

舵机速率饱和时的飞机尾旋改出控制

刘 凯, 朱纪洪, 范 勇

(清华大学 计算机科学与技术系, 北京 100084)

摘要: 通过闭环控制进行飞机尾旋自动改出时, 由于控制能量不足舵机速率饱和有可能引起振荡问题. 本文基于反步法设计一种抗舵机速率饱和的尾旋自动改出控制方法. 将飞机模型看做角度、角速度和舵机三层级联结构, 首先利用反步法设计角度和角速度层控制律, 然后在舵机层控制律根据舵机速率饱和和限制约束控制量, 同时通过Lyapunov函数保证闭环系统渐近稳定. 对所得控制方法抗舵机速率饱和的效果进行了分析. 以某现代歼击机模型为对象的仿真试验表明, 该方法在舵机存在速率饱和的情况下控制效果明显优于传统动态逆方法与传统反步法.

关键词: 尾旋; 非线性控制; 飞行控制; 反步法; 饱和和非线性

中图分类号: V249.12 **文献标识码:** A

Aircraft control for spin-recovery with rate saturation in actuators

LIU Kai, ZHU Ji-hong, FAN Yong

(Department of Computer Science and Technology, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: In recovering an aircraft from spinning by a closed-loop control system, the saturations in actuator rate due to insufficient power may cause adverse oscillations of the aircraft motion. To deal with this problem, we propose a control scheme based on the backstepping method. The aircraft model is developed in three cascading layers: the angle lawyer, the angular-rate layer and the actuator layer. The control laws for the angle layer and the angular-rate layer are designed by using the backstepping method. The control law for the actuator layer is designed by constraining the control input corresponding to the actuator rate limits, and ensuring the stability of the closed-loop system according to a Lyapunov function. The analysis is given on the control effect of the developed method with actuator rate saturation. Simulation of the control for a modern fighter aircraft shows superior performances to those obtained by conventional control with dynamic inversion or backstepping methods.

Key words: spin; nonlinear control; flight control; backstepping; saturation nonlinearity

1 引言(Introduction)

反步法^[1]与时标分离动态逆方法控制结构相似, 但不需要时标分离假设, 近年来在飞控领域逐渐引起重视^[1-3]. 已有研究多针对飞行器的常规飞行状态, 本文针对飞机的尾旋状态特别是作动系统存在速率饱和和非线性的情况进行了研究. 尾旋是飞机绕垂直轴快速旋转下降的一种危险运动, 是造成飞行事故的重要因素之一^[4]. 传统尾旋改出方法是将控制舵面置于正确位置并持续足够时间^[5], 一般由飞行员实施. 但由于改出过程复杂容易误操纵, 一些飞机也安装了自动改出系统^[6], 如图1所示, 系统根据偏航角速度等飞行状态判断尾旋, 并在飞行员确认后自动改出控制.

由于发生尾旋时飞机运动过程复杂, 改出控制律的设计较为困难. 文献[4]根据动量指标和最优化方法进行了设计. 文献[7]应用了反馈线性化方法. 文

献[8]使用了滑模控制方法. 尾旋改出往往涉及非线性求逆问题, 因此动态逆方法是一种自然的选择. 文献[5]针对F-18 HARV模型, 首先利用分支分析预测尾旋状态, 然后应用时标分离动态逆方法进行了改出. 但在只采用气动舵面控制时, 受限于方向舵的速率饱和, 将飞机控制到较小迎角会在横侧向引起严重振荡. 速率饱和和使舵机动态与飞机动态的时标分离不够充分, 动态逆控制器会受到较大影响. 所产生的振荡与驾驶员诱发振荡(pilot-induced oscillations, PIO)相似.

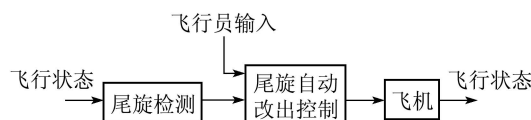


图 1 尾旋自动改出系统结构

Fig. 1 Automatic spin recovery system structure

在控制律设计中, 常常遇到执行器饱和问题. 文献[9]针对线性控制系统, 基于线性矩阵不等式(LMI)和内模控制(IMC)设计了抗饱和(anti-windup)补偿器以及性能优化方法. 文献[10]针对非线性动态逆方法研究了抗饱和技术. 文献[11]利用双曲函数的有界特性设计了控制受限下的卫星编队飞行协同控制方法. 以上研究均针对位置饱和, 文献[12]针对舵机速率饱和和所引起的飞机PIO振荡问题, 利用控制分配方法进行了解决. 本文针对文献[5]中尾旋改出末段的振荡问题, 基于反步法和控制约束设计了抗舵机速率饱和的改出控制律, 通过降低闭环系统中舵机层的时标, 减小舵机速率饱和的影响. 在仿真实验中与传统动态逆方法和传统反步法进行比较, 结果表明所设计方法具有更好的控制性能.

