

文章编号 1004-924X(2021)03-0605-11

双星编队构形保持抗干扰容错控制

陈高杰^{1,2,3}, 常琳^{1,3*}, 杨秀彬^{1,3}, 杨春雷¹, 黎艳博^{1,2,3}

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院大学, 北京 100049;

3. 中国科学院 天基动态快速光学成像技术重点实验室, 吉林 长春 130033)

摘要:为解决系统模型误差、外部干扰以及执行器故障引起的双星编队轨道控制精度低、稳定性差问题,设计一种基于观测器的抗干扰容错线性二次型调节器(LQR)控制策略。首先,根据编队双星相对运动动力学模型,设计基于双比例积分自适应律的增广观测器,同时实现对系统状态、间歇故障与快速时变故障、可建模干扰的快速精确估计,并采用 H_∞ 优化技术抑制不可建模干扰对控制系统的影响。其次,采用Lyapunov稳定性理论,保证动态误差系统渐近稳定。然后,在控制器中引入未知动态估计信息的前馈补偿项,设计闭环反馈抗干扰容错LQR控制律。最后实验结果表明,相比文献中控制方法,本文所提方法的编队卫星相对位置控制精度提高49.93%,验证了所设计的抗干扰容错LQR控制律的优越性,能够为双星编队构形保持提供精确控制策略。

关键词:双星编队;干扰观测器;故障估计;容错控制

中图分类号:V448.2 **文献标识码:**A **doi:**10.37188/OPE.20212903.0605

Anti-disturbance and fault-tolerant control of dual-satellite formation configuration maintenance

CHEN Gao-jie^{1,2,3}, CHANG Lin^{1,3*}, YANG Xiu-bin^{1,3}, YANG Chun-lei¹, LI Yan-bo^{1,2,3}

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*

2. *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;*

3. *Key Laboratory of Space-based Dynamic & Rapid Optical Imaging technology, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)*

* *Corresponding author, E-mail: fanglinchang@aliyun.com*

Abstract: To solve the problem of low precision and poor stability of dual-satellite formation orbit control caused by system modeling errors, external disturbances, and actuator faults, this paper proposes an anti-disturbance and fault-tolerant linear quadratic regulator (LQR) control strategy based on an observer. First, according to a relative motion dynamic model of two satellites, an augmenting observer is designed based on the double proportional integral adaptive law, which not only can estimate intermittent faults and fast time-varying faults, but can also simultaneously estimate the system state and disturbance quickly and accurately. Regarding unmodeled disturbances, the optimization technology is used to suppress their influ-

收稿日期:2020-12-02;修订日期:2021-01-22.

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 62005275)

ence on the control system. Second, the existence condition and design method of the observer are given using the linear matrix inequality (LMI) technique. The asymptotic stability of the dynamic error system is guaranteed using Lyapunov stability theory. Then, a closed-loop feedback fault-tolerant and anti-interference LQR control law is designed by adding feedforward compensation to the controller using unknown dynamic estimation information. Finally, the experimental results show that the proposed method can accurately and quickly track external interferences, actuator faults, and system states. Compared with the control methods reported in the literature, the proposed method significantly enhances the accuracy of fault estimation and improves by 49.93% the relative position control accuracy of formation satellites. This verifies the superiority of the anti-interference fault-tolerant LQR control law, which can provide an accurate configuration maintenance control strategy for dual-satellite formation configuration maintenance.

Key words: dual-satellite formation; disturbance observer; fault estimation; fault-tolerant control

1 引言

卫星编队凭借其可靠性高、灵活性强、适应性广的特点,拥有极高的应用价值,已经被广泛应用于科学实验、近地观测、深空探测、干涉测量等诸多领域^[1-4]。卫星工作于真空失重状态,长期受到强辐射及高低温等恶劣空间环境的影响,并且卫星自身元器件工艺水平、老化磨损均会导致执行器发生故障。若卫星发射入轨后发生故障,一般难以修复,需要使用星上冗余元器件保证卫星继续工作。但受到卫星研发和发射成本的限制,难以在卫星系统上安装过多元器件,另外,卫星运行过程中,受到地球质量分布不均和非球形、日月三体引力、大气阻力、太阳光压等影响,导致编队构形发生变化,故需设计合理的故障估计以及容错控制策略,进行构形保持控制,以提高卫星编队系统的可靠性和安全性^[5]。

针对故障估计与容错控制,众多学者进行了大量研究,其中一些方法已广泛应用于卫星编队轨道控制系统^[6-8]、航天器姿态控制系统^[9-11]、无人机飞行控制系统^[12-13]及电力电子控制系统^[14-15]等领域。文献[6]为解决碰撞避免、障碍规避的问题,设计了结合势函数制导方法的滑模协同控制策略,同时在所提控制算法中引入自适应律,提高了执行器故障容错控制、参数自适应能力,使航天器编队在进行目标跟踪和构形保持的同时,防止编队航天器间碰撞并具备躲避障碍物的能力。文献[16]基于 H_∞ 最优理论和矩阵奇异值分解技术,使用分散状态反馈方法,对卫星轨道保持系统进行容错控制研究,提出了允许执行器故

障和传感器故障的两种分散控制方法,在保持故障系统渐近稳定的同时,使控制性能在 H_∞ 范数意义下达到次优。文献[17]设计了非线性增广观测器,此观测器考虑多种故障形式,而不局限于常值或缓变故障,进一步针对一般情况下的系统,设计了鲁棒增广观测器,可以进行更精确的故障估计,且适用于多个故障并发情况。文献[18]针对推进器堵塞或关闭等故障情况,提出基于 H_∞/H_2 的滤波器的故障估计方案,仿真表明,该滤波器在航天器存在测量噪声、测量延迟、传感器失调的情况下,能够进行故障的精确诊断,并隔离故障。文献[19]通过故障辨识模块和辅助系统模块进行故障估计,通过反步容错控制方法,使编队存在拓扑故障、舵面故障、执行器故障和不确定性的情况下,依然可以使编队稳定飞行。另外,编队卫星长期在轨运行,可能发生故障的同时,亦会受到多种内部或外部摄动干扰的作用,这些干扰均会严重影响编队卫星正常轨道运动,导致卫星编队实际构形偏离预设构形^[20]。然而,少有文献综合考虑包括模型误差、卫星故障以及外部干扰等在内的安全问题,并且当此类飞行要求与设计的构形保持控制目标相结合时,将进一步增加控制器的设计难度^[6,17]。

故本文在对卫星编队系统进行故障估计的基础上,考虑未知扰动及系统模型参数不确定性,对卫星编队进行抗干扰容错控制研究。首先设计可以综合估计系统模型误差、外部干扰以及执行器故障的观测器系统,对系统未知信息进行估计,另外在观测器设计时,加入残差微分模块,提高估计准确度。然后基于相关估计信息,引入

