



电推进在电磁编队飞行碰撞规避控制中的应用

摘要

由于地球磁场的影响,电磁编队可以在近地轨道稳定飞行,通过改变电磁卫星磁极的电流大小来保持一定的编队队形.虽然地球磁场通常被看作偶极场,并随地球旋转,但地球磁场与电磁力场之间的相互作用被认为是一种内力.当电磁卫星编队突然遇到障碍物需要积极避障时,电磁力作为内力不能改变编队方向,因此,必须对电磁卫星编队施加外力,以实现碰撞规避控制.本文研究了电推进技术在电磁卫星编队碰撞规避中的应用.在此过程中,电推进提供编队转向所需的外部推力,而电磁力作为辅助推力共同作用实现碰撞规避.电推进采用多模态霍尔推力器,基于模糊推断的LQR重构控制方法进行碰撞规避过程的控制,并通过数字仿真验证了控制方法的有效性.

关键词

电磁卫星编队;重构控制;电推进;碰撞规避;近地轨道

中图分类号 V439.4;V448.2

文献标志码 A

收稿日期 2019-02-25

资助项目 国家自然科学基金(91648206);江苏省重点研发计划(BE2018004-4)

作者简介

白敬,女,博士,主要研究康复机器人技术.baijing0216@163.com

0 引言

与价格昂贵、结构复杂的卫星相比,小卫星编队具有低成本、高性能和灵活性强等优点,已获得广泛应用.近年来,小卫星编队已成为空间动力学和控制领域的热门课题.大多数研究者关注利用天然地磁场的电磁力进行近地轨道的小卫星编队飞行,包括洛伦兹卫星编队和电磁卫星编队^[1].Peck^[1]首先提出了洛伦兹卫星编队的概念,Mai^[2]分析了地球低轨的电磁卫星编队飞行的动力学和控制方法.洛伦兹卫星是一种带静电的航天器,它可以通过与周围磁场的相互作用,为轨道机动诱导洛伦兹加速度^[3].洛伦兹航天器通过无推进剂电磁推进,可实现航天器交会^[4-5]、航天器悬停^[6-8]、编队飞行^[9-11],以及行星捕获和逃逸^[12-13]、轨道倾角控制^[14]等多种应用^[15].

学者们分析了地轨附近的小卫星编队飞行的动力学模型及编队控制方法.文献[16]研究了卫星间电磁力的最优重构轨迹和重构控制,基于Tschauner-Hempel方程构建了非线性动力学模型,采用高斯伪谱方法,通过数值模拟验证,实现了最优控制.文献[17]分析了洛伦兹卫星编队动力学模型,提出一种无推进的闭环控制方法并通过数值仿真进行了验证.尽管已有文献讨论了各种各样保持编队飞行的控制方法,但对动态碰撞规避过程的重构控制研究较少.

在地球低轨附近有许多废弃的卫星和空间碎片,这对在轨飞行卫星编队构成了潜在威胁.因此,有必要研究电磁卫星编队为实现碰撞规避的重构控制方法.假设地球磁场是一个随地球旋转的倾斜偶极子,通过地球磁场与装有电磁线圈的磁性卫星的相互作用,可以很容易实现稳定的编队控制.但是,电磁卫星之间的相互作用力是一种内力,不能改变电磁卫星编队质心的初始动量,必须通过外部推进来完成实际碰撞规避过程以满足所需的转向力.Saaj等^[17]首先提出了库仑卫星编队采用电动推进器和库仑推进的混合推进下的碰撞规避方案.Wang^[18]将多模霍尔推力器成功地应用于碰撞过程中,为地球静止轨道附近的库仑卫星编队提供外部推力.基于笔者前期工作,本文采用霍尔推力器P-70作为电磁卫星编队碰撞规避过程的外部推进,采用基于模糊推断的LQR控制方法设计了碰撞规避过程的重构控制.

1 电磁卫星编队的相对动力学模型

电磁卫星组成的卫星编队中,通过给卫星中线圈充电产生磁偶

1 东南大学 仪器科学与工程学院,南京,210096

极子,如图1所示.假设由两颗电磁卫星组成的编队中,其线圈分别是a和b,通过线圈的电流和偶极子的方向如图1所示,偶极子的强度定义为 $\mu = NiS\hat{n}$,其中 N 表示绕线匝数, i 是流过线圈的电流, s 表示线圈的面积, \hat{n} 为单位方向向量.

