

文章编号:1673-1220(2012)01-025-06

直升机雷达散射截面计算与试验验证

武庆中¹,招启军²

(1. 中国直升机设计研究所,江西 景德镇 333001;
2. 南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室,江苏 南京 210016)

摘要 采用高频预估法,建立了一套基于“面元边缘”的直升机 RCS 计算方法,然后对某型直升机进行了 RCS 计算分析以及 RCS 测试。最后,对比分析直升机机身雷达散射试验和理论计算结果,得出了一些减缩直升机 RCS 的外形设计特征。结果表明:在设计要求许可的情况下,改变武器挂架长度比改变后掠角缩减 RCS 效果要明显;直升机头部鼻锥部位使用锥形结构,可以减小头向方位 RCS;直升机主桨毂采用圆台形代替圆柱形,可以减缩头向和侧向方位的 RCS。

关键词 高频;直升机;RCS;减缩

中图分类号: V218 文献标识码: A

The Calculation and the Experimental Validation of the Radar Cross Section for Helicopter

WU Qingzhong¹, ZHAO Qijun²

(1. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China;
2. National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract This paper set up the RCS calculation method of helicopter based on surface cell and edge adopting the high - frequency prediction method. And then, the RCS characteristics of a certain armed helicopter were calculated and experimental research on armed helicopter fuselage was conducted. Finally, the experimental results were compared with the calculation results, and some shape design features reducing the RCS of helicopter have been obtained. The conclusion displayed that changing length of the weapon girder compared with sweepback angle had better effect in reducing RCS and using the taper shape could reduce RCS in the head direction and the hub adopting the round desk shape compared with the column shape could reduce RCS in the head direction and the lateral direction.

Key words high - frequency; helicopter; RCS; reducing

收稿日期:2012-01-06

作者简介:武庆中(1976-),男,山西太谷人,硕士,高级工程师,主要研究方向:直升机总体设计。

0 引言

雷达散射截面(RCS)是直升机隐身性能设计中一个重要的参数^[1],因为雷达对目标的最大探测距离与目标散射截面的四次方根成正比,所以减小目标的RCS就可以缩短雷达的探测距离,降低被雷达发现的概率,提高直升机的生存和突防能力。各大直升机设计生产公司都把提升隐身技术作为新一代直升机的重要研究内容。

RAH-66“科曼奇”直升机算得上是世界上第一架真正具有隐身特性的直升机,它的雷达截面只是AH-64“阿帕奇”的1/630。“科曼奇”直升机之所以取得如此明显的隐身效果,除了采用传统的雷达和红外隐身技术之外,还应用了光学隐身和声隐身技术,它也被称为最冷的直升机。虽然RAH-66“科曼奇”由于某些原因下马,但是它的隐身技术在很大程度上代表了未来直升机隐身化的发展趋势,特别是雷达隐身技术对我国未来先进直升机技术的发展具有重要意义。

本文针对直升机复杂的电磁散射特性,采用将物理光学法和等效电磁流法相结合的高频预估法,建立了一套基于“面元边缘”的直升机RCS计算方法,然后采用该方法对某型直升机RCS进行了计算分析,并通过对比分析直升机机身雷达散射试验和理论计算结果来验证本文计算方法的有效性。

1 基于“面元边缘”的直升机RCS计算方法

1.1 直升机雷达散射截面定义

直升机雷达散射截面^[2]定义为:

$$\sigma = \lim_{R \rightarrow \infty} 4\pi R^2 \frac{|\mathbf{E}^s|^2}{|\mathbf{E}^i|^2} = \lim_{R \rightarrow \infty} 4\pi R^2 \frac{|\mathbf{H}^s|^2}{|\mathbf{H}^i|^2} \quad (1)$$

式中, σ 为直升机的雷达散射截面; R 为直升机表面上某点到雷达天线的距离; \mathbf{E}^s 、 \mathbf{H}^s 分别表示直升机表面上某点的散射波在雷达处的电磁场强度; \mathbf{E}^i 、 \mathbf{H}^i 分别表示入射雷达波在直升机表面上某点的电磁场强度。

