

空天飞行器的舵伺服系统设计

冉令峰, 何卫国

(中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471009)

摘要: 空天飞行器对舵伺服系统的性能要求越来越高, 不仅要求承载能力强、质量小, 还必须可靠性高和维护方便; 针对此要求, 对空天飞行器的舵伺服系统进行了设计, 以电气双余度控制和双绕组永磁同步电机为关键技术; 其中驱动控制器采用 1553B 总线、CAN 总线和 422 总线相结合的形式, 解决了与飞控、系统内部和测试设备的通讯问题; 作动器采用双余度齿轮副和滚珠丝杠副直推式传动机构, 并通过锁定电机轴的方式来实现舵面的锁定功能, 提高了系统的可靠性; 进行了系统联合仿真分析, 实现了最大工作舵偏角为 25° 、角速度为 $53.2^\circ/\text{s}$ 、系统线性度偏差为 0.2% 、不对称度为 0.4% 、超调 10% 以内和过渡时间 193 ms 以内等主要指标, 结果满足系统指标要求; 经在航天总体单位中的实际应用, 舵伺服系统满足空天飞行器的性能要求。

关键词: 空天飞行器; 舵伺服系统; 双余度; 1553B 总线; 联合仿真

Design of Rudder Servo System for Aerospace Vehicle

Ran Lingfeng, He Weiguo

(China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

Abstract: The requirement to high performance of rudder servo system for aerospace vehicle is getting higher, not only strong bearing capacity and small quality, but also high reliability and convenient maintenance. In response to such requirements, the rudder servo system for aerospace vehicle is designed. Electrical dual-redundancy control and dual-winding permanent synchronous motor are the key technologies. The driver adopts the combination of 1553B bus, CAN bus and 422 bus, which solves the communication problems with flight control, system interior and test equipment. Actuator adopts double redundant gear pair and ball screw pair direct drive mechanism, and the locking function of the rudder surface is realized by locking the motor shaft, which improves the reliability of the system. The co-simulation analysis of the system is carried out, and the maximum working rudder deviation angle was 25° , the angular velocity was $53.2^\circ/\text{s}$, the system linearity deviation was 0.2% , the unsymmetry was 0.4% , the overshoot was within 10% , and the transition time was within 193 ms . These results meet system requirements. The result is satisfactory. The rudder servo system meets the performance requirements of aerospace vehicle through the practical applications in spaceflight general unit.

Keywords: aerospace vehicle; rudder servo system; dual-redundancy; 1553B bus; co-simulation

0 引言

空天飞行器是指采用空天发动机、可水平起降, 并自由穿梭于大气、临近空间和近地轨道的可重复使用天地往返飞行器^[1-2]。

随着隐身超音速无人机、空天飞机及空天飞行器等新战略武器的涌现, 对其相应的舵伺服系统也提出了更高的要求。早期的液压舵伺服系统缺点显著, 结构复杂、加工精度高、成本高、质量大^[3]。随着航天航空技术的进步, 促使液压舵伺服系统逐步向电动舵^[4]伺服系统转变, 电动舵伺服系统以其工艺性好、维护方便、承载能力强、质量小等特性, 在航天航空及军事领域得到了广泛地应用。

随着系统可靠性的要求越来越高, 多数空天飞行器对舵伺服系统要求采用双余度或多余度技术, 通讯方式多要求采用 1553B 总线。

1553B 总线的中文全称为“飞机内部时分制指令/响应式多路传输数据总线”, 它是一种串行多路数据总线标

准^[5]。拓扑结构是双余度^[6], 可以进行双向传输。其特性满足舵伺服系统通讯方式双余度的要求。

根据使用范围的不同, 双余度又分为电气双余度^[7]和机械双余度。电气双余度包括控制、驱动及电机双余度^[8-9], 机械双余度主要指传动部分双余度^[10]。

本文设计的舵伺服系统是空天飞行器在大气内飞行时的重要执行机构, 接收飞控指令, 驱动舵面旋转, 从而改变飞行器所受的气动力矩, 实现空天飞行器的姿态和轨迹控制。

1 系统总体方案

舵伺服系统由驱动控制器、作动器和控制软件组成, 采用 1553B 总线与飞控进行信息交换, CAN 总线进行系统内部通讯, 同时通过 RS-422 接口实现与测试设备的信号交换。

鉴于空天飞行器对系统要求的功率较大, 因此伺服电机选择双绕组永磁同步电机。采用双余度齿轮副+滚珠丝杠副直推式传动机构, 通过磁电编码器实现位置反馈与速度控制, 并通过锁定电机轴的方式来实现舵面的锁定功能, 提高了系统的可靠性。

