

doi: 10.7690/bgzdh.2018.07.007

基于数字变力矩的拦截器脉冲姿态控制律设计

臧月进¹, 王旭峰², 李凌黎¹

(1. 上海机电工程研究所战略预研总体室, 上海 201109; 2. 上海航天技术研究院科研二部, 上海 201109)

摘要: 为提高拦截器姿控系统的控制精度, 在研究常值推力姿控发动机的脉冲调制方式的基础上, 建立姿控发动机的脉冲推力模型, 重点设计动能拦截器基于非线性开关控制的姿控发动机控制律, 并通过典型角度稳定跟踪过程验证控制律。仿真结果表明: 姿控系统能够稳定地高精度跟踪目标, 所设计的姿控系统具有有效性。

关键词: 拦截器; 脉冲发动机; 姿态控制; Schmitt 触发器; 极限环

中图分类号: TJ765 **文献标志码:** A

Impulse Control Law of KKV Attitude Control Based on Digital Mutative Moment

Zang Yuejin¹, Wang Xufeng², Li Lingli¹

(1. Department of Strategy & Research, Shanghai Electro-mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China;
2. No. 2 Research Department, Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: In order to improve the control accuracy of attitude control system of interceptor, pulse modulation of constant thrust thrusters was investigated, and then built thrust model of the impulse attitude control thruster. Emphasis on altitude thrusters control law design of dynamic interceptor based on non-linear switch control, then verify the control law by the typical angle stable tracing procedure. The simulation results show that the altitude control system can stably trace target in high precision, and the altitude control system is effective.

Keywords: interceptor; impulse thrusters; attitude control; Schmitt trigger; limit cycle

0 引言

拦截器具有体积小、质量轻、机动灵活、直接命中等诸多优点, 已成为导弹防御、空间攻防武器的核心部件^[1-2]。利用快速响应的直接力控制技术, 拦截器具有很高的制导精度, 从而能实现对目标的直接碰撞杀伤。按照飞行任务, 拦截器以一定的末速度从平台上(或助推器)发射分离, 经过一段时间后, 进入自主稳定控制飞行阶段, 确保在一定范围内参数偏差和干扰影响下, 按精度和速度响应指令稳定飞行, 使导引头稳定地跟踪目标, 始终保持目标在导引头视场范围内^[3]。可见, 实现直接碰撞的关键是拦截器姿轨控系统具有非常高的控制精度。

常规的控制方式要求发动机提供连续可变的推力, 但 KKV 上的姿控发动机一般只能提供常值脉冲推力^[4], 可采用脉宽调制技术对发动机进行控制, 如利用 PMPF 调节器改变发动机脉冲宽度和频率, 以动量等价原理实现“数字变推力”的近似线性化效果^[5]。

笔者就拦截器脉冲式发动机控制方式, 首先建立姿控发动机的脉冲推力模型, 然后重点研究拦截器姿控发动机的非线性脉冲开关机控制律, 并针对

典型的地面试验工况进行稳定跟踪仿真, 验证了姿控发动机开关机控制律的有效性。

1 脉冲式发动机控制方式

对于喷气式脉冲推力发动机的拦截器直接力控制系统, 姿控回路的继电器和喷管组成的执行机构为非线性元件^[2,6], 非线性特征显著。有多种控制器设计方法来解决这类继电器类的非线性控制器的设计问题, 常采用棒-棒开关控制方式来设计, 如 PWM 调制器、PMPF 调制器、伪速率调制器和积分脉冲调制器等^[7-8]。这类脉冲调制法异于用常规相平面开关线实施的姿态控制方法, 具有系统简单、结构紧凑、响应速度快等特点, 可提供短时间工作的快速控制力^[9]。

为避免喷管的高频切换, 减少喷管的开关次数, 可以引入诸如不灵敏区、滞环等非线性特性^[10]。一种卫星姿态控制常用的脉冲调制方式, 即 Schmitt 触发器。拦截器工作在轨道/大气层外, 其工作环境和卫星比较类似, 同样处于无气动阻尼状态^[10-12]; 因此, 可以采用该方法进行棒-棒姿态控制律设计, 其工作原理如图 1 所示。

收稿日期: 2018-04-10; 修回日期: 2018-05-17

基金项目: 上海市自然科学基金(16ZR1415900)