RCS的单位是 m^2 ,但不同直升机的RCS变化范围可能从几平方厘米到几百平方米,为了表述方便,通常以对数形式给出,即相对于 1 m^2 的分贝数(又称分贝平方米,记为 dB m^2),即

$$\sigma(\text{dB m}^2) = 10 \times \lg \left(\frac{\text{RCS m}^2}{1.0 \text{ m}^2} \right) \quad (2)$$

1.2 直升机RCS的频率特性

对于直升机而言,高频散射主要包括7种散射机理:镜面反射、边缘(棱线)绕射、尖端的散射、蠕动波散射、行波散射、凹腔体散射和多次散射。图1给出了样例直升机散射机理示意图。



图1 样例直升机散射机理示意图

本文采用物理光学法的Stratton-Chu积分方程计算直升机各面元的散射场,采用等效电流法计算直升机各边缘的绕射场,再将直升机各面元的散射场和直升机边缘的绕射场进行矢量叠加,获得直升机总的雷达散射截面(RCS)。

1.3 直升机面元散射场的计算

直升机表面上某面元的散射场可以表示为

$$\vec{E}^s(P) = \frac{j\omega\mu e^{jk_0 R_0}}{2\pi R_0} \int_{S_1} [(\hat{n} \times \vec{H}^i) \hat{k}_0^s \times (\hat{n} \times \vec{H}^i) \hat{k}_0^s] e^{-jk_0 \hat{k}_0^s \cdot \vec{r}'} ds' \quad (3)$$

$$\vec{H}^s(P) = \frac{-jk_0}{2\pi R_0} e^{jk_0 R_0} \int_{S_1} (\hat{n} \times \vec{H}^i) \times \hat{k}_0^s e^{-jk_0 \hat{k}_0^s \cdot \vec{r}'} ds' \quad (4)$$

其中,表面 S_1 是指面元的照明部分; \hat{k}_0^s 、 \hat{k}_0^i 分别为雷达波入射方向和散射方向的单位矢量。对于后向散射 $\hat{k}_0^s = \hat{k}_0^i = -\hat{r}$,结合直升机雷达散射截面的定义表达式,可得表面 S_1 的RCS为:

$$\sigma = \frac{4\pi}{\lambda^2} \left| \int_{S_1} (\hat{r} \cdot \hat{n}) e^{-2jk_0 \hat{r} \cdot \vec{r}'} ds' \right|^2 \quad (5)$$

1.4 直升机边缘绕射场的计算

物理光学法的主要缺陷是没有考虑边缘散射^[3]的影响,在远离镜面反射方向,物理光学法会得出错误的结果。因此,对于直升机这样复杂的目标,必须考虑边缘引起的附加电场,从而使理论计算

具有更强的适应性。

本文采用等效电磁流法^[4]计算直升机边缘最主要的一次绕射。等效电磁流法的基本方法是假设在环绕表面奇异性(边缘回路)的各点处存在线电流 I_e 和线磁流 I_m , 并以远场辐射积分的形式对它们求和来表示绕射场:

$$\vec{E}_d = -jk\psi_0 \int [ZI_e \hat{s} \times (\hat{s} \times \hat{i}) + I_m (\hat{s} \times \hat{i})] \exp(jk\vec{r} \cdot \hat{s}) ds \quad (6)$$

式中, ψ_0 是自由空间的 Green 函数, k 为入射波的波数, \hat{i} 是沿该边缘回路方向的单位矢量。

将表面场积分与直尖劈的解析解相联系, 可求得不含物理光学项的等效电流表达式:

$$I_e^{back} = \vec{E}_{Z_0}^i \frac{2jY}{k \sin^2 \beta'} D_e' - \vec{H}_{Z_0}^i \frac{2j}{k \sin \beta'} D_{em}' \quad (7)$$

$$I_m^{back} = \vec{H}_{Z_0}^i \frac{2jZ}{k \sin^2 \beta'} D_m' \quad (8)$$

式中, D_e' 、 D_m' 、 D_{em}' 为修正后的后向散射时的绕射系数, β' 为边缘切向 \hat{i} 与入射方向 \hat{i} 之间的张角。将等效电流代入下式, 便可求出直升机边缘附加散射场:

$$\sigma = \lim_{R \rightarrow \infty} 4\pi R^2 \frac{|\vec{E}_d|^2}{|\vec{E}_i|^2} \quad (9)$$

