

欠驱动航天器李雅普诺夫函数非线性姿态控制

夏德银[†]

(北京控制与电子技术研究所, 北京 100038)

摘要:本文提出了一种李雅普诺夫函数的非线性控制方法. 用于完成欠驱动刚体航天器(UCRS)姿态系统的稳定控制, 确保UCRS全程稳定飞行. 首先, 根据已知的UCRS系统的动力学模型和利用(w, z)参数表述的运动学模型, 变换得到动力学和运动学的一体化模型; 其次, 对于有驱动轴输出力矩作用的姿态控制通道, 通过分别构造合适的李雅普诺夫函数, 推导得到驱动轴控制力矩的耦合等式; 再次, 通过解算两个驱动轴控制力矩的耦合等式, 推导得到驱动轴控制力矩的函数表达式, 完成李雅普诺夫函数的非线性控制器(LFNC)设计, 确保姿态系统参数的一致收敛; 最终, 为了检验本文提出的LFNC的性能, 进行了数值仿真实验, 另外选取了奇异避免的反步控制器(SABSC)进行比较, 实验结果表明本文提出的控制器LFNC具有更好的控制性能.

关键词:欠驱动; 航天器; 李雅普诺夫函数; 姿态控制; 反步

引用格式:夏德银. 欠驱动航天器李雅普诺夫函数非线性姿态控制. 控制理论与应用, 2020, 37(10): 2093 – 2097

DOI: 10.7641/CTA.2020.90698

The Lyapunov function nonlinear attitude control of under-actuated spacecraft

XIA De-yin[†]

(Beijing Institute of Control and Electronic Technology, Beijing 100038, China)

Abstract: This paper proposes a Lyapunov function nonlinear control algorithm, which is used to finish the stability control of the under-actuated rigid spacecraft (UCRS) attitude system and make the UCRS fly steadily throughout the flight. Firstly, according to the known dynamics model and the kinetic model described by using the (w, z) parameters of the UCRS system, the integrated model of dynamic and kinematic is transformed and expressed. Secondly, for the attitude control channel with driving shaft output torque, by constructing an appropriate Lyapunov function separately, the coupling equation of driving shaft control torque is derived. Thirdly, by solving the coupling equations of two driving shaft control torque, the function expressions of the driving shaft control torque are derived, and the Lyapunov function nonlinear controller (LFNC) design is finished to ensure that the parameters of the attitude system are uniformly convergent. Finally, in order to evaluate the performance of LFNC provided by this paper, the numerical simulation experiment is given, and by comparing with the singularity avoidance back-stepping controller (SABSC), the experimental results confirm that LFNC proposed in this paper has better control performance.

Key words: under-actuated; spacecraft; Lyapunov function; attitude control; back-stepping

Citation: XIA Deyin. The Lyapunov function nonlinear attitude control of under-actuated spacecraft. *Control Theory & Applications*, 2020, 37(10): 2093 – 2097

1 引言

欠驱动机械系统是一类控制输入个数小于系统自由度的控制系统, 它广泛地存在于机器人、航空航天等各个领域, 由于控制输入个数的减小, 较大地增加了系统的控制难度, 因此它成为控制系统的研究热点之一. 针对欠驱动机械系统, 研究人员已经提出了较多的控制方法, 例如文献[1]提出了基于能量的控制方法; 文献[2–3]分别设计了基于神经网络补偿摩擦的奇

异避免能量控制器以及基于模糊神经网络补偿摩擦的奇异避免能量控制器等.

欠驱动航天器是一类具有强非线性和强耦合性的复杂机械系统. 针对欠驱动航天器的执行机构出现故障或者缺失的状况, 已经出现了较多有价值的研究成果. 文献[4]设计了分段解耦的姿态控制器, 每一步解耦的前提是前面分段的控制误差要尽量地趋近于零; 文献[5]给出了零角动量逆最优的稳定控制器, 对输入

收稿日期: 2019–08–22; 录用日期: 2020–05–09.

[†]通信作者. E-mail: xia5172@sina.com; Tel.: +86 18514667572.

本文责任编辑: 倪茂林.

