(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 106919055 A
(43)申请公布日 2017.07.04

(21)申请号 201710253762.6

(22)申请日 2017.04.18

(71)申请人 上海航天控制技术研究所
地址 201109 上海市闵行区中春路1555号4号门

(72)发明人 汪礼成 吴德安 吴敬玉 贾艳胜 钟金凤 徐樱 李小斌 王文妍 杨盛庆

(74)专利代理机构 上海信好专利代理事务所（普通合伙）31249
代理人 周荣芳

(51)Int.Cl.
G05B 13/04(2006.01)

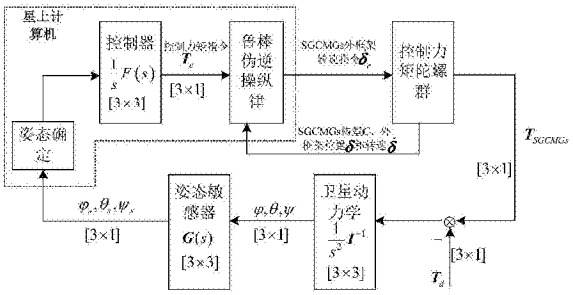
权利要求书4页 说明书10页 附图3页

(54)发明名称

一种基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法

(57)摘要

本发明公开了一种卫星采用单框架控制力矩陀螺(SGCMG)作为姿态控制执行机构时，基于鲁棒伪逆操纵率的单框架控制力矩陀螺故障预案设计方法，首先根据控制力矩陀螺群的构形和各个单框架控制力矩陀螺框架轴的方向布置，确定陀螺群的角动量H与力矩矩阵C；然后设计鲁棒伪逆操纵率；最后针对控制力矩陀螺在轨易出现的故障：通断故障、内转子转速不稳定故障、通讯故障、外框架卡死、外框架转速不变故障，基于鲁棒伪逆算法，通过星上自主诊断和预案设计，能够在n-3个(n为控制力矩陀螺群中SGCMG的个数)SGCMG故障下也能基本保证星体姿态的正常对地控制。本发明能够提高卫星在轨实时自主诊断能力，减少对地面的依赖，避免地面解决措施的延时，增强安全性，降低整星风险。



CN 106919055 A

1.一种基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法，其特征在于，包含以下步骤：

步骤S1、根据控制力矩陀螺群的构型和各个陀螺框架轴的方向，确定陀螺群的角动量H和力矩输出矩阵C；

步骤S2、根据最小化伪逆解和奇异可控原则设计控制力矩陀螺外框架转速鲁棒伪逆操纵率；

步骤S3、对卫星在轨控制力矩陀螺故障进行自主诊断与预案执行；当所述故障为通断故障时，执行步骤S4；当所述故障为内转子转速不稳定故障时，执行步骤S5；当所述故障为通讯故障时，执行步骤S6；当所述故障为外框架卡死故障时，执行步骤S7；当所述故障为外框架转速不变故障时，执行步骤S8；

步骤S4、对控制力矩陀螺的通断故障进行星上自主诊断，鲁棒伪逆操纵率智能切换解算正常控制力矩陀螺的外框架转速指令；

步骤S5、对控制力矩陀螺的内转子转速不稳定故障进行星上自主诊断，鲁棒伪逆操纵率根据采集的控制力矩陀螺内转子转速自主解算控制力矩陀螺角动量输出，并解算控制力矩陀螺的外框架转速指令；

步骤S6、对控制力矩陀螺的通讯故障进行星上自主诊断，鲁棒伪逆操纵率进行故障控制力矩陀螺外框架角位置递推，计算故障控制力矩陀螺的力矩输出T_{SGCMGi}，并根据控制力矩指令解算出正常控制力矩陀螺的外框架转速指令；

步骤S7、对控制力矩陀螺的外框架卡死故障进行星上自主诊断，鲁棒伪逆操纵率控制力矩指令进行正常控制力矩陀螺的外框架角位置δ_i和外框架角速度$\dot{\delta}_i$解算，调节正常控制力矩陀螺的外框架角位置，使得整个控制力矩陀螺角动量输出平衡；

步骤S8、对控制力矩陀螺的外框架转速不变故障进行星上自主诊断，鲁棒伪逆操纵率根据采集到的故障控制力矩陀螺外框架角位置δ_i和角速度$\dot{\delta}_i$信息，计算出故障控制力矩陀螺的力矩输出T_{SGCMGi}，并根据控制力矩指令解算出正常控制力矩陀螺的外框架转速指令$\dot{\boldsymbol{\delta}}_c$。

2.如权利要求1所述的基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法，其特征在于，所述陀螺群的角动量H为：

$$H=h_0(A\ \sin\delta+B\ \cos\delta)E \quad (2)$$

式中h_0为SGCMG内转子的额定角动量，矩阵A，B的元素仅与安装有关，第i列矢量是框架角为90°和0°时第i个陀螺的角动量单位矢量，

$$\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix} a_{11} & \cdots & a_{1n} \\ a_{21} & \cdots & a_{2n} \\ a_{31} & \cdots & a_{3n} \end{bmatrix},\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix} b_{11} & \cdots & b_{1n} \\ b_{21} & \cdots & b_{2n} \\ b_{31} & \cdots & b_{3n} \end{bmatrix}$$

$\sin\delta$，$\cos\delta$为框架角的正、余弦对角阵：

$$\sin\boldsymbol{\delta}=\begin{bmatrix} \sin\delta_1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & \sin\delta_n \end{bmatrix},\quad \cos\boldsymbol{\delta}=\begin{bmatrix} \cos\delta_1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & \cos\delta_n \end{bmatrix}$$

E为n维单位矢量，$E=(1\ \ 1\ \cdots\ 1)^T$；

所述陀螺群的力矩输出矩阵C为:C=A cosδ-B sinδ (16)。

3.如权利要求1所述的基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法,其特征在于,所述控制力矩陀螺外框架转速鲁棒伪逆操纵率为:

$$\dot{\boldsymbol{\delta}}_c = \boldsymbol{C}^T(\boldsymbol{C}\boldsymbol{C}^T + \alpha \boldsymbol{E})^{-1}\mathbf{T}_c / h_0 \qquad (3)$$

式中α为权系数,T_c为星上计算机计算出来的控制力矩指令,E是3×3单位阵,$\dot{\boldsymbol{\delta}}_c$为控制力矩陀螺的外框架转速指令。

4.如权利要求1所述的基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法,其特征在于,所述的步骤S4具体包含以下步骤:

步骤S41、给接入系统的控制力矩陀螺发加电指令后,若连续Δt次星上计算机采集到控制力矩陀螺i通断状态为断开,则判定当前使用的控制力矩陀螺i出现故障,置故障状态标志F_{SGCMGi}为1;

步骤S42、控制力矩陀螺i通断故障发生后,星上自主将鲁棒伪逆操纵率中力矩输出矩阵C中的对应的控制C_i列置零处理,相应h向量中对应的控制力矩陀螺内转子角动量采用额定角动量数值替换;鲁棒伪逆操纵率根据新的力矩输出矩阵解算出正常控制力矩陀螺的外框架指令转速。

5.如权利要求1所述的基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法,其特征在于,所述的步骤S5具体包含以下步骤:

步骤S51、若连续Δt次发生当前拍遥测控制力矩陀螺i内转子转速W_i与额定转速的差值大于ΔW,则判定当前使用的控制力矩陀螺的内转子转速出现故障,置故障状态标志F_{SGCMGi}为1;

