



(21)申请号 201910872892.7

审查员 胡星

(22)申请日 2019.09.16

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 110723316 A

(43)申请公布日 2020.01.24

(73)专利权人 北京控制工程研究所

地址 100080 北京市海淀区北京2729信箱

(72)发明人 袁利 雷拥军 刘洁 张科备

田科丰 姚宁

(74)专利代理机构 中国航天科技专利中心

11009

代理人 茹阿昌

(51)Int.Cl.

B64G 1/28(2006.01)

B64G 1/24(2006.01)

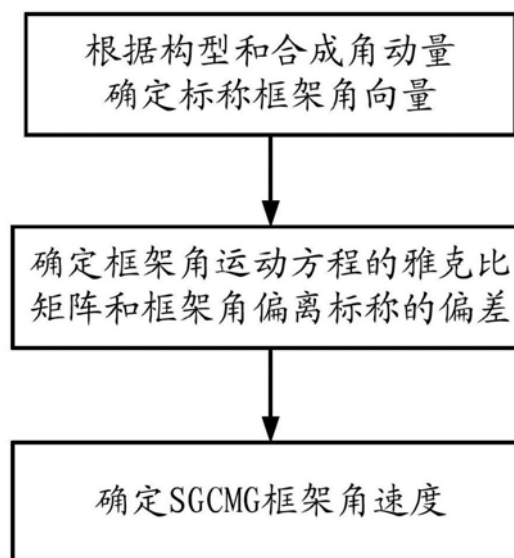
权利要求书1页 说明书4页 附图2页

(54)发明名称

一种SGCMG的框架角速度确定方法

(57)摘要

一种SGCMG的框架角速度确定方法,包括步骤:1)根据n个SGCMG的构型及合成角动量,确定n个SGCMG构型的标称框架角向量;2)根据每个SGCMG的框架角,确定框架角运动方程的Jacob及框架角偏离标称的偏差;3)根据步骤2)确定的所述Jacob及框架角偏离标称的偏差,确定SGCMG框架角速度指令。本发明方法通过考虑框架角偏离标称的距离、框架角指令幅值及力矩输出偏差,具有姿态机动中奇异规避及机动后框架标称位置返回的能力,调和了CMG框架奇异规避与姿态控制力矩之间的矛盾,能够确保沿任意姿态机动高性能实现。



1. 一种SGCMG的框架角速度确定方法, 卫星安装有n个SGCMG, 每个SGCMG的角动量相同, 其特征在于, 包括步骤如下:

1) 根据n个SGCMG的构型及合成角动量, 确定n个SGCMG构型的标称框架角向量;

2) 根据当前实时每个SGCMG的框架角, 确定框架角运动方程的雅克比矩阵Jacob; 同时根据当前实时每个SGCMG的框架角向量和步骤1) 确定的n个SGCMG构型的标称框架角向量, 确定框架角偏离标称的偏差 $\Delta \delta$;

3) 根据步骤2) 确定的所述雅克比矩阵Jacob及框架角偏离标称的偏差 $\Delta \delta$, 确定SGCMG框架角速度 δ_r , 将所述SGCMG框架角速度作为框架角速度指令。

2. 根据权利要求1所述的一种SGCMG的框架角速度确定方法, 其特征在于, 步骤1) 所述n个SGCMG构型的标称框架角向量满足使n个SGCMG的合成角动量H为零且n个SGCMG构型奇异度JD最大。

3. 根据权利要求1或2之一所述的一种SGCMG的框架角速度确定方法, 其特征在于, 所述步骤2) 框架角运动方程的雅克比矩阵Jacob的确定方法, 具体如下:

$$\text{Jacob} = A \cos \delta - B \sin \delta,$$

$$\sin \delta = \begin{bmatrix} \sin \delta_1 & & & \\ & \ddots & & \\ & & \sin \delta_i & \\ & & & \ddots \\ & & & & \sin \delta_n \end{bmatrix}, \quad \cos \delta = \begin{bmatrix} \cos \delta_1 & & & \\ & \ddots & & \\ & & \cos \delta_i & \\ & & & \ddots \\ & & & & \cos \delta_n \end{bmatrix},$$