H_∞ 方法,减弱不可建模干扰部分对系统的影响,设计闭环反馈抗干扰容错 LQR 控制策略。最后仿真结果表明,所提基于观测器的控制策略具有更精确的控制性能。

2 卫星编队动力学模型

2.1 坐标系定义

2.1.1 地心赤道坐标系(惯性坐标系) $O_e-X_i Y_i Z_i$

坐标系原点 O_e 为地心,以赤道面作为基准面, X_i 轴指向春分点, Y_i 轴在轨道面内由 X_i 轴向东转 90° , Z_i 轴垂直赤道面指向北极。

2.1.2 参考星质心轨道坐标系(相对运动坐标系) $O-X_o Y_o Z_o$

坐标原点 O 位于参考星质心, X_o 轴与参考星地心矢量 r_m 重合, Y_o 轴在参考星轨道面内垂直于 X_o 轴并以指向参考星运动方向为正向, Z_o 轴和 X_o 、 Y_o 轴构成右手系。坐标系示意图见图 1。

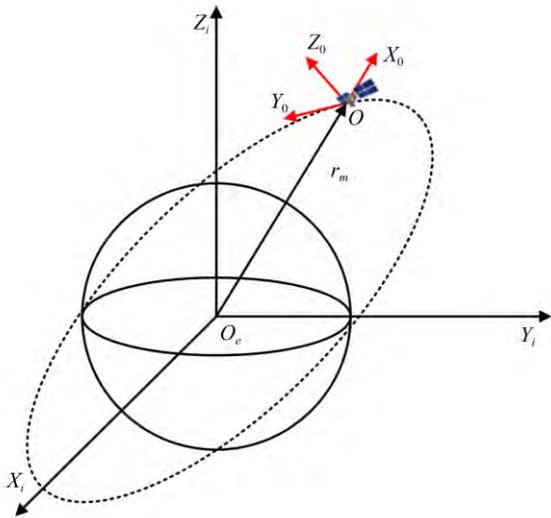


图 1 坐标系示意图

Fig. 1 Coordinate system schematic diagram

2.2 相对运动动力学模型

双星编队由参考星和跟随星组成,两星沿飞行方向相隔一段距离,以设计构形运行于同一太阳同步轨道上。假设卫星运动轨道为圆轨道,将两颗卫星均视为质点,采用经典 C-W 方程相对运动动力学模型^[21]表示:

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2n\dot{y} - 3n^2x = 0 \\ \ddot{y} + 2n\dot{x} = 0 \\ \ddot{z} + n^2z = 0 \end{cases}, \quad (1)$$

其中: x, y, z 分别为两星相对距离沿 X 轴, Y 轴, Z 轴分量, n 为参考星轨道角速率。

考虑对编队卫星进行控制的情况,相对运动方程组(1)可转化为方程组(2):

$$\begin{cases} \ddot{x} = 2n\dot{y} + 3n^2x + u_x \\ \ddot{y} = -2n\dot{x} + u_y \\ \ddot{z} = -n^2z + u_z \end{cases}, \quad (2)$$

其中, μ_x, μ_y, μ_z 分别为控制力在轨道坐标系下的 3 个坐标轴分量。

由式(2)可得系统状态空间方程:

$$\begin{cases} \dot{\chi}(t) = A\chi(t) + Bu(t) \\ \zeta(t) = C\chi(t) \end{cases}, \quad (3)$$

其中:状态变量 $\chi^T(t) = [x \ y \ z \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$ 表示三轴相对位置和速度,输出变量 $\zeta^T(t) = [x \ y \ z]^T$ 表示传感器测量值; A, B, C 矩阵取:

$$A = \begin{bmatrix} 0_3 & I_3 \\ 3n^2 & 0 & 0 & 0 & 2n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -2n & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -n & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 0_3 \\ I_3 \end{bmatrix}, C = [0_3 \ I_3].$$

此外,考虑参数摄动、外部扰动、执行器故障等模型不确定因素,则双星编队控制系统可描述为:

$$\begin{cases} \dot{\chi}(t) = A\chi(t) + B(u(t) + f(t)) + \Phi(t) \\ \Phi(t) = \Delta A\chi(t) + \omega(t) \\ \zeta(t) = C\chi(t) \end{cases}, \quad (4)$$

其中: $f(t)$ 表示执行器故障; $\omega(t)$ 表示外部扰动变量,如空间干扰力; $\Phi(t)$ 表示因参数摄动、外部扰动等引起的等效未知干扰向量; ΔA 表示由地球质量分布不均和非球形、日月三体引力、大气阻力、太阳光压等参数不确定导致的摄动矩阵,且满足 $\Delta A\chi(t) = Dd_1(t) + \Delta$,其中 D 表示具有参数摄动结构信息的已知矩阵, $d_1(t)$ 和 Δ 分别表示具有参数摄动能量信息的可建模干扰与不可建模干扰。

基于上述模型,给出以下假设:

假设 1. 故障范数有界且可微, 满足 $\|f(t)\| \leq \eta_1$, $\|\dot{f}(t)\| \leq \eta_2$, 其中 η_1 与 η_2 为有界正实数。

假设 2. 外部干扰具有如下形式:

$$\Phi(t) = Dd_1(t) + D_d d_2(t), \quad (5)$$

其中: $D_d d_2(t) = \Delta + \omega(t)$, D_d 表示干扰分布矩阵, $d_2(t)$ 表示不可建模干扰, 如随机噪声、模型不确定性。假设 $d_2(t)$ 是范数有界的, 同时, 可建模干扰 $d_1(t)$ 可等效为以下外系统的输出:

$$\dot{\rho}(t) = H_A \rho(t), \quad d_1(t) = H_C \rho(t), \quad (6)$$

其中: $\rho(t)$ 表示外系统的状态, H_A 和 H_C 是具有适当维数的已知矩阵。

假设 3. 系统(4)能控且能观。

系统(4)可转化为如式(7)的形式:

$$\begin{cases} \dot{\hat{\chi}}(t) = A\hat{\chi}(t) + B(u(t) + \hat{f}(t)) + L(\zeta(t) - \hat{\zeta}(t)) + D\hat{d}_1(t) \\ \hat{\zeta}(t) = C\hat{\chi}(t) \\ \dot{\hat{f}}(t) = F_1(\zeta(t) - \hat{\zeta}(t)) + F_2(\dot{\zeta}(t) - \dot{\hat{\zeta}}(t)) \\ \dot{\hat{\rho}}(t) = H_A \hat{\rho}(t) + G_1(\zeta(t) - \hat{\zeta}(t)) + G_2(\dot{\zeta}(t) - \dot{\hat{\zeta}}(t)) \\ \hat{d}_1(t) = H_C \hat{\rho}(t) \end{cases}, \quad (8)$$

