基于遗传算法的高速飞行器滑模控制律设计

李惠峰 王 健 孙文冲

(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 GHV(Generic Hypersonic Vehicle)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滑模控制律.为了便于应用滑模控制理论,首先对该模型进行了输入输出反馈线性化,将原模型转换成为仿射型.设计好滑模控制律结构以后,基于遗传算法完成了滑模控制律参数设计.该过程利用了随机鲁棒思想,即在随机均匀分布的参数不确定性作用下,通过遗传算法优化滑模控制律参数,使得飞行控制系统失去稳定性和鲁棒性的概率达到最小.仿真表明,该方法可以同时满足飞行控制系统鲁棒性和参数优化过程收敛性的要求.

关 键 词: 高超声速; 反馈线性化; 滑模控制; 随机鲁棒性

中图分类号: V 1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2009)09-1144-04

GA based design of sliding mode control law for hypersonic vehicle

Li Huifeng Wang Jian Sun Wenchong

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

Abstract: A sliding mode control law was presented according to the six DOF nonlinear model of pitching channel of hypersonic vehicle generic hypersonic vehicle(GHV). First, for making a good use of sliding mode control theory, the six DOF model was transformed into an affine system through input-output feedback linearization. Then, the structure of sliding mode control law was designed for the affine system. After the structure design of sliding mode control law, the control parameters of sliding mode control law were designed based on genetic algorithm. The design process of sliding mode control parameters takes into account stochastic robustness strategy, which is to make sure that the possibility of loss of flight control stability or robustness achieves least through control parameter optimization based on genetic algorithm, when dealing with parameter uncertainties in stochastic uniform distribution. Simulations show that the method is able to satisfy both the robustness of flight control system and the convergence of parameter optimization process on request.

Key words: hypersonic; feedback linearization; sliding mode control; stochastic 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,国内外多数文献应用了动态逆、模糊控制和滑模控制等策略,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.

本文以高超声速飞行器 GHV(Generic Hypersonic Vehicle)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滑模控制律.为了

收稿日期: 2008-09-17

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

便于应用滑模控制理论,首先对该模型进行了输入输出反馈线性化,将原模型转换成为仿射型.设计好滑模控制律结构以后,基于遗传算法完成了滑模控制律参数设计.该过程利用了随机鲁棒思想,即在随机均匀分布的参数不确定性作用下,通过遗传算法优化滑模控制律参数,使得飞行控制系统失去稳定性和鲁棒性的概率达到最小.仿真表明,该方法可以满足飞行控制系统鲁棒性.

1　高超声速飞行器模型

1.1　GHV 俯仰通道非线性动力学模型

$$\left.\begin{aligned}\dot V &= (T\cos\alpha - D)/m - \mu\sin\gamma/r^2\\ \dot\gamma &= (L + T\sin\alpha)/mV - \\ &\quad [(\mu - V^2 r)\cos\gamma]/(Vr^2)\\ \dot h &= V\sin\gamma\\ \dot\alpha &= q - \dot\gamma\\ \dot q &= M_{yy}/I_{yy}\end{aligned}\right\} \tag{1}$$

式中,L 为升力;D 为阻力;T 为推力;M_{yy} 为俯仰力矩;r 为飞行器离地心的径向距;系数如下:

$$\left.\begin{aligned}C_L &= 0.620\,3\alpha\\ C_D &= 0.645\alpha^2 + 0.004\,337\,8\alpha + 0.003\,772\\ C_T &= \begin{cases}0.025\,76\beta & \text{if}\quad \beta < 1\\ 0.002\,4 + 0.003\,36\beta & \text{if}\quad \beta \geqslant 1\end{cases}\\ C_M(\alpha) &= -0.035\alpha^2 + 0.036\,617\alpha + 5.326\,1\times 10^{-6}\\ C_M(\delta_e) &= c_e(\delta_e - \alpha)\\ C_M(q) &= (\bar c/2V)q(-6.796\alpha^2 + \\ &\quad 0.301\,5\alpha - 0.228\,9)\end{aligned}\right\} \tag{2}$$