2 抗舵机速率饱和的控制律设计方法(Control law design method insusceptible to actuator rate saturation)

飞机数学模型可表示为

$$\begin{cases} \dot{\hat{\mathbf{x}}} = \hat{\mathbf{f}}(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u}), \\ \hat{\mathbf{x}} = [V_T \ \alpha \ \beta \ \mu \ p \ q \ r \ \varphi \ \theta \ \psi \ X \ Y \ Z]^T, \\ \mathbf{u} = [\delta_t \ \delta_a \ \delta_e \ \delta_r]^T, \end{cases} \quad (1)$$

式中: V_T, α, β, μ 分别表示飞机的速度、迎角、侧滑角和航迹滚转角, p, q, r 分别表示滚转、俯仰和偏航角速度, φ, θ, ψ 表示3个姿态角, X, Y, Z 表示位置坐标, $\delta_t, \delta_a, \delta_e, \delta_r$ 分别表示发动机油门以及副翼、升降舵和方向舵偏转角. 飞机在尾旋过程中, α, β, μ 均偏离正常飞行状态的值, 因此对这3个量进行控制以实现改出^[5]. 设 $\mathbf{x} = [\alpha \ \beta \ \mu]^T, \mathbf{y} = [p \ q \ r]^T$, 将飞机模型写为如下级联形式^[1]:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x})\mathbf{y}, \quad (2)$$

$$\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{h}(\mathbf{x}, \mathbf{y}) + \mathbf{k}(\mathbf{x})\boldsymbol{\delta}, \quad (3)$$

式中 $\boldsymbol{\delta} = [\delta_a \ \delta_e \ \delta_r]^T$. 考虑时标差异, 在式(2)中将速度和姿态角看作缓慢变化的参数^[1].

设各舵机的输入即期望舵偏角为 $\boldsymbol{\delta}_c = [\delta_{ca} \ \delta_{ce} \ \delta_{cr}]^T$, 带宽分别为 $\omega_{na}, \omega_{ne}, \omega_{nr}$. 不失一般性, 以一阶惯性环节作为舵机动力学模型, 如下:

$$\dot{\boldsymbol{\delta}} = K_1(\boldsymbol{\delta}_c - \boldsymbol{\delta}), \quad (4)$$

式中 $K_1 = \text{diag}\{\omega_{na}, \omega_{ne}, \omega_{nr}\}$ 是正定对称矩阵.

设参考输入 $\mathbf{x}_r = [\alpha_r \ \beta_r \ \mu_r]^T$, 及虚拟控制量 $\mathbf{y}_d$ 和 $\boldsymbol{\delta}_d$, 则可定义如下跟踪误差:

$$\begin{cases} \tilde{\mathbf{x}} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_r, \\ \tilde{\mathbf{y}} = \mathbf{y} - \mathbf{y}_d, \\ \tilde{\boldsymbol{\delta}} = \boldsymbol{\delta} - \boldsymbol{\delta}_d. \end{cases} \quad (5)$$

对式(5)进行微分并代入式(2)–(4)可得如下开环

误差动力学方程:

$$\dot{\tilde{\mathbf{x}}} = -\dot{\mathbf{x}}_r + \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x})(\tilde{\mathbf{y}} + \mathbf{y}_d), \quad (6)$$

$$\dot{\tilde{\mathbf{y}}} = -\dot{\mathbf{y}}_d + \mathbf{h}(\mathbf{x}, \mathbf{y}) + \mathbf{k}(\mathbf{x})(\tilde{\boldsymbol{\delta}} + \boldsymbol{\delta}_d), \quad (7)$$

$$\dot{\tilde{\boldsymbol{\delta}}} = -\dot{\boldsymbol{\delta}}_d - K_1\tilde{\boldsymbol{\delta}} + K_1\boldsymbol{\delta}_c. \quad (8)$$

