

运动目标 RCS 特性分析

苏东林 曾国奇 刘焱 王国玉

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)

摘 要: 运动目标相对雷达姿态角的获得是动目标雷达散射截面(RCS, Radar Cross Section)研究中的重要内容. 详细阐述了动目标姿态角的定义和计算方法, 以及与静止目标姿态角的区别和联系. 飞行器飞行中受气流的影响, 会产生各种随机抖动, 将影响动目标的 RCS. 利用准静态的方法分析运动物体的散射, 在高频条件下, RCS 主要来自面元散射、边缘散射和角反射器散射等. 利用一种抖动模型, 详细分析了抖动对动目标 RCS 的影响. 仿真结果表明: 随着频率的增加, 抖动对 RCS 的偏离度增加; 在不同姿态下抖动对目标的 RCS 的影响程度不同, 在某些姿态角下影响非常大.

关 键 词: 雷达散射截面; 动目标; 抖动

中图分类号: TN 06

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2006)12-1413-05

RCS study of moving radar targets

Su Donglin Zeng Guoqi Liu Yan Wang Guoyu

(School of Electronics and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Obtaining the angles between the moving target and the radar is very important in the study of radar cross section(RCS) of moving targets. The angles between the moving target and the radar were defined and calculated in detail. The differences and relationship of angles from static targets and moving targets were also discussed. The method of quasi-static was used to analyze the scattering from moving target. In high frequency approximate, RCS comes from the contributions of face scatter, edge scatter and corner reflector, ect. Because of the influence of airflow, the aircraft will be tremored in random. A kind of tremor model was used to analyze the effect of tremor on RCS. It indicates that the deviate degree of RCS increases with the frequency, the effect from tremor on RCS is different at different angles, and it is tremendous in certain angles.

Key words: radar cross section; moving; tremor

传统的雷达散射截面(RCS, Radar Cross Section)计算和测量都是目标和雷达相对位置固定, 通过目标自身旋转来获得目标各个姿态下的静态 RCS 特性. 研究者们对静目标的 RCS 进行了详细研究, 包括对静目标的测量和计算, 得出了大量目标静态条件下的 RCS. 然而实际环境中目标相对雷达总是在运动之中, 雷达观测到的是目标运动下的 RCS 特性. 文献[1-2]对动目标的 RCS 计算进行了研究. 文献[3]对雷达相对运动目标的姿态角进行了定义, 但没有给出与静止目标姿态角的联系. 本文提出了动目标姿态角的定义和计

算方法, 通过适当变换, 可以利用静目标 RCS 的计算方法计算动目标 RCS. 目标在运动过程中由于受气流的影响, 会产生随机抖动, 本文利用一种抖动模型详细分析了抖动对动目标 RCS 的影响.

1 雷达相对目标姿态角

1.1 静目标姿态角

如图 1 所示, 飞机和雷达在同一高度, 飞机机头指向雷达方向, 飞机机翼在水平面内, 定义为飞机初始姿态.

目标的姿态角由 θ, φ, γ 表示. θ 为目标的俯

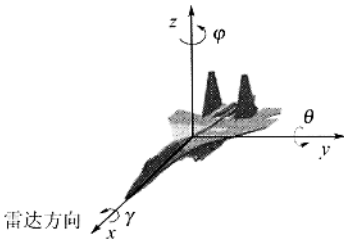


图1 静目标姿态角

仰角,围绕 y 轴旋转; φ 为目标的方位角(偏航角),围绕 z 轴旋转; γ 为目标的横滚角,围绕 x 轴旋转,右手旋为正,左手旋为负.通常在 RCS 计算时,不会对飞机横滚.在 RCS 测量的时候,不容易对物体进行横滚.同时在球面坐标系下 θ 和 φ 能表示空中的任意一点. θ 的变化范围是 $[-90^\circ, 90^\circ]$, φ 的变化范围是 $[-180^\circ, 180^\circ]$.

1.2 动目标姿态角

目标在运动过程中,飞行器相对雷达位置和姿态角都在不停地变化.

