

单天线 GPS/加速度计组合测姿方法研究

卢鸿谦¹, 贺 杰¹, 黄显林¹, 王国峰²

(1. 哈尔滨工业大学 控制理论与制导技术研究中心, 黑龙江 哈尔滨 150001; 2. 中国航天科工集团 第三研究院, 北京 100072)

摘 要: 为了提高微小型飞行器和导弹等横向尺寸不足以安装多天线 GPS 的飞行载体的姿态测量精度, 研究了利用单天线 GPS 和加速度计组合进行姿态测量的方法。引入了伪姿态的概念, 提出了由伪姿态测量辅助求取载体姿态的具体算法, 阐述了单天线 GPS 和加速度计组合测姿的基本原理。建立了单天线 GPS 姿态测量的数学模型, 给出了其姿态的求解过程, 阐明了其物理意义。对单天线 GPS 测姿系统进行了半实物仿真试验。仿真结果表明: 该测姿系统可以实时提供高精度的姿态信息, 为单天线 GPS/SINS 组合导航系统在微小飞行器上的应用奠定了基础。

关键词: 单天线 GPS; 加速度计; 姿态测量; 微小飞行器

中图分类号: V412.4+2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1006-7043(2006)06-0854-05

Study of single-antenna GPS/accelerometer integrated attitude determination method

LU Hong-qian¹, HE Jie¹, HUANG Xian-lin¹, WANG Guo-feng²

(1. Center for Control Theory and Guidance Technology, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China; 2. The Third Academy of Research, CASIC, Beijing 100072, China)

Abstract: In order to improve the attitude determination accuracy of the micro aerial vehicles and the missiles, in which transverse size is not enough for fixing multiple antennae, a single-antenna GPS aiding attitude determination method was proposed. The pseudo attitude concept was introduced, and the attitude determination method aided by the pseudo attitude was presented. The principle of attitude determination with single-antenna GPS and accelerometers was introduced. The mathematic model for the system that defined the attitude of body was established. The solution procedure of attitude determination was presented and the physical meanings were introduced. Then the semi-physical simulation of single-antenna GPS attitude determination system was carried out. The simulation results based on measured data show that the attitude determination system can provide real-time and accurate attitude information. It provides the basis for the application of single-antenna GPS/SINS navigation system in micro aerial vehicle.

Keywords: single-antenna GPS; accelerometer; attitude determination; micro aerial vehicle

GPS/SINS 组合导航系统以其高精度、高可靠性、高容错性的特点, 被公认为当前最佳的导航系统, 广泛地应用于航空、航天和航海等各个领域。由于引入了姿态信息, 因此多天线 GPS/SINS 组合导航系统精度要高于基于其他组合方式的 GPS/SINS

组合导航系统^[1]。但是多天线 GPS 测姿系统具有天线阵列结构复杂、安装工艺难度大、体积大和成本较高的缺陷, 从而限制了多天线 GPS/SINS 组合导航系统在微小飞行器上的应用。近年来随着 GPS 应用技术的深入发展, 基于单天线 GPS 测姿系统的设计与应用已经取得了很大进展^[2-4]。相对多天线 GPS 测姿系统, 该系统具有成本低、体积小、结构简单的主要特点, 但是只能给出协调飞行(即侧滑角为零)情况下的载体姿态, 不能实时提供在任意飞行条件下的姿态信息。针对导航系统实时性的要求, 提出了

收稿日期: 2005-09-13.

基金项目: 航天支撑技术基金资助项目 (HTZC0405).

作者简介: 卢鸿谦 (1975-), 男, 博士研究生, E-mail: luhongqian@163.com;

黄显林 (1956-), 男, 教授、博士生导师.

利用单天线 GPS 和加速度计进行姿态测量的方法,对该方法进行了半物理仿真试验,为单天线 GPS/SINS 组合导航系统在微小飞行器方面的应用提供了理论依据和必要的试验数据。

1 单天线 GPS 姿态测量原理

为便于讨论,先做出如下定义:

1) 机体坐标系($O_b x_b y_b z_b$): 原点位于弹体质心, y_b 为沿弹体纵轴指向弹体头部方向, x_b 轴垂直于 y_b 轴指向弹体的右侧方向, z_b 与 x_b 、 y_b 轴符合右手螺旋法则;

