

# 用地球磁场和重力场成功挽救风云一号 (B) 卫星的控制技术

徐福祥

(中国空间技术研究院, 北京 100081)

**摘 要:** 风云一号气象卫星是我国最早成功发射的太阳同步三轴稳定对地遥感卫星。由于早期的技术和器件原因, 星上计算机因空间辐照而失控, 造成星上贮气耗尽, 卫星高速翻滚。本文详细介绍了在卫星面临失败的情况下, 作者利用地球磁场和重力场与卫星的相互作用, 采用星上的磁力矩器和可用的一切手段而设计的一整套抢救这颗卫星的技术方法。并简述了经过 75 天的艰苦努力, 使这颗濒临失败的卫星重新建立三轴稳定的对地定向姿态的历程。

**关键词:** 地球磁场; 磁力矩; 重力场; 重力梯度; 抢救; 气象卫星

**中图分类号:** V448.2    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1000-1328(2001)02-0001-11

## TECHNIQUE OF SUCCESSFUL RESCUE OF FY-1B METEOROLOGICAL SATELLITE BY USING THE GEOMAGNETIC FIELD AND THE GRAVITATIONAL FIELD

Xu Fuxiang

(Chinese Academy of Space Technology, Beijing 100081)

**Abstract** FY-1 meteorological satellite is the first sun-synchronous earth-pointing three-axis stabilized remote sensing satellite launched successfully in China. Because of early technique and components, on-board computer failed to work due to the space radiation, which causes the consumption up of the gas and tumbling of the satellite at high rate. In this paper, technical approaches of rescuing the satellite by using magnetic rods and possible measures through the interaction of the geomagnetic field and gravitational field on the satellite are introduced in detail. The flight history of the satellite to achieve earth reacquisition following temporary failure after 75 days' endeavor is also presented briefly.

**Key words** The geomagnetic field; Magnetic torque; The gravitational field; Gravity gradient torque; Rescue; Meteorological satellite

收稿日期: 2001-02-02 修回日期: 2001-02-22

作者简介: 徐福祥 (1943-), 男, 研究员, 博士生导师, 中国空间技术研究院院长, 专业: 无线电技术, 卫星工程

管理; 研究方向: 卫星总体设计, 卫星控制系统

## 1 概述

风云一号(B)气象卫星于 1990 年 9 月 3 日,成功发射入轨。在正常工作近半年后,由于选用的大规模集成电路耐辐照性能较差,在硬件和软件设计中加固措施不力,且正值太阳黑子活动峰年。致使星载控制计算机在 1991 年 2 月 14 日受空间高能粒子轰击后,在较长时间内工作紊乱,卫星姿态失控,也不能正常执行全方位姿态重新捕获程序,星上贮气(动力源)因乱喷而耗尽,卫星以  $9.98\text{r/min}$  绕俯仰轴旋转,转动动量高达  $420\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$ ,且伴有  $40^\circ$  以上章动。卫星的太阳电池阵输出电流在  $0\sim 8\text{A}$  内快速变化。由于卫星已失去纠正姿态的喷气动力源,又无自旋姿态敏感器,星载计算机的软件也不能由地面遥控修改,所以,依靠姿态控制系统原来设计的故障应急措施已无法挽救这颗卫星。

面对此严峻的局面,作者使用该卫星姿态三轴稳定系统的姿态敏感器和三根星载磁力矩器及偏置动量轮,并利用仅有的几种可由地面控制星载软件流向的手段,设计了利用地球磁场和重力场与卫星磁矩及质量特性之间相互作用产生的外力矩挽救这颗卫星的技术方案。经地面严格仿真后,实施抢救。经过 75 天的努力,终于在 91 年 5 月 2 日使风云一号(B)气象卫星恢复了正常的三轴稳定对地定向姿态,再次获取了高质量的云图资料。

这颗卫星的姿态控制系统设计中采用了两种三轴稳定对地定向的工作模式,即零动量稳定模式和偏置动量稳定模式。飞轮的卸载由三根正交的磁力矩器(或喷气)实现。偏置动量稳定模式中的进动控制和章动阻尼也由磁力矩器执行。

挽救这颗卫星的技术总策略可归纳为:

- (1)针对上述的卫星故障和星上姿态控制部件的设置,立即将零动量姿态稳定模式转为偏置动量稳定模式工作,起旋偏置动量轮到最高转速,以稳定卫星旋转角动量  $H$  在空间的取向,保证太阳电池阵有一定输出,为进一步制定挽救卫星的策略打下基础
- (2)分析失控卫星的运动规律,建立失控卫星模型,着手动力学仿真。
- (3)寻求失控卫星的姿态确定方法
- (4)利用卫星的磁力矩器和一切可能的星上条件,设计挽救卫星所必需的外力矩;建立抢救方案的数学模型,进行开环和闭环仿真试验,不断完善并优化抢救策略
- (5)制定详细的抢救实施流程,简化地面操作程序,确保整个抢救过程有条不紊
- (6)卫星挽救成功后,将以偏置动量轮和磁控系统稳定卫星的对地定向姿态

## 2 失控卫星动力学仿真结果和“章动共振”问题分析

### 2.1 动力学分析和仿真结果

进行失控卫星运动学和动力学分析,摸清失控卫星的运动特性,可预示在对卫星进行抢救的过程中可能会出现异常运动状态和特性,并采取相应的应用和预防措施,这是挽救卫星的理论指导。

