

文章编号 1005-0388(2001)03-0379-05

# GPS 姿态测量系统基线长度和天线布局设计\*

田增山 胡小川 刘丽川 黄顺吉

(电子科技大学电子工程系, 四川 成都 610054)

**摘要** 在 GPS 姿态测量系统工程实施和设计过程中,天线的布局和基线长度是影响姿态测量精度和实时性的关键因素。通过分析和推导建立了基线的长度和天线的布局以及天线的数量对 GPS 姿态测量系统的测量精度和实时性的影响,介绍了可同时满足高精度和实时性要求的多天线 GPS 姿态测量系统。

**关键词** 姿态测量系统 最小二乘法 测量精度 实时性 基线长度

**中图分类号** P228.4 **文献标识码** A

## The design of baseline length and antenna configuration for GPS attitude determination system

TIAN Zeng-shan HU Xiao-chuan LIU Li-chuan HUANG Shun-ji

(Dept. of Electronic Eng. UESTC, Chengdu Sichuan 610054, China)

**Abstract** The antenna configuration and baseline length are key factors which ensure the attitude accuracy and real time in GPS attitude determination while the GPS attitude determination system is put in practice and designed. This paper analyzes and establishes the relationship between them. The multiple-antenna GPS attitude determination which can satisfy the attitude precision and real time is investigated.

**Key words** attitude determination system least square method measuring accuracy real time baseline length

## 1 引言

姿态测量系统一般应用于卫星、航天器、洲际弹道导弹、载人机、无人机、船舶、汽车等高动态的载体上,这些载体要求姿态测量系统具有精度高、实时性强、安装方便等特点,全球定位系统的发展和各种算法的出现使得应用 GPS 计算进行姿态测量成为必然和发展趋势。GPS 姿态测量系统在选取天线布局和基线长度时,应考虑姿态测量精度、实时性、物体遮挡、多径效应、基座的变形、载体的安装空间等众多因素。天线的安装应选取空旷地,并且远离其它设备以防多径效应和遮挡。对于机械 GPS 姿态测量系统,当测量出前一时刻飞机的运动状态时可以估计

出当前的运动姿态,从而借助于变形模型估计出飞机的变形,在进行姿态计算时进行变形补偿以消除基线变形对姿态测量精度的影响。对于航天器使用 GPS 姿态测量系统,可利用微波对准方法确定基线变形,从而补偿变形的影响。对于船载 GPS 姿态测量系统,可采用运动学及力学变形模型进行基线变形补偿或使用刚性游动基线消除变形的影响。天线安装过程中,作为天线载体坐标系原点的主天线 1 (Master)安装位置是所有天线中位置最好的(如多径效应和遮挡影响最小),使得求取的姿态测量值最佳。天线 1 到天线 2 和载体航向相同,天线 1 到天线 3 的方向一般同航向垂直。

\* 收稿日期:2000-11-30

## 2 基线长度的选择

### 2.1 用直接法<sup>[1]</sup>计算测量船姿态时天线长度的确定

#### 2.1.1 求取三姿态俯仰角( $p$ )、横滚角( $r$ )、偏航角( $y$ )

天线本体坐标系的建立(如图 1):原点在主天线中心处, $Y$ 轴指向由天线 1 指向天线 2, $XOY$ 平面在三天线构成的平面内, $X$ 轴指向在天线 3 一侧, $XYZ$  三轴满足右手法则。

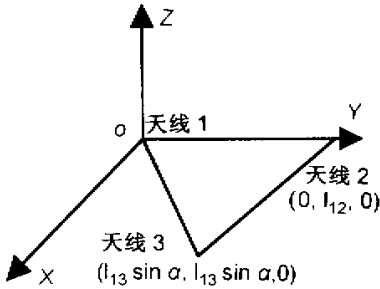


图 1 天线本体坐标系

参考坐标系的建立:它和本地坐标系相同,原点 在载体运动的星下点处, $Z$ 轴通过地心指向外,  $XOY$ 平面是 $Z$ 轴的垂直面, $Y$ 轴方向和地表运动方向相同, $XYZ$ 三轴满足右手法则。