其中: L 为观测器增益, F_1 与 F_2 为故障估计权重, G_1 与 G_2 为干扰估计权重, 以上均为待设计参数变量; $\hat{\chi}(t)$ 表示估计状态, $\hat{\zeta}(t)$ 表示估计输出, $\hat{f}(t)$ 表示估计故障, $\hat{d}_1(t)$ 表示估计干扰, $\hat{\rho}(t)$ 表示外系统(6)估计状态。

定义如下变量:

$$\begin{cases} e_x(t) = \chi(t) - \hat{\chi}(t) \\ e_\zeta(t) = \zeta(t) - \hat{\zeta}(t) \\ e_f(t) = f(t) - \hat{f}(t) \\ e_\rho(t) = \rho(t) - \hat{\rho}(t) \\ e_d(t) = d_1(t) - \hat{d}_1(t) \end{cases}, \quad (9)$$

其中: $e_x(t)$ 表示状态估计误差, $e_\zeta(t)$ 表示输出残差, $e_f(t)$ 表示故障估计误差, $e_\rho(t)$ 表示外系统(6)状态估计误差, $e_d(t)$ 表示干扰估计误差。

由系统(7)和观测器系统(8), 可以得到动态误差系统:

$$\begin{cases} \dot{e}_x(t) = (A - LC)e_x(t) + Be_f(t) + DH_C e_\rho(t) + D_d d_2(t) \\ \dot{e}_f(t) = \dot{f}(t) - F_1 C e_x(t) - F_2 C \dot{e}_x(t) \\ \dot{e}_\rho(t) = H_A e_\rho(t) - G_1 C e_x(t) - G_2 C \dot{e}_x(t) \end{cases}. \quad (10)$$

$$\begin{cases} \dot{\chi}(t) = A\chi(t) + B(u(t) + f(t)) + Dd_1(t) + D_d d_2(t) \\ \zeta(t) = C\chi(t) \\ \dot{\rho}(t) = H_A \rho(t) \\ d_1(t) = H_C \rho(t) \end{cases}. \quad (7)$$

3 观测器设计

本节主要给出自适应观测器的设计方法及存在条件, 进行稳定性与鲁棒性分析, 同时给出其证明过程, 以及求解观测器设计参数的 LMI (线性矩阵不等式) 算法。

3.1 自适应观测器设计

基于系统(7), 设计如式(8)所示的自适应观测器:

将系统(10)增广为如式(11)的形式:

$$\begin{cases} \bar{K}\dot{\bar{e}}(t) = (\bar{A} - \bar{L}\bar{C})\bar{e}(t) + \bar{D}\bar{d}(t) \\ \bar{e}_T(t) = \bar{C}_T \bar{e}(t) \end{cases}, \quad (11)$$

其中:

$$\begin{aligned} \bar{K} &= \begin{bmatrix} I & 0 & 0 \\ F_2 C & I & 0 \\ G_2 C & 0 & I \end{bmatrix}, \bar{A} = \begin{bmatrix} A & E & DH_C \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & H_A \end{bmatrix}, \\ \bar{L} &= \begin{bmatrix} L \\ F_1 \\ G_1 \end{bmatrix}, \bar{D} = \begin{bmatrix} D_d & 0 \\ 0 & I \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \bar{e} = \begin{bmatrix} e_x(t) \\ e_f(t) \\ e_\rho(t) \end{bmatrix}, \\ \bar{e}_T &= \begin{bmatrix} e_x(t) \\ e_f(t) \\ e_d(t) \end{bmatrix}, \bar{d} = \begin{bmatrix} d_2(t) \\ \dot{f}(t) \end{bmatrix}, \bar{C} = [C \quad 0 \quad 0], \\ \bar{C}_T &= \text{diag}([I \quad I \quad H_C]). \end{aligned}$$

对于任何 $F_2 C$ 和 $G_2 C$, \bar{K} 均为非奇异矩阵, 则系统(11)可转化为:

$$\begin{cases} \dot{\bar{e}}(t) = \bar{K}^{-1}(\bar{A} - \bar{L}\bar{C})\bar{e}(t) + \bar{K}^{-1}\bar{D}\bar{d}(t) \\ \bar{e}_T(t) = \bar{C}_T \bar{e}(t) \end{cases}. \quad (12)$$

对系统进行 Laplace 变换, 可以得到系统动态误差:

$$\bar{e}_T(s) = G_{ed}(s)\bar{d}(s)$$

$$G_{ed}(s) = \bar{C}_T [sI - \bar{K}^{-1}(\bar{A} - \bar{L}\bar{C})]^{-1} \bar{K}^{-1} \bar{D} \quad (13)$$

由式(13)可知,系统状态、故障以及干扰的估计误差 $\bar{e}_T(s)$ 与未建模干扰 $d_2(t)$ 、待检测故障变化率 $\dot{f}(t)$ 以及传递函数 $\|G_{ed}(s)\|_p$ 增益有关,其中 $\|\cdot\|_p$ 表示 p -范数。因此,有必要设计一种适用于时变故障且对于干扰鲁棒的观测器。

注 1. 对系统(8)中的自适应律进行积分,有:

$$\begin{cases} \hat{f}(t) = F_1 C \int_{t_s}^t e_x(\tau) d\tau + F_2 C e_x(t) - F_2 C e_x(t_s) \\ \hat{\rho}(t) = H_A \int_{t_s}^t \hat{\rho}(\tau) d\tau + G_1 C \int_{t_s}^t e_x(\tau) d\tau + \\ \quad G_2 C e_x(t) - G_2 C e_x(t_s) \end{cases}, \quad (14)$$

其中: t_s 为系统未发生故障时的某一时刻,在不考虑外扰等条件下有 $e_x(t_s) = 0$ 。此时故障估计器与干扰估计器均包含比例与积分两个模块,相较于常规的自适应算法,增加的比例单元,一方面增加了算法设计的自由度,另一方面也能有效提高故障与干扰估计的快速性和精度,这在后文仿真对比实验中得到验证。

首先给出本文要用到的一些引理。

引理 1. 存在对称正定矩阵 P 使得对满足 $\beta^T \beta \leq v^T C^T C v$ 的所有 $v \neq 0$ 和 β , 有:

$$\begin{bmatrix} v \\ \beta \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} \langle PA \rangle_s & PB \\ * & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ \beta \end{bmatrix} < 0. \quad (15)$$