首先不考虑舵机动态特性设计控制律, 针对式(6)–(7), 根据反步法 $\mathbf{y}_d$ 和 $\boldsymbol{\delta}_d$ 需满足^[1]:

$$-\dot{\mathbf{x}}_r + \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x})\mathbf{y}_d = -A_x\tilde{\mathbf{x}}, \quad (9)$$

$$\begin{aligned} -\dot{\mathbf{y}}_d + \mathbf{h}(\mathbf{x}, \mathbf{y}) + \mathbf{k}(\mathbf{x})\boldsymbol{\delta}_d = \\ -A_y\tilde{\mathbf{y}} - Q_y^{-1}g^T(\mathbf{x})Q_x\tilde{\mathbf{x}}, \end{aligned} \quad (10)$$

式中: $A_x \in \mathbb{R}^{3 \times 3}, A_y \in \mathbb{R}^{3 \times 3}, Q_x \in \mathbb{R}^{3 \times 3}, Q_y \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 均为对角正定矩阵. 计算可得

$$\mathbf{y}_d = g^{-1}(\mathbf{x})[\dot{\mathbf{x}}_r - \mathbf{f}(\mathbf{x}) - A_x\tilde{\mathbf{x}}], \quad (11)$$

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\delta}_d = k^{-1}(\mathbf{x})[\dot{\mathbf{y}}_d - \mathbf{h}(\mathbf{x}, \mathbf{y}) - A_y\tilde{\mathbf{y}} - \\ Q_y^{-1}g^T(\mathbf{x})Q_x\tilde{\mathbf{x}}]. \end{aligned} \quad (12)$$

式(11)–(12)即为传统反步法控制律, 分别称为角度层和角速度层控制律. 在此基础上, 进一步考虑舵机速率饱和问题. 以方向舵为例, 舵机速率饱和模型结构如图2所示.

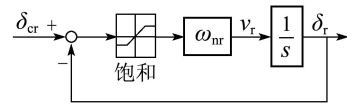


图2 考虑速率饱和的方向舵舵机模型

Fig. 2 Rudder actuator model with rate saturation

设各舵机的速率饱和值为

$$\mathbf{v}_l = [v_{la} \ v_{le} \ v_{lr}]^T,$$

则图2中限幅器的饱和值为 v_{lr}/ω_{nr} , 即当 $|\delta_{cr} - \delta_r| > (v_{lr}/\omega_{nr})$ 时方向舵发生速率饱和. 设各舵机对应限幅器的饱和值为 $\mathbf{v}'_l$, 则有

$$\mathbf{v}'_l = [v'_{la} \ v'_{le} \ v'_{lr}]^T = K_1^{-1}\mathbf{v}_l. \quad (13)$$

设如下饱和判定函数:

$$\text{Sdv}(\mathbf{l}, \mathbf{z}) = [\text{Sd}(l_1, z_1) \ \cdots \ \text{Sd}(l_n, z_n)]^T, \quad (14)$$

$$\text{Sd}(l_i, z_i) = \begin{cases} 0, & |z_i| \leq l_i, \\ 1, & |z_i| > l_i, \end{cases} \quad (15)$$

式中 $\mathbf{l} = [l_1 \ \cdots \ l_n]^T$ 为常数向量, 且 $l_i > 0, i = 1, \dots, n, \mathbf{z} = [z_1 \ \cdots \ z_n]^T$ 为自变量.

根据式(8)对控制律(11)–(12)进行修正, 实际控制律需满足

$$\begin{aligned} -\dot{\tilde{\boldsymbol{\delta}}} - K_1\tilde{\boldsymbol{\delta}} + K_1\boldsymbol{\delta}_c = \\ -K_2K_1\tilde{\boldsymbol{\delta}} - K_3S\mathbf{v}_l - Q_\delta^{-1}k^T(\mathbf{x})Q_y\tilde{\mathbf{y}}, \end{aligned} \quad (16)$$

式中: $Q_\delta \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 为对角正定矩阵, $K_2 \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$,

