

文章编号:1671-4598(2012)04-0903-04

中图分类号:V249.3; TN713

文献标识码:A

单天线 GPS/陀螺仪组合测姿方法研究

贺继林^{1,2},袁政¹,谢习华^{1,2},张秋阳¹

(1. 中南大学 高性能复杂制造国家重点实验室, 湖南长沙 410083;

2. 湖南山河智能装备集团有限公司, 湖南长沙 410100)

摘要: 针对低成本惯性测量系统的精度容易受引擎震动、陀螺仪漂移的影响, 提出了一种适用于活塞引擎的小型 UAV 姿态测量方法; 此方法整合陀螺仪与单天线 GPS 进行姿态测量, 采用以四元数为基础的扩展卡尔曼滤波 (EKF) 来进行传感器信息融合; 利用陀螺仪测得的角速度更新四元数, 使用 GPS 信息所计算的伪姿态来更新滤波器的测量值; 仿真结果表明所提出的方法即使在陀螺仪漂移和伪姿态包含噪声的情况下, 也拥有较好的长期和短期精度, 提升了姿态测量的精度与可靠度。

关键词: 姿态估测; 单天线 GPS; 陀螺仪; EKF; 信息融合

Research on Single Antenna GPS/gyroscope Integrated Attitude Estimation Method

He Jilin^{1,2}, Yuan Zheng¹, Xie Xihua^{1,2}, Zhang Qiuyang¹

(1. State key Lab. of High Performance Complicated Manufacturing, Central South University, Changsha 410083, China;

2. Hunan Sunward Intelligent Machinery Co., Ltd., Changsha 410100, China)

Abstract: The accuracy of the low-cost inertial measurement unit was influenced by vibration and the drift of the gyroscope. An attitude estimation method is presented to promote the accuracy for small unmanned aerial vehicles (UAV) powered by a piston engine. This method that fuses the gyroscopes and single antenna global positioning system (GPS) is proposed to mitigate the influence of engine vibration and gyroscope drift. The quaternion-based extended Kalman filter is implemented to fuse the sensors. This filter fuses the angular rates measured by the gyroscopes and the pseudo-attitude derived from the GPS velocity to estimate the attitude of the UAV. Simulations results indicate that the proposed method performs well both in short-term and long-term accuracy even though the gyroscopes are affected by drift and vibration noise and the pseudo-attitude contains severe noise, and then enhance the accuracy of the attitude estimation.

Key words: attitude estimation; gyroscope; single antenna GPS; EKF; data fusion

0 引言

传统上 GPS 应用于定位, 姿态测量则由惯性导航元件负责。但近几年许多研究机构以 GPS 为传感器, 进行姿态测量, 使 GPS 不仅具有定位功能, 也扮演姿态测量的角色。采用 GPS 测量姿态有两类方法: 第一类是利用多天线^[1], 通过已知各相对基线形态, 解算载波相位差, 得到各天线之间的相对位置解, 进而得到载体的姿态。第二类方法则用单一单天线 GPS^[2-3], 得到 GPS 速度测量值之后估算加速度, 进而得到所谓的伪姿态。传统上主要由以下三种方法获得物体在三维空间的姿态: (1) 利用三轴陀螺仪测量物体的角速度, 经过一次积分可获得物体姿态角。(2) 使用三轴加速计及三轴磁强计, 量测物体所受的重力及磁场强度, 经由计算可获得物体的姿态。(3) 使用三轴陀螺仪、三轴加速计及三轴磁场传感器配合卡尔曼滤波理论求得最佳的姿态。以上的三种方法皆有其优缺点及限制。本文提出以四元数为基础的扩展卡尔曼滤波 (EKF) 来整合陀螺仪与单天线 GPS 进行姿态测量的方法。由于 GPS 导