为尽量真实的反映失控卫星的特性,在建模过程中不能忽略平时可以忽略的因素和二阶小量。正因如此,已无法用解析方法分析失控卫星的运动特性,而只能用计算机进行仿真。在仿真过程中,当忽略若干小量时,运动特性就显得平稳,而以严格的模型进行仿真时,其显示的卫星运动特性则较真实地反映了在轨失控卫星的运动特性。主要表现为:

(1) 在偏置动量轮未起旋时, 动力学仿真结果显示卫星  $o'y_b$  轴 (俯仰轴) 在轨道平面内的投影作“无规则”的圆周运动, 其旋转半径的变化极其复杂。太阳帆板电池阵输出电流的变化过程与在轨失控卫星遥测数据基本吻合。这一运动过程是卫星本体相对惯性空间的旋转以及卫星本体相对惯性空间的章动的合成运动。最大章动角达  $40^\circ$ , 与遥测数据吻合。见图 1

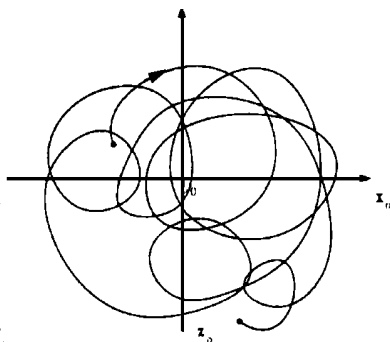


图 1 卫星本体  $o'y_b$  在轨道平面  $o'x_oy_o$  平面上投影的运动过程 (仿真示意图)

(2) 在卫星建模过程中若不考虑太阳帆板的结构阻尼特性, 则在起旋偏置动量轮后, 动力学仿真结果并不显示章动运动的减小。在增加太阳帆板结构阻尼因素后, 动力学仿真明确显示出卫星的章动运动迅速减小, 这与在轨失控卫星起旋偏置动量轮后的章动阻尼结果也基本吻合。这一仿真结果被有效地用作为卫星消旋过程中的章动阻尼方法。太阳电池阵输出电流的变化范围由  $0 \sim 8A$  改善为  $4 \sim 8A$ 。动力学仿真结果也证明了在挽救卫星初期作为技术策略之一, 即立即起旋偏置动量轮的决策是正确的。见图 2

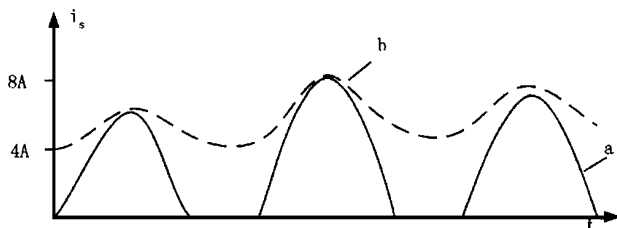


图 2 卫星太阳电池阵输出电流 ( $i_s$ )

(a) 未起旋偏置动量轮时太阳电池输出电流变化

(b) 起旋偏置动量轮后太阳电池输出电流变化

## 2.2 “章动共振”问题的分析

在失控卫星建模中, 考虑了风云一号 (B) 卫星圆锥式扫描地平仪在卫星本体坐标系中的安装位置, 并考虑了偏置动量轮在卫星本体坐标系中的安装方向后, 仿真预示将出现“章动共振”问题。

风云一号 (B) 卫星是一颗太阳同步轨道卫星, 为避免滚动地平仪受太阳光干扰, 将滚动地平仪在滚动——俯仰平面内斜置一固定角  $T$ , 见图 3

若用滚动地平仪的地平弦宽测量卫星俯仰姿态角  $\theta$ , 则有

$$\tilde{\theta} = \theta \cos T - h \sin T \quad (1)$$

式中  $\theta$  为俯仰角,  $h$  为滚动角,  $\tilde{\theta}$  为滚动地平仪输出的俯仰信息。

而在实施卫星抢救过程中, 有效的方法就是只采用滚动地平仪的输出信息 (见后文分析)。

另外, 卫星获取云图的扫描辐射计, 其旋转轴与卫星本体滚动轴 ( $o'x_b$ ) 平行。为消除其旋转角动量对卫星姿态稳定的影响, 风云一号 (B) 卫星的偏置动量轮在滚动——俯仰平面

内也斜置一个角度  $U$ ,见图 4 图中  $H_W$  为偏置动量轮的角动量方向,  $H_{SR}$  为扫描辐射计的角动量方向,且有

$$H_W \cdot \sin U + H_{SR} \approx 0 \tag{2}$$

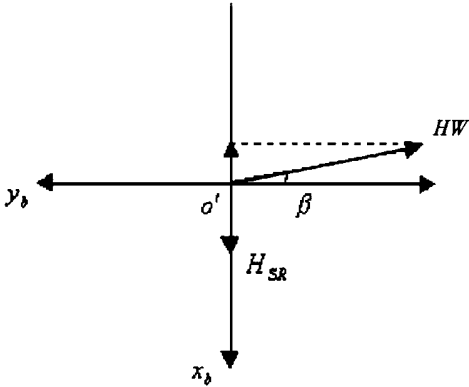
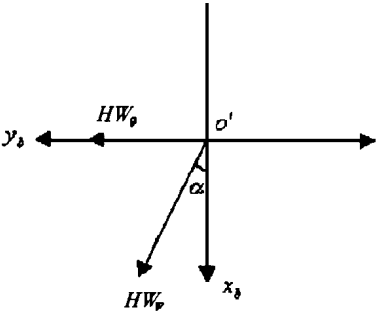


