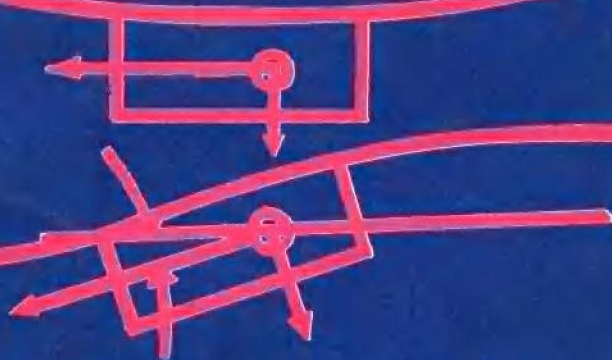




485101



空间飞行器 控制设计准则 (下册)

科学出版社

485101

V448/03V2

空间飞行器控制设计准则

(下 册)

林来兴 潘科炎 等 编译

HK15/17



7

科学出版社

1981



C0287133

内 容 简 介

本书是《空间飞行器控制设计准则》一书的下册。其主要内容为空间飞行器的姿态敏感器,星上计算机,重力梯度稳定卫星上应用的可伸展杆和天平动阻尼器,书末附录专门介绍了重力梯度稳定卫星。

本书主要作为从事空间飞行器控制系统工作的工程技术人员和研究人员的设计指导,也可作为有关科技管理人员制定规划和进行产品检验的参考,对高等院校有关专业的师生也有较大的参考价值。

空间飞行器控制设计准则

(下 册)

林来兴 潘科炎 等 编译

责任编辑 李淑兰

科学出版社出版

北京朝阳门内大街 137 号

中国科学院印刷厂印刷

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

*

1981年12月第一版 开本:787×1092 1/16

1981年12月第一次印刷 印张:18

印数:0001—1,000 字数:416,000

统一书号:15031·378

本社书号:2410·15—3

定价:3.65 元

目 录

空间飞行器的地球地平敏感器	1
1. 引言	1
2. 技术发展水平	1
2.1 历史背景	1
2.2 扫描器	1
2.3 边界跟踪敏感器	5
2.4 辐射平衡式敏感器	9
2.5 技术发展水平小结	10
3. 设计准则	11
3.1 输入现象	12
3.2 设计界面	12
3.3 其它设计考虑	13
3.4 性能	14
4. 推荐经验	14
4.1 输入现象	15
4.2 设计界面	19
4.3 其它设计考虑	20
4.4 性能	22
参考文献	24
空间飞行器的太阳敏感器	27
1. 引言	27
2. 技术发展水平	27
2.1 历史背景	27
2.2 敏感器的描述和模型	28
2.3 飞行和试验经验	29
2.4 太阳模型	33
2.5 反照率模型	33
2.6 太阳敏感器的试验	33
2.7 小结	34
3. 设计准则	34
3.1 敏感器输入量的估计和控制	35
3.2 太阳敏感器功能特性	36
3.3 太阳敏感器与空间飞行器的接口	36
3.4 环境影响	37
3.5 性能评价	37
4. 推荐经验	38
4.1 敏感器输入量的估计和控制	39

4.2 敏感器的特性	40
4.3 太阳敏感器与空间飞行器的接口	42
4.4 设计中环境的考虑因素	44
4.5 太阳敏感器的试验和标定	47
附录 太阳敏感器技术中的有关术语	49
参考文献	49
空间飞行器的星跟踪器	51
1. 引言	51
2. 技术发展水平	51
2.1 历史演变	51
2.2 系统的基本原理	52
2.3 几种近代跟踪系统的比较	53
2.4 老人星跟踪器	55
2.5 火箭上的跟踪器	56
2.6 框架式星跟踪器	57
2.7 精制导跟踪器	58
2.8 小结	59
3. 设计准则	59
3.1 输入现象	59
3.2 性能	60
3.3 设计的考虑因素	61
3.4 装校、标定和试验	64
4. 推荐经验	65
4.1 输入现象	65
4.2 性能	70
4.3 设计中要考虑的问题	75
4.4 装校、标定和试验	81
附录 A 名词汇编	82
附录 B 各种阴极材料的星体光度数据	83
附录 C 信号和噪声方程	86
参考文献	87
加速度计在空间飞行器上的应用	90
1. 引言	90
2. 技术发展水平	90
2.1 技术引论	91
2.2 应用历史	105
2.3 最新应用	115
3. 设计准则	116
3.1 应用	117
3.2 加速度计的选择	117
3.3 折衷因素	118

3.4 试验与鉴定	119
3.5 计划的全盘考虑	120
4. 推荐经验	121
4.1 应用	122
4.2 加速度计的选择	122
4.3 折衷因素	124
4.4 试验和评价	133
4.5 计划的一般考虑	138
参考文献	140
空间飞行器的数字计算机系统	142
1. 引言	142
2. 技术发展水平	143
2.1 星上计算机的功能	149
2.2 系统设计	153
2.3 物理特性	166
2.4 环境设计因素	169
2.5 可靠性和容错	171
2.6 试验和检查	175
3. 设计准则	177
3.1 设计权衡	177
3.2 系统设计	177
3.3 仿真	178
3.4 试验和检查	178
3.5 可靠性和容错	179
4. 推荐经验	179
4.1 设计权衡	180
4.2 系统设计	182
4.3 仿真	185
4.4 试验和检查	186
4.5 可靠性和容错	187
参考文献	188
管状的空间飞行器杆(可储存,可伸展的元件)	192
1. 引言	192
2. 技术发展水平	192
2.1 设计经验	193
2.2 飞行经验	195
3. 设计准则	198
3.1 飞行器系统性能	199
3.2 杆系统的折衷考虑	200
3.3 杆系统的详细设计	200
4. 推荐经验	202
4.1 空间飞行器系统性能	202

