

# 飞机动态 RCS 计算方法的修正与改进

徐文丰<sup>1</sup>, 李颖晖<sup>1</sup>, 裴彬彬<sup>1</sup>, 宋亚南<sup>2</sup>, 孙鹏飞<sup>2</sup>

(1. 空军工程大学航空工程学院, 西安, 710038; 2. 95841 部队, 甘肃酒泉, 735000)

**摘要** 飞机动态雷达散射截面(RCS)的分析能够为飞机隐身设计和测试评估提供重要理论支撑。针对现有动态 RCS 计算方法只能适用于有限角域的不足,对飞机本体系中雷达方位角的定义进行了修正,扩大了现有方法的适用范围。提出了一种新型的动态 RCS 计算方法,解决了现有方法中雷达视线角与飞机 RCS 值无法建立一一映射关系的问题,使用飞机本体坐标系与雷达照射坐标系的欧拉旋转角表征飞机的动态 RCS 值,相比传统方法具有更高的准确性。最后,仿真验证了当飞机处于机动状态时,新型的动态 RCS 计算方法得出的结果与现有方法相比有显著差异,其有效提高了动态 RCS 计算的准确性。

**关键词** 飞机隐身; 雷达散射截面; 欧拉姿态角; 雷达视线角; 雷达照射坐标系

**DOI** 10.3969/j.issn.2097-1915.2024.01.006

**中图分类号** V24; TP273 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2024)01-0039-08

## Modification and Improvement of Dynamic RCS Calculation Method for Aircraft

XU Wenfeng<sup>1</sup>, LI Yinghui<sup>1</sup>, PEI Binbin<sup>1</sup>, SONG Yanan<sup>2</sup>, SUN Pengfei<sup>2</sup>

(1. Aeronautical Engineering School, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;  
2. Unit 95841, Jiuquan 735000, Gansu, China)

**Abstract** The analysis of aircraft dynamic radar cross section (RCS) is capable of providing an important theoretical support for aircraft stealth design and test evaluation. The shortcomings of current dynamic RCS modeling and simulation are analyzed. Aimed at the problem that the existing dynamic RCS calculation method is simply applied to finite angle domain, the definition of radar azimuth in the aircraft system is modified, and the scope of application of existing methods is expanded. In the existing methods, a one-to-one mapping relationship between the radar line-of-sight angle and the aircraft RCS value cannot be established, and a new dynamic RCS calculation method is proposed. This method is to use the dynamic RCS value of the aircraft characterized by the Euler rotation angle in the aircraft body coordinate system and in the radar irradiation coordinate system, and has higher accuracy in the comparison with the traditional method. The simulation verifies that when an aircraft is in a maneuvering state, the results of the new dynamic RCS calculation method are significantly different from those of the existing methods, and such method effectively improves the accuracy of the dynamic RCS calculation.

**Key words** radar cross section; aircraft stealth; attitude Euler angle; radar line-of-sight angle; radar irradiation coordinate system

收稿日期: 2023-03-24

基金项目: 国家重点实验室基金(GJZD20021305)

作者简介: 徐文丰(1996-),男,山东潍坊人,博士生,研究方向为飞机建模与仿真、飞行控制、飞机电磁隐身。E-mail: xwfd96@163.com

**引用格式:** 徐文丰,李颖晖,裴彬彬,等. 飞机动态 RCS 计算方法的修正与改进[J]. 空军工程大学学报, 2024, 25(1): 39-46. XU Wenfeng, LI Yinghui, PEI Binbin et al. Modification and Improvement of Dynamic RCS Calculation Method for Aircraft[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2024, 25(1): 39-46.

雷达散射截面(radar cross section,RCS)是表征目标在雷达波照射下所产生的回波强度的物理量,是飞机隐身技术中最基本和关键的指标之一<sup>[1]</sup>。因此,对 RCS 的计算和测量具有十分重要的意义。按照测算目标的状态分类,针对 RCS 的研究可分为动态<sup>[2-5]</sup>和静态<sup>[6-7]</sup>2 类。关于动态 RCS 的研究由于考虑了目标机动、紊流、天气等实际因素对静态 RCS 进行修正补充,有更高的工程价值。按照测算的方法分类,获取 RCS 的方法可分为包含微波暗室法<sup>[8]</sup>,标准外场测量<sup>[9]</sup>等方法的实验测量法和计算仿真法<sup>[10-12]</sup>。实验测量法是获取目标 RCS 的主要方式,但其通常需要耗费大量人力、物力和时间,实验不能大量开展;计算仿真法则作为实验测量法的补充和先验知识,具有成本低、效率高优势。

目前,现有大多数研究成果针对位置和姿态发生变化的飞机动态 RCS 仿真计算方法是:首先建立目标 RCS 关于雷达俯仰角和方位角的二维数据表格或统计模型,然后通过坐标变换,得到雷达在飞机本体系下的坐标,进而得到雷达在飞机本体系下的俯仰角和方位角,最后根据飞机本体系中的俯仰角和方位角计算当前姿态和位置下的飞机动态 RCS 值。这种方法简单易实施,基本能够适应大多数情形下的飞行。近年来,国内外学者们对动态 RCS 的研究也基本在该方法的框架内开展,例如,文献[13]中建立了无人机关于俯仰角和方位角的二维表格,通过查表法获得不同姿态下的飞机 RCS 值,并基于稀疏 A\* 算法提出一种隐身突防航迹规划方法。文献[14]对飞机动态 RCS 的统计模型展开研究,针对经典模型描述复杂航迹情况下的隐身飞机动态雷达散射截面统计分布特性精度不足的问题,提出一种精度更高、拟合效果更好的改进混合对数正态分布模型。文献[15]针对现有的典型统计分布模型无法满足双基地雷达隐身飞机动态电磁散射分布特性精度要求的问题,提出一种改进的混合对数正态分布模型。但这些方法无法对不同姿态位置下的 RCS 进行精确表征。文献[16]建立了以对数均值和对数标准差为参数的动态 RCS 统计模型,并基于动态 RCS 统计模型研究了飞机动态 RCS 峰值对雷达探测概率的影响,但其只考虑了雷达方位角,未考虑飞机的俯仰和滚转。文献[17~18]中给出了一种使用飞机滚转角、飞机相对于雷达的方位角和俯仰角来共同表征飞机动态 RCS 的方法,相对于传统方法具有更高的准确性,能够准确计算平飞条件下的飞机动态 RCS,但其假定飞机轨迹在平面内运动,不适用于飞机存在俯仰的情形。