其中, δ_i 为第i个SGCMG的框架角, $i \in [1, n]$, 所述n个SGCMG以任意规律由1~n编号处理; A、B为与n个SGCMG框架轴安装指向相关的 $3 \times n$ 维系数矩阵, A矩阵的第i列对应第i个SGCMG的框架角为 90° 时, 第i个SGCMG高速转子的角动量方向的三轴分量, B矩阵的第i列对应第i个SGCMG框架角为 0° 时, 第i个高速转子的角动量方向的三轴分量。

4. 根据权利要求3所述的一种SGCMG的框架角速度确定方法, 其特征在于, 所述步骤2) 框架角偏离标称的偏差 $\Delta \delta$ 的确定方法, 具体为:

$$\Delta \delta = \delta_0 - \delta,$$

$$\delta_0 = [\delta_{01} \dots \delta_{0i} \dots \delta_{0n}]^T, \delta = [\delta_1 \dots \delta_i \dots \delta_n]^T,$$

其中, δ_0 为n个SGCMG构型的标称框架角向量, δ_{0i} 为第i个SGCMG的标称框架角。

5. 根据权利要求4所述的一种SGCMG的框架角速度确定方法, 其特征在于, 所述步骤3) 确定SGCMG框架角速度 $\dot{\delta}_r$ 的方法, 具体为:

$$\dot{\delta}_r = (\delta_r - \delta) / T_s,$$

$$\delta_r = \alpha_1 ((\alpha_1 + \alpha_2) I + \text{Jacob}^T \cdot \text{Jacob})^{-1} \cdot \Delta \delta + \delta - T_s ((\alpha_1 + \alpha_2) I + \text{Jacob}^T \cdot \text{Jacob})^{-1} \cdot \text{Jacob}^T \cdot \tau_r / h,$$

其中, T_s 为SGCMG的采样周期, h 为SGCMG的角动量, I 为n维的单位阵, $\alpha_1 \geq 0$, 且 $\alpha_2 \geq 0$, α_1 、 α_2 为设计的奇异点规避参数; δ_r 为SGCMG框架角指令, τ_r 为控制力矩指令。

一种SGCMG的框架角速度确定方法

技术领域

[0001] 本发明一种SGCMG的框架角速度确定方法,涉及航天器姿态控制领域,适用于采用控制力矩陀螺CMG群的高稳定度姿态控制。

背景技术

[0002] 为实现整星多轴快速姿态机动要求,卫星一般采用控制力矩陀螺CMG群及其相应控制算法。卫星广泛采用的技术手段为:采用控制力矩陀螺群进行卫星姿态控制。具体步骤为首先根据CMG实时测量的框架角,计算雅克比矩阵、奇异度及奇异回避向量,其次再根据奇异度计算奇异点规避参数,最后根据雅克比矩阵、期望力矩,计算各个CMG框架角速度指令,进行姿态控制。长期在轨姿态快速机动可能引起的CMG高速转子轴系径向频发偏载极易导致机械轴承润滑不良等问题而使整机失效,在国际空间站上多次出现该类问题。

[0003] 当系统无法通过常用的框架重构策略实现控制中的奇异规避及逃离时,存在姿态机动后框架构型临近或陷于奇异状态系统失稳风险,此时卫星失去姿态机动能力,需要切换为其他执行机构的姿态控制方式。

发明内容

[0004] 本发明的技术解决问题是:克服现有技术的不足,提出了一种SGCMG的框架角速度确定方法,解决了系统无法通过常用的框架重构策略实现控制中的奇异规避及逃离,姿态机动后框架构型临近或陷于奇异状态系统失稳风险,使得卫星失去姿态机动能力的问题。

[0005] 本发明的技术方案为:

