

# 日本卫星的姿态控制技术

孙麟治

## 一、日本人造卫星发展概况

自从1957年发射第一颗人造地球卫星以来，二十多年内，世界各国发射的各种空间飞行器已达二千多个，其中极大多数是人造地球卫星。它们的轨道由一百多公里到几十万公里。按照卫星在轨道上的功能不同，这些人造卫星可以归纳为应用卫星和科学技术实验卫星两大类。应用卫星有四种：

### 1. 地球观察站

卫星处在轨道上，对地球来说站得高、看得远，用它来观察地球是非常有利的。属于这种功能的卫星目前有侦察、预警、气象和地球资源卫星等。这类卫星约有八百五十多个。

### 2. 中继站

卫星在轨道上对信息进行放大和转发。属于这种功能的卫星目前有通讯、直接电视广播、跟踪和数据中继卫星。这类卫星约有二百三十多个。

### 3. 基准站

卫星在轨道上作为位置精确基准点，所以测轨精度要求非常精确，属于这种功能的卫星目前有导航卫星和几何测地卫星等。这类卫星约有一百四十多个。

### 4. 轨道拦截

也称为反卫星，即是将卫星作为一个武器去拦截在轨道上的卫星。这类卫星约有二十来个。

科学和技术实验卫星包括有三种（共约600个）：

（1）卫星技术实验站——进行卫星本身技术实验，它的控制系统与应用卫星要求相当，但是工作寿命可以短一些。属于这种功能的卫星目前有技术实验卫星。

（2）天体观察站——这类卫星对天体指向精度要求较高（秒级）。属于这种功能的卫星目前有天文卫星。天文卫星已成为天文研究的第三代工具（第一代用光学望远镜、第二代用射电望远镜）。

（3）空间环境观察站——属于这种功能的卫星目前有科学实验卫星、主要目的是探测空间环境及其影响，如地晃、磁层、电离层、宇宙线等。这类卫星的控制系统，除了特殊要求外一般都较简单。

根据上述卫星在轨道上的功能、表1列出各种类型功能的卫星控制系统的特点和要求。

日本的人造卫星以和平利用为目的，目前的研制和发射工作分别在两个系统内进行，一个是文部省所属的东京大学宇宙航空研究所，该所拥有自己的研究机构、装调和试验设备，并且附设鹿儿岛宇宙空间观测所。不仅研制卫星而且研制M型发射卫星的火箭，自成系统。表2列成了该所1970年2月11日发射日本第一颗人造卫星“大隅号”以来，十年期间发射的十一颗卫星的基本参数及其外形示意。

其次是日本科学技术厅所属的“宇宙开发事业团”，规划着政府级的卫星开发事业。表3列出了该团自1975年以来发射的8颗卫星的基本参数及其外形示意。

东京大学宇航研究所重点研制科学实

表 1

人造地球卫星的分类、用途和控制方式

类别	功 能	控制系统特点	用 途	主要控制方式
应 用 卫 星	地球观察站	1. 对地指向精度取决于目标定位精度 2. 高稳定度 ( $10^{-3} \sim 10^{-4}$ 度/秒) 3. 指向误差跳动量比指向精度高一数量级	侦察卫星	三轴喷气控制、美国“大鸟”卫星除喷气控制外、还有重力梯度稳定
			予警卫星	早期自旋稳定, 现采用三轴控制
			气象卫星	由自旋稳定发展以飞轮为主的三轴控制
			地球资源卫星	三轴控制
	中 继 站	1. 静止卫星位置保持精度 $< 0.1$ 度 2. 对地指向精度高 ( $0.1^\circ \sim 0.05^\circ$ ) 3. 中继卫星除对地指向外还要求对目标卫星精确跟踪	通讯卫星	过去大多采用双自旋稳定, 目前以飞轮为主三轴控制
			直接电视广播卫星	高精度长寿命三轴控制和挠性体太阳帆板定向控制
			跟踪和数据中继卫星	多体姿态控制和同步定点位置控制
	基 准 站	1. 对地指向精度要求一般 ( $1^\circ$ 左右) 2. 测轨精度要求很高	导航卫星	早期三轴重力梯度稳定, 现采用两对斜装飞轮实现三轴控制
			测地卫星	早期为磁控稳定, 后发展为重力梯度加惯性轮
	轨道拦截	1. 变轨范围大、交会精度高 2. 单轴或双轴姿控	反卫星	
科 学 和 技 术 实 验 卫 星	卫星技术实验站	与应用卫星控制系统相当, 但工作寿命短一些	技术实验卫星	早期用被动控制 (重力梯度或自旋稳定) 目前为主动三轴控制 (三个零动量飞轮)
	天体观察站	对天体指向要求高 (秒级精度)	天文卫星	高精度对天体指向三轴控制和自旋稳定
	空间环境观察站	一般的控制系统较简单	科学实验卫星	早期较多采用自旋稳定, 现为三轴控制或者对卫星中观察仪器平台单独实现控制

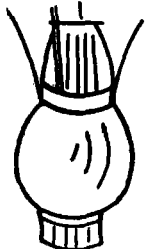
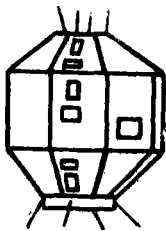
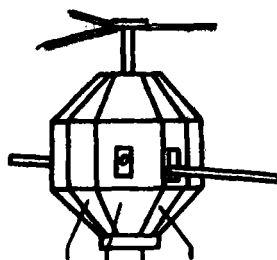
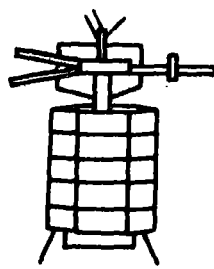
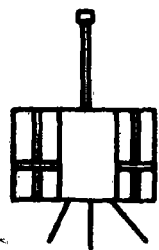
验卫星, 重量较轻、主要探测宇宙 X 射线, 高空中的电子密度、等离子体、重粒子、极光粒子、太阳真空紫外日冕线等天体现象。

宇宙开发事业团系统重点研制应用卫星, 包括通讯、广播、气象以及技术试验卫星等。为今后发射大型通讯卫星、海洋观测卫星、测地卫星中的技术问题作准备。

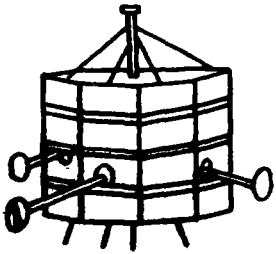
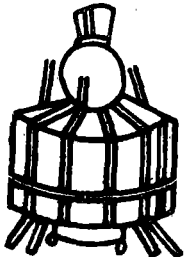
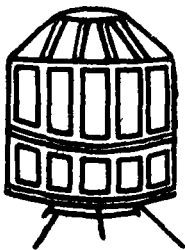
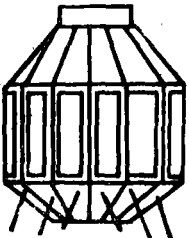
日本人造地球卫星发展的主要问题是受到运载工具能力的限制, 东京大学宇航研究所采用 M 型火箭发射卫星, 重量最大没有超过 100 公斤。宇宙开发事业团采用 N-1 型火箭发射的卫星的重量限于 142 公斤以下。三个 GMS、CS 和 BS 卫星重量为 350 公斤, 超出当前日本运载工具发射能力, 只得求助于美国 Delta 火箭在肯尼迪宇宙中心发