当 $(\tilde{x}, \tilde{y}, \tilde{\delta}) \neq (0, 0, 0)$ 时有 $V > 0$. V 的时间导数为

$$\begin{aligned} \dot{V}(\tilde{x}, \tilde{y}, \tilde{\delta}) &= \tilde{x}^T Q_x \dot{\tilde{x}} + \tilde{y}^T Q_y \dot{\tilde{y}} + \tilde{\delta}^T Q_\delta \dot{\tilde{\delta}} = \\ &\tilde{x}^T Q_x [g(x)\tilde{y} - A_x \tilde{x}] + \\ &\tilde{y}^T Q_y [k(x)\tilde{\delta} - A_y \tilde{y} - Q_y^{-1} g^T(x) Q_x \tilde{x}] + \\ &\tilde{\delta}^T Q_\delta [-K_2 K_1 \tilde{\delta} - K_3 S v'_1 - Q_\delta^{-1} k^T(x) Q_y \tilde{y}] = \\ &-\tilde{x}^T Q_x A_x \tilde{x} - \tilde{y}^T Q_y A_y \tilde{y} - \tilde{\delta}^T Q_\delta K_2 K_1 \tilde{\delta} - \\ &\tilde{\delta}^T Q_\delta K_3 S v'_1. \end{aligned} \quad (37)$$

根据式(17)–(19), K_2 为对角正定矩阵, 因此有 $\tilde{\delta}^T Q_\delta K_2 K_1 \tilde{\delta} \geq 0$; 根据式(13) v'_1 每个分量都大于零, 又根据式(18)–(20), 有 $\tilde{\delta}^T Q_\delta K_3 S v'_1 \geq 0$. 因此有 $\dot{V} \leq 0$, 当且仅当 $(\tilde{x}, \tilde{y}, \tilde{\delta}) = (0, 0, 0)$ 时有 $\dot{V} = 0$, 因此根据Lyapunov稳定性理论闭环系统(22)–(24)渐近稳定.

4 数字仿真(Digital simulation)

根据文献数据, 针对F-18 HARV的尾旋自动改出进行数字仿真验证. 飞机模型(1)中的气动数据参考文献[14–15], 推力模型使用一阶惯性环节近似^[5]. 舵机模型包含速率与位置饱和.

尾旋改出从本质上讲可分为3个阶段: 消除飞机自转(主要阶段)、俯冲增加飞行速度、飞机拉起到平飞, 其中第一阶段最为重要. 本文通过将迎角、侧滑角和航迹滚转角控制到期望值(某平飞状态下的值), 实现消除自转.

4.1 尾旋状态(Spin state)

使用分支分析和延续算法工具^[7]对飞机模型(1)进行分析, 预测其存在稳定振荡的尾旋状态, 开环仿真如图4所示.

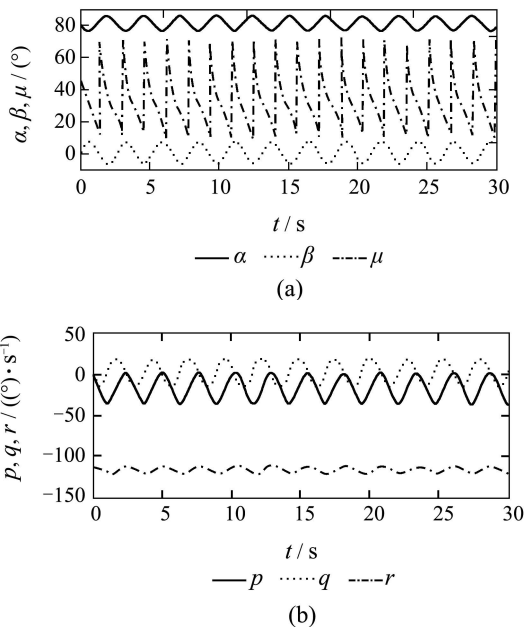


图4 飞机尾旋状态仿真曲线

Fig. 4 Simulation curves of an aircraft in spin

图4(a)中, 航迹滚转角 μ (绕速度矢量滚转角)在 $\pm 180^\circ$ 间振荡, 此时速度矢量接近竖直方向, 可见飞机在绕竖直轴旋转; 迎角 α 在 $77^\circ \sim 86^\circ$ 之间, 而仿真中俯仰角(图中未显示)较小, 因此飞机处于正向平尾状旋态; 图4(b)中, 偏航角速度 r 在 $-113 \sim -120$ ($^\circ$)/s之间, 可见旋转一周约需3 s.

