

基于卫星姿态敏感器和星载天线信息的联合姿态确定方法

夏克强, 周凤岐, 周军, 刘莹莹

(西北工业大学 精确制导与控制研究所, 陕西 西安 710072)

摘要:为提高姿态估计的速度和精度,提出一种利用星载天线信息进行姿态确定的新方法。研究分析了天线接收信号中可以用于卫星姿态确定的信息,推导并建立了由误差四元数表示的天线测量残差线性模型。基于卫星姿态敏感器的测量残差模型和天线测量残差模型,组建了陀螺/红外地平仪/太阳敏感器/天线新型联合姿态确定系统,最后利用集中式测量融合滤波对卫星姿态进行估计。仿真结果表明,天线信息的引入可以显著提高姿态确定的精度,并使整个系统的收敛速度有明显提高。

关键词:姿态确定, 卡尔曼滤波, 误差四元数, 天线

中图分类号:TP391.9 **文献标识码:**A **文章编号:**1000-2758(2008)06-0727-05

随着卫星任务要求的日益严格,卫星需要有更高的姿态控制精度,这也就对姿态确定系统的精度提出了更高的要求。目前三轴稳定卫星的姿态确定任务主要依靠其携带的姿态敏感器来完成,这些敏感器包括陀螺、太阳敏感器、红外地平仪、星敏感器等。因为这些敏感器受技术所限,其测量精度已经发展到一定程度,所以单纯依靠姿态敏感器进行姿态确定的精度很难有较大的提高,虽然目前有很多基于姿态敏感器的算法^[1,2]被提出,用于提高其定姿精度,但是定姿精度的改善效果并不理想。根据信息融合理论,卫星上可用的姿态信息越多,姿态确定的精度和可靠程度就会越高,因此挖掘新的卫星姿态信息来提高定姿精度成为一个新的研究领域。除了卫星姿态敏感器之外,卫星上其它有效载荷的测量信息同样包含姿态信息,例如相机观测的目标、天线接收的信号等,将这些信息用于姿态确定,将可以提高卫星姿态确定系统的精度。

本文首先对天线的测量信息进行了研究,证明天线测量信息中含有卫星姿态确定所需的信息,然后建立了天线姿态信息的测量残差线性模型,最后联合姿态敏感器推算出卫星的联合姿态确定方法。

该方法的优点是在不增加卫星有效载荷的情况下,可以有效提高定姿的速度和精度,因此对于卫星姿态确定有重要意义。

1 天线测量残差模型

卫星天线系统通常由多个天线组成,它们在接收地面站电波的同时,还能测得该电波矢量对卫星天线坐标的方向。如果已知地面站的精确位置,那么电波矢量就和太阳矢量一样也是卫星姿态确定所需要的姿信息^[3]。所以天线系统的测量信息可以用于定姿,下面推导用于定姿的天线测量残差模型。

每两个天线组成一个基线矢量 b , 多天线系统就对应有多根基线。多天线组成基线时,应按照基线最长的原则进行天线组合。设 i 基线天线接收地面站 j 发射的电波, 则基线矢量 b_i 和地面站 j 对应的载波相位差测量方程^[4]为

$$\Delta\Phi_{ij} = \Delta r_{ij} - n_{ij} + \beta_i + m_{ij} + v_{ij} \quad (1)$$

式中, $\Delta\Phi_{ij}$ 为基线 i 两端天线所接收地面站 j 电波载波相位的单差; Δr_{ij} 表示基线 i 两端天线到地面站 j 的距离之差; n_{ij} 为基线两端天线与地面站 j 的整周

