

云台式 PGK 伺服系统控制器设计

张刘帅, 杨新民, 赵 坤

(南京理工大学 瞬态国家物理重点实验室, 南京 210094)

摘要: 基于云台式 PGK 进行制导的常规炮弹, 为了实现弹体对目标的精确打击, 设计了一种以 FPGA 为核心的新型云台式 PGK 的伺服系统控制器, 对系统控制器的基本工作原理、硬件电路设计、软件设计 3 个方面进行详细的描述; 并对系统整体模块进行实验测试, 结果分析表明, 云台式 PGK 伺服系统控制器动静态性能良好, 对反旋翼筒及云台的控制具有稳、准、快特点, 控制器控制性能完全满足系统要求, 为实现对目标精准打击的目的打下了坚实的基础。

关键词: FPGA; 反旋翼筒; PID; 无刷直流电机

Cloud Desktop PGK Servo System Controller Design

Zhang Liushuai, Yang Xinmin, Zhao Kun

(Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: Based on the conventional projectile guided by cloud-based PGK, in order to achieve the accurate impact of the projectile on the target, a new type of cloud-based PGK servo system controller with FPGA as the core is designed. The basic working principle and hardware circuit of the system controller are designed. The hardware design and software design are described in detail in three aspects. The experimental test of the whole module of the system is carried out. The results show that the dynamic and static performance of the cloud-top PGK servo system controller is good, and the control of the anti-rotary wing and the pan/tilt is stable, accurate and fast. The controller control performance fully meets the system requirements, laid a solid foundation for achieving the goal of precision strikes.

Keywords: FPGA; anti-rotary wing; PID; brushless DC motor

0 引言

对于低成本, 高精度的制导炮弹, 已成为各国争向研究的重点。云台式 PGK (Precision Guidance Kit) 作为一种新型的制导控制组件, 需要根据弹载计算测算的弹体转速控制云台电机转速及反旋翼筒的转速, 并对反旋翼筒进行加减速控制, 改变其相对弹体的相位, 依靠翼筒产生的气动力矩调整弹体姿态, 进而提高弹体的落点精度。

对于云台式 PGK 整个控制器件系统的设计, 核心器件采用低成本的可编程逻辑器件, 由于其超快的处理速度, 减少系统响应的运算延时; 拥有着 8 个数字时钟管理模块 (DCM), 频率范围达到从 5 MHz 到 300 MHz 以上, 可以输出多路频率相同占空比不同的 PWM, 足够多的 I/O 输出口可以实现对多个电机的控制能力; 其独特的并行处理方式, 灵活的可编程逻辑单元, 可大大减少外围电路, 提高系统集成度; 整个 FPGA 的系统包括地磁系统、黑匣子系统、弹载计算机系统, 采用 FPGA 可编程能力, 和足够多的 I/O, 实现整个系统的一体化设计。

1 控制器整体结构设计

云台式 PGK 控制器要求对反旋翼筒实现相对弹体进行同步反旋, 并且要求翼筒根据弹载计算发出的指令进行精

准的相位控制, 以及云台进行稳定的速度控制, 其根本执行机构选用带霍尔的永磁无刷直流电机 (BLDC), 即基于 FPGA 实现对双电机的协调控制。云台式 PGK 控制器系统主要包括: 以 FPGA 为核心的主控电路模块、时钟模块、外部测试模块、扩展 FLASH 模块、A/D 转换模块、驱动电机模块、电源模块、执行机构。电源模块通过外部输入直流电压 12V 经过 DC 模块转换成 5V 给主控电路模块供电, 同时输出 12V 给电机驱动模块供电; A/D 转换模块将采集的信号转换成电流信号传送给主控制器, 进行实时监控电流; 时钟模块用来生成系统时钟, 提供准确的实时时间; 扩展程序模块负责系统的逻辑配置数据, 存储控制程序; 根据霍尔信号确定电子转子位置及电机速度, 经过主控模块产生相应频率一定占空比的 PWM 来调整执行机构的速度; 测试模块采用 UART 数据通信方式, 通过 RS232 串口标准与上位机进行交换数据, 对整个系统的相关数据进行读写测试, 直到整个系统调试完成^[1-5]。整个系统的组成框图如图 1 所示。