系统组成示意图如图 1 所示。

收稿日期: 2019-04-11; 修回日期: 2019-07-08。

作者简介: 冉令峰(1986-), 男, 山东阳谷人, 硕士研究生, 工程师, 主要从事舵伺服系统方向的研究。

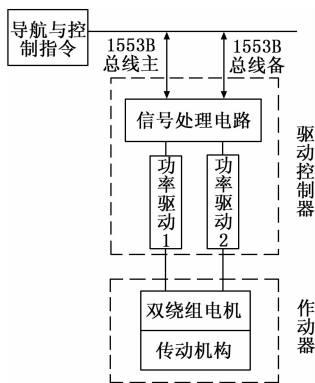


图 1 系统组成示意图

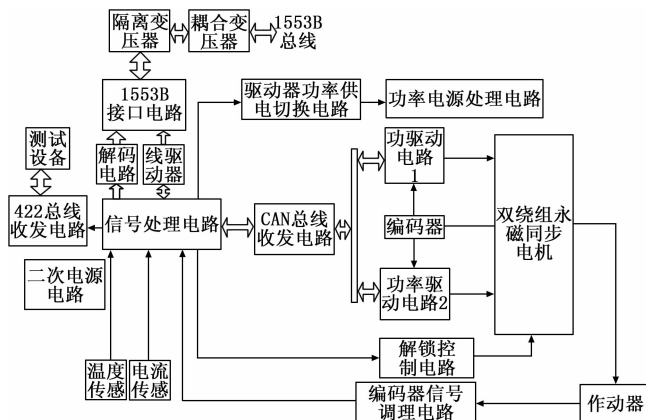


图 3 驱动控制器组成及工作原理图

2 系统工作原理

舵伺服系统工作原理是通过 1553B 总线进行通讯, 通过数字信号处理器综合控制指令和舵面位置反馈、速度反馈、电流反馈信号, 经控制算法运算后输出控制信号, 并进行功率放大, 驱动双绕组永磁同步电机转动, 经减速后输出系统所需的转动力矩, 克服舵面上负载, 带动舵面转动到指令规定的位置。工作原理如图 2 所示。

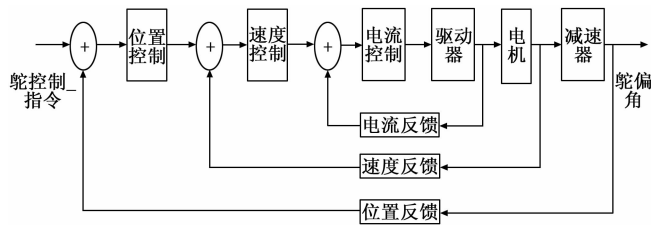


图 2 系统工作原理图

3 系统硬件设计

3.1 驱动控制器设计

3.1.1 功能

- 1) 通过 1553B 总线接收飞控发出的舵面角度和速度数据指令, 进行转角和转速控制;
- 2) 实现舵面锁定和解锁控制;
- 3) 接收外部提供一次电源母线作为产品供电输入, 具备自主监测二次电源等健康状态的能力, 并将信息通过 1553B 总线送出;
- 4) 通过 1553B 总线反馈系统状态, 包括伺服系统的工作状态、舵面位移、转速、自检结果、电机电流、温度;
- 5) 综合功率电流、位置、转速等信息, 实现双余度驱动器热切换功能。

3.1.2 组成

驱动控制器主要包括二次电源电路、信号处理电路、1553B 接口电路、CAN 总线收发电路、422 总线收发电路、编码器信号调理电路、解锁控制电路、驱动器功率供电切换电路、功率驱动电路和功率电源处理电路 10 个部分。组成及工作原理如图 3 所示。

3.1.2.1 二次电源电路设计

二次电源电路对 +27 V 控制电源进行二次变换, 其中变换的 5 V 作为数字信号处理器电路 1553B 接口电路、422 总线收发电路进行供电。原理图如图 4 所示。