对此,本文提出了一种基于雷达坐标系和飞机

本体系之间的欧拉旋转角的飞机动态 RCS 表征和计算方法。

## 1 现有动态 RCS 方法的修正

### 1.1 现有方法描述

假定飞机在某一时刻下的滚转、俯仰、偏航角分别为  $\phi$ 、 $\theta$ 、 $\psi$ 。飞机在雷达站心坐标系下的坐标为  $[x_p, y_p, z_p]^T$ 。根据坐标系之间的坐标变换规则<sup>[19]</sup>可得,雷达在飞机本体系中的坐标  $[x'_r, y'_r, z'_r]^T$  为:

$$\begin{pmatrix} x'_r \\ y'_r \\ z'_r \end{pmatrix} = \mathbf{T}_{br} = \begin{pmatrix} 0 - x_p \\ 0 - y_p \\ 0 - z_p \end{pmatrix} \quad (1)$$

式中:变换矩阵  $\mathbf{T}_{br}$  为:

$$\mathbf{T}_{br} = \mathbf{T}_{brx} \mathbf{T}_{bry} \mathbf{T}_{brz} \quad (2)$$

式中:

$$\mathbf{T}_{brx} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{T}_{bry} = \begin{bmatrix} \cos\theta & \theta & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{T}_{brz} = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

本文中定义雷达站心坐标系: X 轴指向北, Y 轴指向东, Z 轴指向地。定义飞机本体系: X 轴指向机头方向, Y 轴沿机体轴线指向右, Z 轴垂直于 XOY 平面向下,二者均为右手系。

定义俯仰角  $\theta_r$  与方位角  $\varphi_r$  如图 1 所示,即  $\theta_r$  为本体系原点-雷达连线与本体系 Z 轴的夹角,  $\varphi_r$  为本体系原点-雷达连线在 XOY 平面的投影与本体系 X 轴的夹角。

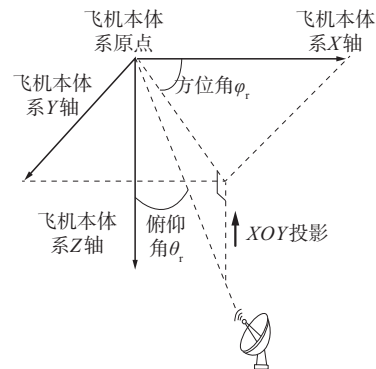


图 1 飞机本体系中的雷达俯仰角与方位角计算俯仰角和方位角:

$$\begin{aligned} \varphi_r &= \arctan \frac{y'_r}{x'_r} \\ \theta_r &= \arccos \frac{z'_r}{\sqrt{x'^2_r + y'^2_r + z'^2_r}} \end{aligned} \quad (3)$$

最后根据预先建立的关于  $\theta_r, \varphi_r$  的二维全空域动态 RCS 数据库插值计算当前姿态和位置下的 RCS 值,也可基于 FEKO<sup>[19]</sup> 等电磁仿真软件对当前  $\theta_r$  和  $\varphi_r$  条件下的 RCS 进行实时交互计算。

1.2 现有方法中的角域受限问题

式(3)中  $\arctan(\cdot)$  函数的值域为  $[-\pi/2, \pi/2]$ , 而方位角需要在  $[-\pi, \pi]$  范围内取值,这显然是不能满足要求的,举例说明,考虑以下 2 种情形:

情形 1:

$$\begin{aligned} [x_{p1}, y_{p1}, z_{p1}]^T &= [100, 100, -100]^T \\ [x'_{p1}, y'_{p1}, z'_{p1}]^T &= [-100, -100, 100]^T \\ [\phi_1, \theta_1, \psi_1]^T &= [0, 0, 0]^T \end{aligned}$$

情形 2:

$$\begin{aligned} [x_{p2}, y_{p2}, z_{p2}]^T &= [-100, -100, -100]^T \\ [x'_{p2}, y'_{p2}, z'_{p2}]^T &= [100, 100, 100]^T \\ [\phi_2, \theta_2, \psi_2]^T &= [0, 0, 0]^T \end{aligned}$$

