

基于边界层理论的高超声速飞行器滚动通道自适应滑模控制

金顾敏^{1,2}, 奚勇^{1,2}, 陈光山^{1,2}

(1. 上海航天控制技术研究所, 上海 200233;
2. 上海市空间智能控制技术重点实验室, 上海 200233)

摘要: 针对倾斜转弯高超声速飞行器滚动通道控制中初始误差大, 系统参数不确定和干扰严重的问题, 基于边界层理论的相关结论, 设计了一种自适应的滑模控制方法。该方法采用传统滑模面, 避免了积分滑模在大初始误差下导致的大超调。改进的自适应调节律能够逼近系统的参数摄动和干扰上界, 保证了整个控制过程的滑模可达性。同时, 通过选取合理的参数, 能够保证较小的稳态误差。理论分析和仿真结果验证了该方法的有效性。

关键词: 高超声速飞行器; 滚动通道; 自适应滑模; 切换增益

中图分类号: TJ765.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 2095-8110(2015)06-0007-05

Adaptive Sliding Mode Control for Roll-channel of Hypersonic Vehicle Based on Boundary Layer Theory

JIN Gu-min^{1,2}, XI Yong^{1,2}, CHEN Guang-shan^{1,2}

(1. Shanghai Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai 200233, China;
2. Shanghai Key Laboratory of Spatial Intelligence Control Technology, Shanghai 200233, China)

Abstract: Due to the large initial errors, uncertainties and disturbances in roll-channel of bank-to-turn hypersonic vehicle, an adaptive sliding mode control rule was introduced based on boundary layer theory. Traditional sliding mode is adopted to avoid the large overshoot when using integral sliding mode. Improved adaptive law can approximate the upper bound of parameter uncertainties and disturbances, which ensures the reachability of the sliding-mode during the whole control process. At the same time, error is controlled to a small extent on the basis of reasonable parameters. Theoretical analysis and simulation results show the effectiveness.

Key words: Hypersonic vehicle; Roll-channel; Adaptive sliding mode; Switch-gain

0 引言

理想的滑模控制对满足匹配条件的不确定性和外界干扰具有完全鲁棒性, 为削弱控制器产生的抖振, 同时抑制稳态误差, Slotine 等在滑模控制的设计中引入了边界层, 实现了准滑模控制, 同时, 在滑模面的设计中引入积分项来抑制稳态误差, 为工程应用开辟了道路^[1-3]。但在大的初始误差下, 积分滑模会导致大的超调和长的调整时间

而使系统暂态性能恶化。高超声速飞行器飞行速度大, 飞行空域广, 系统参数不确定性严重, 还会受到各种干扰, 具有强鲁棒性的滑模控制器可有效地应用于高超声速飞行器自动驾驶仪的设计。采用倾斜转弯控制技术的高超声速飞行器在做机动时, 滚动控制系统要迅速把飞行器的最大升力面转到理想的机动方向, 因此滚动角初始误差会比较大, 这导致积分滑模控制器不能很好适用于高超声速滚动通道的控制^[4]。

收稿日期: 2015 - 09 - 18; 修订日期: 2015 - 10 - 13。

作者简介: 金顾敏 (1990 -), 男, 硕士, 研究方向为导航制导与控制。

文献 [5] 在控制中采用了一种全局积分滑模, 在抑制稳态误差的同时获得较好暂态过程, 但控制器结构较复杂; 另一方面, 其滑模控制器参数的选取依赖于干扰信息, 高超声速飞行器模型的不确定性要求选取较大的切换增益保证裕量, 这会加剧舵机的抖振。文献 [6] 提出的根据当前滑模面距平衡面的距离为依据设计的切换增益自适应律结构简单, 但实际应用中存在两个明显的问题。一是由于初始的滑模面距离较远, 在初始阶段切换增益会迅速增大, 远大于干扰上界值; 二是在“实际”滑模控制情况下, 仅能够保证滑模面趋于小量, 这会使切换增益不断增大。

受以上文献启发, 本文通过边界层理论分析系统稳态误差, 对文献 [5] 中切换增益的自适应律做了改进, 不仅能估计出广义干扰的上界, 抑制了抖振, 而且在保证稳态误差可控的同时获得良好的暂态过程。另外, 控制方法实现简单, 便于在工程上应用。