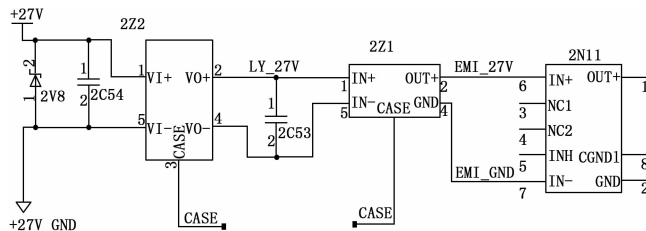


图 4 二次电源电路原理图

3.1.2.2 信号处理电路设计

信号处理电路主要以 TI 公司的数字信号处理器 TMS320F28335 为核心, 外围电路由时钟电路、JTAG 电路和复位电路等组成。原理图如图 5 所示。

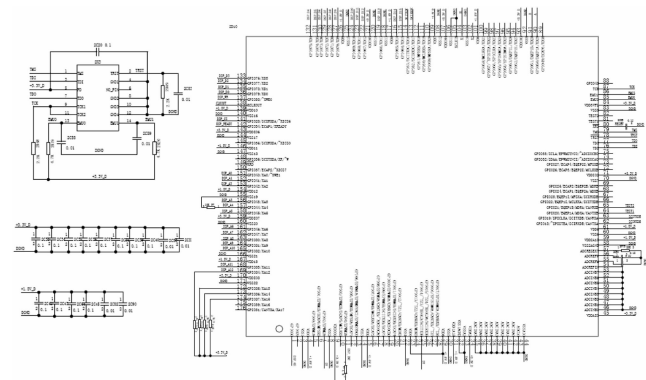


图 5 信号处理电路原理图

3.1.2.3 1553B 接口电路设计

1553B 接口电路实现将舵伺服系统接入导航与控制网络的功能。包括接口协议电路、变压器接口电路和解码电路。

- 1) 接口协议电路用于实现 1553B 总线通信协议;
- 2) 变压器接口电路用于实现总线接口电平转换、阻抗匹配;
- 3) 解码电路用于实现接口协议电路的片选、模式选

择、读写操作等。

本文中的 1553B 接口符合 GJB289A-97 要求的带变压器耦合的总线接口，采用双绞屏蔽线作为传输介质。接口协议电路选用深圳国微的 SM61580 芯片，设置为 RT 模式，采用 16 位缓冲模式，RT 地址为 11；电平转换电路选用深圳国微的 16 位总线收发器 SM164245 芯片。

接口原理图如图 6 所示，电平转换原理图如图 7 所示。

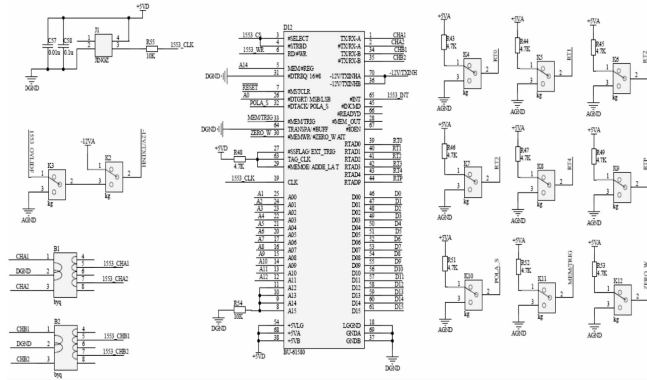


图 6 1553B 接口电路原理图

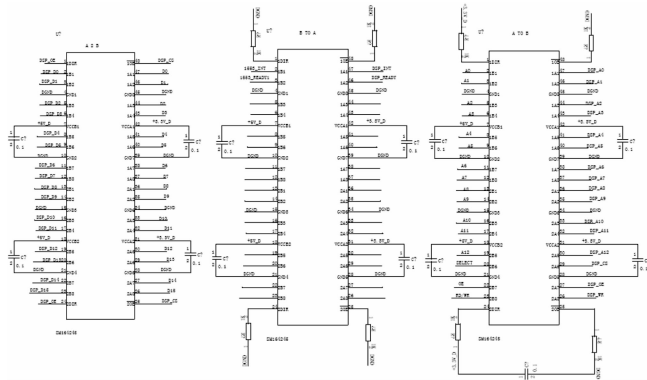


图 7 1553B 电平转换电路原理图

3.1.2.4 CAN 总线电路设计

数字信号处理器与两个功率驱动电路之间采用 CAN 总线进行通讯。采用信号处理器片内 CAN 总线控制器，结合 CAN 总线收发器进行数据通讯，选用深圳国微的 SM1050 芯片。原理图如图 8 所示。

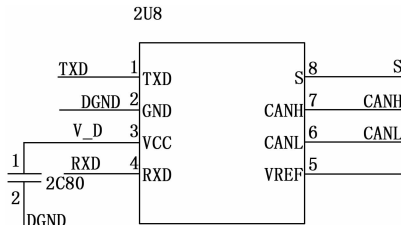


图 8 CAN 总线电路原理图

3.1.2.5 422 总线收发电路设计

系统与测试设备之间采用 422 接口通讯，通过 422 接口接收来自于测试设备的控制指令，并向测试设备反馈系统的工作状态。

422 总线收发电路选用 MAXIM 公司的 MAX3490EESA 芯片，数据传输速率可达到 10 Mbps，抗静电能力达到 8 000 V。原理图如图 9 所示。

