

引用格式:陈洪,王增利,李晶,等.基于部件分解法的运载火箭RCS仿真计算方法[J].飞行器测控学报,2014,33(3):196-201.Chen Hong, Wang Zengli, Li Jing, et al. Launch vehicle RCS simulation and computing method based on component decomposition [J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2014, 33(3): 196-201.

基于部件分解法的运载火箭RCS仿真计算方法^{*}

陈 洪¹, 王增利¹, 李 晶², 张茂辉³

(1. 西昌卫星发射中心技术部·四川西昌·615000; 2. 西昌卫星发射中心文昌指控站·海南文昌·571300;
3. 酒泉卫星发射中心指控站·甘肃酒泉·732750)

摘要:为估算运载火箭的RCS(Radar Cross Section, 雷达散射截面积),采用部件分解法对运载火箭进行电磁散射几何建模,根据飞行过程中运载火箭和雷达的几何关系建立雷达照射目标视线角的计算模型,并运用高频散射理论提出运载火箭RCS的仿真计算方法;最后,对运载火箭的静态RCS和动态RCS进行仿真计算与分析。结果表明:对运载火箭电磁散射几何建模合理可行,提出的火箭RCS计算方法可以满足工程应用需要。采用该方法仅修改几何建模中的模型结构和部分尺寸参数即可方便计算不同型号运载火箭的RCS特性,可以为航天测控雷达系统设计和布站优化提供依据。

关键词:部件分解法;雷达散射截面积(RCS);高频散射;仿真计算;运载火箭

中图分类号:V556.6;TP391.9

文献标志码:A

文章编号:1674-5620(2014)03-0196-06

DOI:10.7642/j.issn.1674-5620.2014-03-0196-06

Launch Vehicle RCS Simulation and Computing Method Based on Component Decomposition

CHEN Hong¹, WANG Zengli¹, LI Jing², ZHANG Maohui³

(1. Technical Department of Xichang Satellite Launch Center, Xichang, Sichuan Province 615000;
2. Wenchang Command & Control Station of Xichang Satellite Launch Center, Wenchang, Hainan Province 571300;
3. Command & Control Station of Jiuquan Satellite Launch Center, Jiuquan, Gansu Province 732750)

Abstract: Component decomposition method is used to model the electromagnetic scattering geometry of spacecraft launch vehicles to estimate their RCS (Radar Cross Section). Based on the geometric relationship between a launch vehicle and a radar during flight, a computing model is established for radar target illumination aspect angle. An RCS simulation and computing method is put forward with high frequency electromagnetic scattering theory. Static RCS and dynamic RCS of launch vehicles are simulated and analyzed, and the results show that the electromagnetic scattering geometry modeling method presented in the paper is feasible and valid and the RCS computing method meets engineering requirements. The RCS characteristics of different models of launch vehicles can be computed in a convenient manner by changing model structure and some dimensions during geometric modeling. The approach also provides basis for optimization of radar system design and station distribution for spacecraft instrumentation.

Keywords: component decomposition method; Radar Cross Section (RCS); high frequency scattering; simulation and computing; launch vehicle

0 引言

在航天测控雷达系统设计以及雷达布站优化等

过程中,都需要预先估计运载火箭的RCS(Radar Cross Section, 雷达散射截面积)。运载火箭的RCS可以通过在微波暗室中对缩小模型进行试验测量的

* 收稿日期:2013-12-12;修回日期:2014-01-26;网络出版时间:2014-05-29 10:44:15

网络出版地址:<http://www.cnki.net/kcms/detail/11.4230.TV.20140529.1044.003.html>

第一作者简介:陈洪(1974—),男,博士,主要研究方向为无线通信、雷达、数据融合;E-mail:chenhong7409@163.com

手段获得,也可以根据电磁场理论进行仿真计算^[1]。在微波暗室中的静态测量方法不能反映目标的空间运动特性,难以逼真再现航天发射过程中运载火箭RCS的动态变化情况。本文利用部件分解法对运载火箭电磁散射进行几何建模,根据运载火箭的飞行轨迹和姿态变化等信息建立雷达照射目标视线角的计算模型,并运用高频散射理论在计算出各散射点的RCS后,通过相位叠加得到运载火箭总的RCS。运载火箭结构相对简单,具有良好的气动外形,本文基于部件分解法的RCS计算方法完全可以满足工程应用需求。通过简单修改运载火箭电磁散射几何建模中的模型结构以及尺寸参数,即可使该RCS计算方法同样适用于其他型号的运载火箭。

