

微带天线对 GPS 卫星的可视性计算方法

屈新芬¹, 李世玲¹, 谭惠民², 胡兆权¹

(1. 中国工程物理研究院电子工程研究所 四川 绵阳 621900 2. 北京理工大学机电工程学院 北京 100081)

摘要 在空中高动态飞行的旋转载体内 GPS 接收微带天线安装于载体内随动平台上是一较佳的选择方案,载体本身和地球是影响该微带天线对 GPS 卫星可视与否的主要因素。针对此,在坐标转换理论的基础上,结合载体的飞行环境,从理论的角度推导了在载体和地球遮挡下,微带天线对卫星的可视性条件及计算方法,结合 GPS 卫星在轨位置预测公式和某一载体在某一时间段内的轨道参数,对微带天线对卫星的可视性进行了仿真,给出了载体飞行过程中微带天线可视的卫星。

关键词 慢旋载体 ;GPS 卫星 ;微带天线 ;坐标转换

中图分类号 :V249.32 文献标识码 :A 文章编号 :1008-1194(2006)05-0008-04

Computation Method and Simulation of GPS Visibility to Micro - strip Antenna

QU Xin - fen¹, LI Shi - ling¹, TAN Hui - min², HU Zhao - quan¹

(1. Institute of Electronic Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621900, China
2. School of Mechatronics Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China ;)

Abstract : For the complex and large - scale electronic system, setting up the simulation system in the laboratory is one main part of the system design. Besides, the computation of GPS visibility to the spacecraft is one part of the design for the simulation system. For a fast revolving spacecraft, in order to receive better and reliable GPS wireless information fixing the micro - strip antenna on the plat controlled by the information of INS is a better scheme, the plat is kept stable or rotating slowly relative to a reference system. Under this case, the earth and the spacecraft are the main factors to keep the spacecraft out of GPS. In this paper, based on the theory of the coordinate transformation, the computation method of GPS visibility to the spacecraft under the shade of the earth and the spacecraft is deduced, and the precondition of GPS visibility is given. The simulation computation model of GPS visibility is presented, and some simulation results of GPS visibility to specific flight time of the spacecraft are given.

Key words : revolving spacecraft ; GPS visibility ; controlled plat ; SINS

0 引言

对于复杂而大型的载体电子学系统,在实验室建立相应的仿真系统以实现其功能仿真是系统设计的重要部分,而载体上 GPS 微带天线对空中卫星的可视性计算是该仿真系统的主要组成部分。

对于空中高动态飞行的旋转载体而言,很难保证捷联安装在载体内的微带天线的相位中心的高度稳定性,不利于微带天线有效地捕获和跟踪 GPS 卫星,在此种情况下,将微带天线安装在高精度的超小型、小负载随动稳定平台上,同时引入惯性测量姿态信息对该随动平台进行控制,以保证微带天线相对于一给定的坐标系保持稳定或相对于该坐标系作小

* 收稿日期 2006-05-26

基金项目:中国工程物理研究院科学技术基金(20060325)和行业重点预研(426010502-3)资助项目
作者简介:屈新芬(1971-),女,四川邻水人,博士,副研究员,研究方向:惯性技术,信息融合等。

角度的慢速转动,从而保证微带天线对卫星的可靠捕获和跟踪。在此情况下,载体本身和地球是影响安装于载体内的微带天线对 GPS 卫星可视与否的主要因素。本文限于篇幅,仅重点对载体电子学仿真系统的微带天线对空中 GPS 卫星的可视性的部分计算进行推导。对微带天线对卫星的可视性进行了仿真,给出了载体飞行过程中微带天线可视的卫星。载体上 GPS 微带天线对空中卫星的可视性仿真结构如图 1 所示。

