

6-2-2020

Non-singular Terminal Sliding Mode Control for Bank-to-Turn Missile Based on Active Disturbance Rejection Decoupling Controller

Ma Fei

1. State Key Laboratory of Virtual Reality Technology and System, Beihang University, Beijing 100191, China;;2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;;3. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beijing 100191, China;

Yunjie Wu

1. State Key Laboratory of Virtual Reality Technology and System, Beihang University, Beijing 100191, China;;2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;;3. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beijing 100191, China;

Mingzhi Cheng

1. State Key Laboratory of Virtual Reality Technology and System, Beihang University, Beijing 100191, China;;2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;;3. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beijing 100191, China;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the [Artificial Intelligence and Robotics Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Numerical Analysis and Scientific Computing Commons](#), [Operations Research](#), [Systems Engineering and Industrial Engineering Commons](#), and the [Systems Science Commons](#)

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Non-singular Terminal Sliding Mode Control for Bank-to-Turn Missile Based on Active Disturbance Rejection Decoupling Controller

Abstract

Abstract: An *overload tracking model* was established, based on the traditional model of BTT (Bank-to-Turn) missile, and an *ADRDC (active disturbance rejection decoupling controller)* was designed because of the strong coupling problem in this model. For the coupled channel, the decoupling was performed by the *ADRDC*, and then the *NTSMC (non-singular terminal sliding mode controller)* was added. For the non-coupled channel, only the *NTSMC* was designed. The experimental results show that the new control strategy can combine the strong robustness of *ADRDC* with the *finite time convergence ability* of *NTSMC*. Besides, it shows good dynamic performances and steady-state performance and is effective in *tracking control*.

Keywords

BTT missile, active disturbance rejection decoupling, non-singular terminal sliding mode, tracking control

Recommended Citation

Ma Fei, Wu Yunjie, Cheng Mingzhi. Non-singular Terminal Sliding Mode Control for Bank-to-Turn Missile Based on Active Disturbance Rejection Decoupling Controller[J]. Journal of System Simulation, 2017, 29(9): 2175-2181.

基于自抗扰解耦的 BTT 导弹非奇异终端滑模控制

马飞^{1,2,3}, 吴云洁^{1,2,3}, 程明智^{1,2,3}

(1. 北京航空航天大学虚拟现实技术与系统国家重点实验室, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院, 北京 100191; 3. 飞行器控制一体化技术重点实验室, 北京 100191)

摘要: 针对 BTT (Bank-to-Turn) 导弹的传统模型, 建立过载跟踪模型, 并基于模型中的强耦合问题, 设计自抗扰解耦控制器。对于耦合通道, 用自抗扰解耦控制器进行解耦, 加入非奇异终端滑模控制器; 对于无耦合通道, 设计非奇异终端滑模控制器。实验仿真结果表明, 新的控制策略结合了自抗扰的强鲁棒性与非奇异终端滑模的有限时间收敛能力, 具有较好的动态性能和稳态性能, 对指令进行有效的跟踪控制。

关键词: BTT 导弹; 自抗扰解耦; 非奇异终端滑模; 跟踪控制

中图分类号: TP273⁺.3

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X (2017) 09-2175-07

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.201709040

Non-singular Terminal Sliding Mode Control for Bank-to-Turn Missile
Based on Active Disturbance Rejection Decoupling ControllerMa Fei^{1,2,3}, Wu Yunjie^{1,2,3}, Cheng Mingzhi^{1,2,3}

(1. State Key Laboratory of Virtual Reality Technology and System, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China

3. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beijing 100191, China)

Abstract: An *overload tracking model* was established, based on the traditional model of BTT (Bank-to-Turn) missile, and an *ADRDC (active disturbance rejection decoupling controller)* was designed because of the strong coupling problem in this model. For the coupled channel, the decoupling was performed by the *ADRDC*, and then the *NTSMC (non-singular terminal sliding mode controller)* was added. For the non-coupled channel, only the *NTSMC* was designed. The experimental results show that the new control strategy can combine the strong robustness of *ADRDC* with the *finite time convergence ability* of *NTSMC*. Besides, it shows good dynamic performances and steady-state performance and is effective in *tracking control*.

