

基于复合执行机构的再入弹头自适应反演控制

王振, 吴忠

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

摘要: 为了提高再入弹头命中精度和机动突防能力, 将质量滑块和单框架控制力矩陀螺(SGCMG)配合使用, 以在弹头再入全过程中产生足够的姿态控制力矩. 针对再入系统物理参数及外界环境干扰的不确定性, 利用反演方法设计再入弹头姿态自适应控制器. 该控制器可以对转动惯量不确定性进行自适应补偿, 并且有效抑制力矩干扰对姿态控制系统的影响. 对某型再入弹头的仿真研究表明, 所提出的控制器可以实现姿态角的良好跟踪.

关键词: 弹道导弹; 再入控制; 自适应反演控制

中图分类号: V448.22

文献标志码: A

Adaptive backstepping control of reentry warhead with hybrid actuators

WANG Zhen, WU Zhong

(School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China.

Correspondent: WANG Zhen, E-mail: wangzhenupc@126.com)

Abstract: To improve the impact accuracy and maneuvering penetration ability of reentry warhead, hybrid actuators with single gimbal control moment gyroscopes(SGCMGs) and moving masses are applied to produce the sufficient moment for attitude control during the whole reentry process. Taking into account the uncertainty of physical parameters and external environment disturbances, the adaptive attitude controller is designed based on the backstepping control method, which can implement adaptive compensation to the uncertainty of moment of inertia and inhibit the effects of the moment disturbances to the attitude control system effectively. Simulation results show that the adaptive backstepping controller has a good tracking performance, and the attitude control strategy is feasible.

Keywords: ballistic missile; reentry control; adaptive backstepping control

0 引言

为了提高再入弹头的命中精度和机动突防能力, 必须对再入弹头进行末制导, 而姿态控制技术是再入弹头末制导所急需解决的关键问题之一.

目前, 再入弹头姿态控制主要包括: 推力矢量控制、气动舵面控制、变质心控制等方案. 实践发现, 气动舵面控制方案存在高温烧蚀、大气稀薄时机动性能较低等问题^[1]. 推力矢量控制会随着燃料消耗造成弹体质心变化, 同时来流与喷流之间的相互作用会对再入弹头产生一定程度的干扰^[2]. 变质心控制策略虽然不存在高温烧蚀等问题, 但其控制能力对外部环境依赖较多, 在大气密度稀薄时, 机动能力偏弱^[3-4]. 受航天器姿态控制的启发, 文献[5]提出了基于质量滑块和SGCMG两执行机构的复合控制方案, SGCMG可以弥补质量滑块控制力矩输出的不足, 质量滑块产生

的气动力矩可以为SGCMG进行卸载, 实现优势互补.

针对再入弹头的姿态控制问题, 一般采用PID、反馈线性化等方法. 然而, 质量滑块的移动、SGCMG的转动及燃料的消耗都会引起系统转动惯量参数的不确定性, 导致各通道间耦合严重, 使得系统模型具有非线性、强耦合性和不确定性^[6]. 常规方法难以满足高性能的控制需求, 而自适应反演控制可以有效克服以上问题: 自适应控制可以对不确定参数进行准确估计, 提高控制精度^[7]; 反演控制无需对系统进行线性化处理^[8]. 文献[9]针对复合执行机构控制的再入弹头, 基于反演方法进行了非线性控制系统的设计, 但是未考虑物理参数和力矩干扰等不确定因素的影响; 文献[10]对非线性飞行系统进行了自适应反演控制律研究, 控制性能明显改善, 但控制系统对执行机构的动态特性考虑较少.

收稿日期: 2014-07-09; 修回日期: 2014-10-27.

基金项目: 国家自然科学基金项目(10772011); 中央高校基本科研业务费专项资金项目(YWF-10-01-A22).

作者简介: 王振(1987-), 男, 博士生, 从事航天器控制技术的研究; 吴忠(1970-), 男, 教授, 博士生导师, 从事航天器控制技术、伺服控制技术等研究.

