

文章编号: 1001-0920(2006)07-0825-04

基于模糊逻辑的导弹复合控制系统优化设计

周 锐

(北京航空航天大学 自动控制系, 北京 100083)

摘 要: 建立了具有气动力/直接侧向力混合控制的导弹动力学模型, 设计了常规气动力控制和模糊逻辑侧向力控制的导弹复合控制系统。根据控制系统跟踪性能要求和直接力控制原则, 采用进化策略对常规气动力控制器参数和模糊直接力控制规则进行优化设计。仿真结果表明, 导弹复合控制系统具有良好的快速大机动跟踪能力, 可实现导弹气动力和直接侧向力之间合理的控制分配。

关键词: 模糊逻辑; 复合控制; 控制分配; 进化策略

中图分类号: V 448.12 **文献标识码:** A

Design of Missile Blended Control System Based on Fuzzy Logic

ZHOU Rui

(Department of Automatic Control, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China
Email: zhr@buaa.edu.cn)

Abstract: The blended dynamic model of missile with aerodynamic fin and side thruster is developed. The blended missile control system integrated traditional controller using aerodynamic fin with fuzzy logic controller using side thruster is designed. The parameters are optimized with respect to the tracking performances of missile control system and the criterions of side thruster control based on evolutionary strategies. The simulation results show that the missile control system with side thruster tracks the great maneuver acceleration command accurately and rapidly and the reduced aerodynamic control effectiveness is compensated by the side thruster. The control allocation between the aerodynamic fin and side thruster can be implemented intelligently and correctly.

Key words: Fuzzy logic; Blended control; Control allocation; Evolutionary strategies

1 引言

传统的完全基于气动力控制导弹, 由于响应速度有限、非最小相位造成的延迟等原因, 尤其是在高空、大机动、大攻角等气动效率低的情况下, 很难实现快速大机动拦截。具有气动面控制和反作用控制系统(RCS)的复合控制技术, 是实现导弹高空、高速、大机动、快速拦截的保障^[1]。

独立不同类型的执行机构控制或不合理的控制分配, 可能导致导弹可控性和控制效益降低^[2]。对该问题的研究, 目前最常用的有以下几种方法: 基于线性或非线性最优规划方法^[3]; 将控制指令与设定阈值进行比较, 采用硬切换的方法^[4]; 根据气动效益变化情况, 采用自适应技术实现控制分配与管理的方

法^[5]; 变结构控制技术应用于具有脉冲非连续性的 RCS 控制^[6]; 采用前馈加反馈的控制方式, 实现气动力/直接侧力的解耦控制^[7]。

人工智能技术的迅速发展, 为气动力/直接力之间智能化控制分配和管理提供了新的方法^[8], 但如何将定性与定量结合起来是需要研究的问题。本文采用常规气动力控制和模糊直接力控制复合控制方案, 并采用进化策略(ES)对复合控制系统参数进行优化。

2 导弹气动力/侧推力复合控制系统模型

具有前向侧推力的导弹结构如图 1 所示。俯仰通道的非线性动态方程为^[2]

收稿日期: 2005-05-12; 修回日期: 2005-08-28

基金项目: 武器装备预研基金项目(51401050103HK0102)。

作者简介: 周锐(1968—), 男, 湖北钟祥人, 教授, 博士, 从事飞行控制与制导、智能控制等研究。

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \frac{QS}{mV} (C_{Z0}(\alpha) + C_Z(\alpha, \delta_{in})) + q + \frac{1}{mV} T_{jet}, \\ \dot{q} = \frac{QSD}{I_{yy}} (C_{m0}(\alpha) + C_m(\alpha, \delta_{in})) + \frac{l_{jet} T_{jet}}{I_{yy}}. \end{cases} \quad (1)$$

其中: α 为攻角, q 为俯仰角速率, Q 为动压, m 为质量, V 为速度, I_{yy} 为惯量, S 为参考面积, D 为参考长度, l_{jet} 为侧向喷管距质心的长度, T_{jet} 为侧向推力, δ_{in} 为俯仰气动舵偏角, $C_{Z0}(\alpha)$, $C_Z(\alpha, \delta_{in})$ 和 $C_{m0}(\alpha)$, $C_m(\alpha, \delta_{in})$ 为气动力和力矩系数

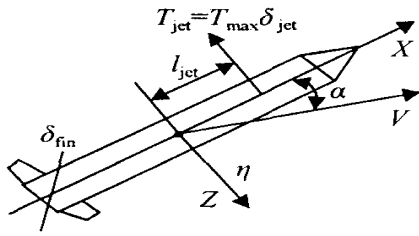


图1 具有RCS的导弹结构

假设侧向推力 T_{jet} 可以连续线性变化, 即 $T_{jet} = T_{max} \delta_{jet}$. 其中 T_{max} 为最大推力, δ_{jet} 为喷管阀门控制量. 进而可得到近似线性化的导弹动态方程^[6]

