

# 敏捷卫星 SGCMG 群姿态机动测试用例设计研究

谭志云, 罗荣蒸, 缪远明, 张雷

(北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

**摘要:** 针对 SGCMG 群敏捷姿态机动这一新技术, 研究一种 SGCMG 群姿态机动测试用例设计方法; 在分析 SGCMG 运动特性的基础上, 建立了 SGCMG 群卫星姿态动力学模型和 SGCMG 群力矩输出矩阵, 由此开展了 SGCMG 群操纵律研究及奇异性分析; 结合 SGCMG 群卫星姿态动力学模型、运动学模型和 PID 控制器设计, 搭建了敏捷卫星姿态控制闭环仿真系统, 采用不考虑奇异规避的广义操纵律进行闭环仿真, 通过遍历搜索的仿真运算, 寻找分别经历无奇异、显奇异和隐奇异的典型目标姿态角组合, 完成了敏捷卫星 SGCMG 群奇异规避算法的测试用例设计与验证, 实现了对 SGCMG 群敏捷机动能力与系统指标的全面考核, 极大提高了测试用例覆盖的全面性和有效性, 具有现实的工程意义。

**关键词:** 敏捷卫星; 控制力矩陀螺 (CMG); 姿态机动; 测试用例

## Design and Research of Attitude Maneuver Test Case for Agile Satellite SGCMG Cluster

Tan Zhiyun, Luo Rongzheng, Miao Yuanming, Zhang Lei

(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

**Abstract:** Aiming at the new technology of SGCMG cluster agile attitude maneuver, this paper studies a test design method of SGCMG cluster agile maneuver. Based on the analysis of the motion characteristics of SGCMG, the attitude dynamic model of SGCMG cluster satellite and the torque output matrix of SGCMG cluster are established, and the control law and singularity of SGCMG cluster are researched and analyzed. Combined with the attitude dynamics model, kinematics model and PID controller design of SGCMG cluster satellites, a closed-loop simulation system of attitude control for agile satellite is built. The closed-loop simulation is carried out by using the generalized control law without considering singular avoidance. The typical target attitude angles experiencing no singularity, manifest singularity and hidden singularity are searched through traversal search simulation operation. The design and validation of test cases for singular avoidance algorithm of SGCMG cluster agile satellites have been completed, and the comprehensive assessment of the agile maneuverability and system indexes of SGCMG cluster has been realized, which greatly improves the comprehensiveness and effectiveness of test case coverage and has practical engineering significance.

**Keywords:** agile satellite; control moment gyro (CMG); attitude maneuver; test case

### 0 引言

姿态机动能力是三轴稳定对地观测类卫星的一项重要指标, 为满足卫星多种敏捷成像模式任务需要, 新一代遥感卫星平台已逐渐采用单框架控制力矩陀螺 (single gimbal control moment gyro, 简称 SGCMG) 作为执行机构进行姿态机动。SGCMG 是一种有效的动量交换装置, 由低速框架和高速转子组成, 高速转子转速恒定, 通过调整低速框架的位置改变转子角动量方向, 依靠转子角动量的进动提供控制力矩。与同等重量的飞轮相比, 它提供更大的控制力矩, 实现更精细化的控制力矩输出。目前, 已有遥感卫星采用 4~6 个 SGCMG 群按金字塔或五棱锥构形组成卫星姿态控制执行机构, 能够实现卫星高稳快速机动, 卫星姿态机动的快速性、稳定性指标大幅提高。

然而, 采用 SGCMG 群控制存在奇异问题, 即在某些

框架角配置下, 所有 SGCMG 能提供的控制力矩均正交于期望的控制力矩, 该状态下各 SGCMG 的角动量在期望力矩方向的投影已到达极值, 将不能再通过改变角动量方向来产生该方向力矩, 无法满足卫星姿态机动指标要求<sup>[1]</sup>。针对该问题, 星上姿态控制算法进行了奇异规避算法设计<sup>[2-4]</sup>, 而当前 SGCMG 群敏捷机动测试用例的设计并未针对性考虑奇异规避功能测试, 在整星综合测试阶段无法验证奇异规避算法的合理性与有效性<sup>[5-6]</sup>。因此, 如何设计包含奇异规避的 SGCMG 群敏捷机动测试用例, 提高测试用例的效率和覆盖性, 是测试人员面临的一项紧迫而重要的任务。