2) 地理坐标系($O_i x_i y_i z_i$): 原点位于弹体质心, y_i 为沿参考椭球子午圈方向指向北, x_i 为沿参考椭球卯酉圈方向指向东, z_i 为沿参考椭球外法线方向指向天顶;

3) 速度坐标系($O_s x_s y_s z_s$): 假设地理坐标系下, 载体相对于地球运动的速度为 v , y_s 为沿 v 方向, x_s 与 y_s 垂直且在位于 $O_b x_b y_b$ 确定的平面内指向弹体的右翼, z_s 与 x_s 、 y_s 符合右手螺旋法则;

4) 常规姿态: 该姿态是机体坐标系相对地理坐标系的转角关系, 用欧拉角 (ψ, θ, φ) 表示. ψ 称为偏航角, 是 y_b 在水平面上的投影与 y_i 之间的夹角; θ 称为俯仰角, 是 y_b 与当地水平面之间的夹角; φ 称为滚转角, 是以 x_b 轴在水平状态时指向为参照轴, x_b 绕 y_b 转动的角度;

5) 伪姿态: 即速度坐标系相对于地理坐标系的旋转关系, 用欧拉角 $(\psi_s, \theta_s, \varphi_s)$ 表示. ψ_s 称为伪偏航角, 是 y_s 在水平面上的投影与 y_i 之间的夹角; θ_s 称为伪俯仰角, 是 y_s 与当地水平面之间的夹角; φ_s 称为伪滚转角, 是以 x_s 轴在水平状态时指向为参照轴, x_s 绕 y_s 转动的角度。

基于单天线 GPS 接收机的姿态测量主要以 GPS 输出(载体即时速度)作为研究对象进行数据处理, 求出相应加速度, 然后根据速度和加速度确定载体的伪姿态 $(\psi_s, \theta_s, \varphi_s)$, 进而根据沿机体坐标系安装的加速度计输出求取速度坐标系相对机体坐标系的方向余弦矩阵, 最后利用地理坐标系、速度坐标系、机体坐标系三者之间的转角关系来求取常规姿态 (ψ, θ, φ) 。

1.1 伪姿态求取

利用 GPS 接收机可以得到地理坐标系下载体相对地球运动的速度分量 v_E, v_N, v_U , 然后根据 v_E, v_N, v_U 求取沿东、北、天方向的加速度 a_E, a_N, a_U ^[5-7]。如图 1 所示, 载体的伪偏航角 ψ_s 可以直接由载体的东向和北向速度分量求出:

$$\psi_s = \arctan(v_E/v_N), \tag{1}$$

而伪俯仰角 θ_s 可根据 v_E, v_N, v_U 求出

$$\theta_s = \arctan(v_U/\sqrt{v_E^2+v_N^2}). \tag{2}$$

下面给出 φ_s 的算法: 将加速度 a 沿 v 的径向和法向分解得到 a' 和 a'' , 将重力加速度 g 进行同样分解得到 g' 和 g'' , 如图 2 所示。

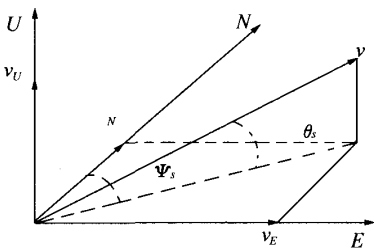


图 1 伪姿态角
Fig.1 Pseudo attitude angle

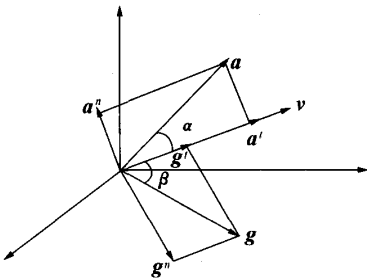


图 2 加速度向量分解
Fig.2 Decomposition of acceleration vector

$$a' = |a| \cos \alpha \frac{v}{|v|} = \frac{a^T v}{|v|^2} v = [a'_E \ a'_N \ a'_U]^T, \tag{3}$$

$$a'' = a - a' = [a''_E \ a''_N \ a''_U]^T, \tag{4}$$

$$g' = \frac{g^T v}{|v|^2} v = [g'_E \ g'_N \ g'_U]^T, \tag{5}$$

$$g'' = g - g' = [g''_E \ g''_N \ g''_U]^T. \tag{6}$$

根据飞行器动力学可知, 法向的加速度分量 a'' 是由沿速度坐标系 z_s 方向的举力加速度 L 和重力加速度沿速度法线方向的分量 g'' 合成的, 如图 3 所示. 其中“ \otimes ”表示 v 指向面内, 因此, L 可以定义如下:

$$L = a'' - g''. \tag{7}$$

根据 L 就可以确定速度坐标系 z_s 的方向。

利用 v_U 和 v 可以构造 z_s 在 $x_i o_i y_i$ 平面内参考矢量 P :

$$\mathbf{P} = [v_U v_U \quad v_U v_E \quad 0]^T. \quad (8)$$

根据 \mathbf{L} 和 \mathbf{P} 的相对关系可知,两者夹角的余角即为 \mathbf{P} 和 x_s 轴之间的夹角,也就是伪滚转角 φ_s :

$$\varphi_s = \arcsin[(\mathbf{L}^T \mathbf{P}) / (|\mathbf{L}| |\mathbf{P}|)]. \quad (9)$$

式中: $|\mathbf{L}|$ 和 $|\mathbf{P}|$ 分别表示矢量 \mathbf{L} 和 \mathbf{P} 的模。

此时,伪姿态角即伪偏航角 ψ_s 、伪俯仰角 θ_s 、伪滚转角 φ_s 全部求出。

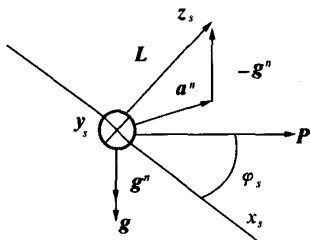


图3 伪滚转角求解

Fig. 3 Solution of pseudo roll angle

1.2 常规姿态求取

由于伪姿态表示速度坐标系相对于地理坐标系旋转关系,而常规姿态表示机体坐标系相对于地理坐标系旋转关系,因此,为了求解常规姿态,还必须求解速度坐标系相对于机体坐标系的转角 ψ_w 、 θ_w 、 φ_w ,其旋转关系如图4所示。

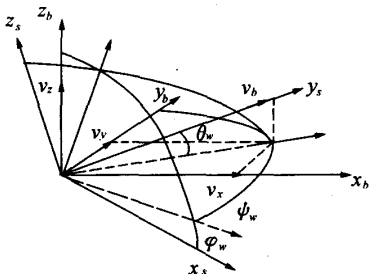


图4 机体坐标系相对速度坐标系旋转关系

Fig. 4 Rotation relationship between body and velocity coordinate systems

为便于说明,假设 \mathbf{a}_f 和 \mathbf{a}_b 分别表示比力加速度在地理坐标系和机体坐标系下的投影, \mathbf{v}_f 和 \mathbf{v}_b 分别表示比力速度在地理坐标系和机体坐标系下的投影。利用加速度计可以获得沿机体坐标系的比力分量 a_x 、 a_y 、 a_z ,进而获得机体坐标系下的比力 \mathbf{a}_b :

$$\mathbf{a}_b = [a_x \quad a_y \quad a_z]^T,$$

对其积分得到机体坐标系下比力速度 \mathbf{v}_b :

$$\mathbf{v}_b = [v_x \quad v_y \quad v_z]^T.$$

为了求解速度坐标系相对于机体坐标系的转角
万方数据

ψ_w 、 θ_w 、 φ_w ,必须知道机体坐标系下载体相对地球运动的加速度 \mathbf{A}_b 和 \mathbf{V}_b 以及重力加速度 \mathbf{g}_b 。其求解过程如下:

1) 根据地理坐标系下载体相对地球运动的加速度 \mathbf{a} 和重力加速度 \mathbf{g} 求解比力加速度 \mathbf{a}_f :

$$\mathbf{a}_f = \mathbf{a} - \mathbf{g},$$

对 \mathbf{a}_f 积分进而求得地理坐标系下的比例速度 \mathbf{v}_f 。

2) 将 \mathbf{a}_f 、 \mathbf{g} 分别沿 \mathbf{v}_f 的径向和法向进行分解:

$$\mathbf{a}_f' = |\mathbf{a}_f| \cos \alpha_1 \frac{\mathbf{v}_f}{|\mathbf{v}_f|} = \frac{\mathbf{a}_f^T \mathbf{v}_f}{|\mathbf{v}_f|^2} \mathbf{v}_f,$$

$$\mathbf{g}_f' = |\mathbf{g}| \cos \beta_1 \frac{\mathbf{v}_f}{|\mathbf{v}_f|} = \frac{\mathbf{g}^T \mathbf{v}_f}{|\mathbf{v}_f|^2} \mathbf{v}_f,$$

$$\mathbf{g}_f'' = \mathbf{g} - \mathbf{g}_f', \mathbf{a}_f'' = \mathbf{a}_f - \mathbf{a}_f'.$$

