

# 小卫星姿控与星务管理的一体化设计

廖明宏 耿云海 吴翔虎 程光明

(哈尔滨工业大学, 哈尔滨 150001)

**摘要** 介绍一种将姿控系统和星务管理系统融为一体的设计思想, 它节约了星载机资源, 提高了系统信息处理的实时性, 很好地体现了小卫星的质量轻、体积小、成本低的优势。对姿控系统的硬件组成、卫星的飞行模式和控制策略、星务管理软件的体系结构和总体设计思想、姿控软件和星务管理软件的接口设计等内容做了重点讨论。

**主题词** 姿态控制 星务管理 小型卫星 一体化设计

## 1 引言

目前, 小卫星的概念没有统一的定义, 但普遍认为质量小于 500kg 的卫星称为小卫星<sup>[1]</sup>。小卫星技术的发展非常迅速, 大致可分为三个阶段: 探索研究阶段、发展阶段和推广应用阶段。目前的发展水平正处在第二阶段, 即通过第一阶段探索研究和飞行实践结果, 证实小卫星的确可以达到质量轻、体积小、成本低、周期短、性能高的要求。

为体现小卫星五大特点, 人们引入了许多新的设计思想和技术, 如一体化设计思想和集成公用模块技术, 等等<sup>[2]</sup>。充分开发软件功能, 尽量减少硬件设备是减轻小卫星质量、降低成本、提高系统性能的重要手段。

姿控分系统和星务管理分系统(或称为数管分系统)是小卫星系统两个重要的组成部分。在传统的卫星设计中, 这两个分系统是独立设计的, 即各自拥有自己的星载计算机和相应的软件系统。为提高系统的可靠性, 两个分系统都有自己的备份计算机。这种设计方案一方面浪费星载机资源; 另一方面增加星载机之间的数据传输量, 降低遥测遥控的实时性。本文以正在研制的小卫星——探索一号小卫星(TS-1)为例, 介绍一种融姿控系统和星务管理系统为一体的设计思想, 并重点讨论姿控软件和星务管理软件的一体化设计。

探索一号小卫星是一种立体测绘科学试验卫星, 主要用于对地照相, 形成电子地图。在设计中集中体现了“一体化”的研制思想: 融合了微电子、新材料、新工艺等高新技术成果; 采用了以星载计算机网络为核心的电子系统集成技术; 姿控软件与星务管理软件的一体化设计技术。TS-1的主要技术指标如下:

本体尺寸 910mm × 890mm × 960mm

本课题得到国家“863-2”计划的资助。

收稿日期: 2000-06-28。收修改稿日期: 2000-09-04

© 1994-2011 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. <http://>

卫星总质量 150kg, 其中有效载荷 62kg  
 卫星功耗 128W, 峰值 240W  
 飞行高度 600km  
 姿态控制 动量轮、磁力矩器  
 发射方式 搭载、一箭多星或小运载单独发射  
 设计寿命 2年

TS-1 由八个分系统组成, 见图 1。

## 2 姿控系统

### (1) 系统组成

姿控系统是小卫星系统重要的组成部分。它通常由测量部件、执行部件、系统信息处理及星上管理、配电盒及有关控制线路盒组成<sup>[3]</sup>。其主要功能是利用各种测量部件采

集遥测参数来进行定姿计算, 并根据卫星状态或飞行任务, 利用执行部件来控制卫星姿态。TS-1 小卫星的姿控测量部件包括: 太阳敏感器 (1 个 0-1 太阳敏感器, 2 个数字太阳敏感器)、星敏感器 (2 个)、磁强计 (1 个) 和陀螺 (4 个) 等。执行部件包括: 反作用飞轮 (4 个, 其中 1 个为备份) 和磁力矩器 (3 个)。姿控系统的硬件组成见图 2。

### (2) 飞行模式

TS-1 小卫星的主要飞行模式包括:

