha$  为  $360^\circ/n$ ,分辨率为  $1/n$ 。例如,码盘边缘的透光槽数为 1024 个,则能分辨的最小角度  $\alpha=360^\circ/1024=0.352^\circ$ 。

表 5-2 增量式码盘 A、B 两相对应的 4 种状态

状 态	A 相	B 相	二 进 制 数
S1	1 (H)	0 (L)	10
S2	1 (H)	1 (H)	11
S3	0 (L)	1 (H)	01
S4	0 (L)	0 (L)	00

### 5.3.3.2 绝对式光电编码器

绝对式光电编码器是把被测转角通过读取码盘上的图案信息直接转换成相应代码的检测元件。这种类型的编码盘有光电式、接触式和电磁式 3 种。

光电式码盘是目前应用较多的一种,它是在透明材料的圆盘上精确地印制上二进制编码。图 5-16(a)所示为 4 位二进制的码盘,码盘上各圈圆环分别代表一位二进制的数字码道,在同一个码道上印制黑白等间隔图案,形成一套编码。黑色不透光区和白色透光区分别代表二进制的 0 和 1。在一个 4 位光电码盘上,有 4 圈数字码道,每一个码道表示二进制的一位,里侧是高位,外侧是低位,在  $360^\circ$  范围内可编数码数为  $2^4=16$  个。

工作时,码盘的一侧放置电源,另一边放置光电接收装置,每个码道都对应一个光电管及放大、整形电路。码盘转到不同位置,光电元件接收光信号,并转成相应的电信号,经放大整形后,成为相应的数码电信号。但由于制造和安装精度的影响,当码盘回转时,在两码段交

替过程中会产生读数误差。例如,当码盘顺时针方向旋转,由位置 0111 变为 1000 时,这 4 位数要同时都变化,可能将数码误读成 16 种代码中的任意一种,如读成 1111,1011,1101,⋯,0001 等,产生了无法估计的很大的数值误差,这种误差称非单值性误差。

为了消除非单值性误差,可采用循环码盘(或称格雷码盘)或带判位光电装置的二进制循环码盘。

循环码习惯上又称格雷码,它也是一种二进制编码,只有 0 和 1 两个数。图 5-16(b)所示为 4 位二进制循环码。这种编码的特点是任意相邻的两个代码间只有一位代码有变化,即 0 变为 1 或 1 变为 0。因此,在两数变换过程中,所产生的读数误差最多不超过 1,只可能读成相邻两个数中的一个数。所以,它是消除非单值性误差的一种有效方法。

带判位光电装置的二进制循环码盘是在 4 位二进制循环码盘的最外圈再增加一圈信号位。图 5-16(c)所示就是带判位光电装置的二进制循环码盘。该码盘最外圈上的信号位的位置正好与状态交线错开,只有当信号位处的光电元件有信号时才读数,这样就不会产生非单值性误差。

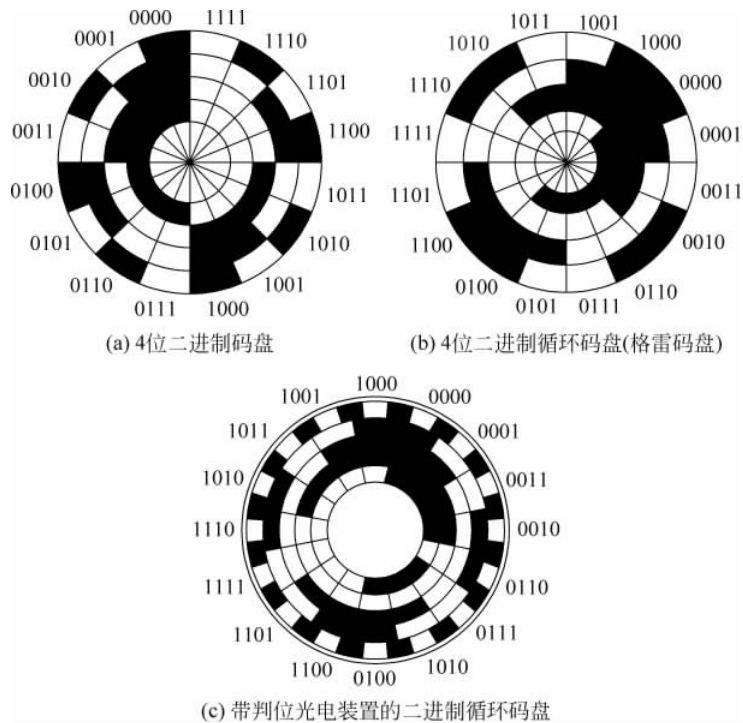


图 5-16 绝对式光电编码器的各种编码形式

## 5.4 机器人力/力矩感知

力和力矩传感器主要用于测量机械装配过程中在接触面处产生的反作用力。进行这种测量的主要方法是使用关节传感器和腕传感器。关节传感器测量作用在机器人关节上的力和力矩的直角坐标量,并将各分量合成矢量,对于由直流电机驱动关节,通过测量转子电



流便可简单地实现关节检测。在此主要介绍腕部传感器。

机器人多维腕力传感器安装在机器人操作手腕部,用来检测机器人实际作业中操作手与外部环境相互接触或抓放工件时三维空间的力及力矩信息,为机器人力控制系统、力/位置混合控制系统提供反馈信息。腕力传感器是机器人重要的组成部分,得到了各国机器人研究者的高度重视,针对机器人多维腕力传感器的研究也取得了一批成果<sup>[25]</sup>。

图 5-17 所示为一种典型的机器人腕力/力矩传感器的结构,包含以下几个部分:①与机械臂末端执行器接触的内部刚性环;②与环境接触的外部刚性环;③与内部和外部刚性环连接的弹性梁;④应变片(可看成电阻值与变形成正比的可变电阻)。当机器人与环境相接触时,接触力将使弹性梁发生形变,从而引起了应变片电阻值的变化。由于形变的大小与作用力成正比,因此,电阻值改变的程度反映了作用力的大小。将应变片以差动方式与电位计电路连接,电位计的输出电压正比于与应变片平面相垂直方向的分力。应变片的差动连接可以对温度变化进行自动补偿。

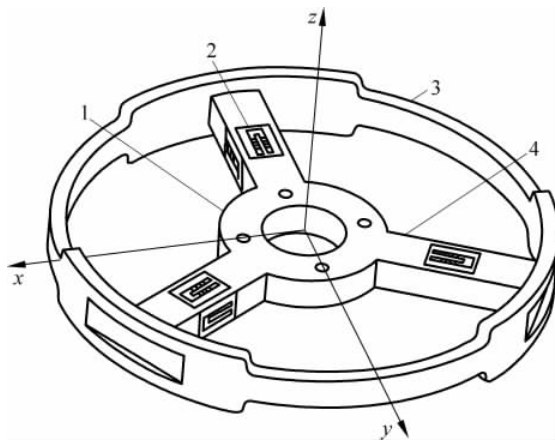


图 5-17 机器人六维腕力/力矩传感器

1—与末端执行器接触的内部刚性环; 2—应变片; 3—与环境接触的外部刚性环; 4—弹性梁

在三维空间中,作用于机械臂末端的合力及合力矩可表示成末端坐标系中的三维力矢量和三维力矩矢量,总共 6 个元素。图 5-17 所示的弹性梁的横截面是矩形,因此可以测出两个方向的形变量,为了能测出力、力矩矢量的 6 个元素,至少需要 3 个不共线的弹性梁,每个弹性梁上需要安装两个应变片,这两个应变片分别安装在两个相互垂直的表面上。因此,总共有 6 个应变片,对应 6 个可变电阻,表示为  $R_1 \sim R_6$ 。当有外力和外力矩作用时,各应变片的阻值变化表示为  $\Delta R_1 \sim \Delta R_6$ 。采用如图 5-18 所示的惠斯通电桥,可将应变片  $R_i (i=1, 2, \dots, 6)$  的阻值变化转换为电压信号。

为构成惠斯通电桥,对应于每个应变片,需要增加额外的 3 个电阻  $R_{i,1}, R_{i,2}, R_{i,3}$ 。由  $R_{i,1}, R_{i,2}, R_{i,3}$  与  $R_i$  构成的电桥的输出电压  $U_{out,i}$ ,即反映了应变片所受的外力。桥式电路由电源  $U_{in}$  供电,输出电压  $U_{out,i}$  由  $U_1$  和  $U_2$  的压差确定。由

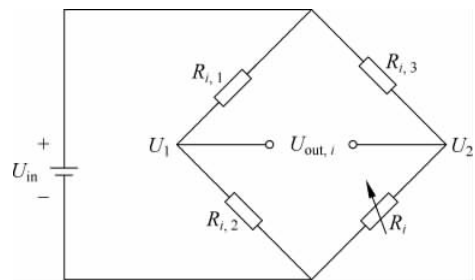


图 5-18 包含第  $i$  个应变片  $R_i$  惠斯通电桥

图 5-18 可知

$$U_1 = \frac{R_{i,2}}{R_{i,1} + R_{i,2}} U_{in} \quad (5-6)$$

$$U_2 = \frac{R_i}{R_i + R_{i,3}} U_{in} \quad (5-7)$$

因此,输出电压为

$$U_{out,i} = U_1 - U_2 = \left( \frac{R_{i,2}}{R_{i,1} + R_{i,2}} - \frac{R_i}{R_i + R_{i,3}} \right) U_{in} \quad (5-8)$$

对式(5-8)两边进行微分,有

$$dU_{out,i} = - \frac{R_{i,3} U_{in}}{R_i + R_{i,3}} dR_i \quad (5-9)$$

式(5-9)可表示为小量的形式,即

$$\Delta U_{out,i} = - \frac{R_{i,3} U_{in}}{R_i + R_{i,3}} \Delta R_i \quad (5-10)$$

腕力/力矩传感器在使用前会首先通过标定,所得到的标定矩阵 ${}^f C_U \in R^{6 \times 6}$ (常数矩阵)建立了输出电压与外力、力矩之间的关系,因此,当检测出各桥式电路输出电压的变化后,根据式(5-11)可测出腕部的力、力矩矢量

$$\begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \\ \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = {}^f C_U \begin{bmatrix} \Delta U_{out,1} \\ \Delta U_{out,2} \\ \Delta U_{out,3} \\ \Delta U_{out,4} \\ \Delta U_{out,5} \\ \Delta U_{out,6} \end{bmatrix} \quad (5-11)$$

## 5.5 机器人视觉

### 5.5.1 相机成像模型

相机采集的数字图像在计算机内存存储为数组,数组中的每一个元素(称为像素, pixel)的值即是图像点的灰度。如图 5-19 所示,在图像上定义直角坐标系  $u-v$ ,每一像素的坐标  $(u, v)$  分别是该像素在数组中的列数和行数。所以,  $(u, v)$  是以像素为单位的图像坐标系坐标。

由于图像坐标系只表示像素位于数字图像的列数和行数,并没有表示出该像素的物理位置,因而需要再建立以物理单位(例如毫米)表示的成像平面坐标系  $x-y$ (如图 5-19 所示)。在  $x-y$  坐标系中,原点  $O_1$  定义在相机光轴和图像平面的交点处,称为图像的主点(principal point),该点一般位于图像中心处,但由于相机制造的原因,也会有些偏离。若  $O_1$  在  $u-v$  坐标系中的坐标为  $(u_0, v_0)$ ,每个像素在  $x$  轴和  $y$  轴方向上的物理尺寸为  $dx$ 、 $dy$ ,则两个坐标系的关系如下:

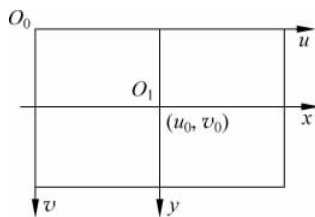


图 5-19 图像坐标系示意图

$$\begin{cases} u = \frac{x}{dx} + u_0 \\ v = \frac{y}{dy} + v_0 \end{cases} \quad (5-12)$$