天线本体坐标系相对于参考坐标系旋转构成三姿态角,俯仰角  $p$  为本体坐标系的  $ox$  轴相对于参考坐标系的旋转角;横滚角  $r$  为是本体坐标系的  $oy$  轴相对于参考坐标系的旋转角;偏航角  $y$  为本体坐标系的  $oz$  轴相对于参考坐标系的旋转角。

当姿态矩阵的旋转顺序<sup>[2]</sup>为  $R_{213}$  时,天线 1 到天线 2 的矢量坐标和天线 1 到天线 3 矢量坐标在载体坐标系中的坐标分别表示为:  $(0, l_{12}, 0)$   $(l_{13} \sin \alpha, l_{13} \cos \alpha, 0)$ , 设它们在相应的参考坐标系中的坐标分别表示为:  $(x_2, y_2, z_2)$  和  $(x_3, y_3, z_3)$ 。如果  $b_i$  和  $u_i$  分别表示基线矢量在载体坐标系和参考坐标系中的坐标值,则满足坐标转换方程:

$$b_i = R_{213} u_i = R_2(r) R_1(p) R_3(y) u_i \quad (1)$$

其中绕三轴旋转矩阵为:

$$R_1(p) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos p & \sin p \\ 0 & -\sin p & \cos p \end{bmatrix},$$

$$R_2(r) = \begin{bmatrix} \cos r & 0 & -\sin r \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin r & 0 & \cos r \end{bmatrix},$$

$$R_3(y) = \begin{bmatrix} \cos y & \sin y & 0 \\ -\sin y & \cos y & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

绕  $y$  轴旋转对天线 1 到天线 2 的矢量  $b_2$  无影响,仅考虑绕  $z$  轴和  $x$  轴旋转的影响得

$$b_2 = R_1(p) R_3(y) u_2 \text{ 及 } u_2 = R_3^{-1}(y) R_1^{-1}(p) b_2 \quad (2)$$

如果把天线 1 到天线 2 矢量的两处坐标值代入上式,能得到计算航偏角  $y$  和俯仰角  $p$  的公式:

$$y = -\arctan(x_2/y_2) \quad (3)$$

$$p = -\arctan(z_2/\sqrt{x_2^2 + y_2^2}) \quad (4)$$

对于矢量天线 1 到天线 3 的矢量  $b_3$ ,考虑绕三坐标轴的影响得

$$u_3' = R_1(p) R_3(y) u_3 = R_2^{-1}(r) b_3,$$

$$u_3' = [x_3' \ y_3' \ z_3']^T.$$

如果把天线 1 到天线 3 矢量的两种坐标值代入上式,能得到计算横滚角  $r$  的公式:

$$r = -\arctan(z_3'/x_3') \quad (5)$$

其中  $x_3 = x_3 \cos y + y_3 \sin y,$

$$z_3' = x_3 \sin p \sin y - y_3 \sin p \cos y + z_3 \cos p.$$

式(3)、(4)、(5)是计算三个姿态角的直接计算公式。该方法只需要知道确定载体平台的三付天线在参考坐标系中的坐标值(它们可以由 GPS 测量值进过坐标转换求得),就能直接算出三个姿态角,而无需依赖预先确定的载体坐标。这一特点在不知道天线的本体坐标或在初始化阶段时非常有用。

#### 2.1.2 求取姿态角误差范围

对航偏角式(3)  $y = -\arctan(x_2/y_2)$  进行微分,得到:

$$dy = -\frac{y_2 dx_2 - x_2 dy_2}{x_2^2 + y_2^2},$$

$$\sigma_y = \sqrt{\cos^2(y) \sigma_{x_2}^2 + \sin^2(y) \sigma_{y_2}^2} / l_{12} \cos(p),$$

$$\text{故 } \sigma_y \leq \sigma_{\max}(\sigma_{x_2}, \sigma_{y_2}) / l_{12} \cos(p) \quad (6)$$

对俯仰角式(4)  $p = -\arctan(z_2/\sqrt{x_2^2 + y_2^2})$  进行微分,可以得到:

$$dp = \frac{(x_2^2 + y_2^2) dz_2 - z_2 x_2 dx_2 - z_2 y_2 dy_2}{\sqrt{x_2^2 + y_2^2} (x_2^2 + y_2^2 + z_2^2)}$$

$$\sigma_p = [\cos^2(p) \sigma_{x_2}^2 + \sin^2(p) \sin^2(y) \sigma_{x_2}^2 + \sin^2(p) \cos^2(y) \sigma_{y_2}^2]^{\frac{1}{2}} / l_{12}$$

$$\sigma_p \leq \sigma_{\max}(\sigma_{x_2}, \sigma_{y_2}, \sigma_{z_2}) / l_{12} = \sigma_{z_2} / l_{12} \quad (7)$$