1 运载火箭电磁散射机理及主要计算方法

RCS是表征目标对入射雷达电磁波散射能力的物理量,指目标对入射雷达电磁波的有效散射截面积,其表达式^[2]为

$$\sigma = 4\pi \lim_{R \rightarrow \infty} R^2 \left| \frac{\mathbf{E}_s}{\mathbf{E}_i} \right|^2 = 4\pi \lim_{R \rightarrow \infty} R^2 \left| \frac{\mathbf{H}_s}{\mathbf{H}_i} \right|^2$$

其中: \mathbf{E}_s 和 \mathbf{E}_i 分别为散射电磁波和入射电磁波电场强度; \mathbf{H}_s 和 \mathbf{H}_i 分别为散射电磁波和入射电磁波磁场强度; R 为目标到雷达天线的距离。

按目标特征尺寸 a 与雷达入射波长 λ 的相对大小关系,目标的电磁散射可以分为3个区,即瑞利区、谐振区和光学区^[3]。瑞利区的目标特征尺寸远小于雷达入射波长,也叫低频区,在该区,入射波沿着散射体基本没有相位变化,散射体每个部分入射场分布几乎相同,RCS的计算可以采用静电场的分析方法。在谐振区,目标尺寸和雷达入射波长基本相当,由于各个散射分量之间存在干涉,RCS随频率变化产生振荡性的起伏。光学区也叫高频区,该区目标特征尺寸远大于雷达入射波长,不同散射点之间的相互影响很小,因此可将一个散射体作为多个独立的散射中心的集合来处理。对电大尺寸目标的RCS问题,可以采用类似光学特性的高频近似的方法来求解,经典的计算方法有几何光学法、物理光学法^[4]、几何绕射理论法^[5]、物理绕射理论法^[6]以及等效电磁法^[7]等。

在航天测控中,雷达的工作频段通常为C频段,其波长为cm量级,由于运载火箭的尺寸远大于雷达工作波长,其电磁散射主要位于高频区。

火箭的高频散射主要有3个来源:1)箭体表面的镜面反射;2)火箭边缘和拐角等处的绕射;3)各散射中心之间的相互绕射。在高频散射中,空间目标 $ka > 10$ ($k = 2\pi/\lambda$)的表面区域镜面反射起主导作用,因此本文只考虑高频散射中镜面反射的情况。

2 运载火箭电磁散射几何建模

在计算运载火箭的RCS之前,首先须对电磁散射目标进行几何建模。不同的几何建模方法不仅影响RCS的计算效率,也直接影响RCS的计算精度。目标的几何建模方法主要有面元法^[8]、参数表面建模法和部件分解法。面元法是将目标表示成许多面元和劈的组合,可以处理任意复杂外形的目标。但是,在目标表面曲率半径较小的区域,需要的面元数量太多以致超过了内存限制,计算量大;且在拟合过程中相邻面元之间存在人为棱边,在计算散射场时会产生面元噪声。部件分解法就是把复杂的目标分解成一组简单的部件,其中每个部件可以近似为简单的几何形状,如锥体、柱面或平面,用这些可获得电磁散射解析解的典型几何形状的组合代替复杂目标。其中每个部件都可作为1个相对独立的散射单元,根据其性质可选用几何光学、物理光学或衍射理论等不同的高频方法来分别计算各部件的RCS,然后通过相位叠加即可得到整个目标的RCS。

空间目标的外形结构决定了目标的电磁散射特性,我国航天发射主要采用长征系列运载火箭,不同系列火箭的结构和外形均有较大差异,从而具有不同的电磁散射特性。以某型号运载火箭为例,该火箭是大型液体捆绑式火箭,一级捆绑2个助推器,火箭顶部是整流罩。对火箭的外形结构进行简化,建立运载火箭电磁散射几何模型,如图1所示。