收稿日期: 2007-09-07

基金项目: 民用航天计划基金(C5120062702)资助

作者简介: 夏克强(1979—), 西北工业大学博士生, 主要从事航天器的高精度姿态确定、控制与仿真研究。

模糊数之差; β_i 为基线 i 两端天线到电磁波接收机的信号传播路径误差之差(即线偏差); m_{ij} 为组成基线 i 的两天线多路径误差之差; v_{ij} 为测量噪声之差。(1)式中各量均用电波中载波的波长表示。 Δr_{ij} 可以由下式计算得到

$$\Delta r_{ij} = b_i \cdot W_j \quad (2)$$

式中, W_j 为由卫星指向地面站 j 的单位电波矢量。

根据卫星轨道和地面站的空间位置, 可以计算出卫星轨道坐标系下(用角标 O 表示)的电波矢量 W_j^0 , 而基线安装在卫星上, 根据安装方式, 可以得到在卫星本体坐标系下(用角标 B 表示)的基线矢量 b_i^B , 则有

$$\Delta r_{ij} = (b_i^B)^T W_j^0 = (b_i^B)^T (T_{BO} W_j^0) \quad (3)$$

式中, T_{BO} 是由轨道坐标系到卫星本体坐标系的坐标转换矩阵, 为避免欧拉角的奇异性, 这里采用四元数描述。根据 $q = \dot{q} \otimes \Delta q$, 有

$$T_{BO}(q) = T_{BB}(\Delta q) T_{BO}(\dot{q}) \quad (4)$$

因为误差四元数的标量部分 $\Delta q_0 \approx 1$, 矢量部分 $\Delta q_{13} = [\Delta q_1 \ \Delta q_2 \ \Delta q_3]^T$ 为小量, 所以

$$T_{BB}(\Delta q) \approx \begin{bmatrix} 1 & 2\Delta q_3 & -2\Delta q_2 \\ -2\Delta q_3 & 1 & 2\Delta q_1 \\ 2\Delta q_2 & -2\Delta q_1 & 1 \end{bmatrix} = I - 2[\Delta q_{13} \times] \quad (5)$$

将(3)式~(5)式代入(1)式整理得

$$\begin{aligned} \Delta \Phi_{ij} &= (b_i^B)^T (T_{BO}(\dot{q}) W_j^0) - \\ &\quad (b_i^B)^T (2[\Delta q_{13} \times] T_{BO}(\dot{q}) W_j^0) - \\ &\quad n_{ij} + \beta_i + m_{ij} + v_{ij} \end{aligned} \quad (6)$$

式中 \dot{q} 由姿态估计器得到。相位差估计值为

$$\Delta \hat{\Phi}_{ij} = (b_i^B)^T (T_{BO}(\dot{q}) W_j^0) - n_{ij} + \beta_i \quad (7)$$

则基线 i 两天线的测量残差 $\delta \Phi_{ij}$ 为

$$\begin{aligned} \delta \Phi_{ij} &= \Delta \Phi_{ij} - \Delta \hat{\Phi}_{ij} \\ &= - (b_i^B)^T (2[\Delta q_{13} \times] T_{BO}(\dot{q}) W_j^0) + \\ &\quad m_{ij} + v_{ij} \end{aligned} \quad (8)$$

对(8)式中第 1 项进行整理, 有

$$\begin{aligned} (b_i^B)^T (2[\Delta q_{13} \times] T_{BO}(\dot{q}) W_j^0) &= 2[b_i^B \cdot (\Delta q_{13} \times (T_{BO}(\dot{q}) W_j^0))] \\ &= 2[(b_i^B \times \Delta q_{13}) \cdot (T_{BO}(\dot{q}) W_j^0)] \\ &= 2[(T_{BO}(\dot{q}) W_j^0) \cdot (b_i^B \times \Delta q_{13})] \\ &= 2(T_{BO}(\dot{q}) W_j^0)^T [b_i^B \times] \Delta q_{13} \end{aligned} \quad (9)$$

将(9)式代入到(8)式中, 可以得到由误差四元数表示的天线测量残差线性模型,

$$\delta \Phi_{ij} = - 2(T_{BO}(\dot{q}) W_j^0)^T [b_i^B \times] \Delta q_{13} + m_{ij} + v_{ij} \quad (10)$$

模型中关于多路径效应引起的误差 m_{ij} , Cohen C E 和 Parkinson B W 认为多路径误差是与载波跟踪回路带宽无关的常值误差, 可以进行标定予以消除, 本文假设多路径误差已经消除, 将所有误差归一化为高斯白噪声进行处理。即

$$\delta \Phi_{ij} = - 2(T_{BO}(\dot{q}) W_j^0)^T [b_i^B \times] \Delta q_{13} + v_{ij} \quad (11)$$