表 2

日本东京大学宇航所发射的卫星

名 称	外 形	任务内容	发射日期和 运载火箭	重 量	轨 道
大隅 (おおすみ)		M火箭首 次发射试验	1970年2月 11日 L-4S-S	24kg	高度: 5140/340 倾角: 31° 周期: 145分
探星 (たんせい) (MS-I)		试验星上 的仪器系统 和星上环境 数据系统的 性能	1971年2月 16日 M-4S-S	63kg	高度: 1110/990 倾角: 30° 周期: 106分
第1号科学 卫星新星。 (しんせい)		电离层等 离子体宇宙 线, 太阳无 线电观测	1971年9月 28日 M-4S-S	65kg	高度: 1870/870 倾角: 32° 周期: 113分
第2号科学 卫星电波。 (でんは)		电离层等 离子体强 度, 电子粒 子射线电磁 波, 地磁观 测	1972年8月 19日 M-4S-S	75kg	高度: 6566/246 倾角: 31° 周期: 161分
探星-II MS-T <sub>2</sub> (たんせい2号)		测量运载 火箭性能进 行星上技术 试验	1974年2月 16日 M-3C-1	56kg	高度: 3237/289 倾角: 31° 周期: 122分

(续表)

名称	外形	任务内容	发射日期和 运载火箭	重量	轨道
第3号科学 卫星 SRATS (たいよう)		研究各种 太阳放射线 和地球外大 气层之间的 相互关系	1975年2月 24日 M-3C	75kg	高度: 3136/255 倾角: 32° 周期: 120分
探星-IV (たんせい3 号)					高度: 3813/791 倾角: 66° 周期: 134分
(第4号科 学卫星) CORSA		研究X射 线爆发, X 射线星体, 极软X射线 源观测	1976年2月 4日发射未入 轨道失败 M-3C	75kg	高度: 600/350 倾角: 30° 周期
第5号科学 卫星 EXOS-A (きよっこう)		研究极光 及其有关现 象	1978年2月 4日M-3H-2 进入准极轨道	85kg	高度: 3970/637 倾角: 65° 周期: 134分
第6号科学 卫星 EXOS-B		全长102 米偶极天线 伸长, 地磁 观测装置z 轴方向伸展	1978年9月 16日 M-3H-3	92kg	高度: 30000/227 倾角: 31° 周期: 524分

(续表)

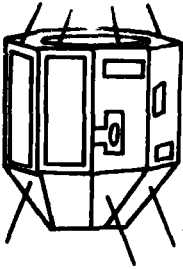
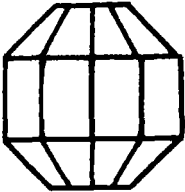
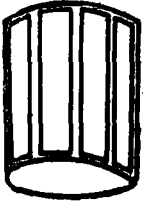

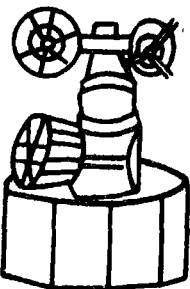
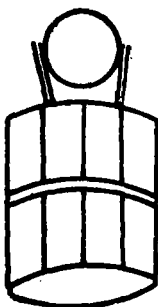
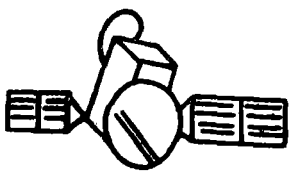
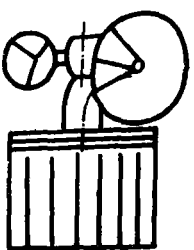
名称	外形	任务内容	发射日期和运载火箭	重量	轨道
第4号科学卫星 CORSA-b		研究X射线爆发X射线星体、极软X射线源观测	1979年2月21日 M-3C	99.5kg	高度: 650/500 倾角: 31°

表 3

日本宇宙开发事业团发射的卫星

名称	外形	任务内容	发射日期和运载火箭	重量	轨道
技术试验卫星 I 型 (きく) ETS-I		确认火箭发射技术试验卫星跟踪技术, 天线伸展实验卫星环境测定	1975年9月9日 N-IF	82.5kg 直径约80cm 26面体	高度: ~1000 倾角: 47° 周期: 106分
电离层观测卫星 (うめ) ISS		观测电离层, 收集改进短波通信预报和警戒系统的精度	1976年2月29日 N-I 发射一个月后电源故障通信中断	139kg 直径约94cm 高约82cm 元筒形	高度~1000km 元轨道 倾角: 70° 周期: 106分
技术试验卫星 II (きく2号) ETS-II		日本第一颗静止卫星, 确认静止卫星发射技术跟踪控制技术, 姿态性能实验 MDA 天线星载仪器的功能实验	1977年2月23日 N-3F	130kg 直径约140cm 高约90cm, 元筒形	高度36000km 静止卫星轨道 倾角: 0.5° 周期: 24小时
静止气象卫星 (ひますり) GMS		通过观测静止卫星云图改进日本气象预报的精度	1977年7月14日 美 Delta 2914火箭	350kg 直径约216cm 高约310cm 元筒形	高度约 36000km 静止卫星轨道倾角0°

(续表)

名 称	外 形	任务内容	发射日期和 运载火箭	重 量	轨 道
实验用中容量静止通信卫星 (さくら) CS		准毫米波卫星通信系统实验, 为发展大容量通信卫星的规划之一, 建立系统的操纵技术	1977年12月 15日 美 Delta 2914	350kg 直径约 200cm 高 350 cm 元筒形	高度约36000km 静止轨道 倾角0°
电离层观测卫星 (うめ2号) ISS-b		同 ISS 卫星	1978年2月 16日 N-4F	142 kg 形状同 ISS 卫星	高度约1000km 元轨道 倾角70° 周期105分
实验用中型广播卫星 (ゆり) BS		利用卫星系统进行图象和声音的传输实验作为发展大型广播卫星规划之一建立卫星广播系统的操纵技术	1978年4月 8日 美国 Delta 2914	350kg 直径约 130cm 高 约 300cm 箱 形	高度约36000km, 静止卫星轨道, 倾角0°
实验用静止通信卫星 (あやめ) ECS		建立静止卫星发射技术、姿态控制技术毫米波段卫星通信实验	1979年2月 6日 N-1	130kg 直 径 140cm 高95cm 元筒形	高度36000km 静止卫星轨道 倾角约0.5° 周期24小时