4.2 杆系统的折衷考虑	204
4.3 杆系统的详细设计	207
参考文献	217
被动重力梯度天平动阻尼器	219
1. 引言	219
2. 技术发展水平	219
2.1 设计经验	219
2.2 飞行经验	228
3. 设计准则	235
3.1 阻尼器的设计	236
3.2 热设计	237
3.3 磁设计	238
3.4 辐射防护	238
3.5 空间的真空环境	238
3.6 失重	238
3.7 空间飞行器的总装	238
3.8 发射环境	239
3.9 性能验证	239
4. 推荐经验	239
4.1 阻尼器的设计	239
4.2 热设计	240
4.3 磁设计	242
4.4 辐射防护	244
4.5 空间的真空环境	244
4.6 失重	245
4.7 卫星总装	245
4.8 发射环境	246
4.9 性能验证	248
参考文献	251
附录一、重力梯度稳定卫星	253
1. 引言	253
2. 重力梯度稳定原理	253
3. 捕获重力场	258
4. 重力梯度稳定卫星的现状和飞行经验	260
4.1 导航卫星	260
4.2 具有磁跟踪阻尼器的重力梯度卫星	261
4.3 OV-1 卫星系列	262
4.4 应用技术卫星 (ATS)	262
4.5 国防部重力梯度实验卫星 (DODGE)	263
4.6 无线电天文探险者卫星 (RAE)	263
4.7 火箭末级作为卫星	263
5. 重力梯度稳定卫星今后发展方向	264
附录二、NASA 空间飞行器设计准则目录	276

空间飞行器的地球地平敏感器

1. 引言

因为用地球地平敏感器指示当地垂线的方法简便,所以大多数轨道空间飞行器都已使用地球地平敏感器。在许多应用中,它们用来作为主动姿态控制系统的敏感元件:另外,它们测得的数据可用来确定星上仪器、天线等设备相对于当地垂线的方位关系。

由于缺乏地球辐射知识而引起的各种问题,以及缺少天体中的星体,特别是月球和太阳的辐射干扰资料,早期的敏感器都达不到性能指标。虽然在地平敏感器系统中,这类问题有许多还没有完全解决,但是,已经研究出了一些可应用的技术,来预防这些问题对采用地平敏感器信号的空间飞行器的不利影响。

针对选择一个最好的光谱频带,已作了大量的工作;该光谱频带能用来确定空间-地球的辐射间断点,而对不需要的辐射则最不敏感。敏感器通常采用地球辐射的红外光谱(2—30微米)。

因为目前关于紫外、可见光和微波的敏感器的工作数据不足,所以这篇设计准则仅用来讨论红外地球地平敏感器。

2. 技术发展水平

2.1 历史背景

地平敏感器是在1958年开始用来作为丘辟特火箭再入试验和空军发现者卫星的敏感器的。在丘辟特敏感器基础上发展起来的敏感器已用于水星、雨云、生物卫星、欧洲空间研究组织、维拉和阿吉纳等卫星上;在发现者敏感器基础上发展起来的敏感器已用于地球物理观测卫星和双子座飞船上。

在这段时间内发展起来的敏感器基本上可以分成三类:扫描式、边界跟踪式和辐射平衡式(每一类都将在后面的章节中叙述)。文献[1—3]全面地讨论了地平的敏感问题、飞行过程以及大量的地平敏感器。

在这些敏感器上用的探测器是在室温条件下工作的长波热探测器,例如热敏电阻、金属测辐射热计或热电堆。其它的探测器材料,例如碲镉汞[(HgCd)Te]和铟化铟(InSb),可以在将来的系统中使用,但是,在目前还只能用在实验室仪器上。

2.2 扫描器

不管是机械的、电子的、还是被动的(装在一个旋转的飞行器上)扫描器,都以一个相对于敏感器或飞行器固定的扫描图形扫过很大的目标空间。最初在水星飞行器上使用的

圆锥式扫描器就是一种机械扫描式地平敏感器。在文献[4]中叙述了这种敏感器的研制过程。在这类扫描器中,两个敏感器头部是这样装在卫星上的,敏感器的轴平行于飞行器的一对转轴,折射棱镜、反射棱镜或偏轴光学部件使视场偏离飞行器轴线,当产生偏离的光学元件由电机驱动而转动时,视场就扫出一个以飞行器轴线为中心的圆锥。两个敏感器头部可以象图1和图2那样装在飞行器上。