线性投影模型(或称针孔模型, pin-hole model)是最常用的相机成像模型。图 5-20 为相机成像几何关系,其中  $O$  点为相机光心,  $X_c$ 、 $Y_c$  轴分别与图像坐标系的  $x$ 、 $y$  轴平行,  $Z_c$  轴为相机的光轴,与图像平面垂直。光轴与图像平面的交点,即为图像坐标系的原点  $O_1$ ,由  $O$  点与  $X_c$ 、 $Y_c$ 、 $Z_c$  轴组成的直接坐标系称为相机坐标系,  $OO_1$  为相机焦距  $f$ 。

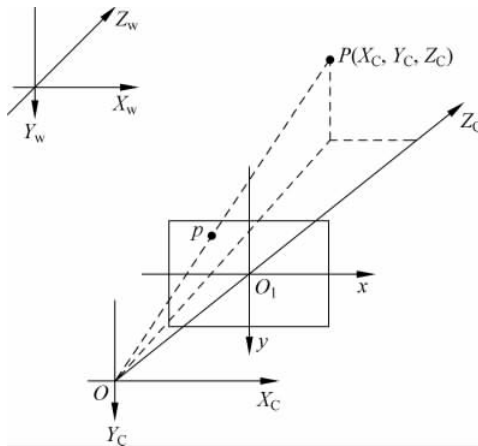


图 5-20 相机成像几何关系的线性模型

若空间某点  $P$  在相机坐标系下的位置为  ${}^cP = [X_c, Y_c, Z_c]$ , 在像平面上的投影点  $p$  在图像坐标系下的位置为  $p = [x, y]$ , 则根据针孔模型, 有

$$\begin{cases} x = \frac{fX_c}{Z_c} \\ y = \frac{fY_c}{Z_c} \end{cases} \quad (5-13)$$

根据式(5-12)和式(5-13)可得

$$\begin{cases} u = \frac{f}{dx} \frac{X_c}{Z_c} + u_0 = f_u \frac{X_c}{Z_c} + u_0 \\ v = \frac{f}{dy} \frac{Y_c}{Z_c} + v_0 = f_v \frac{Y_c}{Z_c} + v_0 \end{cases} \quad (5-14)$$

其中

$$\begin{cases} f_u = \frac{f}{dx} \\ f_v = \frac{f}{dy} \end{cases} \quad (5-15)$$

方程(5-14)可写成矩阵形式为

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} = \frac{1}{Z_c} \mathbf{C}_I \begin{bmatrix} X_c \\ Y_c \\ Z_c \\ 1 \end{bmatrix} \quad (5-16)$$

其中,  $\mathbf{C}_I$  仅与相机的光学系统相关, 为相机的内参数矩阵

$$\mathbf{C}_I = \begin{bmatrix} f_u & 0 & u_0 & 0 \\ 0 & f_v & v_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (5-17)$$

在实际应用中, 人们关心的往往是 3D 空间的点在世界坐标系中的位置  ${}^w\mathbf{P} = [X_w, Y_w, Z_w]^T$ 。存在如下齐次变换关系:

$$\begin{bmatrix} X_c \\ Y_c \\ Z_c \\ 1 \end{bmatrix} = {}^c\mathbf{T}_w \begin{bmatrix} X_w \\ Y_w \\ Z_w \\ 1 \end{bmatrix} \quad (5-18)$$

式(5-18)中,  ${}^c\mathbf{T}_w$  为从相机坐标系到世界坐标系的齐次变换矩阵, 称为相机的外参数。根据式(5-16)和式(5-18)有

$$Z_c \begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} = \mathbf{C}_I {}^c\mathbf{T}_w \begin{bmatrix} X_w \\ Y_w \\ Z_w \\ 1 \end{bmatrix} \quad (5-19)$$

方程(5-19)两边可同时除以任意一个不为 0 的常数, 得到更一般的表示为

$$\lambda \begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} = \mathbf{C} \begin{bmatrix} X_w \\ Y_w \\ Z_w \\ 1 \end{bmatrix} \quad (5-20)$$

式(5-20)建立了世界坐标系中的 3D 点到相机像平面 2D 点之间的关系, 其中矩阵  $\mathbf{C}$  包含了相机的内、外参数矩阵。

## 5.5.2 单目视觉与位姿测量

### 5.5.2.1 单目视觉系统与 PnP 算法

位姿测量算法的关键步骤是: 利用特征点间的约束关系以及它们和相机的空间配置关系, 求得空间特征点到相机光心的距离。这一距离求解问题可以归结为给定  $n$  个特征点的相对空间位置以及它们与相机光心连线所形成的夹角, 求出各特征点到光心的距离。这个问题就是著名的 PnP 问题<sup>[26]</sup>。由于光标点数目的增加将会导致算法更加复杂, 速度降低, 这使得对 P3P 和 P4P 问题的研究成为 PnP 问题的主要研究方向。

机器人视觉里三维物体相对位姿的测量是 P3P 问题的一个重要应用, 但是由于 P3P 问题存在多解现象, 使得这一应用受到极大的限制。只有在保证 P3P 问题仅存在唯一解的前

提下,才能得到期望的正确解。可以证明,若3个特征点构成等腰三角形,则存在两个区域,当相机在这些区域中时,可以唯一求出P3P问题的真实解<sup>[27]</sup>。这一结果对实际测量系统中布置特征点和相机的位置具有指导意义。

对于P4P问题,当4个光标点共面且其中的任意3个点都不共线时,可以唯一确定光心的位置,即P4P具有唯一解<sup>[26]</sup>,且不仅相机坐标系与物体坐标系之间的旋转矩阵 $\mathbf{R}$ 和平移向量 $\mathbf{t}$ 可以线性求解,而且可以同时确定相机的有效焦距 $f$ 和像素比例因子 $\alpha$ <sup>[28]</sup>。当4个光标点不共面时,P4P最多有5个解<sup>[29]</sup>。

### 5.5.2.2 常用的P3P问题及其求解

#### 1. P3P问题解的存在性讨论

机器人视觉里三维物体相对位姿的测量是P3P问题的一个重要应用,但是由于P3P问题存在多解现象,使得这一应用受到极大的限制。只有在保证P3P问题仅存在唯一解的前提下,才能得到期望的正确解。

在实际进行位姿测量时,通过事先配置特征点,使其构成一个等腰三角形,并保证相机出现在某个区域,从而保证能够得到P3P问题的唯一解,进而求得特征点在世界坐标系下的三维坐标,最后得到世界坐标系和物体坐标系的位姿关系。文献[30]所采用的3点光标和相关的坐标系分别如图5-21和图5-22所示。

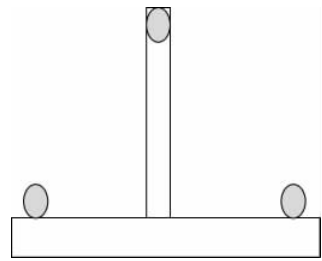


图 5-21 3点测量光标

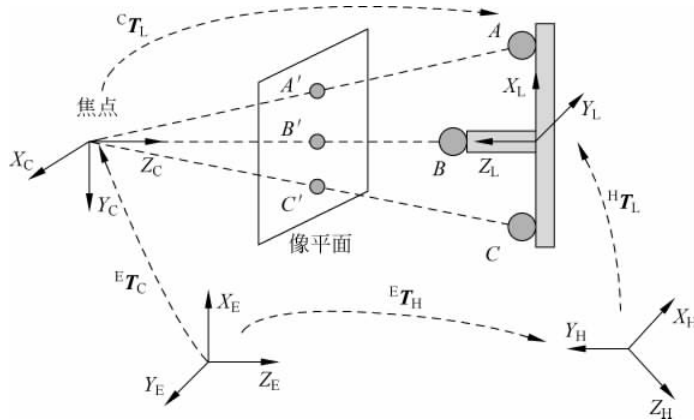


图 5-22 手眼测量相关的坐标系

如图5-23所示, $O$ 为摄像机光心,控制点 $A$ 、 $B$ 、 $C$ 与光心 $O$ 之间3条连线的长度分别记为 $x$ 、 $y$ 、 $z$ 。已知它们之间的夹角分别为 $\alpha$ 、 $\beta$ 、 $\gamma$ 及 $|AB|=c$ 、 $|AC|=b$ 、 $|BC|=a$ ,求 $x$ 、 $y$ 、 $z$ ,这就是P3P问题,其方程描述如下:

$$\begin{cases} x^2 + y^2 - 2xy \cos \alpha = c^2 \\ x^2 + z^2 - 2xz \cos \beta = b^2 \\ y^2 + z^2 - 2yz \cos \gamma = a^2 \end{cases} \quad (5-21)$$

考虑到实际应用中相机的视场角,以下讨论中均假设  $\alpha, \beta, \gamma$  为锐角,另从实际物理意义出发,假设  $x, y, z$  均为大于 0 的实数。通过配方将  $y$  和  $z$  表示成  $x$  的函数

$$\begin{cases} y = x \cos \alpha \pm (c^2 - x^2 \sin^2 \alpha)^{\frac{1}{2}} \\ z = x \cos \beta \pm (b^2 - x^2 \sin^2 \beta)^{\frac{1}{2}} \end{cases} \quad (5-22)$$

考虑根号前的符号选取与不同组合, P3P 问题的解必为以下 4 种模式:

模式 1:

$$\begin{cases} y = x \cos \alpha + (c^2 - x^2 \sin^2 \alpha)^{\frac{1}{2}} \\ z = x \cos \beta + (b^2 - x^2 \sin^2 \beta)^{\frac{1}{2}} \\ y^2 + z^2 - 2yz \cos \gamma = a^2 \end{cases} \quad (5-23)$$

模式 2:

$$\begin{cases} y = x \cos \alpha + (c^2 - x^2 \sin^2 \alpha)^{\frac{1}{2}} \\ z = x \cos \beta - (b^2 - x^2 \sin^2 \beta)^{\frac{1}{2}} \\ y^2 + z^2 - 2yz \cos \gamma = a^2 \end{cases} \quad (5-24)$$

模式 3:

$$\begin{cases} y = x \cos \alpha - (c^2 - x^2 \sin^2 \alpha)^{\frac{1}{2}} \\ z = x \cos \beta + (b^2 - x^2 \sin^2 \beta)^{\frac{1}{2}} \\ y^2 + z^2 - 2yz \cos \gamma = a^2 \end{cases} \quad (5-25)$$

模式 4:

$$\begin{cases} y = x \cos \alpha - (c^2 - x^2 \sin^2 \alpha)^{\frac{1}{2}} \\ z = x \cos \beta - (b^2 - x^2 \sin^2 \beta)^{\frac{1}{2}} \\ y^2 + z^2 - 2yz \cos \gamma = a^2 \end{cases} \quad (5-26)$$

如果事先知道当前的控制点以及相机的位置构成的 P3P 问题属于某个模式,那么就可以用该模式的方程来进行求解,从而避免了其他模式的干扰。

可以证明:在实际的视觉应用场合下,3 个特征点间的相对位置是可以人为控制的;如果同时又对相机相对特征点间的空间位置进行限制的话,就能确定 P3P 问题的具体模式,并最终保证 P3P 问题具有唯一解。

具体来讲,可以证明了当 3 个控制点构成等腰三角形时,在空间可以找到两个区域,当相机在这些区域中时,可以唯一地求出所构成的 P3P 问题的真实解<sup>[27]</sup>。这一结果对实际测量系统中布置特征点和相机的位置具有指导意义。

图 5-24 为相机相对于特征点空间位置的示意图:  $A, B, C$  为空间中的 3 个特征点,  $AK$  垂直于  $AC$ ,  $AJ$  垂直于  $AB$ , 且  $AK, AJ$  都在平面  $ABC$  上, 直线  $L$  过  $A$  点且垂直于平面  $ABC$ 。直线  $L$  和射线  $AK$  构成平面  $\alpha$ , 直线  $L$  和射线  $AJ$  构成平面  $\beta$ , 平面  $\alpha$  和平面  $\beta$  所夹的空间区域称为  $V$ , 则当相机光心  $O$  出现在  $V$  区域时, 有  $\angle OAB \geq \pi/2$ ,  $\angle OAC \geq \pi/2$ 。如果使  $|AB| = |AC|$ , 当相机出现在区域  $V$  时, 就可以唯一地确定所构成 P3P 问题的解属于模