作者简介: 臧月进(1987—), 男, 江苏人, 硕士, 工程师, 从事导弹制导控制系统研究。

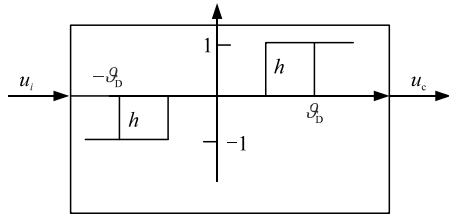


图 1 Schmitt 触发器

Schmitt 触发器的数学模型^[10]如下：

$$u_c = \begin{cases} 1 & u_i \geq \mathcal{D}_D \\ 1 & u_i > (1-h)\mathcal{D}_D, \dot{u}_i < 0 \\ 0 & -(1-h)\mathcal{D}_D \leq u_i < \mathcal{D}_D, \dot{u}_i > 0 \\ 0 & -\mathcal{D}_D < u_i \leq (1-h)\mathcal{D}_D, \dot{u}_i < 0 \\ -1 & u_i \leq -\mathcal{D}_D \\ -1 & u_i < -(1-h)\mathcal{D}_D, \dot{u}_i > 0 \end{cases} \quad (1)$$

其中：\$\mathcal{D}_D\$ 为死区；\$h\$ 为滞环系数。可在兼顾发动机开关机频率和控制精度的基础上选择合适值。

2 拦截器模型

2.1 姿态运动学动力学模型

笔者只研究拦截器的姿态控制，故不考虑拦截器的质心位置变化，拦截器的姿态动力学方程和运动学方程^[13]如下：

$$\left. \begin{aligned} \dot{\omega}_y &= (M_y + (J_z - J_x)\omega_x\omega_z) / J_y \\ \dot{\omega}_z &= (M_z + (J_x - J_y)\omega_x\omega_y) / J_z \\ \dot{\gamma} &= \omega_x - (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \tan \mathcal{D} \\ \dot{\varphi} &= (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) / \cos \mathcal{D} \\ \dot{\mathcal{D}} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

其中：\$\omega_x\$、\$\omega_y\$、\$\omega_z\$ 为拦截器角速度在弹体坐标系分量；\$\gamma\$、\$\varphi\$、\$\mathcal{D}\$ 为拦截器姿态角，表征滚转角、偏航角和俯仰角；\$J_x\$、\$J_y\$、\$J_z\$ 为拦截器三轴转动惯量；\$M_x\$、\$M_y\$、\$M_z\$ 为三轴力矩。

2.2 执行机构模型

拦截器在尾部安装有 4 台姿控发动机，成“十”字型分布，对称位置发动机喷管呈互斥工作机制：即 1 号和 3 号姿控发动机互为开关，控制俯仰通道；2 号和 4 号姿控发动机互为开关，控制偏航通道；无滚转通道的喷管配置。在姿态发动机接收到开关指令后，发动机就以常值推力的方式工作，姿控发动机布局与开关机曲线如图 2 所示，脉冲发动机推力变化如图 3 所示。

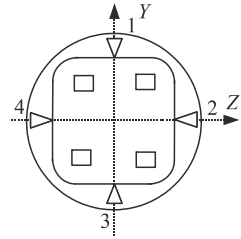


图 2 脉冲发动机分布

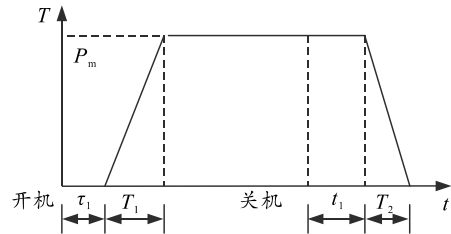


图 3 脉冲发动机推力变化

推力随时间的变化规律为：

$$T = \begin{cases} 0 & (0 \leq t \leq \tau_1) \\ \frac{P_m}{T_1}(t - \tau_1) & (\tau_1 \leq t \leq \tau_1 + T_1) \\ P_m & (\tau_1 + T_1 \leq t \leq t_1) \\ P_m - \frac{P_m}{T_2}(t - t_1) & (t_1 \leq t \leq t_1 + T_2) \end{cases} \quad (3)$$

其中：\$P_m\$ 为姿控发动机稳态推力；\$\tau_1\$ 为发动机开机指令继电延迟时间；\$T_1\$ 为推力由零增至稳态值时间；\$t_1\$ 为发动机关机指令继电延时时间；\$T_2\$ 为推力由稳态值降至零时刻。

