

基于二阶滑模控制理论的新型滚转稳定控制器

王 伟¹, 师兴伟^{1†}, 林德福¹, 毛 宁²

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081; 2. 北京信息科技大学 自动化学院, 北京 100192)

摘 要: 为了降低导弹飞行中不确定因素等对弹体滚转稳定的影响, 设计两种新型基于二阶滑模控制理论的滚转稳定控制器, 即基于二阶滑模控制理论的控制器与基于 super-twisting 算法的控制器. 第一种控制器能够稳定地控制滚转角收敛至期望值, 而第二种控制器不仅能够有效降低气动参数不确定性对弹体滚转控制造成的影响, 而且能控制滚转角速度在有限时间内收敛至期望值, 并有效抑制滑模算法固有的抖振现象. 通过构造 Lyapunov 函数对所设计控制器的稳定性进行理论验证, 将所设计的两种控制器与基于线性滑模控制理论的控制器和基于终端滑模控制理论的控制器进行仿真对比, 并考虑不同攻角条件下气动参数的影响, 以验证所设计的控制器的有效性、快速性和鲁棒性.

关键词: 滚转稳定; 滑模控制; Lyapunov 函数; super-twisting 算法; 有限时间收敛; 抑制抖振

中图分类号: TJ765

文献标志码: A

Novel roll stabilization controllers based on second-order sliding mode control theory

WANG Wei¹, SHI Xing-wei^{1†}, LIN De-fu¹, MAO Ning²

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China; 2. School of Automation, Beijing Information Science & Technology University, Beijing 100192, China)

Abstract: In order to counteract the undesired performance resulted from the rolling instability during the engagement phase, two novel methods for roll stabilization controllers based on the second-order sliding mode theory are proposed, which are based on the second-order sliding mode and the super-twisting algorithm, respectively. The first method can drive the roll angle converge to the desired value, while the second method not only can reduce the effect from the uncertainties in the aerodynamical parameters, but also can drive the roll rate converge to the desired value in finite time and stay in it. The chattering from the sliding mode algorithm can also be suppressed efficiently. The stabilization of the proposed controllers can be verified by constructing the Lyapunov function. The two proposed controllers and other reference controllers, which are respectively based on the linear sliding mode and the terminal sliding mode theories, are simulated contrastly and the effect from dynamic parameters in different attack angles is taken into account. The effectiveness, rapidity and robustness of the proposed controller is also verified by simulations.

Keywords: roll stabilization; sliding mode control; Lyapunov function; super-twisting algorithm; finite time convergence; chattering free

0 引 言

目前, 现代战争呈现出复杂化、小型化、多样化的趋势, 这对精确制导武器制导控制系统的稳定性提出了更高的要求. 通常, 精确制导武器大致可分为滚转弹药和非滚转弹药两类. 对于滚转弹药(如小型导弹、制导炮弹等), 要求其在飞行中能保持恒速滚动, 而对于非滚转弹药(如洲际弹道导弹等), 要求其在运动过程中保持零速滚动. 但实际飞行中, 由于受气动环境影响, 且存在各项干扰以及工艺误差等因素, 弹体的

滚转很容易出现偏差甚至失稳, 这些不确定因素给滚转稳定控制器的设计增加了难度. 传统的控制器多采用线性控制理论进行设计, 故存在控制精度不高、反应时间过长等问题^[1]. 因此, 为应对上述问题, 实际工程中需要设计一个具有强抗扰动能力且反应速度足够快的新型滚转稳定控制器.

滚转通道的气动参数具有强烈的不确定性和非线性等特征, 为方便模型建立与系统设计, 通常假设滚转通道与俯仰、偏航通道的气动影响无耦合. 而传

收稿日期: 2017-12-05; 修回日期: 2018-01-09.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61172182).

责任编委: 张国山.

[†]通讯作者. E-mail: sxwbit@163.com.

统的控制器主要基于经典控制理论的设计方式,这种线性化的设计方式在应对气动参数不确定性和非线性强烈的滚转通道时会存在一些误差,对弹体的滚转稳定控制不足.为提高控制器的稳定性,随着现代控制理论的发展,滑模控制等非线性控制理论逐渐被用于应对上述问题.