1) 速率阻尼模式: 星箭分离以后的第一个模式。任务是消除星箭分离产生的星体初始角速度, 将卫星稳定于惯性空间。

2) 对日捕获与定向模式: 当卫星稳定于惯性空间之后转到对日捕获与定向模式。其主要任务是控制星体-z轴对准太阳, 为对日长期循环飞行程序作准备。

3) 对日三轴稳定定向模式: 卫星运行的长期模式。在控制过程中, 姿态控制部件为三个正交反作用轮, 用光纤陀螺定姿, 用星敏感器修正, 用磁力矩器卸载。

4) 对日/对地姿态机动: 在对日稳定之后, 为了有效载荷的工作, 需要将星体从对日三轴稳定转到对地三轴姿态稳定, 使用飞轮实现该机动过程。

5) 对地三轴稳定模式: 有效载荷工作和数传工作模式。任务是保证有效载荷在要求的稳定性和指向精度下工作。

6) 对地/对日姿态机动: 在有效载荷工作之后, 为了保证星上的能源供应, 需要将星

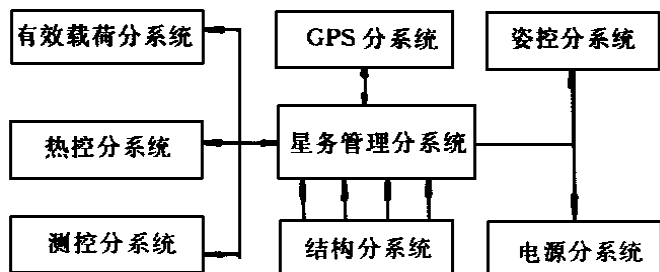


图 1 TS-1 系统结构

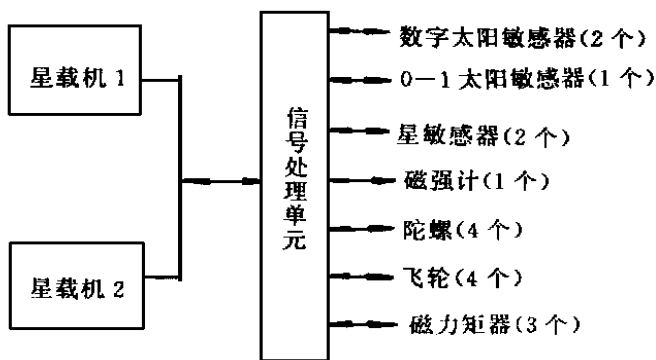


图 2 姿控系统的硬件组成

体从对地转到对日三轴姿态稳定,使用飞轮实现该机动过程。

### (3) 定姿方案

TS-1的姿态测量方案主要有如下三种:

1) 星敏感器与速率陀螺联合定姿:该方案为卫星的主要定姿方案。首先星敏感器与速率陀螺组成 Kalman 滤波定姿系统,可用于高精度、高稳定度的对地定向三轴稳定控制模式;其次星敏感器赋初值,光纤陀螺积分定姿可以用于对日/对地双向切换、对日捕获(备份定姿)和对日定向等控制模式。

2) 太阳敏感器定姿:数字太阳敏感器加 0-1 太阳敏感器测量方案用于星体初始对日捕获和对日定向控制模式。

3) 磁强计定姿:用三轴磁强计测量卫星的三轴姿态,与光纤陀螺、太阳敏感器等组合来完成卫星的姿态测量任务。

### (4) 控制方案

前述 6 种飞行模式的控制方案可归结为如下四种类型:

1) 对地定向三轴稳定控制方案:对于卫星对地定向三轴稳定控制模式,控制律采用常规 PD(速率及其积分)控制加干扰补偿器。姿态测量采用星敏感器加速率陀螺组成 Kalman 滤波定姿方案,执行机构为 4 个(1 个作为备份)反作用飞轮。

2) 对日定向三轴稳定控制方案:对于卫星对日定向三轴稳定控制模式,控制律采用常规 PD 控制。姿态测量采用光纤陀螺积分定姿,星敏感器间隔校正方案,执行机构为 4 个(1 个作为备份)反作用飞轮和 3 个磁力矩器(卸载)。

3) 大角度机动控制方案:用于卫星对日/对地定向双向切换姿态机动控制的飞行过程。该控制方案是基于欧拉定理,即惯性空间两个坐标系间的姿态转换,可通过绕某一确定转轴(欧拉轴)转过一确定角度(欧拉角)实现。执行机构为反作用飞轮。姿态确定方案为光纤陀螺积分定姿,其初值由星敏感器提供,能给出和预测两种不同指向(对日和对地)卫星姿态。控制律采用欧拉轴快速机动 PD 控制方式。

4) 全方位对日捕获控制方案:为了实现卫星在星箭分离、速率阻尼控制模式后的全方位对日捕获和对日定向,根据 0-1 太阳敏感器和数字太阳敏感器的测量信息,利用合理设计的逻辑控制算法,实现全方位对日捕获和对日定向控制。