Keywords: BTT missile; active disturbance rejection decoupling; non-singular terminal sliding mode; tracking control

引言

随着未来空中战场武器的种类、飞行速度、作



收稿日期: 2017-05-06 修回日期: 2017-07-17;
基金项目: 国家自然科学基金(91216304);
作者简介: 马飞(1993-), 男, 陕西渭南, 硕士生,
研究方向为导航制导与控制; 吴云洁(1969-), 女,
河北保定, 博士, 教授, 博导, 研究方向为飞行器
制导与控制、复杂系统建模/验模/仿真、半物理仿真
系统研制/集成、智能控制理论等。

战环境等新形势的变化, 空空导弹作为其中用于进行武器对抗的有效武器, 也必须相应地提高其控制精度以增大杀伤概率。而提高控制精度的必要条件之一就是保证导弹能够在短时间内有足够的机动过载能力。一般, 通过增大使用攻角来增大机动过载能力, 但大攻角(大于 25°)带来的俯仰、偏航、滚动 3 个通道的严重气动交叉耦合现象, 这对于导

弹控制系统的设计带来了很大的麻烦。风洞实验^[1]表明：当导弹以无侧滑对称飞行时，大攻角情况下的气动交叉耦合并不是很大，也就是说，通过无侧滑姿态实现任意方向的机动，即倾斜转弯(Bank-to-Turn)方式。

BTT 导弹在进行转弯时先进行滚转操作，在短时间内把导弹的最大升力面转到指令要求的方向，从而产生足够的侧向力提供侧向过载，然后偏航通道来进行协调俯仰和滚转通道，保证侧滑角稳定在零值附近，从而实现导弹任意方向的机动^[1]。而传统的导弹是通过两个正交通道的合力实现任意方向的机动，即侧滑转弯(Slide-To-Turn)方式。这种方式只能应用于小攻角和对机动性要求较低的情况，因而目前国内外的相关研究机构都竭力使用 BTT 导弹来改进甚至取代原来的 STT 导弹。但是，由于滚转通道的滚转角度的快速变化，这使得在进行控制设计时必须考虑由滚转带来的俯仰和偏航通道的耦合作用，加上滚转通道带来的不确定性使得，整个系统变为非线性情况。这时，传统通过设计协调控制回路来补偿耦合作用的控制方法不再完全适用。因此一些现代控制的方法如鲁棒控制、自适应控制、神经网络控制、滑模变结构控制、反演控制等便应用到 BTT 控制中来，文献[2]采用了鲁棒 H_∞ 控制方法，提高了系统的鲁棒稳定性；文献[3]采用了神经网络控制，提高了对系统的抗干扰能力；文献[4]采用了离散反演控制方法，减小了参数不确定性对系统稳定性的影响；文献[5]采用了模型参考变结构控制，在通道耦合及参数强烈变化的情况下仍有较好的控制效果；文献[6]将自抗扰控制和滑模结合起来应用三轴卫星的姿态控制系统中，保证了快速性和稳定性；文献[7]利用四元数方法进行建模，在避免奇异性的前提下将自抗扰控制器和反演控制结合起来，具有较好的稳定性和鲁棒性。本文采用了自抗扰控制技术进行多变量耦合系统的解耦处理，完成解耦后，分别对解耦的通道设计非奇异终端滑模控制器。在对强耦合的非线性系统解耦处理的同时，结合了自抗扰解耦

控制和非奇异终端滑模控制的优点，消除了传统滑模的抖振现象，保证系统对不确定性和干扰的鲁棒性，同时实现系统对过载指令的快速跟踪。

1 导弹的模型

1.1 基本姿态控制模型

一般来说，建立 BTT 导弹的动力学模型时常做以下假设^[2]：

- (1) 采用固化原则，假定特征点的飞行速度、高度、推力、质量、转动惯量不变；
- (2) 惯性积 I_{xy} 数值很小，可以忽略；
- (3) 导弹的攻角、侧滑角均为小量，即： $\sin \alpha \approx \alpha, \cos \alpha \approx 1, \sin \beta \approx \beta, \cos \beta \approx \beta$ ，并忽略其二阶小量；
- (4) 发动机推力 P 的方向与弹体纵轴 O_{xi} 重合；
- (5) 忽略速率陀螺和加速度计的动态特性。

经过上述简化假设和线性化处理得到的导弹数学模型实质上是一组变系数微分方程，只在极简单的情况下才能求得解析解，更多的情况下我们通常采用所谓的系数“冻结”法。用线性化和系数“冻结”法得到的方程组作为导弹的数学模型，可以大大降低驾驶员的设计难度。选取某一特征状态下的参数，此时系统变为定常系统，这种方式建立的导弹模型就为传统的姿态控制模型，对应如下：

