

文章编号: 1000-8829 (2004) S0-0255-04

基于 ARM 处理器的小型无人机自动驾驶仪的设计

Development of a Small UAV Autopilot Based on ARM Processor

(航天科工集团第三研究院 8357 研究所, 天津 300141) 章 飏, 丁国辉

摘要: 自动驾驶仪是无人机飞行控制系统的核心, 采用 ARM 处理器和 MEMS 传感器设计小型无人机自动驾驶仪符合飞控系统的高精度、小型化、数字化发展趋势, 具有很好的应用前景。

关键词: 无人机; 自动驾驶仪; ARM 处理器; MEMS 传感器

中图分类号: V241

文献标识码: A

Abstract: The autopilot is a kernel of unmanned aircraft flight system. The design and development scheme of the hardware platform for a small UAV automatic pilot is proposed. The ARM processor is selected as its core. The autopilot which based on arm processor and MEMs sensors meet the most potential for market growth of small UAVs

Keywords: UAV; autopilot; ARM processor; MEMs sensors

无人驾驶飞机是指具有远程遥控或者自主飞行能力, 能够携带诸如照相机、通讯设备以及其它任务载荷的无人航空飞行器, 其在勘测和侦察领域扮演着重要的角色。自动驾驶仪是无人机飞行系统的关键子系统。随着航空技术的发展以及对无人机越来越广泛的需求, 自动驾驶仪向着高精度、小型化、数字化方向发展。高精度要求无人机的导航控制精度高、稳定性好、并且实时性要求高, 能够适应复杂的外界环境, 因此控制和信号处理算法比较复杂、计算速度快、精度高。小型化则对驾驶仪系统的重量和体积提出了更高的要求, 要求处理和计算计算机的性能越高越好, 体积越小越好。这些条件在设计系统时都要综合考虑以达到最优化的性能设计。

1 系统结构与组成

该小型自动驾驶仪主要由 3 个单元组成: ①微处理器单元; ②GPS 和惯性传感器单元; ③空气数据传感器单元。微处理器作为数据处理和飞行控制的核心要求既要具有一定的数字信号处理能力又要求体积小, 因此选择基于 ARM7TDMI 内核的 AT91FR40162 微处理器, 通过两个串行口分别与伺服控制板和 GPS 接收机通讯, 利用定时/计数模块采集 3 个加速度信号, 通过 SPI 口接收 AD 转换输出的空气数据传感信息以及角度速率信息; GPS 和惯性传感器单元完成导航和姿态测量任务, 其中惯性传感器是由两个 MEMS 加速度计和 3 个硅微陀螺组成 6 自由度惯性测量系统, 它同时提供温度信息; 采用半导体材料的压阻效应原理制造的双口 MPXV5004G 4kPa 动态压力传感器

和 MPX4115A 大气压力传感器作为空气数据采集单元的传感器, 为无人机驾驶提供海拔高度和真空速数据。整个系统原理框图如图 1 所示。

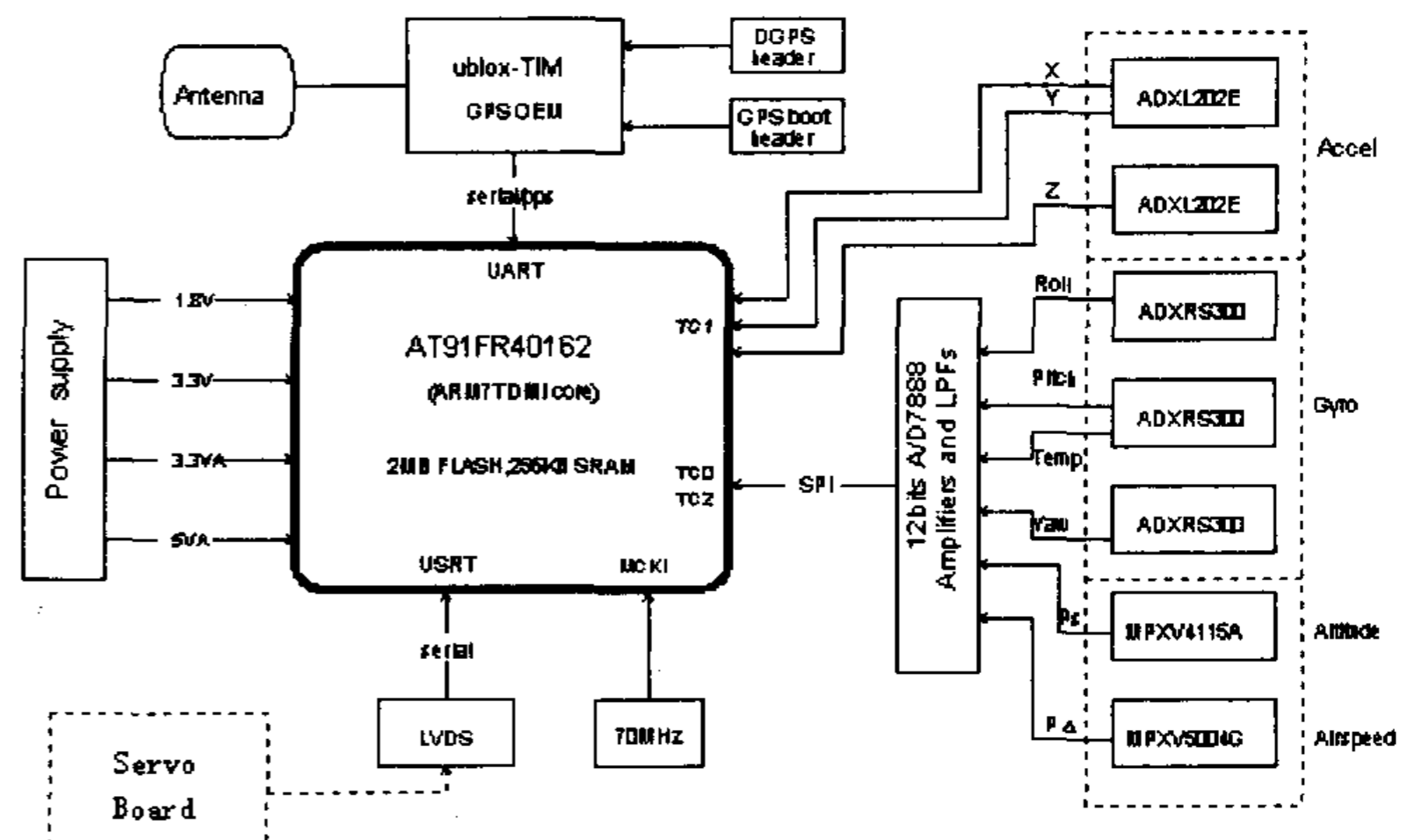


图 1 系统组成框图

2 微处理器单元

2.1 AT91FR40162 处理器

AT91FR40162 具有 ARM7TDMI 核、大容量 Flash 存储器 (2MB) 以及片内 SRAM (256KB) 和外围, 其主频 70MHz, 处理速度为 63MIPS, 相当于奔腾 60 的性能。这种微控制器的特点是高性能——32 位 RISC 体系结构、高密度——16 位指令集、低功耗以及实时性, 扩充的 Flash 存储器还增加了开发者使用的灵活性。为许多计算密集的嵌入式控制应用领域提供了功能强大、使用灵活且性价比高的解决方案, 同时还可以帮助用户减小 PCB 尺寸和系统成本。Flash 存储器可以通过 JTAG/ICE 接口或者厂家编写的 Flash Uploader 软件进行编程, 从而使 AT91FR40162 适合于在系统可编程应用。AT91FR40162 是由 AT91R40008 ARM/Thumb 微控制器和 1 个 AT49BV1604A/1614A 16Mbit Flash 存储器集成的 10 mm×10 mm 121-ball BGA 封装器件, 其框图如图 2。

