



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 116430733 B

(45) 授权公告日 2024. 01. 02

(21) 申请号 202310533892.0

(22) 申请日 2023.05.12

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 116430733 A

(43) 申请公布日 2023.07.14

(73) 专利权人 曲阜师范大学
地址 273165 山东省济宁市曲阜市静轩西路57号

(72) 发明人 褚晓广 潘浩东 李慧 孔英

(51) Int. Cl.
G05B 13/04 (2006.01)

(56) 对比文件
CN 108183650 A, 2018.06.19
CN 110401378 A, 2019.11.01
CN 114879511 A, 2022.08.09
US 2005256613 A1, 2005.11.17
WO 2004012021 A1, 2004.02.05
WO 2004030975 A2, 2004.04.15
WO 2022126872 A1, 2022.06.23
WO 2022242633 A1, 2022.11.24

US 2006111863 A1, 2006.05.25

CN 105549393 A, 2016.05.04

CN 111173678 A, 2020.05.19

CN 113009833 A, 2021.06.22

CN 113062834 A, 2021.07.02

CN 113359789 A, 2021.09.07

US 2013319310 A1, 2013.12.05

Zong-Yao Sun等. Robust adaptive regulation of magnetic levitation systems with input quantization and external disturbances. Journal of the Franklin Institute 360.2022, 第1672-1689页.

尤波; 高扬; 许家忠; 李智; 丁亮; 刘振. 悬吊漂浮物随动系统的等效滑模控制研究. 控制工程. 2018, (第11期), 第9-14页.

Yalan Qiu等. Finite-time suspension control based on GFTSM and RBFNN for low-wind-speed MVAWT. Control Engineering Practice. 2023, 第105449. (续)

审查员 王龚琴

权利要求书6页 说明书14页 附图4页

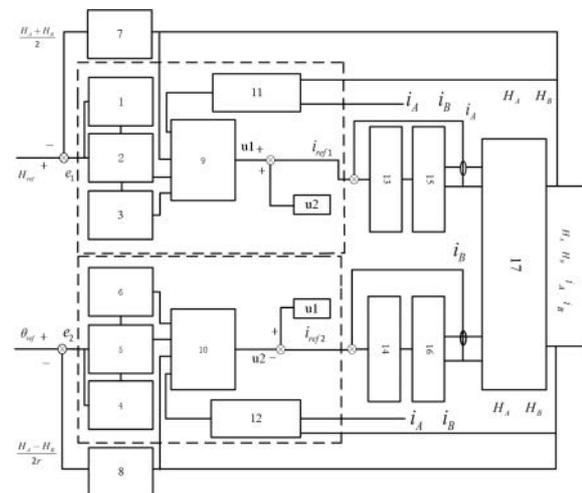
(54) 发明名称

含反演控制位置非对称约束的积分滑模机舱悬浮控制方法

(57) 摘要

一种基于反演控制位置非对称约束的积分滑模机舱悬浮控制方法, 属于自动化技术领域。首先建立用于机舱高度与俯仰角度约束的两自由度悬浮模型, 将机舱悬浮系统分为轴向悬浮系统和两侧同步系统, 采用反演控制法将系统分为位置系统与速度系统, 通过设计光滑非对称型障碍Lyapunov函数, 对系统状态进行约束控制, 得到速度系统的虚拟参考; 基于系统速度构造积分滑模函数, 针对速度系统设计积分滑模控制器, 得到基于反演控制法的位置非对称约束的积分滑模控制律, 采用基于积分滑模面的自适应方法估计集总干扰。本发明能有效抑制因外部扰动和

参数不确定性对系统运行的影响, 使系统具备良好的抗干扰能力与稳态性能, 确保磁悬浮系统平稳可靠运行。



CN 116430733 B

[接上页]

(56) 对比文件

王伟超等. 基于滑模状态观测器的两自由度磁悬浮球控制. 南京信息工程大学学报(自然科

学版). 2021, 第355-362页.

周洁. 基于RBFNN解耦的风力机舱两端悬浮控制. 中国优秀硕士学位论文全文数据库(工程技术II辑). 2022, C042-183页.

1. 含反演控制位置非对称约束的积分滑模机舱悬浮控制方法, 其特征在于, 建立用于机舱悬浮位置与俯仰角度优化约束的两自由度悬浮模型, 将机舱悬浮系统分解为机舱轴向悬浮系统和机舱两侧同步系统, 采用反演控制法将所述机舱轴向悬浮系统分解为机舱悬浮位置系统、机舱悬浮速度系统, 将所述机舱两侧同步系统分解为机舱俯仰角度系统、机舱俯仰角速度系统, 所述机舱悬浮位置系统与机舱俯仰角度系统采用非对称型障碍Lyapunov函数法对悬浮位置与俯仰角度进行约束控制, 基于反演控制法得到虚拟控制变量函数, 非对称型约束函数为光滑非对称边界约束函数, 所述虚拟控制变量函数作为所述机舱悬浮速度系统与所述机舱俯仰角速度系统的虚拟输入, 所述机舱悬浮速度系统与所述机舱俯仰角速度系统采用的是积分滑模控制方法, 基于系统悬浮位置变化率与俯仰角度变化率构造了积分滑模面函数, 基于此, 进行控制器设计, 所述机舱悬浮速度系统与所述机舱俯仰角速度系统以虚拟控制变量作为参考输入, 设计含悬浮位置约束与俯仰角度约束的积分滑模悬浮控制器, 包括基于反演控制的机舱悬浮位置光滑非对称约束下的积分滑模控制器和基于反演控制的机舱俯仰角度光滑非对称约束下的积分滑模控制器, 分别采用基于含悬浮位置约束与俯仰角度约束的积分滑模面自适应方法估计集总扰动, 包括以下步骤:

步骤1, 建立用于机舱悬浮位置与俯仰角度优化约束的两自由度悬浮模型;

步骤2, 基于反演控制法将机舱轴向悬浮系统分解为机舱悬浮位置系统、机舱悬浮速度系统, 设计控制律;

步骤3, 基于反演控制法将机舱两侧同步系统分解为机舱俯仰角度系统、机舱俯仰角速度系统, 设计控制律。

2. 根据权利要求1所述的含反演控制位置非对称约束的积分滑模机舱悬浮控制方法, 其特征在于, 步骤1具体包括以下步骤:

建立考虑机舱轴向悬浮高度和两侧俯仰角度的两自由度悬浮的线性化模型:

$$\begin{cases} \ddot{H} = \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A + \Delta H_B) + \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0}{(L-H_0)^2} (\Delta i_A + \Delta i_B) - \frac{f_d}{m} \\ \ddot{\theta} = \frac{r}{J} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A - \Delta H_B) + \frac{r}{J} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0}{(L-H_0)^2} (\Delta i_A - \Delta i_B) - \frac{T_r}{J} \end{cases} \quad (1)$$

其中, H 为机舱轴向高度, $H = (H_A + H_B) / 2$, $\Delta H_x = H_x - H_0$, $\Delta i_x = i_x - i_0$, 其中 x 为 A 或 B , 分别对应桨叶侧和尾翼侧, i_0 和 H_0 分别为目标电流与目标气隙, $(L-H_0)$ 为轴向悬浮气隙, θ 为俯仰角度, $\theta = (H_A - H_B) / 2r$, μ_0 为真空磁导率, N 为两侧悬浮绕组匝数, S 为磁极面积, i_A 和 i_B 分别为桨叶侧和尾翼侧励磁电流, H_A 和 H_B 分别为前后侧悬浮高度, J 为机舱俯仰转动惯量, m 为风力机舱质量, g 为重力加速度, f_d 为机舱轴向干扰, T_r 为机舱倾覆力矩, r 为机舱旋转半径, L 为悬浮气隙与高度之和。

3. 根据权利要求2所述的含反演控制位置非对称约束的积分滑模机舱悬浮控制方法, 其特征在于, 步骤2具体包括以下步骤:

A) 基于机舱悬浮高度光滑非对称约束的机舱悬浮位置系统虚拟控制输出函数设计构建含机舱轴向高度跟踪误差的光滑非对称边界约束函数为

$$c_{bl} = (c_{bl_0} - c_{bl_\infty}) e^{-k_1 t} + \varepsilon_1 (1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^{-1} + c_{bl_\infty} \quad (2)$$

其中, c_{bl_0} , c_{bl_∞} , k_1 , ε_1 , a_1 为正常数, c_{bl_0} 表示静态边界函数起动初值, c_{bl_∞} 表示静态边

界函数收敛目标, k_1 指定静态边界函数收敛速度, ε_1 为非对称程度调整系数, 决定非对称边界约束函数的非对称程度, a_1 为非对称响应速度调整系数, 影响非对称边界约束函数关于系统跟踪误差的梯度, 轴向高度跟踪误差为 $e_{11} = H_{ref} - H$, 其中, H_{ref} 为期望高度;

设计误差函数如下

$$\begin{cases} \dot{e}_{11} = \dot{H}_{ref} - \alpha_{11}^* + e_{12} \\ \dot{e}_{12} = \alpha_{11}^* - \ddot{H} \end{cases} \quad (3)$$

其中, e_{12} 为高度跟踪误差导数, α_{11}^* 为机舱悬浮位置系统的虚拟控制输出, 基于光滑非对称边界约束函数构造障碍Lyapunov函数对机舱悬浮高度进行约束, 对机舱悬浮位置系统定义lyapunov函数 V_{11} :

$$V_{11} = \frac{1}{2} \log\left(\frac{c_{b1}^2}{c_{b1}^2 - e_{11}^2}\right) \quad (4)$$

对lyapunov函数 V_{11} 求导, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_{11} &= \frac{e_{11}}{c_{b1}^2 - e_{11}^2} \left(\dot{e}_{11} - \frac{\dot{c}_{b1} e_{11}}{c_{b1}} \right) \\ &= \frac{e_{11}}{c_{b1}^2 - e_{11}^2} \left(e_{12} - \alpha_{11}^* + \dot{H}_{ref} - \frac{\dot{c}_{b1} e_{11}}{c_{b1}} \right) \\ &= \frac{e_{11}}{c_{b1}^2 - e_{11}^2} \left(e_{12} - \alpha_{11}^* + \dot{H}_{ref} - \frac{e_{11}}{c_{b1}} [-k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} + \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1} \dot{e}_{11}}{(1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2}] \right) \\ &= \frac{e_{11}}{c_{b1}^2 - e_{11}^2} \left(e_{12} - \alpha_{11}^* + \dot{H}_{ref} - \frac{e_{11}}{c_{b1}} [-k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} + \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1}}{(1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2} (e_{12} - \alpha_{11}^* + \dot{H}_{ref})] \right) \\ &= \frac{e_{11}}{c_{b1}^2 - e_{11}^2} \left([1 - \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1} e_{11}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2}] (e_{12} - \alpha_{11}^* + \dot{H}_{ref}) + \frac{e_{11}}{c_{b1}} k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} \right) \end{aligned} \quad (5)$$

根据lyapunov判定定理, 若系统稳定, 需保证 $\dot{V}_{11} < 0$, 基于此, 设计虚拟控制输出 α_{11}^* 为

$$\alpha_{11}^* = \dot{H}_{ref} + [1 - \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1} e_{11}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2}]^{-1} \left(\frac{\tau_{11} e_{11}^{2\beta-1}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^{\beta-1}} + \frac{\tau_{12} e_{11}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)} + \frac{e_{11}}{c_{b1}} k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} \right) \quad (6)$$

可得

$$\dot{V}_{11} = \dot{V}_{01} - \frac{\tau_{11} e_{11}^{2\beta}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^\beta} - \frac{\tau_{12} e_{11}^2}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^2} + [1 - \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1} e_{11}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2}] \frac{e_{11} e_{12}}{c_{b1}^2 - e_{11}^2} \quad (7)$$

其中, τ_{11}, τ_{12} 为正标量, $\beta \in (0, 1)$, $V_{01} = (2k_a)^{-1} \tilde{f}_{d1}^2$, k_a 为轴向自适应增益, \tilde{f}_{d1} 为集总扰动估计误差;

B) 基于所述虚拟控制输出的含机舱悬浮位置约束的机舱悬浮速度系统积分滑模悬浮控制律设计

对于机舱悬浮速度系统, 有 $e_{12} = \alpha_{11}^* - \dot{H}$, 采用积分滑模的控制方法以提高系统的鲁棒

性,设计虚拟控制变量及趋近率如下

$$\begin{cases} s_{12} = e_{12} + \int e_{12}^{\gamma_1} dt \\ \dot{s}_{12} = \dot{\alpha}_{11}^* - \ddot{H} + (\alpha_{11}^* - \dot{H})^{\gamma_1} = -Ks_{12} - s_{12}^{\gamma} \end{cases} \quad (8)$$

其中K为正标量, $\gamma, \gamma_1 \in (0, 1)$, 式(6)中 $\left| \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1} e_{11}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2} \right| < \left| \frac{a_1 \varepsilon_1}{(1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})} \right|$, 当

$\left| \frac{a_1 \varepsilon_1}{(1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})} \right| \leq 1$ 时, 满足 $\left| \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1} e_{11}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2} \right| < 1$, 此时 $\left[1 - \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1} e_{11}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2} \right]^{-1}$ 无奇异问题, 基于此, ε_1

