

引用格式:李丽荣,刘春生.基于积分滑模控制的飞行器主动容错控制技术研究[J].电光与控制,2019,26(3):16-20. LI L R, LIU C S. Active fault tolerant control of aircraft based on integral sliding mode control[J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(3):16-20.

基于积分滑模控制的飞行器主动容错控制技术研究

李丽荣, 刘春生

(南京航空航天大学自动化学院,南京 211106)

摘要: 基于容错控制和积分滑模控制理论的研究,对飞行器姿态进行控制,使其具有容错性能。飞行器模型考虑一类具有不确定性以及可能存在执行器故障的非线性系统,针对该系统设计积分滑模控制器,使系统即使在执行器故障情况下也能保持较理想的控制特性。同时也对该系统分别设计基于 Lyapunov 直接法和常规滑模理论的控制,便于仿真验证中作为比较。在有无执行器故障的情况下,观察3种控制对状态变量的影响效果,比较常规滑模和积分滑模控制下的抖振情况,结果表明积分滑模控制在控制效果和减弱抖振方面表现更好。

关键词: 飞行器姿态控制; 容错控制; 积分滑模控制; 执行器故障

中图分类号: V271.4; TP391.4 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2019.03.004

Active Fault Tolerant Control of Aircraft Based on Integral Sliding Mode Control

LI Li-rong, LIU Chun-sheng

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: The attitude of the aircraft is controlled based on the theory of fault-tolerant control and integral sliding mode control to make it fault-tolerant. Taking a class of nonlinear system with uncertainties and possibility of actuator faults as the aircraft model, an integral sliding mode controller was designed for the system, which can keep an ideal control performance even in the case of actuator faults. For comparison, the controller was also designed for the system based on Lyapunov's direct method and sliding mode control theory respectively. Simulation was made in the presence or absence of actuator faults, to observe the effects of the three kinds of control methods on the state variables, and to compare the chattering condition under normal sliding mode control and integral sliding mode control. The results show that integral sliding mode control performs better in control effect and chattering reduction.

Key words: aircraft attitude control; fault tolerant control; integral sliding mode control; actuator fault

0 引言

随着科技的进步和对飞行器的要求越来越高,飞行器的结构愈加复杂,系统的规模也日益增加。而传感器、控制器、执行器及控制过程本身所存在的微小故障都有可能使整体控制性能受到影响,甚至造成系统的不稳定,导致人员和财产的巨大损失^[1]。如何使其在故障情况下也能保持一定程度的稳定,保障系统的可靠性和安全性,成为重要课题。

容错控制让系统具有冗余的性能,对控制器的合

理设计可以补偿时变失效、偏移和非参数化卡死故障问题,还有系统的干扰抑制问题^[2],它的提出为自动控制技术的发展开辟了一个新方向,在现代控制系统中是一种比较普通的提高可靠性和安全性的手段。

依据对故障的处理方式,容错控制可分为被动容错控制和主动容错控制。被动容错控制方法主要基于鲁棒控制技术,在对可能发生的故障做一些预判的基础上设计控制器,使闭环系统对这一故障不敏感,因此属于对系统中故障的被动处理方式;主动容错控制方法不需要预判故障,只通过在线调节控制器的参数或重构控制器来实现容错目的,其概念也正来源于对故障进行主动处理这一事实。

滑模控制是一种在相平面法基础上产生的理论,对某一特定类型的不确定性有固有鲁棒性,能通过容

收稿日期:2018-01-10

修回日期:2018-04-24

基金项目:国家自然科学基金青年基金(1003-GBA15053)

作者简介:李丽荣(1975—),女,河北邢台人,硕士,讲师,研究方向为控制分配与重构、模式识别和智能控制。

错控制处理执行器失效等情况,实现简单^[3]。特点在于系统的结构并不固定,可以在运动过程中,根据系统当前的状态(如偏差及偏差的各阶导数等)有目的地持续变化,迫使系统按照预定的状态,也就是滑动模态的状态轨迹运动。

