

直升机翼面类部件雷达目标特性 分析及评估

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: 基于准静态原理, 采用电磁高频法开展直升机翼面类部件的雷达目标特性分析及评估。首先, 为获得翼面类部件对直升机散射特性的影响规律, 并考虑旋翼高速旋转的动态效应, 着重分析了装配不同翼面类部件后机身雷达散射截面(RCS)的变化趋势、强散射分布和回波信号的时频域谱特征, 揭示了翼面类部件雷达散射影响机理; 然后, 在评估直升机强散射源分布特征和多元响应特性的基础上, 比较装配不同翼面类部件后机身的雷达探测距离, 提出并建立了方位、俯仰与滚转姿态下直升机的雷达4级预警机制和角域范围, 并针对性的给出对抗雷达探测的方案。研究发现: 装配平尾、短翼及平尾和短翼组合的直升机相比孤立机身的雷达暴露距离分别增加11.54%, 14.88%和18.06%, 综合隐身能力下降。

关 键 词: 直升机; 翼面; 雷达散射截面(RCS); 准静态法; 微多普勒效应

中图分类号: V218; TN974

文献标志码: A

Analysis and evaluation about radar target scattering characteristics of helicopter wing components

JIANG Xiang-wen, ZHAO Qi-jun

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

Abstract: Considering quasi-stationary principle, analysis and evaluation about helicopter wing components on the radar scattering characteristics were investigated based on electromagnetic high-frequency method. Firstly, in order to obtain effects about the radar scattering characteristics of the helicopter wing components, the RCS (radar cross section) changes, the strong scattering regions, and the time-frequency domain of echo signal were analyzed considering the dynamic features of rotor high-speed rotation; as a result, the scattering mechanisms of wing components were revealed. Then, according to the strong scattering distributions and multiple response characteristics of the helicopter, the radar detection range of the helicopter with different wing components was compared, four levels warning mechanism and angle domains about azimuthal, pitch and roll attitudes were proposed, and the corresponding strategy against the radar detection was given. It shows that the radar exposure distance of helicopter fuselage with difference wing components such as the horizontal stabilator, wingstub and their combinations, increase by 11.54%, 14.88% and 18.06%, respectively, and comprehensive radar stealth performances of the helicopter are declined.

收稿日期: 2015-03-18

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介: 蒋相闻(1982—), 男, 安徽明光人, 博士生, 主要从事直升机隐身设计、计算电磁学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

计及流动控制等方面的研究。E-mail: zhaohqjun@nuaa.edu.cn

Key words: helicopter; wing; radar cross section (RCS); quasi-stationary method; micro-Doppler effect

翼面类部件是直升机关键的、不可或缺的重要组成部分,主要包括旋翼、短翼和平尾等。旋翼不仅是提供升力的主要部件,也是区别于固定翼飞行器最大的结构特点;短翼是当前直升机的武器搭载平台;平尾是改善纵向静、动稳定性等飞行品质重要的气动部件。

据研究表明^[1-2],高速旋转的桨叶由于相对雷达波入射方向存在周期性的顺向和逆向运动,会产生微多普勒特征强烈的雷达回波信号,且外露的短翼和突出的平尾也是重要的强散射源,均易被检测和跟踪。因此,开展翼面类部件雷达散射截面(RCS)的协同、控制和减缩研究,提高其隐身性能将直接影响直升机的生存和突围能力,对新一代直升机研制和老机型升级改造具有重要的实际意义。

作为一项关键技术,国外对于直升机隐身技术研究的公开出版物相对较少,在有限的可查阅到的文献中,Bladel^[3]最先提出准静态原理,为研究周期性旋转目标的雷达特征提供了思路和方法;Chen^[4]针对运动目标产生的微多普勒效应,较早开展了旋转模型回波信号的雷达分辨和成像研究;Pouliguen等^[5-6]尝试将Blade的准静态法理论和物理光学法结合,开展了不同波段下旋翼和螺旋桨叶的RCS时频域分析,获得了回波信号的动态多普勒频移。在国内,苏东林等^[7]较早开展了直升机RCS的求解方法和试验测量的研究;叶少波等^[8]基于机身参数化建模和遗传算法优化获得满足低探测特征的某直升机侧向外形;陈行勇等^[9]通过分析直升机的微动源部件,开展了不同桨叶片数、入射角和旋转速度的微多普勒特征的影响分析;蒙志君等^[10]在微波暗室中测量了金属平板桨叶动态模型的雷达散射截面,分析了旋翼RCS时域和频域变化的影响因素;武庆中等^[11]进行了某型直升机RCS的计算和试验研究,获得了一些有益的结果。

综合看来,国内外研究多集中于直升机RCS计算方法的建立、静态机身或孤立旋翼散射特性的分析,而装配不同翼面类部件,尤其短翼和平尾对直升机散射影响机理、强散射分布和多元响应特性的综合研究鲜见报道;文献[12]依据方位姿态下的散射分布特征,开展了直升机预警分级机制和雷达暴露距离的初步探索,然而在强大的地

面和空中组网的雷达探测环境中,全方位的散射评估和减缩研究变得更为重要,但对俯仰和滚转两个姿态下的预警等级划分和重要角域的雷达暴露距离尚未涉及。因此,揭示翼面类部件散射影响机理、提取强散射分布特征、获得多元因子响应特性、完善直升机全向的预警等级和雷达暴露距离的研究、提出回波特征信号的控制要求和延迟雷达截获时间的规避方案,对增强直升机雷达隐身能力具有重要的学术意义和工程价值。

鉴于此,本文将“面元边缘”法和准静态法相结合,开展直升机翼面类部件雷达目标特性的研究。一方面,以孤立机身作为基准,对比分析装配不同翼面类部件直升机的RCS变化趋势和强散射分布特征;同时考虑桨叶旋转引起的微多普勒效应,采用短时傅里叶变换的方法开展旋翼回波信号的联合时频分析;进一步讨论旋翼动态RCS对全机目标特性的影响规律;另一方面,在评估全机强散射分布特征和多元响应特性的基础上,比较装配不同翼面类部件后直升机在12个重要角域范围内的雷达探测距离,提出建立直升机方位、俯仰与滚转姿态下的雷达4级预警机制和角域范围,并针对性的给出对抗雷达探测的方案。