图 3 滚动地平仪 ( $HW_\varphi$ )和俯仰地平仪 ( $HW_\theta$ )在卫星坐标中的安装位置

图 4 偏置动量轮在卫星本体坐标系中的安装位置

仅用一个滚动地平仪的卫星俯仰轴控制框图见图 5

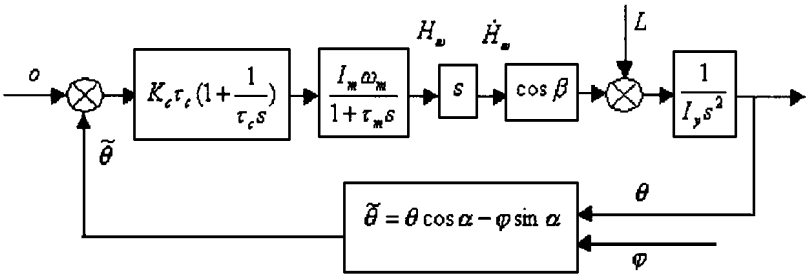


图 5 俯仰控制简化框图

图中,  $K_c \tau_c (1 + \frac{1}{\tau_c s})$  为比例——积分矫正器;  $(\frac{I_m k_m}{1 + \tau_m s})$  为偏置动量轮简化模型;  $(\frac{1}{I_y s^2})$  为卫星俯仰轴简化模型;  $L$  为外干扰力矩 (分析中不考虑)

众所周知,最简化的卫星滚动和俯仰轴控制的动力学方程为

$$\begin{cases} I_x \dot{k}_x = H_W \sin U \\ I_y \dot{k}_y = H_W \cos U \end{cases} \tag{3}$$

(3)式中  $I_x$ 、 $I_y$  为卫星滚动轴和俯仰轴转动惯量,  $k_x$ 、 $k_y$  分别为卫星相对惯性空间的滚动和俯仰角速度

由图 5 可知

$$H_W = K_c \tau_c (1 + \frac{1}{\tau_c s}) (\frac{I_m k_m}{1 + \tau_m s}) \tilde{\theta} \tag{4}$$

$$\begin{aligned} \text{令} \quad K &= K_c \left( 1 + \frac{1}{\tau_s} \right) \left( \frac{I_m k_m}{1 + \tau_{ms}} \right) \\ \text{则} \quad \dot{H}_w &= K \dot{\theta} = K (\dot{\theta} \cos \tau - h_m \dot{\tau}) \end{aligned} \quad (5)$$

这里应特别指出, 因为星处于不规则自旋状态, 自旋速率实际上为  $k_y$ , 而其横向速率  $k_x$  实际上为卫星章动频率, 即滚动地平仪敏感的信息包含了自旋速率对应的“俯仰角” $\theta$  和章动频率对应的“滚动角” $h$

可设

$$\begin{cases} \theta = \theta_m \cdot \sin k_y \\ h = h_m \cdot \sin k_x \end{cases} \quad (6)$$

$$\text{则} \quad \dot{H}_w = K (\dot{\theta}_m \cos \tau - h_m \sin \tau \cdot \sin k_x) \quad (7)$$

由 (3) 式可见,  $\dot{H}_w$  同时作用于卫星的滚动轴和俯仰轴。由 (7) 式知  $\dot{H}_w$  又同时受自旋速率和章动频率的控制。在卫星失控状态下,  $\theta_m$  和  $h_m$  均很大, 足以使偏置动量轮 ( $H_w$ ) 正或负饱和。在后文的分析中, 就是利用动量轮的正负饱和信息作为开启磁力矩极其极性的“电子开关”, 从而达到与地球磁场相互作用后产生抢救卫星的消旋磁力矩。

一般情况下,  $k_y \neq k_x$ , 且  $\theta_m > h_m$ , 所以偏置动量轮正负饱和主要由自旋速率  $k_y$  和  $\theta_m$  决定, 从而可有效启动磁力矩器达到消旋目的。尽管  $\dot{H}_w$  也作用在卫星滚动轴, 但由于其变化频率与  $k_x$  相差甚远, 不会激励  $k_x$  的“共振”。

但是, 当卫星消旋到一定程度, 使  $k_y \approx k_x$  时,  $\dot{H}_w$  将是一个与卫星章动频率  $k_x$  同频的干扰力矩, 一旦满足相位条件, 将会激励自旋卫星横向平面内的章动强迫“共振”。

动力学仿真显示当卫星消旋至  $k_y$  为  $5.8^\circ/s$  时, 卫星的章动运动会迅速发散, 章动角由  $5^\circ$  迅速发散至  $50^\circ$  以上, 当卫星消旋至  $2^\circ/s$  时, 会出现第二个章动“共振峰”。为此在实施失控卫星消旋时, 采取了相应的“躲避”措施, 避免了激励章动的恶化过程。