滑模控制理论具有对强不确定性和非线性问题的不敏感特性^[2],备受诸多学者的广泛研究.文献[3]通过滑模控制理论提出了一种精确鲁棒微分器,大大降低了测量误差和噪声的影响;文献[4]提出了一种任意阶滑模控制方法,能够使系统在有限时间内收敛;文献[5]将滑模控制理论应用于一体化自动驾驶仪制导系统中;文献[6]进一步将该一体化自动驾驶仪制导系统扩展至双控制导弹中;文献[7]将高阶滑模控制应用于导弹自动驾驶仪设计中,其效果较为不错;文献[8]采用二阶滑模控制设计了一种导弹拦截器,其应对不确定因素的性能较为良好;文献[9]针对未知扰动界限进一步提出了一种自适应增益的super-twisting滑模控制器;文献[10]通过采用Lyapunov函数对文献[9]中的控制器进行了进一步优化.

受上述文献的启发,本文提出两种基于二阶滑模控制理论的滚转稳定控制器设计方案,并采用Lyapunov方法证明其稳定性.对所设计的两种控制器进行仿真对比表明,所提出的基于super-twisting算法的控制器具有更优异的控制性能.同时,考虑不同攻角条件下的气动参数,在仿真中对比不同攻角条件下各状态量的变化情况.仿真结果表明,所设计的控制器对气动参数的不确定性和非线性有着不敏感的特点,能够快速有效地控制弹体的滚转角速率,并有效抑制滑模带来的抖振现象.

1 滚转通道的数学模型

通常在忽略弹体机动后,导弹在滚转面上的动力学方程可通过二阶微分方程的形式表现出来.考虑如下滚转通道的数学模型:

$$\ddot{\phi} = Cl_a \sin 4\phi - \omega_{RR}\dot{\phi} + K_\delta \delta_a. \quad (1)$$

其中: ϕ 、 $\dot{\phi}$ 以及 δ_a 分别为滚转角、滚转角速度以及舵偏角; Cl_a 、 ω_{RR} 以及 K_δ 分别为扰动系数、滚转速率带宽以及舵偏角系数.式(1)中右端第1项为扰动项,文献[11-13]通过假设滚转角 ϕ 是小角度,将该项忽略不计,将原系统转化为线性系统进行设计.但当导弹以大攻角飞行时,扰动系数 Cl_a 相比小攻角时几乎增加了10倍,此时,即使滚转角 ϕ 是小角度,该项也将对系统产生明显的影响^[14].文献[15]对不同攻角条件下

的扰动系数 Cl_a 进行了讨论.因此在考虑控制器的设计时,必须对扰动项进行考虑.

考虑系统(1)的状态空间模型,定义状态变量如下: $x_1 = \phi$, $x_2 = \dot{\phi}$, $\delta_a = u$,则系统(1)可化为如下二阶系统形式:

$$\dot{x}_1 = x_2, \quad (2)$$

$$\dot{x}_2 = -\omega_{RR}x_2 + K_\delta u_1 + f(x). \quad (3)$$

很明显,当滚转角 $\phi = 0$ 时,系统(2)和系统(3)是线性系统,很容易设计经典PI控制器使系统实现期望的控制性能.但当进行高机动大攻角飞行时,非线性项 $Cl_a \sin(4x_1)$ 的存在使得经典PI控制器不能保证足够稳定的控制性能.因此,基于滑模控制理论的思想,本文先后设计两种二阶滑模变结构控制器,在考虑气动参数不确定性和非线性的情况下,使弹体的滚转角和滚转角速率迅速收敛至期望值,并保持稳定状态.

2 基于二阶滑模控制理论的控制器

将系统(2)和系统(3)改写为如下形式:

$$\dot{x}_1 = x_2, \quad (4)$$

$$\dot{x}_2 = -\omega_{RR}x_2 + K_\delta u_1 + f(x). \quad (5)$$

其中: $f(x) = Cl_a \sin(4x_1)$,很明显 $f(x) \leq Cl_{aM}$, Cl_{aM} 为升力系数的最大值.