以往的滑模控制侧重于被动容错范畴,将故障视作一类满足匹配条件的不确定性进行处理。本文在这一思想基础上对可参数化的执行器故障进行直接估计,而以积分滑模控制器及其提供的额外自由度保证系统在未建模动态或干扰等影响下的稳定及其他性能,侧重于进行主动容错控制。

本文采用积分滑模控制技术,对具有不确定性以及可能有执行器故障的非线性系统进行控制,以提高系统的容错控制性能,并同时与 Lyapunov 直接法和滑模控制的效果进行对比。理论分析和仿真结果表明积分滑模控制能达到预计的效果。

1 系统模型

飞行器的运动分为质心运动和相对质心的旋转运动,姿态控制问题是对旋转运动的研究。飞行器的动力学方程和运动学方程^[4]分别为

$$J\dot{\omega} = -\omega^x J\omega + u + d \quad (1)$$

$$\dot{\sigma} = \omega + F\sigma \quad (2)$$

式中: J 表示飞行器的转动惯量矩阵, $J=J^T$ 是正定对称矩阵; $\sigma=(\varphi \ \theta \ \psi)^T$ 表示飞行器在机体坐标系下的三轴姿态角,分别是滚转角、俯仰角和偏航角; $\omega=(\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3)^T$ 是对应的三轴姿态角速度; $u=(u_1 \ u_2 \ u_3)^T$ 为受到的控制力矩; $d=(d_1 \ d_2 \ d_3)^T$ 表示干扰力矩; F 为关于轨道角速度

ω_0 的矩阵, $F = \begin{pmatrix} 0 & 0 & \omega_0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -\omega_0 & 0 & 0 \end{pmatrix}$; ω^x 表示 ω 的中心反对

称矩阵, $\omega^x = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{pmatrix}$ 。

研究如下形式的不确定仿射非线性系统

$$\dot{x} = f(x, t) + Bu(x, t) + \varphi(x, t) \quad (3)$$

式中: $x \in \mathbf{R}^n$,是具有初始条件 $x(t_0) = x_0$ 的状态变量; $f(x, t)$ 是 x 的平滑的有界非线性函数; $u \in \mathbf{R}^m$ 是实际控制输入; $\varphi(x, t)$ 表示参数变化、未建模动力学和外部扰动等引起的不确定项; $B \in \mathbf{R}^{n \times m}$ 是已知的常数矩阵。

如果考虑到执行器部分或完全故障的情况,则执行器的输入和输出关系可以描述为^[5]

$$u_o(x, t) = Lu_i(x, t) + \delta \quad (4)$$

式中: $L = \text{diag}(l_1, \dots, l_m) \in \mathbf{R}^{m \times m}$ 是表示执行器有效性

的矩阵,反映了执行器故障的程度,并且满足 $0 \leq l_i \leq 1, i = 1, \dots, m$; $\delta = (\delta_1, \dots, \delta_m)^T$,表示执行器的有界附加故障,在实际中代表了控制偏移的程度。用代数工具简单地表征执行器有效性的情况,如表1所示。

表1 执行器工作情况

Table 1 Actuator operating condition

执行器工作情况	正常	完全故障	部分故障
l_i	1	0	(0,1)

因此,式(3)中可能含有执行器故障的系统可表示为

$$\dot{x} = f(x, t) + BLu(x, t) + B\delta + \varphi(x, t) \quad (5)$$

在上述飞行器姿态运动的动力学和运动学方程中,定义状态变量 $x = (\sigma^T \ \omega^T)^T = (\varphi \ \theta \ \psi \ \omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3)^T$ 。对于某航天器,在动力学模型参数上, $J = \text{diag}(10 \ 15 \ 20)$,单位为 $\text{kg} \cdot \text{m}^2$, $\omega_0 = 0.0011 \text{ rad/s}$,代表轨道角速度,则该系统可以写成便于研究的不确定非线性状态空间形式,即