步骤S52、星上计算机通过实时采集到的内转子转速W_i,实时计算出内转子的输出角动量;将鲁棒伪逆操纵率式中的常数h_0用向量h替换,将计算得到的各个控制力矩陀螺内转子输出角动量代入鲁棒伪逆算法的h向量中,解算出各个陀螺的转速指令,使得整个星体的输出力矩与期望力矩等价,从而保证星体姿态的运动;内转子角动量向量计算如下:

$$\boldsymbol{h} = \begin{bmatrix} h_1 \\ \vdots \\ h_i \\ \vdots \\ h_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} J_1\omega_1 \\ \vdots \\ J_i\omega_i \\ \vdots \\ J_n\omega_n \end{bmatrix} \qquad (4)$$

式中J_i为内转子的转动惯量,为控制力矩陀螺参数,已知常量;将此h

代入控制力矩陀螺伪逆操纵率中，计算中按照$\frac{1}{\boldsymbol{h}}=\begin{bmatrix}\frac{1}{h_1}\\ \vdots\\ \frac{1}{h_i}\\ \vdots\\ \frac{1}{h_n}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\frac{1}{J_1\omega_1}\\ \vdots\\ \frac{1}{J_i\omega_i}\\ \vdots\\ \frac{1}{J_n\omega_n}\end{bmatrix}$

鲁棒伪逆操纵率更改为：

$$\dot{\boldsymbol{\delta}}_c=(\boldsymbol{C}^T(\boldsymbol{C}\boldsymbol{C}^T+\alpha\boldsymbol{E})^{-1}\cdot\boldsymbol{T}_c).*\frac{1}{\boldsymbol{h}} \qquad (5)$$

式中符号.*的运算规则表示如下假定向量$\boldsymbol{X}=\begin{bmatrix}x_1\\ \vdots\\ x_i\\ \vdots\\ x_n\end{bmatrix}$，$\boldsymbol{Y}=\begin{bmatrix}y_1\\ \vdots\\ y_i\\ \vdots\\ y_n\end{bmatrix}$，则$\boldsymbol{X}.*\boldsymbol{Y}=\begin{bmatrix}x_1y_1\\ \vdots\\ x_iy_i\\ \vdots\\ x_ny_n\end{bmatrix}$。

6.如权利要求1所述的基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法，其特征在于，所述的步骤S6具体包含以下步骤：

步骤S61、若星上计算机在与控制力矩陀螺i的通讯中发生奇偶校验、识别码、校验字节的通讯错误或通讯中断时，则本次数据异常；若连续Δt次发生通讯错误，则判定当前使用的控制力矩陀螺i出现通讯故障，置故障状态标志F_{SGCMGi}为1；

步骤S62、星上诊断通讯故障发生后，姿轨控计算机以通讯故障发生前一拍t_0采集的控制力矩陀螺i的框架角位置δ_0和框架角速度信息$\dot{\delta}_i$进行控制力矩陀螺i当前框架角位置信息递推，实时积分运算控制力矩陀螺i的框架角位置δ_i：$\delta_i=\delta_0+\int_{t0}^{t}\dot{\delta}_i dt$，t表示当前时刻，根据递推出来的控制力矩陀螺i的框架角位置δ_i和通讯故障下保持不变前一拍的框架角速度信息$\dot{\delta}_i$，控制力矩陀螺i的力矩输出如下所示：

$$\boldsymbol{T}_{SGCMGi}=\left(\dot{\delta}_i\boldsymbol{g}_i\right)\times\boldsymbol{h}_i \qquad (6)$$

式中h_i的计算见步骤1，g_i为控制力矩陀螺i的框架轴矢量；

将鲁棒伪逆操纵率中的控制力矩指令T更改为

$T_c'=T_c-T_{SGCMGi}$　(7)

鲁棒伪逆操纵率更改如下

$$\dot{\boldsymbol{\delta}}_c=(\boldsymbol{C}^T(\boldsymbol{C}\boldsymbol{C}^T+\alpha\boldsymbol{E})^{-1}\cdot(\boldsymbol{T}_c-\boldsymbol{T}_{SGCMGi})).*\frac{1}{\boldsymbol{h}} \qquad (8)$$

将C矩阵的第i列C_i置零，向量h中的第i个元素h_i取为控制力矩陀螺的额定内转子角动量数值h_0，T_c为星上计算机实时计算出来的控制力矩指令。

7.如权利要求1所述的基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法，其特征在于，所述的步骤S7具体包含以下步骤：

步骤S71、若在通讯正常下，星上计算机连续Δt次采得控制力矩陀螺i的外框架转角δ_i不变，且外框架转速$\dot{\delta}_i$为零，则判断控制力矩陀螺i外框架发生卡死故障，置故障标志F_{SGCMGi}为1；

步骤S72、当控制力矩陀螺i的外框架突然卡死，保持当前位置不变，鲁棒伪逆操纵率根据当前的采集的各个控制力矩陀螺外框角位置信息实时解算出各个控制力矩陀螺外框架角速度的指令，控制力矩陀螺i不响应，剩余正常控制力矩陀螺响应外框架指令角速度输出，在星体三轴输出额外力矩，带来星体姿态角和姿态角速度变化，星上计算机根据姿态角偏差和姿态角速度偏差实时解算出控制力矩指令T_c，剩余正常控制力矩陀螺不断进行外框架角位置调节，最后转至和故障控制力矩陀螺i角动量输出的对称状态，使得整个控制力矩陀螺群输出的角动量为零，从而保证星体姿态的稳定。

8.如权利要求1所述的基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法，其特征在于，所述的步骤S8具体包含以下步骤：

步骤S81、若在通讯正常下，星上计算机连续Δt次采得控制力矩陀螺i的外框架转速$\dot{\delta}_i$不变，则判断控制力矩陀螺i外框架转速不变故障，置故障标志F_{SGCMGi}为1。

步骤S82、星上计算机根据采集到的故障控制力矩陀螺i的框架角δ_i，和框架转速$\dot{\delta}_i$解算出控制力矩陀螺i的力矩输出，鲁棒伪逆解算中将发生故障的控制力矩陀螺力矩输出矩阵C中的C_i列置零处理，根据星上控制算法计算的控制力矩指令和故障力矩陀螺的输出力矩取反，一起作为星上剩余控制力矩陀螺群的指令力矩，进行解算，从而保证星上的作用力矩与姿态控制期望力矩等价，星体姿态保持稳定；

控制力矩陀螺i的力矩输出如下所示：

$$\boldsymbol{T}_{SGCMGi}=\left(\dot{\delta}_i\boldsymbol{g}_i\right)\times\boldsymbol{h}_i \qquad (9)$$

式中h_i的计算见步骤1，g_i为控制力矩陀螺i的框架轴矢量；

将鲁棒伪逆操纵率中的控制力矩指令T_c更改为

$$T_c'=T_c-T_{SGCMGi} \qquad (10)$$

鲁棒伪逆操纵率更改如下

$$\dot{\delta}_c=(\boldsymbol{C}^T(\boldsymbol{C}\boldsymbol{C}^T+\alpha\boldsymbol{E})^{-1}\cdot(\boldsymbol{T}_c-\boldsymbol{T}_{SGCMGi}))\cdot*\frac{1}{\boldsymbol{h}} \qquad (11)$$

将C矩阵的第i列C_i置零，向量h中的第i个元素h_i取为控制力矩陀螺的额定内转子角动量数值h_0，T_c为星上计算机实时计算出来的控制力矩指令。

一种基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法

技术领域

[0001] 本发明涉及单框架控制力矩陀螺故障(SGCMG)在轨预案设计方法，具体涉及一种基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法。