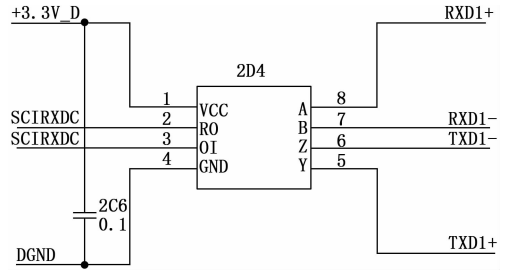


图 9 422 总线收发电路原理图

3.1.2.6 编码器信号调理电路设计

通过绝对式磁电编码器实现舵面角位移的测量，选用 J15EHAS-01 型编码器。

J15EHAS-01 型编码器采用 SSI 通信接口 DA+、DA-、CLK+、CLK- 低压差分信号传递。绝对位置在控制器发出的时钟脉冲的控制下，从高有效位 (MSB) 开始同步传输；当没有数据传输时，时钟和数据线均为高电平。在时钟信号的第一个上升沿，编码器的当前位置被送出。时序图如图 10 所示。

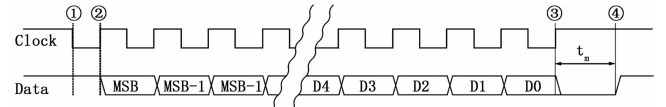


图 10 编码器读出时序图

编码器信号调理电路选用驱动器 FX26LS31 和接收器 FX26LS32 实现电平转换。

FX26LS31 接收来自于数字信号处理器的 DSP1_CLK 信号，将其转换低压差分输出信号 CH1_CLK_P 和 CH1_CLK_N 差分对、并输出到磁电编码器中；FX26LS32 接收来自于编码器的输出数据 CH1_DATA_P 和 CH1_DATA_N 差分对，并将之转化为单端输出 DSP1_DATA，并输入到数字信号处理器进行数据接收。原理图如图 11 所示。

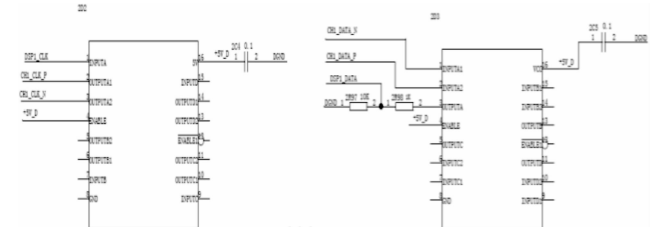


图 11 编码器信号调理电路原理图

3.1.2.7 解锁控制电路设计

解锁控制电路在收到解锁指令后，将数字信号处理器的 I/O 管脚作为控制端，当解锁信号为高电平时，继电器导通，控制电磁锁制器解锁。原理图如图 12 所示。

3.1.2.8 驱动器功率供电切换电路设计

驱动器功率供电切换电路采用 2 个固态继电器进行 1、

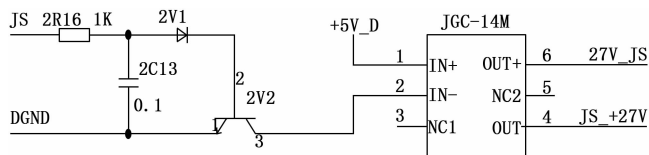


图 12 解锁控制电路原理图

2 通道功率供电的切换控制。

当检测到两路驱动电路供电电流均正常时, 两路继电器均闭合, 1、2 路驱动器同时工作, 两通道输出力矩各提供 50%。当检测到某一路电流异常时, 将该通道继电器断开, 驱动器功率电源被切断。同时将该通道驱动器控制信号设置为无效状态, 另一路驱动器将单独工作。原理图如图 13 所示。

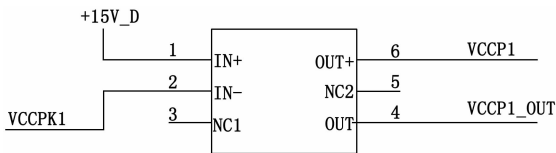


图 13 驱动器功率供电切换电路原理图

3.1.2.9 功率驱动电路设计

功率驱动电路选用 2 个 Elmo 的 BMEAG 型永磁同步功率驱动器, 其主要参数指标如下:

- 1) 控制供电: 18~30 V;
- 2) 功率供电: ≥ 300 V;
- 3) 连续集电极电流: 150 A (壳温 60 °C);
- 4) 峰值集电极电流: 300 A;
- 5) 稳态功率输出: 10 kW;
- 6) 具备欠压、过流自动关断功能;
- 7) 2 个 6 通道 PWM 模块, 16 通道 12 bits ADC, 4 通道定时器;
- 8) 具备 CAN、SCI、SPI 接口。

3.1.2.10 功率电源处理电路设计

功率电源处理电路包括电源滤波电路、瞬态抑制电路、反电动势泄放电路。

1) 电源滤波电路包含大容量储能钽电容, 用于保证母线电压相对稳定, 选用全钽电容器 CAK39H-L4-150V/220uF-K;

2) 瞬态抑制电路用于吸收母线上的瞬态高压浪涌, 选用 1 500 W 瞬态抑制二极管 SY5665A;