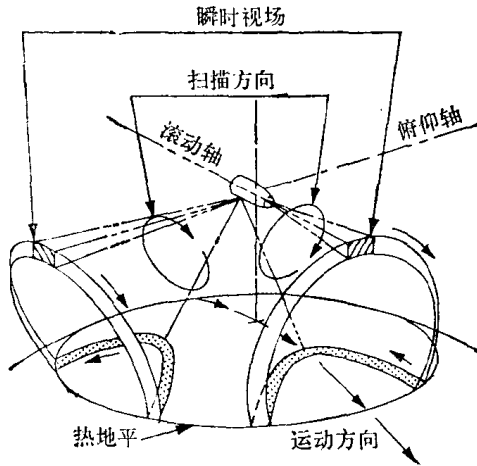


图1 圆锥扫描图形

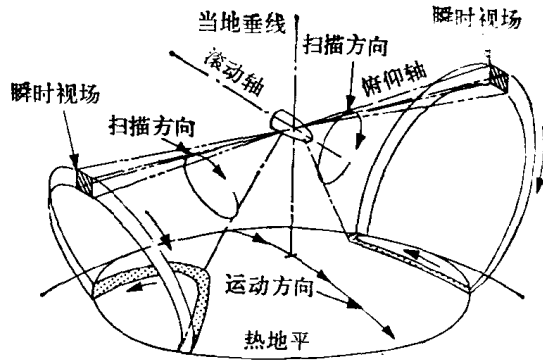


图2 圆锥扫描图形

确定俯仰误差的敏感器是这样安装的,它的扫描轴在飞行器俯仰轴和偏航轴所构成的平面内。当视场穿过这个平面时,敏感器就产生一个参考脉冲。在理想情况下,探测器的输出信号是一个方波,其幅度与地球的辐射率*成比例,其宽度与穿越地球的时间或停留时间成比例。如果地球信号中心对准参考脉冲,那么,飞行器滚动轴必垂直于当地垂线,这就是零俯仰角条件。俯仰姿态正比于地球脉冲相对于参考脉冲的相位。通过相敏检波器处理的信号产生一个直流信号,该直流信号正比于地球波形与参考脉冲的相位差。将另一个敏感器装在沿偏航轴转过 90° 的位置上,如图1所示,用同样的方法就可以得到滚动姿态;或者两个敏感器头部安装成图2所示的结构,根据它们的停留时间差也可以得到滚动姿态。

但是,扫过地球地平波形不是一个等幅纯方波。它更接近一个具有前后沿,相对于地平信号有时间推移的、有锯齿的梯形波。这些偏差是由探测器时间常数,有限的地平穿越时间以及地平辐射的不均匀性引起的。为了补偿这些误差,加进了高频提升电子线路,但是却增加了噪声带宽。因为扫过地球时,其信号幅度是可变的,所以在经过放大的探测器输出端设置一个门限,以对信号限幅;如图3所示(取自文献[2])。相位检波不是对实际的探测器信号进行的,而是对门限敏感电路的整形输出信号进行的。整形输出信号是一个等幅方波,在没有云的情况下,其宽度和放大后的探测器信号在门限处的宽度成正比。

在图3中也说明了早期地平敏感器设计者所面临的冷云问题的本质。因为当时在红外波段,几乎没有从空间观测地球表面的有关数据,所以探测器扫过地球时,对其信号变化量的估算,在最好的情况下也只是粗略的近似。此外为了减小尺寸和重量,设计者使用尽可能小的孔径和尽可能宽的光谱频带,以便将全部的地球辐射都包括进去(符合现

* 辐射率 (radiance): 单位面积、单位立体角内的辐射能,常用单位为瓦/单位立体角·米²。——译者注

有的资料)。

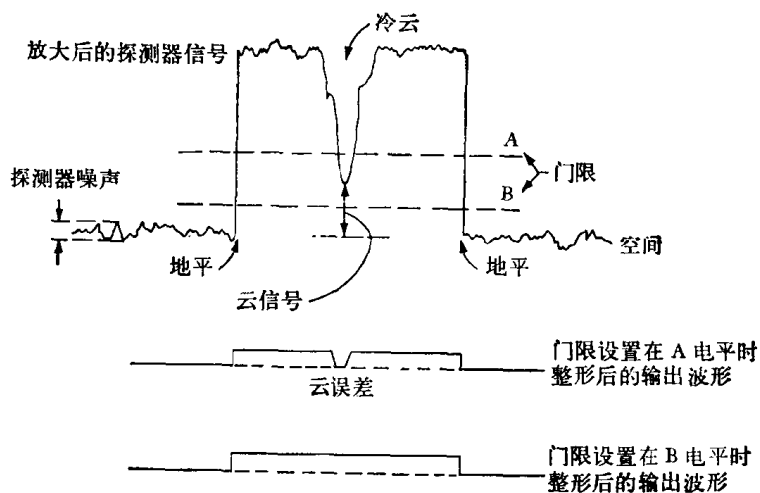


图3 圆锥扫描输出波形

2.2.1 水星敏感器

水星地平敏感器利用锗光学系统,其光谱频带从 1.8 微米到 20 微米以上。这个光谱频带包含大约从 8 到 14 微米的地球大气窗口,也包含大气成分的主要吸收带。因此,敏感器既接收了大气辐射,也接收了地球表面的辐射,而后者占主要部分。但是,在 8—14 微米频带,云是不透明的,在高空的冷云的温度又大大低于地球表面的温度。当探测器视场扫过一块冷云时,它的输出信号就剧烈下降,如图 3 所示。当信号低于门限电平时,送到相敏检测器的整形信号也发生了下降,并产生直流输出误差,误差大小与云块尺寸成比例。

