



## (12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 101891018 A

(43) 申请公布日 2010. 11. 24

(21) 申请号 201010221802. 7

(22) 申请日 2010. 07. 09

(71) 申请人 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所

地址 130033 吉林省长春市东南湖大路  
3888 号(72) 发明人 孙志远 张刘 戴路 徐开  
杨秀彬 陈茂胜

(74) 专利代理机构 长春菁华专利商标代理事务所 22210

代理人 陶尊新

(51) Int. Cl.

B64G 1/28 (2006. 01)

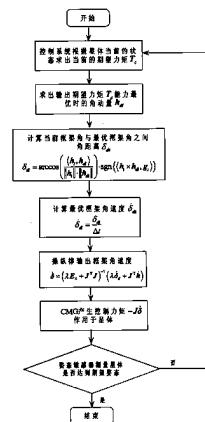
权利要求书 2 页 说明书 8 页 附图 6 页

## (54) 发明名称

基于力矩输出能力最优的单框架控制力矩陀螺操纵方法

## (57) 摘要

基于力矩输出能力最优的单框架控制力矩陀螺操纵方法，涉及敏捷卫星姿态控制领域，它解决了现有单框架控制力矩陀螺操纵律不能有效回避奇异，并且在逃离奇异时会带来较大的力矩误差的问题，本发明具体步骤为：卫星姿态控制系统根据当前的姿态信息获得 CMG 系统输出当前的期望力矩  $T_e$ ；计算 CMG 系统输出期望力矩  $T_e$  能力最优的框架角速度  $\dot{\delta}_d$ ；根据期望力矩  $T_e$  和最优框架角速度  $\dot{\delta}_d$ ，获得 CMG 系统的框架转速指令  $\dot{\delta}$ ，实现对卫星的姿态控制。本发明所述方法有效地避免了奇异问题，同时减少了输出力矩误差，从而提高了卫星的姿态控制精度。



1. 基于力矩输出能力最优的单框架控制力矩陀螺操纵方法,其特征在于,该方法包括以下步骤:

步骤一、卫星姿态控制系统根据当前的姿态信息获得 CMG 系统输出当前的期望力矩  $T_c$ ;

步骤二、根据步骤一获得的当前期望力矩  $T_c$ ,计算 CMG 系统输出期望力矩  $T_c$  能力最优的框架角速度  $\dot{\delta}_d$ ;

步骤二所述最优的框架角速度  $\dot{\delta}_d$  的计算过程为:

根据期望力矩  $T_c$  和第  $i$  个 CMG 单元当前的角动量  $h_i$ ,获得第  $i$  个 CMG 单元输出期望力矩  $T_c$  能力最优的角动量  $h_{di}$ ,即:

$$\mathbf{h}_{di} = \frac{\mathbf{g}_i \times \mathbf{T}_c}{\|\mathbf{g}_i \times \mathbf{T}_c\|}$$

式中,  $g_i$  为第  $i$  个 CMG 单元的框架轴方向矢量,当前的角动量  $h_i$  与期望的最优的角动量  $h_{di}$  之间的角距离  $\delta_{di}$  为:

$$\delta_{di} = \arccos \left( \frac{\langle \mathbf{h}_i, \mathbf{h}_{di} \rangle}{\|\mathbf{h}_i\| \cdot \|\mathbf{h}_{di}\|} \right) \cdot \text{sgn}(\langle \mathbf{h}_i \times \mathbf{h}_{di}, \mathbf{g}_i \rangle)$$

经过一个控制周期  $\Delta t$  之后,所述的第  $i$  个 CMG 单元当前框架角  $\delta_i$  与期望的框架角重合,则期望的框架角速度  $\dot{\delta}_{di}$  为:

$$\dot{\delta}_{di} = \frac{\delta_{di}}{\Delta t}$$

满足  $-\dot{\delta}_{\max} \leq \dot{\delta}_{di} \leq \dot{\delta}_{\max}$ ,  $\dot{\delta}_{\max}$  为硬件能够提供的最大框架角速度;则输出期望力矩  $T_c$  能力最优的框架角速度  $\dot{\delta}_d$  为:

$$\dot{\delta}_d = [\dot{\delta}_{d1} \quad \dot{\delta}_{d2} \quad \dot{\delta}_{d3} \quad \dot{\delta}_{d4}]^T$$

步骤三、根据步骤一和步骤二获得的当前的期望力矩  $T_c$  和最优框架角速度  $\dot{\delta}_d$ ,获得 CMG 系统的框架转速指令  $\dot{\delta}$ ;

所述获得 CMG 系统的框架转速指令  $\dot{\delta}$  的计算过程为:

提出混合二次型优化指标  $L$ :

$$L = \min_{\dot{\delta}} \frac{1}{2} [\dot{\delta}_e^T \mathbf{A} \dot{\delta}_e + \mathbf{T}_e^T \mathbf{B} \mathbf{T}_e]$$

其中,  $\dot{\delta}_e = \dot{\delta} - \dot{\delta}_d$ ,  $\mathbf{T}_e = -\mathbf{J} \dot{\delta} - \mathbf{T}_c$ , 所述  $\mathbf{J}$  为雅克比矩阵,  $\mathbf{A}$ 、 $\mathbf{B}$  分别为加权矩阵,满足该优化指标的框架转速  $\dot{\delta}$  为:

$$\dot{\delta} = (\mathbf{A} + \mathbf{J}^T \mathbf{B} \mathbf{J})^{-1} (\mathbf{A} \dot{\delta}_d + \mathbf{J}^T \mathbf{B} \mathbf{T}_e)$$

取  $\mathbf{B} = \mathbf{E}_3$ ,  $\mathbf{A} = \lambda \mathbf{E}_4$ , 有:

$$\dot{\boldsymbol{\delta}} = (\lambda \mathbf{E}_4 + \mathbf{J}^T \mathbf{J})^{-1} (\lambda \dot{\boldsymbol{\delta}}_d + \mathbf{J}^T \dot{\mathbf{h}})$$

将上式变换为：

$$\dot{\boldsymbol{\delta}} = \left[ \mathbf{E}_4 - \frac{1}{\lambda} \mathbf{J}^T \left( \mathbf{E}_3 + \frac{1}{\lambda} \mathbf{J} \mathbf{J}^T \right)^{-1} \mathbf{J} \right] \left( \dot{\boldsymbol{\delta}}_d + \frac{1}{\lambda} \mathbf{J}^T \dot{\mathbf{h}} \right)$$

式中  $\lambda$  取为：

$$\lambda = \lambda_0 \exp(0.5 \det(\mathbf{J} \mathbf{J}^T)),$$

其中， $\lambda_0$  为常数；

步骤四、根据步骤三获得的框架转速指令  $\dot{\boldsymbol{\delta}}$ ，操纵 CMG 系统输出期望力矩  $T_e$ ，实现对卫星的姿态控制。