$$\dot{x} = F(x, t)x + Bu + B_1d \quad (6)$$

$$\text{式中: } F(x, t) = \begin{pmatrix} 0 & 0 & \omega_0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -\omega_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 3\omega_3/2 & -2\omega_2 \\ 0 & 0 & 0 & -2\omega_3/3 & 0 & 4\omega_1/3 \\ 0 & 0 & 0 & \omega_2/2 & -3\omega_1/4 & 0 \end{pmatrix};$$

$$B = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0.1 & 0 & 0 \\ 0 & 1/15 & 0 \\ 0 & 0 & 0.05 \end{pmatrix}; B_1 = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0.1 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0.1 \\ 0.1 & 0 \end{pmatrix}; d = \begin{pmatrix} 1 \\ -0.6 \end{pmatrix}.$$

$\cos \pi t$,构成系统中的不确定性部分,引起原因有建模误差、输入扰动等。

2 控制律设计

2.1 基于 Lyapunov 直接法设计

Lyapunov 直接法也称 Lyapunov 第二法,通过构造一个类似能量的函数,观察系统的微分方程运动的导数变化情况来判断系统是否能到达平衡状态,可以应用到非线性领域。根据 Lyapunov 稳定性定理,对一个系统,构造一个 Lyapunov 函数 $V(x, t)$, $V(x, t)$ 是正定的^[6],通过保证系统稳定的条件 $\dot{V}(x, t) \leq 0$ 可以求解系统的控制律。

对于上文建立的航天器仿射非线性系统模型,尝试用二次型函数 $x^T Px$ 作为 Lyapunov 函数,其中, $P(x, t) \in$

$\mathbf{R}^{n \times n}$, $n=6$ 。在选择 \mathbf{P} 的过程中,对 $\mathbf{F}(\mathbf{x},t)$ 进行简化,也就是对该系统进行部分线性化,从而可以用线性二次型的方法求出满足微分 Riccati 不等式的 \mathbf{P} 矩阵^[7-8],即

$$\frac{1}{2}\dot{\mathbf{P}} + \frac{1}{2}(\mathbf{P}\mathbf{F} + \mathbf{F}^T\mathbf{P}) - \mathbf{P}\left(\frac{\mathbf{B}\mathbf{B}^T}{\tau} - \frac{1}{4k^2}\mathbf{B}_1\mathbf{B}_1^T\right) \cdot \mathbf{P} + \mathbf{I}_{6 \times 6} \leq 0 \quad (7)$$

式中, k 为常数。对于部分线性化后的系统, Lyapunov 函数

$$\mathbf{V}(\mathbf{x},t) = \mathbf{x}^T\mathbf{P}\mathbf{x} \quad (8)$$

$$\dot{\mathbf{V}}(\mathbf{x},t) = \dot{\mathbf{x}}^T\mathbf{P}\mathbf{x} + \mathbf{x}^T\mathbf{P}\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{x}^T(\mathbf{A}^T\mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{A})\mathbf{x} \quad (9)$$

满足 $\mathbf{A}^T\mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{A}$ 是负定的,则系统是渐进稳定的。

用最优控制的方法,利用工具离线解得非负对称矩阵 \mathbf{P} ,设计控制器为

$$\mathbf{u}(\mathbf{x},t) = -\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T\mathbf{P}\mathbf{x} \quad (10)$$

式(10)用线性化后的数据求得,将其代入原来系统模型,观察控制效果并调整,对于设计的控制器,在仿真中作为输入加入模型。

2.2 滑模控制设计

滑模变结构控制是鲁棒控制方法的典型代表,广泛适用于线性及非线性系统、不确定系统和时变系统等。对滑模控制系统来说,整个状态运动包括趋近运动和滑模运动两个过程,所以相应地,滑模控制器也可以分成两个部分设计^[9]:使系统状态运动轨迹从初始状态趋近于滑模面的趋近控制,记作 \mathbf{u}_{sl} ;以及使状态轨迹在滑模面上做滑模运动的等效控制,记作 \mathbf{u}_{eq} 。

$s(\mathbf{x})$ 的设计是滑模控制的基础,决定了滑动模态方程,即确定了滑模运动的稳定性与动态品质,首先对切换面 $s(\mathbf{x})$ 进行设计。