如图2所示,面 xOy 为雷达所在的平面,通常与水平面平行,面 $x_1O_1y_1$ 为飞行器机翼所在的平面,通常为空间任意平面, x_1 指向机头方向, y_1 指向左机翼方向;坐标系 $Oxyz$ 为雷达坐标系,坐标系 $O_1x_1y_1z_1$ 为飞机机体坐标系.点 O 为雷达所在的位置;点 O_1 为飞机的质心所在位置; p 为雷达所在的 O 点向飞机机翼所在的平面作垂线的垂点; r 为连接 OO_1 的向量; r' 为连接 O_1p 的向量; r'' 为连接 O_1p 的向量; $r' \perp$ 面 $x_1O_1y_1$; θ' 为飞机相对于雷达所成的俯仰角; φ' 为飞机相对于雷达所成的方位角; $r'' = z_1 \times (z_1 \times r)$.方位角 $\varphi' = \arccos[(x_1 \cdot r'')/(|x_1| \cdot |r''|)]$,俯仰角 $\theta' = \arccos[(-r \cdot r'')/(|r| \cdot |r''|)]$, φ' 的范围: $[-180^\circ, 180^\circ]$, θ' 的范围 $[-90^\circ, 90^\circ]$.当飞机在雷达正上方或正下方时, p 点与 O_1 点重合,则方位角为 0° ,俯仰角为 90° .

另外一种简化的动目标姿态角如图3所示,计算方法如下.

坐标系 $O_1x_1y_1z_1$ 为飞行器机体坐标系,机头

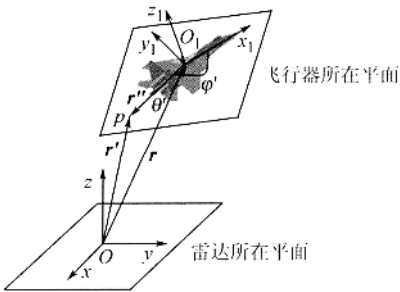


图2 动目标姿态角

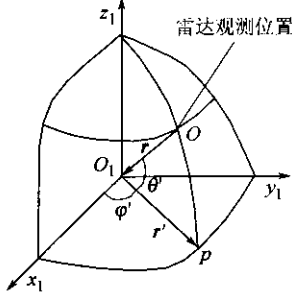


图3 动目标姿态角简化形式

沿 x_1 方向 r 为连接 OO_1 的向量, r' 为连接 O_1p 的向量.在 RCS 计算和暗室测量中,雷达不动,目标旋转,是右手旋转为正;为了满足和静止目标测量的角度定义保持一致,动目标中,通常目标静止,雷达位置绕着目标旋转,因此姿态角的旋转以左手旋为正.方位角 $\varphi' = \arccos[(x_1 \cdot r')/(|x_1| \cdot |r'|)]$,方向与 $r \cdot y_1$ 相同;俯仰角 $\theta' = \arccos[(-r \cdot r')/(|r| \cdot |r'|)]$,方向与 $r \cdot z_1$ 相反.在求解姿态角度的时候,所有的坐标系都必须在统一的坐标系下运算.

$$\begin{bmatrix} x_T(t) \\ y_T(t) \\ z_T(t) \end{bmatrix} = C_R^p \cdot \begin{bmatrix} x - x_R(t) \\ y - y_R(t) \\ z - z_R(t) \end{bmatrix}$$

其中 (x, y, z) 为雷达坐标系中任意点坐标; $(x_R(t), y_R(t), z_R(t))$ 为目标点在雷达坐标系中的坐标; $(x_T(t), y_T(t), z_T(t))$ 为点 (x, y, z) 在目标坐标系中的坐标; C_R^p 为从目标位置点的雷达坐标系到目标坐标系的变换矩阵.

1.3 雷达坐标系到机体坐标系的变换矩阵

在 RCS 外场测试时,飞机都是按固定的航线飞行,飞行器本身能够记录飞机的位置和姿态.已知飞行器位置 (x, y, z) 坐标、姿态角(相对于飞行器所在的雷达坐标系的横滚角、俯仰角、方位角)和雷达的坐标,则变换矩阵为

$$C_R^p = C_1(\gamma)C_3(\theta)C_2(\varphi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos \varphi & 0 & -\sin \varphi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \varphi & 0 & \cos \varphi \end{pmatrix}$$

其中 θ, φ, γ 分别表示飞行器相对于质心点的雷达坐标系下的俯仰角、方位角和横滚角.