1.5 遮挡处理

采用高频预估方法计算直升机 RCS 前, 必须辨别所处理的面元和边缘是否被遮挡。当雷达波照射到直升机时, 表面被分为两个部分: 照射区和阴影区。只有照射区才对后向散射场有贡献, 本文应用计算机图形学中的消隐方法来判断、处理遮挡问题^[5,6]。

首先, 判断直升机表面是否处于照射区(设入射方向法矢为 \hat{i} , 面元外法矢为 \hat{n})

如果, $\hat{i} \times \hat{n} \geq 0$ 为阴影区;

如果, $\hat{i} \times \hat{n} \leq 0$ 为照射区, 如图 2 所示;

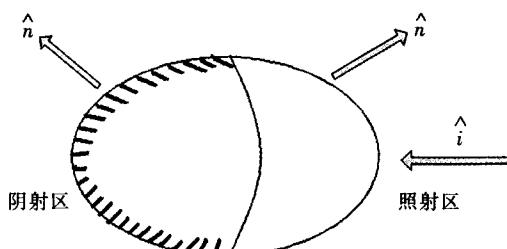


图 2 表面的照射区和阴影区示意图

其次, 将直升机上所有处于照射区的面元和边

缘投影到垂直于雷达波入射方向的平面上, 并在入射方向上进行深度排序, 确定直升机表面的相交区域和重叠的顺序;

最后, 只有最上面一层的面元和边缘才对后向散射场有贡献。

本文建立的直升机 RCS 计算方法的流程如图 3 所示。

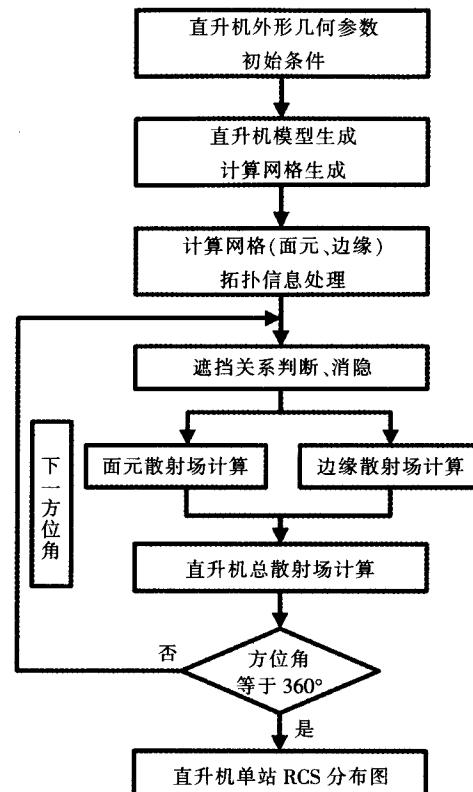


图 3 直升机 RCS 计算流程图

2 直升机 RCS 计算分析与试验验证

2.1 算例

本文以某型直升机为算例, 利用上面建立的计算方法对其进行 RCS 计算分析, 并对其 1 比 8 的缩比模型进行 RCS 测试。某型直升机的基本参数见表 1。为便于理论计算与试验结果进行对比分析, RCS 理论计算与 RCS 测试采用相同的状态, 具体情况如下:

点频计算和测试的主要参数如下:

频率: 2GHz、4GHz、6GHz、8GHz、10GHz、12GHz、14GHz、16GHz 和 18GHz;

极化方式: 水平极化 (HH 极化) 和垂直极化 (VV 极化);

模型姿态:俯仰角 0° 、 $\pm 10^\circ$ 、 $\pm 20^\circ$, 滚转角 0° 、 $\pm 5^\circ$ 、 $\pm 10^\circ$ 、 $\pm 15^\circ$, 方位角 0° 到 360° , 间隔 1° 。

二维成像计算和测试的主要参数如下:

中心频率:10GHz;

极化方式:水平极化(HH 极化);

