

车载平板动卫通三轴稳定机理研究

许华春, 郝路瑶, 金 伟

(西安高技术研究所, 西安 710025)

摘 要: 针对车载平板动卫通系统中稳定隔离载体姿态变化问题, 通过对三轴稳定机理的分析研究, 提出了“方位、俯仰机械补偿, 极化电子补偿”的三轴稳定结构, 仿真结果表明“方位、俯仰陀螺安装在天线俯仰转台, 极化陀螺安装在天线方位转盘或俯仰转台”两种自稳定结构能提供良好的陀螺工作环境并具有较为简洁的隔离载体姿态变化补偿表达式, 具有一定的工程理论指导意义。

关键词: 动卫通; 三轴稳定; 自稳定; 电子变极化; 姿态补偿; 极化补偿

中图分类号: TN927⁺. 23 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2009)03-1101-05

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.00.044

0 引言

动卫通(Satcom on-the-move, SOTM)是卫星移动通信的简称, 早前较多地被称为动中通, 它的基本原理是安装在移动载体上的通信终端能在载体运动过程中保持通信。和一般移动通信不同的是, 动卫通采用固定通信频段资源来进行移动通信, 其典型特征是通信双方至少有一方是移动的并且是利用通信卫星做中继站。它是军事通信的重要组成部分, 在民用方面也有广泛的应用, 例如: 电视台实况转播车等。

安装在运动载体上的通信天线将受到载体的角运动干扰和长距离的线运动干扰使天线的轴线偏离卫星。为排除这两种干扰必须采用稳定系统与跟踪系统使天线在当地地理坐标系中始终对准卫星^[1,2]。因为载体的线运动干扰有限, 因此常规的稳定系统方案^[3-9]是: 采用两轴或三轴结构在天线的方位、俯仰和极化(两轴情况下不考虑)各轴上分别安装陀螺, 建立物理陀螺稳定结构, 以消除角运动干扰。上述结构能在一定程度上起到隔离载体运动的干扰, 但对结构空间受限的动卫通系统, 系统高度和体积是衡量系统优劣的重要指标。采用“方位、俯仰机械补偿, 极化电子补偿”三轴稳定结构是解决上述问题的一个有效方法。

1 动卫通测量模块结构

在卫星通信中, 为充分利用频率资源, 增加转发

信号的数量, 采用了正交线极化方式, 实施频率复用。当接收天线的极化特性与极化波的极化完全相同时, 称为极化匹配, 此时接收到的能量最大。实际使用过程中水平与垂直极化之间会相互干扰, 出现极化失配现象。失配夹角 Δ 产生的极化损耗 L_p 和交叉极化隔离度 S_p 为:

$$L_p = -20\lg(\cos \Delta) [\text{dB}]$$

$$S_p = -20\lg(\sin \Delta) [\text{dB}]$$

动卫通系统中, 天线随载体姿态变化, 方位角度变化幅度大, $\pm N \times 360^\circ$ 范围内调整, 频率低, 一般不超过 5Hz。俯仰角度变化幅度小, $\pm 40^\circ$ 范围内, 频率高, 可达 10Hz; 极化角度变化幅度小, $\pm 15^\circ$ 范围内, 频率高, 可达 10Hz。由于两轴系统的固有缺陷, 它无法克服波束的滚动, 也就无法解决动卫通中的极化问题。

系统采用相控阵平板天线作为发射和接收天线, 可通过电子变极化来解决系统运行过程中出现的极化问题。电子变极化^[7]的理论基础是电磁波电场矢量可按极化基(如两个相互正交线极化状态)进行合成; 同样任意极化形式的电磁波也可以分解成两个正交的线极化波, 如图1所示。