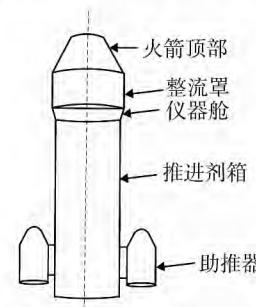


图1 运载火箭电磁散射几何建模

Fig. 1 Modeling of the electromagnetic scattering geometry of launch vehicles

从图 1 可以看出:运载火箭的箭身可以分解为 2 个不同尺寸的圆柱、1 个平截圆锥和 1 个平底锥,每个助推器可以分解为 1 个圆柱和 1 个平底锥。平底锥的结构图如图 2 所示,其中 θ 为雷达照射的视线角, a 为圆锥底面半径, γ 为半锥角。平截圆锥的结构图如图 3 所示,其中 r_1 和 r_2 分别为平截圆锥上下底半径, γ 为半锥角。

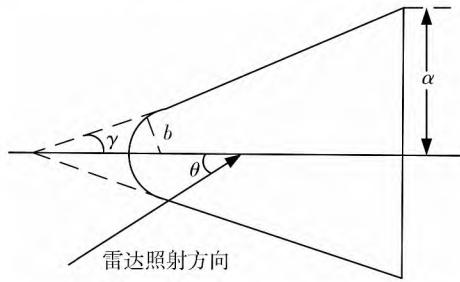


图 2 平底锥结构图

Fig. 2 Structure of flat bottom cone

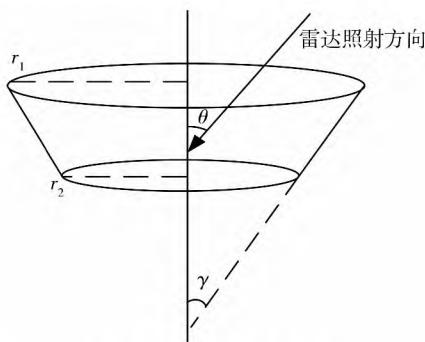


图 3 平截圆锥结构图

Fig. 3 Frustum structure of a cone

基于部件分解法的 RCS 计算未考虑或很少考虑部件间的遮挡和多次散射,计算精度受到一定影响。从图 1 可以看出:运载火箭具有良好的气动外形,各部件间基本不存在遮挡,用部件分解法来计算其 RCS 完全可以满足工程需求。

3 基于部件分解法的 RCS 计算方法

3.1 运载火箭各电磁散射中心 RCS 计算

1) 箭身及助推器主体部分 RCS 计算。

运载火箭箭身主体是推进剂箱和整流罩,它们和助推器的主体部分都可以简化为圆柱体,根据电磁散射的几何绕射理论,对圆柱形箭体采用物理光学法^[2],可得

$$\text{前方数据} \sqrt{krs\sin\theta} \left| \frac{\sin(kL\cos\theta)}{kL\cos\theta} \right|$$

其中: σ 为圆柱体的 RCS; L 是圆柱体的长度; r 是圆柱体的底面半径; $k = 2\pi/\lambda$ (λ 为雷达波长); θ 是雷达照射的视线角。

2) 火箭顶部及助推器顶部 RCS 计算。

火箭顶部及助推器顶部可以简化为平底锥外形,一般认为,平底锥外形起主要作用的有 3 个散射中心,分别是球冠处的 1 点和底部边缘上的 2 点。位于球冠处的散射中心是移动的散射中心,随入射方向的改变而在表面上滑动。另外还有 1 个散射中心,即球冠与锥面的连接处,但该处 RCS 不大,仅在鼻锥入射方向($\theta = 0^\circ$)有较显著的影响。因此,可将平底锥的 RCS 分为球冠 RCS σ_1 、平底锥底部 RCS σ_2 以及鼻锥入射方向 RCS σ_3 这 3 部分,则有:

$$\sqrt{\sigma_1} = \frac{\sin \frac{\pi}{n}}{n} \sqrt{\frac{a}{k \sin \theta}} \left[(\cos \frac{\pi}{n} - 1)^{-1} - (\cos \frac{\pi}{n} - \cos \frac{3\pi - 2\theta}{n})^{-1} \right]$$