背景技术

[0002] 随着空间技术的发展，现代卫星结构尺寸越来越复杂，星体转动惯量大，且具有快速姿态机动的要求，对星上执行机构提出了输出角动量大，力矩输出大的要求。单框架控制力矩陀螺通过控制外框架转动，能够在较短时间内将较高角动量控制到要求目标指向，且输出连续的、较精确的力矩，输出力矩的范围大，能够满足大惯量卫星大角度姿态快速机动要求同时满足高精度高稳定度指标。

[0003] 整个单框架力矩陀螺包括三大部分：即内转子飞轮、内框架系统、外框架系统，内转子飞轮安装在内框架上，以恒定高速旋转；内框架安装在外框架上，并低速旋转。内框架高速转动的轮体以固定的转速保持角动量，通过控制外框架转动，在垂直于框架与轮体角动量的方向产生陀螺力矩：

[0004] $$T_{SGCMG}=\dot{\delta}\times H \quad (1)$$

[0005] 式中：$\dot{\delta}$为外框架转动速度，H为控制力矩陀螺的轮体角动量，陀螺力矩T_{SGCMG}作用到星体上使得运动状态变化。

[0006] 根据SGCMG的力矩特性，当进行单轴控制时，至少需要两个SGCMG(如图1所示，星体Z向采用两个控制力矩陀螺，X、Y向采用反作用飞轮控制)；当进行三轴姿态控制时，至少需要三个SGCMG，又由于SGCMGs自身固有的奇异问题，需要附加冗余度来解决，因此要实现三轴姿态控制则系统需要配置4个或4个以上的控制力矩陀螺构成控制力矩陀螺群(SGCMGs)(如图2和图3所示的五棱锥构型和金字塔构型)。

[0007] 故由于控制力矩陀螺的结构复杂，在轨容易发生的故障状况多，在轨使用时易出现以下故障：通断状态、内转子转速不稳定、通讯故障、外框架卡死、外框转速不变，当发生上述故障时，将会对星体姿态带来较大影响，严重时将会影响整星任务。

发明内容

[0008] 本发明的目的是提供一种基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法，通过星上算法自主智能设计，它能够在n-3个(n为控制力矩陀螺群中SGCMG的个数)SGCMG故障下也能基本保证星体姿态的正常对地控制，从而有效提高卫星在轨实时自主诊断能力，减少对地面的依赖，避免地面解决措施的延时，增强安全性，降低整星风险。

[0009] 为达到上述目的，本发明提供了一种基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法，包含以下步骤：

[0010] 步骤S1、根据控制力矩陀螺群的构型和各个陀螺框架轴的方向，确定陀螺群的角动量H和力矩输出矩阵C；

[0011] 步骤S2、根据最小化伪逆解和奇异可控原则设计控制力矩陀螺外框架转速鲁棒伪

逆操纵率；

[0012] 步骤S3、对卫星在轨控制力矩陀螺故障进行自主诊断与预案执行；当所述故障为通断故障时，执行步骤S4；当所述故障为内转子转速不稳定故障时，执行步骤S5；当所述故障为通讯故障时，执行步骤S6；当所述故障为外框架卡死故障时，执行步骤S7；当所述故障为外框架转速不变故障时，执行步骤S8；

[0013] 步骤S4、对控制力矩陀螺的通断故障进行星上自主诊断，鲁棒伪逆操纵率智能切换解算正常控制力矩陀螺的外框架转速指令；

[0014] 步骤S5、对控制力矩陀螺的内转子转速不稳定故障进行星上自主诊断，鲁棒伪逆操纵率根据采集的控制力矩陀螺内转子转速自主解算控制力矩陀螺角动量输出，并解算控制力矩陀螺的外框架转速指令；

[0015] 步骤S6、对控制力矩陀螺的通讯故障进行星上自主诊断，鲁棒伪逆操纵率进行故障控制力矩陀螺外框架角位置递推，计算故障控制力矩陀螺的力矩输出T_{SGCMGi}，并根据控制力矩指令解算出正常控制力矩陀螺的外框架转速指令；

[0016] 步骤S7、对控制力矩陀螺的外框架卡死故障进行星上自主诊断，鲁棒伪逆操纵率控制力矩指令进行正常控制力矩陀螺的外框架角位置δ_i和外框架角速度$\dot{\delta}_i$解算，调节正常控制力矩陀螺的外框架角位置，使得整个控制力矩陀螺角动量输出平衡；

[0017] 步骤S8、对控制力矩陀螺的外框架转速不变故障进行星上自主诊断，鲁棒伪逆操纵率根据采集到的故障控制力矩陀螺外框架角位置δ_i和角速度$\dot{\delta}_i$信息，计算出故障控制力矩陀螺的力矩输出T_{SGCMGi}，并根据控制力矩指令解算出正常控制力矩陀螺的外框架转速指令$\dot{\boldsymbol{\delta}}_c$。

[0018] 上述的基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法，其中，所述陀螺群的角动量H为：

[0019] $H=h_0(A\ \sin\delta+B\ \cos\delta)E$ (2)

[0020] 式中h_0为SGCMG内转子的额定角动量，矩阵A，B的元素仅与安装有关，第i列矢量是框架角为90°和0°时第i个陀螺的角动量单位矢量，

[0021] $$\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix} a_{11} & \cdots & a_{1n} \\ a_{21} & \cdots & a_{2n} \\ a_{31} & \cdots & a_{3n} \end{bmatrix},\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix} b_{11} & \cdots & b_{1n} \\ b_{21} & \cdots & b_{2n} \\ b_{31} & \cdots & b_{3n} \end{bmatrix}$$

[0022] $\sin\delta$，$\cos\delta$为框架角的正、余弦对角阵：

[0023] $$\sin\boldsymbol{\delta}=\begin{bmatrix} \sin\delta_1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & \sin\delta_n \end{bmatrix},\quad \cos\boldsymbol{\delta}=\begin{bmatrix} \cos\delta_1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & \cos\delta_n \end{bmatrix}$$

[0024] E为n维单位矢量，$E=(1\ 1\ \cdots\ 1)^T$；

[0025] 所述陀螺群的力矩输出矩阵C为：$C=A\ \cos\delta-B\ \sin\delta$。

[0026] 上述的基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法，其中，所述控制力矩陀螺外框架转速鲁棒伪逆操纵率为：

[0027] $$\dot{\boldsymbol{\delta}}_c=\boldsymbol{C}^T(\boldsymbol{C}\boldsymbol{C}^T+\alpha\boldsymbol{E})^{-1}\mathbf{T}_c/h_0 \qquad (3)$$

[0028] 式中α为权系数，T_c为星上计算机计算出来的控制力矩指令，E是3×3单位阵，$\dot{\boldsymbol{\delta}}_c$为控制力矩陀螺的外框架转速指令。

[0029] 上述的基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法，其中，所述的步骤S4具体包含以下步骤：

[0030] 步骤S41、给接入系统的控制力矩陀螺发加电指令后，若连续Δt次星上计算机采集到控制力矩陀螺i通断状态为断开，则判定当前使用的控制力矩陀螺i出现故障，置故障状态标志F_{SGCMGi}为1；

[0031] 步骤S42、控制力矩陀螺i通断故障发生后，星上自主将鲁棒伪逆操纵率中力矩输出矩阵C中的对应的控制C_i列置零处理，相应h向量中对应的控制力矩陀螺内转子角动量采用额定角动量数值替换；鲁棒伪逆操纵率根据新的力矩输出矩阵解算出正常控制力矩陀螺的外框架指令转速。

[0032] 上述的基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法，其中，所述的步骤S5具体包含以下步骤：

[0033] 步骤S51、若连续Δt次发生当前拍遥测控制力矩陀螺i内转子转速W_i与额定转速的差值大于ΔW，则判定当前使用的控制力矩陀螺的内转子转速出现故障，置故障状态标志F_{SGCMGi}为1；