为接收或发射特定方向的极化波, 可通过变极化器来实现, 它由低噪放(INA)、移相器和衰减器等部件组成, 结构如图2所示。

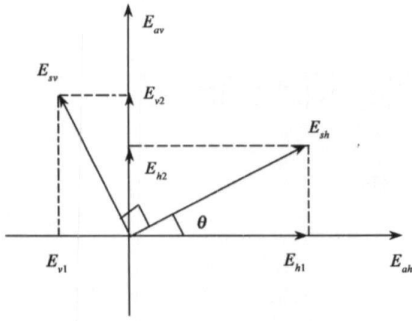


图 1 极化矢量分解

Fig. 1 Polarization vector decomposing

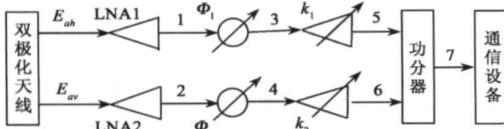


图 2 电子变极化器组成结构

Fig. 2 Electronic-control variable polarization

其中 a_1 和 a_2 为低噪放增益, Φ_1 和 Φ_2 为移相器相移量, k_1 和 k_2 为衰减器的衰减系数, 输出:

$$E_7 = \text{Re}(a_1 k_1 e^{-j\Phi_1} E_{dh} + a_2 k_2 e^{-j\Phi_2} E_{av})$$

通过调整相应参数即可实现极化调整, 得到所需极化角的极化信号。

综上所述, 系统采用三轴结构, 方位和俯仰采用机械调整, 极化通过电子变极化进行调整, 即方位、俯仰物理两轴, 加极化虚拟轴构成三轴系统, 外框为方位转盘, 中框为俯仰转台, 内框为极化虚拟转台, 系统结构如图 3 所示。

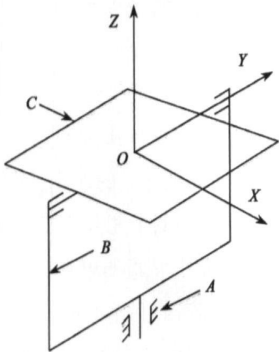


图 3 测量系统结构框图

Fig. 3 Measurement apparatus structure

图中 A 为天线方位转盘的定子部分; B 是天线方位转盘的转子部分, 同时也是俯仰转台的“定子”

部分; C 是俯仰转台的转子部分。 X 、 Y 、 Z 分别为天线坐标系的极化轴、俯仰轴和方位轴。天线平板固结在俯仰转台的转子上, 随俯仰转子的运动实现波束的俯仰变化, 方位、俯仰和极化陀螺等测量器件分别装在 A 、 B 或 C 的某个位置, 敏感相应位置(轴)的姿态变化。

2 系统稳定隔离原理

令 $\omega_K = [\omega_{kx} \quad \omega_{ky} \quad \omega_{kz}]$ 为载体角速度沿载体坐标系三个坐标轴的分量, 将通过 $O_c Z_c$ 的摩擦约束和几何约束耦合到天线的方位转盘坐标系 A , 新的角速度矢量为:

$$\omega_{IA} = \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{kx} \\ \omega_{ky} \\ \omega_{kz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{iax} \\ \omega_{iay} \\ \omega_{iaz} \end{bmatrix}$$

旋转过程中的示意图如图 4 所示。

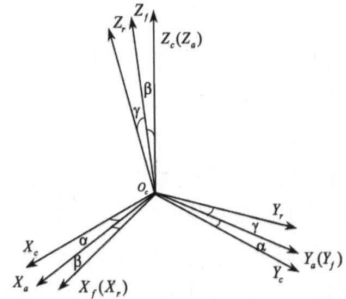


图 4 旋转坐标系的转换

Fig. 4 Coordinates transition

ω_{IA} 通过 $O_c Y_a$ 耦合至天线的俯仰转台坐标系 F , 新的角速度矢量为:

$$\omega_{IF} = \begin{bmatrix} \cos \beta & 0 & -\sin \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{iax} \\ \omega_{iay} \\ \omega_{iaz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta \omega_{kx} + \sin \alpha \cos \beta \omega_{ky} - \sin \beta \omega_{kz} \\ -\sin \alpha \omega_{kx} + \cos \alpha \omega_{ky} \\ \cos \alpha \sin \beta \omega_{kx} + \sin \alpha \sin \beta \omega_{ky} + \cos \beta \omega_{kz} \end{bmatrix}$$