[0006] 一种SGCMG的框架角速度确定方法,卫星安装有n个SGCMG,每个SGCMG的角动量相同,包括步骤如下:

[0007] 1) 根据n个SGCMG的构型及合成角动量,确定n个SGCMG构型的标称框架角向量;步骤1)所述n个SGCMG构型的标称框架角向量满足使n个SGCMG的合成角动量H为零且n个SGCMG构型奇异度JD最大。

[0008] 2) 根据当前实时每个SGCMG的框架角,确定框架角运动方程的雅克比矩阵Jacob;同时根据当前实时每个SGCMG的框架角向量和步骤1)确定的n个SGCMG构型的标称框架角向量,确定框架角偏离标称的偏差 $\Delta\delta$;

[0009] 3) 根据步骤2)确定的所述雅克比矩阵Jacob及框架角偏离标称的偏差 $\Delta\delta$,确定SGCMG框架角速度 $\dot{\delta}_r$,将所述SGCMG框架角速度作为框架角速度指令。

[0010] 所述步骤2)框架角运动方程的雅克比矩阵Jacob的确定方法,具体如下:

[0011] $Jacob = A \cos \delta - B \sin \delta$,

$$[0012] \quad \sin \delta = \begin{bmatrix} \sin \delta_1 & & & \\ & \ddots & & \\ & & \sin \delta_i & \\ & & & \ddots \\ & & & & \sin \delta_n \end{bmatrix}, \quad \cos \delta = \begin{bmatrix} \cos \delta_1 & & & \\ & \ddots & & \\ & & \cos \delta_i & \\ & & & \ddots \\ & & & & \cos \delta_n \end{bmatrix},$$

[0013] 其中, δ_i 为第 i 个 SGCMG 的框架角, $i \in [1, n]$, 所述 n 个 SGCMG 以任意规律由 $1 \sim n$ 编号处理; A 、 B 为与 n 个 SGCMG 框架轴安装指向相关的 $3 \times n$ 维系数矩阵, A 矩阵的第 i 列对应第 i 个 SGCMG 的框架角为 90° 时, 第 i 个 SGCMG 高速转子的角动量方向的三轴分量, B 矩阵的第 i 列对应第 i 个 SGCMG 框架角为 0° 时, 第 i 个高速转子的角动量方向的三轴分量。

[0014] 本发明与现有技术相比的有益效果在于:

[0015] 1) 本发明提出的方法充分利用已有执行机构配置, 基于多目标优化技术得到了一种 CMG 系统的新型操纵律, 解决了系统无法通过常用的框架重构策略实现控制中的奇异规避及逃离, 使得卫星失去姿态机动能力的问题;

[0016] 2) 本发明方法基于构建考虑框架角偏离标称的距离、框架角指令幅值及力矩输出偏差的多目标优化代价函数, 通过最优化方法得到多目标的 CMG 操纵律, 调和了 CMG 框架奇异规避与姿态控制力矩之间的矛盾, 确保沿任意姿态机动均能实现高性能姿态控制。

附图说明

[0017] 图1为本发明方法流程图;

[0018] 图2为卫星三轴姿态角和角速度曲线;

[0019] 图3为 SGCMG 低速框架角速度指令曲线。

具体实施方式

[0020] 单框架控制力矩陀螺群即 SGCMG 群, SGCMG 群系统配置已成为国际上高性能姿态机动航天器的一大趋势。长期在轨姿态快速机动可能存在姿态机动后框架构型临近或陷于奇异状态, 导致系统失稳的风险。鉴于航天器三轴姿态机动控制与奇异规避双重需求, 本发明一种 SGCMG 的框架角速度确定方法, 创造性地构造了考虑框架角偏离标称的距离、框架角指令幅值及力矩输出偏差的多目标优化代价函数, 基于多目标优化技术得到了一种新型 CMG 系统的新型操纵律。该方法实现了姿态机动中奇异规避及机动后框架标称位置的返回, 调和了 CMG 框架奇异规避与姿态控制力矩之间的矛盾, 确保沿任意姿态机动的高性能实现, 大大提高了 CMG 系统的姿态稳定和姿态机动能力。该算法的有效性通过了数学仿真验证。