[0034] 步骤S52、星上计算机通过实时采集到的内转子转速W_i，实时计算出内转子的输出角动量；将鲁棒伪逆操纵率式中的常数h_0用向量h替换，将计算得到的各个控制力矩陀螺内转子输出角动量代入鲁棒伪逆算法的h向量中，解算出各个陀螺的转速指令，使得整个星体的输出力矩与期望力矩等价，从而保证星体姿态的运动；内转子角动量向量计算如下：

[0035] $$\boldsymbol{h}=\begin{bmatrix}h_1\\ \vdots\\ h_i\\ \vdots\\ h_n\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}J_1\omega_1\\ \vdots\\ J_i\omega_i\\ \vdots\\ J_n\omega_n\end{bmatrix} \qquad (4)$$

[0036] 式中J_i为内转子的转动惯量，为控制力矩陀螺参数，已知常量；将此h代入控制力矩陀螺伪逆操纵率中，计算中按照$\frac{1}{\boldsymbol{h}}=\begin{bmatrix}\frac{1}{h_1}\\ \vdots\\ \frac{1}{h_i}\\ \vdots\\ \frac{1}{h_n}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\frac{1}{J_1\omega_1}\\ \vdots\\ \frac{1}{J_i\omega_i}\\ \vdots\\ \frac{1}{J_n\omega_n}\end{bmatrix}$

[0037] 鲁棒伪逆操纵率更改为：

[0038] $$\dot{\boldsymbol{\delta}}_c=(\boldsymbol{C}^T(\boldsymbol{C}\boldsymbol{C}^T+\alpha\boldsymbol{E})^{-1}\cdot\boldsymbol{T}_c).*\frac{1}{\boldsymbol{h}} \qquad (5)$$

[0039] 式中符号.*的运算规则表示如下假定向量$\boldsymbol{X}=\begin{bmatrix}x_1\\ \vdots\\ x_i\\ \vdots\\ x_n\end{bmatrix}$，$\boldsymbol{Y}=\begin{bmatrix}y_1\\ \vdots\\ y_i\\ \vdots\\ y_n\end{bmatrix}$，则$\boldsymbol{X}.*\boldsymbol{Y}=\begin{bmatrix}x_1y_1\\ \vdots\\ x_iy_i\\ \vdots\\ x_ny_n\end{bmatrix}$。

[0040] 上述的基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法，其中，所述的步骤S6具体包含以下步骤：

[0041] 步骤S61、若星上计算机在与控制力矩陀螺i的通讯中发生奇偶校验、识别码、校验字节的通讯错误或通讯中断时，则本次数据异常；若连续Δt次发生通讯错误，则判定当前使用的控制力矩陀螺i出现通讯故障，置故障状态标志F_{SGCMGi}为1；

[0042] 步骤S62、星上诊断通讯故障发生后，姿轨控计算机以通讯故障发生前一拍t_0采集的控制力矩陀螺i的框架角位置δ_0和框架角速度信息$\dot{\delta}_i$进行控制力矩陀螺i当前框架角位置信息递推，实时积分运算控制力矩陀螺i的框架角位置δ_i：$\delta_i=\delta_0+\int_{t0}^{t}\dot{\delta}_i dt$，t表示当前时刻，根据递推出来的控制力矩陀螺i的框架角位置δ_i和通讯故障下保持不变前一拍的框架角速度信息$\dot{\delta}_i$，控制力矩陀螺i的力矩输出如下所示：

[0043] $$\boldsymbol{T}_{SGCMGi}=\left(\dot{\delta}_i\boldsymbol{g}_i\right)\times\boldsymbol{h}_i \qquad (6)$$

[0044] 式中h_i的计算见步骤1，g_i为控制力矩陀螺i的框架轴矢量；

[0045] 将鲁棒伪逆操纵率中的控制力矩指令T更改为：

[0046] $T'_c=T_c-T_{SGCMGi}$ (7)

[0047] 鲁棒伪逆操纵率更改如下：

[0048] $$\dot{\boldsymbol{\delta}}_c=(\boldsymbol{C}^T(\boldsymbol{C}\boldsymbol{C}^T+\alpha\boldsymbol{E})^{-1}\cdot(\boldsymbol{T}_c-\boldsymbol{T}_{SGCMGi})).*\frac{1}{\boldsymbol{h}} \qquad (8)$$

[0049] 将C矩阵的第i列C_i置零，向量h中的第i个元素h_i取为控制力矩陀螺的额定内转子角动量数值h_0，T_c为星上计算机实时计算出来的控制力矩指令。

[0050] 上述的基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法，其中，所述的步骤S7具体包含以下步骤：

[0051] 步骤S71、若在通讯正常下，星上计算机连续Δt次采得控制力矩陀螺i的外框架转角δ_i不变，且外框架转速$\dot{\delta}_i$为零，则判断控制力矩陀螺i外框架发生卡死故障，置故障标志F_{SGCMGi}为1；

[0052] 步骤S72、当控制力矩陀螺i的外框架突然卡死，保持当前位置不变，鲁棒伪逆操纵率根据当前的采集的各个控制力矩陀螺外框角位置信息实时解算出各个控制力矩陀螺外框架角速度的指令，控制力矩陀螺i不响应，剩余正常控制力矩陀螺响应外框架指令角速度输出，在星体三轴输出额外力矩，带来星体姿态角和姿态角速度变化，星上计算机根据姿态角偏差和姿态角速度偏差实时解算出控制力矩指令T_c，剩余正常控制力矩陀螺不断进行外框架角位置调节，最后转至和故障控制力矩陀螺i角动量输出的对称状态，使得整个控制力矩陀螺群输出的角动量为零，从而保证星体姿态的稳定。

[0053] 上述的基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法，其中，所述的步骤S8具体包含以下步骤：

[0054] 步骤S81、若在通讯正常下，星上计算机连续Δt次采得控制力矩陀螺i的外框架转速$\dot{\delta}_i$不变，则判断控制力矩陀螺i外框架转速不变故障，置故障标志F_{SGCMGi}为1。

[0055] 步骤S82、星上计算机根据采集到的故障控制力矩陀螺i的框架角δ_i，和框架转速$\dot{\delta}_i$解算出控制力矩陀螺i的力矩输出，鲁棒伪逆解算中将发生故障的控制力矩陀螺力矩输出矩阵C中的C_i列置零处理，根据星上控制算法计算的控制力矩指令和故障力矩陀螺的输出力矩取反，一起作为星上剩余控制力矩陀螺群的指令力矩，进行解算，从而保证星上的作用力矩与姿态控制期望力矩等价，星体姿态保持稳定；

[0056] 控制力矩陀螺i的力矩输出如下所示：

[0057] $$\boldsymbol{T}_{SGCMGi}=\left(\dot{\delta}_i\boldsymbol{g}_i\right)\times\boldsymbol{h}_i \qquad (9)$$

[0058] 式中h_i的计算见步骤1，g_i为控制力矩陀螺i的框架轴矢量；

[0059] 将鲁棒伪逆操纵率中的控制力矩指令T_c更改为：

[0060] $$T'_c=T_c-T_{SGCMGi} \qquad (10)$$

[0061] 鲁棒伪逆操纵率更改如下：

[0062] $$\dot{\boldsymbol{\delta}}_c=(\boldsymbol{C}^T(\boldsymbol{C}\boldsymbol{C}^T+\alpha\boldsymbol{E})^{-1}\cdot(\boldsymbol{T}_c-\boldsymbol{T}_{SGCMGi})).*\frac{1}{\boldsymbol{h}} \qquad (11)$$