本文针对采用 SGCMG 群进行姿态机动这一新技术, 推导 SGCMG 群卫星姿态动力学模型, 开展 SGCMG 群操纵律研究, 搭建 SGCMG 群卫星敏捷机动闭环仿真系统, 根据 SGCMG 群安装构型分析 SGCMG 群奇异性, 研究一种 SGCMG 群敏捷机动测试用例设计方法, 在整星测试阶段验证奇异规避算法设计是否合理和有效, 提高测试用例覆盖充分性和有效性, 对 SGCMG 群敏捷机动能力与指标

收稿日期: 2019-05-12; 修回日期: 2019-05-23。

作者简介: 谭志云(1985-), 男, 湖南衡阳人, 硕士研究生, 工程师, 主要从事航天器系统总体设计与综合测试技术方向的研究。

进行全面考核。

## 1 SGCMG 群卫星姿态动力学

### 1.1 SGCMG 动力学

为描述 SGCMG 运动, 定义如下坐标系<sup>[4]</sup>:

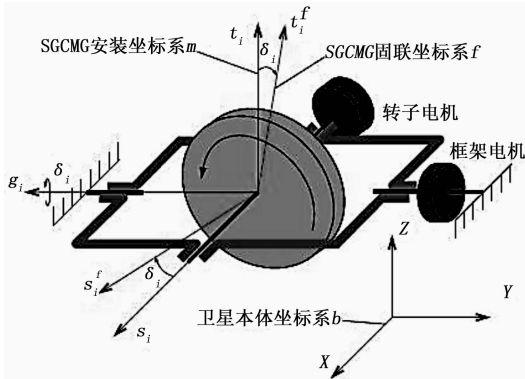


图 1 SGCMG 坐标系

1) 固联坐标系  $f$ 。如图 1 所示, 坐标系原点在 SGCMG 转子质心,  $x$  轴沿框架转轴方向, 其单位矢量  $g$  称为框架轴;  $y$  轴为转子自转角速度方向, 其单位矢量  $s$  称为自旋轴;  $z$  轴与  $x$ 、 $y$  轴构成右手正交坐标系, 其单位矢量  $t$  称为力矩轴。固联坐标系在 SGCMG 工作过程中随框架转动。

2) 安装坐标系  $m$ 。在指定某一初始位置时, 安装坐标系  $m$  与固联坐标系  $f$  重合, 该坐标系相对于卫星本体坐标系  $b$  不动, 不随框架转动。

一般地, 敏捷卫星平台 SGCMG 群各转子稳态转速大小  $\Omega_i$  均相等且恒定, 转子相对其质心的转动惯量矩阵  $J_i$  也均相等且恒定, 相比转子而言, 低速框架转动惯量可忽略, 即有:

$$\Omega_i = \Omega, \dot{\Omega} = 0, J_i = J, \dot{J} = 0_{3 \times 3} \quad (1)$$

记第  $i$  个 SGCMG 的框架转角 (即固联坐标系  $f_i$  相对于安装坐标系  $m_i$  绕框架轴的转角) 为  $\delta_i$ , 框架转速为  $\omega_{gi} = \dot{\delta}_i$ , 星体转速为  $\omega$ 。SGCMG 转子高速启动稳定时, 转子转速远大于框架转速及星体转速, 即  $\Omega \gg \dot{\delta}_i, \Omega \gg \omega$ , 因此, 转子相对其质心的角动量可简化为:

$$h_i = J_i \cdot (\Omega_i + \omega_{gi} + \omega) \approx J_i \cdot \Omega_i = h s_i \quad (2)$$

结合以上坐标系的定义, SGCMG 对星体的总作用力矩  $T_i$  可推导为:

$$\begin{aligned} -T_i &= \frac{dh_i}{dt} = \frac{dh_i}{dt} + \omega \times h_i = \frac{d^m h_i}{dt} + \omega \times h_i = \\ &h \frac{d^m s_i}{dt} + \omega \times h s_i = h \dot{\delta}_i t_i + \omega \times h s_i \end{aligned} \quad (3)$$

