

基于 sigmoid 函数的高超声速飞行器自适应姿态控制

黄 聪, 郭佳鑫, 白文艳, 路坤锋

(北京航天自动控制研究所, 北京 100854)

摘要: 针对高超声速飞行器无动力再入过程中具有强耦合、气动参数扰动及不确定性的非线性姿态模型, 提出了飞行器姿态控制的一种非线性设计方法; 首先基于时标分离原理分内外环设计非线性动态逆控制器, 并利用 Sigmoid 函数分通道制定控制律; 针对单纯使用动态逆控制鲁棒性弱的特点, 引入基于扩张状态观测器 (extended state observer, ESO) 的自适应控制器对参数扰动和不确定性进行补偿, 在参数拉偏和干扰条件下仿真结果验证了设计控制器具有较强的鲁棒性。

关键词: 高超声速飞行器; Sigmoid; ESO; 自适应控制

Adaptive Attitude Control for Hypersonic Vehicle Based on Sigmoid Function

Huang Cong, Guo Jiaxin, Bai Wenyan, Lu Kunfeng

(Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China)

Abstract: For the hypersonic vehicle nonlinear attitude mode in reentry process unpowered with a strong coupling, aerodynamic parameter perturbations and non-deterministic, a nonlinear attitude control method is put forward. Firstly, the nonlinear dynamic inversion controller is purposed by inner and outer ring according to time-scale separation principle, and using the Sigmoid function to formulate expected input. In the light of weak robustness characteristic by simply using dynamic inverse control, the adaptive controller is proposed based on ESO to compensate parameter perturbation and uncertainty. The simulation under parameter pull off and wind disturbance conditions effective verify the control system's strong robustness.

Keywords: hypersonic vehicles; sigmoid; ESO; adaptive control

0 引言

高超声速飞行器一般是指飞行马赫数大于 5 的飞行器, 由于具备速度快、射程远的特点, 可以实现体系作战中远程精确打击的目的^[1]。相比于传统弹道导弹机动能力弱、易于拦截等特点, 由于高超声速滑翔飞行器兼具飞行跨度大、隐蔽性好、作战效能高等显著优势, 使得它存在着巨大的潜在军用与民用价值, 近些年来越来越受到各个军事强国的重视。

高超声速飞行器姿态控制系统的主要任务是跟踪制导律生成的制导角指令信号, 起着跟踪制导指令以及稳定飞行器姿态的作用, 对高超声速飞行器安全再入和完成飞行任务具有重要意义。飞行速度快, 飞行包络大, 强耦合、快时变, 强不确定性等特点, 给控制器的设计带来了较大的困难与挑战, 因此飞行器控制器设计也是制约高超声速飞行器发展的重要因素之一^[2-4]。

由于再入过程复杂环境和剧烈变化, 通常无法获得精确的模型参数, 相关参数存在扰动和不确定性, 会引起力矩分配的误差, 使得实际力矩与期望力矩存在偏差, 此外, 外界的扰动如风干扰等会影响飞行器姿态的响应, 因此单纯使用线性控制很难达到期望的控制性能。Smith 等^[5]将鲁棒线性参数调整控制应用到 X-33 的姿态控制中, 但设计的增益数

目较大、对模型精度要求较高。Hu 等^[6]基于扩张状态观测器设计了高超声速飞行器模糊自适应控制器, 具有良好的抑制干扰效果。自适应控制是依据对象的输入输出数据, 不断的辨识模型参数和修正对模型的估计, 因而具有不依赖精确数学模型、仅需较少验前知识等显著优点。ESO 作为自抗扰控制器 (active disturbance rejection control, ADRC) 的核心, 能够在仅需系统输出和控制量输入的条件下, 实现对未建模动态和外扰总作用量的准确估计, 并实现对其补偿, 因而具有较强的鲁棒性和一定的抵抗干扰能力, 在许多复杂的非线性控制问题中获得成功应用^[7-8]。

本文采用非线性动态逆的思想设计主体控制器, 基于“时标分离”原理, 将飞行器分为快、慢两个回路设计姿态控制器, 以保证闭环系统的全局稳定, 利用神经网络中 Sigmoid 函数兼具线性与非线性的特征, 分别从俯仰、偏航和滚动 3 个通道构造跟踪控制律。考虑到再入过程环境扰动以及不确定性的影响, 利用 ESO 对扰动进行估计和补偿, 可以有效提升控制系统的鲁棒性和自适应性。

