

考虑旋翼调制影响的直升机 RCS 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: 考虑旋翼调制的影响, 建立了适合于直升机全机雷达散射截面(RCS)特性计算的“面元-边缘法”, 兼顾计算效率和精度, 在外形变化剧烈地区域, 网格进行加密处理, 并保证电磁网格密度和尺度满足雷达波波长大小的比例关系. 以桨盘倾角方式计入桨叶的挥舞和变距运动, 采用准静态法模拟旋翼对全机 RCS 特性的影响. 分析了某直升机 RCS 极化、姿态、频率响应特性, 并根据直升机 RCS 和雷达探测距离关系, 提出了 4 级预警机制和角域范围. 研究表明: 旋翼转动时全机 RCS 动态响应具有连续性和对称性, 振荡区散射水平强, RCS 幅值为 $-5 \sim 12 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$; 奇数片桨叶比偶数片桨叶的 RCS 减缩 $2 \sim 5 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$, 且有利于控制直升机 RCS 包络线和散射峰值的时域响应, 增强雷达隐身性能.

关 键 词: 直升机; 旋翼; 雷达散射截面; 调制; 综合分析; 物理光学法; 等效电磁流法

中图分类号: V218; V221

文献标志码: A

Analysis and evaluation on RCS characteristics of helicopter considering modulated effect of rotor

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: Considering the modulated effect of rotor, a panel-edge method suitable for solving radar cross section (RCS) characteristics of the whole helicopter was developed. In order to improve grid generating quality of large shape changes, the high density grids were generated considering the accuracy and efficiency. Simultaneously, the density and scale of electromagnetic grids need to meet the radar wave length ratio. The blade pitching and flapping motions were included by inclination of disk, and the RCS characteristics of the whole helicopter effected by rotor were simulated by the quasi-static method. Then calculations and simulations on RCS of an helicopter about the polarization, attitude and frequency responses were carried out. According to the relationship between RCS of helicopter and detecting distance of radar, four-stage warning mechanism and angle domains were presented. The results show that the RCS dynamic responses of the whole helicopter is continuous and symmetric considering the rotating rotor, and the oscillation scattering is strong, with the amplitude of RCS between -5 to $12 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$. Compared with even blades, the RCS of odd blades is reduced from 2 to $5 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$, and the RCS envelope and time domain responses of scattering peak are controlled. Finally, the radar stealth performance can be improved.

Key words: helicopter; rotor; radar cross section; modulation;
comprehensive analysis; physical optics; method of equivalent currents

雷达隐身性能是直升机设计要求的一项重要指标,据研究^[1-3],在某些方位旋翼的最大雷达散射水平等效或大于机身,因此,通过预估、划分机身和旋翼这两个强散射源的等级、提取重点散射方位和缩减强散射源部附件的雷达散射截面,能达到增强隐身特性、缩短雷达探测的距离、降低被发现的概率的目的。

西方国家从 20 世纪七八十年代就投入了大量人力和物力开展直升机 RCS 的研究,RAH-66“科曼奇”成功研制以及类似“黑鹰”隐身改型版加入实战,表明国外在直升机隐身技术方面已具备很高的水平。由于保密等原因,国外对于飞行器隐身研究公开发表的文章相对较少,在有限的可查阅到的国外文献中,1976 年, Van Bladel^[4]首次提出旋翼的准静态处理方法,为研究直升机旋翼的散射特性提供了理论分析基础;Pouliguen 等^[5]结合电磁高频和准静态法开展了旋翼 RCS 时/频域分析,初步获得了旋翼调制旋转的多普勒频谱特性,但未涉及旋翼运动对全机散射特性影响的研究;Yoo 等^[6]利用射线追踪法对倾转旋翼机 V-22 俯视状态下的散射中心图像进行了提取,获得了全机强散射源部件的分布等,但没有考虑旋翼动态的影响因素。国内研究起步相对较晚,陆续取得了一些进展,但与国际先进水平相比仍有明显差距。近年来, YE 等^[7]通过电磁高频和遗传优化算法得到了某直升机侧向低 RCS 特性的几何外形;乔倩等^[8]利用 UG 建模软件结合计算机图形算法,初步研究了某直升机旋翼加入调制转动的 RCS 特性;包晓翔等^[3]借鉴固定翼飞机隐身技术,探讨了通用直升机 RCS 的减缩研究问题,获得了一些有意义的结果,但未细致考虑旋翼运动的调制影响。