成立当且仅当存在标量 τ , 使得:

$$\begin{bmatrix} \langle PA \rangle_s + \tau C^T C & PB \\ * & -\tau I \end{bmatrix} < 0, \quad (16)$$

其中: 符号 $\langle A \rangle_s$ 表示 $A + A^T$, * 表示该矩阵的对称元素。

引理 2. 给定矩阵 A , A 的全部特征值均位于圆形稳定域 $C(c, r)$, 其中 c 与 r 分别为圆形稳定域的圆心与半径, 当且仅当存在正定对称矩阵 P , 使得:

$$\begin{bmatrix} -P & P(A - cI) \\ * & -r^2 P \end{bmatrix} < 0. \quad (17)$$

3.2 稳定性与鲁棒性分析

为设计观测器增益矩阵 L , 权重矩阵 F_1, F_2, G_1, G_2 使所提鲁棒自适应观测器能够快速精确地

系统模型误差、外部干扰以及执行器故障, 给出如下定理。

定理 1. 考虑系统(7)、观测器系统(8), 如果存在观测器增益 L , 故障估计权重 F_1 与 F_2 , 干扰估计权重 G_1 与 G_2 , 常数 $\alpha > 0, \epsilon > 0$, 当且仅当存在对称正定矩阵 P , 矩阵 Y , 使得:

$$\begin{bmatrix} \langle \bar{K}^T P \bar{A} - \bar{K}^T Y \bar{C} \rangle_s & \bar{K}^T P \bar{D} & \bar{C}_T^T \\ * & -\alpha I & 0 \\ * & * & -I \end{bmatrix} < 0, \quad (18)$$

$$\begin{bmatrix} -P & -cP\bar{K} + P\bar{A} - Y\bar{C} \\ * & -r^2 \bar{K}^T P \bar{K} \end{bmatrix} < 0, \quad (19)$$

则动态误差系统(12)渐近稳定, 且 $\bar{K}^{-1}(\bar{A} - \bar{L}\bar{C})$ 的全部特征值被配置在圆稳定域 $C(c, r)$ 内, 并在零初始条件下满足 $\|G_{ed}(s)\|_\infty \leq \gamma$, 其中 $\gamma = \alpha^{1/2}$, $\bar{L} = P^{-1}Y$ 。

证明: 由于 \bar{K} 是非奇异的, 对于对称正定矩阵 P 而言, 易知矩阵 $\bar{K}^T P \bar{K}$ 一定也是对称正定的。可选取 Lyapunov 函数为:

$$V(t) = \bar{e}^T(t) \bar{K}^T P \bar{K} \bar{e}(t). \quad (20)$$

显然, $V(t)$ 是正定的。首先, 讨论当 $\bar{d}(t) = 0$ 时系统(12)的稳定性问题。求式(20)对时间的导数, 有:

$$\dot{V}(t) = \bar{e}^T(t) \langle \bar{K}^T P (\bar{A} - \bar{L}\bar{C}) \rangle_s \bar{e}(t). \quad (21)$$

则 $\dot{V}(t)$ 为负定的充要条件为:

$$\langle \bar{K}^T P (\bar{A} - \bar{L}\bar{C}) \rangle_s < 0. \quad (22)$$

当式(22)满足时, 系统(12)是渐近稳定的, 状态估计误差 $e_x(t)$, 故障估计误差 $e_f(t)$ 和干扰估计误差 $e_d(t)$ 渐近收敛于 0。

然后, 讨论当 $\bar{d}(t) \neq 0$ 时系统(12)的鲁棒性问题。

参考 H_∞ 性能指标, 有:

$$\|G_{ed}(s)\|_\infty = \sup_\omega \bar{\sigma}(G_{ed}(j\omega)) < \gamma, \quad (23)$$

其中, $\bar{\sigma}(\cdot)$ 表示矩阵的最大奇异值。对任意的 $T > 0$, 定义:

$$J = \int_0^T (\bar{e}_T^T(\tau) \bar{e}_T(\tau) - \gamma^2 \bar{d}^T(\tau) \bar{d}(\tau)) d\tau. \quad (24)$$

则在零初始条件下,有:

$$J = \int_0^T (\bar{e}^T(\tau) \bar{C}_T^T \bar{C}_T \bar{e}(\tau) - \gamma^2 \bar{d}^T(\tau) \bar{d}(\tau) + \dot{V}(\tau)) d\tau - V(T)$$

$$= \int_0^T (\xi^T(\tau) \Psi \xi(\tau)) d\tau - V(T),$$

其中:

$$\dot{V}(t) = \bar{e}^T(t) \langle \bar{K}^T P (\bar{A} - \bar{L} \bar{C}) \rangle_s \bar{e}(t) + 2 \bar{e}^T(t) \bar{K}^T P \bar{D} \bar{d}(t) \xi(\tau) = \begin{bmatrix} \bar{e}(\tau) \\ \bar{d}(\tau) \end{bmatrix},$$

$$\begin{bmatrix} \bar{e}(\tau) \\ \bar{d}(\tau) \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} \langle \bar{K}^T P (\bar{A} - \bar{L} \bar{C}) \rangle_s + \bar{C}_T^T \bar{C}_T & \bar{K}^T P \bar{D} \\ * & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{e}(\tau) \\ \bar{d}(\tau) \end{bmatrix} < 0, \quad (27)$$

且存在 $T > 0$, 对于任意 $t > t_0 + T$, 有:

$$\|\bar{e}_T(t)\| \leq \gamma \|\bar{d}(t)\|. \quad (28)$$

这表示动态误差系统是渐近稳定的,且系统状态、故障、干扰的估计误差 $\bar{e}_T(t)$ 最终一致有界。

由 Schur 补引理,式(25)可转化为如式(29)等价形式:

$$\begin{bmatrix} \langle \bar{K}^T P \bar{A} - \bar{K}^T Y \bar{C} \rangle_s & \bar{K}^T P \bar{D} & \bar{C}_T^T \\ * & -\gamma^2 I & 0 \\ * & * & -I \end{bmatrix} < 0. \quad (29)$$

$$\begin{bmatrix} \bar{K}^{-1} & 0 \\ * & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -\bar{K}^T P \bar{K} & -c \bar{K}^T P \bar{K} + \bar{K}^T P (\bar{A} - \bar{L} \bar{C}) \\ * & -r^2 \bar{K}^T P \bar{K} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{K}^{-1} & 0 \\ * & I \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} -P & -c P \bar{K} + P \bar{A} - Y \bar{C} \\ * & -r^2 \bar{K}^T P \bar{K} \end{bmatrix} < 0$$

