

引用格式:刘凯,宋晓娜,刘跃敏.导弹复合控制系统的切换控制器设计[J].电光与控制,2017,24(7):33-36. LIU K, SONG X N, LIU Y M. Switching controller design for missile compound control system[J]. Electronics Optics & Control, 2017, 24(7):33-36.

导弹复合控制系统的切换控制器设计

刘凯¹, 宋晓娜^{1,2}, 刘跃敏¹

(1. 河南科技大学, 河南 洛阳 471023; 2. 中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471000)

摘要: 为了满足现代高科技的作战要求,导弹控制系统可以采用直接力/气动力复合控制的方法,来增加导弹的机动性和精确性。首先对导弹建立俯仰通道内的数学模型,并运用切换控制方法分别对气动力和直接力的控制律进行设计。其次为了提高气动力控制的精度,引入了指数趋近律,结合模糊控制的方法,对直接力系统中的不确定参数进行优化设计,提高了直接力控制的有效性。最后利用仿真对复合控制系统控制器的设计结果进行了验证。

关键词: 导弹控制系统; 切换控制; 指数趋近律; 模糊控制

中图分类号: TJ765.2 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2017.07.007

Switching Controller Design for Missile Compound Control System

LIU Kai¹, SONG Xiao-na^{1,2}, LIU Yue-min¹

(1. Henan University of Science and Technology, Luoyang 471023, China;

2. China Airborne Missile Academy, Luoyang 471000, China)

Abstract: In order to meet the requirements of modern high-tech warfare, reaction-jet/aerodynamic compound control and guidance technology can be used in missile control system to increase the mobility and accuracy of missiles. Firstly, the mathematical model of the missile in pitch plane is formulated, and the control law of reaction-jet and aerodynamics is designed separately by using switching control system. Secondly, the index reaching law and fuzzy control method are introduced to improve the accuracy of aerodynamic control. Simultaneously, the uncertain parameters design is optimized to enhance the effectiveness of reaction-jet control. At last, the simulation results show that the proposed scheme is very effective.

Key words: missile control system; switching control; index reaching law; fuzzy control

0 引言

随着科学技术的不断发展,现代战争对新一代的导弹提出了更高的要求。为了实现在高速飞行中导弹准确打击目标的要求,现代导弹必须具有较大的过载能力和响应速度,而只依靠气动力控制的传统式导弹,已经不能完全满足现代战争的作战需求,所以在现代制导控制中通常采用直/气复合控制的方法来提高导弹的制导性能。复合控制系统是通过位于导弹质心前段的姿控发动机和导弹尾翼提供的气动力共同作用,

对导弹进行飞行姿态的调整,达到精确制导的目的。针对导弹复合控制模型,国内外学者做了大量的研究工作,到目前为止,美国的 PAC-3 导弹、法国的 Aster-30 都成功实现了拦截导弹弹头与目标的飞行实验^[1-2]。实验证明,现代导弹复合控制模型与传统主要依靠舵面偏转产生气动力矩进行机动相比,反应迅速且不受导弹飞行状态影响,是实现导弹全空域“趋零脱靶量”的一种有效技术^[3]。文献[4]对导弹复合控制系统的控制方式、姿控发动机控制周期、直接力开启策略进行了初步的研究;为了提高导弹的响应速度,文献[5]引用 Backstepping 方法,对导弹数学模型进行分析,设计直接力控制律,通过利用姿控发动机作为直接力与空气舵复合控制能有效提高导弹的快速性和末端大过载机动能力^[6]。由于姿控发动机的自身特性使得直接力控制系统是离散的,给导弹控制系统的设计带来了不

收稿日期:2016-11-24 修回日期:2016-12-24

基金项目:国家自然科学基金(61203047, U1604146);河南重点科技攻关项目(152102210273, 162102410024)

作者简介:刘凯(1989—),男,河南驻马店人,硕士生,研究方向为飞行器制导与控制。

小的难度^[7]。近年来,切换控制理论的应用,极大地方便了导弹复合控制系统的设计,文献[8]介绍了多模型切换控制的一些最新的成果。上述文献通过对切换控制理论研究,有效地解决了导弹制导过程中过载能力过小的问题,提高了导弹的响应速度,但是考虑实际运用过程中复合控制系统存在不确定因素,给控制精度带来了一些不利的影响。