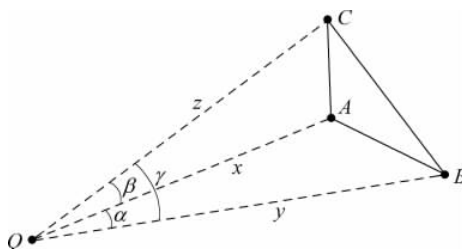


图 5-23 特征点测量示意图

式 1(详细的证明见文献[27])。另外,图中相机出现在区域  $W$  时对应模式 4,由于本节的算法主要针对模式 1 下的相机配置,因此不再详细介绍区域  $W$  及模式 4 的关系。

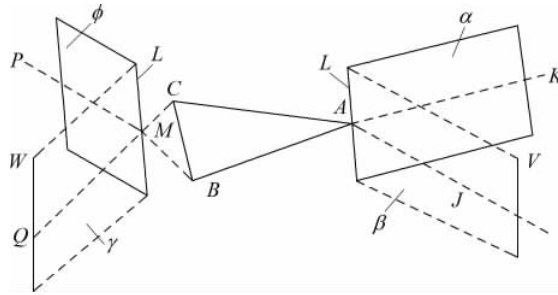


图 5-24 相机相对于特征点空间位置的配置

2. P3P 问题的求解与位姿测量算法

根据前面的结论,实际位姿测量时,事先配置特征点的分布,使其构成一个等腰三角形,并保证相机出现在空间中的  $V$  区域,从而保证能够求得 P3P 问题的唯一解,进而求得特征点的在世界坐标系下三维坐标,最后得到世界坐标系和物体坐标系的位姿关系。实际计算 P3P 问题的解(特征点到相机光心的距离)时,是在特征点之间距离约束的基础上通过二分迭代算法来实现的。

该算法的关键在于距离  $R_i$  的求解,计算原理如图 5-25 所示,其中  $P_i$  为空间的特征点,  $P_C$  为相机光心,  $R_i$  为特征点  $P_i$  到光心的距离,  $d_{ij}$  为特征点  $P_i$  与  $P_j$  间的距离。  $R_i$  的求解过程为: 首先给定一个  $R_1$  的初值,因为  $d_{12}$  和  $d_{13}$  已知,可以通过几何关系分别求出  $R_2$  和  $R_3$ 。从而求出  $P_2$  与  $P_3$  间的计算距离  $d'_{2,3}$ ,将其与实际距离  $d_{2,3}$  相比较,根据比较结果调整  $R_1$  的初值,重复上面的迭代过程,直至  $d'_{23} - d_{23} < \epsilon$ 。

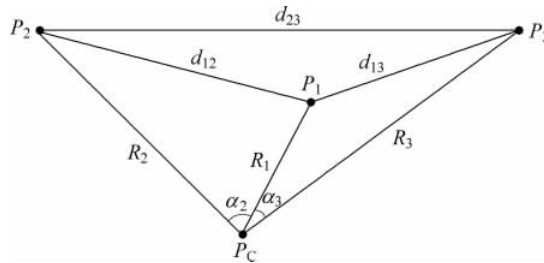


图 5-25 光心到特征点间距离计算的原理图

具体的求解过程如下:

已知:  $|AB=AC|=R$ ,且  $|OA| \in (0, \min(\arctan\alpha, \arctan\beta)]$ 时,属于模式 1 的 P3P 问题。

先令  $y = x \cos\alpha + \sqrt{R^2 - x^2 \sin^2\alpha}$ ,  $z = x \cos\beta + \sqrt{R^2 - x^2 \sin^2\beta}$ ,  $F(x) = y^2 + z^2 - 2yz \cos\gamma$ ,  $\min_x = 0$  及  $\max_x = \min(\arctan\alpha, \arctan\beta)$ 。然后开始如下迭代:

- (1) 令  $x = \frac{\min_x + \max_x}{2}$ , 如果  $|F(x) - \alpha^2| < \epsilon$ , 转到 3。
- (2) 如果  $|F(x) - \alpha^2| > 0$ , 则令  $\max_x = \frac{\min_x + \max_x}{2}$ , 否则令  $\min_x =$

$\frac{\min\_x + \max\_x}{2}$ , 最后转到 1。

(3) 此时表示  $|OA|=x, |OB|=y, |OC|=z$ , 退出迭代。

这里迭代的本质就是二分法, 每次迭代都将区间缩小一半, 收敛比为二分之一, 因而具有很快的收敛速度。因此, 该算法具有收敛快、运算简单、精度高等优点。

### 3. 位姿关系的求解

解得光心到特征点的距离后, 代入直线方程就能算得特征点在世界坐标系下的三维坐标。下面介绍如何利用这个三维坐标以及其对应的光标在物体坐标系下的坐标(已知条件)来计算世界坐标系和物体坐标系之间的相对位姿关系<sup>[31]</sup>。

设有两个坐标系: 观察坐标系  $S$ (世界坐标系) 和目标坐标系  $O$ (物体坐标系)。第  $i$  个特征点  $P_i$  在两个坐标系下的坐标分别为  $\mathbf{S}_i = (x_{S_i}, y_{S_i}, z_{S_i})^T$  和  $\mathbf{O}_i = (x_{O_i}, y_{O_i}, z_{O_i})^T$ , 则两个坐标系间的变换关系可以通过式(5-27)来表示, 其中  $\mathbf{R}$  为旋转矩阵,  $\mathbf{T}$  为平移矩阵。

$$\mathbf{O}_i = \mathbf{R} \cdot \mathbf{S}_i + \mathbf{T} \quad (5-27)$$

这里  $\mathbf{T}$  代表了两个坐标系间的位置变换关系, 而姿态变化则包含在  $\mathbf{R}$  矩阵中, 这个变换关系的物理意义为: 观察坐标系  $S$  先进行旋转变换  $\mathbf{R}$ , 再进行平移变换  $\mathbf{T}$  后与目标坐标系  $O$  重合。

经过分解后, 可以通过式(5-28)由  $\mathbf{R}$  矩阵求出绕  $x, y, z$  轴沿逆时针方向的转角  $\alpha, \beta, \gamma$ , 旋转顺序为  $z \rightarrow y \rightarrow x$ ,

$$\begin{cases} \alpha = -\arctan \frac{r_{12}}{r_{22}} \\ \beta = \arctan \frac{r_{02}}{r_{22} \cos \alpha - r_{12} \sin \alpha} \\ \gamma = -\arctan \frac{r_{01}}{r_{00}} \end{cases} \quad (5-28)$$

为求解位姿关系, 先求旋转矩阵  $\mathbf{R}$ 。式(5-27)不仅对两个坐标系下的特征点成立, 对向量也同样成立。当向量为单位向量时, 只有旋转而没有平移, 即为

$$\mathbf{n}_{S_i} = \mathbf{R} \mathbf{n}_{O_i} \quad (5-29)$$

其中,  $\mathbf{n}_{S_i}$  和  $\mathbf{n}_{O_i}$  分别为同一单位列向量  $\mathbf{n}_i$  在两个坐标系下的表示。当已知 3 个以上特征点时, 可以根据通过任意两个特征点的连线求出两个线性无关(靠特征点的位置来保证)的单位列向量  $\mathbf{n}_1$  和  $\mathbf{n}_2$ 。令  $\mathbf{n}_3$  为  $\mathbf{n}_1 \times \mathbf{n}_2$  所构成的单位列向量, 则这 3 个列向量之间都是线性无关的, 且满足

$$\mathbf{n}_S = \mathbf{R} \mathbf{n}_O \quad (5-30)$$

其中,  $\mathbf{n}_S = [n_{S_1} \ n_{S_2} \ n_{S_3}]^T$ ,  $\mathbf{n}_O = [n_{O_1} \ n_{O_2} \ n_{O_3}]^T$ 。

根据式(5-30)和式(5-27)就可以求出旋转矩阵  $\mathbf{R}$  和平移矩阵  $\mathbf{T}$ 。

$$\mathbf{R} = \mathbf{n}_S \cdot \mathbf{n}_O^{-1} \quad (5-31)$$

$$\mathbf{T} = \mathbf{O}_i - \mathbf{R} \cdot \mathbf{S}_i \quad (5-32)$$

上述求解过程的先决条件是: 在两个坐标系下, 特征点间的位置关系保持不变。

最后平移矩阵  $\mathbf{T}$  中的 3 个平移坐标再通过式(5-28)得到 3 个转角, 就构成了世界坐标系和物体坐标系之间完整的相对位姿关系。



#### 4. 算法实现

为了实现上述基于 3 点特征光标的单目视觉位姿测量,需要完成如下几步:

- (1) 求光标间的实际距离(根据已知各光标的物体坐标)。
- (2) 通过矩阵  $M$  的分解求出相机光心  $P_c$  的三维坐标  $W_c=(x_c, y_c, z_c)$ 。
- (3) 计算光心到各特征点的单位向量  $a_i$ 。
- (4) 计算光心到各特征点的距离  $R_i$  (P3P 问题的应用)。
- (5) 求出各特征点的空间坐标  $S_i=R_i a_i+W_c$ 。
- (6) 用坐标点构造两个坐标系下的向量矩阵,用于计算旋转矩阵,并根据旋转矩阵计算对应的旋转角。
- (7) 用特征光标的坐标和旋转矩阵计算平移向量。

具体算法的实现流程如图 5-26 所示。

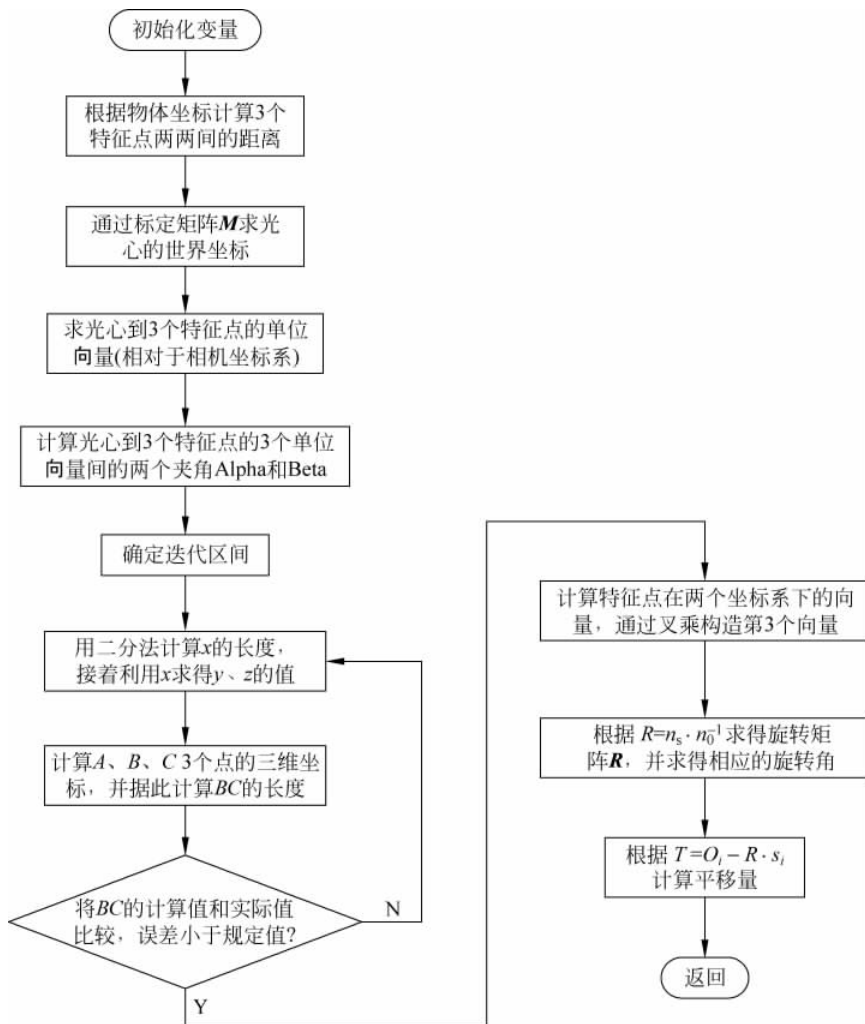


图 5-26 位姿测量算法实现的软件流程

### 5.5.3 双目视觉系统与立体匹配

基于立体视觉的3D重建原理如图5-27所示,假定第*i*个特征点 $P_i$ 在世界坐标系中的位置为 ${}^w\mathbf{P}_i = [X_{w_i} \ Y_{w_i} \ Z_{w_i}]^T$ ,投影在左右相机的图像坐标分别为 $\mathbf{p}_{L_i} = [u_{L_i} \ v_{L_i}]^T$ 和 $\mathbf{p}_{R_i} = [u_{R_i} \ v_{R_i}]^T$ 。