据(7)式知, 要得到相位差估计值 $\Delta \hat{\Phi}_{ij}$, 首先需要解决线偏差和整周模糊数, 对于线偏差可以进行标定予以消除, 对于整周模糊数也有专门的研究方法, 目前已提出的解算整周模糊方法^[5,6]主要有: 模糊函数法、基线旋转法、天线交换技术、搜索法等, 本文不予讨论, 视为已知量。

2 姿态敏感器测量残差方程

由(11)式知, 天线测量残差模型是误差四元数的线性方程, 下面给出由误差四元数表示的姿态敏感器的测量方程。

2.1 红外地平仪测量残差方程

红外地平仪可以测量卫星的俯仰角和滚动角。这里定义红外地平仪的测量残差为修正后的红外地平仪输出与估计值之差, 则测量残差方程^[7]为

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \Delta \varphi \\ \Delta \theta \end{bmatrix} &= \left[\begin{bmatrix} \varphi_m \\ \theta_m \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \hat{\varphi}_{bias} \\ \hat{\theta}_{bias} \end{bmatrix} \right] - \begin{bmatrix} \hat{\varphi} \\ \hat{\theta} \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} 2 & 0 & 0 \\ 0 & 2 & 0 \end{bmatrix} \Delta q_{13} + \begin{bmatrix} \Delta \varphi_{bias} \\ \Delta \theta_{bias} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_{\varphi} \\ v_{\theta} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (12)$$

式中, φ_m 、 θ_m 是红外地平仪输出; $\hat{\varphi}_{bias}$ 、 $\hat{\theta}_{bias}$ 是红外地平仪的常值测量偏差估计值, $\Delta \varphi_{bias}$ 、 $\Delta \theta_{bias}$ 是其估计误差, 由白噪声驱动; $\hat{\varphi}$ 、 $\hat{\theta}$ 是由估计器得到的姿态角估计值; v_{φ} 、 v_{θ} 是红外地平仪的测量噪声, $v_{\varphi} \sim N(0, \sigma_{\varphi}^2)$ 。

2.2 太阳敏感器测量残差方程

安装太阳敏感器使得敏感狭缝分别与偏航轴和滚动轴平行。这里定义太阳敏感器的测量残差为太阳敏感器的测量值与估计值之差, 经推导可以得到其残差方程^[8]为

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \Delta D_{\varphi} \\ \Delta D_{\theta} \end{bmatrix} &= \\ 2 \begin{bmatrix} -1 - \left(\frac{\hat{S}_{Bx}}{S_{By}} \right)^2 & \frac{\hat{S}_{Bx}}{S_{By}} & \frac{\hat{S}_{Bx} \hat{S}_{Bx}}{S_{By}^2} \\ \frac{\hat{S}_{Bx} \hat{S}_{Bx}}{S_{By}^2} & 1 - \left(\frac{\hat{S}_{Bx}}{S_{By}} \right)^2 & \end{bmatrix} \Delta q_{13} + v_{\varphi} &= h \Delta q_{13} + v, \end{aligned} \quad (13)$$

式中, $\hat{S}_B = T_{BO}(\dot{q}) S_O$, S_O 是轨道坐标系下的单位太

阳矢量,可由太阳历和卫星轨道参数计算得到, $T_{BO}(\hat{q})$ 为姿态转移矩阵; v_i 是太阳敏感器的测量噪声, 分别有 $v_{i1} \sim N(0, \sigma_{i1}^2)$, $v_{i2} \sim N(0, \sigma_{i2}^2)$ 。