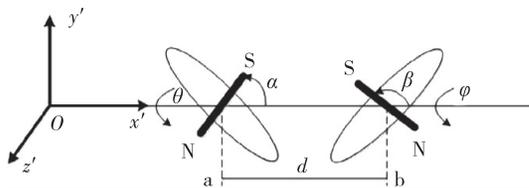


图1 两星磁偶极子 a、b 示例

Fig. 1 Illustration of 2 example magnetic dipoles a and b

对于给定的坐标系 $ox'y'z'$, d 是偶极 L 和偶极 F 中心之间的距离, α 和 β 是绕轴旋转的偶极的旋转角, θ 和 φ 是绕 x' 轴旋转的偶极子的旋转角.偶极 L 和偶极 F 的强度矢量如下:

$$\begin{aligned} \vec{\mu}_L &= (\mu_L \cos \alpha) x' + (\mu_L \sin \alpha \cos \theta) y' + (\mu_L \sin \alpha \sin \theta) z', \\ \vec{\mu}_F &= (\mu_F \cos \beta) x' + (\mu_F \sin \beta \cos \varphi) y' + (\mu_F \sin \beta \sin \varphi) z'. \end{aligned} \quad (1)$$

由于偶极 L 的相互作用,偶极 F 产生的磁力表示为

$$\begin{aligned} F_{mx} &= \frac{3\mu_0 \mu_L \mu_F}{4\pi d^4} (2\cos \alpha \cos \beta - \cos(\varphi - \theta) \sin \alpha \sin \beta), \\ F_{my} &= \frac{3\mu_0 \mu_L \mu_F}{4\pi d^4} (\cos \alpha \sin \beta \cos \varphi + \sin \alpha \cos \beta \cos \theta), \\ F_{mz} &= \frac{3\mu_0 \mu_L \mu_F}{4\pi d^4} (\cos \alpha \sin \beta \sin \varphi + \sin \alpha \cos \beta \sin \theta), \end{aligned} \quad (2)$$

式中 μ_0 为真空磁导率,而 μ_L 和 μ_F 分别表示偶极子 L 和偶极子 F 的强度.假设主、从卫星分别安装了 3 个正交线圈,则主星和第 i 个从星的磁偶极子的强度矢量分别表示为

$$\begin{aligned} \vec{\mu}_l &= [\mu_{lx}, \mu_{ly}, \mu_{lz}]^T, \\ \vec{\mu}_{fi} &= [\mu_{xfi}, \mu_{yfi}, \mu_{zfi}]^T. \end{aligned}$$

由于与主星的相互作用,第 i 个从星的电磁力为

$$\begin{aligned} \vec{F}_{fi}^m &= \frac{3\mu_0}{4\pi} \left(-\frac{\vec{\mu}_l \cdot \vec{\mu}_{fi}}{d^5} \vec{d} - \frac{\vec{\mu}_l \cdot \vec{d}}{d^5} \mu_{fi} + \frac{\vec{\mu}_{fi} \cdot \vec{d}}{d^5} \mu_l + \right. \\ &\quad \left. 5 \frac{(\vec{\mu}_l \cdot \vec{d})(\vec{\mu}_{fi} \cdot \vec{d})}{d^7} \vec{d} \right), \end{aligned} \quad (3)$$

式中, $\vec{\mu}_{fi}$ 表示第 i 个从星磁偶极子的强度矢量.地球

磁场产生的磁场小于 $1 \mu\text{N}$,因此在控制过程中被忽略^[6].

地心惯性(ECI)坐标系 $OXYZ$ 、主卫星和第 i 个从星如图2所示.