在飞机突防或者评估雷达网探测隐身目标能力时,一般只知道飞行器的航向,根据运动学方程,可以获得飞行器的滚转角、攻角和侧滑角.已

知飞行器位置($x\ y\ z$)坐标、速度矢量方向、滚转角、攻角、侧滑角和雷达的坐标,则变换矩阵为

$$\begin{aligned} \boldsymbol{C}_R^P &= \boldsymbol{C}_{HP}^P \cdot \boldsymbol{C}_V^{HP} \cdot \boldsymbol{C}_R^V \\ \boldsymbol{C}_{HP}^P &= \begin{pmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \\ \boldsymbol{C}_V^{HP} &= \begin{pmatrix} \cos \beta & 0 & -\sin \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{pmatrix} \\ \boldsymbol{C}_R^V &= \begin{pmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos \phi & 0 & -\sin \phi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \phi & 0 & \cos \phi \end{pmatrix} \end{aligned}$$

其中 \boldsymbol{C}_{HP}^P 为从半机体坐标系到机体坐标系的变换矩阵, \boldsymbol{C}_V^{HP} 为从速度坐标系到半机体坐标系的变换矩阵, \boldsymbol{C}_R^V 为从雷达坐标系到速度坐标系的变换矩阵, α 为攻角(从半机体坐标系到机体坐标系下的变换角), β 为侧滑角, γ 为横滚角, ϕ , ψ 为从雷达坐标系到速度坐标系需要旋转的角度。

1.4 动目标姿态角与静目标姿态角的关系

静目标姿态角,一般是通过雷达固定,目标旋转来获得,以雷达坐标系为参考坐标系,动目标姿态角,一般是通过目标固定,雷达相对目标转动来获得,以目标坐标系为参考坐标系。

对于给定的俯仰角和方位角,如果是暗室测量和静态计算,雷达位置不变,通过目标姿态旋转,则是先右手旋旋转俯仰角,再右手旋旋转方位角,而在动目标计算或雷达绕着物体的运动中,目标位置不变,雷达绕着目标位置变化,先左手旋旋转方位角,再左手旋旋转俯仰角。

2 目标 RCS 计算模型

当目标的飞行速度远远小于电磁波的速度,在一个雷达脉冲照射到目标时间内,目标的运动可以忽略不计,因此,动目标 RCS 的特性可以以准静态的方法进行计算。

在高频近似条件下,目标的主要散射通常可以分为面元的散射、边缘的散射等。

2.1 面元散射模型

根据物理光学法,全金属后向 RCS 在高频条件下的计算公式^[4]为

$$\sigma = \frac{4\pi}{\lambda^2} \left| \int_s \cos \tau e^{2jkl} ds \right|^2 \quad (1)$$

其中 τ 是面元法向量与入射方向之间的夹角, l 是面元 ds 到观察点的距离, l_s 是照亮区的面积。

目标的图像为目标三维表面在计算机屏幕上的投影,因为在计算机屏幕上的积分 ds' 可表示为

$$ds' = \cos \tau ds.$$

最后得到全金属面元 RCS 计算公式^[5]为

$$\sigma = \frac{4\pi}{\lambda^2} \left| \sum_{\text{pixel}} \sin \alpha (Kl \tan \tau) e^{2jkl} \right|^2 \quad (2)$$

2.2 棱边的散射模型

棱边的计算采用等效电磁流(MEC)方法。

根据高频理论,棱边产生的远区散射场可看成是其上一等效电流的辐射,此电流大小由入射方向和观察点相对棱边的方向来决定,等效电流通常表示为一些增量长度绕射系数的函数。

由等效电流计算棱边远区单站散射场,可表示为^[6]

$$\begin{aligned} E^r &= E_0 \frac{e^{-jkr}}{2\pi r} \int_{\text{edge}} (-D_{\parallel} \sin \gamma e_{\parallel}^i - \\ &\quad D_x \cos \gamma e_{\parallel}^i - D_{\perp} \cos \gamma e_{\perp}^i) e^{2jkl} dl' \end{aligned} \quad (3)$$

其中,线积分沿着入射波照亮的棱边进行, e_{\parallel}^i 和 e_{\perp}^i 为平行和垂直入射面(由入射线和棱边决定)的法向量, γ 为入射电场和 e_{\perp}^i 的夹角, D_{\parallel} , D_x , D_{\perp} 为单站增量长度绕射系数。

