

三轴天线结构与跟踪流程探讨

印金国, 张继生

(中国人民解放军 61108 部队)

摘 要 三轴天线在原方位-俯仰型天线底部引入了有一定角度的倾斜转台, 可以缓解、消除高仰角卫星过顶盲区, 实现地面系统对目标的全程连续跟踪; 设计三轴天线结构, 关键在于根据卫星所处轨道高度, 估算出所允许跟踪的最大仰角, 从而确定理论倾斜角度和实际倾斜角度, 并确定三轴的运转范围; 设计三轴天线跟踪流程, 关键在于利用第三轴的“高点”和“低点”, 针对高、低仰角目标, 分别设计不同的置位方法; 三轴天线在跟踪高仰角目标时, 第三轴角度的取值会与实际卫星过顶方位角度值产生较大偏差, 所以应当对第三轴高点置位所允许的偏差进行估算, 并对第三轴角度取值算法作出改进、验证和评估。

关键词 三轴天线; 过顶盲区; 结构设计; 跟踪; 第三轴

0 引言

三轴斜转台天线因在方位-俯仰型天线座的底部增设有一定倾斜角度台面的转台而得名, 倾斜转台称为第三轴, 这种特殊结构的的天线则简称三轴天线。对于担负遥感、遥测和遥控业务的卫星地面站而言, 地面系统能否实现对卫星的全程遥控以及卫星下传遥感遥测数据的完整获取, 关键之一在于地面系统能否实现对高仰角卫星的全程连续跟踪。三轴天线正是为缓解、消除高仰角目标的跟踪盲区, 实现对卫星的全程跟踪和数据的连续下传而设计。

本文分析了高仰角卫星过顶跟踪盲区的存在, 说明了三轴天线消除跟踪盲区的原理, 剖析了三轴天线设计的基本思想, 重点阐述了第三轴倾斜角度的算法和设计原则, 探讨了三轴天线跟踪高、低仰角目标时的置位流程, 最后针对卫星为极限高仰角(近似为 90°)的情况对第三轴高点置位所允许的角度偏差进行了估算, 并对第三轴角度取值算法进行了改进、验证和评估。

1 三轴天线消除过顶盲区的原理

过顶盲区是指在高仰角卫星过天顶前后因方位角速度过大使得天线无法实现自跟踪的一段轨迹, 而三轴天线正是为缓解、消除过顶盲区而设计。

1.1 卫星过顶跟踪盲区分析

图 1 为卫星轨道角度分析模型: 设天线 A 处于平面 a , 卫星 S 沿平行于平面 a 的直线 l 自右向左以速度 v 飞行。直线 l 在面 a 上的投影为 m , 其中 m 上的一点 O 为卫星 S 的投影。

在平面 a 上由点 A 作 $AM \perp m$ 并与相交于点 M , 并由 M 作 $MP \perp l$ 且交点为 P 。连接 AP , 则可以证明 $l \perp \triangle AMP$ 。卫星过天顶时, S 运动到 P 点, $\angle PAM$ 为卫星的最高俯仰角。

设卫星 S 离平面 a 的高度为 h , 并记 $\angle MAO = \alpha$ (注: 点 S 未到 P 点时 α 角度为正, 过点 P 之后 α 为负值), $MO = s$, $AM = r$ 。

$\triangle AMO$ 中, $\angle AMO = 90^\circ$, 则:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{MO}{AM}, \text{ 写成 } s = r \cdot \operatorname{tg} \alpha \quad (1)$$

式 (1) 两边的变量 s 、 α 对时间 t 求导数, 得:

$$\frac{ds}{dt} = \frac{r}{\cos^2 \alpha} \cdot \frac{d\alpha}{dt}, \text{ 写成 } \frac{d\alpha}{dt} = \frac{\cos^2 \alpha}{r} \cdot \frac{ds}{dt} \quad (2)$$

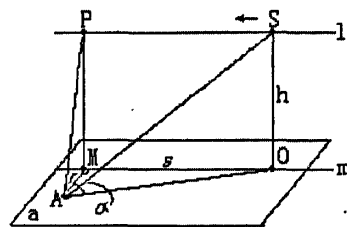


图 1 卫星轨道角度分析模型

又由 $\lg \angle PAM = \frac{PM}{AM} = \frac{h}{r}$ 得到 $r = \frac{h}{\lg \angle PAM}$ 。卫星的速度为 v ，故 $\frac{ds}{dt} = v$ 。

r 和 $\frac{ds}{dt}$ 的表达式同时代入式 (2)，得到卫星方位角速度的最终表达式为：

$$\frac{d\alpha}{dt} = \frac{v \cdot \cos^2 \alpha \cdot \lg \angle PAM}{h} \quad (3)$$