1 飞行器再入数学模型

为了研究高超声速飞行器再入飞行过程中姿态控制问题, 需要先对其再入飞行过程进行数学建模。由于实际飞行中存在众多实际工程问题, 目前很难完成真实飞行器模型的建立。在确保仿真结果与实际飞行偏差合理的条件下, 简化了飞行器建模的相关信息, 在建模过程中有如下假设:

- 1) 建模过程中假设地球为圆球;
- 2) 假定飞行器为刚体, 忽略飞行过程中机体的弹性

收稿日期: 2018-04-27; 修回日期: 2018-06-11。

作者简介: 黄 聪 (1992-), 男, 湖北黄冈人, 助理工程师, 主要从事运载火箭姿态控制系统设计方向的研究。

变形；

- 3) 假设机体为面对称结构，即认为惯性积 $I_{xz} = I_{yc} = 0$ ；
- 4) 假设飞行器再入过程中无动力；
- 5) 再入过程采用 BTT 控制设计，在整个过程中保持侧滑角为零度，侧力为零。

在航迹坐标系下建立飞行器质心动力学方程，在机体坐标系下建立飞行器再入绕质心旋转运动学和动力学方程，描述飞行器运动状态的变量包括速度 V 、弹道倾角 θ 、弹道偏角 ψ_s 、攻角 α 、侧滑角 β 、倾侧角 γ_s 以及角速度 ω_x 、 ω_y 和 ω_z ，运动方程如式 (1) 所示

$$\begin{cases}
 \frac{dV}{dt} = -g \sin \theta - \frac{D}{m} \\
 \frac{d\theta}{dt} = \frac{L \cos \gamma_s - S \sin \gamma_s}{mV} - \frac{g \cos \theta}{V} \\
 \frac{d\psi_s}{dt} = -\frac{L \sin \gamma_s + S \cos \gamma_s}{mV \cos \theta} \\
 \bar{\alpha} = \omega_z - \omega_x \cos \alpha \tan \beta + \omega_y \sin \alpha \tan \beta \\
 \quad + \bar{\psi}_s \cos \theta \frac{\sin \gamma_s}{\cos \beta} - \bar{\theta} \frac{\cos \gamma_s}{\cos \beta} \\
 \bar{\beta} = \omega_x \sin \alpha + \omega_y \cos \alpha - \bar{\psi}_s \cos \theta \cos \gamma_s - \bar{\theta} \sin \gamma_s \\
 \bar{\gamma}_s = \omega_x \frac{\cos \alpha}{\cos \beta} - \omega_y \frac{\sin \alpha}{\cos \beta} - \bar{\psi}_s \sin \theta + \bar{\theta} \cos \gamma_s \tan \beta - \\
 \quad \bar{\psi}_s \cos \theta \sin \gamma_s \tan \beta \\
 \frac{d\omega_x}{dt} = \frac{I_{xy} M_y + I_x M_x}{I_x I_y - I_{xy}^2} + \frac{I_y^2 + I_{xy}^2 - I_x I_z}{I_x I_y - I_{xy}^2} \omega_y \omega_z \\
 \quad + \frac{I_{xy} (I_z - I_y - I_x)}{I_x I_y - I_{xy}^2} \omega_x \omega_z \\
 \frac{d\omega_y}{dt} = \frac{I_{xy} M_x + I_x M_y}{I_x I_y - I_{xy}^2} + \frac{I_x I_z - I_x^2 - I_{xy}^2}{I_x I_y - I_{xy}^2} \omega_x \omega_z \\
 \quad - \frac{I_{xy} (I_z - I_y - I_x)}{I_x I_y - I_{xy}^2} \omega_y \omega_z \\
 \frac{d\omega_z}{dt} = \frac{M_z}{I_z} + \frac{I_x - I_y}{I_z} \omega_y \omega_x + \frac{I_{xy}}{I_z} (\omega_x^2 - \omega_y^2)
 \end{cases} \quad (1)$$