针对导弹的控制精度问题,本文采用切换控制理论,首先建立姿控式导弹数学模型并利用数学的分析方法对导弹模型做出了一定的简化。运用切换控制理论,对复合控制系统进行控制律的设计。考虑到不确定因素的存在,引入了指数趋近律,消除误差对气动力控制的影响,同时运用模糊控制理论对直接力控制中未知参数进行估计,提高了姿控发动机的效率。最后运用 Matlab 对所设计的控制方法进行了仿真,结果说明了所设计控制器的有效性和可行性。

1 导弹直接力/气动力复合控制系统数学模型

以某导弹复合控制模型为例进行数学建模,导弹采用正常式气动力布局^[9],弹体尾部配有4个气动舵^[10-11],导弹质心前段安装有姿控式发动机为末阶制导提供直接力。考虑到在末阶制导阶段,导弹的主推发动机已经停止工作,所以导弹的质量相当于一个常量,对导弹建立动态数学模型,即

$$\dot{\alpha} = \omega_z - \frac{1}{mv}(Y^\alpha \alpha + Y^\delta \delta_z + F \cos \alpha) \quad (1)$$

$$\dot{\omega}_z = \frac{mvM_z^{\delta_z} - M_z^\alpha Y^\delta}{J_z mv} \delta_z + \frac{mv - Y^\alpha M_z^\alpha}{J_z mv} \alpha + \frac{M_z^{\omega_z} + M_z^\alpha}{J_z} \omega_z + \frac{mvl_T - M_z^\alpha \cos \alpha}{J_z mv} F \quad (2)$$

$$n_y = \frac{1}{mv}(Y^\alpha \alpha + Y^\delta \delta_z + F \cos \alpha) \quad (3)$$

式中: ω_z 为导弹角速度; α 为导弹攻角; n_y 为导弹过载; δ_z 为舵偏角; m, v 分别为弹体质量和速度; l_T 为姿控发动机到弹体质心的距离; F 为直接力的推力值; $M_z^\alpha, M_z^{\omega_z}, Y^\alpha$ 等为气动力参数。

$$\text{令 } a_1 = -\frac{M_z^{\omega_z}}{J_z}, a_2 = -\frac{M_z^\alpha}{J_z}, a_3 = -\frac{M_z^{\delta_z}}{J_z}, a_4 = -\frac{Y^\alpha}{mv},$$

$$a_5 = -\frac{Y^\delta}{mv}, \dot{a}_3 = -\frac{l_T}{J_z}, \dot{a}_5 = -\frac{1}{mv}, \text{可得到}$$

$$\dot{\alpha} = \omega_z - a_4 \alpha - a_5 \delta_z - \dot{a}_5 \cos \alpha \cdot F \quad (4)$$

$$\dot{\omega}_z = (a_2 a_4 - a_2) \alpha - (a_1 + a_2) \omega_z + (a_5 a_2 - a_3) \delta_z + (a_2 \dot{a}_5 \cos \alpha - \dot{a}_3) F \quad (5)$$

将式(3)整理得

$$n_y = \frac{v}{g}(\omega_z - \dot{\alpha}) \quad (6)$$

定义攻角 α 和角速度 ω_z 为状态变量, δ_z 和 F 为控制量, $n_y = h(x)$ 为输出。由于式(4)中 δ_z 的存在,不利于直接用滑模控制对气动力控制器进行设计,但若在系统建模中忽略此项会影响系统的稳定性,因此,将其作为扰动补偿因素 $D(x)$ 建立线性动态系统模型,即

$$\begin{cases} \dot{x} = f_1(x) + A(x)u_1 + B(x)u_2 + D(x) \\ y = h(x) \end{cases} \quad (7)$$

式中: $x = (\alpha \ \omega_z)^T$; $u_1 = \delta_z$; $u_2 = F$; $D(x) = Y^\delta \delta_z + F \cdot \cos \alpha$, 是不确定因素构成的误差。

$$f_1(x) = \begin{pmatrix} f_{11} \\ f_{12} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \omega_z - a_4 \alpha \\ a_2(a_4 - 1)\alpha - (a_1 + a_2)\omega_z \end{pmatrix},$$

$$A(x) = \begin{pmatrix} A_{11} \\ A_{12} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ a_5 a_2 - a_3 \end{pmatrix},$$

$$B(x) = \begin{pmatrix} B_{11} \\ B_{12} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ -\dot{a}_3 \end{pmatrix}.$$

2 复合控制系统设计

导弹直接力/气动力复合控制系统中,由于姿控发动机的自身特性,使得直接力部分是离散的,所以将气动力采用滑模变结构理论^[12]进行控制设计,直接力采用切换控制进行实现,是为了解决复合控制系统中直接力/气动力控制的协调问题,保证了控制系统的稳定性。

