

基于计算电磁学方法的旋翼雷达 散射截面特性

蒋相闻, 招启军

(南京航空航天大学 航空宇航学院

直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 以 Maxwell 方程组为主控方程, 时间离散采用 4 步 Runge-Kutta 法, 空间离散使用 MUSCL (monotonic upstream-centered scheme for conversation laws) 格式与 Steger-Warming 通量分裂结合的方法, 建立了一套基于时域有限体积分法的旋翼 RCS (雷达散射截面) 特性数值计算方法. 采用代数方法生成围绕旋翼的 O 型贴体、正交网格. 在验证方法有效性基础上, 着重分析了旋翼平面和翼型 RCS 极化、入射角、电尺寸等影响特性, 并给出了翼型几何特点对 RCS 的影响规律; 然后运用线性加权法和法进行了旋翼翼型隐身性能的综合筛选. 研究表明: 旋翼 RCS 动态包络线是一个强散射水平的连续振荡区域; 选取 3 片桨叶旋翼的最大雷达探测距离为 2 片桨叶的 82.2%, 且有利于控制旋翼的散射最大峰值. 同时, HH02 旋翼翼型在 4 个重要的散射角域, 最大探测距离分别为 NACA0012 翼型的 105.1%, 99.4%, 86.6% 和 83.5%, 表明综合雷达隐身性能最好.

关 键 词: 武装直升机; 旋翼; 雷达散射截面; 计算电磁学; 翼型

中图分类号: V218

文献标志码: A

Radar cross section characteristics of rotor based on computational electromagnetics method

JIANG Xiang-wen, ZHAO Qi-jun

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: By taking Maxwell's equations as the governing equations, and employing four-stage Runge-Kutta method for the temporal discretization and Steger-Warming flux splitting scheme for the spatial discretization, the MUSCL (monotonic upstream-centered scheme for conversation laws) scheme was used to calculate the flux, and a numerical methodology for simulating the RCS (radar cross section) of rotor based on finite volume time domain method was developed. The O-type body fitted and orthogonal grid around rotor was generated using algebraic method. It has been demonstrated that the method is effective to simulate the RCS of the rotor. Firstly, calculations on RCS of rotor and airfoils about the polarization, angle of incidence and size have been conducted emphatically. Secondly, the influences of RCS on geometries of rotor airfoil have been investigated. Finally, the stealth of rotor airfoil has been obtained through linear weighted sum method. The results show that the RCS envelop of the rotor is represented by a continuous and oscillating area of strong scattering. The maximum radar detection range of the three blades rotor is 82.2% of the two

收稿日期: 2013-04-28

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程

作者简介: 蒋相闻(1982—), 男, 安徽明光人, 博士生, 主要从事计算电磁学、直升机隐身设计和直升机计算流体力学研究.

通讯作者: 招启军(1977—), 男, 江苏金湖人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事直升机计算流体力学、直升机空气动力学、隐身设计 & 流动控制等方面的研究. E-mail: zhaqijun@nuaa.edu.cn

blades rotor, helpful to control the maximum scattering peak. In four important scattering angle domains, the maximum radar detection ranges of HH02 rotor airfoil are 105.1%, 99.4%, 86.6% and 83.5% of NACA0012 airfoil, respectively, and the radar stealth performance of HH02 rotor airfoil is the best.

Key words: armed helicopter; rotor; RCS (radar cross section); computational electromagnetic; airfoil

近年来随着高技术战争对武装直升机生存和突防能力要求的不断提高,旋翼雷达隐身性能也越来越成为先进武装直升机一项重要的设计指标.旋翼不仅直接影响直升机的气动性能、操纵品质、噪声和振动等特性,也是减缩武装直升机 RCS 的关键之一^[1],因此开展旋翼的雷达散射特性研究有着重要的实际价值.

雷达散射特性计算方法分为频域和时域方法.频域方法包括矩量法、高频法等.矩量法因基函数选择困难和计算代价巨大而受到限制;高频法不能很好预估翼型表面绕射和拐点、尖顶等不连续电磁流,存在一定的计算误差,计算翼型 RCS 特性精度不高.相比频域方法,时域方法可以直接求解 Maxwell 方程组,在模拟电磁波传播过程中可以给出直观的时域信息,并且可以精确反映目标的雷达散射特性的细节.这对存在边缘和尖顶绕射的翼型散射电磁问题有很好的模拟精度,是一种很有前途的 RCS 特性计算方法.

分析看出电磁学 Maxwell 方程和流体力学 Euler 方程同属于双曲型偏微分方程组,一种借鉴 CFD 技术的计算电磁学方法逐渐被推广到求解电磁散射问题中.20 世纪 80 年代末,美国的 Shankar 小组^[2]最先运用基于结构网格格心型 Lax-Wendroff 算法和非结构网格间断 Galerkin 算法的时域有限体积 (finite volume time domain, FVTD) 方法计算电磁散射问题.美国空军 Wright 实验室的 Shang 小组^[3]引入高精度 Steger-Warming 矢通量分裂格式结合 Runge-Kutta 时间积分格式,发展了能够处理复杂外形电磁散射问题的 COBRA 软件^[4].近年来随着 CFD 的数值方法、网格技术和图形显示技术的不断成熟,国外在 FVTD 方法的精度、网格、有耗涂层介质、复杂目标等领域^[5-7]都取得了较明显进展,并在无人机^[8]、导弹^[9]和机翼^[10]等实际的散射问题中得到了初步的应用.国内对 FVTD 方法的研究较少,起步较晚.许勇等^[11]研究了 FVTD 方法的建立和二维导体圆柱、NACA0012 翼型及球等简单目

标 RCS 特性的计算;薛晓春等^[12]应用二维时域有限差分法计算了不同形状机翼平面的双站 RCS.估计因为保密原因,至目前国外关于直升机旋翼散射特性系统分析的相关报告并不多见,然而在强大的雷达网探测环境(包括极化、入射角、频段变化等)中,直升机旋翼一直处于高速旋转状态,电磁散射特性更加复杂,因此通过先期开展旋翼平面形状和翼型多元响应特性的分析,提取旋翼强散射分布和选择低 RCS 特征旋翼翼型,有利于增强武装直升机旋翼系统隐身设计的可行性.

鉴于此,本文以守恒型 Maxwell 方程组为主控方程,尝试将 CFD 中成熟的方法拓展到计算电磁学领域,建立一套基于 FVTD 方法的旋翼 RCS 数值计算方法.着重分析旋翼平面和翼型的 RCS 极化、入射角、电尺寸、桨叶片数和动态响应特性;研究对称和非对称旋翼翼型几何特征对 RCS 的影响规律;进一步通过线性加权和法分析翼型综合隐身性能,筛选获得满足目标函数要求的旋翼翼型.