1.2　发动机状态方程和不确定性

发动机二阶模型:

$$\ddot\beta = -2\xi\omega\dot\beta - \omega^2\beta + \omega^2\beta_c \tag{3}$$

Δ 表示参数不确定性:

$$\left.\begin{aligned}m &= m_0(1+\Delta m)\\ I_{yy} &= I_0(1+\Delta I)\times 10^6\\ S &= S_0(1+\Delta S)\\ \bar c &= \bar c_0(1+\Delta\bar c)\\ \rho &= \rho_0(1+\Delta c_\rho)\times 10^{-4}\\ c_e &= c_{e0}(1+\Delta c_e)\end{aligned}\right\} \tag{4}$$

控制输入是发动机节流设置 β_c 和升降舵偏角 δ_e,输出是速度 V 和高度 h,c_e 代表舵偏角和俯仰力矩系数之间的比例关系.

2　控制律设计

2.1　输入/输出反馈线性化

选择自变量 $\boldsymbol z^{\mathrm T} = [V \quad \gamma \quad \alpha \quad \beta \quad h]$,对式(1)中的速度和高度分别进行 3 次和 4 次微分,进行全状态反馈线性化,得

$$\left.\begin{aligned}\dot V &= (T\cos\alpha - D)/m - \mu\sin\gamma/r^2\\ \ddot V &= (1/m)\omega_1\dot{\boldsymbol z}\\ \dddot V &= (1/m)(\omega_1\ddot{\boldsymbol z} + \dot{\boldsymbol z}^{\mathrm T}\Omega_2\cdot\dot{\boldsymbol z})\end{aligned}\right\} \tag{5}$$

$$\left.\begin{aligned}\dot h &= V\sin\gamma\\ \ddot h &= \dot V\sin\gamma + V\dot\gamma\cos\gamma\\ \dddot h &= \ddot V\sin\gamma + 2\dot V\dot\gamma\cos\gamma - V\dot\gamma^2\sin\gamma + V\ddot\gamma\cos\gamma\\ h^{(4)} &= \dddot V\sin\gamma + 3\ddot V\dot\gamma\cos\gamma - 3\dot V\dot\gamma^2\sin\gamma + \\ &\quad 3\dot V\ddot\gamma\cos\gamma - 3V\dot\gamma\ddot\gamma\sin\gamma - V\dot\gamma^3\cos\gamma + V\dddot\gamma\cos\gamma\end{aligned}\right\} \tag{6}$$

$$\left.\begin{aligned}\ddot\gamma &= \boldsymbol\pi_1\dot{\boldsymbol z}\\ \dddot\gamma &= \boldsymbol\pi_1\ddot{\boldsymbol z} + \dot{\boldsymbol z}^{\mathrm T}\Pi_2\dot{\boldsymbol z}\end{aligned}\right\} \tag{7}$$

式中,$\omega_1 = \partial\dot V/\partial z$;$\pi_1 = \partial\dot\gamma/\partial z$;$\Omega_2 = \partial\omega_1/\partial z$;$\Pi_2 = \partial\pi_1/\partial z$.

$$\left.\begin{aligned}\ddot\alpha &= \ddot\alpha_0 + \ddot\alpha_{\delta e}\delta_e\\ \ddot\beta &= \ddot\beta_0 + \omega_n^2\beta_c\\ \ddot\alpha_0 &= 0.5\rho V^2 S\bar c[C_M(\alpha) + C_M(q) - \\ &\quad 0.029\,2\alpha]/I_{yy} - \ddot\gamma\\ \ddot\alpha_{\delta e} &= 0.5\rho V^2 S\bar c(0.029\,2)/I_{yy}\\ \ddot\beta_0 &= -2\xi\omega_n\dot\beta - \omega_n^2\beta\end{aligned}\right\} \tag{8}$$

微分后,控制输入已经出现在微分式中.输出动力学方程能够写成:

$$\begin{bmatrix}\dddot V\\ h^{(4)}\end{bmatrix} = \boldsymbol f^*(\boldsymbol z) + \boldsymbol B^*(\boldsymbol z)\boldsymbol u = \begin{bmatrix}f_1\\ f_2\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}b_{11} & b_{12}\\ b_{21} & b_{22}\end{bmatrix} \tag{9}$$