[0021] 本发明方法步骤如下:

[0022] Step1: 根据 SGCMG 群的合成角动量为零、SGCMG 群构型奇异度较大、SGCMG 在各个方向力矩输出能力相当等因素确定各种不同组合的 SGCMG 群的标称框架角向量;

[0023] Step2: 采集当前实时每个 SGCMG 的框架角向量为 δ , 计算框架角运动方程的雅可比矩阵 Jacob 及框架角偏离标称的偏差 $\Delta \delta = \delta_0 - \delta$;

[0024] Step3: 构造考虑框架角偏离标称的距离、框架角指令幅值及力矩输出偏差的综合

合多目标优化代价函数,通过极小化代价函数计算SGCMG框架角速度指令 $\dot{\delta}_r$,进行姿态控制。具体步骤为首先当周期姿态机动情况、奇异度情况实时调整奇异点规避参数 α_1 、 α_2 ,再根据雅克比矩阵、控制力矩指令 τ_r ,计算各个CMG框架角速度指令 $\dot{\delta}_r$,进行姿态控制。

[0025] 切换新的SGCMG组合后,需要根据新的SGCMG组合的角动量包络调整姿态机动的角速度和角加速度以及相关控制器参数。

[0026] 如图1所示,本发明一种SGCMG的框架角速度确定方法,包括步骤如下:

[0027] 1) 将n个SGCMG以任意规律由1~n编号处理,根据n个SGCMG的构型及合成角动量,确定n个SGCMG构型的标称框架角向量 $\delta_0 = [\delta_{01} \dots \delta_{0i} \dots \delta_{0n}]^T$,其中, δ_{0i} 为第i个SGCMG的标称框架角, $i \in [1, n]$;

[0028] 所述n个SGCMG构型的标称框架角向量满足使n个SGCMG的合成角动量H为零且n个SGCMG构型奇异度JD最大。

[0029] 即 $H = h(A \sin \delta_0 + B \cos \delta_0)E = [0 \ 0 \ 0]^T$,且 $JD = \det(\text{Jacob} \cdot \text{Jacob}^T)$ 取最大值,其中, $\text{Jacob} = A \cos \delta_0 - B \sin \delta_0$,h为SGCMG的角动量,卫星安装有n个SGCMG,每个SGCMG的角动量相同,H为n个SGCMG的合成角动量,A、B为与SGCMG框架轴安装指向相关的系数矩阵,A矩阵的第i列对应第i个SGCMG的框架角为 90° 时,第i个SGCMG高速转子的角动量方向的三轴分量,B矩阵的第i列对应第i个SGCMG框架角为 0° 时,第i个高速转子的角动量方向的三轴分量;E为n维单位矢量, $E = [1 \ 1 \ \dots \ 1]^T$,JD为构型的奇异度,det为求行列式。 $\sin \delta_0$ 、 $\cos \delta_0$ 分别为第i个SGCMG标称框架角对应的正、余弦对角阵,具体如下:

$$[0030] \quad \sin \delta_0 = \begin{bmatrix} \sin \delta_{01} & & 0 \\ & \ddots & \\ 0 & & \sin \delta_{0n} \end{bmatrix}, \quad \cos \delta_0 = \begin{bmatrix} \cos \delta_{01} & & 0 \\ & \ddots & \\ 0 & & \cos \delta_{0n} \end{bmatrix}.$$

[0031] 2) 根据当前实时每个SGCMG的框架角 δ_i , $i \in [1, n]$,n个SGCMG,分别对应 $\delta_1 \ \delta_2 \ \dots \ \delta_n$,确定框架角运动方程的雅克比矩阵Jacob;同时根据当前实时每个SGCMG的框架角向量和步骤1)确定的n个SGCMG构型的标称框架角向量,确定框架角偏离标称的偏差 $\Delta \delta$;