2. 根据权利要求 1 所述的基于力矩输出能力最优的单框架控制力矩陀螺操纵方法，其特征在于，定义了系统状态评价指标：输出力矩性能指标 S，S 被定义为：

$$S = \sum_{i=1}^4 \left\langle \frac{\boldsymbol{\tau}_i}{\|\boldsymbol{\tau}_i\|}, \frac{\mathbf{T}_c}{\|\mathbf{T}_c\|} \right\rangle^2 = \sum_{i=1}^4 \left\langle -\mathbf{J}_i, \frac{\mathbf{T}_c}{\|\mathbf{T}_c\|} \right\rangle^2 = \sum_{i=1}^4 \cos^2 \theta_i$$

式中， $\theta_i$  表示第 i 个 CMG 单元的输出力矩  $\boldsymbol{\tau}_i$  与期望力矩  $\mathbf{T}_c$  之间的夹角；S 增大，当前 CMG 系统输出期望力矩  $T_e$  的能力增大；当每个 CMG 单元的输出力矩  $\boldsymbol{\tau}_i$  在期望力矩  $\mathbf{T}_c$  方向上的分量最大时，CMG 系统输出期望力矩的能力最优。

## 基于力矩输出能力最优的单框架控制力矩陀螺操纵方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及敏捷卫星姿态控制领域,具体涉及单框架控制力矩陀螺群的高精度力矩输出和有效奇异回避的操纵方法。

### 背景技术

[0002] 随着航天事业的发展,人们对未来对地观测卫星的对地拍照精度要求越来越高。高精度的对地拍照分辨率意味着相对较小的视场孔径角,而要想实现对敏感区域大范围的拍照就要求卫星具有快速的机动能力,也就要求卫星姿态控制系统能够提供足够大的控制力矩。而迄今为止能够提供大力矩的姿态控制执行机构主要有控制力矩陀螺 (Control Moment Gyros, 以下简称 CMG) 和喷气推力器两种。与喷气推力器相比, CMG 既具有力矩放大能力,能够提供更大的控制力矩,又能精确连续地输出力矩,并且不消耗燃料,不污染光学设备和飞行环境。另外,控制力矩陀螺由于转子恒速转动,与变速反作用轮相比,将会抑制星体的微小振颤,这将有助于提高星体的指向精度与稳定精度。因此,对于快速机动的敏捷卫星来说, CMG 是首选的姿态控制执行机构。美国 2007 年发射的 WorldView-1 卫星,2009 年发射的 WorldView-2 卫星及法国正计划于 2010 年底发射的 Pleiades-HR 卫星都采用 CMG 作为姿态执行机构。其中, Pleiades 卫星能够在 25s 内沿滚动轴机动  $60^\circ$ , 指向精度可以达到  $\pm 0.03^\circ$ , 这对于传统的采用反作用飞轮作为姿态执行机构的卫星来说是不可想象的。

[0003] 虽然 CMG 具有以上诸多优点,但是 CMG 系统存在着严重的奇异问题,使其在某些框架角构型上无法产生期望力矩,这给 CMG 操纵律的研究和设计带来了极大困难,也进一步影响了 CMG 在航天器上的应用。所谓奇异是指:在某些框架角构型上,无论整个 CMG 系统如何运动,都无法产生沿某一方向上的力矩,该方向称为奇异方向,此时整个姿态控制系统丧失了三轴姿态控制能力。控制力矩陀螺操纵律的任务是根据 CMG 系统当前的框架角和由控制系统给出的期望控制力矩,合理分配每个控制力矩陀螺的框架角速度大小,使得整个系统输出的力矩与控制系统的期望力矩一致,同时有效地回避奇异状态。因此,采用 CMG 的卫星姿态控制系统的设计首先必须设计出能够有效地回避奇异状态、精确输出期望力矩的操纵律。

[0004] 三十多年以来,人们针对如何回避 CMG 系统的奇异问题,进行了大量研究。1978 年, Margulies 和 Aubrun 采用微分几何和拓扑学的方法详细分析了 CMG 系统奇异面的几何特性和零运动的构建等问题。然而, SGCMG 系统内部存在着零运动不存在的椭圆奇异面,使得零运动算法无法有效回避奇异。1990 年, Bedrossian 指出了脱离奇异面必须要满足两个条件:首先,在该奇异面处零运动存在;其次,通过零运动,能够改变 Jacobian 矩阵的秩,并且利用 Binet-Cauchy 定理给出了判断这两个问题的解存在的充分条件。Bedrossian 还将 Nakamura 应用在机械臂操纵上的奇异鲁棒操纵律应用到 SGCMG 操纵上。该操纵律能够以带来力矩误差的代价逃离某些奇异面,但是当期望力矩与奇异方向平行时,奇异鲁棒操纵律输出的框架角速度为 0, 整个系统始终停留在奇异面处,无法逃离奇异面,这称之为“框

架锁定”现象。“框架锁定”现象严重影响着奇异鲁棒操纵律的应用。1991年,Paradiso 基于 A 星启发式智能搜索算法提出了能够全局回避奇异的全局奇异避免操纵律。该操纵律根据期望角动量轨迹,在每个节点合理选择零运动大小来实现能够全局回避奇异的最优框架角轨迹。然而,全局操纵律在每个节点处都要进行零运动选择与轨迹预测比较,计算极其复杂,只适合离线计算,实时控制性能无法得到保证。2000 年,Ford 根据奇异值分解理论提出了奇异方向避免操纵律。该操纵律与鲁棒伪逆操纵律相比,只在一个方向上引入了力矩误差来逃避奇异面,提高了控制精度,但是“框架锁定”问题仍未得到有效解决。2001 年,Wie 在奇异鲁棒操纵律的基础上提出了广义鲁棒操纵律。广义鲁棒操纵律通过引入非对角加权矩阵项来顺利通过系统内部奇异面,同时有效避免“框架锁定”问题,但是对外部饱和奇异无法通过。2005 年,Wie 基于最小二乘方理论和扰动矩阵理论提出了非对角奇异鲁棒操纵律。该操纵律在奇异面附近,能够产生幅值不断增加的周期性扰动信号,以引入力矩误差为代价,不但可以逃离外部饱和奇异,对内部椭圆奇异面也能顺利逃离。然而,非对角奇异鲁棒操纵律在逃逸奇异面时会引入较大的力矩误差,姿态控制精度无法得到保证,而且对控制系统的鲁棒性能要求很高。

[0005] 总之,以上所提到的操纵律总是存在着一些不足之处,或者是不能有效避免奇异,或者是在逃离奇异时会带来非常大的力矩误差。因此,如何设计出一种既能有效回避奇异,又能较精确地输出期望力矩的操纵律,是当今控制力矩陀螺应用方面的主题。