这样就可以求得 \mathbf{g}_f'' 和 \mathbf{a}_f'' 的夹角:

$$\eta = \arccos\left(\frac{(\mathbf{g}_f'')^T \mathbf{a}_f''}{|\mathbf{g}_f''| |\mathbf{a}_f''|}\right). \quad (10)$$

3) 求解 \mathbf{a}_b 、 \mathbf{g}_b 沿 \mathbf{v}_b 的径向和法向的投影:

$$\mathbf{a}_b' = |\mathbf{a}| \cos \alpha_1 \frac{\mathbf{v}_b}{|\mathbf{v}_b|} = |\mathbf{a}_b| \left(\frac{\mathbf{a}_f^T \mathbf{v}_f}{|\mathbf{a}_f| |\mathbf{v}_f|} \right) \frac{\mathbf{v}_b}{|\mathbf{v}_b|},$$

$$\mathbf{a}_b'' = \mathbf{a}_b - \mathbf{a}_b',$$

$$\mathbf{g}_b' = |\mathbf{g}_b| \cos \beta_1 \frac{\mathbf{v}_b}{|\mathbf{v}_b|} = |\mathbf{g}| \left(\frac{\mathbf{g}^T \mathbf{v}_f}{|\mathbf{g}| |\mathbf{v}_f|} \right) \frac{\mathbf{v}_b}{|\mathbf{v}_b|}. \quad (11)$$

由于 \mathbf{g}_f'' 和 \mathbf{a}_f'' 的夹角是 η ,因此根据四元数理论将 \mathbf{a}_b'' 的向量部分绕 \mathbf{v}_b 旋转 η 角就可以得到 \mathbf{g}_b'' 的向量部分,于是有

$$\mathbf{Q} = \cos \eta/2 + \mathbf{v}_b \sin \eta/2,$$

$$\frac{\mathbf{g}_b''}{|\mathbf{g}_b''|} = \mathbf{Q} \cdot \frac{\mathbf{a}_b''}{|\mathbf{a}_b''|} \cdot \mathbf{Q}^{-1},$$

$$\mathbf{g}_b'' = |\mathbf{g}_b''| \frac{\mathbf{g}_b''}{|\mathbf{g}_b''|}. \quad (12)$$

式中: $\mathbf{a}_b''/|\mathbf{a}_b''|$ 表示 \mathbf{a}_b'' 的单位向量, $\mathbf{g}_b''/|\mathbf{g}_b''|$ 表示 \mathbf{g}_b'' 的单位向量。这样就可以求得机体坐标系下的重力加速度 \mathbf{g}_b :

$$\mathbf{g}_b = \mathbf{g}_b'' + \mathbf{g}_b'. \quad (13)$$

4) 根据 \mathbf{g}_b 和 \mathbf{a}_b 求取机体坐标系下载体相对地球运动的加速度 \mathbf{A}_b :

$$\mathbf{A}_b = \mathbf{a}_b + \mathbf{g}_b, \quad (14)$$

对 \mathbf{A}_b 积分求得该坐标系下载体相对地球运动的速度 \mathbf{V}_b 。

利用 \mathbf{A}_b 、 \mathbf{V}_b 和 \mathbf{g}_b 求取速度坐标系相对于机体坐标系的转角 ψ_w 、 θ_w 、 φ_w ,其求解原理等同于伪姿态的求取式(1)~(9),在此就不再赘述。这样,速度坐标系相对于机体坐标系的转角 ψ_w 、 θ_w 、 φ_w 全部求出,然后根据地理坐标系、速度坐标系、机体坐标系三者之间的转角关系,利用方向余旋矩阵法求得常

规姿态的欧拉角 ψ, θ, φ ^[8]. 记 $R(\psi, \theta, \varphi)$ 为机体坐标系相对于地理坐标系旋转关系的方向余弦阵, $R(\psi_w, \theta_w, \varphi_w)$ 为机体坐标系相对速度坐标系旋转关系的方向余弦矩阵, $R(\psi_s, \theta_s, \varphi_s)$ 为速度坐标系相对于地理坐标系旋转关系的方向余弦矩阵, 上述三者之间的关系为:

$$R(\psi, \theta, \varphi) = R(\psi_w, \theta_w, \varphi_w)R(\psi_s, \theta_s, \varphi_s). \quad (15)$$

根据方向余弦矩阵 $R(\psi, \theta, \varphi)$, 就可以求取常规姿态角 ψ, θ, φ .