式中， D 、 L 、 S 分别表示飞行器再入过程中的阻力、升力和侧力； m 为飞行器质量； I_x 、 I_y 、 I_z 分别飞行器三轴的主转动惯量； I_{xy} 为惯量积； M_x 、 M_y 、 M_z 分别为滚动力矩、偏航力矩和俯仰力矩，具体计算过程参考文献[9]。

2 飞行器控制器设计

再入飞行器快变、慢变的差异性显著。由于角度的变化是角速度在一段时间内的积分值，故角速度的变化可以理解为瞬间的，而角度的变化则是时间累积而来的，故基于“时标分离”原理，只要快回路的响应速度为慢回路响应速度的 5 至 10 倍，可以将高超声速飞行器分为快、慢两个回路，内回路为 3 个角速度的控制回路，外回路为气流角控制回路，结构如图 1 所示。

2.1 神经网络 Sigmoid 函数

Sigmoid 函数是神经网络中一类激励函数，又称“S 型函数”，常被用作神经网络的阈值函数，具有单调性、光滑性、饱和性等明显特征^[10]，其表达式为：

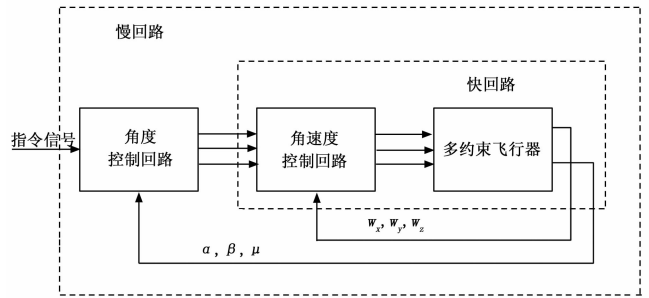


图 1 快慢回路结构图

$$S(x) = \frac{1}{1 + e^{-x}} \quad (2)$$

从式 (2) 中可以看出，该函数严格单调递增，且上下界在 0~1 范围内，对式 (2) 引入幅值系数 a 和指数因子 b ，并作简单线性变换，使其阈值为 $(-0.5a, 0.5a)$ 的奇函数，表示为：

$$S(x) = a \cdot \left(\frac{1}{1 + e^{-bx}} - \frac{1}{2} \right) \quad (3)$$

其中：值系数 a 用于调节 Sigmoid 函数的幅值，通过改变指数因子 b 的值可以调节近似线性工作区间的范围。对式 (3) 在 $x = 0$ 处进行泰勒展开：

$$\begin{aligned}
 S(x) &= S(x) |_{x=0} + S'(x) |_{x=0} \cdot x + \frac{S''(x) |_{x=0}}{2!} \cdot x^2 + \dots \\
 &= a \left[\frac{bx}{4} - \frac{(bx)^3}{48} + \frac{(bx)^5}{480} - \dots \right] \quad (4)
 \end{aligned}$$

从式 (4) 中可以看出，在 $x = 0$ 的邻域内，Sigmoid 函数可以近似为线性函数，且曲线斜率较大，而当 x 远离零点，非线性特性占主导部分，但此时曲线相对平滑，斜率较小，图 2 给出了在幅值增益 $a = 2$ 时，在不同指数因子 b 下对应的 Sigmoid 函数曲线。

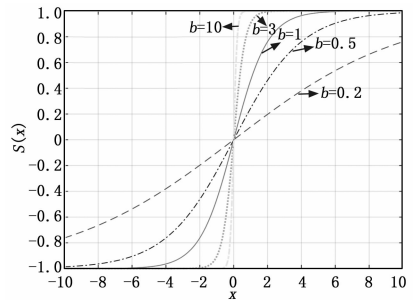


图 2 不同指数因子 b 对应 Sigmoid 函数曲线

从图 2 中可以看出，函数 $S(x)$ 兼具线性形式和非线性特性形式，符合工程界实践总结出来的规律——“大偏差小增益，小偏差大增益”，用 Sigmoid 函数构造控制律时，具有快速、消除颤阵、避免控制量饱和等显著优点。

2.2 非线性动态逆控制器设计

利用旋转运动学方程来描述姿态角的变化，该组微分方程状态变量为 α, β, γ_s ，输入为 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 。由于转动角速度不能直接作为控制量，还需描述转动角速度的变化。即系统的状态变量为 α, β, γ_s 和 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ ，控制输入变量为