### 1.2 SGCMG 群卫星姿态动力学

为实现卫星三轴姿态高精、高稳控制, 同时考虑在轨可靠性需求, 常使用 4~6 个 SGCMG 构成 SGCMG 群作为卫星姿态控制的执行机构, SGCMG 群的常见构形有金字塔型和五棱锥型。其中,  $g_i$  的配置体现 SGCMG 在星体上的安装方式, 称为 SGCMG 群的安装矩阵,  $t_i$ 、 $s_i$  随框架转动而

变化。

SGCMG 群在卫星平台安装构形设计时, 需保证 SGCMG 群质心与卫星平台质心重合, 该质心同时为整星多刚体系统的复合质心; 记卫星平台相对于质心的转动惯量为  $I$ , 且忽略质心位置及转动惯量的变化, 即在卫星本体坐标系  $b$  下,  $\dot{I} = 0$ 。结合式 (2), 得整星相对于质心的角动量为:

$$H = I \cdot \omega + \sum_{i=1}^n J_i \cdot (\Omega_i + \omega_{gi} + \omega) = I \cdot \omega + \sum_{i=1}^n h_i \quad (4)$$

记作用在卫星质心上的环境力矩为  $T_d$ , 则由刚体转动的欧拉方程及转动惯量不变的假设, 可得 SGCMG 群卫星姿态动力学方程为:

$$T_d = \frac{dH}{dt} = \dot{H} + \omega \times H =$$

$$I \cdot \dot{\omega} + \sum_{i=1}^n \dot{h}_i + \omega \times (I \cdot \omega + \sum_{i=1}^n h_i) \quad (5)$$

结合式 (3), 定义 SGCMG 群所提供的控制力矩为:

$$-T \triangleq h \sum_{i=1}^n \dot{\delta}_i t_i = \sum_{i=1}^n \dot{h}_i \quad (6)$$

将式 (6) 代入式 (5) 可得:

$$T + T_d = I \cdot \dot{\omega} + \omega \times (I \cdot \omega + \sum_{i=1}^n h_i) \quad (7)$$

在卫星本体坐标系  $b$  下, 由式 (6) 可得 SGCMG 群提供的控制力矩分量形式为:

$$-T = h [t_1 \quad t_2 \quad \cdots \quad t_n] \begin{bmatrix} \dot{\delta}_1 \\ \dot{\delta}_2 \\ \vdots \\ \dot{\delta}_n \end{bmatrix} = h C(\delta) \dot{\delta} \quad (8)$$

式中  $C(\delta) \triangleq [t_1 \quad t_2 \quad \cdots \quad t_n]$ , 并称为 SGCMG 群的力矩输出矩阵, 其元素  $t_j$  称为第  $j$  个 SGCMG 输出力矩方向的单位矢量在卫星本体坐标系  $b$  下的坐标列阵。式 (8) 即为简化后的 SGCMG 群控制力矩输出方程, 简记为:

$$T = -h C(\delta) \dot{\delta}, \quad C = C(\delta) \in R^{3 \times n} \quad (9)$$

## 2 SGCMG 群操纵律及奇异性

### 2.1 SGCMG 群操纵律

卫星在轨飞行中, 由姿态敏感器测量卫星相对其他天体的姿态, 星载计算机获取当前姿态信息并计算姿态误差, 根据姿态控制律计算并输出给执行机构指令力矩, 以改变卫星姿态逐渐向目标姿态靠拢。记通过姿态控制律计算得到的指令力矩为  $T_c$ , SGCMG 的操纵问题可表述为根据指令力矩  $T_c$  求取框架指令转速  $\dot{\delta}$ , 前提是满足以下力矩输出约束条件:

$$h C(\delta) \dot{\delta} + T_c = 0 \quad (10)$$

求解  $\dot{\delta} = F(T_c, \delta)$  的过程, 称为 SGCMG 群的操纵律。由于 SGCMG 群的冗余设计, 使得该方程组的解有无穷多个。当以控制量消耗最小, 即以框架转速最小为指标时, 可得到具有 Moore-Penrose 广义逆形式的极小范数解, 该操纵律称为 Moore-Penrose 广义逆操纵律<sup>[4]</sup>:

