基于遗传算法的高速飞行器模糊控制律设计

李惠峰 王 健

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 以吸气式高超声速飞行器 X-43A 的纵向通道为控制对象,针对其 6自由度非线性模型设计了飞行控制系统. 飞行控制系统包括 2个回路,制导回路采用 PD控制器,控制回路应用模糊控制器. 制导回路负责跟踪轨迹,控制回路执行制导指令. 基于遗传算法实现了 PD反馈参数和模糊控制规则的自动优化,无需先验知识和训练数据. 在控制飞行器轨迹、姿态和推力时,综合考虑非线性动态特性、不确定性和约束. 仿真表明,该方法可以同时满足飞行控制系统鲁棒性和优化过程收敛性的要求.

关 键 词: 高超声速; 模糊控制; PD控制; 遗传算法; 鲁棒性

中图分类号: V 1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2008)11-1250-04

Fuzzy control law design of hypersonic vehicle based on genetic algorithm

Li Huifeng Wang Jian

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Considering the pitching channel of air breathing hypersonic vehicle X-43A as plant, flight control system was designed according to the 6 degree of freedom nonlinear model. The flight control system includes two loops, of which the structure is conventional mode. The guidance loop is a PD controller, while the control loop is composed of two fuzzy logic controllers. The guidance loop leads the vehicle to follow trajectory, when the control loop follows guidance command. Based on genetic algorithm, the optimization process of PD feedback parameters and fuzzy logic control rules was carried out automatically, which means expert knowledge and training data are not necessary in advance. This optimization process solved the problem of obtaining fuzzy logic control rules. Nonlinear dynamics, uncertainties and restrictions were contained in research on the control of trajectory, attitude and thrust. Simulations show that the method is able to satisfy both the robustness of flight control system and the convergence of optimization process on request.

Key words: hypersonic; fuzzy control; PD control; genetic algorithm; robustness

高超声速飞行器具有高度非线性动态特性,以及模型和环境不确定性,这些因素对飞行控制系统的负作用很强,因此提高鲁棒性是高超声速飞行控制的主要研究方向之一.

目前为了应对模型的不确定性以及各种无法预料的干扰,国内外多数文献采用了动态逆、模糊控制或滑模控制等方法. 文献[1]结合动态逆与 μ综合设计了纵向鲁棒控制器,研究了采用冲压发动机的验证飞行器;文献[2]应用模糊逻辑控制,研究了 X-38再入大气层的姿态控制问题;文献[3]针对线性多变量模型不确定系统,提出了一种终端滑模分解控制方法,可以简化高阶系统的控制器设计. 这些研究都不同程度地实现了抵抗不确定性的初衷,但是假设的不确定性较弱. 此外,未来的飞控系统应当具备如下优点:无需控制对象的精确模型;能够应对高度非线性动态特性、约束、不稳定性和多变量耦合;具备出色的鲁棒性;设计时确保自动全局优化且收敛迅速;方法和流程拥有良好的移植性和操作性.

本文在现有方法的基础上,实现了同时满足

收稿日期: 2007-11-08

作者简介: 李惠峰(1970 -),女,陕西蒲城人,副教授, leehuifeng@buaa.edu.cn.

这些要求的设计方法,其核心是模糊控制,并基于遗传算法自动优化模糊控制规则.在仿真中,用大范围均匀分布的不确定性验证了系统性能.

1　高超声速飞行器模型

控制对象为 NASA Langley Hypersonic Vehicle Simulation Model,即 X-43A 纵向通道 6自由度非线性刚体动力学模型. X-43A 是吸气式高超声速飞行器,具有楔形乘波体结构,使用超燃冲压发动机推进.

1.1　X-43A 纵向通道 6自由度动力学模型

$$\dot{V} = (T\cos\alpha - D)/m - \mu\sin\gamma/r^2 \tag{1}$$

$$\dot{\gamma} = (L + T\sin\alpha)/mV - [(\mu - V^2 r)\cos\gamma]/(Vr^2) \tag{2}$$

$$\dot{h} = V\sin\gamma \tag{3}$$

$$\dot{\alpha} = q - \dot{\gamma} \tag{4}$$

$$\dot{q} = M_{yy}/I_{yy} \tag{5}$$

其中

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \tag{6}$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D \tag{7}$$

$$T = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_T \tag{8}$$

$$M_{yy} = \frac{1}{2}\rho V^2 S\bar{c}\,[C_M(\alpha) + C_M(\delta_e) + C_M(q)] \tag{9}$$

$$r = R + h \tag{10}$$

$$C_L = 0.6203\alpha \tag{11}$$

$$C_D = 0.645\alpha^2 + 0.0043378\alpha + 0.003772 \tag{12}$$

$$C_L = \begin{cases} 0.02576\beta & \text{当 } \beta < 1 \\ 0.0224 + 0.00336\beta & \text{当 } \beta \geq 1 \end{cases} \tag{13}$$