对 $s(\mathbf{x})$ 的稳定性要求为

$$s\dot{s} < 0 \quad (11)$$

对于上面的不确定仿射非线性系统,构造线性滑模切换函数

$$s(\mathbf{x}) = \mathbf{C}\mathbf{x} \quad (12)$$

由等效控制方法,将 $s(\mathbf{x})$ 的导数控制为 0,有

$$\mathbf{C}\mathbf{F}(\mathbf{x})\mathbf{x} + \mathbf{C}\mathbf{B}\mathbf{u}_{eq} + \mathbf{C}\mathbf{B}_1\mathbf{d} = 0 \quad (13)$$

式中, \mathbf{C} 为 $m \times n$ 矩阵。假设对任何 \mathbf{x} 和 t , $\det(\mathbf{C}\mathbf{B}) \neq 0$,则

$$\mathbf{u}_{eq} = -(\mathbf{C}\mathbf{B})^{-1}(\mathbf{C}\mathbf{F}(\mathbf{x})\mathbf{x} + \mathbf{C}\mathbf{B}_1\mathbf{d}) \quad (14)$$

将 \mathbf{u}_{eq} 代入原系统,得

$$\dot{\mathbf{x}} = [\mathbf{I} - \mathbf{B}(\mathbf{C}\mathbf{B})^{-1}\mathbf{C}]\mathbf{F}(\mathbf{x},t)\mathbf{x} + [\mathbf{I} - \mathbf{B}(\mathbf{C}\mathbf{B})^{-1}\mathbf{C}]\mathbf{B}_1\mathbf{d} \quad (15)$$

只要 $\mathbf{C}\mathbf{B}$ 满足对应行列式值不为 0,滑模运动就可以实现,可以用最优控制的方法确定切换函数的 \mathbf{C} 。切换函数确定后可以对系统进行控制器的设计。对该系统,采用等效控制加切换控制的控制律

$$\mathbf{u} = \mathbf{u}_{eq} + \mathbf{u}_{sl} \quad (16)$$

常规的切换控制有常值切换控制、函数切换控制和比例切换控制等。其中,等效控制输入 \mathbf{u}_{eq} 用于保证系统在滑模面上的稳定性,而不连续控制量 \mathbf{u}_{sl} 则用于保证滑模控制的可达性^[10],这里的 \mathbf{u}_{sl} 采用常值切换控制的形式。常值切换控制函数为

$$\mathbf{u}_{sl} = \mathbf{u}_0 \operatorname{sgn}(s(\mathbf{x})) \quad (17)$$

式中, \mathbf{u}_0 为常数列向量。

2.3 积分滑模控制设计

滑模控制器通过在滑模面 $s=0$ 上的瞬间切换实现控制,在实际系统中,开关的瞬间切换往往伴随时间与空间的滞后,并受系统惯性、延迟及测量误差等多方面因素影响。因此,系统的轨迹在到达切换面 $s=0$ 后将围绕滑模面为中心抖动,在理想的滑动模态上叠加而形成抖振现象。

抖振作为滑模控制的固有特性,它的消除也意味着变结构控制抗扰动和抗扰能力的消除。但是抖振会影响控制的准确性,影响系统稳定。在传统滑模控制中引入积分项,并且选择适当的初始值使得切换函数在初始时刻就满足 $s=0$,也就是状态轨迹始终起始于滑模面^[11]。

积分滑模控制 (ISMC) 的设计过程和一般滑模控制相似,但与传统滑模控制方法相比, ISMC 在切换函数、控制实现及鲁棒性等方面都有独特性。ISMC 能让系统状态轨迹从最初就位于滑模面上,实现了全局滑模^[12]。积分滑模控制也可以分成两个部分设计:趋近控制和等效控制,如式(16)所示。

不同的是,积分滑模控制的 s 加入积分项以及合适的初始值,被构造成

$$s(\mathbf{x},t) = \mathbf{G}\{\mathbf{x}(t) - \mathbf{x}_0 - \int_{t_0}^t [f(\mathbf{x},\tau) + \mathbf{B}\mathbf{u}_0(\mathbf{x},\tau)] d\tau\} \quad (18)$$