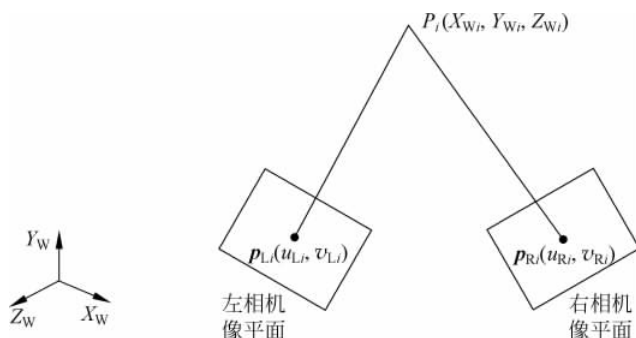


图 5-27 立体视觉测量原理

根据式(5-20),对于左、右相机,有如下关系:

$$\begin{bmatrix} \lambda_L u_{L_i} \\ \lambda_L v_{L_i} \\ \lambda_L \end{bmatrix} = \mathbf{C}_L \begin{bmatrix} X_{w_i} \\ Y_{w_i} \\ Z_{w_i} \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \alpha_1 & \alpha_2 & \alpha_3 \\ \alpha_4 & \alpha_5 & \alpha_6 & \alpha_7 \\ \alpha_8 & \alpha_9 & \alpha_{10} & \alpha_{11} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{w_i} \\ Y_{w_i} \\ Z_{w_i} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (5-33)$$

$$\begin{bmatrix} \lambda_R u_{R_i} \\ \lambda_R v_{R_i} \\ \lambda_R \end{bmatrix} = \mathbf{C}_R \begin{bmatrix} X_{w_i} \\ Y_{w_i} \\ Z_{w_i} \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \beta_1 & \beta_2 & \beta_3 \\ \beta_4 & \beta_5 & \beta_6 & \beta_7 \\ \beta_8 & \beta_9 & \beta_{10} & \beta_{11} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{w_i} \\ Y_{w_i} \\ Z_{w_i} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (5-34)$$

矩阵 $\mathbf{C}_L$ 、 $\mathbf{C}_R$ 分别为左右相机的变换矩阵, $\alpha_i$ 、 $\beta_i$ 为对应的元素。对式(5-33)和式(5-34)进行化简,有

$$\begin{bmatrix} 1 - \alpha_8 u_{L_i} & \alpha_1 - \alpha_9 u_{L_i} & \alpha_2 - \alpha_{10} u_{L_i} \\ \alpha_4 - \alpha_8 v_{L_i} & \alpha_5 - \alpha_9 v_{L_i} & \alpha_6 - \alpha_{10} v_{L_i} \\ 1 - \beta_8 u_{R_i} & \beta_1 - \beta_9 u_{R_i} & \beta_2 - \beta_{10} u_{R_i} \\ \beta_4 - \beta_8 v_{R_i} & \beta_5 - \beta_9 v_{R_i} & \beta_6 - \beta_{10} v_{R_i} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{w_i} \\ Y_{w_i} \\ Z_{w_i} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_{11} u_{L_i} - \alpha_3 \\ \alpha_{11} v_{L_i} - \alpha_7 \\ \beta_{11} u_{R_i} - \beta_3 \\ \beta_{11} v_{R_i} - \beta_7 \end{bmatrix} \quad (5-35)$$

写成矩阵的形式为

$$\mathbf{K} \cdot {}^w\mathbf{P}_i = \mathbf{U} \quad (5-36)$$

式(5-36)有4个方程、3个未知数,为超越方程,可用最小二乘法进行求解,即

$${}^w\mathbf{P}_i = (\mathbf{K}^T \mathbf{K})^{-1} \mathbf{K}^T \mathbf{U} \quad (5-37)$$

上述过程即为基于立体视觉的3D重构过程。由此可知三维空间的点 $P_i$ 的三维坐标可通过对双目立体相机中的2D图像特征点坐标重构出来,重构的关键是两个相机能够同时观察到 $P_i$ 并成功提取其图像特征。如果超过3个不共线的特征点被重构出来,则可据此

建立目标抓捕对象的坐标系。

基于立体视觉的测量方法将在第 14 章给出。

## 5.6 天基目标测量敏感器

### 5.6.1 天基目标分类

如前所述,为了尽可能挽回损失或净化轨道环境,各国正大力研究以卫星维修、生命延长及太空垃圾清除为目的的在轨服务技术<sup>[32,33]</sup>,即对故障卫星进行绕飞监测、跟踪接近、交会对接、在轨维修等操作。要实现这些目的,必须解决航天器间相对位姿的测量问题。根据待服务目标与空间机器人之间的相对关系,可将目标分为合作目标和非合作目标。实际上,合作与非合作是任务相关的,若目标航天器上的某些条件对于机器人的任务来讲具有配合功能,则称其为合作的,反之,则为非合作的。

对于测量任务来说,有如下定义。

**定义 6.1 合作目标:** 目标航天器上安装用于辅助测量的标志器,如光标、角反射镜、激光反射器等的目标航天器称为合作目标航天器。

**定义 6.2 完全合作目标:** 同时满足下列条件的目标航天器称为完全合作目标航天器:

- (1) 目标航天器上安装用于辅助测量的标志器,如光标、角反射镜、激光反射器等。
- (2) 目标航天器的几何参数完全已知。

**定义 6.3 非合作目标:** 目标上未安装用于辅助测量的标志器,如光标、角反射镜、激光反射器等的目标航天器称为非合作目标航天器。

**定义 6.4 完全非合作目标:** 满足下列条件之一或全部的目标航天器称为非合作目标航天器:

- (1) 目标上未安装用于辅助测量的标志器,如光标、角反射镜、激光反射器等。
- (2) 目标航天器的几何尺寸未知。

由上述定义可知,完全合作目标和完全非合作目标分别是合作目标和非合作目标的特例,在实际中,已在轨演示的空机器人系统,如日本的 ETS-VII<sup>[34]</sup>、美国的轨道快车<sup>[35]</sup>等,追踪星上均安装了可见光相机,目标星上则安装了用于合作测量的发光标志器或角反射镜作为目标识别的特征点。目前,我国在航天器相对位姿测量的研究中也多采用了合作标志器<sup>[36-38]</sup>。然而,对于大多数已在轨服务的航天器和空间碎片,并没有预先安装合作标志器,且目标星与追踪星之间没有直接的信息交流,即目标是非合作的。因此,要实现真正的在轨服务,必须解决非合作目标的自主识别问题。

### 5.6.2 国内外应用情况分析

天基目标测量敏感器的主要功能是在轨测量并产生空间机器人与目标的相对位姿信息,其测量的可靠性与精度在很大程度上决定着与目标的接近和操作能否进行,决定着任务的成败。与合作目标的相对测量不同,非合作目标缺少必要的合作测量设备,因此相对测量的模式不同,精度也较低。

在远距离和近距离段相对导航对测量设备的需求不同。远距离需要确定目标的相对位置,而在近距离需要进一步获得目标的相对姿态信息。根据相对运动的动力学,通过导航计算以获得目标的相对位置、速度、姿态和角速度等信息。表 5-3 和表 5-4 给出了目前已经成功应用于空间任务的合作测量/非合作测量模式的天基测量传感器使用情况。

表 5-3 合作模式的天基目标测量传感器

测量手段	测量原理	工作范围	已在轨应用的项目
差分 GPS	根据两星接收 GPS 信息确定相对位置和速度	百米至百千米	ETS-VII、DART、ATV
微波雷达	根据目标器应答信息确定相对距离、速度和方位角等	百米至百千米	航天飞机、载人飞船
激光雷达	根据目标器上角反射器反射的激光信息确定相对距离、方位角和姿态	百米至十千米(位置) 米至百米(位置、姿态)	ETS-VII、XSS-10、轨道快车
交会相机	对目标器上的特征标志器进行拍摄,获得两星相对位置与姿态信息	米至百米	DART、ETS-VII、轨道快车、ATV

表 5-4 非合作模式的天基目标测量传感器

测量手段	测量原理	工作范围	已在轨应用的项目
微波雷达	发射微波对目标的距离和方位角进行探测	百米至十千米	航天飞机、载人飞船
激光雷达	对目标进行激光扫描,获得目标表面 3D 数据、相对位置和姿态	米至千米	航天飞机
激光测距仪	根据目标器上反射的激光信息确定相对距离	米至十千米	轨道快车
相机	获得目标可见光或者红外图像,提取方位角信息	米至百千米	轨道快车、XSS-10/11、DART

各测量阶段通常采用 GPS、微波雷达、激光雷达、激光测距仪以及光学相机等设备来获得方位角和测距信息,从而进行相对导航<sup>[39]</sup>。不同任务阶段中,单一设备无法覆盖全部测量要求,因此是几种测量手段配合使用。若目标为合作形式,则可以通过通信链路提供其状态信息,或者在其本体上安装用于应答和反射的标志器等装置,为追踪航天器获得更可靠和更高精度的测量信息。非合作目标无法提供这些有利条件,从而造成任务难度加大。

相对 GPS 导航需要在目标航天器安装与追踪航天器合作的 GPS 设备,利用差分技术,按原理不同可分为伪距差分 and 载波相位等方法来获得更高的相对信息精度<sup>[40]</sup>,精度最高可达到几厘米。相对 GPS 导航不适合用于非合作目标测量,而且受 GPS 信号的约束,无法应用于 GEO 轨道。

微波交会雷达技术的发展较为成熟,从 20 世纪 60 年代起至今美国和苏联/俄罗斯多次成功使用微波交会雷达完成交会对接任务。从微波交会雷达的应用和发展情况看,微波交会雷达较适合中、远距离交会测量,对合作、非合作目标均适用。在目标上安装应答机或反射器,将达到更远的工作范围。与微波交会雷达相比,激光交会雷达具有窄波束、小天线、测量精度高、固态化、质量和体积小等特点,可做到没有机械运动机构,同时在空间基本没有无线电传输损耗和衰减等缺点。但如果非合作目标没有安装角反射器,则工作距离将受限。

激光测距仪能直接提供距离信息,尺寸较小,对目标没有功能上的要求,对光照条件不敏感,但工作时要求航天器提供较高的指向精度,并且工作距离受限。视觉传感器具有低功耗、重量轻、体积小、测量范围大等特点。两者结合将是一种非常有利的相对导航方案:在远距离,采用视线角相对导航;在中近距离阶段,视觉传感器提供视线角信息,与激光测距仪等测距设备联合使用。研究表明,两航天器在视线方向的运动可以提高估计精度,追踪航天器的轨道机动可以提高可观测度。Monda<sup>[41]</sup>、Habiani 等<sup>[42]</sup>深入研究了仅视线角测量以及和激光测距仪配合的问题。Chari 以轨道快车计划为背景,讨论了采用基于视线角信息的轨道交会相对导航问题<sup>[43]</sup>。Woffinden 对基于视线角的测量和相对导航问题做了深入的研究<sup>[44]</sup>,包括基于视线角信息的在轨观测问题,详细讨论了不同模式下的相对导航问题,研究表明,在仅使用提供视线角信息的传感器,无测距信息的情况下,通过追踪航天器的绕飞跟踪轨道设计以及轨道机动,仍可获得较高精度的相对导航结果。Woffinden<sup>[45]</sup>随后以解析的形式研究了近圆轨道上基于视线角相对导航的可观测性问题,分析了不同轨道机动方式对可观测性的影响,从理论上证明了追踪航天器的轨道机动保证相对导航的可观测性。