3 非线性姿态脉冲控制律设计

笔者讨论的拦截器采用三轴稳定推力矢量控制，姿态控制的主要任务是使拦截器保持稳定且让导引头稳定跟踪目标并锁定在视场中心。在末制导过程中，利用姿控系统对拦截器的姿态进行调整，使滚动角为零，俯仰角和偏航角分别跟踪弹目视线倾角和视线偏角，就保证目标始终不脱离视场^[14]。姿控回路设计原则是在保证角度稳定跟踪的基础上避免发动机的频繁点火和正负交替工作。

从 2.2 节发动机的推力模型可见，姿控回路由喷管实现的执行机构为非线性。由第 1 章分析：采用 Schmitt 触发器实现非线性的开关控制，由于拦截器工作在大气层外没有气动阻尼，难以达到拦截器姿态角与弹目视线角完全重合；因此，需要引入速率反馈实现阻尼。

以偏航通道控制为例，偏航控制的目的是使拦截器偏航角快速稳定地跟踪目标视线方位角^[15]，

即选取偏航角偏差和偏航角速率偏差为控制量。当 $K_p(\psi_c - \psi) + K_d(\omega_{yc} - \omega_y) \approx 0$ 时，在下一个指令周期内弹体偏航角与弹目视线偏角将趋于重合。因此，选择姿态控制规律表达式为

$$e = K_p(\psi_c - \psi) + K_d(\omega_{yc} - \omega_y) \quad (4)$$

此即超前校正网络 PD 控制，频域形式 $T(s)$ 如下

$$T(s) = K_p + K_d s \quad (5)$$

同时，为实现系统的抗干扰能力，引入伪角加速度反馈。伪角加速度反馈+Schmitt 触发器能产生对输入信号的微分，并使系统具有较强的抗干扰能力。其中 Schmitt 触发器模型已在第 1 章介绍，伪速率增量反馈即一阶惯性环节 $F(s)$ ，频域形式即

$$F(s) = \frac{K_f}{1 + T_f s} \quad (6)$$

校正网络中 $K_d s$ 项起超前校正的作用，加快了过渡过程，但对姿态测量信号中的噪声有放大作用；而 Schmitt 触发器中的滞环正好有减小噪声影响的作用。针对拦截器姿态控制，笔者采用“超前校正网络+Schmitt 触发器+伪角加速度反馈”姿控回路结构，如图 4 所示。

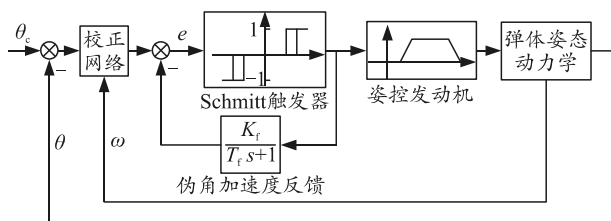


图 4 动能拦截器姿态控制系统

4 仿真分析

4.1 仿真实验与分析

设某拦截器的满载质量 20.0 kg，空载质量 19.50 kg，长 0.90 m，转动惯量 $I_x=0.20 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 、 $I_y=I_z=1.0 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ ，俯仰/偏航通道喷管力臂为 0.30 m，姿控发动机额定推力为 10.0 N。

由 2.1 节可知，不考虑拦截器的质心运动，同时为简化设计过程，假设在姿控喷管工作过程中，拦截器质心位置保持不变，设拦截器的三轴姿态角初始值均为 0° ，为考察控制系统对噪声的抑制能力，加入高斯随机误差，设初始三轴姿态角误差服从 $N(0, 1.5^\circ)$ 分布，三轴姿态角速率测量值误差服从 $N(0, 2.5^\circ/\text{h})$ 分布^[16]。

拦截器样机水平放置，假设目标在目标模拟横杆上，横杆长 $l=10 \text{ m}$ ，斜置安放，且与拦截器的 XOZ

平面和 OX 轴垂直平面的交线上成 30° 夹角，距离拦截器质心 $d=15 \text{ m}$ ，初始时刻目标处于横杆中央，作恒定速度的往返匀速直线运动，其视线偏角线性周期变化，运动形式如下：

$$q_\beta = a \tan\left(\frac{p(t)\cos\theta}{d}\right),$$

$$p(t) = V_c * t \in \left[-\frac{l}{2}, \frac{l}{2}\right] \quad (7)$$

在考虑初始误差和姿态角速率测量误差的情况下，姿态角度和姿态角速率的控制曲线如图 5 和图 6 所示，发动机喷管工作、拦截器质量变化及姿态控制误差分别如图 7—图 9 所示。