取值需满足 $0 < \varepsilon_1 \leq (1 + e^{-a_1 \rho_{+\infty}}) a_1^{-1}$, 其中 $\rho_{+\infty}$ 为悬浮位置正向约束边界, 将 α_{11}^* 表示为

$$\begin{aligned} \alpha_{11}^* &= \dot{H}_{ref} + \frac{\tau_{11} e_{11}^{2\beta-1}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^{\beta-1}} + \frac{\tau_{12} e_{11}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)} + \frac{e_{11}}{c_{b1}} k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} + \Delta_{11} \\ &= \alpha_{11} + \Delta_{11} \end{aligned} \quad (9)$$

其中, α_{11} 为机舱悬浮速度虚拟参考, 将 $\dot{\alpha}_{11}$ 表示为

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}_{11} &= \ddot{H}_{ref} + \frac{\tau_{12} \dot{e}_{11} (c_{b1}^2 - e_{11}^2) - 2(c_{b1} \dot{c}_{b1} - e_{11} \dot{e}_{11}) \tau_{12} e_{11}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^2} + \frac{\dot{e}_{11} c_{b1} - \dot{c}_{b1} e_{11}}{c_{b1}^2} k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} - \frac{e_{11} k_1^2}{c_{b1}} (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} + \Delta_{12} \\ &= \dot{\alpha}_{011} + \Delta_{12} \end{aligned} \quad (10)$$

其中, α_{011} 表示机舱悬浮速度虚拟参考可微项, Δ_{11}, Δ_{12} 为参数不确定项, 集总干扰表示为 $f_{d1} = d_1 + d_{\Delta 1}$, 其中 d_1 为轴向外界扰动, $d_{\Delta 1}$ 为机舱轴向悬浮系统不确定项;

基于此, 对机舱悬浮速度系统定义lyapunov函数 V_{12} :

$$V_{12} = V_{01} + \frac{1}{2} s_{12}^2 \quad (11)$$

对lyapunov函数 V_{12} 求导, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_{12} &= \dot{V}_{01} + s_{12} \dot{s}_{12} \\ &= \dot{V}_{01} + s_{12} \dot{s}_{12} \\ &= -\frac{1}{k_a} \tilde{f}_{d1} \dot{\tilde{f}}_{d1} + s_{12} \left(\dot{\alpha}_{011} - \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A + \Delta H_B) - \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0}{(L-H_0)^2} \Delta u_1 + \frac{\hat{f}_{d1} + \tilde{f}_{d1}}{m} + (\alpha_{11} - \dot{H})^{\gamma_1} \right) \\ &= \frac{\bar{\omega}_{11}}{k_a} \tilde{f}_{d1} \dot{\tilde{f}}_{d1} + \frac{\bar{\omega}_{12}}{k_a} \tilde{f}_{d1} \dot{\tilde{f}}_{d1} + s_{12} \left(\dot{\alpha}_{011} - \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A + \Delta H_B) - \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0}{(L-H_0)^2} \Delta u_1 + \frac{\hat{f}_{d1}}{m} + (\alpha_{11} - \dot{H})^{\gamma_1} \right) \end{aligned} \quad (12)$$

其中, s_{12} 为基于轴向悬浮速度的虚拟变量, $\bar{\omega}_{11}, \bar{\omega}_{12}$ 为正标量, 可得基于反演控制法的机舱悬浮位置非对称约束下的积分滑模控制律为

$$\Delta u_1 = \frac{2m(L-H_0)^2}{\mu_0 N^2 S_0} \left(Ks_{12} + s_{12}^{\gamma} + \ddot{H}_{ref} + \frac{\tau_{12} \dot{e}_{11} (c_{b1}^2 - e_{11}^2) - 2(c_{b1} \dot{c}_{b1} - e_{11} \dot{e}_{11}) \tau_{12} e_{11}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^2} + \frac{\dot{e}_{11} c_{b1} - \dot{c}_{b1} e_{11}}{c_{b1}^2} k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} - \frac{e_{11} k_1^2}{c_{b1}} (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} \right. \\ \left. - \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A + \Delta H_B) + \frac{\hat{f}_{d1}}{m} + \left(\dot{H}_{ref} + \frac{\tau_{11} e_{11}^{2\beta-1}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^{\beta-1}} + \frac{\tau_{12} e_{11}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)} + \frac{e_{11}}{c_{b1}} k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} - \dot{H} \right)^{\gamma_1} \right) \quad (13)$$

选取自适应律为 $\hat{f}_{d1} = \frac{k_a}{m} s_{12} - \varpi_{11} \hat{f}_{d1} - \varpi_{12} \hat{f}_{d1}^{\gamma}$ 。

4. 根据权利要求3所述的含反演控制位置非对称约束的积分滑模机舱悬浮控制方法, 其特征在于, 步骤3具体包括以下步骤:

A) 基于机舱俯仰角度光滑非对称约束的机舱俯仰角度系统虚拟控制输出函数设计构建基于机舱俯仰角度跟踪误差的光滑非对称边界约束函数为

$$c_{b2} = \varepsilon_2 \left(1 + e^{-a_2 e_{21}}\right)^{-1} + c_{b2_{\infty}} \quad (14)$$

其中 $c_{b2_{\infty}}$, ε_2 , a_2 为正常数, $c_{b2_{\infty}}$ 表示静态边界函数收敛目标, ε_2 为非对称程度调整系数, 决定非对称边界约束函数的非对称程度, a_2 为非对称响应速度调整系数, 影响非对称边界约束函数关于系统跟踪误差的梯度, 俯仰角度跟踪误差为 $e_{21} = \theta_{ref} - \theta$, θ_{ref} 为期望角度;

设计误差函数如下

$$\begin{cases} \dot{e}_{21} = \dot{\theta}_{ref} - \alpha_{21}^* + e_{22} \\ \dot{e}_{22} = \dot{\alpha}_{21}^* - \ddot{\theta} \end{cases} \quad (15)$$

其中 e_{22} 为俯仰角度跟踪误差的导数, α_{21}^* 为机舱俯仰角度系统的虚拟控制输出, 基于光滑非对称边界约束函数构造障碍Lyapunov函数对机舱俯仰角度进行约束, 对机舱俯仰角度系统定义lyapunov函数 V_{21} :

$$V_{21} = \frac{1}{2} \log\left(\frac{c_{b2}^2}{c_{b2}^2 - e_{21}^2}\right) \quad (16)$$

对lyapunov函数 V_{21} 求导, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_{21} &= \frac{e_{21}}{c_{b1}^2 - e_{21}^2} \left(\dot{e}_{21} - \frac{\dot{c}_{b1} e_{21}}{c_{b1}} \right) \\ &= \frac{e_{21}}{c_{b1}^2 - e_{21}^2} \left(e_{22} - \alpha_{21}^* + \dot{\theta}_{ref} - \frac{\dot{c}_{b1} e_{21}}{c_{b1}} \right) \\ &= \frac{e_{21}}{c_{b1}^2 - e_{21}^2} \left(e_{22} - \alpha_{21}^* + \dot{\theta}_{ref} - \frac{e_{21} a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 e_{21}} \dot{e}_{21}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 e_{21}})^2} \right) \\ &= \frac{e_{21}}{c_{b1}^2 - e_{21}^2} \left(e_{22} - \alpha_{21}^* + \dot{\theta}_{ref} - \frac{e_{21} a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 e_{21}}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 e_{21}})^2} (e_{22} - \alpha_{21}^* + \dot{\theta}_{ref}) \right) \\ &= \frac{e_{21}}{c_{b1}^2 - e_{21}^2} \left[1 - \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 e_{21}} e_{21}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 e_{21}})^2} \right] (e_{22} - \alpha_{21}^* + \dot{\theta}_{ref}) \end{aligned} \quad (17)$$

根据lyapunov判定定理, 若系统稳定, 需保证 $\dot{V}_{21} < 0$, 基于此, 设计虚拟控制输出 α_{21}^* 为

$$\alpha_{21}^* = \dot{\theta}_{ref} + \left[1 - \frac{a_2 \varepsilon_2 e^{-a_2 e_{21}} e_{21}}{c_{b2} (1 + e^{-a_2 e_{21}})^2} \right]^{-1} \left(\frac{\tau_{21} e_{21}^{2\beta-1}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)^{\beta-1}} + \frac{\tau_{22} e_{21}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)} \right) \quad (18)$$

可得

$$\dot{V}_{21} = \dot{V}_{02} - \frac{\tau_{21} e_{21}^{2\beta}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)^\beta} - \frac{\tau_{22} e_{21}^2}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)^2} + \left[1 - \frac{a_2 \varepsilon_2 e^{-a_2 e_{21}} e_{21}}{c_{b2} (1 + e^{-a_2 e_{21}})^2} \right] \frac{e_{21} e_{22}}{c_{b2}^2 - e_{21}^2} \quad (19)$$

其中, $V_{02} = (2k_b)^{-1} \tilde{f}_{d2}^2$, k_b 为同步自适应增益, \tilde{f}_{d2} 为俯仰扰动估计误差;

B) 基于所述虚拟控制输出的含俯仰角度约束的机舱俯仰角速度系统积分滑模悬浮控制律设计

对于机舱俯仰角速度系统, 有 $e_{22} = \alpha_{21}^* - \dot{\theta}$, 采用积分滑模的控制方法以提高系统的鲁棒性, 设计虚拟控制变量及滑模趋近率如下

$$\begin{cases} s_{22} = e_{22} + \int e_{22}^{\gamma_2} dt \\ \dot{s}_{22} = \dot{\alpha}_{21}^* - \ddot{\theta} + (\alpha_{21}^* - \dot{\theta})^{\gamma_2} = -K_2 s_{22} - s_{22}^{\gamma_2} \end{cases} \quad (20)$$

其中, $K_2, \tau_{21}, \tau_{22}$ 为正标量, $\gamma_2 \in (0, 1)$, 式 (18) 中 $\left| \frac{a_2 \varepsilon_2 e^{-a_2 e_{21}} e_{21}}{c_{b2} (1 + e^{-a_2 e_{21}})^2} \right| < \left| \frac{a_2 \varepsilon_2}{(1 + e^{-a_2 e_{21}})} \right|$, 当

$\left| \frac{a_2 \varepsilon_2}{(1 + e^{-a_2 e_{21}})} \right| \leq 1$ 时, 满足 $\left| \frac{a_2 \varepsilon_2 e^{-a_2 e_{21}} e_{21}}{c_{b2} (1 + e^{-a_2 e_{21}})^2} \right| < 1$, 此时 $\left[1 - \frac{a_2 \varepsilon_2 e^{-a_2 e_{21}} e_{21}}{c_{b2} (1 + e^{-a_2 e_{21}})^2} \right]^{-1}$ 无奇异问题, 基于此, 即

满足 $\varepsilon_2 \in (0, (1 + e^{-a_2 \rho_{2+\infty}}) a_2^{-1}]$, $\rho_{2+\infty}$ 为俯仰角度正向约束边界, 将 α_{21}^* 表示为

$$\begin{aligned} \alpha_{21}^* &= \dot{\theta}_{ref} + \frac{\tau_{21} e_{21}^{2\beta-1}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)^{\beta-1}} + \frac{\tau_{22} e_{21}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)} + \Delta_{21} \\ &= \alpha_{21} + \Delta_{21} \end{aligned} \quad (21)$$

将 $\dot{\alpha}_{21}$ 表示为

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}_{21} &= \ddot{\theta}_{ref} + \frac{\tau_{22} \dot{e}_{21} (c_{b2}^2 - e_{21}^2) - 2(c_{b2} \dot{c}_{b2} - e_{21} \dot{e}_{21}) \tau_{22} e_{21}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)^2} + \Delta_{22} \\ &= \dot{\alpha}_{021} + \Delta_{22} \end{aligned} \quad (22)$$

其中 Δ_{21}, Δ_{22} 为参数不确定项, α_{21} 为机舱悬浮速度虚拟参考, α_{021} 为机舱悬浮速度虚拟参考可微项, 机舱两侧同步系统集总干扰表示为 $f_{d2} = d_2 + d_{\Delta 2}$, 其中 d_2 为外界俯仰扰动, $d_{\Delta 2}$ 为机舱两侧同步系统不确定项;

基于此, 对机舱俯仰角速度系统定义lyapunov函数 V_{22} :

$$V_{22} = V_{02} + \frac{1}{2} s_{22}^2 \quad (23)$$

对lyapunov函数 V_{22} 求导, 可得

$$\begin{aligned}
\dot{V}_{z_2} &= \dot{V}_{z_2} + s_{z_2} \dot{s}_{z_2} \\
&= -\frac{1}{k_b} \tilde{f}_{d2} \dot{\hat{f}}_{d2} + s_{z_2} \left(\dot{\alpha}_{z_2} - \frac{r \mu_0 N^2 S}{J} \frac{2i_0^2}{4} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A - \Delta H_B) - \frac{r \mu_0 N^2 S}{J} \frac{2i_0}{4} \frac{2i_0}{(L-H_0)^2} \Delta u_2 + \hat{f}_{d2} + \tilde{f}_{d2} + (\alpha_{z_2} - \dot{\theta})^{\gamma_2} \right) \\
&= -\frac{\varpi_{z_2}}{k_b} \tilde{f}_{d2} \dot{\hat{f}}_{d2} + \frac{\varpi_{z_2}}{k_b} \tilde{f}_{d2} \dot{\hat{f}}_{d2}^{\gamma_2} + s_{z_2} \left(\dot{\alpha}_{z_2} - \frac{r \mu_0 N^2 S}{J} \frac{2i_0^2}{4} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A - \Delta H_B) - \frac{r \mu_0 N^2 S}{J} \frac{2i_0}{4} \frac{2i_0}{(L-H_0)^2} \Delta u_2 + \hat{f}_{d2} + (\alpha_{z_2} - \dot{\theta})^{\gamma_2} \right)
\end{aligned} \quad (24)$$