2 仿真与分析

为验证此算法的可行性和有效性, 采用 YH-9600GI 型 GPS/SINS 惯测单元 (40 Hz) 和 Canada Marconi 公司出品的 SUPERSTAR GPS 接收机 (40 Hz) 进行半实物仿真试验, 然后对其试验数据进行处理. 整个仿真过程如下:

- 1) 将 GPS 输出的速度数据进行矢量化处理, 根据式(1)、(2)和(9)求取伪姿态 $(\psi_s, \theta_s, \varphi_s)$;
- 2) 对 GPS 和加速度计输出进行处理, 然后根据式(10)~(14)以及与 1) 类似的方法求取伪姿态 $\psi_w, \theta_w, \varphi_w$;
- 3) 根据式(15)求取常规姿态 (ψ, θ, φ) , 然后将 (ψ, θ, φ) 与惯测单元姿态输出作比较, 进行精度分析.

整个仿真流程图如图 5 所示. 图 6 是姿态曲线的比较. 从图 6 可以看出, 两组姿态信息基本相同, 表明单天线 GPS 测姿系统能够给出精度较高的姿态信息, 但还存在大约 12° 的角度偏差, 其主要原因在于 GPS 接收机天线安装位置与惯测单元重心不重合, 拟在以后的研究中采用归心改正法进一步解决此问题.

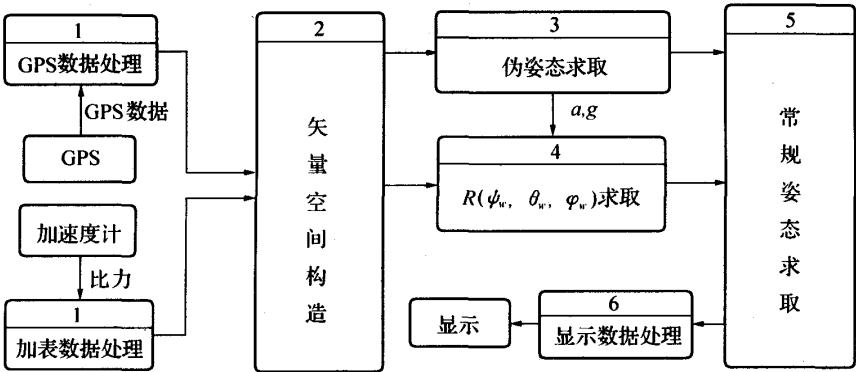


图 5 单天线 GPS 姿态测量流程图
Fig. 5 Flowchart of single-antenna GPS attitude determination

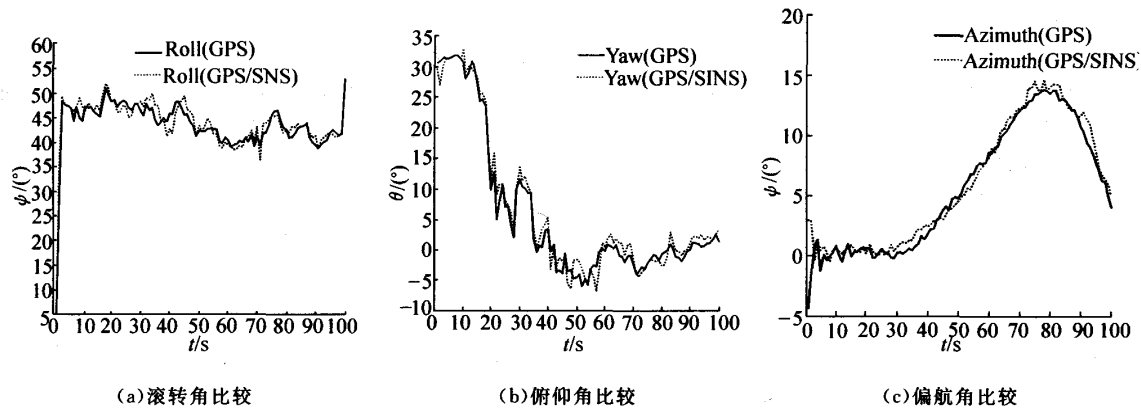


图 6 单天线 GPS 姿态与多天线 GPS/SINS 姿态比较
Fig. 6 Comparison between single-antenna GPS attitude and GPS/SINS reference attitude