针对采用质量滑块和 SGCMG 复合执行机构的再入弹头姿态控制问题, 本文基于反演方法, 考虑再入系统模型的非线性、强耦合性和不确定性, 以及模型中存在的 SGCMG 动态特性、质量滑块动态特性和力矩干扰等不确定因素, 设计了姿态自适应反演控制系统, 可以对转动惯量不确定性进行自适应补偿, 并且有效抑制力矩干扰对姿态控制系统的影响, 提高复合控制模型的姿态控制精度和鲁棒性。

1 再入弹头动力学模型及问题描述

1.1 再入弹头动力学模型

参照文献 [5], 再入弹头采用 n 个 SGCMG 和 2 个质量滑块作为姿态控制执行机构, 系统各部分均为刚体, 再入系统转动动力学方程可表示为^[11]

$$J\dot{\omega}_{ib}^b + \omega_{ib}^{b\times}(J\omega_{ib}^b + h) = M_d + M_c + M_s + M_g. \quad (1)$$

其中: J 为系统总转动惯量; ω_{ib}^b 为本体系 (b 系) 相对于惯性系 (i 系) 的角速度在本体系中的投影; h 为 SGCMG 系统角动量; M_d 为空气阻尼力矩; M_c 为滑块运动产生的惯性力矩; M_s 为质量滑块产生的气动控制力矩; M_g 为 SGCMG 控制力矩; x^\times 为 x 的 3 个分量构成的反对称矩阵。

弹头在实际飞行过程中, 质量滑块的移动、SGCMG 的转动、燃料的消耗等都会对系统转动惯量产生一定程度的影响, 使得系统转动惯量 J 具有不确定性。此外, 大气密度、气动参数不可能精确已知, 进而导致力矩参数模型的不确定性, 综合考虑后, 可得力矩参数的摄动模型为

$$M_d + M_c = \hat{M}_c + \hat{M}_d + \Delta M. \quad (2)$$

其中: ΔM 为质量滑块动态、气动干扰等因素引起的力矩不确定项; \hat{M}_c 、 \hat{M}_d 为惯性力矩和气动力矩名义模型。

记 $u = M_s + M_g$ 为质量滑块和 SGCMG 产生的复合控制力矩, 则在考虑不确定因素下, 式 (1) 可变为

$$J\dot{\omega}_{ib}^b + \omega_{ib}^{b\times}(J\omega_{ib}^b + h) = \hat{M}_d + \hat{M}_c + \Delta M + u. \quad (3)$$

采用四元数 $[\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3]^T$ 描述弹头相对再入系 (e 系) 的姿态, 并记 $\lambda = [\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3]^T$, 姿态运动学可以表示为

$$\begin{cases} \dot{\lambda}_0 = -\frac{1}{2}\lambda^T\omega_{eb}^b, \\ \dot{\lambda} = \frac{1}{2}(\lambda^\times\omega_{eb}^b + \lambda_0\omega_{eb}^b). \end{cases} \quad (4)$$

1.2 问题描述

设弹头目标姿态四元数为 λ_d , 姿态误差四元数为 $[\lambda_{e0} \ \lambda_e^T]^T$, 则误差姿态运动学方程为

$$\begin{cases} \dot{\lambda}_{e0} = -\frac{1}{2}\lambda_e^T\omega_e, \\ \dot{\lambda}_e = \frac{1}{2}(\lambda_e^\times\omega_e + \lambda_{e0}\omega_e), \end{cases} \quad (5)$$

其中 ω_e 为弹头姿态角速度跟踪误差。

考虑不确定因素影响, 再入弹头姿态控制问题是设计控制器 u 实现的。

$$\begin{cases} \lim_{t \rightarrow \infty} \omega_e = 0, \\ \lim_{t \rightarrow \infty} \lambda_e = 0. \end{cases} \quad (6)$$

2 再入弹头姿态控制系统设计

2.1 控制系统结构

如图 1 所示, 再入弹头姿态控制系统主要包括姿态控制器和控制分配两部分。姿态控制器用于产生期望姿态控制力矩; 控制分配实现控制力矩到 SGCMG 框架角速度 $\dot{\gamma}_d$ 及滑块位置 y_p 、 z_q 的分解。另外, 图 1 中复合执行机构部分是 SGCMG 和质量滑块根据输入指令产生实际的控制力矩。