1 滑模控制

为方便叙述, 考虑如下二阶单输入单输出系统, 结论可推广到多输入多输出系统

$$\ddot{x} = f(x) + g(x)u + d \quad (1)$$

式中: x 为状态变量; u 为控制量; $d = \Delta f + \Delta g + w$ 为有界的集中不确定性, 其中, Δf 和 Δg 为模型的不确定性部分, w 为外部干扰; $g(x)$ 非奇异。

考虑跟踪问题, 设 x_c 为跟踪指令, 则跟踪误差 $e = x_c - x$, 设计如下切换函数

$$s = \dot{e} + ce \quad (2)$$

滑动运动的性能品质取决于参数 c 的值。采用趋近律方法设计控制器, 选取指数趋近律如下

$$\dot{s} = -ks - \varepsilon \text{sgn}s \quad (3)$$

式中, k 、 ε 为大于 0 的常数。

对式 (2) 求一阶导数, 并结合式 (3), 可得

$$\ddot{x}_c - f(x) - g(x)u - d + c\dot{e} = -ks - \varepsilon \text{sgn}s \quad (4)$$

其中 \ddot{x}_c 为指令的二阶导数, 考虑更一般的情况, 假设 \ddot{x}_c 的信息未知, 定义广义干扰 $\bar{d} = \ddot{x}_c -$

d , 且 $|\bar{d}| < D$, D 为广义干扰上界。

当 $f(x)$ 具有强非线性、强耦合的特性, 部分状态量 x 的信息难以获取时, 可采用扩张状态观测器的方法, 将 $f(x)$ 归入广义干扰, 此时 $\bar{d} = \ddot{x}_c - f(x) - d$, 但这可能增加干扰的上界, 加重滑模控制器的负担, 加剧抖振。

当 $\varepsilon > D$ 时, 取如下滑模控制率使系统在有限时间内趋于滑动模态, 即 $s = 0$

$$u = g^{-1}(x)(-f(x) + c\dot{e} + ks + \varepsilon \text{sgn}(s)) \quad (5)$$

证. 取 Lyapunov 函数为

$$\begin{aligned} V &= \frac{1}{2}s^2 = s(\dot{e} + ce) = s(\ddot{x}_c - \ddot{x} + c\dot{e}) \\ &= s(\ddot{x}_c - d - ks - \varepsilon \text{sgn}s) \\ &= s(\bar{d} - ks - \varepsilon \text{sgn}s) \\ &\leq -ks^2 - (\varepsilon - \bar{d})|s| \leq 0 \end{aligned} \quad (6)$$

式 (6) 表明, 系统采用式 (3) 的滑模面和式 (5) 的控制律, 在干扰上界 D 已知, 切换增益满足 $\varepsilon > D$ 条件时, 系统状态能够在有限时间内到达滑模面, 系统稳定。

2 基于边界层理论的自适应滑模控制

式 (1) 在式 (5) 的作用下会出现抖振现象, 为了消除抖振, 通常采用饱和函数 $\text{sat}(s, \beta)$ 来替代式 (5) 中的符号函数 $\text{sgn}(s)$, β 表示边界层厚度, 取为一个非常小的正数。

$$\text{sat}(s, \beta) = \begin{cases} \text{sgn}(s) & |s| > \beta \\ s/\beta & |s| \leq \beta \end{cases} \quad (7)$$

于是, 滑模控制率变为

$$u = g^{-1}(x)(-f(x) + c\dot{e} + ks + \varepsilon \text{sat}(s, \beta)) \quad (8)$$

定理 1. 对于式 (1), 如果采用式 (8) 所示的滑模控制率, 且满足 $k > 0$ 和 $\varepsilon > D$, 则当存在干扰 \bar{d} 时, 系统的轨迹收敛到滑模面的邻域 $|s| \leq$

$$\Delta, \Delta = \frac{D}{k + \varepsilon/\beta}$$

证. 取 Lyapunov 函数为 $V = \frac{1}{2}s^2$

① 当 $|s| > \beta$ 时, 与式 (6) 相同的处理

$$\dot{V} = s(\bar{d} - ks - \varepsilon \text{sgn}s) \leq -ks^2 - (\varepsilon - D)|s| \quad (9)$$