设天线方位角速度的最大值为 V ，若卫星对于跟踪天线而言存在着跟踪盲区，由 $V \leq \left[\frac{d\alpha}{dt} \right]_{\max}$ (α 角

度为 0° 时 $\frac{d\alpha}{dt}$ 取到最大值) 可得最高仰角须满足：

$$\angle PAM \geq \arctg \frac{V \cdot h}{v} \quad (4)$$

当最高仰角 $\angle PAM$ 满足该条件式 (4) 时，由 $V \leq \frac{d\alpha}{dt}$ 可推出卫星过顶时跟踪盲区跨度 α 为：

$$\left[-\arccos \sqrt{\frac{V \cdot h}{v \cdot \lg \angle PAM}}, \arccos \sqrt{\frac{V \cdot h}{v \cdot \lg \angle PAM}} \right] \quad (5)$$

由图中几何关系，不难推得跟踪盲区距离为：

$$2 \cdot \frac{h}{\lg \angle PAM} \cdot \sqrt{\frac{v \cdot \lg \angle PAM}{V \cdot h} - 1} \quad (6)$$

由式 (5)、(6) 可以看出：在 V 、 v 、 h 确定时， $\angle PAM$ 超出某定值时，卫星过顶前后一段轨迹是跟踪盲区。在过顶跟踪盲区内，卫星的方位角变化太快甚至趋向无穷大，使天线无法及时指向卫星，从而导致天线丢失目标。

1.2 三轴天线消除跟踪盲区原理

针对高仰角卫星的跟踪盲区，三轴天线在方位—俯仰型天线座的底部引入了台面有一定倾斜角度的转台，简称第三轴。第三轴的增设，使天线可实现对跟踪目标的“后仰”动作，相当于在一定程度上降低了卫星的俯仰角，天线的安全跟踪区域即可涵盖所有高仰角的目标，如图 2 所示。

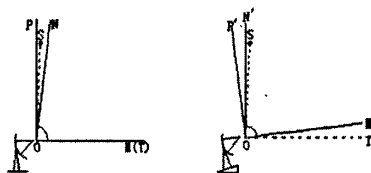


图 2 三轴天线原理图

如图 2，左为方位—俯仰型天线，右为三轴天线。左图中 $\angle NOM$ 范围为天线的安全跟踪区域， $\angle PON$ 为跟踪盲区，瞬间过顶的目标 S (记目标的最高仰角 $\angle SOT$ 为 β) 处于天线的跟踪盲区之内。而右图中天线实现了 α 角度的“后仰”动作后 (第三轴倾斜角度记为 α)，天线的安全跟踪区域也由 $\angle MON$ 区域相应变为 $\angle M'ON'$ 区域，这样，目标 S 的“相对俯仰角度”，由左图的 $\angle SOM$ 变成右图的 $\angle SOM'$ ，此时目标处于天线的安全跟踪区域之内。

由图中几何关系，易得目标 S 相对于后仰的天线，其相对最高仰角 $\angle SOM' = \beta - \alpha$ ，而 $\beta \leq 90^\circ$ ，所以 $\angle SOM' \leq 90^\circ - \alpha$ ，故天线的“后仰”动作，使卫星的俯仰角得到了一定程度的减小。

所以，从理论上讲，合理选择第三轴倾斜的角度，可以使天线的安全跟踪区域涵盖所有高仰角的目标，从而可实现高仰角目标的全程连续跟踪。

2 三轴天线结构设计的方法

针对高仰角跟踪盲区设计三轴天线，首先在于确定第三轴的倾斜角度，然后根据任务需求，分别确定第三轴、方位轴和俯仰轴的运转范围。

2.1 第三轴倾斜角度设计

第三轴倾斜角度的选择,应当遵循两个原则:①“保守”原则:实际采用的倾斜角度比理论计算的倾斜角度适当增大,以便留有余量;②“折中”原则:天线倾斜会使天线的重心偏移,在天线运转时使天线的塔基承受较大的张力、拉力和压力,故实际倾斜角度不可过大,宜折中取值。