射。因此，目前正在研制 *N-Ⅱ* 火箭为今后发射 350 公斤重的卫星提供运载工具。

## 二、姿态控制技术的研究

在轨道上飞行的人造地球卫星，受各种力和力矩的作用，从刚体力学角度来说，力使卫星的轨道产生摄动；力矩使卫星的姿态产生扰动。对卫星起作用的扰动力矩有空气动力力矩、重力梯度力矩、地磁力矩、太阳辐射压力矩等。扰动力矩的大小随卫星尺寸大小、形状、惯性矩、剩余磁矩、姿态角的不同而不同，但一般来说，占优势的力矩，在低高度时是空气动力力矩，在中高度时是重力梯度力矩和磁力矩，在高高度时是太阳辐射压力矩。

早期的人造卫星，送上天后就任其翻滚不加控制，但是随着卫星应用的发展，对卫星的要求高了，就必须对卫星提出控制的要求，这是因为现时的人造卫星上装有很多的各式各样的探测仪器设备，例如在通讯和广播卫星上装有各种波段的定向天线，在地球资源卫星上装有多光谱遥感设备，在天文卫星上装有射线望远镜，在科学实验卫星上装有磁场计、粒子能量计测装置、电子束放射实验装置等，以及为了供应能源用的太阳能电池帆板等，这些探测仪器都担负着一定的探测目的和任务，工作仪器必须瞄准所需观察的对象，太阳能电池帆板必须对准太阳等。

人造卫星的控制包括轨道控制和姿态控制两个方面。轨道控制包括卫星在同步轨道位置保持，变轨控制（如从轨移轨道变成同步轨道），交会对接。侦察和资源卫星还有返回落点控制等。同步轨道通讯卫星位置保持精度近年来提高一个多数量级。69年发射的天网卫星位置保持精度  $\pm 3^\circ$ ，73年发射的加拿大国内通讯卫星位置保持精度为  $\pm 0.05^\circ \sim 0.1^\circ$ ，75年美国发射的国内通讯卫星位置保持精度  $\pm 0.1^\circ$ 。日本1979年发射的实验用静止通讯卫星（ECS）的轨道保持精

度：纬度方向  $\pm 1^\circ$  以内，经度方向  $\pm 0.5^\circ$  以内。1977年利用美国 delta 2914火箭发射的中容量静止通讯卫星（CS）的轨道保持精度东西、南北方向  $\pm 0.1^\circ$  以下。

姿态控制方面的主要指标是对地球或者对星体指向精度及其跳动量，以及其它指标如姿态变化率、姿态运动稳定时间，控制系统功耗，重量和使用寿命等。1960年以前的应用卫星的姿态控制大部分采用被动控制（重力梯度稳定，自旋稳定，跟踪地磁场稳定等），指向精度  $5 \sim 10^\circ$ ，而从60年代初对地指向精度  $1^\circ$  发展到1974年美国发射 ATSS-6卫星对地指向精度  $\pm 1^\circ$ ，这说明在最近十几年来对地指向精度提高了两个数量级。应用卫星中对地指向精度要求最高的是地球资源卫星，预计在2000年左右这类卫星将达到  $10^{-4}$  度指向精度。

日本到目前为止还未发射过地球资源卫星，东京大学宇航所1979年发射的 CORSA 科学卫星的指向精度为  $0.5^\circ$ 。宇宙开发事业团发射的实验用静止通讯卫星（ECS）在东西方向内的指向精度为  $\pm 0.5^\circ$ 。实验用中容量静止通讯卫星（CS）的指向精度  $\pm 0.3^\circ$ 。

人造卫星的姿态控制方式很多，归纳起来可以分成自旋方式和三轴控制方式两大类。人们常将采用单自旋、消旋天线、消旋平台的各种方式称之为自旋卫星，把采用一个飞轮、三个飞轮、推进器、重力梯度的各种方式称之为三轴控制卫星。

表4是西田进提出的关于人造卫星姿态控制方式的分类。航空宇宙研究所村上力博士在此基础上提出了三轴控制方式的分类（参见表5）。表中也包括了机械消旋天线和双自旋卫星，在他认为就其性能来说，它与三轴控制卫星完全一样，所以也将其包含在此表中。

在表4中，单自旋方式和消旋天线都是使卫星绕最大惯量矩轴自旋，卫星的形状必须大体是扁平的。推进器方式消耗燃料多，只适用于比较短时间的飞行器。重力梯度方

人造卫星姿态控制方式的分类

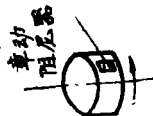

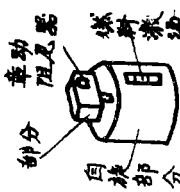
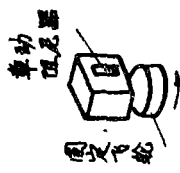
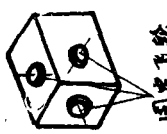
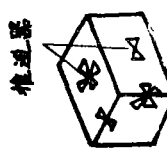
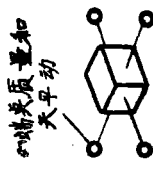