选取滑模面为

$$s_1 = x_1 - \phi_d(t). \quad (6)$$

其中: $\phi_d(t) = \int \dot{\phi}_d dt$,而 $\dot{\phi}_d$ 则是所期望的滚转角速度,所期望的滚转加速度为0,即 $\ddot{\phi}_d(t) = 0$.那么对滑模面(6)连续求二次导数可得

$$\dot{s}_1 = \dot{x}_1 - \dot{\phi}_d, \quad (7)$$

$$\ddot{s}_1 = \dot{x}_2 - \ddot{\phi}_d(t) = -\omega_{RR}x_2 + K_\delta u_1 + f(x). \quad (8)$$

设计二阶滑模控制器如下:

$$u_1 = \frac{1}{K_\delta}(-b_1 \dot{s}_1 - b_2 s_1 - (Cl_{aM} + \delta_z) \text{sgn}(s_1) + \omega_{RR}x_2). \quad (9)$$

其中: b_1 、 b_2 为控制增益; δ_z 为增量.

将控制器(9)代入(8)可得

$$\ddot{s}_1 = -k_1 \dot{s}_1 - k_2 s_1 - (Cl_{aM} + \delta_z) \text{sgn}(s_1) + f(x). \quad (10)$$

构造如下函数:

$$F(s_1) = k_2 s_1 + (Cl_{aM} + \delta_z) \text{sgn}(s_1) - f(x), \quad (11)$$

则

$$s_1 F(s_1) = k_2 s_1^2 + (Cl_{aM} + \delta_z) |s_1| - s_1 f(x) \geq$$

$$\begin{aligned}
 &k_2 s_1^2 + (Cl_{aM} + \delta_z)|s_1| - |s_1|Cl_a \geq \\
 &k_2 s_1^2 + \delta_z |s_1| > 0.
 \end{aligned}
 \tag{12}$$

构造Lyapunov函数如下:

$$V_1 = 0.5 \dot{s}_1^2 + \int_0^{s_1} F(\tau) d\tau.
 \tag{13}$$

由式(12)可知, $V_1 \geq 0$. 对式(13)求导可得

$$\begin{aligned}
 \dot{V}_1 &= \dot{s}_1 \ddot{s}_1 + F(s_1) \dot{s}_1 = \\
 &-k_1 \dot{s}_1^2 - k_2 s_1 \dot{s}_1 - \dot{s}_1 (Cl_{aM} + \delta_z) \text{sgn}(s_1) + \\
 &\dot{s}_1 \alpha(x) + F(s_1) \dot{s}_1 = \\
 &-k_1 \dot{s}_1^2.
 \end{aligned}
 \tag{14}$$

当 $\dot{s}_1 \neq 0$ 时, 有 $\dot{V}_1 < 0$, 所以系统(4)和系统(5)必然会在有限时间内趋近于滑模面, 最终将稳定于滑模面上运动直至到原点^[16-17], 即 $s_1 = \dot{s}_1 = 0$, 实现滚转角 ϕ 对期望滚转角 $\phi_d(t)$ 的跟踪. 弹体滚转角能迅速收敛至期望状态, 并保持稳定的状态进行滚动, 但滚转角速度的控制仍出现剧烈抖振. 为解决弹体滚转角速度的抖振问题, 本文提出一种基于 super-twisting 算法的滑模变结构控制器设计方法, 可以有效抑制抖振, 使弹体的滚转角速度能快速、稳定地收敛于期望值.

3 基于super-twisting算法的控制器

针对系统(2)和系统(3), 直接采用二阶滑模控制器可以鲁棒地控制滚转角, 但相对于滚转角速度仅是低阶滑模, 故而滚转角速度的变化存在剧烈抖振. 为达到稳定控制滚转角速度的目的, 本文提出一种基于 super-twisting(ST)算法的新型鲁棒控制器设计方法. 该控制器能够使弹体滚转角速度迅速收敛至期望值, 且能很好地抑制抖振, 从而达到鲁棒控制滚转角的目的. ST算法是一种针对系统相对度为1的二阶滑模控制算法^[18]. 很明显, 若想直接控制滚转角速度, 则令其系统的相对度为1.