1 雷达目标特性预估方法

1.1 几何建模和网格划分

某直升机的几何模型通过CAD软件建立,外形的几何参数如表1所示。图1给出了孤立机身(M1)、孤立机身添加平尾(M2)、孤立机身添加短翼(M3)、孤立机身添加平尾和短翼组合(M4)和全机模型(M5)。

表1 某直升机外形的几何参数
Table 1 Geometric parameters of the shape about helicopter

参数	数值	参数	数值
长/m	15.8	高/m	3.83
宽/m	4.52	桨叶片数	4
桨叶弦长/m	0.45	旋翼半径/m	13.0

直升机电磁计算网格是通过采用符合拓扑关系的若干个面元和边缘拟合而成。图1(f)给出了某直升机整体及其短翼、平尾电磁计算网格的局

部放大图. 为了满足计算精度的要求, 生成的电磁网格的密度和尺度符合曲面片上任意一点到该处替代的电磁面元的距离小于 $\lambda/16$ (λ 为波长).

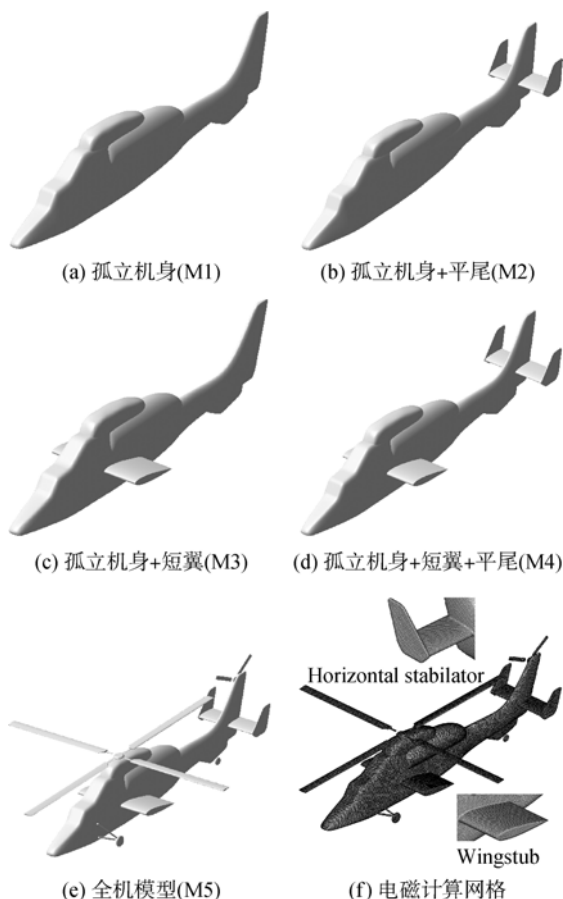


图 1 直升机几何模型和电磁计算网格

Fig. 1 Geometric model and computational electromagnetic grids of the helicopter

1.2 RCS 特性预估方法

通常飞行器的物理几何尺寸都远大于常见探测雷达的波长, 所以可以采用满足高频散射机理的 RCS 预估方法开展直升机雷达目标特性的研究.

首先, 通过将直升机电磁计算网格转换为 3 个信息数组 (顶点坐标、面元和边缘序号) 的基础上, 应用深度排序法对雷达波每个人射角下的面元和边缘进行遮挡的判断和消隐^[13], 剔除不可见的面元和边缘; 然后, 采用物理光学法^[14] 和等效电磁流法^[15-16] 分别估算可见面元的散射场和边缘的绕射场; 最后, 将计算获得的物理光学场和附加绕射场进行矢量叠加得到直升机完整的 RCS.

算例验证不详述, 具体参见文献[12, 17].

2 翼面类部件 RCS 特性的影响分析

因为直升机相对固定翼飞机具备更高的机

动、灵活等特性, 在空中存在三维自由度的快速变化, 导致其即使相对某一固定位置的雷达探测, 也可能出现直升机方位、俯仰和滚转 3 个方向上的暴露方式. 图 2 给出了方位、俯仰和滚转 3 个姿态下, 雷达波入射直升机的示意. 本文规定: 方位姿态的鼻锥、右侧向、尾追和左侧向分别对应 $-30^\circ \leq \theta_a \leq 30^\circ$, $60^\circ \leq \theta_a \leq 120^\circ$, $150^\circ \leq \theta_a \leq 210^\circ$ 和 $240^\circ \leq \theta_a \leq 300^\circ$ 的角域范围 (θ_a 表示方位角); 俯仰姿态的上侧向、鼻锥、下侧向和尾追分别对应 $-30^\circ \leq \theta_p \leq 30^\circ$, $60^\circ \leq \theta_p \leq 120^\circ$, $150^\circ \leq \theta_p \leq 210^\circ$ 和 $240^\circ \leq \theta_p \leq 300^\circ$ 的角域范围 (θ_p 表示俯仰角); 滚转姿态的上侧向、左侧向、下侧向和右侧向分别对应 $-30^\circ \leq \theta_r \leq 30^\circ$, $60^\circ \leq \theta_r \leq 120^\circ$, $150^\circ \leq \theta_r \leq 210^\circ$ 和 $240^\circ \leq \theta_r \leq 300^\circ$ 的角域范围 (θ_r 表示滚转角).