出的伪姿态, 在高动态的姿态估测部分有所不足。此部分可由陀螺仪测得角速度予以弥补。通过卡尔曼滤波器, 将低频宽但无漂移的 GPS 伪姿态, 与高频宽但长时间下有漂移缺点的陀螺仪角速度, 两者互补融合得到较佳的姿态。

1 各种传感器在姿态估测中的应用

有很多的传感器可以提供姿态估测所需要的信息, 像加速度计, 陀螺仪, 磁强计, GPS 等。下面介绍两种获得物体在三维空间的姿态的方法。文中所用的姿态表示方式为常见的欧拉角, 文中所用到的导航坐标系 (*n* 系) 为 NED 坐标系。载体坐标系 (*b* 系) 的坐标原点 O_b 位于载体重心处, x_b 沿载体横轴指向右, y_b 沿载体纵轴指向前, z_b 沿载体的竖轴指向上。

1.1 基于陀螺仪的姿态估测方法

在捷联惯导系统中陀螺直接安装在载体上, 陀螺通过测量物体相对载体坐标系的角速度 $\omega_{bx}, \omega_{by}, \omega_{bz}$, 不断更新载体坐标系相对导航坐标系的转换矩阵 T (即姿态矩阵)。本文中采用较为成熟且广泛应用的四元数法对姿态矩阵进行修正, 最后从更新的姿态矩阵中提取载体的航姿信息。引入姿态四元数向量 $Q = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$, 这样一个单位四元数就可以表示载体的姿态, 在给定初始条件下, 通过积分便可求得实时的四元数。因此通过求解四元数微分方程^[4]:

收稿日期:2011-11-08; 修回日期:2011-12-29。

基金项目:湖南省科技重大专项(2009FJ1012)。

作者简介:贺继林(1975-),男,湖南娄底人,博士,副教授,硕士生导师,主要从事机电一体化系统设计,机器人控制技术,航电技术开发等方向的研究。

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{bx} & -\omega_{by} & -\omega_{bz} \\ \omega_{bx} & 0 & \omega_{bz} & -\omega_{by} \\ \omega_{by} & -\omega_{bx} & 0 & \omega_{bz} \\ \omega_{bz} & -\omega_{by} & -\omega_{bx} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (1)$$

可得到姿态矩阵^[4]:

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (2)$$

根据姿态矩阵与四元数的关系可得到俯仰角 θ 、航向角 ϕ 、滚转角 γ 表达式如下^[4]:

$$\begin{aligned} \theta &= \arcsin(2(q_2 q_3 + q_0 q_1)) \\ \phi &= \arctan\left(\frac{2(q_1 q_2 - q_0 q_3)}{q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2}\right) \\ \gamma &= \arctan\left(-\frac{2(q_1 q_3 - q_0 q_2)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2}\right) \end{aligned} \quad (3)$$

1.2 基于 GPS 速度的姿态估测方法

此方法是假设飞机在飞行的过程中均能保持稳定协调飞行及所飞行的风场环境是稳定规律的。此方法所测得的姿态不同于欧拉角，所以称为伪姿态，其与欧拉角的差异分别为侧滑角和飞行攻角，但是只要符合前面所提到的假设条件，伪姿态与欧拉角的差异可以忽略不计。基于单天线 GPS 测得到的速度进行姿态估测的概念在上世纪 90 年代提出并应用，Kornfeld 等利用单天线 GPS 测量速度合成得到伪姿态，其中伪俯仰角和伪航向角由下面的公式得到^[5]:

$$\theta_s = \arctan(-v_D / \sqrt{v_N^2 + v_E^2}) \quad (4)$$

$$\phi_s = \arctan(v_N / v_E) \quad (5)$$

式中， θ_s 和 ϕ_s 分别是伪俯仰角和伪航向角，在 NED 坐标系中地面速度分别为 v_N 、 v_E 和 v_D 。伪滚转角比俯仰角和航向角复杂，伪滚转角由下式确定：

$$\gamma_s = \arcsin[(\vec{l} \cdot \vec{p}) / (|\vec{l}| |\vec{p}|)] \quad (6)$$