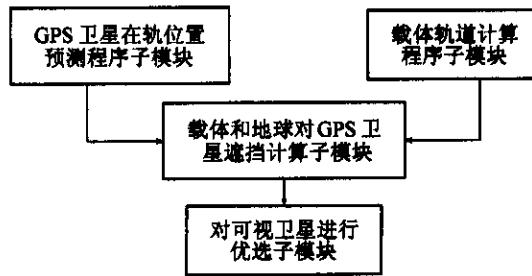


图 1 载体上 GPS 微带天线对空中卫星的可视性计算仿真结构图

1 发射坐标系、载体坐标系和地心惯性坐标系间的转换

通常情况下,载体的实时飞行轨道参数用其相对于起飞点的一地球固联坐标系 $O_{\text{ef}}x_{\text{ef}}y_{\text{ef}}z_{\text{ef}}$ (P 系)坐标表示,而空中 GPS 卫星采用的是 WGS - 84 坐标系,载体上安装的天线位置用载体系(t 系)上的坐标值表示。因此,P 系、t 系和 WGS - 84 坐标系间的转换是微带天线对 GPS 卫星可视性计算的基础。实际分析中,常将这 3 个坐标系统一到协议地球地心惯性坐标系($O_{\text{CTS}}x_{\text{CTS}}y_{\text{CTS}}z_{\text{CTS}}$)中^[1,2]。

设 P 系为载体发射坐标系,即原点 O_{ef} 位于发射点 O_{ef} ,沿铅垂方向,向上为正。 $O_{\text{ef}}x_{\text{ef}}$ 在发射点水平面内,指向目标; $O_{\text{ef}}z_{\text{ef}}$ 按右手规则垂直于 $O_{\text{ef}}x_{\text{ef}}y_{\text{ef}}$ 。该坐标系与地球固连,其原点随地球转动。已知载体起飞点(O_{ef} 点)的经纬度、高度和发射方向的天文方位角,则发射坐标系到协议地球坐标系的转换公式为^[3,4]:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{\text{CTS}} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{\text{of}} + A \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{\text{ef}} \quad (1)$$

式中 $A = R_z(\lambda_{\text{of}}) \cdot R_x(-\theta_{\text{of}}) \cdot R_y(90^\circ + \alpha_{\text{of}})$

式中 $\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{\text{CTS}}^T$ 为空间点的协议地球坐标 $\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{\text{ef}}^T$ 为空间点的发射系坐标 $\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{\text{of}}^T$ 为发射坐标系原点的协议地球坐标; $\lambda_{\text{of}}, \theta_{\text{of}}$ 为发射坐标系原点的天文经度和天文纬度; α_{of} 为发射方向的天文方位角。 $\lambda_{\text{of}}, \theta_{\text{of}}$ 和 α_{of} 是经过极移改正后归算到 CIO 的值。 $R_x(\zeta), R_y(\xi)$ 和 $R_z(\zeta)$ 分别为绕 x 轴、 y 轴、 z 轴旋转 ζ, ξ, ζ 角度的转换矩阵。

发射点的协议地球坐标可以直接受到,也可用该点的地心大地坐标计算得到^[3,4]。弹体坐标系与发射坐标系间的转换公式为^[3,4]

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{\text{ef}} = B \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{\text{DT}} + \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{\text{OT}} \quad (2)$$

式中 $B = R_z(-\phi_{\text{DT}}) \cdot R_y(-\varphi_{\text{DT}}) \cdot R_x(-\gamma_{\text{DT}})$ $\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{\text{ef}}^T$ 为空间点在发射坐标系中的坐标 $\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{\text{DT}}^T$ 为空间点在弹体坐标系中的坐标 $\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{\text{OT}}^T$ 为弹体坐标系原点在发射坐标系中的坐标; $\phi_{\text{DT}}, \varphi_{\text{DT}}$ 和 γ_{DT} 分别为弹体俯仰、偏航和滚动角。

2 载体对 GPS 卫星的遮挡

如图 2 所示,天线在载体坐标系上的投影为 $P(x_u, y_u, z_u)$;AB 为过 P 点的圆柱棱线,则该天线工作区域为 $O_{\text{CTS}}x_{\text{CTS}}y_{\text{CTS}}z_{\text{CTS}}$ 坐标系内的 $f(x, y, z) = 0$ 平面之外侧。