3) 反向电动势泄放电路实现电机中电枢线圈电流进行快速泄放, 选用整流二极管 (G) 6A4。

3.1.3 模型图

驱动控制器的模型图如图 14 所示。

3.2 作动器设计

3.2.1 功能

- 1) 克服负载力矩及摩擦力矩在一定角速度和角加速度条件下驱动舵面偏转;
- 2) 实现舵偏角位置测量及反馈功能;

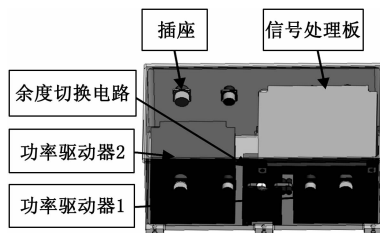


图 14 控制驱动器模型图

3) 采用电磁锁制方式实现舵面锁定。

3.2.2 工作原理

作动器是将双绕组永磁同步电机的旋转运动转换为直线运动的机械装置。由电机驱动固联于电机输出轴上的齿轮转动, 电机齿轮驱动过渡齿轮及固连于丝杠螺母上的末级齿轮转动, 滚珠螺母随末级齿轮一起做定轴转动, 滚珠螺母驱动丝杠做沿丝杠轴线的平动, 最终转换成舵面偏转。

3.2.3 组成

作动器由双绕组永磁同步电机 (含电磁锁制器)、齿轮减速机构和推缸分部件组成, 如图 15 所示。

推缸分部件是作动器的主体部分, 由滚珠丝杠副和推缸本体组成。作动器摇臂支耳与推缸分部件中滚珠丝杠副的丝杠集成为一体, 支座支耳与推缸本体集成为一体, 采用一体化设计。

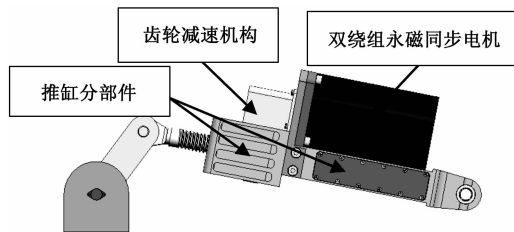


图 15 作动器模型图

3.2.3.1 双绕组永磁同步电机设计

根据舵伺服系统的性能指标, 设计出系统最低机械特性, 如图 16 所示。

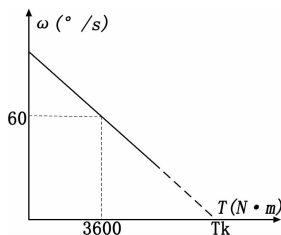


图 16 舵伺服系统最低机械特性图

结合双绕组永磁同步电机长工时发热影响和减少转动惯量对系统动特性的因素, 综合设计作动器减速比为 400, 性能指标如下:

- 1) 工作电压: 160 V;
- 2) 额定负载力矩: 2.5 N·m;
- 3) 额定电流: ≤ 12 A;
- 4) 过载力矩: 13.85 N·m;

- 5) 过载转速: $\geq 5\ 000\ \text{rpm}$;
- 6) 过载电流: $\leq 60\ \text{A}$;
- 7) 机电时间常数: $\leq 8\ \text{ms}$;
- 8) 锁制器力矩: $\geq 2\ \text{N} \cdot \text{m}$;
- 9) 锁定角度范围: $\pm 60^\circ$;
- 10) 锁制器工作电压: $28\ \text{V}$;
- 11) 锁制器工作电流: $\leq 1\ \text{A}$;
- 12) 外形尺寸: $\leq \Phi 106 \times 180\ \text{mm}$;
- 13) 重量: $\leq 5.7\ \text{kg}$ 。

作动器自锁功能是通过采用了与电机一体化设计的锁销式电磁锁制器,通过锁定电机轴的方式来实现对舵轴的间接锁定。

工作原理:断电时利用衔铁上的锁销限制电机轴转动的方式来实现锁定功能,通过加电产生电磁力将衔铁吸合解除电机轴的旋转限制,从而实现舵面解锁功能。解锁和锁制示意图如图 17 所示。

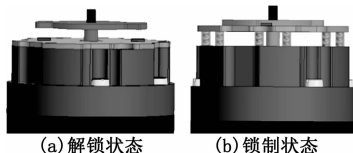


图 17 解锁和锁制示意图

根据锁定要求自锁力不小于 $3\ 800\ \text{N}$,可以计算得出电机锁制力矩约为 $1\ \text{N} \cdot \text{m}$,电磁锁制器性能参数为:

- 1) 解锁电压: $\leq 24\ \text{V}$;
- 2) 工作电流: $\leq 1\ \text{A}$;
- 3) 锁制力矩: $\geq 2\ \text{N} \cdot \text{m}$;
- 4) 连续工作时间: $\geq 2\ \text{h}$ 。