$$\dot{\delta} = -\frac{1}{h}C^T(CC^T)^{-1}T_c \quad (11)$$

因此, Moore-Penrose 广义逆操纵律可以根据给定期望力矩得到控制量消耗最小对应的唯一解。由于上式需要保证矩阵  $CC^T$  可逆, 而当系统到达或邻近某一状态时,  $CC^T$  伪逆对应为无解或得到的指令角速度极大, 远远超出 SGC-MG 群的力矩输出能力, 无法再通过改变角动量方向来产生该方向力矩, 该力矩方向称为 SGCMG 群的奇异力矩方向。

### 2.2 奇异性测度函数

操纵律设计时往往需要根据 SGCMG 系统的当前奇异状况进行控制决策, 即需要一种度量来衡量不同框架角组合所对应的系统奇异程度, 现有的方法包括最小奇异值度量、条件数度量或其它构型矩阵组成的函数度量, 其中最常用的为:

$$d = \det(CC^T) \quad (12)$$

能否通过零运动逃离是区分显奇异与隐奇异的标志, 显奇异不可通过零运动逃离。而零运动是否存在可通过以下公式进行判别<sup>[7]</sup>:

$$\begin{aligned} M &= N^T \text{diag}(e_1 \quad e_2 \quad \dots \quad e_n) N \\ e_i &= u \cdot s_i = u^T s_i \\ N &= \text{null}(C) \\ u &= \text{null}(C^T) \\ C(\delta) &\triangleq [t_1 \quad t_2 \quad \dots \quad t_n] \end{aligned} \quad (13)$$

式中:  $C$  为 SGCMG 群的力矩输出矩阵,  $s_i$  为第  $i$  个 SGCMG 的角动量方向单位矢量。实际仿真时, 首先通过奇异测度函数判断是否为奇异点; 当为奇异点时, 通过判断  $M$  矩阵正定与否可进一步确定奇异类型。若  $M$  为正定或负定, 则零运动不存在, 对应于显奇异; 若  $M$  不正定, 则零运动存在, 对应于隐奇异。可通过求  $M$  的特征值判别  $M$  是否正定或负定, 若特征值全大于零, 则正定; 若特征值全小于零, 则负定。

## 3 SGCMG 群卫星敏捷机动闭环测试用例设计

SGCMG 群卫星敏捷机动闭环测试用例设计总体思路通过建立 SGCMG 群卫星姿态动力学、运动学模型和 PID 控制器设计, 搭建敏捷卫星姿态控制系统 Simulink 仿真框图, 采用不考虑奇异规避的广义逆操纵律进行闭环仿真, 寻找经历奇异点的姿态机动目标角, 分别选择历经显奇异和隐奇异对应的典型姿态机动目标角作为 SGCMG 群姿态机动测试用例。卫星在地面电性能测试中采用该测试用例进行姿态机动测试, 若 SGCMG 群能逃避奇异点, 且卫星姿态稳定性和姿态机动时间均能达到指标要求, 则证明控制器中的奇异规避算法合理有效。

### 3.1 卫星姿态运动学方程

卫星运动学方程可采用四元数描述为<sup>[8]</sup>:

$$\dot{q} = \frac{1}{2}G(\omega)q \quad (14)$$

其中:

$$G(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

在进行控制系统方案设计与理论分析时, 上述四元数表示的运动学方程通常写成如下矩阵形式:

$$\dot{q} = \frac{1}{2}E(q)\omega \quad (16)$$

式中, 矩阵  $E(q)$  定义为:

$$E(q) = \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_4 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_4 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 \end{bmatrix} \quad \dot{q} = \begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \\ \dot{q}_4 \end{bmatrix} \quad (17)$$