## 3 星务管理分系统

### (1) 星务管理软件的体系结构

星务管理分系统的基本功能包括:

1) 姿控管理:围绕姿态控制进行姿控 I/O 部件的采集和控制、定姿姿控计算,并根据飞行任务进行姿控自主调整,等等。

2) 数据通信:实现星上计算机网络数据通信、卫星与地面站之间数据通信、并能对遥测参数组帧下传和上行的遥控命令解释执行功能。

3) 星载计算机管理:管理整个星载机硬件系统,其中包括系统自检与引导、时钟管理、存储管理和看门狗管理等。

4) 系统容错和故障诊断与处理:为提高系统的可靠性,采用双机备份的容错设计,并

随时监视系统状态，对可预见的故障进行诊断与处理。

整个软件是以嵌入式、实时多任务操作系统 PSOS 为基础，其体系结构见图 3。

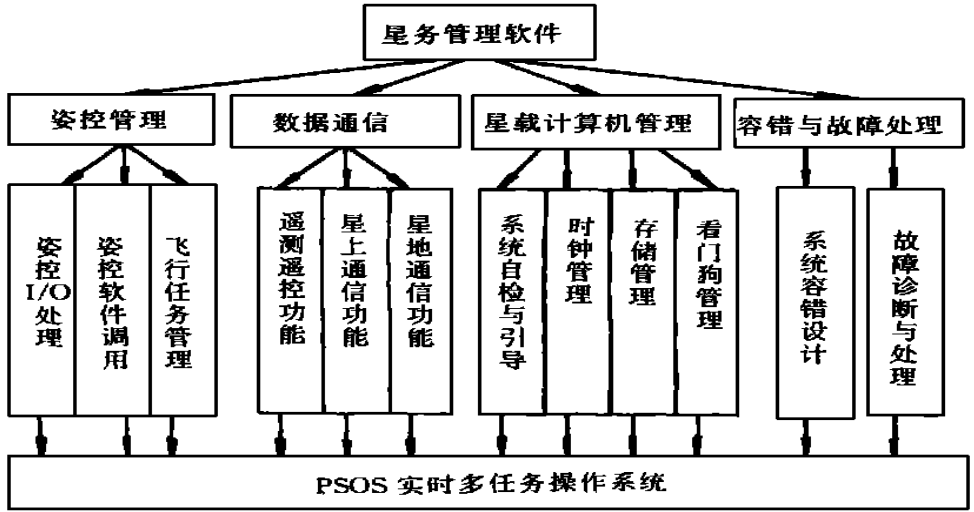


图 3 星务管理软件体系结构

(2) 总体设计思想

由于姿控系统和星务管理系统共用同一台星载机，而另一台星载机作为备份机使用，因

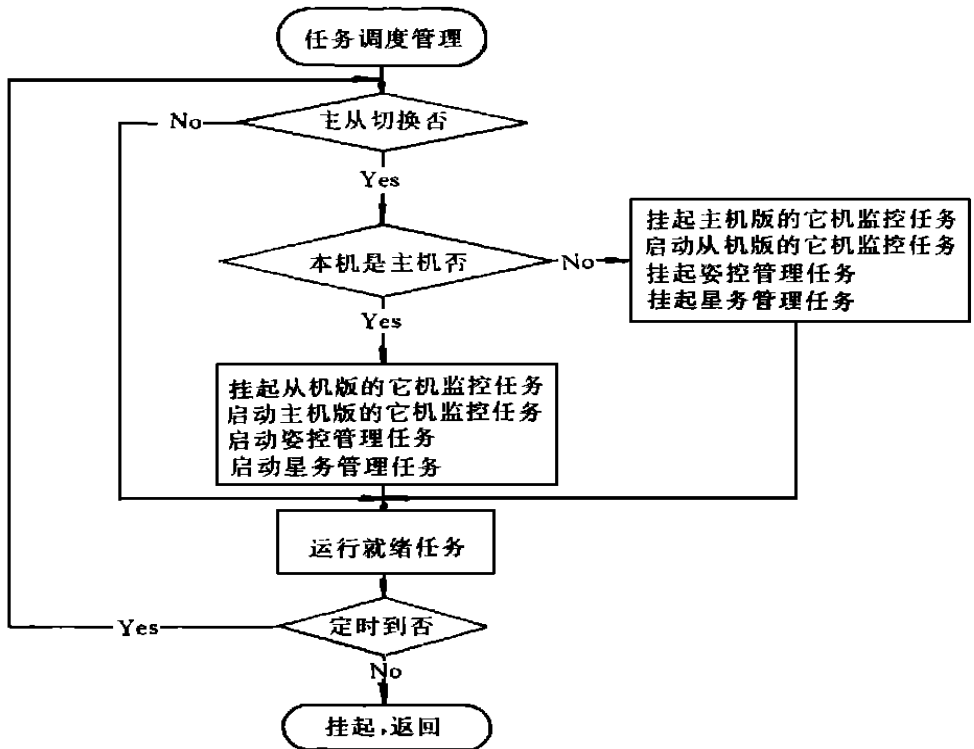


图 4 任务调度管理

此, 充分利用 PSOS 操作系统的多任务机制, 设计四个主要任务: 姿控管理任务、星务管理任务、它机监控任务和全局调度任务。同一个软件系统可注入到两台不同的星载机上, 由全局调度任务根据主从机的不同, 启动或挂起不同的任务。整个任务的调度过程见图 4。

姿控管理主要包括飞行任务管理、姿控 I/O 部件操作和姿控计算三个部分, 在每个控制周期中, 都要进行这三部分的处理, 见图 5。

星务管理任务主要负责遥测参数的采集, 故障诊断与处理, 遥测帧的下传和遥控命令的解释执行等, 见图 6。