2 控制器的硬件设计部份

主控制器选用 XILINX 公司 SPARTAN3E 系列的 XC3S1600E 芯片, 外部多达 376 个 I/O 引脚, 内部集成了 160 万个门, 具有丰富的逻辑资源, 而且价格低廉, 对于电机控制可大幅度减少外设电路部分, 也有充足的接口输出 PWM 脉宽来控制多个电机, 在研发初期可以大大降低研发成本, 对于硬件电路也可以非常方便的进行修改, 减少了

收稿日期: 2019-05-16; 修回日期: 2019-06-10。

作者简介: 张刘帅 (1994-), 男, 河南周口人, 硕士生, 主要从事舵机控制方向的研究。

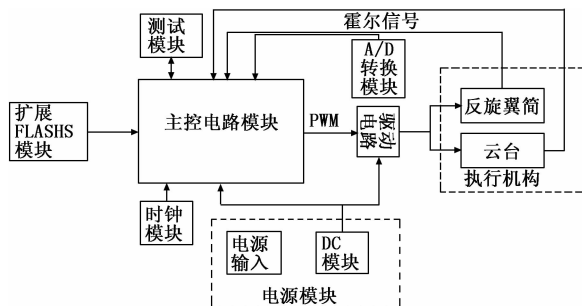


图 1 云台式 PGK 伺服系统控制器系统组成框图

很多前期研发工作不必要的麻烦。对于云台式 PGK 的硬件主控电路图如图 2 所示。

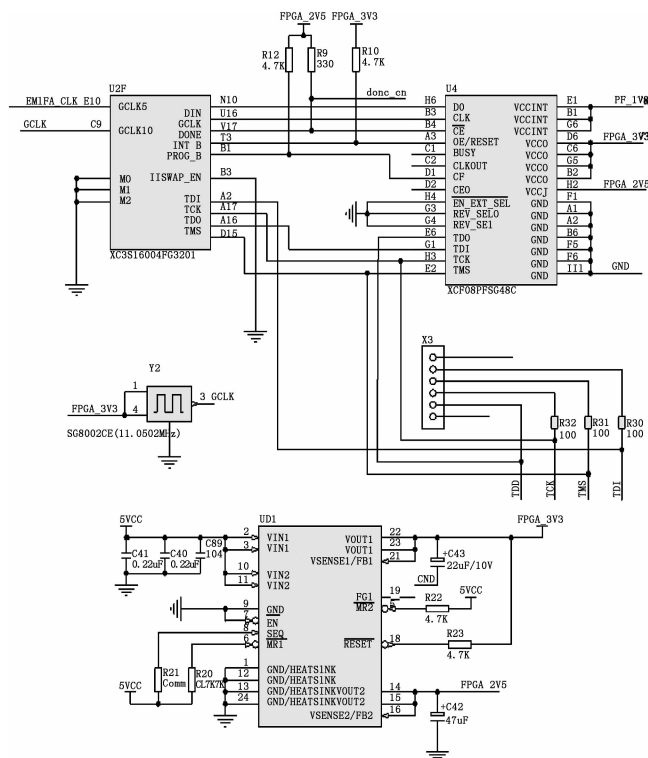


图 2 云台式 PGK 硬件主控电路图

2.1 扩展 FLASH 模块

FPGA 内部芯片采用 SRAM 工艺, 系统断电后将丢失已配置的逻辑数据, 所以基于 SC3S16000E 外部需要扩展非易失性存储器。在选用芯片过程中, 考虑到实用的可靠性: 在调试过程中会对系统进行多次的烧写与擦除程序, 以及在进行烧写程序后对程序的存储时间是一个重要因素; 考虑存储器的容量: 由于一般 FLASH 的容量大小与价格成正比关系, 容量在满足系统要求的情况下, 尽量满足低成本的要求; 满足系统数据的读写时间要求: 对于数据读写的快速性是系统对 FLASH 要求的关键指标。综上所述因素考虑, 采用官方提供的与主控芯片兼容的内存 8 Mbit 的 FLASH 芯片 (XCF08PFGS48C), 内部数据读写次数可达到 20 000 次。FPGA 内部有多种配置方式, 分别是: 主串模式、SPI 模式、BPI 模式、从并模式、从串模