式中, $\mathbf{u}_0(\mathbf{x},t)$ 是由高阶控制器产生的连续控制信号,可以用 Matlab 仿真中求得的最优控制律代入。

将 $s(\mathbf{x},t)$ 的一阶导数约束为零,求出等效控制输入。

$$\dot{s} = \mathbf{G}(\mathbf{f} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{B}_1\mathbf{d} - \mathbf{f} - \mathbf{B}\mathbf{u}_0) = \mathbf{G}\mathbf{B}(\mathbf{u} - \mathbf{u}_0) + \mathbf{G}\mathbf{B}_1\mathbf{d} \quad (19)$$

求解方程 $\dot{s}(\mathbf{x},t) = 0$ 得到等效控制

$$\mathbf{u}_{eq} = -(\mathbf{G}\mathbf{B})^{-1}\mathbf{G}\mathbf{B}_1\mathbf{d} + \mathbf{u}_0 \quad (20)$$

通过将 \mathbf{u}_{eq} 代入状态方程的 \mathbf{u} ,得到滑模动力学方程

$$\dot{\mathbf{x}}_{eq} = \mathbf{f} + \mathbf{B}\mathbf{u}_0 + [\mathbf{I} - \mathbf{B}(\mathbf{G}\mathbf{B})^{-1}\mathbf{G}]\mathbf{B}_1\mathbf{d} \quad (21)$$

\mathbf{u}_{sl} 还是采用式(17)常值切换控制的形式。

但是在常规滑模控制中,不连续控制量 \mathbf{u}_{sl} 用于保证积分滑模控制的可达性,而积分滑模控制在传统滑模控制中引入积分项,并且选择适当的初始值使得切换函数在初始时刻就满足 $s=0$,也就是状态轨迹始终

起始于滑模面。所以在这里切换控制也起到了等效控制维持状态在滑模面运动的功能。故大胆尝试只用趋近控制的情况,即

$$u = u_{sl} = u_0 \text{sgn}(s(x)) \quad (22)$$

将单独的切换函数作为控制律。

3 仿真验证

3.1 Matlab 仿真

仿真的目的是比较3种控制的性能,为便于通过仿真结果观察控制效果,用部分线性化的 $F(x, t)$ 作为

$$A \text{ 阵, 即 } A = \begin{pmatrix} 0 & 0 & \omega_0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -\omega_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \text{。 代入 Matlab}$$

仿真中,并且忽略不确定性部分。加入控制器后作为理想控制效果,比较控制器在 Simulink 模型中的表现。

对于状态变量 $x = (\sigma^T \omega^T)^T = (\varphi \theta \psi \omega_1 \omega_2 \omega_3)^T$, 给定姿态角和对应角速度的初值为 $x(0) = (0.25 \ 0.15 \ -0.2 \ -0.3 \ 0.2 \ -0.15)^T$ 。通过最优控制设计的控制器对系统进行控制,得到理想响应曲线,如图1所示。

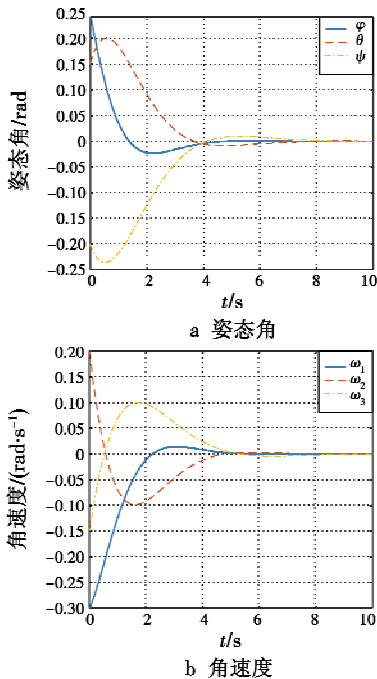


图1 线性系统最优控制的状态响应曲线
Fig. 1 The state response curves of the optimum control of the linear system