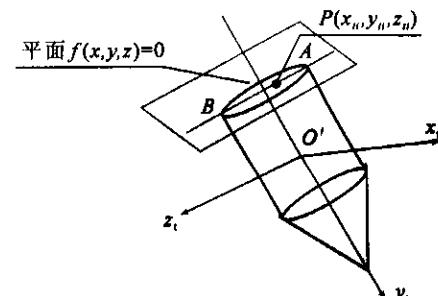


图 2 载体对 GPS 卫星的遮挡原理图

平面方程 $f(x, y, z) = 0$ 在弹体坐标系 $O_{\text{TS}}x_{\text{TS}}y_{\text{TS}}z_{\text{TS}}$ 上坐标值 y_t 满足:

$$y_t = y_u \quad (3)$$

点 P 在 $O_{\text{CTS}}x_{\text{CTS}}y_{\text{CTS}}z_{\text{CTS}}$ 坐标系上的投影(x_{CTS} , y_{CTS} , z_{CTS})与其在 $O_t x_t y_t z_t$ 坐标系上的投影(x_t , y_t , z_t)满足式(4)、(5)。

$$\begin{pmatrix} x_{CTS} \\ y_{CTS} \\ z_{CTS} \end{pmatrix} = A \left\{ B \begin{pmatrix} x_t \\ y_t \\ z_t \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} x_{OT} \\ y_{OT} \\ z_{OT} \end{pmatrix} \right\} + \begin{pmatrix} x_{of} \\ y_{of} \\ z_{of} \end{pmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{pmatrix} x_t \\ y_t \\ z_t \end{pmatrix} = (\mathbf{AB})^{-1} \left[\begin{pmatrix} x_{CTS} \\ y_{CTS} \\ z_{CTS} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} x_{of} \\ y_{of} \\ z_{of} \end{pmatrix} - A \begin{pmatrix} x_{OT} \\ y_{OT} \\ z_{OT} \end{pmatrix} \right] \quad (5)$$

将(5)式代入(3)式得天线所在安装平面的方程：

$$\mathcal{J}(x_{CTS}, y_{CTS}, z_{CTS}) = 0 \quad (6)$$

将方程(6)经过变换可得如下形式：

$$z_{CTS} = f_1(x_{CTS}, y_{CTS}) \quad (7)$$

设空中 GPS 卫星在 $O_{cts}x_{cts}y_{cts}z_{cts}$ 坐标系内的投影为 $(x_{GPS}^{CTS}, y_{GPS}^{CTS}, z_{GPS}^{CTS})$, 将 $O_{cts}x_{cts}y_{cts}z_{cts}$ 坐标系人为分为 8 个象限, 其中所有满足 $z_{CTS} > 0$ 的点的集合构成的空间为第 1~4 象限, 所有满足 $z_{CTS} < 0$ 的点的集合构成的空间为第 5~8 象限。则 GPS 卫星能被天线可视的条件为：

(1) 设载体位于 $O_{cts}x_{cts}y_{cts}z_{cts}$ 坐标系的第 1、2、3 或 4 象限, 该卫星被给定天线可视的充分必要条件为：

$$z_{CTS}^{GPS} - f_1(x_{GPS}^{CTS}, y_{GPS}^{CTS}) > 0 \quad (8)$$

(2) 设载体位于 $O_{cts}x_{CTS}y_{CTS}z_{CTS}$ 坐标系的第 5、6、7 或 8 象限, 该卫星被给定天线可视的充分必要条件为：

$$z_{CTS}^{GPS} - f_1(x_{GPS}^{CTS}, y_{GPS}^{CTS}) < 0 \quad (9)$$

3 地球对 GPS 卫星的遮挡

当平面 $\mathcal{J}(x, y, z)$ 与地球相交时, 天线工作范围还受地球阻挡。为便于分析地球对 GPS 卫星的遮挡, 作以下假设：

(1) 地球是圆球形；

(2) 载体上安装的天线到地球的距离和切线可近似为载体系原点到地球的距离和切线；

(3) 天线可见 GPS 卫星的条件：天线到卫星的连线与地球大气层不相交；

(4) 地球表面各处大气层高度均匀, 大气层高度均为 80 km。

图 3 所示, C 点为天线安装点 $(x_{CTS}, y_{CTS}, z_{CTS})$ 为 C 点在 $x_iy_iz_i$ 坐标上的坐标值, O 为地球中心, OA 为地球半径。在 $O_{CTS}x_{CTS}y_{CTS}z_{CTS}$ 坐标系中, 可以近似认为天线所在点 C 与载体质量中心点 O_i 重合, 以 C 点为顶点, 作地球的外切圆锥面得到 CAB 。假设地