可得基于反演控制法的机舱俯仰角度非对称约束下的积分滑模控制律为

$$\Delta u_2 = \frac{2J(L-H_0)^2}{r\mu_0 N^2 S i_0} \left(\begin{aligned} & K_2 s_{z_2} + s_{z_2}^{\gamma_2} + \ddot{\theta}_{ref} + \frac{\tau_{z_2} \dot{e}_{z_1} (c_{b2}^2 - e_{z_1}^2) - 2(c_{b2} \dot{c}_{b2} - e_{z_1} \dot{e}_{z_1}) \tau_{z_2} e_{z_1}}{(c_{b2}^2 - e_{z_1}^2)^2} \\ & - \frac{r\mu_0 N^2 S i_0^2}{2J(L-H_0)^3} (\Delta H_A - \Delta H_B) + \hat{f}_{d2} + \left(\dot{\theta}_{ref} + \frac{\tau_{z_1} e_{z_1}^{2\beta-1}}{(c_{b2}^2 - e_{z_1}^2)^{\beta-1}} + \frac{\tau_{z_2} e_{z_1}}{(c_{b2}^2 - e_{z_1}^2)} - \dot{\theta} \right)^{\gamma_2} \end{aligned} \right) \quad (25)$$

选取自适应律为 $\dot{\hat{f}}_{d2} = k_b s_{z_2} - \varpi_{z_1} \hat{f}_{d2} - \varpi_{z_2} \hat{f}_{d2}^{\gamma_2}$;

由式 (13), (25) 可得桨叶侧、尾翼侧主控制电流为

$$\begin{cases} i_{ref1} = (\Delta u_1 + \Delta u_2) / 2 + i_0 \\ i_{ref2} = (\Delta u_1 - \Delta u_2) / 2 + i_0 \end{cases} \quad (26)$$

其中, s_{z_2} 为基于俯仰角速度的虚拟变量, ϖ_{z_1} , ϖ_{z_2} 为正标量。

含反演控制位置非对称约束的积分滑模机舱悬浮控制方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种控制方法,尤其是一种基于反演控制机舱悬浮位置与俯仰角度光滑非对称约束的积分滑模机舱悬浮控制方法,属于自动化技术领域。

背景技术

[0002] 磁悬浮系统本质上为非线性、弱阻尼的不稳定系统,且风力机舱磁悬浮系统作业条件恶劣,需应对外界风力带来的高频扰动。为此,保障系统良好的抗干扰性能是风力机舱磁悬浮系统安全运行的关键。由于风力机舱桨叶侧、尾翼侧之间存在较大的迎风面积差,产生的俯仰力矩导致机舱俯仰,轴向干扰引发轴向振动。为解决俯仰问题,我们采用了两个转子线圈和变换器的两端悬浮控制进行两自由度运动,两侧合力悬浮机舱,差力抑制俯仰。前期提出的双环协同悬架控制方法与具有同步补偿的自适应鲁棒控制策略,相比于带自适应补偿的PID控制具有更快的动态响应速度、更小的稳态误差和同步误差。一方面,上述控制策略并未指定系统暂态性能要求,无法根据实际系统的机械约束边界设置暂态性能指标,存在干扰抑制能力差、动态响应速度慢等问题,另一方面,上述策略并未考虑系统的非对称性动力学特征,根据外界干扰力的方向不同,系统的轴向抗干扰能力与抑制俯仰的能力均存在非对称性,因此上述策略无法有效应对实际系统中存在的高频扰动与外界干扰。为提升非对称型动力学系统的跟踪误差性能,目前常采用非对称型障碍Lyapunov函数法。

[0003] 根据风力机舱悬浮系统结构模型,定子转子之间存在较大的电磁吸力,如果无法约束在安全阈值内,会使转子以极快的速度吸附在定子上边,从而产生极大的机械冲击,会导致悬浮系统机械结构的破坏,因此对于定转子之间的气隙约束力要求效果更强,为应对悬浮波动破坏悬浮敏锐度和可靠性问题设计了非对称约束障碍Lyapunov函数。但值得指出的是,传统的非对称型障碍Lyapunov函数法设置了恒定非对称约束边界,在系统进入稳态后,由于边界函数的频繁切换,导致障碍项的导数不满足利普希茨连续条件,这将导致系统出现抖振现象,使系统稳态性能变差。因此基于传统静态边界的障碍Lyapunov函数法不利于系统稳态性能的提升。

发明内容

[0004] 本发明的主要目的在于:针对现有技术的不足和空白,本发明提供一种基于反演控制机舱悬浮位置与俯仰角度光滑非对称约束的积分滑模机舱悬浮控制方法。建立用于机舱悬浮位置与俯仰角度优化约束的两自由度悬浮模型,将机舱悬浮系统分解为机舱轴向悬浮系统和机舱两侧同步系统,采用反演控制法将所述机舱轴向悬浮系统分解为机舱悬浮位置系统、机舱悬浮速度系统,将所述机舱两侧同步系统分解为机舱俯仰角度系统、机舱俯仰角速度系统,所述机舱悬浮位置系统与机舱俯仰角度系统采用非对称型障碍Lyapunov函数法对悬浮位置与俯仰角度进行约束控制,基于反演控制法得到虚拟控制变量函数,非对称型约束函数为光滑非对称边界约束函数,所述虚拟控制变量函数作为所述机舱悬浮速度系统与所述机舱俯仰角速度系统的虚拟输入,所述机舱悬浮速度系统与所述机舱俯仰角速度

系统采用的是积分滑模控制方法,基于系统悬浮位置变化率与俯仰角度变化率构造了积分滑模面函数,基于此,进行控制器设计,所述机舱悬浮速度系统与所述机舱俯仰角速度系统以虚拟控制变量作为参考输入,设计含悬浮位置约束与俯仰角度约束的积分滑模悬浮控制器,包括基于反演控制的机舱悬浮位置光滑非对称约束下的积分滑模控制器和基于反演控制的机舱俯仰角度光滑非对称约束下的积分滑模控制器,分别采用基于含悬浮位置约束与俯仰角度约束的积分滑模面自适应方法估计集总扰动。

[0005] 为了达到以上目的,本发明含反演控制位置非对称约束的积分滑模机舱悬浮控制方法,包括以下步骤:

[0006] 步骤1,建立用于机舱悬浮位置与俯仰角度优化约束的两自由度悬浮模型;

[0007] 步骤2,基于反演控制法将机舱轴向悬浮系统分解为机舱悬浮位置系统、机舱悬浮速度系统,设计控制律;

[0008] 步骤3,基于反演控制法将机舱两侧同步系统分解为机舱俯仰角度系统、机舱俯仰角速度系统,设计控制律。

[0009] 步骤1,建立用于机舱悬浮位置与俯仰角度优化约束的两自由度悬浮模型

[0010] 建立考虑机舱轴向悬浮高度和两侧俯仰角度的两自由度悬浮的线性化模型:

$$[0011] \begin{cases} \ddot{H} = \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A + \Delta H_B) + \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0}{(L-H_0)^2} (\Delta i_A + \Delta i_B) - \frac{f_d}{m} \\ \ddot{\theta} = \frac{r}{J} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A - \Delta H_B) + \frac{r}{J} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0}{(L-H_0)^2} (\Delta i_A - \Delta i_B) - \frac{T_r}{J} \end{cases} \quad (1)$$

[0012] 式中, H 为机舱轴向高度, $H = (H_A + H_B) / 2$, $\Delta H_x = H_x - H_0$, $\Delta i_x = i_x - i_0$,其中 x 为 A 或 B ,分别对应桨叶侧和尾翼侧, i_0 和 H_0 分别为目标电流与目标气隙, $(L-H_0)$ 为轴向悬浮气隙, θ 为俯仰角度, $\theta = (H_A - H_B) / 2r$, μ_0 为真空磁导率, N 为两侧悬浮绕组匝数, S 为磁极面积, i_A 和 i_B 分别为桨叶侧和尾翼侧励磁电流, H_A 和 H_B 分别为前后侧悬浮高度, J 为机舱俯仰转动惯量, m 为风力机舱质量, g 为重力加速度, f_d 为机舱轴向干扰, T_r 为机舱倾覆力矩, r 为机舱旋转半径, L 为悬浮气隙与高度之和。

[0013] 步骤2,基于反演控制法将机舱轴向悬浮系统分解为机舱悬浮位置系统、机舱悬浮速度系统,设计控制律

[0014] A) 基于机舱悬浮高度光滑非对称约束的机舱悬浮位置系统虚拟控制输出函数设计

[0015] 构建含机舱轴向高度跟踪误差的光滑非对称边界约束函数为

$$[0016] \quad c_{bl} = (c_{bl_0} - c_{bl_\infty}) e^{-k_1 t} + \varepsilon_1 (1 + e^{-a_1 e_{11}})^{-1} + c_{bl_\infty} \quad (2)$$

[0017] 其中, c_{bl_0} , c_{bl_∞} , k_1 , ε_1 , a_1 为正常数, c_{bl_0} 表示静态边界函数起动初值, c_{bl_∞} 表示静态边界函数收敛目标, k_1 指定静态边界函数收敛速度, ε_1 为非对称程度调整系数,决定非对称边界约束函数的非对称程度, a_1 为非对称响应速度调整系数,影响非对称边界约束函数关于系统跟踪误差的梯度,轴向高度跟踪误差为 $e_{11} = H_{ref} - H$,其中, H_{ref} 为期望高度;

[0018] 设计误差函数如下

$$[0019] \quad \begin{cases} \dot{e}_{11} = \dot{H}_{ref} - \alpha_{11}^* + e_{12} \\ \dot{e}_{12} = \dot{\alpha}_{11}^* - \ddot{H} \end{cases} \quad (3)$$

[0020] 其中, e_{12} 为高度跟踪误差导数, α_{11}^* 为机舱悬浮位置系统的虚拟控制输出, 基于光滑非对称边界约束函数构造障碍Lyapunov函数对机舱悬浮高度进行约束, 对机舱悬浮位置系统定义lyapunov函数 V_{11} :

$$[0021] \quad V_{11} = \frac{1}{2} \log\left(\frac{c_{b1}^2}{c_{b1}^2 - e_{11}^2}\right) \quad (4)$$

[0022] 对lyapunov函数 V_{11} 求导, 可得

$$[0023] \quad \begin{aligned} \dot{V}_{11} &= \frac{e_{11}}{c_{b1}^2 - e_{11}^2} \left(\dot{e}_{11} - \frac{\dot{c}_{b1} e_{11}}{c_{b1}} \right) \\ &= \frac{e_{11}}{c_{b1}^2 - e_{11}^2} \left(e_{12} - \alpha_{11}^* + \dot{H}_{ref} - \frac{\dot{c}_{b1} e_{11}}{c_{b1}} \right) \\ &= \frac{e_{11}}{c_{b1}^2 - e_{11}^2} \left(e_{12} - \alpha_{11}^* + \dot{H}_{ref} - \frac{e_{11}}{c_{b1}} [-k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} + \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1} \dot{e}_{11}}{(1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2}] \right) \\ &= \frac{e_{11}}{c_{b1}^2 - e_{11}^2} \left(e_{12} - \alpha_{11}^* + \dot{H}_{ref} - \frac{e_{11}}{c_{b1}} [-k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} + \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1}}{(1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2} (e_{12} - \alpha_{11}^* + \dot{H}_{ref})] \right) \\ &= \frac{e_{11}}{c_{b1}^2 - e_{11}^2} \left(\left[1 - \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1} e_{11}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2} \right] (e_{12} - \alpha_{11}^* + \dot{H}_{ref}) + \frac{e_{11}}{c_{b1}} k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} \right) \end{aligned} \quad (5)$$

[0024] 根据lyapunov判定定理, 若系统稳定, 需保证 $\dot{V}_{11} < 0$, 基于此, 设计虚拟控制输出 α_{11}^* 为

$$[0025] \quad \alpha_{11}^* = \dot{H}_{ref} + \left[1 - \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1} e_{11}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2} \right]^{-1} \left(\frac{\tau_{11} e_{11}^{2\beta-1}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^{\beta-1}} + \frac{\tau_{12} e_{11}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)} + \frac{e_{11}}{c_{b1}} k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} \right) \quad (6)$$

[0026] 可得

$$[0027] \quad \dot{V}_{11} = \dot{V}_{01} - \frac{\tau_{11} e_{11}^{2\beta}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^\beta} - \frac{\tau_{12} e_{11}^2}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^2} + \left[1 - \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1} e_{11}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2} \right] \frac{e_{11} e_{12}}{c_{b1}^2 - e_{11}^2} \quad (7)$$

[0028] 其中, τ_{11}, τ_{12} 为正标量, $\beta \in (0, 1)$, $V_{01} = (2k_a)^{-1} \tilde{f}_{d1}^2$, k_a 为轴向自适应增益, \tilde{f}_{d1} 为集总扰动估计误差;