[0006] 单框架 CMG 单元由一个恒速转动的飞轮和支撑飞轮并可以转动的框架组成;当框架带动恒速飞轮以角速度  $\dot{\delta}$  转动时,CMG 角动量方向发生变化,将产生进动力矩  $\tau$ ,可以表示为:

$$[0007] \quad \tau = -\dot{h} = -\dot{\delta} \times h = (h \times g) \dot{\delta} \quad (1)$$

[0008] 其中,g 为框架轴方向矢量,  $\dot{\delta}$  为框架角速度矢量,h 为 CMG 角动量矢量。可以看出,随着框架的转动,输出力矩  $\tau$  始终与 g 和 h 垂直,且在空间中形成一个平面,如图 1 所示。

[0009] 由于一个 CMG 的输出力矩位于一个平面内,而为了实现卫星三轴姿态控制,至少需要三个 CMG 单元。对于采用 CMG 作为执行机构的航天器来讲,一般采用  $n(n > 3)$  个 CMG 按一定的构型组合成冗余 CMG 系统。常用的 CMG 安装构型主要有金字塔构型、双平行构型、五棱锥构型和六棱锥构型等。金字塔构型具有最小冗余度,且内部奇异面非常复杂,常被用来检验操纵律奇异性能。金字塔构型 CMG 系统采用四个 CMG 单元对称安装,安装构型如图 2 所示。

[0010] 在卫星本体坐标系中,框架轴安装矢量可以表示为:

$$[0011] \quad g_1 = i \sin \beta + k \cos \beta,$$

$$[0012] \quad g_2 = j \sin \beta + k \cos \beta,$$

$$[0013] \quad g_3 = -i \sin \beta + k \cos \beta, \quad (2)$$

$$[0014] \quad g_4 = -j \sin \beta + k \cos \beta,$$

[0015] 整个金字塔构型 CMG 系统随框架角变化而变化的总角动量 h 可表示为:

$$[0016] \quad h = h_1(\delta_1) + h_2(\delta_2) + h_3(\delta_3) + h_4(\delta_4)$$

[0017]

$$= \begin{bmatrix} -\cos \beta \sin \delta_1 \\ \cos \delta_1 \\ \sin \beta \sin \delta_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\cos \delta_2 \\ -\cos \beta \sin \delta_2 \\ \sin \beta \sin \delta_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos \beta \sin \delta_3 \\ -\cos \delta_3 \\ \sin \beta \sin \delta_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos \delta_4 \\ \cos \beta \sin \delta_4 \\ \sin \beta \sin \delta_4 \end{bmatrix} \quad (3)$$

[0018] 对 CMGs 总角动量  $\mathbf{h}$  求偏导有,

$$[0019] \frac{d\mathbf{h}}{dt} = \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \boldsymbol{\delta}} \frac{d\boldsymbol{\delta}}{dt} = \sum_{i=1}^4 \frac{\partial \mathbf{h}_i}{\partial \delta_i} \dot{\delta}_i = \sum_{i=1}^4 \mathbf{J}_i \dot{\delta}_i = \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\delta}} \quad (4)$$

[0020] 则整个 CMG 系统产生的作用于星体上的控制力矩为 :

$$[0021] \mathbf{T}_c = -\dot{\mathbf{h}} = -\mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\delta}} \quad (5)$$

[0022] 其中,  $\mathbf{J}$  为雅克比矩阵, 被定义为 :

$$[0023] \mathbf{J} = \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \boldsymbol{\delta}} = \begin{bmatrix} \mathbf{J}_1 & \mathbf{J}_2 & \mathbf{J}_3 & \mathbf{J}_4 \end{bmatrix}$$

$$[0024] = \begin{bmatrix} -\cos \beta \cos \delta_1 & \sin \delta_2 & \cos \beta \cos \delta_3 & -\sin \delta_4 \\ -\sin \delta_1 & -\cos \beta \cos \delta_2 & \sin \delta_3 & \cos \beta \cos \delta_4 \\ \sin \beta \cos \delta_1 & \sin \beta \cos \delta_2 & \sin \beta \cos \delta_3 & \sin \beta \cos \delta_4 \end{bmatrix} \quad (6)$$

[0025] 雅克比矩阵的第  $i$  列表示第  $i$  个 CMG 单元输出的控制力矩  $\tau_i$  反方向的单位矢量, 所述  $i = 1, 2, 3, 4$ 。

[0026] 根据式 (1), 第  $i$  个 CMG 单元输出的力矩又可以表示为 :

$$[0027] \boldsymbol{\tau}_i = (\mathbf{h}_i \times \mathbf{g}_i) \dot{\delta}_i = -\mathbf{J}_i \dot{\delta}_i \quad (7)$$

[0028] 满足式 (5) 的框架角速度的广义逆解为 :

$$[0029] \dot{\boldsymbol{\delta}} = -\mathbf{J}^T (\mathbf{J} \mathbf{J}^T)^{-1} \mathbf{T}_c = \mathbf{J}^T (\mathbf{J} \mathbf{J}^T)^{-1} \dot{\mathbf{h}} \quad (8)$$

[0030] 该伪逆解同时满足下面的最小二次型问题 :

$$[0031] \min_{\dot{\boldsymbol{\delta}}} \left\| \dot{\boldsymbol{\delta}} \right\|^2, \text{ s. t. } \dot{\mathbf{h}} = \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\delta}} \quad (9)$$

[0032] 然而, 当  $\text{rank}(\mathbf{J}) < 3$ , 此时  $\det(\mathbf{J} \mathbf{J}^T) = 0$ , 雅克比矩阵的广义逆不存在, 伪逆操纵律求解的框架角速度为无穷大, 超过了硬件的输出能力, 系统陷入奇异状态。

[0033] 为了衡量离奇异状态的远近, 人们定义了奇异量度  $D$  :

$$[0034] D = \det(\mathbf{J} \mathbf{J}^T) \quad (10)$$

[0035]  $D$  越大, 离奇异面越远,  $D$  越趋近于零, 表明离奇异面越近。 $D = 0$  的物理意义是四个 CMG 的输出力矩矢量位于一个平面上, 在该平面的法线方向 (奇异方向) 上无法产生期望力矩, 丧失了三轴姿态控制能力。然而, 当期望力矩位于该平面内的时候, CMG 系统仍然能输出期望力矩。因此, 奇异量度  $D$  并不能合理地评价系统输出期望力矩的能力。

## 发明内容

[0036] 本发明为解决现有单框架控制力矩陀螺操纵律不能有效回避奇异, 并且在逃离奇异时会带来较大的力矩误差的问题, 提供了一种基于力矩输出能力最优的单框架控制力矩

陀螺操纵方法。

[0037] 基于力矩输出能力最优的单框架控制力矩陀螺操纵方法,该方法由以下步骤实现:

[0038] 步骤一、卫星姿态控制系统根据当前的姿态信息获得 CMG 系统输出当前的期望力矩  $T_c$ ;