对横滚角式(5) $r=-\arctan(z_3'/x_3')$ 进行微分,得到:

$$\begin{aligned}dr &= -\frac{x_3'dz_3' - z_3'dx_3'}{x_3'^2 + z_3'^2}, \\ \sigma_r &= \sqrt{\cos^2(r)\sigma_{z_3'}^2 + \sin^2(r)\sigma_{x_3'}^2} / l_{13}\cos(\alpha), \\ \sigma_r &\leq \sigma_{\max}(x_3', z_3') / l_{13}\cos(\alpha), \\ \sigma_{x_3'}^2 &= \cos^2(y)\sigma_{x_3}^2 + \sin^2(y)\sigma_{y_3}^2, \\ \sigma_{z_3}^2 &= \sin^2(y)\sin^2(p)\sigma_{x_3}^2 + \sin^2(p)\cos^2(y)\sigma_{y_3}^2 + \\ &\quad \cos^2(p)\sigma_{z_3}^2\end{aligned}$$

$\alpha$  是基线  $l_{12}$  与  $l_{13}$  之间的夹角。

$$\sigma_r \leq \sigma_{z_3} / l_{13}\cos(\alpha) \tag{8}$$

分析可知,俯仰角和航偏角的精度与定义航向的基线  $l_{12}$  的长度成反比,横滚角的精度与基线  $l_{13}$  的长度成反比。而且,当基线  $l_{12}$  与  $l_{13}$  垂直时,横滚角的误差最小。

2.1.3 基线长度的计算

由式(7)得  $l_{12} \leq \sigma_{z_2} / \sigma_p$

由式(8)得  $l_{13} \leq \sigma_{z_3} / \sigma_r \cos(\alpha)$

设 GPS 高度定位相对误差为定植时,则  $l_{12}$  同偏航角姿态精度的关系如图 2 所示。当基线  $l_{12}$  与  $l_{13}$  垂直( $\alpha=90^\circ$ )时; $l_{13}$  同横滚角姿态精度关系图和  $l_{12}$  同偏航角姿态精度的关系图相似。

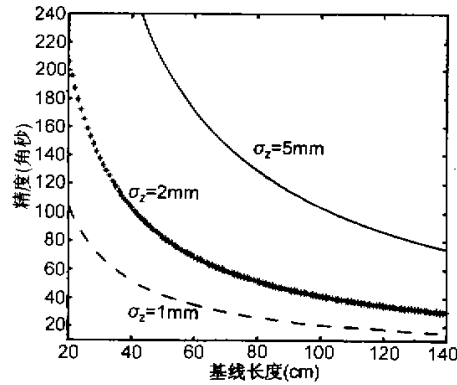


图 2 姿态精度和基线长度及定位误差关

由图中知如果满足姿态精度为 30 角秒 ( $<0.01^\circ$ ),基线长度在 12m 左右,基线布局相互垂直条件下,要求高度相对精度误差在 2mm 以内,对于双频差分接收机在系统接收机相同和时间同步的条件下,这种精度是可以满足的。

2.2 最小二乘估计计算基线长度和天线布局

2.2.1 最小二乘法姿态测量原理<sup>[3]</sup>

假设  $u_i=[x_i^u, y_i^u, z_i^u]^T$  和  $b_i=[x_i^b, y_i^b, z_i^b]^T$  分别是基线在载体坐标系和本地坐标系中的向量值,对式(1)进行线性化处理。假设  $v$  为观测量与真值的偏差,则

$$v = \hat{b}_i - b_i = \hat{b}_i - Ru_i \tag{9}$$

设  $\hat{x}=[\hat{y}, \hat{p}, \hat{r}]^T$  为解向量的估计值,则  $\hat{x}=x_0+\delta\hat{x}$ ,  $x_0$  是解向量的初值,  $\delta x$  是差值。建立  $v$  和  $\hat{x}$  之间关系的数学模型:

$$f(\hat{x}, v) = b_i + v - \hat{b}_i = Ru_i + v - \hat{b}_i = 0,$$

$$f(\hat{x}, v) = W_i + A_i\delta\hat{x} + B'\delta v$$

$$= f(x_0, v_0) + \frac{\partial f}{\partial \hat{x}}|_{x_0, v_0} \delta\hat{x} +$$

$$\frac{\partial f}{\partial v}|_{x_0, v_0} \delta v = 0,$$

$$\text{即 } W_i + A_i\delta\hat{x} + B'\delta v = 0 \tag{10}$$

其中,  $W_i = f(x_0, v_0) = R(y^0, p^0, r^0)u_i - b_i$  为闭合差相量。

$$A_i = \frac{\partial f}{\partial \hat{x}}|_{x_0, v_0} = \frac{\partial R}{\partial \hat{x}}|_{x_0, v_0} = \left( \frac{\partial R}{\partial y}u_i \quad \frac{\partial R}{\partial p}u_i \quad \frac{\partial R}{\partial r}u_i \right)|_{x_0};$$

$$R(y, p, r) = R(y^0, p^0, r^0);$$

$$B' = \frac{\partial f}{\partial v}|_{x_0, v_0} = 1; \delta\hat{x} = [\delta\hat{y} \quad \delta\hat{p} \quad \delta\hat{r}]^T;$$

$$\delta v = -R(y^0, p^0, r^0)\delta u_i + \delta\hat{b}_i = [B_i \ I] \begin{bmatrix} \delta u_i \\ \delta\hat{b}_i \end{bmatrix};$$

$$f(\hat{x}, v) = W_i + A_i\delta\hat{x} + [B_i \ I] \begin{bmatrix} \delta u_i \\ \delta\hat{b}_i \end{bmatrix} = 0 \tag{11}$$

当有  $n$  个基线时,并且定义  $A = [A_1 \ A_2 \ \cdots \ A_n]^T$   $_{3n \times 3}$ ,  $W = [W_1 \ W_2 \ \cdots \ W_n]^T$   $_{3n \times 1}$ ,

$$B = \begin{bmatrix} [B_1 \ I] & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & [B_2 \ I] & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & [B_n \ I] \end{bmatrix}_{3n \times 6n}.$$

$$\begin{bmatrix} \delta u_1 \\ \delta\hat{b}_1 \\ \delta u_2 \\ \delta\hat{b}_2 \\ \vdots \\ \delta u_n \\ \delta\hat{b}_n \end{bmatrix}_{6n \times 1}$$

$$\text{规一化处理得 } A\delta\hat{x} + B + W = 0; \tag{12}$$

利用最小二乘准则,可以导出

$$\delta\hat{x} = -(A^T C^{-1} A)^{-1} (A^T C^{-1} W) \tag{13}$$

其中  $C = \text{diag}(B_i C_{u_i} B_i^T + C_{b_i})_{i=1 \sim n}$ ,  $C_{u_i}$  和  $C_{b_i}$  是  $\delta u_i$  和  $\delta\hat{b}_i$  对应的协方差阵。

$$\hat{x} \text{ 的协方差为 } C_{\delta} = (A^T C^{-1} A)^{-1} \tag{14}$$

2.2.2 基线长度对最小二乘法姿态测量精度

的影响

分析式(14)可知,  $C_{u_i}$  同 GPS 卫星的几何精度和载波相位的测量精度有关,  $C_{b_i}$  同初始状态下基线的测量精度有关,  $A_i$  反映了天线的布局和天线长度对姿态测量精度的影响, 假定天线之间垂直, 仅考虑天线长度的影响时, 则  $C_{\delta} \propto (JJ^T)^{-1}$ ,  $J = [b_1, b_2, \dots, b_n]^T$ , 即姿态测量精度反比于基线长度的平方<sup>[4]</sup>, 并且基线之间相互垂直时姿态的测量精度最高。