2.2 SPI 口实现

SPI 口在本系统中起着关键的纽带作用, 因为所采用的传感器所需的 A/D 转换器 (8 通道) 具有 SPI 协议接口, AT91FR40162 微控制器通过 SPI 口快速轮询获得传感器的采样数据, 但是由于该处理器本身并不具有 SPI 主机方式口, 因此如何简单地构建 SPI 口是一个重要问题。

串行外用设备接口 (SPI) 是 MOTOROLA 公司提出的一

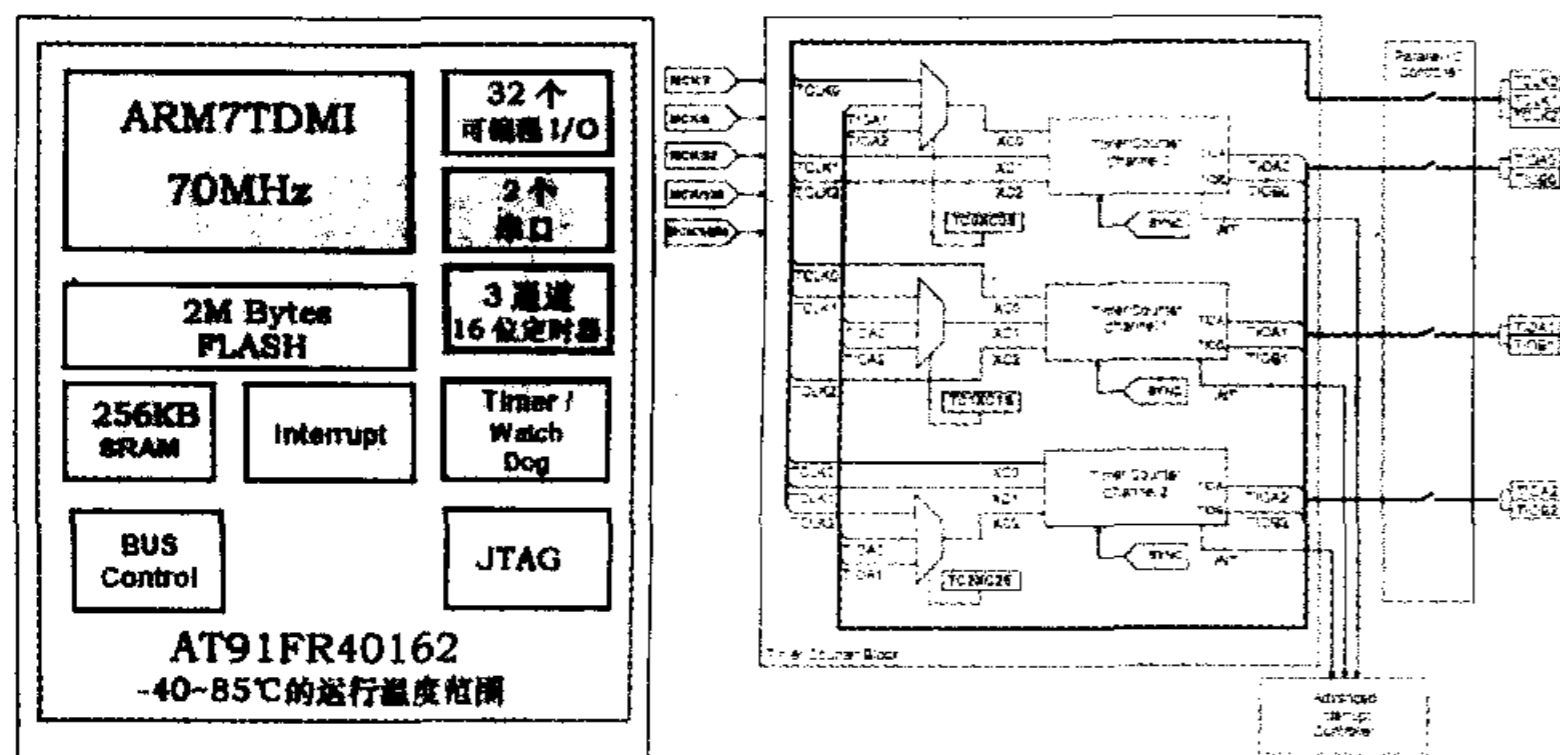


图2 AT91FR40162组成和TC模块

种同步串行外设接口,允许CPU与各种外围接口器件以串行方式进行通信,交换信息,它使用4条线:串行时钟线(SCLK)、主机输入/从机输出线(MISO)、主机输出/从机输入线(MOSI)、低电平有效使能信号线(CS),这样仅需3-4根数据线和控制线即可扩展具有SPI接口的各种I/O器件。

AT91FR40162的定时/计数(TC)模块包含3个独立的定时/计数通道,每个通道可以被单独编程完成诸如频率测量、事件计数、间隔测量、脉冲生成、事件延迟以及PWM脉宽调制。定时/计数通道可以工作在捕获模式或波形模式。

主机SPI在SCLK下降沿发送数据,在上升沿采样数据,时钟无效电平为“1”,当传输完成,所有信号保持高电平。

为了实现SPI,主机必须进行以下操作:

- ①生成SCLK信号(使用方波信号),占空比=1;
- ②在SCLK的下降沿通过MDSI线设定输出数据位;
- ③在SCLK的上升沿通过MISO线采样输入数据位;

为了符合上述要求,通过使用两个定时器TC来实现,配置如下:

TIOA2	SCLK	OUTPUT
TIOB2	MOSI	OUTPUT
TCLK2	MISO	OUTPUT

通道2使用双波形模式产生和管理输出信号SCLK和MOSI,时钟源位MCK/2。方波可通过对TC-RC寄存器编程计数值以及TC-RA寄存器编程来产生一半计数值,TC-RB寄存器不使用。

TIOA2/SCLK可用软件触发事件、RC比较事件、RA比较事件清除,其中软件触发优先级最高,TIOB2/MOSI的设置/清除可由软件触发事件和RC比较事件完成。

通道1使用捕获模式来管理MISO信号,时钟源位XC1,其中TC内部使TIOA2/SCLK与XC1通过XC1/XCIS选择内部相连。XC2(内部与TCLK2/MISO相连)作为时钟的突发。当输入数据位为“1”,时钟使能计数器在SCLK上升沿计数累加,当输入数据为“0”,时钟无效计数器在SCLK上升沿无变化。