### 3.2 控制器设计

设卫星当前的姿态四元数为:

$$Q = [q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_4]^T \quad (18)$$

卫星姿态的目标四元数为:

$$Q(t) = [q_1(t) \quad q_2(t) \quad q_3(t) \quad q_4(t)]^T \quad (19)$$

则误差四元数为:

$$Q(e) = [q_1(e) \quad q_2(e) \quad q_3(e) \quad q_4(e)]^T \quad (20)$$

$$Q(e) = \begin{bmatrix} q_1(t) & q_3(t) & -q_2(t) & -q_1(t) \\ -q_3(t) & q_4(t) & q_1(t) & -q_2(t) \\ q_2(t) & -q_1(t) & q_4(t) & -q_3(t) \\ q_1(t) & q_2(t) & q_3(t) & q_4(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} = M^T(q(t))Q \quad (21)$$

考虑卫星姿态动力学方程及三轴稳定零动量卫星的特点, 设计 PD 控制器即可使满足卫星的姿态稳定控制要求, 得指令控制力矩为:

$$u = -K_p Q_e - D\omega_e \quad (22)$$

式中,  $K_p$  是比例系数,  $D$  为微分系数。

### 3.3 敏捷机动闭环仿真

#### 3.3.1 仿真原理

以 SGCMG 群为执行机构的敏捷卫星姿态控制系统闭环控制过程原理如图 2 所示, 设该卫星采用 4 个 SGCMG 进行姿态机动, 搭建 Simulink 仿真框图如图 3 所示, 其中没有考虑姿态测量与确定及 SGCMG 框架伺服系统模型, 卫星姿态动力学模型、运动学模型和姿态控制器设计见上述章节。

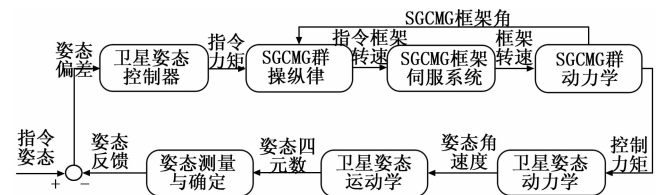


图 2 敏捷卫星姿态控制系统原理图

#### 3.3.2 仿真结果

设仿真参数如下:

$$J = \begin{bmatrix} 60 & 0 & 0 \\ 0 & 60 & 0 \\ 0 & 0 & 60 \end{bmatrix} \text{kgm}^2;$$

$h=1$ ; 初始姿态角为  $(0^\circ, 0^\circ, 0^\circ)$ , 即初始四元数  $(0, 0, 0, 1)$ ; 控制力矩输出力矩限制  $|T_x| \leq 1$ ; 初始姿态角速度  $(0^\circ/\text{s}, 0^\circ/\text{s}, 0^\circ/\text{s})$ ; 目标姿态角速度  $(0^\circ/\text{s}, 0^\circ/\text{s}, 0^\circ/\text{s})$ ; 目标姿态角 1  $(5^\circ, 2^\circ, 0^\circ)$ , 无奇异; 目标姿态角 2:  $(5^\circ, 5^\circ, 0^\circ)$ , 陷入隐奇异; 目标姿态角 3:  $(20^\circ, 0^\circ, 0^\circ)$ , 陷入显奇异。

以上三种目标姿态的姿态机动过程仿真结果如表 1 所示。

### 3.4 基于机动指标的奇异规避算法闭环测试用例设计

通过 SGCMG 群卫星姿态机动闭环系统, 采用不考虑奇异规避的广义逆操纵律进行闭环仿真, 寻找经历显奇异和隐奇异的姿态机动目标角。若在实际型号姿态机动测试中, SGCMG 群能规避奇异点, 且卫星姿态机动时间和稳定度均达到指标要求, 则证明星上奇异规避算法的正确性和有效性。该类测试用例适用于整星级测试, 归纳其设计步骤要点如下。

1) 输入条件。设计 SGCMG 奇异规避算法测试用例需以下输入条件:

(1) 卫星姿态控制算法;