同时,在设计算法时,以卫星最大方位角速度(即过天顶瞬间 $\alpha=0^\circ$ 的角速度)是否大于 $10^\circ/\text{s}$ 作为目标是否为高仰角的判决条件, $10^\circ/\text{s}$ 同样认为是天线跟踪过程中方位角速度的最大允许值(此处同样是“保守”原则,在实际应用中,该值可适当放大)。

取卫星过顶状态 α 为 0° ,由公式 $\frac{d\alpha}{dt} = \frac{v \cdot \cos^2 \alpha \cdot \tan \angle PAM}{h}$ 反推得到允许跟踪目标的最高仰角 $\angle PAM = \arctan\left(\frac{d\alpha}{dt} \cdot \frac{h}{v}\right)$,以低轨高度 $h=600\text{km}$ 为例,并卫星速度 v 取第一宇宙速度 $v=7.9 \times 10^3 \text{ m/s}$,最大方位角速度 $\frac{d\alpha}{dt}$ 取 $10^\circ/\text{s}$ (需要换算成 $\frac{\pi}{18}$ 弧度/s),数据代入算得 $\angle PAM$ 为 85.6858° 。则处于 600km 高度

的卫星在最高仰角大于 85.6858° 时,过天顶时存在着跟踪盲区。按照三轴天线实现有效倾斜的原则,天线应当至少实现倾斜角度 4.3142° 。又根据“保守”原则,天线实际倾斜角度应略大于理论值,故针对 600km 高度卫星跟踪,第三轴倾斜角度实际可设计为 $4.5^\circ \sim 6^\circ$,倾斜 6° 即可完全满足跟踪要求(下文各指标计算均假定第三轴倾斜角度取 6°)。

同样算法可估算出针对处于不同轨道高度的低轨卫星所设计的天线第三轴倾斜角度,如表1所示。

表1 不同轨道高度的低轨卫星第三轴倾斜角度

轨道高度(km)	1000	900	800	700	600	500	400	300
卫星速度(km/s)	7.3540	7.4044	7.4559	7.5084	7.5621	7.6169	7.6729	7.7302
最大允许俯仰角($^\circ$)	87.5873	87.3012	86.9434	86.4832	85.8697	85.0117	83.7280	81.6017
第三轴理论倾斜角度($^\circ$)	2.4127	2.6988	3.0566	3.5168	4.1303	4.9883	6.2720	8.3983
第三轴应取倾斜角度范围($^\circ$)	2.5~4	3~4.5	3.5~5	4~5.5	4.5~6	5.5~7	6.5~8	8.5~10

如表1所示, 300km 高度的卫星设计天线时需要倾斜约 8.5° ,根据折中原则,天线的倾斜角度不宜过大,一般以 7° 为角度极限值,故对于处于 400km 以下的低轨卫星,地面系统不宜采用三轴天线。

2.2 天线三轴运转范围设计

第三轴、方位轴和俯仰轴的运转范围可分别参照以下原则来确定:

第三轴运转范围——在天线对目标进行捕获前,第三轴的“高点”需和目标过顶时的大地方位角度吻合,在空间方位上处于 360° 范围内,同时,第三轴可实现天线的方位轴不同指向,天线需要在方位 $0^\circ \sim 360^\circ$ 内进行任意角度的运转。所以,第三轴的运转范围以 $-180^\circ \sim 180^\circ$ 为宜。

方位轴运转范围——天线三轴结构的设计,使得方位轴的运转范围要求有所增大。结合卫星地面站的经验,天线在进行跟踪过程中方位轴最大可运转至角度约 270° (或 -270°),方位轴内电缆“二次缠绕”技术的应用,使得天线增大了方位轴所允许的运转范围,现可将方位轴运转范围设为 $-360^\circ \sim 360^\circ$ 。

俯仰轴运转范围——三轴结构的设计,使得天线的俯仰轴在一定角度的斜面上实现俯仰动作,所以俯仰的范围关键在于俯仰轴下限的确定。因天线对目标一般以 3° 仰角为起点进行捕获,同时第三轴实现 6° 的倾斜,故可将俯仰轴下限设定为 -3° (以捕获点仰角 3° 减倾斜角 6°),则俯仰轴的范围可设定为 $-3^\circ \sim 180^\circ$ 。