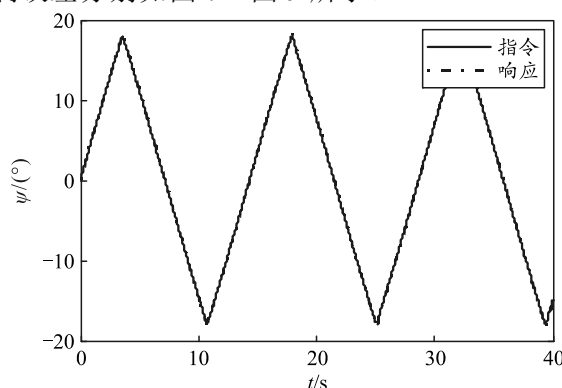


图 5 拦截器偏航角变化

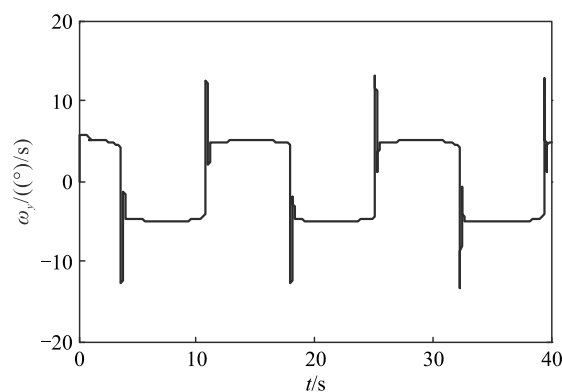
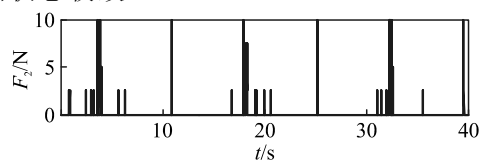


图 6 拦截器偏航角速率变化

从图 5 和图 6 可以看出：偏航角很好地跟踪了目标视线方位角，这说明所设计的姿控发动机开关机控制规律是有效的，同时通过在开关式姿态控制系统中引入速率信号后保证了系统的稳定性，使得工作在大气层外缺少气动阻尼的拦截器姿态运动能从初始状态收敛。



(a) 2#喷管推力曲线

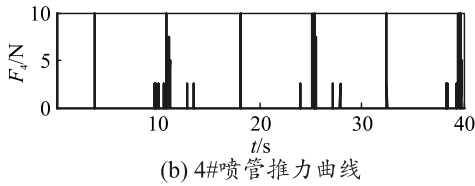


图 7 姿控发动机喷管推力响应

从图 7 可以看出:由于目标模拟运动变化缓慢,不存在加速度,控制偏航通道的 2 号和 4 号喷管一直处于脉冲控制的模式下互斥工作,且未出现频繁启闭的工作状态。

而控制俯仰通道的 1 号和 3 号喷管,尽管有初始的姿态误差和陀螺测量误差,但始终未工作,说明通过引入 Schmitt 触发器+伪速率增量反馈,有效地抑制了噪声的影响。

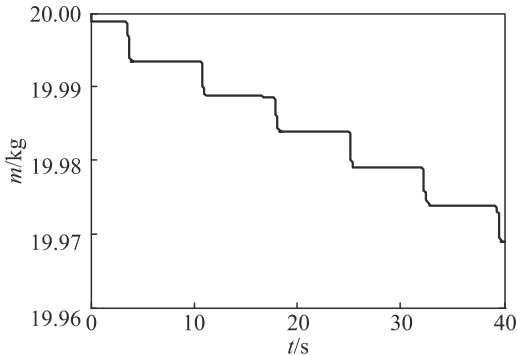


图 8 拦截器质量变化

从图 8 可以看出,拦截器的质量随目标的周期性运动呈现梯度下降变化,由图 7 中姿控喷管的工作频率印证了拦截器质量的缓慢变化。

4.2 精度对比与稳定性分析

从图 9 可以看出:偏航通道的姿态误差约 0.1°,在精度容忍的范围,说明通过控制姿控发动机的工作,使拦截器的姿态角有限接近弹目视线偏角,可保证目标始终不脱离导引头视场范围,实现导引头对目标的稳定跟踪。