[0039] 步骤二、根据步骤一获得的当前期望力矩  $T_c$ ,计算 CMG 系统输出期望力矩  $T_c$  能力最优的框架角速度  $\dot{\delta}_d$ ;

[0040] 步骤二所述最优的框架角速度  $\dot{\delta}_d$  的计算过程为:

[0041] 根据期望力矩  $T_c$  和第 i 个 CMG 单元当前的角动量  $h_i$ ,获得第 i 个 CMG 单元输出期望力矩  $T_c$  能力最优的角动量  $h_{di}$ ,即:

$$[0042] h_{di} = \frac{g_i \times T_c}{\|g_i \times T_c\|}$$

[0043] 当前的角动量  $h_i$  与期望的最优的角动量  $h_{di}$  之间的角距离  $\delta_{di}$  为:

$$[0044] \delta_{di} = \arccos \left( \frac{\langle h_i, h_{di} \rangle}{\|h_i\| \cdot \|h_{di}\|} \right) \cdot \text{sgn}(\langle h_i \times h_{di}, g_i \rangle)$$

[0045] 经过一个控制周期  $\Delta t$  之后,所述当前框架角  $\delta_i$  与期望的框架角重合,期望的框架角速度  $\dot{\delta}_{di}$  为:

$$[0046] \dot{\delta}_{di} = \frac{\delta_{di}}{\Delta t}$$

[0047] 满足  $-\dot{\delta}_{\max} \leq \dot{\delta}_{di} \leq \dot{\delta}_{\max}$ ,  $\dot{\delta}_{\max}$  为硬件能够提供的最大框架角速度。则输出期望力矩  $T_c$  能力最优的框架角速度  $\dot{\delta}_d$  为:

$$[0048] \dot{\delta}_d = [\dot{\delta}_{d1} \quad \dot{\delta}_{d2} \quad \dot{\delta}_{d3} \quad \dot{\delta}_{d4}]^T$$

[0049] 步骤三、根据步骤一和步骤二获得的当前的期望力矩  $T_c$  和最优框架角速度  $\dot{\delta}_d$ ,获得 CMG 系统的框架转速指令  $\dot{\delta}$ ;

[0050] 所述获得 CMG 系统的框架转速指令  $\dot{\delta}$  的计算过程为:

[0051] 提出混合二次型优化指标 L:

$$[0052] L = \min_{\dot{\delta}} \frac{1}{2} [\dot{\delta}_e^T A \dot{\delta}_e + T_e^T B T_e]$$

[0053] 其中,  $\dot{\delta}_e = \dot{\delta} - \dot{\delta}_d$ ,  $T_e = -J \dot{\delta} - T_c$ , A、B 分别为加权矩阵,

[0054] 满足该优化指标的框架转速  $\dot{\delta}$  为:

$$[0055] \dot{\delta} = (A + J^T B J)^{-1} (A \dot{\delta}_d + J^T B h)$$

[0056] 取 B = E<sub>3</sub>, A = λ E<sub>4</sub>, 有:

[0057]  $\dot{\delta} = (\lambda E_4 + J^T J)^{-1} (\lambda \dot{\delta}_d + J^T h)$

[0058] 将上式变换为：

[0059]  $\dot{\delta} = \left[ E_4 - \frac{1}{\lambda} J^T \left( E_3 + \frac{1}{\lambda} J J^T \right)^{-1} J \right] \left( \dot{\delta}_d + \frac{1}{\lambda} J^T h \right)$

[0060] 式中  $\lambda$  取为：

[0061]  $\lambda = \lambda_0 \exp(0.5 \det(JJ^T))$ ,

[0062] 其中,  $\lambda_0$  为常数；

[0063] 步骤四、根据步骤三获得的框架转速指令  $\dot{\delta}$ , 操纵 CMG 系统输出期望力矩  $T_e$ , 实现对卫星的姿态控制。

[0064] 本发明的原理：结合图 4, 姿态控制器根据航天器中姿态敏感器获得的姿态信息求出期望的控制力矩, 然后, 操纵律求出能够产生该控制力矩的框架角速度指令；该框架角速度指令经过框架动力学作用于 CMG 框架系统, 使得 CMG 系统输出控制力矩作用于星体上, 使星体转动, 并重复这一过程, 直到星体达到期望姿态。本发明基于输出力矩最优性原理, 首先给出了能够使得 CMG 系统输出期望力矩能力最优的框架角速度  $\dot{\delta}_d$ , 然后提出优化指标, 使得 CMG 系统在输出期望力矩时, 框架角速度  $\dot{\delta}$  尽量与最优框架角速度  $\dot{\delta}_d$  一致, 同时还要保证力矩输出误差最小。这样可以有效地避免 CMG 系统陷入奇异, 能够提供精确的期望控制力矩, 同时不存在“框架锁定”现象, 在通过奇异时能够带来较小的力矩误差。

[0065] 本发明的有益效果：

[0066] 一、由于该发明在保证输出控制力矩的同时, 系统能够适当地调整框架构型, 使输出期望力矩的能力最优, 保证了输出力矩性能指标 S 取最大值, 从而有效地避免了奇异。

[0067] 二、该发明由于添加了最优框架角速度项, 因此能够有效地避免奇异鲁棒操纵律存在的“框架锁定”现象。在系统陷入奇异时, 即使期望力矩沿着奇异方向, 该发明输出的框架角速度也不为 0。因此, 系统能够迅速逃离奇异。

[0068] 三、输出力矩误差与参数  $\lambda$  有关, 适当地选择参数  $\lambda$  能够极大地降低输出力矩误差至和外界干扰力矩在一个量级上, 同时还能保证有效地回避奇异, 提高了姿态控制的精度。

[0069] 本发明能够根据当前期望力矩矢量, 合理地分配框架角速度, 保证在使得输出期望力矩能力最优的同时还能够使输出力矩误差最小, 有效地避免 CMG 系统陷入奇异, 能够提供精确的期望控制力矩, 并且不存在“框架锁定”现象, 在通过奇异时能够带来较小的力矩误差。

## 附图说明

[0070] 图 1 为单框架 CMG 工作原理图。

[0071] 图 2 为金字塔构型 CMG 系统安装示意图。

[0072] 图 3 为本发明所述的 CMG 力矩输出几何关系示意图。

[0073] 图 4 为本发明的程序流程图。

- [0074] 图 5 为本发明所述的卫星姿态控制原理图。
- [0075] 图 6 为本发明所述的 CMG 系统的输出控制力矩变化曲线示意图。
- [0076] 图 7 为本发明所述的 CMG 系统的框架角速度变化曲线示意图。
- [0077] 图 8 为本发明所述的 CMG 系统的输出力矩能力性能指标变化曲线示意图。
- [0078] 图 9 为奇异量度变化曲线示意图。
- [0079] 图 10 为本发明所述的 CMG 系统的框架角变化曲线示意图。
- [0080] 图 11 为本发明所述的 CMG 系统角动量变化曲线示意图。