### 3 失控卫星的姿态确定

三轴姿态稳定对地定向的卫星一旦失控, 其相对于轨道参数坐标系的欧拉姿态角已失去意义, 作为三轴姿态测量的红外地平仪不能直接确定卫星的旋转姿态。

失控卫星的旋转姿态可由其旋转角动量  $H$  在惯性空间的取向来描述。可选取一种地心坐标系  $OXYZ$  作为卫星运行的惯性坐标系, 见图 6 图中  $OY$  轴与卫星运行轨道面的法线矢量  $n$  平行;  $OZ$  轴近似指向地球南极 ( $OZ$  与标准地心坐标系南极方向的夹角为轨道倾角的余角)。图 6 中  $O'x_0y_0z_0$  为卫星运行时的轨道参考坐标系。在三轴姿态稳定时 (姿态为零), 卫星的本体坐标  $O'xbyzb$  与其重合, 当不重合时, 则由欧拉角可确定卫星的三个姿态角: 滚动角  $h$  俯仰角  $\theta$  偏航角  $i$ 。

对旋转失控卫星, 当其旋转角动量  $H$  与  $n$  重合时, 定义其旋转姿态为零,  $H$  与  $n$  不重合时, 定义  $H$  绕  $OX$  的偏转角为  $j_H$ ,  $H$  绕  $OZ$  轴的偏转角为  $h_H$ 。之所以这样定义, 是为了当卫星运行到赤道时, 可使星载滚动地平仪测得的瞬间滚动角与失控卫星的  $h_H$  相一致。因此, 我们只需用间接方法求取  $h_H$  和  $j_H$ , 就完全确定了  $H$  在惯性空间的取向, 从而确定失控卫星的姿态。

为采用滚动红外地平仪间接确定  $h_H$  和  $j_H$ , 必须求出某种特定的关系。从图 6 中分析, 当卫星在赤道上空, 且  $o'x_b$  与  $o'x_o$  平行时, 地平仪测得的  $h_R$  与  $h_H$  一致; 当卫星在北极上空, 且  $o'x_b$  与  $o'x_o$  平行时, 地平仪测得的  $h_R$  与  $j_H$  一致, 可见  $h_R$  与  $h_H$  和  $j_H$  有一个简单的关系: 在轨道上任意一点, 当失控卫星旋转到  $o'x_b$  与  $o'x_o$  平行时, 由星上红外地平仪在这一时刻测得的读数  $h_R$  可以写为:

$$h_R = j_H \cdot \cos k_0 t + h_H \sin k_0 t \quad (8)$$

式中  $k_0$  为卫星的轨道角速度, 且定义卫星在北极点时, 幅角 ( $k_0 t$ ) 为零。

为了在快速旋转卫星的滚动红外地平仪众多的数据中获取  $o'x_b$  与  $o'x_o$  平行时的读数  $h_R$ , 我们可以通过地面的大量仿真, 绘制出旋转卫星滚动地平仪的读数  $h$  在卫星旋转过程中的变化曲线, 寻找  $o'x_b$  与  $o'x_o$  重合时的特征, 从而找出其中的  $h_R$  值。在卫星可跟踪弧段内, 获取不同  $k_0 t$  时刻的  $h_{Ri}$ , 采用最小二乘法:

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^N h_{Ri} \cos k_0 t_i = h_H \sum_{i=1}^N \cos^2 k_0 t_i + j_H \sum_{i=1}^N \cos k_0 t_i \sin k_0 t_i \\ \sum_{i=1}^N h_{Ri} \sin k_0 t_i = h_H \sum_{i=1}^N \cos k_0 t_i \sin k_0 t_i + j_H \sum_{i=1}^N \sin^2 k_0 t_i \end{cases} \quad (9)$$

求得失控卫星的姿态角  $h_H$  和  $j_H$ 。

失控卫星的另一个姿态信息为旋转角速率, 它可由太阳电池阵输出电流的变化过程或地面测控站接收信号强弱的变化规律获取。当旋转速率减慢后, 可由俯仰陀螺仪直接测定。

#### 4 磁消旋力矩 进动控制力矩和章动阻尼的设计

对失控卫星进行消旋和进动控制时, 必须使用外力矩。在失去喷气动力源的情况下, 唯有利用星载三根正交安装的磁力矩器与地球磁场相互作用产生的磁力矩, 才能挽救卫星。

##### 4.1 磁消旋力矩设计

因为卫星主要绕  $o'y_b$  轴旋转, 故消旋力矩必须作用在卫星本体坐标  $o'y_b$  轴上, 为此应采用安装在  $o'x_b z_b$  内的两根磁力矩器, 其通电后的合成磁矩为  $M_x$ 。令地球磁场为  $B$ , 磁力矩为  $L$ , 则

$$L = M_x \times B \quad (10)$$

假设在某一时刻, 卫星本体坐标系与卫星轨道参考坐标系重合时,  $B$  在卫星参考坐标轴上的投影即为本体坐标轴上的投影:

$$B = (B_x B_y B_z)^T \quad (11)$$

$M_x$  在卫星本体坐标轴的分量为:

$$M_x = (M_x 0 M_z)^T \quad (12)$$

则可能的消旋力矩为:

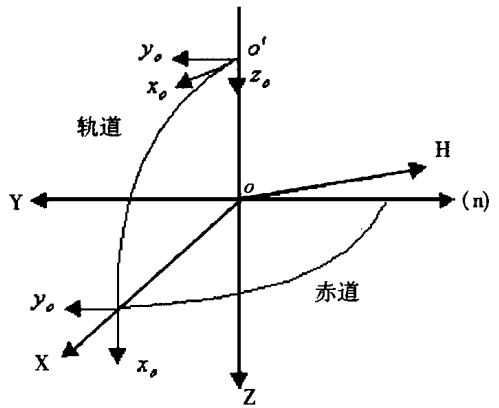


图 6 卫星运动坐标系

$$L_y = (B_x M_z - B_z M_x) \quad (13)$$

有害力矩为:

$$\begin{cases} L_x = M_z B_y \\ L_z = M_x B_y \end{cases} \quad (14)$$

(13)和(14)式中的  $L_x$ 、 $L_y$  和  $L_z$  为作用在卫星本体坐标  $o'x^b$ 、 $o'y^b$  和  $o'z^b$  上的磁力矩