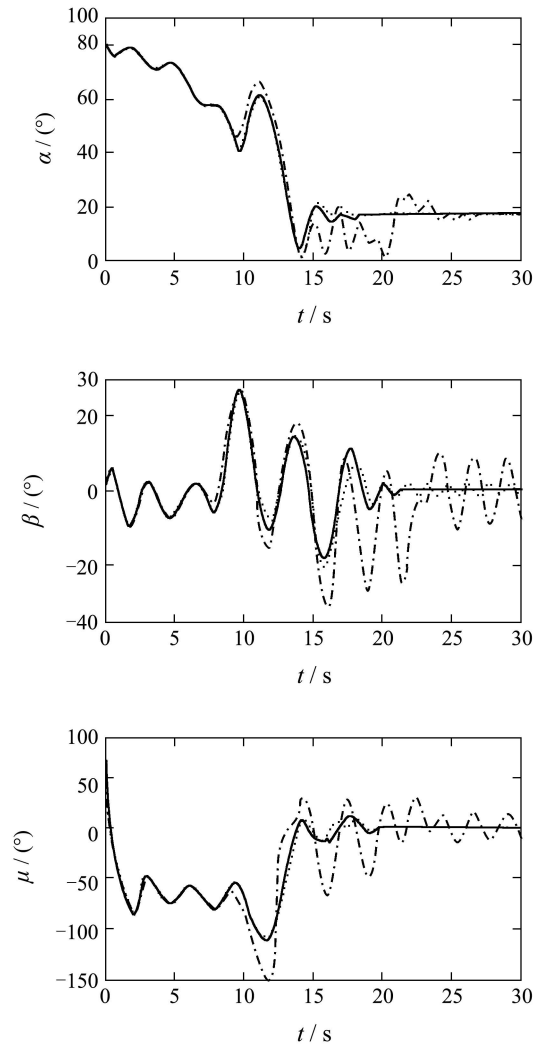
4.2 改出结果(Recovery result)

从图4中的尾旋状态进行改出, 初始高度5000 m. 选择将迎角控制到 0.3 rad (约 17°), 并使飞机定直平飞, 因此选取控制期望值 $x_c = [0.3 \ 0 \ 0]^T$; 在该状态下进行配平, 得到油门 $\delta_t = 0.5$, 作为改出时的油门指令.

使用3种不同控制方法进行改出, 分别是: 文献[5]中的动态逆方法(DI); 基本反步法(BS), 以式(12)中 δ_a 作为控制输入; 本文所设计方法, 称为抗舵机速率饱和的反步法(BSRS). 在式(11)–(12)(21)中分别取 $A_x = 2I_{3 \times 3}$, $A_y = 10I_{3 \times 3}$,

$$Q_x = Q_y = Q_\delta = I_{3 \times 3}, \quad \rho = [0.1 \ 0.1 \ 0.1]^T.$$

改出过程中状态响应曲线和舵面偏转情况分别如图5和图6所示.



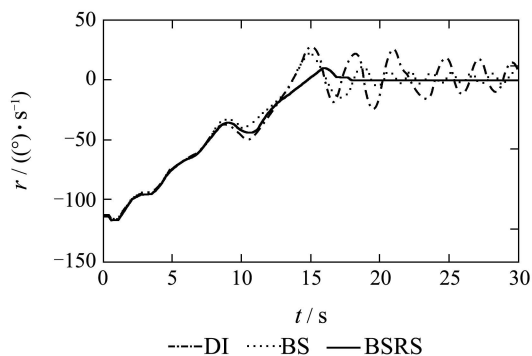


图5 3种方法进行飞机尾旋改出的状态响应曲线
Fig. 5 Response curves of aircraft states for spin recovery using three methods