[0032] 所述框架角运动方程的雅克比矩阵Jacob的确定方法,具体如下:

[0033] $\text{Jacob} = A \cos \delta - B \sin \delta$,

$$[0034] \quad \sin \delta = \begin{bmatrix} \sin \delta_1 & & & \\ & \ddots & & \\ & & \sin \delta_i & \\ & & & \ddots & \\ & & & & \sin \delta_n \end{bmatrix}, \quad \cos \delta = \begin{bmatrix} \cos \delta_1 & & & \\ & \ddots & & \\ & & \cos \delta_i & \\ & & & \ddots & \\ & & & & \cos \delta_n \end{bmatrix},$$

[0035] 其中, $\sin \delta$ 为框架角对应的正弦对角阵, $\cos \delta$ 为框架角对应的余弦对角阵, $\sin \delta$ 矩阵对角线上的元素为第i个SGCMG框架角 δ_i 的正弦值, $\cos \delta$ 矩阵对角线上的元素为第i个SGCMG框架角 δ_i 的余弦值。 δ_i 为第i个SGCMG的框架角, $i \in [1, n]$ 。A、B为与n个SGCMG框架轴安装指向相关的 $3 \times n$ 维系数矩阵,A矩阵的第i列对应第i个SGCMG的框架角为 90° 时,第i个SGCMG高速转子的角动量方向,B矩阵的第i列对应第i个SGCMG框架角为 0° 时,第i个高速转子的角动量方向;

[0036] 所述框架角偏离标称的偏差 $\Delta \delta$ 的确定方法, 具体为:

[0037] $\Delta \delta = \delta_0 - \delta$,

[0038] $\delta_0 = [\delta_{01} \dots \delta_{0i} \dots \delta_{0n}]^T, \delta = [\delta_1 \dots \delta_i \dots \delta_n]^T$,

[0039] 其中, δ_{0i} 为第 i 个 SGCMG 的标称框架角。 δ_0 为 n 个 SGCMG 构型的标称 框架角向量。

[0040] 3) 基于构建考虑框架角偏离标称的距离、框架角指令幅值及力矩输出偏差 的多目标优化代价函数, 通过最优化方法得到综合上述目标的 SGCMG 操纵律, 根据姿态控制得到的力矩指令 τ_r 和步骤 2) 确定的所述雅克比矩阵 Jacob 及框架 角偏离标称的偏差, 由下式多目标优化操纵律确定 SGCMG 框架角速度 $\dot{\delta}_r$, 将 所述 SGCMG 框架角速度作为框架角速度指令, 控制 SGCMG 低速框架轴按照 所述框架角速度指令转动, 控制卫星姿态。

[0041] 所述步骤 3) 确定 SGCMG 框架角速度 $\dot{\delta}_r$ 的方法, 具体为:

[0042] $\dot{\delta}_r = (\delta_r - \delta) / T_s$,

[0043] $\delta_r = \alpha_1 ((\alpha_1 + \alpha_2) I + \text{Jacob}^T \cdot \text{Jacob})^{-1} \cdot \Delta \delta + \delta - T_s ((\alpha_1 + \alpha_2) I + \text{Jacob}^T \cdot \text{Jacob})^{-1} \cdot \text{Jacob}^T \cdot \tau_r / h$,

[0044] 其中, δ_r 为框架角指令, T_s 为 SGCMG 的采样周期, h 为 SGCMG 的角动 量, I 为 n 维的单位阵, α_1 、 α_2 为设计的奇异点规避参数, $\alpha_1 \geq 0$, 且 $\alpha_2 \geq 0$, 并 可根据当周期姿态机动情况、奇异度情况实时调整。

[0045] 实施例 1: 对于安装 3 个高精度星敏感器、6 个高精度陀螺、6 个五棱锥安 装的 CMG 群的卫星, 记各 CMG 标号为 CMG1、CMG2、CMG3、CMG4、CMG5、CMG6。一种 SGCMG 系统的多目标优化操纵律, 按照如图 1 的方法 流程图, 具体实施如下:

[0046] 1) 卫星初始运行时所有 CMG 均正常工作, 该组合情况下选取标称框架角 $\delta_{\text{CMG0}} = [88.03; -92.32; -92.41; 60.740591; -116.144; -145.265]$, 使得该构型情 况下三轴合成角动量 H 为零, 奇异度 $JD = 7.299$, CMG 在各个方向力矩输出能 力相当。

[0047] 2) 卫星运行至 2000 秒时, CMG1、CMG2、CMG5 发生故障, 其余 CMG 均正常工作, 该组合 情况下选取标称框架角 $\delta_{\text{CMG0}} = [0; 0; 242.2276997; 297.7723; 0; 270]$, 使得该构型情况下 三轴合成角动量 H 为零, 奇异度 $JD = 0.72$ 最大, CMG 在各个方向力矩输出能力相当。

[0048] 3) 卫星运行至 5000 秒时, 注入滚动轴机动 30 度。此时根据 CMG3、CMG4、CMG6 实时测 量的框架角和多目标优化技术, 选取奇异点规避参数 α_1 、 α_2 , 同 时根据卫星三轴姿态角和角速度控制误差进行控制力矩指令计算, 进而计算各 个 CMG 框架角速度指令, 进行姿态机动和姿态控制, 如图 3 为计算的各个 CMG 框架角速度指令曲线, 如图 2 为卫星三轴姿态角和角速度曲线, 姿态机动和姿 态控制正常。