俯仰偏航通道：

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = -a_4 \alpha + \omega_z - \omega_x \beta - a_5 \delta_z \\ \dot{\omega}_z = (a'_1 a_4 - a_2) \alpha - (a_1 + a'_1) \omega_z + a'_1 \omega_x \beta + \\ \quad (a'_1 a_5 - a_3) \delta_z + \frac{I_x - I_y}{I_z} \omega_x \omega_y \\ \dot{\beta} = \omega_x \alpha - b_4 \beta + \omega_y - b_5 \delta_y \\ \dot{\omega}_y = -b'_1 \omega_x \alpha + (b'_1 b_4 - b_2) \beta - (b_1 + b'_1) \omega_y + \\ \quad (b'_1 b_5 - b_3) \delta_y + \frac{I_z - I_x}{I_y} \omega_z \omega_x \\ n_y = \frac{V}{g} (a_4 \alpha + a_5 \delta_z) \\ n_z = -\frac{V}{g} (b_4 \beta + b_5 \delta_y) \end{cases} \quad (1)$$

滚转通道

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = \omega_x \\ \dot{\omega}_x = -c_1\omega_x - c_2\delta_x \end{cases} \quad (2)$$

式中: $a_1 \sim a_5$ 和 a'_1, a'_2 为俯仰通道的动力系数; $b_1 \sim b_5$ 和 b'_1, b'_2 为偏航通道的动力系数; c_1, c_2 为滚转通道的动力系数。3 个通道的动力系数具体表达形式参考文献[1]。

1.2 模型变换

由于攻角 α 和侧滑角 β 不便于直接测量, 而且系统的俯仰-偏航-滚转通道存在强烈的耦合, 因此本文假设 BTT 导弹先进行快速滚转操作, 完成后, 待滚转角速度稳定到某一很小的值后, 再进行俯仰偏航指令。这样, 就可以进行将滚转通道单独分离出来设计控制器, 至于俯仰偏航通道可以视作一个整体进行先解耦, 再进行控制器的设计。

根据上述假设, 将(1)俯仰偏航通道的模型进行一定的转换就可以得到关于两个过载和控制输入之间的新模型如下所示:

$$\begin{cases} \ddot{n}_y = f_{11}\dot{n}_y + f_{12}n_y + f_{13}\dot{n}_z + f_{14}n_z + b_{11}\delta_z + b_{12}\delta_y \\ \ddot{n}_z = f_{21}\dot{n}_y + f_{22}n_y + f_{23}\dot{n}_z + f_{24}n_z + b_{21}\delta_z + b_{22}\delta_y \end{cases} \quad (3)$$

观察上述建立的新的多输入-多输出系统模型(即过载跟踪模型), 显然两个不同的状态量之间有一定的耦合, 此外在控制输入之间也存在交叉耦合的情况, 因此为分析和设计方便, 需要对该模型进行解耦处理。而此时的模型恰好能够很好地利用自抗扰控制器进行解耦处理。

2 自抗扰解耦和控制器的设计

2.1 自抗扰解耦

设有一个多输入-多输出的控制系统如下所示^[8]:

$$\begin{cases} \ddot{x}_1 = f_1(\dot{x}_1, x_1, \dots, \dot{x}_m, x_m) + b_{11}u_1 + \dots + b_{1m}u_m \\ \ddot{x}_2 = f_2(\dot{x}_1, x_1, \dots, \dot{x}_m, x_m) + b_{21}u_1 + \dots + b_{2m}u_m \\ \vdots \\ \ddot{x}_m = f_m(\dot{x}_1, x_1, \dots, \dot{x}_m, x_m) + b_{m1}u_1 + \dots + b_{mm}u_m \\ y_1 = x_1, y_2 = x_2, \dots, y_m = x_m \end{cases} \quad (4)$$

假设矩阵 $B = \begin{bmatrix} b_{11} & \dots & b_{1m} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ b_{m1} & \dots & b_{mm} \end{bmatrix}$ 可逆, 并记