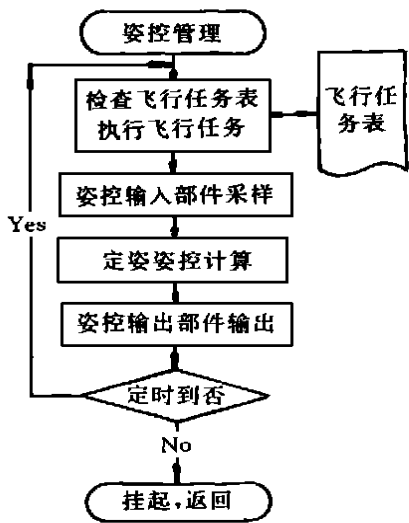


图 5 姿控管理

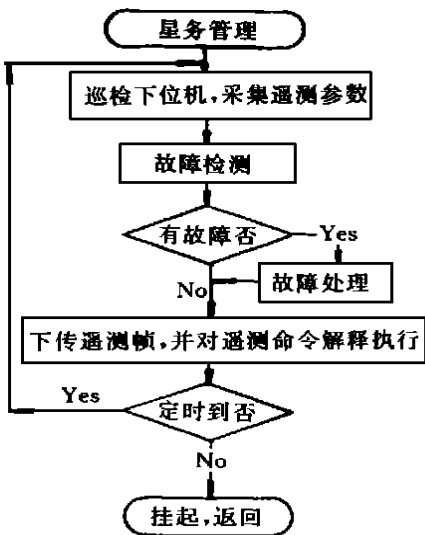


图 6 星务管理

## 4 姿控软件与星务管理软件的接口

这里主要讨论在接口设计中涉及到的主要问题: 基本设计原则, 数据交换方式和故障诊断与处理等。

### (1) 基本设计原则

姿控软件主要侧重于卫星姿态控制, 而星务管理软件主要用于管理星上资源, 实现遥测遥控功能等。由于两者的侧重点不同, 它们集成必须遵循以下原则:

1) 简化模块间的接口关系: 姿控软件和星务管理软件之间的接口关系只有简化了, 才能减少软件开发过程中的相互制约。

2) 分清任务的归属关系: 对于那些既可由姿控系统完成又可由星务管理系统完成的任务, 具体放到哪个系统上实现, 取决于是否更有利于整个系统的优化。如姿控 I/O 采样和飞行控制由星务管理软件负责有利于系统及时了解这些部件的工作状态, 当有故障发生时, 能够做到实时处理。

3) 认清系统的层次关系: 从管理的角度看, 星务管理软件是对整星的管理, 是一个系统级的任务; 而除了姿控分系统之外的其他分系统, 是一个分系统级的任务。因此, 在做

决策时,分系统任务服从系统级任务。姿控分系统比较特殊,其I/O采样和飞行控制由星务管理软件完成,从这个角度看,星务管理软件又是一个分系统任务。

### (2) 数据交换方式

在传统的卫星设计中,姿控分系统与星务管理分系统之间的数据交换主要通过姿控计算机与星务管理计算机之间的数据接口,数据交换速度慢,设计复杂。但在TS-1的一体化设计中,姿控软件与星务管理软件之间的数据交换是通过共享的全局数据区来实现。

