

航天器间相对状态光学测量系统设计

杜小平¹, 王静静²

(1. 装备指挥技术学院 航天装备系, 北京 101416; 2. 装备指挥技术学院 训练部, 北京 101416)

摘 要: 针对合作目标航天器的应用背景, 设计了基于单目计算机视觉及目标特征的 2 颗航天器间相对状态光学测量系统; 介绍了测量系统的总体结构设计及电路设计, 论述了系统中目标特征靶体、探测器及接口电路的设计方法; 利用地面原型试验系统对测量系统的正确性及可行性进行了验证, 并对影响系统测量精度的可能误差因素进行了简要分析。

关键词: 航天器; 特征目标靶; 探测器; 接口; 系统设计

中图分类号: TP 249; V 556.5

文献标识码: A **文章编号:** 1673-0127(2007)03-0063-04

The Design of the Optical Measuring System for Relative State Determination Between Spacecrafts

DU Xiaoping¹, WANG Jingjing²

(1. Department of Space Equipment, the Academy of Equipment Command & Technology, Beijing 101416, China;

2. Department of Training, the Academy of Equipment Command & Technology, Beijing 101416, China)

Abstract: According to the application background, the paper proposes the optical measuring system based on the computer vision and target feature, which is designed for relative state determination between micro-spacecrafts. The design of the measuring system configuration and circuit are introduced. And the design of feature target, detector and interface circuit are significantly researched. The validity and feasibility of this system are validated through the ground prototype test system. The possible error elements which influence the precision of the measuring system are briefly analyzed.

Key words: spacecrafts; feature target; detector; interface; system design

1 问题提出

随着空间科学技术的发展, 具有自主接近能力的航天器在交会对接、空间目标跟踪、航天器在轨服务等任务中具有广阔的应用前景。要实现航天器的自主接近, 必须能够实时精确地测量航天器间由相对位置和相对姿态构成的相对状态信息。目前, 航天器间相对状态的测量方法主要有 2 种: ① 首先测量出目标的绝对状态, 然后转换

为相对状态; ② 直接进行相对状态的测量。在相对距离较远、对相对状态的测量精度要求不高的任务中, 一般借助 GPS 系统、地面测控系统以及其他无线电测量方法进行定位和控制。而在相对距离较近、需要对相对状态进行精确测量时, 一般采用光学测量方法。本文针对合作目标航天器的应用背景, 设计了基于单目计算机视觉及目标特征的航天器间相对状态光学测量系统。该系统采用 COMS 图像传感器作为探测器, 具有体积小、

收稿日期: 2005-03-02

基金项目: 国家重大基础研究项目

作者简介: 杜小平, 女, 教授, 博士。主要研究方向: 自动化测试与控制。Delladuxiaoping@163.com.

重量轻、功耗低等特点。

2 测量系统结构设计

采用宿主测量结构实现对2颗航天器间相对状态的测量。在测量航天器上安装测量体,在目标航天器上安装目标靶,由测量航天器控制实现

与目标航天器间相对状态的测量。测量体包括2个图像传感器、接口控制系统及信息处理系统,实现目标图像采集、传输与处理。目标特征靶由构型已知且能够进行频闪的多个发光体构成,以便于从背景杂光中分辨出所需特征。测试系统结构示意图如图1所示。

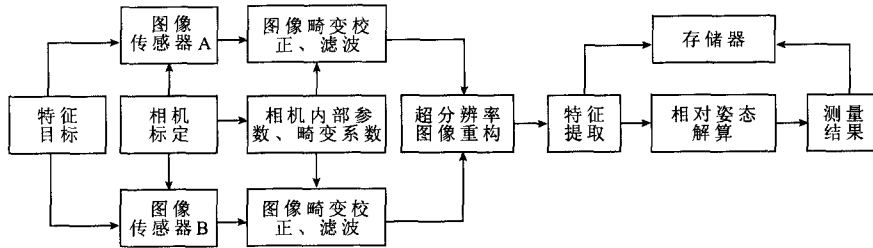


图1 测量系统结构示意图

由于发光体在目标航天器坐标系中的位置坐标已知,利用图像处理技术对目标图像进行处理,计算出各发光体的成像位置,然后根据图像坐标系与图像传感器坐标系、图像传感器坐标系与测量航天器坐标系之间的空间位置关系,即可求出特征发光体在测量航天器坐标系中的位置坐标,进而可求出2个飞行器之间的相对状态^[1]。

