

文章编号: 1674-8190(2024)03-143-08

直升机尾桨参数对 RCS 影响分析

梁成良, 招启军, 费钟阳, 曹宸恺

(南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘要: 在执行战时任务时, 对武装直升机的隐身性能提出了较高要求, 为降低直升机在执行任务时被发现的概率, 基于几何光学法和一致性绕射理论, 研究直升机尾桨翼型厚度、弯度、剪刀角角度对 RCS 的影响。选用两种雷达照射方位, 通过对尾桨不同参数和涂敷吸波材料的 RCS 峰值、均值对比, 判断更有利于直升机尾桨隐身的条件。结果表明: 雷达从地面照射时, 尾桨厚度小、弯度小的 RCS 会适当减小, 剪刀角角度的变化会导致 RCS 峰值相位变化; 雷达平行照射时, 厚度小的尾桨 RCS 小, 弯度小的 RCS 峰值更小; 在桨叶前缘与桨尖端面涂敷吸波材料可以有效降低桨叶整体 RCS。因此, 选择尾桨的厚度越小、弯度越小, 有利于降低直升机尾桨的 RCS, 对桨尖端面和桨叶前缘进行吸波材料涂敷可以有效降低整体 RCS。

关键词: 尾桨; 雷达散射截面; 高频近似方法; 隐身

中图分类号: V275⁺.1; V218

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.03.14

The influence of helicopter tail rotor parameters on RCS

LIANG Chengliang, ZHAO Qijun, FEI Zhongyang, CAO Chenkai

(National Key Laboratory of Helicopter Rotor Dynamics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: High requirements have been placed on the stealth performance of armed helicopters during wartime missions, in order to reduce the probability of the helicopter being found during the task, based on geometric optics method and consistent diffraction theory, the effects of different tail rotor profile thickness, curvature and tail rotor scissors angle on RCS are studied. By comparing different parameters of the tail rotor and the RCS peak value and mean value of the coated absorbing material, the conditions which are more favorable to the stealth of the helicopter tail rotor are determined. When viewed from the ground, the RCS with small tail rotor thickness and small curvature will be reduced appropriately, and the change of scissors angle will lead to the change of RCS peak phase. When the radar is irradiated in parallel, the RCS of tail rotor with smaller thickness is smaller, and the RCS peak value of tail rotor with smaller curvature is smaller. Applying wave absorbing materials on the leading edge and tip of the blade can effectively reduce the overall RCS of the blade. Comprehensive analysis shows that by using the smaller thickness and curvature of the tail rotor, it is beneficial to reduce the RCS of the helicopter tail rotor, and the blade tip surface and the blade leading edge of the absorbing material coating can effectively reduce the overall RCS.

Key words: tail rotor; radar cross section (RCS); high frequency approximation method; stealth

收稿日期: 2023-11-02; 修回日期: 2024-05-06

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目(PAPD)

通信作者: 招启军(1977-), 男, 博士, 教授。E-mail: zhaoqijun@nuaa.edu.cn

引用格式: 梁成良, 招启军, 费钟阳, 等. 直升机尾桨参数对 RCS 影响分析[J]. 航空工程进展, 2024, 15(3): 143-150.

LIANG Chengliang, ZHAO Qijun, FEI Zhongyang, et al. The influence of helicopter tail rotor parameters on RCS[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(3): 143-150. (in Chinese)

0 引言

武装直升机由于具有垂直起降、低空及超低空机动特性,在陆地战争中具有很强的竞争力。在日益先进的反直升机兵器面前,不具备隐身能力的直升机在执行任务时的危险性将大幅增加,因此,武装直升机在应对复杂电磁环境中需要采用隐身设计。直升机的雷达散射截面(Radar Cross Section,简称 RCS)主要由机身、旋翼、尾桨三部分的回波组成。

近年来,国内外对直升机的雷达目标特性进行了广泛研究,得到了一些直升机隐身设计或影响直升机隐身性能的因素。Bladel^[1]首次提出准静态方法分析旋翼的雷达散射特性,为研究旋翼的 RCS 提供了理论基础。后续,相继有研究人员基于准静态方法对旋转板和金属叶片进行 RCS 计算^[2-5],为实现计算旋翼旋转状态的 RCS 打下了基础。蒋相闻等^[6]开展了旋翼外形对 RCS 时/频域谱特性的研究,获得旋翼强散射源分布特点和实现旋翼 RCS 缩减的桨叶片数;Pouliguen 等^[7]以旋翼为研究对象,用准静态方法分析了入射角度、频率、叶片数量对 RCS 频谱的影响;费钟阳等^[8]提取并分析了动态旋翼 RCS,并对靶机旋翼进行设计;朱佳霖等^[9]用准静态方法计算分析了直升机旋翼的时/频域雷达散射特征;Zhou Z 等^[10-11]针对旋翼桨距变化影响的 RCS 和多旋翼旋转下的 RCS 进行计算分析,得到旋翼的电磁散射表现出显著的周期性;Zhou Z 等^[12]还针对直升机涵道尾桨的桨叶进行动态 RCS 分析,结果表明,尾桨的 RCS 是动态的、周期性的,主要影响因素是方位角和仰角;周琪琛等^[13]针对尾桨的不同旋转角、倾斜角,进行雷达散射特性分析,得到不同旋转角、倾斜角下尾桨 RCS 变化趋势。除旋翼和尾桨外,研究者们对直升机机身的 RCS 做了大量分析,通过改变直升机机身外形的 RCS 分析和对机身涂敷吸波材料后的 RCS 影响分析,探索到应用于直升机雷达隐身设计的经验和方案^[14-17]。