M_x, M_y, M_z [11]。这 3 个力矩可以通过控制飞行器的气动舵面偏转实现, 具体设计思路如图 3 所示。

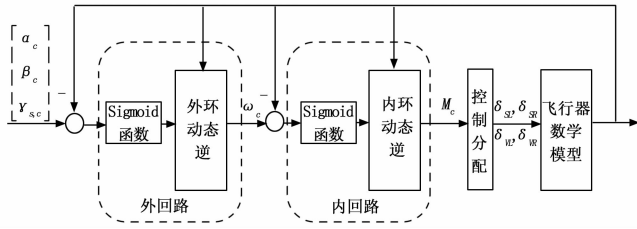


图 3 动态逆控制系统结构图

2.2.1 非线性动态逆内环控制器设计

假定内环动态逆的输入为 $u = [u_{\omega x} \ u_{\omega y} \ u_{\omega z}]^T$, 它表示期望的角速度的变化率, 对式 (1) 中飞行器绕质心旋转动力学方程进行逆求解, 即可得到飞行器期望的力矩为:

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \times \left(\begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & 0 \\ -I_{xy} & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \right) + \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & 0 \\ -I_{xy} & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} u_{\omega x} \\ u_{\omega y} \\ u_{\omega z} \end{bmatrix} \quad (5)$$

令 $e = \omega_{des} - \omega = [\omega_{xdes} - \omega_x \ \omega_{ydes} - \omega_y \ \omega_{zdes} - \omega_z]^T$, 利用 Sigmoid 函数分通道控制, 可以得到:

$$u = \begin{bmatrix} u_{\omega x} \\ u_{\omega y} \\ u_{\omega z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} \left(\frac{1}{1 + e^{-b_1(\omega_{xdes} - \omega_x)}} - \frac{1}{2} \right) \\ a_{12} \left(\frac{1}{1 + e^{-b_2(\omega_{ydes} - \omega_y)}} - \frac{1}{2} \right) \\ a_{13} \left(\frac{1}{1 + e^{-b_3(\omega_{zdes} - \omega_z)}} - \frac{1}{2} \right) \end{bmatrix} \quad (6)$$

2.2.2 非线性动态逆外环控制器设计

将 (1) 式中飞行器绕质心旋转运动学方程简化成:

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\gamma}_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_\alpha \\ f_\beta \\ f_\gamma \end{bmatrix} + G \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (7)$$

其中:

$$G = \begin{bmatrix} -\cos\alpha \tan\beta & \sin\alpha \tan\beta & 1 \\ \sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ \cos\alpha / \cos\beta & -\sin\alpha / \cos\beta & 0 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} f_\alpha \\ f_\beta \\ f_\gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{\psi}_s \cos\theta \frac{\sin\gamma_s}{\cos\beta} - \bar{\theta} \frac{\cos\gamma_s}{\cos\beta} \\ -\bar{\psi}_s \cos\theta \cos\gamma_s - \bar{\theta} \sin\gamma_s \\ -\bar{\psi}_s \sin\theta - \bar{\psi}_s \cos\theta \sin\gamma_s \tan\beta + \bar{\theta} \cos\gamma_s \tan\beta \end{bmatrix}$$

由于 $|G| = -\frac{1}{\cos\beta}$, 因飞行器再入过程采用 BTT 控制方式, 侧滑角保持在 0° 附近, 因此 G 可逆。假定外环动态逆的输入为 $v = [v_\alpha \ v_\beta \ v_\gamma]^T$, 它表示期望的气流角变化率, 对 (7) 式逆求解可得:

$$\omega_c = G^{-1}[v - f] =$$

$$\begin{bmatrix} 0 & \sin\alpha \\ 0 & \cos\alpha \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_\alpha \\ v_\beta \\ v_\gamma \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} f_\alpha \\ f_\beta \\ f_\gamma \end{bmatrix} \quad (8)$$

令 $e = [\alpha_{des} - \alpha \ \beta_{des} - \beta \ \gamma_{sdes} - \gamma_s]^T$, 采用 Sigmoid 函数分通道控制, 可以得到:

$$u = \begin{bmatrix} v_\alpha \\ v_\beta \\ v_\gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{01} \left(\frac{1}{1 + e^{-b_{01}(\alpha_{des} - \alpha)}} - \frac{1}{2} \right) \\ a_{02} \left(\frac{1}{1 + e^{-b_{02}(\beta_{des} - \beta)}} - \frac{1}{2} \right) \\ a_{03} \left(\frac{1}{1 + e^{-b_{03}(\gamma_{sdes} - \gamma_s)}} - \frac{1}{2} \right) \end{bmatrix} \quad (9)$$