1 计算方法

1.1 控制方程

自由空间中,电磁场 Maxwell 方程组为

$$\begin{cases} \frac{\partial \mathbf{B}}{\partial t} + \nabla \times \mathbf{E} = 0 \\ \frac{\partial \mathbf{D}}{\partial t} - \nabla \times \mathbf{H} = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中 $\mathbf{B}$ 为磁感应强度, $\mathbf{D}$ 为电位移, $\mathbf{E}$ 为电场强度, $\mathbf{H}$ 为磁场强度,满足 $\mathbf{B} = \mu \mathbf{H}$, $\mathbf{D} = \epsilon \mathbf{E}$, 其中 μ 为磁导率, ϵ 为电导率.对于 TM(transverse magnetic)波,直角坐标系下的通量守恒形式为

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} = 0 \quad (2)$$

TM 波入射时

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} D_z \\ B_x \\ B_y \end{bmatrix} \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} -H_y \\ 0 \\ -E_z \end{bmatrix} \quad \mathbf{G} = \begin{bmatrix} H_x \\ E_z \\ 0 \end{bmatrix}$$

在封闭曲线 Γ 围成区域 ΔS 上,对式(2)积分

$$\iint_{\Delta S} \frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} d\mathbf{s} + \iint_{\Delta S} \left[\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} \right] d\mathbf{s} = 0 \quad (3)$$

1.2 空间离散方法

空间离散采用 Steger-Warming 矢通量分裂与 MUSCL 迎风格式插值相结合的方法. 式(3)可离散为

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} = -\frac{1}{\Delta S} \sum_{k=1}^4 (\mathbf{F} \Delta l_y + \mathbf{G} \Delta l_x) \quad (4)$$

式中 $\mathbf{Q}$ 为单元内的平均值; $\Delta l_x, \Delta l_y$ 分别为积分线 l 处的切向分量.

1.3 时间离散方法

为了保证计算精度,采用 CFD 方法中常用的 4 步 Runge-Kutta 方法对时间导数进行离散

$$\begin{cases} \mathbf{Q}^{(0)} = \mathbf{Q}^n \\ \mathbf{Q}^{(m)} = \mathbf{Q}^{(0)} + \alpha_m \Delta t \mathbf{R}^{(m-1)} \quad (m = 1, \dots, 4) \\ \mathbf{Q}^{n+1} = \mathbf{Q}^4 \\ \alpha_1 = 1/4, \quad \alpha_2 = 1/3, \quad \alpha_3 = 1/2, \quad \alpha_4 = 1 \end{cases} \quad (5)$$

式中 $\mathbf{Q}^n$ 为 $t=n$ 时刻的 $\mathbf{Q}$ 值; $\mathbf{Q}^{n+1}$ 为 $t=n+1$ 时刻的 $\mathbf{Q}$ 值; α 为常数; Δt 为时间步长, 满足 $\Delta t \leq \nu \cdot (\Delta x / \lambda_{\max})$; ν 为 CFL (Courant-Friedrichs-Lewy) 数; Δx 为整个计算域内网格平均大小的最小值.

1.4 边界条件设定

边界条件分为远场和良导体边界条件.

远场边界条件: 本文采用迎风型格式, 可将该处理解为“向解域传播的散射波为零”, 即

$$\mathbf{F} = \mathbf{G} = 0 \quad (6)$$

良导体边界条件: Shang 等给出了如下形式的外插表面边界条件^[13]

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{n}} \times \mathbf{E}^i = 0 \\ \hat{\mathbf{n}} \cdot \mathbf{B}^i = 0 \\ \hat{\mathbf{n}} \cdot \nabla (\hat{\mathbf{n}} \times \mathbf{H}^i) = 0 \\ \hat{\mathbf{n}} \cdot \nabla (\hat{\mathbf{n}} \cdot \mathbf{D}^i) = 0 \end{cases} \quad (7)$$

式中 $\hat{\mathbf{n}}$ 为完全导体表面单位外法向矢量; 上标 i 表示电场和磁场的总场形式.

1.5 RCS 计算

时域电磁场数值解通过傅里叶变换可以得到频域值, 再进行近-远场转换即可求解 RCS, RCS 的 σ 计算公式为

$$\sigma = \lim_{R \rightarrow \infty} 4\pi R^2 \frac{|\mathbf{E}^s|^2}{|\mathbf{E}^i|^2} = \lim_{R \rightarrow \infty} 4\pi R^2 \frac{|\mathbf{H}^s|^2}{|\mathbf{H}^i|^2} \quad (8)$$

以波长 λ 归一化的 RCS 为

$$\sigma' = 10 \lg \left[\frac{\sigma}{\lambda} \right] \quad (9)$$

1.6 网格技术

网格生成是电磁散射截面计算的重要基础, 网格质量对计算结果的精度和收敛性有着直接影响. 本文使用代数方法生成旋翼平面和翼型的 O 型贴体网格, 在物面处网格进行加密且保持良好的正交性. 图 1 为 NACA0012 翼型计算网格, 翼型前缘、上侧、下侧和后缘分别对应 $150^\circ \leq \Psi \leq 210^\circ$, $60^\circ \leq \Psi \leq 120^\circ$, $240^\circ \leq \Psi \leq 300^\circ$ 和 $-30^\circ \leq \Psi \leq 30^\circ$ 四个方位散射角域, 并重点显示翼型前、后缘网格.

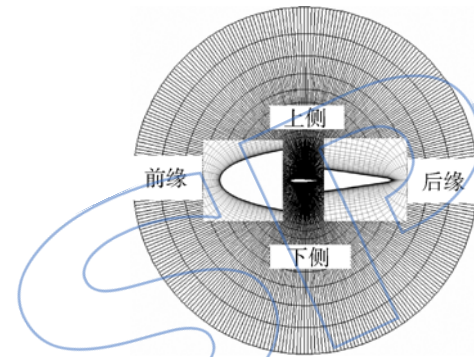


图 1 NACA0012 翼型计算网格

Fig. 1 Computational grids around NACA0012 airfoil

1.7 旋翼雷达散射特性计算流程

综上对 FVTD 方法的基本介绍, 图 2 给出了本文建立的直升机旋翼雷达散射特性求解流程图, 分为前处理、求解器和后处理 3 个模块, 具体步骤为:

1) 前处理模块

① 确定旋翼平面和翼型剖面的几何参数, 采用代数方法生成电磁场空间区域的结构网格; ② 记录计算网格各个节点、面、单元、体积、法向矢量等信息的数据.

2) 求解器模块

① 计算域初始化, 包括原始电磁场分量赋零, 电磁介质参数设定, 入射角给定等; 空间离散采用 3 阶 MUSCL 迎风格式; 根据稳定性理论分析要求 $\nu < 1.745$, 为了兼顾计算精度和效率, 本文取 $\nu = 1.5$; ② 产生入射波 TM/TE (transverse electric) 波, 随着时间推进产生入射波, 形成壁面激励边界条件; ③ 控制方程求解, 采用 4 步 Runge-Kutta 法开始进行时间推进, 然后通过空间离散计算通量矢量, 并调用边界条件迭代求解; ④ 变量更新及结束判断, 通过推进步数和残值的约束, 判定是否结束散射场求解.