但上述国内外研究主要对直升机的旋翼动态过程和机身的 RCS 进行影响参数分析,对直升机的尾桨主要从方位角、倾斜角等影响因素进行分析,尚未深入对气动特性更好的剪刀式尾桨外形参数特征引起的动态 RCS 综合分析。

本文主要针对直升机的剪刀式尾桨开展尾桨翼型厚度、弯度、尾桨剪刀角角度对 RCS 影响机理和响应特性的分析,应用结合一致性绕射理论(UTD)的几何光学法(GO),以期得到一些针对雷达隐身武装直升机尾桨设计的建议。

1 数值方法

1.1 数值方法对比

目前,人们提出了大量的数值计算方法求解电磁场^[18],常见的有时域有限差分法(FDTD)、频域有限元法(FEM)、快速多极子法(MLFMM)、高频近似方法等。高频近似方法最常见的有结合一致性绕射理论的几何光学法、物理光学法(PO)、大面元物理光学法(LEPO)。本文以圆柱体为目标,用上述数值方法进行雷达散射截面数据对比。

不同数值方法对圆柱体 RCS 结果对比如图 1 所示,可以看出:FEM、MLFMM、FDTD 三种方法的结果几乎重合,结合 UTD 的 GO 算法有小部分误差,PO 和 LEPO 两种方法误差最大。但由于 FEM、MLFMM、FDTD 三种方法需要大量的计算资源和内存,计算速度很慢,不利于工程应用,为了实现快速获取精度较高的目标雷达散射截面数据,本文采用高频近似方法中的几何光学法和一致性绕射理论,对直升机尾桨的雷达散射截面进行分析,为后文研究奠定基础。

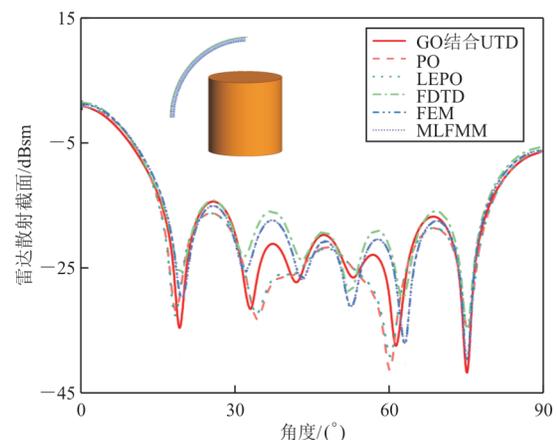


图 1 不同数值方法对圆柱体 RCS 结果对比图
Fig. 1 Comparison of RCS results of cylinder with different numerical methods

1.2 几何光学法

几何光学法是运用射线追踪原理,传播能量

和计算物体的散射,是一种高频近似方法。几何光学是在电磁波入射频率大,波长趋近于 0 和散射体的曲率半径远大于波长的假设上推导的。

几何光学法示意图如图 2 所示,电磁射线从 O 点射出,根据能量守恒定律,波阵面 1 处和波阵面 2 处的能量一致,则有:

$$4\pi\rho^2|E_1|^2 = 4\pi(\rho + s)^2|E_2|^2 \quad (1)$$

式中: E_1 为波阵面 1 的场强; E_2 为波阵面 2 的场强。

两个波阵面的场强关系为

$$|E_2| = |E_1| \frac{\rho}{\rho + s} \quad (2)$$

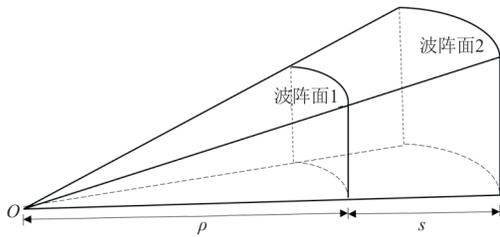


图 2 几何光学法示意图

Fig. 2 Schematic diagram of geometric optics method

当电磁波不是从一点射出时,波阵面 1、2 分别找到主曲率半径,设为 ρ_1 、 ρ_2 ,利用能量守恒定律,两个波阵面的场强关系为

$$E_2 = E_1 \sqrt{\frac{\rho_1 \rho_2}{(\rho_1 + s)(\rho_2 + s)}} \exp(-jk_0 s) \quad (3)$$