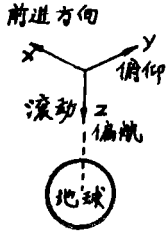
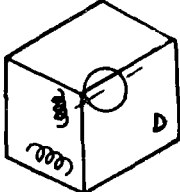
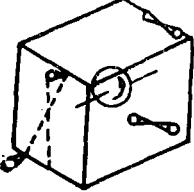
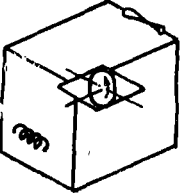
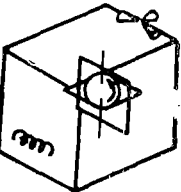
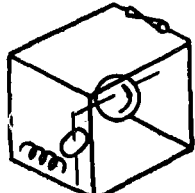
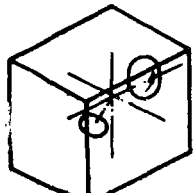
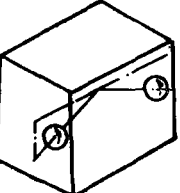
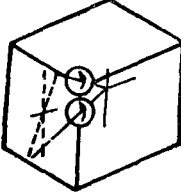
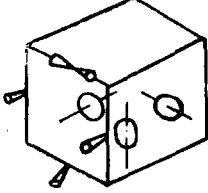
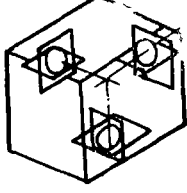
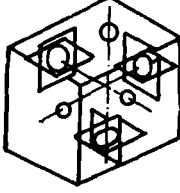
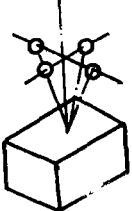
方式	单自旋		消旋平台		1 个飞轮		3 个飞轮		推进器		重力梯度
	狭义的单自旋		广义的双自旋		改进的泰罗斯业务卫星气象卫星		狭义的三轴控制		双子星座		
分类	广义的单自旋		狭义的双自旋		广义的三轴控制		雨云		双子星座		大地测量卫星
	国际商用通信卫星		战术通信卫星		雨云		雨云		双子星座		
具体卫星	电星	国际商用通信卫星	战术通信卫星	改进的泰罗斯业务卫星 气象卫星	雨云	双子星座	大地测量卫星				
力学模型											
稳定条件	卫星绕惯性矩最大的轴自旋但章动阻尼器是必要的。	绕自旋轴部分惯性矩最大的轴自旋，但需在自旋部分加章动阻尼器。消旋控制是主动系统。	自旋部分也能沿着惯性矩最小轴自旋，但要在消旋部分加上比姿控用的燃料激励所引起的能量消耗要大得多的章动阻尼器。消旋控制是主动系统。	由固定飞轮进行稳定，但要在消旋部分加章动阻尼器。飞轮控制是主动系统。	由 3 个轴上的固定飞轮构成 3 个独立的主动系统不需要章动阻尼器。	由 3 个轴上设置的 12 个推进器构成 3 个独立的主动系统。不需要章动阻尼器。	惯性矩最小的轴指向当地垂线，惯性矩最大的轴成为轨道面垂线，天平动阻尼器是必要的。				

表 5

三 轴 控 制 方 式

偏置动量方式 (D 为章动阻尼器)	自旋	 机械消旋有效负荷 ANIK INTELSAT-3 $I_s/I_t > 1$	 双自旋(消旋平台) INTELSAT-4	 框架式有效负荷双自旋 OSO-7	
	一个飞轮	 本体固定飞轮 ITOS SYMPHONIC	 本体固定飞轮 + 偏置推力器 CTS FLEETSATCOM	 单框架(挠性的) LES	 双框架
	两个飞轮	 1个偏置动量飞轮 + 1个小的零动量飞轮	 1个偏置动量飞轮 + 1个小的零动量飞轮(斜的)	 双子扫描飞轮 (V型安装)	 双子扫描飞轮 (V型倾斜安装)
	零动量方式	 3个零动量飞轮 NIMBUS, ANS, TD-IA OGO, ATS-6, ERTS, BS	 3个控制力矩陀螺 (双框架3CMG) SKYLAB	 3个控制力矩陀螺 + 3个小零动量飞轮 LST	 反作用杆

式是被动控制形式、寿命长，但姿态控制精度不太高，用途受到限制。对于高精度指向精度的姿态控制现时广泛采用的是以飞轮为中心的三轴控制方式。

从日本东京大学宇宙航空研究所发射的11颗人造地球卫星来看，都属于自旋卫星范畴。例如1979年2月21日发射的CORSA-b科学卫星，卫星呈八角柱锥体，总重量为99.5公斤（参见表2）。这颗卫星可以根据观测上的需要，将自旋轴转向任意一个方向。为了控制自旋轴的方向采用了电磁转矩方式，这种方式是通过安装在卫星上的MAC电磁线圈与地磁的相互作用实现的。要想使卫星的轴从一个方向转向另一个方向时，可以先用地面上的计算机求出最高效率的程序，以此控制电磁线圈。卫星的姿态可以用自旋保持平衡，自旋率约5rpm。为了计测卫星的姿态，卫星上还装有太阳敏感器和红外地平敏感器，可以测出卫星方向，精度达 $0.5^\circ$ 。

正在研制的ASTRO-A卫星，是其第7号科学卫星，预定1981年发射，目的是为太阳丰年观测黑子。卫星重约180公斤，轨道同CORSA-b，是日本最早采用太阳电池帆板（共四块帆板共4000枚太阳电池，最大功率100瓦）的科学卫星。

卫星以3—5rpm缓慢地自旋，自旋轴处在偏离太阳中心 $1.2 \pm 0.5^\circ$ 范围内，利用机上的闭环姿态控制回路保持。姿态控制采用磁性转矩方式。误差信号由太阳敏感器读取。除此以外卫星上还装有红外地平线敏感器及磁性敏感器作为姿态计。

预定1982年发射的ASTRO-B卫星（第8号科学卫星），准备采用动量飞轮来达到姿态稳定。通过改变飞轮的转速使卫星自身的自旋降至0。同时，卫星的自旋轴可以通过磁力矩自由转向目标。

日本宇宙开发事业团发射的9个应用和技术试验卫星中，8个是自旋稳定卫星，实验用静止通信卫星〔ECS〕的自旋率约100

rpm。1977年用美国Delta 2914火箭发射的实验用中容量静止通信卫星〔CS〕，重量340公斤，同步轨道，自旋率约90rpm。

目前世界各国发射直接电视广播卫星的数量并不很多。集体接收直播实验卫星有美国的ATS-6卫星（advanced Technology Satellite）（1974年发射），CTS和“静止-T”。但是日本在1978年就用美国Delta 2914发射了重量为350公斤的实验用中容量广播卫星（BS）。进入先进行列。而西德预计将在1980年发射个体接收的直播卫星。

这种卫星的对地精度要求较高，寿命较长，美国ATS-6对地指向精度 $\pm 0.1^\circ$ ，日本的BS卫星采用了三个零动量反作用飞轮的三轴控制的方式。并且研制技术试验卫星（ETS-Ⅲ型），重量375公斤，倾角 $45^\circ$ ，预定1982年用其自制的N-I型火箭发射。卫星采用三轴控制稳定方式，将进一步确认其控制性能。

人造卫星的姿态控制，除了必须解决控制方式以外，还必须考虑姿态敏感器和执行元件等方面的问题。

一般来说卫星姿态控制精度取决于姿态敏感器的精度，卫星控制系统的寿命取决于执行机构。

由于卫星控制系统的精度要求越来越高，对卫星敏感器精度要求一般比系统精度高0.5~1个数量级，提高卫星敏感器精度及敏感器数字化，将成为今后一个关键问题。作为卫星主要敏感器有下列八种：

- |             |                |
|-------------|----------------|
| (1) 红外地平仪   | } 利用地球<br>物理特性 |
| (2) 磁强计     |                |
| (3) 地球反照敏感器 |                |
| (4) 太阳敏感器   | } 利用天体位置       |
| (5) 星敏感器    |                |
| (6) 陀螺      | } 利用惯性信标       |
| (7) 加速度计    |                |