式、JTAG 模式。本系统设计工作的模式可根据 M0, M1, M2 三个引脚高低电平组合来实现转变, 系统采用主串模式 3 个管脚全部设置为低电平。在主串工作模式中, FPGA 每当在 CCLK 信号为上升沿时就会从外设拓展 FLASH 内部读取相应数据, CCLK 信号传送给外设 FLASH, FLASH 以比特流数据传输给 FPGA 通过 D0 管脚。在进行主串模式的配置时关键在于保持系统 JTAG 链路的一体性, 即将 FPGA 的 JTAG 电路、FLASH 的 JTAG 电路和 JTAG 连接器的 TMS、TCK 相对连接^[6-7]。最终形成从 JTAG 连接器的 TDI 到 FPGA 的 TDI—TDO; 再到 FLASH 的 TDI—TDO; 再回到 JTAG 连接器 TDO 的 JTAG 链路的一体化。XC3S1600E 与扩展 FLASH 电路配置图如图 2 上半部所示。

2.2 电源模块

系统外部总输入电源为 12 V 经过 MP2315GJ (DC—DC) 电源芯片转换成 5 V 给 FPGA 芯片供电^[8], 但 XC3S1600E 型 FPGA 电源系统主要采用包括 1.2 V 核电源, 3.3 V 的 I/O 电源以及 2.5 V 的辅助电源。由于 XC3S1600E 的三路供电系统对通断电顺序没有严格的要求, 系统采用 IT 公司的 TPS70358 和 TPS70345 型芯片进行供电, TPS70358 型芯片第一路产生 3.3 V 电源, 最大电流 1 A, 可给 FPGA 的 I/O 供电; 第二路可以供 FPGA 辅助电源供电的 2.5 V 电源, 最大电流为 2 A。TPS70345 型芯片第二路产生 1.2 V 电源, 最大电流可达 2 A, 可为 FPGA 提供核电源。TPS70345 和 TPS70358 均采用外部 5 V 电压输入, 基本外设电路基本一致。TPS70358 配置电路图如图 2 下半部所示。

2.3 驱动电路模块

反旋翼筒及云台执行机构的无刷直流电机均采用六相全桥式逆变器, 通过控制上下桥臂 MOS 管的通断顺序与时间来控制电机的转动与调速。在驱动方案选取上^[9-10], 上桥臂选取 BXZ086P03 (P 型) 型号 MOS 管, 下桥臂选择 BSZ025N04LS (N 型) 型号 MOS 管, 相比较传统的上下桥臂均选用同种 N 型号 MOS 管, 不再需要 MOS 管栅极驱动芯片及自举升压电路, 最大化的提高了电路的集成度。但由于 FPGA 的 I/O 输出的 PWM 电压信号为 3.3 V 无法直接驱动 MOS 管, 系统增加了 BC817—16 型三级管外接 12 V 驱动电压, 通过控制三极管的通断来控制 MOS 管的通断。但如果 FPGA 输出的低电压信号直接接到驱动电路三极管上, 12 V 电压很有可能会对主控系统造成干扰, 甚至直接烧坏核心电路。为了避免 12 电压对主控器的干扰, 系统采用 PC4D10S 光电耦合芯片, 将主控电路与驱动电路隔离开来, 并且 PC4D10S 可同时对两路信号进行隔离, 对于双电机控制仅需要 6 个光电耦合芯片即可。电机驱动模块电路设计如图 3 所示。