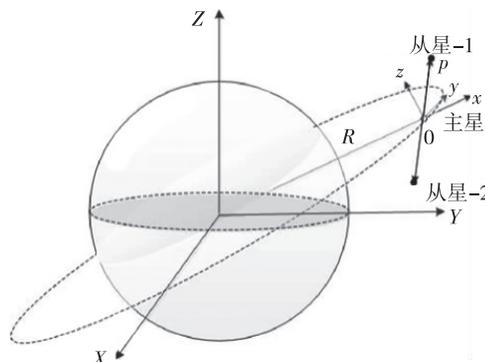


图2 两星相对运动坐标系

Fig. 2 Schematic diagram of the coordinates

OZ 是沿着地球自转轴指向北极的,主星坐标系的原点与主星的质心重合, OX 轴从地球中心指向主卫星的轨道平面, OY 轴的方向指向正方位角, OZ 轴与 OX 和 OY 构成右手坐标系.对于地心惯性,主星和第 i 个从星的动力学方程分别写为

$$\begin{aligned} \ddot{\vec{R}}_l &= -\frac{\mu_e}{R_l^3} \vec{R}_l + \frac{\vec{F}_l^m}{m_l} + \frac{\vec{F}_l^d}{m_l}, \\ \ddot{\vec{R}}_{fi} &= -\frac{\mu_e}{R_{fi}^3} \vec{R}_{fi} + \frac{\vec{F}_{fi}^m}{m_{fi}} + \frac{\vec{F}_{fi}^d}{m_{fi}}, \end{aligned} \quad (4)$$

其中, m_l 和 m_{fi} 分别是主星和第 i 个从星的质量, R_l 和 R_{fi} 分别是地球中心到主星和第 i 个从星的半径矢量, μ_e 是引力常数, F_l^m 和 F_l^d 分别代表主卫星的电磁力和干扰力, F_{fi}^m 和 F_{fi}^d 分别代表第 i 个从星的电磁力和干扰力.为了简化方程式,设

$$\vec{F}_{mi} = \frac{\vec{F}_{fi}^m}{m_{fi}} - \frac{\vec{F}_l^m}{m_l}, \quad \vec{F}_{di} = \frac{\vec{F}_{fi}^d}{m_{fi}} - \frac{\vec{F}_l^d}{m_l},$$

则主星和第 i 个从星相对运动的动力学方程可表示为

$$\ddot{\vec{R}}_i + \frac{\mu_e(\vec{R}_l + \vec{R}_i)}{\|\vec{R}_l + \vec{R}_i\|^3} - \frac{\mu_e \vec{R}_l}{R_l^3} = \vec{F}_{mi} + \vec{F}_{di}. \quad (5)$$

第 i 个从星相对于主卫星的位置为 $\vec{R}_i = x_i \vec{i} + y_i \vec{j} + z_i \vec{k}$.假设主卫星在圆轨道上飞行,则 $\vec{\omega} = \omega_0 \vec{k}$.

其中: $\omega_0 = \sqrt{\frac{\mu_e}{R_l^3}}$ 是主星的轨道角速率,为常数, $\dot{\vec{\omega}} = 0$; \vec{k} 为主星坐标系中 Z 轴方向上的单位向量.由于在

重构过程中引入了电推来提供外部辅助力,其推力表示 $f_p = [f_{px} \ f_{py} \ f_{pz}]$. 将电磁力与电推进推力相结合,用 f_{mpi} 表示输入力, $f_{mpi} = f_{mi} + f_{pi}$. 因此,将重构过程的相对动力学方程改写为

$$\begin{cases} \ddot{x}_i = 2\omega_0 \dot{y}_i + \omega_0^2 x_i + \frac{\mu_e(R_l - x_i)}{R_{f_i}^3} - \frac{\mu_e}{R_l^2} + f_{mpxi} + f_{dxi}, \\ \ddot{y}_i = 2\omega_0 \dot{x}_i + \omega_0^2 y_i - \frac{\mu_e y_i}{R_{f_i}^3} + f_{mpyi} + f_{dyi}, \\ \ddot{z}_i = \frac{\mu_e y_i}{R_{f_i}^3} + f_{mpzi} + f_{dzi}. \end{cases} \quad (6)$$