模型姿态:俯仰角 0° 、 $\pm 10^\circ$, 滚转角 0° , 方位角 0° 、 20° 、 45° 、 90° 、 135° 和 180° 。

本文坐标体系规定:方位角变化为雷达波沿 X 方向入射, 俯仰角变化为雷达波沿 Y 方向入射, 滚转角变化为雷达波沿 Z 方向入射。

表 1 某型直升机的基本参数

机长	11.44m	机高	3.97m	机宽	3.21m
旋翼直径	11.94m	桨叶片数	4	桨叶长	5.275 m
旋翼实度	0.0882	桨叶根切	0.15R	桨盘面积	111.78m ²
弦长(等切面区段)	0.385m	弦长(桨尖区域)	0.405m	旋翼转速	350rpm

2.2 结果分析

图 4、图 5、图 6 分别为雷达波沿 X、Y、Z 入射方向下某型直升机 RCS 计算值。由这三幅图可以看出:

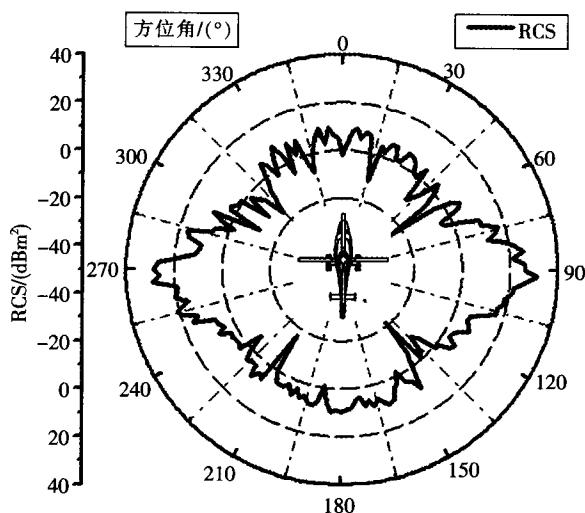


图 4 雷达波沿 X 入射方向 RCS 计算值

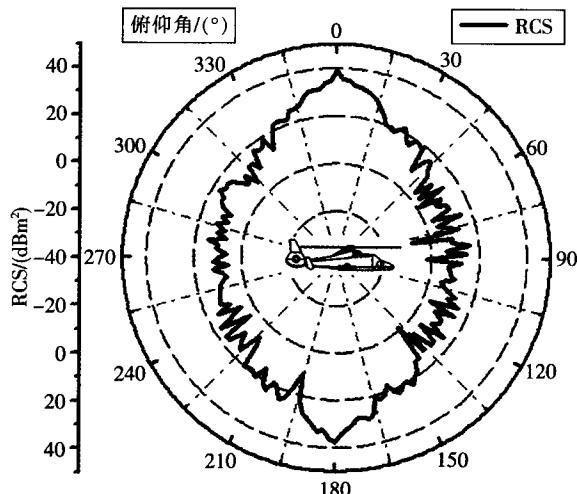


图 5 雷达波沿 Y 入射方向 RCS 计算值

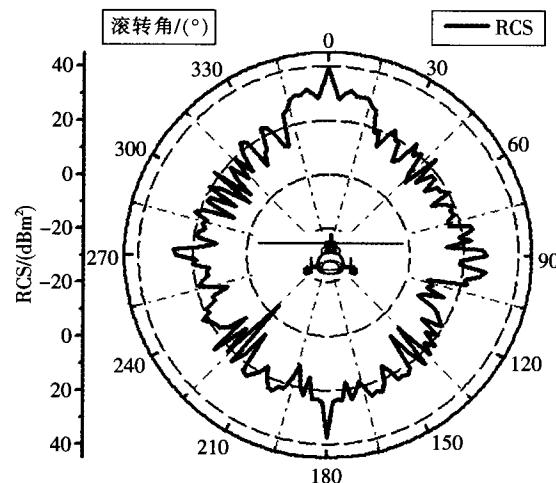


图 6 雷达波沿 Z 入射方向 RCS 计算值

1) 在机头鼻锥方位(如图 4, 方位角 0° ~ 15°), 某型直升机 RCS 的算术均值为 3.81 dBm^2 , 这一角域内的雷达散射截面主要是由机头鼻锥和短翼挂架、导弹引起的, 虽然机头鼻锥附近的曲率半径比较大, 后向镜面散射比较小, 但是其短翼挂架、导弹的前端面都是正对入射方向, 后向镜面散射不可忽视, 所以要想降低直升机头向的雷达散射截面积, 必须重视短翼挂架、导弹的雷达波散射的控制。