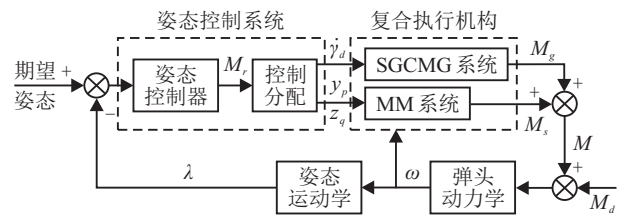


图 1 再入弹头控制系统结构框图

2.2 自适应反演控制器设计

为了便于控制器设计, 对系统作如下假设。

假设 1 转动惯量参数 J 可以线性化表示为

$$Jx = E(x)\xi. \quad (7)$$

其中

$$x = [x_1, x_2, x_3]^T,$$

$$\xi = [J_{11} \ J_{12} \ J_{13} \ J_{22} \ J_{23} \ J_{33}]^T.$$

假设 2 参数 ξ 未知但恒定, 即 $\dot{\xi} = 0$ 。

假设 3 干扰力矩不确定项 ΔM 和 $\Delta \dot{M}$ 均有界^[6], 并且满足

$$\begin{cases} \|\Delta M\| \leq \delta_1, \\ \|\Delta \dot{M}\| \leq \delta_2. \end{cases} \quad (8)$$

其中: 符号 $\|\cdot\|$ 表示 (\cdot) 的 2-范数, δ_1 、 $\delta_2 > 0$ 为常数。

自适应反演控制器第 1 步实现对期望姿态的准确跟踪, 第 2 步实现对期望姿态角速度的准确跟踪, 具体设计步骤如下。

Step 1 选取 Lyapunov 函数

$$V_1 = \lambda_e^T \lambda_e + (1 - \lambda_{e0})^2 > 0. \quad (9)$$

对式 (9) 两端求导, 将式 (5) 代入, 整理可得

$$\dot{V}_1 = \dot{\lambda}_e^T \lambda_e + \lambda_e^T \dot{\lambda}_e - 2(1 - \lambda_{e0})\dot{\lambda}_{e0} = \lambda_e^T \omega_e. \quad (10)$$

取 ω_e 为虚拟控制量, 则可设计它的值为 $-K_1 \lambda_e$, K_1 为正定增益矩阵。引入误差变量

$$\tilde{\omega} = \omega_e + K_1 \lambda_e, \quad (11)$$

则式(10)可变为

$$\dot{V}_1 = -\lambda_e^T K_1 \lambda_e + \lambda_e^T \dot{\tilde{\omega}}. \quad (12)$$

下一步的控制目标是寻找一个控制量 u , 使得 ω_e 能够准确跟踪 $-K_1 \lambda_e$.

Step 2 采用 $\hat{\xi}$ 估计 ξ , 弹头惯量参数估计误差为

$$\tilde{\xi} = \xi - \hat{\xi}. \quad (13)$$

选取 Lyapunov 函数

$$V = \lambda_e^T \lambda_e + (1 - \lambda_{e0})^2 + \frac{1}{2} \tilde{\omega}^T J \tilde{\omega} + \frac{1}{2} \tilde{\xi}^T \Gamma \tilde{\xi}, \quad (14)$$

其中 $\Gamma \in R^{6 \times 6}$ 为正定对角阵. 对式(14)两端求导, 并将式(5)和(3)依次代入, 整理可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & \lambda_e^T \omega_e + \tilde{\omega}^T J \dot{\tilde{\omega}} + \tilde{\xi}^T \Gamma \dot{\tilde{\xi}} = \\ & -\lambda_e^T K_1 \lambda_e + \tilde{\omega}^T (\lambda_e + J \omega_{ib}^b) - \tilde{\xi}^T \Gamma \dot{\hat{\xi}} + \tilde{\omega}^T J (\Xi) = \\ & -\lambda_e^T K_1 \lambda_e + \tilde{\omega}^T [\lambda_e + u - \omega_{ib}^{b \times} (J \omega_{ib}^b + h) + \\ & \hat{M}_c + \hat{M}_d + \Delta M + J(\Xi)] - \tilde{\xi}^T \Gamma \dot{\hat{\xi}}, \end{aligned} \quad (15)$$

其中 $\Xi = -\dot{\omega}_{id}^b + K_1 \dot{\lambda}_e$. 由式(7)可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -\lambda_e^T K_1 \lambda_e + \tilde{\omega}^T \{\lambda_e + u + \Delta M - \omega_{ib}^{b \times} h + \hat{M}_d + \\ & \hat{M}_c + [E(\Xi) - \omega_{ib}^{b \times} E(\omega_{ib}^b)] \xi\} - \tilde{\xi}^T \Gamma \dot{\hat{\xi}}. \end{aligned} \quad (16)$$