2 改进的多模霍尔推力器及 LQR 重构控制

如果障碍物突然出现在电磁卫星编队飞行的轨道上,则会造成与从星的碰撞.为实现碰撞规避将此过程描述为从星从当前轨道向更高轨道移动,而主星保持其位置.即通过增大主从星之间的编队距离,可以避开障碍物.在此过程中,第 i 个跟踪卫星的状态变量 $X_i = [x_i, y_i, z_i, \dot{x}_i, \dot{y}_i, \dot{z}_i]^T$,为实现碰撞规避的期望位置为 $X_{di} = [x_{di}, y_{di}, z_{di}, \dot{x}_{di}, \dot{y}_{di}, \dot{z}_{di}]^T$.此过程中扰动定义为 $D = [d_x, d_y, d_z]^T$,系统输出 $Y = [x_i, y_i, z_i]^T$,则系统状态方程可写为

$$\begin{aligned} \dot{X}_i &= AX_i + B(U + D), \\ A &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \omega_0^2 - \frac{\mu_e}{R_{f_i}^3} & 0 & 0 & 0 & 2\omega_0 & 0 \\ 0 & \omega_0^2 - \frac{\mu_e}{R_{f_i}^3} & 0 & -2\omega_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{\mu_e}{R_{f_i}^3} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \\ B &= \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \\ C &= \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (7)$$

引入跟踪误差,误差方程描述为 $\dot{e} = \dot{X}_i - \dot{X}_{di} = Ae + B[B^T(AX_{di} - \dot{X}_{di}) + U + D]$. 为避免抖动,采用以下饱和函数设计反馈控制律:

$$U = -B^T(AX_{di} - \dot{X}_{di}) + Ke - \rho \text{sat}\left(\frac{B^T P e}{\varphi_0}\right), \quad (8)$$

白敬,等.电推进在电磁编队飞行碰撞规避控制中的应用.

式中 $\varphi_0 > 0, \rho = \text{diag}[\rho_x, \rho_y, \rho_z]$, $|d_i| \leq \rho_i |d_i|$, $\text{sat}(t) = \begin{cases} t, & |t| < 1, \\ \text{sgn}(t), & |t| \geq 1. \end{cases}$

取 $J = \frac{1}{2} \int_0^\infty (e^T Q e + U^T R U)$, 反馈控制增益取

为 $K = R^{-1} B^T P$, 其中 P 和 Q 均为正定矩阵,且 P 为黎卡提方程 $A^T P + PA - PBR^{-1} B^T P + Q = 0$ 的唯一正解.控制律 U 的全局渐近稳定性的简要证明如下:

定义李雅普诺夫函数为 $V = e^T P e$, 其中 V 是正定的.取 Lyapunov 函数关于时间的导数,得到以下关系:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \dot{e}^T P e + e^T P \dot{e} = e^T [(A^T P + PA - PBR^{-1} B^T P) - \\ &PBR^{-1} B^T P] e + 2e^T PB[D - \rho \text{sat}(B^T P \frac{e}{\varphi_0})] - \\ &e^T (Q + PBR^{-1} B^T P) e - 2(B^T P e)^T \cdot \end{aligned}$$

$$[\rho \text{sat}(B^T P \frac{e}{\varphi_0}) - D] \leq -e^T (Q + PBR^{-1} B^T P) e,$$

可以看出系统是渐近稳定的.

基于李雅普诺夫稳定性理论, e 全局收敛到 0. 利用 LQR 设计的控制器可以实现电磁卫星编队的重构控制.然而,由于控制律完全由系统状态方程和重构时间决定,而电推进的推力完全由参数 Q 和 R 的选择决定,如果考虑变量信息,控制器在重构过程中能更好地满足编队的自治性要求.为了增加自主性,设计了一种模糊逻辑控制器来改变和调整 LQR 控制器的性能.模糊逻辑系统采用位置误差和电动力系统的输入作为控制系统的输入.模糊集的选取如图 3 所示.通过选择 4 组 Q 和 R 的值,控制增益 K 的取值分为 4 种情况:极小推力(B)、小推力(W)、中等推力(Z)和较大推力(D).

3 仿真结果及分析

本文采用了一颗主星和两颗从卫星组成的电磁卫星编队.主导卫星围绕着半径为 7 000 km 的圆形轨道飞行,两颗从卫星位于主导卫星的两侧,它们共享围绕主星飞行的相同轨道,如图 2 所示.主星和两颗从星都装有三维磁偶极子.假设两颗从星的磁偶极子间无相互作用,初始形成的相对运动轨迹为

$$\begin{cases} x = 50 \sin(\omega_0 t + \frac{\pi}{6}), \\ y = 100 \cos(\omega_0 t + \frac{\pi}{6}), \\ z = 50\sqrt{3} \cos(\omega_0 t + \frac{\pi}{6}). \end{cases}$$