相对导航算法的选择与航天器采用的相对测量设备有直接的关系。目前,根据与目标的测量方式可分为合作测量与非合作测量传感器。在导航算法研究方面,则需要从相对测量设备的工作原理出发,并建立系统的状态模型。对线性系统采用卡尔曼滤波就能够得出高精度的相对导航数据<sup>[46]</sup>;而对于非线性系统,常用扩展卡尔曼滤波、UKF、粒子滤波等非线性滤波方法。在研究动力学相对运动影响的基础上,How 等人分析了传感器的噪声对编队飞行控制的影响<sup>[47]</sup>。Geller 等对航天器交会时传感器、执行机构需要满足的各种条件进行了研究<sup>[48]</sup>。这些方面的研究为在轨星载测量设备的选用、指标的约束条件、备份以及配置的降额使用都具有积极的意义。

## 5.6.3 天基目标测量传感器简介

### 5.6.3.1 微波测距仪

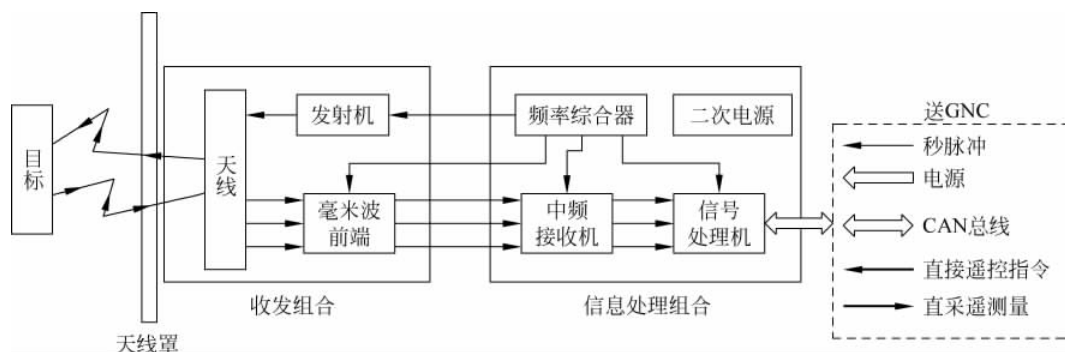
微波测距仪的功能是在小角度范围内对空间目标进行连续测量,并提供空间目标的相对距离、相对速度、视线角等信息。微波测距仪由天馈系统、发射机、前端、天线罩、中频接收机、频率综合器、二次电源和信号处理单元等组成。

微波测距仪对目标的测量范围大致为 100m~2.5km,能提供目标的相对距离信息,并在波束范围内测量目标的视线角,输出频率为 4Hz。相对距离测量精度优于  $5\text{m}+0.001R$ ( $R$  为相对距离),视线角测量精度为  $0.15^\circ$ 。微波测距仪的检测概率优于 95%,虚警概率  $10^{-6}$ 。

微波测距仪组成如图 5-28 所示,其原型样机的实物如图 5-29 所示。

### 5.6.3.2 激光测距仪

激光测距仪的工作原理是通过自身携带的激光发光源发射激光束,激光束通过被测目标进行反射,激光测距仪通过接收反射的激光信息再结合发射信息来确定目标相对于激光测距仪的距离。激光测距仪能够在各距离段测量两航天器的相对距离,具有体积和质量小、



测量精度较高、受外界环境影响小的特点,有利于小型化的发展,但是探测角度较小,探测角度与探测距离的平方成反比的关系,因此需要追踪器具有较高的姿态控制能力。对激光测距仪提出如下指标要求:探测角度设计为 $\pm 0.5^\circ$ ,探测精度为 $0.005R(3\sigma, R$ 为相对距离),探测距离为500m。

其原型样机的实物如图 5-30 所示。



图 5-29 微波测距仪

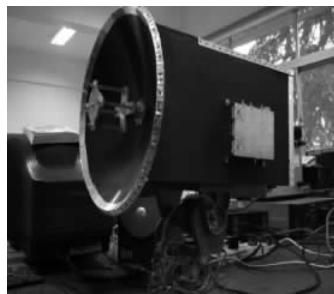


图 5-30 激光测距仪

### 5.6.3.3 差分 GPS(RGPS)

空间机器人系统 RGPS 子系统由安装在空间机器人上的 GPS 接收机、天线和安装在目标上的 GPS 接收机、天线组成,如图 5-31 所示。

空间机器人上的 GPS 接收机和目标器上 GPS 接收机各自具备独立完成对 GPS 导航卫星 L1 信号伪随机码和载波的捕获、跟踪、测量及导航定位计算(绝对定位)功能,当空间机器人与目标接近到一定距离,通信链路建立后,目标星 GPS 接收机通过通信链路接口将全部实时测量数据及导航定位计算结果发送到空间机器人,空间机器人接收机通过通信链路接口收到目标星接收机的实时测量数据后,结合空间机器人 GPS 测量数据完成相对定位计算。

空间机器人 GPS 功能包括:①绝对定位功能,即在轨期间实时为 SFR 提供地心距、地心椭圆轨道高度、地理经纬度和在 J2000.0 惯性坐标系下的轨道根数、位置、速度;②授时功能,即为 SFR 提供绝对定位相应的 UTC,并输出精确的 UTC 与星上时钟进行比对;③相对定位(RGPS)功能,即接收目标星 GPS 信号进行差分 GPS 计算,输出时间、两星相对位置和相对速度。其结构如图 5-32 所示。

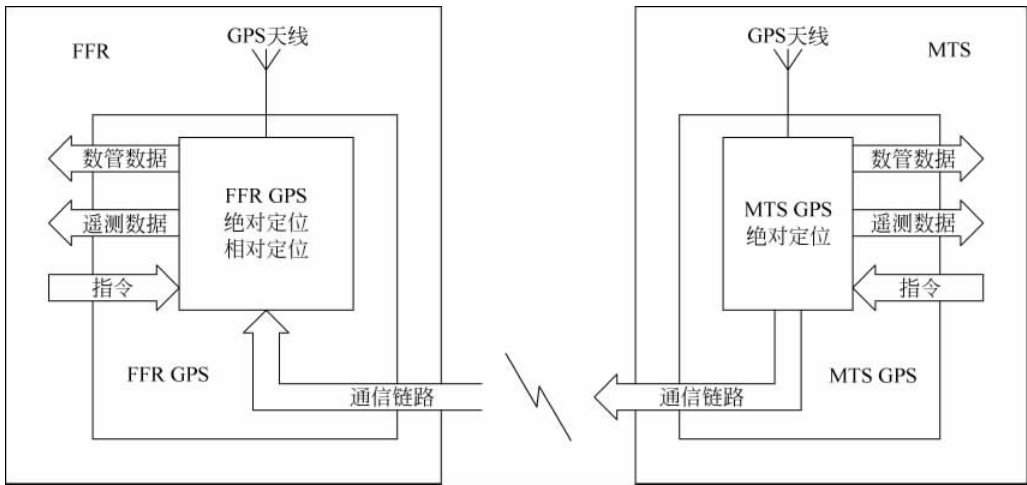


图 5-31 RGPS 子系统组成示意

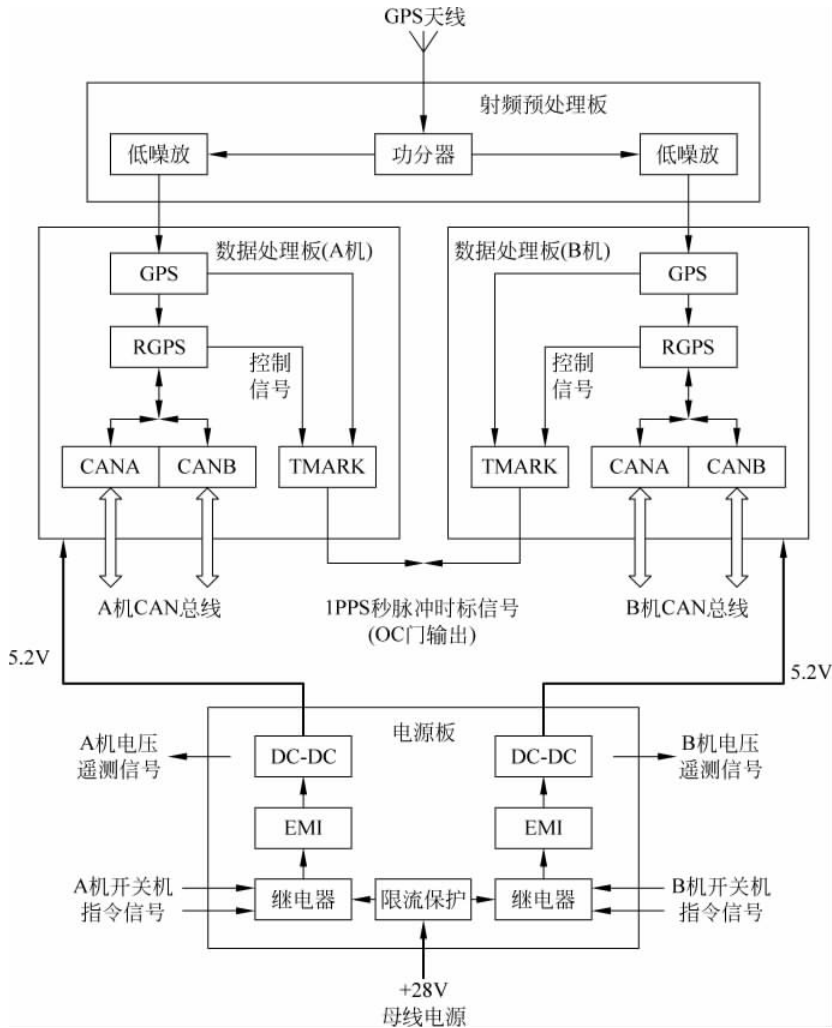


图 5-32 空间机器人 GPS 系统构成

目标星 GPS 接收机具备绝对定位和授时功能。其结构如图 5-33 所示。

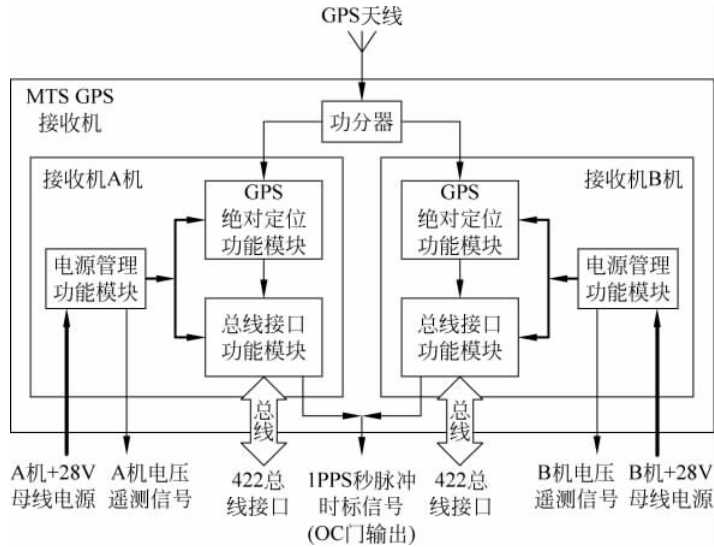


图 5-33 目标星 GPS 系统构成图

#### 5.6.3.4 光学测角相机

测角相机负责对目标进行成像,并通过运动目标识别算法从星空背景中捕获目标。光学测角相机可以实现对目标器的方位角的测量。为了使测角相机具备较高的测量精度,视场角设计尽量小,但是一旦目标移出视场,就无法探测目标了。测角相机地测量步骤如下:按照要求搜索目标;根据搜索结果锁定目标;求出目标的形状中心相对于相机视轴的视线角;给出目标的测量数据。设计测角相机的探测角度为 $\pm 10^\circ$ ,视线角测量精度优于 $0.1^\circ(3\sigma)$ ,探测距离为 $8\sim 500\text{m}$ 。