水星扫描器使用的门限电平是峰值信号的一个固定百分比,因而使云带来的问题更加严重。当视场穿过热的地平时,门限的有效绝对值就上升(用电平 A 表示)。从图 3 可以看到,这就产生了更大的云误差。在某些情况下,当一块云和一个冷的地平跟在一个热地平的后面,云的边缘就被作为地平敏感了,因而产生大的误差。实际经历到的输出误差高达 35° ^[5]。当门限电平降到探测器和电子噪声允许的最小值时,该误差随之减少。

对于水星敏感器,太阳引起了另外三个问题^[5]。第一,在短波段,地球反射的太阳光比预计值要大,并引起地球辐射率的不均匀。第二,当太阳接近或直接进入扫描路径时,太阳信号的强度使探测器和电子设备饱和,这就需要一段恢复时间。图 4^[5]是 MA-5 记录的经过放大的探测器信号,该图表示了当太阳接近扫描平面时,地球和太阳信号的关系。值得注意的是太阳信号在扫描的一边好象是一个尖峰信号,而在另一边好象是一个大面积光源。它的最大张角约为 80° 旋转扫描角。太阳引起的第三个问题是在太阳落山时发生的,这是由于大气滤波使太阳信号低于太阳门限电平之故。

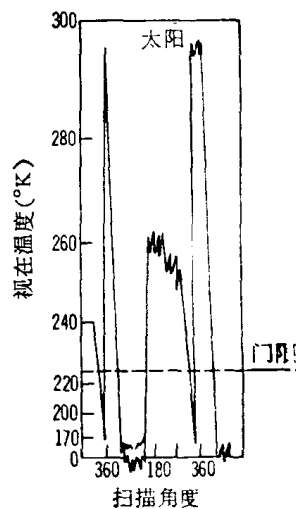


图4 从水星扫描器得到的地平敏感器信号

太阳的边缘和地球的地平混淆不清, 敏感器不再能区分地球和太阳。这时敏感到的地平偏离了 $3-6^{\circ}$ 。

因为探测器信号很小(50—100 微伏), 所以水星敏感器也十分容易受电磁干扰的影响。为了减轻电磁干扰的影响, 对空间飞行器电缆走线做了些修改, 敏感器没改。由于不小心, 将敏感器头部装在空间飞行器天线的接地平面内而引起了噪声干扰的问题。

至今所列举的问题是大多数地平敏感器碰到的典型问题。在第一代敏感器飞行之前, 人们已认识到出现这些问题的可能性, 但是只有经过飞行试验后才揭示出它们的大小。上述问题虽然还存在, 但它们的影响已经减小。圆锥扫描器的发展在以下几方面作了改进:

(1) 工作光谱频带移到 14 微米以上, 因而消除了大气窗口内绝大部分云的影响。工作在较长的波长, 也使太阳信号减少到百分之一。

(2) 增大仪器孔径, 减少折射元件数(因而减少吸收), 于是增大了探测器信号。

(3) 减小在扫描方向上的探测器视场, 降低扫描速度。这两种改变均能提高敏感器的精度, 因为视场减小使地平穿越信号更陡, 扫描速度降低可避免电子仪器时间常数带来的问题。

(4) 用超浸没探测器^[6]代替浸没探测器, 以提高敏感器的光学增益。

(5) 电子线路的改进使新设计的前置放大器有可能减少系统的噪声。

(6) 低速空心轴电机代替早期敏感器的高速电机-齿轮减速传动装置, 因而提高了可靠性。

(7) 在敏感器中加上了电磁干扰滤波器。

(8) 高可靠性电子元件代替了一般商品元件(在需要的地方)。

(9) 在一些型号中用单独的敏感元件敏感太阳, 同时为了减小太阳误差, 采取了误差补偿措施。位于地平上的太阳仍然产生误差。

没有重量的牺牲, 就不能得到这些改进。水星地平敏感器系统重 8 磅。而今天完整的系统重量已接近 25 磅。

最有意义的两个机械设计改进是消除了齿轮, 增加了油绳润滑器和迷宫式密封罩, 在没有压力时可延长敏感器的寿命^[7]。润滑剂从油绳贮油器挥发, 冷凝在轴承和滚珠跑道表面。迷宫式密封罩限制挥发速度, 在飞行期间提供润滑, 并可防止油膜涂在光学元件上。

2.2.2 维拉卫星敏感器

另一种扫描式地平敏感器完全消除了产生摩擦的元件, 它利用装在挠性轴上的镜子扫描, 挠性轴由无支承的无刷直流力矩马达驱动。这种敏感器已用在维拉卫星上, 它的工作轨道很高, 地球张角非常小。因此, 扫描不需覆盖象水星轨道所需要的那样大的角度。视场来回扫过地球, 在扫描中心产生一个脉冲。扫描中心对准飞行器的一个参考坐标。每次穿越地平, 都要进行门限检测, 门限值设置在地平峰值信号的固定百分比上。参考脉冲与两次地平穿越之间的扫描角便给出姿态。1967 年 4 月, 装在维拉卫星上发射的敏感器, 直到写这篇文章的时候, 还令人满意地工作着。使用的光谱频率从 13.5 到 22 微米。因为使用了此光谱频带, 并且轨道很高, 所以对云的敏感不再是一个问题。