显而易见,实施磁消旋的基本条件是失控卫星的姿态  $i_H$  和  $j_H$  应尽可能小。此时  $B_y$  可近似为零,有害力矩  $L_x$  和  $L_z$  较小。也即当卫星的  $H$  与  $n$  偏离太大时,必须先进行进动控制,然后再实施消旋。为实施有效消旋,还必须保证卫星在旋转过程中  $L_y$  始终与  $H$  方向相反。但我们注意到当磁力矩器的通电磁矩  $M_x$  随同卫星快速绕  $o'y^b$  轴旋转时,要保持  $L_y$  始终与  $H$  方向相反,就必须以相同的频率快速改变  $M_x$  的方向(改变磁力矩器通电电流的方向)。这对没有预先设计这一功能的失控卫星来说是极其困难的。这也是抢救这颗失控卫星的最关键、最困难之处。

保持三轴稳定姿态的卫星,在飞行过程中,地球磁场仅以轨道角速度  $k_0$  与地磁场南北极变化频率  $K_B$  的相互关系有规律的投影在卫星本体轴上。对地磁场偶极子模型,可近似为:

$$K_B = 2k_0 \quad (15)$$

但对快速旋转的失控卫星(15)式不成立

设卫星绕  $o'y^b$  轴的旋转速率为  $k_y$ ,则有

$$|k_y| \gg |K_B| \quad (16)$$

即卫星绕  $o'y^b$  轴旋转时,地球磁场在卫星本体轴上的投影将快速交替变化。将  $B$  在轨道参考坐标系上的投影转换为本体坐标系上的投影后,这一快速变化的磁场与星载磁力矩  $M_x$  的相互作用产生的  $L_y$  为:

$$L_y = M_x [B_{xm} \sin(2k_0 t) \cos(k_y t + T) + B_{zm} \cos(2k_0 t) \sin(k_y t + T)] - M_z [-B_{xm} \sin(2k_0 t) \sin(k_y t + T) + B_{zm} \cos(2k_0 t) \cos(k_y t + T)] \quad (17)$$

(17)式中,  $B_{xm}$ 、 $B_{zm}$  为地球磁场在卫星轨道参考坐标系  $o'x^o$  和  $o'z^o$  上投影的幅值;  $T$  为卫星旋转初始相位角。

显然,当  $M_x$  和  $M_z$  为恒值时,(17)式为周期函数,也即恒通电的磁力矩器,消旋效果为零。所以设计消旋力矩的原理,就在于寻找  $M_x$  和  $M_z$  通电的一种变化周期,即通电频率  $k_n$  和通电相位  $T_n$ 。

$$\begin{cases} M_x \triangleq M_x(k_n, T_n) \\ M_z \triangleq M_z(k_n, T_n) \end{cases} \quad (18)$$

以保证将(18)式代入(17)式后,  $L_y$  为正值(定义  $H$  为负值)

通过数学仿真,最佳方案为

$$\begin{cases} k_n = k_y \\ T_n = T \end{cases} \quad (19)$$

即

$$\begin{cases} M_x = -M_{xm} \cdot \cos(k_y t + T) \\ M_z = M_{zm} \cdot \cos(k_y t + T) \end{cases} \quad (20)$$

但上式在工程上无法实现,可由下式近似:

$$\begin{cases} \mathbf{M}_x = \begin{cases} -\mathbf{M}_{xm} & \text{当 } \cos(k_y t + T) \geq 0 \text{ 时} \\ +\mathbf{M}_{xm} & \text{当 } \cos(k_y t + T) < 0 \text{ 时} \end{cases} \\ \mathbf{M}_z = \begin{cases} +\mathbf{M}_{zm} & \text{当 } \cos(k_y t + T) \geq 0 \text{ 时} \\ -\mathbf{M}_{zm} & \text{当 } \cos(k_y t + T) < 0 \text{ 时} \end{cases} \end{cases} \quad (21)$$

同样可获得较好效果。为实现(21)式,可用滚动地平仪利用地球弦宽测量俯仰角 $\theta$ 的扫描特性,即当卫星的 $o'_{zb}$ 轴旋转到指向地球和指向太空时,可获得不同极性的姿态角读数的特性,通过遥控注数,适当改变标准地球方波宽度值,调整到当卫星 $o'_{zb}$ 轴旋转到基本对地时(此时 $\cos(k_y t + T) \geq 0$ ),滚动地平仪测得的“虚假”俯仰姿态角 $\theta$ 为正值;当卫星 $o'_{zb}$ 轴旋转到基本指向太空时(此时 $\cos(k_y t + T) < 0$ ), $\theta$ 为负值。此 $\pm\theta$ 值相当于电子开关,将驱动偏置动量轮相应地高速旋转和低速旋转,其转速均达到磁卸载阈值,利用磁卸载控制规律( $M_{xz}$ 用于磁卸载),实现(21)式所要求的磁力矩器通电磁矩 $M_{xz}$ 的变化规律。磁卸载规律可参见文献[1]。