其中

$$\boldsymbol f^* = \begin{bmatrix}f_1\\ f_2\end{bmatrix} =$$

$$\begin{cases}\dddot V_0 = (1/m)\omega_1\dddot z_0 + (1/m)\dot{\boldsymbol z}^{\mathrm T}\boldsymbol\Omega_2\dot{\boldsymbol z}\\ h_0^{(4)} = 3\ddot V\dot\gamma\cos\gamma - 3\dot V\dot\gamma^2\sin\gamma + 3\dot V\ddot\gamma\cos\gamma - \\ 3V\dot\gamma\ddot\gamma\sin\gamma - V\dot\gamma^3\cos\gamma + [(1/m)\boldsymbol\omega_1\ddot{\boldsymbol z}_0 + \\ (1/m)\dot{\boldsymbol z}^{\mathrm T}\boldsymbol\Omega_2\dot{\boldsymbol z}]\sin\gamma + V\cos\gamma(\boldsymbol\pi_1\ddot{\boldsymbol z}_0 + \dot{\boldsymbol z}^{\mathrm T}\boldsymbol\Pi_2\dot{\boldsymbol z})\end{cases}$$

$$b_{11} = \left(\frac{\rho V^2 S c_{\beta}\omega_n^2}{2m}\right)\cos\alpha$$

$$b_{12} = \left(\frac{c_e\rho V^2 S\bar c}{2mI_{yy}}\right)(T\sin\alpha + D_\alpha)$$

$$b_{21} = \left(\frac{\rho V^2 S c_{\beta}\omega_n^2}{2m}\right)\sin(\alpha+\gamma)$$

$$b_{22}=\left(\frac{c_e\rho V^2\bar{S}\bar{c}}{2mI_{yy}}\right)(T\cos(\alpha+\gamma)+L_\alpha\cos\gamma-D_\alpha\sin\gamma)$$

$$\boldsymbol{u}=\begin{bmatrix}\beta_c\\ \delta_e\end{bmatrix}$$

式中，$\boldsymbol{\omega}_1$，$\boldsymbol{\Omega}_2$，$\boldsymbol{\pi}_1$，$\boldsymbol{\Pi}_2$ 的详细表达式见参考文献[4].

2.2 滑动面

采用积分滑动面，令 $\int_0^\tau e(\tau)\mathrm{d}\tau$ 为关注变量，以便消除稳态误差，λ_1，λ_2 是定义误差动态带宽的两个严格正常数，增大 λ_1，λ_2 可以加快响应速度，同时也容易引起控制力过大：

$$\left.\begin{aligned}s_1&=\left(\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}+\lambda_1\right)^3\int_0^\tau e_1(\tau)\mathrm{d}\tau\\ s_2&=\left(\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}+\lambda_2\right)^4\int_0^\tau e_2(\tau)\mathrm{d}\tau\end{aligned}\right\}\tag{10}$$

其中

$$\left.\begin{aligned}e_1(t)&=V-V_d\\ e_2(t)&=h-h_d\end{aligned}\right\}\tag{11}$$

对 s_1，s_2 微分，得：

$$\left.\begin{aligned}\dot{s}_1&=-\dddot{V}_d+3\lambda_1\ddot{e}_1+3\lambda_1^2\dot{e}_1+\lambda_1^3e_1+\dddot{V}_0+b_{11}\beta_c+b_{12}\delta_e\\ \dot{s}_2&=-h_d^{(4)}+4\lambda_2\dddot{e}_2+6\lambda_2^2\ddot{e}_2+4\lambda_2^3\dot{e}_2+\lambda_2^4e_2+h_0^{(4)}+b_{21}\beta_c+b_{22}\delta_e\end{aligned}\right\}\tag{12}$$