#### 5.6.3.5 宽视场测量相机

宽视场可见光测量相机负责对目标的远距离捕获和跟踪测量,可通过运动目标识别算法从星空背景中捕获目标。

宽视场可见光测量相机包括遮光罩、物镜、焦面组件、电子学等部分,相机采用像素数为 $1024\times 1024$ 的高灵敏度 CCD 探测器,对微型目标器的最远捕获距离优于 $2.5\text{km}$ 。为满足捕获目标的视场要求,相机的视场角设计为 $20^\circ\times 20^\circ$ ,焦距为 $40\text{mm}$ ,相对孔径为 $1/1.7$ 。根据目标可见光特性分析,设计相机可探测亮度在 4 等星以上的目标。通过 LVDS 总线上传目标的原始图像信息。

光学设计结果:焦距为 $40\text{mm}$ ,对角线视场角为 $28^\circ$ ,相对孔径为 $1/1.7$ ,传函优于 $0.5$ 。根据宽视场测量相机的光学和相机电路设计方案,光机结构方案如图 5-34 所示。

目标通过光学系统成像在 CCD 靶面,CCD 相机电子学系统对 CCD 所有的像素进行数字化处理,处理后的数字信息输出到图像处理与控制箱。

可见光子系统电控箱中的图像处理系统接收来自 CCD 相机的数字视频信号,按照要求捕获目标,求出目标的形状中心相对于相机视轴的方位角,给出目标的方位角测量数据和时



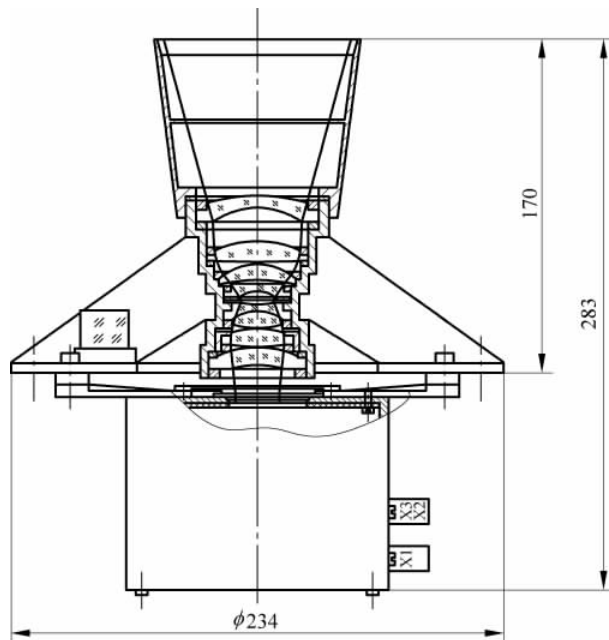


图 5-34 宽视场测量相机光机结构

标。其方位角测量精度优于  $0.1^\circ$ ，数据输出频率为 4Hz。其原型样机的实物如图 5-35 所示。

#### 5.6.3.6 窄视场成像相机

采用窄视场可见光成像相机对空间目标成像观测，相机视场为  $2^\circ \times 2^\circ$ ；探测器为 TH7888A CCD，像素为  $1024 \times 1024$ ，对微型目标器的成像观测范围为 300m~1km。窄视场可见光成像相机组成与宽视场可见光测量相机类似，包括遮光罩、物镜、焦面组件、电子学等部分，其图像输出为 0.1~4Hz。

窄视场可见光成像相机在结构上分为成像镜和焦面组件两部分。焦面组件包含焦平面探测器 (CCD 探测器)、探测器连接座、驱动电路盒。窄视场可见光成像相机与宽视场测量相机的工作原理相同。

光学设计结果：焦距为 410mm，相对孔径为 1/7，对角线视场为  $2.83^\circ$ ，传函优于 0.54 (65lp/mm)，像质良好。

成像分辨率：300m 处为 0.01m，1000m 处为 0.034m。

根据窄视场可见光成像相机的光学设计方案，光机结构方案如图 5-36 所示。

#### 5.6.3.7 交会测量相机

在近距离接近和空间机械手抓捕阶段，采用基于合作特征光标的交会测量子系统进行目标的相对姿态和相对位置测量。交会测量子系统包括安装在 SFR 上的交会测量相机和



图 5-35 宽视场可见光相机

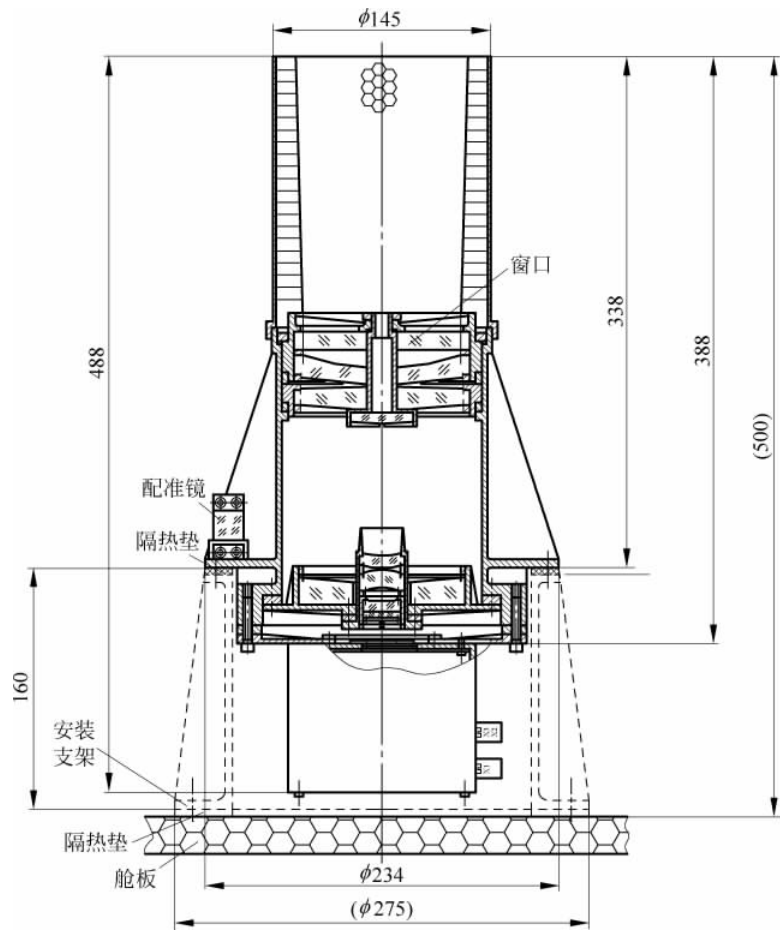


图 5-36 窄视场可见光成像相机光机结构

安装在微型目标器上的合作标志器。

交会测量相机采用 CCD 相机对目标上安装的构型已知的合作标志器成像,通过特征识别、坐标提取与计算等图像识别算法测量出合作标志器的位姿数据,从而得到目标星的相对位置和姿态,同时可将原始图像下载到地面。

交会测量相机采用合作的相对测量机制,采用安装于追踪航天器上的 CCD 相机对目标上安装的构型已知的合作标志器成像,通过特征识别、坐标提取与计算等图像识别算法测量出合作标志器的位姿数据,从而得到目标星的相对位置和姿态。在此过程中为减小太阳光、地球反射光等对测量的影响,在设计相机过程中重点考虑其遮光罩的设计。为减少追踪器上的能量消耗,将标志器设计成主动发光的形式,在相机镜头上安装滤光片,以减少杂光影响测量效果。为了保证在近距离工作的全过程中 CCD 相机都能够对合作标志器完整成像,相机视场角应该在条件允许的情况下尽可能大一些,这样就能使交会期间的交会走廊更大,提高安全性。课题组作为牵头单位承担的某项目所研制的合作交会测量相机技术指标如下:

- (1) 测量范围: 相对距离 0.5~20m。

- (2) 视场角： $30^{\circ} \times 30^{\circ}$ ，覆盖接近过程中的目标所在区域。
- (3) 位置测量精度：相对位置测量精度为相对距离的 1%。
- (4) 相对姿态测量精度在 2.5m 以内优于  $1^{\circ}$ ，在 2.5~20m 范围内优于  $2^{\circ}$ 。

### 5.6.3.8 典型目标测量设备配置方案

在交会实验中，近距离主要验证合作目标的接近、保持与后撤，主要以交会测量相机为主；中距离主要采用测角相机+测距仪的测量方案，远距离以微波雷达作为测量设备使用，同时差分 GPS 也主要作为备份测量。在远距离后撤和长期伴随飞行过程中，为节省燃料消耗，保证测量精度，简化控制，对合作目标一般采用差分 GPS 作为主份测量。依据以上设计原则，在轨各飞行阶段的目标测量设备工作方案设计表如表 5-5 所示。

表 5-5 目标测量方案设计表

	在轨飞行阶段	主份测量方案	备份测量方案
近距离交会	停靠点保持	交会测量相机	无
	近距离后撤、保持与接近	交会测量相机	差分 GPS
	远距离后撤	差分 GPS	微波雷达
远距离接近	伴随飞行	差分 GPS	微波雷达
	远距离位置保持、远距离接近、中距离位置保持	微波雷达	差分 GPS
	中距离接近	测角相机+测距仪	差分 GPS、微波雷达
	近距离位置保持	测角相机+测距仪	差分 GPS、交会测量相机
	远距离后撤	差分 GPS	微波雷达
共面自由绕飞	中距离后撤	测角相机+测距仪	差分 GPS
	共面自由绕飞	测角相机+测距仪	微波雷达
	中距离位置保持	测角相机+测距仪	差分 GPS、微波雷达
	远距离后撤	差分 GPS	微波雷达

合作目标测量设备的工作范围设计示意图如图 5-37 所示。在近距离设置了位置保持点，在该保持点附近要求两个合作测量设备均能够正常工作，可以进行主备份信息和相应的导航滤波器切换；同样，试验任务也设计了远距离位置保持点，通过地面引导能够安全到达该保持点附近区域，而差分 GPS 在该距离处也留有足够的裕量，这能够保证自主导航的成功切换。通过调研和借鉴国外相关项目的技术指标，提出了合适的目标测量精度。

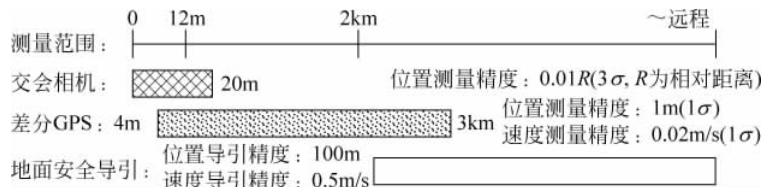


图 5-37 合作目标测量设备工作范围设计示意图

非合作目标测量设备的选取原则是：在能够满足实验任务的基础上，尽量选择体积小、功耗小的设备，能够提供目标星的方位角、仰角和相对距离信息。本项目这里选择“激光测

距仪+可见光测角相机”进行验证,但是这两种设备各有缺陷:激光测距仪的探测距离与探测角度相互制约,要使探测距离大,则探测角度就很小,而角度太小会给姿态控制带来很大的压力。由于是初次试验,为保证可靠性,考虑稍大一些的探测角度而较短的探测距离。光学相机的测量距离范围、角度范围以及精度存在一定的关系,定焦距的相机焦段的远近无法兼顾,测量角度范围和相应的测角精度无法兼顾,为保证安全,将相机的焦段也选在较近的距离,测角范围选择较小一些。因此,在设计中缺少了远距离的测量设备,为了保证远距离的测量距离以及较近距离测量数据的备份,系统还选择已经在国际上广泛应用的微波雷达,它能同时提供测角和测距信息,但是质量、体积和功耗都要远大于前两个设备。3个设备的原型样机实物图分别如图5-29、图5-30和图5-35所示。