3) 后处理模块

①根据求解得到散射电磁场值后,进行时域-频域的傅里叶变换和近-远场转换;②分析双站 RCS 曲线、空间电磁时域分布和电磁场散射云图。

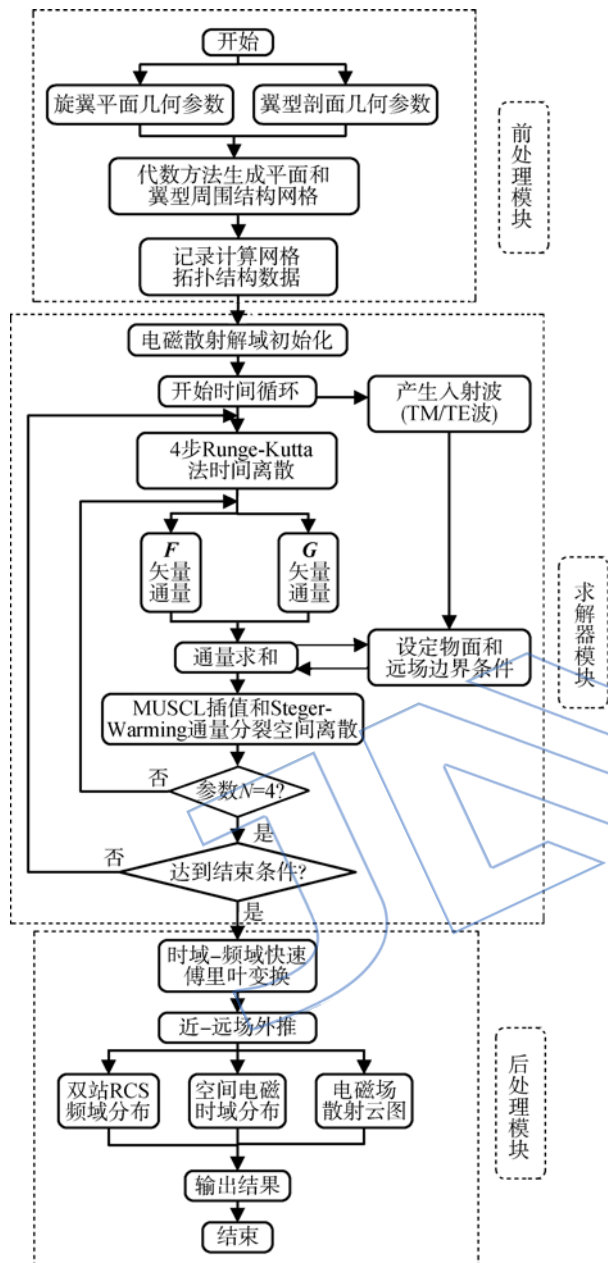


图 2 旋翼雷达散射特性求解流程图

Fig. 2 Flow chart of radar scattering characteristics of rotor

2 算例验证

2.1 无限长导体圆柱算例

无限长导电圆柱电磁散射常被作为二维电磁散射问题的经典算例,因为它有严格解析解^[14],可以用来验证 FVTD 方法的精确性和可靠性。本文选

取不同电尺寸的圆柱进行电磁散射的数值模拟。圆柱半径为 $R_c=0.5\text{ m}$,电尺寸 $k \cdot R_c$ 对应频率如表 1 所示, $k=\frac{2\pi}{\lambda}$,分别符合低频、谐振和高频范围。

表 1 圆柱电尺寸 $k \cdot R_c$ 及其对应频率

Table 1 Cylindrical size $k \cdot R_c$ and the corresponding frequency

	低频	谐振	高频
$k \cdot R_c$	0.1	8	15
频率/GHz	0.009 6	0.763 9	1.432 4

图 3 为 TM/TE 波分别入射圆柱($k \cdot R_c=0.1, 8$ 和 15)时双站 RCS 计算与解析理论值比较,吻合很好,说明本文建立的 FVTD 方法能够有效适用于全频域电磁散射的数值模拟,且具有非常高的计算精度。

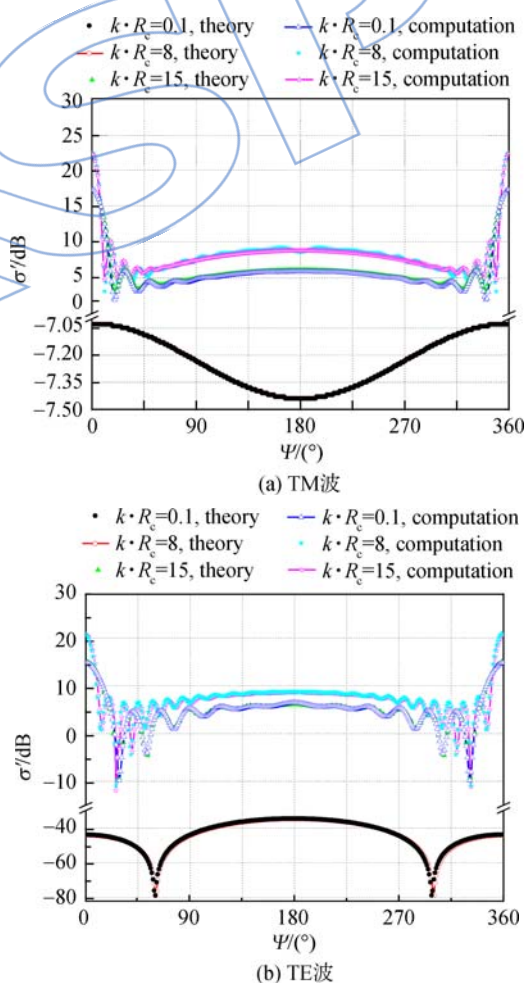


图 3 双站 RCS 计算与解析理论值比较
($k \cdot R_c=0.1, 8$ 和 15)

Fig. 3 Comparisons of bistatic RCS between computation and theory ($k \cdot R_c=0.1, 8$ and 15)

2.2 NACA0012 翼型算例

NACA0012 是直升机早期使用的旋翼翼型,因此选取它作为算例有很大的实际意义. 计算条件:TM/TE 波 90° 垂直入射,翼型弦长为 10λ ,表面使用 400 个网格点,辐射方向取 65 个网格点. 图 4(a) 和图 4(b) 分别为 TM/TE 波入射 NACA0012 翼型时双站 RCS 计算结果和参考值^[15]的比较,吻合良好,表明本文建立的 FVTD 方法可有效地用于旋翼翼型电磁散射特性的分析.

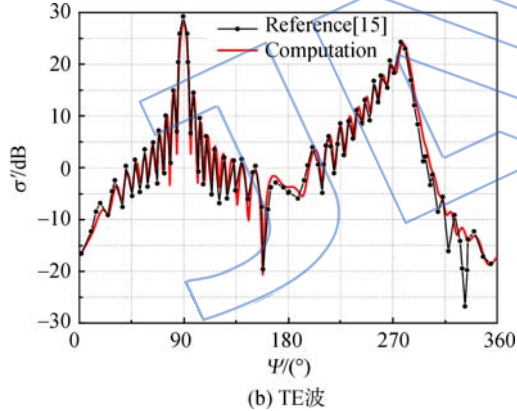
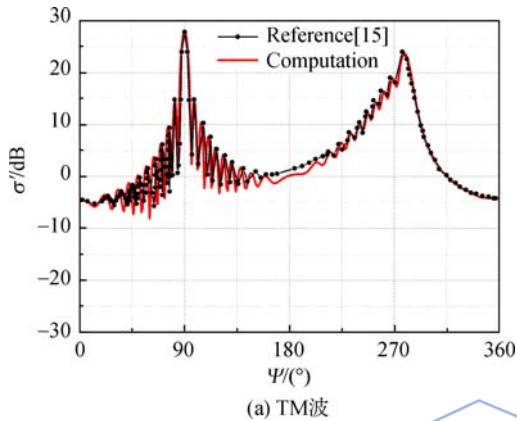


图4 NACA0012 翼型双站 RCS 计算结果与参考值比较
Fig. 4 Comparison of bistatic RCS of NACA0012 airfoil between computation and reference

3 旋翼平面电磁散射特性分析

旋翼平面设计选取桨叶的弦长为 0.6 m,展弦比为 15,桨叶片数分别选取 $M=1, 2$ 和 3.