[0029] B) 基于所述虚拟控制输出的含机舱悬浮位置约束的机舱悬浮速度系统积分滑模悬浮控制律设计

[0030] 对于机舱悬浮速度系统, 有 $e_{12} = \alpha_{11}^* - \dot{H}$, 采用积分滑模的控制方法以提高系统的鲁棒性, 设计虚拟控制变量及趋近率如下

$$[0031] \quad \begin{cases} s_{12} = e_{12} + \int e_{12}^{\gamma} dt \\ \dot{s}_{12} = \dot{\alpha}_{11}^* - \ddot{H} + (\alpha_{11}^* - \dot{H})^{\gamma_1} = -Ks_{12} - s_{12}^{\gamma} \end{cases} \quad (8)$$

[0032] 其中K为正标量, $\gamma, \gamma_1 \in (0, 1)$, 式(6)中 $\left| \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_{11}} e_{11}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 \varepsilon_{11}})^2} \right| < \left| \frac{a_1 \varepsilon_1}{(1 + e^{-a_1 \varepsilon_{11}})} \right|$, 当 $\left| \frac{a_1 \varepsilon_1}{(1 + e^{-a_1 \varepsilon_{11}})} \right| \leq 1$ 时, 满足 $\left| \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_{11}} e_{11}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 \varepsilon_{11}})^2} \right| < 1$, 此时 $\left[1 - \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_{11}} e_{11}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 \varepsilon_{11}})^2} \right]^{-1}$ 无奇异问题, 基于此, ε_1

取值需满足 $0 < \varepsilon_1 \leq (1 + e^{-a_1 \rho_{+\infty}}) a_1^{-1}$, 其中 $\rho_{+\infty}$ 为悬浮位置正向约束边界, 将 α_{11}^* 表示为

$$[0033] \quad \begin{aligned} \alpha_{11}^* &= \dot{H}_{ref} + \frac{\tau_{12} e_{11}^{2\beta-1}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^{\beta-1}} + \frac{\tau_{12} e_{11}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)} + \frac{e_{11}}{c_{b1}} k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} + \Delta_{11} \\ &= \alpha_{11} + \Delta_{11} \end{aligned} \quad (9)$$

[0034] 其中, α_{11} 为机舱悬浮速度虚拟参考, 将 $\dot{\alpha}_{11}$ 表示为

$$[0035] \quad \begin{aligned} \dot{\alpha}_{11} &= \ddot{H}_{ref} + \frac{\tau_{12} \dot{e}_{11} (c_{b1}^2 - e_{11}^2) - 2(c_{b1} \dot{c}_{b1} - e_{11} \dot{e}_{11}) \tau_{12} e_{11}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^2} + \frac{\dot{e}_{11} c_{b1} - \dot{c}_{b1} e_{11}}{c_{b1}^2} k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} - \frac{e_{11} k_1^2}{c_{b1}} (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} + \Delta_{12} \\ &= \dot{\alpha}_{011} + \Delta_{12} \end{aligned} \quad (10)$$

[0036] 其中, α_{011} 表示机舱悬浮速度虚拟参考可微项, Δ_{11}, Δ_{12} 为参数不确定项, 集总干扰表示为 $f_{d1} = d_1 + d_{\Delta 1}$, 其中 d_1 为轴向外界扰动, $d_{\Delta 1}$ 为机舱轴向悬浮系统不确定项;

[0037] 基于此, 对机舱悬浮速度系统定义lyapunov函数 V_{12} :

$$[0038] \quad V_{12} = V_{01} + \frac{1}{2} s_{12}^2 \quad (11)$$

[0039] 对lyapunov函数 V_{12} 求导, 可得

$$[0040] \quad \begin{aligned} \dot{V}_{12} &= \dot{V}_{01} + s_{12} \dot{s}_{12} \\ &= \dot{V}_{01} + s_{12} \dot{s}_{12} \\ &= -\frac{1}{k_a} \tilde{f}_{d1} \dot{\tilde{f}}_{d1} + s_{12} \left(\dot{\alpha}_{011} - \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A + \Delta H_B) - \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0}{(L-H_0)^2} \Delta u_1 + \frac{\hat{f}_{d1} + \tilde{f}_{d1}}{m} + (\alpha_{11} - \dot{H})^{\gamma_1} \right) \\ &= \frac{\bar{\omega}_{11}}{k_a} \tilde{f}_{d1} \dot{\tilde{f}}_{d1} + \frac{\bar{\omega}_{12}}{k_a} \tilde{f}_{d1} \dot{\tilde{f}}_{d1} + s_{12} \left(\dot{\alpha}_{011} - \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A + \Delta H_B) - \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0}{(L-H_0)^2} \Delta u_1 + \frac{\hat{f}_{d1}}{m} + (\alpha_{11} - \dot{H})^{\gamma_1} \right) \end{aligned} \quad (12)$$

[0041] 其中, s_{12} 为基于轴向悬浮速度的虚拟变量, $\bar{\omega}_{11}, \bar{\omega}_{12}$ 为正标量, 可得基于反演控制法的机舱悬浮位置非对称约束下的积分滑模控制律为

$$[0042] \quad \Delta u_1 = \frac{2m(L-H_0)^2}{\mu_0 N^2 \bar{S}_0} \left(Ks_{12} + s_{12}^{\gamma} + \ddot{H}_{ref} + \frac{\tau_{12} \dot{e}_{11} (c_{b1}^2 - e_{11}^2) - 2(c_{b1} \dot{c}_{b1} - e_{11} \dot{e}_{11}) \tau_{12} e_{11}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^2} + \frac{\dot{e}_{11} c_{b1} - \dot{c}_{b1} e_{11}}{c_{b1}^2} k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} - \frac{e_{11} k_1^2}{c_{b1}} (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} \right) + \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A + \Delta H_B) + \frac{\hat{f}_{d1}}{m} + \left(\dot{H}_{ref} + \frac{\tau_{12} e_{11}^{2\beta-1}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^{\beta-1}} + \frac{\tau_{12} e_{11}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)} + \frac{e_{11}}{c_{b1}} k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} - \dot{H} \right)^{\gamma_1} \quad (13)$$

[0043] 选取自适应律为 $\dot{\hat{f}}_{d1} = \frac{k_a}{m} s_{12} - \varpi_{11} \hat{f}_{d1} - \varpi_{12} \hat{f}_{d1}^\gamma$ 。

[0044] 步骤3,基于反演控制法将机舱两侧同步系统分解为机舱俯仰角度系统、机舱俯仰角速度系统,设计控制律

[0045] A) 基于机舱俯仰角度光滑非对称约束的机舱俯仰角度系统虚拟控制输出函数设计

[0046] 构建基于机舱俯仰角度跟踪误差的光滑非对称边界约束函数为

$$[0047] \quad c_{b2} = \varepsilon_2 \left(1 + e^{-a_2 e_{21}}\right)^{-1} + c_{b2_\infty} \quad (14)$$

[0048] 其中 $c_{b2_\infty}, \varepsilon_2, a_2$ 为正常数, c_{b2_∞} 表示静态边界函数收敛目标, ε_2 为非对称程度调整系数, 决定非对称边界约束函数的非对称程度, a_2 为非对称响应速度调整系数, 影响非对称边界约束函数关于系统跟踪误差的梯度, 俯仰角度跟踪误差为 $e_{21} = \theta_{ref} - \theta$, θ_{ref} 为期望角度;

[0049] 设计误差函数如下

$$[0050] \quad \begin{cases} \dot{e}_{21} = \dot{\theta}_{ref} - \alpha_{21}^* + e_{22} \\ \dot{e}_{22} = \dot{\alpha}_{21}^* - \dot{\theta} \end{cases} \quad (15)$$

[0051] 其中 e_{22} 为俯仰角度跟踪误差的导数, α_{21}^* 为机舱俯仰角度系统的虚拟控制输出, 基于光滑非对称边界约束函数构造障碍Lyapunov函数对机舱俯仰角度进行约束, 对机舱俯仰角度系统定义lyapunov函数 V_{21} :

$$[0052] \quad V_{21} = \frac{1}{2} \log\left(\frac{c_{b2}^2}{c_{b2}^2 - e_{21}^2}\right) \quad (16)$$

[0053] 对lyapunov函数 V_{21} 求导, 可得

$$[0054] \quad \begin{aligned} \dot{V}_{21} &= \frac{e_{21}}{c_{b1}^2 - e_{21}^2} \left(\dot{e}_{21} - \frac{\dot{c}_{b1} e_{21}}{c_{b1}} \right) \\ &= \frac{e_{21}}{c_{b1}^2 - e_{21}^2} \left(e_{22} - \alpha_{21}^* + \dot{\theta}_{ref} - \frac{\dot{c}_{b1} e_{21}}{c_{b1}} \right) \\ &= \frac{e_{21}}{c_{b1}^2 - e_{21}^2} \left(e_{22} - \alpha_{21}^* + \dot{\theta}_{ref} - \frac{e_{21}}{c_{b1}} \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 e_{21}} \dot{e}_{21}}{(1 + e^{-a_1 e_{21}})^2} \right) \\ &= \frac{e_{21}}{c_{b1}^2 - e_{21}^2} \left(e_{22} - \alpha_{21}^* + \dot{\theta}_{ref} - \frac{e_{21}}{c_{b1}} \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 e_{21}}}{(1 + e^{-a_1 e_{21}})^2} (e_{22} - \alpha_{21}^* + \dot{\theta}_{ref}) \right) \\ &= \frac{e_{21}}{c_{b1}^2 - e_{21}^2} \left[1 - \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 e_{21}} e_{21}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 e_{21}})^2} \right] (e_{22} - \alpha_{21}^* + \dot{\theta}_{ref}) \end{aligned} \quad (17)$$

[0055] 根据lyapunov判定定理, 若系统稳定, 需保证 $\dot{V}_{21} < 0$, 基于此, 设计虚拟控制输出 α_{21}^* 为

$$[0056] \quad \alpha_{21}^* = \dot{\theta}_{ref} + [1 - \frac{a_2 \varepsilon_2 e^{-a_2 e_{21}} e_{21}}{c_{b2} (1 + e^{-a_2 e_{21}})^2}]^{-1} \left(\frac{\tau_{21} e_{21}^{2\beta-1}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)^{\beta-1}} + \frac{\tau_{22} e_{21}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)} \right) \quad (18)$$

[0057] 可得

$$[0058] \quad \dot{V}_{21} = \dot{V}_{02} - \frac{\tau_{21} e_{21}^{2\beta}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)^\beta} - \frac{\tau_{22} e_{21}^2}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)^2} + [1 - \frac{a_2 \varepsilon_2 e^{-a_2 e_{21}} e_{21}}{c_{b2} (1 + e^{-a_2 e_{21}})^2}] \frac{e_{21} e_{22}}{c_{b2}^2 - e_{21}^2} \quad (19)$$

[0059] 其中, $V_{02} = (2k_b)^{-1} \tilde{f}_{d2}^2$, k_b 为同步自适应增益, \tilde{f}_{d2} 为俯仰扰动估计误差;

[0060] B) 基于所述虚拟控制输出的含俯仰角度约束的机舱俯仰角速度系统积分滑模悬浮控制律设计

[0061] 对于机舱俯仰角速度系统, 有 $e_{22} = \alpha_{21}^* - \dot{\theta}$, 采用积分滑模的控制方法以提高系统的鲁棒性, 设计虚拟控制变量及滑模趋近率如下

$$[0062] \quad \begin{cases} \dot{s}_{22} = e_{22} + \int e_{22}^\gamma dt \\ \dot{s}_{22} = \dot{\alpha}_{21}^* - \ddot{\theta} + (\alpha_{21}^* - \dot{\theta})^\gamma = -K_2 s_{22} - s_{22}^\gamma \end{cases} \quad (20)$$

[0063] 其中, $K_2, \tau_{21}, \tau_{22}$ 为正标量, $\gamma_2 \in (0, 1)$, 式(18)中 $\left| \frac{a_2 \varepsilon_2 e^{-a_2 e_{21}} e_{21}}{c_{b2} (1 + e^{-a_2 e_{21}})^2} \right| < \left| \frac{a_2 \varepsilon_2}{(1 + e^{-a_2 e_{21}})} \right|$, 当

$\left| \frac{a_2 \varepsilon_2}{(1 + e^{-a_2 e_{21}})} \right| \leq 1$ 时, 满足 $\left| \frac{a_2 \varepsilon_2 e^{-a_2 e_{21}} e_{21}}{c_{b2} (1 + e^{-a_2 e_{21}})^2} \right| < 1$, 此时 $[1 - \frac{a_2 \varepsilon_2 e^{-a_2 e_{21}} e_{21}}{c_{b2} (1 + e^{-a_2 e_{21}})^2}]^{-1}$ 无奇异问题, 基于此,

即满足 $\varepsilon_2 \in (0, (1 + e^{-a_2 \rho_{2+\infty}}) a_2^{-1})$, $\rho_{2+\infty}$ 为俯仰角度正向约束边界, 将 α_{21}^* 表示为

$$[0064] \quad \begin{aligned} \alpha_{21}^* &= \dot{\theta}_{ref} + \frac{\tau_{21} e_{21}^{2\beta-1}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)^{\beta-1}} + \frac{\tau_{22} e_{21}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)} + \Delta_{21} \\ &= \alpha_{21} + \Delta_{21} \end{aligned} \quad (21)$$