$x = [x_1, x_2 \dots x_m]^T, f = [f_1, f_2 \dots f_m]^T, u = [u_1, u_2 \dots u_m]^T$ 引入虚拟控制量 $U = B^{-1}u$, 此时系统方程为:

$$\begin{cases} \ddot{x} = f(\dot{x}, x, t) + U \\ y = x \end{cases} \quad (5)$$

系统第 i 个通道的输入输出关系对应为:

$$\begin{cases} \ddot{x}_i = f_i(\dot{x}_1, x_1, \dots, \dot{x}_m, x_m, t) + U_i \\ y_i = x_i \end{cases} \quad (6)$$

这样, 每个通道的虚拟控制输入 U_i 和被控输出量 y_i 便实现了完全解耦, 而 $f_i(\dot{x}_1, x_1, \dots, \dot{x}_m, x_m, t)$ 作为第 i 个通道的扰动量, 只需设计一个扩张状态观测器, 就能实现对其的估计, 从而使被控输出量 y_i 能够达到目标位置 $y_i^*(t)$ 。

在控制量 U 和输出量 y 之间并行嵌入 m 个自抗扰控制器, 实现对多变量系统的解耦, 此时实际控制量可写为 $u = B^{-1}U$, 把(3)式写成常见的状态空间形式如下所示:

$$\begin{cases} \ddot{x}_1 = f_{11}\dot{x}_1 + f_{12}x_1 + f_{13}\dot{x}_2 + f_{14}x_2 + b_{11}u_1 + b_{12}u_2 \\ \ddot{x}_2 = f_{21}\dot{x}_1 + f_{22}x_1 + f_{23}\dot{x}_2 + f_{24}x_2 + b_{21}u_1 + b_{22}u_2 \\ y_1 = x_1, y_2 = x_2 \end{cases}$$

其中, $x_1 = n_y, x_2 = n_z, u_1 = \delta_z, u_2 = \delta_y$ 。

接下来, 以俯仰通道为例, 设计自抗扰解耦控制器。

2.1.1 过渡过程安排

过渡过程一般通过设计跟踪微分器实现, 能够测量出微分信号, 解决系统超调和快速性之间的矛盾^[6]。

$$\begin{cases} \dot{v}_h = \text{fhan}(v_{11} - y_1^*, v_{12}, r_0, h) \\ \dot{v}_{11} = v_{12} \\ \dot{v}_{12} = \dot{y}_h \end{cases}$$

其中 fhan 为某一最速微分跟踪器^[8], 本文采用的实现形式如下所示:

$$\left\{ \begin{array}{l} d = rh^2, a_0 = hx_2, y = x_1 + a_0 \\ a_1 = \sqrt{d(d+8|y|)} \\ a_2 = a_0 + \frac{\text{sign}(y)(a_1 - d)}{2} \\ s_y = \frac{\text{sign}(y+d) - \text{sign}(y-d)}{2} \\ a = (a_0 + s_y - a_2)s_y + a_2 \\ s_a = \frac{\text{sign}(a+d) - \text{sign}(a-d)}{2} \\ \text{fhan} = -r \left(\frac{a}{d} - \text{sign}(a) \right) s_a - r \text{sign}(a) \end{array} \right. \quad \left\{ \begin{array}{l} \text{fh} = \text{fhan}(v_{21} - y_2^*, v_{22}, r_0, h) \\ \dot{v}_{21} = hv_{22} \\ \dot{v}_{22} = hf\text{h} \\ e = z_{21} - y_2 \\ \text{fe} = \text{fal}(e, 0.5, h) \\ \text{fe}_1 = \text{fal}(e, 0.25, h) \\ \dot{z}_{21} = z_{22} - \beta_{01}e \\ \dot{z}_{22} = z_{23} - \beta_{02}\text{fe} + U_2 \\ \dot{z}_{23} = -\beta_{03}\text{fe}_1 \\ e_1 = v_{21} - z_{21}, e_2 = v_{22} - z_{22} \\ U_2 = -\text{fhan}(e_1, ce_2, r, h_1) - z_{23} \end{array} \right.$$

2.1.2 扩张状态观测器的设计

除了观测原系统的两个状态外,还需要将扰动估计出来,即扰动 f_i 视作扩张的状态,也进行观测,此时设计的扩张状态观测器的形式为:

$$\left\{ \begin{array}{l} e = z_{11} - y_1 \\ \text{fe} = \text{fal}(e, 0.5, h) \\ \text{fe}_1 = \text{fal}(e, 0.25, h) \\ \dot{z}_{11} = z_{12} - \beta_{01}e \\ \dot{z}_{12} = z_{13} - \beta_{02}\text{fe} + U_1 \\ \dot{z}_{13} = -\beta_{03}\text{fe}_1 \end{array} \right.$$