3 GPS/INS组合系统

惯性导航系统是通过牛顿运动方程来估计载体的位置和姿态信息的。一个完整的INS包含一个计算单元和几个惯性传感器。惯性传感器有两种类型:陀螺和加速度计。陀螺的输出是与绕其输入轴角运动成正比,而加速度计的输出是与沿其输入轴敏感的速度变化成正比的信号。因此一个3轴惯性测量单元(IMU)需要3个陀螺和3个加速度计,以惯性地确定其在空

间中的位置和速度。

3.1 基于MEMS传感器的惯性姿态测量单元(IMU)设计

以往的惯性姿态系统是庞大、笨重、昂贵而且又耗功的精密仪器,仅高端武器系统和平台才能支付得起。随着微电子机械器件(MEMS)的飞速发展,满足无人机对惯性姿态测量装置小型化、功耗极低的要求,在小块印制板上集成多个MEMS加速度计和陀螺已经成为可能。

(1) ADX210E 加速度传感器。

ADX210E基于iMEMS技术的单片双轴加速度传感器,可同时输出数字信号和模拟信号,即可测量动态加速度,又能测量静态加速度。其分辨率为2mg,满量程为±10g,具有脉冲占空比信号输出,占空比与敏感轴上的加速度成比例关系,输出信号可以直接送给微处理器,而不必经过A/D转换。通过外部电阻可设定输出占空比信号的周期占空比灵敏度为4.2%/g。当加速度为0g时,输出占空比为50%,温度系数为2mg/°C。同时,利用重力加速度可以校准灵敏度和极性。芯片具有自检功能,ADXL210E可以得到5mm×5mm×2mm,8引脚密封LCC封装。

ADXL210E工作原理原理框图见图3,它有X、Y两个通道,内部主要包括6个部分:①X轴传感器;②Y轴传感器;③振荡器(用来产生相位差为180°的两路方波信号,分别加至电容或加至电容或加速度传感器的两个电容极板上);④相位解调器1和相位解调器2;⑤两极低通滤波器(R_{FILT1}和C_X、R_{FILT2}和C_Y);⑥占空比调制器(DCM)。CS为电源退耦电容,R_{SET}用来设定输出占空比信号的周期。DCM的分辨率可达14位。

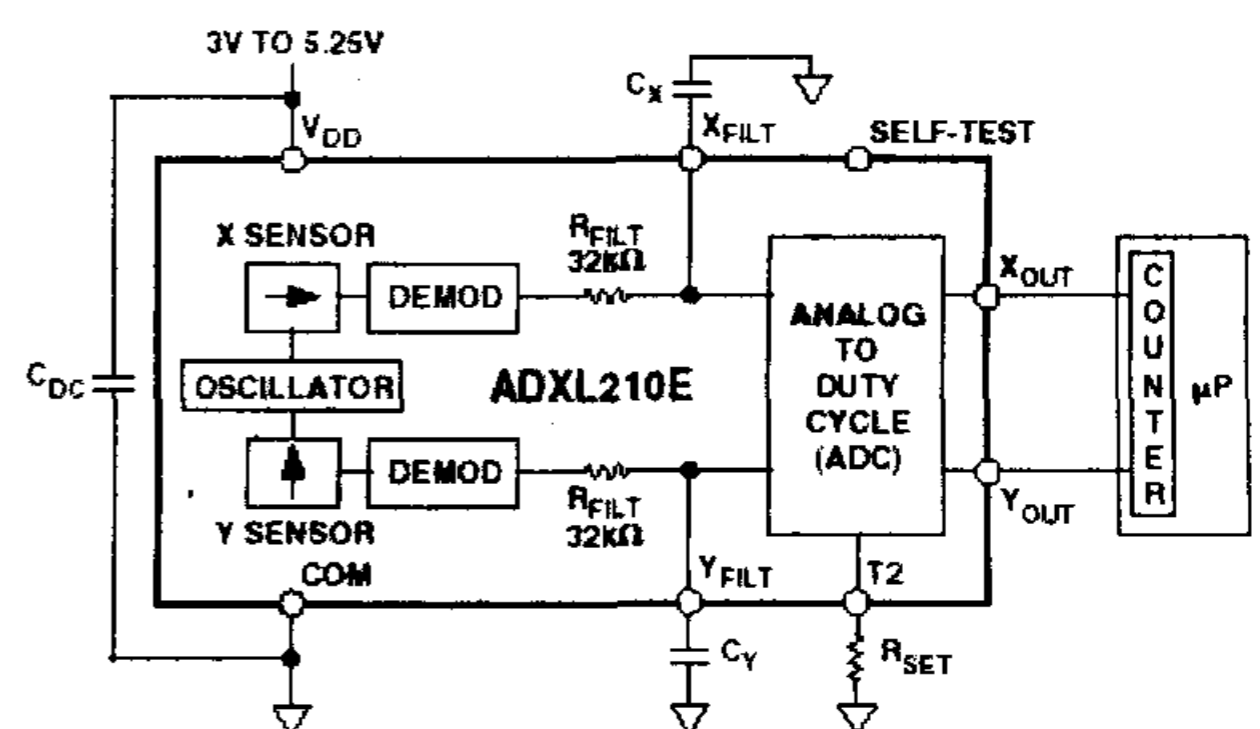


图3 ADXL210E原理框图

设占空比周期为 T_2 ,其高电平持续时间为 T_1 ,利用下式可以计算得出占空比:

$$D = \frac{T_1}{T_2} \cdot 100\%, \text{ 加速度值 } a = \frac{(T_1/T_2 - 0.5)}{4\%}$$

当敏感轴不受重力加速度时, $a=0g$ 。由上式分式可知,速度仅与占空比有关,而与振荡频率无关。占空比周期由下式确定:

$$T_2 = \frac{R_{SET}}{R} = \frac{R_{SET}(\Omega)}{125M\Omega}$$

(2) ADXRS300 单角速度陀螺仪。

ADXRS300单片偏航角速度陀螺集成电路是第一款商业应用的表面微电子机械角速度传感器,是角速度传感器技术的一个里程碑。陀螺仪是用来测量角速度即物体旋转快慢的,只要固定在相互垂直的三个平面上就能够测量偏航(yaw)、俯仰(pitch)和滚动(roll)。

ADXRS300 内部的陀螺经微电子机械加工而成, 采用共鸣器(音叉)的原理, 两个角速度传感器由多晶硅制成, 每个传感器都包含靠静电力产生谐振的抖动架形成转动部件。信号调理的作用是在噪声环境下仍保证测量精度不变。内部原理框图如图 4 所示。