2.4 时钟模块和外部测试模块

在控制器系统的 UART 模块中采用 SG8002 (11.059 2 MHz) 晶振来提供时钟周期, 采用 UART 数据通信方式主

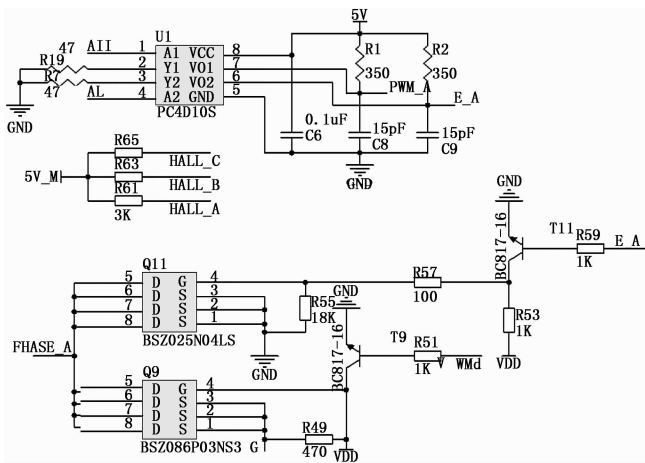


图 3 电机驱动模块电路设计

要用于整个系统内部与其它相关系统进行低速的数据通信, 系统的串口通信波特率为 115200BPS。如果采用的是芯片内部时钟频率, 有一定的误差, 在通信过程中可能会出现误码。系统采用 SG8002CE 有源晶振为 UART 通讯来提供时钟, 从而保证主控系统对数据的精确采样。系统通过 UART 进行数据的接收与发送, 而通过 RS232 串口通信接口与上位机进行数据通信。RS232 采用的电平信号标准为: 电平信号为 $-3\text{ V}\sim-15\text{ V}$ 时逻辑信号为“1”; 电平信号为 $+3\text{ V}\sim+15\text{ V}$ 时逻辑信号为“0”。而 UART 在 FPGA 中采用的是 TTL 逻辑电平标准。由于 RS232 与 UART 的电平信号不兼容, 系统使用 MAX232 芯片将 UART 的 TTL 电平转化为 RS232 兼容的负逻辑电平, 使用 MAXIM 公司的 MAX232 芯片的最大优势就在于其外设电路只需要 4 个小电容就可以, 而且器件封装较小, 大大减少了外设电路部份。在系统运行过程中需要不断采集的外部数据有电机相电流信号与电机霍尔信号, 电机霍尔信号能够确定电机的转子位置及测算电机转速, 测算到相应信号后, 将电流信号与转速信号送入闭环控制。要实现系统的完整功能, 硬件是基本, 良好的硬件设备是实现完整功能的关键, 而系统整个软件设计对完美实现系统功能也尤为重要。

3 控制系统的软件设计

系统控制主程序设计如图 4 所示, 弹体出炮口飞行过程中, 各个功能正常后便民伺服系统控制器开始工作, 系统上电将并开始初始化, 由地磁系统测量得到弹体转速后, 弹载计算机根据弹体与云台转速对应关系表, 给定云台转速并依据主控电路控制其达到额定转速, 依据云台电机霍尔信号测算确定云台达到相应转速后, 开启控制反旋翼筒相对弹体与云台转速合时行同步反旋, 使反旋翼筒在惯性空间下保持相对静止, 根据弹载计算机测算目标落点误差, 发出相应的指令控制反旋翼筒的偏转使弹体落点向目标点偏移, 不断重复此过程直到实现精确打击目标的目的。

3.1 电机启动程序设计

在系统上电并初始化完成以后, 电机的正常启动是系

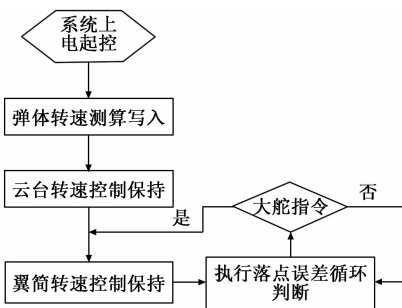


图 4 系统主程序设计

统进行制导控制和重要前提。根据相差 120 度安装在电机定子上的 3 个霍尔传感器输出的高低电平进行采集, 通过电机相应的换相表, 电机霍尔信号与电机相间供电的对应关系, 由主控电路发出相应的控制信号给驱动电路进行有次序的换相。由于电机在空中飞行过程中, 由于装配问题或外部环境的影响, 电机很容易会发生堵转现象, 电机就无法正常启动, 弹体就失去制导能力。所以程序启动时加入堵转检测, 在 1 秒时间检测到霍尔信号没有发变变, 主控制器就不断强制增大 PWM 占空比, 在上限区间内增大电流直到电机启动, 跳出此程序, 在电机正常启动以后, 电机进行闭环控制^[11]。电机启动程序流程如图 5 所示。