### 具体实施方式

[0081] 具体实施方式一、结合图 1 至图 5 说明本实施方式，基于力矩输出能力最优的单框架控制力矩陀螺操纵方法，该方法由以下步骤实现：

[0082] 步骤一、卫星姿态控制系统根据当前的姿态信息获得 CMG 系统输出当前的期望力矩  $T_c$ ；

[0083] 步骤二、根据步骤一获得的当前期望力矩  $T_c$ ，计算使 CMG 系统输出期望力矩  $T_c$  能力最优的框架角速度  $\dot{\delta}_d$ ；

[0084] 步骤二所述最优的框架角速度  $\dot{\delta}_d$  的计算过程为：

[0085] 根据期望力矩  $T_c$  和第 i 个 CMG 单元当前的角动量  $h_i$ ，获得第 i 个 CMG 单元输出期望力矩  $T_c$  能力最优的角动量  $h_{di}$ ，即：

$$[0086] h_{di} = \frac{\mathbf{g}_i \times \mathbf{T}_c}{\|\mathbf{g}_i \times \mathbf{T}_c\|}$$

[0087] 当前的角动量  $h_i$  与期望的最优的角动量  $h_{di}$  之间的角距离  $\delta_{di}$  为：

$$[0088] \delta_{di} = \arccos \left( \frac{\langle \mathbf{h}_i, \mathbf{h}_{di} \rangle}{\|\mathbf{h}_i\| \cdot \|\mathbf{h}_{di}\|} \right) \cdot \text{sgn}(\langle \mathbf{h}_i \times \mathbf{h}_{di}, \mathbf{g}_i \rangle)$$

[0089] 因此，为了使得输出能力最优，经过一个控制周期  $\Delta t$  之后，所述当前框架角  $\delta_i$  与期望的框架角重合，期望的框架角速度  $\dot{\delta}_{di}$  为：

$$[0090] \dot{\delta}_{di} = \frac{\delta_{di}}{\Delta t}$$

[0091] 满足  $-\dot{\delta}_{\max} \leq \dot{\delta}_{di} \leq \dot{\delta}_{\max}$ ， $\dot{\delta}_{\max}$  为硬件能够提供的最大框架角速度；则输出期望力矩  $T_c$  能力最优的框架角速度  $\dot{\delta}_d$  为：

$$[0092] \dot{\delta}_d = [\dot{\delta}_{d1} \quad \dot{\delta}_{d2} \quad \dot{\delta}_{d3} \quad \dot{\delta}_{d4}]^T$$

[0093] 步骤三、根据步骤一和步骤二获得的当前的期望力矩  $T_c$  和最优框架角速度  $\dot{\delta}_d$ ，获得 CMG 系统的框架转速指令  $\dot{\delta}$ ；

[0094] 为了使得力矩输出能力性能指标 S 取最大值，每个 CMG 的角动量  $h_i$  应尽量与期望的最优角动量  $h_{di}$  一致，即框架角速度  $\dot{\delta}_i$  应尽量与期望的框架角速度  $\dot{\delta}_{di}$  一致，同时还要保证

CMG 系统输出的力矩误差最小,因此提出混合二次型优化指标 L :

$$[0095] \quad L = \min_{\dot{\delta}} \frac{1}{2} \left[ \dot{\delta}_e^T A \dot{\delta}_e + T_e^T B T_e \right]$$

[0096] 其中,  $\dot{\delta}_e = \dot{\delta} - \dot{\delta}_d$ ,  $T_e = -J\dot{\delta} - T_c$ , A、B 分别为加权矩阵,

[0097] 满足该优化指标的框架转速  $\dot{\delta}$  为 :

$$[0098] \quad \dot{\delta} = (A + J^T B J)^{-1} (A \dot{\delta}_d + J^T B h)$$

[0099] 取 B = E<sub>3</sub>, A = λ E<sub>4</sub>, 有 :

$$[0100] \quad \dot{\delta} = (\lambda E_4 + J^T J)^{-1} (\lambda \dot{\delta}_d + J^T h)$$

[0101] 参数 λ 越小,输出力矩误差越小,然而 λ 减小将会使得该操纵律求得的框架角速度增加,超过了硬件的输出能力;反之, λ 增加将会带来较大的力矩误差,影响姿态控制系统的控制性能。特别地,在奇异面附近时将会带来较大的力矩误差。为了降低在奇异面附近处产生的力矩误差,将 λ 取为 :

$$[0102] \quad \lambda = \lambda_0 \exp(0.5 \det(JJ^T))$$

[0103] 其中, λ<sub>0</sub> 为常数;

[0104] 根据上述公式可以得出,在奇异面附近,有奇异量度 D = det(JJ<sup>T</sup>) → 0, λ 迅速减小,力矩误差将减小。同时, λ ≠ 0 将使得联合操纵律总是存在一定的力矩输出误差,降低 λ 的取值,可以相应地降低力矩输出误差。

[0105] 考虑到式对 4×4 矩阵求逆,计算较为复杂,将其变换为 :

$$[0106] \quad \dot{\delta} = \left[ E_4 - \frac{1}{\lambda} J^T \left( E_3 + \frac{1}{\lambda} J J^T \right)^{-1} J \right] \left( \dot{\delta}_d + \frac{1}{\lambda} J^T h \right)$$

[0107] 步骤四、根据步骤三获得的框架转速指令  $\dot{\delta}$ , 操纵 CMG 系统输出期望力矩 T<sub>c</sub>, 实现对卫星的姿态控制。

[0108] 本实施方式中为了更合理地衡量 CMG 系统输出期望力矩的能力,定义了输出力矩能力性能指标 S :

$$[0109] \quad S = \sum_{i=1}^4 \left\langle \frac{\tau_i}{\|\tau_i\|}, \frac{T_c}{\|T_c\|} \right\rangle^2 = \sum_{i=1}^4 \left\langle -J_i, \frac{T_c}{\|T_c\|} \right\rangle^2 = \sum_{i=1}^4 \cos^2 \theta_i$$

[0110] 其中, θ<sub>i</sub> 表示 τ<sub>i</sub> 与期望力矩 T<sub>c</sub> 之间的夹角。S 越大,表明此时 CMG 系统输出期望力矩 T<sub>c</sub> 的能力越大。S = 0 表示该 CMG 系统无法提供期望力矩 T<sub>c</sub>,此时期望力矩 T<sub>c</sub> 沿着奇异方向,必有奇异量度 D = 0,但是当 D = 0 时,输出力矩能力性能指标 S 不一定等于 0。相对于奇异量度 D 更来说,输出力矩性能指标 S 更合理地反映了系统输出期望力矩的能力大小。为了使得整个 CMG 系统的力矩输出能力最大,我们应使得输出力矩能力性能指标 S 尽量取最大值,也就是要使每个 CMG 单元的输出力矩 τ<sub>i</sub> 与期望力矩 T<sub>c</sub> 之间的夹角尽量小。此时,每个 CMG 单元的输出力矩 τ<sub>i</sub> 在期望力矩 T<sub>c</sub> 方向上的分量最大,系统输出期望力矩的能力最优。