[0065] 将 $\dot{\alpha}_{21}$ 表示为

$$[0066] \quad \begin{aligned} \dot{\alpha}_{21} &= \ddot{\theta}_{ref} + \frac{\tau_{22} \dot{e}_{21} (c_{b2}^2 - e_{21}^2) - 2(c_{b2} \dot{c}_{b2} - e_{21} \dot{e}_{21}) \tau_{22} e_{21}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)^2} + \Delta_{22} \\ &= \dot{\alpha}_{021} + \Delta_{22} \end{aligned} \quad (22)$$

[0067] 其中 Δ_{21}, Δ_{22} 为参数不确定项, α_{21} 为机舱悬浮速度虚拟参考, α_{021} 为机舱悬浮速度虚拟参考可微项, 机舱两侧同步系统集总干扰表示为 $f_{d2} = d_2 + d_{\Delta 2}$, 其中 d_2 为外界俯仰扰动, $d_{\Delta 2}$ 为机舱两侧同步系统不确定项;

[0068] 基于此, 对机舱俯仰角速度系统定义lyapunov函数 V_{22} :

$$[0069] \quad V_{22} = V_{02} + \frac{1}{2} s_{22}^2 \quad (23)$$

[0070] 对lyapunov函数 V_{22} 求导,可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_{22} &= \dot{V}_{\alpha_2} + s_{22} \dot{s}_{22} \\ &= \frac{1}{k_b} \tilde{f}_{d2} \dot{\hat{f}}_{d2} + s_{22} \left(\dot{\alpha}_{21} - \frac{r \mu_0 N^2 S}{J} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A - \Delta H_B) - \frac{r \mu_0 N^2 S}{J} \frac{2i_0}{(L-H_0)^2} \Delta u_2 + \hat{f}_{d2} + \tilde{f}_{d2} + (\alpha_{21} - \hat{\theta})^{\beta_2} \right) \\ &= \frac{\varpi_{21}}{k_b} \tilde{f}_{d2} \dot{\hat{f}}_{d2} + \frac{\varpi_{22}}{k_b} \tilde{f}_{d2} \dot{\hat{f}}_{d2}^{\gamma} + s_{22} \left(\dot{\alpha}_{21} - \frac{r \mu_0 N^2 S}{J} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A - \Delta H_B) - \frac{r \mu_0 N^2 S}{J} \frac{2i_0}{(L-H_0)^2} \Delta u_2 + \hat{f}_{d2} + (\alpha_{21} - \hat{\theta})^{\beta_2} \right) \end{aligned} \quad (24)$$

[0072] 可得基于反演控制法的机舱俯仰角度非对称约束下的积分滑模控制律为

$$\Delta u_2 = \frac{2J(L-H_0)^2}{r \mu_0 N^2 S i_0} \left(K_2 s_{22} + s_{22}^{\gamma} + \ddot{\theta}_{ref} + \frac{\tau_{22} \dot{e}_{21} (c_{b2}^2 - e_{21}^2) - 2(c_{b2} \dot{c}_{b2} - e_{21} \dot{e}_{21}) \tau_{22} e_{21}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)^2} - \frac{r \mu_0 N^2 S i_0^2}{2J(L-H_0)^3} (\Delta H_A - \Delta H_B) + \hat{f}_{d2} + \left(\dot{\theta}_{ref} + \frac{\tau_{21} e_{21}^{2\beta-1}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)^{\beta-1}} + \frac{\tau_{22} e_{21}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)} - \dot{\theta} \right)^{\beta_2} \right) \quad (25)$$

[0074] 选取自适应律为 $\dot{\hat{f}}_{d2} = k_b s_{22} - \varpi_{21} \hat{f}_{d2} - \varpi_{22} \hat{f}_{d2}^{\gamma}$;

[0075] 由式(13), (25) 可得桨叶侧、尾翼侧主控制电流为

$$\begin{cases} i_{ref1} = (\Delta u_1 + \Delta u_2) / 2 + i_0 \\ i_{ref2} = (\Delta u_1 - \Delta u_2) / 2 + i_0 \end{cases} \quad (26)$$

[0077] 其中, s_{22} 为基于俯仰角速度的虚拟变量, ϖ_{21} , ϖ_{22} 为正标量。

[0078] 本发明的有益效果是:1) 为有效鉴别系统轴向高度与两侧俯仰存在的非对称性差异,将机舱悬浮系统分解为机舱轴向悬浮系统和机舱两侧同步系统;2) 为实现对机舱悬浮位置与俯仰角度进行有效约束控制,采用反演控制法将机舱轴向悬浮系统分解为机舱悬浮位置系统、机舱悬浮速度系统,将机舱两侧同步系统分解为机舱俯仰角度系统、机舱俯仰角速度系统;3) 考虑到机舱悬浮系统的非对称性动力学特征,针对悬浮波动破坏悬浮敏锐度和可靠性问题以及传统非对称型障碍Lyapunov函数法存在的稳态抖振问题,设计了光滑非对称边界约束函数,针对机舱悬浮位置系统与机舱俯仰角度系统实现对机舱悬浮位置与俯仰角度的非对称约束,进而得到含位置约束信息的虚拟参考;4) 针对机舱悬浮速度系统与机舱俯仰角速度系统设计含位置约束信息的积分滑模控制器,进一步提升了系统的抗干扰能力;5) 采用基于含悬浮位置与俯仰角度约束信息的积分滑模面的自适应方法估计集总扰动,提升了自适应响应速度,该方法具备优良的鲁棒性,为风力机舱磁悬浮系统应对外界高频扰动及不确定项提供了有力保障。

附图说明

[0079] 附图1为本发明水平轴风力机舱悬浮系统控制结构图。

[0080] 附图2为本发明光滑非对称边界约束函数关于系统跟踪误差的函数关系分析示意图。

[0081] 附图3为本发明障碍Lyapunov函数关于系统跟踪误差的函数关系分析示意图。

[0082] 附图4为本发明控制与所对比算法控制下的机舱施加轴向干扰力气隙长度对比实验图。

[0083] 附图5为本发明控制与所对比算法控制下的机舱施加俯仰干扰力气隙长度对比实验图。

[0084] 附图6为本发明控制与所对比算法控制下的机舱施加俯仰干扰力同步误差对比实验图。

[0085] 附图7为本发明控制与所对比算法控制下的机舱施加周期性轴向干扰力气隙长度对比实验图。

[0086] 图中标号:1-基于机舱悬浮高度跟踪误差的光滑非对称边界约束函数,2-轴向悬浮速度虚拟参考输入,3-基于轴向悬浮速度的积分滑模函数,4-基于机舱俯仰角度跟踪误差的光滑非对称边界约束函数,5-俯仰角速度虚拟参考输入,6-基于俯仰角速度的积分滑模函数,7-机舱悬浮高度,8-机舱俯仰角度,9-轴向高度控制器,10-同步控制器,11-轴向状态观测器,12-同步状态观测器,13-桨叶侧电流跟踪控制器,14-尾翼侧电流跟踪控制器,15-桨叶侧悬浮绕组,16-尾翼侧悬浮绕组,17-二自由度风力机舱

具体实施方式

[0087] 下面结合附图,对本发明作进一步详细说明。

[0088] 控制框图如附图1所示,悬浮电磁铁由绕组15、16和铁心组成。给绕组15、16施加电压 $u(t)$,则绕组15、16中流过电流 $i_A(t)$ 、 $i_B(t)$,悬浮电磁铁将产生电磁吸力。在起浮过程中,绕组15、16通电后,悬浮电磁铁将在电磁吸力作用下向上运动,在干扰施加时,随着悬浮气隙变化,调节 $u(t)$,使 $i(t)$ 跟踪变化,直至到达稳定悬浮平衡点。

[0089] 本发明含反演控制位置非对称约束的积分滑模机舱悬浮控制方法,为了对所述机舱悬浮系统的输出与跟踪误差性能进行优化约束,以实现良好的起动性能与抗干扰性能,具体包括以下步骤:

[0090] 步骤1,建立用于机舱悬浮位置与俯仰角度优化约束的两自由度悬浮模型:

[0091] 建模过程如下:

[0092] 根据附图1,绕组15、16通电以后将产生向上的轴向悬浮吸力 $F(i_x(t), \delta_x)$ 为:

$$[0093] F(i_x(t), \delta_x) = k i_x^2(t) / \delta_x^2$$

[0094] 根据附图1,磁悬浮系统在轴向上受到两端向上的悬浮吸力 F_A 、 F_B ,向下的重力 mg 和轴向扰动力 f_d ;起浮过程中,上升加速度为 $-\delta$,降落过程中,降落加速度为 δ ,因而磁悬浮系统在轴向上的力学方程为:

$$[0095] m\ddot{\delta} = -\frac{\mu_0 N^2 S i_A^2}{4\delta_A^2} - \frac{\mu_0 N^2 S i_B^2}{4\delta_B^2} + mg + f_d$$

[0096] 将气隙长度换算为机舱中心点高度:

$$[0097] \ddot{H} = \frac{\mu_0 N^2 S}{4m} \left(\frac{i_A^2}{(L-H_A)^2} + \frac{i_B^2}{(L-H_B)^2} \right) - g - \frac{f_d}{m}$$

[0098] 磁悬浮系统关于俯仰角度的力学方程为:

$$[0099] \ddot{\theta} = \frac{r}{J} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \left(\frac{i_A^2}{(L-H_A)^2} - \frac{i_B^2}{(L-H_B)^2} \right) - \frac{T_r}{J}$$

[0100] 由所述得到两自由度悬浮的线性化模型:

$$[0101] \quad \begin{cases} \ddot{H} = \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A + \Delta H_B) + \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0}{(L-H_0)^2} (\Delta i_A + \Delta i_B) - \frac{f_d}{m} \\ \ddot{\theta} = \frac{r}{J} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A - \Delta H_B) + \frac{r}{J} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0}{(L-H_0)^2} (\Delta i_A - \Delta i_B) - \frac{T_r}{J} \end{cases} \quad (1)$$

[0102] 式中, H 为机舱轴向高度, $H = (H_A + H_B) / 2$, $\Delta H_x = H_x - H_0$, $\Delta i_x = i_x - i_0$, 其中 x 为 A 或 B , 分别对应桨叶侧和尾翼侧, i_0 和 H_0 分别为目标电流与目标气隙, $(L - H_0)$ 为轴向悬浮气隙, θ 为俯仰角度, $\theta = (H_A - H_B) / 2r$, μ_0 为真空磁导率, N 为两侧悬浮绕组匝数, S 为磁极面积, i_A 和 i_B 分别为桨叶侧和尾翼侧励磁电流, H_A 和 H_B 分别为前后侧悬浮高度, J 为机舱俯仰转动惯量, m 为风力机舱质量, g 为重力加速度, f_d 为机舱轴向干扰, T_r 为机舱倾覆力矩, r 为机舱旋转半径, L 为悬浮气隙与高度之和。

[0103] 步骤2, 基于反演控制法将机舱轴向悬浮系统分解为机舱悬浮位置系统、机舱悬浮速度系统, 进行控制律设计

[0104] A) 基于机舱悬浮高度光滑非对称约束的机舱悬浮位置系统虚拟控制输出函数设计

[0105] 构建含机舱轴向高度跟踪误差的光滑非对称边界约束函数为

$$[0106] \quad c_{bl}(t) = (c_{bl_0} - c_{bl_\infty}) e^{-k_1 t} + \varepsilon_1 (1 + e^{-a_1 e_{11}})^{-1} + c_{bl_\infty} \quad (2)$$

[0107] 其中 c_{bl_0} , c_{bl_∞} , k_1 , ε_1 , a_1 为正常数, c_{bl_0} 表示静态边界函数起动初值, c_{bl_∞} 表示静态边界函数收敛目标, k_1 指定静态边界函数收敛速度, ε_1 为非对称程度调整系数, 决定非对称边界约束函数的非对称程度, a_1 为非对称响应速度调整系数, 影响非对称边界约束函数关于系统跟踪误差的梯度, 轴向高度跟踪误差为 $e_{11} = H_{ref} - H$ 。所述光滑非对称边界约束函数如附图2所示, ε_1 为不对称幅值调整系数, 决定非对称约束边界函数的不对称程度, 其中 ρ_∞ 表示暂态性能指标, c_{bi_∞} 表示起动边界函数收敛目标。

[0108] 设计误差函数如下

$$[0109] \quad \begin{cases} \dot{e}_{11}(t) = \dot{H}_{ref} - \alpha_{11}^* + e_{12} \\ \dot{e}_{12}(t) = \dot{\alpha}_{11} - \ddot{H} \end{cases} \quad (3)$$

[0110] 其中, e_{12} 为高度跟踪误差导数, α_{11}^* 为机舱悬浮位置系统的虚拟控制输出, 基于光滑非对称边界约束函数构造障碍Lyapunov函数对机舱悬浮高度进行约束, 对机舱悬浮位置系统定义lyapunov函数 V_{11} :

$$[0111] \quad V_{11} = \frac{1}{2} \log\left(\frac{c_{bl}^2}{c_{bl}^2 - e_{11}^2}\right) \quad (4)$$