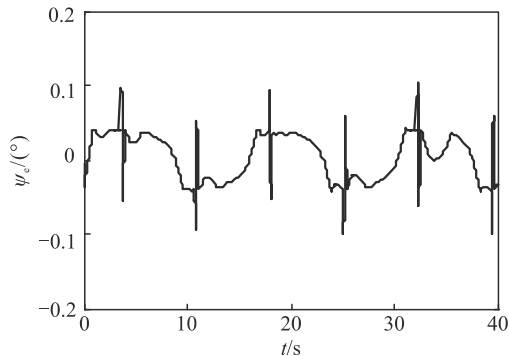


图 9 拦截器姿态误差

从图 10 极限环可见:系统姿态达到稳定,拦截器偏航姿态角精度为 0.1°,偏航角速率精度为

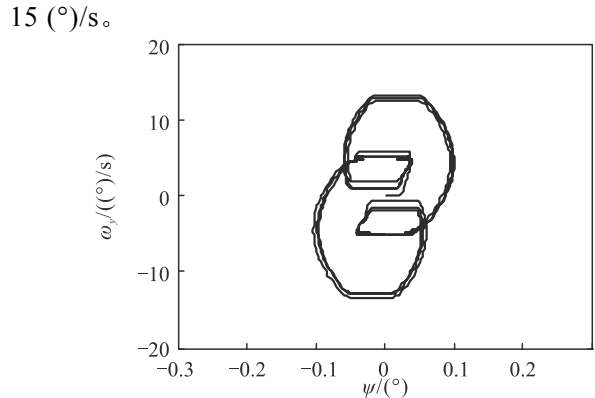


图 10 姿态角与姿态角速率极限环

从仿真结果可见:减小滞环宽度 h 和增大微分系数 K_d ,将增加系统对姿态角和角速率测量噪声的灵敏度^[10],使发动机工作频率增加,导致角速度频繁的变化和发动机燃料消耗量的增加;因此, h 不宜太小,而 K_d 不宜太大。

5 结束语

基于拦截器三自由度姿态运动,笔者研究了常值推力姿控发动机的稳态和脉冲工作状态调节方式,设计了一种数字变力矩的姿控发动机非线性开关机控制律,从而实现了姿态的连续控制和快速响应,以精确对准目标。仿真结果很好地验证了所设计的控制律的有效性。

参考文献:

- [1] BURNS W G. Kinetic Kill Vehicle Flight Test Program[C]. AIAA-92-1211, 1992.
- [2] 端军红,高晓光. 动能拦截器姿轨控发动机开关机控制规律设计[J]. 飞行力学, 2010, 28(1): 57-60.
- [3] 郭清晨,杨宝庆,米双山. 基于 PVPF 的动能拦截器姿态控制方法研究[J]. 探测与控制学, 2008, 30(b10): 116-119.
- [4] 王清,杨宝庆,马克茂. 一种优化 PVPF 调节器在动能拦截器末制导中的应用研究[J]. 宇航学报, 2005, 26(5): 576-580.
- [5] ANTHONY T C, WIE B, CARROLL S. Pulse-modulated control synthesis for a flexible spacecraft[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 1989, 13(6): 1014-1022.
- [6] 谷良贤,龚春林,郝波. 动能拦截器姿控与轨控方案设计及仿真[J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(3): 402-405.
- [7] 黄万伟. 动能拦截器变结构自动驾驶仪设计方法研究[J]. 航天控制, 2004, 22(2): 16-18.
- [8] 郭清晨. 常值推力姿态控制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2006.
- [9] 杨宝庆,姚郁,贺风华. 大气层外拦截器开关式姿态控制律设计[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2010, 42(1): 5-8.

ASD/AIA/ATA, 2016.

[9] 薛庆文. 虚拟现实 VRML 程序设计与实例[M]. 北京: 清华大学出版社, 2012: 186-202.

[10] 谢文达. 采用 X3D/VRML 建构虚拟校园的研究[J]. 福建电脑, 2013, 29(2): 139-140.

[11] ARMY R L, ADELPHI M D. Computational and Information Sciences Directorate. Dynamically Generated Nodes and Links for a Dynamic Network Structure Using X3D[R]. America: US government work report, 2009: 278-279.