球半径为 R_0 , $R = OC = R_0 + 80\ 000$ (m), 可得锥面 CAB 方程为：

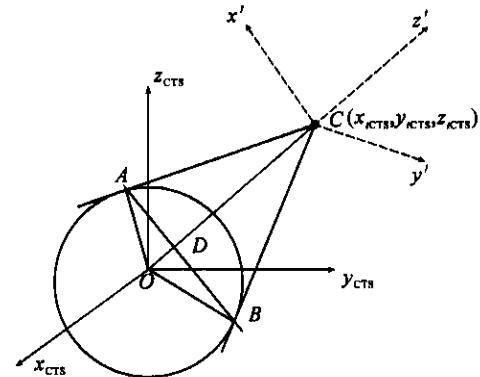


图 3 地球对 GPS 卫星的遮挡原理图

$$\frac{x_t^2}{R_z^2} + \frac{y_t^2}{R_z^2} - \frac{z_t^2}{h_z^2} = 0 \quad (z_t \text{ 取负值}) \quad (10)$$

式中 $R_z = k \cdot AD = k \cdot R \cdot \sqrt{x_{CTS}^2 + y_{CTS}^2 + z_{CTS}^2 - R^2} / \sqrt{x_{CTS}^2 + y_{CTS}^2 + z_{CTS}^2}$;

$$h_z = k \cdot DC = k \cdot \sqrt{x_{CTS}^2 + y_{CTS}^2 + z_{CTS}^2 - R^2} / \sqrt{x_{CTS}^2 + y_{CTS}^2 + z_{CTS}^2}$$

(10) 式是在 $O_i x_i y_i z_i$ 坐标系内建立的锥面 CAB 的方程, 应用中需将其转换为 $O_{CTS}x_{CTS}y_{CTS}z_{CTS}$ 坐标系上的方程, 利用坐标平移和旋转原理, 可得锥面 CAB 在坐标系 $O_{CTS}x_{CTS}y_{CTS}z_{CTS}$ 上的方程。

(1) 将 $O_{CTS}x_{CTS}y_{CTS}z_{CTS}$ 坐标系平移到原点在 C , 各坐标轴平行于 $O_{CTS}x_{CTS}y_{CTS}z_{CTS}$ 坐标系各轴的坐标系 $Cx_1y_1z_1$ 则

$$\begin{pmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_{CTS} \\ y_{CTS} \\ z_{CTS} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} x_{CTS} \\ y_{CTS} \\ z_{CTS} \end{pmatrix} \quad (11)$$

(2) 将 $Cx_1y_1z_1$ 坐标系统绕 Cx_1 轴旋转 α 角度得到坐标系 $Cx_2y_2z_2$

$$\sin \alpha = y_{CTS} / \sqrt{x_{CTS}^2 + z_{CTS}^2} \quad (12)$$

(3) 将 $Cx_2y_2z_2$ 坐标系统绕 Cy_1 轴旋转 β 角度得到坐标系 $Cx'y'z'$

$$\sin \beta = x_{CTS} / \sqrt{x_{CTS}^2 + y_{CTS}^2 + z_{CTS}^2} \quad (13)$$

(4) 则任意点在 $O_{CTS}x_{CTS}y_{CTS}z_{CTS}$ 坐标系内的投影值 $(x_{CTS}, y_{CTS}, z_{CTS})$ 与在 $O_i x_i y_i z_i$ 内的投影值 (x_i, y_i, z_i) 间的关系为：

$$\begin{pmatrix} x_t \\ y_t \\ z_t \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \beta & 0 & -\sin \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & \sin \alpha \\ 0 & -\sin \alpha & \cos \alpha \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_{CTS} - x_{tCTS} \\ y_{CTS} - y_{tCTS} \\ z_{CTS} - z_{tCTS} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_{CTS} - x_{tCTS} \\ y_{CTS} - y_{tCTS} \\ z_{CTS} - z_{tCTS} \end{pmatrix} \quad (14)$$

将(14)式代入(10)式,得到锥面 CAB 在 O_{CTS}

$x_{CTS}y_{CTS}z_{CTS}$ 坐标系内的方程:

$$\frac{(a_{11}(x_{CTS} - x_{tCTS}) + a_{12}(y_{CTS} - y_{tCTS}) + a_{13}(z_{CTS} - z_{tCTS}))^2}{R_z^2} + \frac{(a_{21}(x_{CTS} - x_{tCTS}) + a_{22}(y_{CTS} - y_{tCTS}) + a_{23}(z_{CTS} - z_{tCTS}))^2}{h_z^2} - \frac{(a_{31}(x_{CTS} - x_{tCTS}) + a_{32}(y_{CTS} - y_{tCTS}) + a_{33}(z_{CTS} - z_{tCTS}))^2}{h_z^2} = 0 \quad (15)$$