[0063] 将C矩阵的第i列C_i置零，向量h中的第i个元素h_i取为控制力矩陀螺的额定内转子角动量数值h_0，T_c为星上计算机实时计算出来的控制力矩指令。

[0064] 本发明采用的方法与现有技术相比，其优点和有益效果是：

[0065] 可以在若干个控制力矩陀螺发生故障后星上操纵率能够有效的保证星体的三轴姿态稳定对地状态，不需要进行控制力矩陀螺的断电切换操作，从而可以避免星体姿态失稳后的进入安全模式，保证了整星的安全性。

附图说明

[0066] 图1为单框架控制力矩陀螺与飞轮组合控制机构配置示意图；

[0067] 图2为单框架控制力矩陀螺群五棱锥构型示意图；

[0068] 图3为单框架控制力矩陀螺群金字塔构型示意图；

[0069] 图4为本发明单框架控制力矩陀螺群闭环控制框图；

[0070] 图5为单框架控制力矩陀螺坐标系示意图。

具体实施方式

[0071] 以下结合附图通过具体实施例对本发明作进一步的描述，这些实施例仅用于说明本发明，并不是对本发明保护范围的限制。

[0072] 本发明提供了一种基于鲁棒伪逆操纵率的SGCMG故障在轨预案设计方法，包含以下步骤：

[0073] 步骤S1、根据控制力矩陀螺群的构型和各个陀螺框架轴的方向，确定陀螺群的角动量H和力矩输出矩阵C；

[0074] 步骤S2、根据最小化伪逆解和奇异可控原则设计控制力矩陀螺外框架转速鲁棒伪逆操纵率；

[0075] 步骤S3、对卫星在轨控制力矩陀螺故障进行自主诊断与预案执行；当所述故障为通断故障时，执行步骤S4；当所述故障为内转子转速不稳定故障时，执行步骤S5；当所述故障为通讯故障时，执行步骤S6；当所述故障为外框架卡死故障时，执行步骤S7；当所述故障为外框架转速不变故障时，执行步骤S8；

[0076] 步骤S4、对控制力矩陀螺的通断故障进行星上自主诊断，鲁棒伪逆操纵率智能切换解算正常控制力矩陀螺的外框架转速指令；

[0077] 步骤S5、对控制力矩陀螺的内转子转速不稳定故障进行星上自主诊断，鲁棒伪逆操纵率根据采集的控制力矩陀螺内转子转速自主解算控制力矩陀螺角动量输出，并解算控制力矩陀螺的外框架转速指令；

[0078] 步骤S6、对控制力矩陀螺的通讯故障进行星上自主诊断，鲁棒伪逆操纵率进行故障控制力矩陀螺外框架角位置递推，计算故障控制力矩陀螺的力矩输出T_{SGCMGi}，并根据控制力矩指令解算出正常控制力矩陀螺的外框架转速指令；

[0079] 步骤S7、对控制力矩陀螺的外框架卡死故障进行星上自主诊断，鲁棒伪逆操纵率控制力矩指令进行正常控制力矩陀螺的外框架角位置δ_i和外框架角速度$\dot{\delta}_i$解算，调节正常控制力矩陀螺的外框架角位置，使得整个控制力矩陀螺角动量输出平衡；

[0080] 步骤S8、对控制力矩陀螺的外框架转速不变故障进行星上自主诊断，鲁棒伪逆操纵率根据采集到的故障控制力矩陀螺外框架角位置δ_i和角速度$\dot{\delta}_i$信息，计算出故障控制力矩陀螺的力矩输出T_{SGCMGi}，并根据控制力矩指令解算出正常控制力矩陀螺的外框架转速指令$\dot{\boldsymbol{\delta}}_c$。

[0081] 在步骤S1中，如图4所示，为本发明单框架控制力矩陀螺群闭环控制框图。定义单框架控制力矩陀螺基座坐标系$Ox_sy_sz_s$，当框架角δ为零时，它与框架坐标系$Ox_gy_gz_g$重合。在基座坐标系中，陀螺角动量及其变化率为：

[0082] $$(\boldsymbol{h})_s=\begin{bmatrix}0\\ h\cos\delta\\ h\sin\delta\end{bmatrix},(\dot{\boldsymbol{h}})_s=\begin{bmatrix}0\\ -\dot{\delta}h\sin\delta\\ \dot{\delta}h\cos\delta\end{bmatrix} \qquad (12)$$

[0083] 如图5所示，为单框架控制力矩陀螺坐标系示意图。按陀螺群的构型和每个陀螺框架轴的方向布置，确定第i个陀螺基座的安装矩阵M_i(i＝1,2,…,n)，得出陀螺群在星体坐标系$Ox_by_bz_b$中的角动量H(略去下标b)为：

[0084] $$\boldsymbol{H}=\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{M}_i^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{h}_i)_s=\boldsymbol{F}(\boldsymbol{\delta}) \qquad (13)$$

[0085] 上式中i为陀螺序号，n为陀螺总数，F(δ)为框架角矢量$\delta=(\delta_1,\delta_2,\cdots,\delta_n)^{\mathrm{T}}$的非线性函数。安装矩阵$M_i$为常系数矩阵，因此单个控制力矩陀螺在星体坐标系中的角动量一般形式可以写成：

[0086] $$\boldsymbol{h}_i=\begin{bmatrix}h_{ix}\\h_{iy}\\h_{iz}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}a_{1i}\sin\delta_i+b_{1i}\cos\delta_i\\a_{2i}\sin\delta_i+b_{2i}\cos\delta_i\\a_{3i}\sin\delta_i+b_{3i}\cos\delta_i\end{bmatrix}\cdot h_0 \qquad (14)$$

[0087] 陀螺群的总的角动量可以表达成：

[0088] $H=h_0(A\ \sin\delta+B\ \cos\delta)E$ (2)

[0089] 式中h_0为SGCMG内转子的额定角动量，矩阵A，B的元素仅与安装有关，第i列矢量是框架角为90°和0°时第i个陀螺的角动量单位矢量，可写成：

[0090] $$\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}a_{11}&\cdots&a_{1n}\\a_{21}&\cdots&a_{2n}\\a_{31}&\cdots&a_{3n}\end{bmatrix},\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix}b_{11}&\cdots&b_{1n}\\b_{21}&\cdots&b_{2n}\\b_{31}&\cdots&b_{3n}\end{bmatrix}$$

[0091] $\sin\delta$，$\cos\delta$为框架角的正、余弦对角阵：

[0092] $$\sin\boldsymbol{\delta}=\begin{bmatrix}\sin\delta_1&\cdots&0\\\vdots&\ddots&\vdots\\0&\cdots&\sin\delta_n\end{bmatrix},\quad\cos\boldsymbol{\delta}=\begin{bmatrix}\cos\delta_1&\cdots&0\\\vdots&\ddots&\vdots\\0&\cdots&\cos\delta_n\end{bmatrix}$$

[0093] E为n维单位矢量，$E=(1\ 1\ \cdots\ 1)^T$。

[0094] 在星体坐标系中，陀螺群各陀螺框架转速$\dot{\delta}_i$产生的合成陀螺力矩T_{SGCMGs}可以写成：

[0095] $$\boldsymbol{T}_{SGCMGs}=\dot{\mathbf{H}}=\frac{\partial\mathbf{F}}{\partial\boldsymbol{\delta}}\dot{\boldsymbol{\delta}}=\mathbf{C}(\boldsymbol{\delta})\dot{\boldsymbol{\delta}}h_0 \qquad (15)$$

[0096] 式中，$C(\delta)$为$(3\times n)$维矩阵，是框架角的三角函数，$C=(C_1、C_2\cdots C_n)$，可以写成：

[0097] $C=A\ \cos\delta-B\ \sin\delta$ (16)