$$\sqrt{\sigma_2} = \begin{cases} \frac{\sin \frac{\pi}{n}}{n} \sqrt{\frac{a}{k \sin \theta}} \left[(\cos \frac{\pi}{n} - 1)^{-1} - (\cos \frac{\pi}{n} - \cos \frac{3\pi + 2\theta}{n})^{-1} \right], & 0 < \theta < \gamma \\ 0, & \gamma < \theta < \frac{\pi}{2} \\ \frac{\sin \frac{\pi}{n}}{n} \sqrt{\frac{a}{k \sin \theta}} \left[(\cos \frac{\pi}{n} - 1)^{-1} - (\cos \frac{\pi}{n} - \cos \frac{\pi - 2\theta}{n})^{-1} \right], & \theta \geq \frac{\pi}{2} \end{cases}$$

$$\sqrt{\sigma_3} = \begin{cases} \sqrt{\pi b} \left[1 - \frac{\sin[2kb(1 - \sin\gamma)]}{kb \cos^2 \gamma} \right]^{\frac{1}{2}}, & \theta = 0 \\ \sqrt{\pi b}, & 0 < \theta < \frac{\pi}{2} - \gamma \\ 0, & \theta \geq \frac{\pi}{2} - \gamma \end{cases}$$

其中: a 是平底锥的底面半径; γ 是半锥角; $n = 1.5 + \gamma/\pi$; $k = 2\pi/\lambda$ 。

3) 仪器舱 RCS 计算。

运载火箭的仪器舱可以简化为 1 个底部小顶部大的平截圆锥,当雷达从基底照射平截锥体时,平截圆锥的 RCS 可以表示为

$$\sigma = \frac{\lambda z \tan \gamma}{8\pi \sin \theta} [\tan(\theta - \gamma)]^2$$

当雷达从锥顶照射平截圆锥时,其 RCS 为

$$\sigma = \frac{\lambda z \tan \gamma}{8\pi \sin \theta} [\tan(\theta + \gamma)]^2$$

其中: γ 为平截圆锥的半锥角; z 等于 z_1 或 z_2 取决

于 RCS 的贡献来自于锥顶还是锥底,当 RCS 的贡献主要来自于锥顶时, $z = z_1 = r_1/\tan\gamma$, 否则 $z = z_2 = r_2/\tan\gamma$ 。

3.2 雷达目标视线角的计算

除了外形尺寸外,空间目标的 RCS 和雷达照射的视线角密切相关。视线角即雷达视线与火箭箭体之间的夹角,其大小与雷达的站址、运载火箭的飞行轨迹以及火箭在飞行过程中的姿态变化有关。在航天测控中,火箭的飞行轨迹通常是用发射系下的坐标表示。因此,须根据雷达的大地坐标、目标在发射系下的坐标以及姿态角通过坐标系转换计算出雷达在弹体坐标系下的坐标,从而计算出雷达瞄准目标的视线角。

3.2.1 坐标系的建立

发射坐标系 $O-XYZ$: 以地面发射台中心为坐标原点 O , OX 轴位于过原点的水平面内,由原点 O 指向火箭发射的瞄准方向, OY 轴取过原点 O 的铅垂线,向上为正, OZ 轴与 OX 轴和 OY 轴构成右手直角坐标系。

空间直角坐标系 $O_G-X_GY_GZ_G$: 原点 O_G 为地球参考椭球体的中心, O_GX_G 轴为赤道平面与本初子午线的交线,向外为正, O_GZ_G 轴与参考椭球体旋转轴重合,向上为正, O_GY_G 与 O_GX_G 和 O_GZ_G 构成右手直角坐标系。

雷达地理坐标系 $O_R-X_RY_RZ_R$: 取“东北天”地理坐标系, O_R 为雷达设备中心, O_RX_R 轴为正东方向, O_RY_R 轴为正北方向, O_RZ_R 轴垂直于当地水平面,沿当地垂线向上。