2 种情形下飞机和雷达的相对位置关系见图 2。

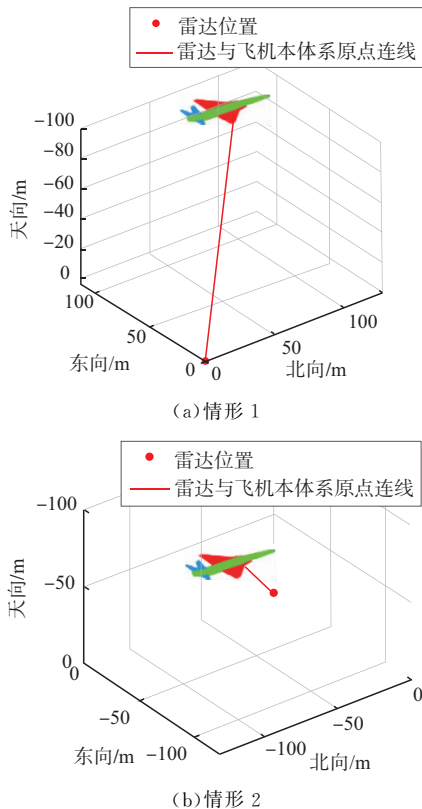


图 2 飞机与雷达相对位置关系

由图 2 可知,2 种情形下的 RCS 值理应不同。然而按式(3)计算得到二者的方位角和俯仰角为  $\varphi_{r1} = \varphi_{r2} = 45^\circ, \theta_{r1} = \theta_{r2} = 45^\circ$ ,故 2 种情形下的 RCS 值相同,这显然是不正确的。这是由于式(3)只能在

一、二、五、六卦限内正确计算雷达与飞机的方位角导致的。

1.3 对雷达方位角的修正

针对本节中指出的传统方法只能在有限角域内正确反映雷达方位角的问题,修正雷达方位角的计算公式如下:

$$\begin{aligned} \varphi_r &= \begin{cases} \arccos \frac{x'_r}{\sqrt{x'^2_r + y'^2_r}}, y'_r \geq 0 \\ \arccos \frac{-x'_r}{\sqrt{x'^2_r + y'^2_r}}, y'_r < 0 \end{cases} \\ \theta_r &= \arccos \frac{z'_r}{\sqrt{x'^2_r + y'^2_r + z'^2_r}} \end{aligned} \quad (4)$$

这样定义的  $\varphi_r$  能够在  $[-\pi, \pi]$  内取值,其正方向与飞机欧拉偏航角  $\psi$  的正方向保持一致,使得基于雷达俯仰角和方位角表征 RCS 的方法能够适用于全卦限范围。

2 对现有方法修正前后的仿真对比

本节中将以图 3 所示的 F-5 飞机模型为例,对修正前后的动态 RCS 计算方法进行基于 FEKO 电磁学仿真的对比验证。

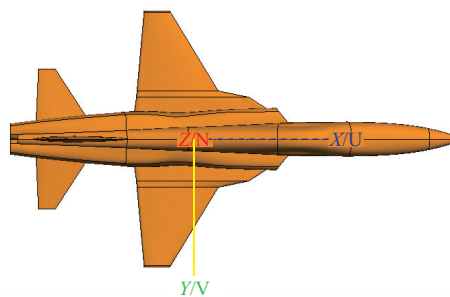


图 3 FEKO 中的 F-5 飞机模型。

选取飞行轨迹从东经  $50^\circ 0' 0''$ , 北纬  $60^\circ 0' 0''$ , 先后经过航路点 1: 东经  $50^\circ 0' 0''$ , 北纬  $60^\circ 12' 0''$ , 航路点 2: 东经  $50^\circ 18' 0''$ , 北纬  $60^\circ 12' 0''$ 。飞机的飞行高度保持为 5 000 m, 雷达的位置位于东经  $50^\circ 6' 0''$ , 北纬  $60^\circ 6' 0''$ , 海拔高度为 0 m。飞行轨迹及雷达的相对位置见图 4, 飞行过程中飞机的速度保持在 200 m/s。飞行过程中飞机的欧拉姿态角见图 5, 雷达在飞机本体系统中的坐标变化情况见图 6。

仿真中使用多层快速多极子算法 (MLFMA)<sup>[20]</sup>, 设置雷达极化方式为水平极化, 水平接收。照射频率为 1 GHz。由式(1)、式(2)、式(4)计算不同姿态角与位置下的  $\theta_r, \varphi_r$ , 在 FEKO 中相应设置雷达相对于飞机的方位仿真得到的飞行动态 RCS 结果见图 7。

假定修正后传统方法的 FEKO 电磁计算的结

果为动态 RCS 的真实值,计算修正前的方法将会带来的相对误差为:

$$\text{相对误差} = \left| \frac{\text{RCS}_{\text{修正前}} - \text{RCS}_{\text{修正后}}}{\text{RCS}_{\text{修正后}}} \right| \times 100\% \quad (5)$$

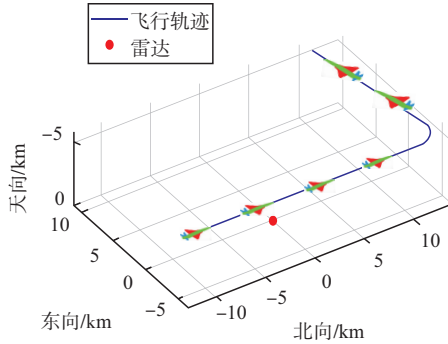


图4 雷达站心坐标系下的飞行轨迹(航路点 1-2)

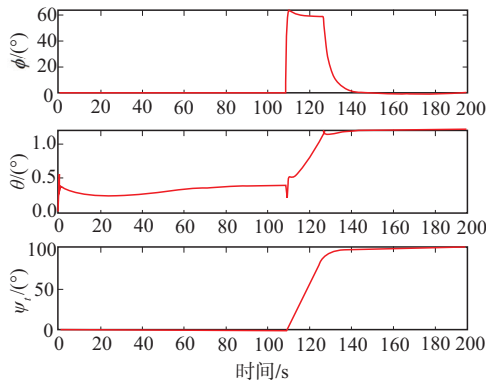


图5 飞机欧拉姿态角(航路点 1-2)