当 $k>0$, 且 $\varepsilon>D$ 时, 有 $\dot{V}<0$, 所以 s 将以近指数的形式趋近 $|s|\leq\beta$ 。实际的趋近速度为 $\dot{s}=-ks-\varepsilon\text{sgns}+d$, 并不是指数型的。考虑到初始 s 较大, \bar{d} 、 ε 较小, 可近似看成以指数趋近。

特殊的, 当 $s=|\beta|$ 时, 有

$$\dot{V}(s=|\beta|)=-k\beta^2-(\varepsilon-D)\beta<0 \quad (10)$$

② 当 $|s|\leq\beta$ 时

$$\dot{V}=s\left(\bar{d}-ks-\frac{\varepsilon s}{\beta}\right)=s\left(\bar{d}-\left(k+\frac{\varepsilon}{\beta}\right)s\right) \quad (11)$$

对于式(11), 当 $s>0$, 系统稳定的条件为 $D-\left(k+\frac{\varepsilon}{\beta}\right)s<0$; 同理, 当 $s<0$ 时, 系统稳定的条件为 $-D-\left(k+\frac{\varepsilon}{\beta}\right)s>0$ 。

由此可知, 当存在广义干扰时, 基于饱和函数的滑模控制只能收敛到滑模面 $s=0$ 的邻域, 即 $|s|\leq\Delta=\frac{D}{k+\varepsilon/\beta}$; 特殊的, 当广义干扰为零, 即实际模型与标称模型一致, 干扰为零, 输入常值信号时, $D=0$, $\Delta=0$, 系统轨迹将渐进收敛到滑模面。

由上述推导可知, 控制器中的参数 ε 的选取依赖于干扰信息 D , 若 ε 取得过小, 控制器不能保证滑模面的可达性, 系统将不再具有鲁棒性; 当 ε 过大时, 又会加强抖振, 引发系统高频的不确定性, 同时消耗更多能量, 所以参数 ε 的选取是滑模控制器的关键。

据此, 令 $|s(t)|=l(t)$, 对切换增益 ε 设计如下自适应更新率

$$\begin{cases} \dot{\varepsilon}(t)=\begin{cases} a & \text{if } (l(t)>0 \& l(t)>\Delta) \\ 0 & \text{else} \end{cases} \\ \Delta(t)=\frac{\varepsilon(t)}{k+\varepsilon(t)/\beta} \end{cases} \quad (12)$$

式中, a 为更新速率, 增益初值 $\varepsilon(0)$ 为一较小的正数。在实际应用中 \dot{l} 不必求出, 只需比较 $|s(k)|$ 与 $|s(k+1)|$ 的大小。

证明. 分四种情况分析

Case1: 当 $\dot{l}<0$, $|l|>\Delta$ 时, $\dot{l}<0$ 保证了滑模面趋零;

Case2: 当 $\dot{l}<0$, $|l|<\Delta$ 时, 同Case1;

Case3: 当 $\dot{l}>0$, $|l|<\Delta$ 时, 再分两种情况, 若 $D<\varepsilon$, 说明切换增益足够大, 大于当前的广义干扰上界, 此时 $|s|$ 有发散的趋势, 但 $|s|<D/(k+\varepsilon(t)/\beta)$, 保证了滑模面在边界层之内。若 $D>\varepsilon$, 即广义的干扰上界大于切换增益, 随着 $|s|$ 的发散, 当 t 足够大时, 总有 $|l|>\Delta$, 转为Case4;

Case4: 当 $\dot{l}>0$, $|l|>\Delta$ 时, $|s|$ 在当前切换增益对应的边界层外发散, 说明切换增益小于广义干扰上界, 切换增益按 a 的速率增大, 直到不满足Case4的状态。

稳态时, 考虑定常的广义干扰, 总有 $\varepsilon\geq D$, 即自适应律能估计出广义干扰的上界, 此时稳态的滑模面 $|s|(\infty)=D/(k+\varepsilon(\infty)/\beta)$, 式(1)对应的稳态误差为

$$\begin{aligned} \text{ess} &= \frac{|s|(\infty)}{c} \\ &= \frac{D}{c(k+\varepsilon(\infty)/\beta)} \end{aligned} \quad (13)$$