不确定性具有一定的鲁棒性; 文献[6]提出了反步控制器, 只是所应用的运动学模型未考虑失控轴的角速度, 给出的反应控制器存在奇异性, 需要证明在奇异点姿态控制系统也是收敛的; 文献[7]给出了一种复杂的连续时变控制律, 通过引入辅助变量和设计中间虚拟变量使得系统的参数趋于稳定; 文献[8]给出了零角动量逆最优的稳定控制器, 对输入不确定性具有一定的鲁棒性; 文献[9]采用路径规划获得开环最优控制输入和非线性预测控制方法(nonlinear model predictive control, NMPC)实现系统的反馈控制, 给出的NMPC方法计算量较大, 需要进一步提升系统的在线优化实时性; 文献[10]将鲁棒变增益PID控制转化为双线性矩阵不等式可行解的问题, 增大了计算量, 增加了控制器求解的复杂度; 文献[11]根据Pontryagin极小值原理将系统姿态运动跟踪问题转化为两点边界值问题, 采用Legendre-Gauss-Lobatto将两点边值问题转换为一个线性方程组求解.

综上所述, 研究结果表明欠驱动轴角速度快速收敛是航天器姿态系统稳定收敛的重要前提; 具有奇异性的姿态系统控制器, 需要证明在奇异点姿态控制系统也是稳定收敛的; 奇异避免的反步控制器, 通过构造结构复杂的理想姿态角速度避免控制器出现奇异性. 由此本文提出了一种李雅普诺夫函数的非线性连续控制器:

1) 基于欠驱动刚体航天器动力学和运动学的一体化模型, 考虑失控轴的角速度, 设计了李雅普诺夫函数的非线性控制器, 利用三通道之间的强耦合性实现了驱动轴角速度和欠驱动轴角速度在较短的时间内快速地收敛到稳定状态.

2) 通过构造合适的李雅普诺夫函数及其一阶导数的变化控制律, 推导得到了李雅普诺夫函数的非线性连续控制器.

3) 构造的李雅普诺夫函数及其一阶导数的变化控制律结构简单, 通过调节控制律的相关参数, 确保控制器具有较好的快速性和收敛性.

最终, 为了检验本文提出的李雅普诺夫函数非线性控制器(Lyapunov function nonlinear controller, LFNC)的性能, 进行了数值仿真实验, 另外选取了奇异避免的反步控制器进行比较, 实验结果表明本文提出的控制器(singularity avoidance back-stepping controller, SABC)具有较好的控制性能.

2 数学模型

2.1 动力学模型

本文使用的航天器姿态动力学方程^[7]如下所示:

$$J \cdot \dot{\omega} + \tilde{\omega} \times (J \cdot \omega) = T, \quad (1)$$

其中: $\omega = (\omega_x \ \omega_y \ \omega_z)^T$ 表示航天器姿态角速度; $\tilde{\omega}$ 表

示反对称方阵; $T = (T_x \ T_y \ T_z)^T$ 表示控制力矩; $J = \text{diag}\{J_x, J_y, J_z\}$ 表示航天器转动惯量.

为了不失一般性, 假定刚体航天器绕Y轴的控制力矩 T_y 缺失, 则航天器动力学方程转化为如下形式:

$$\begin{cases} J_x \dot{\omega}_x + (J_z - J_y) \omega_y \omega_z = T_x, \\ J_y \dot{\omega}_y + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z = 0, \\ J_z \dot{\omega}_z + (J_y - J_x) \omega_y \omega_x = T_z, \end{cases} \quad (2)$$

其中 T_x, T_z 表示航天器姿态系统的控制输入.

2.2 运动学模型

本文以 (w, z) 参数^[7]描述的航天器姿态运动学方程如下所示:

$$\begin{cases} \dot{w}_1 = w_2 \omega_z + \frac{1}{2}(1 + w_1^2 - w_2^2)\omega_x + w_1 w_2 \omega_y, \\ \dot{w}_2 = -w_1 \omega_z + \frac{1}{2}(1 - w_1^2 + w_2^2)\omega_y + w_1 w_2 \omega_x, \\ \dot{z} = \omega_z + w_1 \omega_y - w_2 \omega_x, \end{cases} \quad (3)$$

其中 w_1, w_2, z 表示航天器姿态.