3 联合姿态确定系统

这里将陀螺作为公共参考系统, 组成红外/太阳/陀螺/天线联合姿态确定系统。该系统的工作原理如图 1 所示。

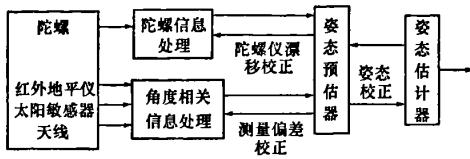


图 1 联合姿态确定系统工作原理图

下面给出姿态确定系统的滤波方程。

3.1 系统滤波方程

本文选用集中式测量融合方法确定卫星姿态, 它是一种全局最优估计方法, 它具有结构简单, 易于实现的优点。取系统状态为

$$X = [\Delta q_{13}^T \quad \Delta d^T \quad \Delta \varphi_{bias} \quad \Delta \theta_{bias}]^T$$

式中 Δd 为陀螺常值漂移误差, 则系统状态方程为

$$\dot{X}(t) = A(t)X(t) + F(t)w(t)^{[8]}$$

由姿态敏感器测量残差和天线测量残差组成测量量

$$Z = [\Delta \varphi \quad \Delta \theta \quad \Delta D_\varphi \quad \Delta D_\theta \quad \Delta \Phi]^T$$

根据各测量残差方程可以得到系统的测量方程为

$$Z(t) = H(t)X(t) + L(t)v(t)$$

式中

$$H(t) = \begin{bmatrix} \begin{bmatrix} 2 & 0 & 0 \\ 0 & 2 & 0 \\ h_i & & \end{bmatrix} & 0_{2 \times 3} & I_{2 \times 2} \\ -2(T_{BO}(\hat{q})W_j^0)^T [b_i^B \times] & 0_{3 \times 3} & 0_{1 \times 2} \end{bmatrix}$$

$$L(t) = I_{5 \times 5}, v(t) = \begin{bmatrix} v_{\varphi} \\ v_{\theta} \\ v_{\varphi(2 \times 1)} \\ v_{ij} \end{bmatrix}$$

3.2 系统滤波过程

对系统状态方程和测量方程进行离散化后, 采用卡尔曼滤波, 以下是系统滤波过程^[9]。

(1) 由系统测量方程知, 不能将姿态敏感器和天线的测量数据直接作为滤波方程的测量量, 而是

先与测量数据估计值求差得到的测量残差作为滤波方程的测量量 Z 。在 k 时刻之前, 由 $k-1$ 时刻的姿态四元数估计值 $\hat{q}(k-1)$ 和根据四元数运动方程可以预估计 k 时刻的 $\hat{q}(k, k-1)$, 由 $\hat{q}(k, k-1)$ 和可以得到 k 时刻估计值 $\hat{\varphi}(k), \hat{\theta}(k), \hat{D}(k), \hat{\Delta\Phi}(k)$ 。

(2) 在 k 时刻获得测量数据 $\varphi_m(k), \theta_m(k), D(k), \Delta\Phi(k)$ 后, 根据残差定义可以得到 k 时刻测量方程的测量量

$$Z(k) = [\Delta\varphi \quad \Delta\theta \quad \Delta D_\varphi \quad \Delta D_\theta \quad \Delta\Phi]^T(k)$$

(3) 进行卡尔曼滤波, 得到 k 时刻状态估计值

$$X(k) = [\Delta q_{13}^T \quad \Delta d^T \quad \Delta \varphi_{bias} \quad \Delta \theta_{bias}]^T(k)$$

此时按照下式进行校正

$$\hat{q}(k) = \hat{q}(k, k-1) \otimes \Delta q(k)$$

$$\hat{d}(k) = \hat{d}(k-1) + \Delta d(k)$$

$$\begin{bmatrix} \hat{\varphi}_{bias}(k) \\ \hat{\theta}_{bias}(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{\varphi}_{bias}(k-1) \\ \hat{\theta}_{bias}(k-1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta \varphi_{bias}(k) \\ \Delta \theta_{bias}(k) \end{bmatrix}$$