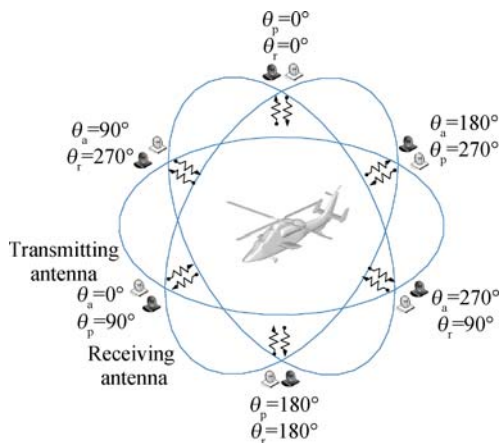


图 2 3 种姿态下雷达波入射直升机示意

Fig. 2 Schematic of radar wave incidence on helicopter in three attitudes

2.1 孤立机身散射特性

模型 M1 曾号称是设计科曼奇(RAH-66)隐身直升机之前 RCS 最低的直升机机身. 图 3 为雷达波频率选取 S 波段 (频率 $f = 3 \text{ GHz}$) 时, 模型 M1 的 RCS 垂直(VV)和水平(HH)极化 RCS 幅值 (分别记为 $A_{\text{RCS}, \text{vv}}$ 和 $A_{\text{RCS}, \text{hh}}$). 可以看出: 在鼻锥 0° 方位角时, 正向散射截面低至 $-5.61 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$ 和 $-4.28 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$; 在 180° 方位角时, 尾追散射截面仅为 $-10.87 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$ 和 $-10.58 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$, 民用航管雷达都无法探测发现; 在侧向 92° 方位时, RCS 峰值分别达到 $26.08 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$ 和 $25.99 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$, 散射特征最强.

2.2 装配静态翼面部件机身的散射特性

图 4 给出了选取雷达 L ($f = 1 \text{ GHz}$), S ($f = 3 \text{ GHz}$), C ($f = 6 \text{ GHz}$) 和 X ($f = 10 \text{ GHz}$) 波段时, 孤

立机身和装配不同翼面类部件的机身 RCS 频率响应,可以看出:在鼻锥角域范围,M4 模型由于

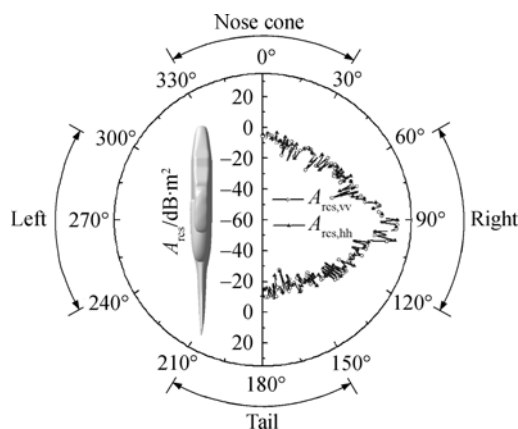
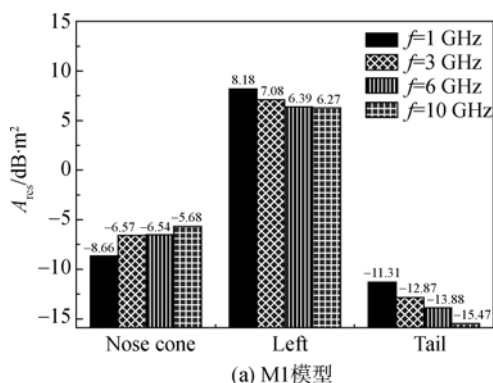
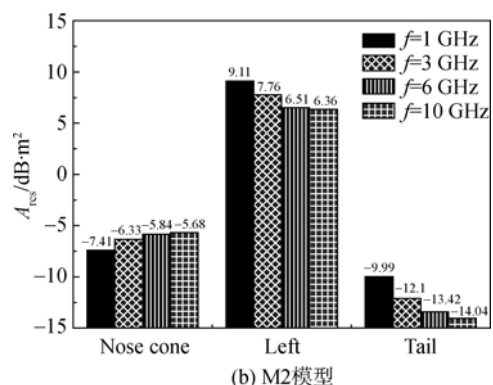


图 3 模型 M1 的 RCS 极化响应

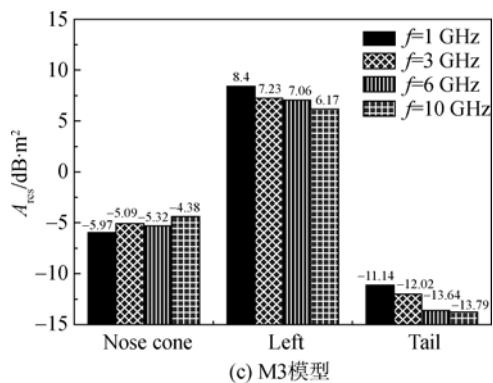
Fig. 3 RCS responses of M1 on polarization



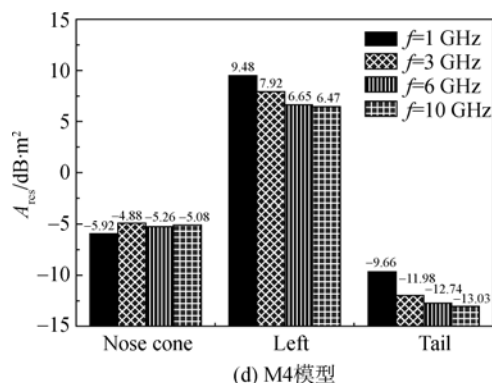
(a) M1模型



(b) M2模型



(c) M3模型



(d) M4模型

图 4 装配不同翼面类部件的机身 RCS 频率响应

Fig. 4 RCS responses of helicopter with different wing components on frequencies

安装的短翼(安装迎角为 10°)较厚的前缘及下侧面、平尾及垂直端板的前缘构型产生强烈的镜面回波,在 L 波段时 RCS 幅值(量符号记为 A_{res})的均值相比孤立机身突增约 $2.74 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$,且装配不同翼面类部件机身的 RCS 均值随着雷达波入射频率的增大基本呈现上升趋势;在侧向和尾追角域范围,M4 模型由于短翼的外端面和平尾的垂直端板产生强烈的镜面散射,在 L 波段时 RCS 幅值的均值相比孤立机身分别增大 $1.30 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$ 和 $1.65 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$,且装配不同翼面类部件机身的 RCS 幅值的均值随着雷达波入射频率的增大呈现下降的特点。