3.1 RCS 极化响应特性

从图 5 可以看出,入射角 $\Phi=0^\circ$ 不同极化方式下,2 片桨叶的旋翼平面在散射角 Ψ 为 0° 和 180° 时散射最强,幅值比较接近,TE 波比 TM 波散射增强了约 2 dB,两侧 RCS 幅值的波动较剧烈;3 片桨叶的旋翼平面在散射角为 60° 和 300° 时

TE 波比 TM 波散射减缩了约 8 dB,RCS 幅值的波动相对较小,整体分布趋势一致.

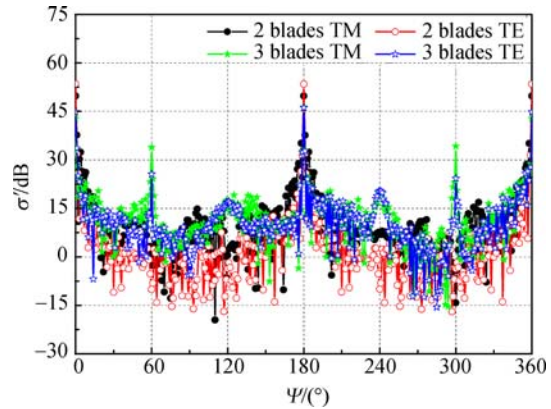


图5 旋翼平面双站 RCS 极化响应
Fig. 5 Responses of bistatic RCS about rotor on polarization

3.2 RCS 入射角响应特性

图 6 给出了在 TM 波从 $0^\circ \sim 360^\circ$ 入射,间距为 30° 时,2 片桨叶的旋翼平面的双站 RCS 入射角响应分布.可见:

1) 在 $0^\circ \leq \Phi \leq 180^\circ$ 入射角域内,RCS 最大幅值出现在散射角 $\Psi = \Phi$ 和 $\Psi = 180^\circ - \Phi$ 时;在 $180^\circ \leq \Phi \leq 360^\circ$ 入射角域内,RCS 最大幅值出现在散射角 $\Psi = \Phi$ 和 $\Psi = 360^\circ - \Phi$ 时;

2) 在 $0^\circ \leq \Psi \leq 180^\circ$ 和 $180^\circ \leq \Psi \leq 360^\circ$ 散射角域内,RCS 最大幅值相对散射角为 90° 和 270° 基本呈现对称分布,最大幅值分别出现在入射角 $\Phi=0^\circ$, $\Phi=180^\circ$ 和 $\Phi=270^\circ$,都达到约 49.8 dB.

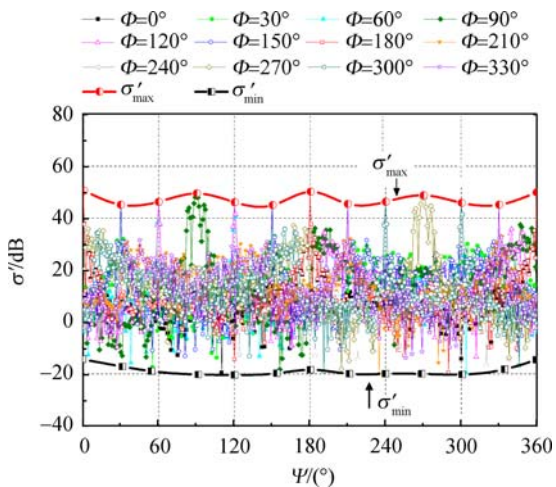


图6 2片桨叶的旋翼平面双站 RCS 入射角响应
Fig. 6 Responses of bistatic RCS about two blades rotor on angles of incidence

3.3 RCS 频率响应特性

图 7 给出了在 TM 波 0° 水平入射时, 频率分别为 0.03, 0.3 GHz 和 3.0 GHz 时, 2 片桨叶旋翼平面的双站 RCS 频率响应分布. 可以看出:

1) 不同频率下, RCS 最大幅值都出现在散射角为 0° 和 180° 附近.

2) 随着频率的增加, RCS 的整体幅值不断增大, 但分布趋势不变; 在低频段 RCS 波动较为平缓, 高频段波动较为剧烈.

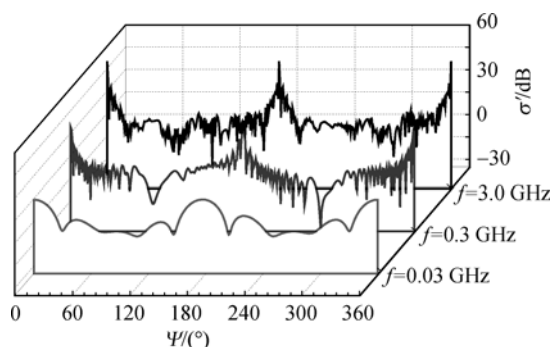


图 7 2 片桨叶旋翼平面双站 RCS 频率响应

Fig. 7 Responses of bistatic RCS about two blades rotor on frequencies

3.4 桨叶片数 RCS 响应特性

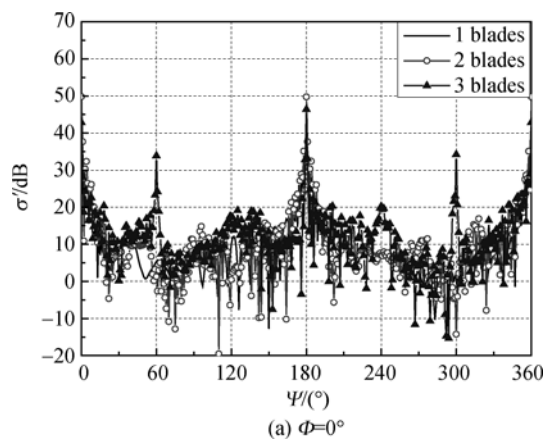
1) 当入射角 $\Phi = 0^\circ$ 时, 如图 8(a) 所示, 1 片、2 片和 3 片桨叶旋翼平面双站 RCS 最大幅值出现在散射角 $\Psi = 0^\circ$ 和 $\Psi = 180^\circ$ 时, 分别达到 41.8, 49.8 dB 和 42.9 dB; 选取 2 片桨叶时, 叶间角为 180° , 前行和后行桨叶的展向平行, 产生较强的散射; 3 片桨叶的叶间角为 120° , 避免了平行桨叶前、后缘强散射的叠加, RCS 减缩了约 6.9 dB, 但在散射角 $\Psi = 60^\circ$ 和 $\Psi = 300^\circ$ 时, 由于其中 1 片桨叶展向垂直于接收雷达天线方向, RCS 达到小峰值, 约为 33.9 dB;