上述设计原理,经地面仿真,证实消旋效果十分明显。

#### 4.2 磁进动力矩的设计

当卫星工作在正常的偏置动量模式时,其进动控制力矩将由安装在卫星 $o'_{yb}$ 轴上的 $Y$ 磁力矩器产生。

其通电控制规律为:

$$\mathbf{M}_y = -K_1 \mathbf{B}_x \dot{h} - K_2 \mathbf{B}_x h \quad (22)$$

(22)式中, $\mathbf{M}_y$ 为 $Y$ 磁力矩器的通电磁矩; $K_1$ 、 $K_2$ 为控制常数; $\mathbf{B}_x$ 、 $\mathbf{B}_z$ 是由固化在星载计算机内的地磁场模型计算出的地磁场在卫星本体坐标轴 $o'_{xb}$ 和 $o'_{zb}$ 上的分量; $h$ 为滚动姿态角(三轴稳定时); $\dot{h}$ 为滚动姿态角速度(三轴稳定时)。

卫星在快速旋转时,姿态传感器测得的 $h$ 和 $\dot{h}$ 均是无意义的错误信息,不可能利用固化在计算机内的软件实现对 $H$ 的进动控制。为此对失控的旋转卫星,必须寻找一种新的方法实现对旋转卫星角动量 $H$ 的进动控制。

可将(22)式简化为:

$$\mathbf{M}_y = -K_2 \mathbf{B}_x h \quad (23)$$

并令 $M_x = M_z = 0$ ,则 $\mathbf{M}_y$ 与地磁场 $\mathbf{B}$ 相互作用产生的力矩在惯性空间 $OXYZ$ 上的投影为:

$$\begin{cases} L_{Ox} = K_2 h B_{xm} \sin K_B t \cdot (B_{zm} \cos K_B t \cdot \cos k_0 t - B_{xm} \sin K_B t \cdot \sin k_0 t) \\ L_{Oz} = -K_2 h B_{xm} \sin K_B t \cdot (B_{xm} \sin K_B t \cdot \cos k_0 t + B_{zm} \cos K_B t \cdot \sin k_0 t) \end{cases} \quad (24)$$

在对上式作适当近似后,可由数值计算证明:当卫星从赤道(降轨)开始飞行半个轨道周期时,有

$$\begin{cases} \int L_{Ox} d(k_0 t) \approx 0 \\ \int L_{Oz} d(k_0 t) \neq 0 \end{cases}$$

若在(24)式中通过遥控,人为改变一个虚假的姿态角 $h$ 的极性,则理论上就可以产生二种极



性的  $L_{oz}$  进动力矩。

另外, 我们可以通过遥控注数, 将固化在星载计算机内的地磁场模型旋转一定的幅角, 使卫星从赤道 (降轨) 开始飞行半个轨道周期范围内, 地磁模型的极性不变化, 则通过数值计算可证明

$$\begin{cases} \int L_{ox} d(k_0 t) \neq 0 \\ \int L_{oz} d(k_0 t) \approx 0 \end{cases} \quad (26)$$

这样, 若再通过遥控注数改变一个虚假姿态角  $h$  的极性, 则在理论上同样可产生二种不同极性的  $L_{ox}$  进动力矩。

在抢救失控卫星的过程中, 利用改变星载计算机的轨道钟周期和相位的方法, 产生了不同旋转幅角的虚拟地磁场模型。另外, 通过改变地平仪标准地球弦宽值, 产生了不同极性的虚拟姿态角  $h$ , 从而取得了良好的进动控制效果。地面仿真结果与实施过程基本吻合。

### 4.3 章动阻尼

卫星失控时, 伴有  $40^\circ$  章动角; 此后, 在整个消旋和进动控制过程中, 磁力矩在  $o'_{xb}$  和  $o'_{zb}$  上的分量会激发章动; 另外, 如前述, 当卫星旋转速率接近章动频率时, 也会激发强烈的章动, 所以, 必须设计在卫星不同旋转速率下的章动阻尼力矩。

#### (1) 卫星快速旋转时的章动阻尼

在偏置动量轮起旋的情况下, 卫星可近似为一个双自旋系统, 其本体章动频率  $K_d$  与空间章动频率  $K_0$  有如下关系:

$$K_d = K_0 - k_y \quad (27)$$

(27) 式中,  $k_y$  为卫星绕  $o'_y$  轴旋转的角速度。它们由卫星的  $H$  和卫星转动惯量特性所决定。

经计算, 当  $H \in (100, 400 N \cdot m \cdot s)$  时, 有以下计算结果

$$\begin{cases} K_0 \in (1.14, 2.85 \text{ rad/s}) \\ K_d \in (1.37, 3.85 \text{ rad/s}) \end{cases} \quad (28)$$

由于这颗卫星的太阳帆板的一阶振型频率为  $2.95 \text{ rad/s}$ , 显然, 带有结构阻尼的帆板挠性对快速旋转卫星是一个很好的被动章动阻尼器。

#### (2) 卫星中速旋转时的章动阻尼

当章动频率远离太阳帆板挠性频率时, 帆板将不起阻尼作用。

此时, 可根据滚动陀螺测得的姿态角速率极性 & 卫星当地磁场  $B_z$  的极性, 由地面预先计算的结果, 通过遥控迅速控制  $M_y$  的极性, 使  $M_y$  与地磁场作用产生的磁力矩与角速率极性相反, 从而起到一定的章动阻尼效果。