ω_{IF} 通过 $O_c X_f$ 耦合至天线的极化虚拟转台坐标系 R , 新的角速度矢量为:

$$\omega_{IR} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{ifx} \\ \omega_{ify} \\ \omega_{ife} \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta \omega_{kx} + \sin \alpha \cos \beta \omega_{ky} - \sin \beta \omega_{kz} \\ (-\sin \alpha \cos \gamma + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma) \omega_{kx} + (\cos \alpha \cos \gamma \cdots \\ \cdots + \sin \alpha \sin \beta \sin \gamma) \omega_{ky} + \cos \beta \sin \gamma \omega_{kz} \\ (\sin \alpha \sin \gamma + \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma) \omega_{kx} + (-\cos \alpha \sin \gamma \cdots \\ \cdots + \sin \alpha \sin \beta \cos \gamma) \omega_{ky} + \cos \beta \cos \gamma \omega_{kz} \end{bmatrix}$$

系统通过方位、俯仰和极化伺服回路来隔离这些耦合运动。现设天线方位轴调整角速度为 $[0 \ 0 \ \omega_a]^T$ 。

耦合至俯仰系, 俯仰补偿 $[0, \omega_f, 0]^T$:

$$\begin{bmatrix} \cos \beta & 0 & -\sin \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_f \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \beta \omega_a \\ \omega_f \\ \cos \beta \omega_a \end{bmatrix}$$

耦合至极化坐标系为:

$$\begin{bmatrix} \omega_{ax} \\ \omega_{ay} \\ \omega_{az} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -\sin \beta \omega_a \\ \omega_f \\ \cos \beta \omega_a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_r \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} -\sin \beta \omega_a + \omega_r \\ \cos \gamma \omega_f + \cos \beta \sin \gamma \omega_a \\ -\sin \gamma \omega_f + \cos \beta \cos \gamma \omega_a \end{bmatrix}$$

令

$$\omega_P = \begin{bmatrix} \omega_{px} \\ \omega_{py} \\ \omega_{pz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{rx} + \omega_{ax} \\ \omega_{ry} + \omega_{ay} \\ \omega_{rz} + \omega_{az} \end{bmatrix}$$

对于极化不敏感系统来说, $\omega_{py} = \omega_{pz} = 0$ 即可满足波束指向进行通信, 但我国卫星通信系统大多采用线极化, 所以要实现动卫通的三轴稳定隔离载体姿态变化, 须满足:

$$\omega_P = [\omega_{px} \ \omega_{py} \ \omega_{pz}]^T = 0$$

解上述方程可得:

$$\begin{bmatrix} \omega_a \\ \omega_f \\ \omega_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(\cos \alpha \sin \beta \omega_{kx} + \sin \alpha \sin \beta \omega_{ky} + \cos \beta \omega_{kz}) / \cos \beta \\ \sin \alpha \omega_{kx} - \cos \alpha \omega_{ky} \\ -\cos \alpha \sec \beta \omega_{kx} - \sin \alpha \sec \beta \omega_{ky} \end{bmatrix}$$

3 三轴稳定结构陀螺的安装方式

根据系统结构, 陀螺可安装在车体、天线方位转盘或俯仰转台, 一共有: $3 \times 3 \times 3 = 27$ 种安装方式。

现以“ $G_1 S_x - G_2 S_x - G_3 S_x$ ”表示陀螺的安装组合, G_1, G_2, G_3 分别表示测量方位、俯仰、极化角速率变化的陀螺, 简称方位陀螺, 俯仰陀螺, 极化陀螺。 $S_x (x = 1, 2, 3)$ 分别表示车体、天线方位转盘、天线俯仰转台。