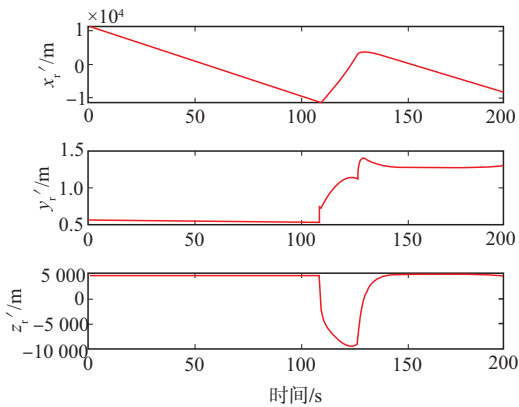


图6 雷达在飞机本体系统中的坐标(航路点 1-2)

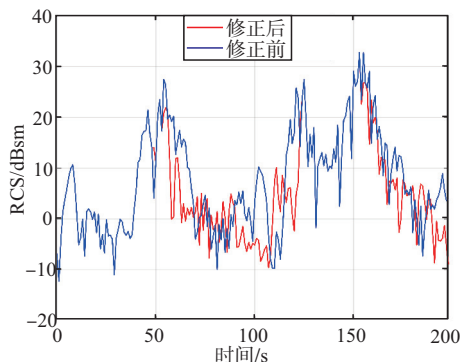


图7 修正前后的动态 RCS 对比

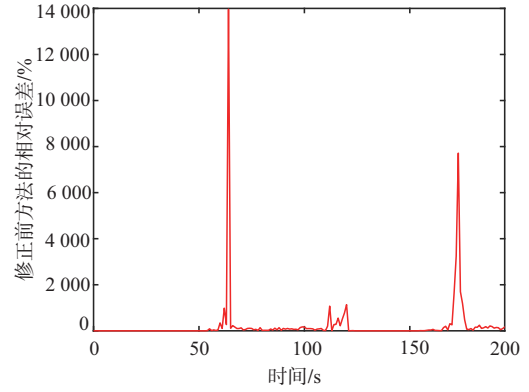


图8 修正前传统方法的 RCS 相对误差

由图 6~8 可见,在 0~53 s 和 124~153 s 时,雷达在飞机本体系统中的坐标位于第一、五卦限,2 种方法的 RCS 值相同,而飞机在其他时间段内处于第三、四、七、八卦限,未经修正的传统 RCS 计算方法由于无法清晰的分辨当前雷达相对于飞机的方位角而造成较大的误差,相对误差最大可达 14 000%。

需要说明的是,这里动态 RCS 仿真计算可能是不够准确的,其准确性程度与在 FEKO 软件中选择的计算方法,以及网格划分的精度紧密相关。但这种不完全准确的方法对说明本文对动态 RCS 方法进行的修正是足够的,因为这种基于飞机姿态信息建立动态 RCS 数据库或统计模型的方法也可用于其他 RCS 仿真算法或飞行试验中。

### 3 现有计算动态 RCS 方法的局限性

尽管在第 2 节中对基于雷达方位角和俯仰角计算动态 RCS 的算法进行了修正,但其仍存在无法精确表征不同姿态下飞机 RCS 的问题,在本节中将对这一问题进行说明。

#### 3.1 物理意义

式(4)中定义的  $\varphi_r$ 、 $\theta_r$ ,描述了在飞机本体坐标系中雷达的视线角,即雷达与本体坐标系原点的连线与本体三轴的位置关系,然而若飞机和雷达的位置确定, $\varphi_r$ 、 $\theta_r$  并不能唯一确定飞机的欧拉姿态角  $\phi$ 、 $\theta$ 、 $\psi$ ,若将飞机以雷达视线轴为轴进行旋转, $\varphi_r$ 、 $\theta_r$  保持不变,即一组雷达视线角  $\varphi_r$ 、 $\theta_r$  有无穷多组欧拉姿态角  $\phi$ 、 $\theta$ 、 $\psi$  与之相对应。虽然在不同的欧拉姿态角下,飞机本体系统中的 X、Y、Z 轴与雷达视线角的相对方位保持不变,但其相对于电磁波中电场矢量和磁场矢量的相对方位发生改变。这无疑改变了飞机的 RCS 值。

显然,将飞机以雷达视线角为轴进行旋转的情形与保持飞机姿态不变、将雷达装置以视线角为轴进行旋转的情形相等价,这相当于改变了雷达的极化方式,根据电磁波散射理论,不同极化方式对同一目标有不同的 RCS 值<sup>[21]</sup>。因此, $\varphi_r$ 、 $\theta_r$  并不能与动

态 RCS 形成一一对应关系。

### 3.2 数学意义

假定飞机在雷达站心系中的位置 $[x_p, y_p, z_p]^T$ 已知,本体系中雷达相对于飞机本体坐标原点的方位角和俯仰角 $\varphi_r, \theta_r$ 已知,求解飞机欧拉姿态角 $\phi, \theta, \psi$ 。

由式(1)~(2)可得:

$$\begin{aligned} x'_r &= -(\cos\theta\cos\varphi x_p + \cos\theta\sin\varphi y_p - \sin\theta z_p) \\ y'_r &= -[(\sin\phi\sin\theta\cos\varphi - \cos\phi\sin\varphi)x_p + \\ & (\sin\phi\sin\theta\sin\varphi + \cos\phi\cos\varphi)y_p + \sin\phi\cos\theta z_p] \\ z'_r &= -[(\cos\phi\sin\theta\cos\varphi + \sin\phi\sin\varphi)x_p + \\ & (\cos\phi\sin\theta\sin\varphi - \sin\phi\cos\varphi)y_p + \cos\phi\cos\theta z_p] \end{aligned}$$