上述国内外研究仅限于直升机 RCS 计算方法的建立、单独旋翼 RCS 的计算以及单一响应特性的分析等,直升机设计中对抗雷达探测的分级预警机制未见提及,且直升机旋翼特有的高速旋转、挥舞和变距的动态效应及桨叶片数改变等多重因子对全机散射影响的相关分析文章还鲜见报道,因此通过开展考虑旋翼调制效应的全机强散射分布特点和多元响应特性的综合研究,发现、控制和减缩直升机强散射源的部附件,对增强新型直升机雷达隐身的设计能力具有重要的理论和实际意义。

针对上述问题,考虑旋翼运动规律,本文首先将物理光学法和等效电磁流法相结合,建立一套

计入旋翼调制影响的直升机全机 RCS 综合分析方法。一方面在某直升机全机 RCS 综合响应特性分析的基础上,针对外形变化对 RCS 影响规律和雷达探测距离百分比大小分布特征,首次提出对抗雷达探测的安全、警戒、规避和危险 4 级预警机制和角域范围;另一方面充分考虑旋翼旋转、变距和挥舞调制影响,研究直升机的 RCS 动态响应及桨叶片数的时域特性,并结合调制效应给出直升机全机 RCS 的包络线、桨叶散射减缩的片数选择和 4 个重要方位散射的时域分布特征。

1 RCS 计算理论

本文着重考虑旋翼调制的影响,改进“面元-边缘法”^[9],建立一套直升机全机 RCS 综合分析方法,并用 Fortran 语言编制了 RCS 的计算程序。具体分以下几个部分。

1.1 几何建模和电磁网格生成

1.1.1 几何模型建立

某直升机全机的几何模型通过 CAD 软件建立。由于机身外形比较复杂,主要采用曲面造型设计模块来完成。基本参数如表 1 所示。整个建模过程分为 3 步:即旋翼建模、机身建模和装配。先用曲面造型设计完成各个部附件的单独建模,再进行全机模型的成型装配,如图 1 所示,鼻锥、左侧向、尾部和右侧向分别对应 $0^\circ \pm 30^\circ$, $90^\circ \pm 30^\circ$, $180^\circ \pm 30^\circ$ 和 $270^\circ \pm 30^\circ$ 的 4 个方位角域范围。

表 1 某直升机的基本参数

Table1 Basic parameters of a helicopter

参数	数值	参数	数值
全机长/m	14.28	全机高/m	3.37
全机宽/m	2.04	机身长/m	13.20
旋翼直径/m	11.9	桨叶片数	5
尾桨直径/m	1.37	尾桨片数	8

1.1.2 电磁网格生成

电磁网格要求用一系列拓扑结构的面元和棱边来描述复杂目标。为了兼顾计算效率和精度,在外形变化剧烈(桨叶前、后缘,机身过渡处)的区域,网格重点加密生成,保证电磁网格生成的密度和尺度满足雷达波波长大小的比例关系:一般认为曲面片上任意一点到该替代平面的距离小于 $\lambda/16$ (λ 为波长)时就能满足计算精度的要求,这样就可以将复杂的各曲面转化为平面积分的代数

和,便于实现 RCS 计算程序中对复杂积分方程的求解.图 2 给出了某直升机整体及其光电传感器转塔、涵道尾桨电磁网格的局部放大图,可以看出拟合的电磁网格模型具有很高的精度,同时网格分布满足上述比例关系.