1.3 等效电磁流

由于几何光学法有缺陷,加入等效电磁流进行修正,选用等效电磁流中的一致性绕射理论对边缘处的线电流和线磁流以远场积分形式求和。物体边缘处的等效电流 I_e 和等效磁流 I_m 分别为

$$I_e = \frac{2j(\hat{t} \cdot E^i) D_e}{k_0 Z_0 \sin^2 \beta_i} + \frac{2j(\hat{t} \cdot H^i) D_{em}}{k_0 \sin \beta_i} \quad (4)$$

$$I_m = -\frac{2j(\hat{t} \cdot H^i) D_m}{k_0 Y_0 \sin \beta_i \sin \beta_s} \quad (5)$$

式中: β_i 、 β_s 为电磁流与边缘入射和反射方向的夹角; E^i 、 H^i 为入射电场和磁场; D_e 、 D_{em} 为理想导电劈的一致性绕射系数; Z_0 为自由空间的特征波阻抗; k_0 为入射方向的单位矢量。

1.4 验证算例

为进一步验证本文数值方法能够有效用于尾桨 RCS 计算,进行以下验证算例。

选用二面角反射器作为验证算例^[19],如图 3 所示,两个平板夹角为 90° ,入射的雷达波频率为 9.4 GHz,垂直极化。可以看出:计算值与测试值基本吻合,表明此方法有良好的计算精度,可以用于多次散射电磁场。

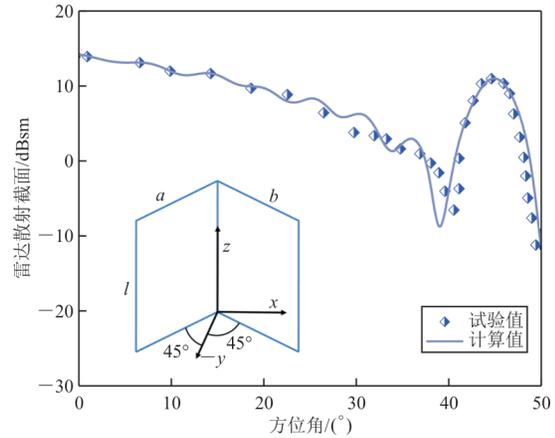


图 3 角反射器外形及其计算值与测试值对比

Fig. 3 Appearance of angle reflector and comparison of calculated value and measured value

选用涂敷吸波材料的平板作对比验证^[20],如图 4 所示,平板尺寸为 300 mm^2 ,吸波材料厚度为 0.5 mm,雷达波为垂直极化,频率为 10 GHz,介电常数 $\epsilon = 31.1 - j \cdot 2.92$,相对磁导率 $\mu = 1.37 - j \cdot 2.60$ 。可以看出:计算值与测试值基本吻合,表明此方法可用于计算目标表面涂敷吸波材料后的 RCS。

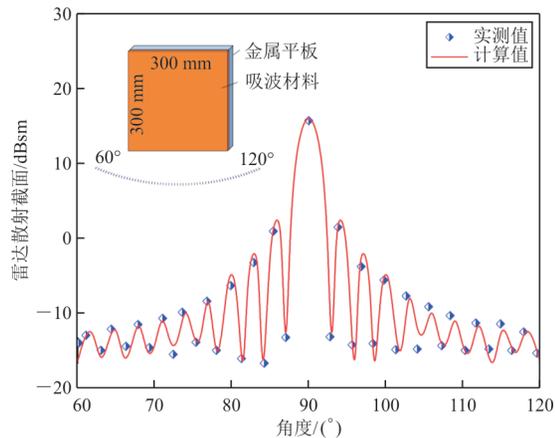


图 4 平板涂敷吸波材料计算值与测试值对比

Fig. 4 Comparison of calculated value and measured value of flat coated absorbing material

选用导弹 RCS 试验值作对比算例^[21],如图 5 所示,雷达波为垂直极化,10 GHz。可以看出:其计算值与测试值基本吻合,表明此方法可用于计算复杂目标的散射电磁场。