2.3 旋翼雷达目标特性分析

2.3.1 旋翼 RCS 响应特性

图 5 给出了桨叶前缘和后缘电磁网格的局部放大图,图中 Ψ 表示散射角.考虑真实桨叶外端部圆弧形的外形,桨尖和桨根处的电磁网格是通过从桨叶展向外边缘的上表面向下表面依次翻折 12 次生成。

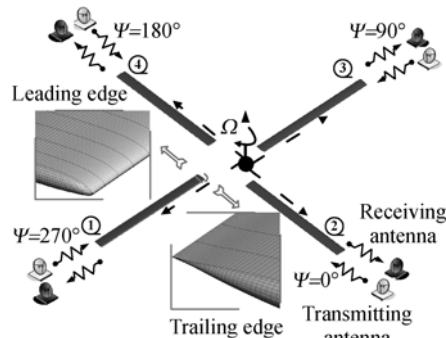


图 5 旋翼电磁网格

Fig. 5 Electromagnetic grids of rotor

表 2 给出了不同波段下旋翼 RCS 峰值 ($A_{\text{RCS, peak}}^{\Psi=0^\circ \sim 360^\circ}$) 和均值 ($A_{\text{RCS, mean}}^{\Psi=0^\circ \sim 360^\circ}$), 可以看出: 在水平 (HH) 和垂直 (VV) 极化方式下, 旋翼的 RCS 幅值比较接近, 原因是: 4 片桨叶的旋翼相对桨毂中心呈几何对称, 如图 5 所示, 旋转过程中雷达波始终垂直或倾斜照射 3 号桨叶位置的前缘、1 号桨叶位置的后缘、2 号桨叶位置的桨尖和 4 号桨叶位置的桨根, 所以 4 片桨叶的叠加作用使得两种极化形式下的 RCS 幅值差距不明显。

表 2 不同波段下旋翼 RCS 峰值和均值

Table 2 Peak and mean value of RCS about rotor with different bands

f/GHz	极化方式	$A_{\text{RCS, peak}}^{\Psi=0^\circ \sim 360^\circ} / \text{dB} \cdot \text{m}^2$	$A_{\text{RCS, mean}}^{\Psi=0^\circ \sim 360^\circ} / \text{dB} \cdot \text{m}^2$
3	VV	7.88	-23.08
	HH	8.03	-22.05
6	VV	16.56	-22.12
	HH	16.61	-21.27

2.3.2 旋翼回波信号时频域灰度谱特性

计算条件选取陆基威胁度较高的雷达 S 波段 ($f=3\text{GHz}$) 和 C 波段 ($f=6\text{GHz}$), 垂直极化. 以旋翼的一个旋转周期 ($T=0.1898\text{s}$) 作为采样测试的总时长, 装配 4 片桨叶旋翼的散射回波周期为 $T_4=T/4=0.04745\text{s}$.

图 6 给出了不同波段下旋翼 RCS 时频域谱分布, 可以看出: 随着时间的不断推进, 4 片桨叶的旋翼旋转过程中产生的散射回波会引起正负交错的微多普勒频谱. 两种波段下旋翼旋转引起的频谱宽度范围分别约为 $-4\ 301 \sim 4\ 301\text{Hz}$ 和 $-8\ 602 \sim 8\ 602\text{Hz}$, 符合最大微多普勒频率公式 $f_{\text{dmax}}=2R\Omega\cos\alpha/\lambda$ 的计算结果, 式中, R 为旋翼半径, Ω 为桨叶旋转的角频率, α 为雷达波入射方向与桨叶旋转平面的夹角。

当 $T=NT_4$ ($N=0, 1, 2, \dots, n$) 时, 图 5 中雷达波从 0° 方位角入射到 4 片桨叶的旋翼, 逆向运动的 3 号桨叶前缘产生正的多普勒闪烁频带、顺向运动的 1 号桨叶后缘产生负的多普勒闪烁频带、2 号桨叶桨尖端部和 4 号桨叶桨根端部虽然沿雷达入射方向速度为零, 但具有较强的散射特征, 在零频域附近产生了短时 RCS 闪烁点。

2.3.3 旋翼动态 RCS 响应特性

因为旋翼围绕桨毂的旋转频率远远小于入射

雷达波的频率, 所以可以采用准静态原理离散时间序列, 将桨叶的周期性旋转运动分解为一个瞬时的过渡状态来开展旋翼动态 RCS 响应特性的研究. 图 7 为旋翼转动角选取 $\theta_n=0^\circ \sim 90^\circ$ 时, 间隔角为 15° , 共 6 个过渡状态示意。

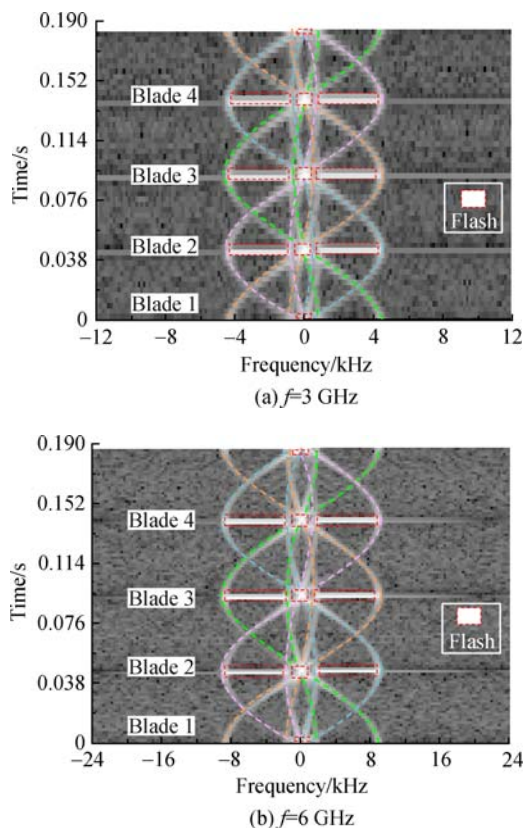


图 6 不同波段下旋翼 RCS 时频域谱分布
Fig. 6 RCS time-frequency domain distributions of rotor with different bands