虽然测量航天器上安装了2个图像传感器,但测量原理仍是单目视觉。之所以设计并安装2个图像传感器,是为了扩大目标搜索范围。2个传感器所配的镜头焦距不一样,这正是本测量系统的独特之处。

2.1 目标特征靶体设计

在目标物体上安装目标特征标志,利用计算机视觉技术测量物体位置与姿态,最早是美国人Fu Kui于1981年针对机器人导航问题而提出的^[2],其所采用的目标特征是一个由4个共面点构成的菱形。随后许多学者在理论分析及实际应用方面进行了大量研究。研究表明,在基于点目标特征的航天器间相对状态参数测量方法中,特征点个数、特征点之间的几何构型及目标靶体的安装位置等,均直接影响着测量方法的可行性及精度。

目前,在基于点特征及计算机视觉的物体间相对测量系统中,绝大多数采用3个非共线特征点、4个共面特征点或4个非共面特征点的目标靶。利用3个不共线的特征点,求相对状态的方法虽然简单,但解不唯一。为了保证解的唯一性,必须使3个特征点构成的平面与视线方向不垂直。本文研究的系统将用于高动态运动环境中,当航天器处于某种相对状态时,上述目标特征构

型都会存在目标特征点从视野中消失的问题。为确保图像传感器视场内至少总有3个非共线的特征点,设计时,除了要考虑便于测量外,还应使特征点有一定的冗余。为了能将航天器从背景恒星和行星中识别出来,并区分各个航天器,在每个航天器上设置闪烁频率不同的特征点。为此,借鉴相关文献^[3-5]的设计经验,并结合本文研究背景的实际需要,设计了如图2所示的目标特征靶。该目标靶由6个发光特征点构成:5个用于测量,1个用于航天器识别。用于测量的5个特征点中,4个共面点具有对称结构,安装在航天器表面;1个非共面特征点安装在垂直于4个共面点构成的平面中心的突杆上。用于航天器识别的目标特征点也安装在突杆上。

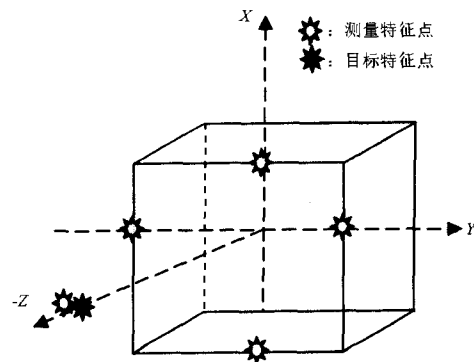


图2 目标靶结构图

目标特征虽然是由发光源构成的点特征,但由于各点的空间位置已知,任意2点之间都可以确定一条线特征。因此,该目标特征靶体具有较强的适应性。所有基于3个特征点的方法、基于4个点的方法、基于四面体体积的方法、基于线特征的算法等均可以在本系统中应用。

2.2 探测器设计

采用被动测量法,避免了主动测量法中探测器发射的能源容易被敌方捕捉、截获等问题,在战场环境中具有极大的应用价值。由于测量系统的性能指标对作用距离要求较高,因此,每个环节的设计都要考虑如何提高作用距离。受英国 Surry 大学研究方法的启发,在进行探测器设计时,每套采用 2 个图像传感器:用于目标搜索及远距离测量的配长焦镜头(焦距为 25 mm);用于目标跟踪、目标识别及近距离测量的配短焦镜头(焦距为 16 mm)。

