

中国科学院北京天文台

博士学位论文

Study on High-accuracy Attitude Control and Pointing
Technology of A Large Balloon-borne Solar Telescope

大型球载望远镜高精度姿态控制及指向技术研究

——大角动量控制力矩陀螺的开发研究及其控制系统的建立

叶祥明

导 师 艾国祥 院士

专 业 天体物理

研究方向 天文仪器与方法

一九九九年七月



LW000139

中国科学院北京天文台

博士学位论文

Study on High-accuracy Attitude Control and Pointing
Technology of A Large Balloon-borne Solar Telescope

大型球载望远镜高精度姿态控制及指向技术研究

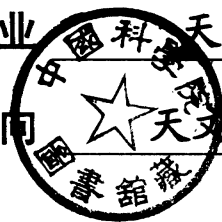
——大角动量控制力矩陀螺的开发研究及其控制系统的建立

叶祥明

导 师 艾国祥 院士

专 业 天体物理

研究方向 天文仪器与方法



一九九九年七月

致谢

首先，衷心感谢我的导师艾国祥院士帮助我选择这样一个具有极大挑战性的课题，并且创造一种国际、国内多种合作形式的开放研究环境，使对这项课题的研究能够迅速达到世界水平并取得部分突破。也感谢他多年来对我的培养和无尽的帮助，尤其在科研方法和对系统研究的全局把握以及同国内外专家及工程师的有效合作等多方面的悉心指导，使我不仅在业务能力上获得长足发展，而且对如何推动和把握大型复杂课题开发研究的综合能力也得到全面提高。在此我对他表示深深的谢意。

我还要特别感谢日本宇宙科学研究所（ISAS）的矢岛信之教授。本课题的研究从设计阶段到调试阶段，自始至终得到他的友好指导和巨大帮助。而且在本课题的困难阶段，他多次来中国进行讨论、分析和解决，提出了很多有益的指导和建议。

还有不可忘记的是南京天文仪器研究中心的胡宁生教授。他对反捻器和 CMG 机械部件进行了具体的设计。他对工作的热情和执著及乐观的态度也深深地感染了我。

我还要感谢北京天文台的金声震研究员、叶彬浔研究员、杨世模研究员等在该课题研究过程中给予的支持和帮助。他们组织人员进行协同和联合调试，使该课题研究得以顺利完成。金声震研究员还参与了对望远镜指向系统的研究，并提出有益的建议。他对我在本论文的写作过程中也给予了很多指导和帮助。

另外，我也要感谢我的同事孙才红、胡柯良、张斌、段小畅、宋国峰及王东光等给予的技术上的支持、合作与帮助。

最后，对我的朋友，北京科技大学的研究生张龙云在我的论文写作阶段给予的极大帮助，他在文字、图像录入、排版和校对等方面作了大量的工作，在此深表谢意。

文章索引

- [1] 作者: **Xiangming Ye**, Guoxiang Ai, Nobuyuki Yajima and Ningsheng Hu
题目: HIGH PRECISION POINTING CONTROL TECHNOLOGY OF A LARGE BALLOON BORNE SOLAR TELESCOPE
刊物: **Proc. of the 21st International Symposium on Space Technology and Science (ISTS)**, vol. II, pp. 1592—1597, Japan, 1998
- [2] 作者: **X. Ye**, N. Yajima, G. Ai and N. Hu
题目: ATTITUDE CONTROL AND HIGH PRECISION POINTING CONTROL SYSTEM OF A LARGE BALLOON BORNE SOLAR TELESCOPE
刊物: **ADVANCES IN SPACE RESEARCH**, 1998 (In press)
- [3] 作者: **YE Xiangming**, HU Keliang, SUN Caihong, JIN Shengzhen
题目: STABILIZATION CONTROL AND REALIZATION OF PRECISION POINTING CONTROL FOR A LARGE BALLOON BORNE SOLAR TELESCOPE
刊物: **Publ. Beijing Astro. Obs.** pp.177—182, 1998
- [4] 作者: 叶祥明
题目: 气球用 CMG 试研究
刊物: 空间天文学讨论会议文集, 北京, 1996
- [5] 作者: **Xiangming Ye**
题目: The Selection of CMG for the Balloon Borne Solar Telescope
刊物: **Proc. of the Fifth workshop**, pp. 146—151, Beijing, China, 1996
- [6] 作者: **Xiangming Ye**
题目: Attitude Control System of the Balloon Borne Solar Telescope
刊物: **Proc. of Songpan workshop**, pp. 189—194, Sichuan, China, 1995
- [7] 作者: 叶祥明 艾国祥 张斌 宋国峰 王敬山
题目: 多通道太阳望远镜波带调节的电控设计
刊物: **光学技术**, pp. 179—184, 北京, 增刊/1995

摘要

球载太阳望远镜总重达 1500kg，吊篮体积为 3.5m×2.5m×5.5m(长×宽×高)，其在铅垂线方向上转动惯量达 1600kg.m²。对这样一个复杂而庞大的球载吊篮进行高精度姿态控制研究，以实现高分辨率的太阳观测，具有极大的挑战性和突破性的意义。

本论文的第一部分，根据高空气球飞行的特性，探讨了 BST 的姿控设计。包括从 BST 姿态控制的系统设计到各个部件的具体设计；从理论分析和原理方案设计到具体的工程技术实现设计，并且给出了理想的实测调试结果。第二部分讨论了 BST 望远镜的指向控制技术。通过几年来对该课题系统的全面的研究，我们取得以下主要结果和结论。

主要结果有：

1. 成功地研制和开发了角动量达 51N.m.s 的双子型 CMG，其非常适合于大型球载的姿态控制，为 BST 吊篮实现高精度姿控打下了基础。
2. 开发了抗拉强度达 16 吨、吊绳控制扭矩接近 0.033N.m（相对于轴承摩擦力矩 0.72N.m）用于 BST 姿控的反捻器，为整个 BST 姿控的全面构成提供了前提条件。
3. 设计和建立了 BST 姿态控制的整个系统，并从工程技术上实现了这样一个系统。包括机械设计和电控设计，硬件设计和软件设计，以及系统集成设计。结合反捻器控制技术，实时的进行 CMG 的卸荷控制，对 BST 吊篮实现了无间断的连续控制。
4. 对 BST 吊篮取得了优于 1 角分 (R.M.S) 的姿态控制精度。而接近或达到 1 角分的控制精度在世界大型球载姿控技术中未见有报道。
5. 建立了 BST 望远镜在吊篮中指向控制的数学模型。为 BST 望远镜克服吊篮在水平面内摆动的影响提出了控制回路的补偿函数的设计方法。并给出了利用这些设计结果，应用于 BST 工程中，取得了接近 20 角秒的指向控制精度的初步结果。

主要结论有：

高空科学观测的球载系统其运动特性通过物理分析和实际的实验观测是可预知的。对 BST 而言，在自由飞行状态下，其气球和吊篮的转动为 0.01-0.1rpm；水平面内的摆动约 6 秒和 20 秒两种周期，幅度在 10 角分以内；上下振动周期约为 5-10 分钟，幅度在 100 米左右。

大角动量 CMG 作为 BST 姿控力矩驱动机构非常适合于 BST 这样惯量大，重量重，控制精度要求高的球载系统。这也使 BST 采用分级控制而获得高分辨率太阳图像的科学观测成为可能。

作为吊绳扭矩的去耦机构和 CMG 角动量卸荷机构，高抗拉强度、高灵敏吊绳扭矩检测的反捻器是 BST 的高精度姿态控制的必要机构和重要组成部分。

BST 吊篮高精度姿控的核心部件和关键技术——具有 51N.m.s 大角动量的 CMG，设计是成功的。CMG 参数的选择考虑是整个 CMG 机械设计的依据。由于双子型 CMG 本身的结构特点和 BST 的要求，其控制回路的补偿设计是必要的。

CMG 控制回路与 DM 控制回路的有机结合是 BST 吊篮姿控系统全面构成和建立的关键。通过对吊绳扭矩的有效控制实现了对 CMG 的实时卸荷控制，从而保证了 CMG 姿态控制系统的控制连续性。

BST 姿控系统的硬件构成设计成功地实现了从原理分析和方案设计阶段向具体的工程技术阶段的转化。

变积分的 PID 控制大大提升了 CMG 控制特性和系统的控制品质，使 BST 姿控系统实现了动态过程控制，增加了 BST 姿控的精度和灵活可靠性。

BST 姿控在地面上的实测调试结果表明了其控制精度优于 1 角分(R.M.S)。这说明了 BST 的 CMG 方位姿态控制其系统设计是正确的，工程技术设计是十分成功的，具有一定的突破性。

通过对太阳望远镜在吊篮中运动的控制模型的分析，指出了控制回路的高级补偿设计是望远镜克服吊篮在水平面内摆动的影响而实现高精度指向控制的关键因素之一。并通过控制系统的计算机辅助设计，设计和实现了这种高级补偿控制回路。通过实际调试进行参数的微小调整，得出接近 20 角秒的望远镜指向精度的初步实测调试结果。

关键字：球载太阳望远镜（BST），控制力矩陀螺（CMG），反捻器（DM），姿态控制，指向控制

Abstract

The Balloon-borne Solar Telescope (BST) has a total weight of about 1,500kg and a volume of $3.5\text{m} \times 2.5\text{m} \times 5.5\text{m}$ (L×W×H). The BST inertia in the plumb line is up to $1,600\text{kg}\cdot\text{m}^2$. Performing high-accuracy attitude control over such a complex and large balloon-borne gondola, to achieve high-resolution solar observation, is of great challenge and significance.

In the first part of this dissertation we discuss the design of the BST attitude control, including the overall design for the system and specific design of each part of the system, also including theoretic analysis, scheme design and technological implementation. At the end of this part we introduce the test method of implementation of the BST attitude control and present a test result. In the second part of this thesis we discuss the BST pointing control technology. After several years of studying on this task, the main results and conclusions are obtained as follows:

1. The motion features of a balloon-borne scientific observing system at a high altitude are foreseeable by physical analyzing and actual experiment observing. For the BST in a free flight state at a high altitude, the rotation of the gondola and balloon is 0.01 — 0.1 rpm, the sway cycle of that is about 6 and 20 seconds in a range of less than 10 arc-minutes, and the cycle of vertical motion is about 5 minutes within a range of 100 meter.

2. It is a better choice to utilize a CMG with large angular momentum as the torque actuator. CMG possesses many advantages such as large output torque, small size, lightweight, and better control performance. It is very suitable for a balloon-borne system like the BST which have large inertia, heavy weight and high-accuracy requirement.

3. As the decoupling device of rope twist torque and unloading device of the CMG, a decoupling Mechanism (DM) with high sensitivity of rope torque detection and large pull strength is a necessary component and an important part of the BST attitude control system.

4. As the breakthrough of the key technology for the realization of high-accuracy attitude control of the BST gondola, a twin CMG with 51 N.M.S angular momentum has been developed and is successfully qualified for the BST mission requirements. The consideration of the CMG parameters selection is the basis of the CMG mechanical design. The test of the CMG and DM working performances on low temperature and low pressure allows them appropriate for the environment of high altitude.

5. The proper organic combination of the CMG control loop and DM control loop is the key of the overall forming of the BST gondola attitude control system. By the effectively controlling the twist torque of the suspended rope to realize the CMG unloading control in

real time, it is ensured that the CMG attitude control system can be stably controlled continuously and successfully.

6. The design of hardware form of the BST attitude control system discussed in Chapter 5 has successfully implemented the transformation from theoretic analysis and scheme design to engineering design. The adoption of Philips 80C552 and Intel's 80C196 powerful microcontroller allows the control system able to successfully use modern computer control technology, and also to simplify the control electronic circuit. The software design in Chapter 6 accomplishes the complex control algorithm, signal convert, communication etc. by computer. The PID control with variable integration has greatly improved control performance and realized dynamic process control and management of the BST attitude control system. Thus it has greatly enhanced flexibility and reliability of the BST attitude control system.

7. The test on ground for the BST attitude control system in Chapter 7 indicates that its control accuracy (R.M.S.) is better than 1 arc-minute. This result makes it clear that the scheme design is appropriate and the engineer implementation design is very successful for the CMG attitude control system of the BST.

8. The motion control of the solar telescope on the gondola without compensation is unstable and oscillatory. In Chapter 8 we establish its mathematical model and put forward a method of compensation control to eliminate the oscillation of the telescope and greatly deduce the sway of the BST. By computer aided design in Chapter 9, an advanced compensator can be designed for stabilizing this system. A comparison result of the stability of the control system is given by the Root Locus and Nyquist stability criterion while with or without inserting the compensation loop. Finally, a primary result of about 20 arc-seconds (R.M.S.) resolution for the BST pointing control is achieved.

Keywords: BST, CMG, DM, attitude control, pointing control

目录

第一章 绪论

1.1 介绍.....	1
1.2 实现 BST 高分辨率观测的方法.....	2
1.3 本课题研究的对象和目的.....	2
1.4 本论文的内容概要.....	3

第二章 球载高空飞行的运动特性及其姿控技术分析

2.1 高空气球的运动.....	6
2.2 构成双摆系统的吊篮的运动.....	11
2.3 驱动力矩器的比较分析.....	13
2.4 BST 姿控的关键技术考虑.....	20

第三章 反捻器的控制原理与设计

3.1 反捻器的功能与作用.....	22
3.2 反捻器的工作原理与控制分析.....	23
3.3 反捻器的机械设计.....	26

第四章 控制力矩陀螺(CMG)

4.1 BST 姿态控制 CMG 的结构.....	29
4.2 CMG 各项参数的选择设计.....	30
4.3 CMG 的机械设计.....	32
4.4 CMG 控制特性分析.....	34
4.5 CMG 的卸荷和吊篮方位姿控的全面设计.....	40

第五章 BST 姿态控制系统的构成与实现

5.1 地磁敏感器.....	43
5.2 方位检测陀螺.....	43
5.3 吊绳扭矩传感器.....	44
5.4 反捻器(DM)	45
5.5 控制力矩陀螺(CMG)	45
5.6 电控单元.....	46
5.6.1 信号变换与处理.....	46
5.6.2 微控制器.....	48
5.6.3 D/A 数模转换器.....	49
5.6.4 PWM 驱动模块.....	50
5.6.5 CMG 控制.....	53
5.6.6 接口.....	54
5.6.7 FLASH 存储器.....	54
5.7 功率单元.....	54

5.8 控制系统集成.....	55
5.9 可靠性设计与特殊考虑.....	57
第六章 BST 吊篮姿控的控制方法和软件设计	
6.1 控制方法.....	65
6.2 软件设计.....	66
6.3 控制算法与补偿回路设计.....	68
第七章 BST 吊篮姿控的调试与结果	
7.1 反捻回路的调试.....	71
7.2 CMG 方位控制回路的调试.....	72
7.3 CMG 控制回路与反捻控制回路有机结合的调试.....	73
7.4 BST 姿控地面测试结果.....	75
7.5 姿控测试结果分析.....	75
第八章 望远镜指向系统的构成与分析	
8.1 介绍.....	77
8.2 BST 指向系统的构成.....	77
8.3 望远镜在吊篮中运动模型的建立.....	79
8.4 BST 控制模型的传递函数及其分析.....	86
第九章 控制系统计算机辅助设计及 BST 精密指向控制的实现	
9.1 介绍.....	89
9.2 MATLAB 软件仿真及 BST 望远镜指向控制的稳定化设计.....	89
9.3 仿真结果的讨论分析.....	93
9.4 望远镜精密指向控制的实测结果.....	97
第十章 结果与结论.....	98
参考文献.....	101

第一章 绪论

1.1 介绍

天文学的发展离不开其观测仪器的进步和观测条件的提高。人们为了获得更高质量的科学观测数据，在不断改进观测仪器的同时，为减小大气影响观测地点也不断地发生变化。其大约经历如下几个阶段，即：从城市到郊区，从郊区到远山远海及进一步地进入空间。

距北京约六十公里之遥的怀柔太阳观测站，隶属于中国科学院北京天文台。近十几年来，借助于其先进的太阳望远镜系统，尤其是太阳磁场望远镜和多通道太阳望远镜，太阳物理学家们取得了丰硕的成果，其对于太阳黑子、耀斑、磁场及太阳大气结构等方面的研究取得了巨大的进展。

然而，对太阳活动区及太阳大气结构进行更深入的观测研究，则受到地面望远镜的观测精度和图像分辨率的影响。怀柔太阳磁场望远镜其分辨率为 1.5 角秒，这种有限的分辨率难以观测到太阳活动区的精细结构和太阳大气小尺度结构及短时标活动现象。由于大气的吸收作用及气流扰动的影响地面上无法实现高分辨率、全波段的太阳观测，因此开发更高分辨率的观测仪器和方法已显得越来越迫切和重要。

基于地面上先进的研究成果及为了取得高精度的近于空间分辨率的太阳观测图象，自然而然地人们想到下一个理想的观测地点便是存在于大气层之外的空间。然而开发一套空间观测系统是十分昂贵的，并要承受非常大的风险。

用气球代替火箭将观测设备带入大气极其稀薄的高空中将是非常行之有效的。因为基于气球载荷的实验开发研究与同等规模的基于空间设备的实验开发研究，其价格仅百分之一甚至更少。而且空间设备的发射和飞行机会也比气球载荷少得多。

在中国科学院资助下，艾国祥院士在 1994 年初决心启动一项大型球载工程，即球载太阳望远镜(Balloon-borne Solar Telescope 以下简称 BST)。随后国家自然科学基金委员会(NSFC)也加入这个项目并提供一定的经费支持。艾国祥院士主持下的球载太阳望远镜工程，具有极大的挑战性和创新性。其望远镜直径达 80cm，采用赤道式结构，安装在 3 米长、2.5 米宽、5 米高的吊篮中(如图 1-1)。BST 总重达 1500kg，飞行高度为 32 公里左右。

BST 工程具有非常重要的意义，其科学目标为 (Ai G, 1995)：通过接近衍射极限的 0.2 角秒的分辨率的观测(包括太阳磁场、速度场、单色像、二维实时 Stokes 轮廓参数及近红外光等观测)，对太阳物理如磁元的精细结构、太阳活动区与耀斑的能量活动机

制及太阳大气结构等方面的研究，取得一些突破性进展。

成功的气球飞行不仅使我们对太阳的物理机制有更深入的了解，而且也极大地锻炼了技术队伍。BST 只是空间太阳望远镜的中间实验。利用高空气球的准太空环境和强的太阳光照射，我们能够检验和测试光学系统、滤光器、热控系统、热管，星上计算机及姿控系统等工作特性和性能，同时也为我们的下一个目标——空间太阳望远镜的研制和开发提供技术借鉴和积累经验。

1.2 实现 BST 高分辨率观测的方法

安装在吊篮上的球载太阳望远镜采用赤道式结构，是为了避免望远镜焦平面上太阳图像的旋转。在吊篮姿态稳定控制以后，望远镜有自身相对独立的控制系统能够捕获和跟踪太阳。为了获得 0.5 角秒的最终分辨率的观测数据，整个 BST 的指向控制系统分为如下三级控制：

第一级：吊篮的姿态控制。利用大角动量的 CMG，吊篮在铅垂线方向被稳定控制在 1 角分 (R. M. S) 左右。由于重力作用，吊篮在水平面的转动非常小，在此不作控制 (参见第二章、第八章、第九章)。通过 CMG 的方位控制，BST 吊篮被控制指向正南，为吊篮内的望远镜提供一个稳定的工作平台。

第二级：吊篮内太阳望远镜的控制。在上一级的基础上，望远镜通过自身的快速驱动系统对太阳进行搜寻捕获和跟踪控制。在吊篮稳定指向正南后，望远镜在赤经赤纬上，各以 $\pm 10^\circ$ 范围内搜寻太阳。捕获太阳后转入跟踪状态，其跟踪精度达 10 角秒 (R. M. S)。

第三级：相关跟踪器控制。当望远镜跟踪太阳并控制在 10 角秒 (R. M. S) 范围内，相关跟踪器通过控制其摆镜的快速摆动，可以减小和消除大气的低频抖动和望远镜的晃动，其响应闭环频率带宽可达 35Hz。

1.3 本课题研究的对象与目的

上面提到，要实现 BST 的高分辨率观测，其指向控制的第 I 级吊篮的姿态控制，则显得十分重要。它作为 BST 望远镜的工作平台和基础，所以稳定的高精度的姿态控制是实现整个 BST 科学工程的根本保证。

对大型球载系统而言，高精度姿控系统的研究是有一定难度的。在此之前，达到 1 角分的球载姿控精度未见有报道，一般只有 0.1 度即 6 角分左右。1986 年，日本 ISAS 由 Nobuyuki Yajima 等人开发的角动量为 8.2N.m.s 的控制力矩陀螺 (Control Momentum Gyro, 简称 CMG) 首次被成功应用于 700 公斤左右的中型球载中，其控制精度为 3 角分

左右 (RMS)。这显示 CMG 重量轻和优秀控制特性等特点。而对大角动量 CMG 的成功开发, 并应用于大型球载工程, 在国外未见有报道。在国内, 对 CMG 的研究仅在概念设计和原理设计阶段。因此对 BST 高精度姿态控制的研究, 其中尤其对大角动量 CMG 部件及其控制系统的开发研究, 不仅仅是对球载姿控技术的提高和突破, 而且对我国大型航天器, 如空间站、飞船等能够提供技术储备和借鉴作用, 所以具有十分重要的意义。

作为 BST 姿控系统的主要开发者和组织者, 我在本文中根据高空飞行气球的运动特性及 BST 的特点, 论述了选择大角动量控制力矩陀螺(Control Moment Gyro, 以下简称 CMG)作为 BST 吊篮姿控力矩驱动部件的原因和理由, 详细讨论了 CMG 的控制原理和控制方法。并全面介绍了开发具有 51N.m.s 大角动量 CMG 的技术设计和实现方法。在此基础上, 建立了 CMG 方位姿态的控制系统。结合计算机技术和现代控制理论方法, 实现对 BST 吊篮的高精度稳定控制。另外, 对 BST 精密指向控制的实现也作了一定的讨论。建立了望远镜在吊篮中运动的数学模型, 讨论了其整个控制系统的设计, 包括补偿回路的设计。总之 BST 的大角动量 CMG 及其高精度姿态控制的课题研究具有较大的难度, 在世界上的大型球载的姿态控制技术中也具有一定的挑战性。在 1997 年, BST 高精度姿控及指向研究这项课题成为中日联合研究项目, 即在国家自然科学基金委资助下的中国科学院北京天文台和日本学术振兴会资助下的日本宇宙科学研究所的联合研究项目。

1.4 本论文的内容概要

本论文分为二大部分, 第一部分为 BST 吊篮的姿态控制。其为本论文的重点讨论对象和主要内容。在该部分作者全面论述了 BST 姿态控制系统的设计、建立, 工程实现及地面实测调试结果。本论文以两大线索贯穿全文, 即从姿态控制的系统设计到各部分的局部设计; 从原理设计到方案设计以及工程技术设计。下面将简要介绍说明。

第一章 介绍了气球太阳望远镜(BST)的研制背景及意义和作用, 包括 BST 任务的提出, 科学目标等。同时对 BST 的概况及其高精度观测的实现方法也作了一定介绍说明。

第二章 第一节介绍了高空飞行气球的运动特性。通过物理分析和以往的实验观察验证, 可以得出对一特定的球载系统(即质量、惯量、吊篮结构、及吊绳长度等参数已知), 其在高空自由飞行状态下的运动特性是可以预知的。该章详细讨论了 BST 的转动, 水平面内的晃动, 及上下振动等运动。并进一步分析了其各种运动产生的原因及由物理方法计算出各种运动的周期和幅度。

第二章 第二节论述了 CMG 的控制原理。通过对 CMG 和反作用飞轮的各种性能的全面比较, 论证了大角动量 CMG 是 BST 姿态控制的力矩控制器的最佳选择。该章最后介

绍了国内外球载 CMG 的发展概况及开发 BST 姿控系统的难点和关键技术突破。

第三章 讨论了作为关键技术突破之一的反捻器的作用和工作原理。论证了其作为 BST 姿态控制的必要机构和重要组成部分，分析了其控制特性。并介绍了针对 BST 大型球载系统，抗拉强度达 16 吨、吊绳扭矩检测灵敏度达 1g·cm 的反捻器的工程设计和实现方法。

第四章 讨论了作为关键技术重点突破的控制力矩陀螺 (CMG) 的设计和控制分析。包括适合 BST 的 CMG 结构类型；CMG 各项参数的选择；CMG 的机械设计与调试；CMG 控制系统的构成与控制特性分析。更进一步的，使蓄积在 CMG 上的角动量释放的卸荷操作同上一章中介绍的反捻器控制结合起来实现，由此构成一个完整的 BST 吊篮的姿态控制系统，也在该章中作了详细地讨论说明。

第五章则是从硬件的角度上来讨论，如何构成和实现上面介绍的，CMG 控制和反捻控制结合起来的完整的 BST 吊篮的姿态控制系统，并对该系统中每一部件的各项参数和性能指标也作了详细的说明。尤其在电气上的设计，包括微处理器、信号处理、电机驱动、接口、CMG 控制电路等作了详尽的描述。对电源设计和整个控制系统的集成也作了一定分析和介绍。该章还讨论了 BST 姿控系统的可靠性设计及其为适应气球飞行与观测时的特殊环境而采取的一些措施和特殊考虑，包括硬件、软件的保护设计及自动导向和姿态定位设计。该章讨论的硬件构成设计成功地实现了从原理分析和方案设计阶段向具体的工程技术阶段的转化。

第六章 介绍了整个姿控系统的控制方法和软件设计，使复杂的控制算法、信号变换、通讯等等通过计算机得以完成。变积分的 PID 控制大大提升了 CMG 的控制特性，使计算机对 BST 姿控系统实现了动态过程控制。增大 BST 吊篮姿态控制的精度和灵活性及可靠性。

第七章介绍了 BST 姿控系统的调试方法，并给出了在地面上的实测调试结果，其控制精度优于 1 角分 (R. M. S)。

本论文的第二部分为望远镜的指向控制，包括第八、第九两章。在第八章中讨论了望远镜在吊篮中的运动及其控制系统的构成，并建立了其数学控制模型。通过对其控制模型的分析，发现它是一个振荡的不稳定系统。该章进一步讨论了针对这样一个系统如何进行补偿回路的设计，使它变成一个稳定的控制系统。

第九章 讨论了通过控制系统的计算机辅助设计，利用 MATLAB 工具软件，对 BST 望远镜控制模型进行仿真，对补偿函数参数进行调整和确定。并通过根轨迹法 (判断系统是否稳定) 及 NYQUIST 稳定判据 (判断系统稳定的程度)，给出对是否加入这种补偿函数的比较结果。最后介绍了为实现了 BST 精密指向控制，对该种补偿函数的离散化处理及由计算机软件完成控制回路的补偿设计，并给出了地面初步的调试结果。

第十章 总结了 BST 高精度姿控技术研究及指向控制讨论的综合结果和结论。

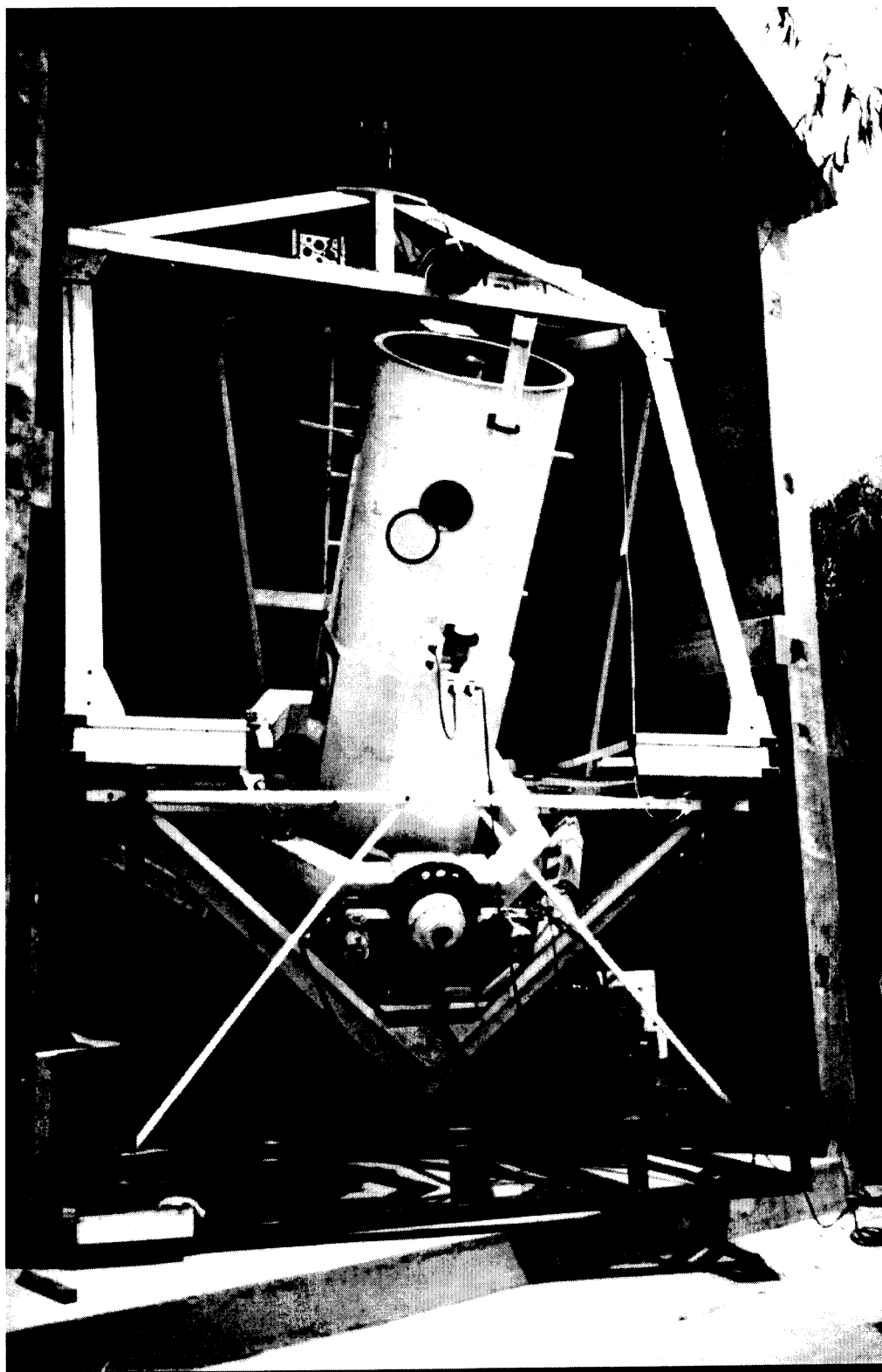


图 1-1 球载太阳望远镜(BST)

第二章 球载高空飞行的运动特性及其姿控技术分析

上一章对 BST 的研制背景、科学意义及高精度观测的实现方法作了简要的介绍。本章将对高空科学气球及吊篮的运动特性作出详细的讨论说明,包括气球和吊篮的转动、摆动及上下振动等。而且从物理上分析了其运动产生的原因和运动的周期、幅度等,并从实验观测上论证了这些分析的结果。本章作为球载姿控的背景资料,主要引自于参考文献[1] (N. Yajima, 1986)。

根据这些运动特性,针对 BST 吊篮其惯量大、姿态控制精度要求很高等特殊要求,对吊篮姿控的驱动力矩器(角动量交换装置)进行了比较和分析。并论证了双子型 CMG 是作为大型球载吊篮其姿控角动量交换装置的最佳选择。进一步地,提出了针对 BST 吊篮高精度姿态控制的研究所要进行的关键技术突破,即大角动量控制力矩陀螺(CMG)和吊绳扭矩的去耦合机构反捻器的开发和研究。

2.1 高空气球的运动

物体在空间上的运动可以分为三垂直方向的转动和平移。而高空观测的 BST 其飞行高度为 30km-32km。在此高度的大气层为平流层,大气运动非常平稳,大气密度也仅为地面的百分之一左右,所以 BST 的吊篮将与气球一起平稳地随着大气以几十公里/小时的速度漂移。而吊篮在水平面上直线平移并不影响 BST 对太阳的精密观测。而球载吊篮的姿态控制所关心的是吊篮在铅垂线方向上的转动和水平面内转动。由于吊篮本身重力的作用,其在水平面内的转动可以看作为水平面内的晃动。下面将讨论球载系统在这些方向上的运动。

2.1.1 气球和吊篮的转动

气球上升过程中受到风压而引起快速转动,这是由于充气前气球形状的不均匀性所致,这种转动的方向基本上不会改变。而在高空水平飞行时,微小的气流紊乱使气球所受的风压各处不等,由此产生的随机作用力致使气球缓慢旋转,这种情况下,转速不是恒定的,它的变化周期约为几分钟。

因为吊篮是从气球上用绳吊下来的，气球的旋转会通过吊绳传递给吊篮，假设多股线绳的扭曲弹簧常数为 K_s ，并且吊绳是十分柔软的，如图 2-1 所示，设吊绳的长度为 l_1 ，多股线绳的中心到边缘的半径为 l_3 ，吊篮的质量为 M_G ， g 是重力加速度，则有

$$K_s = M_G \cdot g \frac{l_3^2}{l_1} \quad (2.1)$$

上式中的弹簧常数与吊篮在铅垂线方向的惯性矩又构成了旋转摆。设惯性矩为 $I_{G,z}$ ，它的周期则为

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{I_{G,z}}{K_s}} = \frac{2\pi}{l_3} \sqrt{\frac{l_1 \cdot I_{G,z}}{M_G \cdot g}} \quad (2.2)$$

这里取 $M_G=1500\text{kg}$ ， $I_{G,z}=1600\text{kg}\cdot\text{m}^2$ ， $l_1=100\text{m}$ ， $l_3=10\text{cm}$ ，弹簧常数 $K_s \approx 1.17\text{N}\cdot\text{m}/\text{rad}$ ，可求得周期 T 约为 230 秒。

图 2-1 气球吊绳载重下的等价扭曲常数

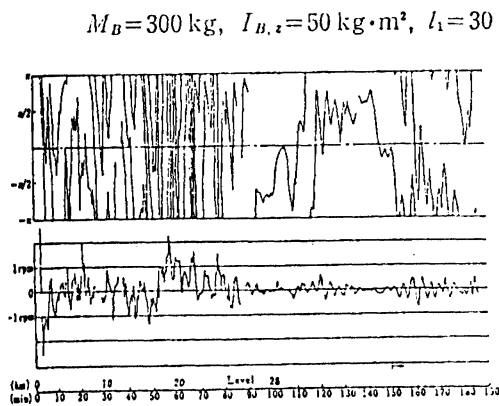


图 2-2 气球的回转运动的测定

范围内。

方位控制就是要使吊篮的方位角长时间稳定在某个方向。气球不停地转动，吊绳被

在实际的高空吊篮转动实验观测中，吊篮转动的变化周期要比上述旋转摆动的周期大得多。图 2-2 为日本 B5-19 气球放飞所观测到高空吊篮转动的有关数据。上升过程中，在 15km 附近气流剧烈变化，角速度达到 1.5 转/分。而在高空水平飞行时，角速度约为 0.1 转/分，偶尔还会降到 0.01 转/分。可见上述旋转摆动的影响几乎没有叠加上去，而只显示了气球自身的转动。也就是说，吊篮的转动主要与高空中气流运动造成气球的运动有关，而吊篮的质量和惯量对其影响则非常小。所以对 BST 而言，其吊篮在高空中转动也在 0.01-0.1 转/分的

扭曲。由于式 2.1 所表示的弹簧常数的作用，将会产生扭矩，而致使吊篮转动，如果任凭这种扭矩存在就不能实现方位控制。因此必须设置一种机构来消除和控制吊绳扭转对吊篮的影响。

2.1.2 吊篮在水平面内的摆动

因为 BST 吊篮是用长绳从气球上吊下约 100 米，只要有外力作用，就会加速振荡而产生摆动。水平飞行中的气球顺着上层气流以每小时数十公里的速度快速飞行，如果

气流不紊乱就不会引起摆动，但只要气流稍有变化，由于截面很大的气球与截面较小的吊篮所受的力不同，便产生了摆动。吊篮在水平面内的摆动方向并非固定不变，其摆动可能是直线运动也可能是圆周运动等各种模式，这种摆动系统实际上属于双摆系统。

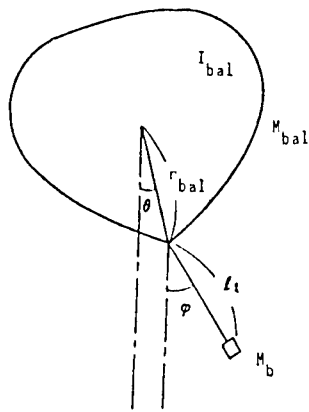


图 2-3 气球质心与吊篮构成的双摆运动

如图 2-3 所示，假设气球是刚体，吊篮为质点，它们之间便构成双摆。设摆动周期为 $\omega_{p,0}$ ，气球的质量为 M_{bal} ，半径为 r_{bal} ，惯性矩为 I_{bal} ，吊篮的质量为 M_G ，吊绳长为 l_1 ，有

$$\omega_{p,0}^2 = \frac{5}{4} \cdot \frac{M_G}{M_{Bal}} \cdot \frac{g}{r_{Bal}} (A \pm \sqrt{A^2 - 4B}) \quad (2.3)$$

$$I_{Bal} = 2M_{Bal}r_{Bal}^2/5$$

$$A = 1 + \frac{r_{Bal}}{l_1} + \frac{I_{Bal}}{C}$$

$$B = \frac{I_{Bal}}{C} = \frac{2}{5} \frac{M_{Bal}}{M_G} \left(1 + \frac{M_G}{M_{Bal}}\right)$$

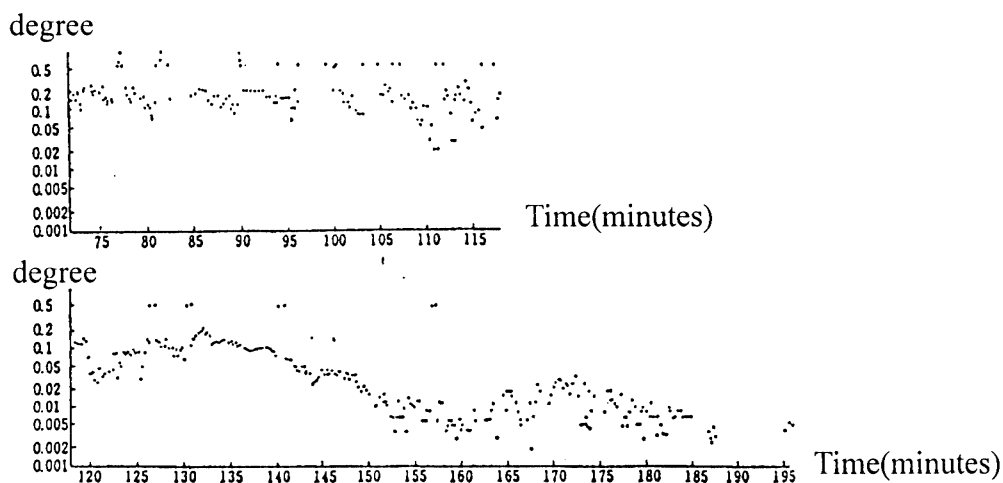
$$C = \frac{M_G r_{Bal}^2}{1 + \frac{M_G}{M_{Bal}}}$$

$$\left. \begin{array}{l} A = 1 + \frac{r_{Bal}}{l_1} + \frac{I_{Bal}}{C} \\ B = \frac{I_{Bal}}{C} = \frac{2}{5} \frac{M_{Bal}}{M_G} \left(1 + \frac{M_G}{M_{Bal}}\right) \\ C = \frac{M_G r_{Bal}^2}{1 + \frac{M_G}{M_{Bal}}} \end{array} \right\} (2.4)$$