非合作目标测量设备的工作范围设计示意图如图5-38所示。根据试验安排,在中距离设置了位置保持点,在该保持点附近要求两套非合作测量设备均能够正常工作,可以进行主备份信息和相应的导航滤波器切换;同样,试验任务也设计了远距离位置保持点,通过地面引导能够安全到达该保持点附近区域,而微波雷达在该距离处也留有足够的裕量,这能够保证自主导航的成功切换。通过调研和借鉴国外相关项目的技术指标提出了合适的目标测量精度,能否满足要求,在后面的试验验证中会加以仿真验证和分析。

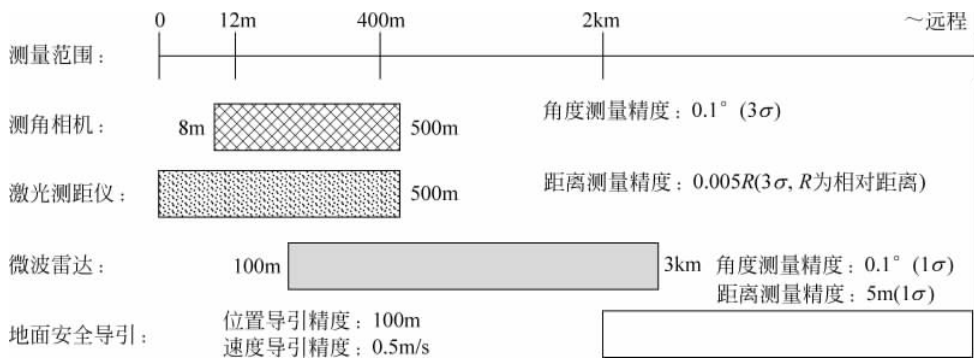


图 5-38 非合作目标测量设备工作范围设计示意图

## 5.7 天基目标测量方案举例

在鑫诺二号卫星出现故障不久后,课题组在国家 863 的支持下(2007AA××××),开展了对鑫诺二号卫星的在轨营救技术的研究,目标是设计一种在轨营救系统,对地球静止轨道上的鑫诺二号卫星以及其他发生故障的航天器进行跟踪接近、近距离监测和在轨修复<sup>[49,50]</sup>。项目的核心是围绕故障卫星的高轨、非合作和大尺寸特点,开展空间机器人对 GEO 非合作航天器在轨营救的关键技术研究。

### 5.7.1 GEO 非合作航天器在轨救援任务设计

对 GEO 航天器的在轨营救任务,需要突破“看得见、跟得上、抓得住、能修复”4 项基本目标,即需要完成故障卫星的成像监测、跟踪接近、机械手抓捕与对接、故障修复等任务。课题组对国内外主要在轨服务项目的任务进行了深入研究和借鉴,结合 GEO 故障卫星的特点,

设计了在轨营救系统的 4 项在轨飞行任务：在轨接近、绕飞监测、停靠与抓捕、在轨修复。

任务过程可以描述为：在发射入轨后，由火箭上面级或可分离的推进舱辅助在轨营救系统完成轨道转移；在轨营救系统经过调相定点进入鑫诺二号卫星相同的东经  $92.2^\circ$  的地球静止轨道，并处于任务准备状态；在地面导引基础上经调相进入距目标 200km 范围内；分别进行远距离、中距离跟踪接近，进入目标 40m 范围；实施绕飞，对目标进行多角度的观测；近距离逼近目标至 2m 范围；在近距离停靠时对目标实施抓捕，并形成对接；采用机械手对目标完成修复任务后，分离并离轨。主要任务目标、飞行阶段定义与主要内容见表 5-6。

表 5-6 在轨任务与飞行阶段定义

序号	任务目标	飞行阶段定义	主要内容
1	在轨接近	入轨并定点	由火箭上面级或可分离的推进舱辅助入轨，完成轨道转移，并实现定点
2	在轨接近	调相段	降低轨道进行调相，对 GEO 轨道上的目标进行监测
3	在轨接近	寻的	实现与目标的相对导航
4	在轨接近	远距离跟踪接近	实现与目标卫星的跟踪接近至 10km 范围
5	在轨接近	中距离跟踪接近	由星上自主实现与目标卫星的跟踪接近至 40m 范围
6	绕飞监测	绕飞监测	40m 受控绕飞，实现对目标的在轨成像监测，判断目标状态
7	在轨接近	近距离接近	从 40m 接近至 2m，实现与目标的近距离接近
8	停靠与抓捕	近距离停靠	实现与目标的 2m 范围内的近距离高精度停靠
9	停靠与抓捕	抓捕与对接	采用机械手或对接机构与目标的远地点发动机实现对接
10	在轨修复	故障诊断	利用相机等观测目标，提供给地面进行故障诊断
11	在轨修复	故障修复	利用空间机械手携带的修复装置对目标故障点进行在轨维修

### 5.7.1.1 在轨接近任务

在轨营救系统在获取 GEO 非合作目标的测量信息后，对目标进行跟踪和接近，并实施近距离停靠。其过程描述为：在地面导引基础上经调相进入距目标 200km 范围内；分别进行远距离、中距离跟踪接近，进入目标 40m 范围；在实施绕飞监测后近距离逼近至目标 2m 范围，并进行近距离停靠，进入空间机械手的操作范围。在轨接近任务示意图如图 5-39 所示。

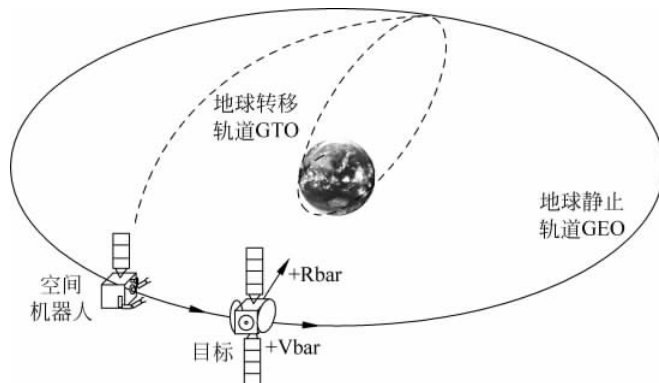


图 5-39 与目标在轨接近过程示意

### 5.7.1.2 绕飞监测任务

在近距离接近之前,在轨营救系统首先完成对目标的绕飞,对目标进行多角度的观测,利用视觉成像设备从多角度对 GEO 目标进行视觉监测,并将图像数据下载到地面站。绕飞与近距离接近示意图如图 5-40 所示。

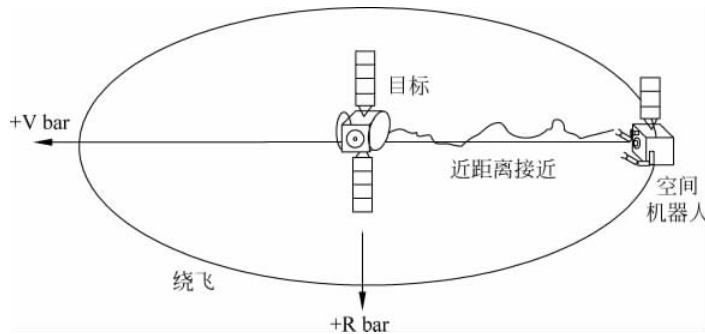


图 5-40 对目标进行绕飞与近距离接近示意

### 5.7.1.3 停靠与抓捕

在轨营救系统实现与目标的近距离高精度停靠后,采用机械手末端安装的对接机构与目标的远地点发动机实现软对接,形成与目标的连接关系。

### 5.7.1.4 在轨修复

空间机械手利用末端执行机构与目标完成软对接后,利用另一臂对故障点进行观测,提供给地面作为遥操作的图像来源;接着按照指定的程序维护空间设施或设备,包括观察、监视、检查、诊断、表面修补、维修、部件替换、污染物清除、测试、检验等维护性活动。图 5-41 是空间机械手对 GEO 卫星抓捕和故障点修复的示意。

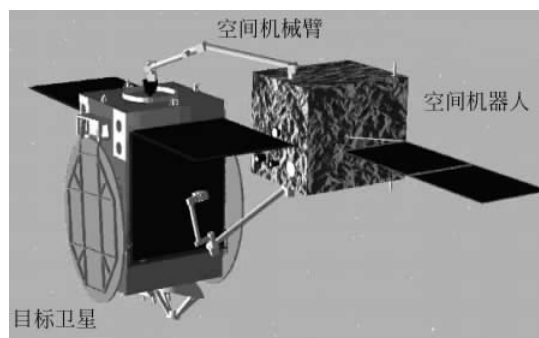


图 5-41 对目标卫星进行抓捕与修复示意

## 5.7.2 天基目标测量分系统配置方案

天基目标测量分系统(TDS)能够为空间机器人提供两星之间的相对测量信息,它是保

证空间机器人能够顺利完成对目标卫星的在轨接近任务的关键技术。选择合适的目标测量设备在轨进行合理配置,对于成功实现在轨接近任务来说是至关重要的。目前国外已经成功使用的在轨交会目标测量设备主要包括合作目标测量和非合作目标测量设备两大类。合作目标测量设备是在空间机器人和目标卫星的协同下完成相对信息的测量,这适用于两个互相配合的航天器的工作情况。非合作目标测量设备的应用是根据在轨服务的需求而发展起来的。对于 GEO 非合作目标的测量,仅能依靠空间机器人携带的设备来完成对相对信息的测量,其难度要大于合作测量模式。

可见光相机和激光测距仪可分别进行方位角和相对距离的测量,且具有质量小、体积小、功耗低的特点,是未来高自主、小型化在轨服务航天器进行非合作目标测量比较理想的配置。相机提供目标的视线角信息,具有测量范围远(在光照条件好的情况下可达数百千米)、角度测量精度高以及质量轻、功耗低等优点,但受光照条件的影响较大。激光测距仪则可提供目标的高精度距离信息,但其工作距离一般在 10km 范围以内,而且需要对目标的精确指向才可以获得测量信息。由于这两者所具有的优点,本项目选用它们作为主要的远距离和中距离段的非合作目标测量设备。在中距离段还配备了红外相机,以实现阴影区和逆光区对目标的视线角测量。

为了能够实现对非合作目标的近距离测量,在 40m 以内使用双目立体视觉与激光测距仪配合,采用基于特征的方法获得目标的相对位置和姿态,以实现近距离的 6 自由度控制。2m 以内的相对位姿测量采用双目协作视觉(即机器人本体上安装宽视场可见光相机,与机械手末端手眼相机配合,基于目标特征的方法进行测量)<sup>[50]</sup>。非合作目标测量设备的工作范围设计示意图如图 5-42 所示。依据以上设计原则,设计目标接近过程各阶段的相对测量设备配置方案如表 5-7 所示。

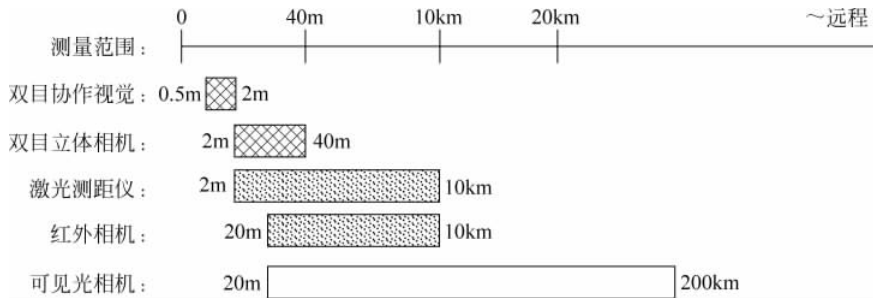


图 5-42 非合作目标测量设备工作范围示意图

表 5-7 非合作目标测量设备配置方案

在轨飞行阶段	距离段设定	测量方案
寻的段	>200km	地面导引
远距离跟踪接近	10~200km	可见光相机
中距离跟踪接近	40m~10km	激光测距仪+可见光相机/红外相机
绕飞	约 40m	激光测距仪+可见光相机/红外相机
近距离跟踪接近	2~40m	双目立体视觉+激光测距仪
停靠与抓捕	<2m	双目协作视觉