其中, fal 是另一非线性函数,通常取:

$$\text{fal}(e, \alpha, \delta) = \begin{cases} \frac{e}{\delta^{\alpha-1}}, & |e| \leq \delta \\ |e| \text{sign}(e), & |e| > \delta \end{cases}$$

2.1.3 非线性反馈部分

利用跟踪微分器获得的参考输入为 v_{11}, v_{12} , 扩张状态观测器 ESO 所得到的被控对象状态变量与系统扰动总和的估计为 z_{11}, z_{12}, z_{13} 。可以通过非线性反馈部分可以得到参考输入与观测值之间的误差,并根据相关误差设计出的控制环节为

$$\left\{ \begin{array}{l} e_1 = v_{11} - z_{11}, e_2 = v_{12} - z_{12} \\ U_1 = -\text{fhan}(e_1, ce_2, r, h_1) - z_{13} \end{array} \right.$$

偏航通道的自抗扰解耦控制器与俯仰通道类似,直接写出对应的控制算法如下所示:

由此整个俯仰-偏航通道就可以解耦为:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = f_1(\dot{x}_1, x_1, \dot{x}_2, x_2, t) + U_1 \\ \dot{x}_2 = f_2(\dot{x}_1, x_1, \dot{x}_2, x_2, t) + U_2 \end{array} \right. \quad (7)$$

类似地,滚转通道可以改写成如下:

$$\dot{x}_3 = f_3(\dot{x}_3, x_3, t) + U_3 \quad (8)$$

其中, $x_3 = \gamma, f_3(\dot{x}_3, x_3, t) = -c_1\dot{x}_3, U_3 = -c_2\delta_x$ 。

2.2 快速终端滑模控制

完成了俯仰-偏航通道的解耦后,分别对这两个通道设计自己的快速终端滑模控制器。非奇异终端滑模控制可以使系统能够在有限时间内收敛到零,突破了普通滑模控制在线性滑模面下渐进收敛的特点,系统的动态性能优于普通滑模控制,同时该滑模方法能够有效的消除抖动。

以解耦后的俯仰通道为例,设计快速终端滑模控制器。

先改写方程组并记 $x_1 = \mu_1, \dot{x}_1 = \mu_2$, 则此时解耦后的俯仰通道方程组可以写为:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\mu}_1 = \mu_2 \\ \dot{\mu}_2 = f_1 + U_1 \end{array} \right. \quad (9)$$

2.2.1 取滑动模态

$$s = \mu_1 + \frac{1}{\beta} \mu_2^{p/q} \quad (10)$$

其中, $\beta > 0$, p 和 $q (q < p)$ 为正奇数。

2.2.2 设计控制率

取该滑动模态的控制率为

$$U_1(t) = - \left(f_1 + \beta \frac{q}{p} \mu_2^{2-(p/q)} + \eta \operatorname{sgn}(s) \right) \quad (11)$$

其中: $1 < p/q < 2$, $\eta > 0$ 。

2.2.3 稳定分析

定义 Lyapunov 函数为 $V = \frac{1}{2} s^2$, 由式(9)~(11)

可得:

$$\dot{s} = - \frac{1}{\beta} \frac{p}{q} \mu_2^{\frac{p-1}{q}} \operatorname{sgn}(s) \quad (12)$$

$$\text{则: } \dot{V} = s\dot{s} = \frac{1}{\beta} \frac{p}{q} \mu_2^{\frac{p-1}{q}} (-|s|)。$$

由于 $1 < \frac{p}{q} < 2$, 则 $0 < \frac{p}{q} - 1 < 1$, 且有 $\beta > 0$,

p 和 q ($q < p$) 是正奇数, 则:

$$\mu_2^{\frac{p-1}{q}} \geq 0 (\text{仅 } \mu_2 = 0, "=" \text{ 成立})$$

$$\dot{V} = s\dot{s} \leq \frac{1}{\beta} \frac{p}{q} \mu_2^{\frac{p-1}{q}} (-\eta|s|) = -\eta'|s|$$

$$\text{其中: } \eta' = \frac{1}{\beta} \frac{p}{q} \mu_2^{\frac{p-1}{q}} \eta > 0 (\mu_2 \neq 0)。$$