[0098] 有$\boldsymbol{C}_i(\delta_i)=\frac{\partial F}{\partial\delta_i}\cdot\frac{1}{h_0}$，

[0099] 其中列向量C_i实为第i个力矩陀螺在星体坐标的输出力矩的单位矢量t_i，按陀螺力矩的叉积规则，列矢量C_i可写成：

[0100] $C_i(\delta_i)=g_i\times w_i(\delta_i)$ (17)

[0101] 因此，矩阵C为力矩陀螺群的力矩矩阵，力矩陀螺群的输出力矩等于力矩矩阵C与框架转速矢量的$\dot{\boldsymbol{\delta}}$的乘积。

[0102] 在步骤S2中，控制力矩陀螺群外框架角速度操纵率是陀螺群动力学的逆问题，根据陀螺群框架转角的现况，将控制力矩指令解算得到控制力矩陀螺外框转速指令，由于控制量的维数大于控制自由度，逆问题的解不唯一，最优解满足力矩方程：

[0103] $$\mathbf{C}(\delta)\dot{\boldsymbol{\delta}}_c=\mathbf{T}_c/h_0 \qquad (18)$$

[0104] 和优化指标$Q=\frac{1}{2}\alpha\dot{\boldsymbol{\delta}}_c^T\dot{\boldsymbol{\delta}}_c+\frac{1}{2}\left(\boldsymbol{C}\dot{\boldsymbol{\delta}}_c-\boldsymbol{T}_c/h_0\right)^T\left(\boldsymbol{C}\dot{\boldsymbol{\delta}}_c-\boldsymbol{T}_c/h_0\right)$为最小的伪逆解，其中$\alpha$为权系数，上式优化的意义包含控制力矩陀螺群的输出力矩与指令力矩的差为最小，对上式求偏导数，并令其为零，可得操纵律：

[0105] $$\dot{\boldsymbol{\delta}}_c=\boldsymbol{C}^T(\boldsymbol{C}\boldsymbol{C}^T+\alpha\boldsymbol{E})^{-1}\mathbf{T}_c/h_0 \qquad (3)$$

[0106] 上式称为鲁棒伪逆操纵率，式中T_c为星上计算机计算出来的控制力矩指令，C_i为雅可比矩阵，E是3×3单位阵。当α＝0，鲁棒伪逆解等同于一般的伪逆解。由于引入权系数α，鲁棒伪逆解含有小量力矩误差，但在奇点处仍然可控。

[0107] 在步骤S4中：

[0108] 步骤S41、故障判读：给接入系统的控制力矩陀螺发加电指令后，若连续Δt(此值可在轨注数修改)次星上计算机采集到控制力矩陀螺i通断状态为断开，则判定当前使用的控制力矩陀螺i出现故障，置故障状态标志F_{SGCMGi}为1。

[0109] 步骤S42、预案设计：控制力矩陀螺i通断故障发生后，星上自主将鲁棒伪逆操纵率中力矩输出矩阵C中的对应的控制C_i列置零处理，相应h向量中对应的控制力矩陀螺内转子角动量采用额定角动量数值替换。鲁棒伪逆操纵率根据新的力矩输出矩阵解算出正常控制力矩陀螺的外框架指令转速。

[0110] 在步骤S5中：

[0111] 步骤S51、故障判读：如果连续Δt次发生当前拍采得控制力矩陀螺i内转子转速W_i与额定转速的差值大于ΔW(此值可在轨注数修改)，则判定当前使用的控制力矩陀螺的内转子转速出现故障，置故障状态标志F_{SGCMGi}为1。

[0112] 步骤S52、预案设计：鲁棒伪逆算法中的h_0为控制力矩陀螺内转子的额定角动量值，在控制时若控制力矩陀螺i中内转子转速不稳定，将会使输出力矩与期望力矩相差太大，使得星体姿态不稳定。星上计算机通过实时采集到的内转子转速W_i，实时计算出内转子的输出角动量。将鲁棒伪逆操纵率式中的常数h_0用向量h替换，将计算得到的各个控制力矩陀螺内转子输出角动量代入鲁棒伪逆算法的h向量中，解算出各个陀螺的转速指令，使得整个星体的输出力矩与期望力矩等价，从而保证星体姿态的运动。内转子角动量向量计算如下：

[0113] $$\boldsymbol{h}=\begin{bmatrix}h_1\\ \vdots\\ h_i\\ \vdots\\ h_n\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}J_1W_1\\ \vdots\\ J_iW_i\\ \vdots\\ J_nW_n\end{bmatrix} \qquad (4)$$

[0114] 式中J_i为内转子的转动惯量，为控制力矩陀螺参数，已知常量。将此h代入控制力矩陀螺伪逆操纵率中，计算中按照$\frac{1}{\boldsymbol{h}}=\begin{bmatrix}\frac{1}{h_1}\\ \vdots\\ \frac{1}{h_i}\\ \vdots\\ \frac{1}{h_n}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\frac{1}{J_1W_1}\\ \vdots\\ \frac{1}{J_iW_i}\\ \vdots\\ \frac{1}{J_nW_n}\end{bmatrix}$

[0115] 鲁棒伪逆操纵率更改为：

[0116] $$\dot{\boldsymbol{\delta}}_c=(\boldsymbol{C}^T(\boldsymbol{C}\boldsymbol{C}^T+\alpha\boldsymbol{E})^{-1}\cdot\boldsymbol{T}_c).*\frac{1}{\boldsymbol{h}} \qquad (5)$$

[0117] 式中符号.*的运算规则表示如下假定向量$\boldsymbol{X}=\begin{bmatrix}x_1\\ \vdots\\ x_i\\ \vdots\\ x_n\end{bmatrix}$，$\boldsymbol{Y}=\begin{bmatrix}y_1\\ \vdots\\ y_i\\ \vdots\\ y_n\end{bmatrix}$，则$\boldsymbol{X}.*\boldsymbol{Y}=\begin{bmatrix}x_1y_1\\ \vdots\\ x_iy_i\\ \vdots\\ x_ny_n\end{bmatrix}$。

[0118] 在步骤S6中：

[0119] 步骤S61、故障判读：如果星上计算机在与控制力矩陀螺i的通讯中发生奇偶校验、识别码、校验字节等通讯错误或通讯中断时，则本次数据异常。如果连续Δt次发生通讯错误，则判定当前使用的控制力矩陀螺i出现通讯故障，置故障状态标志F_{SGCMGi}为1。

[0120] 发生通讯故障时，星上计算机与控制力矩陀螺i的状态表现特征如下：1、控制力矩陀螺i不再接收计算机发送的外框架角速度和外框架角度控制指令，继续保持通讯故障发生前一拍的外框架角速度转动；2、姿轨控计算机采集不到控制力矩陀螺i的框架角速度和框架角位置信息。

[0121] 步骤S62、预案设计：星上诊断通讯故障发生后，姿轨控计算机以通讯故障发生前一拍t_0采集的控制力矩陀螺i的框架角位置δ_0和框架角速度信息$\dot{\delta}_i$进行控制力矩陀螺i当前框架角位置信息递推，实时积分运算控制力矩陀螺i的框架角位置δ_i：$\delta_i=\delta_0+\int_{t0}^{t}\dot{\delta}_i dt$，t表示当前时刻，根据递推出来的控制力矩陀螺i的框架角位置δ_i和通讯故障下保持不变前一拍的框架角速度信息$\dot{\delta}_i$，控制力矩陀螺i的力矩输出如下所示：