### 3 实时性要求对测量姿态时天线长度和布局的影响

#### 3.1 算法对实时性的影响

用载波相位差方法求解姿态时, 一个重要的问题是解算整周模糊度, 整周模糊度的求解时间是确定实时性的关键。在进行姿态求解时为达到较高的姿态精度, 要求基线的长度较长, 这加大了整周模糊度的搜寻空间, 从而延长了求解时间。在选用求解整周模糊度算法时, 一般采用最小二乘法求解。由于选取的卫星及数量的差异使得整周模糊度搜寻空间的按模糊度数的次方数递增。求解整周模糊度的算法很多, 包括矢量辅助法、伪距辅助法、低价格设备辅助法、双频载波差分法等。

#### 3.2 基线长度对实时性的影响

载波相位双差定位的数学模型为:

$$\nabla \triangle \phi = (e^i - e^j) \cdot b + \lambda N_i \quad (15)$$

$e^i$  和  $e^j$  为载体至 GPS 卫星  $i$  和  $j$  的单位方向向量,  $b$  为基线向量,  $b = [x, y, z]$ ,  $N_i$  为双差整周模糊。当选择四个几何精度比较好的卫星时, 并确定其中一个为主卫星, 则可得双差数学模型

$$S \cdot b + W = 0 \quad (16)$$

其中  $S = [e_1 - e_0 \quad e_2 - e_0 \quad e_3 - e_0]^T$ ,

$$W = [W_1 \ W_2 \ W_3],$$

$$W_i = \lambda \nabla \triangle N_i - \nabla \triangle \phi_i.$$

$$\text{解式(16)得 } b = -S^{-1}W \quad (17)$$

$$b^2 = W^T (SS^T)^{-1}W \quad (18)$$

进行下三角分解<sup>[5]</sup>得  $SS^T = LL^T$ ;

$$\text{其中 } L^{-1} = \begin{bmatrix} l_{11} & & \\ l_{21} & l_{22} & \\ l_{31} & l_{32} & l_{33} \end{bmatrix}.$$

$$\text{故 } b^2 = (L^{-1}W)^T (L^{-1}W).$$

$$\text{取 } B = l_{11}W_1, C = l_{21}W_1 + l_{22}W_2, D = l_{31}W_1 + l_{32}W_2 + l_{33}W_3, b^2 = B^2 + C^2 + D^2.$$

$$|B| \leq b; C \leq \sqrt{b^2 - B^2} \text{ 代入变量求解得}$$

$$\frac{(-b/l_{11} + \nabla \triangle \phi_1)}{\lambda} \leq \nabla \triangle N_1 \leq \frac{(b/l_{11} + \nabla \triangle \phi_1)}{\lambda} \quad (19)$$

$$\frac{((-\sqrt{b^2 - B^2}) - l_{21}W_1)/l_{22} + \nabla \triangle \phi_2)}{\lambda} \leq \nabla \triangle N_2 \leq \frac{((\sqrt{b^2 - B^2} - l_{21}W_1)l_{22} + \nabla \triangle \phi_2)}{\lambda} \quad (20)$$

当  $\nabla \triangle N_1$  和  $\nabla \triangle N_2$  求得后, 则可反过来求解  $W_1, W_2$ ; 最后求得  $B$  和  $C$ 。从而可求得  $\nabla \triangle N_3$ 。

$$\nabla \triangle N_3 = (\pm \sqrt{b^2 - B^2 - C^2} - (l_{31}W_1 + l_{32}W_2 + l_{33}(-\nabla \triangle \phi_3)))/(\lambda l_{33}) \quad (21)$$

从式(19)、(20)、(21)可知当单颗卫星搜寻整周数为  $m$  时, 整个潜在的整周搜寻空间为则  $m^*m^*2$ , 其中 2 为  $\nabla \triangle N_3$  出现的可能情况次数。当基线加长  $k$  倍时, 整周搜寻空间加大为  $k^2$  倍, 基线长度和整周模糊度之间的关系如图 3 所示。从图中可知基线的长度选取对姿态测量系统的实时性影响很大。