2.1 气动力设计

假设导弹攻角值是连续的,将给定攻角指令记为 α_k , 复合控制系统的滑模面设计为

$$s(x, t) = f_{11} - k_m(\alpha - \alpha_k) - \dot{\alpha}_k \quad (8)$$

式中: $k_m < 0$; α_k 为给定的攻角值, $\dot{\alpha}_k$ 为其导数。

假设系统误差 $D(x) = 0$, $e_k = \alpha - \alpha_k$ 为系统的跟踪误差,令 $s(x, t) = 0$, 得到 $f_{11} = k_m e_k + \dot{\alpha}_k$, 结合式(7)可得

$$\dot{e}_k = k_m e_k \quad (9)$$

由于系数 k_m 是小于零的,所以系统的滑动模态运动满足渐近稳定性,从而确保了切换面中 e_k 的渐近稳定性。对式(8)求导,且由于 a_k 为常量,整理可得

$$\dot{s}(x, t) = \dot{\omega}_z - (a_4 + k_m)\alpha \quad (10)$$

令 $\dot{s}(x, t) = 0$ 可得

$$\dot{\omega}_z = (a_4 + k_m)f_{11} \quad (11)$$

将式(11)和式(7)联立,并令 $u_2 = 0$ 可得到系统的等效控制为

$$u_1 = \frac{1}{B_{12}}[(a_4 + k_m)f_{11} - f_{12}] \quad (12)$$

其中,考虑到系统由于复合控制系统误差 $D(x)$ 的存在,在此加入指数趋近律来降低复合控制系统的抖动,即

$$\dot{s} = -\xi \operatorname{sgn} s - ks \quad (12)$$

式中, ξ, k 均大于零。

由式(10)得: $\dot{s} = f_{12} + A_{12}u_1 + B_{12}u_2 - (a_4 + k_m)[f_{11} + D(x)] + D(x)$, 令 $u_2 = 0$, 整理后得

$$u_1 = -\frac{1}{A_{12}}[\xi \operatorname{sgn}(s(x, t)) + ks + f_{12} - (a_4 + k_m)f_{11} - (1 - a_4 - k_m)D(x)] \quad (13)$$

对于上式中的扰动误差 $D(x)$ 可以采用一个适当已知量 $D_c(x)$ 来替代 $D(x)$; 假设 $D(x)$ 是有界的, 且 $D_c(x) \in \mathbb{R}^+$ 可以得到 $\dot{s} = -\xi \operatorname{sgn} s - ks + D(x) - D_c(x)$ 。

$D_c(x)$ 满足以下条件: 当 $s > 0$ 时, 取 $D_c(x) = D_{\min}(x)$; 当 $s < 0$ 时, 取 $D_c(x) = D_{\max}(x)$ 。

令

$$\begin{cases} D_{c1}(x) = \frac{1}{2}[D_{\max}(x) - D_{\min}(x)] \\ D_{c2}(x) = \frac{1}{2}[D_{\max}(x) + D_{\min}(x)] \end{cases} \quad (14)$$

则

$$D_c(x) = D_{c1}(x) - D_{c2}(x) \operatorname{sgn} s \quad (15)$$

将式(15)代入式(13)中可得: $u_1 = -\frac{1}{A_{12}}[\xi \operatorname{sgn}(s(x, t)) + ks + f_{12} - (a_4 + k_m)f_{11} - (1 - a_4 - k_m)(D_{c1}(x) - D_{c2}(x) \operatorname{sgn} s)]$, 至此, 气动力控制律设计完成。

2.2 直接力设计

取直接力切换控制为

$$u_2 = -\lambda \operatorname{sgn} s \quad \lambda > 0 \quad (16)$$

由于姿控发动机燃料有限, 同时为了满足导弹的控制精度要求, 可以设计启动姿控发动机 $|s(x, t)|$ 的最小值 s_{\min} 。当 $|s(x, t)| < s_{\min}$ 时, 不启动姿控发动机, 可以显著提高姿控发动机的使用效率。假设 \bar{s}_η 的邻域值为 η , 并且复合控制系统能够维持在该邻域 η 内, 此时系统状态满足

$$|s(x, t)| < \eta \quad (17)$$

因此, 在 s 面上滑动的系统方程变成如下所述的动态方程

$$\dot{e}_k = k_m e_k + s(x, t) \quad (18)$$

将式(17)和式(18)联立可得, 复合控制系统的跟踪误差满足

$$\limsup_{t \rightarrow \infty} |e_k(t)| \leq -\frac{\eta}{k_m} \quad (19)$$

由式(19)可知, k_m 为常量的情况下, η 的取值决定了系统的跟踪误差精度, 而 η 的取值由切换控制中

的 λ 取值决定, 在此取 λ 为关于 $|s(x, t)|$ 的函数, 即

$$\lambda(|s(x, t)|) = \operatorname{floor}\left(N \operatorname{sat}\left(\frac{|s(x, t)| - s_{\min}}{s_{\max}}\right)\right) \quad (20)$$