3.2.3.2 齿轮减速机构设计

齿轮减速机构包括电机齿轮、末级齿轮、过渡齿轮以及电机支板、齿轮箱体及一对深沟球轴承,如图 18 所示。

- 1) 电机通过 4 个 M8 螺钉固定在电机支板上,电机齿轮通过圆柱销与电机轴固连;
- 2) 末级齿轮固连在滚珠丝杠副的滚珠螺母上;
- 3) 过渡齿轮分别与电机齿轮和末级齿轮啮合,实现电机旋转的减速和力矩传递;
- 4) 过渡齿轮两端通过深沟球轴承实现支撑作用,一对深沟球轴承分别安装在电机支板和齿轮箱体内。

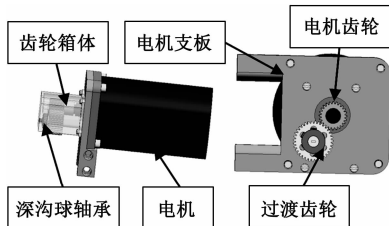


图 18 齿轮减速机构示意图

电机齿轮、过渡齿轮、末级齿轮主要设计参数如表 1

所示。

表 1 齿轮参数表

参数类型	电机齿轮	过渡齿轮	末级齿轮
齿数	$Z_1=24$	$Z_2=35$	$Z_3=76$
模数	$m_1=1$	$m_2=1$	$m_3=1$
分度圆直径	$d_1=m_1 * z_1=24$	$d_2=m_2 * z_2=35$	$d_2=m_2 * z_2=35$
中心距	$a_{12}=(d_1+d_2)/2=29.5$		—
	—	$a_{23}=(d_2+d_3)/2=55.5$	
齿形角	20°	20°	20°
基准齿形	GB/T2362-1990		
精度等级	7-d · GB/2362-1990		

3.2.3.3 推缸分部件设计

推缸分部件是作动器的主体部分,由滚珠丝杠副和推缸本体组成。示意图如图 19 所示。

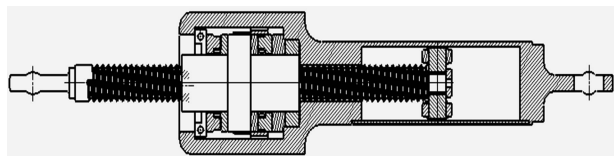


图 19 推缸分部件示意图

3.2.3.3.1 滚珠丝杠副设计

滚珠丝杠副是作动器中重要的传动部件,主要由滚珠丝杠、滚珠螺母、反向器和钢球组成,具有传动效率高、输出力矩大等特点。

工作原理:丝杠转动时,在丝杠与螺母间布置的钢球依次沿螺纹滚道滚动,同时钢球促使螺母作直线运动。为防止钢球沿螺纹滚道滚出,在螺母上设有滚珠循环返回装置(反向器),构成一个钢球循环通道。借助这个返回装置,可以使钢球沿滚道面运动后,经通道自动地返回到其工作的入口处,从而使钢球能在螺纹滚道上连续不断地参与工作。尺寸图如图 20 所示。

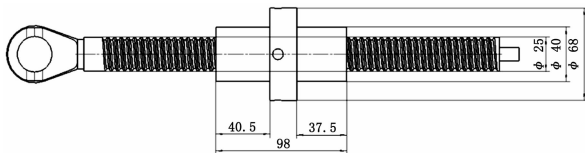


图 20 滚珠丝杠副尺寸图

经核算滚珠丝杠副修正的轴向额定动载荷为 $44.137\ \text{kN}$ 。

3.2.3.3.2 推缸本体设计

推缸本体是作动器的主要支撑和承力部件,采用钛合金材料。示意图如图 21 所示。

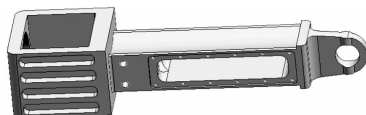


图 21 推缸本体示意图

4 系统软件设计

4.1 功能

系统软件是空天飞行器的舵伺服系统重要组成部分, 结合硬件部分完成系统的指令接收、跟随指令、状态检测及异常处理等功能。

系统软件为嵌入式软件, 采用 ANSI/ISO 标准 C 语言和汇编语言设计, 经编译后下载至 TMS320F28335 中运行。在主循环中完成状态的监控, 采用定时中断的方式完成系统闭环控制, 采用外部中断的方式完成与飞控部分通讯。定时中断周期设定为 0.5 ms, 且配置定时中断优先级高于外部中断优先级。

4.2 工作原理

初始化配置完毕后, 进入主循环, 在主循环中完成系统状态监控以及 422 总线通讯, 并等待中断发生。当定时中断触发时, 调用舵机控制算法, 计算出电机速度指令, 并通过 CAN 总线送给功率驱动器。当外部中断触发时, 调用 1553B 总线通讯模块, 读取并解析舵控指令, 同时封装并发送舵机相关状态。