$$C_M(\alpha) = -0.035\alpha^2 + 0.036617\alpha + 5.3261\times10^{-6} \tag{14}$$

$$C_M(\delta_e) = c_e(\delta_e - \alpha) \tag{15}$$

$$C_M(q) = (\bar{c}/2V)\,q(-6.796\alpha^2 + 0.3015\alpha - 0.2289) \tag{16}$$

状态向量:

$$X = [V \quad \gamma \quad h \quad \alpha \quad q]^T \tag{17}$$

控制向量:

$$u = [\delta_e \quad \beta]^T \tag{18}$$

1.2　发动机状态方程和不确定性

发动机动态方程采用二阶模型:

$$\ddot{\beta} = \beta_c \tag{19}$$

用 Δ表示参数不确定性,即:

$$m = 9375(1 + \Delta m) \tag{20}$$

$$I_{yy} = 7(1 + \Delta I)\times10^6 \tag{21}$$

$$S = 3603(1 + \Delta S) \tag{22}$$

$$\bar{c} = 80(1 + \Delta\bar{c}) \tag{23}$$

$$c_e = 0.02932(1 + \Delta c_e) \tag{24}$$

$$\rho = 0.24325(1 + \Delta\rho)\times10^{-4} \tag{25}$$

2　飞行控制结构

飞行控制系统包括 2个回路:制导回路负责跟踪轨迹,输入实际高度与理想高度之差 h_{err}和爬升率 $\dot{h}_{err}$,在 PD 控制器作用下输出攻角指令 α_{cmd};控制回路跟踪制导指令 α_{cmd},输入实时攻角与制导指令之差 α_{err},在模糊控制器作用下控制推力 T和升降舵偏角 δ_e.考虑执行机构的饱和特性,推力 T上限为初值的两倍,下限为初值的一半,舵偏角 δ_e限制在 ±3 以内,舵偏角速率 $\dot{\delta}_e$限制在 ±3(°)/s以内.对于高超声速飞行器,结构应力和气动面铰链力矩都很大,发动机状态受进气道动压直接影响,故将攻角限制在 ±3 以内.

模糊控制器设计的瓶颈是规则库自动优化.在保证性能的前提下,减少待优化参数是加速收敛的有效方法,因此采纳"模糊 PD"思想.在控制回路中,如果只设计一个模糊控制器,输入就是攻角误差 α_{err}和俯仰角速率 q,假设模糊分级为 9,就需要 81条规则.若分别设计比例和微分模糊控制器,则只需 18条规则,而且保证性能.

3　模糊控制器设计

模糊控制器结构分为模糊化、数据库、规则库、模糊推理和清晰化.

1) 模糊化.为了把输入的清晰量变换为模糊量,采用三角形模糊集合进行模糊化运算,隶属度函数为

$$\mu(x) = \begin{cases} 1 - \dfrac{|x - a|}{b} & |x - a| \leq b \\ 0 & \text{其它} \end{cases} \tag{26}$$

式中,a和 b为待定系数,对于不同变量有所区别,依据论域范围和模糊空间分割确定.

2) 数据库.数据库包括论域范围、模糊空间分割和隶属度函数的待定系数.

①论域范围.输入量:攻角误差 α_{err}论域为 ±3;输出量:升降舵偏角速率 $\dot{\delta}_e$论域为 ±3(°)/s,节流剖面设置 β_c论域为 ±0.05.

②模糊空间分割.综合考虑控制性能和复杂

程度,输入量、输出量都采用均匀分割,模糊分割个数都是 9,即模糊规则有 18条.

③待定系数. 确定了变量论域和模糊分割以后,隶属度函数的待定系数自然确定.

3) 规则库. 将模糊控制规则库设计为标准型. 规则采用状态评估形式,前、后件分别为控制器输入、输出,并基于遗传算法进行优化.

4) 模糊推理. 模糊推理方法已经十分完备,应用时只需指定模糊运算即可:与运算用求交方法,即取小;合成运算用最大-最小方法;蕴含运算用求交方法.

5) 清晰化. 通过模糊推理得到模糊量后,必须将其转换成清晰量. 清晰化已有多种成熟算法,本文采用加权平均法(面积重心法):

$$z_0 = \int_a^b z\mu_c(z)\,\mathrm{d}z \Big/ \int_a^b \mu_c(z)\,\mathrm{d}z \qquad (27)$$

式中,a和 b是论域边界;$\mu_c(\cdot)$是语言名称 c对应的隶属度函数.

4 遗传算法

基于遗传算法实现控制规则和反馈增益自动优化,设计过程和依据包括:

1) 编码方案. 优化对象是模糊控制规则的后件,即控制器输出量的语言名称,对这些量采用真值编码,即浮点数编码,该方法的优点是:便于全局搜索,防止陷入局部最优;改善遗传算法的计算复杂性,提高运算效率.