此外, 还利用星载静态地平仪 (由五〇二所制造), 在通过遥控注数修改其基准值后, 使卫星  $o'_{zb}$  旋转到指向地时, 能获得较真实的姿态角  $h$ ; 而  $o'_{zb}$  旋转到指向太空时, 使  $h \approx 0$  从而可由真实的  $h$  产生的伪速率  $\dot{h}$ , 通过公式 (22) 的第二项, 使  $M_y$  通电, 达到一定的章动阻尼目的。((22) 式的第二项是章动阻尼项)

#### (3) 卫星慢速旋转时的章动阻尼

卫星慢速旋转时, 可以在卫星  $o'_{zb}$  轴旋转到指向地球期间内, 根据地平仪测得的较真实

的  $h$  的变化规律,判断  $l$  和  $l'$  的极性。并依据其极性,通过遥控接通或切断星载扫描辐射计的电机(其旋转轴指向  $o'x_b$  轴)。从而,通过辐射计转动动量在  $o'x_b$  轴上的变化,产生章动阻尼力矩。实践证明,这种章动阻尼的效果最明显。

## 5 用地球重力场实施姿态重新捕获

当卫星消旋到其角动量在偏置动量轮可控制范围之内时,可实施卫星姿态重新捕获。

但是,利用磁力矩为卫星消旋是有一定限制的。当卫星转速很小时,在地面有限的测控弧段内,滚动地平仪可能一直扫描不到地球或一直扫到地球,前述的“电子开关”将不起作用。磁消旋方法将无法使用,而此时卫星的残余角动量仍然超出偏置动量轮可控范围。由于卫星已没有喷气动力源,无法在实施动量轮控制时消除这残剩的角动量,也无法吸收进入轮控时出现的超出轮控范围的超调过程。这就是抢救过程中的所谓“最后死区”。

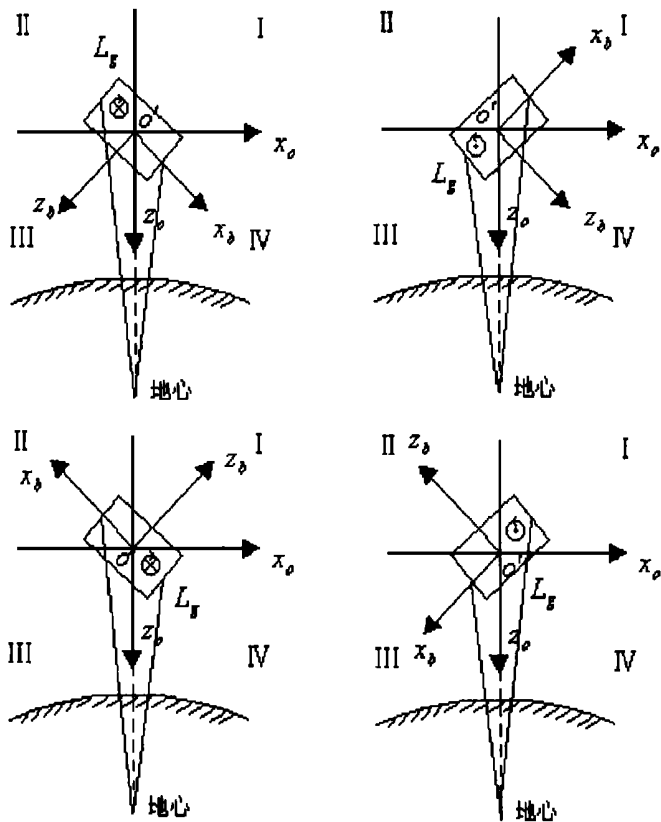


图 7 卫星本体坐标在空间不同取向时的重力梯度力矩方向图

为克服这一困难,应用了地球重力场,对卫星作最后的消旋,起到了很好的效果。

不妨画出卫星在地面测控弧段范围内,其本体坐标  $o'x_b y_b z_b$  和轨道参考坐标  $o'x_o y_o z_o$  的四种不同位置关系。分析重力场作用在卫星上的重力梯度力矩的方向,求得减少或增加卫星旋转速率的方法。

正如图 7 所示,当  $o'x_b$  位于 I 和 III 区内时,产生的重力梯度力矩  $L_g$  为正,作用在俯仰轴 ( $o'y_b$ ) 上,使  $k_y$  增加;当  $o'x_b$  在 II 和 IV 区内时,  $L_g$  为负,使  $k_y$  减小。而卫星以近似恒速绕  $o'y_b$  转一周后,其积分效应为零,不能使卫星减速或加速。只有使  $o'x_b$  停留在上述四个区域的时间不等,其积分效应才会使卫星减速或加速。

进一步分析图 7 中四种情况,只有二种在工程上是可用的,即  $o'_{xb}$  在 I 和 IV 区,因此时  $o'_{zb}$  指向地球。

设  $o'zb$  指向地心时, 滚动地平仪获取的地球弦宽为标准弦宽, 则  $o'xb$  在 I 区时, 滚动地平仪输出的地球弦宽小于标准弦宽;  $o'xb$  在 IV 区时, 地平仪输出的地球弦宽大于标准弦宽。利用这一特征, 当  $o'xb$  在 IV 区时, 由遥控加速偏置动量轮, 通过偏置动量轮角动量与卫星自旋角动量的自然交换, 使卫星转速下降, 让  $o'xb$  长期停留在 IV 区, 当发现  $o'xb$  已转出 IV 区时 (或地球弦宽小于标准弦宽或消失), 或卫星即将飞出地面测控范围前, 通过遥控使偏置动量轮减速, 从而使卫星加速, 使  $o'xb$  快速转出 I 和 III 区。通过积分效应, 使卫星进一步消旋。按此方法, 必要时也可使卫星加旋。