式中， $\vec{l} = \vec{a}_s^* - \vec{g}^*$ ， $\vec{p} = \vec{g} \times \vec{v}_s = \vec{g}^* \times \vec{v}_s$ ，将加速度 \vec{a} 沿 v 的径向和法向分解得到 \vec{a}_s^* 和 \vec{a}_s^* ，将重力加速度 \vec{g} 进行同样分解得到 \vec{g}^* 和 \vec{g}^* 。

2 基于四元数的 EKF 融合陀螺仪与单天线 GPS

前面所介绍的两种姿态估测方法虽然都可以提供姿态，但是因为这些姿态的可靠度与精确度不足，所以无法直接应用与 UAV 上。为了找出适用于 UAV 上的姿态估测方法，以前面所介绍的姿态估测方法作为基础，结合多传感器整合算法提出基于四元数的 EKF 来整合陀螺仪与 GPS 的姿态估测方法。

2.1 信息融合算法

由于陀螺仪漂移而导致积累误差，需要通过 EKF 进行估计来补偿陀螺仪漂移。状态方程表示为：

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} q \\ b \end{bmatrix} \quad (7)$$

其中， q 是四元数矢量， b 是载体坐标系中陀螺仪测量误差矢量，陀螺仪的漂移能够模拟为随机游动，因此有 $b = 0$ ^[6]。非线性动态系统的状态方程和测量方程能够描述为：

$$\mathbf{X} = f(\mathbf{X}, \omega) + \mathbf{W}_k \quad (8)$$

$$\mathbf{y} = h(\mathbf{X}) + \mathbf{V}_k \quad (9)$$

式中， \mathbf{X} 是系统状态向量， ω 是角速度矢量， \mathbf{y} 为系统观测向量， \mathbf{W}_k 是系统过程噪声向量，是零均值的正态分布，方差阵是 \mathbf{Q} ， \mathbf{V}_k 系统观测噪声向量，是零均值正态分布，记噪声方差阵为 \mathbf{R} 。非线性函数 $f(\mathbf{X}, \omega)$ 和 $h(\mathbf{X})$ 分别如下式：

$$f(\mathbf{X}, \omega) = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{bx} \\ \omega_{by} \\ \omega_{bz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$h(\mathbf{X}) = \begin{bmatrix} \arcsin(2(q_2 q_3 + q_0 q_1)) \\ \arctan\left(\frac{2(q_1 q_2 - q_0 q_3)}{q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2}\right) \\ \arctan\left(-\frac{2(q_1 q_3 - q_0 q_2)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2}\right) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \theta \\ \phi \\ \gamma \end{bmatrix} \quad (11)$$

在这里 ω_{bx} 、 ω_{by} 、 ω_{bz} 是陀螺仪在载体坐标系中测量得到的角速度， $h(\mathbf{X})$ 为观测方程，同时在本文中也是从四元数转化为欧拉角的方程。

将连续系统离散化有：

$$\mathbf{X}_k = \Phi_{k/k-1} \mathbf{X}_{k-1} + \Gamma_{k-1} \mathbf{W}_{k-1}$$

$$\mathbf{Z}_k = H_k \mathbf{X}_k + \mathbf{V}_k$$

其中， $\Phi_{k/k-1} = I + F(t) \Delta t$ ， $\Gamma_{k-1} = G(t) \Delta t$ ， \mathbf{W}_k 、 \mathbf{V}_k 都是白噪声，且 $E\{\mathbf{W}_k \mathbf{W}_k^T\} = Q_k \delta_{kk}$ ， $E\{\mathbf{V}_k \mathbf{V}_k^T\} = R_k \delta_{kk}$ 。