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \frac{QS}{mV} C_{N\alpha} \alpha + q + \frac{QS}{mV} C_{N\delta} \delta_{in} + \frac{T_{max}}{mV} \delta_{jet}, \\ \dot{q} = \frac{QSD}{I_{yy}} C_{m\alpha} \alpha + \frac{QSD}{I_{yy}} C_{m\delta} \delta_{in} + \frac{T_{max} l_{jet}}{I_{yy}} \delta_{jet}. \end{cases} \quad (2)$$

利用带量纲的偏导数形式, 式(2)可写成

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = Z_{\alpha} \alpha + q + Z_{\delta_{in}} \delta_{in} + Z_{\delta_{jet}} \delta_{jet}, \\ \dot{q} = M_{\alpha} \alpha + M_{\delta_{in}} \delta_{in} + M_{\delta_{jet}} \delta_{jet}. \end{cases} \quad (3)$$

导弹法向过载可表示为 $\eta = \frac{V}{g} (\dot{\alpha} - q)$, 进而可表示为关于气动/侧推控制信号的函数

$$\eta = \frac{V}{g} (Z_{\alpha} \alpha + Z_{\delta_{in}} \delta_{in} + Z_{\delta_{jet}} \delta_{jet}). \quad (4)$$

假设气动和侧推执行机构为一阶惯性环节, 即

$$\begin{cases} \tau_{in} \dot{\delta}_{in} = -\delta_{in} + \delta_{in}^c, \\ \tau_{jet} \dot{\delta}_{jet} = -\delta_{jet} + \delta_{jet}^c. \end{cases} \quad (5)$$

其中 δ_{in}^c 和 δ_{jet}^c 为控制指令信号. 将导弹状态方程转换为关于 $[\eta \ q]^T$ 的状态可测量模型, 得到

$$\begin{bmatrix} \dot{\eta} \\ \dot{q} \\ \dot{\delta}_{in} \\ \dot{\delta}_{jet} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_{\alpha} & \frac{VZ_{\alpha}}{g} & -\frac{VZ_{\delta_{in}}}{g\tau_{in}} & -\frac{VZ_{\delta_{jet}}}{g\tau_{jet}} \\ \frac{gM_{\alpha}}{VZ_{\alpha}} & 0 & M_{\delta_{in}} - \frac{M_{\alpha}Z_{\delta_{in}}}{Z_{\alpha}} & M_{\delta_{jet}} - \frac{M_{\alpha}Z_{\delta_{jet}}}{Z_{\alpha}} \\ 0 & 0 & -1/\tau_{in} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1/\tau_{jet} \end{bmatrix} \times$$

$$\begin{bmatrix} \eta \\ q \\ \delta_{in} \\ \delta_{jet} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{VZ_{\delta_{in}}}{g\tau_{in}} & \frac{VZ_{\delta_{jet}}}{g\tau_{jet}} \\ 0 & 0 \\ 1/\tau_{in} & 0 \\ 0 & 1/\tau_{jet} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{in}^c \\ \delta_{jet}^c \end{bmatrix}. \quad (6)$$

3 导弹气动力/侧推力复合控制系统

采用常规气动力控制和模糊直接侧力控制相结合的导弹复合控制系统, 其结构如图2所示

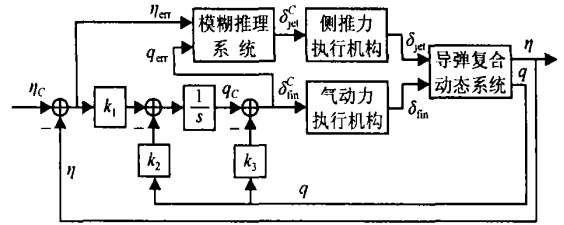


图2 导弹俯仰通道混合控制系统结构

气动力控制主要由反馈增益 k_1, k_2, k_3 确定, 而模糊逻辑直接力控制主要选择加速度跟踪误差 $\eta_{err} = \eta_t - \eta$ 和俯仰速率误差 $q_{err} = q_c - k_3 q$ 为模糊推理系统的输入, 输出则为侧向喷管的控制量 δ_{jet}^c .