然后设置状态 X 为 0。将滤波得到的状态估计误差方差阵传递到下一时刻。

(4) 重复第 1 步到第 3 步, 进行下一周期的滤波。

3.3 系统可观测性分析

根据系统状态方程和测量残差模型, 可以看出, 由陀螺、太阳敏感器、红外地平仪、天线组成的联合姿态确定系统是一个线性时变系统, 因为在姿态保持阶段三轴稳定卫星相对于惯性坐标系的旋转角速度的变化非常缓慢, 所以在较短的时间间隔内可以将滤波器视为线性定常系统, 这样就可以利用分段线性定常系统来代替时变系统^[7], 运用 Meskin 提出的方法进行可观测性分析。通过计算提取可观测性矩阵 SOM 可知, 如果线性独立的测量方程个数不少于 3 个, 那么可观测性矩阵就能达到满秩即姿态确定系统完全可观, 从而说明滤波器时刻收敛。显然, 本文设计的红外/太阳/陀螺/天线联合姿态确定系统满足可观测性条件。

根据上面得到的结论, 如果由天线测量系统提供的测量残差量线性独立且不少于 3 个, 即要求任意 2 条天线基线互不平行, 任意 3 条基线不能共面, 而且满足该条件的基线数目不少于 3 个, 那么仅利用天线系统和陀螺就可以确定卫星的姿态。这为姿态敏感器故障下的卫星姿态确定提供了一种有效方法。

4 仿真研究

对本文提出的姿态确定方法进行数学仿真,仿真参数如下:地球静止轨道中,陀螺常值漂移为 5 ($^{\circ}/h$),陀螺测量噪声 v_g 的均方差为 $0.1 (^{\circ}/h)$,陀螺漂移的估计初值为 $4 (^{\circ}/h)$;红外测量常值偏差为 $0.1 ^{\circ}$,测量噪声 v_r 的均方差设定为 $0.1 ^{\circ}$,红外测量

偏差估计初值为 $0.05 ^{\circ}$;太阳敏感器的测量噪声 v_s 的均方差为 $0.1 ^{\circ}$ 。天线接收的载波频率为 1575.42 MHz,测量噪声为 2 mm。仿真结果见图 2,图中虚线表示正常模式姿态确定结果,其姿态角估计误差均方差为 $0.005 ^{\circ}$,实线表示引入天线测量信息后的结果,其姿态角估计误差均方差为 $0.0028 ^{\circ}$,可以看出估计精度有了很大提高。

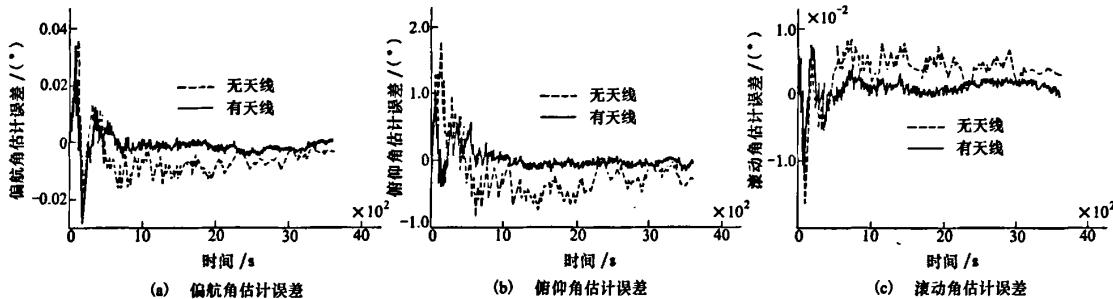


图 2 姿态角估计误差

大量仿真结果表明,天线测量信息可以有效用于卫星姿态确定。另外,相对于正常模式姿态确定系统,使用天线信息的姿态确定系统具有更快的收敛速度,而且姿态估计精度也提高了 30% 多,有了很大幅度的提高。这与集中式融合滤波理论相一致。

5 结 论

本文提出利用天线测量信息进行姿态确定的算

法,结构简单,易于实现,能有效确定卫星姿态,而且天线测量信息的引入,使得姿态确定系统在计算量增加不大的情况下,姿态确定的精度得到了大幅度提高,系统滤波估计的收敛速度也显著加快。文中给出的天线测量模型适用于姿态保持、姿态机动等阶段,如果在天线配置满足系统可观测性条件的情况下,还可以独立确定卫星姿态。另外,天线测量模型还可用于卫星姿态敏感器的故障检测和失效阶段的替补,所以有很好的应用前景。