根据 Kalman 滤波原理，滤波流程如下：

$$\hat{\mathbf{X}}_{k/k-1} = \Phi_{k/k-1} \hat{\mathbf{X}}_{k-1}$$

$$P_{k/k-1} = \Phi_{k/k-1} P_{k-1} \Phi_{k/k-1}^T + \Gamma_{k-1} Q_{k-1} \Gamma_{k-1}^T$$

$$K_k = P_{k/k-1} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1}$$

$$\hat{\mathbf{X}}_k = \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1} + K_k (Z_k - H_k \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1})$$

$$P_k = (I - K_k H_k) P_{k/k-1}$$

信息融合算法如图 1 所示，输入的是陀螺仪测量的角速度 ω_{bx} 、 ω_{by} 、 ω_{bz} 和在 NED 坐标系中 GPS 接收机输出的速度 v_x 、 v_y 、 v_z ，输出是滚转角，俯仰角和偏航角 θ_s 、 ϕ_s 、 γ_s 。利用陀螺仪量得的角速度来更新四元数，再使用 GPS 速度所计算的伪姿态来更新滤波器的测量值。

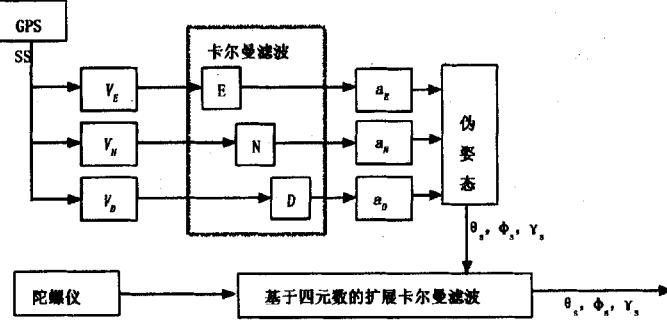


图 1 信息融合图

2.2 通过 KF 估计加速度

由于加速度是速度微分得到的, 而速度本身含有噪声, 这种噪声不会通过微分消除。因此, 为了提高伪姿态角的精度, 本文采用了卡尔曼滤波来对加速度进行最优估计。以东向为例推导卡尔曼滤波方程。将某一时刻 T 与东向相关的状态表示为^[7]:

$$\mathbf{X}_E = [\vec{v}_E \quad \vec{a}_E \quad \dot{j}_E]^T \quad (12)$$

式中, \vec{v}_E 代表东向速度分量, \vec{a}_E 代表东向加速度分量, \dot{j}_E 表示东向加速度 \ddot{a}_E 变化率, 相应于滚转角的变化率, 是时变的, 在推导过程中将不把它视为白噪声, 而视为状态分量^[7]。

系统状态方程为:

$$\mathbf{X}_E(K) = \Phi \mathbf{X}_E(K-1) + \mathbf{W}_{k-1} \quad (13)$$

设 Δt 是滤波器的刷新时间间隔, 上式中 Φ 表示状态转移矩阵, \mathbf{W}_{k-1} 是系统噪声, 系统噪声方差阵表示为 Q , 则^[7]:

$$\Phi = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & \frac{\Delta t^2}{2} \\ 0 & 1 & \Delta t \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad Q = \begin{bmatrix} \frac{\Delta t^5}{20} & \frac{\Delta t^4}{8} & \frac{\Delta t^3}{6} \\ \frac{\Delta t^4}{8} & \frac{\Delta t^3}{6} & \frac{\Delta t^2}{2} \\ \frac{\Delta t^3}{6} & \frac{\Delta t^2}{2} & \Delta t \end{bmatrix}$$

状态观测差分方程为:

$$\mathbf{Z}_E(k) = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_E(k) + \mathbf{V}_k \quad (14)$$

由于只有载体的东向速度分量是利用 GPS 接收机观测到的状态分量, 故 $\mathbf{H} = [1 \quad 0]$, \mathbf{V}_k 表示观测噪声, 相应的观测噪声方差阵设为 R , 其方差与 GPS 接收机和使用环境有关。