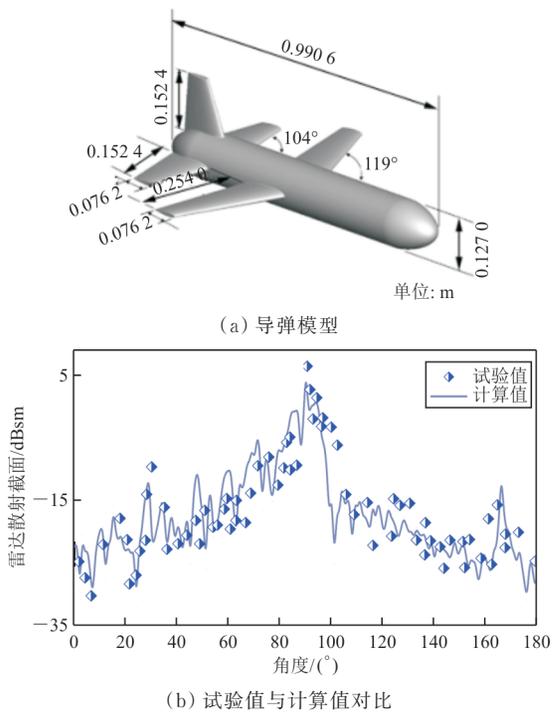


图 5 导弹验证算例
Fig. 5 Missile verification example

2 模型和计算

为了研究直升机尾桨参数对雷达目标特性的影响,雷达选用垂直极化,频率为 10 GHz。选取 6 个翼型,建立剪刀式尾桨模型,作为本文的研究对象。尾桨的桨叶模型主要参数如表 1 所示。

表 1 尾桨模型的主要参数^[22]

Table 1 Main parameters of tail rotor model^[22]

| 参数 | 数值 | 参数 | 数值 |
|--------|------|-----------------------------|-------|
| 桨叶半径/m | 1.35 | 转速/(rad·min ⁻¹) | 1 500 |
| 弦长/m | 0.18 | 桨叶扭度/(°) | -7 |
| 轴间距/m | 0.1 | 根部位置/m | 0.27 |

桨叶模型的 0.7R 处总距为 0°,尾桨的剪刀角默认为 30°,桨叶翼型分别为 NACA0012、NACA0016、NACA0020、NACA2412、NACA4412、NACA6412。

雷达从地面照射尾桨(入射角为 60°),如图 6 所示。进行以下研究:1)对尾桨翼型弯度相同,厚度不同的 RCS 进行对比分析;2)对尾桨翼型厚度相同,弯度不同的 RCS 进行对比分析;3)选取翼型为 NACA0012 和 NACA0016 的尾桨,改变剪刀角角度,分别为 30°、40°、45°,对比分析 RCS。

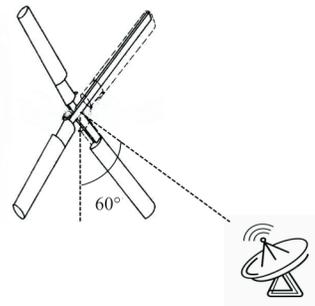


图 6 雷达从地面照射尾桨示意图
Fig. 6 Schematic diagram of radar illuminating the tail rotor from the ground

雷达从直升机后方照射尾桨(如图 7 所示)时,对 6 种翼型的桨叶进行 RCS 对比分析。

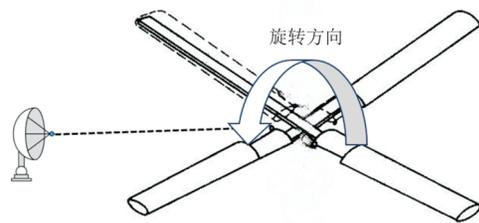


图 7 雷达平行照射尾桨示意图
Fig. 7 Schematic diagram of parallel irradiation of tail rotor by radar

3 结果与分析

3.1 尾桨翼型厚度不同的 RCS

尾桨翼型厚度不同、弯度相同时,尾桨旋转一周的雷达散射截面如图 8 所示。

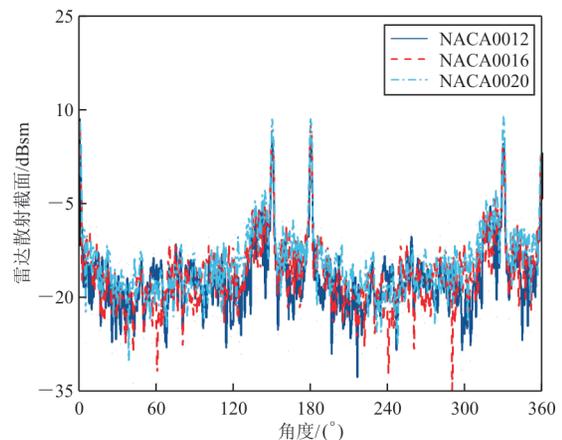


图 8 尾桨翼型厚度不同的 RCS
Fig. 8 RCS with different thickness of tail rotor airfoil

从图 8 可以看出:尾桨在旋转一周时出现了 4 次 RCS 峰值,由于尾桨的剪刀角为 30°,峰值相位差为 30°和 150°,桨叶前后缘的强反射造成峰值的

出现。

3种翼型的尾桨对比RCS均值与峰值,翼型为NACA0012的尾桨均值为 -10.6 dBsm,最大峰值为 5.74 dBsm,最小值为 -37.96 dBsm;翼型为NACA0016的尾桨均值为 -8.68 dBsm,最大峰值为 8.40 dBsm,最小值为 -33.81 dBsm;翼型为NACA0020的尾桨均值为 -7.39 dBsm,最大峰值为 9.50 dBsm,最小值为 -32.01 dBsm。