通过选取合适的参数 c 、 k 、 β , 能保证较小的稳态误差。

3 仿真分析

高超声速飞行器滚动通道控制系统仿真分析基于MATLAB/SIMULINK平台展开, 仿真的目的是比较传统滑模、积分滑模, 改进自适应滑模的暂态和稳态性能。

倾斜转弯高超声速飞行器滚动通道的动力学方程经过简化后可描述为

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x=c_1\omega_x+c_3\delta_x+w \\ \dot{\gamma}=\omega_x \end{cases} \quad (14)$$

其中, ω_x 为滚动角速度, γ 为滚动角, δ_x 为副翼偏转角, c_1 为滚动力矩阻尼系数, c_3 为滚动舵面控制力矩系数, w 为干扰。简化舵机动态环节为一阶环节, 时间常数 0.005s , $\pm 20^\circ$ 限幅。

在某一特征点下式(14)中的参数标称值为 $c_1 = -0.0945s^{-1}$, $c_3 = -169.54s^{-2}$, 流场扰动造成的气动参数误差、动力学方程线性化等引起的系统参数误差考虑极限情况, 即系统参数+30%拉偏, 外部扰动 d 根据力矩平衡关系以等效舵偏角的形式加入, 设初值 $\gamma = 0$, $\omega_x = 0$, 滚动角指令为 $\gamma_c = 20^\circ$, 干扰作用等效为 5° 常值舵偏干扰。

分别设计以下3种控制器, 为削弱抖振, 3种控制律均用边界层函数替代符号函数, 边界层厚度 $\beta = 0.05$ 。

Controler_a: 采用传统滑模控制, 滑模面为 $s = \dot{e} + 30e$, 趋近律 $\dot{s} = -15s - 30\text{sat}(s)$;

Controler_b: 采用积分滑模控制, 滑模面为 $s = \dot{e} + 30e + 225 \int e dt$, $\dot{s} = -10s - 20\text{sat}(s)$;

Controler_c: 采用改进的自适应滑模控制, 滑模面为 $s = \dot{e} + 30e$, $\dot{s} = -15s - \varepsilon\text{sat}(s)$, 其中, $\varepsilon(0) = 16$, 采用式(12)的自适应律, 单步变化率 a 取500, 即

$$\dot{\varepsilon}(t) = \begin{cases} 500 & \text{if } (l(t) < 0 \& l(t) > \Delta) \\ 0 & \text{else} \end{cases}$$