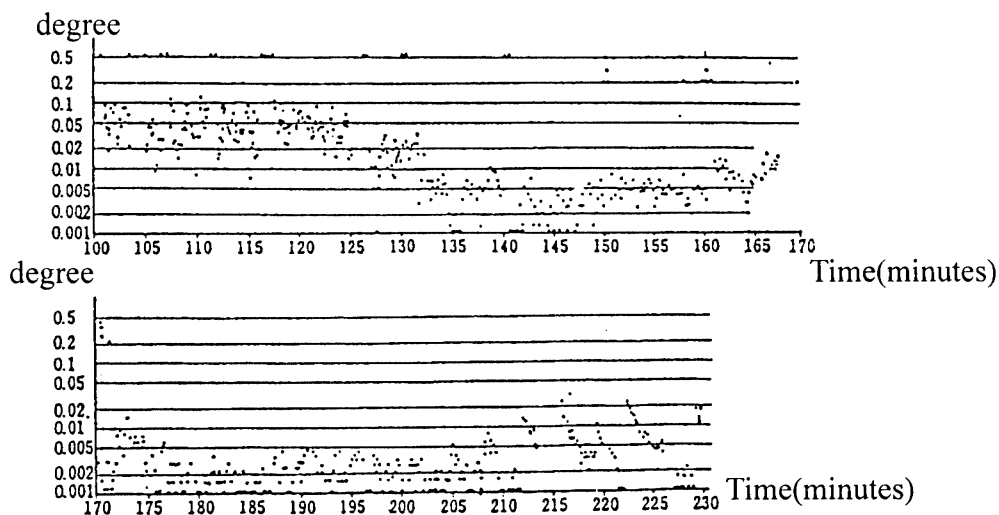
令气球质量 $M_{bal} = 150\text{kg}$ ，半径为 35m ，吊篮质量 $M_G = 300\text{kg}$ ，吊绳 $l_1 = 30\text{m}$ ，根据上式便求得 $\omega = 0.4 \text{ rad/sec}$ ， 1.1 rad/sec （周期 = 16.7 秒，5.9 秒）。对 BST 而言 $\omega = 0.3 \text{ rad/sec}$ ， 1.0 rad/sec 。图 2-4 是日本 B50-1 气球对吊篮在水平面内的摆动的实际观测结果，显

然其包含了两种频率的摆动。两种摆动都在水平飞行前后开始衰减，30 分钟后减少一个数量级。在周期为 15 秒的长周期摆动中，振幅平均从 0.1 度减少到 0.01 度，最小振幅只有 0.02 度。而周期约为 5 秒的短周期摆动，从总体上说其振幅大约只有长周期振幅的二分之一。

长短两种周期的摆动振幅在稳定状态下是很小的，但可以看出每隔几分钟振幅都有较大的变化。特别是短周期摆动在 210 分钟后，约每 5 分钟振幅变化与高空气流紊乱有直接关系。



B50-2 吊篮水平面内摆动的测量(1.周期为 15 秒的振动)

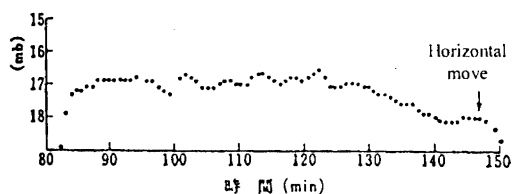


B50-2 吊篮水平面内摆动的测量(2.周期为 5 秒的振动)

图 2-4 吊篮摆动的测定示例

2.1.3 铅垂轴方向的振动

气球的吊绳通常选用尼龙绳，尼龙绳具有纵向弹性，且气球的聚乙烯薄膜中充满氢气，也有纵向弹性。如果垂直方向产生加速度，就会导致铅垂轴方向的振动，其振动周期由上述的弹簧特性常数和吊篮质量所决定。



(a)

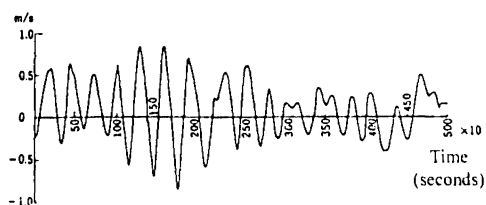


图 2-5 气球上下运动的精密测量

水平飞行中的气球，上层大气压的微量变化和氢气温度的变化都会引起浮力的变化，其高度也会产生相应的变化，图 2-5 是日本 B-19 气球的观测记录，从图中可以看出，在气球水平飞行的高度，气压约为 16-17mb，气压变化的周期约为 5 分钟，变化幅度为 $\pm 0.2-0.3$ mb。如果吊篮及望远镜的回转中心与其重心一致，这种振动对方位控制没有影响。在方位姿控系统设计时，如果不认为这种振幅过大的话，也可忽略不计。

综合以上所述，对 BST 而言，水平飞行中的气球及吊篮的运动，包括转动、吊篮在水平面内的摆动及上下振动等，可归纳如

下：

(i) 气球的转动约为 0.1-0.01 转/分，变化周期约为几分钟。

(ii) 吊篮的摆动，在稳定的情况下可减至 0.1 角分，变化周期 5-10 分钟左右，偶尔也会增大一个数量级。最坏情况下将达到 10 角分，其周期分别为 5 秒和 15 秒两种摆动成分叠加起来。

(iii) 吊篮的上下振动虽不能在吊篮内直接进行检测，但可以测出高度变化所引起的气压变化，其变化周期同样为 5-10 分钟。

上述几种运动都具有 5-10 分钟的周期性。美国用 Super-Pressure 气球进行了“TWERL Experiment”气球观测试验，从它的报告中可以看出上层大气变化中的几种周期成分，其中最为明显的一种就是所谓的 LEE 波，其周期约为 5-10 分钟。

另一方面，气球的运动也具有周期性，在气球的浮力与重力达到平衡的高度，气球的高度也是不断变化的，气球内的气体随温度变化时而膨胀，时而压缩，结果浮力发生变化高度也相应变化，因此而产生“振荡”也是周期运动，气球的这种运动会受到空气的阻力和气球与大气之间的热传递而衰减，理应在经过 2-3 个周期后自行消失。然而由于这种振荡周期与大气压变化的周期相近，因而这种受激振荡一旦产生就会形

成 5-10 分钟周期的连续振荡。

从方位控制的角度来看，即使在比较恶劣的条件下也必须使吊篮控制在预定的精度范围内。事实上气球的飞行速度一日之中都会有很大的变化，有时飞行轨迹也会变得很复杂，气球的运动会随着上层气流的变化而变化。因此，方位控制必须以最恶劣的条件为前提来考虑问题，上述的 (i) (ii) 两条件都须设定如下：

(A) 气球的转动在 0.1 转/分以上，有时甚至达到 1.0 转/分的程度

(B) 吊篮的摆动为几角分，最坏时将达到 10 角分，并要将周期分别为 5 秒与 15 秒的两种摆动成分叠加起来。除了上层气流的紊乱以外，上述气球的吊篮的各种运动也都会对方位控制产生干扰。

2.2 构成双摆系统的吊篮的运动

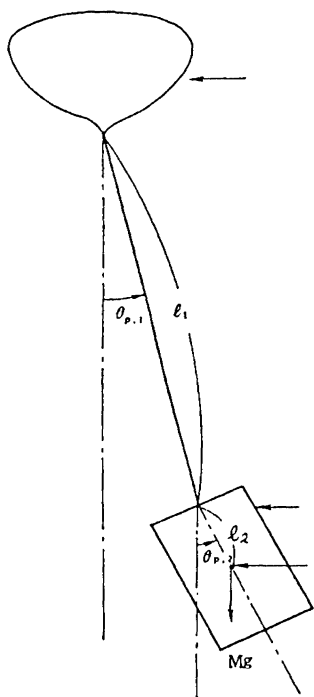


图 2-6 气球固定，吊篮作为刚体的双摆运动

从气球上吊下来的吊篮可看作质点，吊篮与吊绳所构成的摆动如上一节中所述。但如果吊篮的重心与吊绳的结合点不一致，吊篮作为刚体又会产生摆动，这种摆动中包含着吊篮的快速周期性旋转摆动，因此在方位控制时不能忽略这种运动。

如图 2-6 所示，设吊篮的质量为 M_G ，吊绳的长度为 l_1 ，吊篮的重心与吊绳的结合点之间的距离为 l_2 ，坐标系选用固定在空间的绝对坐标，同时假设气球不动，坐标的原点设在气球的下端。气球的吊绳与铅垂轴之间的夹角为 $\theta_{p,1}$ ，吊篮与铅垂轴之间的夹角为 $\theta_{p,2}$ ，吊篮的重心位置 (x_0, y_0) 可以下式求出：

$$x_0 = l_1 \sin \theta_{p,1} + l_2 \sin \theta_{p,2} \quad (2.5)$$

$$y_0 = -l_1 \cos \theta_{p,1} - l_2 \cos \theta_{p,2} \quad (2.6)$$

设该系统的动能项为 T ，则有：

$$\begin{aligned} T &= \frac{M_G}{2} (\dot{x}_0^2 + \dot{y}_0^2) + \frac{1}{2} I_{G,x} \dot{\theta}_{p,2}^2 \\ &= \frac{M_G}{2} \{l_1^2 \dot{\theta}_{p,2}^2 + 2 \cos(\theta_{p,1} - \theta_{p,2}) l_1 l_2 \dot{\theta}_{p,1} \dot{\theta}_{p,2}\} + \frac{1}{2} I_{G,x} \dot{\theta}_{p,2}^2 \end{aligned} \quad (2.7)$$

该系统的位能为 U ，则

$$U = M_G \cdot g \{l_1 (1 - \cos \theta_{p,1}) + l_2 (1 - \cos \theta_{p,2})\} \quad (2.8)$$

由拉格朗日方程式 $L = T - U$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial l}{\partial \dot{\theta}_i} \right) - \frac{\partial l}{\partial \theta_i} = 0 \quad (2.9)$$

可见，如果摆动的振幅很小，可近似认为 $\theta_{p,1} \ll 1$ ， $\theta_{p,2} \ll 1$ 。设外部加在吊篮上的力矩为 T_d ，运动方程则为

$$\ddot{\theta}_{p,1} + \omega_1^2 \theta_{p,1} + K \ddot{\theta}_{p,2} = 0 \quad (2.10)$$

$$\left(1 + \frac{I_{G,x}}{M_G l_2^2}\right) \ddot{\theta}_{p,2} + \omega_2^2 \theta_{p,2} + \frac{1}{K} \ddot{\theta}_{p,1} = \frac{T_d}{M_G l_2^2} \quad (2.11)$$

式中 $\omega_1^2 = g/l_1$ ， $\omega_2^2 = g/l_2$ ， $K = l_2/l_1$ ，对 2.10，2.11 式进行 Laplace 变换则有

$$\theta_{p,1}(S) S^2 + \omega_1^2 \theta_{p,1}(S) + K \theta_{p,2}(S) S^2 = 0 \quad (2.12)$$

$$\left(1 + \frac{I_{G,x}}{M_G l_2^2}\right) \theta_{p,2}(S) S^2 + \omega_2^2 \theta_{p,2}(S) + \frac{1}{K} \theta_{p,1}(S) S^2 = \frac{T_d(S)}{M_G l_2^2} \quad (2.13)$$

由上两式可求出力矩 $T_d(S)$ 与 $\theta_{p,1}(S)$ 和 $\theta_{p,2}(S)$ 之间的传递函数，

$$\frac{\theta_{p,1}(S)}{T_d(S)} = \frac{K \cdot S^2}{I_{G,x} \{S^4 + (A + B + C)S^2 + AB\}} \quad (2.14)$$

$$\frac{\theta_{p,2}(S)}{T_d(S)} = \frac{S^2 + \omega_1^2}{I_{G,x} \{S^4 + (A + B + C)S^2 + AB\}} \quad (2.15)$$

式中 $A=M_G g l_2 / I_{G,x}$, $B=g/l_1$, $C= M_G g l_2 / l_1$ 。因为 $l_1 \gg l_2$, 故系数 C 的影响很少, 摆动的两频率 $\omega_{p,1}$ 和 $\omega_{p,2}$ 分别为

$$\omega_{p,1} = \sqrt{B} = \sqrt{\frac{g}{l_1}} \quad (2.16)$$

$$\omega_{p,2} = \sqrt{A} = \sqrt{\frac{M_G g l_2}{I_G \cdot x}} \quad (2.17)$$

这就是吊篮的重心偏离与吊绳结合点时两种振动的合成。式中 $\omega_{p,1}$ 为吊绳长度 l_1 所决定的摆动角频率, $\omega_{p,2}$ 是吊篮作为刚体绕其重心旋转摆动的角频率。如果 $l_1=0$, 吊篮的上端成为旋转中心, 这就是所谓的物理摆。设它的周期为 ω_0 , 则

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{M_G \cdot g \cdot l_2}{M_G l_2 + I_{G,x}}} \quad (2.18)$$

ω_0 比 ω_2 更小。上式表明, 摆动的速度由惯性矩所决定。在物理摆中是由绕其回转中心转动的惯性矩决定, 而对于用长绳吊下来的吊篮, 还有绕其重心转动的惯性矩在作用, 故摆动周期加快。指向跟踪控制就是需对这些不利的倾向及时作出反应。对 BST 系统, $I_G = 5000 \text{kg} \cdot \text{m}^2$, $M_G=1500 \text{kg}$, $l_1=100 \text{m}$, $l_2=3.5 \text{m}$, 由式 2.14 式中的分母

$$S^4 + (A + B + C)S^2 + AB = 0 \quad (2.19)$$

$$\omega_{p,1,2} = \sqrt{\frac{-(A + B + C) \pm \sqrt{(A + B + C)^2 - 4AB}}{2}} \quad (2.20)$$

故 $\omega_{p,1}=0.7 \text{ (rad/sec)}$, $\omega_{p,2}=5.5 \text{ (rad/sec)}$ 。

由于上述振动的角频率 $\omega_{p,2}$ 很高, 因此要驱动惯性矩很大的望远镜镜筒是很困难的。不仅如此, 由于是在吊篮上实现望远镜的驱动, 其反作用力还可能会激起吊篮的振动, 关于它的控制问题, 将在第八章、第九章中讨论。

2.3 驱动力矩器的比较分析

球载望远镜方位控制的主要干扰因素是 2.1 中所述的各种摆动和转动，这些干扰的特征，与轨道上的人造卫星所受的种种干扰，即空气力矩，太阳辐射压力矩，重力倾斜力矩等比较起来，明显地具有变化周期快的特点。因此，要抵御这些干扰，实现高精度跟踪，必须使用比卫星控制更强的加扭驱动机构。本节将在球载太阳望远镜的特殊前提下，对可能实现的驱动机构——反作用飞轮和控制力矩陀螺进行比较分析。

2.3.1 反作用飞轮方式

吊篮内部配置一只具有很大的惯性矩的飞轮，倘若该飞轮是由电机带动加速和减速，吊篮必然会受到反作用力矩的作用。而本方式正是要利用这种反作用力矩对吊篮进行控制。若要带动作为飞轮立足点的吊篮运动，大型飞轮虽然更为有效，但同时体积和重量也相应增大。

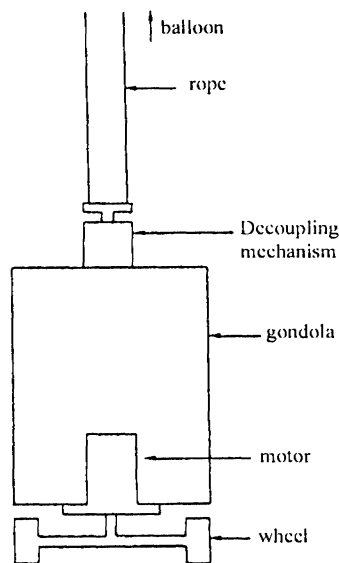


图 2-7 反作用飞轮方位控制系统概念图

用反作用飞轮控制吊篮方位角的方式可简化为图 2-7 所示，坐标选取绝对坐标系。该飞轮的惯性矩为 I_w ，由此而引起的转角为 θ_w ，驱动电机的电流力矩常数、逆电势常数、线圈阻抗、输入电压、输出力矩等分别为 $K_{w,T}$ 、 $K_{w,F}$ 、 R_w 、 $e_{w,i}$ 、 T_w ，电机驱动飞轮所引起的吊篮运动为

$$I_w \ddot{\theta}_w = T_w \quad (2.21)$$

$$I_{G,Z} \ddot{\theta}_{G,Z} = -T_w \quad (2.22)$$

$$T_w = \frac{K_{w,T}}{R} \{e_{w,i} - K_{w,F}(\dot{\theta}_w - \dot{\theta}_G)\} \quad (2.23)$$

将式 2.21, 2.22, 2.23 进行 Laplace 变换, 可导出驱动飞轮的电机输入电压 $e_{w,i}$ 与吊篮的方位角 $\theta_{G,Z}$ 之间的传递函数如下:

$$\frac{\theta_{G,Z}(S)}{E_{w,i}(S)} = -\frac{K_{w,T}}{R_{\omega}} \cdot \left(\frac{1}{S(I_{G,Z} \cdot S + \frac{K_{w,T} \cdot K_{w,F}}{R_{\omega}} \cdot \frac{I_{G,Z} + I_w}{I_w})} \right) \quad (2.24)$$

上式分母中的 $(I_{G,Z} + I_w)/I_w$ 一项显示了反作用轮驱动方式的特色。通常 $I_{G,Z} \gg I_w$, 式 2.24 可近似为

$$\frac{\theta_{G,Z}(S)}{E_{w,i}(S)} \doteq \frac{I_w}{I_{G,Z} K_{w,F}} \cdot \frac{1}{S(T_{w,C} S + 1)} \quad (2.25)$$

上式表示, I_w 越小, 控制增益也越小, 分母上的时滞特性的时间常数 $T_{w,C}$ 为

$$T_{w,C} \doteq \frac{I_w \cdot R_{\omega}}{K_{w,T} \cdot K_{w,F}} \quad (2.26)$$

它与 I_w 成正比, I_w 越小, $T_{w,C}$ 也越小。虽然 I_w 与 $I_{G,Z}$ 相比是很小的, 但通常驱动飞轮的电机之负荷是很大的惯性负荷, 故时间常数 $T_{w,C}$ 也比较大。反作用轮驱动系统的根轨迹, 如图 2-8 所示。其在原点附近存在极点, 因而就不能构成较好的阻尼控制系统。至少必须加一个微分补偿电路才能得到如图 2-9 所示的根轨迹, 从而改善阻尼得到稳定的控制特性。

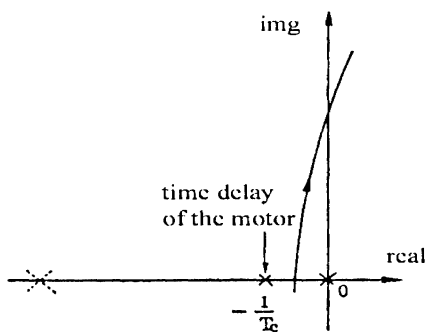


图 2-8 反作用飞轮方位角控制的根轨迹图(无补偿回路)

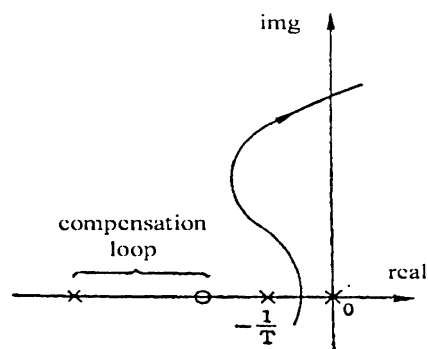


图 2-9 微分补偿回路加入后, 反作用飞轮控制的根轨迹图

下面分析一下反作用轮驱动机构的效率。这种方式中，飞轮驱动电机的输出功率有一部分用于驱使飞轮旋转。假如驱动电机的效率为 1，则系统的总效率将低于 1。设吊篮及飞轮的角速度分别为 $\dot{\theta}_{G,Z}$ 和 $\dot{\theta}_w$ ，初始条件全部为零，由角动量守恒定律可得两者的关系为：

$$I_{G,Z} \cdot \dot{\theta}_{G,Z} = -I_w \cdot \dot{\theta}_w \quad (2.27)$$

又设电机的转速(转子与定子间的相对转速)为 $\dot{\theta}_m$ ，则

$$\dot{\theta}_m = \dot{\theta}_{G,Z} - \dot{\theta}_w \quad (2.28)$$

由上两式可得

$$\dot{\theta}_{G,Z} = \frac{I_w}{I_{G,Z} + I_w} \cdot \dot{\theta}_m \quad (2.29)$$

由此可见，吊篮的转速与飞轮驱动电机的转速之比等于飞轮的惯性矩与吊篮的惯性矩之比。另一方面，使吊篮转动的驱动力矩就是飞轮驱动电机的输出力矩 T_w 。设电机的机械输出功率为 P_m ，驱使吊篮及飞轮旋转所使用的功率分别为 $P_{G,Z}$ ， P_w ，则

$$\left. \begin{aligned} P_m &= T_w \cdot \dot{\theta}_m \\ P_{G,Z} &= T_w \cdot \dot{\theta}_{G,Z} \\ P_w &= T_w \cdot \dot{\theta}_w \end{aligned} \right\} (2.30)$$

这里，用于方位控制的功率与电机输出功率之比，即为这种驱动方式的机械效率 E

$$E = \frac{P_{G,Z}}{P_m} = \frac{\dot{\theta}_{G,Z}}{\dot{\theta}_m} = \frac{I_w}{I_{G,Z} + I_w} \quad (2.31)$$

如果 $I_w \rightarrow \infty$ ，效率 E 为 1。前面曾提到，这种状态就相当于电机固定在地面上驱使吊篮转动。而实际情况恰恰相反， I_w 比 $I_{G,Z}$ 小得多(几分之一)，因此这种方式从本质上说驱动效率很低，尤其对大型吊篮的球载系统而言更是如此。

2.3.2 控制力矩陀螺(CMG)方式

若持有角动量 \vec{H} 的回转体其转轴以角速度 $\vec{\omega}$ 倾斜，这种类似于陀螺仪的力矩 \vec{T} ，等于 \vec{H} 与 $\vec{\omega}$ 的矢量积，即

$$\vec{T} = \vec{H} \times \vec{\omega} \quad (2.32)$$

CMG 就是利用这种力矩作为驱动力的装置。与前面所述的反作用飞轮相同，吊篮与驱动机构之间的关系也符合角动量守恒定律，因而都属于动量转换装置这一类。反作用飞轮，只是在转轴方向上有角动量的增减，而 CMG 则是把具有一定初始角动量的陀螺仪搭载在有一个或二个自由度的万向架上，强制性地改变角动量矢量的方向，预先给定的角动量将在空间发生变化，因此可得到很强的力矩。若将它用于方位控制，则有可能实现快速响应及高精度的稳定控制。

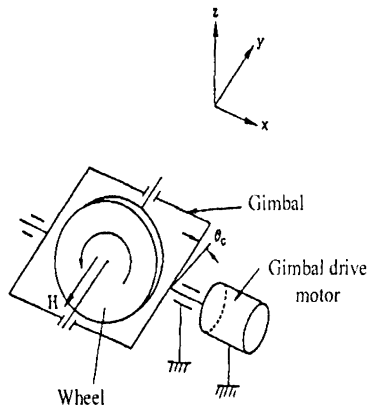


图 2-10 CMG 的原理图

如果方位控制系统不断受到某一方向上的外力矩干扰，为了产生相反方向的对抗力矩，以保证吊篮始终指向某一方向，CMG 的万向架角度不断增大，不久就会达到角动量变化的饱和点。这种情况下，为了将积蓄的角动量释放，必须进行卸荷操作，这点与反作用轮的情况相似。

CMG 的结构原理如图 2-10 所示，坐标轴的选取也如图中所示，角动量矢量的成分为

$$\vec{H} = H \begin{bmatrix} 0 \\ \cos \theta_G \\ \sin \theta_G \end{bmatrix} \quad (2.33)$$

式中， H 为飞轮所持有的角动量， θ_G 为万向架的角度。若万向架驱动电机带动万向架的角度发生变化，所产生的力矩矢量成分为

$$\vec{T} = \frac{d\vec{H}}{dt} = H \begin{bmatrix} 0 \\ -\sin \theta_G \\ \cos \theta_G \end{bmatrix} \dot{\theta}_G \quad (2.34)$$

假设 θ_G 的变化幅度很小，上式的输出力矩则近似为，

$$T_z \doteq H\dot{\theta}_G \quad (2.35)$$

实际的方位控制中，CMG 是搭载在吊篮内的，故 CMG 将随吊篮一起转动。设吊篮自身的转动角速度为 $\dot{\theta}_{G,Z}$ ，图 2-10 的坐标将以 $\dot{\theta}_{G,Z}$ 速度转动，基于这种考虑，式 2.34 中矢量的时间微分则变为：

$$\bar{T} = \left[\frac{d\bar{H}}{dt} \right] + \dot{\theta}_{G,Z} \times \bar{H} \quad (2.36)$$

上式[]内，是把旋转坐标看作固定坐标所得的力矩矢量，与式 2.34 的右边相同。式 2.36 右边的第二项 $\dot{\theta}_{G,Z} \times \bar{H}$ 是吊篮转动所产生的力矩。如果吊篮不仅绕 Z 轴旋转，而且还绕 X 轴(万向架轴)转的话，还会产生相应的力矩：

$$T_x = H\dot{\theta}_{G,Z} \quad (2.37)$$

若是用 CMG 产生的这种力矩来实现吊篮的方位角控制，在万向架角 θ_G 很小的情况下，控制系统的运动方程如下：

$$I_G \cdot \ddot{\theta}_G + H \cdot \dot{\theta}_{G,Z} + \frac{K_{G,T} \cdot K_{G,F}}{R_G} \cdot \dot{\theta}_G = \frac{K_{G,T}}{R_G} \cdot e_{G,i} \quad (2.38)$$

$$I_{G,Z} \cdot \ddot{\theta}_{G,Z} = H\dot{\theta}_G \quad (2.39)$$

式 2.38 左边第二项(如 2.37 所示)为吊篮转动时在万向架轴产生的类似陀螺仪的力矩。将上两式进行拉普拉斯变换，可导出万向架驱动电机的输入电压 $e_{G,i}$ 与吊篮的方位角 $\theta_{G,Z}$ 之间的传递函数如下：

$$\frac{\theta_{G,Z}(S)}{E_{G,i}(S)} = \frac{K_{G,T}}{R_G H} \cdot \frac{\omega_{G,0}^2}{S(S^2 + 2\zeta\omega_{G,0}S + \omega_{G,0}^2)} \quad (2.40)$$

式中

$$\omega_{G,0}^2 = \frac{H^2}{I_G \cdot I_{G,Z}} \quad (2.41)$$

$$\zeta = \frac{K_{G,T} \cdot K_{G,F}}{2HR_G} \sqrt{\frac{I_{G,Z}}{I_G}} \quad (2.42)$$

表示响应速度的参数 $\omega_{G,0}$ 随着陀螺仪的角动量 H 的增大而增大，同时随着万向架及吊篮的惯性矩的增大而减小。

正如式 2.40 所表明的那样，CMG 作为驱动机构已有积分特性与二次振动特性。单使用这种机构的方位控制系统的根轨迹如图 2-11 所示。与反作用轮时滞特性的根的位置比较起来，由于它的响应速度很快，共轭复数根的位置已离开原点，因此，不加补偿电路就具备了稳定控制的条件。

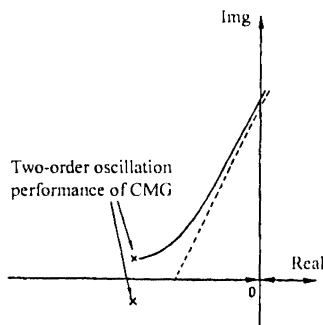


图 2-11 CMG 方位控制系统的根轨迹

现在分析一下 CMG 驱动方式的效率，以便与前面的反作用轮方式进行比较，因为 CMG 万向架驱动系统的速度传感器的响应速度非常快，其过渡响应可忽略不计。设万向架驱动电机的输出力矩为 T_G ，万向架的转动角速度为 $\dot{\theta}_G$ ，吊篮由于受到 CMG 的力矩 T_z 作用而以 $\dot{\theta}_{G,Z}$ 的角速度运动。设初始条件为零，可求出各参数这间的关系如下：

$$T_z = H \cdot \dot{\theta}_G \quad (2.43)$$

$$T_G = H \cdot \dot{\theta}_{G,Z} \quad (2.44)$$

两式合并可得

$$T_z \cdot \dot{\theta}_{G,Z} = T_G \cdot \dot{\theta}_G \quad (2.45)$$

上式右边为万向架电机的机械输出功率，左边为驱动吊篮所需要的功率，两者相等，即万向架驱动电机的输出功率全部用于驱动吊篮，其效率为 1。由此可见，高速旋转的陀螺仪的飞轮所积蓄的转动能量，没有与外界进行任何能量交换。正因为 CMG 的万向架驱动电机与反作用飞轮驱动电机的效率不同，因此它只需用很小的功率就能进行控制。这也为 CMG 的体积小，重量轻提供了理论基础。

综合以上分析，表 2.1 将 (RW) 与 CMG 的体积、重量及构造的复杂程度等特点进行比较，可根据这些特点进行综合判断。

表 2.1 控制方式的比较

方式 项目	反作用飞轮	CMG
力矩输出	小	大
响应速度	低	高
控制稳定性	一般	良好
控制效率	差	良好
卸荷	必要	必要
控制方法	简单	复杂
消耗电力	中	高(除去陀螺仪电机, 耗电则小)
构造	简单	复杂
成本	中	高
适用对象	中、小型卫星或气球	大型卫星、气球及宇宙空间站

由于 BST 系统重达 1.5 吨以上，吊篮惯量在铅垂线方向达 1600kgm^2 ，且望远镜立足于吊篮进行二轴指向控制。对于这样一个系统，CMG 作为其力矩驱动装置是非常适合的，而且也是十分必要的。

2.4 BST 姿控的关键技术考虑

在 BST 的姿态控制中，CMG 的超强工作特性是实现高精度姿态控制的重要手段之一。由于 BST 的巨大重量和惯量，作为驱动器件的 CMG 就必须有大的角动量。在当前的国内外调研中，国内尚未有成功研制出应用于工程实践的 CMG 的报道，而国外也只有日本 ISAS 在 1986 年将 $8.2 \text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$ 角动量 CMG 应用于中小型球载的姿态控制中。而 BST 所需的角动量为 $50 \text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$ (第四章中将对此作详细讨论) 的 CMG，在国内外球载的姿态控制中尚未有先例。为此开发出一种大角动量、重量轻、体积小的适合于 BST 球载姿控的 CMG 系统就成为我们关键技术突破的第一考虑。并且在球载系统中，由于气球的不断转动，相对于吊篮的稳定指向正南，使得吊绳上有扭矩存在，这种扭矩长时间的作用必将使 CMG 饱和而失去控制。为此，使用一种机构来消除吊绳扭矩的影响就必不可少。由于这种机构要承受放飞时高达 $2-4g$ 的拉力，对 BST 而言必须具有能承受 6 吨的拉力，同时又要能检测和控制吊绳上微小的扭矩。目前国内外也无现成的设备购买，所以开发这种

去耦合设备就成为我们关键技术突破的第二考虑。鉴于此,下面两章将讨论 DM 和 CMG 的开发设计和控制分析。

第三章 反捻器的控制原理与设计

本章讨论了反捻器(Decoupling Mechanism 简称 DM)的功能与作用——去耦和卸荷。为克服轴承摩擦力矩的影响,实现吊绳上微小扭矩的控制,提出一种新的电机装置反捻器。即利用高灵敏度扭矩传感器测出气球吊绳上的扭矩,继而利用电机驱动吊绳转动,消除吊绳扭矩对吊篮的作用。同时,又可为 CMG 角动量的释放和去饱和产生所需要的力矩。本章对这种反捻器的控制原理作了详细地讨论分析,并对其机械设计也作了一定的介绍说明。

3.1 反捻器的功能与作用

如 2.2 节中所述,水平飞行中的气球将以 0.1-0.01 rpm 左右的速度缓慢地旋转。假如气球的吊绳直接固定在吊篮上,吊绳将产生一个反扭力矩。由于气球往往绕一个方向旋转,扭转量随时间的增加而增大,因而成为控制的障碍。例如,假设气球以 0.01 rpm 的速度缓慢旋转,10 分钟以后将转过 0.6 弧度。如果吊篮重 1 吨,则将产生大约 2 N.M 的力矩。由于 CMG 必须产生与此力矩相反的力矩使吊篮继续指向目标,因而不久将达到饱和状态而失去控制,所以在气球吊绳和吊篮之间,需要设置一个减少吊绳扭转影响的去耦机构。而且这种机构转动时,滑动所产生的摩擦力矩的变化也将作为一种附加力矩作用在吊篮上,所以其摩擦力矩必须非常小。

一般地作为去耦机构,可简单地把吊篮挂在推力球轴承上。这种机构固然简单,但因吊篮全部重量都加到轴承上,转动摩擦较大。为减少这种摩擦,在过去的球载系统中,曾设计了一些低摩擦轴承。如在 Stratoscope II 中采用的水银轴承,在注满水银的容器内放入浮筒,浮筒的浮力支承着吊篮重量同时可在方位方向上自由地旋转。水银的粘度很小($1.71 \times 10^{-3} \text{P}_s$, 秒, 0°C),而且温度变化也小,所以浮筒缓慢旋转时与水银相对摩擦极小,这种方式的优点是:

- (1)可简单地实现低摩擦。
- (2)是一种只依赖于浮力的从动机构,结构简单。

其缺点是:

- (1)由于不能完全密闭,而水银流动性大,所以处理措施麻烦。
- (2)浮筒体积与吊篮重量成正比,小型化受到限制。
- (3)不能产生卸荷力矩。

要实现 BST 高精度的姿态控制,必然要对作用在吊篮上的吊绳扭矩作精细的控制,

即微小扭矩的控制。下节中将介绍我们新研制的应用于 BST 的全新的反捻器。其特点就是：用推力球轴承支承吊篮的荷重，采用高分辨率的扭矩传感器测出轴承的摩擦力矩的大小，并利用电机使轴承旋转以抵消轴承摩擦的影响。这种方式是一种电机装置，而不采用水银和油之类难以处理的媒体，结构小型轻便。并利用控制技术将摩擦减小到实用上允许的程度，而且它还具备产生卸荷力矩的功能。

反捻器的另一功能就是卸荷。由于去耦机构不可能将吊绳上的扭矩绝对地控制为零（诸如电气上的漂移和机械上的微小偏差），因而在去耦机构中必然有残存力矩存在。这种在某一方向上的残存力矩长时间持续作用于吊篮，仍然会使 CMG 饱和而不能控制，对此必须有附加另外的力矩使 CMG 回到可控范围，这种操作称为卸荷。要使 CMG 以工作范围最大的点为中心来工作，卸荷是不可缺少的机构。也就是说，气球吊绳的去耦和 CMG 的卸荷，是使用 CMG 作方位角控制时必不可少的功能。

卸荷所需力矩的量值与 CMG 角动量的蓄积量相对应，其使蓄积量沿着蓄积角动量释放的方向连续或者间断地放出。当然这种力矩可以用与 DM 不同的手段来产生，它必须使吊篮沿方位方向旋转。例如象人造卫星那样，也可用喷气推进器和磁力矩电机来产生转矩。但在球载系统中，可以把气球作为大致固定点，通过控制反捻器的转动，产生所需大小和方向的施加于吊篮上的力矩。这就是说，能平稳地减少吊绳不必要的扭矩，或者在需要扭矩时，使吊绳扭转产生所需的扭矩，这就是反捻器的功能所在。

3.2 反捻器的工作原理与控制分析

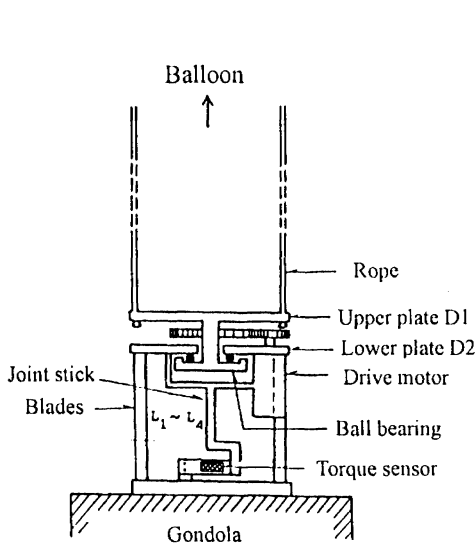


图 3-1 反捻器结构示意图

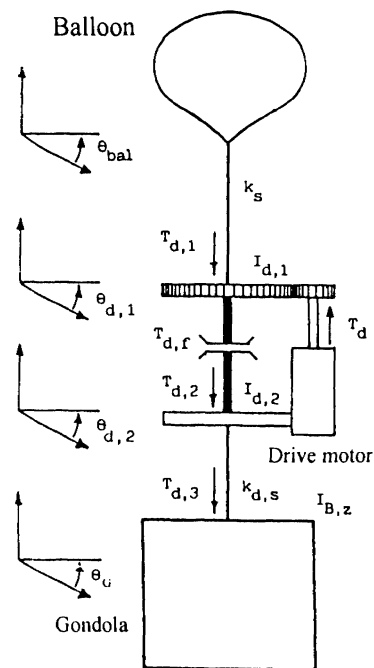


图 3-2 反捻器工作示意图

反捻机构的结构示意图如图 3-1 所示 (N. Yajima, 1986)。气球吊绳被固定在圆盘 D1 上, 该圆盘和下部圆盘之间通过滑动轴承连在一起。该轴承在支承吊篮重量的同时, 又起着消除吊篮扭转的作用。同时, D1 又通过齿轮与安装在 D2 上的电机 M 的转轴连在一起, D1 可以相对于 D2 任意转动。圆盘 D2 通过 81 根板簧与吊篮连在一起, 板簧的排列可使 D2 和吊篮在垂直方向作相对微小转动, 而在其它方向上受到约束。

假设气球旋转而吊篮固定, 吊绳发生扭转。由于连接圆盘 D1 和 D2 的滑动轴承及电机其减速机构的摩擦, 如果这种扭转没有恢复原位, 由吊绳扭转产生的力矩通过板簧 L_s 传到吊篮。而板簧上的扭矩必然使连接杆 P 产生转动而使扭矩传感器产生应变, 从而输出电压信号, 将该信号检测放大输入到电机的控制电路, 从而使电机产生力矩输出来抵消吊绳的扭矩。当电机输出力矩小于轴承最大摩擦力矩时, 电机输出的力矩与轴承上的摩擦力矩抵消, 使吊绳扭力矩作用在吊篮上为零。当电机的输出力矩大于轴承的最大摩擦力矩时, 则圆盘 D1 和 D2 则发生相对转动, 同时也消除了吊绳上的扭矩。