3 仿真分析

为了验证算法的可行性和滤波器的工作性能, 进行了滤波算法的模拟仿真。本文选用 Matlab 作为仿真工具。首先编制航迹发生器, 并计算理想姿态信息。然后在航迹发生器产生数据的基础上附加适当的白噪声作为观测量, 输出到卡尔曼滤波器进行最优估计, 按照上述算法进行仿真, 主要是对陀螺仪姿态、GPS 姿态、EKF 滤波的结果与理想姿态进行对比。分析算法的合理性和有效性。本次仿真采用的姿态变化规律采用正弦规律。即假设载体的姿态变化运动方程为:

$$\left\{ \begin{array}{l} \phi = \phi_m \sin\left(\frac{2\pi}{T_\phi} t\right) + \varphi_k \\ \theta = \theta_m \sin\left(\frac{2\pi}{T_\theta} t\right) \\ \gamma = \gamma_m \sin\left(\frac{2\pi}{T_\gamma} t\right) \end{array} \right. \quad (15)$$

假设载体的位置(纬度、经度、高度)变化运动方程为:

$$\left\{ \begin{array}{l} L = L_0 + B_0 \cos(\omega_1 t) \\ \varphi = \varphi_0 + B_1 \cos(\omega_1 t) \\ h = h_0 + B_2 \cos(\omega_1 t) \end{array} \right. \quad (16)$$

仿真研究中取航向角、俯仰角和滚转角的振幅分别为 5°、10°、15°, 变化周期为 12s、6s、8s, 固定航向取为 45°。设定初始纬度 $L_0 = 28.1214 \varphi_0 / 180 \text{ rad}$, 初始经度 $\varphi_0 = 112.9869 h_0 / 180 \text{ rad}$, 初始高度 $h_0 = 500 \text{ m}$, $\omega_1 = 2 B_0 / 12000 \text{ rad/s}$, $B_0 = 0.001 B_1 / 180 \text{ rad}$, $B_1 = 0.001 B_2 / 180 \text{ rad}$, $B_2 = 200 \text{ m}$ 。陀螺输出除了理想值 ω_{ideal} 之外, 再加入漂移模型。即 $\omega_{simulate} = \omega_{ideal} + b$ ^[8]。同样 GPS 的仿真模型是在理想值的基础上加入随机速度噪声。所有传感器不考虑安装误差。其