[0111] 本实施方式根据步骤三获得的框架转速指令 $\dot{\delta}$ ,合理选择参数  $\lambda$ ,可以保证在框架转速受限的情况下,减小输出力矩误差,较精确地输出期望力矩  $T_c$ 。本发明所设计的操纵律在保证力矩输出误差最小的同时,将使得控制力矩陀螺群朝着输出力矩能力最强的构型运动,从而有效地避免奇异。

[0112] 具体实施方式二、结合图 6 至图 11 说明本实施方式,本实施方式为具体实施方式一所述的基于力矩输出能力最优的单框架控制力矩陀螺操纵方法的实施例:

[0113] 为了验证所设计的操纵律的奇异回避及力矩输出性能,本实施例采用金字塔构型 CMG 系统;所述 CMG 系统安装倾角  $\beta = 53.13^\circ$ ,初始框架角为  $\delta_0 = [0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ]$ ,每个 CMG 单元的角动量为 1Nms,最大框架角速度  $\dot{\delta}_{\max} = 3\text{rad/s}$  的参数进行了数学仿真;所述仿真中的期望力矩取为  $T_c = [0.200]\text{Nm}$ ,参数  $\lambda$  取为  $\lambda = 0.0001\exp(0.5\det(JJ^T))$ 。

[0114] 通过对上述实施例中仿真结果的分析,得出以下结论:

[0115] 一、本实施例中所设计的操纵律没有遇到伪逆操纵律和奇异鲁棒操纵律会遇到的位于  $\delta = [-90^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 0^\circ]$  处的椭圆奇异面,也没有发生奇异鲁棒操纵律会发生的“框架锁定”现象。

[0116] 二、在框架角速度受限的情况下,虽然系统奇异量度 D 趋近于 0,系统接近奇异面,但是输出力矩性能指标 S 为 0.5 左右,系统仍然能够输出期望力矩,之后,奇异量度 D 迅速增加,系统迅速脱离奇异面。

[0117] 三、在整个仿真过程中,CMG 系统能够精确地输出期望力矩,输出力矩误差很小,即:系统在大约 6s 接近奇异面时,X 轴最大力矩输出误差  $\Delta T = 0.002\text{Nm}$ ,Y 轴、Z 轴最大力矩输出误差约为  $10^{-4}\text{Nm}$  量级。