参考文献:

- [1] Wu A. Normal Mode Attitude Determination Algorithm Extended Kalman Filtering Approach. AIAA-97-3525
- [2] Joshua Cemenska. Sensor Modeling and Kalman Filtering Applied to Satellite Attitude Determination. Master Degree Dissertation, Berkeley, University of California, 2004
- [3] 章仁伟. 卫星轨道姿态动力学与控制. 北京:北京航空航天大学出版社,1998
Zhang Renwei. Satellite Dynamics and Control of Orbit and Attitude. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1998 (in Chinese)
- [4] 王建琦,曹喜滨,孙兆伟. 基于 GPS 与磁强计组合的姿态确定. 中国空间科学技术,2002,4:49~55
Wang Jianqi, Cao Xibin, Sun Zhaowei. Attitude Determination Based on Combination of GPS and Magnetometer. Chinese Space Science and Technology, 2002, 4; 49~45 (in Chinese)
- [5] Cohen C E, Parkinson B W. Integer Ambiguity Resolution of the GPS Carrier for Spacecraft Attitude Determination, AAS-92-015
- [6] Chen D, Lachapelle G. A Comparison of the FAST and Least Square Search Algorithm for On-the-Fly Ambiguity

- Resolution. *Journal of The Institute of Navigation*, 1995, 42(2): 57~66
- [7] 刘志俭, 吴美平, 胡小平. 多敏感器卫星姿态确定的卡尔曼滤波器设计. *国防科技大学学报*, 2001, 23(6): 28~32
Liu Zhijian, Wu Meiping, Hu Xiaoping. Kalman Filter Design for Multi-Sensors Satellite Attitude Determination. *Journal of National University of Defense Technology*, 2001, 23(6): 28~32 (in Chinese)
- [8] 张春青, 李勇, 刘良栋. 卫星多敏感器组合姿态确定系统中的信息融合方法研究. *宇航学报*, 2005, 26(3): 314~320
Zhang Chunqing, Li Yong, Liu Liangdong. Research on Information Fusion Method in Satellite Multi-Sensor Attitude Determination Systems. *Journal of Astronautics*, 2005, 26(3): 314~320 (in Chinese)
- [9] Lefferts R L, Markley E L, Shuster M D. Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 1982, 5(5): 417~429

A New Satellite Attitude Determination System Integrating Antennas with Attitude Sensors

Xia Keqiang, Zhou Fengqi, Zhou Jun, Liu Yingying

(Institute of Precise Guidance and Control, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Aim. To our knowledge, existing methods in the open literature^[1,2] still use attitude sensors alone; in our opinion, they cannot satisfy the increasing precision of satellite attitude determination required by satellite missions now. We propose utilizing attitude information inherently contained in antenna measurements to increase greatly the precision of attitude determination. In the full paper, we explain our attitude determination system in some detail; in this abstract, we just add some pertinent remarks to naming the first three sections of the full paper. Section 1 is: the residual error model of antenna measurements. In section 1, we analyze the information contained in antenna signals to be used for attitude determination and then establish the residual error model of antenna measurements expressed in terms of error quaternions as shown in eq. (11). Section 2 is: the residual error model of attitude sensor measurements. Section 3 is: the satellite attitude determination system integrating antennas with attitude sensors. In this section, using the residual error model of attitude sensor measurements and that of antenna measurements, we set up our satellite attitude determination system that integrates gyros, antennas, infrared horizon sensors and solar sensors by using the working principles of our system given in the block diagram as shown in Fig. 1. Then we estimate the attitude of a satellite by fusing the measurements and utilizing the Kalman filtering. Finally we simulate our satellite attitude determination system. The simulation results, shown in Fig. 2, indicate preliminarily that both the accuracy and convergence speed of attitude determination can be improved greatly by introducing the attitude information of antenna signals.

Key words: antennas, sensors, Kalman filters, error quaternion, attitude determination

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>