侧推力控制的原则是: 考虑燃料限制, 侧推力主要用于补偿大机动或大攻角等气动力不足或气动效率低下, 以提高导弹快速大机动能力; 在稳态或非机动情况下, 尽量不用或少用直接侧向力控制

4 直接侧力模糊控制系统设计

对于输入 η_{err}, q_{err} 和输出 δ_{jet}^c , 均定义 5 个模糊集合: NB (负大), NS (负小), ZE (零), PS (正小), PB (正大). 采用三角形隶属函数, 如图3所示. 每个三角形有 3 个可调参数: 中心坐标 c 以及左右宽度 a 和 b 为降低系统性能对隶属函数参数变化的灵敏度, 对输入进行规范化处理, 即

$$\begin{cases} \bar{\eta}_{err} = \eta_{err}/\eta_{err}^{max} \quad [-1, 1], \\ \bar{q}_{err} = q_{err}/q_{err}^{max} \quad [-1, 1] \end{cases} \quad (7)$$

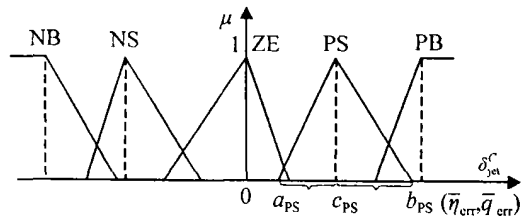


图3 隶属函数及可调参数

根据直接力控制原则, 设计模糊控制规则如表1所示, 共有 25 条规则. 规则的一般形式为

$$\text{If } \bar{\eta}_{err} = A^i \text{ and } \bar{q}_{err} = A^j \text{ Then } \delta_{jet}^c = B^j. \quad (8)$$

其中: A^i, A^j 和 B^j 分别是输入 $\bar{\eta}_{err}, \bar{q}_{err}$ 和输出 δ_{jet}^c 的模糊集合 (NB, NS, ZE, PS, PB); $j = 1, 2, \dots, 25$

表 1 直接力控制模糊规则库

δ_{jet}	\bar{n}_{err}				
	NB	NS	ZE	PS	PB
PB	ZE	PS	PB	PB	PB
PS	NS	ZE	PS	PS	PB
\bar{q}_{err}	ZE	NB	NS	ZE	PS
	NS	NB	NS	NS	ZE
	NB	NB	NB	NS	ZE

每条规则的激活度可采用 min 算子得到

$$w_j = \text{min} (A^i_h(\bar{n}_{\text{err}}), A^j_q(\bar{q}_{\text{err}})), j = 1, 2, \dots, 25 \quad (9)$$

其中 $A^i_h(\bar{n}_{\text{err}})$ 和 $A^j_q(\bar{q}_{\text{err}})$ 分别是模糊集合 A^i_h 和 A^j_q 对输入变量 \bar{n}_{err} 和 \bar{q}_{err} 的隶属度 解模糊处理得到清晰化直接力控制指令

$$\delta_{\text{jet}} = \frac{\sum_{j=1}^{25} w_j B_j^{-1}(w_j)}{\sum_{j=1}^{25} w_j} \quad (10)$$

5 复合控制系统的优化设计

常规气动力控制反馈增益和直接力模糊控制规则定性描述了导弹复合控制系统规律, 采用进化策略 ES 对反馈增益和模糊规则参数进行定量优化 模糊规则输入 \bar{n}_{err} 和 \bar{q}_{err} 的成员函数参数可通过输出 δ_{jet} 成员函数参数的优化来补偿, 因此进化策略 ES 仅对气动力控制反馈增益 k_1, k_2, k_3 和输出变量 δ_{jet} 隶属成员函数参数进行优化 ES 染色体采用十进制编码, 即

$$x = [k_1, k_2, k_3, b_{\text{NB}}, c_{\text{NB}}, a_{\text{NS}}, b_{\text{NS}}, c_{\text{NS}}, a_{\text{ZE}}, b_{\text{ZE}}, a_{\text{PS}}, b_{\text{PS}}, c_{\text{PS}}, a_{\text{PB}}, b_{\text{PB}}, c_{\text{PB}}] \quad (11)$$

导弹复合控制系统设计变为如何确定决策变量 (染色体) x , 以极小化复合控制系统代价函数

$$J(x) = \int_0^{t_f} [\bar{n}_{\text{err}}(t) + \bar{q}_{\text{err}}(t) + \gamma_1 \delta_{\text{jet}}^2(t) + \gamma_2 \xi_{\text{in}}^2(t)] dt \quad (12)$$

其中: t_f 为飞行时间, γ_1 和 γ_2 为加权系数, ξ_{in} 定义为

$$\xi_{\text{in}}(t) = \begin{cases} \delta_{\text{in}}(t), & |\delta_{\text{in}}(t)| > \delta_{\text{in}}^{\text{max}}; \\ 0, & \text{otherwise} \end{cases} \quad (13)$$

