

基于空中飞艇的天线姿态控制系统设计与仿真

孟新宇¹, 刘长安^{1,2}, 郑贵林²

(1. 63655 部队, 新疆 乌鲁木齐 841700;

2. 武汉大学自动化系, 湖北 武汉 430072)

摘要:空中移动通讯平台目前越来越多地应用于军事领域, 由于在点对点信息无线传递过程中, 通讯设备需要具有一定的方向性, 最好是相互对准, 从而增加信息通讯效率, 减小误码率。基于飞艇的天线姿态控制系统由位置反馈、速度反馈和电流反馈组成三环数模混合控制系统, 采用了稳定回路与跟踪回路相结合的姿态控制系统设计实现天线实时指向运动, 架构了基于三坐标系的姿态解算数学模型, 在较为恶劣的模拟环境下对系统进行了计算机仿真, 结果表明系统满足预期设计指标要求, 有效地隔离了飞艇运动对天线对准目标所带来的影响, 响应速度快, 对被控对象的非线性和时变性具有一定的自适应能力。

关键词:运动基座; 姿态控制; 隔离

中图分类号: V249.122+.2; TP391.9 **文献标识码:** B

Design and Simulation of Antenna's Attitude Control System Based on Aerofoil

MENG Xin-yu¹, LIU Chang-an^{1,2}, ZHENG Gui-lin²

(1. PLA Unit 63655, Urumqi Xinjiang 841700, China;

2. Department of Automation Engineering, Wuhan University, Wuhan Hubei 430072, China)

ABSTRACT: Air mobile communication platform serving for repeaters is more and more being applied in military fields. Antennas of communication instruments need aligning each other in wireless transmission process between two long-distance points, thus it can make communication efficient and reduce error rate. Antenna's attitude control system based on aerofoil is a 3-loop DA mixed control system composed of position feedback, velocity feedback and current feedback. The attitude control system combined with stabilized loop and tracking loop realizes real-time pointing movement of the antenna and builds mathematic model based on 3-axis coordinate. The simulation in bad environments showed that the system can reach anticipated technical goal. It isolates the influence of aerofoil's movement effectively, responds quickly, and it has better self-adapting ability to non-linear and time-changing of controlled object.

KEYWORDS: Moving base; Attitude control; Isolate

1 引言

随着军事信息化的进程加快, 通讯的畅通、可靠与高效在现代局域运动战争中越发发挥出重要的作用。在野外军事训练和作战演习中需要架设空中移动通讯中继平台, 在平台上安装天线, 并需要保证天线与地面通讯设施的指向对应。在这种天线平台系统中, 其特点是天线都处于运动基座上, 为了保证通讯畅通, 需要对天线的姿态做出调整与控制,

控制的目的是隔离^[1]基座的运动对天线姿态带来的影响。达到天线的极化轴指向以一定精度和灵敏度稳定在与地面目标一致的惯性空间方向。

对于以充气动力无人飞艇作为通讯中继平台而言, 由于飞艇在飞行过程中, 不仅自身位置在飞行中不停运动, 由于受风速、风向的不断变化的影响, 飞艇会发生摇晃(横摇、纵摇、艏摇), 如果不加以控制, 必然导致天线指向晃动, 甚至会丢失信号。目前, 基于此类飞行器的天线姿态控制系统主要采用跟踪或稳定单一控制回路, 本质上是一个高精度位置、速度伺服系统, 由于驱动元件为电动机, 其又为一个电动机

的位置或速度闭环系统,一般用负反馈来调节系统的灵敏度,同时,在每个反馈形成的闭环内分别串接调节器,以降低系统对电机参数变化的灵敏度。

刚体姿态控制技术的应用越来越广泛,国内许多军事领域对此开展了相关的研究讨论,而对于系统的频带宽度的拓宽研究相对不足,频带宽度是反映系统快速性的一项重要技术指标,拓宽系统频带可以加快系统的响应速度,提高动态跟踪精度。为了弥补传统天线姿态控制中的存在的问题,文章架构了基于三坐标系的姿态解算数学模型,采用了稳定回路与跟踪回路相结合的姿态控制系统实现天线实时指向运动,通过计算机仿真来研究姿态控制效果。