连续控制律的最佳近似：

$$\left.\begin{aligned}\nu_1(x)&=-\dddot{V}_d+3\lambda_1\ddot{e}_1+3\lambda_1^2\dot{e}_1+\lambda_1^3e_1+\dddot{V}_0\\ \nu_2(x)&=-h_d^{(4)}+4\lambda_2\dddot{e}_2+6\lambda_2^2\ddot{e}_2+4\lambda_2^3\dot{e}_2+\lambda_2^4e_2+h_0^{(4)}\end{aligned}\right\}\tag{13}$$

式(12)用向量表示为

$$\begin{bmatrix}\dot{s}_1\\ \dot{s}_2\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\nu_1(x)\\ \nu_2(x)\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}b_{11}&b_{12}\\ b_{21}&b_{22}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\beta_c\\ \delta_e\end{bmatrix}\tag{14}$$

到达条件：

$$\left.\begin{aligned}\dot{s}_1&=-k_1\mathrm{sat}(s_1/\Phi_1)\\ \dot{s}_2&=-k_2\mathrm{sat}(s_2/\Phi_2)\end{aligned}\right\}\tag{15}$$

$$\mathrm{sat}(x)=\begin{cases}x & |x|\leqslant 1\\ \mathrm{sgn}(x) & |x|>1\end{cases}\tag{16}$$

增大严格正常数 k_1，k_2 可以提高鲁棒性，但是不能取得太大，以免发生抖振；严格正常数 Φ_1，Φ_2 表示边界层的厚度，加厚边界层可以有效地削弱抖振，代价是延长了到达滑动面所需的时间.

2.3 滑模控制律

根据式(14)，满足滑动条件的控制律为

$$\begin{bmatrix}\beta_c\\ \delta_e\end{bmatrix}=\boldsymbol{B}^{*-1}\begin{bmatrix}-\nu_1(x)-k_1\mathrm{sat}(s_1/\Phi_1)\\ -\nu_2(x)-k_2\mathrm{sat}(s_2/\Phi_2)\end{bmatrix}\tag{17}$$

容易证明 $\boldsymbol{B}$ 的逆存在，除非飞行轨迹是垂直的，因此在整个飞行包线中滑模控制律都是有效的.

3 随机鲁棒性和遗传算法

随机鲁棒性是指，处在服从某种随机分布并且在飞行过程中不断变化的参数不确定性作用下，飞行控制系统保持稳定性和鲁棒性的概率. 基于随机鲁棒思想和遗传算法提高控制系统的鲁棒性，即在参数空间中对 λ_1，λ_2，k_1，k_2，Φ_1，Φ_2 进行寻优.

遗传算法设定为

1) 编码方案

对滑模控制律参数采用真值编码，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

针对跟踪问题，应用误差积分和阈值惩罚适应度函数：

$$F=\int_0^\tau|V-V_d|\mathrm{d}\tau+\int_0^\tau|h-h_d|\mathrm{d}\tau+\int_0^\tau|\alpha_m|\mathrm{d}\tau\tag{18}$$

其中

$$\alpha_m=\begin{cases}0 & |\alpha|\leqslant 0.052\\ |\alpha|-0.052 & |\alpha|>0.052\end{cases}\tag{19}$$

3) 选择策略

应用无回放余数随机选择，该方法使得适应度优于均值的个体遗传到下一代，选择误差较小，具体操作过程是：

首先，计算群体中每个个体在下一代群体中的生存期望数目 N_i：

$$N_i=M\cdot F_i\Big/\sum_{i=1}^M F_i\tag{20}$$

然后，取 N_i 的整数部分$\lfloor N_i\rfloor$为对应个体在下一代群体中的生存数目. 这样共可确定出下一代 M 个个体中的$\sum_{i=1}^M\lfloor N_i\rfloor$个个体.

最后，以 $F_i-\lfloor N_i\rfloor\cdot\sum_{i=1}^M F_i/M$ 为各个个体的新适应度，用比例选择方法(赌盘选择方法)来随机确定下一代群体中尚未确定的$M-\sum_{i=1}^M\lfloor N_i\rfloor$个个体.

4) 遗传算子

交叉算子采用非均匀算术交叉,便于和浮点数编码方法结合使用.变异算子采用非均匀变异,使得遗传算法在前期均匀随机搜索,在后期着重局部搜索.