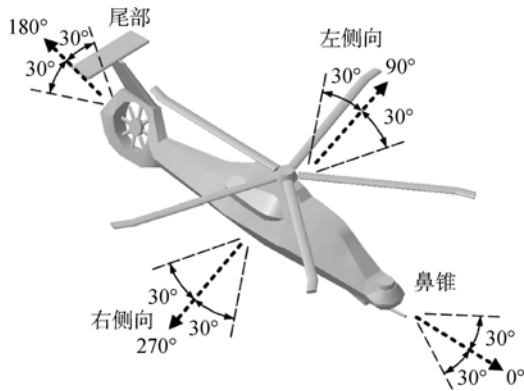


图 1 某直升机几何模型

Fig. 1 Geometric model of a helicopter

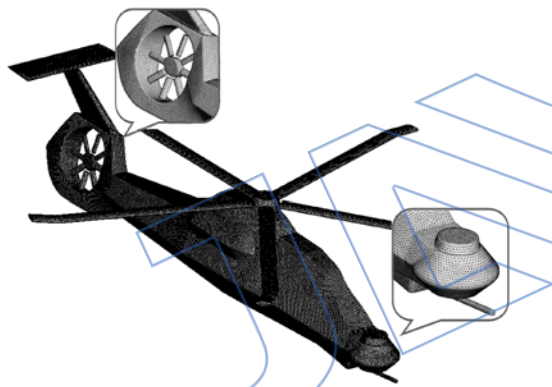


图 2 某直升机电磁网格

Fig. 2 Electromagnetic grids of a helicopter

1.2 面元散射场的计算

物理光学法是用散射体表面的感应电流来取代散射体本身,通过对表面感应场的近似和积分来计算目标的远场区散射场^[10].根据物理光学的 Stratton-Chu 方程^[11],在物体表面外任一点的散射场强为

$$\mathbf{E}^s = \oint_S [\mathbf{j} \omega \epsilon \mu (\mathbf{n} \times \mathbf{H}^i) \phi + (\mathbf{n} \times \mathbf{E}^i) \times \nabla \phi + (\mathbf{n} \cdot \mathbf{E}^i) \nabla \phi] dS \quad (1)$$

$$\mathbf{H}^s = \oint_S [-\mathbf{j} \omega \epsilon (\mathbf{n} \times \mathbf{E}^i) \phi + (\mathbf{n} \times \mathbf{E}^i) \times \nabla \phi + (\mathbf{n} \cdot \mathbf{E}^i) \nabla \phi] dS \quad (2)$$

其中 $\mathbf{E}^i, \mathbf{H}^i$ 分别表示总的电场和磁场强度; $\mathbf{E}^s, \mathbf{H}^s$ 分别表示目标散射波在雷达处的电场与磁场强度; $\mathbf{n}$ 为物体表面单位法矢量; ϕ 为自由空间

Green 函数; μ 为磁导率; ϵ 为电导率; ω 为电磁波的角频率; S 为散射体表面面积.

1.3 边缘绕射场的计算

物理光学法主要缺陷是没有考虑边缘绕射场的影响,在远离镜面反射方向上,物理光学法精度降低^[12].等效电磁流法^[13]假设在边缘各点处存在线电流 I_e 和线磁流 I_m ,并以远场辐射积分的形式对它们求和来表示绕射场,如下式:

$$\mathbf{E}_d = -jk\phi \int [Z I_e \mathbf{s} \times (\mathbf{s} \times \mathbf{t}) + I_m (\mathbf{s} \times \mathbf{t})] \cdot \exp(jk\mathbf{r} \cdot \mathbf{s}) d\mathbf{t} \quad (3)$$

式中 k 为入射波的波数, Z 为介质特征阻抗, $\mathbf{s}$ 为指向散射体方向的单位矢量, $\mathbf{t}$ 是沿该边缘回路方向的单位矢量, $\mathbf{r}$ 为边缘的位置法向矢量.

1.4 目标总散射场

计算出所有面元散射场和边缘绕射场后,矢量叠加得到总散射场:总散射场=面元散射场+边缘绕射场.

1.5 全机 RCS 计算流程

直升机全机 RCS 的具体计算流程如图 3 所示,主要分为 3 个模块:前置处理、求解计算和分析设计,具体步骤如下.

1.5.1 前置处理模块

1) 确定直升机外形几何参数(旋翼、机身平面参数、剖面参数、部附件相对位置和旋翼运动姿态等)和初始条件(雷达波极化方式、姿态角和入射频率).

2) 应用计算机辅助设计对直升机进行机身及旋翼的几何建模和电磁网格划分.

3) 通过编制转换程序,构造符合 RCS 计算程序的直升机“面元-边缘”模型拓扑结构的 3 个数组文件(顶点、面元和边缘数组).

1.5.2 求解计算模块

1) 运用计算机图形学^[14]进行直升机面元和边缘遮挡关系的判断、消隐处理.

2) 采用物理光学法和等效电磁流法分别进行面元散射场和边缘绕射场的计算.

3) 将所有面元散射场和边缘的绕射场进行矢量叠加,得到直升机总散射场.