3 三轴天线跟踪流程的设计

三轴天线因存在着一定倾斜角度的第三轴斜面,故在设计其跟踪流程时,应针对第三轴斜面存在“高点”与“低点”的特征,分别设计卫星高仰角和低仰角时的三轴置位流程。

3.1 高仰角目标三轴天线置位流程设计

三轴天线针对高仰角卫星实现“后仰”动作，是第三轴提前置位，将其“高点”和卫星最大仰角所对应的方位角重合而实现的，其跟踪流程设计如下：

第一步：天线控制系统判断卫星理论弹道引导值中的最大俯仰角度，并取最大仰角所对应的方位角度值，设定为第三轴的置位值。程序取值后驱动第三轴运转到位，使第三轴高点与卫星过顶方位角度吻合。

第二步：程序将目标的捕获点（一般 3°仰角作为目标等待点）的大地方位和俯仰角转换为天线测量系的方位和俯仰角度，驱动天线方位轴和俯仰轴运转到位，使天线指向目标进站点，等待目标的捕获和跟踪。此刻天线即已完成相对最高仰角的“后仰”动作。

第三步：当卫星进站之后，跟踪程序启动自动捕获，当满足自跟踪条件时程序即转自动跟踪。在整个跟踪过程中第三轴始终保持静止，通过方位轴和俯仰轴的运转来完成天线对目标的指向，实现全程连续跟踪。当卫星出站后系统停止自跟踪并自动释放电缆卷绕，实现三轴角度归零。

高仰角目标跟踪流程同样适用于普通仰角卫星的跟踪，但仰角过低的卫星不宜采用。

3.2 低仰角目标三轴天线置位流程设计

针对卫星俯仰角过低的情况（一般取 30°仰角以下为低仰角），可利用第三轴的“低点”与卫星最大仰角所对应的方位角度值吻合来实现天线的“前倾”动作。如此设计低仰角目标跟踪流程，相当于将卫星的俯仰角适度增大，其增幅为第三轴的倾斜角度值。和高仰角的跟踪流程类似，低仰角跟踪流程可以设计如下：

第一步：天线控制系统取卫星理论弹道引导值中最大俯仰角度对应的方位角度值，此值加 180°（或者减去 180°）所得的数值即设定为第三轴高点的置位值。程序取值后驱动第三轴运转到位，使第三轴的低点与卫星过顶方位值吻合。

第二步：取卫星进站角度值，换算为测量系方位轴和俯仰轴的角度并驱动天线指向目标进站点，等待卫星的捕获和跟踪。此时天线即已完成相对最高仰角的“前倾”动作。

第三步：其余流程和高仰角跟踪流程完全一致，在此不再叙述。

事实上，因为天线俯仰轴范围设计下限时已经考虑到低仰角目标的问题，高仰角跟踪流程同样可适用于低仰角的情况。但由于在天线实现“后仰”之时，俯仰轴需要在第三轴高点附近运转至低俯仰角度值，在外部出现干扰时（如出现风雨雪天气），由于外力对天线扇面的作用过大，天线俯仰轴易失控撞俯仰轴下限，且跟踪过程中俯仰轴一直在俯仰下限附近运转，增大了跟踪过程中撞击限位的几率，所以该方法不利于设备的正常运行和维护。采用第三轴低点置位实现“前倾”动作，则在整个跟踪流程中俯仰轴一直远离着俯仰下限的位置，这有利于设备的安全运行。

4 第三轴角度允许偏差及算法评估

三轴天线在针对高仰角目标进行第三轴提前置位时，其“高点”应当与卫星过顶瞬间方位角吻合。第三轴的角度是从理论弹道数据中直接判断获取，和实际过顶时的方位角度相比会产生一定偏差，所以应当针对第三轴高点置位所允许角度偏差进行计算，对第三轴角度取值算法作出改进，并作出验证和评估。

4.1 高仰角目标理论弹道数值分析

理论弹道引导值是指根据卫星的轨道参数由程序计算出并供地面系统装填的目标轨道理论值，一般含目标过境的时间、方位角和俯仰角，且从卫星进站到出站整个过程中，每 1 秒给出方位和俯仰角。地面系统正是根据这些理论弹道值，判断出卫星的

表 2 极限高仰角卫星理论弹道引导值			
相对时间	方位角度值 (°)	俯仰角度值 (°)	备注
0	167.516	3.000	卫星进站
.....			
344	167.832	88.349	卫星过顶
345	167.743	89.043	
346	167.171	89.737	
347	348.445	89.569	
348	348.150	88.875	
.....			
694	348.735	3.021	卫星出站