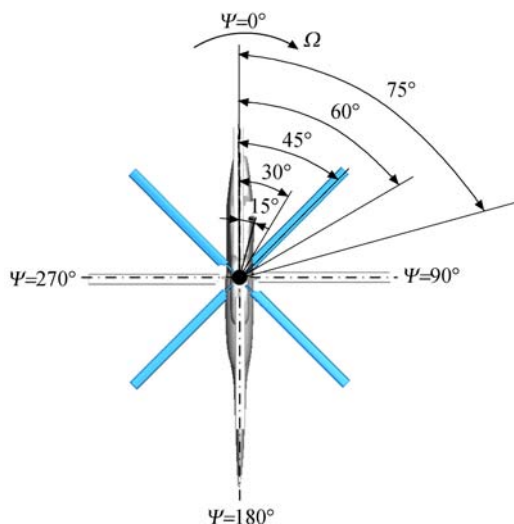


图 7 旋翼旋转示意
Fig. 7 Schematic of rotating rotor

图8给出了考虑旋翼旋转后的全机动态 RCS 响应.可以看出:旋翼转动时,直升机的 RCS 响应具有连续和振荡性,对全机 RCS 产生的响应变化的幅值范围约为 $-8.0 \sim 15.0 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$,影响的角域范围约为 $10^\circ \sim 80^\circ$ 和 $100^\circ \sim 170^\circ$,可见孤立机身加装旋翼后,雷达散射回波信号加强,且动态 RCS 响应的幅值变化和角域范围明显增大,易被探测雷达识别,所以在旋翼隐身设计^[18]中可以结合桨叶气动特性要求修改外形布局(如新型桨尖、翼型搭配和负扭转分布等)或借助吸波材料(填充、涂敷和镀膜等)等措施来降低其目标特征信号.

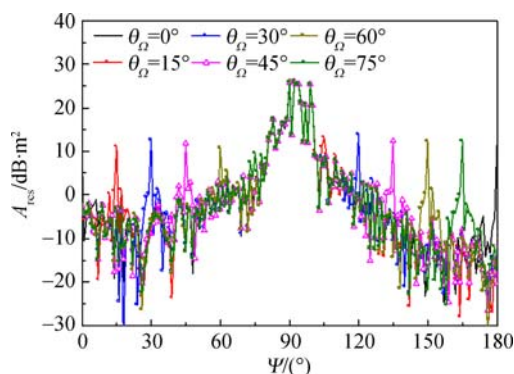


图8 计入旋翼旋转的全机动态 RCS 响应

Fig. 8 RCS dynamic responses of helicopter with rotating rotor

3 全机 RCS 响应特性综合分析

3.1 全机 RCS 姿态角响应特性

图9给出了雷达波频率选取 S 波段($f = 3 \text{ GHz}$)时,方位、俯仰和滚转 3 种姿态下直升机全机在 12 个重要角域范围内的 RCS 幅值的均值和峰值分布,可以看出

1) 方位角入射. 鼻锥、左侧向、右侧向、和尾追的 RCS 幅值的均值分别为 $-1.79, 8.72, 9.87 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$ 和 $-6.18 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$;在 4 个角域范围内当方位角为 $1.0^\circ, 90^\circ, 269^\circ$ 和 180° 时, RCS 峰值分别达到 $11.33, 34.85, 32.51 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$ 和 $14.38 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$,主要原因是由于多板面几何外形的机身、发动机、尾梁等部附件在侧向方位镜面散射面积大,同时平尾、垂尾和外露的尾桨等部件在尾追方位上产生强烈的镜面回波;

2) 俯仰角入射. 上侧向、鼻锥、下侧向和尾追的 RCS 幅值的均值分别为 $31.17, 14.96, 28.81 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$ 和 $12.90 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$,在 4 个角域范围内当

俯仰角为 $0^\circ, 109^\circ, 179^\circ$ 和 240° 时, RCS 幅值的峰值分别达到 $45.97, 21.98, 41.19 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$ 和 $16.77 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$;主要原因是在上侧向,旋翼、机身、发动机和平尾等部附件上表面的板块镜面散射面积大;在下侧向,机身腹部、尾梁、发动机和平尾等部附件下表面的板块镜面散射面积大;

3) 滚转角入射. 上侧向、下侧向、右侧方位和左侧方位的 RCS 幅值的均值分别为 $28.43, 24.14, 22.05 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$ 和 $21.64 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$,在 4 个角域范围内当滚转角为 $0^\circ, 180^\circ, 85^\circ$ 和 275° 时, RCS 幅值的峰值分别达到 $45.97, 38.20, 44.00 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$ 和 $40.77 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$,原因同俯仰角入射.