上面分析了反捻器的工作原理, 现在我们将对其控制原理作一详细的分析讨论。反捻器的工作示意图如图 3-2 所示, 它们的运动方程如下:

$$\left. \begin{aligned} T_{d,1} &= -K_s \cdot (\theta_{d,1} - \theta_{Bal}) \\ T_{d,2} &= T_d - T_{d,r} \end{aligned} \right\} (3.1)$$

$$T_{d,3} = -K_{d,s} \cdot (\theta_G - \theta_{d,2}) \quad (3.2)$$

$$T_d = (K_n \cdot T_{d,1}) \cdot K_{d,a} \cdot K_{d,r} \cdot n_d / R_d - \frac{n_d \cdot K_{d,F}}{R} \cdot (\dot{\theta}_{d,1} - \dot{\theta}_{d,2}) \quad (3.3)$$

$$\left. \begin{aligned} I_{d,1} \cdot \ddot{\theta}_{d,1} &= T_{d,1} - T_{d,2} \\ I_{d,2} \cdot \ddot{\theta}_{d,2} &= T_{d,2} - T_{d,3} \\ I_G \cdot \ddot{\theta}_G &= T_{d,3} \end{aligned} \right\} (3.4)$$

式中 T_d 是使圆盘 D_1 旋转的驱动电机的输出力矩, $T_{d,r}$ 为轴承的摩擦力矩, K_s , $K_{d,s}$ 分别是吊绳和反捻器板簧的扭屈常数, $I_{d,1}$ 、 $I_{d,2}$ 、 I_G 是圆盘 D_1 、 D_2 和吊篮的惯性矩, $K_{d,r}$ 、 $K_{d,F}$ 、 R_d 、 n_d 、 $\theta_{d,i}$ 分别为驱动电机的电流力矩常数, 逆电动势常数, 内部电阻减速比级输入电压。 K_n 是扭矩传感器的灵敏度, $K_{d,a}$ 是控制系统的增益。

根据上式, 考虑到圆盘 D_1 、 D_2 的惯性矩作为一种惯性负荷, 可以完全忽略, 即 $I_{d,1} = I_{d,2} \approx 0$, 此外, 板簧的弹性常数与荷重相等价, 非常大, 可以认为是固定的, 故有 $T_{d,1} = T_{d,2} = T_{d,3}$ 。

气球的惯性矩 I_{Bal} 也非常大，其转角 θ_{Bal} 除受气流影响外，几乎不会因反捻器的工作而起变化。假如吊篮的方位角可以控制，角度 θ_G 也独立变化，故对反捻器控制而言， θ_{Bal} 可以视为独立的外加转角，反捻器的运转动作对其影响仍可以忽略。另外，轴承的摩擦力矩经过简化并作为外部施加给系统的扰动来处理。由此，我们可以画出连接气球和吊篮的反捻器控制系统框图如图 3-3 所示。

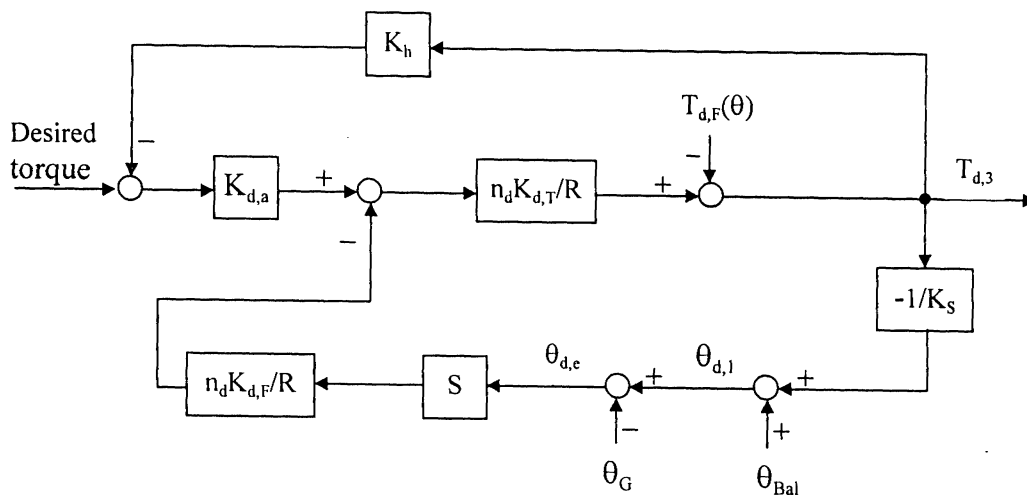


图 3-3 反捻器控制系统框图

图 3-3 中，吊篮的转角 θ_G 和气球吊绳下端的转角之差 $\theta_{d,1} - \theta_G - \theta_{Bal} = \theta_{d,e}$ ，就是反捻器的控制偏差。将吊绳的弹性常数 K_s 和它相乘得 $K_s \cdot \theta_{d,e}$ ，这就是传到吊篮上的力矩。根据图 3-3，又考虑到气球的转速远小于圆盘 D_1 的转速，所以可以求出 $\theta_{d,e}$ 相对于吊篮方位角 θ_G 改变时，反扭轴承随动误差的函数关系。

$$\theta_{d,e}(S) = -\frac{S}{A+S} \cdot \theta_G(S) + \frac{R_d}{n_d^2 \cdot K_{d,T} \cdot K_{d,F} (A+S)} \cdot T_{d,f} \quad (3.5)$$

式中，

$$A = K_s \left(K_{d,a} \cdot K_n + \frac{R_d}{n_d \cdot K_{d,T}} \right) \frac{1}{n_d \cdot K_{d,F}} \quad (3.6)$$

滑动轴承摩擦力矩 $T_{d,r}$ 对随动偏差 $\theta_{d,e}(S)$ 的影响可以利用消扭电路改变式 3.5 右边第二次项中 $T_{d,r}$ 的系数来改善。这里，可以求得 $S=0$ 时，稳定状态下的偏差力矩 $K_s \cdot \theta_{d,e}(S)$ 。

$$K_s \cdot \theta_{d,e}(S) = \frac{K_s R_d}{n_d^2 \cdot K_{d,T} K_{d,F} \cdot A} = \frac{R_d}{n_d \cdot K_{d,T} \cdot K_{d,a} K_h + R_d} \cdot T_{d,F} \quad (3.7)$$

由此可见，通过提高扭矩传感器的力矩检测灵敏度 K_h 和控制增益 $K_{d,n}$ 可以减小摩擦力矩 $T_{d,f}$ 对控制偏差的影响。

由于 $T_{d,f}$ 与平面止推轴承的半径 r 及吊篮的重量成正比，即

$$T_{d,f} = K_B \cdot r \cdot m_G \cdot g$$

这里系数 K_B 是轴承的摩擦系数，一般为 1/1000，吊篮重量为 1500kg， r 为 49mm，则 $T_{d,f} = 1/1000 \times 1500 \times 0.049 \times 9.8 = 0.72N \cdot m$ 。在 BST 中， $K_h = 10mV/N \cdot m$ ， $K_{d,a} = 200$ 。而选取的电机型号为 34DL，其各项参数见表 3.1。

表 3.1 反捻器驱动电机的各项参数

工作电压	24 V
空载最大转速	5900 rpm
电流力矩常数	39 mN·M/A
逆电势常数	4 V/1000 rpm
线圈电阻	9.5 Ω
减速比	200

使用这种电机的情况下，由式 3.7 可求得作为控制偏差残留在反捻器中的摩擦力矩的大小为 0.033N·m，即可以控制到和检测器分辨率大致相同的量级。

3.3 反捻器的机械设计

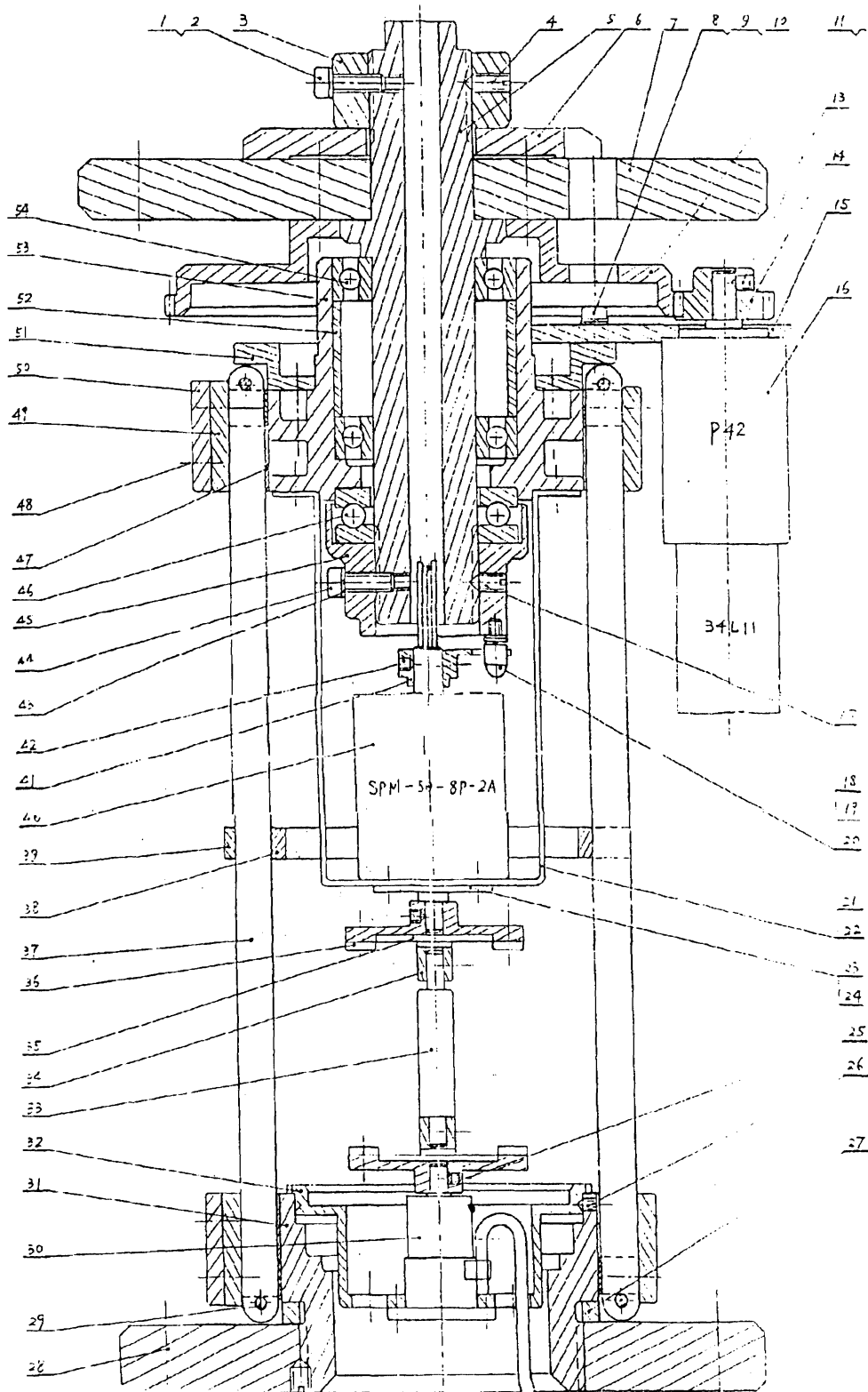
轴承 由于在负载已定时，转动体的摩擦阻力矩与和推力球轴承尽可能小，但要能承受 1500kg 吊篮的负荷。为此推力轴承选用 8207(参见图 3-4，第 46 号零件)，其内径为 35mm，外径为 62mm，滚道直径约为 49mm，其额定静负荷为 6300kg(额定动负荷为 3100kg)，远大于吊篮的重量。安装推力球轴承的主轴粗 35mm(参见图 3-4，第 5 号零件)，材料为 LY12 硬铝，其抗拉强度达 39.8 吨，其中间有 $\phi 12$ 的走线孔用以连接导电滑环。在推力球轴承的上方有二个深沟径向球轴承(参见图 3-4，第 54 号零件)，其内径为 35mm，外径为 62mm。轴承外圈在 LY12 硬铝壳体内留有间隙 0.024mm/每侧，这样当温度在 +40 -- -60° 之间变化时，壳体应不致咬定径向球轴承而增加摩擦阻力矩。

载荷钢片 反捻器在上下二部之间由钢片连接，由于其要承受 1.5 吨的吊篮及放飞和下降时的冲击，所以其抗拉强度应大于 $1500 \times 3g = 4.5$ 吨。另一方面，由于扭矩传感器安装在反捻器的底部，要求其尽可能灵敏地测出吊绳上的扭矩，所以其上下二部

分能作微小扭转。本反捻器中采用 81 根弹片，由工具钢制成，有效长度 300mm。每根的截面积为 $11\text{mm} \times 0.5\text{mm}$ ，其破断力为 247kg。则 81 根弹片的破断力约为 20000kg，即为吊篮重量的十余倍。问题的关键是如何使 81 根弹片均匀受力。在本设计中采用一个钢丝环形连接(参见图 3-4，第 29 号零件)并在 No49，No31 零件上开有 81 个狭缝，以保证每个弹片均匀受力，确保安全承受吊篮降落伞张开时所引起的冲击。

驱动电机 如上节计算结果，推力轴承的摩擦力矩为 0.72N.M，又考虑到高空飞行的气球其转速为 0.01-0.1 rpm，为了去耦合，圆盘 D1 的最高设置转速应至少达 2 rpm 以上。为此，综合考虑，选用瑞士 ESCAPE 电机 28GD11-219E405，该电机的各项参数由上表 3.1。其电机内带减速箱，减速比为 40，所以圆盘 D₁ 到电机齿轮的减速比为 5。另外，扭矩传感器安装在 DM 底部(图 3-4，第 25 号零件)。导电滑环则安装在反捻器的内部(第 40 号零件)。连接扭矩传感器的连接杆上下部均由薄圆铜片连接(图 3-4，第 35 号零件)，其即能传递扭矩，又能承受反捻器加载和卸载时的应变。整个反捻器的机械设计图如图 3-4 所示。

图 3-4 BST 反捻器的机械结构图



第四章 控制力矩陀螺(CMG)

上一章介绍了控制作用在吊篮上的吊绳扭矩设备——反捻器。而作为球载吊篮专动直接驱动部件 CMG，则是构成姿态控制的关键部件。在第二章中我们了解了它的工作原理和其超强的控制特性及在 BST 姿控中选择 CMG 作为角动量交换装置的理由。本章则讨论适用于 BST 系统 CMG 的设计过程，包括 CMG 各种参数的选择，CMG 的机械设计与调试，CMG 控制系统的响应特性分析。更进一步的，使蓄积在 CMG 上角动量释放的卸荷操作如何同 3.2 节中讨论的反捻器控制结合起来实现，由此构成一个完整的 BST 吊篮姿态控制系统，也将在本章中作出详细讨论。

4.1 BST 姿态控制 CMG 的结构

在第二章中，我们分析了气球的运动特点及吊篮的方位控制要求。由于吊篮在水平面内的晃动较小，仅几个角分，这种晃动的影响可以由望远镜自身指向控制的快速跟踪来消除。而吊篮在铅垂线方向上的转动则为 0.01-0.1rpm，最恶劣时达 1rpm，因此在 BST 中，我们用 CMG 对吊篮在此方向上的转动作稳定控制。

对于 CMG，飞轮转子角动量 \vec{H} 与其框架转动角速度 $\vec{\omega}$ 的叉乘所产生的驱动力矩 \vec{T} 有

$$\vec{T} = \vec{H} \times \vec{\omega} \quad (4.1)$$

对单框架 CMG 而言，由于框架的转动， \vec{H} 的方向不断改变，因而其产生的力矩 \vec{T} 的方向必然也在不断变化。也就是说，力矩 \vec{T} 除了在 Z 轴上产生分量外，在 X 轴上也有分量输出。而这种附加的力矩输出会产生我们所不希望的吊篮在 Y 轴上的转动。为了消除这种附加的力矩输出的影响，只产生单轴力矩输出的 CMG，我们设计了一种双子型 CMG。即采用两个角动量相等方向相反的 CMG 转子，其框架的转动由齿轮啮合，如图 4-1 所示。当电机驱动框架时，两个 CMG 框架转动方向正好相反，而两转子的角动量大小相等，方向也相反，故两个 CMG 的角动量由下式表示：

$$\vec{H} = \begin{bmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ H_1 \cos \theta_{G,1} + H_2 \cos \theta_{G,2} \\ H_1 \sin \theta_{G,1} + H_2 \sin \theta_{G,2} \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

$$\frac{d\vec{H}}{dt} = \begin{bmatrix} T_y \\ T_z \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} H_1 \sin \theta_{G,1}, H_2 \sin \theta_{G,2} \\ H_1 \cos \theta_{G,1}, H_2 \cos \theta_{G,2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta}_{G,1} \\ \dot{\theta}_{G,2} \end{bmatrix}$$

而这里 $H_2 = -H_1 = H/2$, $\theta_{G,2} = -\theta_{G,1} = \theta_G$, 所以

$$\left. \begin{aligned} T_y &= 0 \\ T_z &= H \cdot \dot{\theta}_G \cos \theta_G \end{aligned} \right\} \quad (4.2)$$

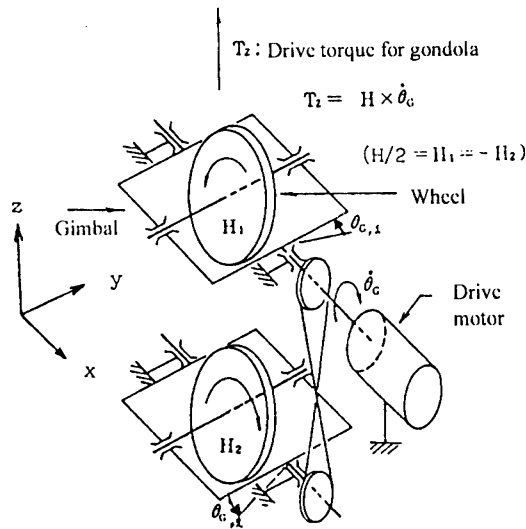


图 4-1 双子型 CMG 示意图

由此可见，当框架转动时，双子型 CMG 只产生 Z 方向上的力矩，其在 Y 方向的力矩为零。而其控制方法又简单等同于一个单框架的 CMG，所以非常适合于球载系统的单轴转动控制。日本 ISAS 研制的用于球载的 8.2N.m.s CMG 即为该种类型(N. Yajima, 1986)。当然由于其 T_z 与 $\cos \theta_G$ 成正比，当 $\theta_G = \pi/2$ 时， $T_z = 0$ ，这就要求在实际中，尽量使 CMG 框架保持在 $\theta_G = 0$ 处附近，以产生最大的力矩输出。同时尽量避免框架转至 $\theta_G = \pi/2$ 处，造成 CMG 饱和而失去控制。对双子型 CMG 的控制，在 4.5 节中将作进一步的分析和讨论。

4.2 CMG 各项参数的选择设计

CMG 飞轮所持有的角动量、万向架驱动电机所能产生的最大力矩及最大转速等参数，将根据 CMG 的驱动对象——吊篮绕垂直转动的惯性矩及最高转速等对控制系统的要求来确定，下面将逐一分析讨论。

角动量 H CMG 飞轮所持有的角动量，主要取决于所要控制吊篮的转速和惯量。当 CMG 框架转角从 $0-\theta_G$ 变化时，由此产生的吊篮的角速度为 $\dot{\theta}_{B,z}$ ，假设初速度为零，而且扰动力矩也为零，则根据角动量守恒定律，有

$$H \sin \theta_G = I_{B,z} \cdot \dot{\theta}_{B,z} \quad (4.3)$$

式中 H 为双子型 CMG 的两个陀螺仪的角动量之和， $I_{B,z}$ 为吊篮绕铅垂轴旋转的惯性矩。

对双子型 CMG 而言，角动量的变化在 $\theta_G = \frac{\pi}{2}$ 时最大。由于 BST 其吊篮 $I_{B,z} = 1600 \text{kg} \cdot \text{m}^2$ ，

取 $\dot{\theta}_{B,z,\max}$ 为 0.03rad/s (约 0.3rpm)，则 CMG 应具有的角动量 H 其大小为

$$H = 1600 \times 0.03 = 48 \text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$$

我们实际设计中，H 为 $51 \text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$ 。

框架转动速度、框架与电机减速比及驱动电机型号。框架驱动速度和框架驱动的减速比其选取则并不简单，以下几点应该要考虑：

(a) CMG 输出的最大力矩 T_m

由公式 $T_m = H \cdot \omega_m$ ，这里 H 是飞轮的角动量， ω_m 是框架的最大转动角速度。这种关系说明了高的框架转速 (即小的减速比) 能产生大的力矩输出。但这仅是一个静态的关系式。

(b) 框架驱动系统的响应时间

框架驱动电机的直接负载就是框架转轴上的惯量 (而非飞轮转轴上的惯量)。这种等价作用在电机轴上的惯量 (MOI) 正比于减速比 n 的平方 (参见 2.2 节)。MOI 是决定框架速度控制其时间响应的重要参数之一。

(c) CMG 系统的机械结构强度

引起陀螺效应的 CMG 其力矩输出是由飞轮产生的，然后该力矩由飞轮转轴、球轴承和 CMG 本体传到吊篮。而 CMG 机械强度相对较弱的部分可能就是飞轮的转轴。

(d) 反力矩

因为陀螺效应是可逆的，当 CMG 产生力矩驱动吊篮时，吊篮会发生转动。而吊篮转动时，反过来在 CMG 上将会有反力矩产生。这种反力矩会由飞轮轴传递到框架转轴上，最后作用在框架驱动电机上，即 $T_x = H \cdot \dot{\theta}_{B,\max} \cdot \cos \theta_G$ 。电机的输出力矩必须大于或等于该力矩。

比较以上各点的相互关系，选定合适的减速比是不容易的。如果我们试选框架的最大转速为 0.5rad/s (约 5rpm)，则最大的力矩输出是 $50 \times 0.5 = 25 \text{N} \cdot \text{m}$ ，而吊篮的加速度为 $25/1600 = 0.0156 \text{rad/s}^2$ 。在 2 秒后，吊篮的转速达 0.031rad/s (0.3rpm)。这种速度基本上等同于从 CMG 到吊篮进行角动量交换的最大速度。如果框架驱动电机的最大速

度(无减速比)是 5000rpm, 而外面的减速比为 10: 1, 则电机减速箱内的减速比约为 $5000/(5*10)=100$ 。所以选取电机型号为 34HL11-219E/204, 其减速比为 88。电机的各项参数如表 4.1。

表 4.1 框架驱动电机的各项参数

工作电压	24V
空载最大转速	5400rpm
电流力矩常数	42mN. M/A
逆电势常数	4.4V/1000rpm
线圈电阻	9.7ohm
电机减速比	88

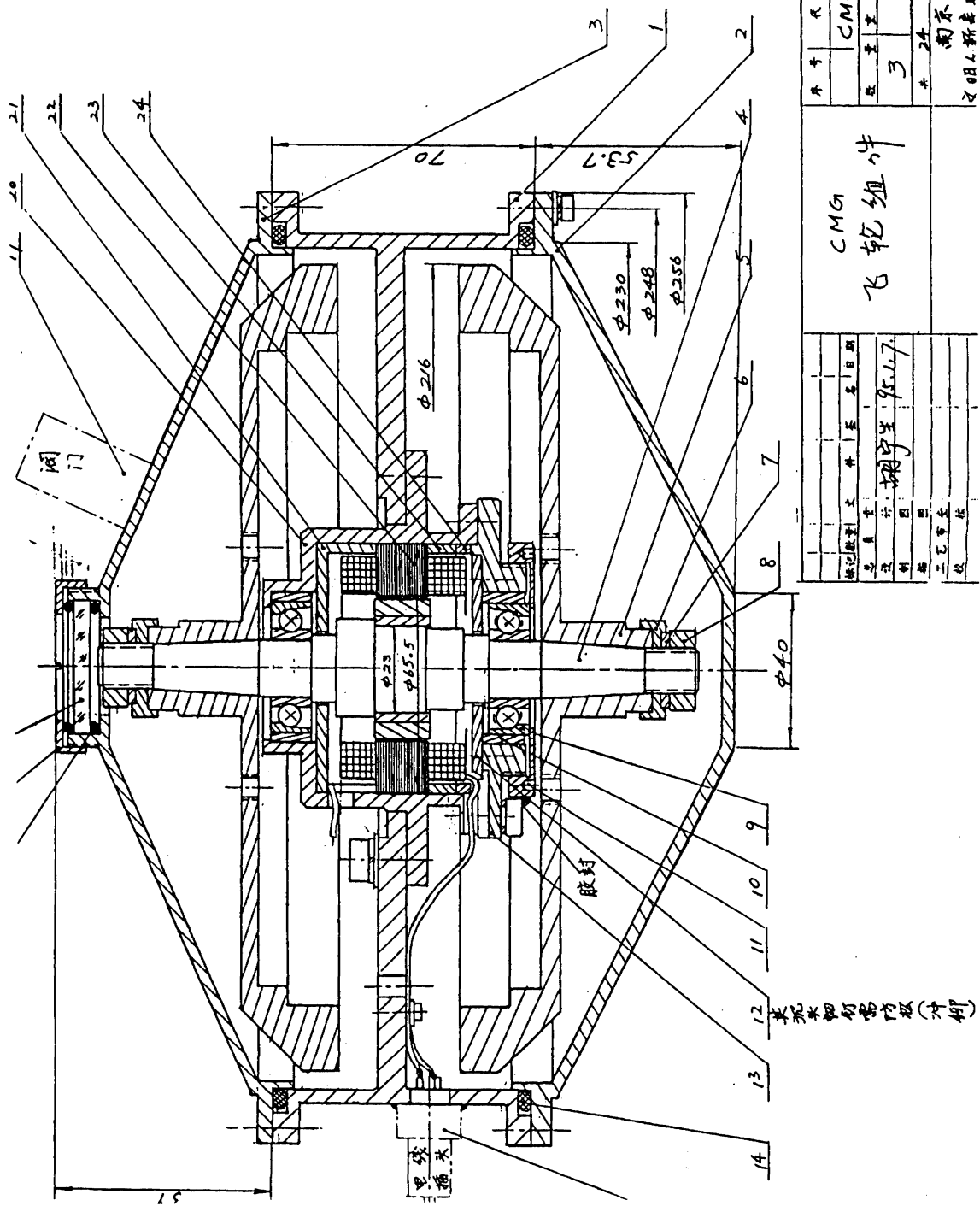
4.3 CMG 的机械设计

在选定了 CMG 的各项参数以后, 则可以进行 CMG 的机械结构设计。下面将分别讨论 CMG 转子、框架、箱体等各部分的机械设计。

CMG 转子 CMG 转子由飞轮、转轴、高速电机、轴承、壳体等一些零件组成。我们知道, CMG 转子的角动量 H 等于飞轮的转速 ω 与飞轮的转动惯量 I_{ω} 的乘积, 即 $H=I_{\omega} \cdot \omega$ 。所以要提高角动量的大小, 一是要增加飞轮的惯量, 二是要提高飞轮的转速。但是, 飞轮转速的提高又取决于高速电机的能力, 而且过高的转速又容易引起 CMG 的共振和抖动。同进对 CMG 壳体和整个 CMG 框体结构强度要求增高。在转子转速确定后, 在飞轮体积和重量相同的情况下, 尽可能使飞轮的质量分布在轮子的边缘, 以增大转动惯量(参见图 4-2, 第 5 号零件)。对于高速电机的选取, 由于需要高转速、高可靠性及运转平稳, 所以采用无刷同步电机。我们选取日本 Shimiwa 公司的 B06-06 电机, 其电机的各项参数如下表 4.2。

表 4.2 飞轮转子高速同步电机的各项参数

T_p 瞬间最大力矩 (N. m)	1.87
K_m 电机常数 (N. m/ ω)	0.08
K_t 力矩常数 (N. m/A)	0.022-0.6
τ_m 机械时常数 (ms)	1.43
τ_e 电气时常数 (ms)	0.9
J_m 转动惯量 ($kg \cdot m^2$)	0.9×10^{-5}



图号	CMGY-00
张数	3
共	24张
比例	1:1
设计	胡守生 95.11.7
审核	
工艺审查	
批准	

CMG
飞轮组件

设计	胡守生
审核	
工艺审查	
批准	

图 4-2 飞轮转子的机械设计图

由于 ω 为 6000rpm, 所以飞轮惯量应大于 $I_{\omega} = \frac{50}{6000/60 \times 2\pi} = 0.08 \text{kg} \cdot \text{m}^2$ 。飞轮直径为 216mm。

飞轮由 1:5 的锥孔与轴连接, 锥孔与轴经过配对研磨并按固定的方位角拆装。这样才能保持飞轮拆装后其动平衡状态不变而保持高精度的动平衡。直径为 216mm 的飞轮, 其外缘不平衡量小于 20mg。由于陀螺效应产生的力矩是由飞轮转轴传递到 CMG 框架再传到吊篮的, 所以其机械强度应当特别考虑。飞轮轴的结构图参见图 4-2, No. 4, 飞轮轴的材料用 45#钢。

安装在转轴上轴承的设计考虑也十分重要。从功耗的角度讲, 由于 CMG 转速高, 其轴承的摩擦阻力矩必须很小。这就意味着轴承与轴之间不能用过盈配合。我们选取 7202CP 型深沟向心球轴承。这种轴承既能承受径向力, 也能承受轴向力。另外我们设计了特殊的结构能在很宽的范围内消除轴承钢球和滚道间的间隙, 且在低温时又不使摩擦阻力增大。轴承采用硅油润滑以降低摩擦阻力。

飞轮转子的壳体应有足够的刚度, 以免引起高速转子的颤动和抖动, 其壳体结构参见图 4-2, 第 1 号零件。整个转子的机械设计如图 4-2 所示。

CMG 万向架 CMG 万向架直接固定在 CMG 转子上, 材料为 LY12。两转子通过万向架齿轮啮合而作角速度相等、方向相反的转动。万向架驱动电机安装在 CMG 基座上, 其电机齿轮通过消间隙机构实现电机与万向架之间的无间隙传动

CMG 框体 为减轻双子型 CMG 的重量, CMG 框体采用 LY12 材料, 并且用多孔法设计, 既保证了 CMG 的刚度和强度要求, 又大大减轻了重量。整个 CMG 的结构图及各项设计指标参数参见第五章。

4.4 CMG 控制特性分析

BST 的 CMG 方位控制系统是由磁传感器(粗级), 方位陀螺仪(精级), 驱动吊篮的双子型 CMG 系统、CMG 万向架(Gimbal)驱动电机控制回路、陀螺仪高速电机的控制电路、及提高控制特性的补偿电路组成, 如图 4-3 所示 (N. Yajima, 1986)。

磁传感器和方位陀螺仪都是用来检测吊篮指向与某一基准方向或者目标方向的相对角误差, 并输出与角度成正比的电信号。如前所述的双子型 CMG 系统, 是把两台单轴万向架搭载陀螺仪用齿轮连接起来, 并用同一个万向架驱动电机来控制。在方位控制系统中, 这种万向架驱动电机的控制电路、驱动飞轮高速旋转的陀螺仪电机及其驱动电路都是必不可少的。

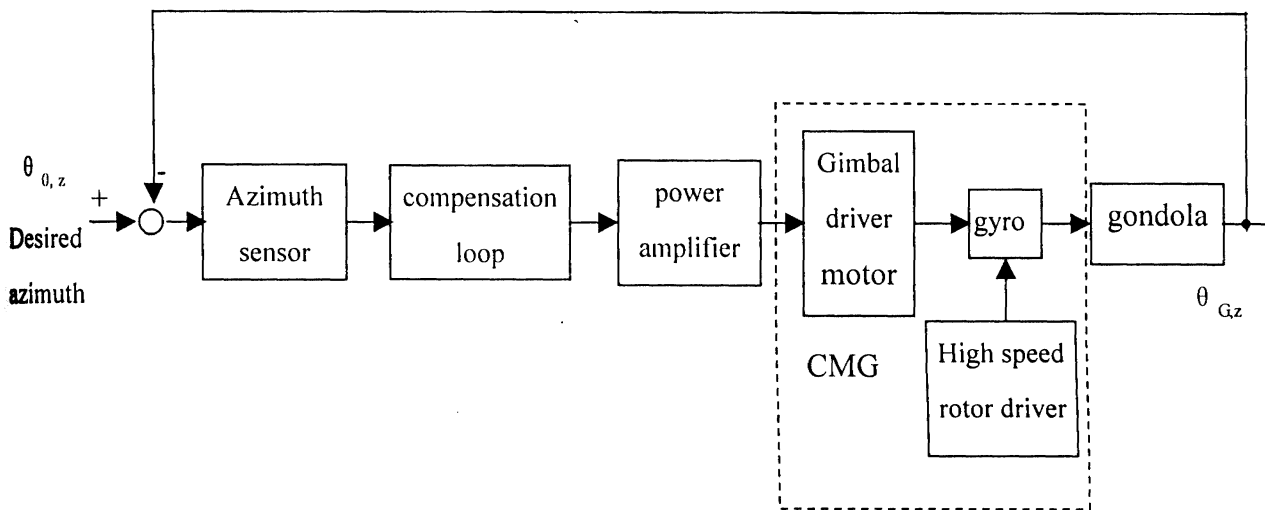


图 4-3 CMG 方位姿态控制系统构成图

如 2.3 中所述，CMG 本身已存在稳定的工作区域，但为改善响应特性，最好再增加补偿电路。通常若要改善响应速度和阻尼特性，可以用相位提前来补偿；为了改善稳态控制特性，则可以用相位滞后来补偿或者用积分补偿。

CMG 部分本身的工作特性，即从 CMG 万向架驱动电机的输入电压到吊篮转角 $\theta_G(S)$ 的传递函数 $G(S)$ ，已经在 2.3 中导出：

$$G(S) = \frac{K_{G,T}}{R_G \cdot H} \cdot \frac{\omega_{G,0}^2}{S(S^2 + 2\xi\omega_{G,0}S + \omega_{G,0}^2)}$$

在 CMG 部分增加了姿态传感器及补偿电路的方位角系统框图如图 4-4

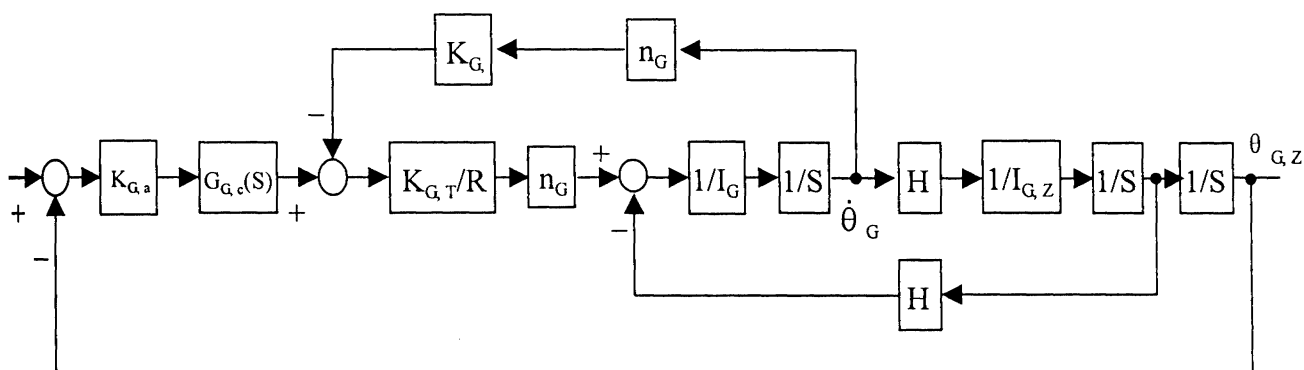


图 4-4 CMG 控制系统框图

对 BST 而言，CMG 万向架驱动电机的特性参数参见表 4.1，CMG 角动量 $H=50N \cdot m \cdot s$ ，CMG 框架的等效惯量为 $0.05kg \cdot m^2$ ，其惯性矩 $I_{G,z}=1600kg \cdot m^2$ ，电机减速比为 88，控制

增益 $K_{G,a}$ 取 1-10。按这些数值，CMG 的方位姿态控制系统的开环传递函数为

$$G(S) = \frac{0.24 \cdot K_{G,a} \cdot G_{G,c}(S)}{S(S^2 + 28S + 32.5)} \quad (4.4)$$

根据此开环传递函数，在没有插入补偿函数的情况下，其闭环系统的单位阶跃响应和频率响应如图 4-5、4-6 所示。单位阶跃响应显示了单位增益改变时响应的变化情况。

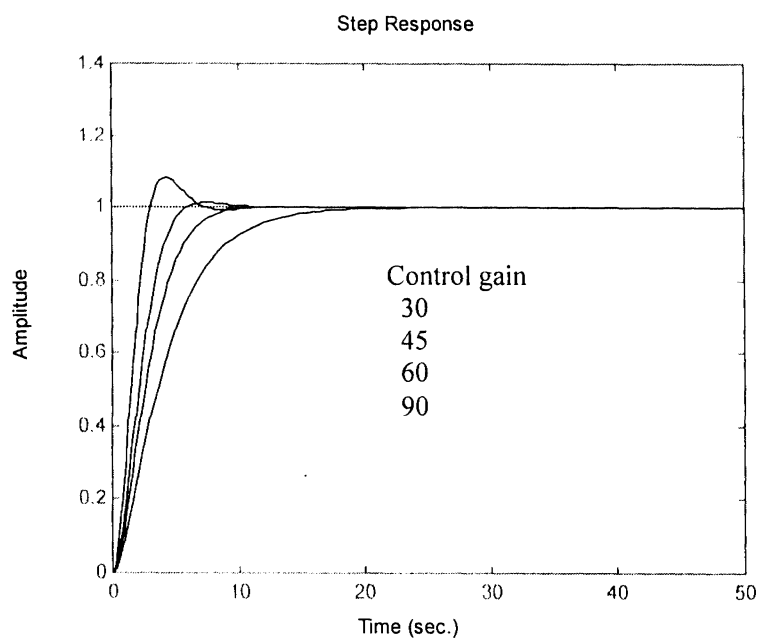


图 4-5 CMG 方位姿控系统的单位阶跃响应图

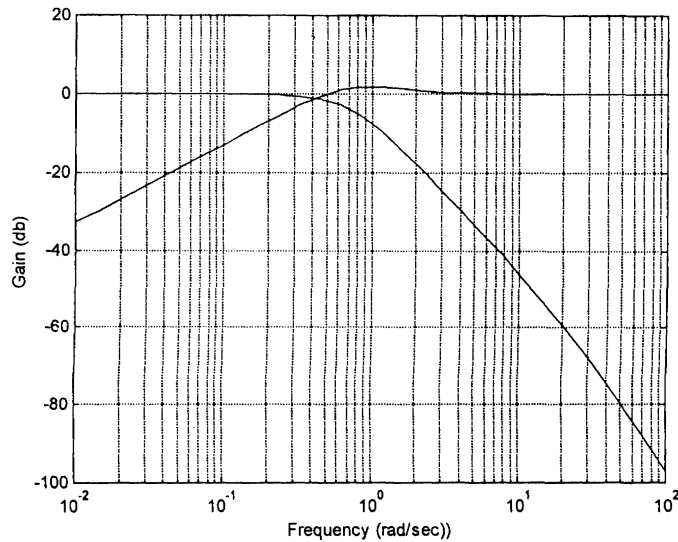


图 4-6 CMG 方位姿控系统的频率响应特性图(未加补偿回路, 控制增益为 60)