2) 适应度函数. 对于跟踪问题,综合应用误差积分型、阈值惩罚型和终点误差型适应度函数,即结果反馈.

3) 选择策略. 选用无回放余数随机选择,因为该方法可以确保适应度优于均值的个体遗传到下一代,所以选择误差较小.

4) 遗传算子. 交叉算子为非均匀算术交叉,该算子与浮点数编码方法结合使用. 变异算子为非均匀变异,使得遗传算法在前期进行均匀随机搜索,而在后期着重局部搜索.

5) 控制参数. 综合考虑种群多样性和累积计算量,种群规模取 30,算法执行最大代数取 30,交叉概率取 0.6,变异概率取 0.1.

5 仿真结果

仿真初值,即巡航状态:$Ma = 15$, $V = 4\,593.3$ m/s, $h = 33\,550$ m, $\alpha = 0.031\,5$ rad, $\beta = 0.182\,5$, $\delta_e = -0.006\,6$ rad, $T = 2.085 \times 10^5$ N, $I_{yy} = 9.5 \times 10^6$ kg·m^2, $S = 335.2$ m^2, $\bar{c} = 24.4$ m, $m = 1.367\,8 \times 10^5$ kg

仿真展示了系统对不同爬升轨迹的跟踪效果. 包括 7.625 m/s, 15.25 m/s和 30.5 m/s等爬升率,以及 20 s, 40 s, 60 s, 80 s, 120 s和 160 s等时段. 所有情况都包含有、无不确定性 2种状态. 代表性结果如图 1、图 2所示.

大气密度不确定性 $\Delta\rho$服从 ±1.45以内随机均匀分布,其余不确定性 $\Delta S, \Delta m, \Delta I_{yy}, \Delta \bar{c}, \Delta c_e$服从 ±1.70以内随机均匀分布.

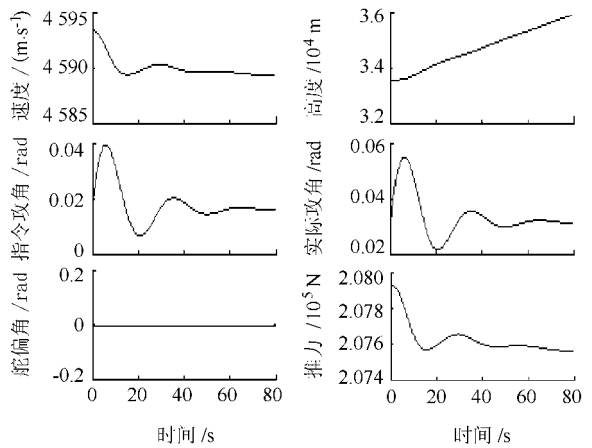

图 1 忽略不确定性 (30.5 m/s, 80 s)

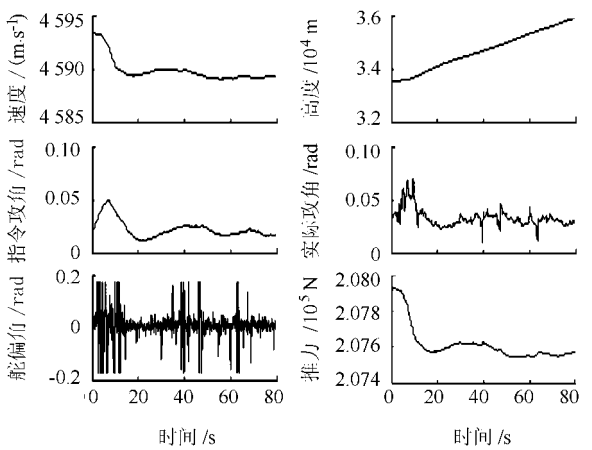

图 2 考虑不确定性 (30.5 m/s, 80 s)

在以上两种状态下,高度稳态误差的统计上界为:3.05 m, 33.55 m.

用 PC机完成优化过程仅需 15 min. 优化设计的系统不仅保证了控制精度,而且具备良好的鲁棒性.

6 结 论

本文用优化设计方法研究了吸气式高超声速飞行器 X-43A在爬升状态下的制导、控制问题,综合考虑了非线性动力学特性、不确定性和约束,

实时控制飞行轨迹、飞行姿态和推力.仿真结果表明了本文方法的优势:无需控制对象的精确模型;能够应对高度非线性动态特性、不稳定性和多变量耦合;具备出色的鲁棒性;设计时确保自动全局优化且收敛迅速;方法和流程拥有良好的移植性和操作性.

未来将继续研究模糊控制,其应用主要采取复合途径,这意味着广阔的技术前景.就优化而言,可以继续研究遗传算法,或探索模式搜索、蚁群算法等理论.