系统软件流程图如图 22 所示。

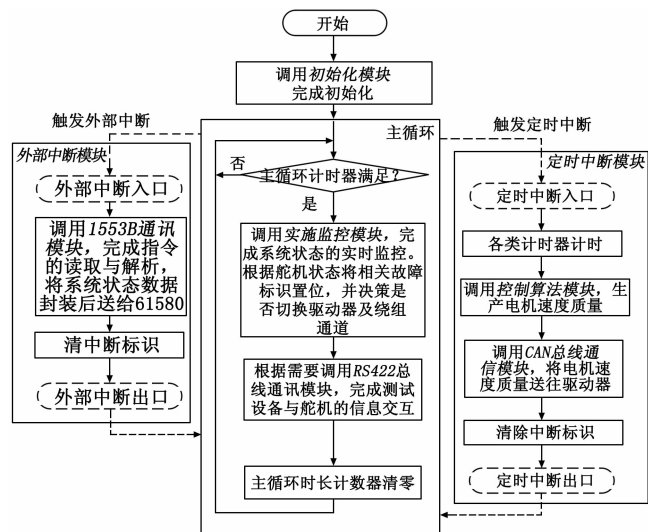


图 22 系统软件流程图

4.3 组成

采用模块化设计, 将相对独立功能的集成为独立的模块, 根据系统工作时序等条件进行合理调用。主要包括初始化模块、实时监控模块、通讯模块、外部中断模块、定时中断模块和控制算法模块等 6 个模块组成。

4.3.1 初始化模块设计

软件运行后, 首先调用初始化模块, 主要完成以下功能:

- 1) 配置 TMS320F28335 时钟;
- 2) 配置 TMS320F28335 中断向量, 中断优先级;
- 3) 配置看门狗复位时间;
- 4) 配置 I/O 口模式, 配置作为普通 I/O 口的方向, 配

置普通输出口的初始电平;

5) 配置 SPI、SCI、CAN、XINTF、EPWM 等外设;

6) 配置 1553B 专用芯片 BU61580, 将 BU61580 芯片配置为 RT 模式, 开启增强模式, 并设定好堆栈指针、中断屏蔽寄存器、子地址、子地址控制字等状态。

4.3.2 实时监控模块设计

软件初始化运行完毕后进入主循环。在主循环中主要调用实时监控模块, 以监控系统实时状态, 并进行故障处理。通过定时中断的主循环计时器, 保证实时监控模块的调用周期恒定。主要完成以下功能:

- 1) 判断主循环计时器是否满足计时条件, 若满足调用实时监控模块, 否则仍空闲等待;
- 2) 完成系统状态的采集, 包括电压及电流、驱动器状态、工作温度等;
- 3) 判断系统各状态是否正常;
- 4) 完成异常状态的处理, 根据故障实际情况决策系统应继续运行还是停机或复位;
- 5) 如果某个通道功率驱动器或绕组故障, 通过 I/O 口及时关闭该通道对应的继电器;
- 6) 发生故障时将相应的故障标识置位, 以供 422 总线及 1553B 总线通讯模块使用。

4.3.3 通讯模块设计

4.3.3.1 422 总线通讯模块

RS422 总线通讯模块在主循环中调用, 负责舵机与测试设备之间的通讯。采用查询的方式完成通讯, 主要完成以下功能:

- 1) 当查询到 SCI 的接收缓存器中有数据时进行读取;
- 2) 对读取的数据进行校验, 校验错误则丢弃当前数据;
- 3) 校验正确时, 解析数据, 从中得到舵控指令;
- 4) 将系统状态相关数据进行封装, 封装后送往 SCI 的发送缓存器, 通过 422 总线电路送给测试设备。

4.3.3.2 CAN 总线通讯模块

CAN 总线通讯模块负责舵机与功率驱动器之间的通讯, 由定时中断模块调用, 主要完成以下功能:

- 1) 将电机速度指令送给功率驱动器;
- 2) 读取功率驱动器的相关信息, 如电机电流、位置、速度等。

4.3.3.3 1553B 总线通讯模块

1553B 总线通讯模块由外部中断模块调用, 负责舵机与飞控之间的通讯, 主要完成以下功能:

1) 从 BU61580 的子地址 11011b 读取舵控指令, 并进行解析;