得证。

4 抗干扰容错反馈控制策略

针对卫星编队构形保持控制系统,常用的控制方法主要有:LQR(Linear Quadratic Regulator)最优控制、滑模变结构控制、李雅普诺夫控制等方法。其中,LQR最优控制形式简洁,方便设计而且物理意义明确,因此本文采用LQR方法进行卫星编队构形保持容错控制,并结合故障估计、干扰补偿项来减小控制误差,提高控制精确度,控制系统结构图见图2。

二次型指标最优性能指标函数如式(32)所示:

$$\Psi = \begin{bmatrix} \langle \bar{K}^T P (\bar{A} - \bar{L} \bar{C}) \rangle_s + \bar{C}_T^T \bar{C}_T & \bar{K}^T P \bar{D} \\ * & -\gamma^2 I \end{bmatrix}$$

很显然, $\|G_{ed}(s)\|_\infty \leq \gamma$ 的充要条件为: $\Psi < 0$. (25)

然后,运用引理1检验 $\bar{e}_T(t)$ 的收敛性。假设 $\tau = 1$, 对式(25),当满足:

$$\bar{e}_T^T(t) \bar{e}_T(t) = \bar{e}^T(t) \bar{C}_T^T \bar{C}_T \bar{e}(t) \geq \gamma^2 \bar{d}^T(t) \bar{d}(t), \quad (26)$$

能够保证式(27)的成立:

其中条件(29)的满足隐式地保证了条件(22)也成立。

给定圆稳定域 $C(c, r)$, 由引理2,存在对称

正定矩阵 $\bar{K}^T P \bar{K}$, 有:

$$\begin{bmatrix} -\bar{K}^T P \bar{K} & -c \bar{K}^T P \bar{K} + \bar{K}^T P (\bar{A} - \bar{L} \bar{C}) \\ * & -r^2 \bar{K}^T P \bar{K} \end{bmatrix} < 0. \quad (30)$$

对式做合同变换,得到:

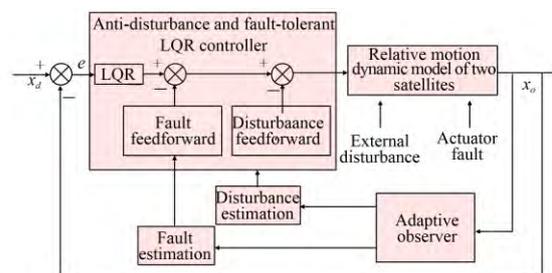


图2 闭环控制框图

Fig. 2 Close-loop of satellite formation control system

$$J = \frac{1}{2} \int_0^\infty [x^T(t) Q(t) x(t) + u_0^T(t) R(t) u_0(t)] dt, \quad (32)$$

其中: Q 为半正定对称矩阵,表示状态 x 权重,影

响控制过程中响应速度, R 为对称正定矩阵, 对控制能力的要求, 决定控制过程中能量消耗, u_0 为控制输入。

根据最优控制理论, 反馈控制律是:

$$u_0 = -Kx, \quad (33)$$

其中 K 为最优反馈矩阵, 求解 Riccati 微分方程:

$$PA + A^T P - PBR^{-1}B^T P + Q = 0. \quad (34)$$

得最优矩阵反馈矩阵 K :

$$K = R^{-1}B^T P, \quad (35)$$

其中, P 为 Riccati 微分方程的唯一解。

设计如下基于观测器的动态输出前馈补偿容错抗干扰控制器:

$$\begin{cases} \dot{\chi}(t) = A\chi(t) + B(u(t) + f(t)) + D_1 d_1(t) + D_2 d_2(t) \\ u(t) = u_0(t) - \hat{f}(t) - K_d \hat{d}_1(t) \\ \zeta(t) = C\chi(t) \end{cases}, \quad (36)$$

其中, K_d 由式(37)给定:

$$K_d = B^+ D + Z - B^+ BZ. \quad (37)$$

满足 $BK_d = D$, 其中 Z 是适当维数的任意矩阵, B^+ 表示矩阵的 Moor-Penrose 逆矩阵。

5 仿真实验分析

为了验证本文所提方法在双星编队构形保持控制的有效性, 本节进行仿真分析。为便于分析, 假设参考星、跟随运行于圆轨道, 进行协同遥感拼接成像任务, 相较于单星遥感成像方式, 双星拼接宽幅成像方式使用多颗卫星对相邻区域进行观测, 使用图像拼接技术, 可以获得超宽幅图像。使用 LQR 控制器进行精确相对位置控制, 使双星编队从初始构形恢复至期望构形。

极点配置取 $O(-30, 29)$, 由定理 1 得到观测器设计参数: 观测器增益矩阵 L 取:

$$L = \begin{bmatrix} 19.52 & 3.48 & -2.00 \\ 3.75 & 33.26 & -11.13 \\ 0.09 & -12.27 & 25.83 \\ 167.71 & 96.94 & -76.72 \\ 80.22 & 495.68 & -303.84 \\ -24.07 & -161.62 & 162.38 \end{bmatrix}$$

故障估计权重矩阵 F_1 与 F_2 取:

$$F_1 = \begin{bmatrix} 871.39 & 2319.67 & -1964.91 \\ -74.40 & 5113.19 & -3801.80 \\ 330.28 & 1055.25 & 102.46 \end{bmatrix},$$

$$F_2 = \begin{bmatrix} 60 & 0 & 0 \\ 0 & 12 & 0 \\ 0 & 0 & 180 \end{bmatrix}.$$

干扰估计权重矩阵 G_1 与 G_2 取:

$$G_1 = \begin{bmatrix} -210.77 & -5964.04 & 4745.74 \\ 919.95 & -188.61 & 875.92 \end{bmatrix},$$

$$G_2 = \begin{bmatrix} 80 & 0 & 0 \\ 0 & 80 & 0 \end{bmatrix}.$$

假设卫星编队系统在轨飞行过程中, 受到的外部干扰 $d_1(t)$ 、 $d_2(t)$ 影响, 其中, $d_1(t)$ 为可建模干扰, $d_2(t) \in [-1, 1]$, 表示在 0~20 s 区间内的随机干扰。假设干扰的分布矩阵为:

$$D = \begin{bmatrix} 0_3 \\ I_3 \end{bmatrix}, D_d = 0.1 \times \begin{bmatrix} 0_3 \\ I_3 \end{bmatrix}.$$

外部干扰系统(6)参数矩阵:

$$H_A = \begin{bmatrix} 0 & 2.4 \\ -3.2 & 0 \end{bmatrix}, H_C = \begin{bmatrix} 0.2 & 0.18 \\ 0.1 & 0.6 \\ 0.4 & -0.2 \end{bmatrix}.$$