### 5.7.3 GNC 算法设计

相对位置的 GNC 算法设计的基本要求是：在已知姿态控制精度、相对测量设备的测量精度、执行机构误差以及能提供的总燃料消耗量的基础上进行合理的制导、导航与控制算法的设计,使空间机器人相对目标卫星能够完成本项目所设计的在轨接近任务。

#### 5.7.3.1 制导律的要求

充分利用相对轨道动力学的规律,相对轨道制导律的设计要求是在节省燃料和简化设计方面进行折中,选择既满足飞行任务而又有利于简化飞行流程的算法。制导律的设计要求能够实现以下 3 种飞行内容: C-W 制导、绕飞制导、直线制导。在较近距离段,制导律的设计要保证相对运动的安全性;而在较远距离段,制导律要求在满足任务的情况下充分考虑燃料消耗、任务时间与轨道约束等条件。

#### 5.7.3.2 控制的要求

考虑相对轨道控制的执行机构的特点,在各个距离段设计合理的控制算法,在安全性、燃料节省和控制精度上进行折中。在近距离段对时间和安全性要求较高,因此设计的控制器要求具有计算的实时性和较高的精度;而远距离阶段,由于较远的距离保证了较高的安全性,且相对运动的时间更长,因此设计的控制器要求尽量减小喷气次数,减少燃料消耗。

对于固定比冲的推力器来说,航天器燃料消耗与产生的累计速度增量近似成正比,因此,下面在阐述燃料消耗时直接用产生的速度增量来代替。

#### 5.7.3.3 导航的要求

本项目选择的天基目标测量设备为非合作目标测量设备,其中可见光相机、测距仪以及地面导引信息等配合使用,因此需要为这多种相对测量方法分别设计相应的导航算法,对其中的技术特点和可能出现的问题进行全面考虑,以确保算法的可行性和合理性。

## 5.8 小结

为了使空间机器人具有足够的智能与自主能力,需要为其装配充分的传感系统,以对自身状态、目标状态、环境状态等进行检测。本章首先介绍了空间机器人基座的几种主要姿态敏感器——陀螺、星敏感器、地球敏感器、太阳敏感器等,以及典型的姿态确定算法。其中,陀螺属于惯性测量敏感器,具有定轴性和进动性的特征,其工作方式是自主的,完全不依赖外界条件,有利于保证航天器在特殊情况下不失去姿态信息,航天器用陀螺仪的精度已达  $0.001^{\circ}/\text{h}$  数量级。而星敏感器、地球敏感器及太阳敏感器属于光学敏感器,用于对参考源(恒星、太阳或地球)发出或反射的光辐射进行检测,借此获取航天器相对于这些参考源的姿态信息。这几种敏感器中,星敏感器精度较高,但器件本身容易受到其他光源的干扰,且造价较高;太阳敏感器在进入地球阴影区时无法使用;红外地球敏感器通过测量地球与天空的红外辐射的差别而获取航天器姿态信息,使用寿命长。因此,一般来说,如果采用星敏感



器作为主要定姿传感器,则将太阳传感器和红外地球传感器作为备份;反之亦然。

本章还介绍了机器人的关节位置传感器、力/力矩传感器、机器人视觉传感器的基本原理。常用的关节位置传感器包括电位计、旋转变压器、光电编码器等,用于检测关节运动的位移;力/力矩传感器用于检测关节内部或腕部所受的力/力矩,在接触型精细操作中,这是极其重要的,是实现力/位置混合控制、柔顺控制的关键。视觉传感器属于机器人的外部传感器,用于测量目标相对于机器人末端(手眼相机情况)或基座(当相机安装在在相对于基座固定的位置上时)的位姿和姿态,作为视觉伺服控制的输入条件。

本章最后介绍了空间机器人在轨跟踪、接近目标航天器过程中所可能采用的天基目标测量传感器,并举例说明了典型情况下的目标测量方案。根据对目标航天器先验知识的了解程度,将航天器分为合作目标航天器、非合作目标航天器以及完全非合作目标航天器,相应的测量传感器分为合作目标测量传感器和非合作目标测量传感器。常用的合作目标测量的传感器包括交会相机(光学相机)、差分 GPS 等,而用于非合作目标测量的传感器有激光测距仪、微波雷达、光学测角相机以及立体相机(将在第 14 章介绍)等,其中非合作目标的测量是外来天基目标测量领域的重点发展方向。

## 参考文献

- [1] 杨嘉墀. 中国空间计划中智能自主控制技术的发展[C]. 中国控制会议, 黄山, 安徽: 1995.
- [2] Yang J C. Development of Intelligent Autonomous Control Technology for the Chinese Space Program [C]. Intelligent Autonomous Control in Aerospace: A Postprint Volume from the IFAC Conference, Beijing, China, 1995: 1-5.
- [3] 吴宏鑫. 航天控制的发展方向—航天器智能自主控制[J]. 控制工程, 2001(5-6): 40-46.
- [4] 李智斌. 航天器智能自主控制技术发展现状与展望[J]. 航天控制, 2002(4): 1-7, 27.
- [5] 史建国, 高晓光. 飞行器突发威胁下的智能自主航路规划技术[J]. 火力与指挥控制, 2010, 35(3): 39-41, 45.
- [6] 沈少萍, 吴宏鑫. 一种航天器智能自适应控制方法[J]. 空间控制技术与应用, 2008, 34(3): 7-11.
- [7] 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2002.
- [8] 邓正隆. 惯性技术[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2006.
- [9] 姜璐, 于远治, 吉春生. 陀螺仪在导航中的应用及其比较[J]. 船舶工程, 2004, 26(2): 10-13.
- [10] 何传五. 几种新型陀螺简介[J]. 航天控制, 2001(2): 73-80.
- [11] 黄维达. 基于 CMOS 图像传感器的图像采集系统研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008.
- [12] 丁强强. 基于恒星传感器的星识别方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008.
- [13] 李葆华, 刘国良, 刘睿, 等. 天文导航中的星传感器技术[J]. 光学精密工程, 2009, 17(7): 1615-1620.
- [14] 钟红军, 杨孟飞, 卢欣. APS 图像传感器及其在星传感器中的应用[J]. 光学技术, 2009, 35(2): 204-208.
- [15] 毛晓楠, 梁为升, 郑循江. 基于并行运算体系结构的星传感器图像处理算法[J]. 宇航学报, 2011, 32(3): 613-619.
- [16] 魏新国, 张广军, 江洁. 星传感器中星图图像的星体细分定位方法研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(9): 812-815.
- [17] 尉志军, 刘晓军, 吕政欣. 一种新型太阳传感器[J]. 光电工程, 2010, 37(5): 123-126, 150.
- [18] 吴敏玉. 双圆锥扫描式红外地球传感器在我国卫星上的应用[C]. 全国第十六届十三省(市)光学学

- 术会议,中国西藏拉萨:2007.
- [19] Liang B, Li C, Xue L J, et al. A Chinese Small Intelligent Space Robotic System for On-Orbit Servicing[C]. IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Beijing, China, 2006: 4603-4607.
- [20] 张福学. 机器人学: 智能机器人传感技术[M]. 北京: 电子工业出版社, 1995.
- [21] 吴红星, 洪俊杰, 李立毅. 基于旋转变压器的电动机转子位置检测研究[J]. 微电机, 2008, 41(1): 1-3, 9.
- [22] 王文中. 旋转变压器及其 R2D 电路的研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2008.
- [23] 姜义. 光电编码器的原理与应用[J]. 传感器世界, 2010(2): 16-20.
- [24] 董莉莉, 熊经武, 万秋华. 光电轴角编码器的发展动态[J]. 光学精密工程, 2000, 18(2): 198-202.
- [25] 郑红梅. 机器人多维腕力传感器静、动态性能标定系统的研究[D]. 合肥: 合肥工业大学, 2007.
- [26] Fishler M A, Bolles R C. Random Sample Consensus: A Paradigm for Model Fitting with Applications to Image Analysis and Automated Cartography[J]. Communications of the ACM, 1981, 24(6): 381-395.
- [27] 周鑫, 朱枫. 关于 P3P 问题解的唯一性条件的几点讨论[J]. 计算机学报, 2003, 26(12): 1696-1701.
- [28] 胡占义, 雷成, 吴福朝. 关于 P4P 问题的一点讨论[J]. 自动化学报, 2001, 27(6): 770-776.
- [29] Hu Z Y, Wu F C. A Note on the Number of Solutions of the Noncoplanar P4P Problem [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2002, 24(4): 550-555.
- [30] 徐文福. 空间机器人目标捕获的路径规划方法与实验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.
- [31] 郝颖明, 朱枫, 欧锦军. 目标位姿测量中的三维视觉方法[J]. 中国图像图形学报, 2002(12): 1247-1251.
- [32] 崔乃刚, 王平, 郭继峰, 等. 空间在轨服务技术发展综述[J]. 宇航学报, 2007, 28(4): 33-39.
- [33] 陈小前, 袁建平, 姚雯. 航天器在轨服务技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2009.
- [34] Oda M. Space Robot Experiment on NASDA's ETS-III Satellite[C]. IEEE International Conference on Robotics and Automation, Detroit, Michigan, 1999: 1390-1395.
- [35] Heaton A F, Howard R T, Pinson R M. Orbital Express AVGS Validation and Calibration for Automated Rendezvous [C]. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, Honolulu, Hawaii, 2008: 1-18. AIAA 2008-6937.
- [36] 王保丰, 李广云, 陈继华, 等. 航天器交会对接中测量靶标的两种设计方法[J]. 宇航学报, 2008, 29(1): 162-166.
- [37] 张庆君, 胡修林, 叶斌, 等. 基于双目视觉的航天器间相对位置和姿态的测量方法[J]. 宇航学报, 2008, 29(1): 156-161.
- [38] 徐文福, 梁斌, 李成, 等. 基于立体视觉的航天器相对位姿测量方法与仿真研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(4): 1421-1428.
- [39] 林来兴. 交会对接测量系统和传感器[J]. 控制工程, 1992(4): 19-25.
- [40] Montenbruck O, Ebinuma T, Lightsey E G, et al. A Real-time Kinematic GPS Sensor for Spacecraft Relative Navigation[J]. Aerospace Science and Technology, 2002, 6: 435-449.
- [41] Monda M J, Schaub H. Spacecraft Relative Motion Estimation using Visual Sensing Techniques[C]. AIAA Infotech@Aerospace Conference, Arlington, VA, 2005.
- [42] Hablani H B, Tapper M L, David J D. Guidance and Relative Navigation for Autonomous Rendezvous in a Circular Orbit[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2002, 25(3): 553-562.
- [43] Chari R J V. Autonomous Orbital Rendezvous Using Angles-Only Navigation[D]. Massachusetts Institute of Technology, 2001.
- [44] Woffinden D C, Geller D K. Relative Angles-Only Navigation and Pose Estimation For Autonomous Orbital Rendezvous[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2007, 30(5): 1455-1469.

- [45] Woffinden D C, Geller D K. Observability Criteria for Angles-Only Navigation [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2009, 45(3): 1194-1208.
- [46] Kim S, Crassidis J L, Cheng Y, et al. Kalman Filtering for Relative Spacecraft Attitude and Position Estimation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(1): 133-143.
- [47] How J P, Tillerson M. Analysis of the Impact of Sensor Noise on Formation Flying Control[C]. American Control Conference, Arlington, VA, 2001: 3986-3991.
- [48] Geller D K. Orbital Rendezvous: When Is Autonomy Required[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2007, 30(4): 974-981.
- [49] 仇越. 空间机器人在轨营救 GEO 卫星的关键技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
- [50] QIU Y, GUO B, XUE L, et al. On-Orbit Servicing to GEO Satellite Using Dual Arm Free-Flying Space Robot[C]. IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, Guilin, China, 2009: 2451-2456.