2.3 一体化模型

由动力学模型式(2)和运动学模型式(3)联合推导可得

$$\begin{cases} 2J_x(\ddot{w}_1 - \dot{w}_2 \dot{z} - w_2 \ddot{z}) + A_x = (1 + w_1^2 + w_2^2)T_x, \\ 2J_y(\ddot{w}_2 - \dot{w}_1 \dot{z} - w_1 \ddot{z}) + A_y = 0, \\ 2J_z(w_2 \ddot{w}_1 - w_1 \ddot{w}_2 + \frac{\ddot{z}}{2}(1 - w_1^2 - w_2^2)) + A_z - \\ 2J_z w_1 \dot{w}_1 \dot{z} - 2J_z w_2 \dot{w}_2 \dot{z} = (1 + w_1^2 + w_2^2)T_z, \end{cases} \quad (4)$$

其中:

$$\begin{aligned} A_x &= -J_x \frac{4w_1 \dot{w}_1^2 - 4w_1 w_2 \dot{w}_1 \dot{z} + 4w_2 \dot{w}_1 \dot{w}_2 - 4w_2^2 \dot{w}_2 \dot{z}}{1 + w_1^2 + w_2^2} + \\ &\quad (J_z - J_y)(1 + w_1^2 + w_2^2)\omega_y \omega_z, \\ A_y &= -J_y \frac{4w_1 \dot{w}_1 \dot{w}_2 + 4w_1^2 \dot{w}_1 \dot{z} + 4w_2 \dot{w}_2^2 + 4w_1 w_2 \dot{w}_2 \dot{z}}{1 + w_1^2 + w_2^2} + \\ &\quad (J_x - J_z)(1 + w_1^2 + w_2^2)\omega_x \omega_z, \\ A_z &= -J_z \frac{2(w_1 \dot{w}_1 + w_2 \dot{w}_2)(2w_2 \dot{w}_1 + (1 - w_1^2 - w_2^2)\dot{z})}{1 + w_1^2 + w_2^2} + \\ &\quad (J_y - J_x)(1 + w_1^2 + w_2^2)\omega_x \omega_y + \\ &\quad \frac{4J_z w_1 \dot{w}_2 (w_1 \dot{w}_1 + w_2 \dot{w}_2)}{1 + w_1^2 + w_2^2}. \end{aligned}$$

根据式(4)进一步变换可得

$$\begin{cases} \ddot{w}_1 = \Gamma_x + \frac{w_2}{J_z} T_z + \frac{1 + w_1^2 - w_2^2}{2J_x} T_x, \\ \ddot{w}_2 = \Gamma_y - \frac{w_1}{J_z} T_z + \frac{w_1 w_2}{J_x} T_x, \\ \ddot{z} = \Gamma_z + \frac{1}{J_z} T_z - \frac{w_2}{J_x} T_x, \end{cases} \quad (5)$$

其中:

$$\begin{aligned} \Gamma_x &= \frac{w_2(J_y J_z w_2 \Lambda_x - J_x J_z w_1 \Lambda_y)}{J_x J_y J_z (1 + w_1^2 + w_2^2)} + \\ &\quad \dot{w}_2 \dot{z} - \frac{\Lambda_x}{2J_x} - \frac{w_2 \Lambda_z}{J_z (1 + w_1^2 + w_2^2)}, \\ \Gamma_y &= \frac{w_1(J_y J_z w_2 \Lambda_x - J_x J_z w_1 \Lambda_y)}{J_x J_y J_z (1 + w_1^2 + w_2^2)} - \\ &\quad \dot{w}_1 \dot{z} - \frac{\Lambda_y}{2J_y} + \frac{w_1 \Lambda_z}{J_z (1 + w_1^2 + w_2^2)}, \\ \Gamma_z &= \frac{-\Lambda_z}{J_z (1 + w_1^2 + w_2^2)} + \frac{J_y J_z w_2 \Lambda_x - J_x J_z w_1 \Lambda_y}{J_x J_y J_z (1 + w_1^2 + w_2^2)}. \end{aligned}$$

3 控制器设计

在给出的驱动轴控制力矩 T_x 和 T_z 耦合等式的基础上, 通过联合解算两个耦合等式, 推导得到控制力矩 T_x 和 T_z 的函数表达式, 完成李雅普诺夫函数非线性控制器的设计.