将式(13)代入(16), 整理可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -\lambda_e^T K_1 \lambda_e + \tilde{\omega}^T \{\lambda_e + u + \hat{M}_c + \hat{M}_d + \\ & \Delta M + [E(\Xi) - \omega_{ib}^{b \times} E(\omega_{ib}^b)] \hat{\xi} - \omega_{ib}^{b \times} h\} - \\ & \tilde{\xi}^T \Gamma [\Gamma^{-1} (E(\Xi) - \omega_{ib}^{b \times} E(\omega_{ib}^b)) \tilde{\omega} - \dot{\hat{\xi}}]. \end{aligned} \quad (17)$$

若选取复合执行机构产生的控制力矩为

$$u = -K_2 \tilde{\omega} - \lambda_e + \omega_{ib}^{b \times} h - \delta_1 \text{sgn}(\tilde{\omega}) - \hat{M}_c - \hat{M}_d - [E(\Xi) - \omega_{ib}^{b \times} E(\omega_{ib}^b)] \hat{\xi}, \quad (18)$$

$$\dot{\hat{\xi}} = \Gamma^{-1} [E(\Xi) - \omega_{ib}^{b \times} E(\omega_{ib}^b)] \tilde{\omega}. \quad (19)$$

其中: $K_2 > 0$ 为常数矩阵, 符号函数 $\text{sgn}(\tilde{\omega})$ 为

$$\text{sgn}(\tilde{\omega}) = \begin{cases} \tilde{\omega} / \|\tilde{\omega}\|, & \tilde{\omega} \neq 0; \\ 0, & \tilde{\omega} = 0. \end{cases} \quad (20)$$

则式(17)可变为

$$\dot{V} = -\lambda_e^T K_1 \lambda_e - \tilde{\omega}^T K_2 \tilde{\omega} - \delta_1 \|\tilde{\omega}\| + \tilde{\omega}^T \Delta M. \quad (21)$$

由式(7)可知

$$\dot{V} \leq -\lambda_e^T K_1 \lambda_e - \tilde{\omega}^T K_2 \tilde{\omega} \leq 0. \quad (22)$$

由式(22)可知, $V(t) \leq V(0)$, $V(t)$ 具有下界, 则由式(14)可知, λ_{e0} 、 λ_e 、 $\tilde{\omega}$ 和 $\tilde{\xi}$ 均是有界的, 由式(5)和(11)可知, ω_e 、 $\dot{\lambda}_{e0}$ 和 $\dot{\lambda}_e$ 也是有界的. 进一步地, 由式(18)、(19)和(3)可知, ω_{ib}^b 是有界的, 同时, 由式(11)可知, $\dot{\omega}_e$ 和 $\dot{\tilde{\omega}}$ 是有界的.

对式(21)两端求导, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -2\lambda_e^T K_1 \dot{\lambda}_e - 2\tilde{\omega}^T K_2 \dot{\tilde{\omega}} - \delta_1 \|\tilde{\omega}\| + \\ & \dot{\tilde{\omega}}^T \Delta M + \tilde{\omega}^T \Delta \dot{M}. \end{aligned} \quad (23)$$

由式(23)可知, \dot{V} 是有界的, 则根据 Barbalat 引理, 当 $t \rightarrow \infty$ 时, $\dot{V} \rightarrow 0$. 由式(22)可知, 当 $t \rightarrow \infty$ 时, $\lambda_e \rightarrow \infty$ 且 $\tilde{\omega} \rightarrow \infty$. 同时, 由式(11)可知 $\omega_e \rightarrow \infty$. 通过以上分析, 控制器可以实现对期望姿态角和姿态角速度的稳定跟踪.

注 1 针对式(18)所设计的控制律, 为了消除符号函数切换带来的颤振, 可采用如下 $\text{sat}(\tilde{\omega})$ 函数代替:

$$\text{sat}(\tilde{\omega}_i) = \begin{cases} \text{sgn}(\tilde{\omega}_i), & |\tilde{\omega}_i| > \eta; \\ \tilde{\omega}_i / \eta, & |\tilde{\omega}_i| \leq \eta. \end{cases} \quad (24)$$

其中 $\eta > 0$ 为常数.