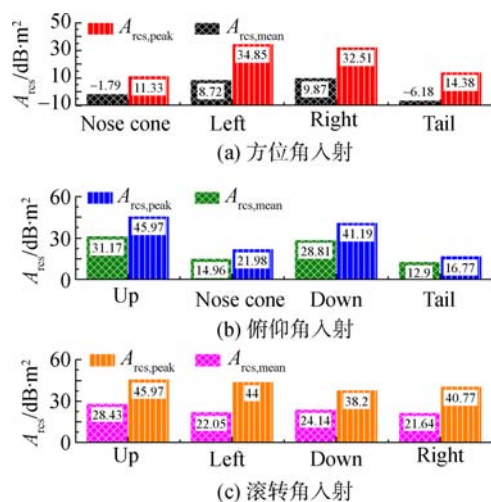
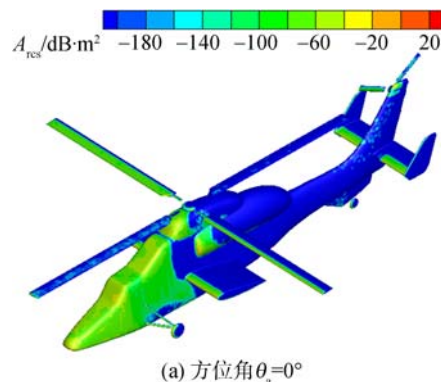


图9 3 种姿态下直升机 RCS 峰值和均值

Fig. 9 Peak and mean value of helicopter RCS in three attitudes

3.2 全机强散射源分布特征

为了提取直升机强散射源的方位和部附件,图10(a)~图10(f)给出了 6 个典型入射角下直升机的雷达散射云图.可以看出直升机雷达暴露最危险的区域主要有:由机身、尾梁、平尾、垂尾和尾桨等构成的侧向方位、由旋翼、机身凸台、短翼



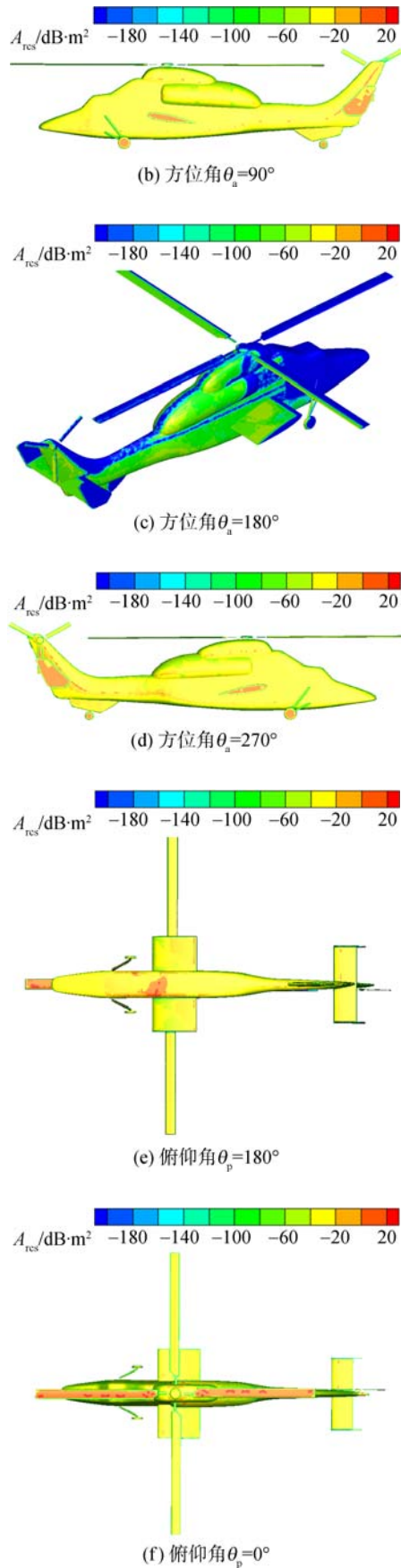


图 10 6 个角度下直升机散射云图

Fig. 10 Scattering contour of helicopter in six angles

和平尾构成的上侧向和由机身腹部、尾梁和平尾构成的下侧向。

4 雷达暴露概率

4.1 雷达最大探测距离

从雷达最大探测距离 $R_{\max}$ 方程式可知, 在外界相同背景条件下, 雷达探测距离正比于目标雷达截面的 4 次方根, 即 $R = (A_{\text{rcs}} / A_{\text{rcs}, \max})^{1/4} \cdot R_{\max}$. 选取模型 M5 在各角域范围的 RCS 幅值的均值作为 $A_{\text{rcs}, \max}$ 和暴露距离 $R_{\max}$ 为 100% 的基准。

图 11 给出了直升机 M1, M2, M3, M4 和 M5

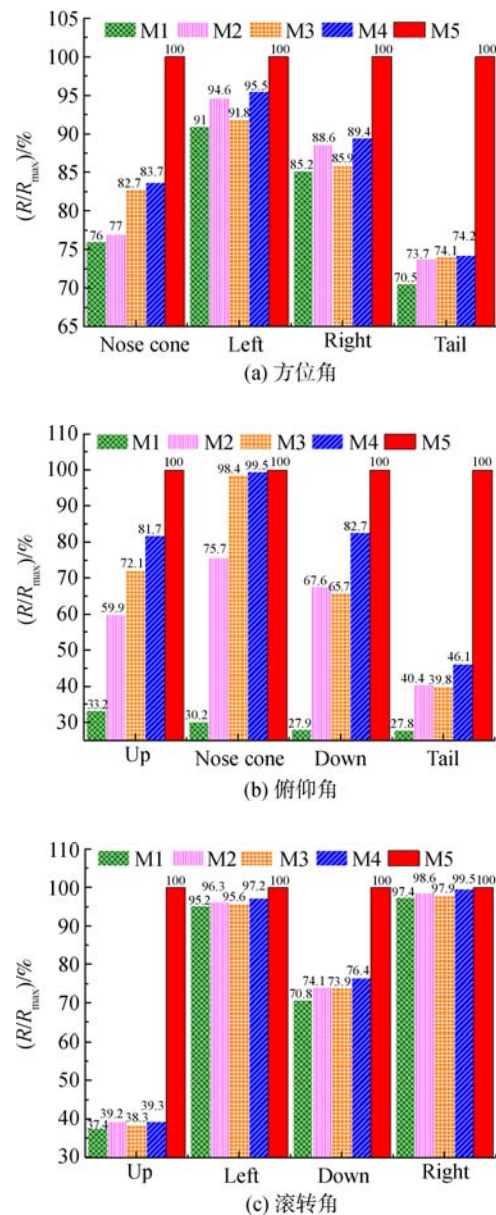


图 11 3 种姿态下直升机雷达探测距离

Fig. 11 Radar detection range of helicopter in three attitudes

模型在方位、俯仰和滚转3个姿态下12个典型角域范围的雷达探测距离比较,可以看出:各个角域范围内,RCS幅值的均值随着装配翼面类部件的增多,散射水平逐渐增强,雷达探测距离和目标暴露概率不断增大,因此控制翼面类部件的强散射特征是提高雷达隐身性能的关键之一。