选择比利时 Fill 公司的 Fuga1000 CMOS 图像传感器,具有功耗低、集成度高、采样速度快、直接数字信号输出(具有 A/D 转换功能)等特点,既可以满足航天器对测量系统的要求,又避免了视频转换、视频传输等环节所产生的误差。虽然 Fuga1000 对光照条件具有较强的适应性,但采样时间不可控,响应时间长且数据保持时间短,这就对系统中接口电路的采样、存储、读出速度提出了较高的要求。

2.3 接口电路设计

目前的研究工作只是为了对航天器间相对状态测量理论方法进行可行性及可靠性验证,所以采用单片 FPGA 可编程芯片进行接口电路设计。接口电路实现与 I/O 卡 PCI7200 和 2 个 CMOS 相机接口信号的连接,接收 PCI7200 发来的开窗信号、复位、状态查询等命令并进行处理,控制 CMOS 相机的采集与转换并读出数据,对 2 路数据进行预处理后传送到计算机。接口电路硬件结构如图 3 所示。

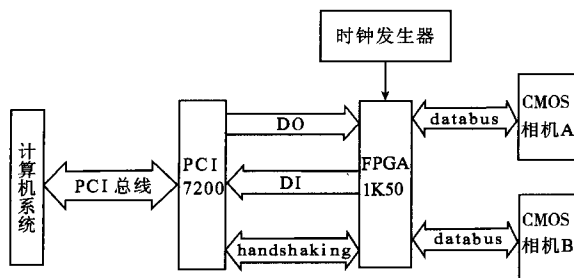


图3 接口电路硬件结构图

接口电路硬件结构主要由 FPGA 可编程芯片 1K50TC144-3 及 PCI7200 高速 I/O 卡组成。系统所用的 5 V 电源由计算机供给,1K50 的工作电压由 TPS75933 和 TPS75925 提供电压转换得到。

通过分析 PCI7200 及 FUGA1000 的工作时

序,采用自顶而下的设计方法,把接口电路划分成与 PCI7200 的接口电路、系统复位电路、CMOS 图像传感器控制电路 3 部分。整个接口系统的电路设计用 VHDL 语言编写,由 10 个模块组成,各模块间的关系如图 4 所示。

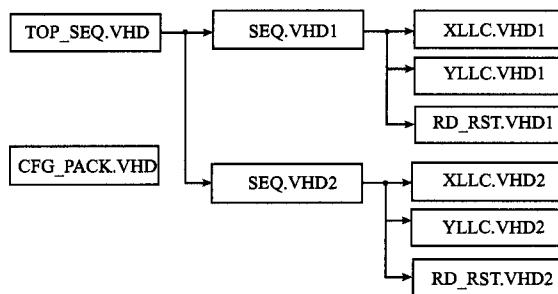


图4 接口电路功能文件结构图

各模块实现的具体功能描述如下。

TOP_SEQ.VHD 为整个接口系统的顶层文件。定义了 FPGA 外部所有的输入、输出端口特性,并把输入、输出端口分为与 PCI7200 的接口、与 CMOS 相机的接口、系统公用端口及测试端口 3 类。

SEQ.VHD 为时序电路控制,产生读取 CMOS 相机数据所需的控制时序。它主要完成以下功能:① XLLC.VHD 在上层信号的控制下,产生读取一行图像数据的控制信号;② YLLC.VHD 产生行地址和列地址,同时输出 CMOS 相机的控制字(增益控制);③ RD_RST.VHD 启动 YLLC 进行数据读出,完成一帧图像数据的读取。