2.3 基于 ESO 的自适应控制器设计

再入过程中参数的摄动和不确定性会引起力矩分配的误差, 使得实际力矩与期望力矩存在偏差, 此外, 外界的扰动也会影响飞行器姿态的响应。利用 ESO 不依赖精确模型即可将模型中未建模部分, 内部摄动以及扰动观测出来的特点 [12], 设计基于 ESO 的自适应补偿系统, 叠加到 2.2 中设计的非线性动态逆控制器中, 以弥补单纯使用动态逆对不确定性鲁棒性差的问题, 基于 ESO 的自适应控制结构图如图 4。

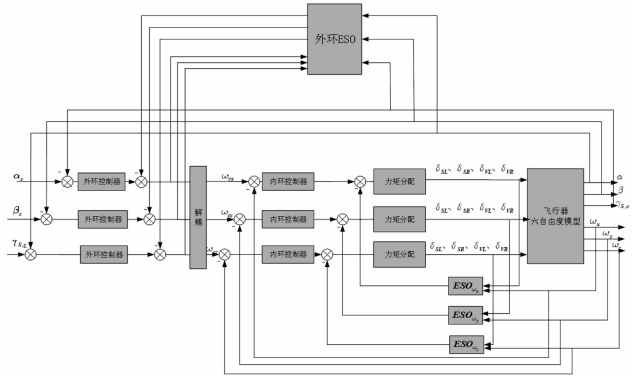


图 4 基于 ESO 的自适应控制结构图

2.3.1 基于 ESO 的内环自适应控制器设计

将式 (1) 中飞行器绕质心旋转动力学方程表示为:

$$\dot{\omega} = f + g_{\delta, M} M_\delta \quad (10)$$

$$\text{其中: } \omega = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}, f = \begin{bmatrix} f_{\omega_x} \\ f_{\omega_y} \\ f_{\omega_z} \end{bmatrix}, M_\delta = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}$$

飞行器姿态控制输入与气动参数矩阵 $g_{\delta, M}$ 有关, 取理论气动参数下 $g_{\delta, M}$ 的标称值为 g_0 , 同理将 f 分解为标称值 f_0 和不确定项 Δf , 式 (10) 可等效为:

$$\dot{\omega} = f_0 + \Delta f + g_{\delta, M} M_\delta + \Delta U \quad (11)$$

令 $U_0 = g_0 M_\delta, a(t) = \Delta f + \Delta U$, 即可配置三通道二阶扩张状态观测器:

$$\begin{aligned} e &= z_1 - \omega_i \quad (i = 1, 2, 3) \\ \dot{z}_1 &= z_2 - g_1(e) + f_0 + U_0 \\ \dot{z}_2 &= -g_2(e) \end{aligned} \quad (12)$$

对于式 (12), 选择合适的连续函数 g_1 和 g_2 使得,

$eg(e) > 0$ ，则上式能准确跟踪系统 (11)。本文采用线性关系，取 $g_1(e) = 2\eta e$ ， $g_2(e) = \eta^2 e$ ，则系统 (11) 的特征方程为 $(s+\omega)^2$ ，对期望信号有良好的跟踪效果，即 z_2 收敛到 $a(t)$ ， $a(t)$ 即为飞行器内环的总的误差，由 $a(t)$ 可以推出内环需要补偿的控制力矩 $M_{\delta, compensation}$ ：

$$M_{\delta, compensation} = g_0^{-1} a(t) \quad (13)$$

由此得到控制器输出的总的控制力矩：

$$M_{\delta, C} = M_{\delta} - M_{\delta, compensation} \quad (14)$$

2.3.2 基于 ESO 的外环自适应控制器设计

将式 (1) 中飞行器绕质心旋转运动学方程表示为

$$\dot{x} = f + g\omega \quad (15)$$

$$\text{其中: } x = \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma_s \end{bmatrix}, \omega = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}, f = \begin{bmatrix} f_\alpha \\ f_\beta \\ f_\gamma \end{bmatrix}$$