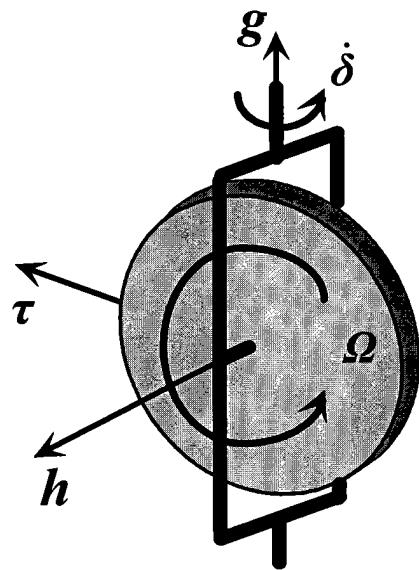


图 1

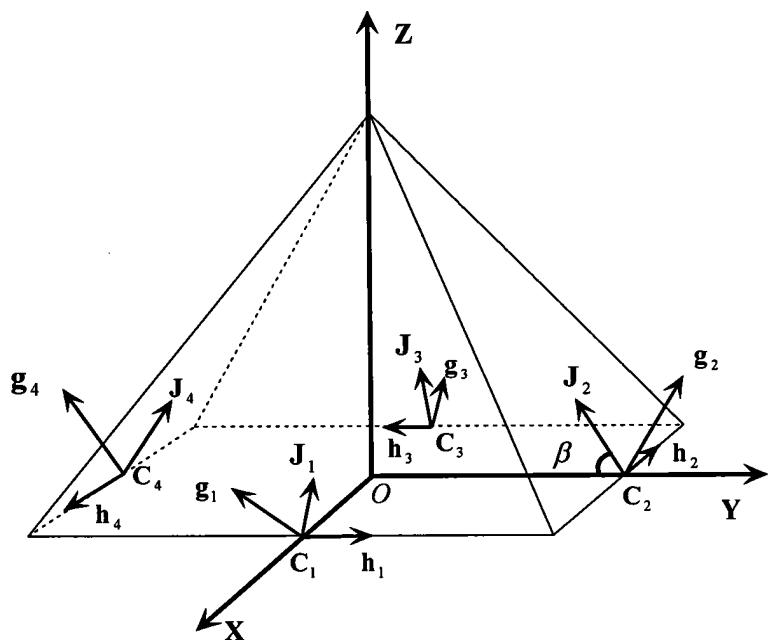


图 2

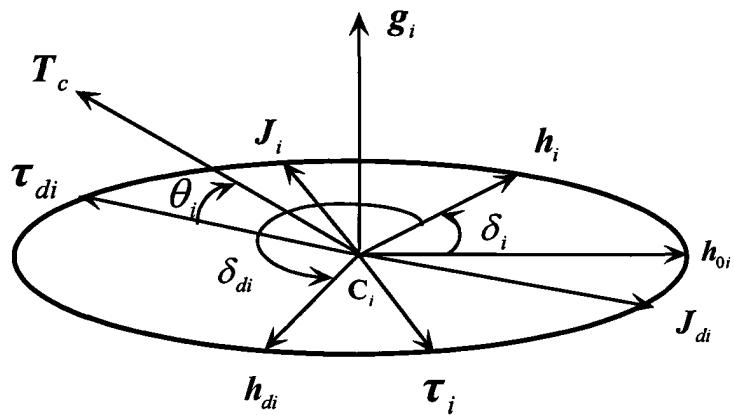


图 3

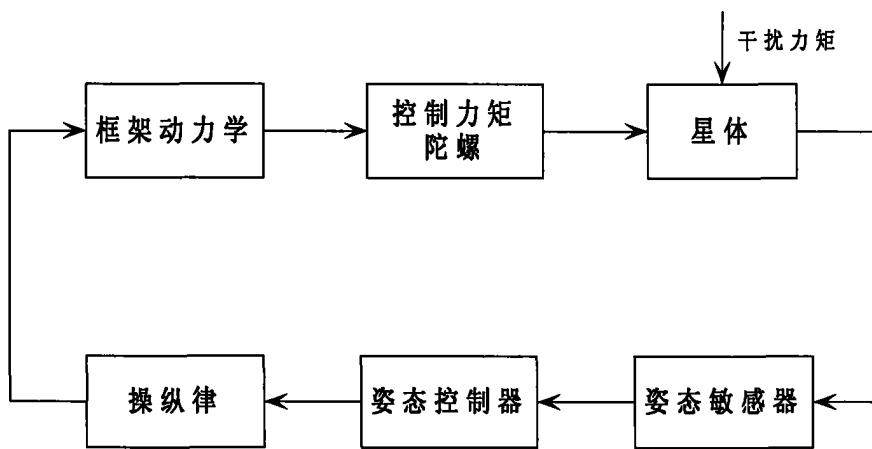


图 4

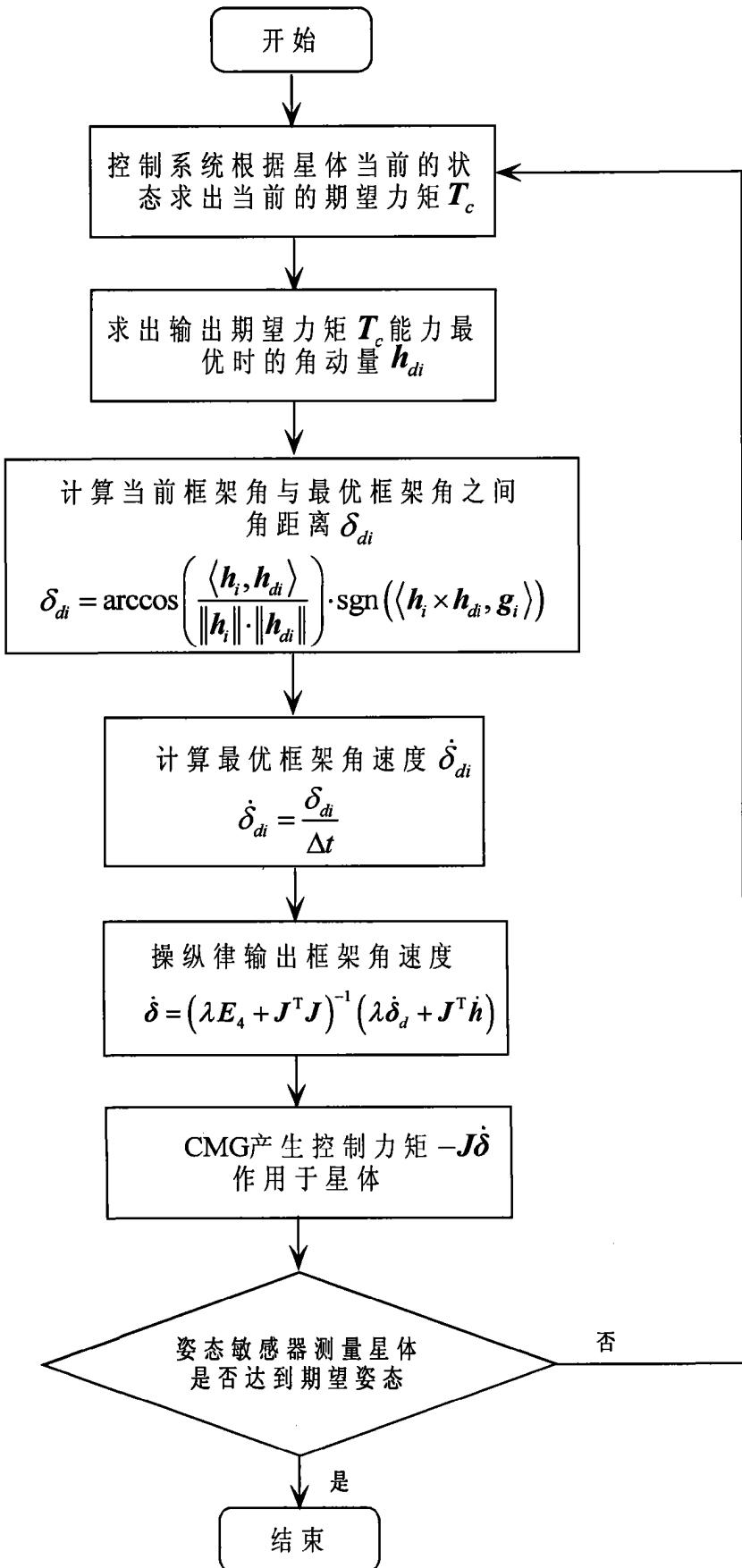


图 5

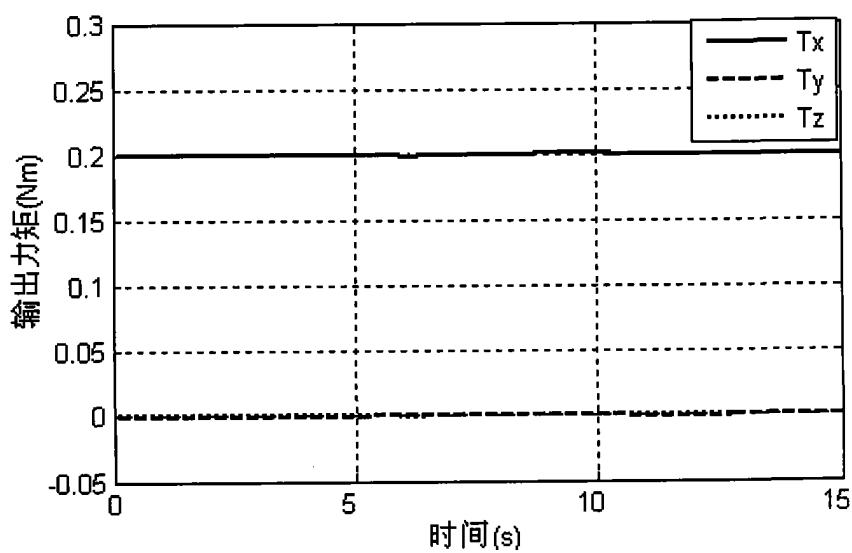