结合系统结构, 分析发现共有十二种安装方式工程实现很困难, 原因在于当方位角 α 变化在 $\pm \pi/2$ 左右时, 由于 $\sec \alpha$ 和 $\tan \alpha$ 的作用会给方位、俯仰和极化补偿速度带来严重负担, 如 $G_1 S_2 - G_2 S_2 - G_3 S_1$, 即极化陀螺装在 A 上, 方位和俯仰陀螺均装在 B 上。

$$\begin{bmatrix} \omega_{gyro_x} \\ \omega_{gyro_y} \\ \omega_{gyro_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{kx} \\ -\sin \alpha \omega_{kx} + \cos \alpha \omega_{ky} \\ \omega_{kz} \end{bmatrix}$$

角速率补偿值为:

$$\begin{bmatrix} \omega_a \\ \omega_f \\ \omega_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sec \alpha \tan \beta \omega_{gyro_x} - \tan \alpha \tan \beta \omega_{gyro_y} - \omega_{gyro_z} \\ \omega_{gyro_y} \\ -\sec \alpha \tan \beta \omega_{gyro_x} - \tan \alpha \sec \beta \omega_{gyro_y} \end{bmatrix}$$

现从 15 种工作方式中选取 4 种:

(1) $G_1 S_1 - G_2 S_1 - G_3 S_1$, 陀螺测量的是载体三个轴角速率, 即:

$$\begin{bmatrix} \omega_{gyro_x} \\ \omega_{gyro_y} \\ \omega_{gyro_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{kx} \\ \omega_{ky} \\ \omega_{kz} \end{bmatrix}$$

代入补偿公式, 有:

$$\begin{bmatrix} \omega_a \\ \omega_f \\ \omega_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(\cos \alpha \sin \beta \omega_{gyro_x} + \sin \alpha \sin \beta \omega_{gyro_y} \cdots \\ \cdots + \cos \beta \omega_{gyro_z}) / \cos \beta \\ \sin \alpha \omega_{gyro_x} - \cos \alpha \omega_{gyro_y} \\ -\cos \alpha \sec \beta \omega_{gyro_x} - \sin \alpha \sec \beta \omega_{gyro_y} \end{bmatrix}$$

(2) $G_2 S_2 - G_2 S_2 - G_3 S_2$, 陀螺测量值为:

$$\begin{bmatrix} \omega_{gyro_x} \\ \omega_{gyro_y} \\ \omega_{gyro_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \omega_{ix} + \sin \alpha \omega_{iy} \\ -\sin \alpha \omega_{ix} + \cos \alpha \omega_{iy} \\ \omega_{iz} \end{bmatrix}$$

角速率补偿值为:

$$\begin{bmatrix} \omega_a \\ \omega_f \\ \omega_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\tan \beta \omega_{gyro_x} - \omega_{gyro_z} \\ -\omega_{gyro_y} \\ -\sec \beta \omega_{gyro_x} \end{bmatrix}$$

(3) $G_1 S_3 - G_2 S_3 - G_3 S_2$, 陀螺测量值为:

$$\begin{bmatrix} \omega_{gyro_x} \\ \omega_{gyro_y} \\ \omega_{gyro_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \omega_{ix} + \sin \alpha \omega_{iy} \\ -\sin \alpha \omega_{ix} + \cos \alpha \omega_{iy} \\ \cos \alpha \sin \beta \omega_{ix} + \sin \alpha \sin \beta \omega_{iy} + \cos \beta \omega_{iz} \end{bmatrix}$$

角速率补偿值为:

$$\begin{bmatrix} \omega_a \\ \omega_f \\ \omega_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sec \beta \omega_{gyro_z} \\ -\omega_{gyro_y} \\ -\sec \beta \omega_{gyro_x} \end{bmatrix}$$