将 $x'_r, y'_r, z'_r$ 带入式(4),得到关于 $\phi, \theta, \psi$ 变量的 2 个等式方程,显然,有无穷多组 $\phi, \theta, \psi$ 与同一组 $\varphi_r, \theta_r$ 相对应。

### 3.3 仿真试验

假定飞机在雷达站心系中的位置 $[x_p, y_p, z_p]^T = [-1\ 000, 0, 0]^T$ ,令 $[\phi_3, \theta_3, \psi_3]^T = [0^\circ, 0^\circ, 0^\circ]^T$ , $[\phi_4, \theta_4, \psi_4]^T = [60^\circ, 0^\circ, 0^\circ]^T$

2 种情形下的 $[\varphi_r, \theta_r]^T$ 均为 $[0^\circ, 90^\circ]^T$ 。采用水平极化方式,2 种情形下垂直于雷达视线角的截面示意图见图 9(a~b)。

在 FEKO 中同样设置雷达频率为 1 GHz,使用多层快速多极子算法进行动态 RCS 仿真,得到水平接收回波信号情形下的 2 种姿态的 RCS 值分别为 $-7.036$  dBsm, $-7.395$  dBsm。若将 $[\phi_4, \theta_4, \psi_4]^T$ 姿态下的雷达极化角度旋转 $60^\circ$ ,见图 9(c)。

仿真计算得该情形下的 RCS 为 $-7.036$  dBsm,与 $[\phi_3, \theta_3, \psi_3]^T$ 在水平极化下对应的 RCS 相同。显然,飞机姿态绕雷达视线角旋转等价于电磁波极化方向的旋转,不同旋转角下的飞机有不同 RCS 值。

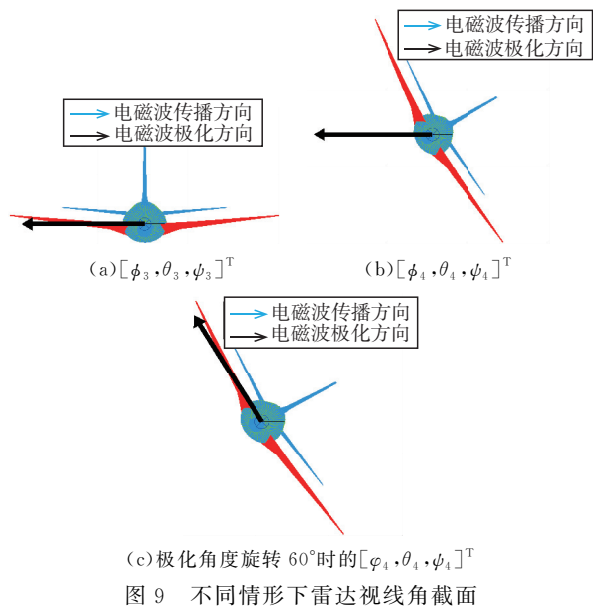


图 9 不同情形下雷达视线角截面

## 4 改进的 RCS 计算方法

在本节中将给出一种计算动态 RCS 的新方法。首先定义雷达站心系中的飞机方位俯仰角 $\theta'_r$ 和方位偏航角 $\varphi'_r$ 见图 10。

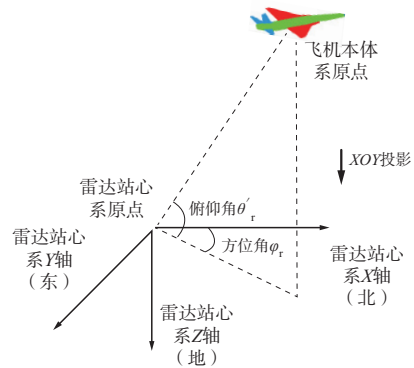


图 10 雷达站心系中的飞机俯仰角与方位角

俯仰角 $\theta'_r$ 为雷达站心系原点与飞机本体系原点的连线与雷达站心系 XOY 平面的夹角,方位角 $\varphi'_r$ 为雷达站心系原点与飞机本体系原点的连线在 XOY 平面的投影与站心系 X 轴的夹角。

其数学表达式如下:

$$\varphi'_r = \begin{cases} \arccos \frac{x_p}{\sqrt{x_p^2 + y_p^2}}, y_p \geq 0 \\ \arccos \frac{-x_p}{\sqrt{x_p^2 + y_p^2}}, y_p < 0 \end{cases} \quad (6)$$

$$\theta'_r = \arcsin \frac{z_p}{\sqrt{x_p^2 + y_p^2 + z_p^2}}$$

定义雷达照射坐标系 $F_s$ ,其由雷达站心系 $F_r$ 沿自身 Z 轴右手旋转 $\varphi'_r$ ,再沿旋转过后所得的 Y 轴右手旋转 $\theta'_r$ 得到。其 X 轴指向雷达和飞机本体坐标原点的连线。飞机的动态 RCS 值可由雷达照射坐标系与飞机本体坐标系之间的欧拉旋转角 $[\phi_x, \theta_x, \psi_x]^T$ 定义,其完整描述了飞机本体与雷达照射坐标系之间的旋转变换关系。在远场条件下, $[\phi_x, \theta_x, \psi_x]^T$ 与飞机 RCS 之间存在一一对应关系。因此,不妨采用 $[\phi_x, \theta_x, \psi_x]^T$ 代替 $[\phi_r, \theta_r]^T$ 表征飞机动态 RCS 值。一种可行的思路是建立飞机 RCS 值关于 $[\phi_x, \theta_x, \psi_x]^T$ 的三维数据表格,并通过插值对飞机动态 RCS 进行插值计算;也可以针对单组航路位置和姿态数据的实时 $[\phi_x, \theta_x, \psi_x]^T$ 数据进行在线仿真计算。

