基于遗传算法的高速飞行器模糊飞控一体化

李惠峰 王 健

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 以高超声速飞行器通用模型的俯仰通道为控制对象,针对其6自由度非线性模型设计了一体化飞控系统.飞控系统由1个模糊控制器和2个PD控制器组成.基于遗传算法实现了模糊控制规则和PD反馈参数的自动优化,无需先验知识和训练数据.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,特别是鲁棒性优于同样采用模糊控制的经典双回路飞控系统.

关 键 词: 高超声速; 模糊控制; PD控制; 遗传算法; 一体化飞控系统; 鲁棒性

中图分类号: V 1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2009)01-0044-04

Fuzzy logic control based on genetic algorithm to integrated flight control for hypersonic vehicles

Li Huifeng Wang Jian

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

Abstract: An integrated flight control system was designed according to the six DOF nonlinear general model of pitching channel of hypersonic vehicle. The system has an integrated flight control loop, which is composed of one fuzzy controller and two PD controllers. Based on genetic algorithm, the optimization process of fuzzy control rules and PD feedback parameters was carried out automatically, which means experts' knowledge and training data were not necessary in advance, so the problem of obtaining fuzzy logic control rules was solved. Nonlinear dynamics, parameter uncertainties and constraints were concerned in the 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, especially obtaining superior robustness compared to conventional double loop flight control system, which is based on the same basic control strategies and optimization tool.

Key words: hypersonic; fuzzy control; PD control; genetic algorithm; integrated flight control system; 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,国内外多数文献采用了经典的双回路飞行控制结构,并应用了动态逆、模糊控制或滑模控制等策略,例如: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,将再入过程分成5个阶段,不同的飞行阶段对应不同的执行机构.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.真实的不确定

收稿日期: 2008-01-25

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

性既缺乏分布规律,又会在很大的范围内波动,因此在仿真时,用大范围均匀分布的不确定性来检验系统性能更为合理.这时,大多数经典的双回路飞控系统无法满足性能要求,因此技术发展趋势转向了飞控一体化,即设计过程和飞控结构都取消轨控、姿控的解耦,简化设计过程并提高系统性能,例如:文献[4]基于反馈线性化为某型反导导弹设计了一体化飞控系统.

本文以模糊控制为飞控核心,用遗传算法优化控制规则,设计了满足控制精度和鲁棒性要求的一体化飞控系统.仿真说明,虽然基本控制策略和优化工具都相同,但一体化飞控系统的鲁棒性优于经典双回路飞控系统,这说明一体化设计能够进一步挖掘现有模糊控制策略的潜力.

1　高超声速飞行器模型

控制对象为 NASA Langley Hypersonic Vehicle Simulation Model,即通用模型的俯仰通道 6 自由度非线性动力学模型.

1.1　6 自由度非线性动力学模型

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

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

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

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

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

其中

$$L=\frac{1}{2}\rho V^2SC_{\mathrm{L}} \tag{6}$$

$$D=\frac{1}{2}\rho V^2SC_{\mathrm{D}} \tag{7}$$

$$T=\frac{1}{2}\rho V^2SC_{\mathrm{T}} \tag{8}$$

$$M_{yy}=\frac{1}{2}\rho V^2S\bar{c}[C_{\mathrm{M}}(\alpha)+C_{\mathrm{M}}(\delta_{\mathrm{e}})+C_{\mathrm{M}}(q)] \tag{9}$$

$$r=R_{\mathrm{e}}+h \tag{10}$$

$$C_{\mathrm{L}}=0.6203\alpha \tag{11}$$

$$C_{\mathrm{D}}=0.645\alpha^2+0.0043378\alpha+0.003772 \tag{12}$$

$$C_{\mathrm{T}}=\begin{cases}0.02576\beta & \beta<1\\ 0.00224+0.00336\beta & \beta\geqslant 1\end{cases} \tag{13}$$

$$C_{\mathrm{M}}(\alpha)=-0.035\alpha^2+0.036617\alpha+5.2361\times10^{-6} \tag{14}$$

$$C_{\mathrm{M}}(\delta_{\mathrm{e}})=c_{\mathrm{e}}(\delta_e\alpha) \tag{15}$$

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

状态向量:

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

控制向量:

$$\boldsymbol{u}=[\delta_{\mathrm{e}}\quad\beta]^{\mathrm{T}} \tag{18}$$

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:

$$\ddot{\beta}=\beta_{\mathrm{c}} \tag{19}$$

用 Δ 表示参数不确定性,即:

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

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

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

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

$$c_{\mathrm{e}}=0.0292(1+\Delta c_{\mathrm{e}}) \tag{24}$$

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

2　飞行控制系统结构

2.1　双回路飞控结构

经典的飞行控制系统包括两个回路:制导回路负责轨迹控制,输入实际高度与理想高度之差 h_{err}和爬升率 $\dot{h}_{\mathrm{err}}$,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},从而控制姿态.

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 PID”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.