以12个重要角域总的探测距离最小作为评估目标开展直升机的翼面类部件隐身综合分析。因为直升机高机动、灵活等特性,所以在进入和撤离战区时,鼻锥和尾追角域为雷达威胁最大区域,赋予权系数为3/24,左侧向和右侧向赋予权系数为1/12,上侧向和下侧向赋予权系数为1/24,构造目标函数。

通过目标函数评价3种姿态下直升机翼面类部件综合隐身能力的结果如表3所示:雷达探测的距离从大到小的顺序依次为M5,M4,M3,M2和M1,孤立机身的雷达探测距离加权和最小;装配短翼的M3模型的综合散射水平大于装配平尾的M2模型;相比孤立机身,分别添加平尾、短翼及平尾和短翼组合的直升机的雷达探测距离加权和 F 分别增加11.54%,14.88%和18.06%,暴露的概率都大幅提高,可以通过两种方式增强翼面类部件的隐身性能:采用内藏式短翼挂架;通过改进平尾垂直端板外形(如增加曲率半径、倾斜设计等)减弱镜面强烈散射特征等措施。

表3 5种直升机模型雷达探测距离加权和

Table 3 Weighted sum of radar detection range about five types of helicopter model

模型	$F/\%$
M1	63.35
M2	74.89
M3	78.23
M4	81.41
M5	100

4.2 雷达暴露预警机制和等级

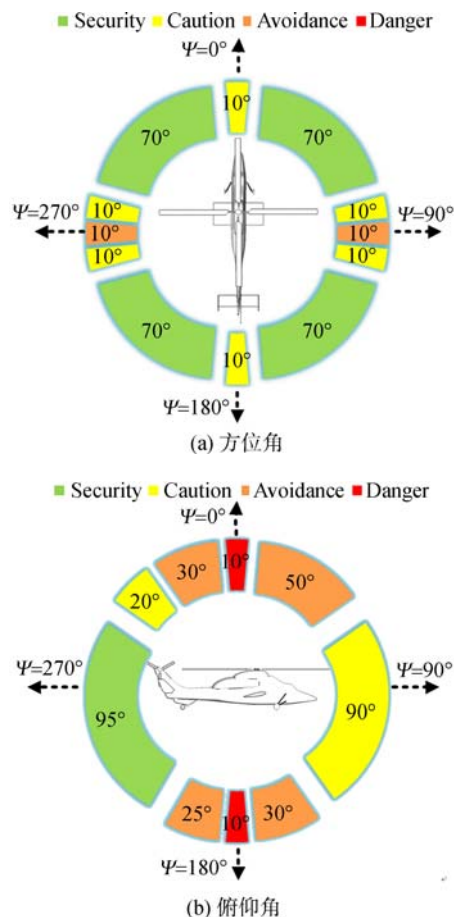
图12给出了雷达波频率选取 $f=0.5\sim 15$ GHz,步长为0.5 GHz时,按照4个不同范围的RCS幅值区间对应的雷达暴露百分比,提出建立直升机在方位、俯仰和滚转3个姿态下雷达暴露的4级预警机制和角域范围。

建立的4个预警等级 $0\sim 10.0\% R_{\max}$, $10.0\% R_{\max}\sim 31.62\% R_{\max}$, $31.62\% R_{\max}\sim 56.23\% R_{\max}$ 和 $56.23\% R_{\max}\sim 100.0\% R_{\max}$ 分别对应直升机安全(RCS幅值为 $-20.0\sim 20.0$ dB $\cdot$ m²)、警戒(RCS幅值为 $20.0\sim 40.0$ dB $\cdot$ m²)、规避(RCS幅值为 $40.0\sim 50.0$ dB $\cdot$ m²)和危险(RCS幅值为 $50.0\sim 60.0$ dB $\cdot$ m²)的角域范围。可以看出:在 $85^\circ\sim 95^\circ$ 和 $265^\circ\sim 275^\circ$ 的方位角域、 $-35^\circ\sim 55^\circ$ 和 $155^\circ\sim 200^\circ$ 的俯仰角域、 $-20^\circ\sim 20^\circ$, $80^\circ\sim 100^\circ$, $160^\circ\sim 200^\circ$ 和 $260^\circ\sim 280^\circ$ 的滚转角域都是该直升机雷达暴露最危险的区域,即该机对抗雷达最薄弱的角域。

针对建立的雷达暴露预警机制和等级,直升机对抗雷达探测可以采用如下方案:

1) 在新机型设计或老机型改装中可以结合气动特性的要求修改外形的布局方式(如图10中修改短翼和平尾的尺寸及安装角度、内藏收放式起落架等),达到协同、控制和减缩全机在图12中危险及规避角域范围内的RCS幅值。

2) 针对不同姿态下强散射特征明显的部件和易被雷达探测的方位(如图10中直升机强散射的分布和图12中各个危险及规避的角域范围),通过合理涂敷或填充吸波材料,有的放矢的缩减强散射分布特征。