仿真结果如图 2~图 4 所示。

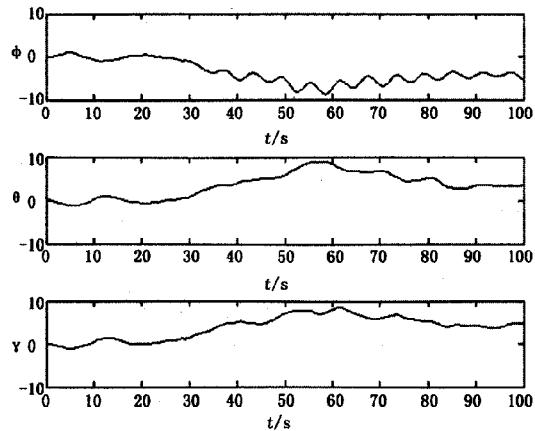


图 2 陀螺仪解算误差

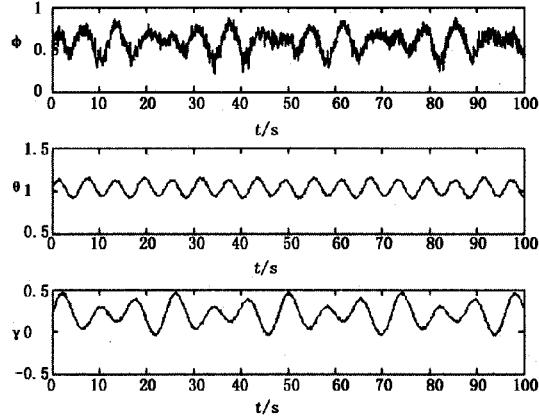


图 3 GPS 伪姿态误差

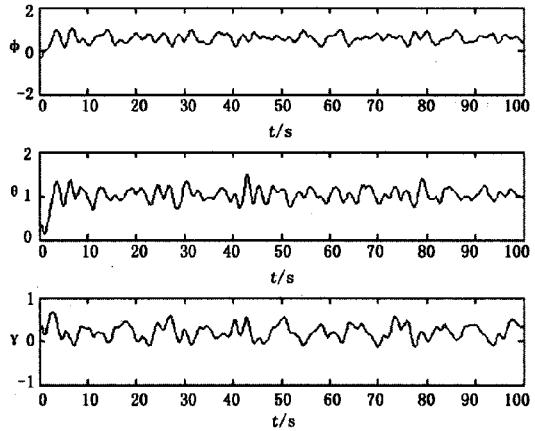


图 4 EKF 滤波误差

从仿真结果图上可以看出, 单纯以 GPS 速度估测而得到的伪姿态, 能够近似真实姿态。因为陀螺积分误差随时间积累, 所以其解算误差越来越大, 在 100s 内即达到最大误差为

10°左右，而采用了 EKF 来整合陀螺仪姿态与 GPS 伪姿态进行校正后，误差得到很大的抑制，表明所提出的姿态估计方法能够降低陀螺仪漂移所造成的误差积累问题。EKF 的运用很好地保证了运动载体航向姿态测量系统的长期工作稳定性，验证了此算法的有效性。

4 结论

为了找出适用于 UAV 的姿态估测方法，本文研究使用不同的传感器进行姿态估测，但由于其可靠度与精确度不足，所以无法直接应用与 UAV 上。本研究以单一天线 GPS 测得速度，以卡尔曼滤波推测加速度，再得到伪姿态。此伪姿态配合陀螺仪测得角速度，经扩展卡尔曼滤波，得到长时间不漂移，亦能够测量快速变化的姿态。通过仿真表明该传感器融合算法能够提供小型 UAV 所需的姿态精度，让原本只有定位功能的单天线 GPS 也能够提供姿态参考，等同于提高系统的可靠度。并且，此方法可免去传统多天线安装误差和姿态解算运算量，也可以避开加速度计受振动影响所造成的误差。

(上接第 899 页)

头进行控制系统的控制性能分析试验。通过计算机输入一定的压力值，经 PLC 控制电动调节阀调节后，观察输入值与过程值的关系及控制系统的稳定性，压力值参照手册进行设定，试验药液用清水代替。本系统采用的 S7-200 PLC 带有专门的 PID 指令，并具有 PID 参数自整定功能，可以对 PI 控制回路的参数设定及自整定。通过 STEP7-Micro/WIN V4.0 编程软件及调用其中的 PID 整定控制面板来实现。

压力整定时，先按从小到大选取压力参考点来进行，然后再按从大到小进行，比较控制方式不同对控制效果的影响。整定时分别取压力参考点为 0.1Mpa、0.2Mpa、0.3Mpa、0.4Mpa、0.5Mpa、0.6Mpa。经调试后，当取 $K_p = 0.3$, $T_i = 0.04$ 时，系统能够很快进入稳定状态。在调试过程中发现：压力设定方式的不同对控制效果影响不明显，在 0.3Mpa 处，采用增压方式时，振荡稍大一点，过程值与输出值之间最大误差为 0.01Mpa，说明此时的比例系数、积分系数整定较好，满足试验控制精度的要求。