参考文献 (References)

[1] Heller M, Sachs G. Flight dynamics and robust control of a hypersonic test vehicle with ramjet propulsion [R]. AIAA-98-1521, 1998

[2] Wu F S, Engelen H J C, Babuska R, et al. Intelligent flight controller design with fuzzy logic for an atmospheric re-entry vehicle[R]. AIAA-2000-0174, 2000

[3] 冯勇,郑雪梅,鲍晟.多变量线性模型不确定系统终端滑模分解控制方法[J].控制理论与应用,2004,21(1):11-16
Feng Yong, Zheng Xuemei, Bao Sheng. Terminal sliding mode decomposed control of multivariable linear uncertain systems [J]. Control Theory and Applications, 2004, 21(1): 11-16 (in Chinese)

[4] Wang Qian, Stengel R. Robust nonlinear control of a hypersonic aircraft [R]. AIAA-99-4000, 1999

[5] 刘燕斌,陆宇平.基于变结构理论的高超音速飞机纵向逆飞行控制[J].信息与控制,2006,35(3):388-392
Liu Yanbin, Lu Yuping. Longitudinal inversion flight control based on variable structure theory for hypersonic vehicle[J]. Information and Control, 2006, 35(3): 388-392 (in Chinese)

[6] 李爱军,沈毅,章卫国.基于神经网络的动态逆方法研究[J].工业仪表与自动化装置,2002(6):7-10
Li Aijun, Shen Yi, Zhang Weiguo. A study on neural network-based dynamic inversion methods[J]. Industrial Instrumentation and Automation, 2002(6): 7-10 (in Chinese)

[7] Austin J K, Mechanical E B. Evolutionary design of robust flight control for a hypersonic aircraft[D]. Brisbane, Australia: Department of Mechanical Engineering, University of Queensland, 2002

(责任编辑:张　嵘)

(上接第 1249页)

通过前面第 2节中对有无前置稳压阀的电磁阀对系统特性的分析可知:

1) 无前置稳压阀的电磁阀,在相同供给电流时,Q_e在转向过程中不是一个稳定值,与 Δp_m 有关.因而设计时 Q_{emax}是未知参数,这对转向油泵的流量设计、电磁阀的设计及其与主阀的匹配带来了难度,电磁阀设计时需要根据目标特性曲线得到不同曲线中的最高压力中具有最小值者即 Δp_{mmin}(例如图 6试验曲线中 0.71A曲线所对应最大压力 2.7MPa),然后由式 (12)确定电磁阀的最大节流面积:

$$A_{emax} \leqslant \frac{Q_t - Q_{hcmax}}{C_d} \cdot \sqrt{\frac{\rho}{2\Delta p_{mmin}}} \tag{12}$$

2) 有前置稳压阀的电磁阀,Q_e可以精确控制,Q_{emax}即电磁阀最大开口面积对应的流量,为转向油泵的流量设计提供了准确的依据.进行电磁阀节流口设计时只需满足以下条件:

$$A_{emax} \leqslant \frac{Q_t - Q_{hcmax}}{C_d} \cdot \sqrt{\frac{\rho}{2\Delta p}} \tag{13}$$

上式就是 ECHPS系统中具有前置稳压阀结构的电磁阀设计的理论依据.

5 结　论

由以上的分析可知,采用带有前置稳压阀的电磁阀进行控制的旁通流量式电液助力转向系统,在任何情况下都可以建立高压,即可变助力转向特性中,在操舵力即驾驶员路感变化的前提下,仍能达到系统的限定压力;采用无前置稳压阀的电磁阀进行控制的旁通流量式电液助力转向系统,在操舵力变化的同时,高速时不能建立高压.并且有前置稳压阀的电磁阀相对于无前置稳压阀的电磁阀而言更便于整个转向系统的设计.

参考文献 (References)

[1] 章宏甲,黄谊,王积伟.液压与气压传动[M].北京:机械工业出版社,2000: 156-160
Zhang Hongjia, Huang Yi, Wang Jiwei. Hydraulic and pneumatic transmission [M]. Beijing: China Machine Press, 2000: 156-160 (in Chinese)

[2] 高峰,刘亚辉,季学武,等.电控液压助力转向系统的初步匹配计算[J].北京航空航天大学学报,2007(5): 605-607
Gao Feng, Liu Yahui, Ji Xuewu, et al. Primary calculation of electronically controlled hydraulic power steering[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007(5): 605-607 (in Chinese)

[3] 王晓力.助力转向液压系统的流量分析与计算[J].重型汽车,1994(3): 21-25
Wang Xiaoli. Flow analysis and calculation of hydraulic power steering [J]. Heavy Truck, 1994(3): 21-25 (in Chinese)

(责任编辑:张　嵘)