图 4-6 给出了对应于正弦波输入所输出的振幅 $G(S)$ 和控制偏差 $|G_e(S)| = |E(S) - G(S)|$ 的频率响应特性, 对于 0.08-0.2Hz 的频率区域, 是 2.1 节所分析的吊篮构成的双摆系统的频率区域, 对球载系统观测来说, 摆动将对方位控制形成干扰, 因此这个频率内的 $|G_e(S)|$ 值, 基本上可认为是控制偏差。对于 0.1-0.2Hz 长期摆动如图 4-6 所示可以把 $|G_e(S)|$ 减小到 -10db 左右。但由于吊篮自身的旋转摆动, 要跟踪 1Hz 左右的高频成分不太可能。另外此频率响应是在增益 $K=60$ 的情况下得到的, 因为此条件下的阻尼较合适。

为了改善控制特性, 增加了积分补偿回路, 此时的单位阶跃响应及频率响应如图 4-7、图 4-8 所示, 补偿回路的传递函数 $G_{G,c}(S)$ 为

$$G_{G,c}(S) = \frac{1.0S + 0.2}{S} \quad (4.5)$$

与没有补偿电路的响应相比, 在 0.01Hz 的低频范围内控制偏差从 -32db 减到 -59db。

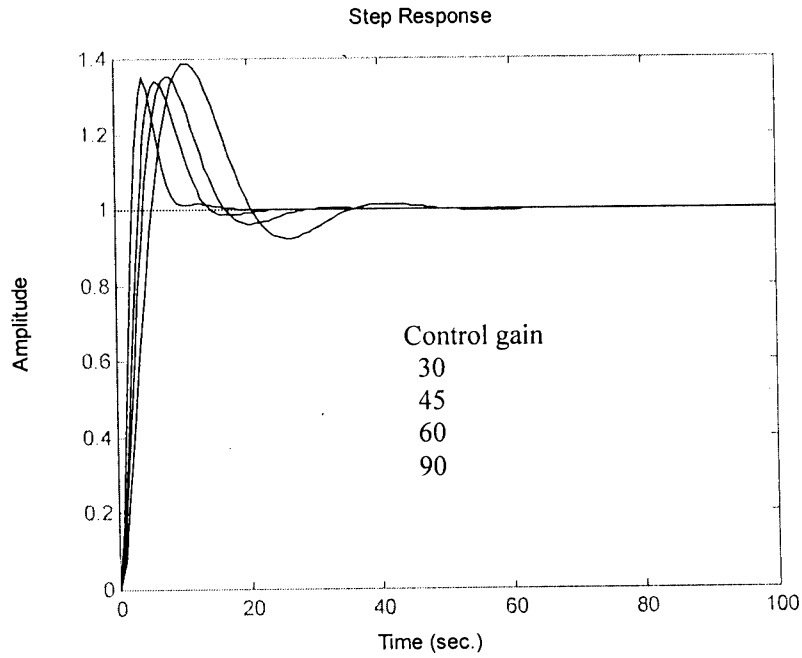


图 4-7 CMG 方位姿控系统的单位阶跃响应图(加入积分补偿时)

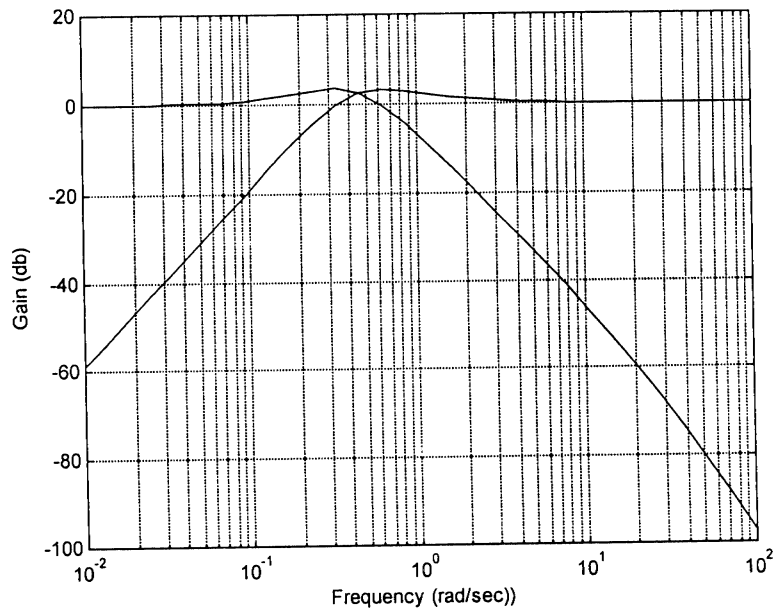


图 4-8 CMG 方位姿控系统的频率响应特性图(加入积分补偿, 控制增益为 60)

根据上述的计算机模拟结果可知, 对于给定的吊篮惯性矩以及姿态传感器增益, 若选择合适的补偿电路及转一周增益便可得稳定的、控制精度良好的控制动作, 但实际上在偏离最佳参数点工作的情况常常会发生, 以下主要讨论控制动作随参数变化的情况。

第一个问题, 在上述模拟过程中, 设万向架角 θ_c 在 θ 附近动作, $\cos \theta_c = 1$, 但实

际工作时, θ_c 的变化大约在 $\pm 45^\circ$ 左右, 最大时达 $\pm 60^\circ$, 因此 $\cos \theta_c$ 的变化在 0.5-1 之间, 其变化幅度近 100%。而 θ_c 的变化又直接影响到系统控制特性的变化, 图 4-9 给出 CMG 在 θ_c 变化时, 系统控制偏差 $|G_c(S)|$ 的幅频特性。

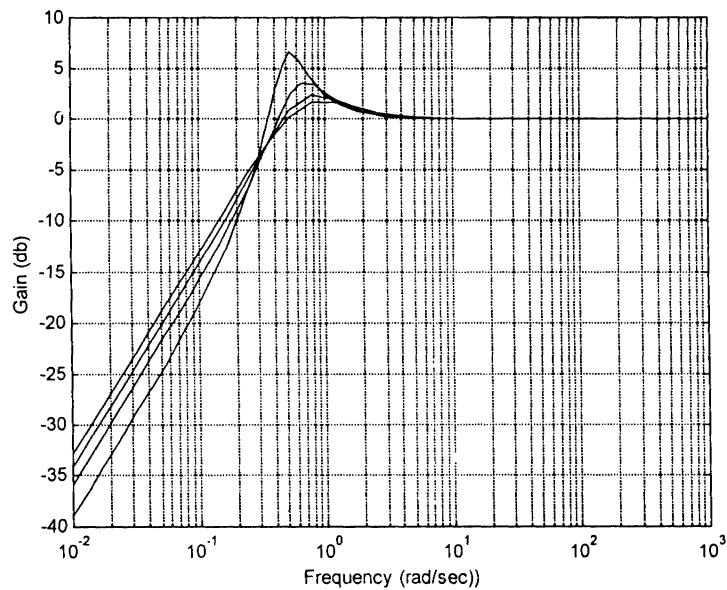


图 4-9 θ_c 变化与控制偏差的关系

从图中可以看出, θ_c 偏离中心时, 系统控制偏差变大, 而且这种变化是非线性的, 属于高阶系统。另外, 如前所述, 加入积分补偿时, 可以减小稳态误差, 提高控制精度。但同时也使系统超调量增加, 稳定性变差。所以有必要采用特殊的控制算法来改善这种影响, 如变积分的动态过程控制等。这将在第六章的控制算法和软件设计中进行讨论说明。

第二个问题是吊篮绕垂直轴旋转的惯性矩 $I_{G,z}$ 的变化, 此量在事先是可以掌握的。但实际情况是, 在放球前几天, 把遥测/命令系统等搭载物载到吊篮上, 再对吊篮进行平衡调整, 这就未必能得确切值。此外, 由于镜筒在吊篮内位置不同, $I_{G,z}$ 也会有若干变化, 因此, 必须研究相对于 $I_{G,z}$ 变化的控制特性变化。

由于 $I_{G,z}$ 的变化而引起 CMG 的传递函数的变化, 由式 2.41 和 2.42 给出。 $\omega_{G,0}$, ξ 按下式变化

$$\omega_{G,0}^2 = \frac{H^2}{I_G \cdot I_{G,z}} \quad \xi = \frac{K_{G,T} \cdot K_{G,F}}{2HR_G} \sqrt{\frac{I_{G,z}}{I_G}}$$

对 BST 而言, 若 $I_{G,z}$ 从 $1100\text{kg}\cdot\text{m}^2$ 变化到 $2100\text{kg}\cdot\text{m}^2$ 时, $\omega_{G,0}$ 及 ξ 的变化情况如图 4-10 所示。随着 $I_{G,z}$ 的增大, $\omega_{G,0}$ 减小, 响应滞后。但 ξ 增大, 具有稳定化倾向。 $I_{G,z}$ 从 $1500\text{kg}\cdot\text{m}^2$ 在 $\pm 10\%$ 变化时, $\omega_{G,0}$ 及 ξ 的变化都在 $\pm 10\%$ 以下, 故 $I_{G,z}$ 的变化不会引

起控制特性太大的变化。

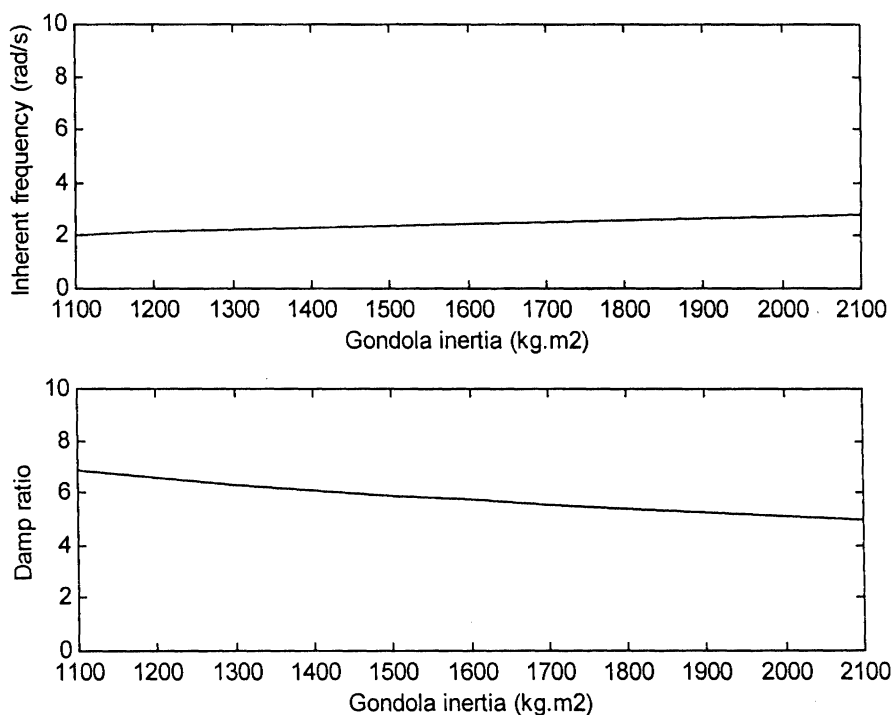


图 4-10 吊篮转动惯量与其固有角频率和衰减系数的关系

综合以上分析，对双子型 CMG，尽管其本身已存在稳定的工作区域，但必要的补偿回路来提升其控制特性是必要的。而且由于双子型 CMG 本身的结构和控制原理，其控制增益、控制特性参数等随框架转角变化而发生变化，所以特殊的控制算法和补偿回路应当要考虑(参见第 6 章)。只有这样，整个 CMG 的吊篮方位姿控系统才具非常优秀的控制特性，从而为望远镜的高精度指向观测提供一个高精度稳定平台。

4.5 CMG 的卸荷和吊篮方位姿控的全面设计

用 CMG 控制吊篮稳定地指向一个方向时，尽管有反捻器工作，吊绳上仍会有持续在某一方向上残存力矩 T_d 存在。为了抵消这种力矩对吊篮的作用，CMG 必须输出反方向力矩。而 CMG 的输出力矩与万向架的旋转角速度 $\dot{\theta}_G$ 和万向架转角的余弦 $\cos \theta_G$ 成正比。假如这种作用时间非常长，万向架的转角就会持续增加，最终 $\cos \theta_G = 0$ 而不能产生力矩，则系统就会失控。

吊绳扭矩 T_d 施加 T 秒的情况，与 CMG 万向架转角之间的关系，设 θ_G 初值为 0，则有

$$H \sin \theta_G = \int_0^t T_d dt \quad (4.6)$$

反过来，如果我们对 T_d 的大小和方向进行控制，从式 4.6 中可以看到，其可以影响到 CMG 万向架转角的大小和方向。也就是说，如果 $\theta_{G,z}$ 偏离中心点至 $\theta_{G,l}$ 位置，我们期望其回到中心位置即 $\theta_G=0$ ，则有

$$H \sin \theta_{G,t} - H \sin \theta_{G,l} = \int_0^t T_d dt \quad (4.7)$$

当 θ_G 较小时，可以认为

$$\begin{aligned} H(\theta_{G,z} - \theta_{G,l}) &= T_d t \\ \theta_{G,l} &= H \cdot \theta_{G,l} + T_d \cdot t \end{aligned} \quad (4.8)$$

若控制 T_d 的方向与 $\theta_{G,l}$ 的方向相反大小合适，则可使稳定控制的 CMG 万向架的转角 $\theta_{G,r}$ 永远在中心位置变化。为此，要将吊绳扭矩的控制，即反捻器控制回路与 CMG 方位姿态控制回路结合起来，如图 4-11 所示。这样就实现了球载吊篮方位姿控的全面设计。

上图中，测出 CMG 万向架转角 θ_G ，便可得到与角度成正比的电压，并把它加到反捻器的力矩设定输入端。反捻控制回路便驱动反捻电机转动，产生与 CMG 万向架转角成正比的卸荷力矩 T_u ，此力矩 T_u 与 CMG 产生的力矩共同对驱动吊篮起作用。在与万向架转角成正比的电压与吊绳扭矩传感器输出电压相加时，正确地选择好极性， T_u 便可以连续地进行卸荷操作。这里反捻器兼作去耦机构和卸荷力矩产生机构，而因为不需为卸荷而进行复杂的演算和判断，整个控制系统可以简单地构成，从而避免系统的复杂化，提高可靠性。反捻控制回路和 CMG 控制回路有机地结合，是实现 BST 吊篮长期有效稳定控制的根本保证。

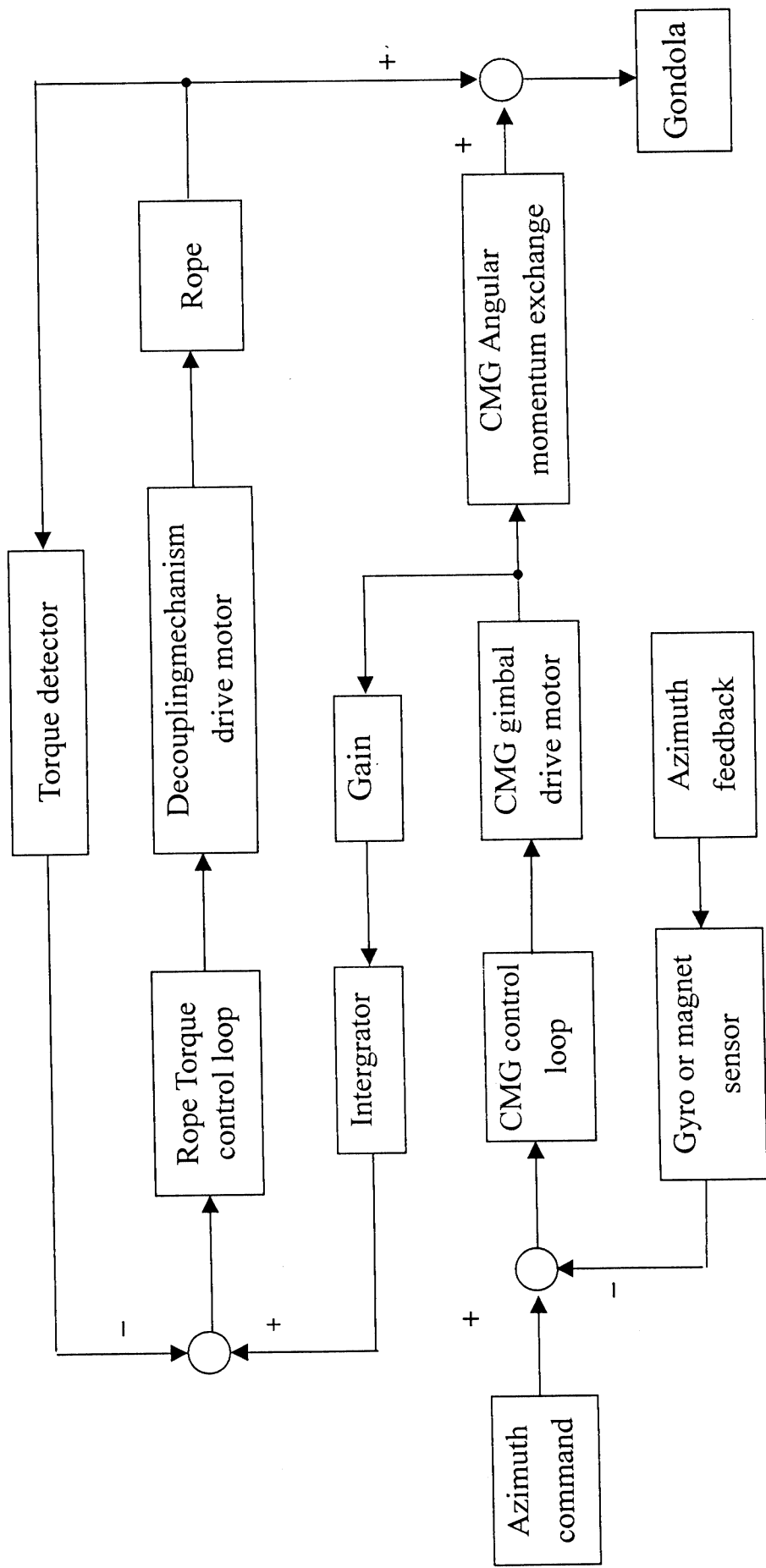


图 4-11 吊篮方位姿态控制的全面构成, CMG 控制回路与反捻器控制回路有机结合

第五章 BST 姿态控制系统的构成与实现

前面几章介绍了 BST 高空飞行的观测的特点，并根据这些特点对 BST 吊篮的方位姿态控制方案进行了全面的原理设计与分析。而且对其关键部件 CMG 和 DM 的控制原理和机械设计也作了详细的讨论说明。本章则从硬件的角度来讨论如何构成和实现这样的控制系统。并对该系统中每一部件的各项参数和性能指标也作了详细的说明。尤其对电气上的设计，包括微处理器、信号处理、电机驱动、接口、CMG 控制电路等也作了详尽的描述。最后对电源设计和整个控制系统的集成也作了一定讨论和介绍。

5.1 地磁敏感器

为了在水平方向上 360° 范围内检测 BST 吊篮的方位姿态，采用了三轴地磁敏感器作为粗级方位检测器。借助于这个地磁敏感器，吊篮能够准确地找到正南方向。这种地磁敏感器由中国科学院空间中心开发研制，如图 5-1 所示。其基本的性能指标参见表 5.1。可以看出每轴上在 $\pm 64000\text{nT}$ 的范围内其检测灵敏度为 $\pm 5\text{nT}$ 。推算到水平方位上的角度变化的检测灵敏度好于 0.2 度。

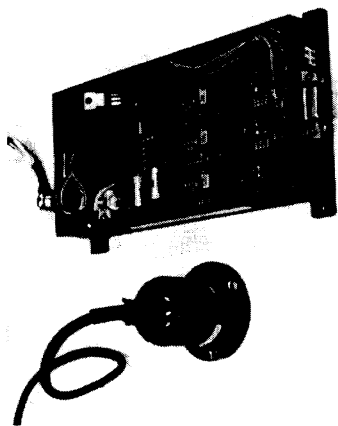


图 5-1 BST 上的地磁敏感器

Range at each axis	+/- 64000 nT
Sensitivity	+/- 5 nT
Frequency response	0--10 Hz
Noise (RMS)	+/- 0.5 nT
Stability	+/- 2 nT/24 H
Non-orthogonal in axes	90 +/- 0.5 degree
Output	+/- 1V/10000 nT
Power consumption	+/- 12v, 1.5w

表 5.1 地磁敏感器的基本性能参数

5.2 方位检测陀螺

考虑到磁敏感器的方位角分辨率只有约 10 角分，而吊篮姿态控制精度要达到 1 角分，显然需要更精密的方位传感器。为此我们采用了方位陀螺作为精密的方位检测器，

其分辨率高于 2 角秒。陀螺的采用并不能完全取代磁传感器，这是因为，一方面陀螺有漂移，经过长时间的工作后要修正其偏差；另一方面，即使在地面上设立了基准点，由于气球发射升空时的快速转动，超过方位陀螺检测的最大速度，会使方位陀螺饱和，因而达到高空后难以确定其基准位置。所以必须结合磁传感器作为粗、精两级方位检测器。借助于磁传感器，BST 吊篮被控制指向正南后，选择该点为基准点，启动方位检测陀螺，同时启动姿态稳定控制回路，使吊篮稳定控制在正南方向。用于 BST 的方位检测陀螺如图 5-2 所示，其基本特性参数见表 5.2

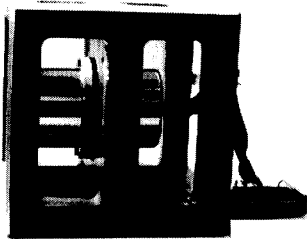


图 5-2 用于 BST 的方位检测陀螺

Range	0 — 2.5 °
Rated output	7.5V / (2.5°/s)
Position pulse output	5×10^{-4} (°)/pulse
Drift	< 0.1°/h
Pulse level	0 — 11 V
Power supplies	+/- 12v, 500mA +/- 5v, 100mA +27v, 1.5 — 2A, 0.7A +/- 20v, 300mA

表 5.2 方位检测陀螺的基本特性参数

5.3 吊绳扭矩传感器

由于气球受大气扰动的影响会产生转动(参见第二章)，而吊篮则被稳定地持续地控制在一个方向，因此连接在气球和吊篮之间的吊绳必然会发生扭转，从而产生扭矩。为了对吊绳上的这种扭矩的大小和方向进行控制，首先需要能够检测出这种扭矩的传感器。我们采用了日本 SUZAC 电子公司生产的 H-1K 型号的扭矩传感器，如图 5-3 所示。其性能指标参见表 5.3。吊绳扭矩传感器作为反捻器的一部分安装在反捻器的中心底部。

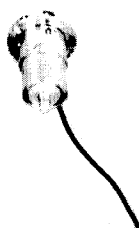


图 5-3 吊绳扭矩传感器

Rated output	+/- 1.004 mV/V +/- 2008*10 ⁻⁶ ε
Rated capacity	1 kgf.cm
Temperature range	-50 -- 50 °C
Hysteresis	- 0.10 % R.O.
Non-linearity	+ 0.08 % R.O.
Temp effect zero	+ 0.02 %/°C/R.O.
Input voltage	10 V DC
Resistance	350 Ω (input) 350 Ω (output)

表 5.3 扭矩传感器的各项性能指标

5.4 反捻器(DM)

正如第三章所讨论的，反捻器作为吊绳扭矩的去耦机构及 CMG 角动量的卸荷装置，是 BST 姿态控制系统的重要组成部分。其控制原理和机械设计详见第三章。在 BST 上，反捻器下端固定在吊篮的顶部，上端通过连接器与气球吊绳相连。用于 BST 的反捻器具有承受 16 吨拉力的能力，以抗击吊篮发送时刻和在吊篮下落时降落伞张开时刻的强烈冲击。由于采用 H-IK 扭矩传感器，结合其先进的控制电路，反捻器对吊绳最终控制精度可达几 g.cm 的微小力矩。该反捻器实物如图 5-4 所示，其重量为 12kg，体积为 20×20×55cm，控制吊绳的最大转动速度为 10rpm。



图 5-4 用于 BST 的反捻器(DM)

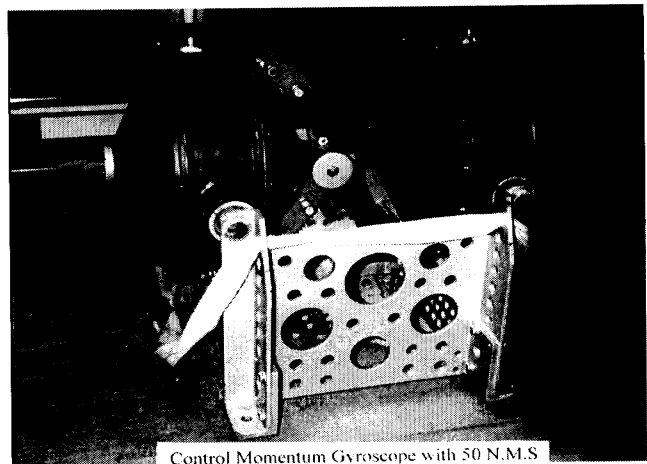


图 5-5 用于 BST 的双子型控制力矩陀螺(CMG)

5.5 控制力矩陀螺(CMG)

作为力矩发生器和控制机构，CMG 具有许多优秀的控制特性和极高的角动量交换效率(详见第四章)。其具有的体积小、重量轻、输出力矩大及易于控制等特点使其非常适合于象 BST 这样的高惯量的大型球载系统。我们针对 BST 特点而自行开发的双子型 CMG 如图 5-5 所示。其基本的性能指标参见表 5.4

表 5.4 双子型 CMG 的基本特性参数

Angular momentum	51 N.M.S.
Wheels diameter	216 mm
Rotors speed	6000 rpm
Maxim input torque	5.4 mN.M (maxim 1 Amp.)
Maxim rotation speed of gimbal	5 rpm
Maxim output torque	26.7 N.M
Total weight	39 kg
Power consumption	W (Max. 65 W)

5.6 电控单元

对姿态控制系统而言，电控单元是它的重要组成部分和核心单元。它的设计质量的好坏直接影响到整个控制系统的最终控制精度、控制灵活性以及现代控制的智能化程度。其内容包括信号变换与处理、微控制器、电机驱动控制、数/模转换、FLASH 存储器、接口、CMG 单元控制等等。本节将讨论有关它们的设计和考虑。

5.6.1 信号变换与处理

扭矩传感器，地磁传感器以及 CMG 的万向架转角等，其检测信号输出均要经过 A/D 变换送至中央微控制器。由于它们不是 0-5V 标准电压信号，所以必须要经过放大、电平移位、滤波等环节处理。对于扭矩传感器，当外加力矩引起应变而产生的输出信号范围只有 ±10mv。这是非常小的，必须经过放大近 500 倍后再送入 A/D 变换的输入端。本设计中，对扭矩传感器的信号放大采用精密仪器运算放大器 AMP-02，它具有低漂移、非常小的偏置电压、很高的共模抑制比以及非常宽的增益变化(1 到 10, 000)，这种仪器放大器采用三个运算放大器组合而成，即由两个运放构成有极大的差动输入阻抗放大器及一个单位增益的差动放大器。这种结构如图 5-6 所示。从这个原理图中很容易得出，整个电压增益 G 为：

$$G = \frac{50k\Omega}{R_G} + 1$$

可以看出，使用仪器运算放大器 AMP-02 是非常方便和简单的。仅仅需要一个外接电阻来改变整个电压增益。本设计中 R_G 取 100 Ω ，其增益为 501 (参见附录 5A)。

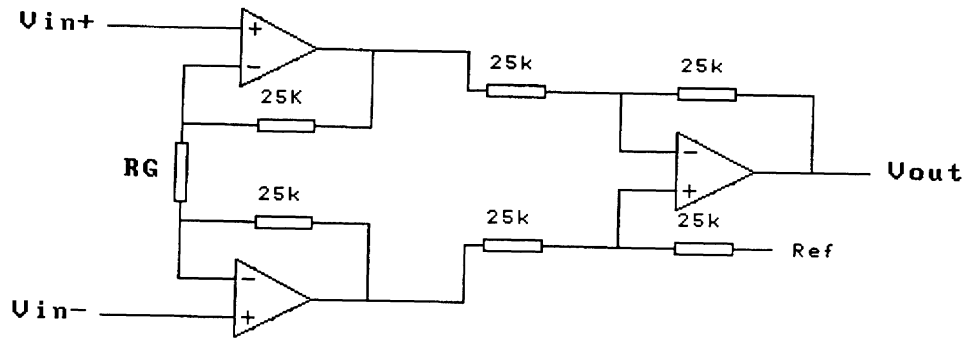


图 5-6 三运放结构的仪器运算放大器

关于地磁敏感器的信号输出，其范围在 -6.4V 到 $+6.4\text{V}$ (相当于 $-/+64,000\text{nT}$)。由于A/D转换器的输入范围在 $0\text{--}+5\text{V}$ ，地磁敏感器信号必须经过电平移位和电压放大来调整幅度范围。一般而言，利用一个稳定的精密电压源作为偏置电压至运算放大器的输入端，通过该运放实现与磁敏感器信号的累加及放大便可实现这种要求。对于万向架转角输出，由于其为单极性输入，仅用一个运放放大即可。以上各种检测信号，在进行放大或电平移位等处理之后，在A/D转换之前，需要进行适当的滤波处理以保证A/D采样转换时信号的相对稳定和减小噪声。一般而言，简单的RC滤波器即可满足要求。另外，在滤波器中加入过压保护也是必要的，以保证A/D变换器的正常工作(电路设计参见附录5A)。

另一方面，10位A/D变换器及12位D/A变换器都需要一个精密的参考基准电压源。而这种基准电压源的精度又直接影响到A/D和D/A变换的精度。在图5-7中，我们采用一个低失调电压，低噪声的运算放大器(如OP-07系列)和一个精密的基准二极管(如LM-385系列)来构成和实现这样的精密基准电压源，以保证系统的精度。而不同幅值大小的电压基准源仅靠调节运放的放大倍数即可得到。如用于扭矩传感器放大的AMP-02其参考输入电压 $+2.5\text{V}$ ，及用于磁敏感器信号放大的运放其偏置输入 -6.4V 等，均是通过这种方法实现。其原理电路图如图5-7所示。从这原理图中，基准电压输出 V_{REF} ，很容易推出：

$$V_{\text{ref}} = -\frac{R_f}{R_1} \times 2.5\text{V}$$

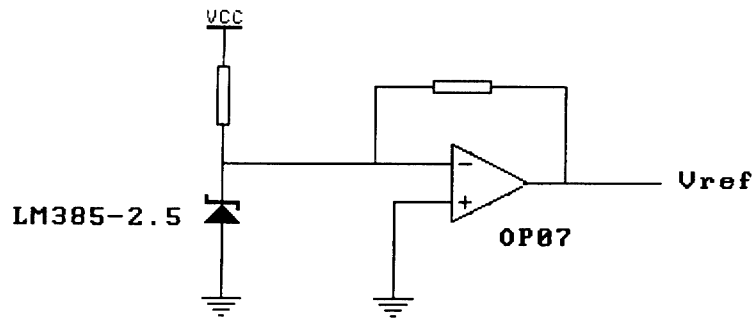


图 5-7 精密基准电压源的原理图

5.6.2 微控制器

如果说，电控单元是 BST 整个姿控系统的中心部分，那么，微控制器则是电控单元的核心元件。它担负着诸如控制算法、逻辑运算与识别、通讯(包括命令的接收与解释及工作参数信息等回送)、数据存储以及控制系统的管理。它的功能如同一个完整的计算机，在姿控系统中发挥重要的作用。考虑到功耗、重量、体积及可靠性等因素，我们使用 8X552 系列的单片机微控制器来代替一个计算机来实现和完成上述的功能和任务。同样，对于 CMG 的高速转子(6000rpm)的控制，也采用了 Intel 公司的 80C196KC 单片机微控制器来实现(这在本章节后面继续讨论)。

8XC552 是一种高性能的微控制器，适用于工业控制，汽车控制等实时应用领域。它采用先进的 CMOS 工艺制作，是 80C51 系列微控制器的改型。8XC552 含有 8K 字节只读存储器、256 字节数据存储器、2 个 16 位定时器/事件计数器(和 80C51 一样)、一个附加的捕捉与比较寄存器的 16 位定时器，15 个中断源，2 个中断优先级嵌套的中断系统，8 路输入的 10 位 A/D，2 路 DAC 脉冲宽度调制输出口，2 个串行口(异步串行口和 I²C 总线)，1 个监视定时器、片内振荡器和定时电路。另外 8XC552 可以用 TTL 电平兼容的存储电路和逻辑电路进行系统扩展。

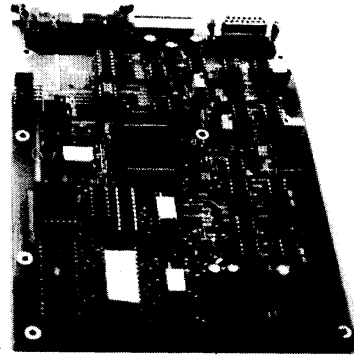


图 5-8 80C552 构成的中央控制板

我们开发的中央控制板其整个电路的结构是围绕 80C552 单片机微控制器而设计的, 如图 5-8 所示(原理电路图参见附录 5A)。整个 PID 的控制算法是由 80C552 单片机软件计算来实现的。对 CMG 控制回路, 检测陀螺的二路脉冲输出代表着吊篮的方位角的大小。一路脉冲个数表示吊篮顺时针转动的方位角度, 而另一路则表示吊篮逆时针方向转动的方位角度。两路脉冲经过限幅整形处理后, 通过 80C552 单片机的两个 16 位计数器分别计数, 再由单片机实时地比较、计算最后作为实际检测位置和 PID 计算的输入量, 并存入单片机的内存中(共有 3 个字节, 最大脉冲数为 $\pm 8.3 \times 10^6$)。由于 80C552 具有较强的计算能力和高速的 I/O 接口, 一些复杂的 PID 控制算法, 如抑制超调的变积分的 PID 控制等, 均可由单片机微控制器软件来完成, 因而可以实现 CMG 方位姿态的动态控制并获得极高的精度。关于软件设计, 请参见第六章。

关于 DM 控制回路, 它的 PID 控制的输入量是由两路 ADC 值有机地结合起来。一路是吊绳扭矩传感器经过放大、极性变换等处理, 经 A/D 变换而得到; 另一路则是 CMG 万向架转角经过放大、A/D 变换、积分和延时环节等处理而得到, 其中积分和延时环节均由单片机软件来实现。CMG 万向架转角值与吊绳扭矩检测器值有效地结合起来是实现 DM 对 CMG 角动量实时卸荷控制的前提和关键。

在对 CMG 和 DM 控制回路分别进行 PID 控制算法运算以后, 其控制输出量, 经过 D/A 变换、速度闭环控制、PWM 调制以及电流放大等环节, 最后分别作用在 CMG 万向架电机和 DM 反扭电机上。从而实现以 80C552 为中央控制单元对整个姿控系统的完全控制。

5.6.3 D/A 数模转换器

为了提高控制精度, 对电机控制量的输出, 我们采用了 12 位数模变换器, 尽管 80C552

单片机已具有二路 8 位 DAC 脉宽调制接口。美国国家半导体公司的 DAC1230 系列是同微处理器有较好兼容性的数模转换器。其双输入缓冲寄存器及相关的控制线，能够允许微处理器利用 I/O 口对这些 DAC 如同两个字节的“堆栈”一样简单操作而不需要任何附加的逻辑线路接口。这种 DAC 的模拟量输出是由传统的 R-2R 电流转换梯形网络转换而来。一般地，输出量提供的电流 I_{OUT1} ，直接正比于其数字输入量和所施加的基准电压。

正如上面讨论的，PID 计算的结果是个数字量输出，必须经过 DAC1230 进行数模转换变成带正负极性的模拟量输出。为了从一个数值固定的基准电压源中对 D/A 变换获得双极性的电压输出，我们又附加了两个运算放大器。这种运算放大器必须具有尽可能小的输入偏置电流，否则会影响 D/A 变换的精度。这种电路如图 5-9 所示。为了保证输出电流随输入数字量变化的线性度，DAC1230 其输出电流的两管脚必须尽可能靠近零电势地。图 5-8 中，其输出电压 V_{OUT} 为：

$$V_{OUT} = V_{REF} \left(\frac{D - 2048}{2048} \right) \quad (\text{for } 0 \leq D \leq 4095).$$

这里 D 为要转换的十二位二进制数其等效的十进制数值(变化范围为 0 到 4095), V_{REF} 为施加的基准电压，这里等于 5V。由此通过这个电路我们实现了由十二位二进制数字量到双极性模拟电压输出的转化(参见附录 5A)

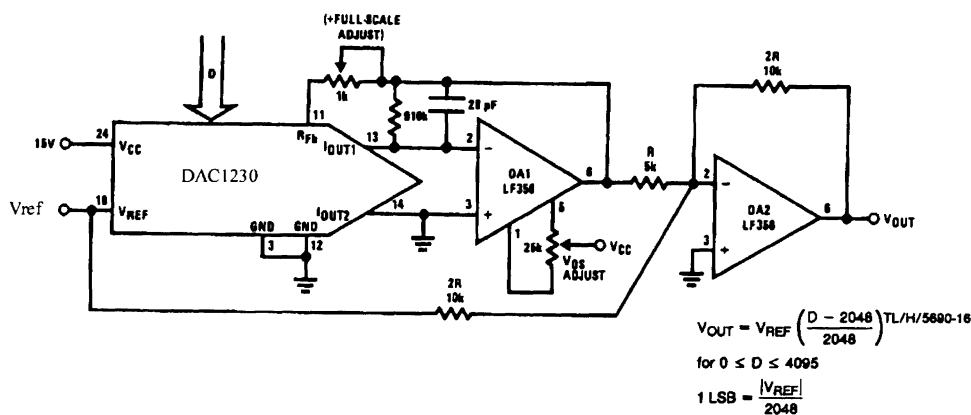


图 5-9 双极性输出 DAC1230 数模转换图

5.6.4 PWM 驱动模块

为了减少电源功耗，在对 CMG 万向架的电机和反捻电机均采用了一种脉宽调制(PWM)技术。考虑到电机的感性阻抗，我们选用 2K 的载波频率。在图附录 5B 的电路中，三角波发生器由两 OP-07 运算放大器(U_1 和 U_2)构成。由于 PWM 驱动模块的输入控制信号是由单片机的输出控制量经 D/A 转换为双极性模拟电压量构成的，所以对该双极性模

拟电压量与三角波的斩波调制设计应仔细考虑。为了获得对驱动电机正反两个方向上满量程（0 到 V_{CC} ）范围内脉宽输出，我们采用了三个比较器。如下图 5-10，控制电压 V_c 与测速反馈电压 V_f 相减后被放大(运放 U_3)，再与三角波信号相叠加(运放 U_4)，然后送入两比较器(U_5 和 U_6)相反极性的输入引脚。通过改变调整比较器上另一输入引脚上的参考比较电压值，可以实现全量程的脉冲宽度调制电压输出。至于正反转方向控制信号，由比较器 U_7 来得到，经过简单的逻辑组合，就可得到所需的同控制电压相对应的脉宽调制信号。