5 结论

(1) 本控制系统实现了对管道输出压力或流量的自动/手动控制，并可实现压力 0.01Mpa 的调节精度，流量 1L/min 的调节精度。

(2) 控制系统下位机根据控制的要求和 I/O 点数，选择西门子的 S7-224CPU+EM235 模块实现控制功能，并对传感器和执行器进行选型，完成硬件接线图设计并进行相应的软件设计。开发了基于 MCGS 的上位机监控系统，设计监控界面、实时数据库和自动控制脚本等模块，实现了对系统参数的过程实时监控管理；实时显示各设备的工作状态，提供历史报警数据的查询。

(3) 利用美国喷雾系统公司的 XR-TEEJET11002 型喷头进行控制系统的控制性能分析试验。通过在不同的压力参考点下，对控制系统进行调试。通过调试发现：在进行压力 PI 控制时，当 $K_p = 0.3$, $T_i = 0.04$ 时，过程值与设定值曲线基本

参考文献：

- [1] 郭婧. 基于 GPS 的姿态测量技术研究 [D]. 哈尔滨：哈尔滨工程大学，2009.
- [2] 张健. 基于 GPS 的航天器姿态确定研究 [D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学，2009.
- [3] 刘璐, 王惠南. 一种新型单天线 GPS 测姿系统的研究 [J]. 航天制造技术, 2007, 2 (1): 49-51.
- [4] 秦永元. 惯性导航 [M]. 北京：科学出版社，2006. 295-297.
- [5] Kornfeld R P, Hansman R J, Deyst J J Single-Antenna GPS-Based Aircraft Attitude Determination [J]. Navigation, 1998, 45 (1): 51-60.
- [6] Suh, Y S. Attitude estimation by multiple-mode Kalman filters [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2006, 53 (4): 1386-1389.
- [7] 王惠南. 利用 GPS 信号确定载体姿态的分析 [J]. 导航, 1993, 29 (4): 16-20.
- [8] 何昆鹏. MEMS 惯性器件参数辨识及系统误差补偿技术 [D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学，2009.

重合，最大控制误差为 0.01Mpa，且输出几乎不振荡，说明此时的 PI 系数完全可以满足不同压力下的调节精度要求。

参考文献：

- [1] 张亢. PLC 在恒压供水自动控制系统的应用 [J]. 煤炭技术, 2009, 28 (9): 58-59.
- [2] 王中苏. PLC 在城市道路交通信号控制系统中的应用 [J]. 仪表技术与传感器, 2003, (6): 36-38.
- [3] 王文深. PLC 控制的多功能液压教学综合实验台的研制 [J]. 液压与气动, 2003, (10): 3-4.
- [4] 胡涛, 苏建良, 石剑锋. PLC 技术与应用及其发展分析 [J]. 机床与液压, 2005, (12): 135-137.
- [5] 许民龙. 可编程控制器 (PLC) 控制理论和现场监测 [J]. 煤矿机械, 2006, 27 (5): 908-909.
- [6] 刘传生, 李忠伟, 李振波. 应用 PLC 实现检修排水泵自动控制 [J]. 中国农村水利水电, 2006, (11): 87-88.
- [7] 西门子公司 Hans Berger. 西门子自动化系统入门 [M]. 同志强, 译. 北京: 人民邮电出版社, 2007.
- [8] 杨后川, 张学民, 陈勇. SIMATIC S7-200 可编程控制器原理与应用 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2008.
- [9] 张立科. PLC 应用开发技术与工程实践 [M]. 北京: 人民邮电出版社, 2005.
- [10] 周万珍, 高鸿斌. PLC 分析与设计应用 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2004.
- [11] 尤亚峰, 马新华, 李乔军, 等. 基于 PLC 的水泵试验台电动阀门 PI 控制的实现 [J]. 排灌机械, 2007, 25 (4): 50-53.
- [12] 曾喜娟, 庄其仁, 吴志华. 基于 S7-200 PLC 的 PID 参数自整定方法 [J]. 控制与检测, 2010, (1): 47-50.
- [13] 陶权, 韦瑞录. PLC 控制系统设计、安装与调试 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2009.
- [14] 袁秀英. 组态控制技术 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2003.
- [15] 赵晓莹. MCGS 组态软件在恒压供水控制系统中的应用 [J]. 机械与电子, 2009, (15): 469.
- [16] 王春. 基于组态软件的实验教学系统 [D]. 西华大学, 2009.