5)流程参数

综合考虑种群多样性和累积计算量,种群规模为 30,算法执行最大代数为 100,交叉概率取 0.6,变异概率取 0.1.

最后,利用遗传算法的适应度函数定义代价函数,用于考察控制律参数对系统性能的贡献,因为参数不确定性是随机的,所以代价函数用 100 次仿真得到的适应度计算均值:

$$P=\frac{1}{200}\sum_{k=1}^{100}F_k \tag{21}$$

经过寻优,得到高度跟踪控制律参数:$\lambda_1=3.013\,2$,$\lambda_2=0.392\,9$,$k_1=7.573\,2$;$k_2=4.958\,5$,$\Phi_1=5.146\,6$,$\Phi_2=3.440\,7$.速度跟踪控制律参数:$\lambda_1=1.919\,8$,$\lambda_2=0.819\,8$,$k_1=7.396\,1$;$k_2=4.047\,2$,$\Phi_1=5.318\,2$,$\Phi_2=5.501\,7$.

4　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,$T=2.085\times10^5$ 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.

代表性仿真结果是系统鲁棒性极限测试,如图 1、图 2 所示.ΔS,Δm,ΔI_{yy},$\Delta\bar{c}$,Δc_e,$\Delta\rho$ 都服从 ±0.60 以内随机均匀分布.

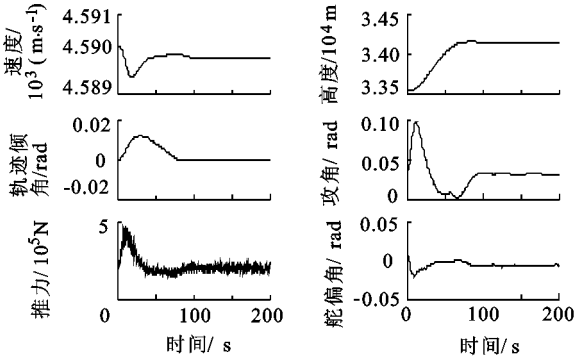

图 1　考虑不确定性时 610 m 高度阶跃响应

忽略不确定性时,高度稳态误差为 0,速度稳态误差的统计上界为 0.23 m/s;考虑不确定性时,稳态误差没有增加,说明系统具有可靠的鲁棒性.

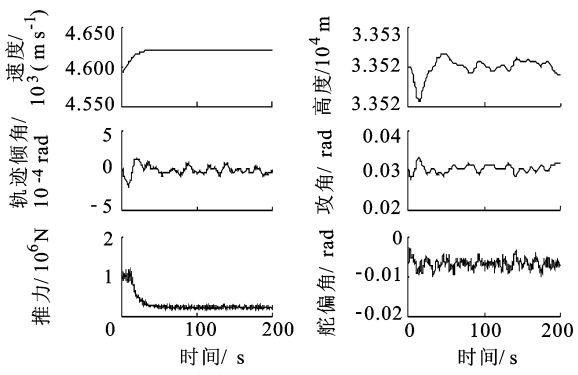

图 2　考虑不确定性时 30.5 m/s 速度阶跃响应

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,因此攻角应当限制在 ±0.1 rad 以内.同时,考虑执行机构的饱和特性,推力上限限制在 1.0×10^6 N 以内,舵偏角限制在 ±0.02 rad 以内.在仿真中,各变量都没有超过预定的约束,这说明本文提出的控制律设计方法不仅可以获得良好的鲁棒性,而且具有平滑控制力的作用.

5　结 束 语

本文提出了一种纵向通道飞行控制系统的设计方法,并利用 GHV 6 自由度非线性模型进行了仿真验证.为了应用变结构控制理论解决非仿射问题,采用了输入输出反馈线性化,将该模型转化为仿射型.不仅简化了变结构控制律的设计过程,而且避免了线性化近似.鉴于控制律参数对性能的显著影响,采用了随机鲁棒思想,基于遗传算法完成了优化.

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

(责任编辑:张　嵘)