2.3 控制分配

如图 2 所示, 控制分配策略主要分力矩分配和指令分解两步进行: 力矩分配是根据最优力矩分配策略^[12], 将期望控制力矩分配给各执行机构, 此时质量滑块和 SGCMG 得到的力矩指令分别表示为 M_{sd} 和 M_{gd} ; 指令分解是根据各执行机构的运动特性, 将各自的力矩指令分别分解为 SGCMG 框架角速度 $\dot{\gamma}_d$ 和滑块位置指令 y_p 、 z_q .

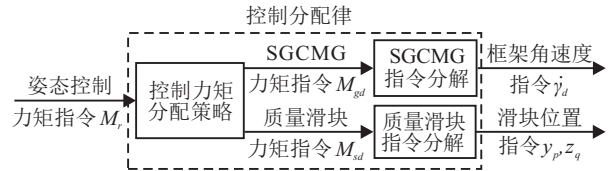


图 2 控制分配框图

根据质量滑块的运动学模型, 滑块位置指令分解模型为

$$\begin{bmatrix} y_p \\ z_q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -\mu_q R_x \\ \mu_p R_x & 0 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} M_{sdy} \\ M_{sdz} \end{bmatrix}. \quad (25)$$

根据 SGCMG 的运动学模型, SGCMG 框架角速度指令分解模型为

$$\dot{\gamma}_d = A_t^+ M_{gd} + k_s (E - A_t^+ A_t) d. \quad (26)$$

其中: E 为 n 维单位矩阵; k_s 、 d 为零运动参数; $A_t^+ = A_t^T (A_t A_t^T)^{-1}$.

3 仿真结果与分析

为了验证本文自适应反演控制器的有效性, 在此以某型再入弹头为例进行仿真分析. 在仿真过程中, 再入弹头从某一高度自由下落, 并给定期望的姿态角, 在存在参数不确定的情况下, 验证再入弹头自适应姿态控制系统对给定姿态的跟踪性能.

仿真分析中所用的再入弹头参数为^[6]: 弹头质量 $m = 600 \text{ kg}$, $J_o = \text{diag}(55.1, 100, 100) \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, 初始速度 $V = 2 \text{ km/s}$; 假设滑块的最大位移为 0.2 m , 滑块

质量 $m_p = m_q = 30 \text{ kg}$; SGCMG 系统初始框架角为 $[45^\circ, -45^\circ, 45^\circ, -45^\circ]^T$, 转子角速度均为 10000 r/min , 4 个 SGCMG 采用双平行构型.

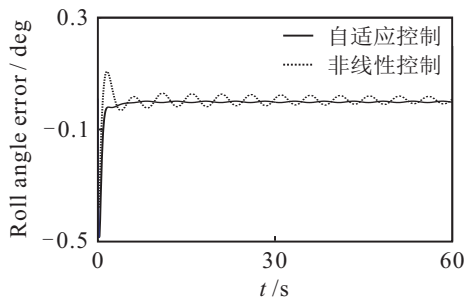
选取姿态自适应控制器参数为

$$K_1 = \text{diag}(11.3, 15.6, 10.5),$$

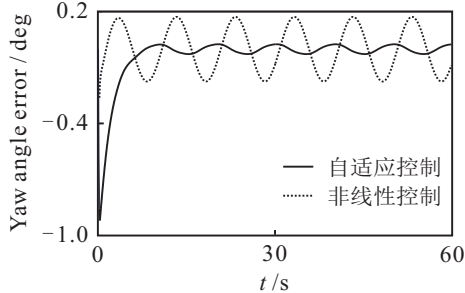
$$K_2 = \text{diag}(15.1, 18.2, 24.8),$$

$$\Gamma = \text{diag}(530, 0.01, 0.1, 280, 1, 90).$$

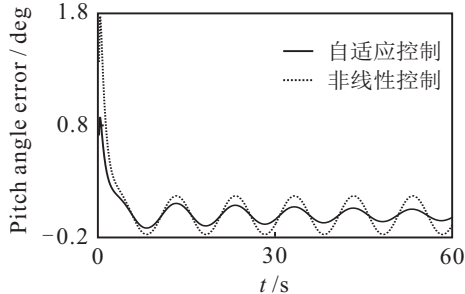
针对不确定因素, 转动惯量和干扰力矩不确定值分别在标称值基础上加入 20%、10% 的偏差. 仿照文献 [13], 设定期望姿态为: 滚转角 $\varphi_d = 0$, 俯仰和偏航角 $\theta_d = \psi_d = 12^\circ \sin(\pi t/5)$. 与文献 [9] 中非线性控制方法相比较, 可得仿真结果如图 3~图 8 所示.