式中: $\operatorname{floor}(\cdot)$ 为向下取正函数; $\operatorname{sat}(\cdot)$ 为饱和函数; N 为姿控发动机的开始个数; 为了更有效地对直接力进行控制, 采用模糊控制理论对 $|s(x, t)|$ 的最小值 s_{\min} 进行设计, 取跟踪误差 e_k 和 \dot{e}_k 为控制器的输入, s_{\min} 为控制器的输出, 定义: $e_k = \{NB, NM, NS, NZ, PZ, PS, PM, PB\}$; $\dot{e}_k = \{NB, NM, NS, NZ, PZ, PS, PM, PB\}$; $s_{\min} = \{NB, NM, NS, NZ, PZ, PS, PM, PB\}$ 。其中, $\{NB$ (负大), NM (负中), NS (负小), NZ (负零), PZ (正零), PS (正小), PM (正中), PB (正大) $\}$; e_k 和 \dot{e}_k 为跟踪误差和跟踪误差变化率的模糊集合, e_k 和 \dot{e}_k 都采用高斯函数, 输出 s_{\min} 采用三角函数, 分别作为它们的隶属度函数。

从复合控制系统的响应速度来看, 当 e_k 越大时, 控制精度较低, 若 e_k 取 PB 此时需要设计更大的 u_2 控制量来抑制, 且从式(20)可知, 当 s_{\min} 取值越小时, λ 取值就越大, 系统的响应速度就越快。另外, 当 \dot{e}_k 取 NB , NM 时, 跟踪误差有继续增大的趋势, 因此应将 s_{\min} 设置为 NB 。如果跟踪误差变化率为 NS 或 NZ , 说明误差有变小的趋势, 不需要增加控制量 u_2 , 可以将 s_{\min} 设置为 NM ; 如果误差变化率 \dot{e}_k 为 PZ 或 PS , 应该选择更小控制量 u_2 , 如将 s_{\min} 选择为 NS , 如果误差变化率是 PM 或 PB , 表明再改变直接力控制量即可, 如 s_{\min} 选择为 PZ , 用重心法解模糊将其精确化, 得到如表 1 所示的模糊规则。

表 1 模糊控制规则表

Table 1 Fuzzy control rule table

	NB	NM	NS	NZ	PZ	PS	PM	PB
NB	PB	PB	PM	PM	PS	PS	PZ	PZ
NM	PB	PB	PM	PM	PS	PS	PZ	PZ
NS	PB	PB	PM	PS	PS	PZ	PZ	PZ
NZ	PB	PM	PM	PZ	PS	PZ	NM	NM
PZ	PM	PM	NZ	NS	NZ	NM	NM	NB
PS	NZ	NZ	NZ	NS	NS	NM	NB	NB
PM	NZ	NZ	NS	NS	NM	NM	NB	NB
PB	NZ	NZ	NS	NS	NM	NM	NB	NB

即: 直接力切换控制可以改写为 $u_2 = -\lambda(|s(x, t)|) \operatorname{sgn}(s(x, t))$, $kT \leq t < (k+1)T$, 进而

$$u_2 = -\operatorname{floor}\left(N \operatorname{sat}\left(\frac{|s(x, t)| - s_{\min}}{s_{\max}}\right)\right) \cdot \operatorname{sgn}(s(x, t)) \quad (21)$$

下文给出系统状态在有限时间内稳定性证明。

证明: 令 $V(t) = \frac{1}{2}s^2(t)$ 为系统的李雅普诺夫函数。

则, $\dot{V}(t) = \dot{s}s = (\dot{\omega}_2 - (a_4 + k_m)f_{11})s$, 将直接力控

制律 u_2 和等效控制律 u_1 代入到式(7)中,由于在此阶段不考虑系统误差,求得

$$\dot{V} = -B_{22}\lambda \operatorname{sgn}(s(x,t))s \leq -p\lambda\sqrt{2}V \quad (22)$$

式中, $p = \min\{B_{22}\} = \min_{|\sin\alpha| < 1}(-\dot{a}_3)$, 由导弹的参数可知, p 为正。因此 $\dot{V} \leq -p\lambda\sqrt{2}V < 0$, 根据李雅普诺夫稳定性, 可知该复合控制系统是稳定的。