[0122] $$\boldsymbol{T}_{SGCMGi}=\left(\dot{\delta}_i\boldsymbol{g}_i\right)\times\boldsymbol{h}_i \qquad (6)$$

[0123] 式中h_i的计算见步骤1，g_i为控制力矩陀螺i的框架轴矢量。

[0124] 将鲁棒伪逆操纵率中的控制力矩指令T更改为：

[0125] $T'_c=T_c-T_{SGCMGi}$ (7)

[0126] 鲁棒伪逆操纵率更改如下：

[0127] $$\dot{\boldsymbol{\delta}}_c=(\boldsymbol{C}^T(\boldsymbol{C}\boldsymbol{C}^T+\alpha\boldsymbol{E})^{-1}\cdot(\boldsymbol{T}_c-\boldsymbol{T}_{SGCMGi})).*\frac{1}{\boldsymbol{h}} \qquad (8)$$

[0128] 将C矩阵的第i列C_i置零，向量h中的第i个元素h_i取为控制力矩陀螺的额定内转子角动量数值h_0，T_c为星上计算机实时计算出来的控制力矩指令。

[0129] 在步骤S7中：

[0130] 步骤S71、故障判读：若在通讯正常下，星上计算机连续Δt次采得控制力矩陀螺i的外框架转角δ_i不变，且外框架转速$\dot{\delta}_i$为零，则判断控制力矩陀螺i外框架发生卡死故障，置故障标志F_{SGCMGi}为1。

[0131] 步骤S72、预案设计：当控制力矩陀螺i的外框架突然卡死，保持当前位置不变，鲁棒伪逆操纵率根据当前的采集的各个控制力矩陀螺外框角位置信息实时解算出各个控制力矩陀螺外框架角速度的指令，控制力矩陀螺i不响应，剩余正常控制力矩陀螺响应外框架

指令角速度输出，就会在星体三轴输出额外力矩，带来星体姿态角和姿态角速度变化，星上计算机根据姿态角偏差和姿态角速度偏差实时解算出控制力矩指令T_c，剩余正常控制力矩陀螺不断进行外框架角位置调节，最后转至和故障控制力矩陀螺i角动量输出的对称状态，使得整个控制力矩陀螺群输出的角动量为零，从而保证星体姿态的稳定。

[0132] 在步骤S8中：

[0133] 步骤S81、故障判读：若在通讯正常下，星上计算机连续Δt次采得控制力矩陀螺i的外框架转速$\dot{\delta}_i$不变，则判断控制力矩陀螺i外框架转速不变故障，置故障标志F_{SGCMGi}为1。

[0134] 步骤S82、预案设计：星上计算机根据采集到的故障控制力矩陀螺i的框架角δ_i，和框架转速$\dot{\delta}_i$解算出控制力矩陀螺i的力矩输出，鲁棒伪逆解算中将发生故障的控制力矩陀螺力矩输出矩阵C中的C_i列置零处理，根据星上控制算法计算的控制力矩指令和故障力矩陀螺的输出力矩取反，一起作为星上剩余控制力矩陀螺群的指令力矩，进行解算，从而保证星上的作用力矩与姿态控制期望力矩等价，星体姿态保持稳定。

[0135] 控制力矩陀螺i的力矩输出如下所示：

[0136] $$\boldsymbol{T}_{SGCMGi}=\left(\dot{\delta}_i\boldsymbol{g}_i\right)\times\boldsymbol{h}_i \qquad (9)$$

[0137] 式中h_i的计算见步骤1，g_i为控制力矩陀螺i的框架轴矢量。

[0138] 将鲁棒伪逆操纵率中的控制力矩指令T_c更改为：

[0139] $$T'_c=T_c-T_{SGCMGi} \qquad (10)$$

[0140] 鲁棒伪逆操纵率更改如下：

[0141] $$\dot{\boldsymbol{\delta}}_c=(\boldsymbol{C}^T(\boldsymbol{C}\boldsymbol{C}^T+\alpha\boldsymbol{E})^{-1}\cdot(\boldsymbol{T}_c-\boldsymbol{T}_{SGCMGi})).*\frac{1}{\boldsymbol{h}} \qquad (11)$$

[0142] 将C矩阵的第i列C_i置零，向量h中的第i个元素h_i取为控制力矩陀螺的额定内转子角动量数值h_0，T_c为星上计算机实时计算出来的控制力矩指令。

[0143] 综上所述，本发明通过星上算法自主智能设计，它能够在n-3个(n为控制力矩陀螺群中SGCMG的个数)SGCMG故障下也能基本保证星体姿态的正常对地控制，从而有效提高卫星在轨实时自主诊断能力，减少对地面的依赖，避免地面解决措施的延时，增强安全性，降低整星风险。

[0144] 尽管本发明的内容已经通过上述优选实施例作了详细介绍，但应当认识到上述的描述不应被认为是对本发明的限制。在本领域技术人员阅读了上述内容后，对于本发明的多种修改和替代都将是显而易见的。因此，本发明的保护范围应由所附的权利要求来限定。