[0112] 基于所述光滑非对称边界约束函数, 得到障碍Lyapunov函数关于系统跟踪误差的函数关系, 如附图3所示。其中 e_{ss} 为稳态性能指标, c_∞ 为规定性能指标约束边界; 系统工作区间可划分为稳态运行区I和暂态约束区II。对lyapunov函数 V_{11} 求导, 可得

$$\begin{aligned}
\dot{V}_{11} &= \frac{e_{11}}{c_{b1}^2 - e_{11}^2} \left(\dot{e}_{11} - \frac{\dot{c}_{b1} e_{11}}{c_{b1}} \right) \\
&= \frac{e_{11}}{c_{b1}^2 - e_{11}^2} \left(e_{12} - \alpha_{11}^* + \dot{H}_{ref} - \frac{\dot{c}_{b1} e_{11}}{c_{b1}} \right) \\
[0113] \quad &= \frac{e_{11}}{c_{b1}^2 - e_{11}^2} \left(e_{12} - \alpha_{11}^* + \dot{H}_{ref} - \frac{e_{11}}{c_{b1}} [-k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} + \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1} \dot{e}_{11}}{(1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2}] \right) \quad (5) \\
&= \frac{e_{11}}{c_{b1}^2 - e_{11}^2} \left(e_{12} - \alpha_{11}^* + \dot{H}_{ref} - \frac{e_{11}}{c_{b1}} [-k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} + \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1}}{(1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2} (e_{12} - \alpha_{11}^* + \dot{H}_{ref})] \right) \\
&= \frac{e_{11}}{c_{b1}^2 - e_{11}^2} \left(\left[1 - \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1} e_{11}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2} \right] (e_{12} - \alpha_{11}^* + \dot{H}_{ref}) + \frac{e_{11}}{c_{b1}} k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} \right)
\end{aligned}$$

[0114] 根据lyapunov判定定理,若系统稳定,需保证 $\dot{V}_{11} < 0$,基于此,设计虚拟控制输出 α_{11}^* 为

$$[0115] \quad \alpha_{11}^* = \dot{H}_{ref} + \left[1 - \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1} e_{11}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2} \right]^{-1} \left(\frac{\tau_{11} e_{11}^{2\beta-1}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^{\beta-1}} + \frac{\tau_{12} e_{11}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)} + \frac{e_{11}}{c_{b1}} k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} \right) \quad (6)$$

[0116] 可得

$$[0117] \quad \dot{V}_{11} = \dot{V}_{01} - \frac{\tau_{11} e_{11}^{2\beta}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^\beta} - \frac{\tau_{12} e_{11}^2}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^2} + \left[1 - \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1} e_{11}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2} \right] \frac{e_{11} e_{12}}{c_{b1}^2 - e_{11}^2} \quad (7)$$

[0118] 其中, τ_{11}, τ_{12} 为正标量, $\beta \in (0, 1)$, $V_{01} = (2k_a)^{-1} \tilde{f}_{d1}^2$, k_a 为轴向自适应增益, \tilde{f}_{d1} 为集总扰动估计误差;

[0119] B) 基于所述虚拟控制输出的含机舱悬浮位置约束的机舱悬浮速度系统积分滑模悬浮控制律设计

[0120] 对于机舱悬浮速度系统,有 $e_{12} = \alpha_{11}^* - \dot{H}$,采用积分滑模的控制方法以提高系统的鲁棒性,设计虚拟控制变量及趋近率如下

$$[0121] \quad \begin{cases} s_{12} = e_{12} + \int e_{12}^\gamma dt \\ \dot{s}_{12} = \dot{\alpha}_{11}^* - \ddot{H} + (\alpha_{11}^* - \dot{H})^\gamma = -Ks_{12} - s_{12}^\gamma \end{cases} \quad (8)$$

[0122] 其中K为正标量, $\gamma, \gamma_1 \in (0, 1)$,式(6)中 $\left| \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1} e_{11}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2} \right| < \left| \frac{a_1 \varepsilon_1}{(1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})} \right|$,当

$\left| \frac{a_1 \varepsilon_1}{(1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})} \right| \leq 1$ 时,满足 $\left| \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1} e_{11}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2} \right| < 1$,此时 $\left[1 - \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 \varepsilon_1} e_{11}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 \varepsilon_1})^2} \right]^{-1}$ 无奇异问题,基于此, ε_1

取值需满足 $0 < \varepsilon_1 \leq (1 + e^{-a_1 \rho_{+\infty}}) a_1^{-1}$, 其中 $\rho_{+\infty}$ 为悬浮位置正向约束边界, 将 α_{11}^* 表示为

$$\begin{aligned} \alpha_{11}^* &= \dot{H}_{ref} + \frac{\tau_{11} e_{11}^{2\beta-1}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^{\beta-1}} + \frac{\tau_{12} e_{11}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)} + \frac{e_{11}}{c_{b1}} k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} + \Delta_{11} \\ &= \alpha_{11} + \Delta_{11} \end{aligned} \quad (9)$$

将 $\dot{\alpha}_{11}$ 表示为

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}_{11} &= \ddot{H}_{ref} + \frac{\tau_{12} \dot{e}_{11} (c_{b1}^2 - e_{11}^2) - 2(c_{b1} \dot{c}_{b1} - e_{11} \dot{e}_{11}) \tau_{12} e_{11}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^2} + \frac{\dot{e}_{11} c_{b1} - \dot{c}_{b1} e_{11}}{c_{b1}^2} k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} - \frac{e_{11} k_1^2}{c_{b1}} (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} + \Delta_{12} \\ &= \dot{\alpha}_{011} + \Delta_{12} \end{aligned} \quad (10)$$

其中, α_{011} 表示机舱悬浮速度虚拟参考可微项, Δ_{11} , Δ_{12} 为参数不确定项, 集总干扰表示为 $f_{d1} = d_1 + d_{\Delta 1}$, 其中 d_1 为轴向外界扰动, $d_{\Delta 1}$ 为机舱轴向悬浮系统不确定项;

基于此, 对机舱悬浮速度系统定义 lyapunov 函数 V_{12} :

$$V_{12} = V_{01} + \frac{1}{2} s_{12}^2 \quad (11)$$

其中 $V_{01} = (2k_a)^{-1} \tilde{f}_{d1}^2$, k_a 为轴向自适应增益, \tilde{f}_{d1} 为集总扰动估计误差。对 lyapunov 函数 V_{12} 求导, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_{12} &= \dot{V}_{01} + s_{12} \dot{s}_{12} \\ &= \dot{V}_{01} + s_{12} \dot{s}_{12} \\ &= -\frac{1}{k_a} \tilde{f}_{d1} \dot{\tilde{f}}_{d1} + s_{12} \left(\dot{\alpha}_{011} - \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A + \Delta H_B) - \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0}{(L-H_0)^2} \Delta u_1 + \frac{\hat{f}_{d1} + \tilde{f}_{d1}}{m} + (\alpha_{11} - \dot{H})^\gamma \right) \\ &= \frac{\omega_{11}}{k_a} \tilde{f}_{d1} \dot{\tilde{f}}_{d1} + \frac{\omega_{12}}{k_a} \tilde{f}_{d1} \dot{\tilde{f}}_{d1} + s_{12} \left(\dot{\alpha}_{011} - \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A + \Delta H_B) - \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0}{(L-H_0)^2} \Delta u_1 + \frac{\hat{f}_{d1}}{m} + (\alpha_{11} - \dot{H})^\gamma \right) \end{aligned} \quad (12)$$

可得基于反演控制法的机舱悬浮位置非对称约束下的积分滑模控制律为

$$\Delta u_1 = \frac{2m(L-H_0)^2}{\mu_0 N^2 S_0} \left(K_{s_{12}} + s_{12} \dot{H}_{ref} + \frac{\tau_{12} \dot{e}_{11} (c_{b1}^2 - e_{11}^2) - 2(c_{b1} \dot{c}_{b1} - e_{11} \dot{e}_{11}) \tau_{12} e_{11}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^2} + \frac{\dot{e}_{11} c_{b1} - \dot{c}_{b1} e_{11}}{c_{b1}^2} k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} - \frac{e_{11} k_1^2}{c_{b1}} (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} \right. \\ \left. - \frac{1}{m} \frac{\mu_0 N^2 S}{4} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A + \Delta H_B) + \frac{\hat{f}_{d1}}{m} + \left(\dot{H}_{ref} + \frac{\tau_{11} e_{11}^{2\beta-1}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)^{\beta-1}} + \frac{\tau_{12} e_{11}}{(c_{b1}^2 - e_{11}^2)} + \frac{e_{11}}{c_{b1}} k_1 (c_{b1_0} - c_{b1_\infty}) e^{-k_1 t} - \dot{H} \right)^\gamma \right) \quad (13)$$

选取自适应律为 $\dot{\tilde{f}}_{d1} = \frac{k_a}{m} s_{12} - \omega_{11} \hat{f}_{d1} - \omega_{12} \hat{f}_{d1}^\gamma$ 。

步骤3, 基于反演控制法将机舱两侧同步系统分解为机舱俯仰角度系统、机舱俯仰角速度系统, 进行控制律设计

A) 基于机舱俯仰角度光滑非对称约束的机舱俯仰角度系统虚拟控制输出函数设计

构建基于机舱俯仰角度跟踪误差的光滑非对称边界约束函数为

$$c_{b2} = \varepsilon_2 \left(1 + e^{-a_2 \varepsilon_2} \right)^{-1} + c_{b2_\infty} \quad (14)$$

其中 c_{b2_∞} , ε_2 , a_2 为正常数, c_{b2_∞} 表示静态边界函数收敛目标, ε_2 为非对称程度调整

系数,决定非对称边界约束函数的非对称程度, a_2 为非对称响应速度调整系数,影响非对称边界约束函数关于系统跟踪误差的梯度,俯仰角度跟踪误差为 $e_{21} = \theta_{ref} - \theta$, θ_{ref} 为期望角度;

[0139] 设计误差函数如下

$$[0140] \quad \begin{cases} \dot{e}_{21} = \dot{\theta}_{ref} - \alpha_{21}^* + e_{22} \\ \dot{e}_{22} = \dot{\alpha}_{21}^* - \ddot{\theta} \end{cases} \quad (15)$$

[0141] 其中 e_{22} 为俯仰角度跟踪误差的导数, α_{21}^* 为机舱俯仰角度系统的虚拟控制输出,基于光滑非对称边界约束函数构造障碍Lyapunov函数对机舱俯仰角度进行约束,对机舱俯仰角度系统定义lyapunov函数 V_{21} :

$$[0142] \quad V_{21} = \frac{1}{2} \log\left(\frac{c_{b2}^2}{c_{b2}^2 - e_{21}^2}\right) \quad (16)$$

[0143] 对lyapunov函数 V_{21} 求导,可得

$$[0144] \quad \begin{aligned} \dot{V}_{21} &= \frac{e_{21}}{c_{b1}^2 - e_{21}^2} \left(\dot{e}_{21} - \frac{\dot{c}_{b1} e_{21}}{c_{b1}} \right) \\ &= \frac{e_{21}}{c_{b1}^2 - e_{21}^2} \left(e_{22} - \alpha_{21}^* + \dot{\theta}_{ref} - \frac{\dot{c}_{b1} e_{21}}{c_{b1}} \right) \\ &= \frac{e_{21}}{c_{b1}^2 - e_{21}^2} \left(e_{22} - \alpha_{21}^* + \dot{\theta}_{ref} - \frac{e_{21}}{c_{b1}} \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 e_{21}} \dot{e}_{21}}{(1 + e^{-a_1 e_{21}})^2} \right) \\ &= \frac{e_{21}}{c_{b1}^2 - e_{21}^2} \left(e_{22} - \alpha_{21}^* + \dot{\theta}_{ref} - \frac{e_{21}}{c_{b1}} \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 e_{21}}}{(1 + e^{-a_1 e_{21}})^2} (e_{22} - \alpha_{21}^* + \dot{\theta}_{ref}) \right) \\ &= \frac{e_{21}}{c_{b1}^2 - e_{21}^2} \left[1 - \frac{a_1 \varepsilon_1 e^{-a_1 e_{21}} e_{21}}{c_{b1} (1 + e^{-a_1 e_{21}})^2} \right] (e_{22} - \alpha_{21}^* + \dot{\theta}_{ref}) \end{aligned} \quad (17)$$

[0145] 根据lyapunov判定定理,若系统稳定,需保证 $\dot{V}_{21} < 0$,基于此,设计虚拟控制输出 α_{21}^* 为

$$[0146] \quad \alpha_{21}^* = \dot{\theta}_{ref} + \left[1 - \frac{a_2 \varepsilon_2 e^{-a_2 e_{21}} e_{21}}{c_{b2} (1 + e^{-a_2 e_{21}})^2} \right]^{-1} \left(\frac{\tau_{21} e_{21}^{2\beta-1}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)^{\beta-1}} + \frac{\tau_{22} e_{21}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)} \right) \quad (18)$$

[0147] 可得

$$[0148] \quad \dot{V}_{21} = \dot{V}_{02} - \frac{\tau_{21} e_{21}^{2\beta}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)^\beta} - \frac{\tau_{22} e_{21}^2}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)^2} + \left[1 - \frac{a_2 \varepsilon_2 e^{-a_2 e_{21}} e_{21}}{c_{b2} (1 + e^{-a_2 e_{21}})^2} \right] \frac{e_{21} e_{22}}{c_{b2}^2 - e_{21}^2} \quad (19)$$

[0149] 其中, $V_{02} = (2k_b)^{-1} \tilde{f}_{d2}^2$, k_b 为同步自适应增益, \tilde{f}_{d2} 为俯仰扰动估计误差;