[12] 朱兴动, 黄葵, 王正. 交互式 3D 仿真技术与 IETM 的集成[C]. 合肥: 中国系统仿真技术与应用会议, 2007: 575-578.

[13] NAVAL P S, MONTEREY C A. Modeling Virtual

Environments and Simulation. Finding the Sweet Spot: Bridging X3D, S1000D, and SCORM for Embedded Performance[R]. America: US government work report, 2010: 1372-1375.

[14] FONG J, CHEUNG S K, SHIU H. The XML Tree Model-toward an XML Conceptual schema reversed from XML Schema Definition[J]. Data Knowledge Engineering, 2008, 64(3): 624-661.

[15] ZHANG J, ZHANG J, ZHAO H Y. IETM Database Design Based on Native XML Database Technology[J]. Advanced Materials Research, 2014: 1624-1627.

[16] 李青, 孔冲. 下一代 SCORM 标准的新动向: ADL TLA 和 Experience API 解读[J]. 电化教育研究, 2013, 33(8): 61-67.

(上接第 10 页)

[4] 车延连, 闫耀祖. 火力筹划论[M]. 北京: 军事科学出版社, 2009: 56-60.

[5] 高美峰, 周为远, 叶玉丹. 基于信息系统联合作战指挥流程优化的着眼点[J]. 指挥学报, 2015(4): 97-100.

[6] 张志伟. 陆军火力战[M]. 北京: 军事科学出版社, 2009: 75-76.

[7] 江龙. 基于信息系统联合作战决策流程问题研究[J]. 国防大学学报, 2015(8): 77-78.

[8] 秦永刚. 指挥工程化: 从信息到手段再到模式的整体嬗变[M]. 北京: 国防大学出版社, 2010: 59-60.

[9] 曹彦, 李雄. 基于 UML 的陆军信息火力战概念建模[J]. 兵工自动化, 2016, 35(1): 79-82.

(上接第 15 页)

4 结束语

应用结果表明: 轻武器产品新型的研制模式已经基本成型, 并在逐步替代原有模式, 在产品研制中发挥着重要作用。

参考文献:

[1] 李飞, 章乐平, 王志勇, 等. 航天器数字化协同设计技术研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2013, 324(1): 71-74.

[2] 秦红强, 王猛, 杨亚龙, 等. 液体火箭发动机 3 维数字化协同设计研究[J]. 火箭推进, 2016, 42(3): 76-80.

[3] 王秋雨, 孙家利, 董庆文, 等. 武器装备型号研制中标准化工作[J]. 兵工自动化, 2017, 36(7): 58-59.

[4] 付广磊, 王仲奇, 吴建军, 等. 飞机设计制造协同流程的研究[J]. 科学技术与工程, 2007, 7(4): 24-30.

[5] 亓江文. 基于 MBD 技术的设计制造并行协同新模式探索与实践[J]. 航天制造技术, 2016(5): 99-104.

[6] 吴宏超, 刘治红, 吴跃. 面向军工装备制造企业的生产现场数据采集与智能监控系统[J]. 兵工自动化, 2017, 36(1): 22-27.

[7] 魏志芳, 王芳, 李晓光, 等. 枪_弹等多领域协同设计系统构建[J]. 南京理工大学学报, 2016, 40(2): 156-164.

(上接第 32 页)

[10] 屠善楹. 卫星姿态动力学与控制(2)[M]. 北京: 国宇航出版社, 2005: 172-176.

[11] 唐超颖, 沈春林. 滑模变结构控制在航天器姿态控制系统中的应用[J]. 兵工自动化, 2004, 23(1): 1-3.

[12] 王松艳, 杨明, 史小平. 空间拦截器姿态控制系统变结构控制规律研究[J]. 航天控制, 2002, 20(1): 41-46.

[13] 钱杏芳. 导弹飞行力学[M]. 北京: 北京理工大学出版

社, 2006: 110-113.

[14] PHILLIPS C, MALYEVAC S. Pulse Motor Optimization Via Mission Charts for an Exo-atmospheric Interceptor[C]. AIAA-97-3687, 1997.

[15] 刘世勇, 吴瑞林, 周伯昭. 大气层外拦截器单轴定向姿态控制律[J]. 飞行力学, 2005, 23(3): 70-74.

[16] 王亮, 周剑波, 李璞, 等. 战术导弹内部分支结构动力学建模[J]. 兵器装备工程学报, 2017(5): 18-21.