选取滑模面为

$$s_2 = x_2 - \dot{\phi}_d.
 \tag{15}$$

其中: s_2 为滑模变量; $\dot{\phi}_d$ 为所期望的滚转角速度, 是常值.

设计基于ST算法的二阶滑模控制器如下:

$$\begin{aligned}
 u_2 &= -\frac{1}{K_\delta} \left(k_1 |s_2|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(s_2) + \int k_2 \text{sign}(s_2) dt \right) + \\
 &\frac{\omega_{RR} x_2}{K_\delta},
 \end{aligned}
 \tag{16}$$

其中 k_1, k_2 为控制增益.

定理1 针对系统(2)和系统(3), 采用滑模面(15)以及基于ST算法的二阶滑模控制器(16), 存在增益 $k_1 > 0, k_2 > 0$, 使系统(2)和系统(3)处于全局稳定状

态.

证明 对式(15)求导可得

$$\begin{aligned}
 \dot{s}_2 &= \dot{x}_2 - \ddot{\phi}_d = \\
 &Cl_a \sin(4x_1) - \omega_{RR} x_2 + K_\delta u_2.
 \end{aligned}
 \tag{17}$$

将式(16)代入(17)可得

$$\dot{s}_2 = -k_1 |s_2|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(s_2) - \int k_2 \text{sign}(s_2) dt + e(x),
 \tag{18}$$

其中

$$e(x) = Cl_a \sin(4x_1).
 \tag{19}$$

将系统(18)进行变量替换, 令

$$z_1 = s_2,
 \tag{20}$$

$$z_2 = -\int k_2 \text{sign}(s_2) dt + e(x),
 \tag{21}$$

那么系统(18)可转化为

$$\dot{z}_1 = -k_1 |z_1|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(z_1) + z_2,
 \tag{22}$$

$$\dot{z}_2 = -k_2 \text{sign}(z_2) + \dot{e}(x).
 \tag{23}$$

很明显, $\dot{e}(x) = 4Cl_a x_2 \cos(4x_1) \leq 4Cl_a x_2 < L$, 该项为有界扰动.

定义Lyapunov函数如下:

$$V_2 = \xi^T P \xi.
 \tag{24}$$

其中: $\xi^T = [\xi_1, \xi_2] = [|z_1|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(z_1), z_2]$, P 为正定对称常矩阵, 则有

$$\dot{\xi} = \frac{1}{|\xi_1|} A \xi + \alpha(z).
 \tag{25}$$

其中

$$A = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}k_1 & \frac{1}{2} \\ -k_2 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\alpha(z) = \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{e}(x) \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 4Cl_a(z_1 + \dot{\phi}_d) \cos\left(4 \int (z_1 + \dot{\phi}_d) dt\right) \end{bmatrix},$$

很明显, 存在 $\beta > 0$, 使 $\|\alpha(z)\|_2 < L < \beta L \|\xi\|_2$.

对式(24)求导, 同时考虑式(25), 可得

$$\begin{aligned}
 \dot{V}_2 &= \xi^T P \dot{\xi} + \xi^T P \dot{\xi} = \\
 &\frac{1}{|\xi_1|} \xi^T (A^T P + P A) \xi + 2 \xi^T P \alpha(x) = \\
 &-\frac{1}{|\xi_1|} \xi^T Q \xi + 2 \xi^T P \alpha(x),
 \end{aligned}
 \tag{26}$$

其中 $A^T P + P A = -Q$. 矩阵 Q 同样为正定对称常矩阵, P 与 Q 之间为算术李雅普诺夫方程相关. 当且仅当 $k_1 > 0, k_2 > 0$ 时, 矩阵 A 为 Hurwitz 矩阵, 那么对于任意正定对称常矩阵 $Q = Q^T > 0$, 必存在唯一正定

对称常矩阵 $P = P^T > 0$, 满足式(16)^[19].