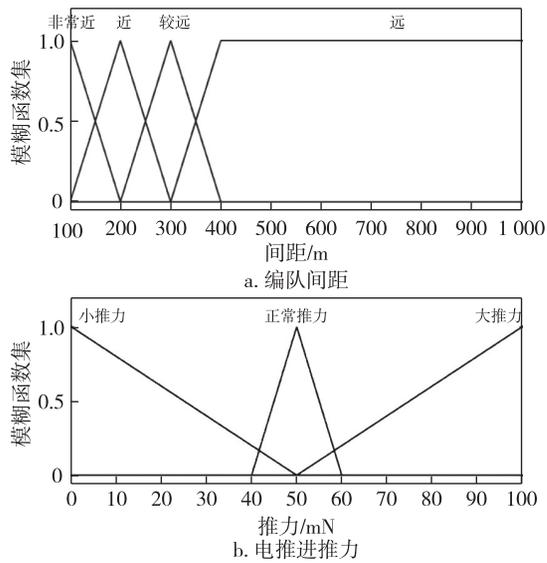


图3 模糊函数集

Fig.3 Membership function

如果障碍物飞越编队,卫星编队需要增加编队的距离以实现碰撞规避.假设重构后的相对运动轨迹如下:

$$\begin{cases} x = 150\sin(\omega_0 t + \frac{\pi}{6}), \\ y = 300\cos(\omega_0 t + \frac{\pi}{6}), \\ z = 150\sqrt{3}\cos(\omega_0 t + \frac{\pi}{6}). \end{cases}$$

由于电磁力只维持初始相对运动,因此碰撞避免过程可以描述为电磁力将其初始相对运动轨迹改变为重构后的期望轨迹.在整个计算过程中,为了保持编队队形,参数选为

$$\begin{aligned} \vec{\mu}_i &= \vec{\mu}_{f_1} = \vec{\mu}_{f_2} = [\mu_x, \mu_y, \mu_z]^T, \\ \mu_x &= \mu_y = \mu_z = 0.8 \times 10^5, \end{aligned}$$