2) 当入射角 $\Phi = 90^\circ$ 时, 如图 8(b) 所示, 1 片、2 片和 3 片桨叶旋翼平面双站 RCS 最大幅值都出现在散射角 $\Psi = 90^\circ$ 时, 分别达到 41.4, 48.8 dB 和 47.2 dB; 3 片桨叶在散射角 $\Psi = 210^\circ$ 和 $\Psi = 330^\circ$ 时, RCS 达到小峰值, 约为 42.2 dB;

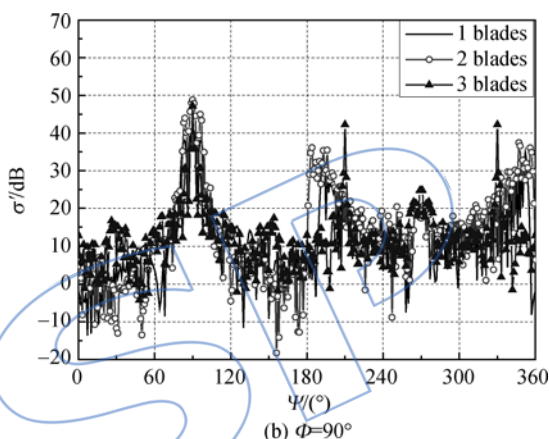
3) 当入射角 $\Phi = 180^\circ$ 时, 如图 8(c) 所示, 1 片、2 片和 3 片桨叶旋翼平面双站 RCS 最大幅值出现在散射角 $\Psi = 0^\circ$ 和 $\Psi = 180^\circ$ 时, 分别达到 41.9, 49.8 dB 和 42.9 dB; 3 片桨叶在散射角 $\Psi = 120^\circ$ 和 $\Psi = 240^\circ$ 时, RCS 达到小峰值, 约为 34.2 dB.

3.5 旋翼平面 RCS 动态响应特性

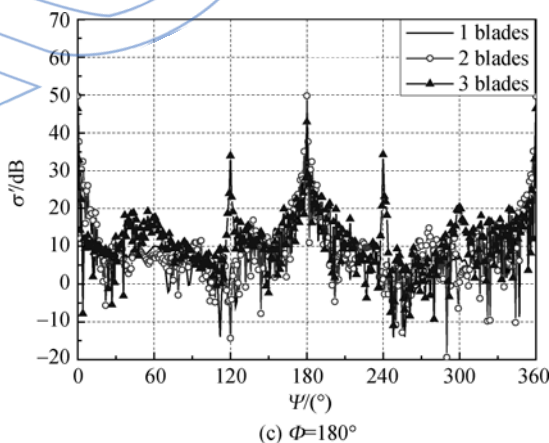
因为在入射平面内电磁波速远远大于旋翼桨



(a) $\Phi = 0^\circ$



(b) $\Phi = 90^\circ$



(c) $\Phi = 180^\circ$

图 8 3 片桨叶旋翼平面双站 RCS 响应

Fig. 8 Responses of bistatic RCS about three blades rotor

尖线速度, 所以可以将旋翼 RCS 动态响应简化分解为一系列过渡的状态进行研究. 本文采用准静态法模拟旋翼平面 RCS 动态特性, 即通过改变入射角角度来等效旋翼旋转过程. 图 6 和图 9 给出了 2 片和 3 片桨叶的旋翼平面双站 RCS 动态响应分布. 可以看出:

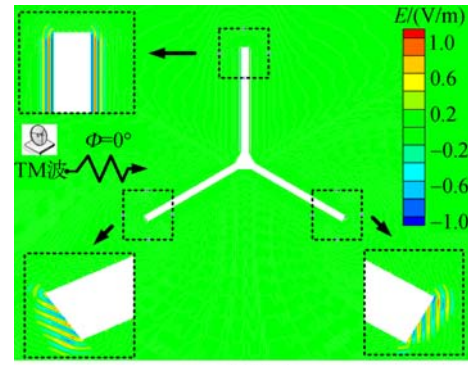
1) 旋翼平面的动态 RCS 分布介于包络线上限 $\sigma'_{\max}$ 和下限 $\sigma'_{\min}$ 这两条起伏曲线之间. 随着入射角的增加, 2 片桨叶旋翼的 RCS 包络线上限 $\sigma'_{\max}$

分布范围为 44.9~49.8 dB, 3 片桨叶旋翼的 RCS 包络线上限 $\sigma'_{\max}$ 分布保持在约 47.2 dB, 包络线下限 $\sigma'_{\min}$ 存在一定的起伏变化。

2) 旋翼转动会引起 $0^\circ \sim 360^\circ$ 全散射角域 RCS 的连续振荡, 跃变幅值范围约为 20.0~49.8 dB, 振荡区的 RCS 最大峰值基本都出现在散射角 $\Psi = \Phi$, $\Psi = 180^\circ - \Phi$ 或 $\Psi = 360^\circ - \Phi$ 时, 峰值都达到或接近 $\sigma'_{\max}$, 可见旋翼 RCS 动态散射水平较强, 在设计中可以采用吸波材料、复合材料或改变桨尖外形等措施来进一步减缩其 RCS。

3) 根据雷达最大探测作用距离方程的公式, 可知探测的最大距离与目标 RCS 的四次方根成正比, 即 $R_{1\max}/R_{2\max} = (\sigma'_{1\max}/\sigma'_{2\max})^{1/4}$, 因此 3 片桨叶旋翼的最大探测距离为 2 片桨叶旋翼的 82.2%。

图 10 给出了当入射角 $\Phi = 0^\circ$ 时, 2 片和 3 片桨叶旋翼平面散射电场强度 (E) 分布云图。由于 2 片桨叶旋翼平面关于雷达波入射方向是对称的,



(b) 3片桨叶

图 10 旋翼平面散射电场强度 E 分布云图

Fig. 10 Contour of scattering electrical field intensity E distribution of rotor

从桨尖散射放大图也可以看出, 电场强度云图分布呈现对称性; 3 片桨叶不对称, 所以电磁空间散射也不具对称性。

4 NACA0012 翼型电磁散射特性分析

4.1 RCS 极化响应特性

从图 4(a) 和图 4(b) 可以看出, 不同极化方式下 NACA0012 翼型在侧向方位角为 90° 和 270° 附近散射较强, 且最大幅值比较接近; 只有在前缘和后缘方位角时, TE 波比 TM 波的 RCS 幅值的波动剧烈, TE 波幅值相对较小, 但整体分布趋势一致。