考虑 $\|\xi^T P\|_2 \leq \|P\|_2 \|\xi\|_2, \xi^T Q \xi \geq \lambda_{\min}(Q) \|\xi\|_2^2$, 故有

$$\dot{V}_2 < -\left(\frac{1}{|\xi_1|} \lambda_{\min}(Q) - 2\beta L \|P\|_2\right) \|\xi\|_2^2. \quad (27)$$

当 $\beta < \lambda_{\min}(Q)/(2L|\lambda_1|\|P\|_2)$ 时, Lyapunov 函数 $V_2 > 0, \dot{V}_2 < 0$, 即系统(18)全局稳定^[20], 故在基于ST算法的二阶滑模控制器(16)的作用下, 可使系统(2)和系统(3)处于全局稳定状态. □

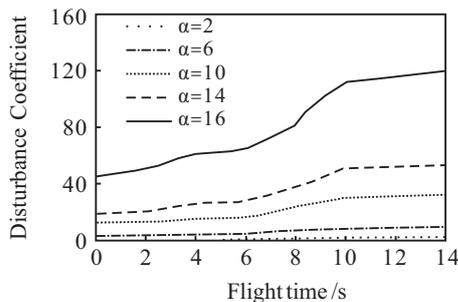
4 仿真分析

本文通过 Matlab 进行数值仿真. 一方面, 本文对比上述两种控制器的控制性能, 突出所设计的基于ST算法控制器的快速收敛特性以及对其滑模抖振的良好抑制效果; 另一方面, 本文考虑到大攻角条件下气动参数的剧烈变化, 在不同攻角条件下对所设计的基于ST算法的控制器进行仿真, 验证所设计控制器的有效性与普适性. 表1给出了气动参数的变化范围.

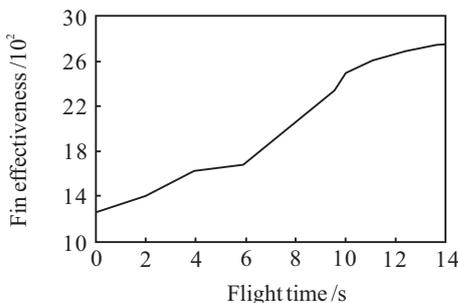
表1 气动参数^[15]

定义	符号	取值
扰动系数	Cl_a	[0, 140]
滚转速率带宽	ω_{RR}	5 rad/s
舵偏角系数	K_δ	[1 200, 2 700]

不同攻角条件下扰动系数和舵偏角系数的变化如图1所示.



(a) 扰动系数变化



(b) 舵偏角系数变化

图1 气动参数变化

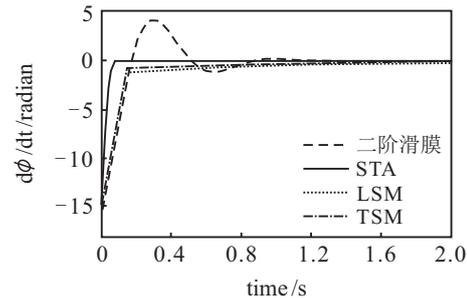
两种控制器的设计参数分别如下: 所设计的基

于二阶滑模控制理论的控制器的参数为: $b_1 = 8, b_2 = 100, Cl_{aM} = 140, \delta_z = 140$. 所设计的基于ST算法的控制器参数为: $k_1 = 100, k_2 = 8$. 为比较所设计的控制器与目前基于滑模控制理论的控制器的区别, 将所提出的两种控制器与基于线性滑模控制理论(LSM)以及终端滑模控制理论(TSM)的控制器进行仿真对比. 这两种控制器设计如下:

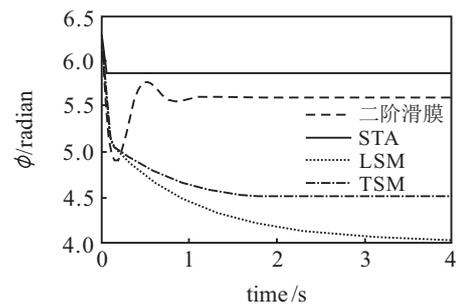
$$\text{LSM: } \begin{cases} s_3 = x_2 + \rho x_1, \\ u_3 = (-k_3 \text{sign}(s_3) + \omega_{RR} x_2) / K_d; \end{cases} \quad (28)$$

$$\text{TSM: } \begin{cases} s_4 = x_2 + \rho x_1^{p/q}, \\ u_4 = (-k_4 \text{sign}(s_4) + \omega_{RR} x_2) / K_d. \end{cases} \quad (29)$$

其中: 增益参数分别为 $k_3 = k_4 = 100, \rho = 1, p/q = 3/5$. 仿真初始条件选择如下: $\phi(0) = 360^\circ, \dot{\phi}(0) = -5\pi \text{ rad/s}$; 期望滚转角速度为零, 表示为 $\dot{\phi}_d = 0 / (\text{rad/s})$. 步长选取为 1 ms, 攻角为 16° 时的仿真结果如图2所示.



(a) 滚转角速率对比



(b) 滚转角对比

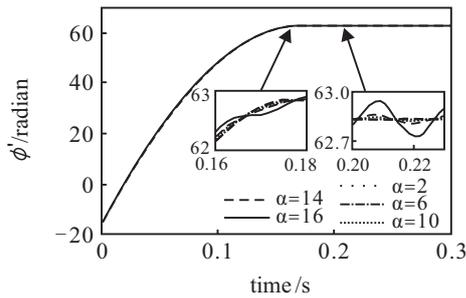
图2 滚转角及滚转角速率变化

图2(a)为滚转角速度在4种控制器作用下的变化曲线, 图2(b)为滚转角在4种控制器作用下的变化曲线. 通过对比图2(a)和图2(b)可以看出, 基于LSM、TSM的控制器虽然抖振抑制效果良好, 但角速率曲线具有无限时间收敛的趋势, 不能于短时间收敛至零, 且这两种控制器本质上存在控制量的剧烈抖振. 而所设计的基于ST算法的控制器收敛速度更快, 滚转角速度能在有限时间内收敛至零, 且收敛曲线平

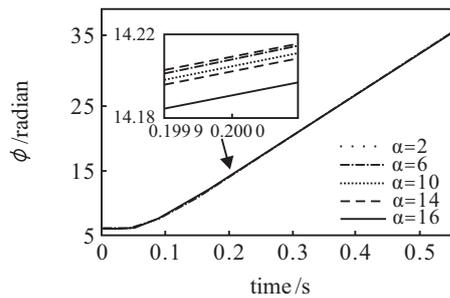
滑,对抖振的抑制效果相对较好. 由此可以得出,所设计的基于ST算法的控制器具有更为优异的控制性能.

为验证所设计的基于ST算法的控制器有效性和普适性. 考虑不同攻角条件下气动参数的不确定性,对以下两种情况进行仿真分析. 情况一:弹体以10转每秒的速度进行稳定滚转,即 $\dot{\phi}_d = 20\pi\text{rad/s}$; 情况二:弹体滚转速度为零,保持不滚状态,即 $\dot{\phi}_d = 0\text{rad/s}$.

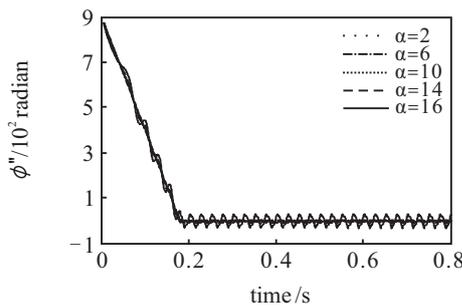
情况一仿真结果由图3给出. 图3(a)为弹体滚转角速度的变化情况,图3(b)为弹体滚转角的变化情况