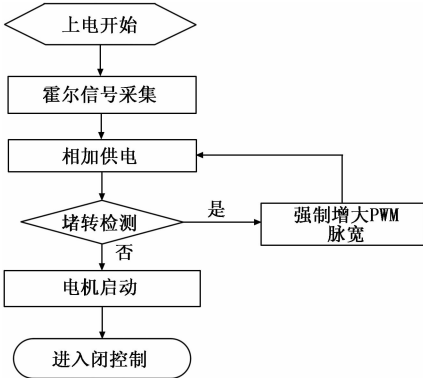


图 5 电机启动程序

3.2 转速检测计算与控制算法设计

在系统运行过程中需要检测的速度信号有 4 个: 反旋翼筒电机转速、云台电机转速、反旋翼筒转速及云台转速。转速信号由霍尔元件发出的脉冲进行检测, 通常的测算方法有: M 法、 T 法和 M/T 法^[12-13]。电机启动的过程中转速是一个动态的过程, M 测量法根据给定时间内检测脉冲个数来计算转速, 但转速过低时测量精度不够; T 测量法根据测量相邻脉冲的时间间隔来计算转速, 转速过高时测量误差就会大大增大; M/T 测量法将 M 法与 T 法结合起来, 在检测给定 T 时间内的脉冲个数同时检测高频时钟脉冲个数, 假定 T 时间内检测到 M 个脉冲信号和 M 个已知频率为 f_0 的高频时钟脉冲个数, 旋转一周有 N 个脉冲信号, 则转速测量对象的转速 n (r/min) 的计算公式为:

$$n = \frac{60M}{NT} = \frac{60Mf_0}{NM}$$

(1)

系统采用 M/T 测量法进行转速测量, 由于系统内部有较高的捕获频率, 所以可以准确的捕获到霍尔传感的升沿和下降沿的变化, 计算出测量对象的速度, 其软件设计流程框图如图 6 所示:

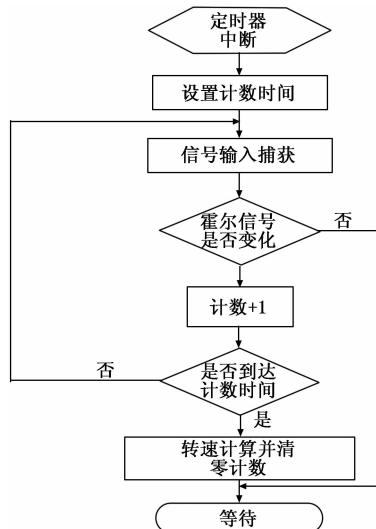


图 6 转速计算程序设计

PID 控制做为工程应用的一种经典控制算法, 因其算法简单实用而得到广泛应用, 本系统中也多次使用到 PID 控制算法, 在进行反旋翼筒的相位、速度控制环和电流环; 同时在云台电机控制的速度环和电流环都使用了 PID 控制算法^[14-16]。系统采用增量式 PID 控制算法, 输出的是控制量增量, 累积误差小。其算法控制表达式为:

$$\Delta u(k) = K_p[e(k) - e(k-1)] + K_i e(k) + K_d[e(k) - 2e(k-1) + e(k-2)] \quad (2)$$

系统在运行中不仅需要快速响应, 也需要保证其在可按范围内, 系统对控制输出量是添加门限值 u_m , 当 $u(k)$ 超出限值时以门限值作为控制输出量。系统采用的 PID 控制算法程序设计框图如图 7 所示。

4 系统实验结果

在整个系统调试过程中, 硬件系统测试按照先对各个子模块进行静态测试, 再对整体模块动态测试为原则。对系统的电源模块、时钟模块、驱动电机模块、主要功能模块测试无误后, 对整个系统进行动态测试。在弹体飞行过程中为保证反旋翼筒相对弹体同步反旋, 可在惯性空间下保持静止, 实现对弹体俯仰和偏航进行校正的目的。假定云台电机与弹体转速和在 4 r/s 到 15 r/s 之间, 弹体与云台转速从 4 r/s 开始每隔五秒转速增加一转, 最大增加到 15 r/s, 测试反旋翼筒的性能; 翼筒稳定跟随的情况下, 假设弹载计算机根据目标落点误差计算每隔一段时间发出翼筒偏转 90°指令, 到达指定位置对弹体的姿态进行调整以准确到达目标点。实验结果如图 7, 图 8 所示。