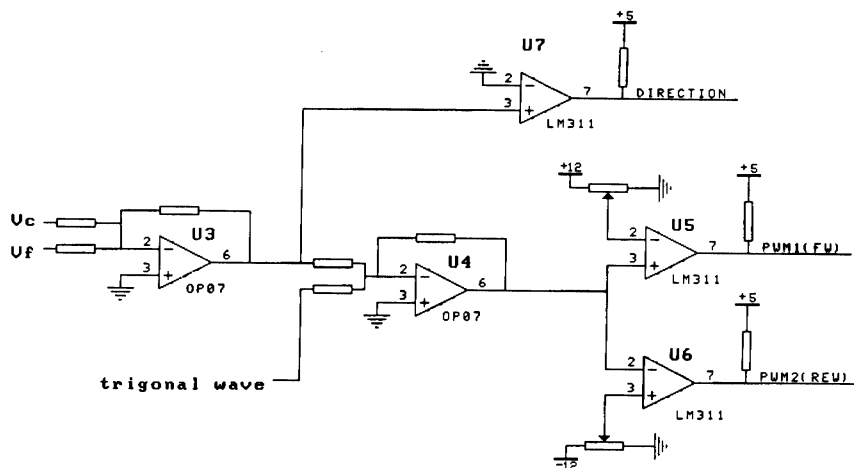


图 5-10 脉冲宽度调制电路的实现

脉宽调制信号经过电流放大后驱动电机。这里，出于安全上的考虑，模拟电路的逻辑控制电路同电流驱动电路由光电耦合器隔离。这种隔离主要是为了保护运放和逻辑控制电路免受主电源经由 PWM 载波频率作用引起的电流冲击和噪声。我们开发的整个 PWM 驱动控制板如图 5-11 所示。

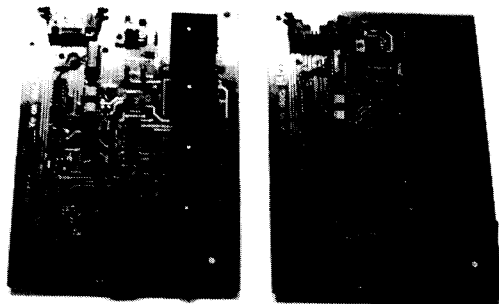


图 5-11 PWM 驱动控制板

SVL

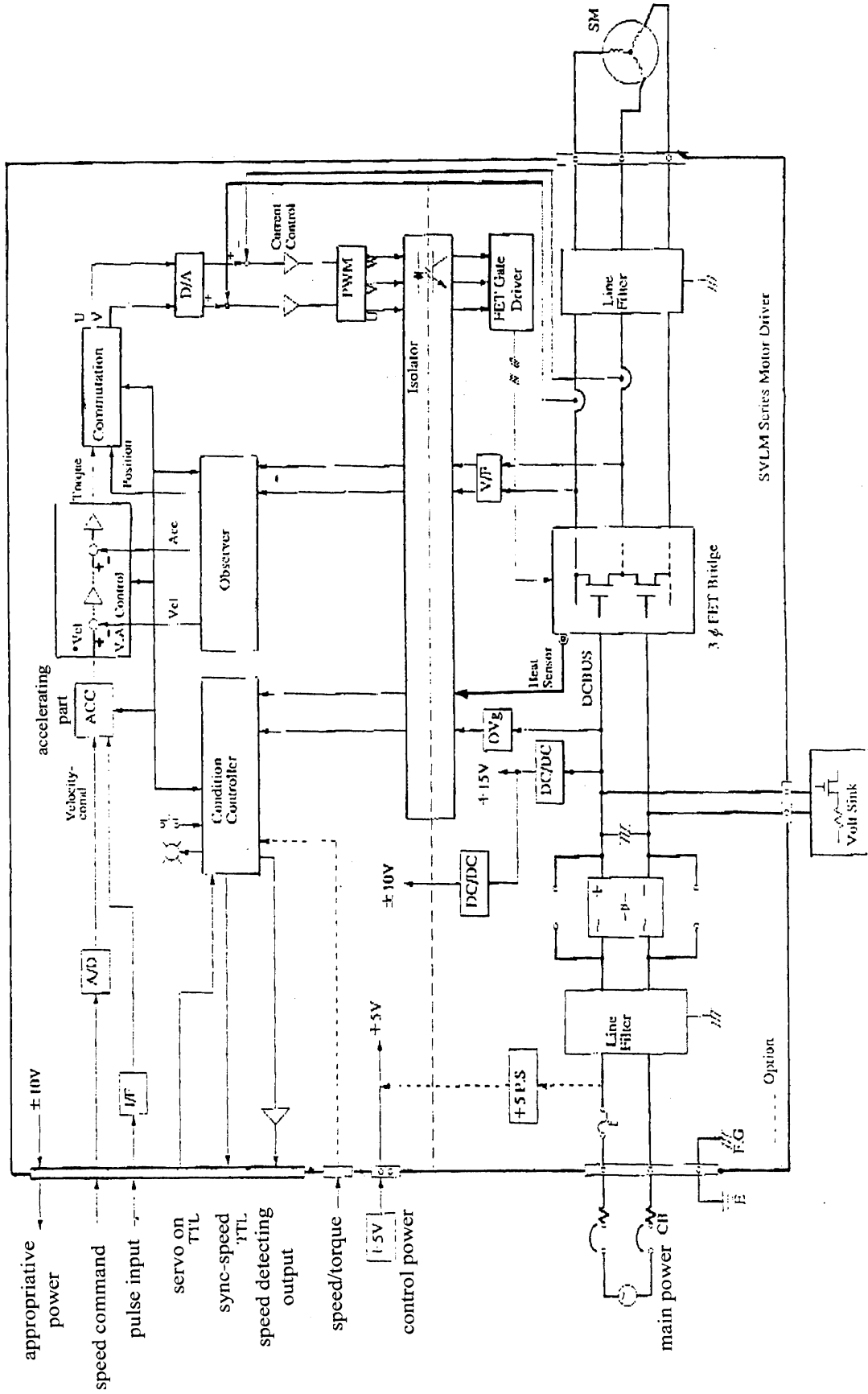


图 5-12 SVLM 系列电机驱动器的原理示意图

5.6.5 CMG 控制

作为 BST 姿态控制的力矩输出执行器，CMG 其控制包括高速转子的同步转速控制及万向架电机的转动控制。从第四章介绍的 CMG 工作原理我们知道，CMG 转子速度是恒定的，而且其大小直接影响到它的输出力矩大小。所以对 CMG 转子的高速转动必须作恒速稳定控制。由于 CMG 飞轮转子的速度高达 6000rpm，其转动惯量近 $40\text{g}\cdot\text{m}^2$ ，并且为了提高驱动电机的寿命和可靠性，选用了日本 ShiMaywa 公司的高速同步电机 B06-06 作为飞轮转子的驱动电机，显然，精确地控制同步电机驱动飞轮转子按所要求的速度稳定转动，这是非常复杂的。

一种高性能的日本 Servo-Land 公司开发的 SVLM 系列同步电机驱动器非常适合于 CMG 转子驱动的电机控制。这种型号的驱动器也叫做无传感器检测的电机驱动器。SVLM 系列电机驱动器的原理示意图如图 5-12 所示，它分为两部分构成。一部分作为控制电路是围绕 80C196KC 单片机而设计的。80C196KC 十六位单片机能够根据负载的大小变化（通过电流检测），通过复杂的控制算法计算处理，智能的自动调节和适应，从而获得合适的控制参数。80C196KC 计算的结果作为控制量，经过 D/A 变换和 PWM 调制处理，通过光电耦合器输入到电流控制回路——即电路的第二部分。电流控制回路包含 3 相 FET 桥式驱动，线性滤波器，电机电流检测，V/F 变换等电路。SVLM4-A 无传感器电机驱动器如图 5-13 所示。

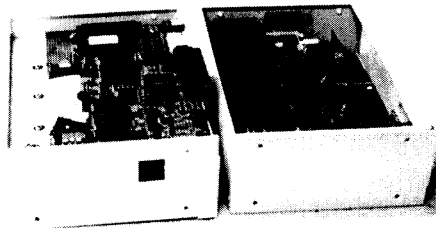


图 5-13 无传感器的电机驱动器 SVLM4-A

通过一个简单的接口很容易实现对这种驱动器的控制。这种接口提供了数字逻辑信号输入控制以及模拟信号输入控制。数字逻辑输入控制包括速度/力矩控制模式的选择，电机驱动控制使能/禁止的选择；模拟输入控制是指输入模拟电压的大小代表着电机转速的大小。另外，该驱动器本身为接口提供 20mA， $\pm 10\text{V}$ 的基准源。可见利用驱动器的接口，姿控系统的中央控制器 80C552 很容易实现对该驱动器的控制，从而达到 CMG 飞轮转子的高速稳定控制。

关于 CMG 万向架电机的驱动控制，它是 BST 控制系统的最后一级。它的控制和硬件实现方法已在单片机微控制器和 PWM 驱动模块等小节中作了论述，在此不再讨论。

5.6.6 接口

80C552 单片机的接口包括同地磁敏传感器、吊绳扭矩传感器、方位检测陀螺、CMG 控制、PWM 驱动电路以 RS-422 串行通讯等各种接口。如前所述，地磁敏传感器、扭矩传感器等经过放大和滤波等处理，送至单片机的 8 路 10 位 A/D 变换器的输入端。通过这些接口，80C552 单片机能够得到这些传感器的检测值以及 CMG 转子的转动速度值和 CMG 万向架转角值。同时，通过单片机的高速 I/O 接口，实现了单片机内部的两个 16 位计数器对方位检测陀螺二路位置输出脉冲的计数。利用 D/A 变换接口，完成了对 CMG 万向架电机及 DM 电机转动的实时控制。至于对 CMG 部件的控制和管理，则是利用 A/D、I/O、D/A 等接口综合实现的。

BST 中央管理机(OBC)是负责 BST 同地面遥控通讯和协调 BST 各个系统操作管理的中心机。姿控系统的 80C552 单片机同中央管理机的通讯是利用 MAX488 构成的 RS-422 接口来实现的。MAX488 是一种低功耗和带电流限制及过热、过载保护的通讯收发器。它包含了一个发送器和一个接收器，无错误数据通迅速率达 250Kbps。在我们的系统中，通讯率取 2400bps。

5.6.7 FLASH 存储器

FLASH 数据存储器是用于 BST 姿控系统的工作状态参数和信息的数据记录和存储，以便于以后的地面分析。每次记录的一组数据为 8 个字节，其中磁敏传感器值二个字节，方位检测陀螺三个字节，CMG 工作状态二个字节，单片机程序运行的监控记录一个字节。每隔 5 秒种记录一次该组数据，而飞行时间从上升到观测结束大约共 5 小时，所以选用 32K 闪速存储器就能满足要求。Intel 的 28F256A CMOS 闪速存储器是一种高性能低价格的非易失性随机存储器，具有可靠的多次读写能力。28F256A 是在 EPROM 技术上增加了电子擦除与数据编程的性能，它采用了先进的 CMOS 电路工艺以适应那些需要高速存储、低功耗及抗噪声的电路系统。可见，采用 28F256A 闪速存储器作为姿态控制系统的数据存储设备是非常合适的，其电路设计参见附录 5A。

5.7 功率单元

功率单元包含有电池及二次电源。电池提供 BST 从地面开始飞行至高空到观测结束

所需的近 5 个小时工作的电力。为了适应高空中的恶劣环境，我们采用了密封的铅电池，电池共有 12V 和 24V 两种型号。由于电池内阻等自身特性的影响，其输出电压值将随负载的大小及时间的递增而逐渐减小，所以，对 BST 姿控系统而言，二次电源是必不可少的。

所谓二次电源就是将电池功率转换为 BST 系统各部分所需要的多种类型的稳压电源。如吊篮姿控系统，前面曾经介绍过，它需要 7 种类型电源，即+5V、-5V、+12V、-12V、+20V、-20V 及+24V。显然从电池到多种稳压电源输出须要经过 DC-DC 变换。所幸的是现在从市场上就能购买到这些 DC-DC 电路变换模块。在我们的稳压电源设计中，采用了 NEMIC-LAMBDA 公司生产的 PP 系列及 PH 系列 DC-DC 变换模块。这些功率变换模块利用 PWM 调制和部分谐振技术相结合的方法，使其具有体积小，效率高，输出功率大等多种优点。

利用 DC-DC 变换模块设计多路输出的稳压电源，表面上看是很简单的。但是脉宽调制(PWM)输出是产生电磁交互干扰(EMI)的潜在根源，尤其对大功率的 DC-DC 变换器更是如此。所以对电源电路的布线、DC-DC 变换模块的输入输出滤波均要作仔细考虑，以尽可能减少 EMI。这种 DC-DC 变换板构成的 BST 姿控系统的多路稳压电源如图 5-14 所示。



图 5-14 DC-DC 变换模块构成的多路电源板

5.8 控制系统集成

到这里，我们已基本了解了 BST 姿控系统的整个硬件的构造和设计。这个控制系统从本质上看是围绕中央单片机 80C552 来组织和设计的。整个 BST 姿控系统的硬件构成图如图 5-15 所示。

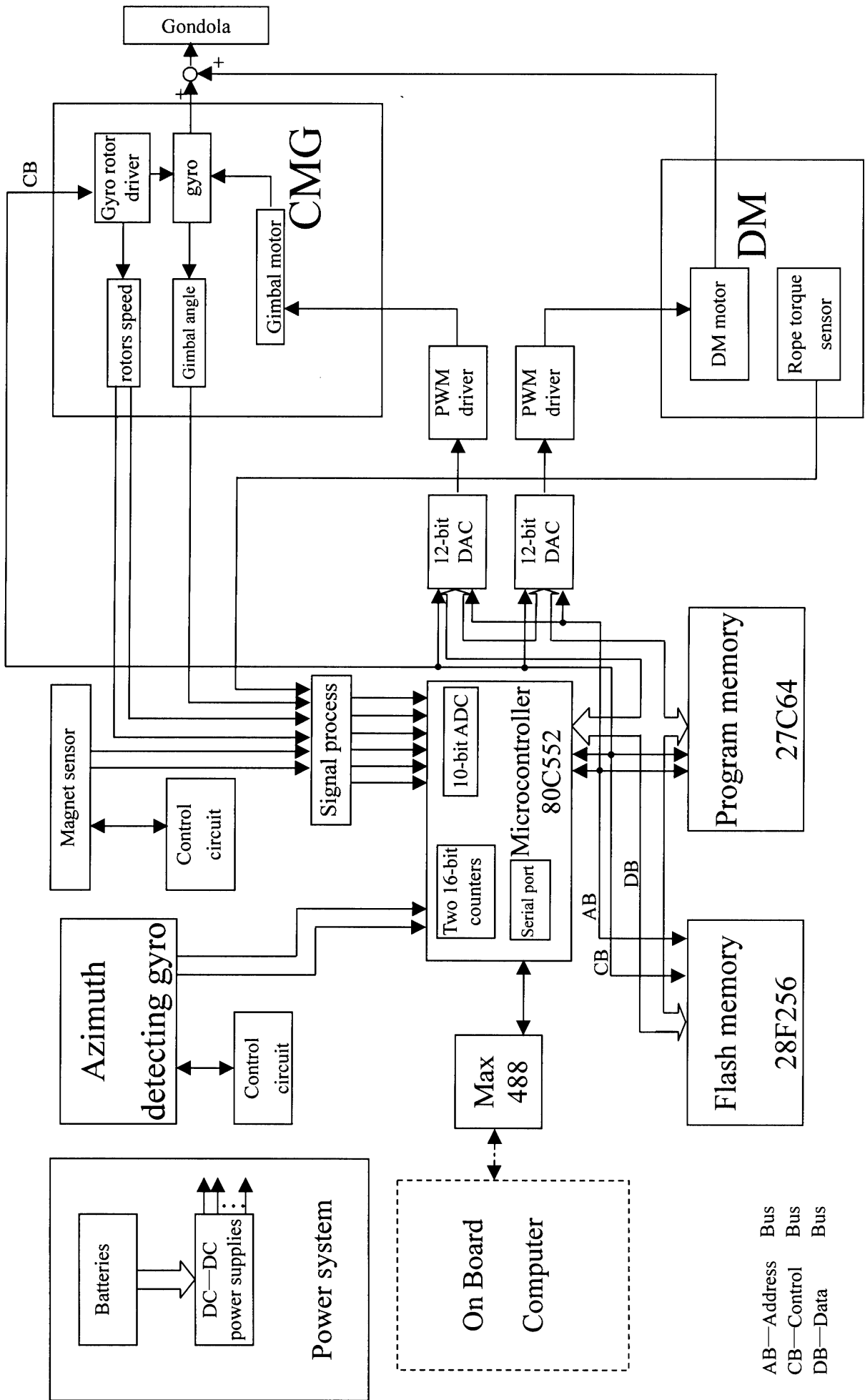


Fig 5-15 BST 姿控系统的硬件构成框图

在该系统中，CMG 和 DM 均被安装在吊篮的顶部。吊篮扭矩传感器安装在反捻器的底端内部。磁传感器安装在吊篮的顶部边缘，尽可能远离电子仪器和带铁和钢的机械部件，以免改变地球磁场的分布而在吊篮方位检测上产生畸变。整个电路包含下列控制板：

- (1) 二块 DC-DC 电源板
- (2) 一块中央控制板(单片机构成的)
- (3) 两块 DC 电机驱动板
- (4) 两个 CMG 转子控制器
- (5) 磁传感器控制板
- (6) 方位检测陀螺控制板

以上电路板的集成的安装，应该主要考虑到以下几个方面：

1. 接地技术。地线的连接是至关重要的，其包括信号地、模拟地、数字地以及电源地。这既有每块板内的地线的连接，也有各控制板之间总的地线连接。总的原则是，模拟地和数字地分开连接，小信号地与大信号地分开连接，电源地单独连接，最后将各种地线尽可能地连接在一点上，对各种电源地线的连接尤其如此。

2. 系统综合布线。机箱内的布线以及外接线路布线却要特别注意。对信号线、电机线、电源线等其分布和走向都要仔细考虑，以尽可能减少 EMI 干扰和线间电容耦合。

3. 局部散热和整体保温。由于高空中外部大气的环境温度低达 -50° 有时达 -70° ，而在机箱内的控制电路必须保证其工作在 0° 到 $+40^{\circ}$ ，所以必须采取一些措施来保证机箱内的温度。如用一些泡沫塑料来包裹整个机箱，利用电路元件本身的功耗来产生热量保温。而另一方面，一些功率元件会产生很多的热量需要被散发出去，所以对对这些功率元件必须作传导散热处理。这就是局部散热和整体保温的结合考虑。

另外，整个系统的机械设计要能够经受气球发射时对吊篮的震动和冲击。电控机箱的设计也应如此。整个电控设备安装在 $360 \times 350 \times 430\text{mm}$ 的机箱内。机箱则安装在吊篮的顶部。

5.9 可靠性设计与特殊考虑

由于 BST 工作在 32KM 的高空，其环境温度达 -60°C ，所受的阳光辐照类似于卫星，加之 BST 的科学观测仪器价格昂贵，气球的发送与回收有一定的风险等等，故 BST 的整个控制系统必须具有极高的可靠性。本节将讨论为提高 CMG 方位姿态控制的可靠性而采取的几点措施及一些特殊的考虑。

5.9.1 硬件保护设计

作为控制系统的核心部分——电子线路单元，更易受工作环境的影响如温度、冲击、空间粒子辐射效应等，所以提高电子线路单元的可靠性必须作为系统设计的首要考虑，BST 系统中除了一般性的硬件保护设计如输入信号的限幅、地线噪声滤波、EMC 吸收等，还采取了其它一些措施，如硬件看门狗监控保护、过压过流保护等。

硬件看门狗 控制单元的微处理器是按正常程序流程运行的，倘使由于外界的干扰(如电噪声干扰)而使微处理器进入错误的状态时，必须有硬件上的监控保护措施使系统能够回到正确的程序轨道上来，否则会使系统失控，甚至瘫痪。硬件看门狗的硬件保护设计是解决这一问题最为简单有效的方法。所谓看门狗就是硬件上构造一监控定时计数器，计数器溢出时会向外输出溢出脉冲同时计数器清零。此脉冲连接微处理器的复位端使其复位，程序从开始处执行。而系统程序应连续执行，不应被复位，因而在实际应用中，微处理器程序应在看门狗计数溢出前对定时计数器的初始值重新装载或清除，使得定时计数器的复位输出信号永不产生。只有在程序失控时，监控定时计数器没有在规定的时间内被重新装载或清除，才产生复位信号使程序指针回到初始地址处运行。在 BST 中，最大间隔时间选为 20MS。同时，系统保存一些重要数据，系统复位时能重新取出这些数据，使得整个控制过程具有一定的连贯性。

过压过流保护 对于控制电路中的微处理器、E²PROM 等关键元件及电流敏感元件应加以过压过流保护。在硬件上简单有效而且容易实现的办法是从电源电压输入到芯片工作电压 V_{CC} 端串接一限流电阻及一电子开关。当然电阻的大小要由芯片的最大工作电流 I_{CCmax} 确定，条件是使 V_{CC} 不低于允许的工作电压。同时增加一些硬件电路，采样电阻两端的电压，与某基准保护电压进行比较，当此电压大于保护电压(即电流过大)时，电子开关将电源暂时切断，从而有效地保护控制电路。

5.9.2 软件保护设计

控制电路除了需要有可靠的硬件设计保护以外，控制软件的质量对系统的可靠性也是至关重要的。而且软件已凸现出越来越重要的作用。在 BST 中有关软件保护的设计方面，上节已提到过结合硬件对看门狗的操作可以监控程序的正确运行，现简述一下其它的考虑。

首先在软件设计的十一大功能模块中每一模块的运行都不允许存在死循环等待，整个程序由所有这些模块组成。程序模块化、易维护，且实现了对硬件操作的实时性，便于监控和管理。

其次对控制系统的工作流程状态在 FLASH MEMORY 中记录存储，万一程序由于干扰

而进入错误状态时，对程序的运行进行实时监控的看门狗将迫使微处理器系统复位，这时程序从头运行，同时读出存储在 FLASH MEMORY 中的系统状态字以确保控制系统回到复位前的运行状态，保持控制系统工作的连续性和可靠性。

每次为了保证程序运行的优化简洁和实时性，除了 CMG 和反捻回路中的程序用 C 语言编制外，其它的模块均采用汇编语言编写。这样 80C552 微处理器的程序可缩到 5K 左右，大大提高了可靠性。另外，软件的实际验证也非常重要，该控制系统的软件和硬件在地面的实际测试中，一直运行良好。

5.9.3 自动导向和姿态定位设计

在气球发射时，吊篮如果受到冲击，气球就有可能偏离吊篮正上方，可能会出现吊篮拖地拽动现象，吊篮上的仪器和控制设备会受到影响甚至损坏。BST 的控制设备和科学观测仪是非常精密和复杂的，万一出现类似天线偏移而使气球与地面通讯中断等一些局部问题时，我们希望整个系统的操作运行不会受到太大影响。因此对 BST 的姿态控制系统而言，要有自动导向和姿态定位稳定控制功能。

所谓 BST 的自动导向和姿态定位设计，就是在气球放飞后约两小时(其中气球上升至预定高度 32KM 约需 1.5 小时)，姿控系统若一直未收到来自地面的命令，可以判断大概通讯系统出现故障，此时便会自主启动 CMG 方位姿控系统，包括 CMG 转子的加速，传感器的初始化，反捻器扭矩传感器零点的确认等等。当 CMG 转子达到预定转速(大于 5000RPM)后，启动 CMG 和反捻器(DM)控制回路，使吊篮稳定指向在当前位置。接着进行指向正南控制，即根据地磁传感器的信号，启动 CMG 和 DM 使吊篮转动并最后指向正南。第 6 章中曾讨论了如何指向正南的控制，这里由于是自动指向正南控制，故采用一次直接指向而非单步逐渐靠近的移动方式。这是由于 BST 中 DM 转动速度足够快，而且 CMG 在转子速度达 6000RPM 时，其角动量比在地面测试时增大近一倍，所以一次指向正南的控制方式是可靠的。

在 BST 指向正南后，随即转为 CMG 方位姿态稳定控制的方式。此时对方位陀螺再次初始化并设该位置为基准点。当吊篮方位稳定在允许范围内($\pm 1'$ 左右)即发命令给望远镜指向控制系统，命令其启动捕获和跟踪指向太阳的控制。

5.9.4 吊绳扭矩传感器零点偏移的消除

在第 4 章讨论过，BST 的方位姿控是由 CMG 和 DM 两个控制回路的有机结合来实现的。CMG 万向架转角直接积分加入吊绳扭矩传感器的输入，送到 DM 控制回路。反过来，吊绳扭矩零点偏差也会造成 CMG 万向架偏离其中心点而工作在非最佳位置。所以，消

除吊绳扭矩传感器的零点偏差也就十分必要。

造成扭矩传感器的零点偏差有机械上和电气上的原因。对于电气上的调整和偏置，则易于实现；但对于机械上的偏差，由于 DM 要承受气球上升时的冲击而难以精确设置。为此在 BST 中，采取了通过软件根据高空气球飞行的特点进行实际的零点检测和数据采集的措施。我们知道，当 BST 达到 32KM 高度时，由于气流非常平稳，气球转动也慢，同时吊篮转动也基本跟随气球的转动，所以此时吊绳的扭矩很小，基本可以视为零。因此当气球达到预定高度后，开始启动 DM 和 CMG 控制时，通过软件对此时刻的扭矩传感器进行数据采样，采样的数值被记录存储，作为吊绳扭矩为零时的值，并且在本次整个飞行中不再更改。总之，根据 BST 飞行的特点，由软件在适当的时候对 DM 中扭矩传感器进行采样并视为基准零点，可以有效地消除由各种因素带来的零点偏差。

5.9.5 低温低压环境下的反捻器工作测试

对于 DM 和 CMG 的机械部分的工作特性，尽管在设计中考虑了其低温低压的工作条件，必要的低温低压环境下的模拟测试仍然十分必要。由于 CMG 的每个转子速度极高，CMG 内部被抽成真空，且为克服轴承的摩擦而消耗的功率达 35W 左右(6000RPM 时)，导致其转子内部工作温度并不很低，因此 CMG 在低温环境下(达-60℃)试验，工作很正常。而 CMG 的万向架齿轮啮合间隙可自动调节，故受外界环境变化的影响也很小。而 CMG 框架电机的型号及特性类似于 DM 的工作电机，所以可直接参照整个 DM 工作于低温环境下的测试结果。97 年 5 月，我们对 DM 的低温测试结果表明，当用油脂润滑时，其工作电机(28G11-219E405)低温下几乎不能工作。但改用硅油润滑时，工作一切正常。表 5.5 和表 5.6 分别列出了这两种测试结果。

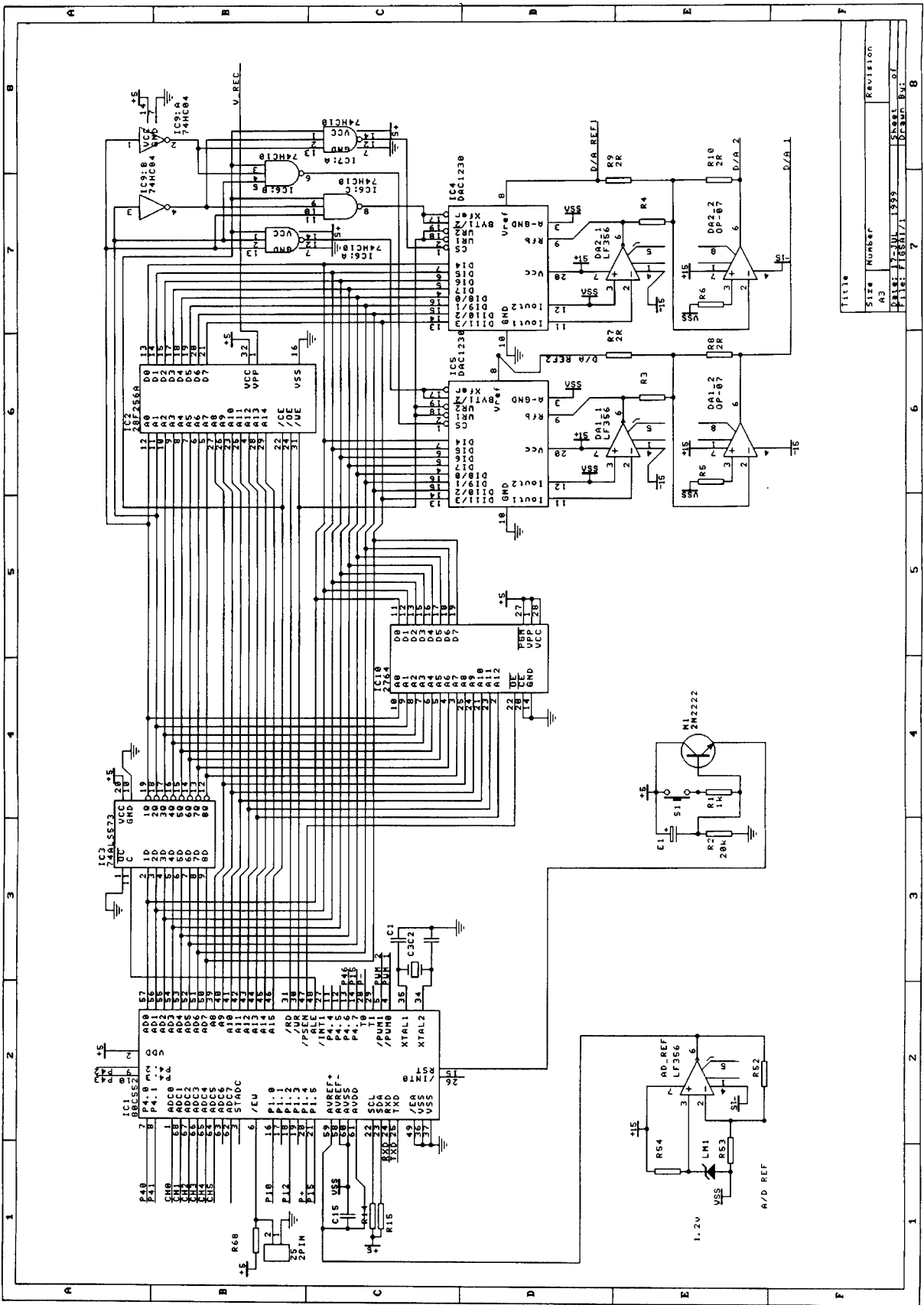
表 5.5 电机在油脂润滑时不同温度下的工作特性

时间 (97-05-14)	温度	电机电流 A(DC=10V)	电机速度输出(电压 V)
09:00	+20°	0.08	7.6
09:15	-10°	0.26	6.7
09:25	-20°	0.36	4.0
10:00	-30°	0.66	1.7
10:30	-40°	0.92	1.2

表 5.6 电机在硅油润滑时不同温度下的工作特性

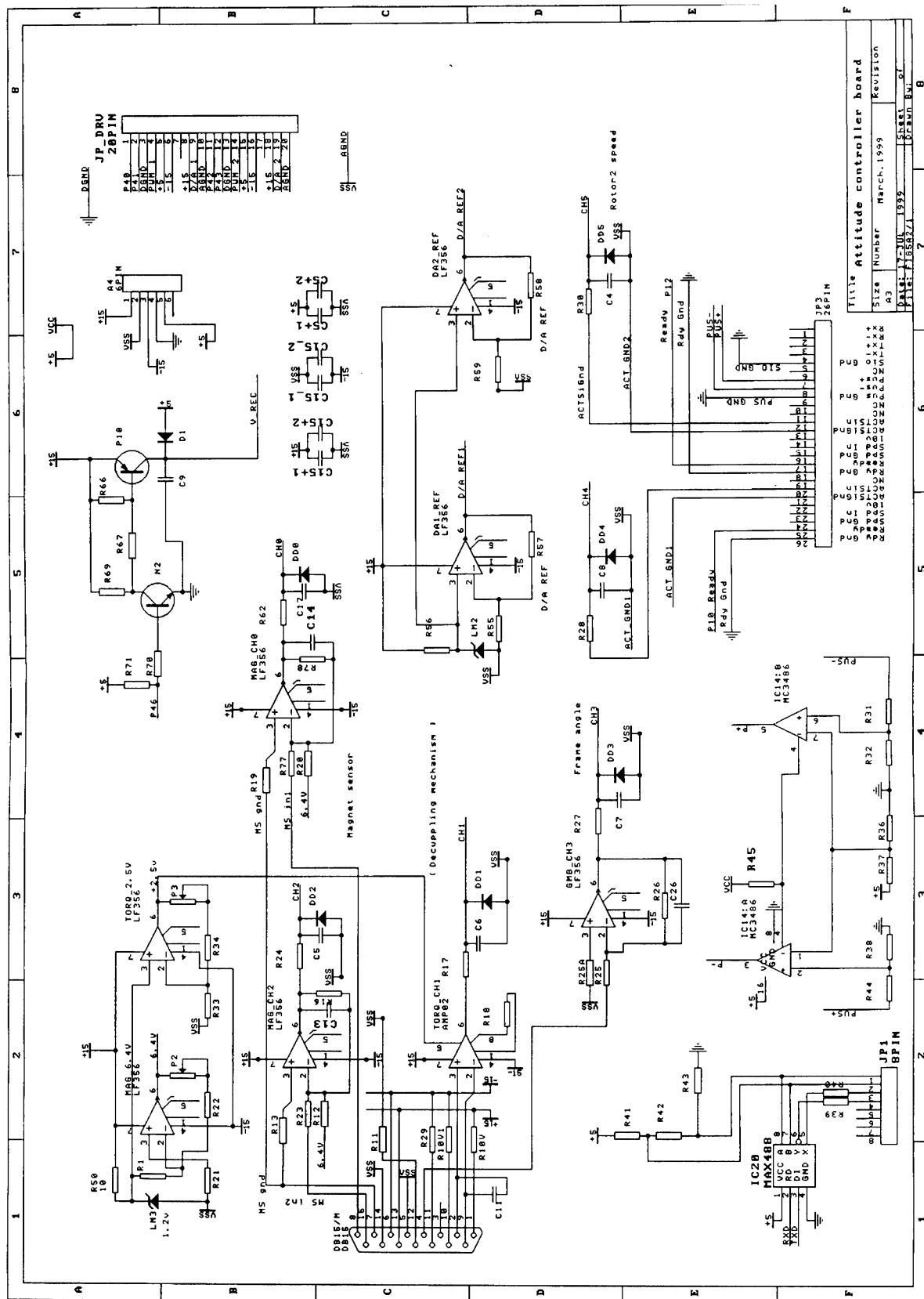
时间 (97-05-19)	温度	电机电流 A(DC=10V)	电机速度输出(电压 V)
09:50	+20°	0.05	9.45
10:05	0°	0.10	9.23
10:25	-10°	0.16	8.42
10:40	-20°	0.22	8.07
11:00	-30°	0.34	7.10
11:25	-40°	0.56	5.34

总之，BST 的可靠性设计牵涉方方面面，除以上所述，还必须考虑诸如热量的传导和散发、电路的保温、综合布线、避免阳光的直接照射等。只有综合全面的分析，才能设计出一个安全、有效、可靠的 BST 姿控系统。



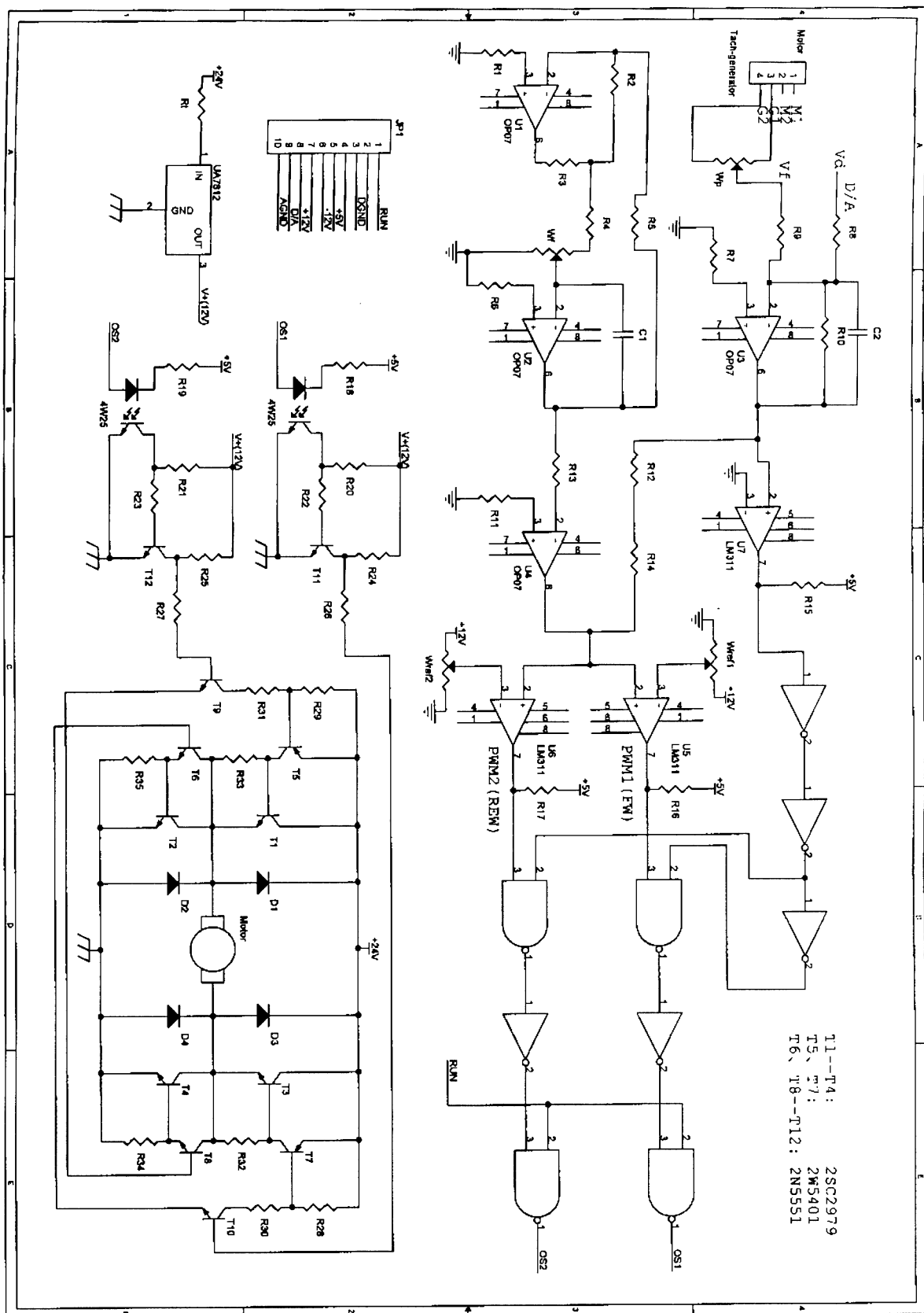
File	Size	Number	Revision
A3	17-AUL	1399	
DATE	FILE	SCALE	OF
7	7	8	8

附录 5A-1 CMG 姿控系统的中央单元——80C552 构成的电控原理图



附录 5A-2 CMG 姿控系统的中央单元——80C552 构成的电控原理图

附录 5B CMG 电机及反捻电机驱动电路图



第六章 BST 姿控的控制方法和软件设计

在前面两章中，我们分析并建立了整个 BST 姿态控制系统的控制模型，同时介绍了系统的硬件构成和实现方法。本章将具体阐述 BST 姿态控制系统软件的设计和基本框架。完善的控制系统必须有优秀的控制软件。随着计算机技术的不断发展和提高，软件设计在系统总体设计中的作用显得更加重要。微处理器的迅猛发展使得其广泛应用于控制系统中，系统运算能力大大加强，软件可以模拟并实时处理一些复杂高级的控制算法，既减小了硬件的开销，同时也增加了控制系统的灵活性。本章第二节介绍了整个 BST 姿控的软件构成设计。第三节则讨论了变积分的 PID 控制算法，它是提升 CMG 控制性能的关键。