(4) $G_1 S_3 - G_2 S_3 - G_3 S_3$, 陀螺测量值为:

$$\begin{bmatrix} \omega_{gyro_x} \\ \omega_{gyro_y} \\ \omega_{gyro_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta \cos \alpha \omega_{ix} + \cos \beta \sin \alpha \omega_{iy} \cdots \\ \cdots - \sin \beta \omega_{iz} \\ -\sin \alpha \omega_{ix} + \cos \alpha \omega_{iy} \\ \cos \alpha \sin \beta \omega_{ix} + \sin \alpha \sin \beta \omega_{iy} \cdots \\ \cdots + \cos \beta \omega_{iz} \end{bmatrix}$$

角速率补偿值为:

$$\begin{bmatrix} \omega_a \\ \omega_f \\ \omega_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sec \beta \omega_{gyro_z} \\ -\omega_{gyro_y} \\ -\omega_{gyro_x} - \tan \beta \omega_{gyro_z} \end{bmatrix}$$

4 仿真及结果分析

工程中, α, β, γ 是通过角位置传感器来获得的, 为简化计算, 取 $\alpha = 150^\circ, \beta = 45^\circ, \gamma = 10^\circ$ 进行仿真, 针对动卫通系统特点, 载体的姿态按下式变化。

$$\begin{bmatrix} \omega_{ix} \\ \omega_{iy} \\ \omega_{iz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 10f_x \sin(2\pi f_x t) \\ 20f_y \sin(2\pi f_y t) \\ 180f_z \sin(2\pi f_z t) \end{bmatrix} \quad \begin{matrix} (f_x = 2\text{Hz}) \\ (f_y = 1.5\text{Hz}) \\ (f_z = 1\text{Hz}) \end{matrix}$$

陀螺假定为理想工作状态, 载体姿态变化造成

的扰动在轴系间的变化情况如图 5 所示。

由图 5 知, $\omega_{ix}, \omega_{iy}, \omega_{iz}$ 在轴系间转换过程存在交叉耦合现象, 须加以校正, 否则将会造成极化失配, 波束指向不再对准卫星, 失去对卫星的跟踪, 造成通信中断, 甚至通信失败。