表 1 姿态机动过程闭环仿真结果

序号	无奇异仿真	隐奇异仿真	显奇异仿真
1.	<p>SGCMG群奇异度量值</p> <p>仿真时间/s</p>	<p>SGCMG群奇异度量值</p> <p>仿真时间/s</p>	<p>SGCMG群奇异度量值</p> <p>仿真时间/s</p>
2.	<p>SGCMG群输出控制力矩</p> <p>X轴分量</p> <p>Y轴分量</p> <p>Z轴分量</p> <p>仿真时间/s</p>	<p>SGCMG群输出控制力矩</p> <p>X轴分量</p> <p>Y轴分量</p> <p>Z轴分量</p> <p>仿真时间/s</p>	<p>SGCMG群输出控制力矩</p> <p>X轴分量</p> <p>Y轴分量</p> <p>Z轴分量</p> <p>仿真时间/s</p>
3.	<p>姿态角速度</p> <p>X轴</p> <p>Y轴</p> <p>Z轴</p> <p>仿真时间/s</p>	<p>姿态角速度</p> <p>X轴</p> <p>Y轴</p> <p>Z轴</p> <p>仿真时间/s</p>	<p>姿态角速度</p> <p>X轴</p> <p>Y轴</p> <p>Z轴</p> <p>仿真时间/s</p>
4.	<p>在姿态机动过程中, SGCMG 群未经历奇异点。</p>	<p>在姿态机动过程中, SGCMG 群经历隐奇异点, 经过短暂的零运动后, 逃离出隐奇异点, 完成机动过程。但逃离隐奇异点需要更多机动时间, 且易造成姿态不稳, 所以应避免隐奇异点。</p>	<p>在姿态机动过程中, SGCMG 群陷入显奇异点, 无法逃离以完成机动过程。</p>

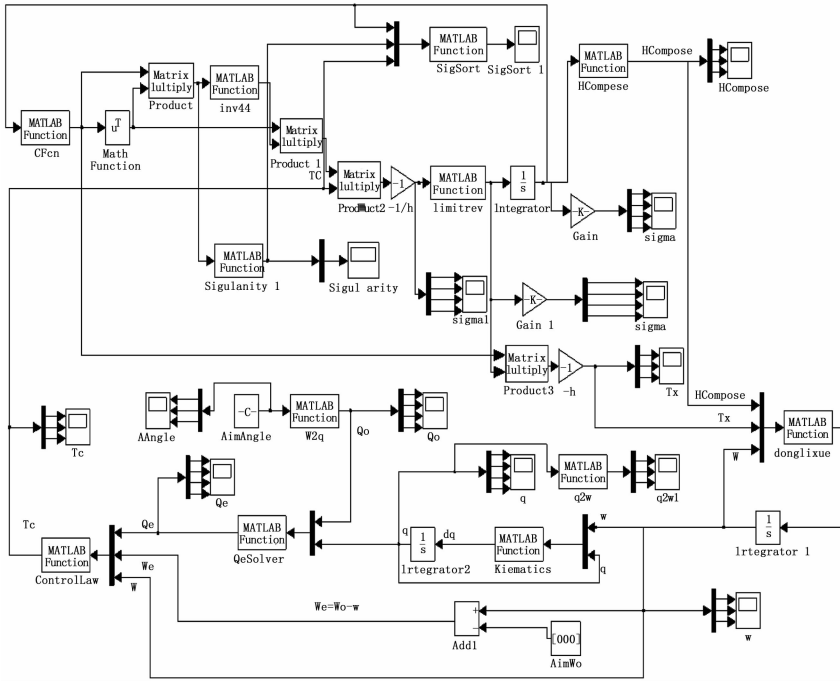


图 3 敏捷卫星姿态控制系统仿真框图

- (2) SGCMG 群安装矩阵;
- (3) 卫星转动惯量矩阵。

2) 姿态机动指标要求。例如：具有在沿卫星 +Z 轴半锥角  $0 \sim \pm 45^\circ$  四棱锥范围内进行滚动+俯仰的姿态机动能力，在沿卫星 +Z 轴半锥角  $0 \sim \pm 45^\circ$  圆锥范围内的任意位置完成最大  $35^\circ$  姿态机动且稳定时间优于 120 s。