(8) 射频敏感器——利用无线电信标。射频敏感器适用在通信卫星，因为通信卫星本身具备无线电信标源。日本广播卫星

成功地采用了单脉冲比幅方式的射频敏感器。

作为产生卫星控制力矩（用于抵消卫星所感受到的扰动力矩）的执行机构，可分为角动量交换（飞轮和控制力矩陀螺）和角动量释放（也叫质量排出，包括冷气喷射、热气喷射和离子发动机）两大类。日本早期发射的人造卫星较多采用的是后一类方式。科学技术厅航空宇宙研究所的姿态控制研究室曾经进行过有关这方面的研究工作，发表了下列研究报告：

（1）轴对称自旋卫星的章动引起的惯性力场及其对于章动阻尼的应用（村上力、狼嘉彰1971年11月航宇所 TR251）

（2）用气体喷嘴积极控制轴对称自旋卫星的章动（村上力、中岛厚1973年10月、航宇所 TR344）

（3）轴对称卫星采用气体喷嘴控制自旋轴及其在控制期间的状态（村上力、狼嘉彰、中岛厚1974年8月，航宇所 TR380）

（4）利用轴向喷嘴控制非对称自旋卫星的章动（村上力、中岛厚1976年5月，航宇所 TR457）

从目前技术发展来看，对高精度长寿命卫星姿态控制系统，用角动量交换产生控制力矩比起喷气更加合适，其原因是飞轮可以给出较精确的控制力矩和较高的控制速率（ $10^\circ/\text{秒}$ ），而喷气只能作开关控制且控制速度较低（ $0.1^\circ/\text{秒}$ ）。飞轮所需能源可以不断补充，因而适合长寿命工作，喷气控制受到能源限制只适合短期工作。

姿态控制的基本原理是角动量守恒法则。卫星的角动量  $H$  和干扰力矩  $T$  可用  $dH/dt = T$  表示，因而  $H = H_0 + Ht$ ，其中  $Ht = \int T dt$ ， $H_0$  为初始值。如果  $H_0$  足够大，整个卫星有很大的角动量，即使加上一个轨道周期的  $Ht$ ，变化也很小，这就是偏置动量方式。另一方面， $H_0 = 0$ ，整个卫星的角动量几乎为零，所以称为零动量方式。

在偏置动量方式中，原则上用一个大的

旋转体来吸收周期性的干扰力矩（高轨道卫星所受扰动基本上是周期性的），其它二轴利用了  $H_0$ 。很大、 $H$  的方向几乎不变的陀螺刚性原理进行卫星姿态保持的。这种性质的飞轮称为动量飞轮。

在零动量方式中小型飞轮是旋转体，作用原理是用电机使飞轮加速或减速对卫星本体产生反作用力这一现象作为控制力矩使用，若要使卫星绕轴与该轴上的飞轮同方向转动，就使飞轮减速，若要卫星反方向转动，就使飞轮加速。由这个控制力既能改变卫星的姿态，也能够对抗干扰力矩，从而形成了由飞轮吸收干扰力矩的结果。实现这一目的的飞轮称为反作用飞轮。

和偏置动量方式飞轮相比，反作用飞轮比较小，例如采用偏置动量方式的交响乐卫星上用的飞轮的角动量为20牛顿·米·秒，而在零动量方式的地球观测卫星（ERTS-1）中的飞轮的角动量约为0.5牛顿·米·秒。因此，零动量方式中和其它轴的陀螺耦合效应比较小，三个轴上的干扰力矩分量，通过安装三个反作用飞轮，各轴独立地进行控制，就可以达到三轴稳定目的。

日本航宇技术所大约在76年前就开始进行了反作用飞轮、动量飞轮和控制力矩陀螺的研制。这些执行元件需要有：小型轻量、长寿命、效率高、功耗小、稳定性好、起动力矩高、直线性和控制性能良好，并且在卫星发射期间支承经受恶劣的环境负载之后，仍要可靠地工作等性能。

航宇所研究的反作用飞轮具有1牛顿·米·秒的角动量，回转控制范围为  $\pm 3000$  rpm，采用无刷直流电机。研究工作以减小力矩波动为目标，重点放在低速回转时也能稳定上。

无刷直流电机没有整流子，转子是永久磁铁，这就必须测量出永久磁铁的磁极，然后对应着转子的回转相位，给定子线圈供电流才能得到旋转力矩。为此需要有一个能够检出转子回转相位的位置检测器及其相适应

的转换回路。

位置检测器采用了霍耳元件。其结构原理表示在图1中。电机转子以径向磁化，因

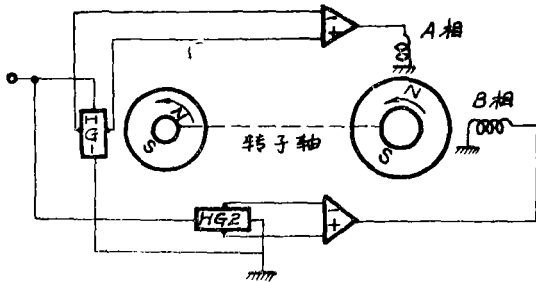


图 1

此，装在同一轴上的位置检测磁铁也同转子一样被磁化，转子的回转位置被二个互成 $90^\circ$ 电角的霍尔元件检测出。定子线圈以互成 $90^\circ$ 电角的A、B两相配置于空间。从而在理论上可以得出恒定的合成力矩。电机的速度和力矩的控制，可以由改变霍尔元件的输入电流来实现。

霍尔元件的材料、对于反作用飞轮采用Ge，对于动量飞轮采用GaAs。无刷电机转子的材料采用稀土类永久磁铁SmCo5，（商品名HTCOREX-22B）这些材料在卫星用的飞轮上使用已经获得良好的效果。

驱动回路的方式对于马达的特性有很大的影响，对比脉冲调宽和调幅两种方式，由于要求在低速时具有平滑回转的可能性，因此采用了调幅方式。图2a是其驱动回路，图2b是其测速回路，采用另二个霍尔元件作为测速元件。这种驱动回路的特点是结构非常简单、而且加速、减速容易、控制性能良好。

表 6 动 量 飞 轮 特 性

项 目	数 值	项 目	数 值
角动量	9.83[Nms]	最大尺寸	$\phi 290[\text{mm}] \times 80[\text{mm}]$
额定转速	3000[rpm]	驱动电机	无刷直流电机
转速控制范围	$\pm 10[\%]$	转子	稀土类永久磁铁，10极
最大扭矩	0.5[Nm]	定子	10极，41槽，2相线圈
电力消耗	14[W]	拾磁头	GaAs 霍尔元件 2个
本体重量	7.7[kg]	密封	气密封、封入0.01气压惰性气体
回路，插头重量	1.3[kg]	电源	DC $\pm 15\text{V}$ 稳压