f 项中存在参数不确定；此外，飞行器实际运动中，存在未知外部干扰，未建模动态等，建模取为 Δ ，将以上不确定性视为不确定项 $a(t)$ ，因此可将式 (15) 等效为：

$$\dot{x} = f + a(t) + U \quad (16)$$

其中： $a(t) = \Delta$ ， Δ 为系统外部干扰，未建模动态等； $U = g\omega$ ，即可配置三通道二阶扩张状态观测器：

$$\begin{aligned} e &= z_1 - x \\ \dot{z}_1 &= f + z_2 - \beta_1 e + U \\ \dot{z}_2 &= -\beta_2 e \end{aligned} \quad (17)$$

式 (17) 中， e 、 z_1 、 z_2 均为三维向量，同理取 $\beta_1 = 2\eta$ ， $\beta_2 = \eta^2$ ，使系统 (17) 的特征方程为 $(s+\omega)^2$ ，对期望信号能有较好地跟踪效果，即 z_2 收敛到 $a(t)$ ， $a(t)$ 即为飞行器外环的总的误差，由 $a(t)$ 可以推出需要内环需要补偿的控制角速度 $\omega_{compensation}$ ，由 3.2.2 知矩阵 g 总是可逆的，故：

$$\omega_{compensation} = g^{-1} a(t) \quad (18)$$

由此得到控制器输出的总的期望角速度：

$$\omega_C = \omega - \omega_{compensation} \quad (19)$$

3 仿真实验

3.1 跟踪阶跃指令

若飞行器再入过程中得到 30° 倾侧角和 8° 攻角的制导角指令，当式 (6) 和式 (9) 中控制律分别采用 PID 控制和 Sigmoid 函数控制时，图 5 为控制器仿真结果。

由仿真结果可以看出，攻角、侧滑角和倾侧角都能够无静差的跟踪指令信号，验证了设计的非线性动态逆控制器具有较好的控制品质。当采用 Sigmoid 函数构造控制律时，相比于 PID 控制时，侧滑角跟踪速度明显变快、超调减小，攻角和倾侧角也有一定的提升，验证了 Sigmoid 函数具有良好的控制品质。

3.2 参数拉偏仿真

飞行器质量偏差范围 $\pm 1\%$ ，气动偏差范围 $\pm 10\%$ ，大气密度偏差范围 $\pm 10\%$ ，取所有拉偏值的最大正值，在飞行器得到 10° 倾侧角和 5° 攻角的阶跃指令下，拉偏与不拉偏飞行仿真结果如图 6 所示，攻角和倾侧角跟踪情况放大情况如图 7 所示。