4.2 RCS 入射角响应特性

图 11 给出了在弦长为 10λ , TM 波从 $0^\circ \sim 180^\circ$ 入射, 间距为 30° 角时, NACA0012 翼型的

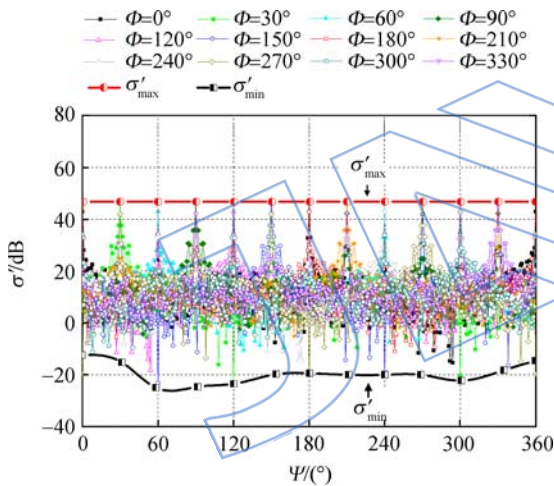
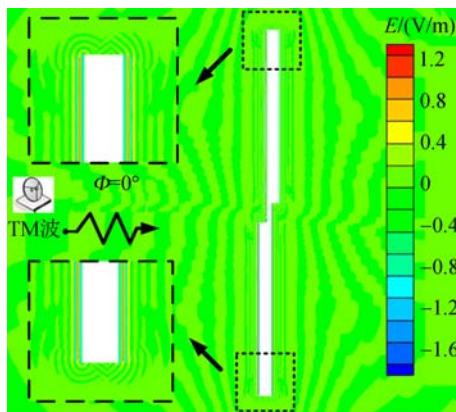


图 9 3 片桨叶的旋翼平面双站 RCS 动态响应

Fig. 9 Dynamic responses of bistatic RCS about three blades rotor



(a) 2片桨叶

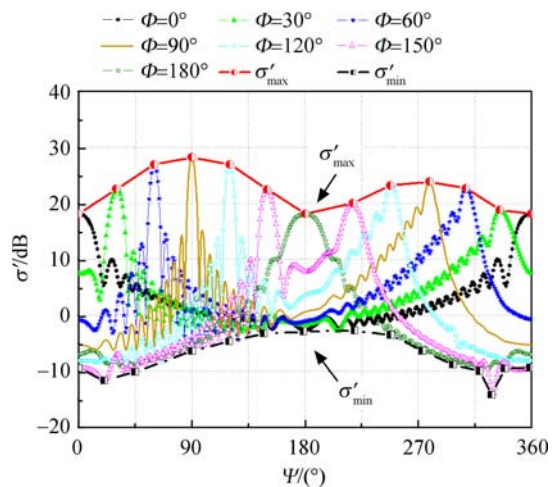


图 11 NACA0012 翼型双站 RCS 入射角响应

Fig. 11 Responses of bistatic RCS about NACA0012 airfoil on angles of incidence

RCS入射角响应分布.可以看出:

1) 不同入射角下,NACA0012翼型的RCS最大值都出现在散射角与入射角相同时.

2) 在 $0^\circ \leq \Psi \leq 180^\circ$ 和 $180^\circ \leq \Psi \leq 360^\circ$ 散射角域内,RCS幅值分别相对方位角 90° 和 270° 基本呈现对称分布,最大幅值分别达到8.2 dB和23.8 dB.

3) RCS包络线上限 $\sigma'_{\max}$ 和下限 $\sigma'_{\min}$ 是两条有规律的起伏曲线,翼型RCS分布介于这两条曲线之间.

4.3 RCS电尺寸响应特性

图12给出了在TM波 90° 垂直入射,翼型电尺寸 L (弦长)从 $0.5\lambda \sim 20\lambda$ 变化时,NACA0012翼型的RCS电尺寸响应分布.可以看出:

1) 不同电尺寸下NACA0012翼型RCS最大值都出现在侧向方位角 90° 和 270° 附近.

2) 随着翼型电尺寸的增加,RCS整体分布趋势不变,具体变化为,当 $0.5\lambda \leq L \leq 10\lambda$ 时, σ'_{90° 和 σ'_{270° 迅速增大,幅值变化比较敏感;当 $10\lambda < L \leq 20\lambda$ 时, σ'_{90° 和 σ'_{270° 增速变缓,但幅值仍呈递增趋势.

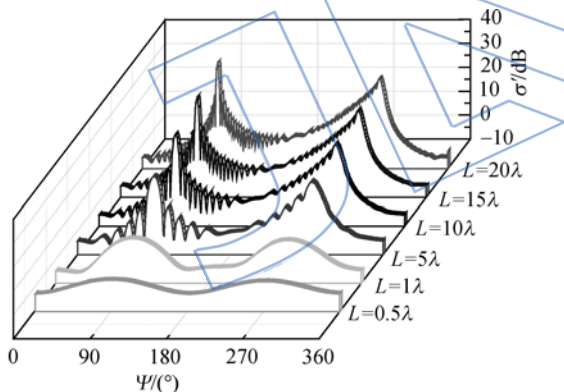


图12 NACA0012翼型双站RCS电尺寸响应

Fig. 12 Responses of bistatic RCS about NACA0012 airfoil on different sizes

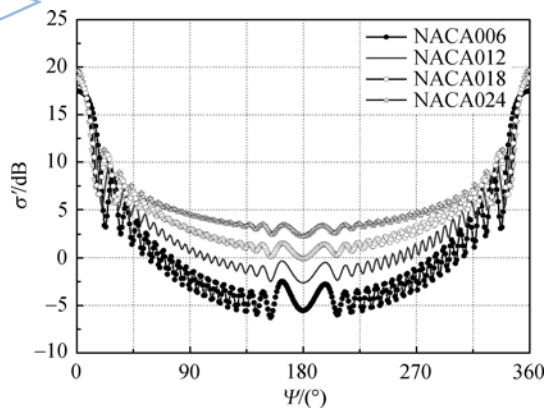
5 旋翼翼型雷达散射特性分析

控制旋翼雷达散射特性的另一个重点是选取低散射性能的翼型.在分析对称和非对称翼型对RCS的影响规律基础上,开展当前主流直升机旋翼翼型(AH-64的HH02翼型、UH-60A的SC1095翼型、法国的ONERA系列翼型、英国的RAE2822翼型和NACA0012翼型)的综合隐身性能研究,然后通过线性加权和法筛选获得满足目标函数要求的旋翼翼型.

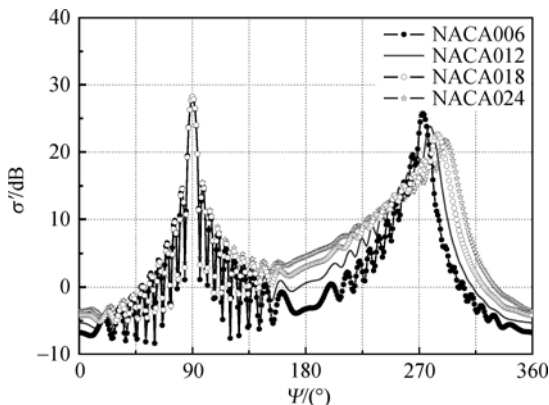
5.1 对称和非对称翼型雷达散射特性

1) 图13(a)、图13(b)和图13(c)给出了美国NACA系列对称翼型双站RCS特性的比较. 0° 和 180° 轴向入射时,随着翼型厚度的增加,翼型后缘散射RCS的峰值变化较小,而翼型前缘和两侧的RCS明显增大,NACA0024翼型前缘的RCS比NACA0006分别高出了约8.0 dB和3.0 dB; 90° 垂直入射时,随着翼型厚度的增加,翼型前缘的RCS也明显增大,但在侧向散射角 $250^\circ \sim 300^\circ$ 的特定范围内,NACA0006翼型的RCS反而比NACA0024翼型高出了约3.0 dB,可见厚度对翼型RCS特性有着非常特殊的影响,也进一步表明选取低散射特性的翼型是一个寻求折衷要求的过程.