3) 添加地面设备参数。卫星测试过程中，在地面动力学设备中添加奇异度量值参数  $d$  及奇异类型判别参数  $M$ ，以实时监测卫星姿态机动过程中 SGCMG 群的奇异特性变化趋势，判断奇异规避过程。

$$d = \det(CC^T), M = N^T \text{diag}(e_1 \ e_2 \ \dots \ e_n) N$$

4) 测试用例设计。根据姿态机动指标要求，沿卫星 +Z 轴半锥角  $0 \sim \pm 45^\circ$  四棱锥范围内进行滚动+俯仰联合姿态机动，通过遍历搜索的仿真运算，寻找存在奇异点的机动目标角组合。

(1) 若在机动指标范围内，不存在经历奇异点的现象，则证明框架角组合奇异特性良好，满足指标范围内机动要求。

(2) 若存在经历奇异点的现象，选择经历典型奇异点的目标角组合作为测试用例。例如选择无奇异、显奇异和隐奇异的三类目标角，如前所述，可选取其中三个典型测试用例为：

- ① 无奇异用例： $(0^\circ, 0^\circ, 0^\circ) \rightarrow (5^\circ, 2^\circ, 0^\circ)$ ;
- ② 显奇异用例： $(0^\circ, 0^\circ, 0^\circ) \rightarrow (20^\circ, 0^\circ, 0^\circ)$ ，采用广义逆操纵律，陷入显奇异，验证星上规避算法规避显奇

异点的能力；

③ 隐奇异用例： $(0^\circ, 0^\circ, 0^\circ) \rightarrow (5^\circ, 5^\circ, 0^\circ)$ ，采用广义逆操纵律，陷入隐奇异，验证星上规避算法规避隐奇异点的能力。

### 4 结束语

本文以 SGCMG 群卫星姿态机测试验证需求为背景，对 SGCMG 群卫星姿态动力学进行了研究，针对 SGCMG 群在姿态机动过程中的操纵奇异问题，展开了 SGCMG 群操纵律及其奇异特性分析，对 SGCMG 群卫星姿态机动闭环仿真和 SGCMG 群奇异算法测试用例设计方法进行了深入研究。所得到的结论可以为后续的姿态机动测试用例设计工作提供了理论指导，具有现实的工程意义。后续将从以下几方面开展研究工作：1) 奇异点细致分类测度函数研究。通过数学分析，定义通用的函数，区分显奇异点、隐奇异点和外奇异点；2) 奇异规避控制律设计与仿真；3) 部分 SGCMG 失效情况下的奇异特性分析与控制系统仿真；4) SGCMG 电机模型的卫星姿态控制闭环仿真。

### 参考文献：

- [1] 吴 忠, 吴宏鑫. 单框架控制力矩陀螺系统操纵律研究综述 [J]. 宇航学报, 2000, 21 (4): 140 - 145.
- [2] 陈雪芹, 王 峰, 耿云海, 等. 敏捷小卫星姿态控制律和操纵律一体化设计 [J]. 哈尔滨工业大学学报, 2012, 44 (1): 7 - 11.
- [3] 刘德庆, 吴敬玉, 操宏磊. 一种 SGCMG 系统奇异逃离方法 [J]. 宇航学报, 2016, 37 (8): 1001 - 1005.
- [4] 王玉海. 应用控制力矩陀螺的敏捷卫星姿态跟踪控制研究 [D]. 哈尔滨工业大学, 2012.
- [5] 张锦江, 李季苏, 吴宏鑫等. 大型航天器 SGCMG 系统的奇异特性分析研究 [J]. 中国空间科学技术, 2001 (3): 36 - 40.
- [6] 刘 刚. 应用控制力矩陀螺的卫星姿态机动控制研究 [D]. 哈尔滨工业大学, 2010.
- [7] 张锦江, 牟小刚, 李季苏. 大型航天器单框架控制力矩陀螺系统全物理仿真 [J]. 系统仿真学报, 2002, 14 (3): 394 - 396.
- [8] 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制 (2) [M]. 北京: 中国宇航出版社, 1998: 254 - 259.
- [9] Wie B. Singularity escape avoidance steering logic for control moment gyro systems [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2005, 28 (5): 948 - 956.
- [10] 蒋 锐, 魏蛟龙, 岑朝辉. 基于四元数反馈的卫星姿态控制系统仿真模型建立 [J]. 系统仿真学报, 2009, 21 (19): 6260 - 6265.