3 仿真结果及研究

取姿控发动机的最大推力值为 $F_{\max} = 2500 \text{ N}$, 姿控发动机工作时间为 T , 直接力达到最大所用时间为 $\tau = 0.005 \text{ s}$, 姿控发动机到弹体质心的距离 $L_T = 1 \text{ m}$, $k_m = -25$, $N = 5$, 设系统的初始值为零, 攻角指令 $\alpha = 25^\circ$ 。用 Simlink 进行仿真, 仿真结果如图 1~图 4 所示。

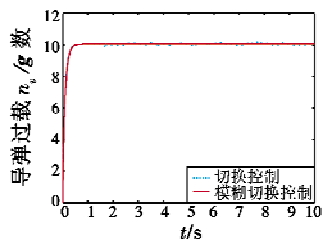


图1 过载跟踪响应

Fig. 1 Tracking response of overload command

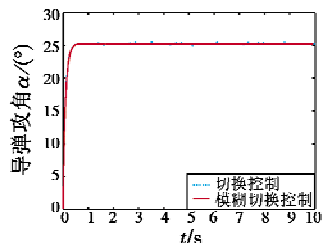


图2 导弹攻角跟踪响应

Fig. 2 Tracking response of attack angle

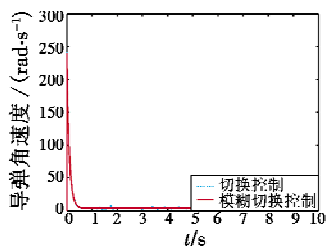


图3 导弹角速度响应

Fig. 3 Missile angular velocity response

图 1~图 4 的仿真结果表明, 所设计的导弹直/气模糊切换控制与单纯采用切换控制进行设计的系统相比, 对系统的过载指令有良好的跟踪效果, 提高了系统的响应速度, 由于模糊控制的采用以及在充分考虑误差的情况下, 利用扰动误差对系统进行补偿, 提高了系统的稳定性。同时利用模糊控制对直接力开启的约束条件进行估计, 有效降低了系统的抖振, 提高了直接力

的使用效率, 实现了对复合系统控制的目的。

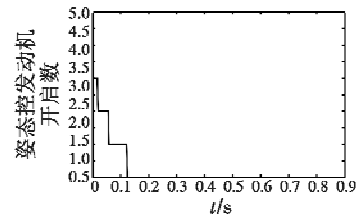


图4 姿控发动机开启数

Fig. 4 Consumption of the impulse thrusters

4 结论

本文针对导弹复合控制系统进行研究, 通过运用模糊切换控制的方法, 有效提高了导弹的过载能力, 增加了复合控制系统的精确性。

参考文献

- [1] 李玉林, 杨树兴. 先进防空导弹直接力/气动力复合控制关键技术分析[J]. 兵工学报, 2007, 28(12): 1523-1527.
- [2] 徐品高. 新一代防空导弹提高制导控制精度的需求与技术途径[J]. 战术导弹技术, 2002(3): 1-8.
- [3] 史震, 马文桥, 王飞, 等. 直接力/气动力复合控制导弹智能控制算法[J]. 南京理工大学学报, 2014(4): 481-489.
- [4] 赵明元, 魏明英, 何秋茹. 基于有限时间稳定和 Back-stepping 的直接力/气动力复合控制方法[J]. 宇航学报, 2010, 31(9): 2157-2164.
- [5] 魏明英. 大气层内燃气动力与气动力复合控制方法探讨[J]. 现代防御技术, 2006, 34(1): 24-28.
- [6] 郭晓雯, 凡永华, 闫杰. 直接力/气动力复合控制系统鲁棒稳定性分析[J]. 指挥控制与仿真, 2013, 35(5): 91-94.
- [7] 姚郁, 毕永涛. 姿控式直接侧向力与气动力复合控制策略设计[J]. 航空学报, 2010, 31(4): 701-708.
- [8] ZUAZUA E. Switching control[J]. Journal of the European Mathematical Society, 2011, 1(1): 85-117.
- [9] 张天宇, 董长虹. 基于自适应反演法的导弹直/气复合制导[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(7): 902-906.
- [10] 张公平, 段朝阳, 廖志忠. 空空导弹侧向射流与气舵协调控制技术[J]. 航空兵器, 2015(5): 28-31.
- [11] 吴华丽, 程继红, 施建洪, 等. 直接力与气动力复合控制前向拦截导引律综述[J]. 海军航空工程学院学报, 2016, 31(3): 323-331.
- [12] 刘金珉, 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.