执行器故障设计如下, 同时考虑了无故障(x 轴)、间歇性故障(y 轴)、时变故障(z 轴)三种情况:

$$f_x(t) = 0 N, 0s \leq t < 20s,$$

$$f_y(t) = \begin{cases} 0 N, 0s \leq t < 1s \\ 6 N, 1s \leq t < 10s \\ 0 N, 10s \leq t < 15s \\ 9 N, 15s \leq t < 20s \end{cases},$$

$$f_z(t) = \begin{cases} 0 N, 0s \leq t < 1s \\ 6\sin(2\pi t) N, 1s \leq t < 20s \end{cases}.$$

其他相关参数选取见表 1。

表 1 控制器仿真参数设置

Tab. 1 Controller simulation parameters setting

相关参数	设置值
轨道高度	$h=500$ km
仿真时间	$t=20$ s
LQR 控制参数	$Q=I_6$ $R=I_3$
相对位置偏差量	$\Delta x=20$ m, $\Delta y=10$ m, $\Delta z=-10$ m
轨道角速率	$n=1.1085 \times 10^{-3}$ rad/s
地球引力常数	3.986×10^{14} m ³ /s ²

根据上述条件,仿真结果如图 3~图 5。

图 3~图 5 表示控制效果,从图中可以看出,在存在系统模型误差、外部干扰以及执行器故障的等复杂太空环境下,使用本文提出的基于观测

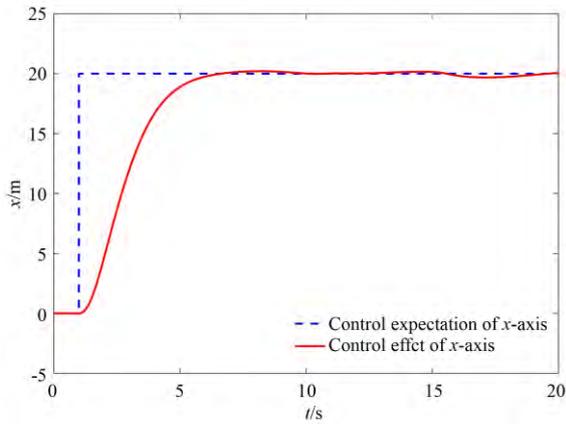


图 3 x 轴控制效果
Fig. 3 x -axis control effect

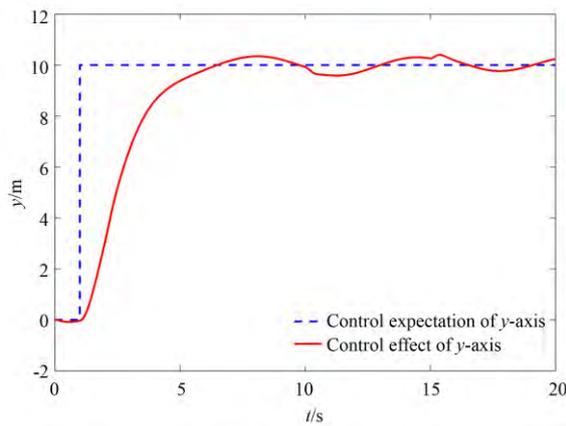


图 4 y 轴控制效果
Fig. 4 y -axis control effect

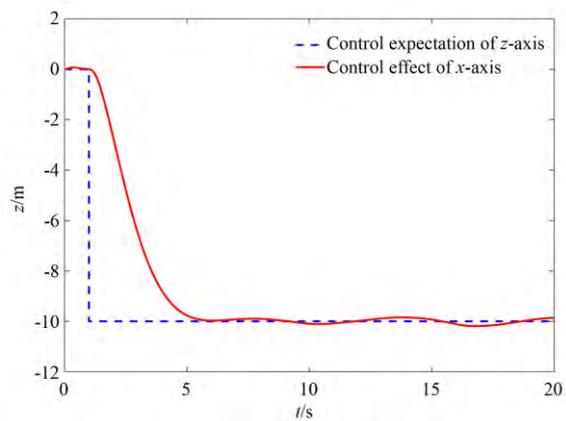


图 5 z 轴控制效果
Fig. 5 z -axis control effect

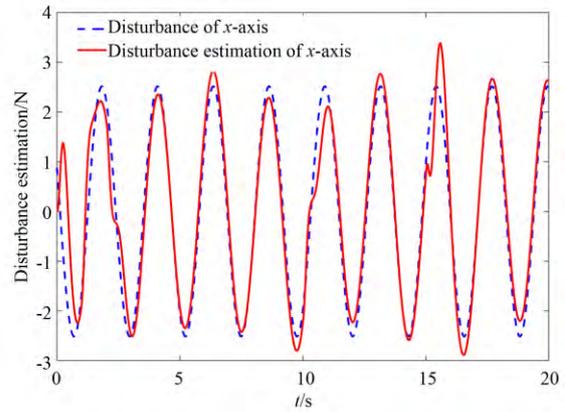


图 6 x 轴干扰估计
Fig. 6 x -axis disturbance estimation

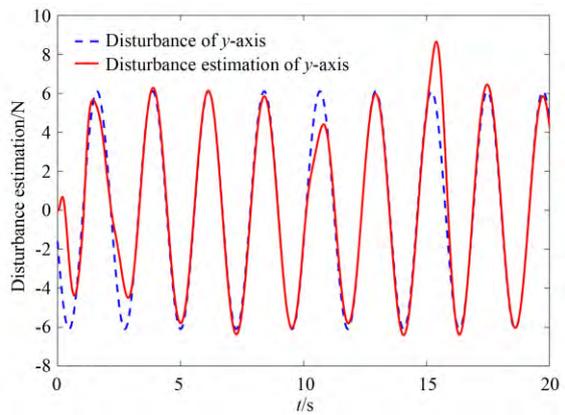


图 7 y 轴干扰估计
Fig. 7 y -axis disturbance estimation

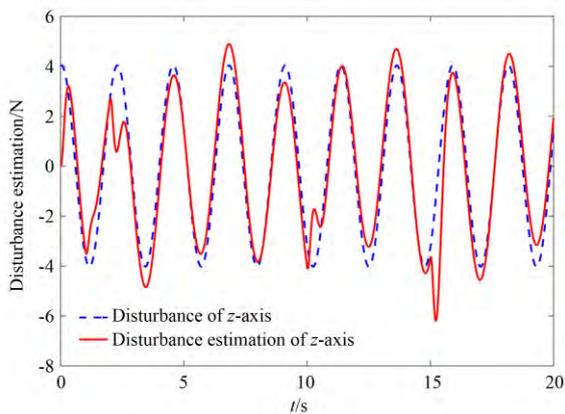


图 8 z 轴干扰估计
Fig. 8 z -axis disturbance estimation