2) 在机身侧向方位(如图 4, 方位角 75° ~ 105°), 某型直升机 RCS 的算术均值为 16.01 dBm^2 , 在方位角为 92° 时, 其 RCS 值达到谷峰值 31.31 dBm^2 , 并且在这个角域内雷达散射的幅值都很高, 从图 6 中也可以发现这个现象, 主要原因为该机侧向多由曲率半径较大的曲面(机身、发动机蒙皮、座舱侧面等)组成, 形成了较强的镜面散射, 所以这个区域容易被敌方雷达跟踪。

3) 在尾锥方位(如图 4, 方位角 165° ~ 180°), 某型直升机 RCS 的算术均值为 6.07 dBm^2 , 比头向

鼻锥方位的 RCS 大 2.26 dBm^2 , 从图 5 中也可看出趋势, 主要原因是虽然该机发动机内藏、紧缩, RCS 特性不是很强, 但其垂尾和平尾尺寸较大, 且多为板块面结构, 镜像散射面积大, 所以在尾锥附近雷达散射截面积比头向鼻锥方位要大。

图 7 和图 8 是在俯仰角 0° 情况下, 水平和垂直

极化方式下的计算和试验值对比曲线, 从中可以看出计算结果和试验值吻合程度均较好, RCS 峰值基本可以较准确的预估到, 但在鼻锥和尾锥方位角域内存在一定的误差, 可能是因本文为了提高计算效率, 在建立主桨毂、尾桨毂几何模型时进行简化处理而造成的。

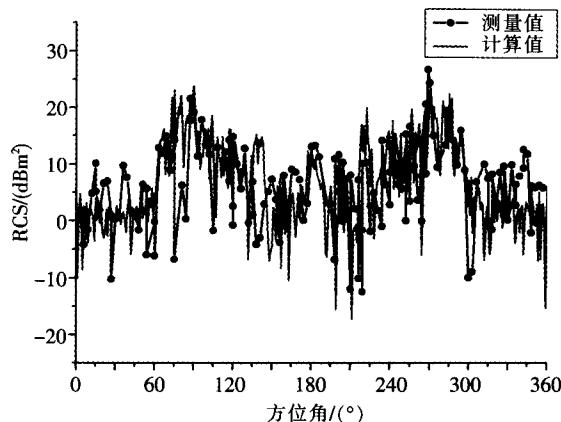


图 7 雷达频率 4GHz 水平极化的计算和试验值对比

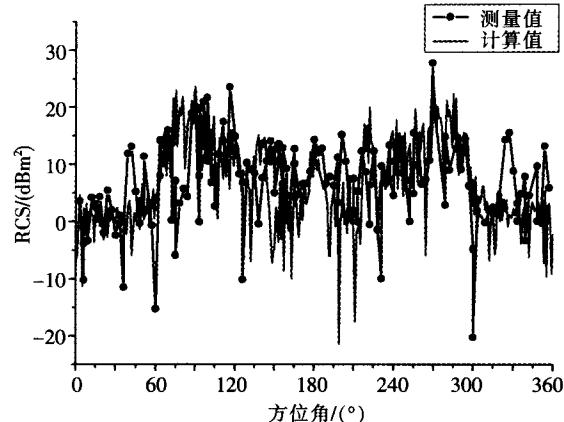


图 8 雷达频率 4GHz 垂直极化的计算和试验值对比

表 2 头部 RCS 均值对比 单位 (m^2)

对比状态	极化	$0^\circ \pm 5^\circ$	$0^\circ \pm 10^\circ$	$0^\circ \pm 20^\circ$	$0^\circ \pm 30^\circ$	$0^\circ \pm 40^\circ$
测试结果	HH	14.507	11.207	8.243	6.591	5.751
	VV	19.431	13.435	12.589	12.564	12.217
计算结果	HH	10.61	9.862	6.25	4.819	4.256
	VV	12.704	8.7	10.26	11.478	11.332