(下转第 903 页)

图4曲线是在观测时间 T 分别取8 192个和40 960个采样点时载频估值概率。仿真时在每个信噪比点都进行500次运算,然后取平均值。从图4所示曲线可以看出,对信号观测时间越长,算法的载频估值准确率越高,即抗噪能力越强。

5 结束语

有限时间平均循环自相关法是检测直扩信号的一种有效方法,在背景噪声为深度高斯白噪声时效果更佳。但该方法在目前也有缺点,就是计算量较大。随着电子器件计算速度的提高和存储能力的加大,这种缺点将会逐渐得以改善,该检测方法也会变得更加有效。

参考文献:

- [1]孟建.直扩信号检测的相关积累技术[J].电子对抗技术,2001(2):1-4.

MENG Jian. Correlation cumulation for detection of DS signal [J]. Electronic Warfare Technology, 2001(2):1-4.

- [2]张贤达,保峰.非平稳信号分析与处理[M].北京:国防工业出版社,1999.
- [3]YEUNG G K, GARDNER W A. Search-efficient methods of detection of cyclostationary Signals [J]. In: IEEE Trans S P, 1996, 44(5):1214-1223.
- [4]黄春琳.基于循环谱包络的扩谱直序信号的码片时宽、载频、幅度估计[J].电子学报,2002(9):1353-1356.
- HUANG Chunlin. Chip width, carrier frequency and amplitude estimation of DS signal based on cyclic spectrum amplitude [J]. Acta Electronica Sinica, 2002(9):1353-1356.
- [5]GARDNER W A, SPOONER C M. Detection and source location of weak cyclostationary signals: simplifications of the maximum-likelihood receiver [J]. IEEE Trans, 1993, 41(6):905-916.

[责任编辑:陈峰]

(上接第857页)

3 结论

分析了利用单天线GPS和加速度计实时确定姿态的原理,建立了单天线GPS测姿系统模型。通过理论分析与半物理仿真试验,可以得出以下几点结论:

1)单天线GPS/SINS组合测姿方法可以实时提供高精度的姿态冗余信息,相对多天线GPS/SINS测姿系统,结构简单、成本低。

2)单天线GPS/SINS组合导航系统将有可能取代多天线GPS/SINS组合导航系统,被广泛地应用于从大型飞行器到微小飞行器的各个领域。

参考文献:

- [1]王惠南,吴智博.采用卡尔曼滤波器的GPS/INS姿态组合系统的研究[J].中国惯性技术学报,2000,8(3):1-7.
- WANG Huinan, WU Zhibo. Simulation of GPS/INS and attitude determination integrated navigation with Kalman filter[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2000, 8(3):1-7.
- [2]WANG C, WALKER R A, ENDERLE W. Single antenna attitude determination for fedsat[A]. Proceedings of the ION GPS-2002[C]. Portland, USA, 2002.
- [3]WANG C, WALKER R A. Single-antenna attitude de-

termination for fedsat with improved antenna gain patterns[A]. The 6th international symposium on satellite navigation technology including mobile positioning & location services[C]. Melbourne, Australia, 2003.

- [4]LEE S, KIM J, CHO A, et al. Developing an automatic control system of unmanned aircrafts with a single-antenna GPS receiver[A]. Proceedings of the 17th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of navigation[C]. Long Beach, Canada, 2004.
- [5]LUIS S, KIM D, LANGLEY R B. A single GPS receiver as a real-time, accurate velocity and acceleration sensor[A]. Proceedings of the 17th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of navigation[C]. Long Beach, Canada, 2004.
- [6]PINDER S D, CROWE T G, NIKIFORUK, et al. Application of the global positioning system in determination of vehicular acceleration[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(5): 856-859.
- [7]CHRISTOPHER J, RAMON G. Direct determination of vehicle acceleration using GPS phase observables[A]. Proceedings of the Annual Meeting-Institute of Navigation, Navigational Technology for the 3rd Millennium [C]. Cambridge, USA, 1996.
- [8]陈哲.捷联惯导系统原理[M].北京:宇航出版社,1986.

[责任编辑:陈峰]

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,一直致力和专注于微波、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>