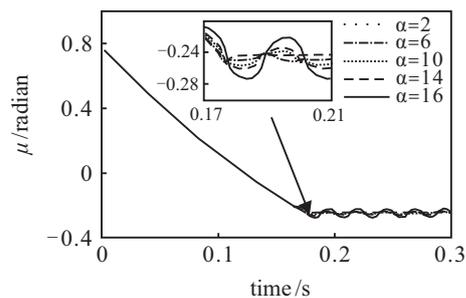
(a) 滚转角速度变化



(b) 滚转角变化



(c) 滚转角加速度变化



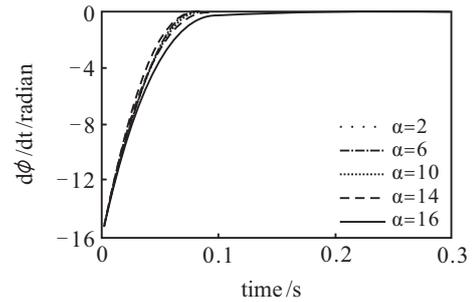
(d) 控制量变化

图3 情况一仿真结果

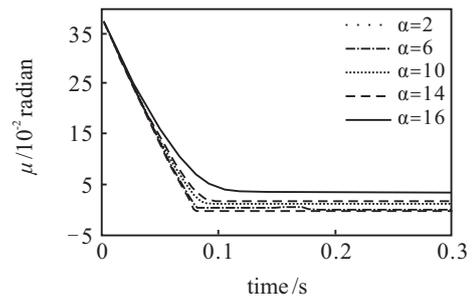
况,图3(c)为弹体滚转角速度变化率的变化情况,图3(d)为控制器的控制指令变化情况.

由图3(a)可知:弹体滚转角速度约在0.18s处趋于稳定,达到期望的滚转角速度,收敛速度快,而且在不同攻角条件下,滚转角速度的收敛轨迹几乎一致;由局部放大图可以看出,仅在大攻角时有着轻微波动,但波动幅度很小,在可接受的范围内,表明该控制器具有对气动干扰的不敏感特性,以及对滑模运动特有的抖振现象的良好的抑制效果. 在图3(b)中,弹体的滚转角在稳定后呈线性变化,表明弹体处于稳定地匀速滚转状态,同样,在不同攻角条件下,其变化轨迹基本一致,局部放大图也验证了所设计的控制器的有效性. 由图3(c)可知,最终滚转角速度变化率在零附近有轻微波动,对图3(a)和图3(b)的正确性进行了验证. 图3(d)呈现了控制器在不同攻角条件下的工作状态,从局部放大图可以看出,控制量的波动幅度随着攻角的增大而略有增加. 综上可知,该控制器可以有效控制滚转角速度于有限时间内收敛至期望角速度,实现弹体的稳定滚转.

情况二仿真结果由图4给出. 图4(a)为弹体滚转角速度变化图,可知弹体滚转角速度快速收敛至零,收敛时间约小于0.1s,从其收敛速度可得出,弹体攻角越大,其收敛速度相对较慢,但该收敛速度以及收敛后的状态满足实际需求,表明该控制器能够很好地抑制大攻角时气动参数的剧烈变化. 图4(b)为控制量的变化图,可以看出,当攻角增大时,弹体的控制量相对增大,以达到对弹体滚转的控制效果.



(a) 滚转角速度变化



(b) 控制量变化

图4 情况二仿真结果

综合以上两种仿真情况可知,本文设计的基于ST算法的控制器不但能够有效控制弹体保持恒速滚转,而且可以控制弹体保持不滚的状态.该控制器对气动参数不确定性具有良好的不敏感特性,且反应速度快,能较好地解决弹体飞行中的滚转稳定问题.

5 结论

本文提出了两种基于二阶滑模控制理论的滚转稳定控制器设计方案.两种控制器均能快速稳定控制弹体滚转角,值得注意的是,第二种基于ST算法的控制器设计方案,相较于第一种控制器有着更好的控制性能,与已有滑模控制器相比控制量不存在剧烈抖振.通过采用ST算法使整个系统对扰动项的不确定性和非线性具有良好的鲁棒性,能够使弹体的滚转角速率迅速收敛至期望值.同时,由于ST算法的特性,系统的抖振得到了很好的抑制,且算法构成较为简洁,易于设计与应用.该控制器的设计可以解决弹体飞行中的滚转控制问题,仿真结果验证了上述性能.