因此设计的非奇异终端滑模控制器满足 Lyapunov 稳定条件^[9]。

偏航通道和滚转通道的滑模控制器的设计步骤与上述类似, 此处不再赘述。

3 系统仿真

包含耦合的俯仰偏航通道的综合仿真通过 Simulink 和其中的 S-function 来实现, 无耦合的仿真在各自的 Simulink 模型中设计实现。其中, BTT 导弹的模型仿真参数^[2]见表 1, 控制器的参数通过试凑法整定^[10]。为简化整定过程, 俯仰偏航通道的控制器参数采用同一组参数, 滚转通道进行单独设计滑模控制器。

控制器整定的参数结果如下:

自抗扰解耦控制器:

$$r_0 = 80, h = 0.001, h_1 = 0.001, c = 1, \delta = 0.0025,$$

$$\beta_{01} = 100, \beta_{02} = 300, \beta_{03} = 1000$$

俯仰和偏航通道滑模控制器:

$$\beta = 1, p = 5, q = 3, \eta = 0.02$$

滚转通道滑模控制器:

$$\beta = 2, p = 9, q = 5, \eta = 0.3。$$

3 个通道的单位阶跃响应分别如图 1~3 所示。

表 1 仿真初始参数

Tab. 1 Initial parameters of simulation			
参数	取值	参数	取值
V	400	g	9.81
a_1	0.274 1	b_1	0.087 7
a_1'	0	b_1'	0
a_2	17.801	b_2	1.659 3
a_3	31.267	b_3	39.674 5
a_4	0.348 7	b_4	0.147 3
a_5	0.068 0	b_5	0.091 5
c_1	7.267 2	c_3	566.971
I_x	1	I_y	60.75
I_z	60.75		