CFG_PACK.VHD 为整个系统的配置文件。同时包括开窗口子程序。

3 系统可行性验证及误差分析

为验证设计测量系统的正确性及可行性,设计了如图 5 所示的地面试验原型系统及基于超分辨率重构技术与基于原始低分辨率图像算法相结合的测量算法^[6]。原型系统中采用普通计算机作为处理及控制器,通过控制接口电路实现对图像数据的读入、处理及存储。用 2 个分别配有 25 mm 镜头和 16 mm 镜头的 Fuga1000 图像传感器构成探测器。采用的目标特征靶体中没有用于进行航天器识别的闪烁特征点。5 个测量特征点中,每个特征点是一个发散角较大的普通发光二极管。

试验选择在夜晚背景光较少的室外进行。图像传感器用支架固定,目标靶放置在最小刻度为毫米的导轨上。为模拟航天器运动,在选定的位

置沿导轨前后、左右移动目标靶,计算相对位置参数和相对姿态参数。因目前的试验条件,无法给出准确的距离基准,因此只能试验测量分辨率。



图5 试验原型系统实物图

试验结果表明:近距离时,该系统采用基于原始低分辨率图像的算法可以达到厘米量级的测量精度,且与基于超分辨率重构技术的算法相比,精度差异最大在毫米量级;而当测量距离较大时,基于超分辨率重构技术的算法在测量精度及稳定性方面都有大幅度提高,在50 m距离上也能达到较好的测量精度。

从整个测量系统结构来看,影响测量精度的误差因素包括:目标靶、探测器、光学成像系统及数据处理系统等。

目标靶引入的误差主要是:特征点安装的几何位置误差。探测器引入的误差主要是:图像传感器坐标系与测量航天器坐标系的相对状态误差。光学成像系统引入的误差主要是:镜头误差、图像采集误差,其中,镜头误差包括焦距误差、镜头畸变等;图像采集误差包括A/D转换误差、像面分辨率等。数据处理系统引入的误差主要是:由图像分辨率、噪声及算法所造成的特征提取误差。

在系统结构设计中,无论是目标靶的设计、光学成像系统的设计,还是数据处理方法的设计,都应充分考虑以上各种误差源可能产生的影响,尽可能避免、消除或补偿各种误差,以提高测量精度。

4 结束语

本文针对合作目标航天器的应用背景,设计了基于单目计算机视觉及目标特征的2颗航天器间相对状态光学测量系统。该系统不仅满足体积小、重量轻、功耗低等要求,而且不存在多帧图像间对应点匹配问题,有助于减小算法运算量、提高测量速度。该系统不仅能广泛应用于任意数量的目标间相对状态的测量,而且可为极具军事应用价值的非合作目标相对状态的测量提供技术基础。本文仅在航天器间的相对状态测量方法研究中做了一点工作,初步验证了其可行性。但若将其应用于空间飞行动态环境下航天器间相对状态的测量,将会遇到许多工程实际问题,如图像传感器抖动及固定焦距图像传感器景深引起的图像模糊,测量方法的实时性等,因此还需进一步地研究和探讨。

参考文献 (References)

- [1] DU Xiaoping, ZHAO Jiguang, CUI Zhazhong. Relative position-attitude testing system based on twin-camera [C]// Wen T D. 5th International Symposium on Test and Measurement. Beijing: International Academic Publishers World Publishing Corporation, 2003:1815-1818.
- [2] FU Kui. TV image processing to determine the position of a robot vehicle[J]. Pattern Recognition, 1981, 14:101-109.
- [3] 蔡喜平, 孙东松, 赵远. CCD敏感器系统测距测角技术的研究[J]. 航天控制, 1997, 15(3):22-27.
- [4] 李东江. 基于计算机视觉的空间飞行器对接系统[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 1998:10-54.
- [5] HOWARD R T, 焦强. 主动敏感器系统用于自动交会对接[J]. 控制工程, 1998(5):58-64.
- [6] 杜小平. 航天器间相对状态光学测量理论方法研究[D]. 北京:北京理工大学, 2004:10-29.

(责任编辑:孙陆青)