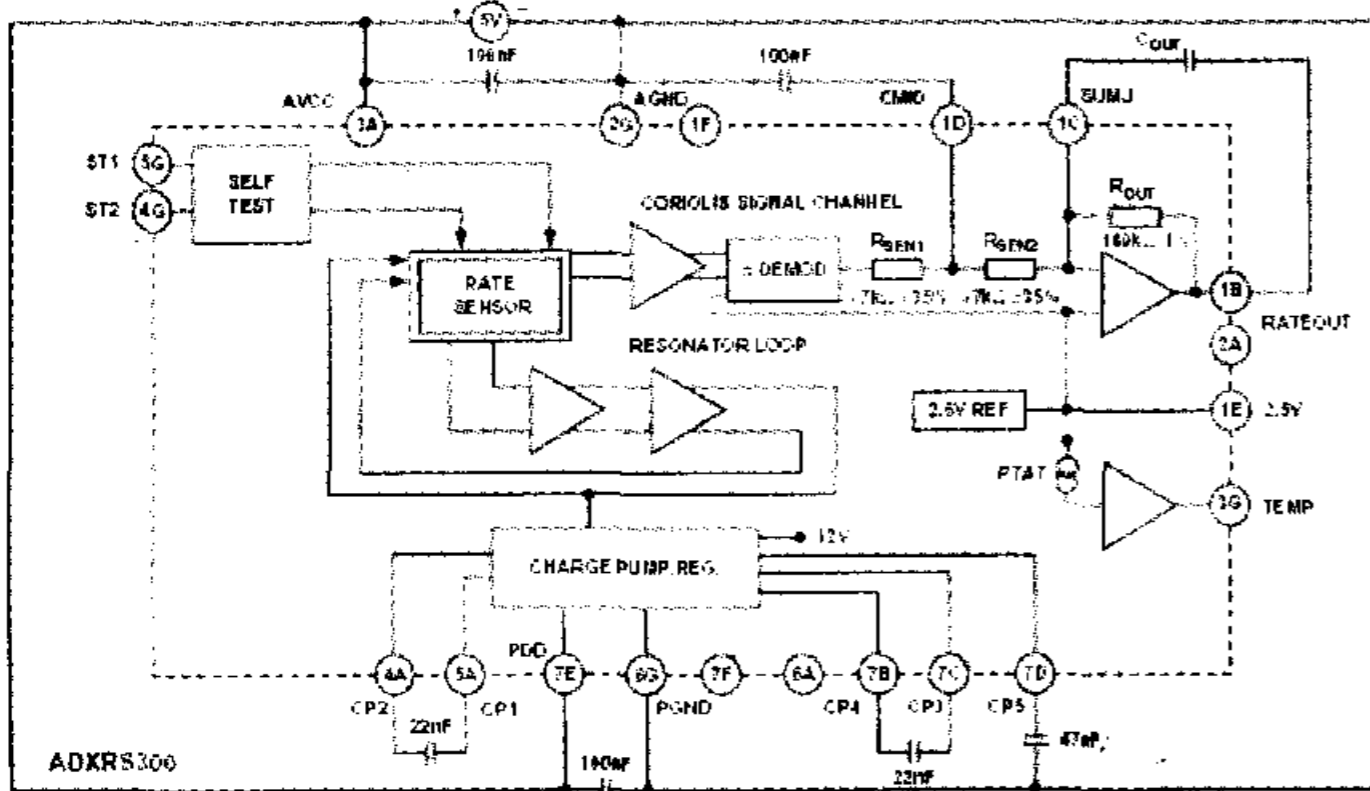


图 4 ADXRS300 单角速度陀螺仪原理框图

设被测角速度为 $\alpha_v(^{\circ}/s)$, 输出电压为 U_0 , 已知灵敏度 $k=5\text{mv}^{\circ}/s$, 有关系式: $U_0=k\alpha_v$ 。

芯片内部的温度传感器, 不仅能测量环境温度, 还可用来对角速度传感器的输出电压进行温度补偿, 以便构成精密角速度检测系统。设温度传感器的输出电压为 U_T , 其电压温度系数 $\alpha_T=+8.4\text{mV/K}$ 。 U_T 与热力学温度 $T(\text{K})$ 成正比, 有关系式: $U_T=\alpha_T \cdot T$ 。在 25°C 时, U_T 输出为 2.5V , ADXRS300 的“3G”输出引脚经低通 RC 滤波器进入 AD7888 进行采样。

(3) 姿态和速度的确定。

在捷联式惯导系统中, 必须实时的计算实体平台, 导航平台无法模拟导航坐标系, 需要用计算机来计算导航平台。

对于使用地理坐标系的导航系统而言, 首先要用陀螺仪测量的角速度 ω_{ih}^b 和计算机计算的角速度 ω_{ib}^n 来计算飞机的姿态矩阵 C_n^b , 然后从姿态矩阵的元素中提取飞机的姿态信息, 并把加速度计测量的比例信息 f^h 用 C_n^b 变换到导航坐标系 f^n , 然后就可以在导航坐标系中求解飞机的速度信息。

(4) 姿态角矩阵计算。

姿态矩阵对应的姿态微分方程: $\dot{C}_n^b = C_n^b \omega_{ih}^{bk}$

式中, ω_{ih}^{bk} 是对应姿态角速率 ω_{ib}^b 的反对称矩阵, 将上式展开, 则有:

$$\begin{bmatrix} \dot{T}_{11} & \dot{T}_{12} & \dot{T}_{13} \\ \dot{T}_{21} & \dot{T}_{22} & \dot{T}_{23} \\ \dot{T}_{31} & \dot{T}_{32} & \dot{T}_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{nbz}^b & \omega_{nby}^b \\ \omega_{nbz}^b & 0 & -\omega_{nbx}^b \\ -\omega_{nby}^b & \omega_{nbx}^b & 0 \end{bmatrix}$$

上式可以看出, 只要给定初始值 $\theta_0, \psi_0, \gamma_0$, 在姿态角速率 ω_{nb}^b 已知的情况下求解姿态微分方程, 即可确定姿态矩阵中的元素值, 进而确定飞机的姿态角。

由于飞机的姿态变化速率可能很大, 如直接对姿态微分求解, 一是不能满足实时计算的要求, 二是导航计算机的负担太重, 为解决上述问题, 目前较多的采用四元数和方向余弦的关系, 求解姿态矩阵中的元素值。

在工程实际中, 特别是由数值法解运动学方程是, 四元数运动学方程得到了广泛的应用, 这是因为四元数运动学方程对任何参数都不迭代(无奇点), 而且参数数目小(只有 4 个),

联系式数目最少(只有一个), 因此, 四元理论特别适合数值计算。

四元数是由一个实数单位 1 和 3 个虚数单位 i, j, k 组成的含有 4 个元的数, 表达式为:

$$Q = q_0 + q_1i + q_2j + q_3k$$

一个坐标系相对另一个坐标系的转动可以用四元数唯一的表示出来, 用四元数描述从地理坐标系到机体坐标系的转动运动时, 可得:

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 + q_0q_3) & 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 - q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 + q_0q_2) & 2(q_1q_3 - q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_n \\ y_n \\ z_n \end{bmatrix}$$

只要知道四元数中的 4 个数, 即可求出姿态矩阵的九个元素。同姿态矩阵中的元素一样, 四元数的元数也是 ψ, γ, θ 的函数, 只有求解四元数微分方程, 才能求出四元数中的元素值。

$$\dot{Q} = \frac{1}{2} Q \omega_{nb}^b$$

以上分析说明, 只要从上式中求出四元数的元数值 q_0, q_1, q_2, q_3 , 就可得到姿态矩阵中的元素值 $T_{11} \dots T_{33}$ 。

(5) 速度计算。

无人机位置矢量 R 在惯性坐标系中的表示为 R^i , 在地球坐标系中的表示为 R^e , R^i 和 R^e 的变换关系为: $R^e = C_i^e R^i$