[0150] B) 基于所述虚拟控制输出的含俯仰角度约束的机舱俯仰角速度系统积分滑模悬浮控制律设计

[0151] 对于机舱俯仰角速度系统,有 $e_{22} = \alpha_{21}^* - \dot{\theta}$,采用积分滑模的控制方法以提高系统

的鲁棒性,设计虚拟控制变量及滑模趋近率如下

$$[0152] \quad \begin{cases} s_{22} = e_{22} + \int e_{22}^{\gamma_2} dt \\ \dot{s}_{22} = \dot{\alpha}_{21}^* - \ddot{\theta} + (\alpha_{21}^* - \dot{\theta})^{\gamma_2} = -K_2 s_{22} - s_{22}^{\gamma} \end{cases} \quad (20)$$

[0153] 其中, $K_2, \tau_{21}, \tau_{22}$ 为正标量, $\gamma_2 \in (0, 1)$, 式(18)中 $\left| \frac{a_2 \varepsilon_2 e^{-a_2 e_{21}} e_{21}}{c_{b2} (1 + e^{-a_2 e_{21}})^2} \right| < \left| \frac{a_2 \varepsilon_2}{(1 + e^{-a_2 e_{21}})} \right|$, 当

$\left| \frac{a_2 \varepsilon_2}{(1 + e^{-a_2 e_{21}})} \right| \leq 1$ 时, 满足 $\left| \frac{a_2 \varepsilon_2 e^{-a_2 e_{21}} e_{21}}{c_{b2} (1 + e^{-a_2 e_{21}})^2} \right| < 1$, 此时 $[1 - \frac{a_2 \varepsilon_2 e^{-a_2 e_{21}} e_{21}}{c_{b2} (1 + e^{-a_2 e_{21}})^2}]^{-1}$ 无奇异问题, 基于此,

即满足 $\varepsilon_2 \in (0, (1 + e^{-a_2 \rho_{2+\infty}}) a_2^{-1})$, $\rho_{2+\infty}$ 为俯仰角度正向约束边界, 将 α_{21}^* 表示为

$$[0154] \quad \begin{aligned} \alpha_{21}^* &= \dot{\theta}_{ref} + \frac{\tau_{21} e_{21}^{2\beta-1}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)^{\beta-1}} + \frac{\tau_{22} e_{21}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)} + \Delta_{21} \\ &= \alpha_{21} + \Delta_{21} \end{aligned} \quad (21)$$

[0155] 将 $\dot{\alpha}_{21}$ 表示为

$$[0156] \quad \begin{aligned} \dot{\alpha}_{21} &= \ddot{\theta}_{ref} + \frac{\tau_{22} \dot{e}_{21} (c_{b2}^2 - e_{21}^2) - 2(c_{b2} \dot{c}_{b2} - e_{21} \dot{e}_{21}) \tau_{22} e_{21}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)^2} + \Delta_{22} \\ &= \dot{\alpha}_{021} + \Delta_{22} \end{aligned} \quad (22)$$

[0157] 其中 Δ_{21}, Δ_{22} 为参数不确定项, α_{21} 为机舱悬浮速度虚拟参考, α_{021} 为机舱悬浮速度虚拟参考可微项, 机舱两侧同步系统集总干扰表示为 $f_{d2} = d_2 + d_{\Delta 2}$, 其中 d_2 为外界俯仰扰动, $d_{\Delta 2}$ 为机舱两侧同步系统不确定项;

[0158] 基于此, 对机舱俯仰角速度系统定义lyapunov函数 V_{22} :

$$[0159] \quad V_{22} = V_{02} + \frac{1}{2} s_{22}^2 \quad (23)$$

[0160] 对lyapunov函数 V_{22} 求导, 可得

$$[0161] \quad \begin{aligned} \dot{V}_{22} &= \dot{V}_{02} + s_{22} \dot{s}_{22} \\ &= \frac{1}{k_b} \tilde{f}_{a2} \dot{\hat{f}}_{a2} + s_{22} \left(\dot{\alpha}_{021} - \frac{r \mu_0 N^2 S}{J} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A - \Delta H_B) - \frac{r \mu_0 N^2 S}{J} \frac{2i_0}{(L-H_0)^2} \Delta t_2 + \hat{f}_{a2} + \tilde{f}_{a2} + (\alpha_{21} - \dot{\theta})^{\gamma_2} \right) \\ &= \frac{\tilde{\alpha}_{21}}{k_b} \tilde{f}_{a2} \hat{f}_{a2} + \frac{\tilde{\alpha}_{22}}{k_b} \tilde{f}_{a2} \hat{f}_{a2}^{\gamma} + s_{22} \left(\dot{\alpha}_{021} - \frac{r \mu_0 N^2 S}{J} \frac{2i_0^2}{(L-H_0)^3} (\Delta H_A - \Delta H_B) - \frac{r \mu_0 N^2 S}{J} \frac{2i_0}{(L-H_0)^2} \Delta t_2 + \hat{f}_{a2} + (\alpha_{21} - \dot{\theta})^{\gamma_2} \right) \end{aligned} \quad (24)$$

[0162] 可得基于反演控制法的机舱俯仰角度非对称约束下的积分滑模控制律为

$$[0163] \quad \Delta t_2 = \frac{2J(L-H_0)^2}{r \mu_0 N^2 \tilde{S}_0} \left(\begin{aligned} &K_2 s_{22} + s_{22}^{\gamma} + \ddot{\theta}_{ref} + \frac{\tau_{22} \dot{e}_{21} (c_{b2}^2 - e_{21}^2) - 2(c_{b2} \dot{c}_{b2} - e_{21} \dot{e}_{21}) \tau_{22} e_{21}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)^2} \\ &\frac{r \mu_0 N^2 \tilde{S}_0^2}{2J(L-H_0)^3} (\Delta H_A - \Delta H_B) + \hat{f}_{a2} + \left(\dot{\theta}_{ref} + \frac{\tau_{21} e_{21}^{2\beta-1}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)^{\beta-1}} + \frac{\tau_{22} e_{21}}{(c_{b2}^2 - e_{21}^2)} - \dot{\theta} \right)^{\gamma_2} \end{aligned} \right) \quad (25)$$

[0164] 选取自适应律为 $\dot{\hat{f}}_{d2} = k_b s_{22} - \varpi_{21} \hat{f}_{d2} - \varpi_{22} \hat{f}_{d2}^{\gamma}$;

[0165] 由式(13), (25) 可得桨叶侧、尾翼侧主控制电流为

$$[0166] \quad \begin{cases} i_{ref1} = (\Delta u_1 + \Delta u_2) / 2 + i_0 \\ i_{ref2} = (\Delta u_1 - \Delta u_2) / 2 + i_0 \end{cases} \quad (26)$$

[0167] 其中, s_{22} 为基于俯仰角速度的虚拟变量, ϖ_{21} , ϖ_{22} 为正标量。

[0168] 下面用一个优选实施例对本发明做进一步的说明。

[0169] 实施例1:

[0170] 磁悬浮系统的系统参数如下: 悬浮电磁铁的磁极表面有效面积 $S = 235050\text{mm}^2$, 悬浮体总质量 $m = 500\text{kg}$, 悬浮电磁铁励磁线圈的匝数 $N = 6400$ 匝, 励磁线圈电阻 $R = 4.4\Omega$, 真空磁导率 $\mu_0 = 4\pi \times 10^{-7}\text{H/m}$; 稳定悬浮平衡点时的悬浮电磁铁高度 $H_0 = 0.013\text{m}$, 停机位置时的悬浮电磁铁高度 $H_1 = 0.009\text{m}$ 。

[0171] 基于以上系统参数, 系统仿真条件: (1) 抗轴向干扰仿真实验: 运行时间为 $t = 0-15\text{s}$, 选定此过程的期望轨迹跟踪函数为 $H_{ref}(t) = 0.013$, 并在 $t = 5\text{s}$ 时加入 1000N 轴向干扰, $t = 10\text{s}$ 时撤干扰; (2) 抗俯仰干扰仿真实验: 运行时间为 $t = 0-15\text{s}$, 选定此过程的期望轨迹跟踪函数为 $H_{ref}(t) = 0.013$, 在 $t = 5\text{s}$ 时加入 500N 俯仰干扰, $t = 15\text{s}$ 时撤干扰。 (3) 抗轴向正弦干扰实验: 运行时间为 $t = 0-15\text{s}$, 选定此过程的期望轨迹跟踪函数为 $H_{ref}(t) = 0.013$, 在 $t = 5\text{s}$ 时加入 $500 * \sin(100t)\text{N}$ 轴向干扰, $t = 15\text{s}$ 时撤干扰。

[0172] 按上述仿真条件, 对系统进行仿真, 以此验证运行瞬间系统对外界扰动的抗干扰能力。如附图4、图5、图6、图7所示。

[0173] 附图4所示为抗轴向干扰仿真实验中轨迹跟踪悬浮气隙仿真曲线, 图中, 线型区分两类算法的仿真效果。从图中可以看出, 由于传统非对称BLF法的边界约束函数在系统进入稳态后频繁切换, 使障碍项的高阶项不满足李普希兹条件, 进而导致系统出现抖振, 所提方法在施加轴向干扰时, 气隙最大跌落值仅为 0.002mm , 恢复时间仅为 0.015s , 相比于所对比算法, 具备更强的抗干扰能力、更快的响应速度以及良好的稳态性能。

[0174] 附图5所示为抗俯仰干扰仿真实验中轨迹跟踪悬浮气隙仿真曲线, 图中, 线型区分两类算法的仿真效果。从图中可以看出, 所提方法在施加俯仰干扰时, 机舱轴向高度无跌落, 相比于所对比算法, 具备更强的抗干扰能力与更快的响应速度。

[0175] 附图6所示为抗俯仰干扰仿真实验中同步误差仿真曲线, 图中, 线型区分两类算法的仿真效果。从图中可以看出, 所提方法在施加俯仰干扰时, 最大同步误差仅为 0.01mm , 恢复时间仅为 0.01s , 相比于所对比算法, 具备更好的同步效果与稳态性能。

[0176] 附图7所示为抗周期性轴向干扰仿真实验中轨迹跟踪悬浮气隙仿真曲线, 图中, 线型区分两类算法的仿真效果。从图中可以看出, 该方法在施加周期性干扰时, 气隙上冲仅为 0.006mm , 气隙跌落为 0.01mm , 非对称约束优化控制效果明显。

[0177] 上述结果表明本发明的控制方法在保证系统快速跟踪能力和稳定性的同时, 能有效抑制因外部扰动和参数不确定性对系统运行的影响, 同时考虑了磁悬浮系统的动力学的非对称性特征, 有效避免了磁悬浮系统定转子吸附带来的机械冲撞问题, 具备良好的鲁棒性, 确保了磁悬浮系统的平稳、可靠运行。