1.5.3 分析设计模块

1) 在雷达波入射平面 $0^\circ \sim 360^\circ$ 的 361 个姿态方位的循环计算后,进行直升机不同极化、全姿态、宽频率和旋翼动态 RCS 响应分布定性和定量

的综合分析。

2) 如果满足隐身设计目标要求,导出直升机 RCS 减缩外形方案;如果不满足,修改外形设计参数,重新计算。

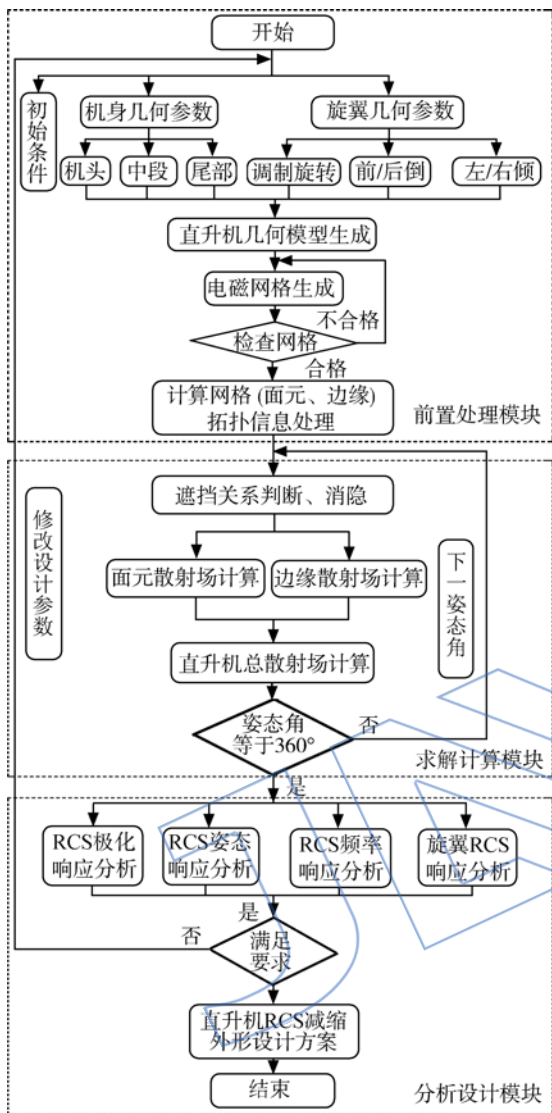


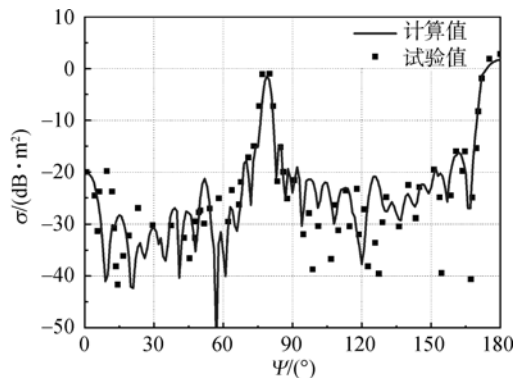
图3 直升机全机 RCS 特性综合分析流程图

Fig. 3 Flow chart of comprehensive analysis on RCS characteristics of whole helicopter

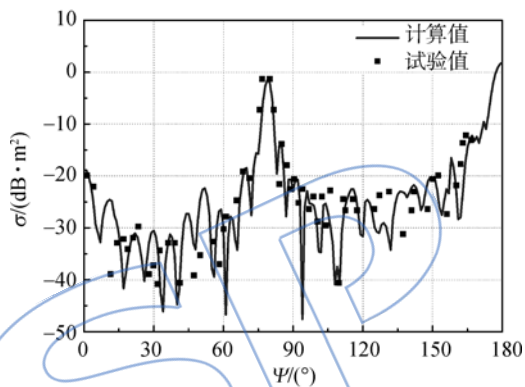
2 RCS 特性综合分析

2.1 圆锥 RCS 计算验证

为了验证本文方法的有效性,选用有测量数据可供对比的圆锥^[15]进行分析。计算条件:圆锥底半径为 80.3 mm,锥角为 $22^{\circ}36'$,雷达波频率为 6 GHz,极化方式为水平和垂直。图 4 给出了计算值与试验值的比较,吻合较好,表明本文方法对目标 RCS 仿真是有效的,可以用来评估飞行器的雷达隐身性能。图中将 RCS 的量符号记为 σ , Ψ 为