弹体坐标系 $O_T-X_TY_TZ_T$: 原点 O_T 为运载火箭的中心, O_TX_T 轴沿弹体纵轴指向弹头方向, O_TY_T

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\delta + \sin\alpha\sin\delta\sin\eta & \sin\alpha\cos\eta & -\cos\alpha\sin\delta + \sin\alpha\cos\delta\sin\eta \\ -\sin\alpha\cos\delta + \cos\alpha\sin\delta\sin\eta & \cos\alpha\cos\eta & \sin\alpha\sin\delta + \cos\alpha\cos\delta\sin\eta \\ \sin\delta\cos\eta & -\sin\eta & \cos\delta\cos\eta \end{bmatrix}$$

将雷达地理坐标系中的原点坐标 $(0, 0, 0)$ 代入式(1), 可得雷达在弹体坐标系中的坐标

$$\begin{bmatrix} x_T^0 \\ y_T^0 \\ z_T^0 \end{bmatrix} = -\mathbf{M} \begin{bmatrix} x_R(t) \\ y_R(t) \\ z_R(t) \end{bmatrix}$$

求出雷达中心在弹体坐标系下的坐标 (x_T^0, y_T^0, z_T^0) 后, 利用三角形的余弦定理即可算出任一时刻雷达瞄准视线角 θ 。
无有效数据

轴垂直于 X 方向并位于弹体的主对称平面内, 向上为正, O_TZ_T 轴与 O_TX_T 和 $O TY_T$ 构成右手直角坐标系。

3.2.2 坐标系间的转换

1) 将目标在发射系下的坐标 \mathbf{X} 转换成空间直角坐标 \mathbf{X}_G 。

假设发射系原点的天文坐标为 $(\lambda_0, \varphi_0, H)$, 大地坐标为 (L_0, B_0, h_0) , 则有

$$\mathbf{X}_G = \mathbf{X}_{G0} + \mathbf{L}_0 \mathbf{B}_0 \xi_0^T \boldsymbol{\eta}_0^T \boldsymbol{\gamma}_0^T \mathbf{A}_T^T \mathbf{X}$$

其中: $\boldsymbol{\gamma}_0 = \arcsin[\sin(\lambda_0 - L_0)\sin\varphi_0]$; \mathbf{L}_0 , \mathbf{B}_0 和 $\boldsymbol{\eta}_0$ 为 L_0 , B_0 和 γ_0 对应的矩阵; \mathbf{A}_T 为发射方位角矩阵; ξ_0 和 $\boldsymbol{\eta}_0$ 为 2 个坐标系垂线偏差对应的矩阵。

2) 将空间直角坐标系下的坐标 \mathbf{X}_G 转换至雷达地理坐标系中的坐标 \mathbf{X}_R 。

$$\mathbf{X}_R =$$

$$\begin{bmatrix} -\sin\lambda'_o & \cos\lambda'_o & 0 \\ -\sin\varphi'_o \cos\lambda'_o & -\sin\varphi'_o \sin\lambda'_o & \cos\varphi'_o \\ \cos\varphi'_o \cos\lambda'_o & \cos\varphi'_o \sin\lambda'_o & \sin\varphi'_o \end{bmatrix} (\mathbf{X}_G - \mathbf{X}_{G0})$$

其中: λ'_o 和 φ'_o 分别为雷达站的大地经度和纬度; \mathbf{X}_{G0} 为雷达站中心 O' 在空间直角坐标系中的坐标。

3) 将雷达地理坐标系下的坐标转换至弹体坐标系。

设火箭在飞行过程中的偏航角、俯仰角和滚动角分别为 α, δ 和 η , 则雷达地理坐标系中任一点 (x, y, z) 在弹体坐标系下的坐标为

$$\begin{bmatrix} x_T(t) \\ y_T(t) \\ z_T(t) \end{bmatrix} = \mathbf{M} \begin{bmatrix} x - x_R(t) \\ y - y_R(t) \\ z - z_R(t) \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中转换矩阵 \mathbf{M} 为

$$\begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\delta + \sin\alpha\sin\delta\sin\eta & \sin\alpha\cos\eta & -\cos\alpha\sin\delta + \sin\alpha\cos\delta\sin\eta \\ -\sin\alpha\cos\delta + \cos\alpha\sin\delta\sin\eta & \cos\alpha\cos\eta & \sin\alpha\sin\delta + \cos\alpha\cos\delta\sin\eta \\ \sin\delta\cos\eta & -\sin\eta & \cos\delta\cos\eta \end{bmatrix}$$