3.1 T_x, T_z 耦合等式设计

为了便于得到驱动轴控制力矩 T_x 和 T_z 的耦合等式, 本文以 w_1 为变量, 构造的李雅普诺夫函数如下所示:

$$V = \frac{1}{2} \tilde{w}_1^2 + \frac{1}{2} J_x J_y J_z \dot{w}_1^2, \quad (6)$$

其中 $\tilde{w}_1 = w_1 - w_{1d}$, w_{1d} 为 w_1 期望值, 是一个常数. 由于 $V \geq 0$ 为正定函数, 对其求导可得

$$\dot{V} = \tilde{w}_1 \dot{w}_1 + J_x J_y J_z \dot{w}_1 \ddot{w}_1. \quad (7)$$

根据式(5)可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= J_x J_y J_z \dot{w}_1 (\Gamma_x + \frac{w_2}{J_z} T_z + \frac{1 + w_1^2 - w_2^2}{2J_x} T_x) + \\ &\quad \tilde{w}_1 \dot{w}_1. \end{aligned} \quad (8)$$

本文给出如下控制律:

$$\begin{aligned} 2J_x J_y J_z \Gamma_x + 2J_x J_y w_2 T_z + J_y J_z (w_1^2 - w_2^2) T_x = \\ -2k_{11} \dot{w}_1 - 2k_{12} \dot{w}_1 \dot{w}_2^2 - 2k_{13} \dot{w}_1 \dot{w}_2^4 - \\ 2k_{14} |\tilde{w}_1| \dot{w}_1 - 2k_{15} |\tilde{w}_2| \dot{w}_1 - J_y J_z T_x - 2\tilde{w}_1, \end{aligned} \quad (9)$$

即

$$\begin{aligned} \dot{V} = -k_{11} \dot{w}_1^2 - k_{12} \dot{w}_1^2 \dot{w}_2^2 - k_{13} \dot{w}_1^2 \dot{w}_2^4 - \\ k_{14} |\tilde{w}_1| \dot{w}_1^2 - k_{15} |\tilde{w}_2| \dot{w}_1^2. \end{aligned} \quad (10)$$

注 1 $k_{11} > 0$, $k_{12} > 0$, $k_{13} > 0$, $k_{14} > 0$, $k_{15} > 0$ 为正数, k_{11} 确保姿态控制器具有较好的快速性, $k_{12}, k_{13}, k_{14}, k_{15}$ 确保姿态控制器具有较好的控制精度.

为了简化表示, 令

$$\begin{aligned} \Upsilon_x &= -2\tilde{w}_1 - 2J_x J_y J_z \Gamma_x - 2k_{11} \dot{w}_1 - 2k_{12} \dot{w}_1 \dot{w}_2^2 - \\ &\quad 2k_{13} \dot{w}_1 \dot{w}_2^4 - 2k_{14} |\tilde{w}_1| \dot{w}_1 - 2k_{15} |\tilde{w}_2| \dot{w}_1, \end{aligned} \quad (11)$$

则式(9)表示为

$$2J_x J_y w_2 T_z + J_y J_z (1 + w_1^2 - w_2^2) T_x = \Upsilon_x. \quad (12)$$

另外以 z 为变量, 本文构造的李雅普诺夫函数如下所示:

$$L = \frac{1}{2} \tilde{z}^2 + \frac{1}{2} J_x J_y J_z \dot{z}^2, \quad (13)$$

其中 $\tilde{z} = z - z_d$, z_d 为 z 期望值, 是一个常数. 由于 $L \geq 0$ 为正定函数, 对其求导可得

$$\dot{L} = \tilde{z} \dot{z} + J_x J_y J_z \dot{z} (\Gamma_z + \frac{1}{J_z} T_z - \frac{w_2}{J_x} T_x). \quad (14)$$

根据式(5)可得

$$\dot{L} = \tilde{z} \dot{z} + J_x J_y J_z \dot{z} (\Gamma_z + \frac{1}{J_z} T_z - \frac{w_2}{J_x} T_x). \quad (15)$$

本文给出如下控制律:

$$\begin{aligned} J_x J_y T_z - J_y J_z w_2 T_x = \\ -2k_{24} |\tilde{w}_1| \dot{z} - 2k_{22} \dot{z} \dot{w}_2^2 - \tilde{z} - \\ 2k_{23} \dot{z} \dot{w}_2^4 - 2k_{25} |\tilde{w}_2| \dot{z} - 2k_{21} \dot{z} - J_x J_y J_z \Gamma_z, \end{aligned} \quad (16)$$

即

$$\begin{aligned} \dot{L} = -2k_{21} \dot{z}^2 - 2k_{22} \dot{z}^2 \dot{w}_2^2 - 2k_{23} \dot{z}^2 \dot{w}_2^4 - \\ 2k_{24} |\tilde{w}_1| \dot{z}^2 - 2k_{25} |\tilde{w}_2| \dot{z}^2. \end{aligned} \quad (17)$$

注 2 $k_{21} > 0$, $k_{22} > 0$, $k_{23} > 0$, $k_{24} > 0$, $k_{25} > 0$ 为正数, k_{21} 确保姿态控制器具有较好的快速性, $k_{22}, k_{23}, k_{24}, k_{25}$ 确保姿态控制器具有较好的控制精度.