器的容错控制方法,可以快速使编队恢复预设构形,并在较短的时间内使系统达到稳态,且构形恢复过程较为平稳,震荡较小且几乎没有波动。

图 6~图 8 表示干扰估计情况,从图中可以看出,本文设计的干扰观测器可以对外部摄动干扰进行估计。

图 9 表示状态估计情况,从图中可以看出,状态跟踪误差保持在较小范围内,能够实现对状态的跟踪。

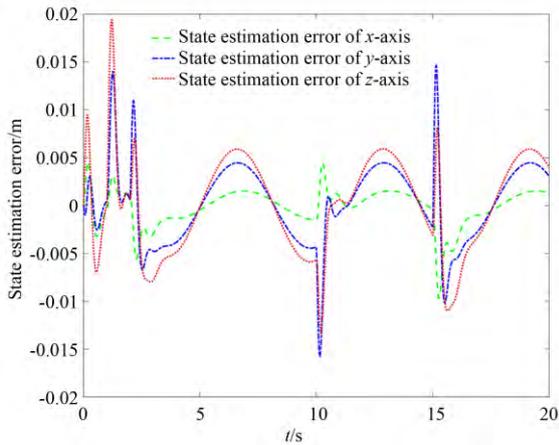


图 9 状态估计误差
Fig. 9 State estimation error

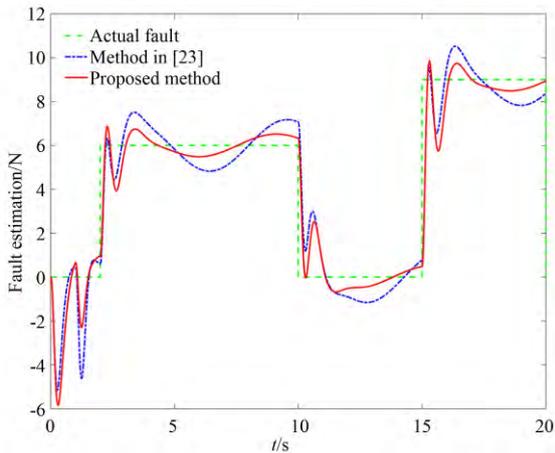


图 10 y 轴间歇故障估计情况
Fig. 10 y-axis intermittent fault estimation

分别在 x 轴、 y 轴、 z 轴添加无故障模块、间歇性故障模块、时变故障模块,图 10~图 11 分别表示故障观测器对故障的估计情况,图中表明,文献[23]和本文提出的观测器均可以对故障进行

估计,但相对文献[23]提出的观测器,本文提出的观测器对故障估计更为精确,性能有明显提高。

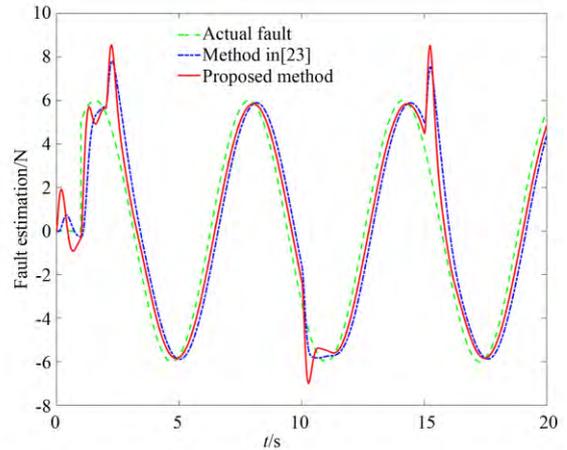


图 11 z 轴时变故障估计情况
Fig. 11 z-axis time varying fault estimation

图 12 表示系统存在模型误差、外部干扰以及执行器故障的情况下,以 y 轴控制效果为例,分别使用文献[22]提出方法、文献[23]提出方法以及本文提出方法,结合 LQR 控制器,并加入前馈补偿项,对系统进行反馈容错控制,仿真结果表现,在使用文献[22]所提方法,即无干扰观测器时,系统具有十分明显的波动,难以达到稳态,说明 H_∞ 技术无法抑制全部干扰;使用干扰观测器情况下,控制效果得到改善,相比文献[23]所提方法,由于本文提出的观测器对模型误差、故障和干扰进行估计时,引入残差微分模块,并在容错

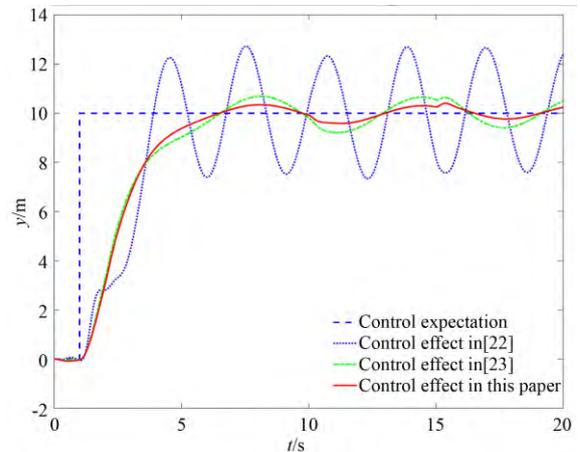


图 12 控制效果对比
Fig. 12 Control effect comparison

控制时加入前馈补偿项,超调量明显降低,控制器精度提高了 49.93%,能够满足双星编队精确构形保持控制目标。

6 结 论

本文对双星编队执行器故障估计的同时,考虑空间环境干扰的复杂性及轨道运动建模误差的影响,设计了一种可以综合估计系统模型误

差、外部干扰以及执行器故障的增广观测器系统。另外,引入了残差微分模块,提高估计速度和准确度,采用了 H_∞ 方法,减小干扰中不可建模部分对控制系统的影响。最后,利用观测器对系统未知状态的估计信息,设计闭环反馈抗干扰容错 LQR 控制律,并使用 Lyapunov 稳定性理论证明了控制系统的稳定性。仿真结果表明,本文方法的控制精度提高了 49.93%,证明了所提方法的有效性与优越性。

参考文献:

- [1] LIU G P, ZHANG S J. A survey on formation control of small satellites[J]. *Proceedings of the IEEE*, 2018:440-457.
- [2] 方元坤,袁斌文,孟子阳,等. 分布式遥感编队多星协同观测中的姿态控制[J]. *光学精密工程*, 2019, 27(1): 58-68.
FANG Y K, YUAN B W, MENG Z Y, *et al.*. Attitude control in multi-satellite cooperative observations for distributed remote sensing[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2019, 27(1): 58-68. (in Chinese)
- [3] 孙俊,黄静,张宪亮,等. 地球轨道航天器编队飞行动力学与控制研究综述[J]. *力学与实践*, 2019, 41(2): 117-136.
SUN J, HUANG J, ZHANG X L, *et al.*. Dynamics and control of spacecraft formation flying in Earth orbit[J]. *Mechanics in Engineering*, 2019, 41(2): 117-136. (in Chinese)
- [4] 高世杰,吴佳彬,刘永凯,等. 微小卫星激光通信系统发展现状与趋势[J]. *中国光学*, 2020, 13(6): 1171-1181.
GAO SH J, WU J B, LIU Y K, *et al.*. Development status and trend of micro-satellite laser communication systems[J]. *Chinese Optics*, 2020, 13(6): 1171-1181. (in Chinese)
- [5] 杨婧,侯建文,史小平. 挠性航天器轨控期间姿态容错控制[J]. *电机与控制学报*, 2015, 19(7): 111-116.
YANG J, HOU J W, SHI X P. Fault tolerant attitude control of flexible spacecraft during orbit control [J]. *Electric Machines and Control*. 2015, 19(7): 111-116. (in Chinese)
- [6] 马广富,董宏洋,胡庆雷. 考虑避障的航天器编队轨道容错控制律设计[J]. *航空学报*, 2017, 38(10):321129.
MA G F, DONG H Y, HU Q L. Fault-tolerant translational control for spacecraft formation flying with collision avoidance requirement[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica sinica*, 2017, 38(10): 321129. (in Chinese)
- [7] KEKE SHI, CHUANG LIU, JAMES D. BIGGS, *et al.*. Observer-based control for spacecraft electromagnetic docking[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020: 1-16.
- [8] 张威,王嘉轶. 一种微纳航天器编队的故障构型重构方法[J]. *航空兵器*, 2017(5): 75-82.
ZHANG W, WANG J Y. A method for fault re-configuration of micro-nano spacecraft flying formation[J]. *Aero Weaponry*, 2017(5):75-82. (in Chinese)
- [9] XIAO B, HU Q L, FriswellMichael I. Active fault-tolerant attitude control for flexible spacecraft with loss of actuator effectiveness[J]. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 2013, 27(11): 925-943.
- [10] HAN ZH G, ZHANG K, YANG T S. Spacecraft attitude control using non-singular finite time convergence terminal sliding mode[C]. *IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*, 2016: 618-623.
- [11] 赵琳,王艺鹏,郝勇. 在轨飞轮故障诊断混合框架设计[J]. *光学精密工程*, 2018, 26(7): 1728-1740.
ZHAO L, WANG Y P, HAO Y. Design of hybrid frame for on-orbit flywheel fault diagnosis[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2018, 26(7): 1728-1740. (in Chinese)
- [12] ZHOU F, CAO K. Formation fault tolerant control of multi-UAV based on virtual actuator [C]. 2018 5th *IEEE International Conference on*

- Cloud Computing and Intelligence Systems (CCIS)*. *IEEE*, 2018: 28-32.
- [13] XUE Y X, ZHEN Z Y, YANG L Q, *et al.*. Adaptive fault-tolerant control for carrier-based UAV with actuator failures[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020: 1-10.
- [14] 徐殿国, 刘晓峰, 于泳. 变频器故障诊断及容错控制研究综述[J]. *电工技术学报*, 2015, 30(21): 1-12.
XU D G, LIU X F, YU Y. A survey on fault diagnosis and tolerant control of inverters[J]. *Transactions of China Electrotechnical Society*, 2015, 30(21): 1-12. (in Chinese)
- [15] 夏先齐, 张葆, 李贤涛, 等. 基于扩张状态观测器的永磁同步电机低速滑模控制[J]. *光学精密工程*, 2019, 27(12): 2628-2638. (in Chinese)
XIA X Q, ZHANG B, LI X T, *et al.*. Low speed silde mode control of permanent magnet synchronous motor based on extended state observer [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2019, 27(12): 2628-2638.
- [16] 胡寿松, 范存海, 王永. 卫星轨道保持的分散容错控制[J]. *宇航学报*, 1995, 16(4): 76-80.
HU SH S, FAN C H, WANG Y. Decentralized fault tolerant control for trajectory maintenance of satellite [J]. *Journal of Astronautics*, 1995, 16(4): 76-80. (in Chinese)
- [17] 程瑶. 卫星姿态控制系统的混合故障诊断方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
CHENG Y. *The Combined Approach for Fault Diagnosis of Satellite Attitude Control System* [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016. (in Chinese)
- [18] HENRY D. Fault diagnosis of microscope satellite thrusters using filters [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(3): 699-711.
- [19] 马小山, 董文瀚, 李炳乾. 考虑拓扑故障的无人机编队容错控制方法研究[J]. *西北工业大学学报*, 2020, 38(5): 1084-1093.
MA X SH, DONG W H, LI B Q. A fault-tolerant control method for unmanned aerial vehicle (UAV) Formation with topological faults considered [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2020, 38(5): 1084-1093. (in Chinese)
- [20] 温生林, 闫野, 易腾. 超低轨道卫星摄动特性分析及轨道维持方法[J]. *国防科技大学学报*, 2015, 37(2): 128-134.
WEN SH L, YAN Y, YI T. Analyzing perturbation characteristic and orbital maintenance strategy for super low altitude satellite [J]. *Journal of National Defense University of science and technology*, 2015, 37(2): 128-134. (in Chinese)
- [21] CLOHESSY W H, WILTSHIRE R S. Terminal guidance system for satellite rendezvous [J]. *J. Aerospace Sci.*, 1960, 27(9): 653-674.
- [22] YANG P, MA B, DONG Y, *et al.*. Fault-tolerant consensus of leader-following multi-agent systems based on distributed Fault estimation observer [J]. *International Journal of Control, Automation and Systems*, 2018, 16(5): 2354-2362.
- [23] HAN J, ZHANG H G, WANG Y C, *et al.*. Disturbance observer based fault estimation and dynamic output feedback fault tolerant control for fuzzy systems with local nonlinear models[J]. *ISA Transactions*, 2015, 59: 114-124.

作者简介:



陈高杰(1993—),男,河南商丘人,硕士研究生,2018年于东北大学获得学士学位,主要从事卫星编队飞行方面的研究。E-mail: 1515017759@qq.com

导师简介:



常琳(1985—),女,吉林长春人,博士,副研究员,2009年于南开大学获得学士学位,2014年于中国科学院大学获得博士学位,主要研究方向为卫星轨道、姿态控制。E-mail: fanglinchang@aliyun.com