(a) 滚转角



(b) 偏航角



(c) 俯仰角

图 3 姿态角跟踪误差

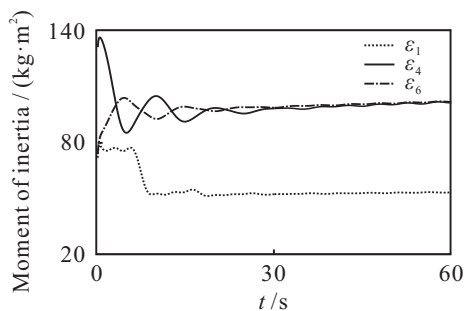


图 4 转动惯量估计曲线

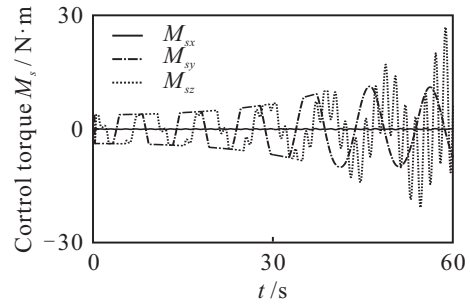


图 5 质量滑块力矩输出曲线

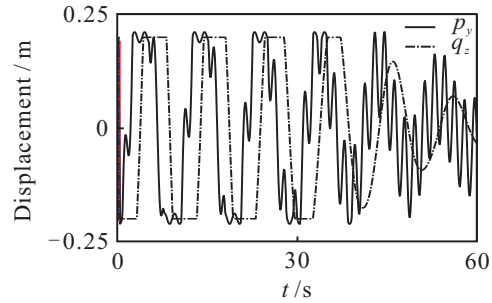


图 6 质量滑块位置变化曲线

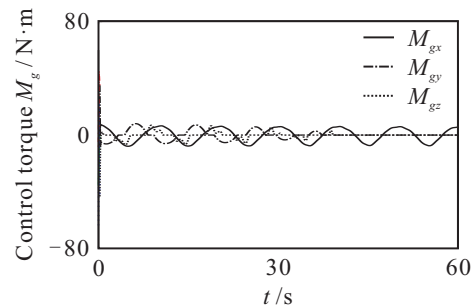


图 7 SGCMG 输出力矩曲线

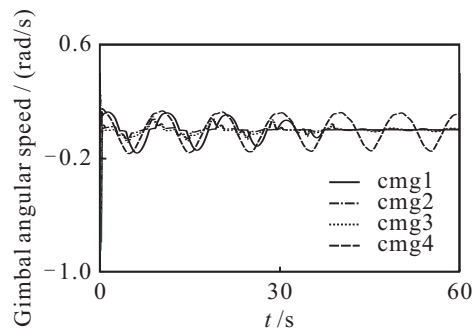


图 8 SGCMG 框架角速度变化曲线

图 3 为再入弹头三轴姿态角跟踪误差曲线. 可以看出, 弹头姿态控制系统可以实现三轴姿态的快速稳定跟踪, 在同等条件下, 与非线性控制方法相比较, 自适应反演控制系统跟踪精度明显提高. 图 4 为再入系统转动惯量的估计曲线, 可以看出, 自适应控制系统可以对转动惯量参数进行有效估计.

图 5 和图 6 为质量滑块的力矩输出和运动情况. 结果表明: 在初始阶段, 由于高度较高, 大气密度相对较低, 质量滑块不能产生足够的姿态控制力矩, 在运动过程中经常处于最大位置处; 随着大气密度的逐渐增加, 空气动力不断增大, 质量滑块所产生的俯仰和

偏航力矩也逐渐可以满足再入弹头的控制需求,进而质量滑块的移动幅值不断减小。

图 7 和图 8 反映了 SGCMG 的力矩输出和框架角速度变化情况。可以看出,整个再入过程中,滚转方向的控制力矩主要由 SGCMG 产生,而随着再入弹头高度的不断降低,SGCMG 输出的偏航方向和俯仰方向控制力矩则逐渐减小。同时,SGCMG 的框架角速度最大不超过 0.2 rad/s,工程上是可以实现。