[0049] 本发明说明书中未作详细描述的内容属本领域技术人员的公知技术。

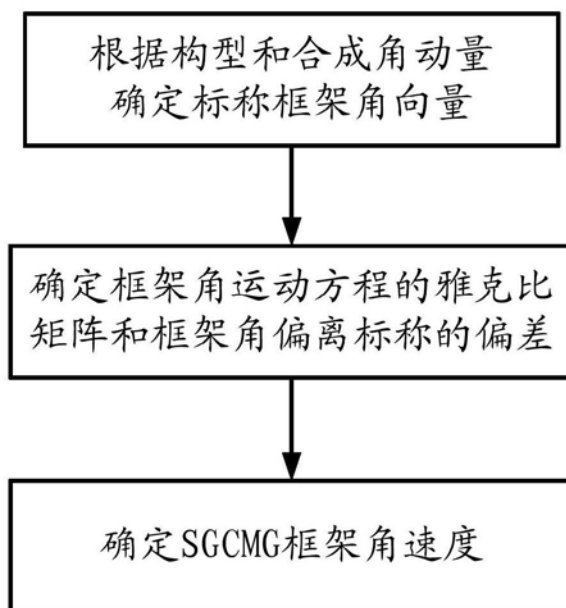


图1

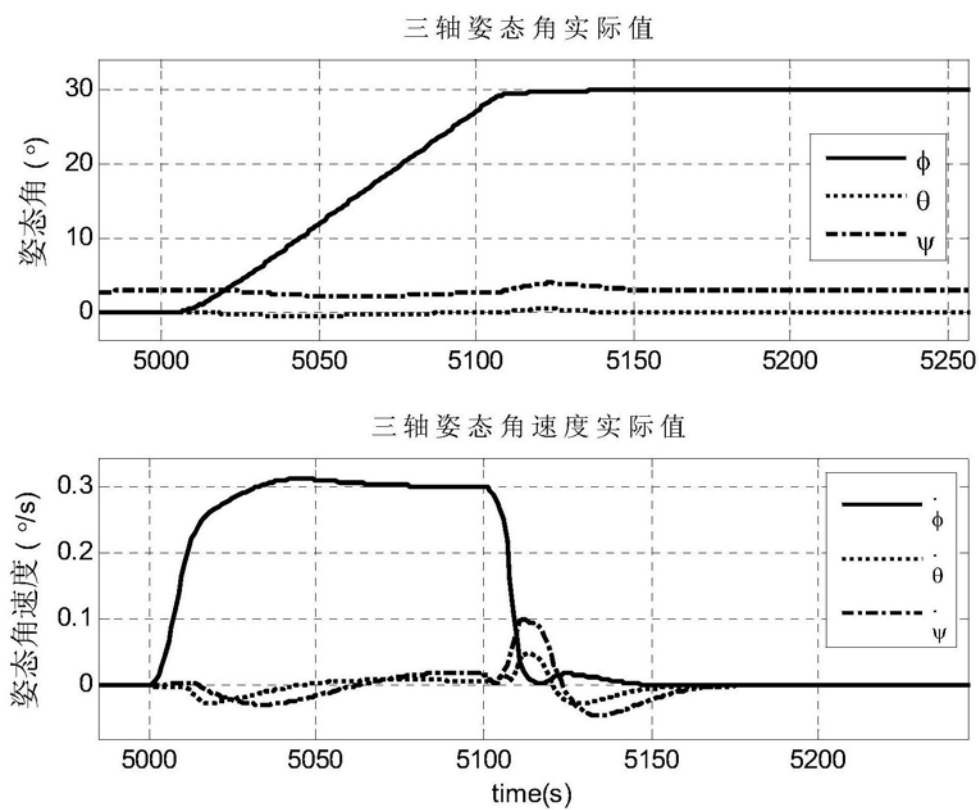


图2

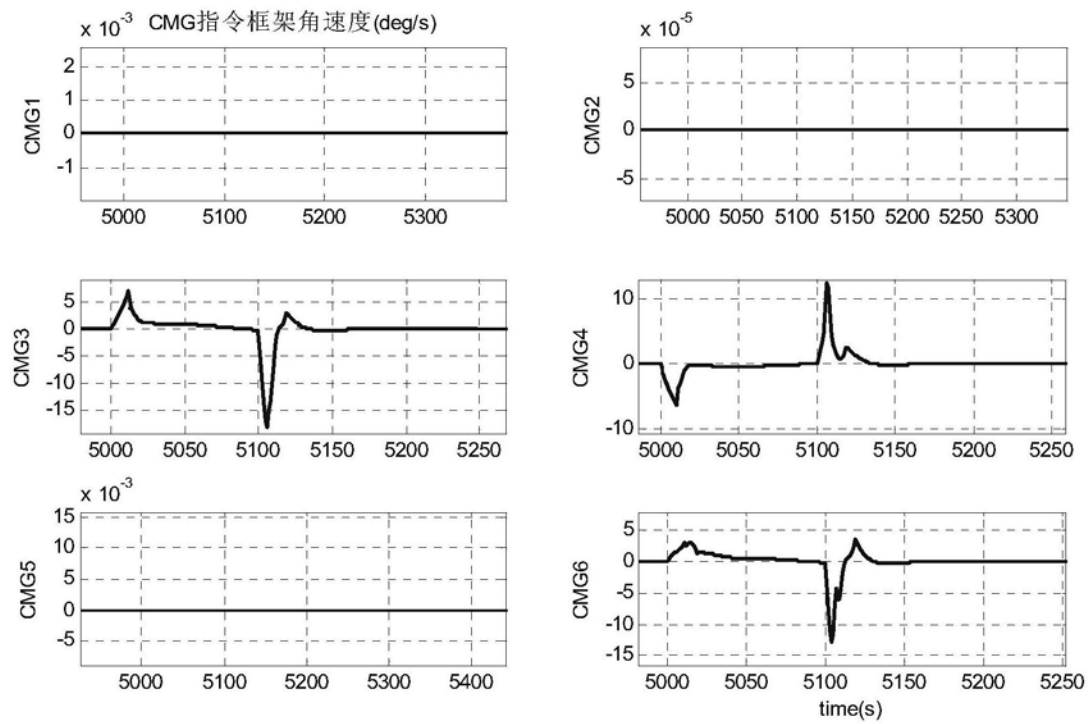


图3