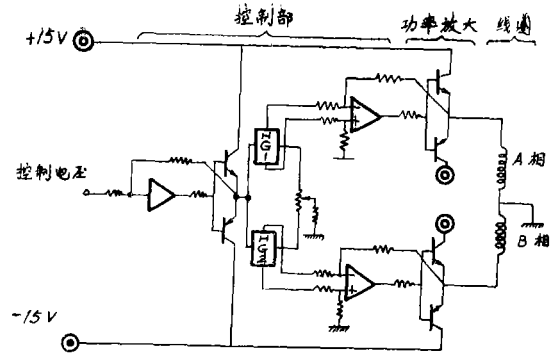


图 2a

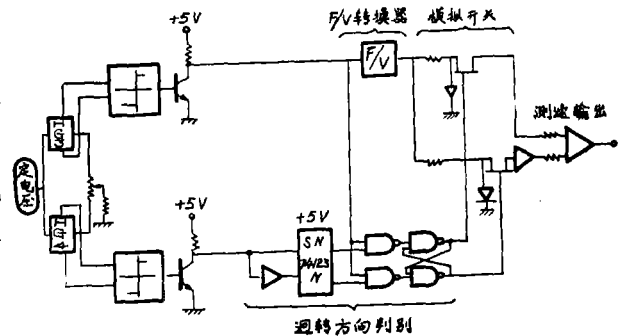


图 2b

研制成的反作用飞轮曾经在单轴转台上进行过精密指向控制实验，结果表明，低速回转时存在的力矩波动对于卫星的影响非常小。

研制的动量飞轮是以国产化人造卫星为目标进行的，为了能够在很大的温度范围内（ $-35^\circ \sim +70^\circ\text{C}$ ）稳定地工作，采用了长寿命的气密、润滑油自动供给、轴承预载、惯性矩与重量比值大、轮子结构优化设计等措施，并选用10极外转子式的无刷直流电机做驱动

动量飞轮的主要性能和尺寸参数见表6。

表 7

动量飞轮主要结构材料的物理性能

名称与材料	抗张强度	抗 压 强 度	纵弹性系数	比 溶 点	热膨胀系数	热 传 导 率	
	[kg/mm <sup>2</sup> ]	[kg/mm <sup>2</sup> ]	E [kg/mm <sup>2</sup> ]	重 [°C]	(20°C) (×10 <sup>-6</sup> /°C)	(20°C) (KCa1/mh°C)	
壳体 A2017BD-T4	>39	>23	7000	2.79	650	23.6	0.29 c.g.s
轴 SUS420J2-BC-D = B	>75	>55	20300	7.91	1400~1470	10.8	0.04 c.g.s
转子 SUS316HP	>53	>21	20300	7.91	1400~1470	16.2	0.04 c.g.s
轴环 SUS420J2-BC -D = B	>75	>55	20300	7.91	1400~1470	10.8	0.04 c.g.s
过滤器 铬镍不锈钢			19700~20400	7.91	1400~1420	17.1	14[0~100°C]
轴承 SUJ2							18[0~500°C]
螺钉类 SUS304	>53	>21	20300	7.9	1400~1420	17.3	0.04 c.g.s

研制出的动量飞轮经过 (1) 动特性; (2) 摩擦力矩 (粘性摩擦、干摩擦); (3) 温度特性等试验。

近年来还正在研究采用磁悬浮轴承的反作用飞轮。

### 三、姿态控制模拟试验 技术研究

卫星姿态控制的研制一般有三个阶段:

(1) 软件模拟 设计阶段在计算机上模拟所设计的系统的数字模型、显示其动态性能, 并选择各个环节的最佳参数。

(2) 实验室模拟试验阶段 即是将被试姿控系统部份元件和混合计算机配合构成闭环, 来表演姿态控制系统的各种动作。

(3) 飞行模拟试验阶段 这是姿控系统定型前的最后性能试验阶段。

对于一般的飞行系统研制, 经过上述两个阶段以后就可以进行实物飞行试验了, 但是对于卫星由于进行飞行试验的代价是昂贵的, 为此, 人们设想出一种能在地面上模拟卫星在空间飞行状态的方法, 这就是模拟试验方法。

在日本筑波宇宙中心配备有一台美国 Carco Electronic 公司制造的三轴机械模

拟转台。该仪器可用磁带机输入信号对陀螺、加速度计等进行飞行模拟试验。

但是对于姿态控制系统来说, 还必须考虑空间飞行的特殊环境条件是重力加速度和摩擦力矩接近于零, 高真空状态、地磁影响较弱等。由于气体轴承能在摩擦力矩极小的情况下托浮起较重的物体, 所以可以模拟空间的失重和低摩擦力状态, 于是在目前实物模拟试验中所普遍采用的、最有效的地面试验设备就是采用球型气体轴承支承的三轴气浮转台。

日本对姿态控制的模拟技术和其它先进技术国家同样的重视, 表 8 列出了日本国内的一些三轴气浮模拟转台的性能指标。

筑波宇宙中心的姿态控制三轴气浮模拟设备是由东京芝浦电气公司 1973 年制造的。目的是进行自旋卫星姿态控制系统各种试验的同时, 发展姿态控制技术。试验设备考虑了分系统试验和综合试验, 即喷气控制装置、动量飞轮、“哟一哟”消旋、章动阻尼器以及姿态敏感器等分系统的特性试验, 模拟在宇宙空间轨道上绕重心的旋转运动, 用姿态敏感器检测姿态, 利用计算机控制指令, 通过无线电发送给试验对象使实际的执行元件工作等综合试验。

图 3 是筑波宇宙中心研制的卫星姿态控制仿真系统方块示意, 用来研究卫星姿态控

表 8

日本国内的三轴气浮转台

单 位	球直 径 cm	球材料	轴承座形式 mm	气 压 kg/cm <sup>2</sup>	负载重 kg	平 台 形 状	运动自由度			通信 方式	姿 态 角 测 量
							x	y	z		
筑波宇宙中 心	φ12	SUS 32	多孔18孔φ0.3		200(400)	元柱式	±30°	±30°	无限	遥测 遥控	轴承球上赤 道线法
航宇技术所	12		多孔12孔φ0.3	8~10	120~150	元盘式 φ1m	±30°	±30°	"	"	电视摄像测 台上光点
鎌仓制作所	15			0.6~6	300	元筒式	±30°	±30°	"	"	红外检测
东大宇航所	25	铝镀镍		5	200	元筒式	±30°	±30°	"	"	轴承球上码 图法
电通研究所											