为了简化表示, 令

$$\begin{aligned} \Upsilon_z &= -2k_{21} \dot{z} - 2k_{22} \dot{z} \dot{w}_2^2 - 2k_{23} \dot{z} \dot{w}_2^4 - 2k_{24} |\tilde{w}_1| \dot{z} - \\ &\quad \tilde{z} - 2k_{25} |\tilde{w}_2| \dot{z} - J_x J_y J_z \Gamma_z, \end{aligned} \quad (18)$$

则式(16)表示为

$$J_x J_y T_z - J_y J_z w_2 T_x = \Upsilon_z. \quad (19)$$

3.2 T_x, T_z 设计

根据式(12)(19), 耦合等式方程组如下所示:

$$\begin{cases} 2J_x J_y w_2 T_z + J_y J_z (1 + w_1^2 - w_2^2) T_x = \Upsilon_x, \\ J_x J_y T_z - J_y J_z w_2 T_x = \Upsilon_z. \end{cases} \quad (20)$$

对式(20)进行解算可得

$$\begin{cases} T_x = \frac{\Upsilon_x - 2w_2 \Upsilon_z}{J_y J_z (1 + w_1^2 + w_2^2)}, \\ T_z = \frac{w_2 \Upsilon_x + (1 + w_1^2 - w_2^2) \Upsilon_z}{J_x J_y (1 + w_1^2 - w_2^2)}. \end{cases} \quad (21)$$

注 3 由式(20)推导得到驱动轴控制力矩 T_x 和 T_z 的函数表达式, 即本文提出的李雅普诺夫函数非线性控制器, 完成欠驱动航天器姿态系统的稳定控制.

此外,根据式(8)和式(21)可得

$$\begin{aligned}\dot{V} &= J_x J_y J_z \dot{w}_1 (\Gamma_x + \frac{w_2}{J_z} T_z + \frac{1 + w_1^2 - w_2^2}{2 J_x} T_x) + \\ \tilde{w}_1 \dot{w} &= J_x J_y J_z \dot{w}_1 (\Gamma_x + \frac{\Upsilon_x}{2 J_x J_y J_z}) + \tilde{w}_1 \dot{w}_1.\end{aligned}\quad (22)$$

将 Υ_x 代入式(22)可得

$$\begin{aligned}\dot{V} &= -k_{11} \dot{w}_1^2 - k_{12} \dot{w}_1^2 \dot{w}_2^2 - k_{13} \dot{w}_1^2 \dot{w}_2^4 - k_{14} |\tilde{w}_1| \dot{w}_1^2 - \\ k_{15} |\tilde{w}_2| \dot{w}_1^2 + \tilde{w}_1 \dot{w}_1 - \tilde{w}_1 \dot{w}_1,\end{aligned}\quad (23)$$

简化后可得

$$\begin{aligned}\dot{V} &= -k_{11} \dot{w}_1^2 - k_{12} \dot{w}_1^2 \dot{w}_2^2 - k_{13} \dot{w}_1^2 \dot{w}_2^4 - \\ k_{14} |\tilde{w}_1| \dot{w}_1^2 - k_{15} |\tilde{w}_2| \dot{w}_1^2 \leq 0.\end{aligned}\quad (24)$$

注4 由式(24)中 $\dot{V} \leq 0$ 可知,在本文给出的李雅普诺夫函数非线性控制器的作用下,欠驱动刚体航天器变量 w_1 收敛到稳定值 w_{1d} , \dot{w}_1 收敛到0.