求导得:

$$\dot{R}^e = C_i^e \dot{R}^i + \dot{C}_i^e R^i = C_i^e (\dot{R}^i + \dot{C}_i^e R^i)$$

由: $\dot{C}_i^e = -C_i^e \omega_{ie}^{ik}$

得: $\dot{R}^e = C_i^e (\dot{R}^i - \omega_{ie}^{ik} R^i)$

式中, \dot{R}^e 即飞机相对地球得运动速度列矢量, 在地理坐标系中定义 \dot{R}^e 为:

$$V^n = C_e^n \dot{R}^e$$

$$V^n = C_e^n C_i^e (\dot{R}^i - \omega_{ie}^{ik} R^i) = C_i^n (\dot{R}^i - \omega_{ie}^{ik} R^i)$$

两边求导:

$$\dot{V}^n = C_i^n (\dot{R}^i - \omega_{ie}^{ik} \dot{R}^i) + \dot{C}_i^n (\dot{R}^i - \omega_{ie}^{ik} R^i)$$

在地理坐标系中比力可以表示为: $f^n = C_i^n \dot{R}^i - G^n$

则有 $\dot{V}^n = f^n - (\omega_{en}^{nk} + 2\omega_{ie}^{nk}) V^n + g$

$$\begin{bmatrix} \dot{V}_N \\ \dot{V}_E \\ \dot{V}_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_N \\ f_E \\ f_D \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -(\lambda + 2\omega_{ie}) \sin \phi & \phi \\ (\lambda + 2\omega_{ie}) \sin \phi & 0 & (\lambda + 2\omega_{ie}) \cos \phi \\ -\phi & -(\lambda + 2\omega_{ie}) \cos \phi & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_N \\ V_E \\ V_D \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix}$$

联立求解这 3 个微分方程可以得到 V_N, V_E, V_D 三个速度。

3.2 GPS 接收机单元的设计

(1) ublox-TIM GPS。

GPS 接收器采用 ublox-TIM GPS OEM 模块形式, 它是一个完整的内嵌式低价位 GPS 接收机, 从信号输入到串行数据输出, 整个信号处理链全部集中在一个芯片元件中, 而体积只有 $2.54\text{cm} \times 2.54\text{cm} \times 3\text{mm}$ 。ublox-TIM 的这个特点使得它特别适用于需要高体积空间的应用中, TIM 提供两个串口, 可以提供 NEMA 和 SIRF 专用数据或者接收差分 GPS 数据(RTCM)。通过 NEMA-0183 协议 CPU 可以获得无人机的速度和位置信息。

(2) GPS 在系统中的接口设计(电路图如图 5)。

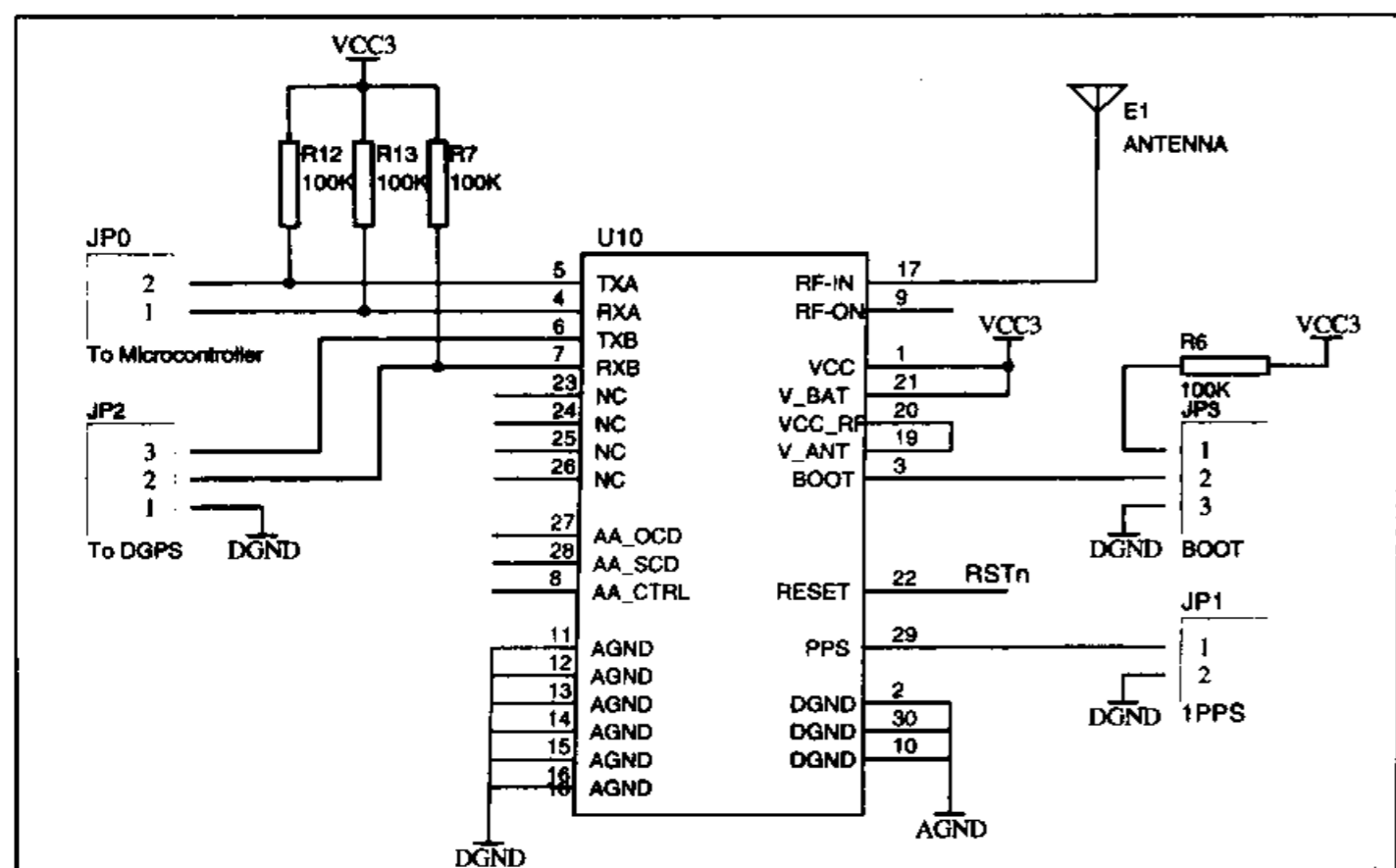


图5 GPS接口连接图

TIM GPS 提供以下几种接口：①Antenna 接口；②供电接口；③差分 GPS 输入；④NEMA 格式数字接口；⑤厂商提供的专用数据接口；⑥时间标志接口。

3.3 GPS 和 INS 组合

使用 GPS 和惯性传感器来导航是一种增效关系，这两种类型的传感器组合不仅克服了每种单独传感器中发生的性能缺陷，而且产生了一种性能超过了各传感器性能的系统。在惯性系统的精度随时间下降时，GPS 提供了界定的精度。GPS 传感器不仅界定了导航误差，而且还校准了惯性传感器。在小型无人机的应用中，一般把惯导和 GPS 输出的位置信息进行加权平均，以获得更高的短期精度。