如何学习天线设计

天线设计理论晦涩高深，让许多工程师望而却步，然而实际工程或实际工作中在设计天线时却很少用到这些高深晦涩的理论。实际上，我们只需要懂得最基本的天线和射频基础知识，借助于 HFSS、CST 软件或者测试仪器就可以设计出工作性能良好的各类天线。

易迪拓培训(www.edatop.com)专注于微波射频和天线设计人才的培养，推出了一系列天线设计培训视频课程。我们的视频培训课程，化繁为简，直观易学，可以帮助您快速学习掌握天线设计的真谛，让天线设计不再难…



HFSS 天线设计培训课程套装

套装包含 6 门视频课程和 1 本图书，课程从基础讲起，内容由浅入深，理论介绍和实际操作讲解相结合，全面系统的讲解了 HFSS 天线设计的全过程。是国内最全面、最专业的 HFSS 天线设计课程，可以帮助你快速学习掌握如何使用 HFSS 软件进行天线设计，让天线设计不再难…

课程网址: <http://www.edatop.com/peixun/hfss/122.html>

CST 天线设计视频培训课程套装

套装包含 5 门视频培训课程，由经验丰富的专家授课，旨在帮助您从零开始，全面系统地学习掌握 CST 微波工作室的功能应用和使用 CST 微波工作室进行天线设计实际过程和具体操作。视频课程，边操作边讲解，直观易学；购买套装同时赠送 3 个月在线答疑，帮您解答学习中遇到的问题，让您学习无忧。

详情浏览: <http://www.edatop.com/peixun/cst/127.html>



13.56MHz NFC/RFID 线圈天线设计培训课程套装

套装包含 4 门视频培训课程，培训将 13.56MHz 线圈天线设计原理和仿真设计实践相结合，全面系统地讲解了 13.56MHz 线圈天线的工作原理、设计方法、设计考量以及使用 HFSS 和 CST 仿真分析线圈天线的具体操作，同时还介绍了 13.56MHz 线圈天线匹配电路的设计和调试。通过该套课程的学习，可以帮助您快速学习掌握 13.56MHz 线圈天线及其匹配电路的原理、设计和调试…

详情浏览: <http://www.edatop.com/peixun/antenna/116.html>



关于易迪拓培训:

易迪拓培训(www.edatop.com)由数名来自于研发第一线的资深工程师发起成立，一直致力于专注于微波、射频、天线设计研发人才的培养；后于 2006 年整合合并微波 EDA 网(www.mweda.com)，现已发展成为国内最大的微波射频和天线设计人才培养基地，成功推出多套微波射频以及天线设计经典培训课程和 **ADS**、**HFSS** 等专业软件使用培训课程，广受客户好评；并先后与人民邮电出版社、电子工业出版社合作出版了多本专业图书，帮助数万名工程师提升了专业技术能力。客户遍布中兴通讯、研通高频、埃威航电、国人通信等多家国内知名公司，以及台湾工业技术研究院、永业科技、全一电子等多家台湾地区企业。

我们的课程优势:

- ※ 成立于 2004 年，10 多年丰富的行业经验
- ※ 一直专注于微波射频和天线设计工程师的培养，更了解该行业对人才的要求
- ※ 视频课程、既能达到了现场培训的效果，又能免除您舟车劳顿的辛苦，学习工作两不误
- ※ 经验丰富的一线资深工程师主讲，结合实际工程案例，直观、实用、易学

联系我们:

- ※ 易迪拓培训官网: <http://www.edatop.com>
- ※ 微波 EDA 网: <http://www.mweda.com>
- ※ 官方淘宝店: <http://shop36920890.taobao.com>