3.3 运载火箭整体 RCS 的计算

雷达目标在高频电磁波照射下, 总的电磁散射可以等效为若干个散射中心局部散射的向量叠加。随着目标姿态角的变化, 各散射源的场相互干涉, 或是同相或是反相叠加, 使目标总的 RCS 图急剧起伏。运载火箭尺寸较大, 这种起伏变化非常显著。为了准确反映这种干涉效应, 须考虑各孤立散射中心的相位关系, 从而得到运载火箭整体 RCS 的相位叠加公式

$$\sigma = \left| \sum_{i=1}^M \sqrt{\sigma_i} e^{j\phi_i} \right|^2 = \left| \sum_{i=1}^M \sqrt{\sigma_i} e^{-j\frac{4\pi L_i}{\lambda} \cos\theta} \right|^2 = \sum_{i=1}^M \sigma_i + 2 \sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^M \sqrt{\sigma_i \sigma_j} \cos \left[\frac{4\pi}{\lambda} (L_i - L_j) \cos\theta \right] \quad (2)$$

其中: $e^{j\phi_i}$ 表示各散射中心与相位参考零点的相对相位关系; σ_i 是第 i 个散射中心的 RCS; L_i 为第 i 个散射中心相对坐标中心的距离。

从式(2)可以看出:运载火箭的整体 RCS 由 2 部分组成,第 1 项是 M 个散射中心 RCS 的代数和,第 2 项是不同散射中心相乘产生的交叉项,它随目标姿态变化而变化,使得目标总的 RCS 随姿态的变化发生显著变化,变化范围甚至可以达到几十 dB。

4 仿真计算与分析

4.1 运载火箭全尺寸静态 RCS 仿真计算

根据本文建立的运载火箭电磁散射的几何模型对火箭的全尺寸全方位静态 RCS 进行仿真计算,计算结果如图 4 所示。其中雷达工作频率为 4 GHz,运载火箭头部半锥角 $\gamma = 30^\circ$,雷达照射视线角从 $0^\circ \sim 360^\circ$ 。从图 4 可以看出:当雷达从不同方向照射火箭时,RCS 发生剧烈变化;在入射角为 90° 和 270° 时,火箭的 RCS 出现最大值,表明雷达在火箭的两侧照射时具有最佳的探测性能;另外,在视线角为 180° 以及 $\pm(90^\circ - \gamma)$ 附近方向照射时,RCS 出现极大值点。

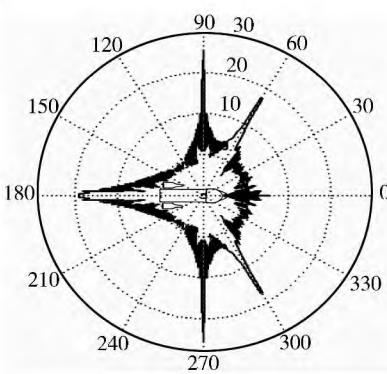


图 4 运载火箭全方位静态 RCS 仿真计算结果

Fig. 4 Static omni-direction RCS simulation result of launch vehicle

4.2 运载火箭动态 RCS 仿真计算

事先设定雷达站址和发射点的大地坐标,人工模拟运载火箭的弹道轨迹以及飞行过程中火箭偏航角、俯仰角和滚转角的实时变化,对雷达目标的动态

RCS 进行仿真计算,在仿真计算中假设雷达位于运载火箭发射点西南方向 20 km,运载火箭在飞行 100 s 后助推器分离,150 s 后一二级分离。

图 5 是运载火箭飞行过程中雷达照射视线角 θ 随火箭飞行时间的变化关系,从图中可以看出:由于雷达和运载火箭位置关系的变化以及火箭姿态的变化导致飞行过程中雷达照射视线角变化范围较大;在 35~50 s 与 85~100 s 2 个时间段内,雷达照射的视线角相对稳定,分别在 90° 和 45° 附近变化。