2 系统结构与传感器配置

2.1 系统结构

飞艇上天线姿态控制系统由三轴角位置^[2]伺服平台、惯性测量组件、测向/测姿 GPS 接收器、电子控制器和姿态陀螺平台等组成,系统三维造型图如图 1 所示。



图 1 系统三维造型图

系统采用直流力矩电机拖动方式实现三轴角位置的伺服控制,采用光电码盘作为基连角位置传感器,实现三轴基连角位置的闭环控制。通过安装在伺服平台上的惯性传感器,可以实现对大地坐标系的稳定回路控制,即当飞艇相对大地坐标系晃动时,通过惯性传感器感受其相对大地坐标系的角速率和角位置变化,由电子控制器完成闭环控制。如果设定了跟踪目标的大地坐标位置,当飞艇的当时坐标位置由 GPS 接收确定后,通过空间位置和角度的解算,伺服平台将能自动使安装在其上的天线指向地面目标。

2.2 传感器配置

天线指向控制精度预期指标为:

天线指向目标方位角误差: $\pm 0.5^\circ$

天线指向目标俯仰角误差: $\pm 0.5^\circ$

天线极化角误差: $\pm 0.5^\circ$

根据天线指向控制精度预期指标配置传感器技术指标如下:

伺服平台三轴光电码盘精度: $\pm 0.02^\circ$

伺服平台三轴角速度测量精度: $\pm 0.3^\circ/\text{s}$

伺服平台三轴姿态角测量精度: $\pm 0.15^\circ$

伺服平台的三轴带宽分别是: 3.3Hz、3Hz 和 3Hz

基座(飞艇)姿态角测量精度: $\pm 0.5^\circ$

飞艇航向角测量精度: $\pm 0.15^\circ$

3 系统控制原理

系统控制原理框图如图 2 所示,由位置反馈、速度反馈和电流反馈组成三环数模混合^[3]控制系统。

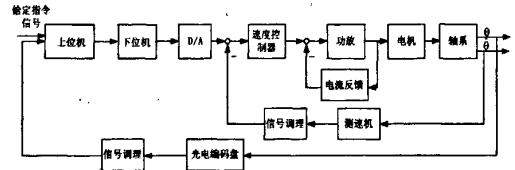


图 2 系统控制原理框图

上位机用于实现人机交互,接收用户指令。位置环是三环控制系统中唯一的数字环,下位机实现控制算法,与上位机之间通过串口进行通信。位置反馈由光电编码器产生,经过相应的调理接口电路送入上位机后形成闭环。码盘信号调理电路实现对码盘反馈信号的四倍频、方向判别、计数、清零等功能,然后将调理过后的码盘数据分别送至数字控制部分(控制计算机)进行位置闭环控制。速度环是模拟环,其输入由位置环输出经控制计算机的 D/A 产生,速度环的控制律是在模拟控制板中由电容电阻网络实现的,速度反馈由高精度测速发电机产生,经过相应调理后在模拟板中形成闭环。

电流环反馈信号由高精度取样电阻或霍尔元件产生,电流环的输出驱动直流力矩电机,带动轴系转动。

4 数学模型

4.1 坐标系定义及转换关系^{[4][5]}

本体系:本体系固连于机体坐标系下,本体系坐标原点位于飞艇重心, X_b 沿飞艇纵轴向前, Y_b 沿飞艇横轴向左, Z_b 与 X_b 、 Y_b 构成右手系。

地理系:地理系坐标原点位于飞艇重心, X_g 指向正东, Y_g 与 X_g 垂直指向正北, Z_g 与 X_g 、 Y_g 构成右手系。

向量 $\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$ 在本体系下的坐标为 $\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix}$, 在地理系下坐标为 $\begin{bmatrix} x_g \\ y_g \\ z_g \end{bmatrix}$ 。