6.1 控制方法

当 BST 姿控的硬件系统完成以后，我们该着重研究气球放飞以后的系统控制方法。气球放飞后一般由地面进行遥控，特殊情况下由其本身自动控制。控制过程分为三个阶段：气球发送后的上升阶段、达到预定高度后的平稳飞行与科学观测阶段，观测结束后吊篮回收的下落阶段。

(1) 球载吊篮上升阶段。设置 CMG 的转子在约 1000rpm 的低速状态。这是为了保护由于气球在上升过程中引起吊篮的快速转动(参见 2.1 节)而对 CMG 万向架产生的反扭矩的冲击作用，同进也能减小功耗，节省电池的能量。关断 DM 和 CMG 的控制回路，整个控制系统处于等待状态。

(2) 平稳飞行与科学观测阶段。当球载达到预定的高度后，开始启动姿控系统，分以下几个步骤：

(A) 启动 CMG 转子加速至 6000 rpm，初始化方位位置检测陀螺，设置吊绳扭矩传感器的零点。

(B) 启动 DM 控制回路及 CMG 控制回路，对吊篮姿态进行稳定控制。

(C) 控制吊篮转动最后指向正南的姿态调整，共有两种方式，一种是单步移动方式，即 CMG 对吊篮进行稳定控制后，使其从当前位置每步转动 ± 2 度。(可根据不同的系统确定其单步移动的幅度)。当其单步运行响应过渡过程结束后(对 BST 约 5-10 秒)，可再进行这种单步操作。同时根据地磁传感器信号判断是否达到正南指向。这种方式非常适合于地面遥控命令操作。另一种方式是直接将吊篮大幅度移动至正南，这种方式的操作要求反捻器转动速度足够快，使其一直接近

于吊篮的转速，以保证吊篮的扭矩作用非常小。同时 CMG 输出大的力矩使吊篮转动至正南最后停止在该方向，CMG 对吊篮的操作可视为：CMG 角动量传递到吊篮→吊篮转动→吊篮角动量回传到 CMG→吊篮静止，CMG 恢复至其平衡点。一般这种方式仅用在自动导向和定位控制中。

(D) 吊篮指向正南后的稳定控制。通知望远镜启动太阳捕获与跟踪控制，同时进行工作参数和飞行数据的存储记录及下传回送。

(3) 吊篮下落回收阶段。在望远镜观测结束后，爆炸螺栓切断吊绳，降落伞张开并带着吊篮下落至地面。在吊绳切断前，CMG 控制回路和 DM 控制回路均被关断，CMG 转子转速降低至约 1000rpm，由于未作电源切断控制，所以直至电池消耗到一定程度后 DC-DC 电路自行切断电源。

6.2 软件设计

结合上节的分析，从软件角度来看，我们将整个姿控系统执行的功能和任务分析如下：

在球载系统飞行达到预定的高度后，

- (1) 启动 CMG 系统，包括 CMG 转子的高速运转、小陀螺的启动、姿态的初始定位。
- (2) 启动反捻器控制回路，CMG 控制回路，吊篮姿态的稳定控制。
- (3) 控制吊篮的转动，使其最终指向正南的姿态调整。
- (4) 吊篮指向正南后的稳定控制。
- (5) 姿控系统工作参数和飞行数据的存储。
- (6) 中央管理机控制指令的接收和姿控参数的回送。
- (7) 结合硬件看门狗对程序的运行进行自动监控和保护。

对以上的功能和任务进一步的细化和研究后，我们将整个姿控软件分为十一个功能模块，现列举如下：

1. ADC —— 模拟量到数字量的转换模块
 - 用于吊篮姿态确定的磁探测器
 - 吊绳扭矩传感器的测定
 - CMG 万向架的角度测定
 - CMG 转子的速度测定
2. PPMC —— 精确位置的测量和计算模块
 - 陀螺对吊篮的精确位置测量

- 吊篮旋转速度的计算
3. GAC-LPP — CMG 万向架的角度检测及限位保护模块
 - CMG 万向架的角度检测
 - CMG 万向架的限位保护
 4. TMP —— 定时处理模块
 - 定时器的定时功能
 - 任务时间限制
 5. DM-CTL —— 解耦机构的闭环控制模块
 - CMG 回路控制参数的引入及其与 DM 控制回路的结合
 - PID 控制算法
 - 浮点数计算功能
 6. CMG—CTL —— CMG 的闭环控制模块
 - 补偿函数设计实现
 - 可变积分系数的 PID 控制算法
 - 浮点数计算功能
 7. SIO—P —— 串行输入输出处理模块
 - 串行口数据发送和接收
 - 校验的产生和检查
 - 数据帧检查
 - 串行口超时检查和控制
 - 命令的解释和执行
 8. DRAM —— FLASH MEMORY 的数据贮存模块
 - 姿控系统管理数据记录
 - 状态数据的记录
 - 背景检查
 9. ASACS —— 姿态控制系统自启动模块
 - CMG 转子加速到 6000rpm

- 初始化方位基准点
- 移动吊篮使其指正南
- 吊篮指向正南的稳定控制

10. SSI —— 系统状态证认模块

- 设置控制模式
- 误差检测和校正
- 系统电流状态的测定及保护
- 微处理器被看门狗复位后的现场恢复

11. DAC —— 数字量到模拟量转换模块

- CMG 闭环控制输出以驱动万向节电机
- DM 闭环控制输出以驱动 DM 电机

以上十一大功能模块中，CMG—CTL 和 DM—CTL 模块是整个软件设计的核心，两模块的一些控制参数必须在实际调试中反复修改调整，才能得到最佳值。整个软件中的大部分与硬件系统紧密联系，因此用汇编语言编写，十分简洁明晰，可靠性增加，额外的一些特殊考虑在 5.9 节中已作过介绍。

6.3 控制算法与补偿回路设计

在 2.3 讨论过，当 CMG 万向架转角偏离中心点 θ_0 时，水平方向上的角动量 H_x 为 $H \cdot \cos \theta_0$ 。这种双子型 CMG 本身控制特性的变化，会引起系统控制偏差的变化，故需要对系统进行补偿设计。另外望远镜的快速跟踪对吊篮具有反作用，这就要求 CMG 姿控系统有快速响应的能力，也须进行补偿设计，本节讨论如何利用软件来实现 CMG 控制回路的补偿设计及控制算法。

由第 4 章可知，为提高双子型 CMG 的稳定控制性能，需进行一定的积分补偿，若要提高其快速响应的能力，又要进行微分补偿，而误差放大的比例环节又是必不可少的。所以补偿函数的输出量 $u(t)$ 与误差量 $e(t)$ 之间的关系有

$$u(t) = K_p e(t) + \frac{K_p}{T_i} \int_0^t e(\tau) d\tau + K_p \cdot T_d \frac{de(t)}{dt} \quad (6.1)$$

其中 T_i 为积分时常数， T_d 为微分时常数， K_p 为比例系数。

将式 6.1 离散化为数字 PID, 则有

$$\begin{aligned}
 u(t) &\approx u(kT) & (6.2) \\
 e(t) &\approx e(kT) \\
 \int_0^t e(\tau) d\tau &\approx T \sum_{j=0}^k e(jT) \\
 \frac{de(t)}{dt} &\approx \frac{e(kT) - e(kT - T)}{T}
 \end{aligned}$$

$u(t)$ 和 $e(t)$ 的离散化值可分别由接近 t 的某离散时刻 KT 的值 $u(KT)$ 和 $e(KT)$ 代替; 积分项离散值可用矩形法来确定; 微分项离散化值可用一阶差分确定; 其中 T 越小则离散化精度越高。

由式 6.1 和 6.2 可得

$$\begin{aligned}
 u(k) - u(k-1) &= K_p \left[e(k) + \frac{T}{T_i} \sum_{j=0}^k e(j) + \frac{T_d}{T} (e(k) - e(k-1)) \right] & (6.3) \\
 &\quad - K_p \left[e(k-1) + \frac{T}{T_i} \sum_{j=0}^{k-1} e(j) + \frac{T_d}{T} (e(k-1) - e(k-2)) \right]
 \end{aligned}$$

令 $k_i = k_p \frac{1}{T_i}$, $k_d = k_p \frac{T_d}{T}$, 则

$$\begin{aligned}
 u(k) - u(k-1) &= K_p [e(k) - e(k-1)] + K_i \cdot e(k) & (6.4) \\
 &\quad + K_d [e(k) - 2e(k-1) + e(k-2)]
 \end{aligned}$$

这就是增量式 PID 调节函数, 其优点是只与最近几次采样值有关, 不需要进行累加, 不易产生累积误差, 计算机软件容易实现等。

然而, 在双子型 CMG 控制系统中, 采用这种补偿调节还不够完美, 一方面是前面提到的 H_x 随其万向架转角 θ_c 的影响使系统控制增益动态变化, 另一方面受电路或执行元件的物理或机械性能的限制, 控制量或其变化率都被限制在一定的范围 ($|u| \leq u_{\max}$ 或 $|\dot{u}| \leq \dot{u}_{\max}$), 以免系统饱和失控。为此在本系统中, 利用现代计算机控制技术, 采用动态的变速积分控制法。在基本 PID 算法中, 积分系数 K_i 在整个调节过程中保持不变, 而变速积分则是改变积分项的累加速度, 使其与偏差大小相对应, 即偏差越大, 积分越慢, 直至减弱为零; 偏差越小, 则积分越快, 以利于消除静差。变速积分算法如下, 设置一个系数 $f[e(k)]$, 它是偏差 $e(k)$ 的函数, 当 $|e(k)|$ 增大时, f 减小, 而 $|e(k)|$ 减小时, f 增大, 每次采样后用 $f[e(k)]$ 乘以 $K_i e(k)$, 作为积分量, f 与 $e(k)$ 的关系可以是

线性或高阶的，这里我们设为

$$f[e(k)] = \begin{cases} 1 & |e(k)| \leq B \\ \frac{A - |e(k)| + B}{A} & B \leq |e(k)| \leq A + B \\ 0 & |e(k)| > A + B \end{cases} \quad (6.5)$$

f 值在 0-1 区间变化。当偏差大于所给分离区间 $A+B$ 后， $f=0$ ，不再进行累加；当偏差小于 $A+B$ 却又大于 B 时，偏差越小，则 F 越大，累加速度越快；当偏差小于 B 时，累加速度达到最大值 1。以上关系如图 6-1 所示。

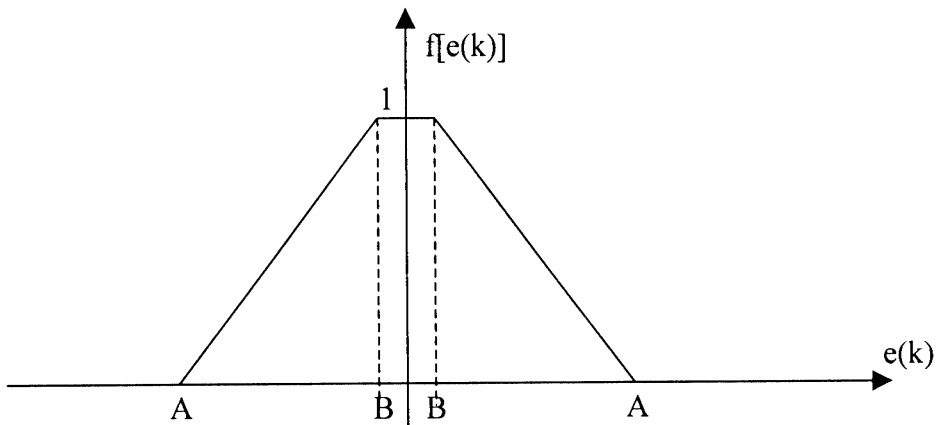


图 6-1 系数 $f[e(k)]$ 与偏差 $e(k)$ 的关系曲线

这种变积分系数在硬件上较难实现，但在计算机离散化控制中，通过软件很容易实现，本系统中在 CMG 的方位姿控中由计算机软件实现的完整补偿函数和控制算法如下：

$$u(k) - u(k-1) = K_p[e(k) - e(k-1)] + f[e(k)] \cdot K_i \cdot e(k) + K_d[e(k) - 2e(k-1) + e(k-2)] \quad (6.6)$$

利用变速积分 PID 调节控制，能够大大的提高 BST 姿控系统的控制特性。下一章我们将讨论 BST 姿控系统的地面实测调试方法并给出理想的实测结果。

第七章 BST 吊篮姿控的调试与结果

前面几章讨论了整个 BST 姿控的系统设计，包括硬件和软件的综合设计、控制系统的集成设计。而整个姿态控制系统其品质特性则要通过实测来检验。另一方面，由于实际系统其具体参数的微小偏差及不可测因素（如齿隙的非线性及电子元器件的工作特性的微小变化）等各种影响，所以理论上的设计参数要在实际调试中不断修正、调整。本章介绍 BST 吊篮姿控系统的实测调试过程及方法，并给出具体的实测的控制系统的响应特性。最后的实测结果表明 BST 吊篮的稳定精度优于 1 角分（RMS）。

BST 姿控系统调试的方法，我们采用各个系统的单独调试，然后再进行各分系统的联合调试。具体地说，就是我们首先对 CMG 方位控制回路进行调试，包括变积分 PID 动态控制的各种参数的选择和调整；其次对反捻器控制回路进行单独调试；最后进行 CMG 控制回路与反捻器控制回路的结合与联调。下面将逐一进行介绍说明。

7.1 反捻回路的调试

对于反捻器的控制回路，我们在第三章已作了介绍。其主要是通过检测吊绳扭矩，经过电压放大，PID 补偿控制，电流驱动，最后作用在反捻电机上，使其朝吊绳扭矩减小的方向旋转。在实际调试中，我们先关闭 CMG 控制回路，只启动反捻器（DM）控制回路。如图 7-1，除了对扭矩传感器的输出信号进行放大，即 $K_{e_a}=5$ 以外，我们在 PID 参数选择中，考虑到吊绳的扭转刚度 K_s 不大，反捻控制系统的响应速度足够快，所以在此回路我们不作微分调节控制，即取 $D=0$ ，仅作 PI 调节控制。开始时为调试方便，令 $I=0$ ，取 $P=60$ 进行调试。我们在反捻器的顶部模拟吊绳施加一外力矩，则反捻器为了消除扭转，其电机立即沿着施加力矩的方向旋转，要消除这种外扭力矩。而且其旋转速度的大小与外加力矩的大小成正比。显然反捻控制回路能很好的消除吊绳上的扭矩作用——即去耦合。

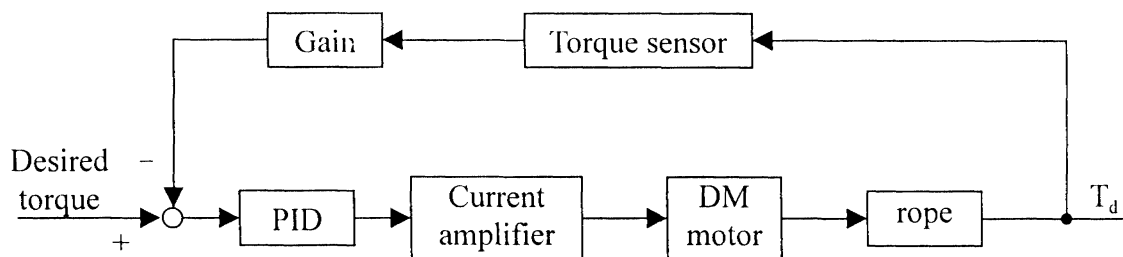


图 7-1 反捻器控制回路

另一方面，为了产生卸荷力矩，即让吊绳产生我们所希望的某个方向的力矩，我们将吊绳通过反捻器将吊篮吊起，在计算机中对其输入设置一个偏置量 T_0 ，则反捻电机驱动反捻器朝设定方向旋转，使吊绳扭转。如果固定吊篮，则可以清楚的看到当吊绳扭矩逐渐接近于我们的设定值时，反捻电机的速度也逐渐减小至零，最后基本稳定在该吊绳扭矩为 T_0 点。当然最后还存有微小固定偏差，通过引入积分控制则可以消除其固有偏差。这里我们取积分变量 I 为 0.2。可见，通过在反捻控制回路输入端引入给定量，则可以产生我们所希望的大小和方向确定的卸荷力矩 T_0 。至此反捻回路成功调试完毕。

7. 2 CMG 方位控制回路的调试

CMG 方位控制回路的调试是整个姿控系统调试的核心和关键，其控制精度的大小和控制品质的好坏决定 BST 吊篮姿控系统最终的稳定精度和响应特性。因此对其各种控制参数的实测调整尤显重要。

在北京天文台怀柔站，我们从高达 20 余米的铁塔上，用弹性较大的尼龙吊绳(气球放飞时的实际用绳)通过反捻器将吊篮吊起，来模拟实际放飞时气球将吊篮吊起的状态。除了吊绳长度同实际放飞时的近 100 米不同以外，其他情况类似。而吊绳的长短只是影响反捻控制回路中的吊绳弹性屈服常数 K_s (后面对此将作进一步的分析讨论)。当对 CMG 方位回路单独调试时，反捻控制回路关闭，而且让吊篮在自由位置状态下，即此时吊绳的实际扭矩近似为零。所以吊绳的长短此时对 CMG 方位控制回路基本没有影响，但是实际上由于吊绳总是有微小扭曲的。如果绳子太短(如小于 5 米)，则吊绳弹性屈服常数太大，则对 CMG 控制回路的实际调试会受影响。另外吊绳的长短也会改变吊篮水平面内周期的晃动频率。这属于望远镜指向控制范畴，将在第八、九章讨论。

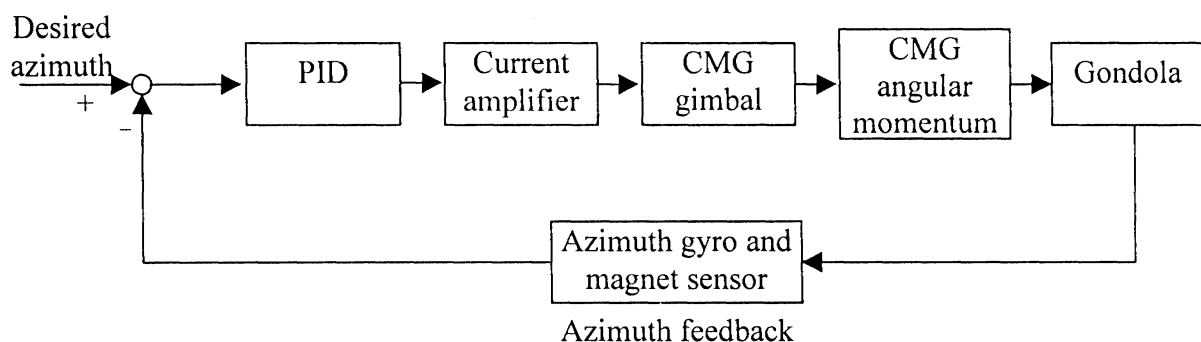


图 7-2 CMG 方位控制回路

在第四章，我们已对 CMG 方位姿控回路的构成作了介绍和讨论，其控制回路框图如图 7-2 所示。为提高控制精度，我们加入了积分补偿（参见 4.4 节）。在实际测试时，我们关闭反捻器回路，仅 CMG 系统作稳定吊篮控制。我们取 $K_p=30$ ， $K_i=5$ 。为了提高快速性，加入微分调节，取 $K_d=0.5$ 。由于吊篮的惯性时常数很大，采样周期 T_0 设为 200mS。在基本 PID 调节模式时，我们得到 CMG 方位姿控系统的单步阶跃响应图如图 7-3A 所示。显然控制系统超调现象严重，响应特性不好。在上一章中，我们讨论了为了消除系统积分饱和、减小超调量，采用了利用计算机控制技术，实现变速积分 PID 补偿控制的方法。在实测中，我们取偏差上限 A 为 8000 角秒（即 2° ），B 为偏差下限，取为 40 角秒。测得的其单步（3200 角秒）阶跃响应如图 7-3B 所示。

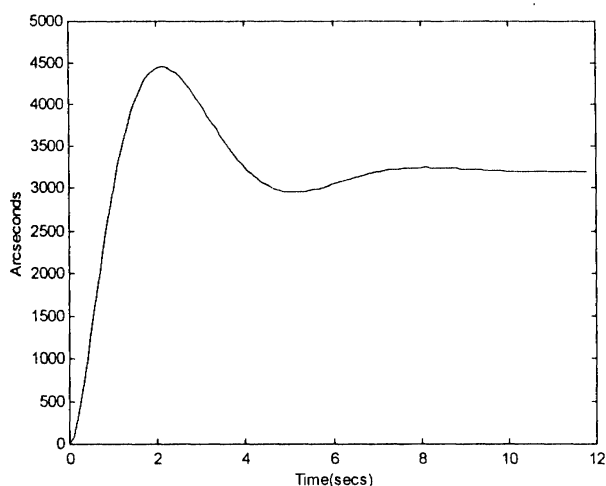


图 7-3A 基本 PID 补偿控制时，CMG 方位控制系统单步阶跃响应曲线图

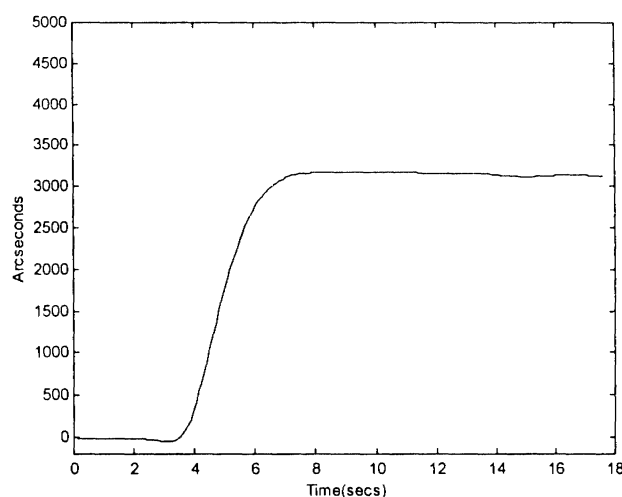


图 7-3B 变积分 PID 补偿控制时，CMG 方位控制系统单步阶跃响应曲线图

从图 7-3A、7-3B 中可以看出，采用变速积分的 PID 补偿控制方法可以完全消除积分饱和现象，大大减小了超调量，很容易使系统稳定。因而整个系统的控制品质大大提高。为 BST 吊篮的高精度姿态控制实现打下基础。

7. 3 CMG 控制回路及反捻控制回路有机结合的调试

上面对 CMG 控制回路及反捻控制回路各自独立的成功调试，但是要实现吊篮稳定连续的长期有效控制，需要将两个控制回路有机的结合起来。也就是说，利用 CMG 方位控制回路实现吊篮的稳定控制，同时利用反捻控制回路消除吊绳的扭矩的耦合，并且利用吊绳产生所需的力矩来连续给 CMG 卸荷，使其工作在最佳工作点，即框架中

心点。然而如何实现这一点便是问题的关键。前面在反捻控制回路中我们曾提到如何产生卸荷力矩，即在其控制回路输入端加上一给定偏置量，反捻器便能驱动使吊绳扭转，产生所需的扭转力矩。我们在实测调试中，将 CMG 框架转角的中心偏移量输出送至反捻控制回路输入端，这样当 CMG 框架转角偏离中心点时，反捻器便控制吊绳扭转产生反方向力矩使 CMG 回到中心平衡点。如此在 CMG 对吊篮实行稳定控制的同时，也实现了 CMG 实时不间断的卸荷操作。

然而，简单的将 CMG 框架转角偏差量引入反捻控制回路的输入是不够的。一方面 CMG 为了稳定吊篮，其角动量交换频繁，CMG 框架转角变化快。其可能常常在某一点（这一点也可能是偏离框架中心的点）附近往正反两方向变化，以产生正、反两方向的力矩来稳定吊篮。如果反捻快速的跟踪 CMG 框架转角的变化，则反捻器也快速的驱动吊绳扭转，产生正反两方向的力矩。而这样并不能很好的对 CMG 进行卸荷，并且还可能变成 CMG 方位控制回路的干扰力矩。由于吊篮惯性时常数大，对 CMG 框架转角偏移量输出引入延迟环节是必要的。另一方面，由于吊绳的弹性屈服常数 K_s 较小，反捻器要使吊绳较长时间的扭转才能产生较大的卸荷力矩。所以对 CMG 框架转角偏移量输出进行积分是十分重要的。这样，通过在 CMG 框架转角偏移量输出和反捻器控制回路设定输入中引入延迟环节和积分环节，如图 7-4，才能实现完整不间断的 BST 高精度的姿态控制。

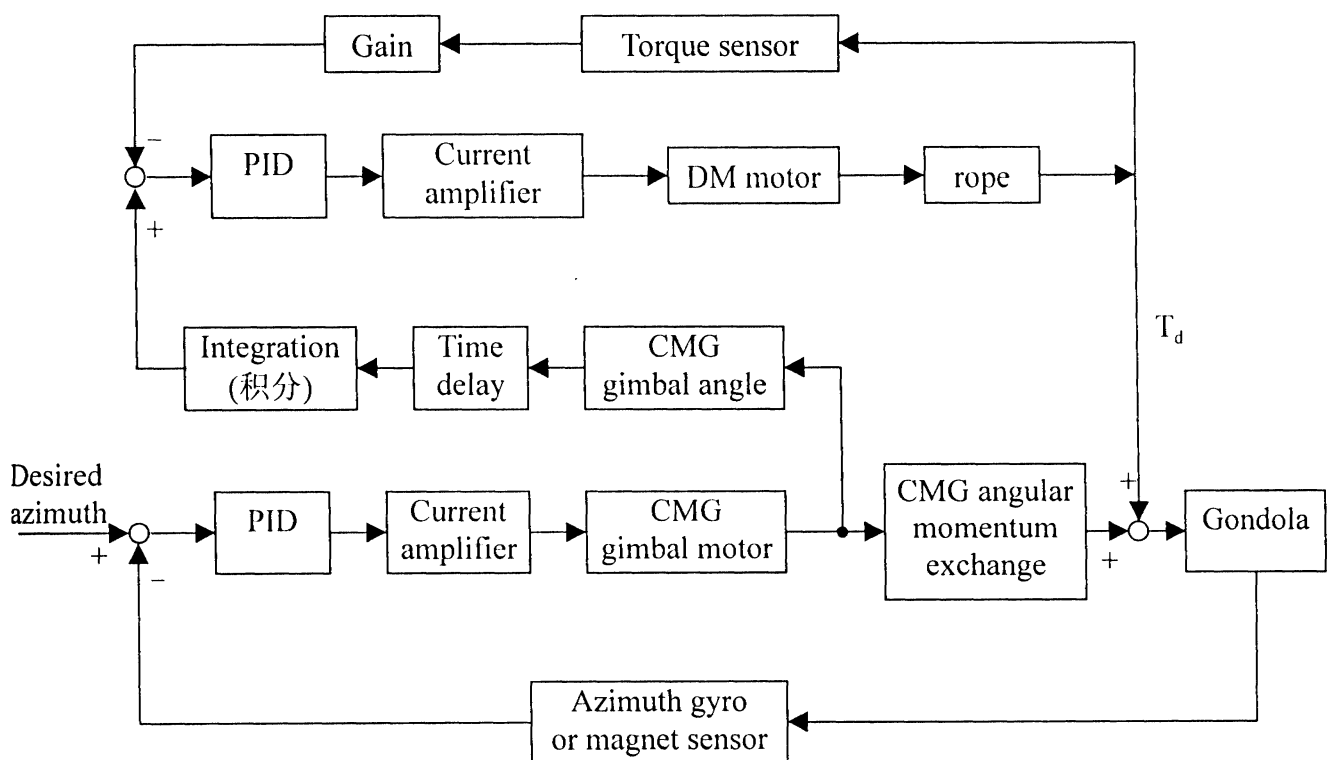


图 7-4 CMG 回路与反捻控制回路的有机结合
BST 吊篮方位姿态的全面构成

7. 4 BST 姿控地面测试结果

我们在北京天文台怀柔站，从高达 20 余米的铁塔上用尼龙绳将 BST 吊篮吊起，来模拟气球吊起吊篮，除了吊绳的扭转弹性系数与实际放飞时有所不同（实际放飞时吊绳约为 100 米），对吊篮方位姿控而言，其他情况相近。在实际调试中，我们取 $f[e(k)]$ 中 $e(k)$ 的上限 A 为 8000 角秒，下限 B 为 40 角秒， K_p 为 30， K_i 为 5， K_d 为 0.5。采样周期 T_0 设为 200mS。通过多次试验，1997 年 7 月 23 日，我们对 BST 吊篮稳定控制成功的取得优于 1 角分的高精度。实测控制轨迹如图 7-5 所示。从 BST 吊篮 t_1 时刻开始进入稳定控制。约经过 250 秒钟以后，我们停止控制。可见从 t_1 至 t_2 时刻稳定控制时间段，其稳定控制精度为 45 角秒（RMS）。对球载吊篮姿控而言，优于 1 角分(RMS)的稳定控制精度在世界球载工程中还未见有报道。所以 BST 吊篮高精度姿控的成功实现具有突破性的意义。日本宇宙科学研究所 Nobuyuki Yajima 教授对此给予极高的评价，认为 BST 姿控系统的成功开发使世界大型球载姿控技术上上了一个新台阶。

7. 5 姿控测试结果分析

BST 姿控测试结果表明其稳定控制精度优于 1 角分。而从图 7-5 中，中间段偶尔也会有近 2 角分峰值的控制偏差，这是由于外界风力的影响。当时测试外界风力约为 1-2 级，这较 32 公里高空大气活动的情况恶劣。所以在实际气球观测中，BST 吊篮实际控制精度应该不会比在地面上差。

另一点不同的是，气球吊绳的长度比实际放飞时短（地面测试时约 15 米，实际放飞时约 100 米）。前面讨论过，吊绳的长短会影响到其弹性扭曲常数 K_s 。而实际气球放飞时，由于吊绳更长， K_s 更小，因此吊绳对吊篮反扭作用更弱，这也更有利于 CMG 对吊篮方位的稳定控制。也就是说，CMG 更不容易饱和而失去控制。当然 K_s 变小也会对 CMG 卸荷操作控制减弱。但我们可以稍稍提高图 7-4 中 CMG 框架转角偏差的积分系数值来消除这种影响。所以对实际放飞时吊绳长短的变化，BST 其姿控系统结果不会有大的变化。

还有一点，即气球实际放飞时，由于放飞前几天可能对吊篮上会增加或减少一些仪器和物品，因此吊篮的惯量会有一些较小的变化。在第 4.4 节中我们曾讨论过吊篮惯量的变化对 CMG 方位姿控系统其固有角频率 ω_0 和阻尼系数 ξ 的变化。图 4-10 中表明，当吊篮转动惯量在 $1500\text{kgm}^2 \pm 10\%$ 变化时， ω_0 、 ξ 变化量均小于 10%，所以对系统控制特性的影响较小。而且由于采用了变积分的 PID 补偿控制模式，各参数间的相互影响更小了，所以实际气球放飞时，吊篮惯量的较小变化对改变系统的控制特性影响不

入。

综上所述，BST 吊篮姿控的地面测试结果是可信的，而且对气球实际放飞时的各种参数一定范围内的变化，整个 BST 姿控系统仍能表现出极优的控制特性和较好的控制精度。

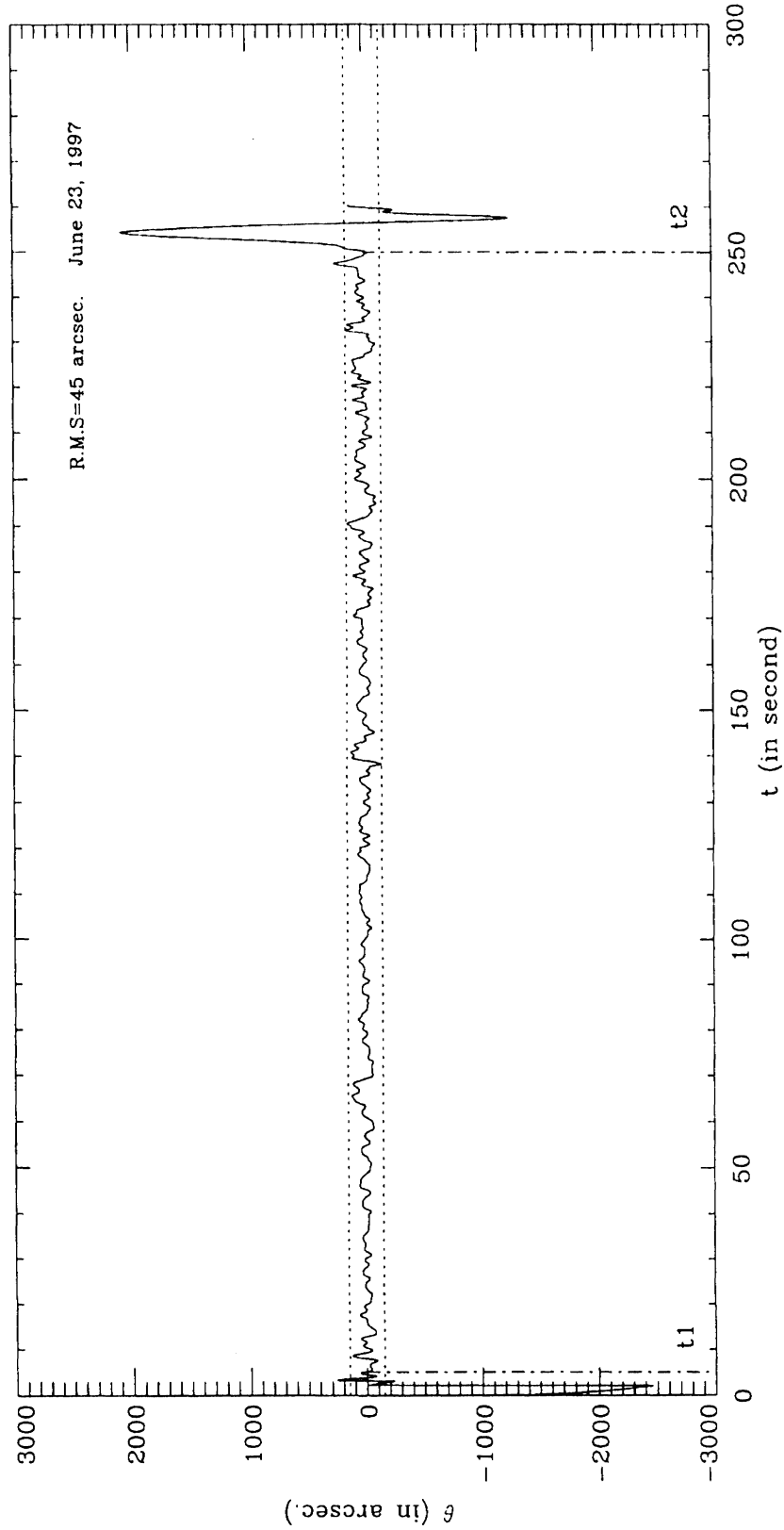


图 7-5 BST 吊篮方位姿态控制地面实测图

第八章 望远镜指向系统的构成与分析

8.1 介绍

球载太阳望远镜 BST 是安装在吊篮上的高精度光学望远镜。而吊篮又是通过长达 100m 的吊绳与气球连接。它们工作在 30km 左右的高空。为了避免太阳图像在焦平面上的旋转, BST 采用了赤道式结构。由于吊篮上望远镜自身的惯量, 当它被驱动时, 根据角动量定律, 显然它要反作用于吊篮。在前面对吊篮姿态控制的讨论中, 我们已经知道, 吊篮在铅垂方向上的转动被 CMG 系统所控制, 所以它是稳定的。但在其他方向上吊篮仅受自身重力作用, 因而其在水平面内的晃动是自由的。而当望远镜指向太阳并作跟踪控制时, 这种晃动会被激励有时会引起吊篮和望远镜的持续振荡。本章中我们首先讨论了望远镜指向控制系统的构成; 继而分析了望远镜在吊篮中的运动, 并在赤经、赤纬两个方向上分别讨论和建立了望远镜运动控制的动力学方程; 最后根据这些方程, 构成了 BST 指向控制的数学模型, 为第九章利用 MATLAB 控制软件对其进行计算机仿真设计做好基础和准备。另外, 对 BST 指向控制系统的稳定性也作了一定的讨论, 并提出了补偿函数的设计方法。有关补偿函数的精密设计及 BST 指向控制系统的地面实测调试的进一步讨论将在第九章进行。

8.2 BST 指向系统的构成

BST 指向系统由以下几个部分构成:

(1) 位置检测器。位置检测由粗级传感器和精密传感器两个构成。

(a) 圆感应同步器

BST 在赤经、赤纬方向上各自采用一个圆感应同步器作为粗级传感器, 其精度为士 10 角秒。借助于这两个位置传感器, 当吊篮指向正南后, 望远镜指向控制系统能够根据飞行的当地经纬度和时间来控制望远镜指向太阳所在的区域。

(b) 2048 线阵 CCD

当搜寻到太阳以后, BST 对太阳作稳定跟踪控制。这时由于望远镜动作幅度范围较小, 而且对太阳的观测精度要求很高, 圆感应同步器的精度已不能满足要求, 我们采用了二个 2048 线阵 CCD 在赤经赤纬上作为精密位置检测器, 安装在导行镜底端, 导行镜的视场为 32 角分。该 CCD 以 10 Mbps 的速率传给指向系统的中央处理器。通过对 CCD 数据进行限幅和均值等处理后, 其检测精度好于 0.5 角秒。

(2) 控制单元

作为 BST 指向系统的中心控制单元，需要进行复杂的控制算法的运算及对位置检测 CCD 数据的实时处理，所以采用了具有较强运算能力的 PC-104 计算机，其 CPU 为 80486DX。通过该计算机能够将一些高级补偿函数离散化处理并由软件来实现和完成，减少了硬件开销，增加控制系统的灵活性。另外，PC-104 计算机带有 I/O 及 D/A 扩展模板，能够较方便地同圆感应同步器和线性 CCD、以及下面要介绍的电机驱动器连接。

(3) 望远镜驱动电机及其驱动器

考虑到望远镜具有较大的惯量以及极高的指向跟踪精度要求，所以望远镜的指向控制需要具有极高的快速响应特性。因此我们选用了 KOLLMORGEN Inland 公司的无刷力矩电机 RB-02103-DOO 以及测速机 QTG-32060-A。这种力矩电机具有较大的力矩输出，非常小的时常数及较高的可靠性。相应地，我们也选用了对应于该电机的 FAST (Flexible Amplifying Servo Technology) 驱动器。

(4) 减速箱

通过减速箱，Inland 电机能够分别在赤经和赤纬上驱动望远镜转动。从电机到望远镜其减速比为 2160。为了减小减速箱的齿轮间隙，在赤经赤纬每一轴上均安装两个相同的电机，一个输出正力矩，另一个输出反力矩(参见图 1.1)。利用两个电机的输出力矩差来实现望远镜无间隙地沿赤经或赤纬方向上正转和反转。