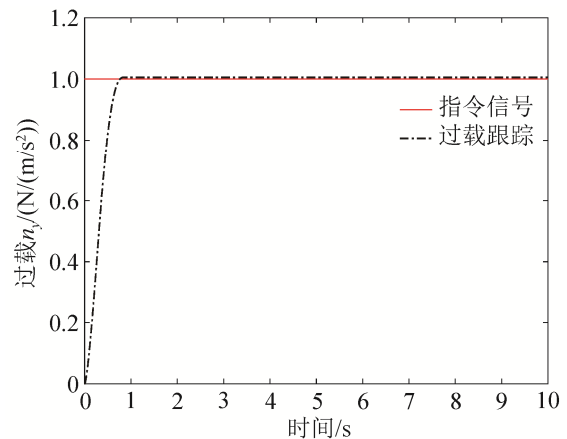


图 1 俯仰通道过载跟踪

Fig. 1 Overload tracking of pitch channel

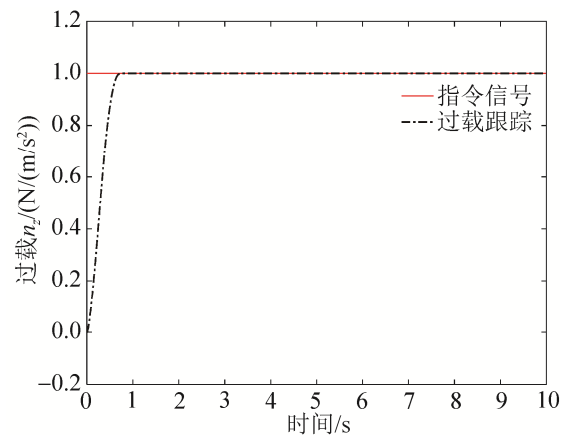


图 2 偏航通道过载跟踪

Fig. 2 Overload tracking of yaw channel

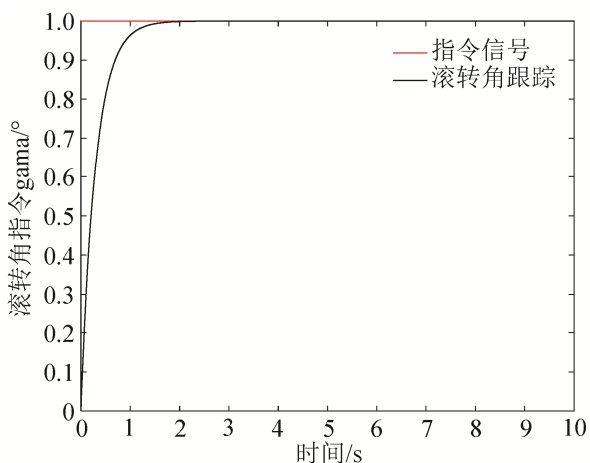


图3 滚转角跟踪

Fig. 3 Tracking of roll angle

从图1和图2可以看出,对于过载的跟踪效果分别在0.8 s和0.7 s进入5%稳态误差带;从图3可以看出,对于滚转角指令的跟踪约在1.4 s进入5%稳态误差带。

上述实验仿真结果表明:先利用自抗扰解耦控制器解耦,再进行非奇异终端滑模控制器的控制策略可以实现有效的跟踪。

为验证考虑耦合和不考虑耦合的控制效果对比,将所有耦合项去掉后单独设计非奇异滑模控制器,此时单位阶跃响应如图4~5所示。

从图4和图5的仿真对比可以看出,考虑耦合并做解耦处理的控制效果比不考虑耦合的纯滑模控制快2 s左右进入5%稳态误差带。

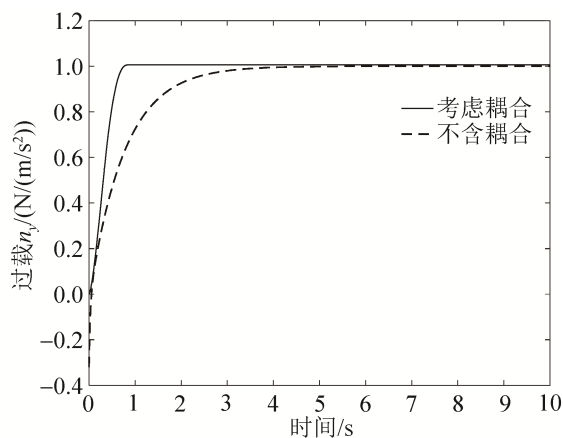


图4 俯仰通道过载跟踪对比

Fig. 4 Comparison of pitch channel overload tracking

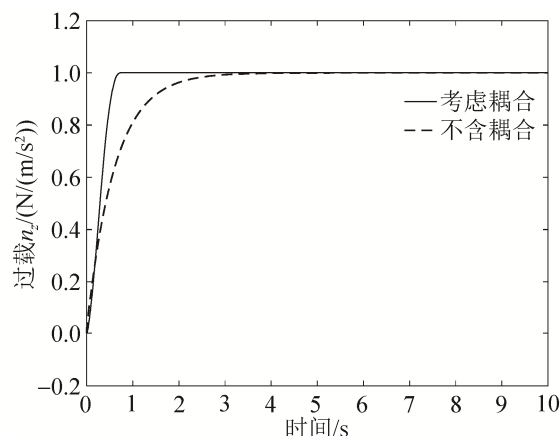


图5 偏航通道过载跟踪对比

Fig. 5 Comparison of yaw channel overload tracking

对比仿真的结果表明:考虑耦合的控制系统与不考虑耦合的系统跟踪能力上具有一定的差别,并且在考虑耦合的情况下,系统的跟踪性能更好,这也从另一个角度验证了自抗扰解耦控制的优势。

4 结论

本文通过对传统的BTT导弹模型进行模型变换,并对得到的过载跟踪模型分为俯仰-偏航通道和滚转通道。对于有耦合的俯仰偏航通道先采用自抗扰解耦控制器解耦处理,然后设计非奇异终端滑模控制器;而滚转通道只进行对应的滑模控制器设计。实验结果表明,该控制策略能够很好的实现对指令跟踪,具有比较好的动态和稳态性能。

与不含耦合的仿真结果对比说明考虑耦合的控制效果比不考虑耦合的控制效果要好些,但是显然前者控制器的设计比后者要复杂得多,这就需要在性能和设计方案之间做出折衷。

但总体而言,先进行自抗扰解耦,再设计非奇异终端滑模,能够结合两种控制的优点,实现对BTT导弹指令的有效跟踪,具有比较好的工程参考意义。

参考文献:

- [1] 李朝川. BTT导弹控制系统研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008. (Li Chaochuan. Control System of Bank-to-Turn Missile [D]. Harbin, China: Harbin Institute of Technology, 2008.)