可以看出:翼型厚度大的桨叶整体雷达散射截面较大,RCS的峰值也较大。设计时,在满足工程需要条件下,应选择尾桨厚度小的桨叶作为直升机尾桨。

3.2 尾桨翼型弯度不同的RCS

尾桨翼型厚度相同,弯度不同的RCS,雷达照射旋转一周的雷达散射截面如图9所示,可以看出:翼型弯度不同,尾桨的雷达散射截面有明显的变化,与NACA0012翼型的桨叶相比,翼型弯度的增加导致尾桨的雷达目标特性变差。

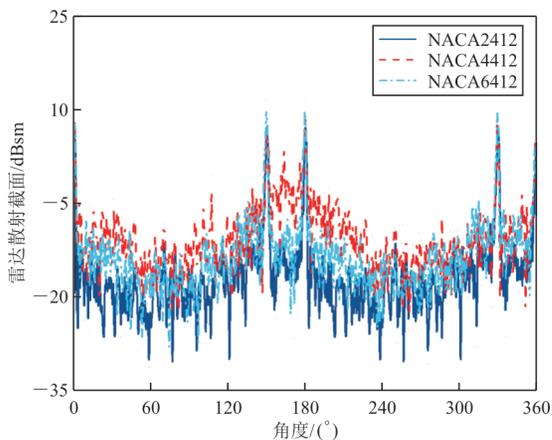


图9 尾桨翼型弯度不同的RCS

Fig. 9 RCS with different curvature of tail rotor airfoil

翼型弯度不同的尾桨RCS均值与峰值结果为:翼型为NACA2412的尾桨均值为 -10.13 dBsm,最大峰值为 8.54 dBsm,最小值为 -34.96 dBsm;翼型为NACA4412的尾桨均值为 -6.10 dBsm,最大峰值为 10.13 dBsm,最小值为 -27.30 dBsm;翼型为NACA6412的尾桨均值为 -5.97 dBsm,最大峰值为 11.89 dBsm,最小值为 -32.05 dBsm。

对比上述3种翼型的尾桨RCS,发现翼型弯度增加,尾桨RCS增大。与翼型厚度相同的尾桨对比发现,翼型弯度小的尾桨RCS均值、最大峰值以及最小值都小于翼型弯度大的尾桨。可见,直升

机尾桨翼型弯度小,可以降低尾桨的RCS,更利于隐身。

3.3 尾桨剪刀角不同的RCS

翼型为NACA0012、NACA0016的尾桨处于不同剪刀角的RCS如图10~图11所示。由于剪刀角角度不同,雷达探测尾桨的RCS峰值有相位差,相位差与剪刀角角度一致。

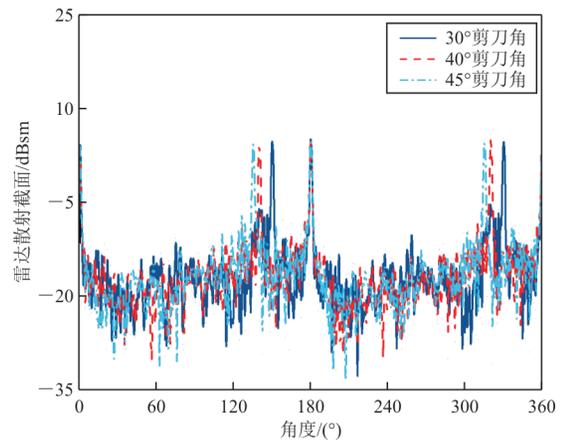


图10 NACA0012翼型尾桨不同剪刀角RCS

Fig. 10 RCS of NACA0012 airfoil tail rotor with different shear angles

NACA0012翼型尾桨,30°剪刀角RCS均值为 -10.65 dBsm,最大峰值为 5.74 dBsm,最小值为 -37.96 dBsm;40°剪刀角RCS均值为 -10.72 dBsm,最大峰值为 5.90 dBsm,最小值为 -32.83 dBsm;45°剪刀角RCS均值为 -10.63 dBsm,最大峰值为 5.34 dBsm,最小值为 -37.20 dBsm。

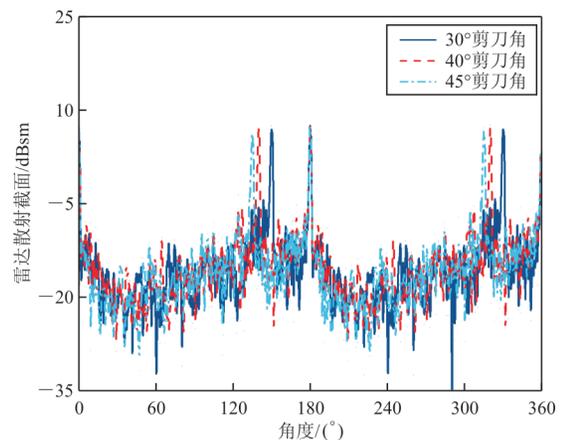


图11 NACA0016翼型尾桨不同剪刀角RCS

Fig. 11 RCS of NACA0016 airfoil tail rotor with different shear angles

NACA0016翼型尾桨,30°剪刀角 RCS 均值为 -8.68 dBsm,最大峰值为 8.4 dBsm,最小值为 -45.41 dBsm;40°剪刀角 RCS 均值为 -8.46 dBsm,最大峰值为 8.33 dBsm,最小值为 -28.64 dBsm;45°剪刀角 RCS 均值为 -8.67 dBsm,最大峰值为 7.96 dBsm,最小值为 -31.75 dBsm。