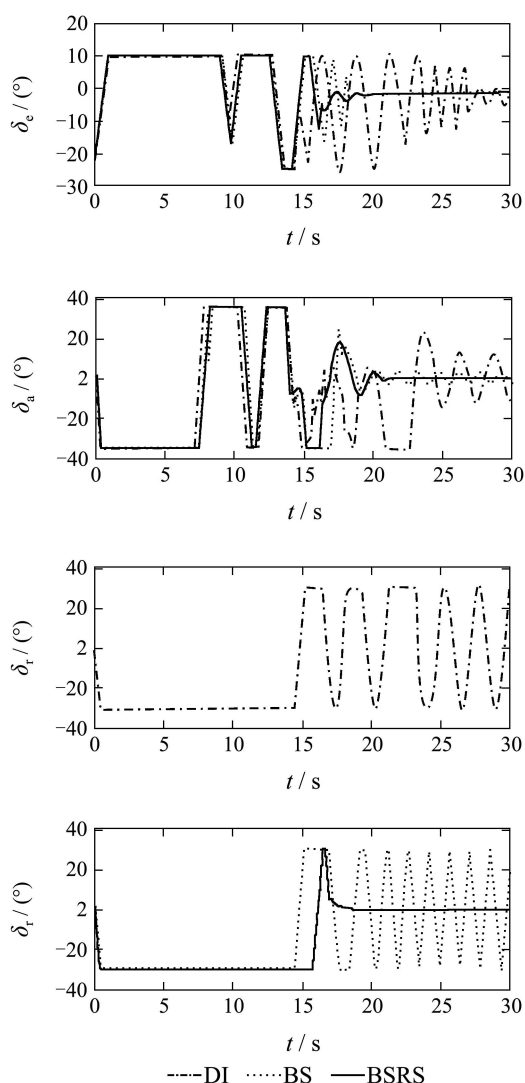


图6 3种方法进行飞机尾旋改出的舵面偏转情况
Fig. 6 Deflections of aircraft control surfaces for spin recovery using three methods

由图5和图6可知3种方法均能够消除飞机自转,迎角、侧滑角和航迹滚转角都被控制到期望值附近。但是DI控制器在改出末段(15s之后)产生较严重的横侧向振荡,尤其方向舵大幅度摆动。图6中,在大

约25s之后,升降舵和副翼已不再发生饱和,而方向舵仍存在速率饱和,因此是产生振荡的关键因素,这点通过将方向舵的速率饱和和限制值扩大、仿真可发现振荡基本消失得到验证。

BS控制器也受到舵机速率饱和的影响,在改出后横侧向仍有小幅振荡,尤其方向舵振幅较大。而BSRS控制器则较好的改善了控制效果,消除了振荡问题,在尾旋改出之后无论状态还是舵偏角都较快的收敛到稳态。

4.3 ρ 的作用(The effect of ρ)

系数 ρ 对BSRS控制器消除舵机速率饱和的影响起到重要作用,通过仿真比较不同 ρ 值的控制效果。分别取 $\rho = [0.1 \ 0.1 \ 0.1]^T$, $\rho = [0.3 \ 0.3 \ 0.3]^T$, $\rho = [0.5 \ 0.5 \ 0.5]^T$ 。图7给出了较能表现横侧向振荡特征的偏航角速度和方向舵仿真曲线。可见随着 ρ_1, ρ_2, ρ_3 的减小方向舵振荡程度也变小,当 $\rho = [0.1 \ 0.1 \ 0.1]^T$ 时已基本无振荡。当 ρ 继续减小到接近零时,控制效果会受到舵机位置饱和的影响,因此 ρ 不能过小,当 ρ 过小时需要在控制律中进一步考虑位置饱和问题。

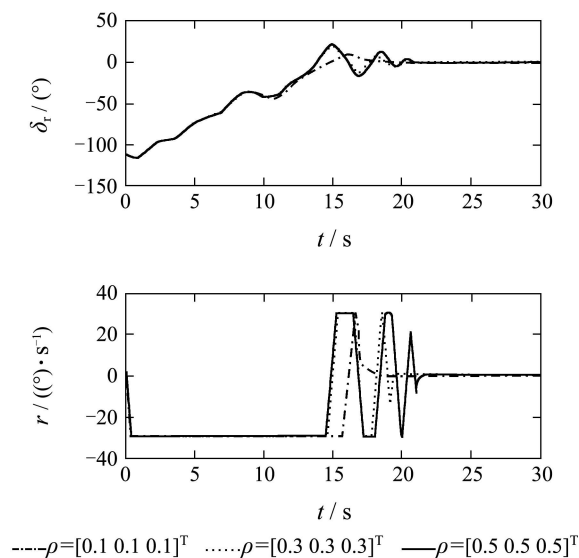


图7 BSRs控制器在不同 ρ 值下的性能比较
Fig. 7 Performance comparison under different values of ρ for BSRs controller

5 结论(Conclusions)

1) 本文在传统反步法所设计控制律的基础上,根据舵机最大偏转速率约束控制量,使闭环系统在舵机与飞机内回路时标接近情况下,仍有可能进入吸引域从而收敛到稳态,所获得控制律对由舵机速率饱和所引起的振荡问题具有较强的鲁棒性。

2) 尾旋改出过程中飞机状态大幅度变化,舵面偏转幅度也较大,因此不可避免出现速率饱和问题,传统动态逆方法或传统反步法受其影响会产生

横侧向振荡, 尤其方向舵产生大幅振荡, 本文方法较好解决了这一问题。

参考文献(References):