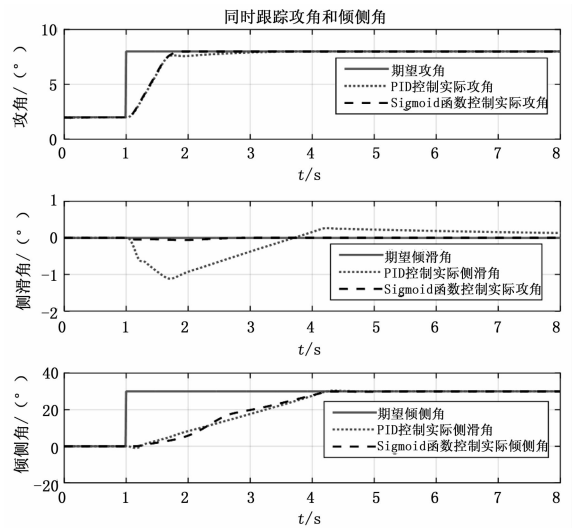


图 5 攻角侧滑角同时阶跃气流角跟踪曲线

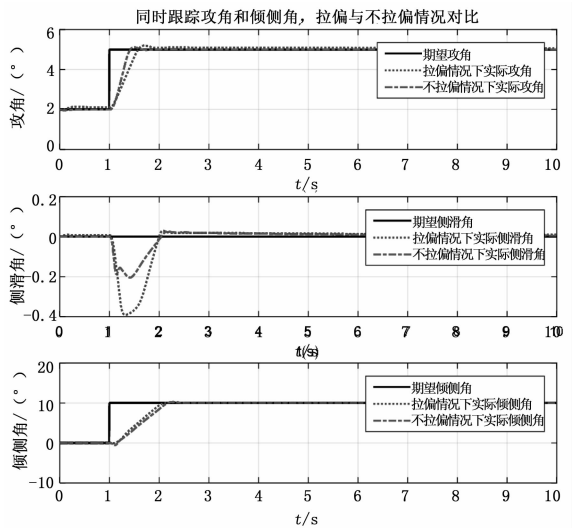


图 6 拉偏情况下动态逆控制气流角跟踪曲线

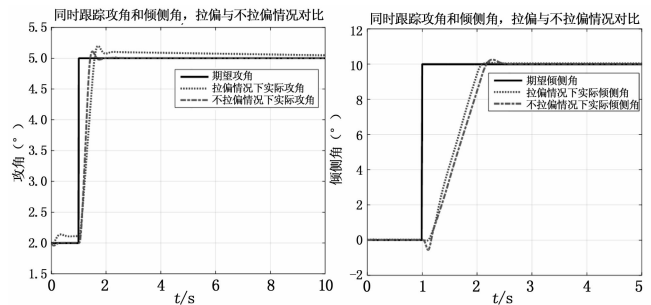


图 7 拉偏条件下仅动态逆控制攻角/倾侧角跟踪曲线放大图

从图 7 可以看出，拉偏情况下单纯使用动态逆控制，攻角跟踪速度变慢、超调增大且稳态误差明显变大，侧滑角和倾侧角抖动明显。

在加入 ESO 补偿和单纯使用动态逆控制的攻角飞行结果对比如图 8 所示。

拉偏条件下加 ESO 补偿的控制器攻角跟踪速度明显变快、超调减小且稳态误差明显减小，侧滑角和倾侧角响应

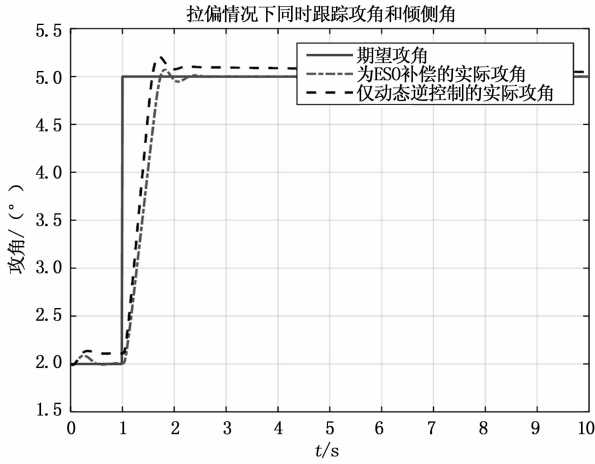


图 8 加 ESO 补偿和仅动态逆控制的攻角响应对比

也有一定的提升, 可知基于 ESO 的自适应控制器对控制系统性能提升明显。

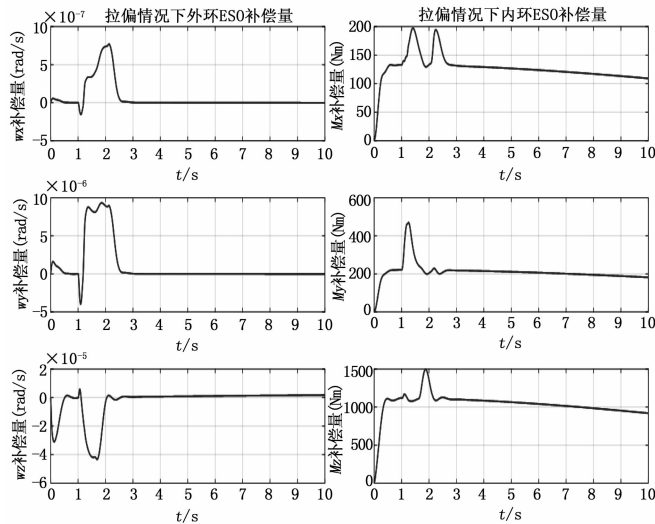


图 9 ESO 观测的内外环补偿量

在姿态控制过程中, 加入气动数据拉偏、大气密度拉偏和飞行器参数拉偏主要影响飞行器实际矩, 使得飞行器的内环的实际模型与控制器所用模型存在偏差, 但这些拉偏对外环模型影响并不大, 图 9 中基于 ESO 观测的内外环各通道补偿量也验证了这一点。