同时由式(15)和式(21)推导得到

$$\begin{aligned}\dot{L} &= \ddot{z} \dot{z} + J_x J_y J_z \dot{z} (\Gamma_z + \frac{1}{J_z} T_z - \frac{w_2}{J_x} T_x) = \\ \ddot{z} \dot{z} &+ J_x J_y J_z \dot{z} (\Gamma_z + \frac{\Upsilon_z}{J_x J_y J_z}),\end{aligned}\quad (25)$$

将 Υ_z 代入式(25)可得

$$\begin{aligned}\dot{L} &= -2k_{21} \dot{z}^2 - 2k_{22} \dot{z}^2 \dot{w}_2^2 - 2k_{23} \dot{z}^2 \dot{w}_2^4 - \\ 2k_{24} |\tilde{w}_1| \dot{z}^2 - 2k_{25} |\tilde{w}_2| \dot{z}^2 - \ddot{z} \dot{z} + \ddot{z} \dot{z},\end{aligned}\quad (26)$$

变换后可得

$$\begin{aligned}\dot{L} &= -2k_{21} \dot{z}^2 - 2k_{22} \dot{z}^2 \dot{w}_2^2 - 2k_{23} \dot{z}^2 \dot{w}_2^4 - \\ 2k_{24} |\tilde{w}_1| \dot{z}^2 - 2k_{25} |\tilde{w}_2| \dot{z}^2 \leq 0.\end{aligned}\quad (27)$$

注5 由式(27)中 $\dot{L} \leq 0$ 可知,在本文给出的李雅普诺夫函数非线性控制器的作用下,欠驱动刚体航天器变量 z 收敛到稳定值 z_d , \dot{z} 收敛到0.

注6 在本文设计的控制器 T_x , T_z 的作用下, \tilde{w}_1 , \tilde{z} 收敛到0, w_1 和 z 收敛到期望常值, ω_x , ω_z 收敛到0. $T_y = 0$ 时,由 $\omega_x = \omega_z = 0$ 和式(2)中 $\dot{\omega}_y = \frac{J_z - J_x}{J_y} \omega_x \omega_z$ 可得 $\dot{\omega}_y = 0$, ω_y 收敛到一个常值;由 $\dot{w}_1 = \dot{z} = \omega_x = \omega_z = 0$ 和式(3)可知 $\omega_z = \frac{-2w_1 \dot{w}_2}{1 + w_1^2 + w_2^2}$,可得 w_2 也收敛到一个常值.

4 仿真研究

为了检验本文提出的李雅普诺夫函数非线性控制器(LFNC)的性能,另外选取了奇异避免的反步控制器(SABSC)进行比较,将LFNC,SABSC分别与欠驱动航天控制器的运动学和动力学模型组成闭环系统进行数值仿真分析.其中航天器硬件结构参数在表1中给出.LFNC的主要控制参数在表2中列出.在LFNC的作用下,假定航天器的初始姿态角速度均为零,初始参数分别为 $(w_1(0), w_2(0), z(0)) = (-0.8, 0.2, 0.8)$ rad, $w_{1d} = z_d = 0$ rad,航天器姿态系统输出的角速度曲线等在图1中给出.

表1 航天器硬件结构参数值

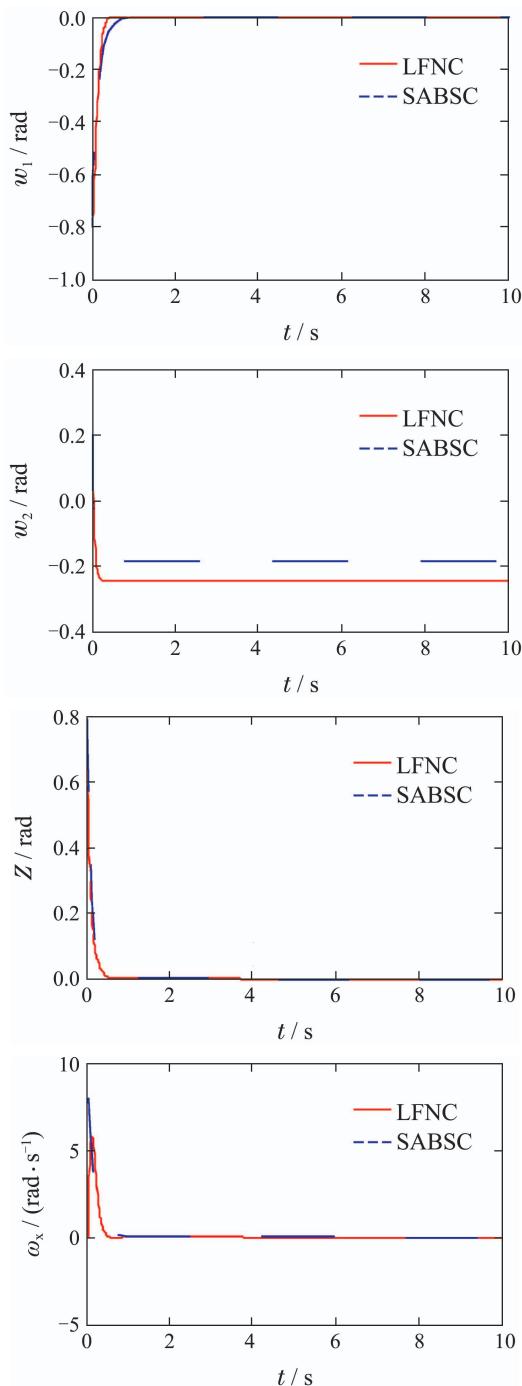
Table 1 Hardware structure parameter values of spacecraft