(5) 望远镜

球载望远镜其主镜直径为 80cm，镜筒 3.5m 长，采用钛合金材料以增加结构刚度，减小因温度变化引起的应变，采用赤道式结构安装在吊篮中。望远镜总重量约为 700kg，赤经赤纬上的惯量分别为 $800\text{kg}\cdot\text{m}^2$ 和 $500\text{kg}\cdot\text{m}^2$ 。

从以上的介绍描述中，我们便能建立望远镜指向控制系统的硬件构成框图。其如图 8-1 所示。

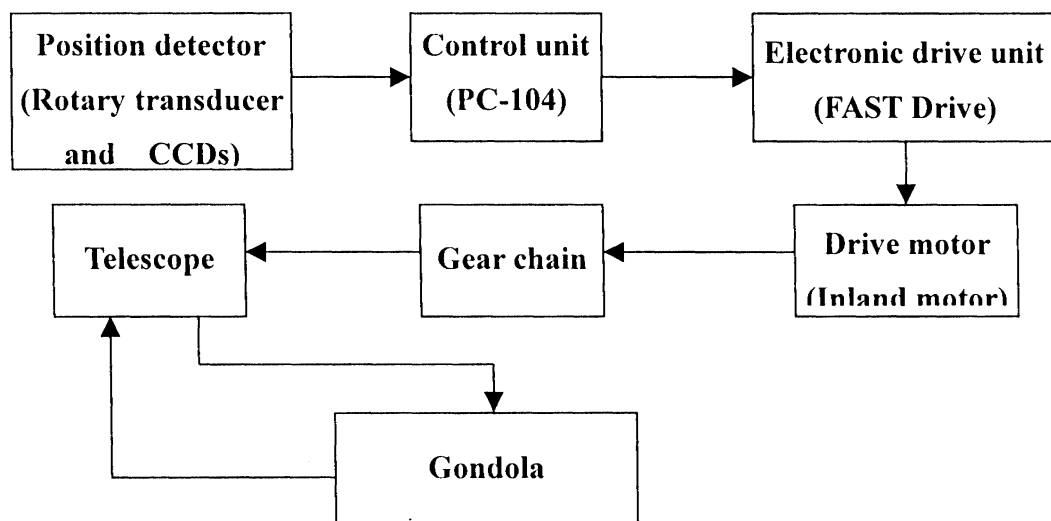


图 8-1 望远镜指向控制系统的构成框图

8.3 望远镜在吊篮中运动模型的建立

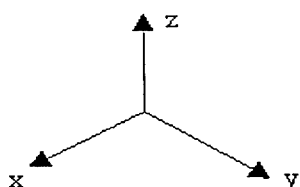
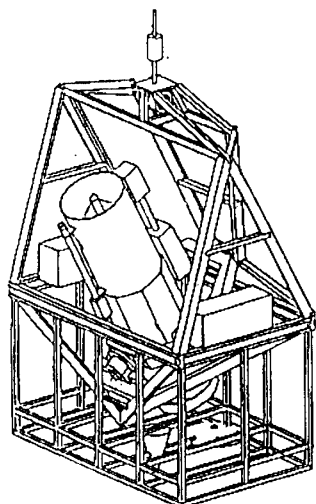


图 8-2A BST 及其坐标系

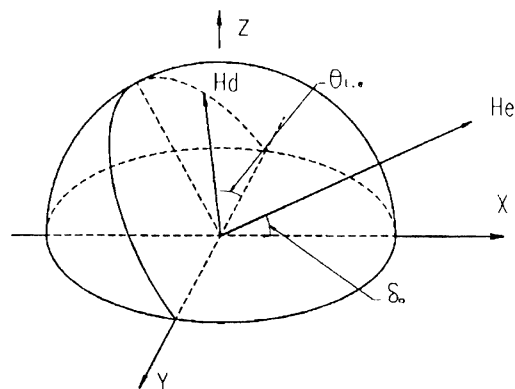


图 8-2B 在坐标系中望远镜赤经、赤纬转动矢量图

假定吊篮指向南方，建立坐标系如图 8-2A 所示。其中 X、Y 轴在水平面内，X 轴指向正南方向，Z 轴为垂直于吊篮的铅垂线方向。当望远镜在吊篮中运动时，其运动可以看作是沿赤经、赤纬两个方向的转动构成的。由于望远镜是安装在吊篮上的，望远镜在赤经赤纬上的转动必然反作用于吊篮而使吊篮产生反方向的转动。由于吊篮重力的作用，最后的综合作用结果会使吊篮产生在水平面内的摆动或晃动。如图 8-2B 所示，望远镜在赤经方向上的转动矢量为 \vec{H}_e ，在赤纬方向上为 \vec{H}_d 。虽然 \vec{H}_e 和 \vec{H}_d 其在坐标轴 X、Y、Z 方向上产生分量，这就意味着吊篮将在 X、Y、Z 三个方向上产生摆动。由于在 Z 方向上存在有 CMG 系统的稳定控制，望远镜转动在该方向上分量所产生的反作用效果被大大减小，其微小偏差甚至可以忽略。这样我们仅考虑望远镜在赤经、赤纬方向转动引起望远镜在 X、Y 平面内的晃动的影响。为了更好地分析望远镜运动的控制模型，我们分别讨论望远镜在赤经、赤纬上的转动。在系统建模的过程中，需要注意的是吊篮在水平面内的晃动是如何转化到赤经赤纬轴上的。

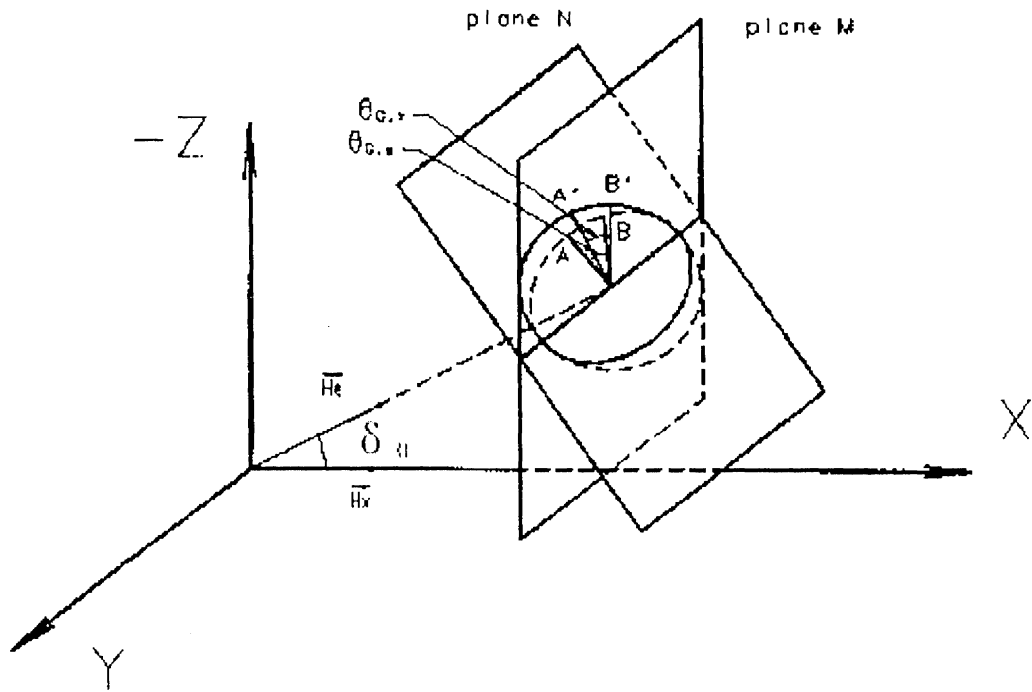


图 8-3 赤经转动时，吊篮转角在赤经轴转动平面上的投影关系

望远镜在赤经方向上转动的数学控制模型。设望远镜极轴与水平面的夹角为 δ_0 ，又设望远镜仅沿赤经方向转动并且它的矢量为 \vec{H}_e ，如图 8-3 所示，则 \vec{H}_e 将在 X 和 Z 方向上产生分量。 \vec{H}_e 在 X 方向上产生的分量将引起吊篮在 X 方向上的转动。假定 $H_{x,y}$ 是 \vec{H}_e 在 X、Y 平面内的分量， H_x 、 H_z 是 \vec{H}_e 在 X 轴、Z 轴方向上的分量，则有

$$H_x = H_{x,y} = H_e \cdot \cos \delta_0 \quad (8.1)$$

另一方面，当望远镜绕赤经轴转动时，整个望远镜绕赤经轴作圆周运动。安装在望远镜上的精敏传感器，作为望远镜筒上的一点，也作围绕赤经轴的圆周运动。因此这种敏感器的输出代表着望远镜在赤经上转过的角度。从图 8-3 中可以推出，若望远镜沿赤经方向在平面 N 中转过角度 $\theta_{G,e}$ ，则其在垂直于轴的平面 M 上的投影 $\theta_{G,x}$ 与 $\theta_{G,e}$ 之间的关系有：

$$\operatorname{tg} \theta_{G,x} = \cos \delta_0 \cdot \operatorname{tg} \theta_{G,e} \quad (8.2)$$

同样，望远镜的驱动力矩 $\overline{T_{T,e}}$ 也作用在吊篮上，其在吊篮转动的 M 平面上的 $\overline{T_{T,x}}$ 有：

$$T_{T,x} = T_{T,e} * \cos\delta_0 \quad (8.3)$$

另再设两个新函 $F_1(S)$ 和 $F_2(S)$ ，并建立如下关系式：

$$T_{T,x} = F_1(S) * T_{T,e} \quad (8.4)$$

$$\dot{\theta}_{G,e} = F_2(S) * \dot{\theta}_{G,x} \quad (8.5)$$

这样我们就可推得：

$$F_1(S) = \cos\delta_0 \quad (8.6)$$

$$F_2(S) = \frac{\cos\delta_0}{(\cos^2\delta_0 * \cos^2\theta_{G,x} + \sin^2\theta_{G,x})} \quad (8.7)$$

图 8-4 是吊篮中望远镜在赤经方向上指向控制的系统框图。设指向目标角为 θ_s ，望远镜的绝对角度为 $\theta_{T,e}$ ，而吊篮倾角为 $\theta_{g,x}$ ，则太阳位置传感器的检测误差 $\theta_e = \theta_s - \theta_{T,e}$ 。 θ_e 经过增益 $K_{e,a}$ 和补偿函数 $G_{p,c}(\theta_e, \dot{\theta}_e \dots)$ (后面将详细讨论)，形成控制电压有 $v_c = k_{e,a} * G_{p,c}(\theta_e, \dot{\theta}_e \dots)$ 。测速机的速度反馈 v_f 为 $v_f = k_{\omega,f} * (\dot{\theta}_{T,e} - \dot{\theta}_{g,e})$ ，这里 $k_{\omega,f}$ 为测速机的逆电势常数而 $(\dot{\theta}_{T,e} - \dot{\theta}_{g,e})$ 为驱动电机的实际速度。作用在望远镜上驱动电机的控制电压为 $v_c - v_f$ 。从以上的介绍中，根据伺服电机的特性便可建立如下方程式：

$$I_{T,e} \ddot{\theta}_{T,e} + \frac{n_e(K_{e,f} + K_{\omega,f})K_{e,T}}{R_e} (\dot{\theta}_{T,e} - \dot{\theta}_{g,e}) = K_{e,a} \frac{n_e K_{e,T}}{R_e} G_{p,c}(\theta_e, \dot{\theta}_e) \quad (8.8)$$

这里 $I_{T,e}$ 是望远镜在赤经轴上的转动惯量， n_e 是齿轮减速比， R_e ， $K_{e,T}$ ， $K_{e,f}$ 分别是赤经驱动电机的电阻、力矩常数及逆电势常数。 $G_{p,c}(\theta_e, \dot{\theta}_e \dots)$ 是用于消除吊篮晃动的补偿函数。

另一方面，根据力学原理有

$$T_{T,e} = I_{T,e} \ddot{\theta}_{T,e} \quad (8.9)$$

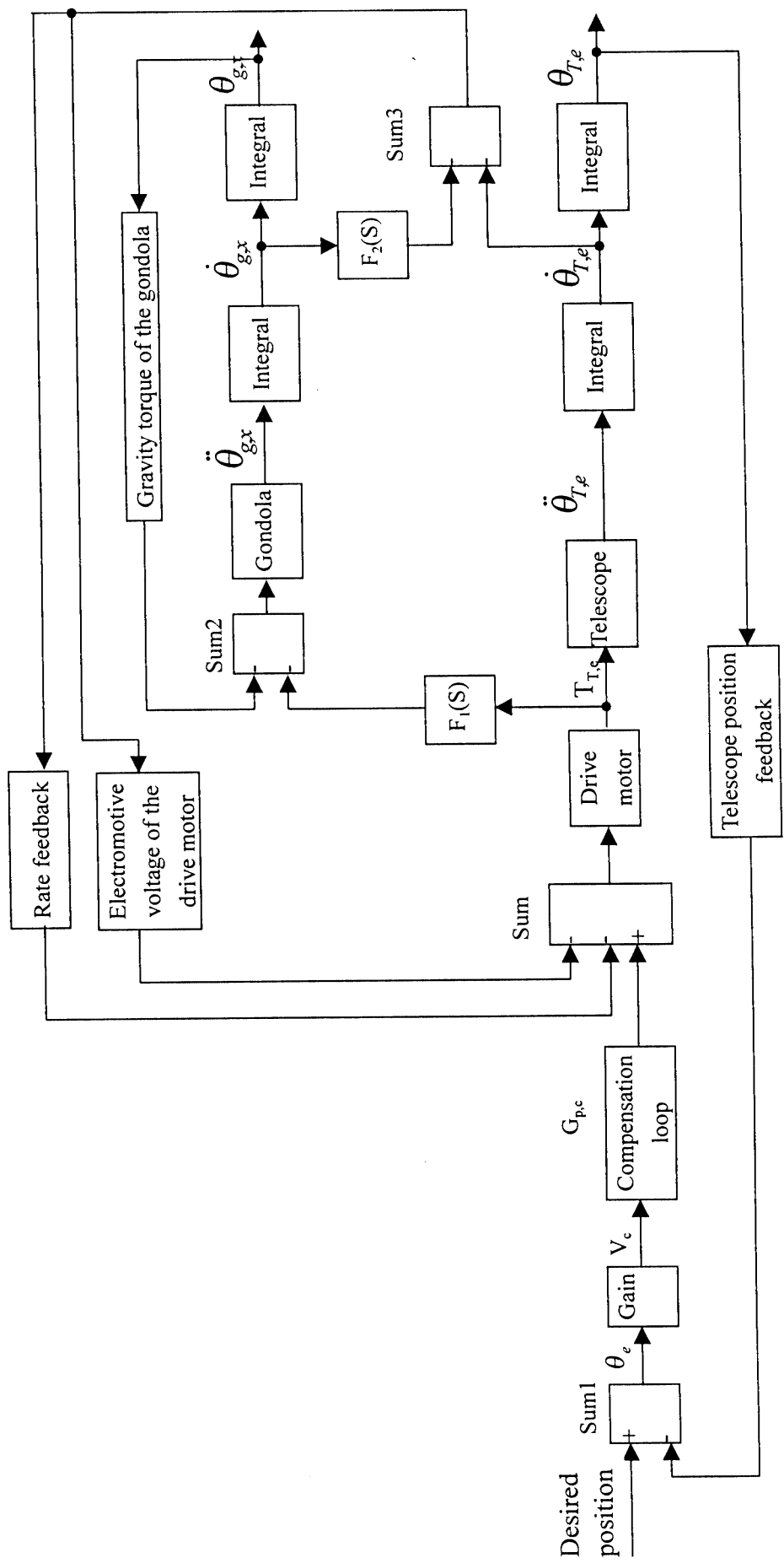


图 8-4 吊篮中望远镜在赤经方向上指向控制系统图

而赤经电机驱动力矩 $T_{T,e}$ 其在 X 轴上的分量将会引起吊篮绕气球摆动和绕其中心转动，吊篮的这种运动也称为双摆运动。由于 BST 吊绳很长(近 100m)，吊篮围气球的转动其转角很小，可以近似视为零。这样，对吊篮而言，根据动量矩定律有

$$T_{T,x} - m_G g l_2 \theta_{g,x} = I_{G,x} \ddot{\theta}_{g,x} \quad (8.10)$$

这里 l_2 是吊篮中心到吊绳与吊篮连接点的距离。由方程 8.6、8.7、8.8、8.9 及 8.10，我们可以得到望远镜在赤经方向上的运动控制模型，如图 8-5a 所示

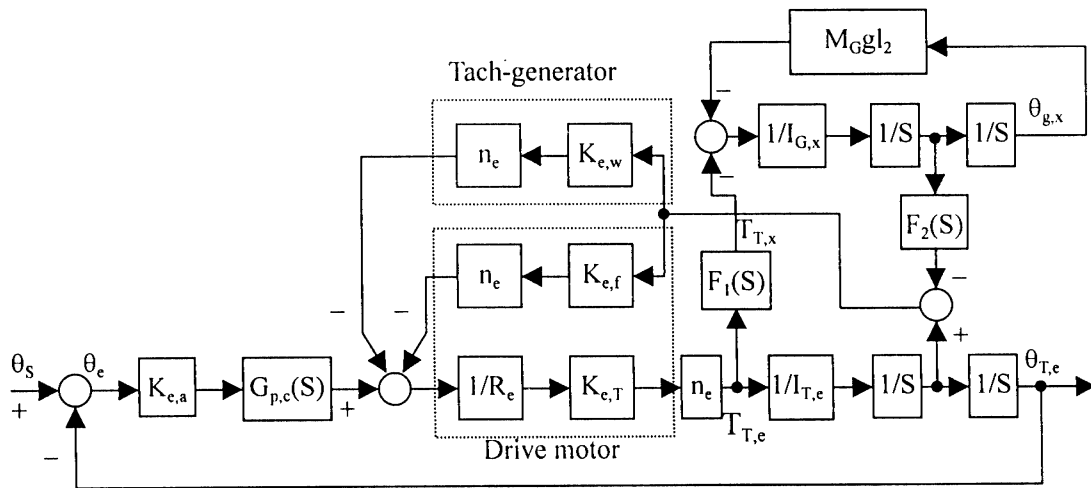


图 8-5a 吊篮中望远镜在赤经方向转动的控制模型图

图中 $G_{p,c}(S)$ 是控制回路中用于消除吊篮在赤经方向振荡的补偿函数。由于望远镜驱动电机的输出力矩同时作用在吊篮和望远镜上， $\dot{\theta}_T, \dot{\theta}_{p,2}$ 的角速度差构成速度反馈回路的实际角速度。为了更好地分析这个控制模型，将图 8-5a 进一步简化为等效图 8-5b，并引入一个附加函数 $G_F(S)$ 和一个变量增益 $K_{e,F}$ 。将测速机反馈回路 ($n_e * k_{e,w}$) 和逆电势回路 ($n_e * k_{e,f}$) 合并为一起，则有

$$K_{e,f} = K_{e,f} + K_{e,\omega}$$

$$G_F(S) = \frac{I'_{G,x} S^2 + M_G g l_2}{I_{G,x} S^2 + M_G g l_2} \quad (8.11)$$

这里 $I'_{G,x} = I_{G,x} + F_1(S)F_2(S)I_{T,e}$ 。

由式 8.6 和 8.7 可以得到

$$F_1(S)F_2(S) = \frac{\cos^2 \delta_0}{(\cos^2 \delta_0 * \cos^2 \theta_{G,x} + \sin^2 \theta_{G,x})} \quad (8.12)$$

考虑到吊篮在 x 轴上的倾角非常小可以近似为零。所以 $F_1(S)F_2(S) \cong 1$ 且 $I'_{G,x} = I_{G,x} + I_{T,e}$ 。这就说明，当吊篮倾角很小时，望远镜在吊篮中的安装形式和倾角大小不影响其控制模型的结构和参数。公式 8.11 中， $G_F(S)$ 表征着望远镜在吊篮中的驱动特性。如果吊篮的惯量无穷大，则 $G_F(S) = 1$ 。这种情况意味着望远镜在吊篮中的驱动特性等同于其在地球大地上的驱动特性。但实际上，这种假设是不成立的，对 BST 而言， $I_{G,x}$ 并不比 I_T 大很多， $G_F(S)$ 并不能视为 1。后面将讨论该控制系统的动态特性分析。

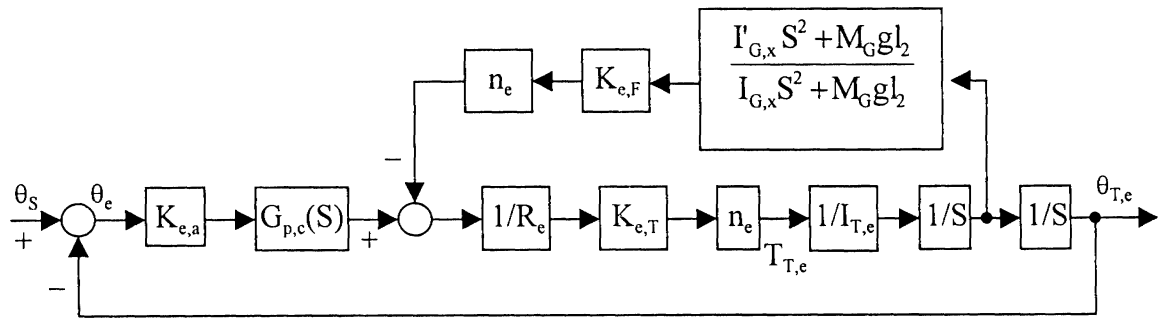


图 8-5b 吊篮中望远镜在赤经方向转动的控制模型(图 8-5a 的简化形式)

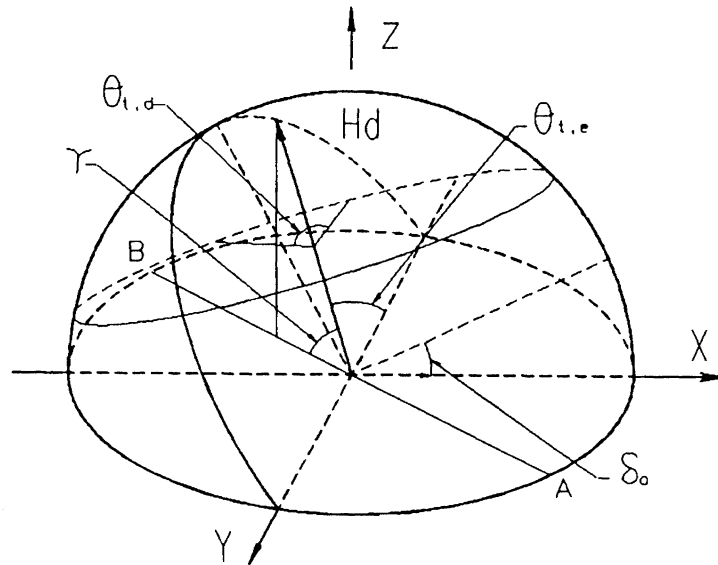


图 8-6 赤纬转动时，吊篮转角在赤纬轴转动平面的投影关系

望远镜在赤纬方向转动的数学控制模型。如图 8-6，假定望远镜在任意一位置其赤经角 $\theta_{T,e}$ 为，赤纬为 $\theta_{T,d}$ 处，当望远镜仅绕赤纬方向转动，其在吊篮上的作用效果与前面提到的望远镜在赤经方向上转动作用效果有一点不同。假定望远镜在赤纬方向上的转动矢量为 $\overrightarrow{H_d}$ ， $\overrightarrow{H_d}$ 将在 X、Y、Z 三个方向上产生分量。同样地，我们仅关心 $\overrightarrow{H_d}$ 在 X、Y 平面内的分量 $\overrightarrow{H_{x,y}}$ ，这种分量将反作用于吊篮并使其绕斜线 AB 摆动。假设 $\overrightarrow{H_d}$ 与 X、Y 平面的夹角为 γ ，我们可以推出如下方程：

$$H_{x,y} = H_d * \cos\gamma \quad (8.13)$$

$$\cos\gamma = \sqrt{\sin^2\theta_{T,e} + \sin^2\delta_0 * \cos^2\theta_{T,e}} \quad (8.14)$$

吊篮中望远镜在赤纬上的转动控制与其在赤经上的转动控制相类似，所以其在赤纬上的运动控制数学模型也与前面讨论的望远镜在赤经方向上运动控制数学模型具有相近似的结构，仅是一些对应的参数不同。假定吊篮在垂直于 XY 平面内绕斜线 AB 转动 $\theta_{G,xy}$ ，则其造成望远镜绕赤纬轴转动 $\theta_{G,d}$ ，它们之间的关系可以推导出有如下关系式：

$$\text{tg}\theta_{G,xy} = \cos\gamma * \text{tg}\theta_{G,d} \quad (8.15)$$

又另设两个新函数 $F_3(S)$ 和 $F_4(S)$ ，并设立如下关系式：

$$T_{T,xy} = F_1(S) * T_{T,e} \quad (8.16)$$

$$\dot{\theta}_{G,d} = F_2(S) * \dot{\theta}_{G,xy} \quad (8.17)$$

则有

$$F_3(S) = \cos\gamma \quad (8.18)$$

$$F_4(S) = \frac{\cos\gamma}{(\cos^2\theta_{G,xy} + \cos^2\gamma * \sin^2\theta_{G,xy})} \quad (8.19)$$

这样，从以上分析和讨论中，我们就可以建立吊篮中望远镜在赤纬方向上转动的控制模型，如图 8-7 所示。

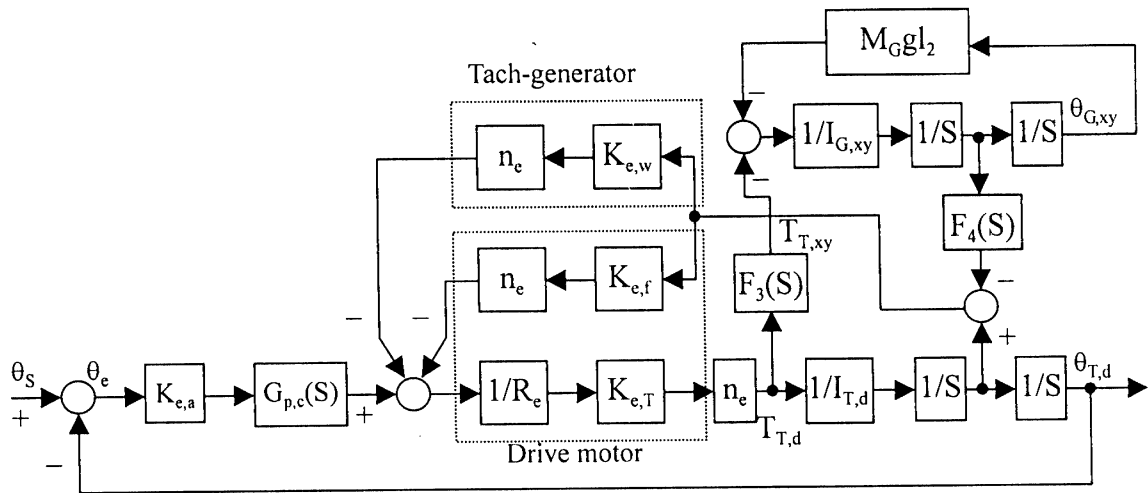


图 8-7 吊篮中望远镜在赤纬方向上转动的控制模型

8.4 BST 控制模型的传递函数及其分析

BST 望远镜赤经方向上控制模型的传递函数。由图 8-3，驱动电机输入电压 $E_{e,i}(s)$ 与望远镜转速 $\dot{\theta}_{T,e}(s)$ 之间的传递函数为

$$\begin{aligned} \frac{S\theta_{T,e}(S)}{E_{e,i}(S)} &= \frac{n_e K_{e,T} (I_{G,x} S^2 + m_G gl_2)}{I_{G,x} I_{T,e} R_e S^3 + n_e^2 K_{e,F} K_{e,T} I'_{G,x} S^2 + I_{T,e} R_e m_G gl_2 S + K_{e,F} K_{e,T} n^2 m_G gl_2} \\ &= \frac{n_e K_{e,T} (I'_{G,x} S^2 + m_G gl_2)}{I_{G,x} \left\{ (S^2 + \frac{M_G gl_2}{I_{G,x}}) (R_e I_{T,e} S + n_e^2 K_{e,T} K_{e,F}) + A \right\}}, \end{aligned} \quad (8.20)$$

这里 $A = n_e^2 K_{e,F} K_{e,T} I_{T,e} S^2 / I_{G,x}$ ， $K_{e,F} = K_{e,w} + K_{e,f}$ ， $I'_{G,x} = I_{G,x} + F_1(S) F_2(S) I_{T,e}$ ，当吊篮摆动角很小时， $I'_{G,x} = I_{G,x} + I_{T,e}$ 。

将补偿函数代入方程(8.19)，并对驱动电机积分，则控制模型开环传递函数 $G(S)$ ，即输出量 $\theta_{T,d}(S)$ 除以输入量 $E_{e,i}(s)$ ，可以推导出如下：

$$\frac{\theta_{T,d}(S)}{E_{e,i}(S)} = \frac{n_e K_{e,T} (I_{G,x} S^2 + m_G gl_2) G_{p,c}(S) K_{e,a}}{S \{ I_{G,x} I_{T,e} R_e S^3 + n_e^2 K_{e,F} K_{e,T} I'_{G,x} S^2 + I_{T,e} R_e m_G gl_2 S + K_{e,F} K_{e,T} n^2 m_G gl_2 \}} \quad (8.21)$$

对 BST 系统而言，其各参数值定义如下：

$m_G = 1500\text{kg}$, 吊篮总质量。

$I_{T,d} = 500\text{kg}\cdot\text{m}^2$, 望远镜赤纬方向上转动惯量。

$I_{T,E} = 800\text{kg}\cdot\text{m}^2$, 望远镜赤经方向上转动惯量。

$I_{G,X} = 5000\text{kg}\cdot\text{m}^2$, 吊篮在 X 轴方向上转动惯量。

$I_{G,y} = 4600\text{kg}\cdot\text{m}^2$, 吊篮在 Y 轴方向上转动惯量。

$I_{G,Z} = 1600\text{kg}\cdot\text{m}^2$, 吊篮在 Z 轴方向上转动惯量。

$l_1 = 110\text{m}$, 连接气球与吊篮的吊绳的长度。

$l_2 = 3.5\text{m}$, 吊篮中心至吊篮顶部的距离。

$n_e = 2160$, 赤经或赤纬方向上驱动电机至望远镜筒的减速比。

$K_{e,T} = 0.4\text{N}\cdot\text{m}/\text{A}$, 赤经及赤纬驱动电机的力矩常数。

$K_{e,f} = 0.6\text{V}/\text{rad}/\text{s}$, 赤经及赤纬驱动电机的逆电势常数。

$K_{e,\omega} = 1.8\text{V}/\text{rad}/\text{S}$, 赤经及赤纬测速机的电势常数。

$R_e = 2.4\ \Omega$, 赤经及赤纬驱动电机的电阻。

将上述参数值代入方程 8.21, 可行望远镜赤经方向上转角与输入电压 $E_{e,i}(S)$ 之间的传递函数为

$$\frac{\theta_{T,e}(S)}{E_{e,i}(S)} = \frac{0.45(S^2 + 10.3)G_{p,c}(S)K_{e,a}}{S(S^3 + 676.5S^2 + 10.3S + 6001)} \quad (8.22)$$

BST 望远镜赤纬方向上控制模型的传递函数。同样地, 我们可以推导出赤纬方向上望远镜控制的开环传递函数, 即输出量 $\theta_{T,y}(S)$ 除以输入量 $E_{e,i}(s)$, 有

$$\frac{\theta_{T,d}(S)}{E_{e,i}(S)} = \frac{n_e K_{e,T} (I_{G,xy} S^2 + m_G g l_2) G_{p,c}(S) K_{e,a}}{S \{ I_{G,xy} I_{T,d} R_e S^3 + n_e^2 K_{e,f} K_{e,T} I'_{G,xy} S^2 + I_{T,d} R_e m_G g l_2 S + K_{e,f} K_{e,T} n_e^2 m_G g l_2 \}} \quad (8.23)$$

这里 $I'_{G,xy} = I_{G,xy} + F_3(S)F_4(S)I_{T,d}$ 。因为吊篮倾角 $\theta_{G,xy}$ 很小, 所以 $F_3(S)F_4(S) \cong 1$, 故 $I'_{G,xy} = I_{G,xy} + I_{T,d}$ 。显然 $I_{G,xy}$ 随着望远镜在不同位置即赤经角 $\theta_{T,e}$ 的变化而变化。考虑到 $I_{G,xy}$ 其变化范围不大, 约从 4600 至 5000 kgm^2 , 这种小范围的变化对整个传递函数的基本特性影响不大。关于这一点, 在第九章中通过 SIMULINK 软件仿真将作进一步讨论。

先取 $I_{G,xy} = 4800$, 并代入 BST 其他各项参数至方程 8.23, 可得

$$\frac{\theta_{T,d}(S)}{E_{c,i}(S)} = \frac{0.72(S^2 + 10.7)G_{p,c}(S)K_{e,a}}{S(S^3 + 1030S^2 + 10.7S + 10002)} \quad (8.24)$$

由根轨迹法，我们对方程 8.22 和 8.24 两个传递函数进行分析，可以看出它们是不稳定的系统。这就说明，如果不加补偿回路，望远镜指向控制及吊篮将产生摇摆振动。所以补偿设计是必须的。我们设计的补偿函数 $G_{p,c}(S)$ 为如下形式：

$$G_{p,c}(S) = \frac{(S + Z_c)(S + \bar{Z}_c)}{(S + P_c)(S + \bar{P}_c)} \quad (8.25)$$

通过该补偿函数的零、极点来改变望远镜指向控制的开环传递函数 $G_{p,c}(S)$ 的根轨迹分布，从而望远镜指向控制系统消除振荡变成一个稳定的系统。一般而言，尽可能使补偿函数的零点 Z_c 靠近 $G(S)$ 的主导极点 P_1 ，以抵消该极点的影响。下一章我们将讨论利用 MATLAB 软件进行计算机仿真设计，选择合适的 Z_c 和 P_c 使望远镜控制稳定化，从而实现 BST 的精密指向控制。

第九章 控制系统计算机辅助设计及 BST 精密指向控制的实现

9.1 介绍

当今世界, 计算机辅助设计已被广泛用于各个领域。借助于计算机辅助设计和分析, 利用其开发工具强大的计算处理能力、丰富的信息库来仿真, 人们能快速而准确地实现自己的设计目标。对控制系统而言, MATLAB 工具软件具有易于使用和功能强大等特点。MATLAB 命名是由 MATRIX LABORATORY 而来的, 其初始编程是由 LINPACK 和 EISPACK 工程组开发的用于矩阵运算的工具软件。随后建立了 MATH WORKS 软件公司来拓展和提升 MATLAB 的功能。今天 MATLAB 已广泛地用于包括信号图象处理、控制系统等各种领域。在 1992 年, MATH WORKS 公司推出一种新软件工具——SIMULINK。SIMULINK 是实现动态系统可视化建模、仿真的一个集成环境。其包括很多控制工具箱, 如通用控制系统工具箱, ROBUST 控制工具箱, μ -分析与综合工具箱、QFT 工具箱以及多路变频设计工具箱等。

在这一章中, 我们将讨论利用 MATLAB 工具软件, 在 SIMULINK 环境下, 将前面讨论的望远镜指向控制模型进行框图模型创建和仿真。通过计算机辅助分析和设计, 为补偿函数选择合适的参数值。并根据根轨迹法和 NYQUIST 稳定判据法则, 对是否加入这种补偿函数望远镜指向控制系统动态特性的变化给出了比较结果。最后介绍了将这些设计结果应用于实际 BST 指向控制系统的调试中, 所取得的早期结果显示, 其控制精度接近于 20 角秒。

9.2 MATLAB 软件仿真及 BST 望远镜指向控制的稳定化设计

在第八章中, 我们建立了 BST 在赤经赤纬方向上指向控制的数学模型 8-4 和 8-6。先以赤经方向上望远镜指向控制为例, 在 SIMULINK 环境(VERSION5.0)下, 根据图 8-4 建立 SIMULINK 描述的控制模型。考虑到吊篮实际倾角很小, $F_1(S)F_2(S) \cong 1$, 所以 SIMULINK 下的控制模型简化为如图 9-1 所示。

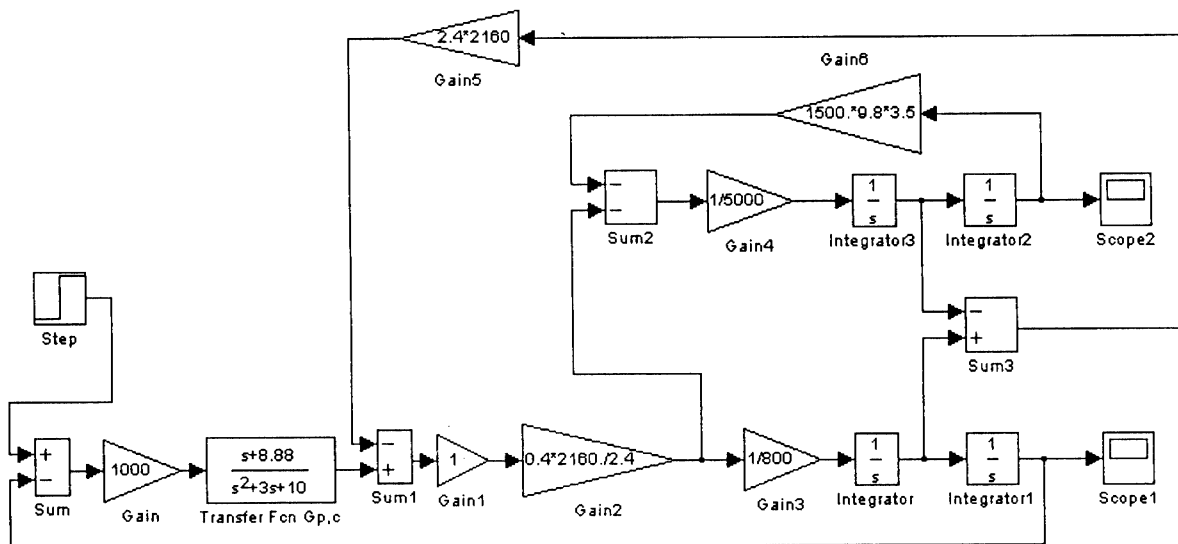
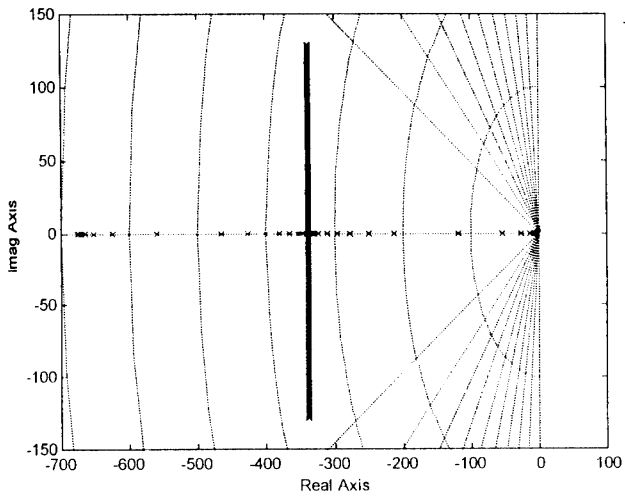