3.2 Simulink 建模仿真

对于上述系统建立 Simulink 模型,分为执行器正常工作情况和故障情况。故障的设置通过改变执行器

有效性参数 L 的值,而改变有界附加故障 δ 的值可以反映控制的偏移量,两参数设定为 $L = \text{diag}(1 \ 0.5 \ 0.65)$, $\delta = (0 \ 1.5 \ 2.5)$ 。

在执行器正常工作情况下,基于 Lyapunov 直接法、常规滑模控制和积分滑模控制3种方法进行仿真,得到姿态角和角速度响应曲线,如图2所示。

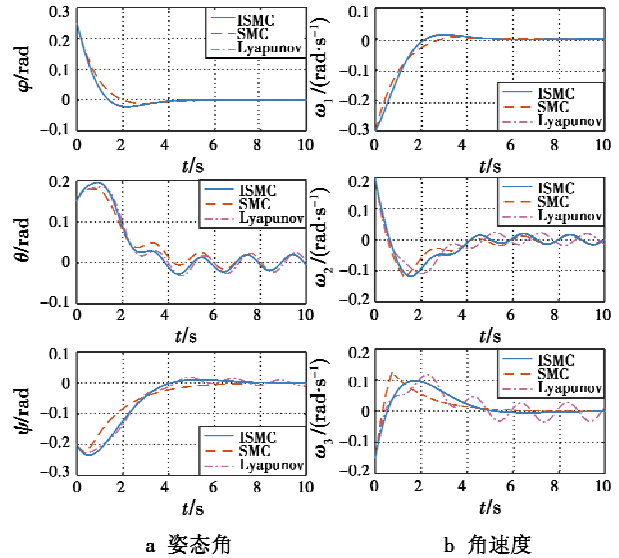


图2 执行器正常工作情况下的状态响应曲线
Fig. 2 The state response curves when the actuator is under normal working conditions

从图2中可看出,执行器正常工作的情况下,设计的3种控制律的控制效果与理想响应曲线基本一致,动态性能很接近。但是由于 Simulink 建模中考虑了不确定项,而基于 Lyapunov 直接法设计的控制律无法彻底消除该不确定性,所以状态变量 $\theta, \psi, \omega_2, \omega_3$ 不能完全收敛到平衡点,而是在平衡状态附近做小幅震荡,即俯仰角、偏航角及相应的角速度无法趋近于零。滑模和积分滑模控制的 ψ, ω_3 趋于平衡后不再产生震荡,实现了渐进收敛,说明滑模控制在减弱和消除不确定性影响方面优于基于 Lyapunov 直接法设计的控制器。

在执行器发生故障的情况下,基于3种控制方法进行仿真,得到姿态角和角速度响应曲线,如图3所示。从图3中可以看出,在执行器发生故障的情况下,基于 Lyapunov 直接法设计的控制律效果很差, θ, ψ 分别在 0.3 rad 和 0.4 rad 附近做小幅震荡,即俯仰角和偏航角在给定初值后无法通过该控制律到达平衡状态附近,偏航角速度也经历了较大的变化。基于滑模控制的控制律在执行器故障的情况下能使系统回到平衡状态,具有一定的容错能力。而与常规滑模控制比较,积分滑模控制的效果更好,在对姿态角的控制效果接近的情况下,滑模控制下对应姿态角速度的变化明显比积分滑模控制的更剧烈,控制效果不如 ISMC 平滑。