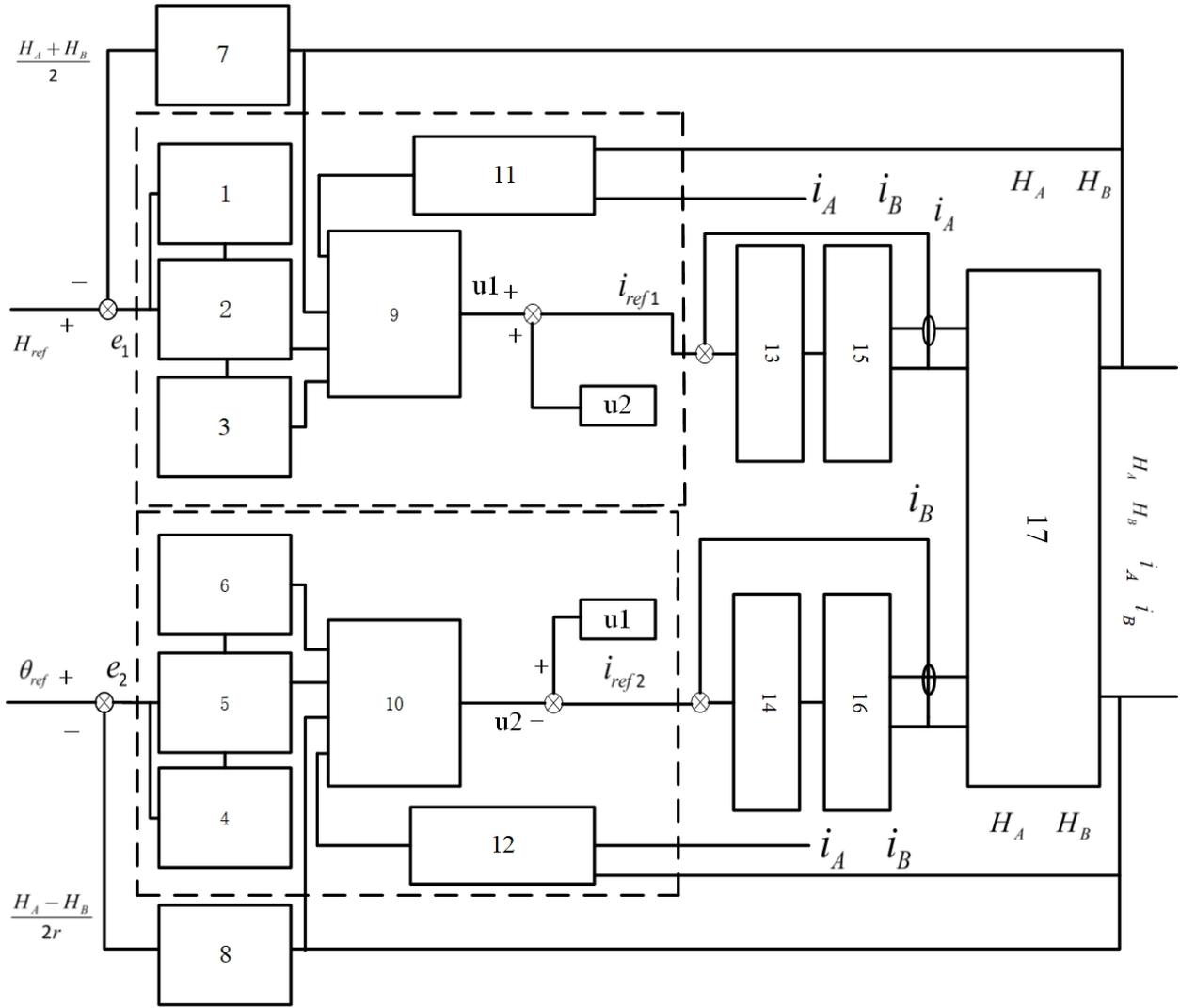


图 1

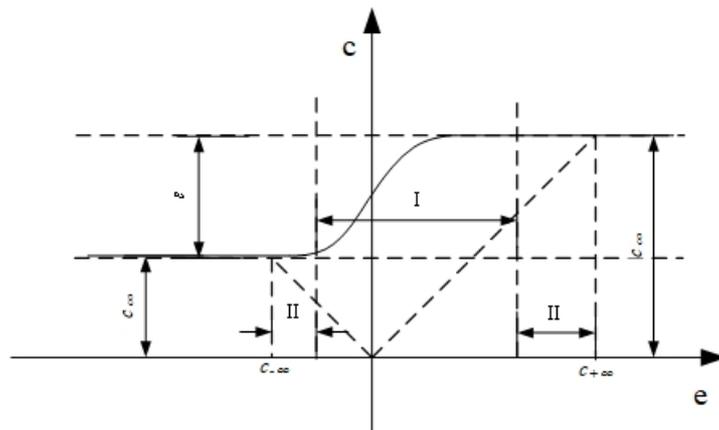


图 2

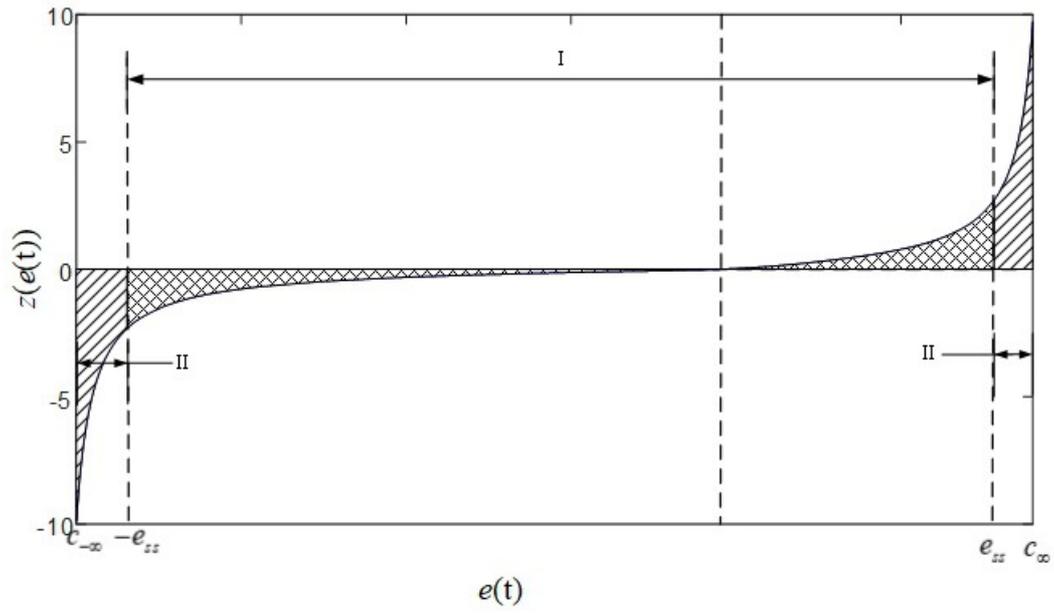


图 3

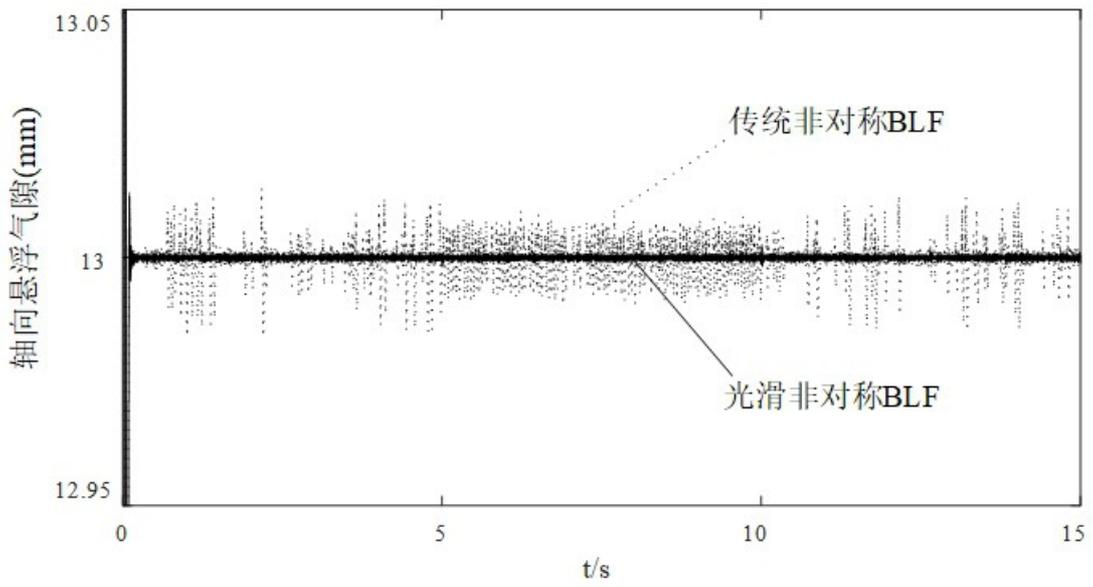


图 4

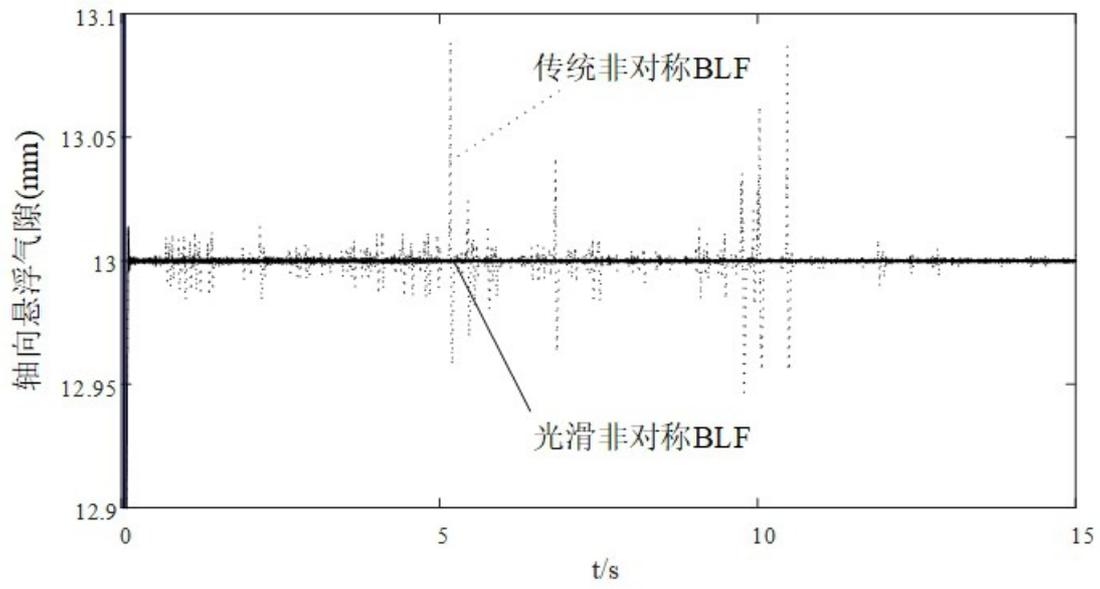


图 5

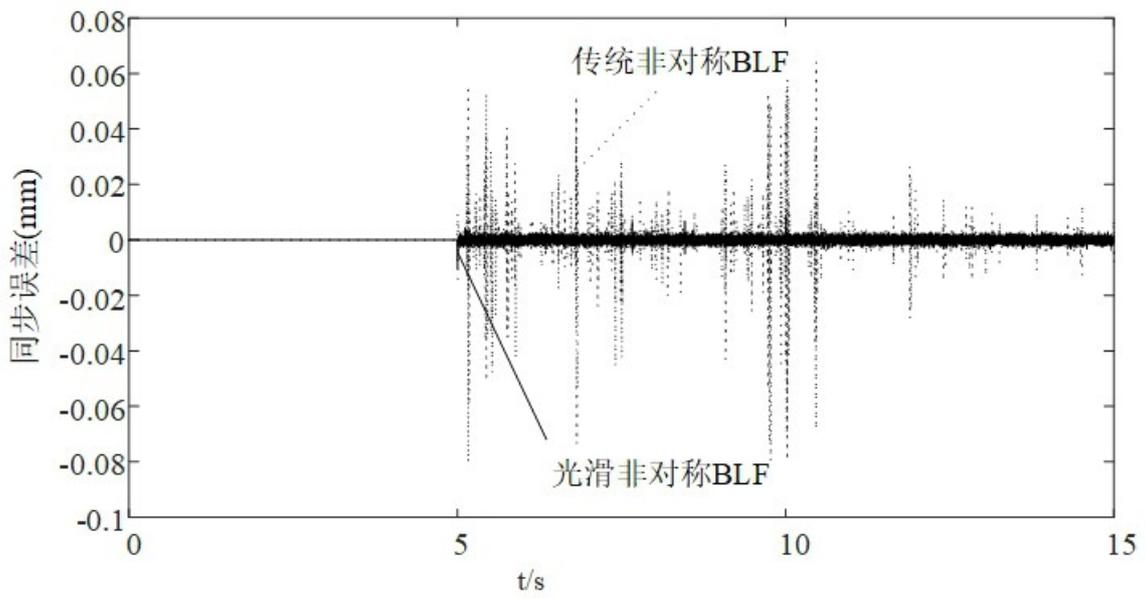


图 6

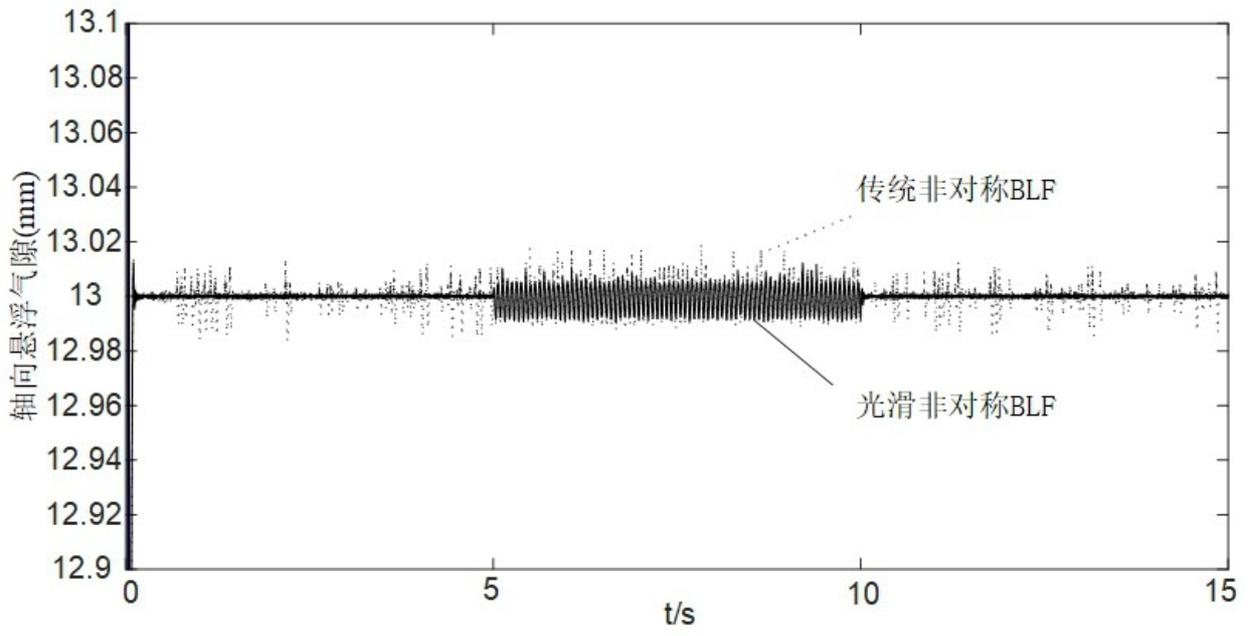


图 7