参数	绕x轴	绕y轴	绕z轴
$I_i / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	12.0	10.0	12.0

表2 LFNC参数值

Table 1 Parameters of LFNC

控制器	参数									
	k_{11}	k_{12}	k_{13}	k_{14}	k_{15}	k_{21}	k_{22}	k_{23}	k_{24}	k_{25}
LFNC	3	5	0.3	0.2	0.5	8	7	1	0.8	0.6



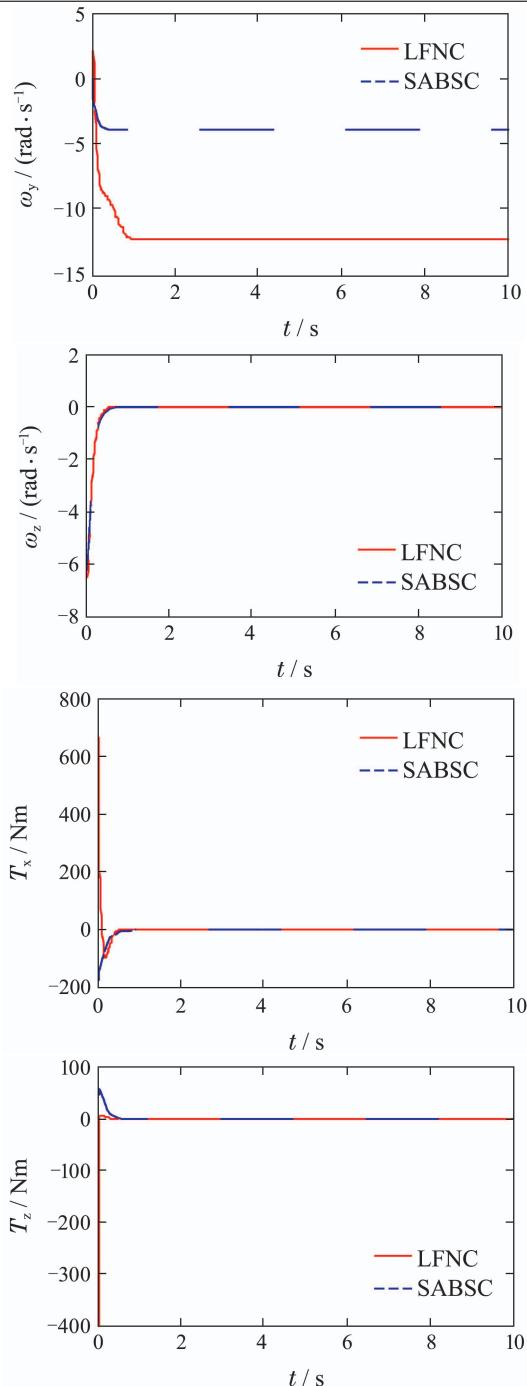
图 1 $w_1(0) = -0.8 \text{ rad}$ 时航天器姿态系统参数的变化曲线

Fig. 1 Curves of parameters of spacecraft attitude system
when $w_1(0) = -0.8 \text{ rad}$

由图1可知,与SABSC相比,在LFNC的作用下,欠驱动航天器的参数 $w_1, z, \omega_x, \omega_z$ 在较短的时间内收敛到稳定状态,表明本文提出的控制器具有较好的快速性和收敛性,其中驱动轴的姿态参数 $w_1, z, \omega_x, \omega_z$ 收敛到零,欠驱动轴的姿态参数 w_2, ω_y 在三通道之间耦合控制力的作用下分别收敛到某个常值状态。