综上,45°剪刀角尾桨 RCS 最大峰值相比其他两个角度较小,40°剪刀角尾桨 RCS 最小值和均值相比其他两个角度较大。隐身直升机应降低 RCS 最大峰值,尾桨选用最大峰值较小的尾桨,剪刀角为 45°的尾桨更应优先考虑。

3.4 平行照射尾桨的 RCS

雷达平行尾桨平面入射时,尾桨翼型厚度不同的雷达散射截面如图 12 所示,图中出现 4 次较大峰值,4 次较小峰值,较大峰值是尾桨的前缘造成的,较小峰值是尾桨的后缘造成的。较小峰值的相位是尾桨的剪刀角角度。

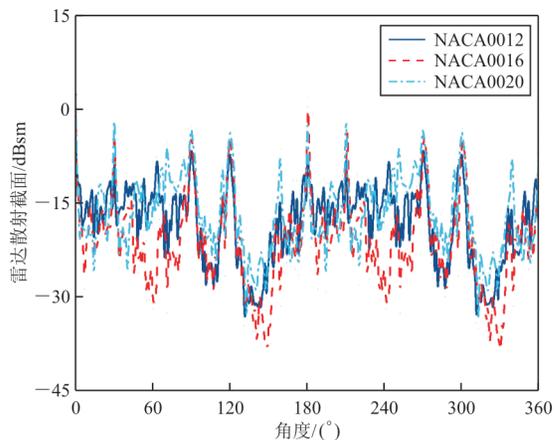


图 12 尾桨翼型厚度不同的 RCS
Fig. 12 RCS with different thickness of tail rotor airfoil

NACA0012 翼型尾桨 RCS 均值为 -14.43 dBsm,最大峰值为 -4.35 dBsm;NACA0016翼型尾桨 RCS 均值为 -13.68 dBsm,最大峰值为 -0.54 dBsm;NACA0020 翼型尾桨 RCS 均值为 -11.29 dBsm,最大峰值为 2.71 dBsm。

翼型厚度小的尾桨 RCS 均值小,最大峰值也小于其他两个翼型的尾桨。翼型厚度小的尾桨更适合于在隐身直升机上应用。

不同弯度的尾桨雷达散射截面如图 13 所示。

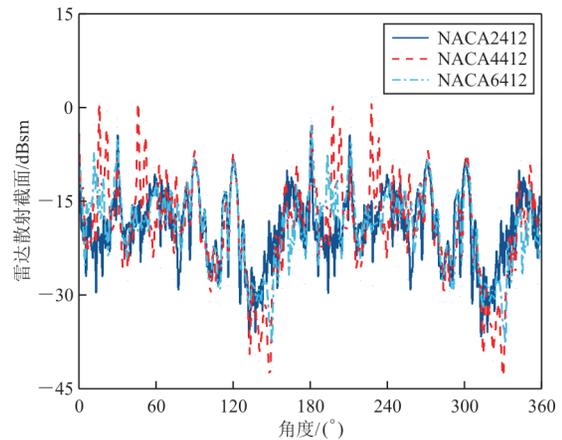


图 13 尾桨翼型弯度不同的 RCS
Fig. 13 RCS with different curvature of tail rotor airfoil

NACA2412 翼型尾桨 RCS 均值为 -15.36 dBsm,最大峰值为 -1.77 dBsm;NACA4412翼型尾桨 RCS 均值为 -10.4 dBsm,最大峰值为 6.76 dBsm;NACA6412翼型尾桨 RCS 均值为 -13.98 dBsm,最大峰值为 -1.90 dBsm。

翼型弯度大的尾桨,RCS 最大峰值与均值相比其他两个翼型尾桨较小,结合雷达正对入射尾桨时的 RCS 分析,翼型弯度小的尾桨可以降低隐身直升机的 RCS,减小被发现概率。

3.5 涂敷吸波材料的尾桨 RCS

尾桨的 RCS 主要由桨尖端面和桨叶前缘提供较大的 RCS,可以通过涂敷吸波材料的特殊方式降低其 RCS,涂敷吸波材料位置示意如图 14 所示。本文对桨尖端面与前缘进行涂敷前后对比,吸波材料采用某铁氧体,其中相对介电常数 $\epsilon = 12.75 - j \cdot 0.145$,相对磁导率为 $\mu = 1.49 - j \cdot 1.09$,厚度为 3 mm。