雷达照射系、雷达站心系、飞机本体系三者的旋转关系如图 11 所示。

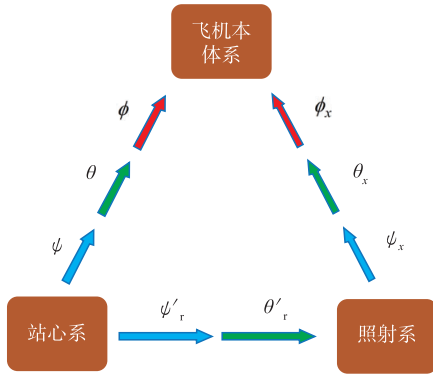


图 11 坐标系之间的转换关系

图 11 中的箭头指向代表通过坐标系旋转进行的坐标系变换,其中红色,绿色,蓝色的箭头分别表示将坐标系绕其自身的  $X, Y, Z$  轴进行右手旋转,旋转的次序由箭头的次序确定,旋转的角度由箭头上标定的角度确定。雷达站心系  $F_r$  中的坐标转换至飞机本体系  $F_b$  的转换矩阵  $\mathbf{T}_{br}$  已在式(2)中给出,雷达照射系  $F_s$  中的坐标转换至飞机本体系  $F_b$  的转换矩阵为:

$$\mathbf{T}_{bs} = \mathbf{T}_{bsx} \mathbf{T}_{bsy} \mathbf{T}_{bsz} \quad (7)$$

式中:

$$\mathbf{T}_{bsx} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi_x & \sin\phi_x \\ 0 & -\sin\phi_x & \cos\phi_x \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{T}_{bsy} = \begin{bmatrix} \cos\theta_x & \theta & -\sin\theta_x \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta_x & 0 & \cos\theta_x \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{T}_{bsz} = \begin{bmatrix} \cos\psi_x & \sin\psi_x & 0 \\ -\sin\psi_x & \cos\psi_x & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

雷达照射系中  $F_s$  的坐标转换至雷达站心系  $F_r$  的转换矩阵为:

$$\mathbf{T}_{rs} = \mathbf{T}_{rsx} \mathbf{T}_{rsy} \quad (8)$$

式中:

$$\mathbf{T}_{rsz} = \begin{bmatrix} \cos\psi'_r & -\sin\psi'_r & 0 \\ -\sin\psi'_r & \cos\psi'_r & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{T}_{rsy} = \begin{bmatrix} \cos\theta'_r & 0 & \sin\theta'_r \\ 0 & 0 & 1 \\ -\sin\theta'_r & 0 & \cos\theta'_r \end{bmatrix}$$

显然有:

$$\mathbf{T}_{bs} = \mathbf{T}_{br} \mathbf{T}_{rs} \quad (9)$$

式中:若飞机欧拉姿态角  $\phi, \theta, \psi$  和方位角  $\theta'_r, \psi'_r$  已知,可通过数值法解方程求得修正后的欧拉角  $\phi_x, \theta_x, \psi_x$ 。可将这一计算过程理解为将不同  $[\psi'_r, \theta'_r]^T$  下的飞机欧拉姿态角  $[\phi, \theta, \psi]^T$  换算至方位角为  $[\psi'_r, \theta'_r]^T$  下的修正欧拉姿态角  $[\phi_x, \theta_x, \psi_x]^T$ 。

值得注意的是,若  $\theta = 0$ ,则  $\phi_x = \phi, \theta_x = \theta'_r, \psi_x =$

$= \phi - \psi'_r$ 。该结论退化为文献[17~18]中的方法。

综上,给出单组航路飞行数据的动态 RCS 在线仿真计算流程见图 12 所示。

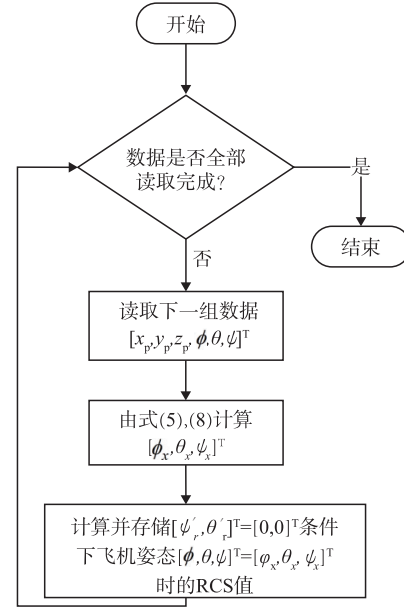


图 12 单组航路飞行数据的动态 RCS 在线仿真计算流程

## 5 新的 RCS 计算方法与传统方法的仿真对比

本节中将通过仿真实例对比第 2 节中的传统基于飞机本体系雷达视线角计算动态 RCS 的方法和第 4 节中提出的基于欧拉角旋转角  $[\phi_x, \theta_x, \psi_x]^T$  计算动态 RCS 的方法。同样使用图 4 中给出的 F-5 飞机模型,极化方式选择水平极化、水平接收,雷达频率设置为 1 GHz,解算方法选择精度更高的多层快速多极子算法<sup>[22]</sup>。