- [1] THUNBERG J, ROBINSON J W C. Block backstepping, NDI and related cascade designs for efficient development of nonlinear flight control laws[C] //AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Honolulu, Hawaii: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008: 1 – 24.
- [2] STEINICKE A, MICHALKA G. Improving transient performance of dynamic inversion missile autopilot by use of backstepping[C] //AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Monterey, California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002: 1 – 9.
- [3] 高道祥, 孙增圻, 罗熊, 等. 基于Backstepping的高超声速飞行器模糊自适应控制[J]. 控制理论与应用. 2008, 25(5): 805 – 810. (GAO Daoxiang, SUN Zengqi, LUO Xiong, et al. Fuzzy adaptive control for hypersonic vehicle via backstepping method[J]. *Control Theory & Applications*, 2008, 25(5): 805 – 810.)
- [4] LEE D C, NAGATI M G. Momentum vector control for spin recovery[J]. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(6): 1414 – 1423.
- [5] RAGHAVENDRA P K, SAHAI T, KUMAR P A, et al. Aircraft spin recovery, with and without thrust vectoring, using nonlinear dynamic inversion[J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(6): 1492 – 1503.
- [6] HELLER M, NIEWOEHNER R J, LAWSON K P. F/A-18E/F Super Hornet high-angle-of-attack control law development and testing[J]. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(5): 841 – 847.
- [7] 李季陆, 方振平. 尾旋自动防止系统非线性解耦控制律综合方法[J]. 航空学报, 1996, 17(3): 286 – 291. (LI Jilu, FANG Zhenping. Nonlinear decoupling control law synthesis method for spin prevention systems[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1996, 17(3): 286 – 291.)
- [8] RAO D V, SINHA N K. Aircraft spin recovery using a sliding-mode controller[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, 33(5): 1675 – 1678.
- [9] 缪银龙, 王景成, 吴风. 基于LMI和IMC的动态反馈抗饱和和补偿设计[J]. 控制理论与应用, 2007, 24(2): 303 – 306. (MIAO Yinlong, WANG Jingcheng, WU Feng. Anti-windup compensation design based on LMI and IMC[J]. *Control Theory & Applications*, 2007, 24(2): 303 – 306.)
- [10] HERRMANN G, MENON P P, TURNER M C, et al. Anti-windup synthesis for nonlinear dynamic inversion control schemes[J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2010, 20(13): 1465 – 1482.
- [11] 吕跃勇, 胡庆雷, 马广富, 等. 带有控制受限的卫星编队飞行六自由度自适应协同控制[J]. 控制理论与应用, 2011, 28(3): 321 – 328. (LV Yueyong, HU Qinglei, MA Guangfu, et al. Adaptive synchronized control with 6 degrees of freedom and bounded input for satellite formation flight[J]. *Control Theory & Applications*, 2011, 28(3): 321 – 328.)
- [12] YILDIZ Y, KOLMANOVSKY I V. Stability properties and cross coupling performance of the control allocation scheme CAPIO[C] //AIAA Infotech@Aerospace. Atlanta, Georgia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010: 1 – 14.
- [13] SONNEVELDT L, OORT E R, CHU Q P, et al. Nonlinear adaptive trajectory control applied to an F-16 model[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(1): 25 – 39.
- [14] ILIFF K W, WANG K C. Flight-determined subsonic longitudinal stability and control derivatives of the F-18 high angle of attack research vehicle (HARV) with thrust vectoring[R]. NASA TP-206539, 1997.
- [15] ILIFF K W, WANG K C. Flight-determined subsonic lateral-directional stability and control derivatives of the thrust-vectoring F-18 high angle of attack research vehicle (HARV), and comparisons to the basic F-18 and predicted derivatives[R]. NASA TP-206573, 1999.

作者简介:

刘凯 (1984—), 男, 博士研究生, 目前研究方向是飞行控制和自适应控制, E-mail: k-liu@mails.tsinghua.edu.cn;

朱纪洪 (1968—), 男, 教授, 博士生导师, 目前主要从事不确定系统鲁棒控制与滤波、非线性控制和飞行控制等领域的研究工作, E-mail: jhzhu@tsinghua.edu.cn;

范勇 (1978—), 男, 博士后, 目前研究方向是智能控制、飞行控制和非线性系统, E-mail: fan-y05@mails.tsinghua.edu.cn.