3 飞行随机抖动

目标的飞行随机抖动比较复杂,尤其是环境因素千变万化,抖动是一个随机过程,飞行环境扰动可同时考虑快速和慢速两种扰动,其主要影响是会造成动目标姿态的扰动,从而在目标回波中产生附加的调制频谱分量,随机抖动的影响最终可归结为目标飞行坐标系中目标的俯仰和方位角的抖动,一种飞行抖动模型如下^[7]:

$$\left. \begin{aligned} \varphi'_{t+1} &= \varphi'_t \rho + \sqrt{1 - \rho} r_1(t+1) \sigma_{\varphi'} \\ \theta'_{t+1} &= \theta'_t \rho + \sqrt{1 - \rho} r_2(t+1) \sigma_{\theta'} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

其中 φ'_{t+1} , θ'_{t+1} 为 $t+1$ 时刻在飞行坐标系中的方位角和俯仰角的扰动量, $\rho = \exp(-\Delta t/T)$, Δt 为取样间隔, T 为目标扰动周期, $r_1(t+1)$, $r_2(t+1)$ 为服从 $[-1, 1]$ 上的正态分布, $\sigma_{\varphi'}$, $\sigma_{\theta'}$ 为目标在飞行坐标系中方位和俯仰方向各自的扰动方差。

4 计算结果

一架离雷达 20 km 远的飞行器,抛物线起飞, x 方向匀速运动,速度 $v = 25\sqrt{2}$ m/s, y 方向加速运动,初速度 $v_0 = 25\sqrt{2}$ m/s,加速度 $a = 5$ m/s²。

另一个飞行仿真中,飞行器离雷达 10 km,以半径 5 km 作匀速圆周运动,飞行器自身飞行的俯仰角为 0°,横滚角为 -20°,雷达位于原点。

图 4 表示目标作抛物线飞行的航迹数据。

图 5、图 6 表示目标作抛物线飞行,雷达观测到的 RCS 值随时间变化序列. 图 7 表示目标作匀速圆周飞行的航迹数据. 图 8、图 9 表示目标匀速圆周飞行,雷达观测到的 RCS 值随时间变化序列.

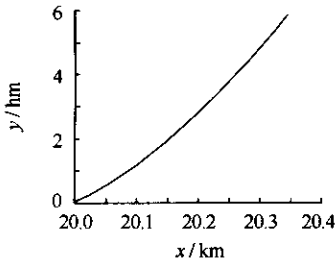


图 4 飞行器作抛物线运动航迹

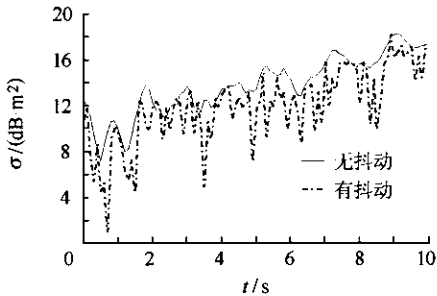


图 5 飞行器抛物线运动,叠加抖动前后 RCS 值(HH 极化)随时间变化($f=1\text{ GHz}$)

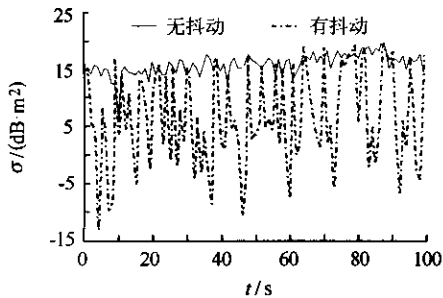


图 6 飞行器抛物线运动,叠加抖动前后 RCS 值(HH 极化)随时间变化($f=10\text{ GHz}$)

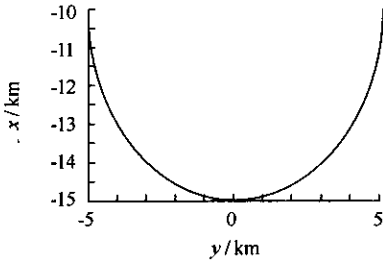


图 7 飞行器作圆周运动航迹

图 5 和图 6 可见,抖动后 RCS 值明显比抖动前偏小,这主要是抖动前雷达主要观测到目标的背部,镜面的反射比较强,而有抖动后,镜面偏离雷达方向.