取式(15)中 $z_t = a_{31}(x_{CTS} - x_{tCTS}) + a_{32}(y_{CTS} - y_{tCTS}) + a_{33}(z_{CTS} - z_{tCTS})$ 且 $z_t < 0$ 。进一步可将(15)式表示为: $z_t = f_2(x_{CTS}, y_{CTS})$ (16)

则该卫星不被地球遮挡的条件为:

$$z_{CTS}^{GPS} > f_2(x_{CTS}^{GPS}, y_{CTS}^{GPS}) \quad (17)$$

式中 $z_{CTS}^{GPS} = a_{31}(x_{CTS}^{GPS} - x_{tCTS}) + a_{32}(y_{CTS}^{GPS} - y_{tCTS}) + a_{33}(z_{CTS}^{GPS} - z_{tCTS})$ 。

4 仿真及结果分析

给定空中 35 颗卫星轨道参数,利用自行编制的空中 GPS 卫星在轨位置预测程序,由载体轨道计算程序^[5]计算的载体在某时刻起飞、且按固定的轨迹和飞行参数(速度、加速度)从规定的一点飞行到另一点的时间内其可视的卫星见图 4。即在飞行过程中,飞行器可视卫星数 $n > 15$ 颗,其中飞行全过程都可见的卫星数为 $m = 15$ 颗。在空中均布 GPS 卫星数为 24 颗的情况下,飞行器在该飞行过程中可视卫星数 $n > 10$ 颗。

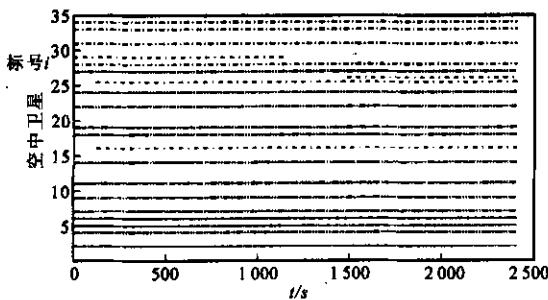


图 4 自由飞行段飞行器可视 GPS 卫星
万方数据

天线对空中 GPS 卫星可视性计算算例:假设飞行器相对于发射坐标系的俯仰角、偏航角和滚动角分别为 $\phi_{DT} = 45^\circ$, $\varphi_{DT} = 45^\circ$ 和 $\gamma_{DT} = 45^\circ$, 起飞点 $O_{CTS}x_{CTS}y_{CTS}z_{CTS}$ 坐标为(184.386 597 km, -162.707 134 km, 3728.191 676 km), 目标点 $O_{CTS}x_{CTS}y_{CTS}z_{CTS}$ 坐标为(3722.064 973 km, 3132.722 938 km, 5048.580 277 km), 当天线安装点的弹体坐标值为 $(x_t, y_t, z_t) = (0, -0.4 \text{ m}, 0)$ 时,该天线在飞行器飞行全过程中可视的卫星见图 5。

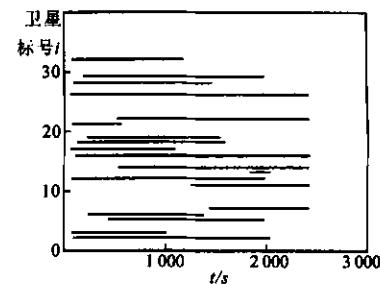


图 5 飞行器飞行过程中弹体坐标为(0, -0.4 m, 0)
处安装的天线可视卫星情况

参 考 文 献 :

- [1] 何麟书. 弹道导弹和运载火箭设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2002.
- [2] 艾佛里尔 B 查特菲尔德, 武凤德, 李凤山. 高精度惯性导航基础[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [3] 王惠南. GPS 导航原理与应用[M]. 北京: 科学出版社, 2003.
- [4] 刘基余. GPS 卫星导航定位原理与方法[M]. 北京: 科学出版社, 2003.
- [5] 屈新芬, 谭惠民, 程永生. 慢旋再 X 体联锁滚转共振特征量的提取及检测[J]. 探测与控制学报, 2003, 25(4): 51-55.



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>