由于姿控软件与星务管理软件是两个并行的任务,它们对全局数据区的访问必须设计成互斥访问。当地面站发出遥控命令改变卫星姿控模式或修改某些控制参数时,星务管理软件只需将数据写到共享的全局数据区中;另一方面,某些姿控计算结果要作为遥测参数下载到地面站,同样也只需写到全局数据区中。星务管理软件会从全局数据区中取出有关的数据,组成下传遥测帧,并通过测控分系统下载到地面站,这种工作方式使得两个分系统之间的数据交换极为简单,从而提高系统对数据处理的实时性。

### (3) 故障诊断与处理

在TS-1小卫星设计中,故障诊断与处理通常分为三个级别:系统级、分系统级和部件级。原则上,分系统级和部件级故障由各分系统自己负责,而星务管理软件只负责系统级故障。但在姿控与星务管理采用一体化设计后,星务管理就必须进行从部件级、分系统级到系统级的管理。这虽然增加了星务对故障处理的复杂性,但提高了整星系统的可靠性。故障的诊断与处理在姿控软件和星务管理软件做了双重处理,但各自的侧重点不同:在星务管理中,主要检查数据包的帧格式,校验和是否正确等,但对数据是否合理,不做检查;在姿控软件中,当发现数据不合理(如长时间数据无变化等)引发故障时,由星务管理软件处理所发现的故障。因此,从某种意义上说,对故障的诊断与处理上,星务管理软件是做语法检查,而姿控软件却是做语义检查。

## 5 结论

TS-1小卫星目前还处在研制过程中,但姿控系统与星务管理系统的一体化设计非常成功。可以得到以下结论:

- 1) 将姿控系统和星务管理系统集成到一台星载机上运行,可减少星载机台数,减轻小卫星质量,减小体积,降低成本;
- 2) 姿控软件和星务管理软件的一体化设计,可减少数据在双机上的传输量,提高遥测遥控的实时性;
- 3) 虽然姿控软件和星务管理软件集成在一台星载机上运行,使CPU的负载加重,但采用多任务的程序设计方法,可提高CPU的利用率,满足姿控周期的要求。

### 参 考 文 献

- 1 何慧婉. 小卫星的发展应用与前景. 中国空间科学学会空间探测专业委员会第九次学术会议论文集, 1996.

(下转第42页)

length to packet length. And the relationship between frame efficiency and frame waiting time is also analyzed. These results might help to analyze data stream and data delay in transfer layer, and determine the proper packet length to achieve high system performance.

**Subject Term** Telemetry Data structure Data analysis

(上接第36页)

- 2 朱毅麟. 面向21世纪的微型航天器的关键技术. 中国空间科学学会空间探测专业委员会第九次学术会议论文集, 1996.
- 3 于邵华, 孙亮勤. 小卫星及其姿态控制系统的概念研究. 中国空间科学学会空间探测专业委员会第九次学术会议论文集, 1996.

#### 作者简介

廖明宏 1966年生, 1993年获哈尔滨工业大学计算机组织与系统结构博士学位。副教授, 现主要从事操作系统、人工智能、嵌入式系统研究。

耿云海 1970年生, 1994年获哈尔滨工业大学空间飞行器设计专业硕士学位。现主要从事卫星姿态控制方面研究。

吴翔虎 1968年生, 1998年获哈尔滨工业大学计算机软件专业硕士学位。副教授, 现主要从事操作系统方面研究。

程光明 1971年生, 2000年获哈尔滨工业大学计算机软件专业硕士学位。现在读博士生, 主要从事嵌入式系统研究。

## The Integrative Design of Attitude Control and Satellite Keeping System in Small Satellite

Liao Minghong Geng Yunhai Wu Xianghu Cheng Guangming  
(Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

**Abstract** An integrative design of attitude control and satellite keeping system are introduced. In this case, the number of on board computers can be reduced, the real time characteristic of the information process can be enhanced, and the advantage of the light, small and low cost of the small satellite can also be realized. The hardware architecture of the attitude control system, the fly modes of satellite and their control strategy, the architecture and layout design of the satellite keeping system, the interface of the attitude control system and the satellite keeping system are discussed here.

**Subject Term** Attitude control Satellite keeping Small satellite Integrated design