设实现由本体系到地理系的坐标转换矩阵为 T_{gb} , 则有:

$$\begin{bmatrix} x_g \\ y_g \\ z_g \end{bmatrix} = T_{gb} \begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} \quad (1)$$

上式可以通过地理坐标系的三次旋转来实现其转换,设

γ, θ, ψ 分别为飞艇的滚转角、俯仰角、航向角, x_g, y_g, z_g (地理系) 绕 z_g 轴旋转 ψ 角, 得到坐标系 x'_g, y'_g, z'_g , 再将其绕 y'_g 旋转 θ 角, 得到坐标系 x''_g, y''_g, z''_g , 再将其绕 x''_g 旋转 γ 角, 即可得本体系 x_b, y_b, z_b 。根据以上三次旋转可得:

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = T_{bg} \begin{bmatrix} x_g \\ y_g \\ z_g \end{bmatrix} \quad (2)$$

因为:

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & -\sin \gamma \\ 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_g \\ y_g \\ z_g \end{bmatrix} \quad (3)$$

所以:

$$T_{bg} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \gamma \sin \theta \cos \psi - \cos \gamma \sin \psi & \sin \gamma \sin \theta \sin \psi + \cos \gamma \cos \psi & \sin \gamma \cos \theta \\ \cos \gamma \sin \theta \cos \psi + \sin \gamma \sin \psi & \cos \gamma \sin \theta \sin \psi - \sin \gamma \cos \psi & \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

由于 T_{bg} 为正交矩阵, 故有:

$$T_{gb} = T_{bg}^{-1} = T_{bg}^T \quad (5)$$

4.2 天线指向的方位角和俯仰角

4.2.1 方位角计算

由 GPS 信号可以得到地面目标的坐标 $\vec{s}_0 = (x_0, y_0, z_0)$, 随动平台的坐标为 $\vec{s}_t = (x_t, y_t, z_t)$, 可以得到:

方向角为:

$$\alpha = \arctg \frac{y_t - y_0}{x_t - x_0} \quad (6)$$

这个角度可看作是天线的偏航角, 即

$$\psi_{tg} = \alpha \quad (7)$$

4.2.2 俯仰角计算

俯仰角为:

$$\beta = \arctg \left[(z_t - z_0) / [(x_t - x_0)^2 + (y_t - y_0)^2]^{1/2} \right] \quad (8)$$

这个角度可看作是天线的俯仰角, 即

$$\theta_{tg} = \beta \quad (9)$$

天线的极化角 γ_{tg} 由用户直接给定。

4.3 天线姿态指令角

根据飞艇姿态角度 $(\gamma_{bg}, \theta_{bg}, \psi_{bg})$ 和天线的指向姿态角度 $(\gamma_{tg}, \theta_{tg}, \psi_{tg})$ 来计算天线的三轴姿态转角指令 $(\gamma_{tb}, \theta_{tb}, \psi_{tb})$ 。图 3 表示了天线姿态指令角算法结构。

坐标转换矩阵:

$$T = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \gamma \sin \theta \cos \psi - \cos \gamma \sin \psi & \sin \gamma \sin \theta \sin \psi + \cos \gamma \cos \psi & \sin \gamma \cos \theta \\ \cos \gamma \sin \theta \cos \psi + \sin \gamma \sin \psi & \cos \gamma \sin \theta \sin \psi - \sin \gamma \cos \psi & \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix} \quad (14)$$

解上边的等式可得到天线的三轴姿态转角指令:

$$\gamma_{tb} = \arctan(T_{23}/T_{33}) \quad (15)$$

$$\theta_{tb} = \arcsin(-T_{13}) \quad (16)$$

$$\psi_{tb} = \arctan(T_{12}/T_{11}) \quad (17)$$

5 系统仿真

根据前面系统设计以及描述的姿态解算数学模型, 利用 Matlab 应用软件中的 Simulink 建立其仿真模型^[6], 从而判定

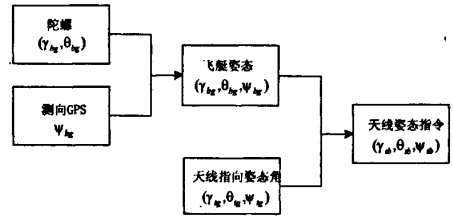


图3 天线姿态指令角算法结构图

设地理系到本体系的坐标转换矩阵为:

$$T_{bg} = T(\gamma_{bg}, \theta_{bg}, \psi_{bg}) \quad (10)$$

$(\gamma_{bg}, \theta_{bg}, \psi_{bg})$ 为飞艇姿态角度, 由陀螺仪和测向 GPS 测得。天线坐标系到惯性系的坐标转换矩阵为:

$$T_{tg} = T(\gamma_{tg}, \theta_{tg}, \psi_{tg}) \quad (11)$$

$(\gamma_{tg}, \theta_{tg}, \psi_{tg})$ 为所要求的天线指向姿态角度, θ_{tg}, ψ_{tg} 由空间坐标计算得到, γ_{tg} 由用户给定。

本体系系到天线坐标系的坐标转换矩阵:

$$T_{tb} = T(\gamma_{tb}, \theta_{tb}, \psi_{tb}) \quad (12)$$

$(\gamma_{tb}, \theta_{tb}, \psi_{tb})$ 为天线的三轴姿态转角指令。

则有 $T_{tb} = T_{tg} T_{gb}$, 即:

$$T_{tb}(\gamma_{tb}, \theta_{tb}, \psi_{tb}) = T_{tg}(\gamma_{tg}, \theta_{tg}, \psi_{tg}) T_{gb}(\gamma_{bg}, \theta_{bg}, \psi_{bg}) \quad (13)$$

在一定仿真环境下天线三轴姿态角动态误差输出。

仿真环境:

飞艇以一定轨迹运动, 天线所指向目标运动或者不运动;

飞艇以一定幅度和频率晃动。

飞艇的空间坐标为

$$x = 7500 + 8078 \cos(0.0021t + 0.3805) \quad (18)$$

$$y = 8078 \sin(0.0021t + 0.3805) - 3000 \quad (19)$$

$$z = 600 + 5\sin(0.2\pi t) \quad (20)$$

飞行速度为 60km/h, 仿真时间 1000s。

飞艇飞行的航迹在地面的投影曲线如图 4 所示。

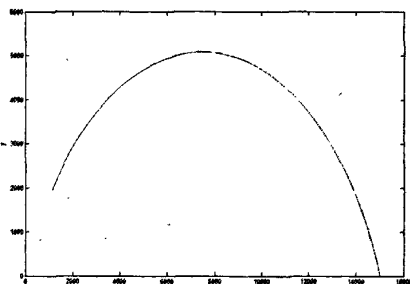


图 4 飞艇飞行的平面航迹图

飞艇俯仰角和滚转角都有幅度为 5° 的晃动, 频率为 0.2Hz, 航向角有幅度为 2° 的偏摆, 频率为 0.1Hz, 其仿真曲线如图 5、图 6 和图 7 所示。