太阳问题在这个传感器上出现了。即使采用波长较长的波段，太阳信号仍然比地球信号大几百倍。当太阳接近扫描途径和地平时，巨大的太阳信号使探测器基底加热、散射和闪光。合成的探测器输出低于设置的太阳门限值，并可与地球信号相比^[7]，太阳信号产生的有效太阳直径可达 6° 。飞行试验表明：有可能将这个信号误认为是地平信号，因而产生很大的误差。但是，因为卫星绕对准当地垂线的轴旋转，太阳干扰产生误差的时间仅占一个卫星转动周期的很小一部分。

这个问题在实际运行的传感器中是这样解决的：用单独的元件确定即将出现的太阳干扰，并在飞行器转动的适当部位抑制传感器的输出。在一转中，当太阳不在引起干扰的位置时，控制系统对传感器的输出取样。

这个高灵敏度系统也由于红外辐射的内部反射而产生输出信号。为了解决这个问题，重新设计了反射衰减更好的透镜筒。

2.2.3 地平穿越指示器

第三种宽角扫描器是用在泰罗斯和其它自旋稳定飞行器上的被动式扫描器，叫做地平穿越指示器（HCI）。它由装在自旋飞行器上的一个热敏电阻测辐射热计望远镜组成，通过飞行器自旋实现扫描。当视场方向和空间飞行器自转轴成 γ 角时，电子设备的输出就类似于半锥角为 γ 的圆锥扫描器的前置放大器输出。地平穿越指示器机械结构简单，而其它问题都与圆锥扫描器的问题类似，因此不必在这里讨论。详细资料在文献[8]和[9]给出。

2.2.4 电子扫描传感器

第四种宽角扫描器是用一个探测器列阵构成的电子扫描器^[10]。探测器通常采用热电堆，要求列阵的排列全部覆盖目标空间。为了确定哪些探测器看到地球，哪些探测器看到空间，要对该列阵周期地采样，采用适当的逻辑电路就可以从采样信号中导出姿态信号。这种扫描器带来的问题与辐射平衡式传感器的问题有密切的关系，辐射平衡式传感器在第2.4节中讨论。

2.3 边界跟踪敏感器

驱动一个探测器视场，使其处在相对于地平的一个特殊位置上，从而达到边界跟踪。通过伺服机构，使视场穿越地平往复抖动，从探测器的波形中得出误差信号。另一种办法是使一个静态探测器视场能够伺服定位，以产生一个预计的直流输出电压。这里将讨论前一种情况，因为它有许多现成的飞行经验；而后者的敏感机理更接近于辐射平衡式。

抖动视场边界跟踪器的两个经典的例子是地球物理观测卫星跟踪器和双子星座跟踪器，它们已分别在文献[11]和[12]中阐述。地球物理观测卫星使用地平点跟踪方案，在地平圆周的四个点上跟踪地平，如图5所示^[11]。根据这四条到地平的视线之间的简单几

何关系可得到姿态信号。应指出，导出姿态信号只需要三条视线。地球物理观测卫星敏感器仅用两个敏感器头来产生四条视线；三条用于主测量，第四条是备份。在最初的信号处理设计中，门限值设置在探测器输出信号峰值的固定百分比上，用此门限来产生一个矩形波。控制振荡视场，使这个波形的平均值等于零。因而抖动中心就在门限点上。

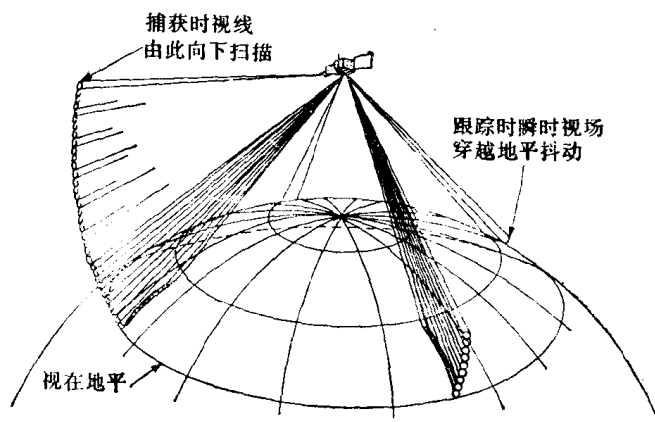


图5 地平点跟踪几何图形

双子座地平敏感器采用方位扫描边界跟踪法，扫描头在约 160° 的方位角上摆动，敏感器用唯一的视场跟踪地平，如图6所示^[2]。通过在抖动频率上对探测器波形同步解调，并驱动跟踪反射镜，使解调信号的直流值等于零来实现跟踪。仅对包含地平穿越的扫进和扫出时间的 $1/4$ 周期的探测器波形进行解调；在地平以内的扫描停留时间的信号均被门挡住*。同步解调法允许采用比门限检测法更窄的电子通频带，具有较低的附加噪声电压。文献[1]和[12]介绍了姿态信号方程的推导方法，这些方程是随时间变化的视场方位角和仰角的复杂函数。地球物理观测卫星的设计进展，包括飞行经验，在文献[13]中都用具体资料极好地说明了，双子座则在文献[5]中有说明，本文只叙述了其中最精彩的部分。