$$\Delta(t) = \frac{\varepsilon(t)}{15 + \varepsilon(t)/0.05} \quad (15)$$

仿真结果如图1~图5所示。

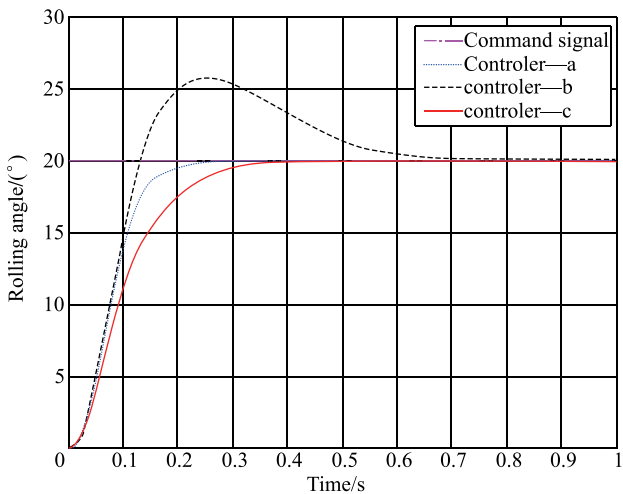


图1 滚转角响应曲线

Fig. 1 The response curves of rolling angle

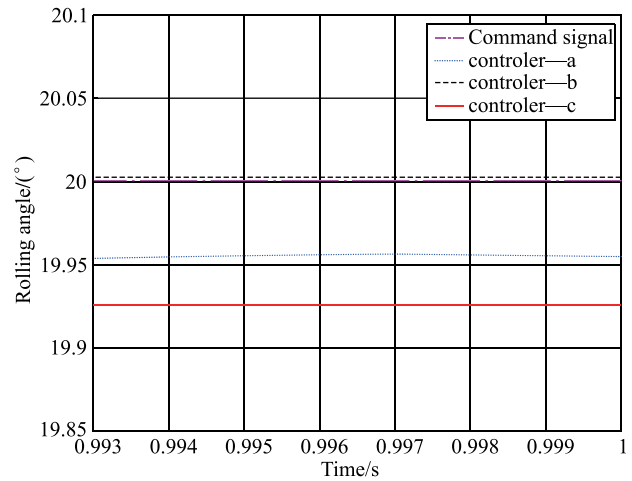


图2 稳态误差曲线

Fig. 2 The curves of steady-state error

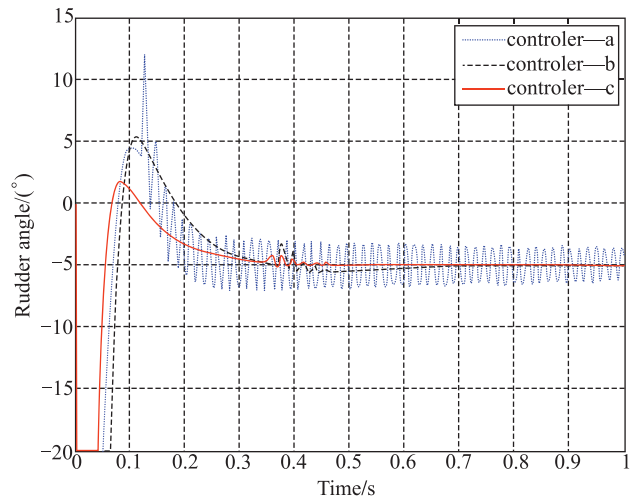


图3 舵偏角曲线

Fig. 3 The curves of yaw angle

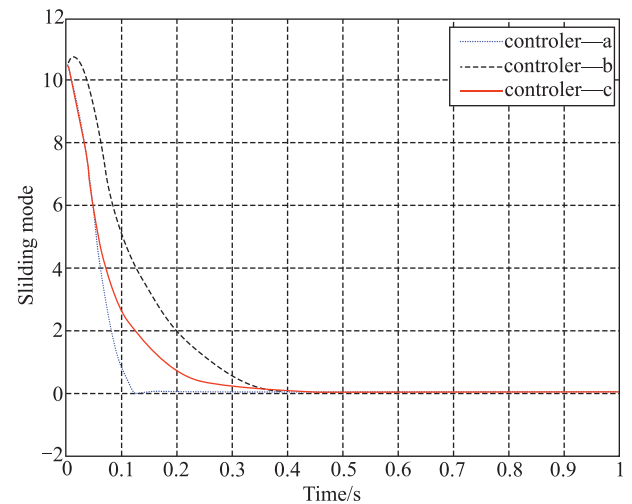


图4 滑动面曲线

Fig. 4 The curves of sliding mode

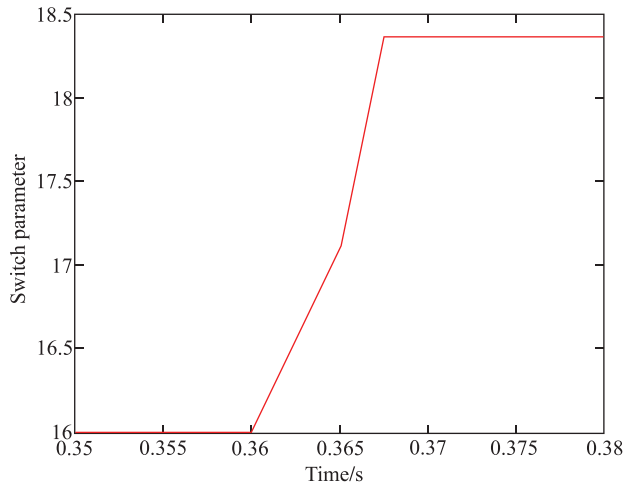


图5 自适应切换增益曲线

Fig. 5 The curve of self-adapting switch gain

采用控制器 a 时, 实际应用中, 由于不确定大小和未知扰动上界, 为使滑模面在有限时间内到达边界层内, 需要设定较高的切换增益。从响应曲线上看, 在控制器 a 的作用下, 系统能获得较大的响应快速性, $t_r = 0.15$, 稳态误差 0.04° 。由于切换增益大, 舵偏抖动明显, 舵偏经过两次积分作用转换为滚转角, 稳定时舵偏振动对滚转角的响应影响不大。但高频舵偏振动在消耗能源的同时, 易诱发高频的谐振和不确定性, 减低了系统的鲁棒性, 这是滚转通道控制不期望的。