2) 图13(d)、图13(e)和图13(f)为法国ONERA系列非对称翼型RCS特性的比较. 0° 和 180° 轴向入射时,因为翼型后缘几何特征变化较小,所以双站RCS基本相当,而前缘和两侧几何不对称明显,所以RCS表现出不对称性,OA212翼型上侧的RCS比下侧高了约2 dB和5 dB; 90° 垂直入射时,随着翼型厚度的增加,翼型前缘的RCS有一定的增大,OA212翼型前缘RCS比OA206翼型高4.1 dB,两侧的RCS变化较为平缓.



(a) NACA系列对称翼型($\Phi=0^\circ$)



(b) NACA系列对称翼型($\Phi=90^\circ$)

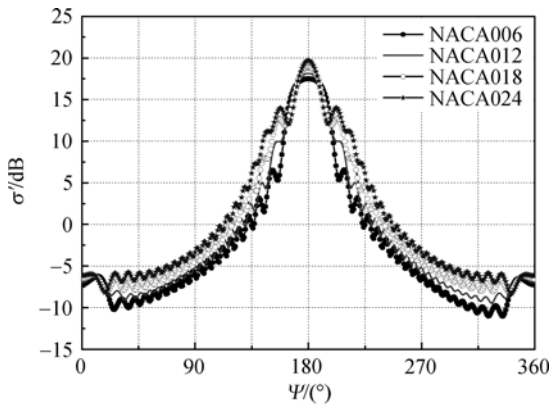
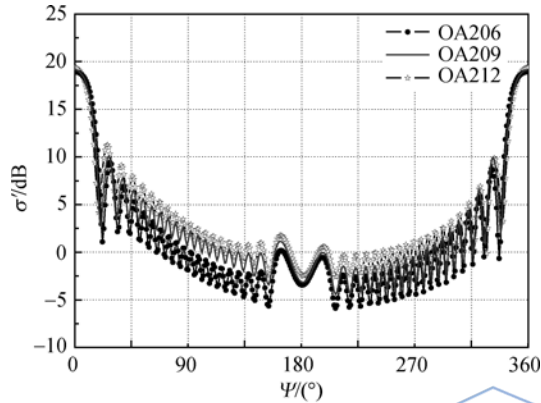
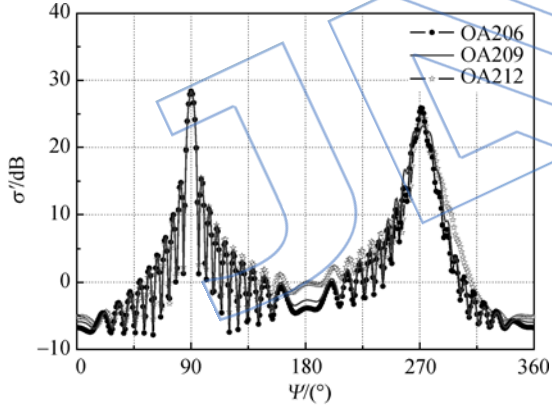
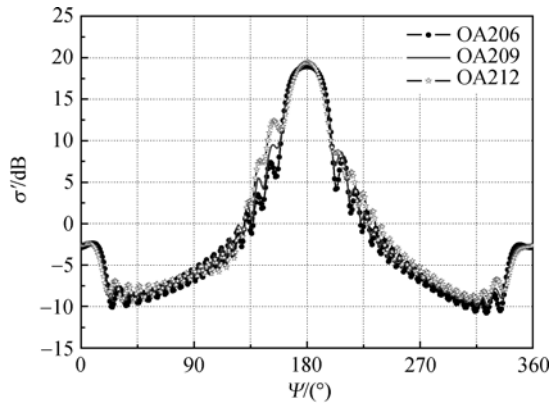
(c) NACA系列对称翼型($\Phi=180^\circ$)(d) ONERA系列非对称翼型($\Phi=0^\circ$)(e) ONERA系列非对称翼型($\Phi=90^\circ$)(f) ONERA系列非对称翼型($\Phi=180^\circ$)

图 13 对称和非对称翼型双站 RCS 比较

Fig. 13 Comparisons of bistatic RCS on symmetrical and asymmetrical airfoil

3) 在相同散射角域范围内,旋翼翼型中虽然薄翼型相对厚翼型前缘散射强度较低,但两侧 RCS 的振荡幅度波动较大,振荡频率加剧,稳定性较差。

5.2 旋翼翼型 RCS 特性综合分析

以 RCS 均值最小作为设计目标开展旋翼翼型隐身综合性能分析.依据翼型散射角域 RCS 分布特征,采用线性加权和法将多目标问题转化为一个单目标问题。

设计状态:TM 波分别从 0° 水平前向、 90° 垂直和 180° 水平后向入射,弦长为 10λ 。

首先对不同入射角下的 RCS 均值进行归一化处理

$$\begin{cases} \overline{\sigma'_{\Phi=0^\circ}} = \frac{\sigma'_{\Phi=0^\circ}}{(\sigma'_{\Phi=0^\circ})_{\max}} \\ \overline{\sigma'_{\Phi=90^\circ}} = \frac{\sigma'_{\Phi=90^\circ}}{(\sigma'_{\Phi=90^\circ})_{\max}} \\ \overline{\sigma'_{\Phi=180^\circ}} = \frac{\sigma'_{\Phi=180^\circ}}{(\sigma'_{\Phi=180^\circ})_{\max}} \end{cases} \quad (10)$$

如只考虑地面雷达探测时,选取 3 个主要方向的雷达波入射到旋翼.假定 3 个方向具有同等的重要性,赋予它们同一个权系数 $1/3$,即

$$\bar{\sigma'} = \frac{1}{3} \overline{\sigma'_{\Phi=0^\circ}} + \frac{1}{3} \overline{\sigma'_{\Phi=90^\circ}} + \frac{1}{3} \overline{\sigma'_{\Phi=180^\circ}} \quad (11)$$

构造目标函数

$$\min f = \frac{1}{4} \overline{\sigma'_{\text{leading edge}}} + \frac{1}{4} \overline{\sigma'_{\text{upside}}} + \frac{1}{4} \overline{\sigma'_{\text{downside}}} + \frac{1}{4} \overline{\sigma'_{\text{trailing edge}}} \quad (12)$$

通过目标函数值可以评价不同旋翼翼型的综合隐身能力,计算结果如表 2 所示.通过筛选:HH02 翼型 RCS 均值的加权和最小,目标函数 $f=-0.430$,综合隐身性能最好,其次为 SC1095 翼型和 RAE2822 翼型,NACA0012 翼型 RCS 均值的加权和最大,目标函数 $f=-0.025$,综合隐身性能最弱。