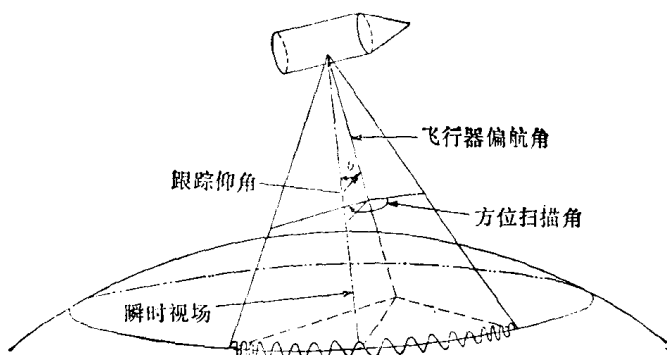


图6 方位扫描几何图形

2.3.1 地球物理观测卫星敏感器

在地球物理观测卫星敏感器的研制过程中，碰到的最大困难是设计能经受住振动环

* 设抖动扫描的一个极限位置为 0° 扫描角，在 $45-135^\circ$ 和 $225-315^\circ$ 这两个 $1/4$ 扫描周期对探测器波形解调；在 $315-45^\circ$ 和 $135-225^\circ$ 这两个 $1/4$ 扫描周期的探测器信号，均被门挡住，不予解调。——译者注

境考验的扫描机构的绕性轴。最后,该部件设计圆满地完成了任务。

在高温 (120°F , 322 K) 和低温 (0°F , 255 K) 的热真空试验中,在没有外界干扰条件下,信号放大器的噪声已增大到使跟踪逻辑保持在跟踪状态下的电平。所以在信号放大器输出端加了一个低通滤波器,以纠正此问题。

在第一次系统综合试验中,当空间飞行器的10瓦发射机接通时,辐射电磁干扰严重地降低了传感器的工作性能。其后,改变传感器部件的接线方式,使其与发射机有更好的隔离。

内部反射和发射的红外能量产生了一个问题,这在文献 [13] 中是没有记载的。在原始设计中,每一个传感器头部都有一个锩保护窗口。这个窗口使内部热源产生多重内反射,因此探测器在扫描频率上就能检测出此热源。其后果是传感器跟踪了它自己。以后,去掉了这个保护窗口并使扫描机构暴露于宇宙空间,这个问题才得以解决。

传感器的特性引起了许多试验问题。传感器是一种灵敏的仪器,除了跟踪模拟地平之外,试验场地上其它有温度梯度的地方也被跟踪;甚至房间的墙角也被跟踪,这就使得捕获机动飞行的试验无法进行。由于传感器头部看到比较近的模拟地平而产生的视差,引起了不能允许的测量误差。另外,有一个传感器跟踪了太阳模拟器。后两个问题已分别采用平行光源和加挡板的办法予以克服。

在第一次地球物理观测卫星的飞行中,传感器工作正常,但由于一个实验杆没有伸展,挡住了传感器视场,因此未能得到工作数据。在以后的飞行器中,重新安排了传感器安装位置,以预防再次出现这种事故。

在第二次飞行中,传感器达到了设计要求。但是,当在轨道途径中的云飘进传感器视场时,传感器就跟住了云的边缘,如图 7 所示^[14]。在这种情况下,姿态控制系统使飞行器相对于飘移着的云的边缘定向,并导致反作用喷气燃料不是在预期的一年内用完,而是在十天内耗尽。最初选择的光谱频带 (8—20 微米) 允许传感器看见云。因为没有充分做过云飘进传感器视场的动态模拟试验,所以在飞行之前没有发现这个问题。后来改变了光谱频带,在 13 微米以下均截止,使传感器在此大气窗口内是“瞎”的,因而减少了云的影响。将抖动扫描向空间偏置,可以使云的问题进一步减轻,这可以用对跟踪信号加以偏置来完成,使得在传感器跟踪的那一点上,抖动视场伸到空间的角度比伸到地球的角度大一些。因此,对于所采用的光谱频带,跟踪点处在大气的外层,在那儿是看不到云的。在模拟云飘过视场的动态试验中证明了这种方法的效能。在以后的飞行中,没有发生过地球物理观测卫星 2 号的上述问题。