图 9-1 SIMULINK 描述下的 BST 望远镜赤经方向上指向控制模型

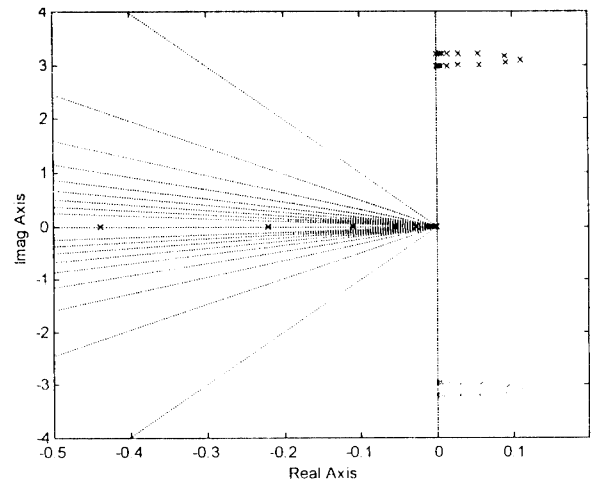
在没有加 $G_{p,c}(s)$ 补偿控制时，通过对该模型进行计算机仿真和计算，可以得出其主导零极点 $Z_1 = \pm 3.21i$, $P_1 = \pm 2.89i$ 。从该控制系统的根轨迹图 9-2 中可以看出，其根轨迹进入实轴的右半边，因而是一个不稳定系统，容易引起系统振荡而难以控制。显然对 BST 望远镜指向系统进行补偿控制是必须的。因此为了减小和消除这种振荡使指向控制系统变成一个稳定的系统，我们建立补偿控制函数 $G_{p,c}(s)$ 为

$$G_{p,c}(s) = \frac{s^2 + 8.88}{s^2 + 12s + 9} \quad (9.1)$$

可以看出，补偿函数的零点 Z_c 其尽可能地靠近指向系统的主导极点，理论上如果 Z_c 与 P_1 相等，则完全消除了主导极点的影响，主导极点左移从而变成稳定的系统。当将这种补偿函数 $G_{p,c}(s)$ 插入控制回路，我们可以看到，整个控制系统的根轨迹图如图 9-3。其根轨迹图的分布走向被大大改变，完全座落在实轴的左边。由于补偿环节的零点 Z_c 大大减弱甚至抵消了原来引起振荡的主导极点 P_1 的影响，使控制系统消除了望远镜指向及吊篮摆动振荡，从而变成了变成了稳定的可控的系统。

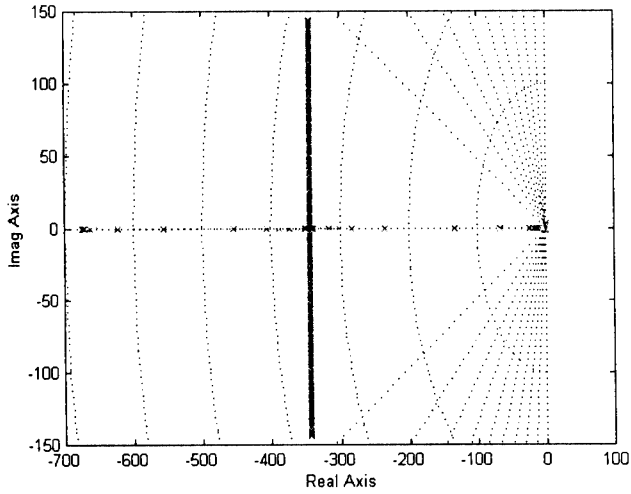


(整体显示图)

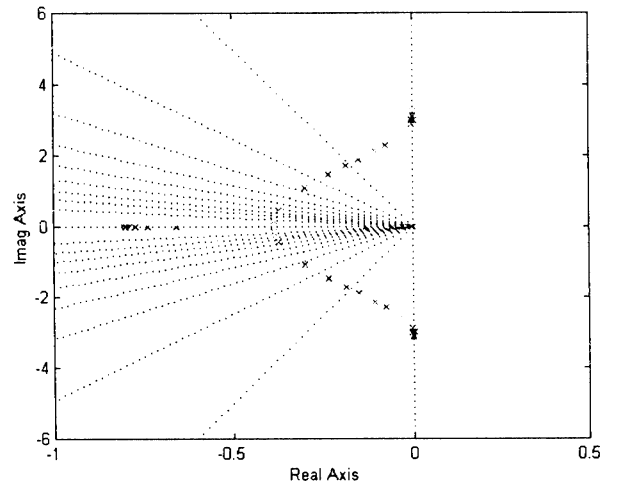


(局部放大图)

图 9-2 不加 $G_{p,c}(s)$ 补偿时，望远镜赤经指向系统的根轨迹图



(整体显示图)



(局部放大图)

图 9-3 增加 $G_{p,c}(s)$ 补偿时，望远镜赤经指向系统的根轨迹图

利用根轨迹法，我们能定性地分析控制系统的稳定性。但仅止于此是不够的，为了更好地了解和系统的控制特性，我们常常要知道系统的稳定化程度及频率响应特性。为此，我们对上面讨论的望远镜赤经指向控制系统，作出其 NYQUIST 曲线图如图 9-4, 9-5 所示，其中增益 $K_{e, a}$ 取为 1000。如果没有补偿环节 $G_{p, c}(S)$ ，在图 9-4 中，我们可以看出，其奈氏轨迹包围 $-1+j0$ 点，显然系统是不稳定的。所以其增益裕量和相位裕量均为零。

如果加入补偿环节 $G_{p, c}(S)$ ，从图 9-5 可以看出，由于其奈氏曲线远离 $(-1, j0)$ 点，所以系统是稳定的。为了分析其稳定化程度，我们分别计算出其增益裕量和相位裕量为：

$$\begin{aligned} Gm \text{ (Gain margin)} &= 78.2 \\ Pm \text{ (Phase margin)} &= 50.5 \end{aligned} \tag{9.2}$$

可见，通过引入补偿控制环节 $G_{p, c}(S)$ 望远镜指向系统不但变成稳定的系统，而且其控制特性也大大提高。

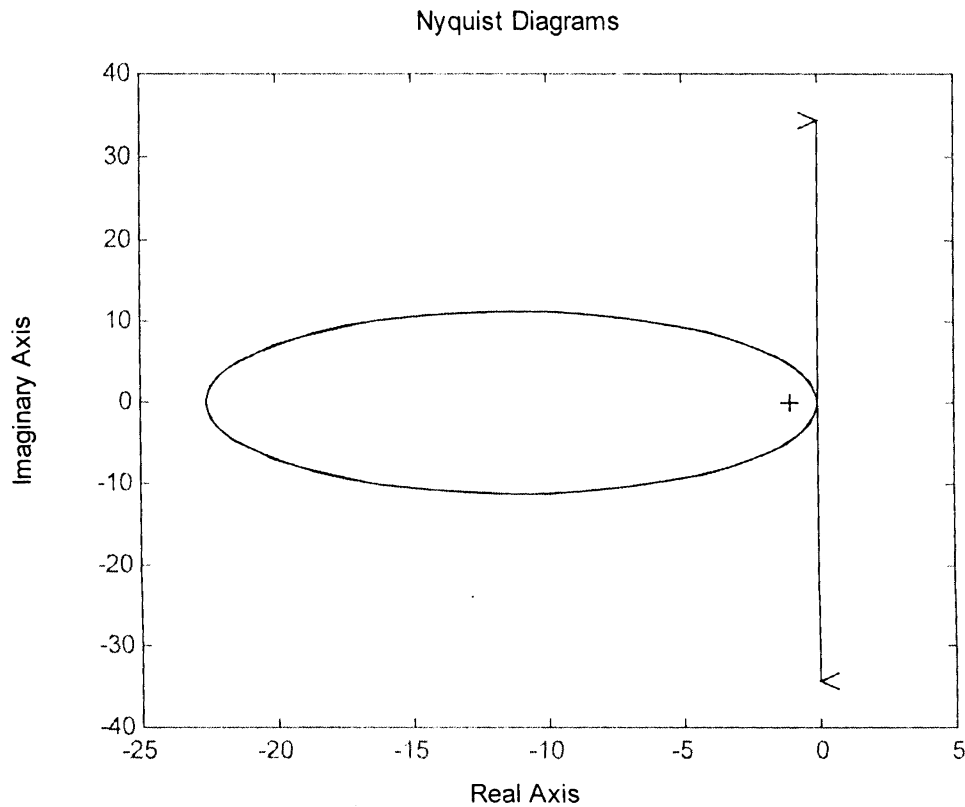


图 9-4 不加 $G_{p, c}(S)$ 补偿环节时，BST 望远镜赤经指向系统的 NYQUIST 图

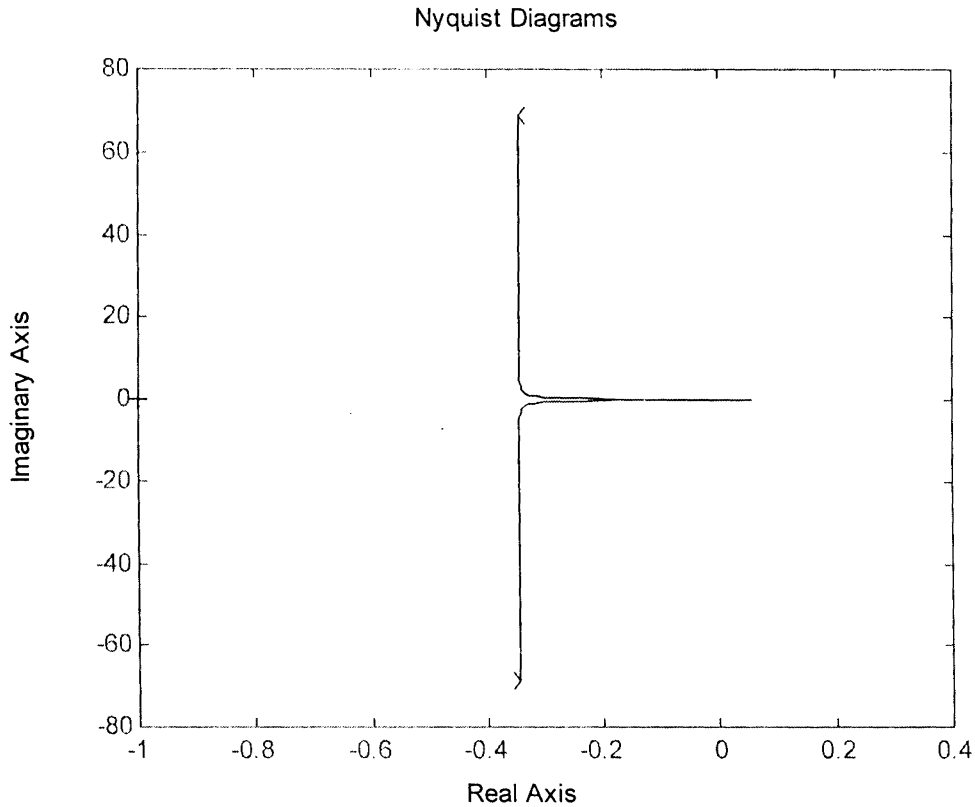


图 9-5 加入 $G_{p,c}(S)$ 补偿环节时, BST 望远镜赤经指向系统的的 NYQUIST 图。

9.3 仿真结果的可靠性分析

在 9.2 式中, 增益裕量为 78.2db, 这是在吊篮惯量 I_{G_x} 为 $5000\text{kg}\cdot\text{m}^2$ 时计算得到的。实际上, 由于 BST 在实际放飞时其吊篮转动惯量值与理论计算时会有偏差, 而且由于望远镜筒在吊篮内跟踪太阳, 其位置不同, 同样也会引起吊篮惯量的变化。此外, 作为控制增益 K_{e_a} , 在实际调试时也非固定不变。所以为了检验 $G_{p,c}(S)$ 的在实际工程中的补偿效果, 我们分别作出, 当吊篮惯量作增减 $\pm 10\%$ 的变化时以及当 K_{e_a} 从 500-2000 之间变化时, BST 望远镜赤经指向控制系统的增益裕量和相角裕量的变化。

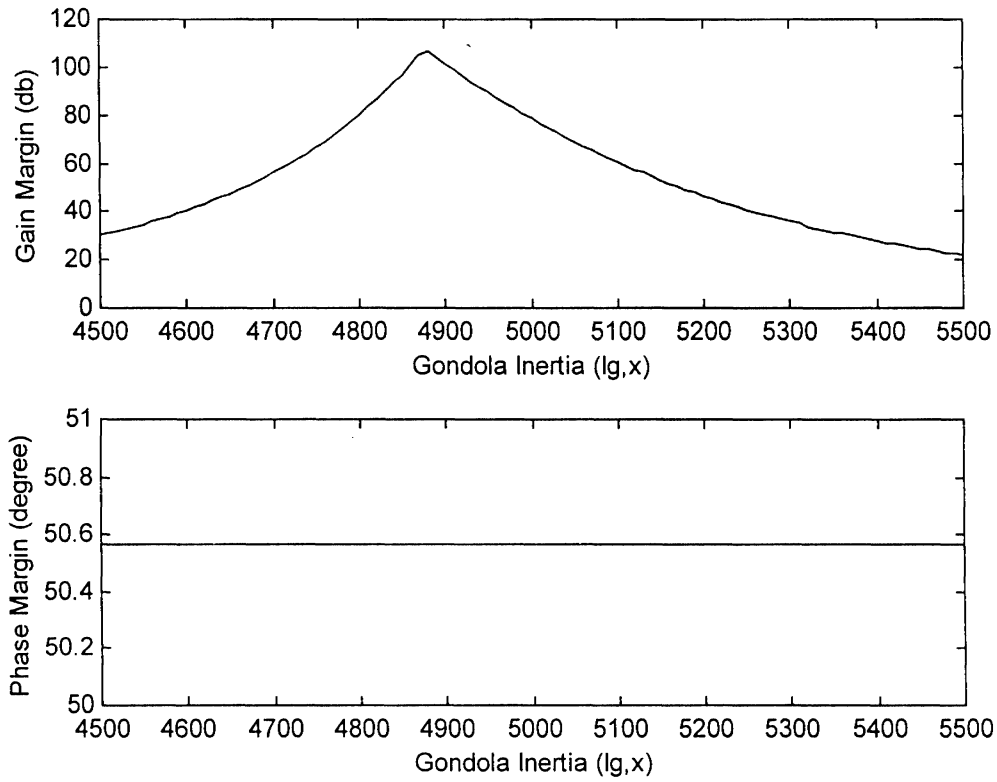


图 9-6 望远镜赤经指向系统其增益裕量和相角裕量与吊篮惯量的变化关系

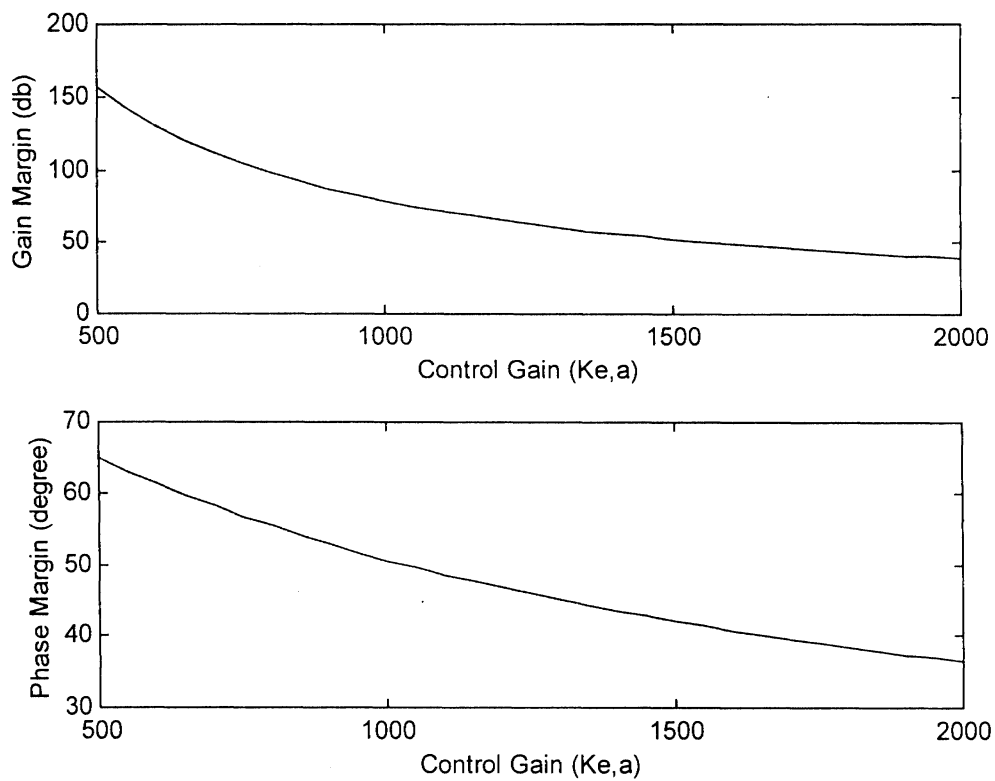


图 9.7 望远镜赤经指向系统其增益裕量和相角裕量与控制增益 $K_{e,a}$ 的变化关系

从图 9-6 中可以看出，当吊篮惯量从 $4500\text{kg}\cdot\text{m}^2$ 到 $5500\text{kg}\cdot\text{m}^2$ 变化时，系统的增益裕量变化从 30db 变化到 22db ，相角裕量基本在 50.55° 左右不变。可见，当吊篮惯量在 $5000\text{kg}\cdot\text{m}^2 \pm 10\%$ 变化时，系统仍然是稳定的，而且控制特性也变化不大。从图 9-7 中，我们可以看到，当 K_{e_a} 从 500 到 2000 变化时，控制系统的增益裕量从 156db 到 39db 变化，相角裕量从 64.9° 到 36.4° 变化。所以说 $G_{p,c}(S)$ 的补偿是极其有效的，而且对工程实际中参数的在一定范围内的变化也能适应，因此 $G_{p,c}(S)$ 补偿控制的设计是成功的。事实上，如果要得到好的补偿效果和较高的控制品质，则指向系统对参数（如吊篮转动惯量）变化比较敏感；如果要求控制系统对参数变化的适应性较宽，则系统的响应特性品质变差，指向精度变低，因此对 $G_{p,c}(S)$ 补偿控制的设计必须综合考虑。

同样地，BST 望远镜在赤纬方向上的补偿控制环节，通过 SIMULINK 软件仿真分析，可以得出 $G_{p,c}(S)$ 如下形式：

$$G'_{p,c}(S) = \frac{S^2 + 9.61}{S^2 + 13S + 10.7} \quad (9.3)$$

为了对 BST 望远镜指向控制的动态响应特性有更深入的了解，我们作出了 BST 望远镜和吊篮在赤经方向上对阶跃函数输入的单步响应特性曲线。图 9-8，9-9 显示 BST 望远镜赤经方向控制其在是否加入 $G_{p,c}(S)$ 下，单步响应特性曲线的比较图。而图 9-10，9-11 则显示了在此条件下吊篮的单步响应特性曲线的比较图。由这些图中可以清晰地看出，在加入 $G_{p,c}(S)$ 补偿控制时，BST 指向系统的控制特性被大大提升。

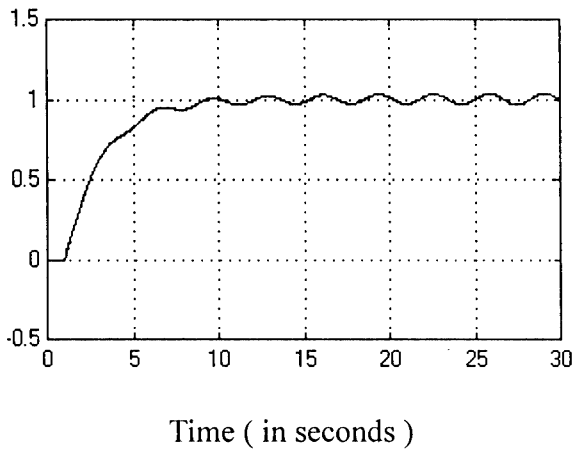


图 9-8 望远镜赤经方向上指向控制的单位阶跃响应（不加 $G_{p,c}(S)$ 补偿回路时）

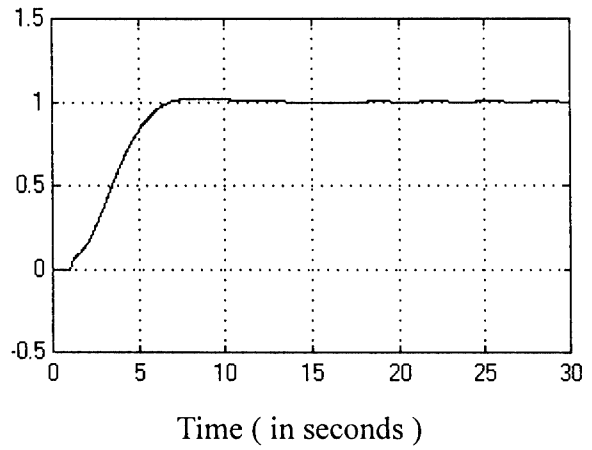


图 9-9 望远镜赤经方向上指向控制的单位阶跃响应（加 $G_{p,c}(S)$ 补偿回路时）

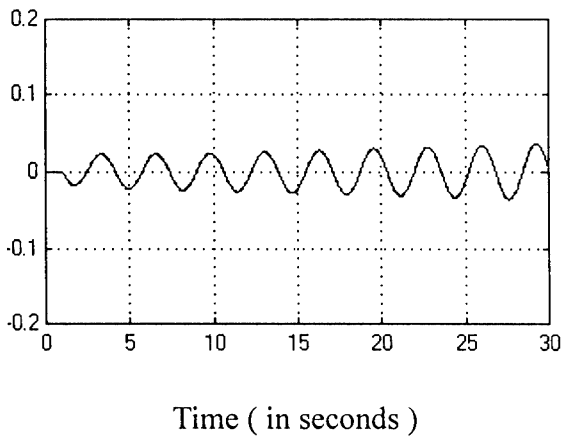


图 9-10 望远镜单位阶跃响应时，对应的吊篮倾角的变化（不加 $G_{p,c}(S)$ 补偿回路时）

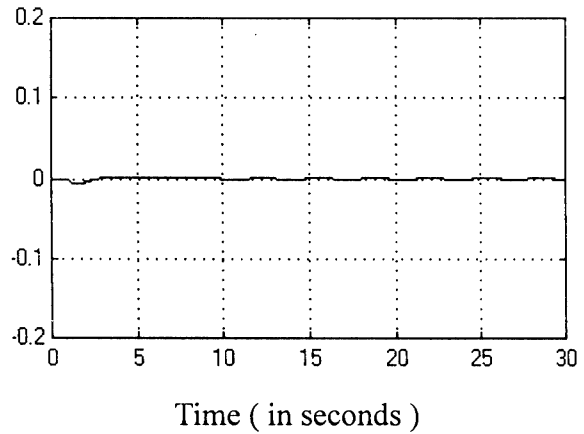


图 9-11 望远镜单位阶跃响应时，对应的吊篮倾角的变化（加 $G_{p,c}(S)$ 补偿回路时）

9.4 望远镜精密指向控制的实测结果

将上面讨论的 BST 望远镜指向系统在赤经赤纬上的补偿环节 $G_{p,c}(S)$ 和 $G'_{p,c}(S)$, 进行离散化处理(如 Z 变换), 应用于 BST 的实际调试中。在今年 5 月, 在北京天文台怀柔站的野外调试中, 明显地看到, 在加入补偿控制时, 望远镜和吊篮的振动明显地被消除。而且已取得了指向精度接近 20 角秒(R.M.S)的精度, 如图 9-12 所示。由于受野外自然条件和实验条件的限制, 作更精细调试较为困难。目前正在建立调试实验室, 以便对控制参数作进一步修改和调试, 望远镜指向精度得到进一步地提高, 实现 10 个角秒的指向精度是可能的。

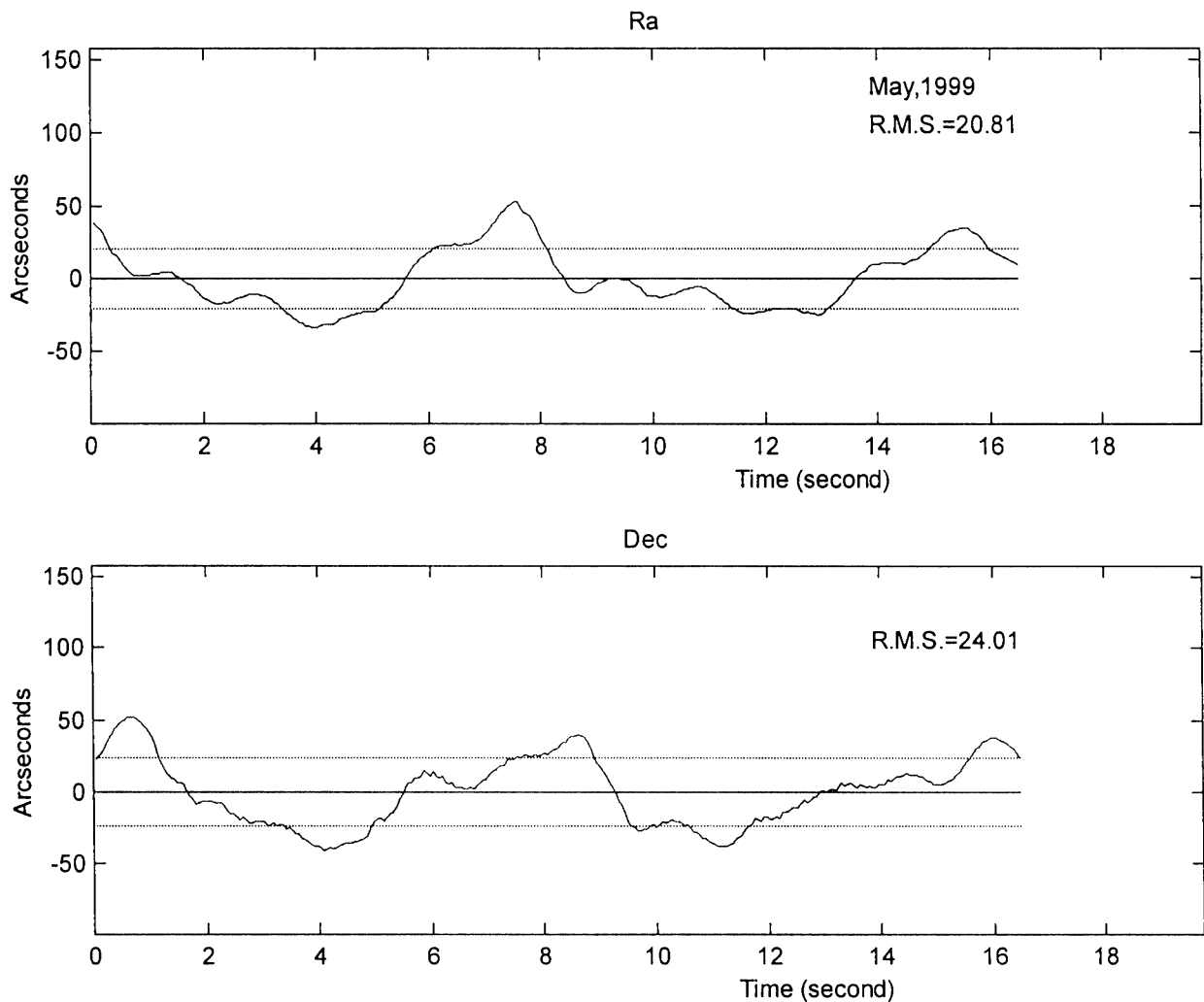


图 9-12 BST 望远镜指向控制实测图

第十章 结果与结论

球载太阳望远镜高精度姿态控制和精密指向技术的课题研究，具有一定的深度和难度，其在世界上球载控制技术中也具有一定的创新性，并在 1997 年为中日联合资助下的合作研究项目。通过几年来对该课题系统和全面的研究，我们取得以下主要结果和结论。

主要结果有：

1. 成功地研制和开发了角动量达 $51\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$ 的双子型 CMG，其非常适合于大型球载和航天器的姿态控制。而在此之前，仅有日本将角动量为 $8\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$ 的 CMG 用于重约 300 公斤的中型球载的姿控系统中，并取得约 3 角分的姿控精度，显示出 CMG 的优秀特性。但是我们研制的角动量为 $51\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$ 的 CMG 不是对日本研制的 CMG 的简单的放大。而对于大惯量转子的飞轮，其速度达 6000rpm ，对整个 CMG 转子的机械设计要求十分严密。如果设计不当，会产生 CMG 转子的共振和抖动。同时对 CMG 的安装和调试要求也十分严格，而且对高速转子的稳速同步控制的要求也极为苛刻。总之，对角动量达 $51\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$ 的 CMG 的成功研制，是 BST 吊篮姿态控制的关键技术突破之一，为 BST 吊篮实现高精度姿控打下了基础。
2. 开发了抗拉强度达 16 吨、吊绳控制扭矩接近 $0.033\text{N}\cdot\text{m}$ （相对于轴承摩擦力矩 $0.72\text{N}\cdot\text{m}$ ）用于 BST 姿控的反捻器，为整个 BST 姿控的全面构成打下了基础。
3. 设计和建立了 BST 姿态控制的整个系统，并从工程技术上实现了这样一个系统。包括机械设计和电控设计，硬件设计和软件设计，以及系统集成设计。结合反捻器控制技术，实时的进行 CMG 的卸荷控制，对 BST 吊篮实现了无间断的连续控制。
4. 对 BST 吊篮取得了优于 1 角分（R.M.S）的姿态控制精度。而接近或达到 1 角分的控制精度在世界大型球载姿控中未见有报道。一般球载姿控精度为 6 角分左右，日本 ISAS 也只达到了 3 角分左右。所以说 BST 姿控系统的高精度技术实现具有突破性进展，对世界球载的姿控研究具有重要意义。BST 高精度姿控的实现，得益于整个系统的正确设计，包括各个部件的正确设计和选型，CMG 控制部件的采用，以及利用计算机控制技术和变积分的 PID 调节控制，实现数字化动态过程控制。加上合适的硬件和软件设计，最后达到了理想的效果。

5. 建立了 BST 望远镜载吊篮中指向控制的数学模型。为 BST 望远镜克服吊篮在水平面内摆动的影响提出了控制回路的补偿函数的设计方法。并通过计算机辅助设计，计算出该补偿函数的各个参数，实现了 BST 指向控制的补偿回路设计。并给出了利用这些设计，应用于 BST 工程中所取得的接近 20 角秒的指向控制精度的初步结果。

主要结论有：

高空科学观测的球载系统其运动特性通过物理分析和实际的实验观测是可预知的。本论文第二章详细探讨了高空气球及吊篮的转动、本平面内摆动及上下振动等特性。对 BST 而言，在自由飞行状态下，其气球和吊篮的转动为 0.01-0.1rpm；水平面内的摆动约 6 秒和 20 秒两种周期，幅度在 10 角分以内；上下振动周期约为 5-10 分钟，幅度在 100 米左右。

大角动量 CMG 作为 BST 姿控力矩驱动机构是非常适合的。在第二章中通过对 CMG 和反作用飞轮控制特性和机械效率的详细比较，CMG 具有输出力矩大，控制特性好、体积小，重量轻等一系列优点，非常适合于 BST 这样惯量大，重量重，控制精度要求高的球载系统中。这也使 BST 采用分级控制而获得高分辨率太阳图像的科学观测成为可能。

作为吊绳扭矩的去耦机构和 CMG 角动量卸荷机构，高抗拉强度、高灵敏吊绳扭矩检测的反捻器是 BST 的高精度姿态控制的必要机构和重要组成部分。第三章讨论的反捻器的控制原理和控制特性为整个 BST 吊篮姿控系统的全面构成提供了理论基础。

作为实现 BST 吊篮高精度姿控的核心部件和关键技术突破——具有 51N.m.s 大角动量的 CMG，设计是成功的。CMG 参数的选择考虑是整个 CMG 机械设计的依据。CMG 和 DM 的低温低压工作性能的测试证明其适合球载高空飞行的空间环境要求。第四章 CMG 的控制原理和控制特性的分析为 CMG 的吊篮方位姿控系统的设计提供了理论基础。由于双子型 CMG 本身的结构特点和 BST 的要求，说明控制回路的补偿设计是必要的。

CMG 控制回路与 DM 控制回路的有机结合是 BST 吊篮姿控系统全面构成和建立的关键。通过对吊绳扭矩的有效控制实现了对 CMG 的实时卸荷控制，从而保证了 CMG 姿态控制系统的控制连续性。

第五章所讨论的 BST 姿控系统的硬件构成设计成功地实现了从原理分析和方案设计阶段向具体的工程技术阶段的转化。PHILIPS 公司的 80C552 及 INTEL 公司的 80C196 等强功能单片机的采用使现代计算机控制技术得以在 BST 上成功运用，同时也简化了电路。该章可靠性设计讨论和介绍了为 BST 姿控系统适应气球飞行与观测时的特殊环境而采取的一些措施和特别考虑，包括硬件、软件的保护设计及自动导向和姿态定位设计。这些都对 BST 姿控的安全可靠性的提高具有十分重要的作用。

第六章中的软件设计和控制方法，使复杂的控制算法、信号变换、通讯等等通过计算机得以实现完成。变积分的 PID 控制大大提升了 CMG 控制特性和系统的控制品质，使计算机对 BST 姿控系统实现了动态过程控制。增加了 BST 姿控的精度和灵活可靠性。

第七章的 BST 姿控在地面上的实测调试结果表明了其控制精度优于 1 角分 (R. M. S)。而优于 1 角分的精度在世界上以往的球载姿控系统中未见有报道。这也说明了 BST 的 CMG 方位姿态控制其系统设计是正确的，工程技术设计是十分成功的，具有一定的突破性。

本论文第二部分中，第八章讨论了太阳望远镜在吊篮中的运动并正确建立了其数学模型，指出了控制回路的高级补偿设计是望远镜克服吊篮在水平面内摆动的影响而实现高精度指向控制的关键因素之一。吊篮除了在铅垂线方向 CMG 的稳定控制作用以外，由于望远镜在赤经、赤纬方向的运动而引起吊篮在水平面内的摆动，如果望远镜不加补偿控制有时会引起吊篮和望远镜振荡而无法实现指向控制。第九章讨论了通过控制系统的计算机辅助设计，利用 MATLAB 工具软件对 BST 望远镜控制模型的计算机仿真，设计了高级补偿器，并给出了对是否加入这种补偿器的比较结果。通过对该补偿器的离散化处理，由计算机软件实现这种补偿器，并通过实际调试进行参数的微小调整，从而得出理想的实测调试结果，使 BST 的精密指向控制得以实现。

总之，BST 的大角动量 CMG 装置及高精度姿态控制系统的成功开发和望远镜精密指向控制的实现为空间姿控技术的发展提供了技术储备和供鉴。作为空间太阳望远镜 (SST) 的中间实验是必要的，也是非常成功的。同时也为我国以后球载系统的姿控和指向技术及下一步 SST 姿控系统的研究开发提供了有益的参考和帮助。

参考文献

- [1] Yajima, N., S. Kokaji, S. Hashino, *Report of Mechanical Engineering Laboratory* No. 135, ISAS, Japan, 1986
- [2] Ai, G., *Adv. Space Res.*, Vol. 17, No. 4/5, 343 (1995)
- [3] Ai, G., W. Zhang, S. Yang, and G. Song, Balloon Borne and Ground-Mobile Solar Telescope, *Proceedings of the Third China-Japan Seminar on Solar Physics*, pp.312-316, Beijing, 1994.
- [4] Shinnars, S. M., *Modern Control System Theory and Application* (second edition), Addison-Wesley Publishing Company, Menlo Park, CA (1978).
- [5] Xiangming Ye, Guoxiang Ai, Nobuyuki Yajima and Ningsheng Hu, HIGH PRECISION POINTING CONTROL TECHNOLOGY OF A LARGE BALLOON BORNE SOLAR TELESCOPE, *Proc. of the 21st International Symposium on Space Technology and Science (ISTS)*, vol. II, pp.1592—1597, Japan, 1998
- [6] X. Ye, N. Yajima, G. Ai and N. Hu, ATTITUDE CONTROL AND HIGH PRECISION POINTING CONTROL SYSTEM OF A LARGE BALLOON BORNE SOLAR TELESCOPE, *ADVANCES IN SPACE RESEARCH*, 1998 (In press)
- [7] YE Xiangming, HU Keliang, SUN Caihong, JIN Shengzhen, STABILIZATION CONTROL AND REALIZATION OF PRECISION POINTING CONTROL FOR A LARGE BALLOON BORNE SOLAR TELESCOPE, *Publ. Beijing Astro. Obs.* pp.177—182, 1998
- [8] Xiangming Ye, The Selection of the CMG for the Balloon Borne Solar Telescope, *Proc. of the Fifth Workshop on Solar Magnetic and Velocity Fields*, pp.146—151, 1996
- [9] Xiangming Ye and Guoxiang Ai, General Design of the Electronic Control of the Balloon Borne Solar Telescope, *Proc. of Songpan workshop*, pp.195—200, Sichuan, China, 1995
- [10] Xiangming Ye, Attitude Control System of the Balloon Borne Solar Telescope, *Proc. of Songpan workshop*, pp.189—194, Sichuan, China, 1995
- [11] 叶祥明, “气球用 CMG 试研究”, 《空间天文学讨论会议文集》, pp.50—58, 北京, 1996
- [12] 中国科学院北京天文台 SST 研究组, 《空间太阳望远镜 A-相研究报告》, 1996
- [13] 沈耀忠、任志纯、罗毅, 《TMOS 功率场效应晶体管原理及应用》, 电子工业出版社, 1995
- [14] 陈隆昌、陈薇艳, 《控制电机》, 西北电讯工程学院出版社, 1984
- [15] 叶祥明、艾国祥、张斌、宋国峰、王敬山, “多通道太阳望远镜波带调节的电控设计”, 《光学技术》, pp.179—184, 北京, 1995
- [16] 哈尔滨工业大学理论力学教研室, 《理论力学》, 高等教育出版社, 1985

- [17] 江秀汉、周建辉、汤楠,《计算机控制原理及其应用》,西安电子科技大学出版社,1995
- [18] 沈裕康、黄中原、杨庚辰,《自动控制基础》,西北电讯工程学院出版社,1986
- [19] 蒋嗣荣、洪振华等,《计算机控制技术》,西安电子科技大学出版社,1991
- [20] 张友德,《飞利浦 80C51 系列单片机原理及应用技术手册》,北京航空航天大学出版社,1992
- [21] 吴大正,《信号与线性系统分析》,高等教育出版社,1986
- [22] 余永权、李小青、陈林康,《单片机应用系统的功率接口技术》,北京航空航天大学出版社,1993
- [23] 张培强,《MATLAB 语言》,中国科学技术大学出版社,1995
- [24] 施阳、李俊等,《MATLAB 语言工具箱—TOOLBOX 实用指南》,西北工业大学出版社,1998
- [25] 魏庆福等,《STD 总线工业控制机的设计与应用》,科学出版社 1991
- [26] 王永山,《IBM PC 汇编语言程序设计及接口技术》,西安电子科技大学出版社,1988
- [27] 何立民,《I²C 总线应用系统设计》,北京航空航天大学出版社,1995
- [28] 胡谋,《计算机容错技术》,中国铁道出版社,1995
- [29] 戴梅萼,《微型计算机技术及应用》,清华大学出版社,1991
- [30] 康华光,《电子技术基础(模拟部分)》,高等教育出版社,1991