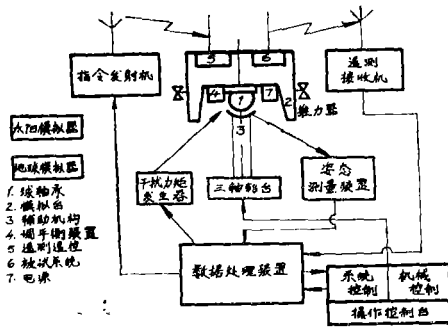


图 3

制仿真实验时所采用的姿态控制技术。该系统包括：三轴转台、姿态角测量设备，处理姿态数据和试验数据的控制计算机、遥测和指令系统、操作控制台、地球模拟器、太阳模拟器等。

三轴转台是一个由低摩擦的球形空气轴承支撑着试验对象的重心，以形式绕三轴自由旋转的试验台。图 4 是该三轴试验台的原理图。球形空气轴承的直径为 12 厘米、真球度 0.3 微米，表面光洁度 0.2 微米，不平衡力矩小于 315 达因—厘米，摩擦力矩不超过 315 $\omega$  达因—厘米，材料用非磁性钢制造以尽量减小对试验对象的磁影响。球面座在 18 个地方有直径为 0.3 毫米的排气孔，从此喷射出高压空气，这样球面座和球体之间就有一个数十微米的薄空气膜以支承球体。

初始姿态角的设定装置是端部装有滚轮的三根支承棒，通过油压机构能够把三根支承棒分别调到任意高度。通过使这三根支承棒和试验对象相接，可以获得所希望的姿态

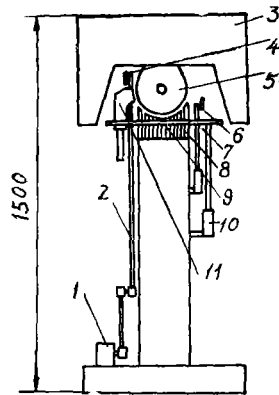


图 4

- 1—空气马达 2—胶带 3—被试体  
4—驱动轮 5—轴承球 6—姿态角设定轮  
7—夹紧装置 8—保护器 9—球轴承座  
10—油压缸 11—玻璃纤维单元

角。这也能同时起到制动装置的作用。但初始姿态角的设定由于受机械制约，仅能在 30° 元锥范围内才是可能的。

驱动装置利用胶带传输空气马达产生的动力，通过曲柄机构和油压机构的配合使驱动轮向上移动，顶住试验对象的底面，靠摩擦力使试验对象旋转，当卫星加转到所希望的转速时，摩擦轮脱开，卫星自旋，姿态控制实验即可开始。

姿态角测量采用非接触光学方法，检测卫星自旋轴的方向、旋转相位角和转数，测量装置如图 5。球轴承的赤道面上印有黑线，4 个玻璃纤维测量头按东西南北方向靠近球体，玻璃纤维测量头是由直径为 100 微

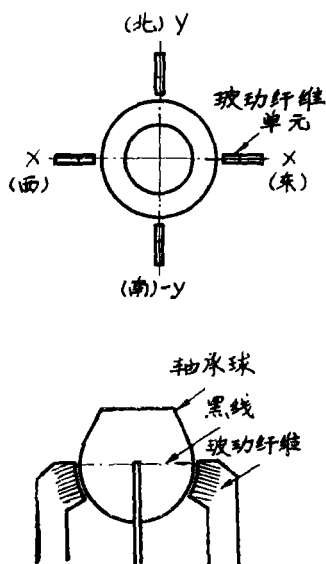


图 5

米(相当 $0.1^\circ$ )的玻璃纤维垒起来的,成 $342 \text{行} \times 5 \text{列}$ 排列,其中向球面发射光线而起照明作用的纤维排在第1、3、5、列,接收球面反射光的受光纤维排在第2第4列,受光纤维每 $2 \text{行} \times 2 \text{列}$ 构成一个单元,各个单元的终端接光电变换元件。因而球体黑线所对单元的反射光弱,故能以光电方式检测这一单元号码。另外单元号码和角度之间是单值地相对应的,一个单元相当于 $0.2^\circ$ 。但当黑线复盖在相邻两个单元上时也能判别出来故能获得 $0.1^\circ$ 分辨率。

遥测接收机解调来自卫星的遥测无线电信号,此信号包含卫星工程数据、姿态敏感器数据等。

数据处理系统有一台数字计算机,该计算机是这个系统的主脑,它汇集和编排来自姿态测量装置和遥测装置的数据,发出指令、打印数据并把即时姿态信息显示在控制台上。

指令发射机调制来自计算机的数据,并发射无线电信号,使卫星如实地实现所希望的动作,例如推力器的接通和断开等。

太阳模拟器和地球模拟器用来模拟太阳敏感器和地球敏感器在实际空间的工作情况。

## 各部件的性能

- 1) 三轴转台
  - a) 支承负载 200公斤以下
  - b) 球直径 120毫米
  - c) 摩擦力矩 低于  $315 \times \omega$  达因一厘米 ( $\omega$  旋转速, 转/分)
  - d) 蜗轮转矩 低于 315 达因一厘米
  - e) 转速 200转/分以下
  - f) 初始姿态  $30^\circ$  元锥角内任意角度角设定
  - g) 远距离平衡调整
- 最大调整量 水平向  $\pm 200 \text{克} \cdot \text{厘米}$   
垂直向  $\pm 150 \text{克} \cdot \text{厘米}$

## 2) 姿态测量装置

- a) 测量范围  $30^\circ$
- b) 测量精度  $\pm 0.4^\circ$
- c) 分辨率  $\pm 0.2^\circ$
- d) 自旋相位信号发生精度  $\pm 0.2^\circ$

## 3) 观测数据记录处理装置

- a) 计算机 PDP-11 20千字
- b) 磁盘 容量 256千字
- c) 磁带机 2台
- d) 数字输入/输出 24通道
- e) 模数转换器 12通道
- f) 数模转换器 8通道
- g) 电传打字机、纸带穿孔器, 卡片读出器, 行式印刷机、波朗管表示装置 各1台

## h) 记录计

- 4) 精密時計 基准

## 5) 遥测接收装置

### 数字遥测

- a) 接收频率 136MHz
- b) 信号形成 PCM-DPSK-PM
- c) 位率 6400位/秒

### 模拟遥测

- a) 接收频率 295MHz
- b) 信号形式 FM-PM

- c) 通道 13 (IRIG 标准 #4~13A, C, E)
- 6) 指令发射机
  - a) 频率 154.2MHZ
  - b) 信号形式 PCM/FSK-AM-AM
- c) 通道 32
- d) 位率 10msec/1 指令
- e) 指令符号 8 个符号出 4 个
- 7) 太阳模拟器
  - a) 照射面积  $\phi$  800 毫米
  - b) 照射强度 1/4 太阳单位
  - c) 平行度  $\pm 1^{\circ}10'$
- 8) 地球模拟器
  - a) 温度范围 室温~+80°C
  - b) 温控能力  $\pm 3^{\circ}\text{C}$
  - c) 温度分布  $\pm 3^{\circ}\text{C}$
  - d) 辐射面积 最大直径2800毫米
  - e) 可动范围 床面上可动  
高度方向1500~2100毫米
- 9) 定日镜
  - a) 有效直径 150毫米
  - b) 可动范围 高度方向 800~2000毫米/米  
水平回转 0~360°
- 10) 干扰力矩发生器
  - a) 推力 1 公斤
  - b) 个数 2 台