采用控制器 b 时, 积分器的存在, 消除了稳态误差。此时积分滑模面形式 $s = \dot{e} + 2ce + c^2 \int edt$, 类似式 (5), $u = g^{-1}(x)(-f(x) + \dot{c}e + c^2e + ks + \varepsilon \text{sgn}(s))$, 当存在较大的初始误差 $e(0) = 20^\circ$, 需要更大的控制作用。从图 3 中可以看出, 舵在 -20° 保持时间更长, 表现在滚转角的响应曲线中, 是更快的响应时间 $t_r = 0.12$, 同时带来了大的超调 $\sigma = 30\%$, 这样的超调是不能容忍的。

采用控制器 c 时, 由图 5 可知, 为克服广义干扰, 从 $t = 0.36\text{s}$ 开始, 切换增益由 16 增加到 18.36 后保持不变。稳态时广义干扰大小与等效舵偏和拉偏大小有关, 其形式为

$$\bar{d} = |c_3(1 + \eta)\delta_w + c_3\eta\delta_s| \quad (16)$$

式中, η 为拉偏系数, δ_s 为稳态舵偏角, δ_w 为等效的舵偏干扰。

仿真中, $\eta = 0.3$, $\delta_s = -5^\circ$, $\delta_c = 5^\circ$, 可求得 $\bar{d} =$

13.4626, 由式 (13) 可求得理论稳态滑模面 $s = 0.352$, 理论的稳态误差 $\frac{57.3s}{c} = 0.0672$, 仿真实际的滑模面 0.3871, 稳态误差 0.07379。考虑到滑模面中包含数量值较小的误差一阶导, 两者是相符的。在控制器 c 的作用下, 滚转角响应没有超调, 舵偏的抖动不明显, 暂态过程理想。

4 结论

倾斜转弯高超声速飞行器滚动通道因其初始误差较大, 传统的积分滑模控制方法不能很好地应用于自动驾驶仪的设计。文章通过边界层的理论, 分析了滑模面的稳态误差, 并以此为依据, 结合当前滑模面离平衡态的距离, 设计自适应律逼近系统参数摄动和干扰上界, 避免了对复合干扰上界的先验要求, 减小了滑模控制的保守性, 抑制了滑模控制的抖振。同时, 通过选定合适的参数, 能够保证稳态滑模面, 稳态误差较小。仿真结果表明, 采用提出的自适应滑模姿态控制器, 系统输出对姿态指令的跟踪性能良好, 而且对气动参数不确定性和外部干扰具有较好的鲁棒性。

参考文献

- [1] 刘金琨, 孙富春. 滑模变结构控制理论及其算法研究与进展[J]. 控制理论与应用, 2007, 24 (3): 407-418.
- [2] Slotine J J, Li W P. Application nonlinear control [M]. New Jersey: Prentice-Hall, 1991.
- [3] Chern T L, Wu Y C. Design of integral variable structure controller and application to electrohydraulic velocity servosystems [J]. IEE Proceeding-D, 1991, 138 (5): 439-444.
- [4] 熊柯, 夏智勋, 郭振云. 倾斜转弯高超声速飞行器滚动通道的自适应全局积分滑模控制[J]. 国防科技大学学报, 2012, 34 (2): 114-118.
- [5] 唐意东, 李小兵, 韦道知, 等. 基于反馈线性化的导弹姿态滑模控制律设计[J]. 现代防御技术, 2013, 41 (6): 61-65.
- [6] 耿洁, 刘向东, 盛永智, 等. 飞行器再入段最优自适应积分滑模姿态控制[J]. 宇航学报, 2013, 34 (9): 1215-1223.