过境情况并将完成三轴天线的第三轴高点指向和预置点等待。

表 2 是最高仰角几乎为 90° (实际最高仰角为 89.9964°) 的理论弹道引导值, 由于篇幅所限, 只给出卫星进站、过顶前后以及出站的方位俯仰角度数值。

卫星的最高仰角为 89.9964° , 几乎已达仰角的极限值, 诚如 1.1 章节所述, 在卫星过顶的瞬间其方位角变化趋向无穷大。而表 2 提供数据显示: 在卫星进站第 346 秒时, 卫星的方位角度为 167.171° , 但在第 347 秒时, 方位角度已变为 348.455° , 1 秒之内方位角度几乎跳变了 180° 。由实际跟踪记录的数据发现, 该变化是在 346.179 秒瞬间完成, 但这样的瞬间数据采集在理论弹道引导值中无法体现。

按照软件设计所采取的算法, 程序从理论弹道数中的俯仰角度中判断出最大的俯仰角并认为该角度即为最高仰角, 取最高仰角所对应的方位角度作为第三轴高点置位值。显然, 由于过顶是在瞬间完成, 而秒级的理论值无法精确到卫星实际过顶瞬间的时间级别, 所以实际程序所取第三轴高点置位角度值会产生一定偏差, 这样的偏差对于一般仰角的卫星而言都很微弱, 不会对跟踪效果产生影响。

但是, 当卫星的最高仰角接近或达到极限时, 按照该算法所产生的第三轴置位的角度为 167.171° , 相当于天线只实现了面向卫星进站方向的“后仰”动作, 实际跟踪数据显示卫星过顶时 (即 346.179 秒瞬间) 卫星的实际方位角度约为 64° , 程序判断和实际角度相差约 103° 。如果按照当前算法所取第三轴角度完成置位并执行跟踪, 在卫星快过顶时因方位角速度骤然增大, 远远超过天线方位轴运转的允许值, 会导致天线目标的丢失, 严重时会产生“飞车” (一种因天线转速太快而导致失控的俗称) 或者方位电机烧毁的严重后果。

所以, 从理论弹道引导值中判断最高仰角并直接取该仰角对应方位角度作为第三轴置位值的算法, 在俯仰角为极限角度时会出现严重错误, 故应重新设计第三轴高点置位值算法, 并作出评估和验证。

4.2 第三轴角度置位偏差模型建立

鉴于以上的分析, 现需要建立第三轴模型, 估算高点置位所允许角度偏差。如图 3 (a) 所示, 第三轴倾斜角度取 α , O 点为斜面椭圆的圆心, A 点为第三轴倾斜面的“高点”, M 点为倾斜面的“低点”, $\angle AMN = \alpha$ 。在第三轴斜面圆上取一点 B , 记 $\angle AOB = \beta$ (B 点取在高点 A 附近, β 小于 90°), B 点处有效倾斜角度记为 γ , 即 $\angle BOC = \gamma$ 。基于此模型的建立, 问题转化为: 在倾斜角度 α 确定的前提下, B 点偏离高点 A 的角度 β 与 B 点处的有效倾斜角度 γ 之间的关系。

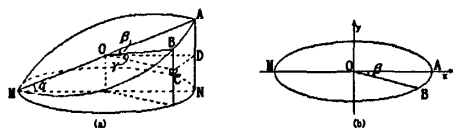


图 3 第三轴高点置位允许角度偏差估算模型

由图中几何关系可知, 第三轴的斜切面为一长轴为 $\frac{2R}{\cos \alpha}$ 、短轴为 $2R$ 的椭圆 (设底面圆半径为 R), 并设椭圆长轴位于 x 轴、短轴位于 y 轴, 其椭圆方程可表示为:

$$\frac{x^2}{\left(\frac{R}{\cos \alpha}\right)^2} + \frac{y^2}{R^2} = 1 \quad (7)$$

如图 3 (b) 所示, 在椭圆上 A 点附近取一点 B , $\angle AOB = \beta$, 结合式 (7) 可算得:

$$|OB| = R \cdot \sqrt{\frac{\cos^2 \beta}{\cos^2 \alpha} + \sin^2 \beta} \quad (8)$$