图 6

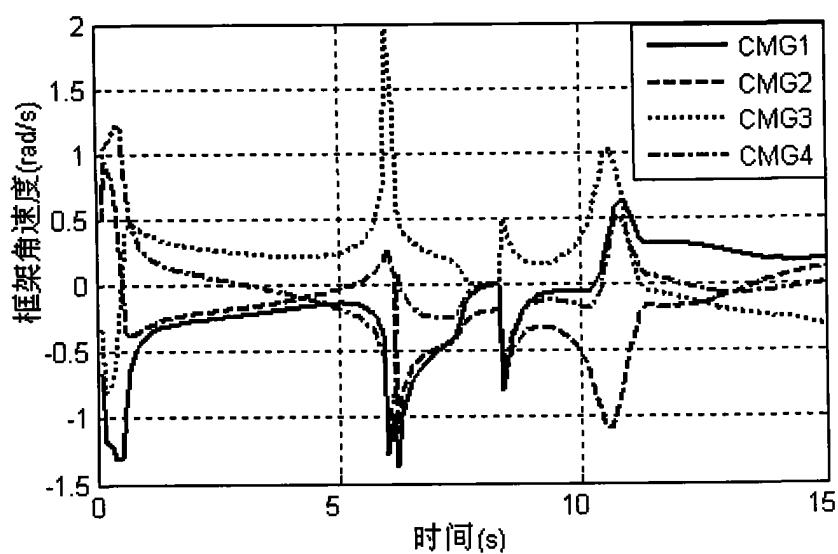


图 7

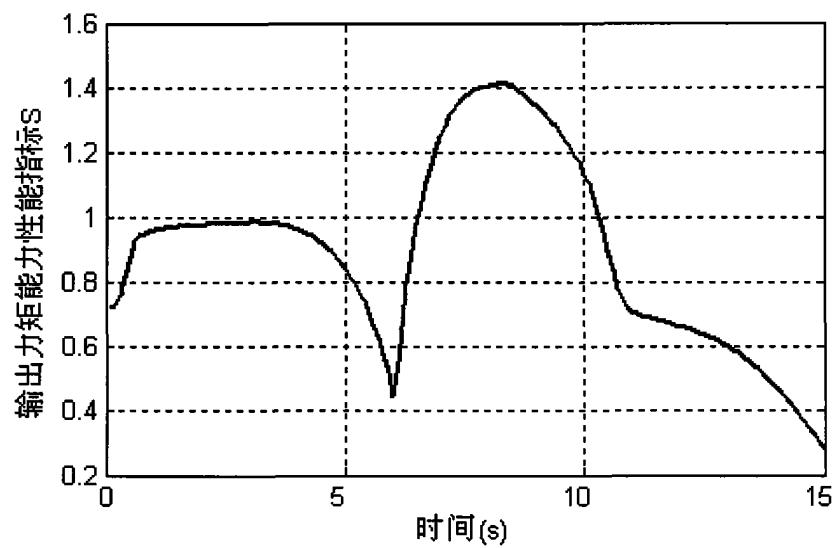


图 8

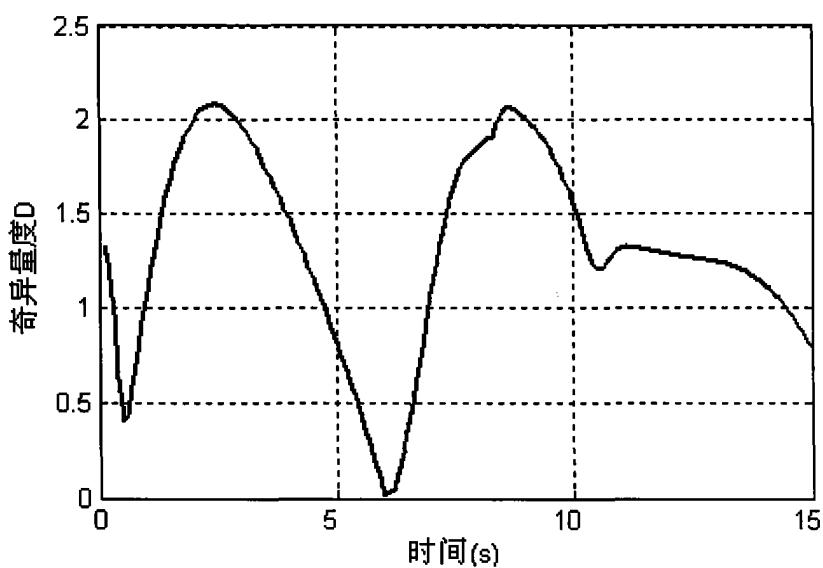


图 9

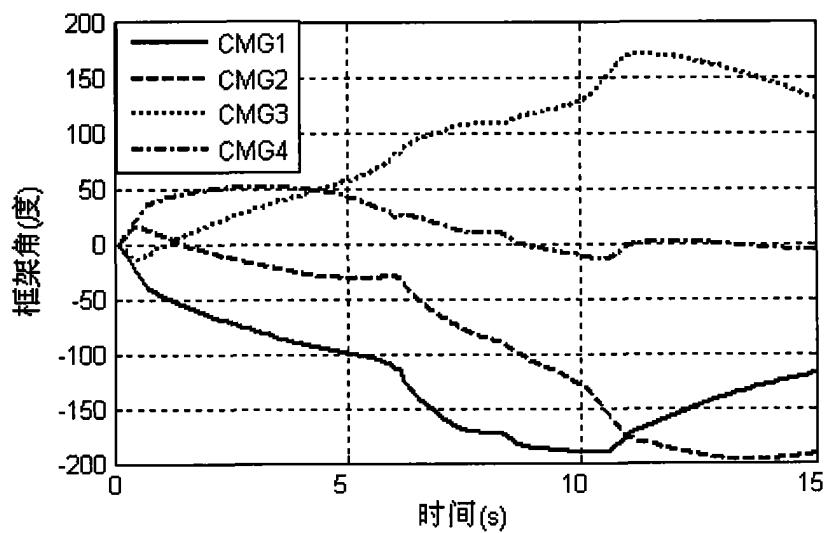


图 10

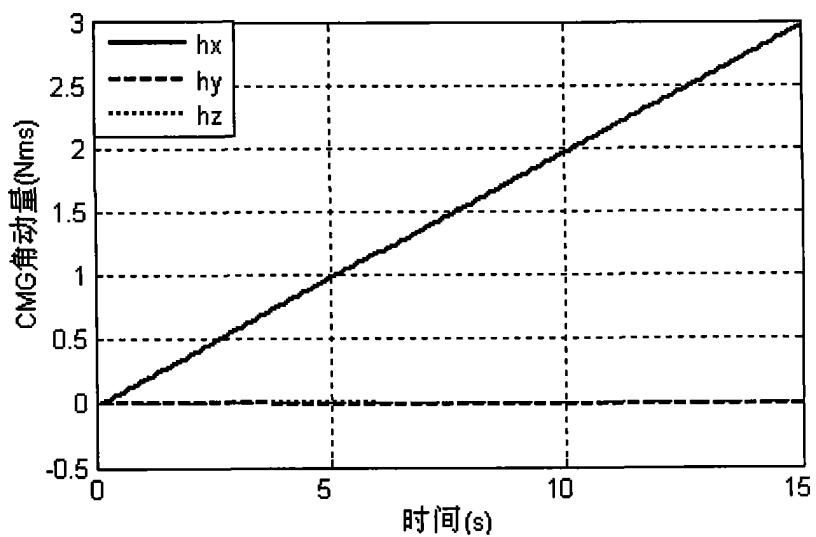


图 11