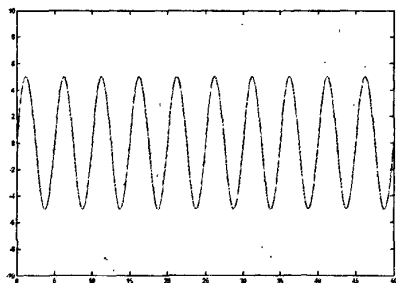


图 5 飞艇滚转角晃动仿真曲线

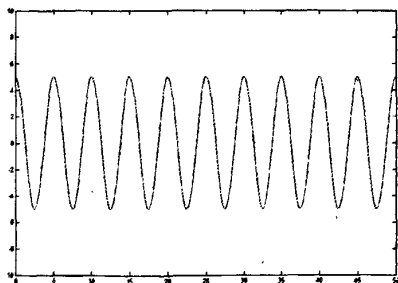


图 6 飞艇俯仰角晃动仿真曲线

天线极化角、俯仰角和方位角动态误差如图 8、图 9 和图 10 所示。

6 结论

通过对仿真结果分析, 目标点和飞艇均在运动的情况下, 即飞艇俯仰角和滚转角都有幅度为 5° , 频率为 0.2Hz 的

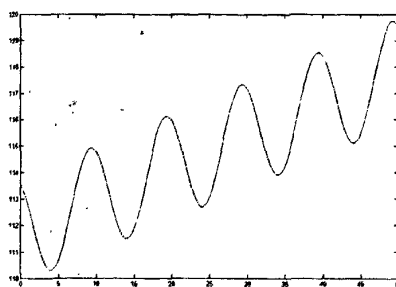


图 7 飞艇方位角摆动仿真曲线

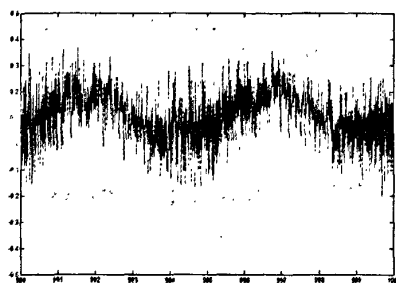


图 8 天线极化角动态误差

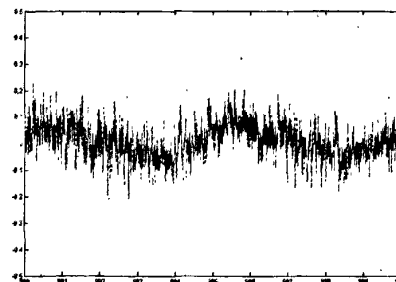


图 9 天线俯仰角动态误差

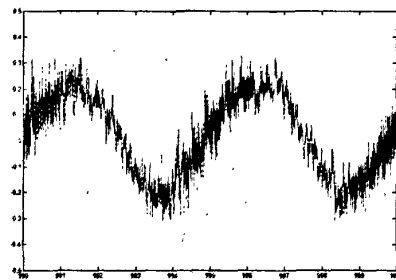


图 10 天线方位角动态误差

干扰, 航向角有幅度为 2° , 频率为 0.1Hz 的干扰, 并沿一定轨迹以 60km/h 速度飞行; 天线伺服平台的传感器技术指标按

(下转第 78 页)

上唇口处的两处压缩面拐角处超音速来流受到压缩而分别产生一道斜激波;气流流过下唇口处被压缩,因而产生激波($Ma=3.0$ 时为上唇口斜激波的反射激波)。随着来流马赫数的增大,上述波系均显著增强,上唇口前段的两道斜激波激波角减小,激波倾斜程度增大,入射位置逐渐向后移动。当 $Ma=2.0$ 时,由于来流在上唇口第二个压缩面拐角处发生分离,流线发生偏转,在拐角前引起一道较弱的斜激波,同时造成拐角处斜激波位置向后移动。在 $Ma=2.5$ 和 3.0 时分离逐渐减弱,拐角前不再产生斜激波,但拐角处激波位置仍受到影响。当 $Ma=3.0$ 时进气道上唇口压缩面上产生的两道斜激波都打到下唇口上,此时进气道气流被激波封口,达到进气道的设计工作状态。下唇口的斜激波向上打到进气道上表面的边界层时出现了激波/边界层干扰^[5]现象:当斜激波入射到壁面上的层流边界层时,由于粘性的作用,边界层内平行于壁面运动的气流越靠近壁面,流速越低,紧挨壁面处其值为零,而激波只能在超音速流中形成,因此从主流区射向壁面的激波,只能延伸到边界层内的声速处,激波只能打到声速线上。气流通过激波时,压强突跃上升,波后气流压强的升高并不能逆超音速气流前传,但它可以经过边界层内的亚音速区域逆流前传,使激波入射点附近上游的压力有所升高,于是流速相对降低,边界层增厚,流线凸起。由于层流边界层不能承受较大的逆压梯度,所以在激波入射点出现了较弱的边界层的分离现象。入射激波后的超音速气流由于沿外凸曲线流动而形成较弱的扇形膨胀波束。此后,又由于气流必须最终折回到与壁面相平行的方向而形成新的压缩波区,通常称之为再附激波。从图6上可以看到边界层隆起后的再附激波及较弱的膨胀波束,符合激波/边界层干扰的流场特征。当 $Ma=3.0$ 时,从进气道下表面的内折点引起的斜激波打到进气道内上表面时,边界层顶不住由激波产