表 3 侧向 RCS 均值对比 单位 (m^2)

对比状态	极化	$90^\circ \pm 5^\circ$	$90^\circ \pm 10^\circ$	$90^\circ \pm 20^\circ$	$90^\circ \pm 30^\circ$
测试结果	HH	115.889	66.329	46.019	36.020
	VV	111.532	64.728	44.773	34.650
计算结果	HH	105.769	53.629	40.335	36.122
	VV	101.352	52.827	42.263	34.354

表 4 尾部 RCS 均值对比 单位 (m^2)

对比状态	极化	$90^\circ \pm 5^\circ$	$90^\circ \pm 10^\circ$	$90^\circ \pm 20^\circ$	$90^\circ \pm 30^\circ$
测试结果	HH	2.868	3.043	3.987	3.843
	VV	3.439	3.481	4.138	4.672
计算结果	HH	1.524	3.443	3.537	3.653
	VV	3.219	4.512	3.983	3.761

从表 2、表 3 和表 4 可以看出, 侧向 RCS 值最大, 尾部 RCS 值最小, RCS 散射贡献主要集中在头部、旋翼处部件、尾部, 其中在头部方向, 旋翼处部件散射最强。

从头部、侧向、尾部一定角度范围内的 RCS 均值对比结果看, RCS 计算结果和测试数据在同一数量级, 计算结果 RCS 散射值偏小, 而 RCS 计算结果的峰值偏大, 这可能是计算边界条件设置和机身外

形复杂影响所致。

综上结果与分析,可以验证本文计算方法的有效性。

3 结论

本文采用物理光学法和等效电磁流法相结合的高频预估法,建立了一套基于“面元边缘”的直升机 RCS 计算方法,并以某型直升机为算例进行了直升机 RCS 计算分析与 RCS 测试,理论计算结果与试验数据的对比验证了本文所建立的计算方法的有效性,并得出如下结论:

1) 本文建立的直升机 RCS 计算方法,具有较高的精度和效率,能满足工程应用的要求。

2) 直升机的挂架散射强度很大,不能忽视,其中在鼻锥方位镜面散射对 RCS 的影响占主导地位,前缘绕射次之。在设计要求许可的情况下,改变长度比改变后掠角缩减 RCS 的效果要明显。

3) 直升机头部鼻锥部位如果采用多板面和多棱面的设计方案,雷达散射截面偏大,如果改型设计,可以考虑使用锥形结构,这样可以减小头向方位 RCS。

4) 直升机主桨毂复杂,也是一个强散射源,建

议采用圆台形代替圆柱形,达到减缩头向和侧向方位 RCS 的效果。

参考文献:

- [1] 沙正平. 飞机设计手册 [M]. 北京:航空工业出版社, 2005.
- [2] Jenn D C. Radar and laser cross section engineering second edition [M]. American Institute of Aeronautics and Astronautics Press, 2005.
- [3] Klement D, Preissner J, Stein V. Special problems in applying the physical optics method for backscatter computations of complicated objects [R]. IEEE Tran AP, 1988: 228 ~ 237.
- [4] Cui S M, Sakina K, Ando M. A mathematical proof of physical optics equivalent edge currents based upon the path of most rapid phase variation [J]. Ieice Transactions On Electronics, 2000, E83 - C:659 ~ 663.
- [5] 潘云鹤, 等, 编. 计算机图形学 [M]. 北京:高等教育出版社, 2003.
- [6] 蒋相闻, 招启军, 徐国华. 基于面元边缘法的直升机 RCS 计算和分析 [J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43 (3) :429 ~ 434.

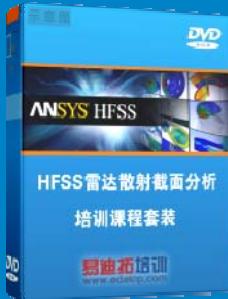
雷达散射截面 (RCS) 分析培训课程

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/>