正是应用这一方法,使卫星的剩余角动量大大低于偏置动量轮的可控范围,最后控制卫星缓慢地进入动量轮控制区,并立即接通正常的磁控系统,使偏置动量轮卸载到其中心动量附近。同时由磁控实现卫星的残余章动阻尼和进动控制。卫星抢救成功后,由偏置动量轮和磁控系统组成一个完整的三轴稳定系统,保持卫星的三轴稳定对地定向姿态。

## 6 结束语

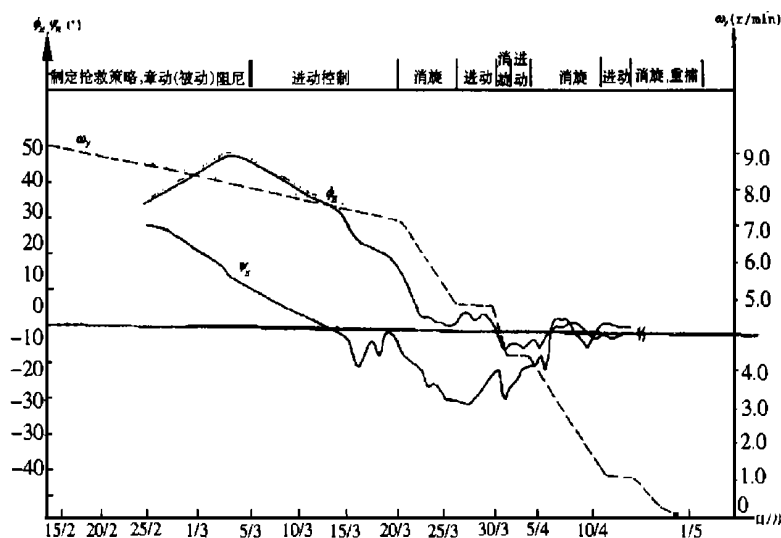


图 8 失控卫星姿态恢复过渡图 (91. 2. 15-91. 5. 1)

在挽救失控卫星的过程中,实际上所遇到的复杂情况和困难程度不可能在本文中详尽表述。在建立地面仿真模型、优化抢救程序、制定实施流程的过程中,都遇到(下转第 17页)

## 6 结语

本文从系统可靠性的角度,提出了火箭遥测数据压缩算法,该算法具有较强的抗误码扩散能力,算法采用小块数据独立编解码,即使地面接收出现信号失锁,也不会影响后续数据的解码。

## [参 考 文 献]

- [1] 吴乐南等. 航天遥测数据的自适应分区熵编码压缩 [J]. 通信学报, 1998, 19(7): 94-96.
- [2] 詹辛农. 运载火箭遥测数据压缩技术研究 [J]. 导弹与航天运载技术, 1997, 1, 38-48.
- [3] Ben. Kobler. the Techniques for Containing Error Propagation in Compression/Decompression Schemes. N92-12433.
- [4] Dolinar S J, et al. The Theory Limited of Source and Channel Coding. N91-11980.
- [5] 唐末奇等. RICE算法压缩效果实测 [J]. 遥测遥控, 1998, 19(3), 36-40.

(上接第 11 页)过一时难以克服的困难,但是,经过艰苦的努力和执著的追求,终于克服了各种困难,在 1991 年 5 月 2 日将这颗失控的卫星救了回来。图 8 是整个抢救过程中风云一号 (B) 卫星的姿态变化时间历程图。图中  $k_y$  表示了整个消旋过程中,旋转速率从  $10r/m$  消旋到接近零的过程。 $h_H$  和  $j_H$  表示了旋转卫星的角动量在惯性空间的取向变化过程。从图中可以看出,每当实施快速消旋后,由于磁有害力矩的影响, $\vec{H}$  的姿态  $h_H$  和  $j_H$  均有大的偏离,此时必须停止消旋,立即进行进动控制。当  $h_H$  和  $j_H$  减小到一定程度后,再继续进行消旋。经过四次循环,到 91 年 4 月 25 日才达到重新捕获的基本要求。以后通过对重力梯度的控制,使卫星残余动量小于偏置动量轮的控制值。最后,在 5 月 2 日顺利实现了姿态重新捕获。

卫星抢救成功,证明了制定抢救这颗卫星的总策略是正确的。在总策略指导下进行的一系列抢救技术的设计、地面仿真技术设计、动力学分析等均是正确的。这些技术,经过综合、优化后可以组合成一套完整的软件包,固化在星载计算机内,作为一种最后的故障应急措施,必要时将会发挥很好的作用。

## [参 考 文 献]

- [1] 徐福祥,“风云一号”(B)气象卫星姿态控制系统设计特点,《中国空间技术》,1998,3
- [2] 徐福祥、王秀才,“风云一号”(B)气象卫星姿态控制系统,《航天科技报告》,1998
- [3] 徐福祥,“风云一号”(A)气象卫星姿态控制系统,《航天科技报告》,1990
- [4] 章仁为,《静止卫星的轨道和姿态控制》,科学出版社,1987