在 $Rt\triangle OBC$ 中, 有:

$$\cos \gamma = \frac{R}{|OB|} = \frac{1}{\sqrt{\frac{\cos^2 \beta}{\cos^2 \alpha} + \sin^2 \beta}} \quad (9)$$

则最终可得 α 角度一定时, β 与 γ 之间的关系式为:

$$\gamma = \arccos \frac{1}{\sqrt{\frac{\cos^2 \beta}{\cos^2 \alpha} + \sin^2 \beta}} \quad (10)$$

$$\text{或 } \beta = \arccos \sqrt{\frac{1 - \cos^2 \gamma}{1 - \cos^2 \alpha}} \quad (11)$$

由式(10)和式(11)可知:倾斜角度 α 确定、第三轴面某点离第三轴高点的角度 β 一定时,该点相对于轴心的有效倾斜角度 γ 唯一确定。

4.3 第三轴角度取值算法验证和评估

设计第三轴高点置位值算法,需要将以下条件理想化:① 卫星轨道近似为正圆,其星下点轨迹可认为是直线;② 在天线接收范围内,近似认为卫星在跟踪区域之内沿直线匀速飞行。基于理想化条件的假设,容易推得卫星过顶的方位角度与卫星进站、出站的角平分线相吻合。在对大量非极限高仰角卫星的理论弹道引导值分析后可知,该算法所得第三轴高点置位角度与原算法所得数值基本吻合,在实际跟踪中亦能得到验证。

针对极限高仰角情况,由卫星进站方位角为 167.516° 、出站方位为 348.735° 可以推算得其角平分线角度为 78.125° (以大地正北为 0° ,在实际计算中应当将 348.735° 用 -11.265° 替代),即可认为此角度为理想化条件下卫星过顶瞬间的方位值,亦是第三轴高点的置位值,与卫星过顶瞬间实际方位角度 64° 有约 14° 的偏差,偏差角度体现为图3(a)中角度 β 。

β 值代入公式(10),算得在第三轴某点离高点角度为 14° 时,该点相对于轴心的有效倾斜角度 γ 为 5.823° 。参考表3.1提供数据,可知 6° 倾斜角度的天线若对应 600km 轨道高度的卫星,理论上天线至少需要实现 4.1303° 的角度倾斜,显然 14° 角度的偏差所产生的有效倾斜角度 5.823° 满足天线倾斜的要求。

γ 取 4.1303° 代入式(11),可算得第三轴高点允许角度偏差 β 为 46.5° , 14° 的偏差处于高点置位允许范围之内,故该算法所得第三轴高点置位的角度能够满足极限高仰角卫星的跟踪需求,可确保过顶跟踪盲区的缓解和消除,实现目标全程连续跟踪。

5 结束语

第三轴的引入,使得天线可相对于卫星过顶时方位实现了一定角度的“后仰”,旨在消除高仰角目标的跟踪盲区,实现对目标的全程连续跟踪。三轴天线的设计,关键在于根据卫星的高度和相关指标,按照“保守”、“折中”的设计原则计算第三轴的理论倾斜角度并确定实际倾斜角度,在此基础上设计三轴的运转范围;跟踪流程的设计,关键在于充分利用第三轴的“高点”和“低点”,分别针对高仰角和低仰角卫星的置位确定不同的置位流程。

三轴天线在跟踪极限高仰角目标时,第三轴角度取值会 and 实际卫星过顶方位角度值产生较大偏差,所以需在第三轴角度置位偏差模型建立的基础上对第三轴高点置位所允许的偏差进行计算,重新设计第三轴角度取值算法,并作出验证和评估。估算结果显示:第三轴高点置位角度取卫星进出站的角平分线算法所产生的角度偏差处于高点置位允许偏差范围之内,能够保证天线实现对高仰角目标的全程连续跟踪。

本文观点由工作实际中总结和提炼,建立的各种分析模型也偏于理想化,故所分析得出的结论仅供参考。不当之处,敬请批评指正。

参考文献

- [1] 陈振国,杨鸿文,郭文彬. 卫星通信系统与技术[M]. 北京:北京邮电大学出版社,2003.
- [2] John D. kraus & Ronald J. Marhefka. Antennas :For All Applications (章文勋译《天线》)[M]. 北京:电子工业出版社,2004.

作者简介

印金国 男,中国人民解放军61108部队助理工程师,主要研究方向:遥感信息接收。

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>