图 6 是试验的一个模型卫星。模型卫星

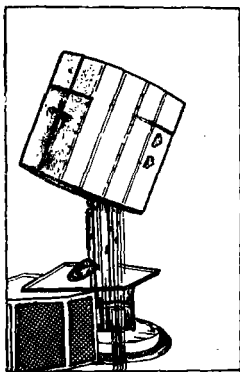


图 6

上表面有天线，在它的侧面装有太阳敏感器、地球敏感器，一对具有 4 个喷管的推力器，在它的下表面有支承在三轴台上用的球，卫星内部有遥测仪器和指令设备、燃料箱电池、章动阻尼器等，试验卫星的主要规格为：

- 1) 重量 90公斤
- 2) 自转轴惯量矩 12.7公斤·米<sup>2</sup>
- 3) 正交轴的惯量矩 11.3公斤·米<sup>2</sup>

#### 推力器

- 1) 总冲 164公斤一秒
- 2) 推力 200克
- 3) 比推力 53秒
- 4) 推进剂 氮气
- 5) 转矩 1,864公斤·米<sup>2</sup>/秒<sup>2</sup>

#### 太阳敏感器

- 1) 形式 曲线隙缝式
- 2) 视场  $\pm 50^{\circ}$
- 3) 精度  $\pm 1^{\circ}$

#### 地球敏感器

- 1) 形式 V 型探头红外地平仪
- 2) 精度  $\pm 1^{\circ}$

#### 章动阻尼器

- 1) 形式 旋转式阻尼器
- 2) 衰减时 在每分钟30转时是4.50分  
间常数 在每分钟60转时是1.14分

筑波宇宙中心于1973年12月利用这套设备对电离层观测卫星 (ISS)，于1974年 5 月对技术试验卫星 I 型 (ETS-I) 的初样模型进行了姿态检测试验。

航空宇宙技术研究所于1975年前研制了姿态控制实验用的单轴转台，该系统由作为主体的单轴空气转台、无接触姿态角检测装置、遥测遥控收发装置等组成。使用这套装置有三个目的：

- 1) 在零动量方式的三轴控制系统中，分别进行单轴控制系统实验；
- 2) 进行偏置动量方式的飞轮转轴的旋

### 转控制实验:

3) 测定气体喷射和推力或磁控的单轴控制实验。

零动量方式单轴姿态控制实验按图 7 所示系统进行。姿态检测器的标线在检测姿态

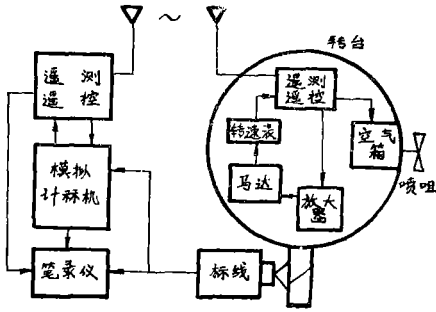


图 7

的同时, 还作为卫星姿态敏感器使用, 转台上搭载遥测遥控装置、伺服马达和喷射气体, 通过地面计算机控制补偿元件, 使转台和遥测遥控装置进行无接触控制。转台所搭载的诸装置的电源、全部由装在转台下面的碱性电池供给。

从地面向转台发送马达控制信号和喷射电磁阀的开关信号。然后从转台向地面发送马达伺服放大器输出信号和转速表的输出信号。

卫星的姿态角靠标线检测, 它的近似微分和比例信号被反馈以后, 从它与遥控信号的差值得到姿态误差。信号误差被比例信号和积分补偿, 通过执行元件能使某一飞轮的角速度发生变化。因为卫星整个系统的角动量是不变的, 所以飞轮角动量增加的部份, 正好是卫星本身角动量减少的部份。也就是说在使姿态误差减少的方向复原姿态, 当马达转到某个速度而饱和时, 即使给它增大输入信号, 也不能改变旋转速度, 这时, 卫星的姿态失去控制, 必须靠喷气来减少马达的转速(去饱和), 为此用速度表检测马达的速度。

把零动量方式的单轴姿态控制运用到三个轴的方向时, 同样得到三组数据, 就能完

### 成三轴控制试验。

然而在大部份的卫星姿态控制方式里, 为了轴间的耦合, 只用单轴转台是不完善的。为此, 航宇技术所也研制成一个三轴气浮转台。转台结构大致相似, 球轴承直径是 120 毫米, 浮重 120 公斤。

仿真卫星的骨架由直径 1 米的元盘构成, 上下二层装在过球心的平面上。元盘上开有许多距离孔(孔径  $\phi$  6 毫米, 中心距 15 毫米), 利用这些元孔可以将各种搭载仪器简单方便地用螺栓紧固在元盘的各个面上。

仿真卫星上的搭载装置包括:

1) 遥测遥控装置—用来控制各种执行元件,

2) 气体喷射装置—用来喷射气体产生必要的推力、由减压阀、电磁阀、电磁阀启动放大器和喷嘴组成,

3) 空气箱

4) 平衡锤—用来调节卫星的重心使之尽可能靠近球心。

5) 电源—搭载器的电源、全部用可充电的 Ni—Ca 电池供电;

地面装置包括:

1) 遥测遥控装置

2) 模拟计算机

3) x—y 跟踪系统——这是一种用无接触方法检测卫星姿态角的装置, 采用静电型析象管的电视摄影机测量卫星上的点光源(发光二极管)的位置, 然后把这种 x—y 信号作为模拟量输出。由于能够同时测量三个点, 所以把这些信号用数字计算机适当处理以后, 根据其结果就知道三轴姿态角。

4) 数字计算机——用于处理信号

利用这套装置可以对采用偏置动量方式的卫星进行姿态控制模拟试验, 进行喷嘴喷射引起的转角变化试验, 进行俯仰轴和滚动轴的控制试验, 还能进行非对称自旋卫星的有源章动控制试验。

三菱公司所属的鎌仓制作所也制作了一台相类似的三轴气浮转台, 用于对静止卫星

的姿态控制进行模拟试验。

但是以上所述的三轴气浮转台大多用于自旋稳定卫星的姿态控制系统，姿态角检测装置的精度均不甚高（ $0.2\sim 0.1^\circ$ ），对于三

轴稳定卫星的姿态控制的模拟试验，预计还要改进试验台的态度检测装置，提高测量精度之后才能应用。