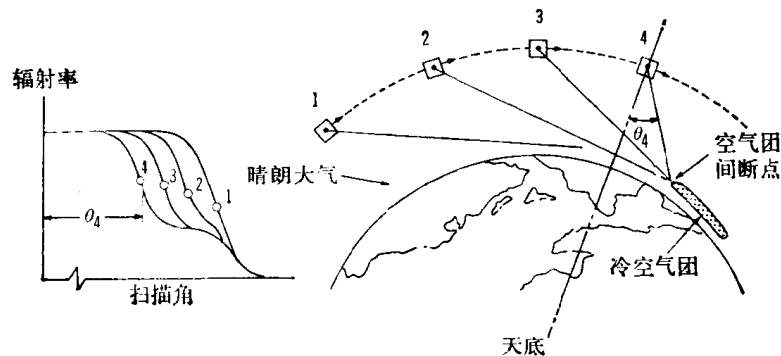


图 7 云边缘跟踪

为了预防太阳直接在扫描平面内出现, 敏感器头部要这样安装: 使扫描平面与飞行器控制平面偏置一个角度, 这里采用了 1.6° 的偏置角 (0.028 弧度)。在地球物理观测卫星 2 号出现云问题之后, 光学系统重新设计期间的分析和实验表明: 当太阳离开扫描平面为 1.2° 至 3.5° 之间时, 由于太阳光散射和太阳成象使探测器基底加热, 这将产生比太阳警报门限值小, 但比地球地平门限值大的信号, 并且有可能把这个信号误认为是地球地平信号。因此, 将扫描平面与预计的太阳光线偏置 1.6° , 这就使扫描平面直接处于危险区域, 在那里可能跟踪太阳, 但没有太阳警报, 从而可能产生储存气体放光的问题, 地球物理观测卫星 2 号就是这样。进一步将偏置角增加到 5.8° , 这个问题就避免了。

在地球物理观测卫星 4 号上发现了类似的问题, 在这个例子中, 月球升起时引起了假跟踪。一个敏感头盯住正在升起的被照明的月球, 在这个轴上引起了很大的姿态误差。幸而在误差存在的时间里, 反作用喷嘴处于不工作状态, 所以飞行器没有跟踪月球。解决这个问题的办法是依靠预测可能有月球干扰的时期, 并在这些时间内使反作用喷嘴处于不工作状态。在文献 [13] 中概述了地球物理观测卫星敏感器的历史。

虽然今天人们对地球景色的了解已很清楚, 但是, 在历史上人们对这个问题几乎不了解。飞行经验表明, 在设计过程中需要很好地认识地球辐射率的光谱分布和空间分布, 而这些知识在动态试验中应该广泛加以应用。

2.3.2 双子星座敏感器

双子星座地平敏感器的研制遇到了一些与地球物理观测卫星大致相似的问题: 在振动情况下的机械故障, 光谱没有选在使云的影响降至最小的波段, 还有太阳跟踪问题。

在最初的设计阶段, 从水星的飞行经验中已经知道云的问题, 对此问题做了足够的分析后, 认识到 15 微米 CO_2 吸收带可能是敏感地平的最好光谱频带, 但是在这个波段没有可利用的滤光片。第二个最好的选择是 $13.5\text{--}22$ 微米波段, 在此波段已有现成的滤光片, 但这些滤光片容易受潮而降低其性能, 因此不能使用。最后选用 $8\text{--}22$ 微米波段作为最好折衷选择。飞行试验表明, 云和太阳仍是一个问题, 但不象水星飞行中那样严重。当太阳偏离扫描平面高达 10° 时, 仍会形成跟踪误差和地平跟踪丢失。每当太阳接近地平时, 地平跟踪必然丢失, 总共发生过 117 次丢失。敏感器还会跟踪飘进敏感器视场内的冷云。但是, 由于视场在 160° 的方位角上扫描地平, 而不是在一个点上扫描地平, 云仅仅使输出噪声增加, 而不会产生象水星和地球物理观测卫星实验中那么大的输出误差。如果敏感器能连续跟踪云的前沿, 则只有发生在冷云几乎全部覆盖住地平的情况。

每个双子星座空间飞行器通常都有一个运行的敏感器和一个完全一样的备用敏感器。但是在双子星座 9 号飞行器上, 由于修改设计方法后克服了湿度问题, 备用的敏感器选用了 $13.5\text{--}22$ 微米的光谱频带, 而不是 $8\text{--}22$ 微米频带, 它的性能和应用中具有 $8\text{--}22$ 微米频带的敏感器相当。定性分析表明窄光谱频带敏感器有优良的性能, 它没有观察到由于太阳或云的影响而造成跟踪丢失或输出飘移的现象。

在系统综合试验过程中, 电磁干扰问题暴露出来了。为了使敏感器成功地工作, 对空间飞行器和敏感器作了如下改动:

- (1) 增加了空间飞行器布线的屏蔽和滤波。

- (2) 重新设计了空间飞行器的电源,以减少开始时的暂态过程。
- (3) 传感器上增加了暂态过程的抑制网络。
- (4) 解调由半波改为全波。
- (5) 重新设计用场效应管作输入级的前置放大器,它和热敏电阻测辐射热计有较好的阻抗匹配。

通过用一个单独的、绝缘的偏压电源给探测器和前置放大器供电,也可以得到附加的电磁干扰屏蔽。

2.4 辐射平衡式敏感器

辐射平衡式敏感器的探测器视场不对目标平面扫描(就象前面讨论的宽角扫描器和抖动边缘跟踪器那样)。辐射平衡技术假定:当辐射率达到平衡时,传感器的光轴对准发光圆盘或自身辐射的地球圆盘的中心。

这种类型的敏感器包括各种形式。有一种是由四个单独的、具有很大视场的探测器组成的,视场覆盖了很大一部分地球。看到相反方向地平的两个探测器的输出相减,得到一个与地球偏差角成正比的信号。第二种形式是驱动一个小的探测器视场,使其与地平倾角相切。第三种方案是利用敏感器的电子扫描列阵,它没有运动部件。