设置飞行轨迹为从东经  $50^\circ 0' 0''$ ,北纬  $60^\circ 0' 0''$ ,高度 5 km 出发,先后经过航路点 1:东经  $50^\circ 0' 0''$ ,北纬  $60^\circ 6' 0''$ ,高度 7 km,航路点 2:东经  $50^\circ 0' 0''$ ,北纬  $60^\circ 12' 0''$ ,高度 4 km,航路点 3:东经  $50^\circ 18' 0''$ ,北纬  $60^\circ 12' 0''$ ,高度 4 km。雷达位于东经  $50^\circ 6' 0''$ ,北纬  $60^\circ 6' 0''$ ,海拔高度 0 m。速度保持为 200 m/s。仿真过程中飞机与雷达的位置及其欧拉姿态角随时间的变化见图 13~14。

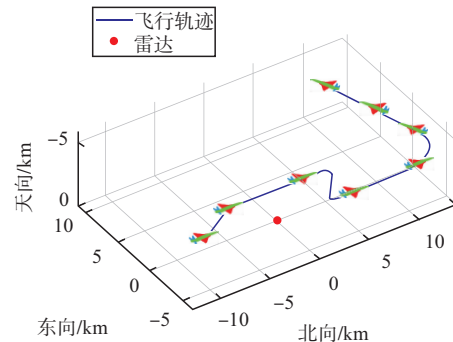


图 13 雷达站心坐标系下的飞行轨迹(航路点 3-5)

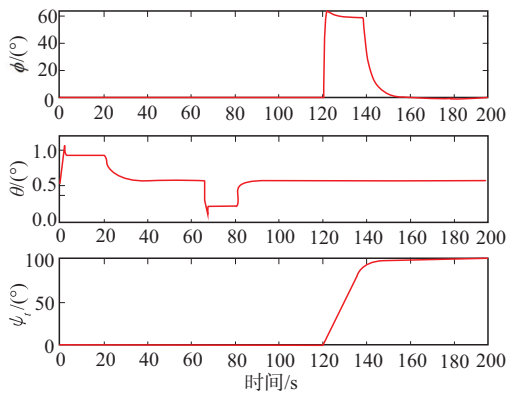


图14 飞机欧拉姿态角(航路点3-5)

根据每一时刻的  $\phi, \theta, \psi, \theta'_r, \psi'_r$  计算得到  $\phi_x, \theta_x, \psi_x$ , 使用 MATLAB 与 FEKO 联合仿真的方式通过编辑和运行 FEKO 中的 pre 文件, 通过 TG 旋转指令改变雷达处于飞机水平正后方(雷达方位角  $[\psi'_r, \theta'_r]^T = [0, 0]^T$  时的飞机姿态, 然后使用“run-feko”指令进行仿真计算。假定按新的 RCS 计算方法在 FEKO 中进行计算的结果为 RCS 真实值, 计算传统方法的误差:

$$\text{相对误差} = \left| \frac{\text{RCS}_{\text{新方法}} - \text{RCS}_{\text{传统方法}}}{\text{RCS}_{\text{新方法}}} \right| \times 100\% \quad (10)$$

2 种方法的动态 RCS 对比, 以及按式(10)计算所得的传统动态 RCS 计算方法产生的误差分别在图 15~16 中给出。

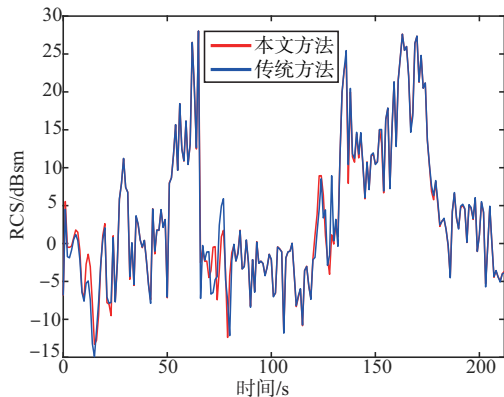


图15 传统方法与本文中方法的对比

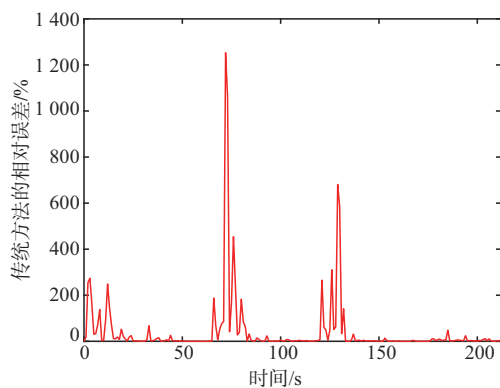


图16 传统方法的 RCS 相对误差

可见, 当飞机处于平飞阶段时, 2 种方法得到的结果差距较小, 而在  $0 \sim 20 \text{ s}, 60 \sim 80 \text{ s}, 120 \sim 160 \text{ s}$

时间段时, 飞机姿态角较大, 传统的方法会产生一定的误差。在本例中, 相对误差的峰值达到  $1300\%$ 。这说明本文中所提出的动态 RCS 计算的新方法能够在飞机处于机动阶段时大幅度提高动态 RCS 的准确性。

## 6 结论

1) 针对传统的基于飞机本体系内雷达方位角和俯仰角计算动态 RCS 方法只能在有限角域内有效的问题, 本文对方位角进行了重新定义, 使得传统动态 RCS 方法具有更大的适用范围。

2) 指出了修正后的传统动态 RCS 方法仍存在的问题, 即飞机的动态 RCS 值无法与飞机本体系中定义的方位俯仰角  $[\varphi_r, \theta_r]^T$  建立一一映射关系, 不能精确表征不同姿态与方位下的飞机动态 RCS 值。