从图中看出系统能在 5 ms 内达到给定转速, 系统静态误差在 0.05 r/s 之内; 在相位跟随过程中翼筒能够始终快

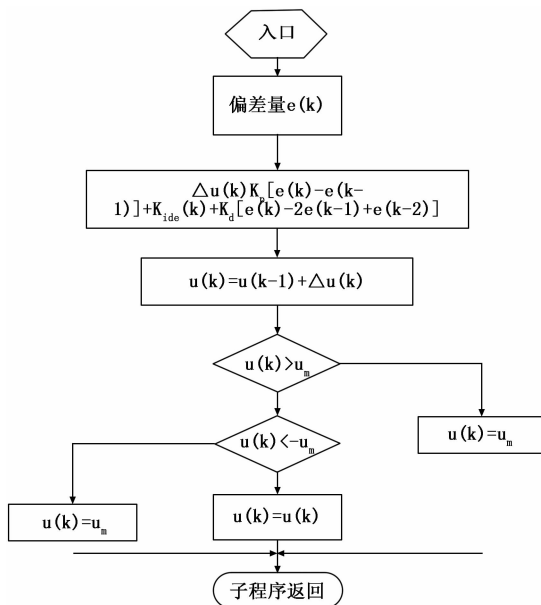


图 7 PID 算法程序设计

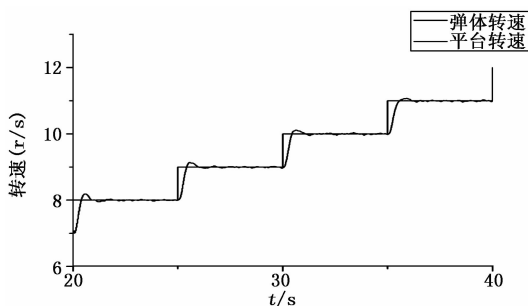


图 8 翼筒转速跟随

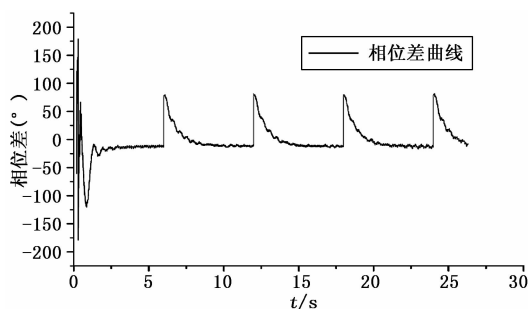


图 9 翼筒相位跟随

带跟随差保持稳定。根据测试结果可得出云台式 PGK 的伺服系统控制器对反旋翼的速度和相位控制有着快、稳、准的控制特点, 满足对系统高精度和高稳定性的要求, 验证了整个系统的可行性。

5 结论

通过测试结果表明, 本文基于 XC3S1600E 为核心设计了一种新型的云台式 PGK 的伺服系统控制器, 能够使反旋翼筒相对弹体及云台转速和进行反旋跟随、相位跟随, 系

统的动静态良好, 验证了此控制器系统的可靠性, 满足控制系统对控制性能的要求。而相比较传统的单片机控制系统, 提高了系统的集成度, 成本更低, 硬件电路灵活性更高, 实用价值高, 为项目下一步进行的实弹打靶实验提供坚实的技术支持。

参考文献:

- [1] 韩团军. 基于 FPGA 高精度无刷直流电机控制系统的设计 [J]. 机床与液压, 2016 (22): 149-151.
- [2] 金浩然. 无刷直流电机控制系统研究 [D]. 西安: 长江大学, 2017.
- [3] 李宇超, 谢 锐, 张 悦. 基于 FPGA 的无刷直流电机控制系统研究 [J]. 电子技术, 2019: 145-149
- [4] 查国翔, 马 勇, 王 聪. 基于 FPGA 的 PWM 波形发生器的设计 [J]. 煤炭工程, 2019: 135-140.
- [5] 闫 冉. 基于 FPGA 的无刷直流电机控制系统仿真及研究 [J]. 信息通信, 2018 (3): 32-34.
- [6] 彭卓文, 杨新民, 王胜红. 基于 FPGA 控制的高速大容量 NANA FLASH 存储模块设计 [J]. 电子设计工程, 2017, 4 (7): 111-114.

(上接第 100 页)

backstepping 仍然会受到模型不准确带来的影响, 而自适应 backstepping 中, 三轴角速率都能很好的跟踪上指令信号。两种控制律的舵面输出也存在较大的差异。

由以上 3 种仿真可以得出结论:

- 1) 常规 backstepping 在模型很精确时, 有着很好的性能。但是模型不准确后, 性能表现较差。
- 2) 自适应 backstepping 不管是在理想情况下, 还是有各种干扰情况下, 性能表现都比常规方法更好。