辐射平衡式敏感器经常这样设计,即利用光学方法所形成的地球图象在边界上的温度不连续性,而不对输入能量进行调制。因此,使用的探测器可以认为是严格的温度敏感器。它们的输出是象平面温度分布的函数,探测器就在象平面位置上。探测器的温度分布不仅受到被光学元件汇集并聚焦的光通量密度的影响,而且还受到来自敏感器本身能源的辐射和传导的影响。探测器不能区分哪些温差是由图象引起的,哪些温差是由敏感器所处环境引起的。因此,主要的设计任务是保证敏感器所处环境引起的温度梯度大大低于由地球象所引起的温度梯度,因而能实现所需要的精度。

为了得到均匀的温度,使用了各种技术。飞马座敏感器用来确定一个翻滚飞行器的近似的地球方向,两个热电堆探测器背靠背地安装着,以便通过各自的透镜去观察相反方向的目标空间,如图8所示^[1]。机械和光学设计尽可能做得对称。因此可以预料,探测器的温度差仅是由于敏感器外面的红外源引起的。为了避免与直流放大器有关的常见问题,探测器的直流输出用固态光敏调制器调制。

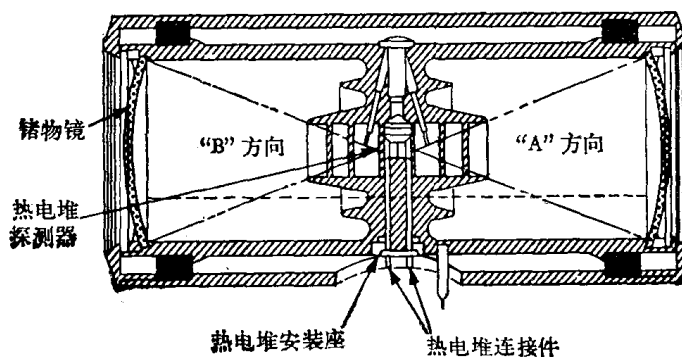


图8 飞马座敏感器

戈达德空间飞行中心的可靠地球敏感器^[6,17]是为在同步轨道上工作而研制的。敏感器的设计使地球的象落在由八个排成径向辐射图案的金属测辐射热计列阵上,如图9所示^[16]。其中四个测辐射热计与飞行器轴线平行,它们是主要探测器;另外四个与飞行器轴线成 45° 角,它们或用作备份,或者当太阳在主要探测器的一个视场出现时工作。选用金属测辐射热计而不用热电堆,因为前者有更大的可用的信号电压。但是,要研制一个适用的金属测辐射热计是所碰到的最困难的问题。金属测辐射热计电桥的差分输出不仅是探测器温度差的函数,而且还是周围温度以及探测器时间常数差的函数。为了提供所需的热稳定性和均匀性,在透镜和探测器之间的空腔内,用一个加热线圈来控制温度。通过调整支承测辐射热计白金丝的心轴的质量,可以补偿原始时间常数的不匹配。

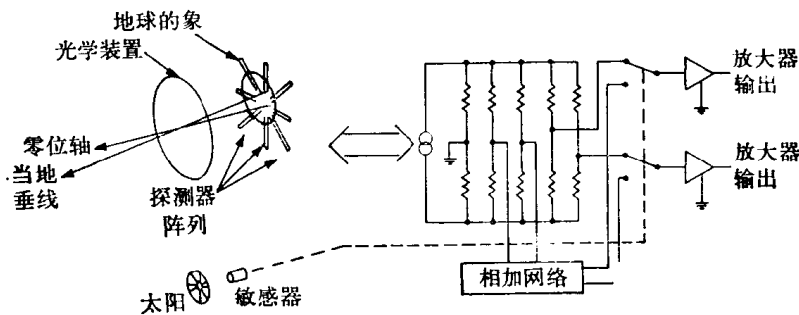


图9 可靠的地球敏感器

辐射平衡式敏感器的探测器限于用热电堆和金属测辐射热计。热敏电阻测辐射热计的电阻和响应率具有很宽的变化范围,并且环境温度对这些参数的影响也有很大的变化。为了防止两个平衡探测器的不匹配,需要精确的温度控制,因而使热敏电阻的使用变得不现实^[15]。

采用热敏电阻测辐射热计,必须考虑的另一个因素是热击穿问题。热敏电阻测辐射热计的电阻是随温度变化的。热敏电阻材料具有负温度系数。在探测器的临界温度上,测辐射热计的阻抗减少到这种程度,以致高的偏置电流使探测器自身加热而导致热击穿。

当探测器的偏压为峰值偏压的60%,且基底的温度保持在室温时,热敏电阻测辐射热计具有如下特性^[18]:

探测器信噪比	特 性
$10^1 - 10^5$	输入与输出成正比
$10^5 - 10^6$	输入与输出近似成正比
$10^6 - 10^7$	输入与输出不成比例
10^8	由于探测器加热,使测辐射热计的电桥上产生很大的电阻和电压不平衡
10^9	由于探测器加热,使结构中采用的胶合剂性能退化,从而使探测器烧掉

2.5 技术发展水平小结

表1概括了许多敏感器的特性。在运用这张表时,必须注意,表中给出的最好数据未必都适用于任意一个已知的敏感器。