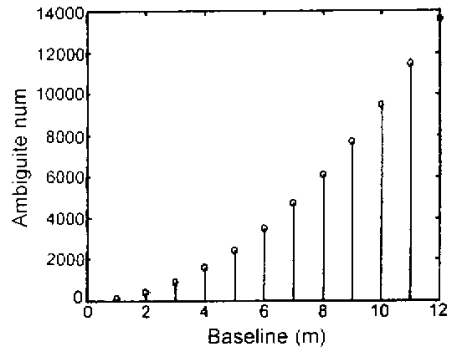


图 3 基线长度和整周模糊度关系图

### 4 多天线方法<sup>[3]</sup>增强姿态测量系统的实时性和精度

基线长小于  $\lambda/2$  则不存在相位模糊, 系统的测量精度较低, 长基线系统的测量精度高, 却存在相位模糊, 若将二者结合则有可能解决相位模糊问题。如图 4 示, 增设天线 2, 使天线 1、2、3 共线, 天线 1、2 间距小于  $\lambda/2$ , 使相位差值无模糊, 天线 1、3 间距较长, 满足精度要求。

$$\Delta \phi_{12} = l_{12} \cos \theta \quad (22)$$

$$\Delta \phi_{13} = l_{13} \cos \theta \quad (23)$$

$\theta$  为卫星的观测夹角。

设观测卫星  $i$  和  $j$  的观测夹角分别为  $\theta_i$  和  $\theta_j$ , 则基线 12 和 13 的相位双差分别为:

$$\nabla \Delta \phi_{12} = \Delta \phi_{12}^i - \Delta \phi_{12}^j = l_{12}(\cos \theta_i - \cos \theta_j),$$
$$\nabla \Delta \phi_{13} = \Delta \phi_{13}^i - \Delta \phi_{13}^j = l_{13}(\cos \theta_i - \cos \theta_j),$$

则:  $\nabla \Delta \phi_{13} = \frac{l_{13}}{l_{12}} \nabla \Delta \phi_{12} = \lambda N + \delta$  (24)

$N$  为整周数,  $\delta$  为小于整周部分, 是双差相位的观测值。从而可得到整周模糊初值  $N_0$ 。大大加速姿态测量过程中整周模糊解的解算速度, 但它却是以牺牲硬件为代价的。

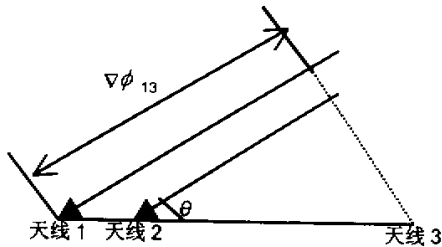


图 4 多天线系统示意图

从上面分析可知, 对于姿态测量系统, 对实时性的要求不仅影响天线长度的选取。而且影响天线的数量和天线的布局。

参考文献

[1] Lachapelle, G. and Lu, G. Precise Shipborne Attitude Determination Using Wide Antenna Spacing [M]. Proceeding of the International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, geomatics and Navigation, Banff, Canada, August 30-September 2, 1994. 323 ~ 327.

[2] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京: 航空航天大学出版社, 1998, 8, 137 ~ 147.

[3] Cheng-Fang, Lo. Modified Last-Squares Approach to Obtain EPOCH Ambiguity Resolution of Real - Time

Kinematic GPS Positioning[M]. Proceeding of the International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, geomatics and Navigation, Banff, Canada, June, 1997. 345 ~ 355.

[4] Comp, C. Optimal Antenna Configuration for GPS Based Attitude Determination [M]. Proceedings of the sixth International Technical Meeting of the Satellite Division of ION, GPS-93, Salt Lake city, Utah, September 1993. 22 ~ 24.

[5] Landau, H. , and H. -J. Euler. On-the-Fly Ambiguity Resolution for Precise Differential Positioning [M]. Proceedings of GPS-92, The Institute of Navigation, Alexandria, VA. 1992, 607 ~ 613.

[6] Jurgens, R. D. , C. E. Rodgers and L. C. Fan. GPS Azimuth Determining System (ADS), Cycle Resolution, and Army Test Results [M]. Proceedings of the National Technical Meeting of the Institute of Navigation, San Francisco, January, 1991. 22 ~ 24.

田增山 (1968-), 男, 河南人, 工程师, 电子科技大学博士生, 主要从事小卫星的 GPS 姿态测量系统研究。

胡小川 《见电波科学学报》本期, 第 314 页。

刘丽川 (1972-), 女, 四川人, 电子科技大学博士生, 主要从事小卫星的 GPS 和组合惯导姿态测量系统研究。

## 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](http://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](http://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](http://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>