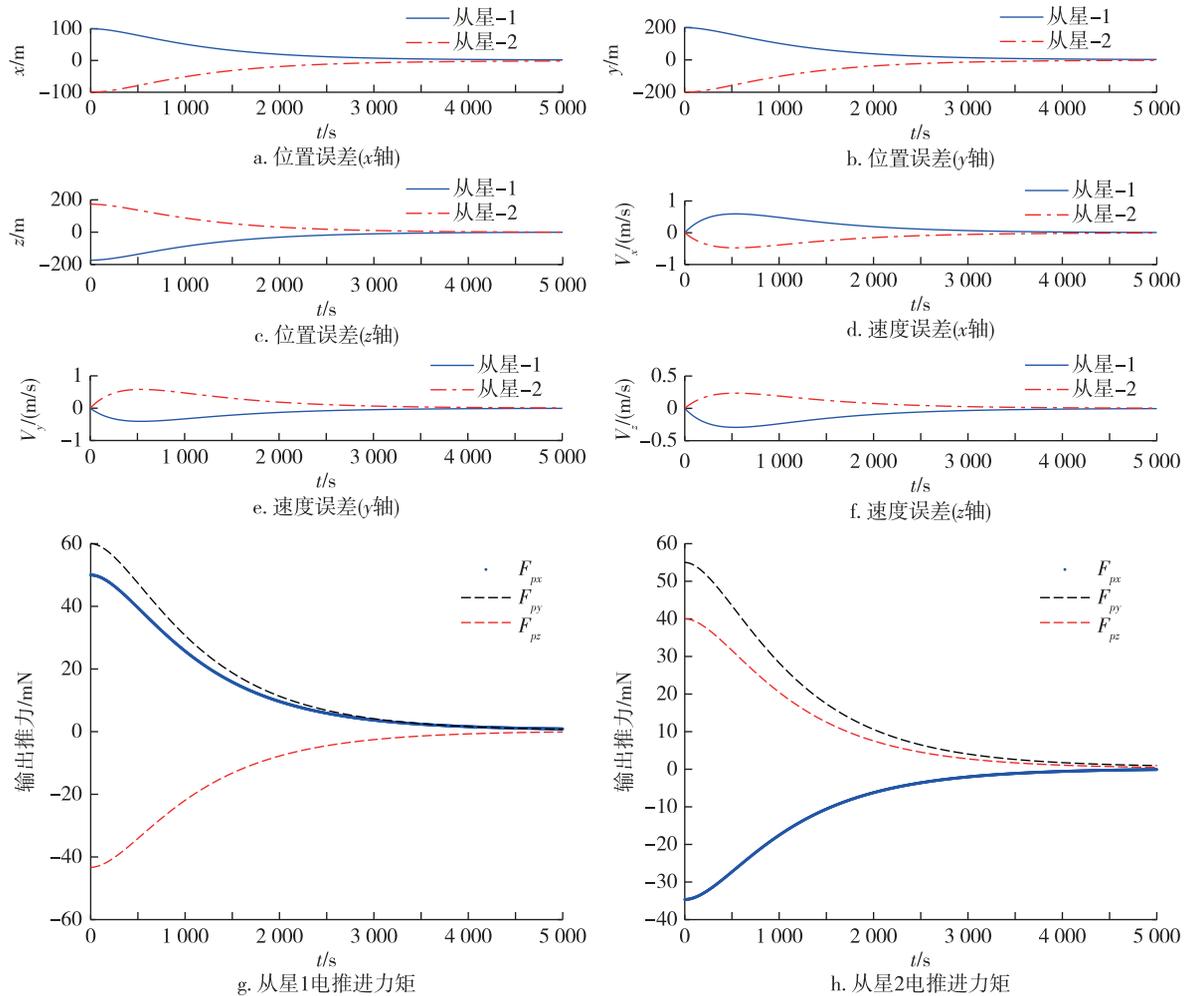


图4 仿真结果

Fig.4 The results of the simulation

$$\begin{aligned}\mu_e &= 3.9865 \times 10^{14}, \\ m_l &= m_{f_1} = m_{f_2} = 100, \\ \mathbf{F}_d &= [-1.027, 6.3, -2.5] \times 10^{-5}, \\ \mathbf{Q} &= \text{diag}[1, 1, 1, 100, 100, 100], \\ \mathbf{R} &= \text{diag}[0.01, 0.01, 0.01], \\ \boldsymbol{\rho} &= 3 \times 10^4 \times \mathbf{I}_{3 \times 3}, \\ \varphi_0 &= 2 \times 10^3.\end{aligned}$$

从星的初始和最终状态为

$$\begin{aligned}\mathbf{X}_{f_{10}} &= [50, 100, 86.6], \\ \mathbf{X}_{f_{1d}} &= [150, 300, 259.8], \\ \mathbf{X}_{f_{20}} &= [-50, -100, -86.6], \\ \mathbf{X}_{f_{2d}} &= [-150, -300, -259.8].\end{aligned}$$

其中 μ_x, μ_y, μ_z 单位为 $\text{A} \cdot \text{m}^2$, μ_e 单位为 $\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-3}$, \mathbf{F}_d 单位为 N , $\mathbf{X}_{f_{10}}, \mathbf{X}_{f_{1d}}, \mathbf{X}_{f_{20}}, \mathbf{X}_{f_{2d}}$ 的单位均为 m .

仿真结果如图4所示.图4a、4b和4c显示了初始轨迹和从星的期望轨迹之间的位置误差.图4d、4e和4f显示了初始轨迹和从星期望轨迹之间的速度误差.图4g和4h显示了从星电推进在 x 轴、 y 轴和 z 轴的推力大小.从仿真结果可以看出,电磁卫星编队实现了碰撞规避重构过程.

4 结论

本文首先分析了两颗电磁卫星的相对运动动力学模型,然后,阐述了基于模糊推理的LQR重构控制方法.通过模糊推理系统,电推进可以根据实际编队的距离自动调整输出推力以提供电磁卫星编队在碰撞规避过程中的转向需要.最后,通过数值仿真进行了验证.