式中 $\delta_{\text{in}}^{\text{max}}$ 为气动操纵面的最大偏转角

复合控制系统代价函数的物理意义是: 使复合控制系统跟踪误差 (加速度跟踪误差和俯仰角速率跟踪误差) 与控制能量 (气动舵偏角和侧喷发动机燃料) 总的综合代价最小; 同时在确保气动面偏转非饱和的前提下优先使用气动力控制, 否则由直接力进行补偿 加权系数的选择策略是在满足跟踪误差要求的前提下选得大一些, 以降低能量消耗 据此进化策略算法的适应值函数可取 $F(x) = 1/J(x)$.

基于进化策略的控制系统参数优化过程如下:

1) 初始化: 设置总进化代数 N_1 和种群中个体数目 N_2 , 随机产生 N_2 个决策变量个体 $x^j, j = 1, 2, \dots, N_2$, 构成初始种群 令变量 $n = 1$, 选择阶跃信号作为图 2 所示的导弹复合控制系统的指令输入

2) 重组: 通过重组算子产生 $\lambda > N_2$ 个新个体, 重组算子为

$$x^{\text{new}} = \omega x^{\text{old1}} + (1 - \omega) x^{\text{old2}}, \omega \in [0, 1] \quad (14)$$

其中: x^{old1} 和 x^{old2} 是从种群中随机选择的两个父个体, x^{new} 是通过重组算子产生的子代新个体

3) 变异: 采用自适应加速变异算子对 λ 个新个体进行变异^[9], 即

$$\begin{cases} x_i^j(k+1) = x_i^j(k) + \beta \Delta x_i^j(k) + \rho s x_i^j(k), \\ \Delta x_i^j(k) = (x_i^{\text{best}}(k) - x_i^j(k)) \cdot N(0, 1), \\ s x_i^j(k+1) = \beta \text{acc}^j(k) \Delta x_i^j(k) + \rho s x_i^j(k). \end{cases} \quad (15)$$

其中: $x_i^j(k)$ 表示第 k 代中第 j 个体的第 i 分量, $x^{\text{best}}(k)$ 表示第 k 代中最好的个体, ρ 和 β 分别为学习速率和惯量常数, $N(0, 1)$ 为正态随机分布函数, $s x_i^j(k)$ 为进化趋势, $\text{acc}^j(k)$ 定义为

$$\text{acc}^j(k) = \begin{cases} 1, & \text{当前更新使适应值增加;} \\ 0, & \text{其他} \end{cases} \quad (16)$$

4) 计算适应值: 对于每一个体 $x^j, j = 1, 2, \dots, \lambda + N_2$, 针对相同的阶跃加速度输入信号, 采用线性化导弹复合控制系统模型对图 2 所示导弹复合控制系统进行仿真, 并计算每一个体 x^j 所对应的系统代价函数 $J(x^j)$ 和适应值 $F(x^j)$.

5) 选择: 根据适应值由大到小的顺序, 从 $\lambda + N_2$ 个体中选择 N_2 个体, 形成下一代种群, 使得适应值高的个体进入下一代

6) $n = n + 1$, 如果 $n > N_1$, 则终止, 此时决策变量 x 即为满足系统性能要求的可行解; 否则返回 2).

6 仿真结果与分析

进化策略参数为: $\rho = 1, \beta = 0.2, N_1 = 20, N_2 = 40, \lambda = 60$; 导弹飞行速度 $V = 1219 \text{ m/s}$, 气动面/侧喷发动机时间常数 $\tau_{\text{in}} = 0.02 \text{ s}, \tau_{\text{jet}} = 0.002 \text{ s}$ 采用进化优化 20 代的决策变量 x 作为控制系统参数, 线性模型跟踪不同输入加速度指令的仿真结果分别如图 4 和图 5 所示

从仿真结果看出: 直接侧推力有效地补偿了气动力控制系统的非最小相位所造成的响应滞后, 并大大提高了导弹的大机动响应速度 另外, 侧喷发动机只工作于大机动跟踪的动态过程, 稳态时的导弹控制基本由气动面控制完成