2.2　一体化飞控结构

一体化飞行控制系统依靠模糊控制器构成单回路,同时完成轨迹和姿态控制.这就要求输入量包括轨迹和姿态两方面的信息,即高度偏差 h_{err}、爬升率 $\dot{h}_{\mathrm{err}}$、攻角 α 和俯仰角速率 q,但是待优化参数太多将导致优化过程难以收敛.因此把高度偏差 h_{err}和攻角 α 分别输入 2 个 PD 控制器,其输出作为模糊控制器的输入,即模糊控制器和 PD 控制器串联.

2.3　约　束

考虑执行机构的饱和特性,推力上限为初值的两倍,下限为初值的一半,舵偏角限制在 ±10° 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.

3 模糊控制器设计

不同飞控结构对模糊控制器设计的影响仅限于输入量个数.模糊控制器的结构设计都分为模糊化、数据库、规则库、模糊推理和清晰化5部分:

3.1 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

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

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.

3.2 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 $\dot{\delta}_{\text{e}}$ 论域为±3(°)/s,节流剖面设置 β_{c} 论域为±0.05.

一体化飞控系统的模糊控制器拥有2个输入,虽然直观表示了轨迹和姿态信息,但是缺乏明确的物理意义,为简便,论域都定为±10.

2) 模糊空间分割

模糊分割的个数决定了模糊控制的精细程度以及规则库的大小.原则上,应在满足性能要求的前提下,尽量取较少的规则数,以简化设计.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.

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.

3.3 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.

3.4 模糊推理

模糊推理方法十分成熟,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.

3.5 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):

$$z_0=\frac{\int_a^b z\mu_{\text{c}}(z)\,\mathrm{d}z}{\int_a^b \mu_{\text{c}}(z)\,\mathrm{d}z} \tag{27}$$

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

4 遗传算法

遗传算法的作用是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,使遗传算法在前期均匀随机搜索,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100,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,$\beta=0.182\,5$,$\delta_{\text{e}}=-0.006\,6$ rad,$T=2.085\times10^5$ N,$I_{yy}=9.5\times10^6$(kg·m^2),$S=335.2$ m^2,$\bar{c}=24.4$ m,$m=1.367\,8\times10^5$ kg.

仿真验证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、无不确定性两种状态.

代表性结果是两个系统的鲁棒性极限测试.爬升率15.25 m/s,持续80 s,大气密度不确定性

$\Delta\rho$ 服从±1.0 以内随机均匀分布,对其余不确定性 ΔS,Δm,ΔI_{yy},$\Delta\bar{c}$,Δc_e,双回路和一体化系统分别服从±1.60 和±1.95 以内随机均匀分布,如图 1、图 2 所示.

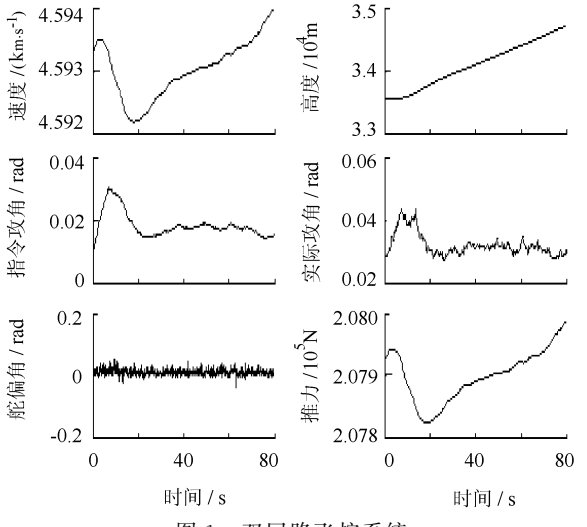

图 1　双回路飞控系统

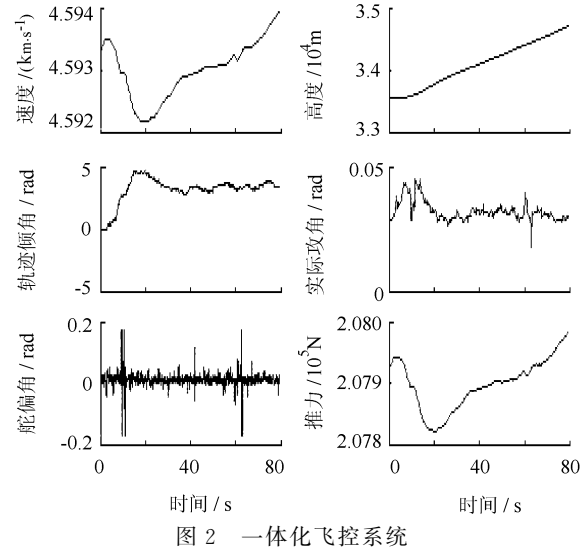

图 2　一体化飞控系统

以上两种情况,高度稳态误差分别为 51.85 m,38.12 m.虽然基本控制策略和优化工具都相同,但一体化飞控系统的鲁棒性优于经典双回路飞控系统,这说明一体化设计能够进一步挖掘现有模糊控制策略的潜力.

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通用模型在爬升状态下的一体化飞行控制,综合考虑了非线性动力学特性、不确定性和约束,实时控制轨迹和姿态.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、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.

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 S F,Engelen C J H,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] Menon P K, Ohlmeyer E J. Integrated design of agile missile guidance and autopilot systems[J]. Control Engineering Practice, 2001,9(9):1095－1106

(责任编辑:张　嵘)