针对文章所述 4 种安装方式的补偿方式和补偿间的差异进行了仿真, 结果如图 6 所示。

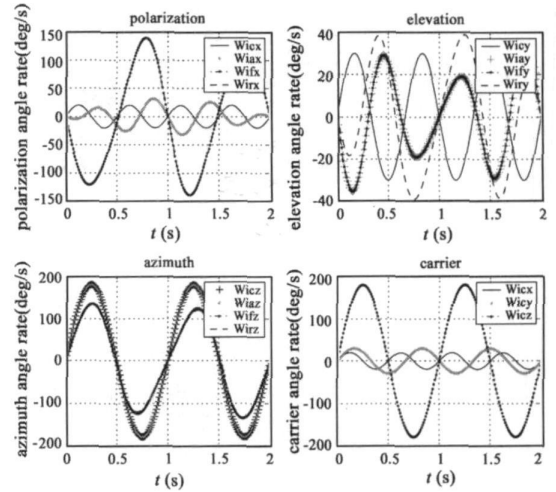


图 5 载体姿态变化扰动在轴系间的变化

Fig. 5 Carrier attitude changes in axes

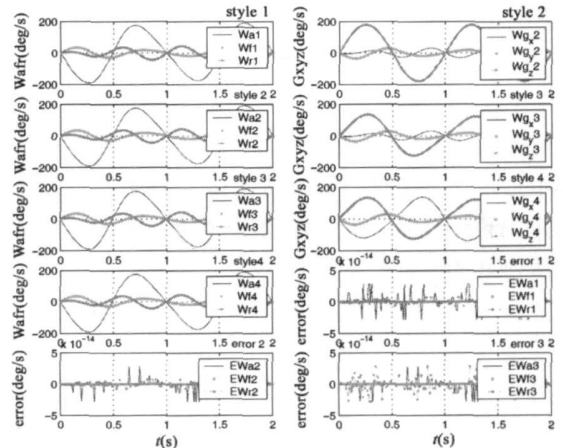


图 6 陀螺安装方式及其补偿比较

Fig. 6 Gyro mounting and disturbances compensation

由图 6 知, 方式 1 具有简洁的陀螺测量表示式, 但由于轴系间耦合作用, 为克服载体姿态变化, 各轴补偿方式是最复杂的; 方式 2 具有较简洁补偿方式, 但方位陀螺工作环境恶劣, 对方位陀螺性能要求较高; 方式 3 具有较简洁表示形式和平稳误差表现, 是比较合适的结构选择; 考虑到系统采用相控阵平板

天线, 为统一布线 and 结构, 天线板背面可提供陀螺较佳的安装位置, 因此方式 4 也是一种工程上较理想的安装方式。

5 结论

针对动卫通系统中稳定隔离载体姿态运动, 通过对三轴稳定机理的分析研究, 提出了“方位、俯仰机械补偿, 极化电子补偿”三轴稳定结构, 通过对四种陀螺安装方式比较分析, 仿真结果表明“方位、俯仰陀螺安装在天线俯仰转台, 极化陀螺安装在天线方位转盘或俯仰转台”两种自稳定结构能提供良好的陀螺工作环境并具有较为简洁的隔离载体姿态变化补偿表达式, 是较理想的工作模式结构, 具有一定的工程指导意义。

参考文献:

- [1] 滕云鹤. 移动卫星通信捷联式天线稳定系统[J]. 宇航学报, 2002, 23(5): 72—75. [TENG Yun-he. A strapdown stabilized antenna system for mobile satellite communications[J]. Journal of Astronautics, 2002, 23(5): 72—75.]

- [2] 饶思成. 行进间跟踪轴线稳定技术[J]. 北京理工大学学报, 2002, 22(4): 464—468. [RAO Si-cheng. Track-axis stabilization applied on tracking in motion[J]. Journal of Beijing Institute of Technology, 2002, 22(4): 464—468.]
- [3] Russell T, Rudin. Strapdown Stabilization for Imaging Seekers. AIAA—93—2660, 1993.
- [4] Debruin J C. Derivation of line-of-sight stabilization equations for gimbaled-minor optical systems[J]. Active and Adaptive Optical Components. SPIE, 1992, 1543: 236—247.
- [5] Cooper C J, Hamilton. Sensor line-of-sight stabilization[A]. SPIE, 1991, 1498: 39—51.
- [6] Iecovich, Meir. Line of sight stabilization requirement for target tracking systems[A]. SPIE, 1990 1304: 100—111.
- [7] Lotfollah L, Shafai, Walid A, Chamma. Dual-band dual-polarized perforated microstrip antennas for SAR applications[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2000, 48(1): 58—66.

作者简介: 许华春(1982—), 男, 博士生, 研究方向: 现代卫星通信。
通信地址: 西安高技术研究所 602 室(710025)
E-mail: xuhua Chun2006@yahoo.com

Research on Tri-axial Stabilization Mechanics for Flat SOTM on Vehicle

XU Hua-chun, HAO Lu-yao, JIN Wei

(Xi'an High Technology Institute, Xi'an 710025 China)

Abstract: This paper is based on stabilization and insulation of vehicle attitude changes for flat SOTM, the tri-axial structure applying mechanical compensation for antenna azimuth and elevation, and electronic compensation for polarization is set according to research on tri-axial stabilization principles, the simulation results indicates structure that azimuth and elevation gyros are mounted on antenna elevation revolving table, and polarization gyro is mounted on azimuth revolving tray or elevation revolving table could provide good work environments for gyros and brevity compensation equations to insulate above disturbances.

Key words: SOTM; Tri-axial stabilization; Self-stabilization; Electronic-control variable polarization; Attitude compensation; Polarization compensation