4 结 论

本文针对复合执行机构控制的再入弹头动力学系统中存在的不确定因素,利用反演方法设计了具有鲁棒自适应补偿项的非线性姿态控制系统。仿真结果表明:自适应反演控制器能够对弹头姿态角进行准确的跟踪;与非线性控制方法相比,控制精度和鲁棒性得到明显提高;复合执行机构可以满足自适应反演控制系统的力矩需求。

参考文献(References)

- [1] Menon P K, Sweriduk G D, Ohlmeyer E J, et al. Integrated guidance and control of moving mass actuated kinetic warheads[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, 27(1): 118-126.
- [2] 高长生, 李君龙, 荆武兴, 等. 导弹质量矩控制技术发展综述[J]. *宇航学报*, 2010, 31(2): 307-314.
(Gao C S, Li J L, Jing W X, et al. Key technique and development for moving mass actuated kinetic missile[J]. *J of Astronautics*, 2010, 31(2): 307-314.)
- [3] Menon P K, Vaddi S S, Ohlmeyer E J. Finite-horizon robust integrated guidance-control of a moving mass actuated kinetic warhead[C]. *Proc of 2006 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conferenc*. New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006: 21-24.
- [4] 王霄婷, 周军, 林鹏. 再入飞行器变质心/RCS 复合控制策略研究[J]. *西北工业大学学报*, 2011, 29(2): 212-216.
(Wang X T, Zhou J, Lin P. Proposing moving centroid/rcs control strategy for reentry flight vehicle[J]. *J of Northwestern Polytechnical University*, 2011, 29(2): 212-216.)
- [5] 王振, 吴忠, 蒋方超. 基于复合执行机构的再入弹头动力学建模与控制[J]. *弹道学报*, 2012, 24(4): 6-10.
(Wang Z, Wu Z, Jiang F C. Dynamics modeling and control of reentry warhead with hybrid actuators[J]. *J of Ballistics*, 2012, 24(4): 6-10.)
- [6] 高长生, 荆武兴, 于本水, 等. 质量矩导弹构型及自适应控制律设计[J]. *航空学报*, 2010, 31(8): 1593-1599.
(Gao C S, Jing W X, Yu B S, et al. Configuration and adaptive control law design for a mass moment missile[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(8): 1593-1599.)
- [7] Xing W G, Yan J L, Shao C T, et al. Adaptive neural output feedback control of nonlinear discrete-time systems[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2011, 65(1): 65-75.
- [8] Shih Y L, Cheng H Y, Chin T L. Adaptive synchronization of chaotic systems with unknown parameters via new backstepping strategy[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2012, 70(3): 2129-2143.
- [9] 王振, 吴忠. 基于复合机构的再入弹头非线性 Backstepping 控制[C]. 第 31 届中国控制会议论文集. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2012: 557-561.
(Wang Z, Wu Z. Nonlinear backstepping control of reentry warhead with hybrid actuators[C]. *Proc of the 31th Chinese Control Conf*. Hefei: University of Science and Technology of China Press, 2012: 557-561.)
- [10] Sonneveldt L, Chu Q P, Mulder J A. Nonlinear flight control design using constrained adaptive backstepping[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(2): 322-336.
- [11] Wang Z, Wu Z. Dynamic modeling and control of reentry vehicle with hybrid actuators[C]. *Proc of the 11th World Congress on Intelligent Control and Automation*. Shenyang: Northeastern University Press, 2014: 4024-4029.
- [12] 王振, 吴忠. 再入弹头复合执行机构控制分配研究[C]. 第 31 届中国控制会议论文集. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2012: 793-798.
(Wang Z, Wu Z. On control allocation of reentry warhead with hybrid actuators[C]. *Proc of the 31th Chinese Control Conf*. Hefei: University of Science and Technology of China Press, 2012: 793-798.)
- [13] 雍恩米, 唐金国. 一种利用动量轮的弹头姿态控制系统概念研究[J]. *宇航学报*, 2006, 27(3): 396-401.
(Yong E M, Tang J G. The conceptional study of using moment wheels for the attitude control of a warhead[J]. *J of Astronautics*, 2006, 27(3): 396-401.)

(责任编辑: 齐 霖)