图 14 为综合隐身性能差异最大的 NACA0012 和 HH02 翼型在不同入射角下 4 个散射角域双站 RCS 均值比较.当 $\Phi=0^\circ$ 和 $\Phi=180^\circ$ 轴向入射时,它们 RCS 均值基本呈轴向分布特性, $\sigma'_{\max}$ 分别对应散射角 $\Psi=0^\circ$ 和 $\Psi=180^\circ$;当 $\Phi=90^\circ$ 垂直入射时,两种翼型前缘几何尺寸均大于后缘,故 RCS 均值左半平面大于右半平面, $\sigma'_{\max}$ 对应散射角为 $\Psi=270^\circ$;根据 4 个最重要的散射角域 RCS 均值分布,HH02 翼型最大探测距离分

表 2 4 种翼型 RCS 均值加权和比较

Table 2 Comparisons of RCS mean value weighted sum about four types of airfoil

散射角及目标函数	SC1095(UH-60A)	HH02(AH-64)	RAE2822	NACA0012
$-30^\circ \leq \Psi \leq 30^\circ$	-0.925	-0.701	-0.606	-0.846
$60^\circ \leq \Psi \leq 120^\circ$	0.219	0.327	0.054	0.196
$150^\circ \leq \Psi \leq 210^\circ$	-0.145	-0.818	-0.164	0.314
$240^\circ \leq \Psi \leq 300^\circ$	-0.151	-0.527	-0.238	0.236
$f = \frac{1}{4} \overline{\sigma'_{\text{leading edge}}} + \frac{1}{4} \overline{\sigma'_{\text{upside}}} +$ $\frac{1}{4} \overline{\sigma'_{\text{downside}}} + \frac{1}{4} \overline{\sigma'_{\text{trailing edge}}}$	-0.251	-0.430	-0.239	-0.025

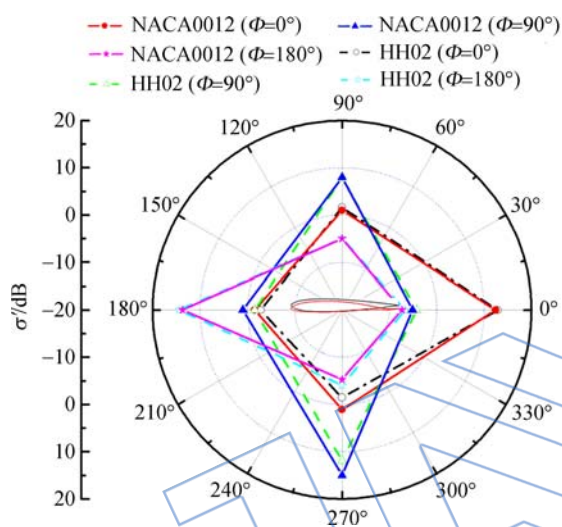


图 14 NACA0012 与 HH02 翼型在不同入射角下双站 RCS 均值比较

Fig. 14 Comparisons of bistatic RCS mean value about NACA0012 and HH02 airfoil on different angles of incidence

别为 NACA0012 翼型的 105.1%, 99.4%, 86.6% 和 83.5%, 综合雷达隐身性能最好。

6 结 论

本文以守恒型 Maxwell 方程组为主控方程, 建立了一套基于计算电磁学法的直升机旋翼 RCS 的计算方法, 对不同旋翼平面和翼型的 RCS 进行了数值模拟分析, 获得结论如下:

1) 本文建立数值模拟方法对直升机旋翼 RCS 计算具有较高的精度和效率, 可以有效地用于旋翼雷达散射特性评估和 RCS 减缩设计。

2) 旋翼系统设计中选择 3 片桨叶相比 2 片桨叶有利于控制 RCS 的最大散射峰值, 但在某些角域会出现小峰值, 对减缩雷达散射截面有一定影响。

3) 旋翼翼型厚度越大, 其前缘散射越强, RCS 越大, 因此薄翼型可以有效地降低 RCS, 但薄翼型相对厚翼型两侧的 RCS 振幅波动剧烈, 稳定性较差。

4) 选取低散射特性的旋翼翼型是一个寻求折衷要求的过程, 可以通过线性加权和法分析翼型综合隐身性能, 筛选获得满足目标函数要求的旋翼翼型。

参考文献:

- [1] 张呈林, 郭才根. 直升机总体设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
- [2] Shankar V, Hill W, Mohammadian A H. A CFD-based finite-volume procedure for computational electromagnetic interdisciplinary applications of CFD methods[R]. AIAA 89-1987-CP, 1989.
- [3] Shang J S. Characteristic-based algorithms for solving the Maxwell equations in time domain[J]. Antennas and Propagation, 1995, 37(3): 15-25.
- [4] Camberos J A. COBRA-A FVTD code for electromagnetic scattering over complex shapes [R]. AIAA-2002-1093, 2002.
- [5] Camberos J A, Wheat P M, Wong S H. Development and status of a finite-volume, time-domain CEM research code with multidisciplinary applications[C]// 2005 Users Group Conference. Nashville: IEEE Computer Society, 2005: 47-51.
- [6] Shi Y, Liang C H. The finite volume time domain algorithm using least square method in solving Maxwell equations[J]. Journal of Computational Physics, 2007, 226(2): 1444-1457.
- [7] Fumeaux C, Karan K, Vahldieck R. Spherical perfectly matched absorber for finite volume 3D domain truncation. [J]. IEEE Transactions on Microwave Theory and Techniques, 2007, 55(12): 2773-2781.
- [8] Camberos J A. A finite-volume time-domain CEM code for unstructured-grids on parallel computers[C]// Computa-

- tional Electromagnetics in Time-Domain. Atlanta, USA: IEEE Microwave Theory and Techniques, 2005: 40-43.
- [9] Wang Z J, Prekwas A J. A FVTD electromagnetic solver using adaptive Cartesian grids[J]. Journal of Computational Physics, 2002, 148(1): 17-29.
- [10] Deore N, Chatterjee A. A cell-vertex finite volume time domain method for electromagnetic scattering[J]. Progress in Electromagnetics Research; B, 2010, 12: 1-15.
- [11] 许勇, 乐嘉陵. 基于 CFD 的电磁散射数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2004, 22(2): 185-189.
- XU Yong, LE Jialing. CFD-based numerical simulation of electromagnetic scattering[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2004, 22(2): 185-189. (in Chinese)
- [12] 薛晓春, 王雪华. 用二维时域有限差分法计算机翼雷达散射截面[J]. 计算物理, 2005, 22(1): 65-69.
- XUE Xiaochun, WANG Xuehua. Radar cross sections of airplane wings in the 2D FDTD method[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2005, 22(1): 65-69. (in Chinese)
- [13] Shang J S, Gaitonde D. Scattered electromagnetic field of a reentry vehicle[R]. AIAA 94-0231, 1994.
- [14] Hallerod T, Rylander T. Electric and magnetic losses modeled by a stable hybrid with explicit-implicit time-stepping for Maxwell's equations[J]. Journal of Computational Physics, 2008, 227(9): 4499-4511.
- [15] Chatterjee A, Myong R S. Efficient implementation of higher-order finite volume time domain method for electrically large scatterers[J]. Progress in Electromagnetics Research; B, 2009, 17: 233-254.