4 空气数据传感器单元的设计

通常，在飞行控制系统中，采用的大气数据传感器包括静压、动压、总压传感器以及侧滑角传感器等，传统的压力测量方法是利用弹性元件（如膜盒）的变形和位移来测量物理量，然后再变成电信号。它们体积大、灵敏度低、可靠性差、非线性严重。随着微电子技术的发展，利用半导体材料的压阻效应和良好的弹性，用集成电路工艺和硅微机械加工技术制造的固体半导体压力传感器具有体积小、重量轻、灵敏度高、易于集成化、微型化等优点。在这里就选择了采用半导体材料的压阻效应原理制造的双口 MPXV5004G 4kPa 动态压力传感器和 MPX4115A 大气压力传感器作为空气数据采集单元的传感器，为无人机驾驶提供海拔高度和真空速信息。

4.1 海拔高度测量

MPX4115A 单片集成硅压力传感器采用微机械加工，激光修正等先进技术和薄膜电镀工艺，具有测量精度高，预热时间短，响应速度快，长期稳定，可靠性高和过载能力强等优点。利用温度补偿器可消除温度变化时压力影响，传感器的输出电压与被测绝对压力成正比。

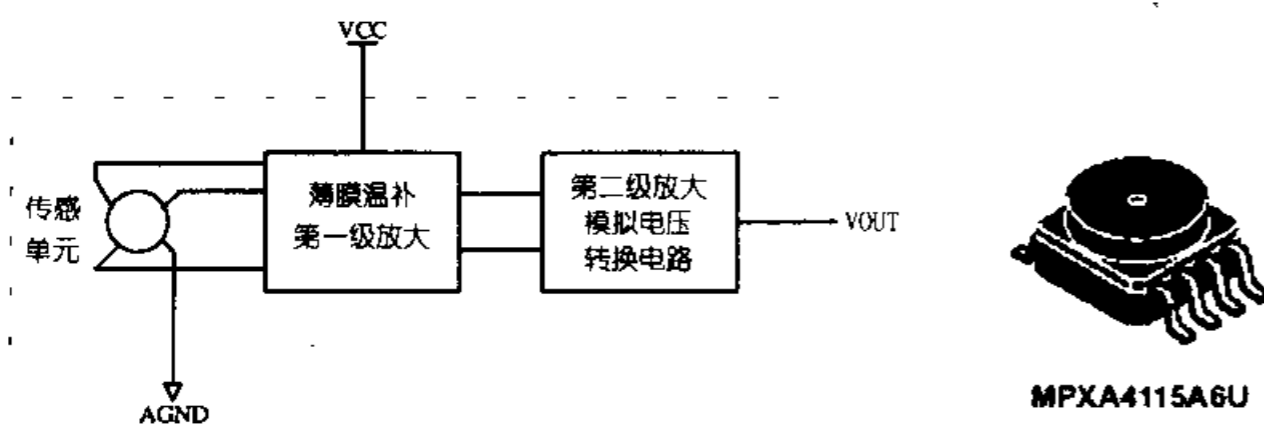


图6 MPX4115A 硅压力传感器框图和外形图

其内部电路主要由 3 部分组成：①压敏电阻构成的传感单元；②经过激光修正的薄膜温度补偿及第一级放大器；③第二级放大器及模拟电压输出电路（包含基准电路压力修正，电平

偏移电路)。在 MPX4115A 的热塑壳体中，主要有基座，管心和密封真空室。

当氟硅脂凝胶体膜不锈钢帽受到垂直向下的压力 P 时，就将该压力与真空压力比较，使输出电压与绝对压力成正比。

MPX4115a 输出电压表达式为：

$$V_{OUT} = V_s \times (0.009 \times P - 0.095) \pm (\text{PressureError} \times \text{TempFactor} \times 0.009 \times V_s)$$

$$V_s = 5.1 \pm 0.25V_{dc}$$

利用上述表达式即可完成温度补偿和压力修正。由微控制器计算出被测压力值。

$$\rho = \frac{V_{OUT}}{0.009V_s} \pm \text{PressureError} \times \text{TempFactor} + 10.556$$

4.2 真空速数据测量

MPXV5004G 双口硅压力传感器，包含一个采用先进微机械加工工艺技术的高灵敏度灌输张力规格 (gauge)，金属薄膜，以及两极处理，内部组成见图 7。它提供的精确高水平模拟输出信号与应用压力成比例，P1 端位胴体空气压力，P2 为环境大气压力，要求 P1>P2。

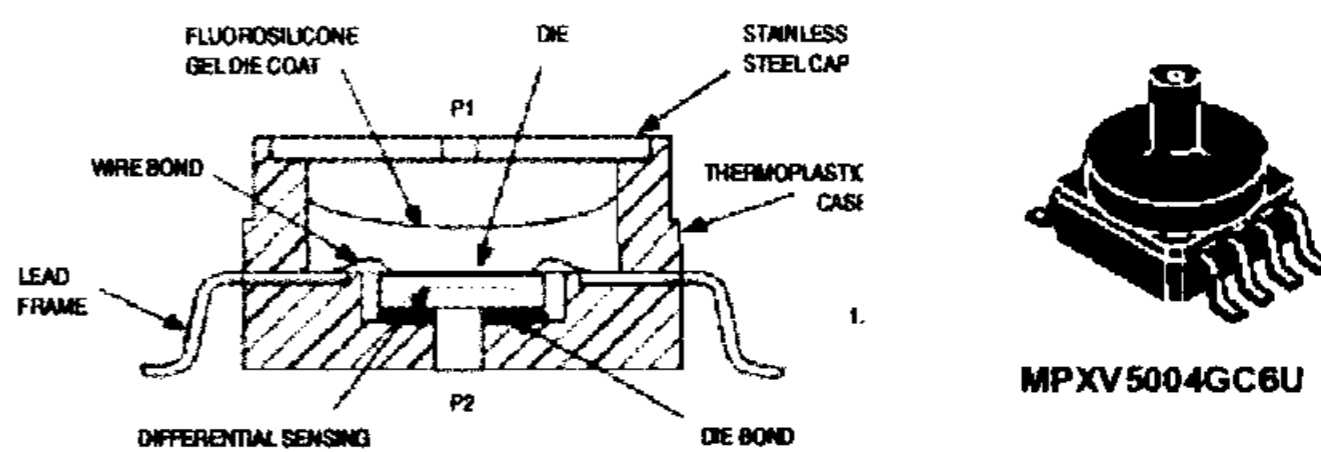


图7 MPXV5004G 双口硅压力传感器内部组成和外形

利用 MPXV5004G 可以组成一个真空管静力传感器 (pitot-static transducer)。为了测量空速 (air-speed) 需要空速管压力和静态压力的温度补偿。由柏努利 (Bernoulli) 定理可知，通过测量静态 (大气) 空气压力和空速管 (全部) 压力可以得到真空速。