假定 $\bar{p} = \frac{1}{N} \sum_{i=0}^N (y_i - x_i)^2$ 表示抖动前后 RCS

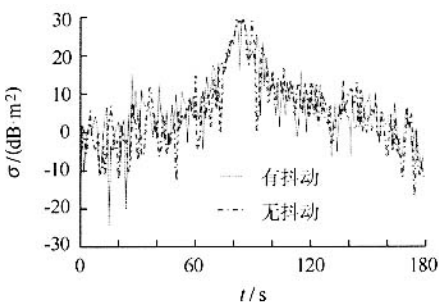


图 8 飞行器圆周运动,叠加抖动前后 RCS 值(HH 极化)随时间变化($f=1\text{ GHz}$)

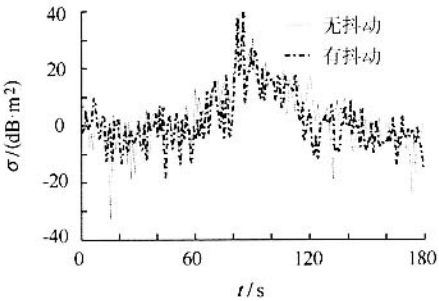


图 9 飞行器圆周运动,叠加抖动前后 RCS 值(HH 极化)随时间变化($f=10\text{ GHz}$)

的偏离量 $\bar{x} = \frac{1}{N} \sum_{i=0}^N x_i$ 表示没有抖动下 RCS 的均值 $\bar{y} = \frac{1}{N} \sum_{i=0}^N y_i$ 表示有抖动下 RCS 的均值. 其中 N 表示时间采样点的个数, x_i 表示飞行器没有抖动下,第 i 个时刻点雷达观测的 RCS 值, y_i 表示飞行器有抖动下,第 i 个时刻点雷达观测的 RCS 值.

从图 5 和图 6 可以得到表 1 所示结果.

表 1 飞行器作抛物线运动抖动前后 RCS 参数

频率 f/GHz	$\bar{x}/(\text{dB} \cdot \text{m}^2)$	$\bar{y}/(\text{dB} \cdot \text{m}^2)$	\bar{p}
1	13.73346	11.98974	6.73105
10	15.87298	6.96662	149.92280

从图 8 和图 9 可以得到表 2 所示结果.

表 2 飞行器作圆周运动抖动前后 RCS 参数

频率 f/GHz	$\bar{x}/(\text{dB} \cdot \text{m}^2)$	$\bar{y}/(\text{dB} \cdot \text{m}^2)$	\bar{p}
1	6.03677	5.53176	59.54135
10	3.20359	2.61026	77.86425

综上可得:目标有抖动后,随着频率的增大,RCS 的偏离度增加,不同的姿态角范围内,抖动前后 RCS 变化程度不同.

5 结 束 语

本文详细讨论了动目标 RCS 姿态角的定义和计算方法. 利用飞行器速度远远小于电磁波速度的条件,在一个雷达脉冲的持续时间内,可以认

为动目标为准静止状态. 利用面元和棱边的 RCS 模型分析了动目标的 RCS 特性. 采用了一种目标抖动模型, 详细分析了抖动对动目标 RCS 的影响. 本文的结果可以为雷达回波模拟提供更精确的回波数据.

参考文献 (References)

[1] 李民权, 吴先良. 飞行动目标 RCS 可视化计算[J]. 安徽大学学报(自然科学版) 2002 , 26(3) : 61 – 64
Li Minquan , Wu Xianliang. Radar cross section graphic electromagnetic computing of flying radar target[J]. Journal of Anhui University(Nature Science) 2002 , 26(3) : 61 – 64(in Chinese)
[2] Qin Dehua , Wang Baofa. Bistatic RCS prediction with graphical electromagnetic computing(GRECO) method for moving targets [J]. Chinese Journal of Aeronautics 2002 , 15(3) : 161 – 165
[3] 黄培康 , 殷红成 , 许小剑. 雷达目标特性[M]. 北京 : 电子工业出版社 , 2005