2) 将需要反馈的信息进行封装, 送往 BU61580 的子地址。

4.3.4 外部中断模块设计

外部中断的触发源为 BU61580 的接收中断, BU61580 接收到飞控发送的指令后, 如果终端地址匹配, 则产生外

部中断。主要完成以下功能：

- 1) 调用 1553B 总线通讯模块，完成 1553B 总线通讯工作；
- 2) 通讯完成后清除中断标识退出外部中断。

4.3.5 定时中断模块设计

当定时中断事件触发时，执行定时中断模块，主要完成以下功能：

- 1) 完成舵偏角位置的检测，进行系数转换，使其与指令归一；
- 2) 调用控制算法模块，计算电机速度指令；
- 3) 调用 CAN 总线通讯模块；
- 4) 清除中断标识，退出定时中断。

4.3.6 控制算法模块设计

控制算法模块是系统闭环控制的核心，主要完成以下功能：

- 1) 根据舵控指令及舵偏角反馈信息，计算系统的位置误差；
- 2) 将位置误差送入数字 PID 控制器中进行调节，得到电机速度指令；
- 3) 对电机速度指令进行限幅。

5 系统联合仿真与结果分析

根据驱动控制器、作动器及控制软件的设计方案，以 Simplorer 多学科联合仿真平台为主，搭建系统仿真模型，如图 23 所示。

系统仿真模型主要输入条件如下：

- 1) 控制系统包括电流环、速度环、位置环，三环均采用 PID 控制算法；
- 2) 功率电压 160 V，电机控制采用空间矢量控制算法，控制周期为 0.5 ms，SVPWM 周期为 166 Hz；
- 3) 电机 2 对极，相电阻为 0.11 Ω，力矩常数为 0.26 N·m/A；
- 4) 扭转间隙为 6°；
- 5) 电机端的转动惯量为 $7.2 \times 10^{-4} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。

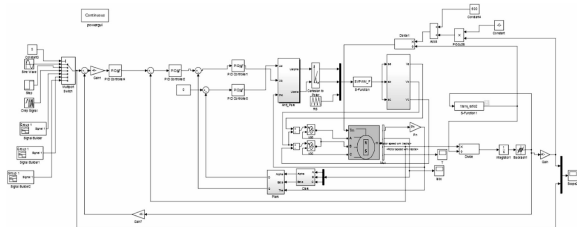


图 23 系统仿真模型图

5.1 舵偏角与角速度仿真

加载刚度为 120 (N·m/°)，当系统输入为幅值 25° 的方波信号，舵偏角的仿真结果如图 24 所示，角速度仿真结果如图 25 所示。

经过计算，最大工作舵偏角为 25°，舵面角速度为 53.2 °/s，分别满足系统指标 $[-25^\circ, +25^\circ]$ 和 50 °/s 的要求。

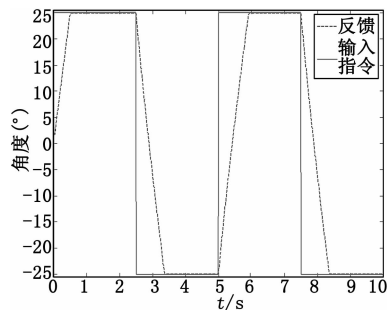


图 24 舵偏角仿真结果

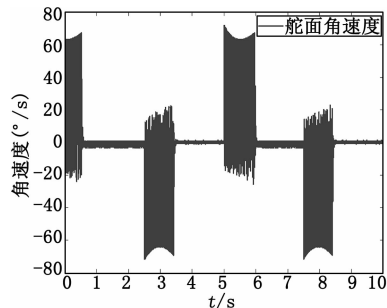


图 25 角速度仿真结果

5.2 线性度差与不对称度仿真

系统从 -25° 运动到 +25° 响应仿真结果如图 26 所示。

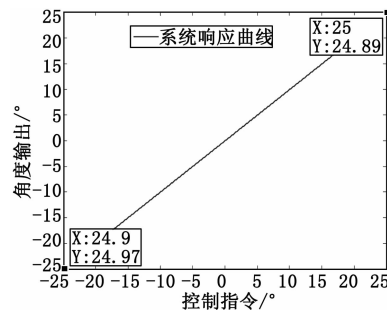


图 26 线性度差与不对称度仿真结果

经过计算，线性度偏差为 0.2%，不对称度为 0.4%，满足系统指标 $[-5\%, +5\%]$ 的要求。

5.3 动态特性仿真

5.3.1 5°阶跃输入

加载刚度为 120 (N·m/°)，当系统输入为幅值 5° 的阶跃信号，仿真结果如图 27 所示。

经过计算，系统超调为 0，过渡时间约为 72 ms，满足系统指标小于等于 10% 和 120 ms 的要求。

5.3.2 10°阶跃输入

当系统输入 10° 阶跃信号，仿真结果如图 28 所示。

经过计算，系统超调为 0，过渡时间约为 193 ms，满足系统指标小于等于 10% 和 240 ms 的要求。

5.3.3 频率特性仿真结果

舵面在 0° 时，叠加正弦信号进行测试，测试信号的幅度为 1° 时，仿真结果如图 29 所示。