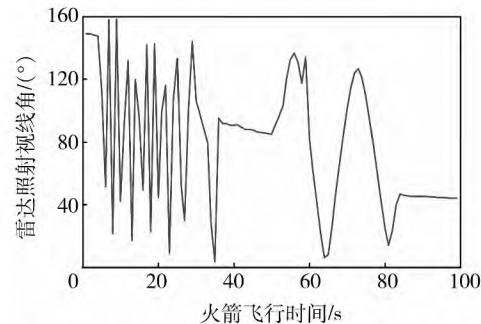


图 5 雷达照射视线角随时间的变化关系

Fig. 5 Radar aspect angle curve vs. time

运载火箭飞行过程中 RCS 随时间的动态变化情况见图 6,从图中可以看出:由于雷达照射视线角的变化引起 RCS 变化起伏较大,变化范围可达几十 dB;在 35~50 s 时间段内雷达目标的 RCS 具有较大值,这是由于该时间段内雷达照射视线角接近 90° 。

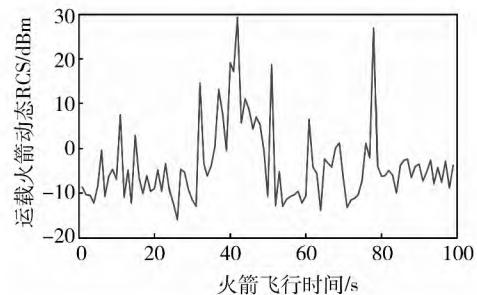


图 6 运载火箭动态 RCS 计算结果

Fig. 6 Dynamic RCS simulation result of launch vehicle

5 结束语

运载火箭 RCS 计算在航天测控雷达系统设计和布站优化等方面具有重要意义,本文结合运载火箭的电磁散射特点和飞行特性,提出了基于部件分解法的 RCS 仿真计算方法。本文对运载火箭电磁散射几何建模合理可行,仅须进行简单的几

何结构和参数修改,就可以方便计算不同型号运载火箭的静态和动态 RCS。利用该方法,不通过微波暗室测量或采用大型昂贵的仿真计算软件,即可方便地估算出运载火箭的 RCS,对航天测控雷达系统设计以及雷达布站优化等方面均具有重要的指导意义。

参考文献(References)

- [1] Shi Z D. Effects of variance in the size of the scatter on its RCS [J]. Microwave and Optical Technology Letters, 1993 (5):301-304.
- [2] 阮颖铮. 雷达截面与隐身技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1998:197-200.
Ruan Yingzheng. Radar cross section & stealth technique [M]. Beijing: National Defence Industry Press , 1998: 197-200 (in Chinese).
- [3] 黄培康. 雷达目标特性 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2004: 18-19.
Huang Peikang. Radar target characteristic [M]. Beijing:

Publishing House of Electronics Industry, 2004: 18-19 (in Chinese).

- [4] Yin Hongcheng, Huang Peikang, Liu Xueguan, et al. PO solution for scattering by complex object coated with anisotropic materials[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2003, 14(2):1-7.
- [5] Keller J. Backscattering from a finite cone-comparision of theory and experiment[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1961, 9(4):411-412.
- [6] Lee Shuangwu. Comparison of uniform asymptotic theory and Ufimtsev's theory of electromagnetic edge diffraction[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1977, 25 (2):162-170.
- [7] Michaeli A. Equivalent edge currents for arbitrary aspects of observation[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1984, 32(3): 252-258.
- [8] Gordon W B. Far-field approximations to the Kirchoff-Helmholtz representations of scattered fields[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1975, 23(4): 590-592.

(本文编辑:吴丽娟)

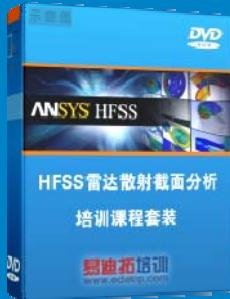
雷达散射截面（RCS）分析培训课程

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/>