Huang Peikang , Yin Hongcheng , Xu Xiaojian. The characteristics of radar target[M]. Beijing : Publishing House of Electronics Industry 2005(in Chinese)
[4] Maffet A L. Topics for a statistical description of radar cross section[M]. New York : John Wiley & Sons , 1989
[5] Rius J M , Ferrando M , Jofre L. GRECO : graphical electromagnetic computing for RCS prediction in real time[J]. IEEE Antennas Propagation Magazine , 1993
[6] Knott E F , Shaeffer J F , Tuley M T. Radar cross section[M]. Dedham , MA : Artech House , 1985
[7] 罗宏. 动态雷达目标的建模与识别研究[D]. 北京 : 中国航天总公司第二研究院 , 1999
Luo Hong. The study on the identification and recognition of moving radar targets[D]. Beijing : The Second Research Academic , China Aerospace Science and Industry Corporation , 1999(in Chinese)

(责任编辑 : 文丽芳)



(上接第 1402 页)

5 结 论

本文采用气动估算和风洞试验相结合的方法研究某型无人机的气动性能. 分析了计算与试验产生差别的原因, 并优化了设计参数, 进一步完善了设计方案. 得出以下结论 :

- 1) V 形尾翼上反角过大时 , 尾翼受机身脱体涡干扰 , 对全机纵向力矩特性影响大 , 降低上反角可以改善这一现象. 试验表明 , 在保持现有机身外形不变的前提下 , 上反角 45° 安装角 – 2. 3° 尾翼状态的全机纵向力矩特性好于其它尾翼状态.
- 2) 通过风洞试验确定了 V 形尾翼无人机的尾翼安装角.
- 3) 气动估算与风洞试验的对比结果表明 , 所给出的估算方法合理 , 可以在初步设计阶段采用该方法对 V 形尾翼无人机进行气动估算.

参考文献 (References)

[1] Barbara P. Preliminary design of a UAV configuration [R]. AIAA – 2001 – 2422 , 2001
[2] Altman A. A parametric study on design variables effecting HALE UAV aircraft design for a conventional configuration[R]. AIAA – 2002 – 3505 , 2002
[3] 《飞机设计手册》总编委会编. 飞机设计手册(6)—气动设计[M]. 北京 : 航空工业出版社 , 2002
“ Aeroplane Design Handbook ” General Editor Committee. Aeroplane design handbook(6)—design of aerodynamics[M]. Beijing : Aeroplane Industry Press , 2002(in Chinese)
[4] 赵先宁. 飞机设计基本原理[M]. 台北 : 徐氏基金会出版 , 1983
Zhao Xianning. Fundamentals of aircraft design[M]. Taipei : Xu Clan Foundation Press , 1983(in Chinese)

(责任编辑 : 张 婧)

雷达散射截面 (RCS) 分析培训课程

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, 致力和专注于微波、射频、天线设计研发人才的培养, 是国内最大的微波射频和天线设计人才培养基地。客户遍布中兴通讯、研通高频、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。

雷达散射截面 (Radar Cross Section, 简称 RCS) 是雷达隐身技术中最关键的概念, 也是电磁理论研究的重要课题, 使用 HFSS 软件可以很方便的分析计算各种目标物体的 RCS。

由易迪拓培训推出的《HFSS 雷达散射截面分析培训课程套装》是从零讲起, 系统地向您讲授如何使用 HFSS 软件进行雷达散射截面分析的全过程。该套视频课程由专家讲授, 边操作边讲解, 直观易学。

HFSS 雷达散射截面分析培训课程套装



套装包含两门视频培训课程, 其中: 《两周学会 HFSS》培训课程是作为 HFSS 的入门培训课程, 帮助您在最短的时间内迅速熟悉、掌握 HFSS 的实际操作和工程应用; 《HFSS 雷达散射截面(RCS)分析》培训课程是专门讲授如何使用 HFSS 来分析计算雷达散射截面, 包括雷达散射截面、单站 RCS、双站 RCS 等的定义, 实例讲解使用 HFSS 分析单站 RCS、双站 RCS 和宽频 RCS 的相关设置和实际操作等。视频课程, 专家讲授, 从零讲起, 直观易学...

课程网址: <http://www.edatop.com/peixun/hfss/130.html>

更多培训课程:

- **HFSS 培训课程**

网址: <http://www.edatop.com/peixun/hfss/>

- **CST 培训课程**

网址: <http://www.edatop.com/peixun/cst/>

- **天线设计培训课程**

网址: <http://www.edatop.com/peixun/antenna/>