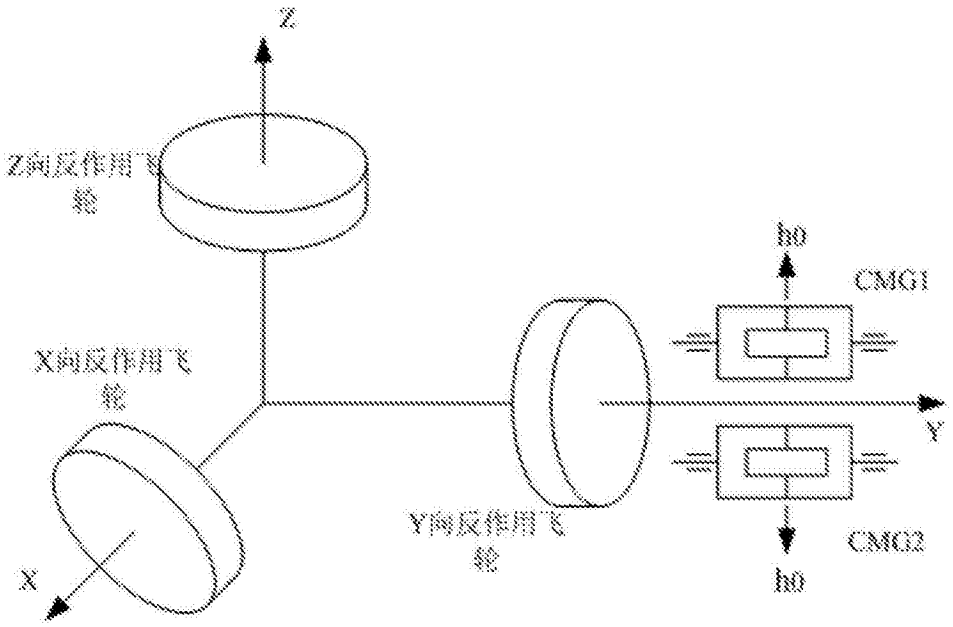

Z
Z向反作用飞轮
X向反作用飞轮
Y向反作用飞轮
X
Y
h0
CMG1
CMG2
h0

图1

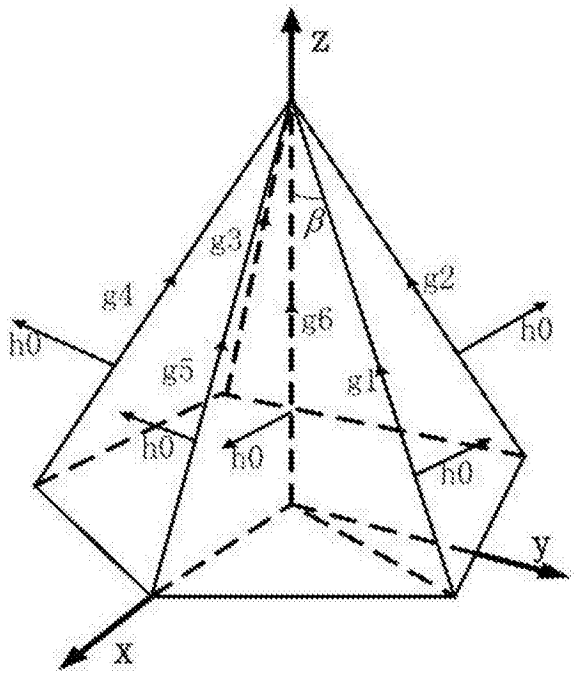

Z
β
g3
g4
g2
g6
g5
g1
h0
h0
h0
h0
h0
y
x

图2

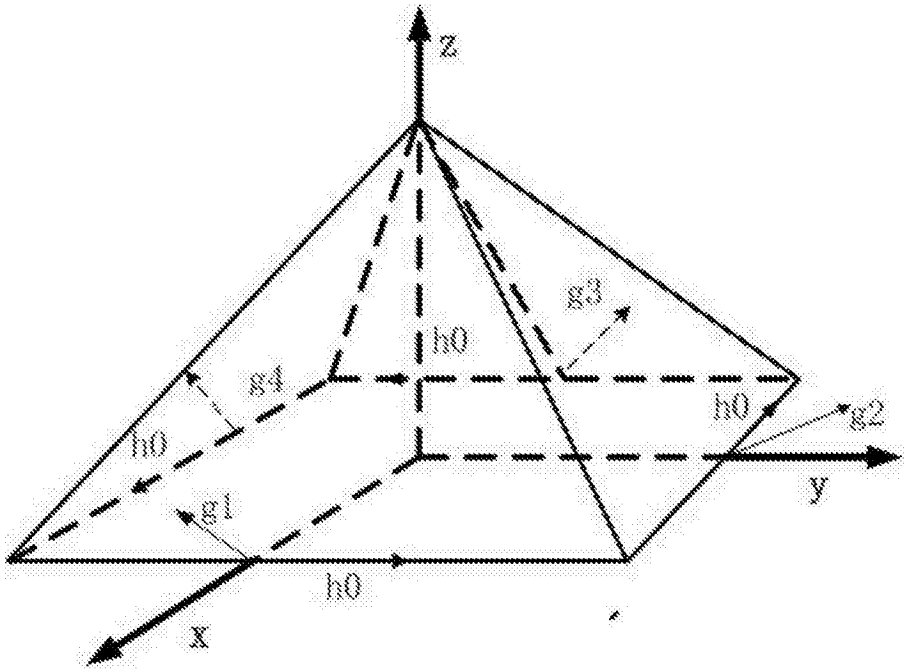

z
g3
h0
g4
h0
h0
g2
y
g1
h0
x

图3

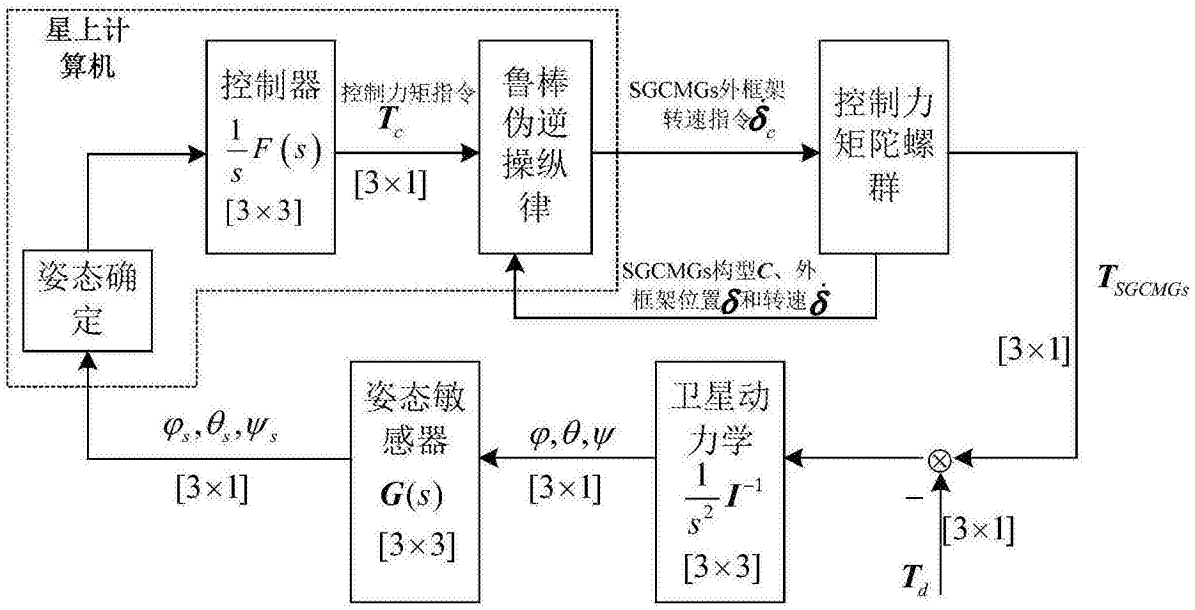

星上计算机
控制器
$\frac{1}{s}F(s)$
[3×3]
控制力矩指令
T_c
[3×1]
鲁棒伪逆操纵律
SGCMGs外框架转速指令δ_c
控制力矩陀螺群
姿态确定
SGCMGs构型C、外框架位置δ和转速$\dot{\delta}$
T_{SGCMGs}
[3×1]
$\varphi_s,\theta_s,\psi_s$
[3×1]
姿态敏感器
$G(s)$
[3×3]
φ,θ,ψ
[3×1]
卫星动力学
$\frac{1}{s^2}I^{-1}$
[3×3]
−
[3×1]
T_d

图4

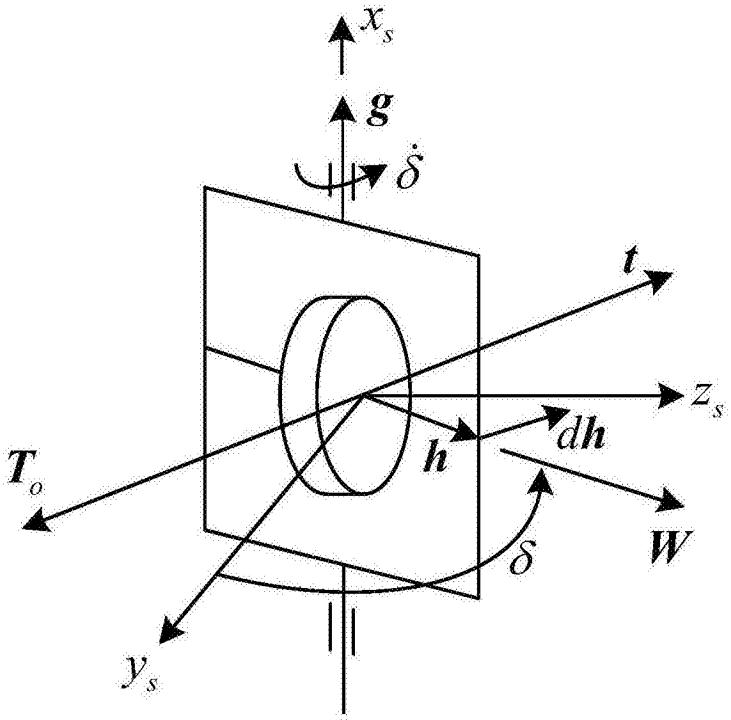


图5