参考文献(References)

- [1] Tsourdos A, Zbikowski R, White B A. Robust autopilot for a quasi-linear parameter-varying missile model[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 2001, 24(2): 287-295.
- [2] Utkin V. Variable structure systems with sliding modes[J]. *IEEE Trans on Automatic Control*, 2003, 22(2): 212-222.
- [3] Levant A. Robust exact differentiation via sliding mode technique[J]. *Automatica*, 1998, 34(3): 379-384.
- [4] Levant A. Universal SISO sliding-mode controllers with finite-time convergence[J]. *IEEE Trans on Automatic Control*, 2001, 46(9): 1447-1451.
- [5] Shima T, Idan M, Golan O M. Sliding mode control for integrated missile autopilot-guidance[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, 29(2): 250-260.
- [6] Idan M, Shima T, Golan O M. Integrated sliding mode autopilot-guidance for dual-control missiles[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(4): 1081-1089.
- [7] Shtessel Y B, Shkolnikov I A, Levant A. Smooth second-order sliding modes: Missile guidance application[J]. *Automatica*, 2007, 43(8): 1470-1476.
- [8] Shtessel Y B, Shkolnikov I A, Levant A. Guidance and control of missile interceptor using second-order sliding modes[J]. *IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems*, 2009, 45(1): 110-124.
- [9] Shtessel Y, Taleb M, Plestan F. A novel adaptive-gain supertwisting sliding mode controller: Methodology and application[J]. *Automatica*, 2012(48): 759-769.
- [10] Shtessel Y B, Moreno J A, Fridman L M. Twisting sliding mode control with adaptation Lyapunov design, methodology and application[J]. *Automatica*, 2017(75): 229-235.
- [11] Blakelock J H. Automatic control of aircraft and missiles[M]. Manhattan: John Wiley and Sons, Inc, 1991: 273-324.
- [12] Nesline F W, Wells H B, Zarchan P. Combined optimal/classical approach to robust missiles autopilot design[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 1981, 4(3): 316-322.
- [13] Talole S E, Godbole A A, Kolhe J P. Robust roll autopilot design for tactical missiles[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, 34(1): 107-117.
- [14] Trivedi P, Bandyopadhyay B, Chaudhuri S K, et al. Roll stabilization: A higher order sliding mode approach[C]. *IEEE Int Conf on Industrial Informatics*. 2013: 420-425.
- [15] Trivedi P K, Bandyopadhyay B, Mahata S, et al. Roll stabilization: A higher-order sliding-mode approach[J]. *IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems*, 2015, 51(3): 2489-2496.
- [16] Levant A. Sliding order and sliding accuracy in sliding mode control[J]. *Int J of Control*, 1993, 58(6): 1247-1263.
- [17] Orlov Y. Finite time stability and robust control synthesis of uncertain switched systems[J]. *SIAM J on Control and Optimization*, 2004, 43(4): 1253-1271.
- [18] Levant A. Principles of 2-sliding mode design[J]. *Automatica*, 2007, 43(4): 576-586.
- [19] Moreno J A, Osorio M. Strict Lyapunov functions for the super-twisting algorithm[J]. *IEEE Trans on Automatic Control*, 2012, 57(4): 1035-1040.
- [20] Khalil H K. Nonlinear systems[M]. Englewood Cliffs: Prentice Hall, 2001: 366-390.

作者简介

王伟(1984—),男,讲师,博士,从事飞行器总体设计及飞行器控制工程等研究, E-mail: wangweiyh@bit.edu.cn;

师兴伟(1995—),男,硕士生,从事飞行器设计与控制工程的研究, E-mail: sxwbit@163.com;

林德福(1971—),男,教授,博士,从事飞行器总体设计及飞行器控制工程等研究, E-mail: lindf@bit.edu.cn;

毛宁(1989—),男,硕士生,从事自动控制系统设计研究, E-mail: kkpoc@126.com.

(责任编辑: 闫妍)