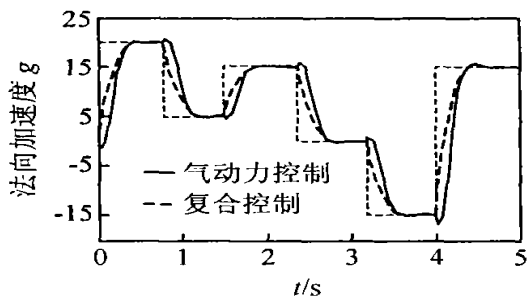


图4 不同级别法向加速度跟踪结果

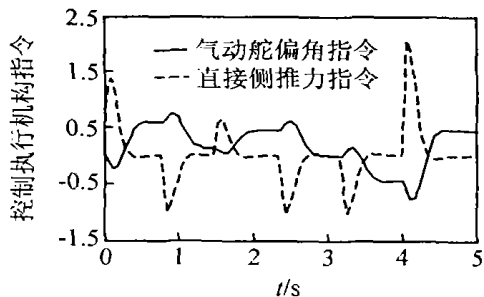


图5 复合控制系统控制分配结果

7 结 语

气动面和直接侧推力复合控制技术是提高导弹对高空、高速、大机动、快速拦截性能的重要保障,它能有效地补偿气动面控制系统的非最小相位造成的延迟,尤其是在高空、大机动、大攻角等气动效率低的情况下,可提高拦截导弹的快速大机动跟踪能力。可采用常规气动力控制+智能直接力控制的复合控制结构,并通过定性推理和定量优化相结合的设计方法,实现导弹气动力和直接侧向力之间合理的控制分配,满足特定的导弹复合控制系统的高性能要求。

参考文献(References)

- [1] Wise K A, Broy D J. Agile Missile Dynamics and Control [J]. *J. of Guidance, Control and Dynamics*, 1998, 21(3): 441-449
- [2] Yong S C, Choi C L. Autopilot Design for Agile Missile with Aerodynamic Fin and Side Thruster [A]. *SICE Annual Conf* [C]. Fukui: IEEE Press, 2003: 1476-1481.
- [3] Vishnu L P, David B D. A Nonlinear Programming Approach for Control Allocation [A]. *Proc of the 2004 American Control Conf* [C]. Boston: IEEE Press, 2004: 1689-1694
- [4] 程凤舟, 万自明, 陈士橹, 等. 防空导弹直接力与气动力复合控制系统设计[J]. *飞行力学*, 2003, 21(2): 49-52
(Cheng F Z, Wan Z M, Chen S L. Side Jet and Aerodynamics Compound Control System Design of Air Defense Missiles [J]. *Flight Dynamics*, 2003, 21(2): 49-52)
- [5] Menon P K, Iragavarapu V R. Adaptive Techniques for Multiple Actuator Blending [A]. *AIAA Guidance, Navigation and Control Conf* [C]. Boston, 1998: 1-12
- [6] Thukral A, Innocenti M. A Sliding Mode Missile Pitch Autopilot Synthesis for High Angle of Attack Maneuvering [J]. *IEEE Trans on Control Systems Technology*, 1998, 6(3): 359-371
- [7] Hirokawa R, Sato K. Autopilot Design for a Missile with Reaction Jet Using Coefficient Diagram [A]. *AIAA Guidance, Navigation and Control Conf and Exhibit* [C]. Montreal, 2001: 1-8
- [8] Schroeder W K, Liu K. An Appropriate Application of Fuzzy Logic: Missile Autopilot for Dual Control Implementation [A]. *IEEE Int Symp on Intelligent Control* [C]. Columbus: IEEE Press, 1994: 93-98
- [9] Choi D H, Oh S Y. A New Mutation Rule for Evolutionary Programming Motivated from Backpropagation Learning [J]. *IEEE Trans on Evolutionary Computation*, 2000, 4(2): 188-190
- [8] 石峰, 姜臻亮, 张永清. 一种改进的粗糙集属性约简启发式算法[J]. *上海交通大学学报*, 2002, 36(4): 478-481
(Shi F, Lou Z L, Zhang Y Q. A Modified Heuristic Algorithm of Attribute Reduction in Rough Set [J]. *J of Shanghai Jiaotong University*, 2002, 36(4): 478-481)
- [9] 叶东毅, 黄翠微, 赵斌. 基于逼近精度的一个粗糙集属性约简算法[J]. *福州大学学报*, 2000, 28(1): 7-10
(Ye D Y, Huang C W, Zhao B. An Algorithm for Attributes Reduction in Rough Set Based on Approximation Quality [J]. *J of Fuzhou University*, 2000, 28(1): 7-10)
- [10] 夏克文, 沈钧毅, 李昌彪. 样本信息处理中一种属性约简方法的研究[J]. *西安交通大学学报*, 2005, 39(6): 558-561
(Xia K W, Shen J Y, Li C B. Method of Attribute Reduction in Sample Information Processing [J]. *J of Xi'an Jiaotong University*, 2005, 39(6): 558-561)

(上接第 824 页)