3) 提出一种新的动态 RCS 计算方法, 定义了雷达照射坐标系, 并根据雷达照射坐标系与飞机本体系之间的欧拉旋转角  $[\phi_x, \theta_x, \psi_x]^T$  表征飞机的动态 RCS 值。给出了根据飞机的欧拉姿态角  $[\phi, \theta, \psi]^T$  与雷达站心系中的方位俯仰角  $[\psi_r, \theta_r]^T$  计算  $[\phi_x, \theta_x, \psi_x]^T$  的方法, 可按此方法计算不同姿态和位置信息下的  $[\phi_x, \theta_x, \psi_x]^T$ , 进而通过插值或在线计算的方法获取当前姿态和位置下的飞机 RCS。

## 参考文献

- [1] 黄培康. 雷达目标特征信号 [M]. 北京: 电子工业出版社, 1993.
- [2] 齐玉涛, 张馨元, 林刚, 等. 飞机目标动态 RCS 仿真技术研究 [J]. 电波科学学报, 2019, 34(1): 97-103.
- [3] 温包谦, 王涛, 成坤, 等. 典型空中目标动态 RCS 特性仿真研究 [J]. 弹箭与制导学报, 2020, 40(2): 5-9.
- [4] 张文远, 徐浩军, 陈增辉, 等. 基于动态 RCS 的隐身飞机探测概率研究 [J]. 飞行力学, 2020, 38(1): 61-65.
- [5] 张浙东, 黎鑫, 张金鹏, 等. 基于姿态修正的目标 RCS 动态测量方法 [J]. 系统工程与电子技术, 2019, 41(6): 1242-1248.
- [6] 陈世春, 黄沛霖, 姬金祖. 从探测概率的角度评价飞机的隐身性能 [J]. 航空学报, 2015, 34(4): 1150-1161.
- [7] 陈世春, 黄沛霖, 姬金祖. 典型隐身飞机的 RCS 起伏统计特性 [J]. 航空学报, 2014, 35(12): 3304-3314.
- [8] FORD K L, BENNETT J C, HOLTBY D G. Use of a Plane-Wave Synthesis Technique to Obtain Target RCS From Near-Field Measurements, With Selective Feature Extraction Capability [J]. IEEE Transactions

- on Antennas and Propagation, 2013, 61(4): 2051-2057.
- [9] RODRIGUEZ V. Basic Rules for Indoor Anechoic Chamber Design Measurements Corner [J]. IEEE Antennas & Propagation Magazine, 2016, 58(6): 82-93.
- [10] NOTH K, LUKE D. Modeling and Simulation of Ground Based Radar Surveillance Solutions for Unmanned Aircraft System Sense and Avoid[C]//AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Portland:AIAA, 2011: 63-75.
- [11] SCHALKWYK R F V, SMIT J C. Dynamic Radar Cross Section Measurements of a Full-Scale Aircraft for RCS Modelling Validation[C]//International Conference on Radar Systems, 2017: 1-6. DOI:10.1049/cp.2017.0429.
- [12] PERSSON B, NORSELL M. On Modeling ReS of Aircraft for Flight Simulation [J]. IEEE Antennas and Propagation Magazine, 2014, 56(4): 34-43.
- [13] 蔡超,葛超,武振波,等.基于动态 RCS 的无人飞行器隐身突防航迹规划[J].华中科技大学学报(自然科学版),2022,50(11):72-78.
- [14] 马前阔,张小宽,宗彬锋,等.基于改进混合对数正态分布模型的隐身飞机动态 RCS 统计特性分析[J].系统工程与电子技术,2022,44(1):34-39.
- [15] 马前阔,张小宽,宗彬锋,等.双基地雷达隐身飞机动态电磁散射特性[J].探测与控制学报,2022,44(6): 70-75.
- [16] LU X Q, HUANG J, WU Y C, et al. Influence of Stealth Aircraft Dynamic RCS Peak on Radar Detection Probability [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2023, 36(3): 137-145.
- [17] KABAMBA P T, MEERKOV S M, ZEITZ F H. Optimal Path Planning for Unmanned Combat Aerial Vehicles to Defeat Radar Tracking [J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2006, 29(2): 279-288.
- [18] CHEN S F, LIU H F, CHEN J, et al. Penetration Trajectory Planning Based on Radar Tracking Features for UAV [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2013, 85(1): 62-71.
- [19] STEVENS B L, LEWIS F L. Aircraft Control and Simulation [M]. New York: Wiley Press, 2003.
- [20] SONG J M, CHEW W C. Multilevel Fast-Multipole Algorithm for Solving Combined Field Integral-Equations of Electromagnetic Scattering [J]. Microwave and Optical Technology Letters, 1995, 10(1): 14-19.
- [21] 廖先华.多基地极化雷达目标极化信息提取技术研究[D].兰州:兰州大学,2012.

(编辑:徐敏)

## 《中文核心期刊要目总览》2023 年版入编通知

2023 年 12 月 26 日,北京大学图书馆发布通知,《空军工程大学学报》入编《中文核心期刊要目总览》2023 年版(即第 10 版)“综合性理工农医”类核心期刊。

大学学报自 2004 年首次入选中文核心期刊以来,至今已持续 20 年保持核心期刊地位不动摇。近年来,学报紧跟时代步伐,直面问题挑战,在选题策划、出版管理、队伍建设等方面不断开拓创新,取得了显著军事效益和社会效益,得到了广大读者的广泛认可和高度评价。

能够持续入编中文核心期刊,既是荣誉,更是责任。面对当今科技发展一日千里、国家和军队改革不断深入、大学争创一流进入关键的时期,学报将不断强化危机意识、创新意识、合作意识,通过更好发挥编委作用、积极探索出版新模式、加大对外交流力度,不断提高学报传播力和影响力,为大学建设发展作出新的贡献。