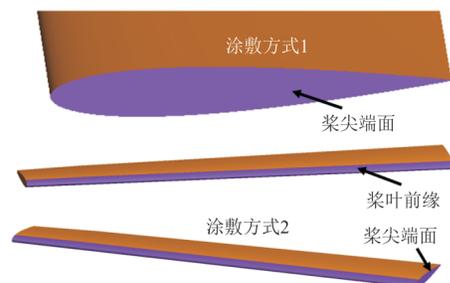


图 14 涂敷吸波材料位置示意图
Fig. 14 Diagram of the position of the coated absorbing material

对比翼型为 NACA0012、剪刀角为 30°的尾桨 RCS,如图 15~图 16 所示。

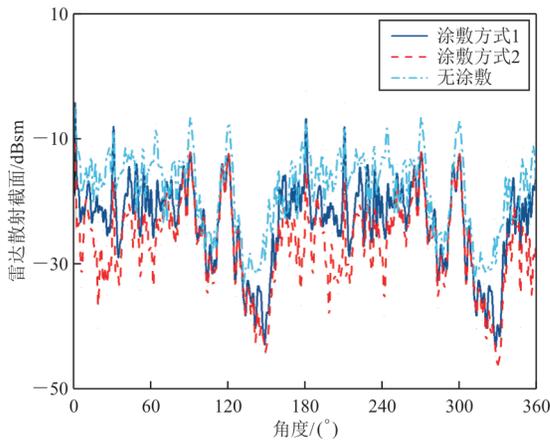


图15 不同涂敷方式在平行照射下 RCS 对比
Fig. 15 Comparison of RCS in different coating methods under parallel irradiation

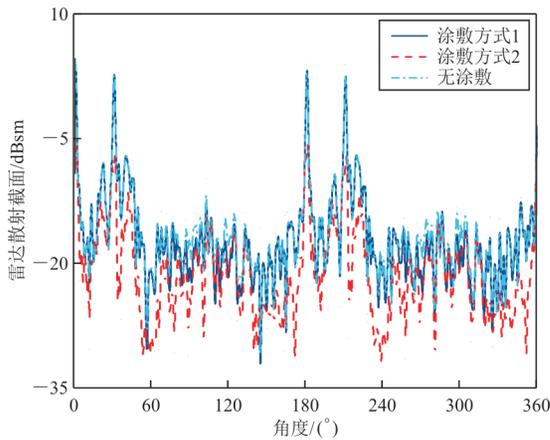


图16 不同涂敷方式在地面雷达照射下 RCS 对比
Fig. 16 Comparison of RCS of different coating methods under ground radar irradiation

平行照射时,涂敷方式1的均值为 -17.69 dBsm,最大峰值为 -2.46 dBsm,而涂敷方式2的RCS均值为 -21.66 dBsm,最大峰值为 -10.68 dBsm。

地面照射尾桨时,涂敷方式1的均值为 -10.91 dBsm,最大峰值为 4.45 dBsm,涂敷方式2的RCS均值为 -16.97 dBsm,最大峰值为 -3.81 dBsm。

可以看出:涂敷方式2可以有效降低桨尖端面和桨叶前缘引起的RCS。

4 结 论

1) 雷达入射角为 60° 时,雷达散射截面的峰值相位差与剪刀角角度相同,峰值是由桨叶的前后缘强反射造成的。

2) 翼型厚度小,弯度小的尾桨,雷达散射截面

均值、峰值都会降低,更适用于隐身直升机。

3) 尾桨剪刀角角度的变化,导致峰值相位差的变化, 45° 剪刀角的最大峰值相比其他两个剪刀角都小,更适合用于隐身直升机的尾桨上。

4) 雷达从后方照射直升机尾桨时,翼型厚度小的尾桨RCS小,翼型厚度小,有助于直升机隐身。结合雷达从地面照射尾桨时的RCS综合分析,翼型厚度小,弯度小的尾桨,可以减小直升机的雷达散射截面,降低被发现的可能。