- [2] 刘敬华. BTT 导弹鲁棒自动驾驶仪设计 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2014. (Liu Jinghua. The Robust Autopilot Design of the BTT Missile [D]. Harbin, China: Harbin Engineering University, 2014.)
- [3] 方群, 王祥. 基于在线 RBF 神经网络的 BTT 导弹控制器设计 [J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(3): 446-450. (Fang Qun, Wang Xiang. Designing BTT Missile Flight Controller with Online RBF Neural Network [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2014, 32(3): 446-450.)
- [4] 郑书强. 小灵巧炸弹反演 BTT 控制器设计与工程实现研究 [D]. 南京: 南京理工大学, 2013. (Zheng Shuqiang. Research on BTT Controller Design and Engineering Realization of Small Smart Bomb [D]. Nanjing, China: Nanjing University of Science and Technology, 2013.)
- [5] 董斌, 李玉华. BTT 导弹俯仰/偏航通道变结构控制系统设计 [J]. 科学技术与工程, 2011, 11(14): 3197-3200, 3213. (Dong Bin, Li Yuhua. Autopilot Design of Pitch and Yaw channel for BTT Missile Based on Model Reference Variable Structure Control [J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(14): 3197-3200, 3213.)
- [6] 吴云洁, 李琛, 马征. 基于自抗扰滑模的三轴挠性卫星姿态控制 [J]. 系统仿真学报, 2015, 27(8): 1831-1837. (Wu Yunjie, Li Chen, Ma Zheng. Attitude Control of Three-axis Flexible Satellite Based on Active-disturbance-rejection Sliding Mode Method [J]. Journal of System Simulation, 2015, 27(8): 1831-1837.)
- [7] 杨伟妞, 马建伟, 宋晓娜, 等. 基于 ESO 的 BTT 导弹自动驾驶仪滑模反演设计 [J]. 计算机仿真, 2015, 32(2): 48-52. (Yang Weiniu, Ma Jianwei, Song Xiaona, et al. Sliding-mode Backstepping Control Design for BTT Missile Based on Extended State Observer [J]. Computer Simulation, 2015, 32(2): 48-52.)
- [8] 韩京清. 自抗扰控制技术: 估计补偿不确定因素的控制技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2008. (Han Jingqing. Active Disturbance Rejection Control Technique-the technique for estimating and compensating the uncertainties [M]. Beijing, China: National Defense Industry Press, 2008.)
- [9] 刘金琨. 滑模变结构控制 MATLAB 仿真: 基本理论与设计方法 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2015. (Liu Jinkun. Sliding Mode Control Design and MATLAB Simulation-the basic theory and design method [M]. Beijing, China: Tsinghua University Press, 2015.)
- [10] 孙立明, 姜学智, 李东海. 一类非线性对象的自抗扰控制器参数整定 [J]. 自动化学报, 2004, 30(2): 251-254. (Sun Liming, Jiang Xuezhi, Li Donghai. Tuning of Auto-disturbance-rejection Controller for a Class of Nonlinear Plants [J]. Acta Automatica Sinica, 2004, 30(2): 251-254.)

(上接第 2174 页)

- [8] 陈鸿海, 赵韩. 实时工况驱动的柔性作业车间动态调度系统研究 [J]. 合肥工业大学学报(自然科学版), 2016, 39(11): 1441-1445, 1455. (Chen H, Zhao H. R & D on Dynamic Scheduling System of Flexible Job Shop Driven by Real-time Condition [J]. Journal of Hefei University of Technology (Natural Science Edition), 2016, 39(11): 1441-1445, 1455.)
- [9] 何院生. 考虑能耗优化的柔性作业车间动态调度方法研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016. (He Yuansheng. Research on Dynamic Scheduling Optimization in Flexible Job Shop Considering Energy Consumption [D]. Harbin, China: Harbin Institute of Technology, 2016.)
- [10] 宋李俊, 赵虎. 基于滚动时域优化策略的柔性作业车间动态调度研究 [J]. 现代制造工程, 2015, 42(2): 30-35. (Song Lijun, Zhao Hu. Dynamic Flexible Job Shop Scheduling Research Based on Rolling Time Domain Optimization Strategy [J]. Modern Manufacturing Engineering, 2015, 42(2): 30-35.)
- [11] 伍大清, 郑建国, 邵明, 等. 求解柔性作业车间调度的动态群智能优化算法 [J]. 数学的实践与认识, 2014, 44(13): 48-57. (Wu Daqing, Zheng Jianguo, Shao Ming, et al. A Dynamic Swarm Intelligence Optimization Algorithm based on Flexible Job-shop Scheduling Problem [J]. Mathematics in Practice & Theory, 2014, 44(13): 48-57.)