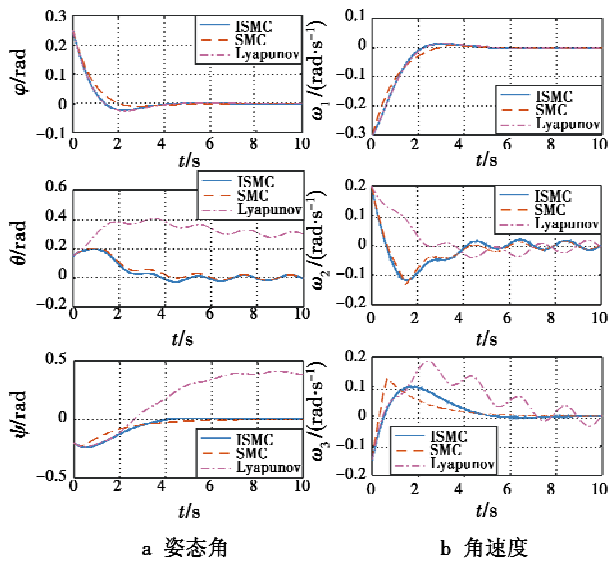


图3 执行器故障情况下的状态响应曲线

Fig.3 The state response curves when the actuator is under fault conditions

图4 给出滑模控制和积分滑模控制的切换函数变化曲线。

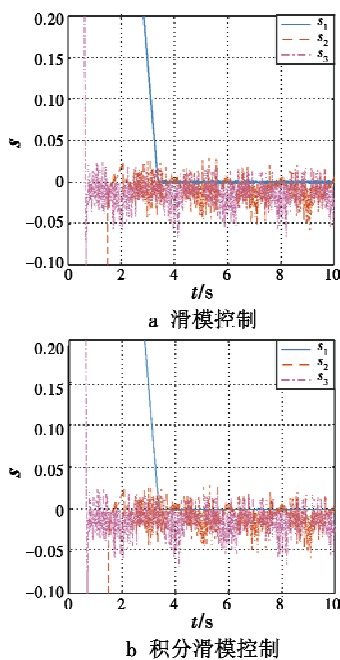


图4 滑模控制和积分滑模控制切换函数变化曲线

Fig.4 The curves of the switching function of SMC and ISMC

从图4中可以看出,滑模控制的状态轨迹在经过一定时间后才进入滑模面,并且抖振比积分滑模控制稍剧烈一些。积分滑模控制的抖振比较小,而且状态轨迹始终在滑模面上,实现全局滑模。

4 总结

对于一类仿射非线性的航天器模型,本文基于 Lyapunov 直接法、常规滑模控制和积分滑模控制 3 种方法设计了控制律,在执行器正常工作和故障情况下,进行了仿真验证。结果表明,滑模控制能实现对执行器故障的容错,并且对部分状态变量的不确定性影响的消除具有一定的作用。与常规滑模控制相比,积分滑模控制在控制效果和减弱抖振方面表现更好。

参考文献

- [1] 胡寿松,刘亚.复杂工程系统的可靠控制[J].华北电力大学学报,2003,30(2):34-40.
- [2] 金小峥,原忠虎,李彦平.主动容错控制理论:自适应方法[M].北京:电子工业出版社,2014.
- [3] 刘金琨.滑模变结构控制 MATLAB 仿真[M].北京:清华大学出版社,2005.
- [4] SIDIM J. Spacecraft dynamics and control; a practical engineering approach [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1997.
- [5] 宋筱淇.基于自适应技术的不确定系统容错控制研究[D].南京:南京航空航天大学,2016.
- [6] 胡寿松.自动控制原理[M].3版.北京:国防工业出版社,1994.
- [7] 胡寿松,王执铨,胡维礼.最优控制理论与系统[M].2版.北京:科学出版社,2005.
- [8] XU J X, PAN Y J, LEE T H. Analysis and design of integral sliding mode control based on Lyapunov's direct method[C]//American Control Conference, Denver, 2003: 192-196.
- [9] 傅健.近空间飞行器非线性飞控系统鲁棒滑模控制[D].南京:南京航空航天大学,2013.
- [10] 姚琼荟,黄继起,吴汉松.变结构控制系统[M].重庆:重庆大学出版社,1997.
- [11] 董文瀚,马振强,解武杰,等.非匹配不确定离散系统的无抖振积分滑模控制[J].控制与决策,2015,30(12):2181-2186.
- [12] 丛炳龙,刘向东,陈振.刚体航天器姿态跟踪系统的自适应积分滑模控制[J].航空学报,2013,34(3):620-628.