5) 尾桨涂敷吸波材料后,减小了桨叶前缘与桨尖端面产生的RCS,尾桨RCS均值与峰值都相应减小,为新型桨叶用于隐身直升机提供了理论基础。

参 考 文 献

- [1] BLADEL J V. Electromagnetic fields in the presence of rotating bodies[J]. Proceeding of the IEEE, 1976, 64(3): 301-318.
- [2] LAHAIE L, SENGUPTA D. Scattering of electromagnetic waves by a slowly rotating rectangular metal plate[J]. Proceeding of the IEEE, 1979, 27(1): 40-46.
- [3] ZUTTER D. Scattering by a rotating circular cylinder with finite conductivity[J]. Proceeding of the IEEE, 1983, 31(1): 166-169.
- [4] SHAO J H, MA X K. Matrix exponential method exploiting field-splitting technique for calculating electromagnetic response of rotating bodies: 2-D configuration[J]. Proceeding of the IEEE, 2021(9): 1646-1650.
- [5] CHOI I, KANG K B. Efficient estimation of the helicopter blade parameter by independent component analysis[J]. Proceeding of the IEEE, 2020(8): 156889.
- [6] 蒋相闻, 招启军, 孟晨. 直升机旋翼桨叶外形对雷达特征信号的影响[J]. 航空学报, 2014, 35(11): 3123-3136.
JIANG Xiangwen, ZHAO Qijun, MENG Chen. Effect of helicopter rotor blade shape on its radar signal characteristic [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(11): 3123-3136. (in Chinese)
- [7] POULIGUEN P, LUCAS L, MULLER F. Calculation and analysis of electromagnetic scattering by helicopter rotating blades[J]. Proceeding of the IEEE, 2002(10): 1396-1408.
- [8] 费钟阳, 蒋相闻, 招启军. 基于动态RCS特征相似的直升机靶机旋翼设计[J]. 航空学报, 2022, 43(7): 152-166.
FEI Zhongyang, JIANG Xiangwen, ZHAO Qijun. Design of helicopter target rotor based on similar dynamic RCS characteristics [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(7): 152-166. (in Chinese)
- [9] 朱佳霖, 唐正飞. 武装直升机机身与旋翼的RCS计算与分析[J]. 江苏航空, 2010(s2): 4.
ZHU Jialin, TANG Zhengfei. RCS calculation and analysis

- of armed helicopter fuselage and rotor[J]. Jiangsu Airlines, 2010 (s2): 4. (in Chinese)
- [10] ZHOU Z, HUANG J. Numerical investigations on radar cross-section of helicopter rotor with varying blade pitch[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 123: 107452.
- [11] ZHOU Z, HUANG J. Compound helicopter multi-rotor dynamic radar cross section response analysis [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 20(7): 2097-2112.
- [12] ZHOU Z, HUANG J. Grid transformation and dynamic scattering for tail rotor radar cross section analysis[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2020: 2096617.
- [13] 周琪琛, 徐雅楠, 吴凯华. 尾桨叶静态 RCS 特性分析及隐身设计[J]. 中国科技纵横, 2022(14): 1-7.
ZHOU Qichen, XU Yanan, WU Kaihua. Analysis of static RCS characteristics and stealth design of tail rotor blades [J]. China Science and Technology Press, 2022(14): 1-7. (in Chinese)
- [14] 包晓翔, 张云飞, 杨晓树. 通用直升机隐身气动外形综合设计[J]. 空气动力学学报, 2015(4): 114-119.
BAO Xiaoxiang, ZHANG Yunfei, YANG Xiaoshu. Utility helicopter design synthesis of stealth and aerodynamic configuration[J]. Journal of Aerodynamics, 2015(4): 114-119. (in Chinese)
- [15] 樊亦婷, 吴建国, 王文志, 等. 武装直升机隐身技术[J]. 电子技术与软件工程, 2019(8): 86-87.
FAN Yiting, WU Jianguo, WANG Wenzhi, et al. Armed helicopter stealth technology[J]. Electronic Technology and Software Engineering, 2019(8): 86-87. (in Chinese)
- [16] 陈炆. 基于高精度预估方法的直升机雷达隐身技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- CHEN Yang. Researches on helicopter radar stealth technology based on high-accuracy prediction methods [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [17] 蒋勇猛. 雷达隐身直升机靶机设计及 RCS 特征评估[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
JIANG Yongmeng. Design of target drone for radar stealthy helicopter and rcs characteristic evaluation [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [18] 桑建华. 飞行器隐身技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.
SANG Jianhua. Aircraft stealth technology [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013. (in Chinese)
- [19] 田军, 阮颖铮. 角形结构的电磁散射和雷达截面分析[J]. 宇航学报, 1991(4): 89-94.
TIAN Jun, RUAN Yingzheng. EM scattering and RCS analysis of corner structures [J]. Journal of Astronautics, 1991(4): 89-94. (in Chinese)
- [20] 张云飞, 武哲. 金属平板涂敷吸波材料的 RCS 计算研究[J]. 系统工程与电子技术, 2000(5): 7-8, 32.
ZHANG Yunfei, WU Zhe. Research on RCS calculation of metal plate coated with RAM [J]. Systems Engineering and Electronic Technology, 2000(5): 7-8, 32. (in Chinese)
- [21] YOUSSEF N N. Radar cross section of complex targets [J]. Proceedings of the IEEE, 1989(5): 77.
- [22] SIGNOR D B, YAMAUCHI G K, SMITH C A, et al. Performance and loads data from an outdoor hover test of a Lynx tail rotor[R]. USA: NASA, 1989.

(编辑:马文静)