柏努利定理指出静态压力与动态压力的和等于全部压力。

$$P_s + \frac{1}{2} \rho v^2 = \rho_T$$

其中， ρ_s 为静态压力， ρ_T 为全部压力， ρ 是流气密度， v 是流体速度。

对于理想不可压缩气体，可以使用下式求出密度：

$$\rho = \frac{\rho_s M}{RT}$$

从而获得空速：

$$v = \sqrt{\frac{2RT}{M} \left(\frac{P_\Delta}{P_s} \right)}$$

其中， P_Δ 为差压， $P_\Delta = P_T - P_s$ ， M 为分子质量， T 为温度， R 为大气常数， P_Δ 即为动态压力。

在更高的速度时，由于必须考虑空气的压值，因此柏努利公式不适用了，在这样的条件下，要采用复杂的公式：

$$v = \sqrt{\frac{2\gamma RT}{M(\gamma-1)} \left[\left(\frac{P_\Delta + P_s}{P_s} \right)^\gamma - 1 \right]}$$

(下转第 261 页)

电路，其中一路实现电路如图 4 所示。

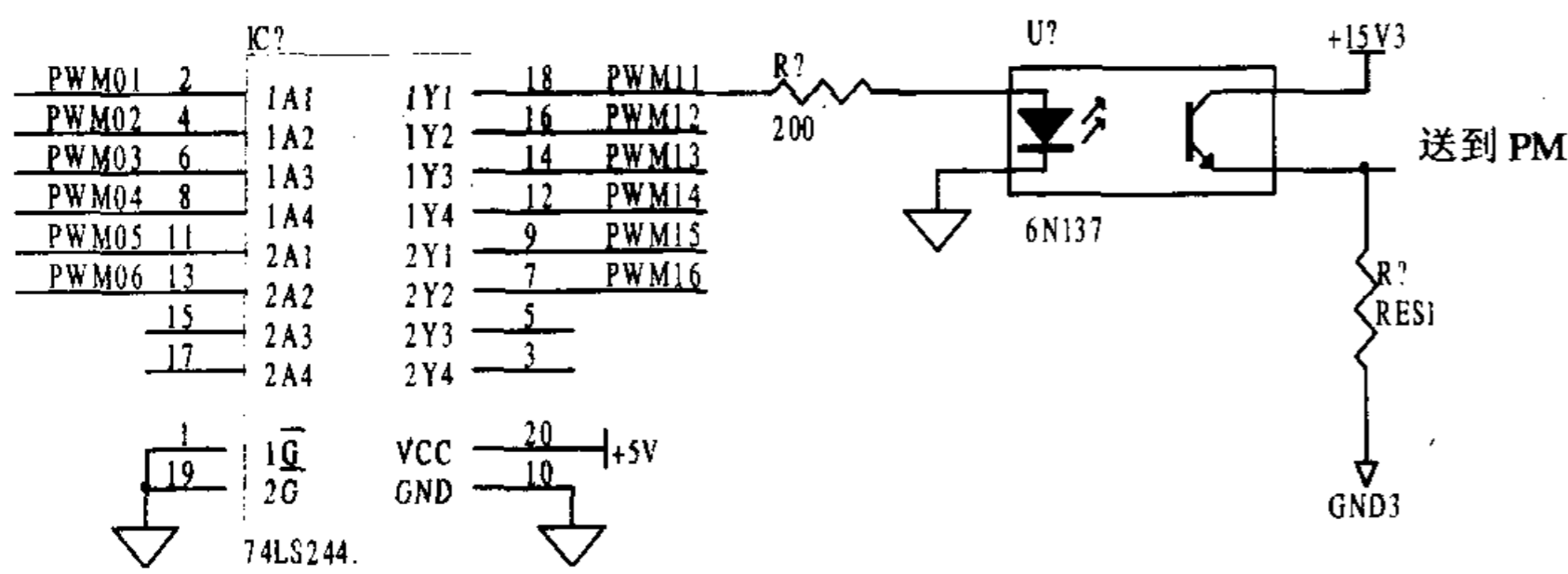


图 4 光耦隔离电路

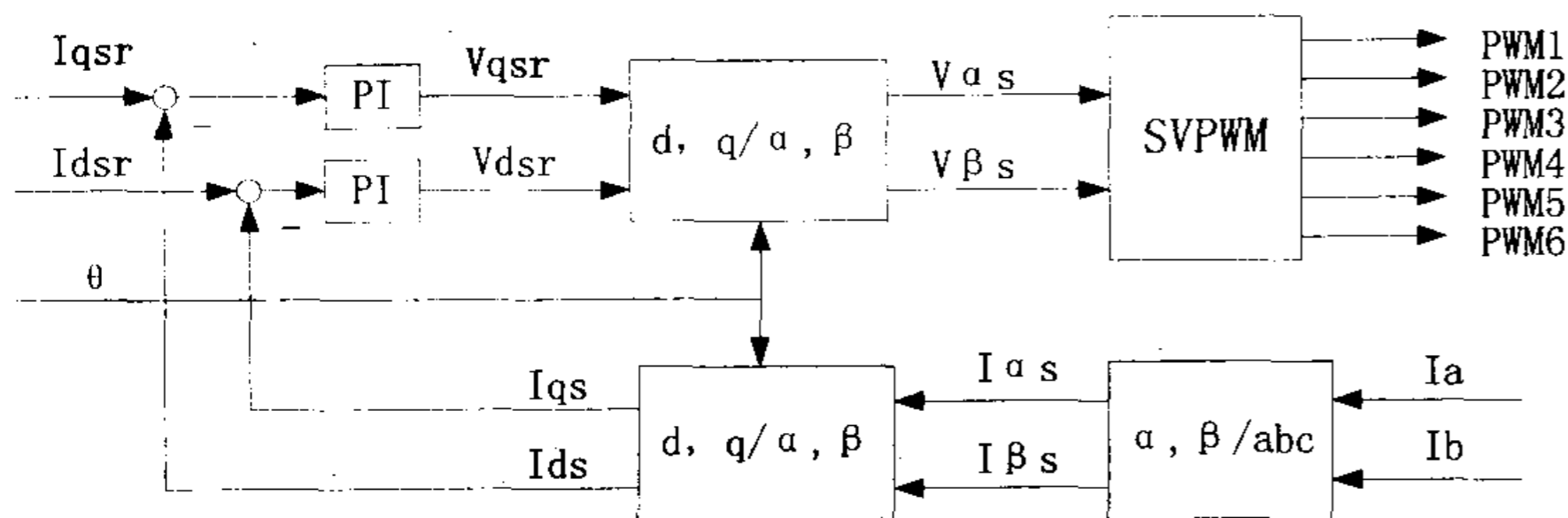


图 5 电流环的结构框图

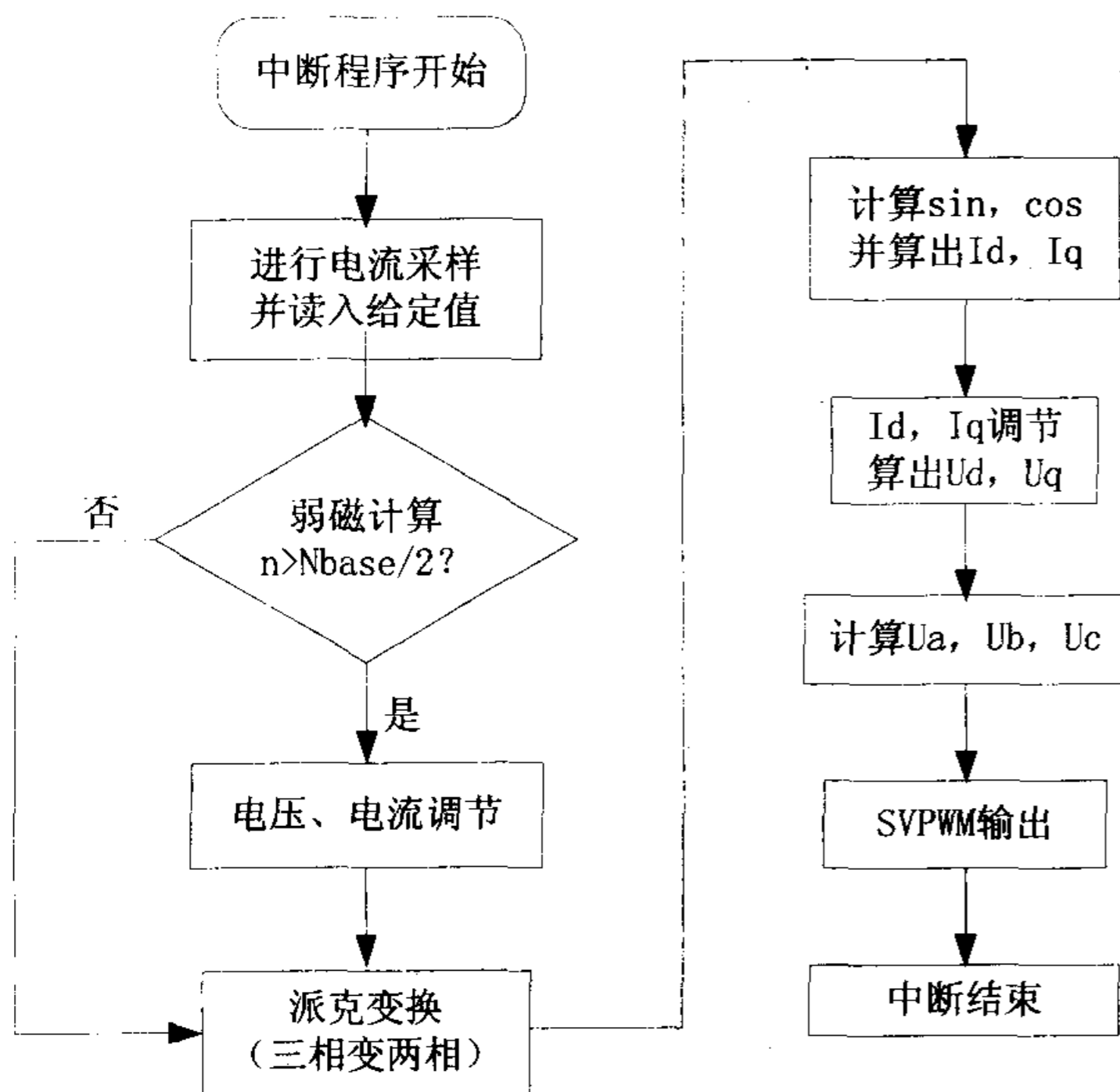


图 6 电流环中断服务程序流程图

3 软件构成

该系统软件设计主要包括 3 部分：初始化模块、系统控制模块和通信模块。初始化模块主要完成 DSP 系统以及外设部件的初始化，以及系统的管理方式等。系统控制模块主要包括：PWM 定时中断程序、光电编码器的捕获中断程序和故障保护中断程序。PWM 中断程序即指 DSP2 中进行的电流环控制算法的实现程序，其中电流环的结构框图如图 5 所示，PWM 中断服务程序的流程图如图 6 所示，其实现的功能为：在中断响应后，先进行电流采样，并定时从双口 RAM 中读取新的给定值信息，判断是否要进行弱磁控制，然后经过坐标变换和 PI 调节，得到给定的 U_a 、 U_d 和 U_c ，最后根据空间矢量脉宽调制 (SVPWM)

原理，输出 SVPWM 波形。捕获中断程序即 DSP1 中的位置环和速度环控制算法的实现。故障保护中断程序则是当检测到有故障信号时，及时封锁脉冲输出，保护系统器件。通信模块主要完成的是接收以及发送最新的系统参数。

4 结论