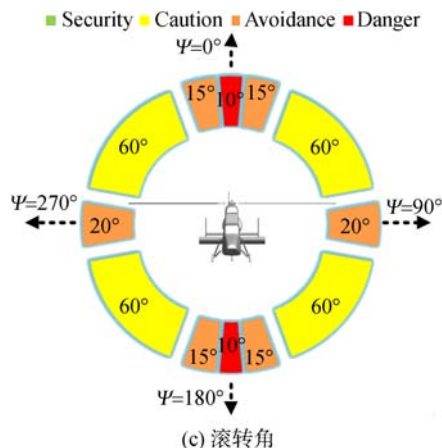


图 12 3 种姿态下直升机 RCS 预警等级

Fig. 12 Warning levels of helicopter in three attitudes

3) 在重要的易暴露方位(如图 12(a)中机身正侧向、图 12(b)和图 12(c)中机身上表面凸台、短翼及平尾的上下表面和机腹等)加装警报信号器,在活动接收到警报后,可以调整姿态尽量规避危险角域正对雷达探测方向;或在将来装载有源射频装置主动发射相位相反的电磁波,对消散射回波,减小雷达锁定的威胁。

5 结 论

1) 在某些雷达散射角,装配平尾或短翼的直升机散射水平强,雷达暴露概率大,在新机型设计或老机型改装中可以采用内藏式挂架或修改平尾垂直端板的几何外型等措施减弱翼面类部件的散射特征。

2) 装配平尾、短翼及平尾和短翼组合的直升机相比孤立机身的雷达暴露距离依次增大 11.54%, 14.88% 和 18.06%, 综合隐身能力下降。

3) 按照 4 个不同范围 RCS 幅值区间对应的雷达暴露百分比,提出建立直升机方位、俯仰与滚转姿态下的雷达 4 级预警机制,可以通过调整飞行姿态规避危险角域来延迟雷达截获目标的时间,降低被发现的概率。

4) 直升机雷达暴露最危险的区域主要有由机身、尾梁、平尾、垂尾和尾桨等构成的侧向方位、由旋翼、机身凸台、短翼和平尾构成的上侧向和由机身腹部、尾梁和平尾构成的下侧向,隐身设计中可以结合气动特性的要求采用修改外形、针对性的涂敷填充吸波材料或有源对消等技术对抗雷达的探测。

参考文献:

- [1] Setlur P, Ahmad F, Amin M. Helicopter radar return analysis: estimation and blade number selection[J]. Signal Processing, 2011, 91(6): 1409-1424.
- [2] Chen V C. Radar signatures of rotor blades[J]. Proceedings of Society of Photo-optical Instrumentation Engineers, 2001, 4391: 63-70.
- [3] Bladel J V. Electromagnetic fields in the presence of rotating bodies[J]. Proceedings of the Institute of Electrical and Electronics Engineers, 1976, 64(3): 301-318.
- [4] Chen V C. Doppler signatures of radar backscattering from objects with micro-motions[J]. Institute of Engineering and Technology Signal Processing, 2008, 2(3): 291-300.
- [5] Pouliguen P, Lucas L, Muller F, et al. Calculation and analysis of electromagnetic scattering by helicopter rotating blades[J]. IEEE Transactions of Antennas and Propagation, 2002, 50(10): 1396-1408.
- [6] Pouliguen P, Miens J F, Moulinet R. Radar signatures of helicopter rotors in great bistatism[R]. Columbus: Antennas and Propagation Society International Symposium, 2003.
- [7] 苏东林, 宗国明, 吕善伟. 武装直升飞机雷达散射截面的估算方法[J]. 北京航空航天大学学报, 1994, 20(3): 248-252.
SU Donglin, ZONG Guoming, LÜ Shanwei. The method of calculating radar cross section of fighting helicopters[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1994, 20(3): 248-252. (in Chinese)
- [8] YE Shaobo, XIONG Junjiang. Geometric optimization design system incorporating hybrid GRECO-WM scheme and genetic algorithm[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(6): 599-606.
- [9] 陈行勇, 王祎, 陈海坚. 直升机目标微多普勒分析和仿真[J]. 电子信息对抗技术, 2009, 24(6): 25-28.
CHEN Hangyong, WANG Wei, CHEN Haijian. Micro-doppler analysis and simulation of a helicopter target[J]. Electronic Information Warfare Technology, 2009, 24(6): 25-28. (in Chinese)
- [10] 蒙志君, 吕明云, 武哲. 动态桨叶 RCS 特性的实验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(9): 1003-1006.
MENG Zhijun, LÜ Mingyun, WU Zhe. Experimental investigation on RCS characteristics of rotating blades[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(9): 1003-1006. (in Chinese)
- [11] 武庆中, 招启军. 直升机雷达散射截面计算与试验验证[J]. 直升机技术, 2012(1): 25-30.
WU Qingzhong, ZHAO Qijun. The calculation and the experimental validation of the radar cross section for helicopter[J]. Helicopter Technique, 2012(1): 25-30. (in Chinese)
- [12] 蒋相闻, 招启军. 考虑旋翼调制影响的直升机 RCS 特性分析及评估研究[J]. 航空动力学报, 2014, 29(4): 824-834.

- JIANG Xiangwen, ZHAO Qijun. Analysis and evaluation on RCS characteristics of helicopter considering modulated effect of rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(4): 824-834. (in Chinese)
- [13] 赫恩. 计算机图形学[M]. 北京: 电子工业出版社, 2010.
- [14] Jenn D C. Radar and laser cross section engineering second edition[M]. New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics Press, 2005.
- [15] Knott E F. The relationship between Mitzner's ILDC and Michaeli's equivalent currents[J]. IEEE Transactions of Antennas and Propagation, 1985, 33(2): 112-114.
- [16] Michaeli A. Equipment edge currents for arbitrary aspects of observation[J]. IEEE Transactions of Antennas and Propagation, 1984, 32(3): 252-258.
- [17] 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研究[J]. 航空学报, 2014, 35(11): 3123-3136.
- JIANG Xiangwen, ZHAO Qijun, MENG Chen. Effect investigations of helicopter rotor blade shape on its radar signal characteristics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(11): 3123-3136. (in Chinese)
- [18] JIANG Xiangwen, ZHAO Qijun, ZHAO Guoqing, et al. Integrated optimization analyses on aerodynamic/stealth characteristics of helicopter rotor based on surrogate model[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(3): 737-748.

(编辑: 王碧琚)