5 结论

本文主要研究了欠驱动航天器姿态系统的稳定控制问题,根据航天器姿态系统的动力学模型和利用(w, z)参数表述的运动学模型,变化得到一体化模型,本

文提出了李雅普诺夫函数非线性控制器LFNC,当 T_y 失效时,用于完成航天器姿态系统的稳定控制。由数值仿真的实验结果可知, $w_1, w_2, z, \omega_x, \omega_y, \omega_z$ 都在较短的时间内收敛到稳定状态,表明本文给出的LFNC具有较好的快速性和收敛性。

参考文献:

- [1] FANTONI I, LOZANO R, SPONG M W. Energy based control of the Pendubot. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2000, 45(4): 725 – 729.
- [2] XIA D Y, WANG L Y, CHAI T Y. Neural network-friction compensation based energy swing up control of Pendubot. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2014, 61(3): 1411 – 1423.
- [3] XIA D Y, CHAI T Y, WANG L Y. Fuzzy neural-network friction compensation based singularity avoidance energy swing up to non-equilibrium unstable position control of Pendubot. *IEEE Transactions on Control Systems of Technology*, 2014, 22(2): 690 – 705.
- [4] HUANG Xinghong, XU Shijie. The piecewise decoupling attitude control of underactuated spacecraft. *Journal of Astronautics*, 2007, 28(3): 531 – 534.
(黄兴宏, 徐世杰. 欠驱动航天器的分段解耦姿态控制. 宇航学报, 2007, 28(3): 531 – 534.)
- [5] SONG Daozhe, GENG Yunhai, YI Tao. Inverse optimal stabilization of an underactuated spacecraft in a zero angular momentum mode. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(6): 729 – 736.
(宋道喆, 耿云海, 易涛. 零角动量欠驱动航天器逆最优稳定控制律设计. 宇航学报, 2016, 37(6): 729 – 736.)
- [6] YANG Hong, WU Zhong. An attitude controller for under-actuated spacecraft with two flywheels. *Control Theory & Applications*, 2008, 25(3): 506 – 510.
(阳洪, 吴忠. 基于飞轮的欠驱动航天器姿态控制器设计. 控制理论与应用, 2008, 25(3): 506 – 510.)
- [7] ZHENG Yanqin, GE Xinsheng. Time-varying control method for attitude stabilization control system of underactuated rigid spacecraft. *Journal of System Simulation*, 2010, 22(4): 951 – 956.
(郑彦琴, 戈新生. 欠驱动刚体航天器姿态稳定的时变控制方法. 系统仿真学报, 2010, 22(4): 951 – 956.)
- [8] SONG Daozhe, GENG Yunhai, YI Tao. Inverse optimal stabilization of an underactuated spacecraft in a zero angular momentum mode. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(6): 729 – 739.
(宋道喆, 耿云海, 易涛. 零角动量欠驱动航天器逆最优稳定控制律设计. 宇航学报, 2016, 37(6): 729 – 736.)
- [9] ZHANG Jiawei, XU Nuo, WU Shaohiong. Control method of underactuated spacecraft using flywheels. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(5): 552 – 561.
(张佳为, 许诺, 伍少雄. 欠驱动航天器飞轮控制方法. 宇航学报, 2016, 37(5): 552 – 561.)
- [10] GENG Yunhai, JIN Rongyu, CHEN Xueqin, et al. Spacecraft attitude fault tolerant control with actuator fault. *Journal of Astronautics*, 2017, 38(11): 1186 – 1194.
(耿云海, 金荣玉, 陈雪琴, 等. 执行机构故障的航天器姿态容错控制. 宇航学报, 2017, 38(11): 1186 – 1194.)
- [11] YI Zhonggui, GE Xinsheng. Attitude motion trajectory tracking for underactuated spacecraft based on indirect legendre pesudospectral method. *Journal of Astronautics*, 2018, 39(6): 648 – 655.
(易中贵, 戈新生. 间接Legendre伪谱法的欠驱动航天器姿态运动轨迹跟踪. 宇航学报, 2018, 39(6): 648 – 655.)

作者简介:

夏德银 博士,高级工程师,主要研究方向为航天器欠驱动控制、神经网络控制等, E-mail: xia5172@sina.com.