基于 TMS320F2812 的交流永磁同步电机数字控制系统，利用了 TMS320F2812 自身带有的事件管理和 A/D 转换等模块，可以方便地实现 PWM 波形的产生、电流反馈、位置和速度反馈以及各种保护等功能，大大简化了系统的硬件设计。TMS320F2812 的高速性能更是使系统控制的实时性和精确性得到了最大的提高。

参考文献：

- [1] TMS320F2810, TMS320F2812 Digital Signal Processors[Z]. TI Technology Document SPRS1741.2003-07.
- [2] 王成元,等,矢量控制交流伺服驱动电动机.北京:机械工业出版社,1995.
- [3] 陈伯时,电力拖动自动控制系统[M].北京:机械工业出版社,1997.

(上接第 258 页)

其中， γ 为流体恒压与不变体积下的特征热之比，对于空气这个比值为 1.4，只要流体中未形成振动波，上式就有效，振动波发生在空速等于音速时。

换句话说，为了获得空速 v ，必须精确获知 P_d 、 P_s 和 T ，同时准确地测量静态压力 P_s 和压力差 P_d 是计算出空速 v 的前提。

前面已经提到使用 MPXV5004G 可以测得大气压（静态）压力，利用 ADXRS300 片内的自带温度传感器可以测得温度信息，而压力差可以用 MPXV5004G 来测量，通过 MPXV5004G 的结构可知 P_2 为大气压， P_1 通过皮托管引入飞机舱外，为全部压力，则 $P_d = P_1 - P_2$ ，利用 MPXV5004G 输出电压和压力的线性关系，通过 AD7888 转换由微控制器录取数据即可计算出空速。

5 总结

小型无人机自动驾驶仪的设计中采用了先进的 ARM 处理器和 MEMS 微机械传感器，使得自动驾驶仪的体积、重量下降了几个数量级，在满足实时性和高性能数字信号处理要求的前提下是一个很好的尝试，在无人机应用领域具有广阔的前景。

参考文献：

- [1] 马忠梅,徐英慧,等.ARM 微控制器结构与开发[M].北京航空航天大学出版社,2003-01.
- [2] Pico system user' guide[Z].Cloud Cap Technology Inc..2004.
- [3] ADXL210E.ADXRS300datasheet[Z].AnalogDeviceInc..2004.
- [4] 沙占友.集成化智能传感器原理与应用[M].北京:电子工业出版社,2004.
- [5] 刘林,等.飞行控制系统的分系统[M].北京:国防工业出版社,2003.
- [6] 袁信,等.导航系统[M].北京:航空工业出版社,1993.

作者简介：章飏，男，主要从事嵌入式系统开发、数字信号处理硬件设计、遥控遥测系统研究。