生的逆压梯度,部分气流从上游回流,产生分离。

5 结论

本文采用有限差分法,空间离散采用Harten-Yee的TVD格式,时间离散采用LU-SGS方法隐式推进求解N-S方程,网格生成采用多区对接网格技术,数值模拟了进气道的内部流场。计算结果显示在超声速进气道内部存在着复杂的激波反射波系以及激波/边界层干扰现象,这些现象容易引起边界层增厚甚至分离,从而影响进气道的性能。流场仿真结果表明本文的处理方法是可行的,对进气道的设计有一定的参考价值。

参考文献:

- [1] 朱宇,李榕萱,李天. 三维进气道粘性流场数值模拟[J]. 空气动力学学报, Sep. 2003, 21(3).
- [2] 袁书生,李高春,王玉峰. 冲压发动机进气道流场数值模拟[J]. 固体火箭技术, 2003, 26(4).
- [3] H C Yee and R F Warming. Implicit total variation diminishing scheme for steady state calculation[J]. JCP, 1985, 57: 317-380.
- [4] 朱自强. 应用计算流体力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 1997.
- [5] A Ferri, Atti di Guidonia. Experimental results with airfoils tested in the high speed tunnel at Guidonia[R]. NACA TM946, 1939.

【作者简介】



张 佳(1984-),男(汉族),山东曹县人,硕士研究生,研究方向:计算流体力学。

吴颂平(1955-),男(汉族),天津人,教授,博士生导师,主要研究方向:可压缩流的数值模拟、高超音速化学非平衡流、偏微分方程数值解、有限元方法。

ity, June 2005, 15, (2).

- [3] 张春华,何传五. 惯性技术[M]. 北京:科学出版社, 1987-7. 30-37.
- [4] 周瑞青,吕善伟. 捷联式天线平台的稳定性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2003-6.
- [5] 孟新宇. 舰载刚体指向随动控制技术研究[D]. 武汉大学硕士学位论文, 2006-6. 15-21.
- [6] 候媛彬,汪梅. 系统辨识及其MATLAB仿真[M]. 北京:科学出版社, 2004-2. 70-86.

【作者简介】



孟新宇(1977.9-),男(汉族),山西人,工程师,硕士,主要研究方向为智能控制、系统建模及仿真。

刘长安(1967.4-),男(汉族),陕西人,副研究员,博士生,主要研究方向为通信技术、自动化检测及总线技术。

郑贵林(1963.6-),男(汉族),山西人,博士,教授、博士生导师,主要研究方向为检测传感技术、现场总线、汽车自动化。

(上接第41页)

照2.2中的配置,仿真得出天线三轴姿态角误差动态误差结果分别为:方位角 $\pm 0.35^\circ$ 、俯仰角 $\pm 0.25^\circ$ 、极化角 $\pm 0.35^\circ$,可以满足预期设计指标要求。

采用稳定回路和跟踪回路相结合的姿态控制系统有效地隔离了由于飞艇运动对天线对准目标所带来的影响,响应速度快,对被控对象的非线性和时变性具有一定的自适应能力,系统的鲁棒性和低速性能在实际应用中常需要进一步改进和提高。

参考文献:

- [1] D Fragopoulos and M Innocenti. Stability considerations in quaternion attitude control using discontinuous Lyapunov functions[J]. IEEE, 2004, 03(11).
- [2] Bongsu Kim, Junseok Ko. An Integrated Micro HTS System for Energy Storage and Attitude Control for Three-Axis Stabilized Nanosatellites[J]. IEEE Transactions On Applied Superconductivity, June 2005, 15, (2).

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>