3.3 风干扰仿真

将 360°均分为 8 个方向, 每个方向分别加入水平风干扰后, 对 10°倾侧角和 5°攻角的阶跃指令信号进行跟踪, 仿真结果如图 10 所示。

仿真结果可以看出, 加入基于 ESO 补偿的控制系统具有较好的抵抗风干扰能力。

4 结论

本文研究了基于 sigmoid 函数的高超声速飞行器自适应姿态控制方法, 首先在给定假设条件下建立了高超声速飞行器再入数学模型, 以改进型 Sigmoid 函数分通道设计控制

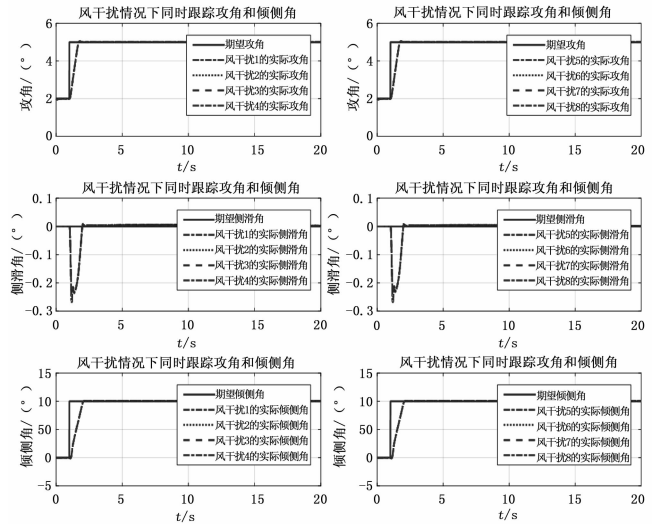


图 10 风干扰条件下气流角跟踪对比

律, 分内外环设计了高超声速飞行器动态逆控制器, 并在跟踪阶跃指令和参数拉偏条件下进行仿真分析, 针对单纯使用动态逆控制鲁棒性弱的特点, 开展基于 ESO 的自适应控制技术研究, 验证加入 ESO 补偿的控制系统具有较强抗干扰能力。

参考文献:

- [1] 汤 亮, 杨建民, 陈风雨, 等. 多约束条件下的升力滑翔式再入轨迹优化 [J]. 导弹与航天运载技术, 2013, 324 (1): 1-5.
- [2] Bertin J, Cumming R. Fifty years of hypersonics; where we've been, where we're going [J]. Prog Aerosp Sci, 2003, 39: 511-536.
- [3] Zhang Z, Hu J. Stability analysis of a hypersonic vehicle controlled by the characteristic model based adaptive controller (in Chinese) [J]. Scientia Sinica Information is, 2012, 42: 379-394.
- [4] Wang X C, Zhao H, Ma K M, et al. Kinematics analysis of a novel all-attitude flight simulator [J]. Sci China Inf Sci, 2010, 53: 236-247.
- [5] Smith R., Ahmed A. Robust parametrically varying attitude controller designs for the X-33 vehicle [A]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit [C]. 2000.
- [6] 胡超芳, 刘运兵. 基于 ESO 的高超声速飞行器模糊自适应姿态控制 [J]. 航天控制, 2015, 33 (3): 45-51.
- [7] 韩晶清. 自抗扰控制技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.
- [8] 陈增强, 孙明玮, 杨瑞光. 线性自抗扰控制器的稳定性研究 [J]. 自动化学报, 2013, 39 (5): 574-580.
- [9] 李惠峰. 高超声速飞行器制导与控制技术 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2012.
- [10] 邵星灵, 王宏伦. 基于改进 sigmoid 函数的非线性跟踪微分器 [J]. 控制理论与应用, 2014, 31 (8): 1116-1122.
- [11] 刘燕斌, 陆宇平. 非线性动态逆控制在高超飞行器上的应用 [J]. 应用科学学报, 2006, 24 (6).
- [12] 秦昌茂, 齐乃明, 朱 凯. 高超声速飞行器自抗扰姿态控制器设计 [J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33 (7): 1607-1610.