参考文献

References

- [1] Peck M A. Prospects and challenges for Lorentz-augmented orbits [C] // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco, CA, 2005: 15-18
- [2] Mai A U. Dynamics and control of electromagnetic formation flights in low earth orbits [C] // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Keystone, Colorado, 2006
- [3] Pollock G E, Gangestad J W, Longuski J M. Analytical solutions for the relative motion of spacecraft subject to Lorentz-force perturbations [J]. *Acta Astronautica*, 2011, 68(1/2): 204-217
- [4] Yamakawa H, Bando M, Yano K, et al. Spacecraft relative dynamics under the influence of geomagnetic Lorentz force [C] // Aiaa/aas Astrodynamics Specialist Conference. 2013
- [5] Huang X, Yan Y, Zhou Y, et al. Improved analytical solutions for relative motion of Lorentz spacecraft with application to relative navigation in low Earth orbit [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2014, 228(11): 2138-2154
- [6] Huang X, Yan Y, Zhou Y. Dynamics and control of spacecraft hovering using the geomagnetic Lorentz force [J]. *Advances in Space Research*, 2014, 53(3): 518-531
- [7] Huang X, Yan Y, Zhou Y, et al. Sliding mode control for Lorentz-augmented spacecraft hovering around elliptic orbits [J]. *Acta Astronautica*, 2014, 103: 257-268
- [8] Peck M A, Streetman B, Saaj C M, et al. Spacecraft formation flying using Lorentz forces [J]. *Journal of the British Interplanetary Society*, 2007, 60(7): 263-267
- [9] Tsujii S, Bando M, Yamakawa H. Spacecraft formation flying dynamics and control using the geomagnetic Lorentz force [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 36(1): 136-148
- [10] Sobiesiak L A, Damaren C J. Optimal hybrid control for Lorentz-augmented formation flying [C] // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Boston, MA, 2013: 19-22
- [11] Huang X, Yan Y, Zhou Y. Optimal spacecraft formation establishment and reconfiguration propelled by the geomagnetic Lorentz force [J]. *Advances in Space Research*, 2014, 54(11): 2318-2335
- [12] Gangestad J W, Pollock G E, Longuski J M. Lagrange's planetary equations for the motion of electrostatically charged spacecraft [J]. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2010, 108: 125-145
- [13] Gangestad J W, Pollock G E, Longuski J M. Analytical expressions that characterize propellantless capture with electrostatically charged spacecraft [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2011, 34: 247-258
- [14] Pollock G E, Gangestad J W, Longuski J M. Inclination change in low-earth orbit via the geomagnetic Lorentz force [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, 33(5): 1387-1395
- [15] Huang X, Yan Y, Zhou Y, et al. Output feedback control of Lorentz-augmented spacecraft rendezvous [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 42: 241-248
- [16] Cai W W, Yang L P, Zhu Y W, et al. Optimal satellite formation reconfiguration actuated by inter-satellite electromagnetic forces [J]. *Acta Astronautica*, 2013, 89: 154-165
- [17] Saaj C M, Lappas V, Schaub H, et al. Hybrid propulsion system for formation flying using electrostatic forces [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2010, 14(5): 348-355
- [18] Wang T. Collision avoidance of Coulomb spacecraft formations using multi-mode hall thrusters [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 68: 261-268

Applying electric propulsion to collision avoidance process in electromagnetic formation flight

BAI Jing¹ WANG Ting¹

1 School of Instrument Science and Engineering,Southeast University,Nanjing 210096

Abstract Electromagnetic formation flights(EMFFs) can be stabilized in low Earth orbit owing to the influence of Earth's magnetic field. Formation control is realized by changing the current magnitude of the magnetic pole of the EMFF. Although Earth's magnetic field is generally considered to be a dipole and rotates with Earth, the interaction between the magnetic fields of Earth and the EMFF is considered to be an internal force. When a small magnetic satellite formation encounters an obstacle that must be avoided, the current magnetic force, which acts as an internal force, cannot promote directional changes. Therefore, it is necessary to exert external forces on the EMFF to gain control. As a continuation of the application of electric propulsion (EP) to Coulomb satellite formation, this study investigates how EP may be applied to collision avoidance by EMFFs. During the process, the external thrust of the EMFF was provided by EP, which served as supplementary propulsion to realize obstacle avoidance. EP adopted multimode Hall thrusters, and a linear formation was employed by the EMFF. Using the linear quadratic regulator control method with an added fuzzy reference system, EMFF achieved collision avoidance with numerical simulation.

Key words electromagnetic formation flights; reconfiguration control; electric propulsion; collision avoidance; low Earth orbit