5 结论

本文针对于重心变化对飞机模型的影响, 设计了自适应 Backstepping 控制律。在解算的过程中, 首先根据李雅普诺夫稳定性设计出控制律构型, 同时对模型中的建模误差进行自适应估计; 然后设计了指令滤波器来解决控制律中指令微分项的问题; 最后由于系统方程在纵向为非仿射形式, 本文使用牛顿迭代法求得其数值解。

从仿真结果可以看出, 在通常情况下, 自适应 Backstepping 和常规 Backstepping 的效果近乎一样, 二者的仿真效果良好; 在重心发生变化时, 自适应 Backstepping 的优势明显。常规 Backstepping 在模型出错的情况下, 俯仰和偏航通道都不稳定, 自适应 Backstepping 则会实时估计建模误差, 并对控制律进行补偿, 使得结果能够很好的跟踪上模型误差并加以抵消, 有很强的抗干扰能力。仿真结果表明自适应 Backstepping 具有良好的鲁棒性能^[11]。

参考文献:

- [1] Lungu, Mihai, Lungu, et al. Adaptive Backstepping flight con-

- [7] 朱晨晖. 基于 FPGA 的多无刷直流电机控制系统设计与实现 [D]. 杭州: 杭州电子科技大学, 2015.
- [8] 周 展. 矿用悬线巡检机器人控制系统研究 [D]. 西安: 西安科技大学, 2016.
- [9] 陈华彬, 张兴华. 基于 IR2136 与 MOSFET 的无刷直流电机驱动电路设计 [J]. 现代电子技术, 2016, 2 (4): 54-57.
- [10] 谢智志. 无刷电机试验驱动设备的优化设计 [J]. 科技与创新, 2018 (24): 28-30.
- [11] 朱海舟. 无刷直流电机转速控制系统的研究与控制 [D]. 长沙: 长沙理工大学, 2012.
- [12] 要苗恒, 李明明, 迟长春. 霍尔传感器的无刷直流电动机转速计算法 [J]. 上海电机学院学报, 2018, 2 (21): 29-33.
- [13] 孙佳明. 基于 FPGA 的霍尔测速传感器 [D]. 镇江: 江苏科技大学, 2016.
- [14] 邓健辉. 基于 FPGA 的电动舵机控制器设计 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011, 9: 44-52.
- [15] 李学军. 基于 FPGA 的四驱电动车电机驱动控制系统设计 [D]. 武汉: 武汉理工大学, 2010.
- [16] 李洪涛, 朱晓华, 顾 陈. Verilog HDL 与 FPGA 开发设计及应用 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.

trol for a mini-UAV [J]. International Journal of Adaptive Control & Signal Processing, 2013, 27 (8): 635-650.

- [2] 郑世钰, 艾晓琳, 杨 迪, 等. 基于积分反步法的四旋翼滑模轨迹跟踪算法 [J]. 系统工程与电子技术, 41 (3): 643-650.
- [3] 石 川, 林 达. 基于自适应积分反步的四旋翼飞行器控制 [J]. 计算机应用研究, 2018, 35 (11): 144-148.
- [4] 李华东, 袁锁中, 安 帅. 基于自适应神经网络 Backstepping 空中加油编队飞行控制 [J]. 兵工自动化, 2018, 37 (11): 6-9, 16.
- [5] Sonneveldt L, Chu Q P, Mulder J A. Constrained Adaptive Backstepping Flight Control: Application to a Nonlinear F-16/MATV Model [A]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit [C]. 2006.
- [6] Van Gils P, Van Kampen E, De Visser C C, et al. Adaptive incremental Backstepping flight control for a high-performance aircraft with uncertainties [Z]. 2016.
- [7] Byunghun Choi, H. Jin Kim, Youdan Kim, Robust control allocation with adaptive Backstepping flight control [Z]. 2013
- [8] Ju H S, Tsai C C. Longitudinal axis flight control law design by adaptive Backstepping [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2007, 43 (1): 311-329.
- [9] 邓婷婷, 杨朝旭, 孙绍山, 等. 非线性动态逆方法在飞行控制律设计中的应用 [J]. 计算机测量与控制, 2013, 21 (5).
- [10] 刘树文, 李志敏, 周小燕, 等. 燃油重量对改装后通航飞机重心的影响研究 [J]. 航空维修与工程, 2017 (11): 59-61.
- [11] 柳 辉. 解非线性方程的牛顿迭代法及其应用 [J]. 重庆工学院学报 (自然科学版), 2007 (8): 95-98.