(a) 水平极化



(b) 垂直极化

图4 圆锥 RCS 计算和试验值比较

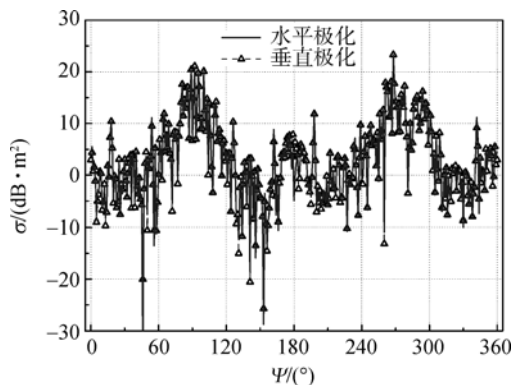
Fig. 4 Comparisons of calculated and test RCS data on cone

散射角。

2.2 直升机 RCS 特性综合分析

2.2.1 RCS 极化响应特性

图 5 给出了雷达波频率 f 分别选取 L 波段 (1 GHz) 和 X 波段 (10 GHz) 时,该直升机水平和垂直极化下的 RCS 响应。可以看出:不同极化方式下该直升机都在侧向方位附近散射最强且 RCS 幅值比较接近,只有个别方位角的 RCS 变化剧烈,但整体分布趋势一致。表 2 给出了 L(2 GHz),



(a) $f=1$ GHz

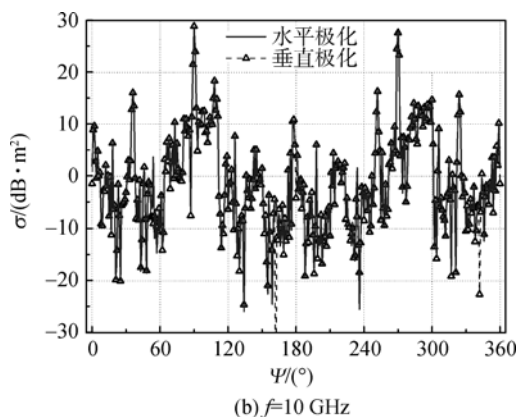


图5 RCS水平和垂直极化响应

Fig. 5 Responses of RCS on horizontal and vertical polarization

表2 RCS四个角域均值比较

Table 2 Comparisons of RCS mean value of four angle domains

波段	极化方式	$\bar{\sigma}/(\text{dB} \cdot \text{m}^2)$			
		鼻锥	左侧向	右侧向	尾部
L (2GHz)	垂直	-2.19	7.43	8.60	-3.12
	水平	-2.03	7.46	8.56	-2.89
S (4GHz)	垂直	-1.88	7.00	6.63	-3.62
	水平	-1.77	6.95	6.63	-3.50
C (8GHz)	垂直	-3.05	5.96	6.05	-5.87
	水平	-3.09	5.99	6.07	-6.14
K_u (12GHz)	垂直	-5.46	3.95	5.52	-8.83
	水平	-5.46	3.92	5.56	-8.55

S(4GHz), C(8GHz)和 K_u (12GHz)波段下,该直升机在水平和垂直极化时 RCS 的均值比较,变化不是很明显,极化影响较小.因此,这一点有利于该直升机对抗双极化天线预警雷达的探测.

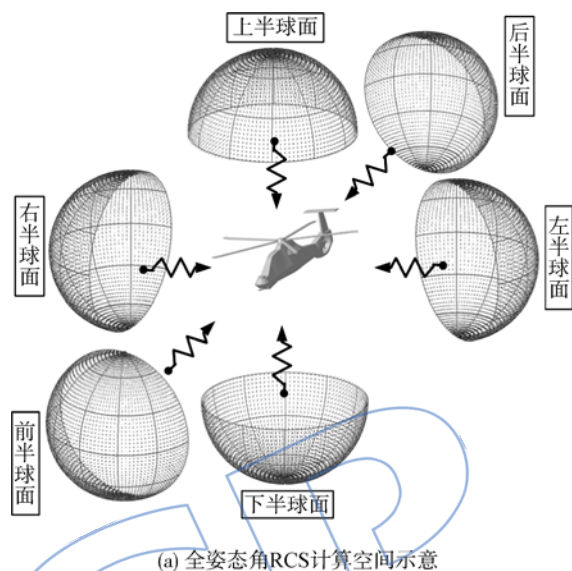
2.2.2 RCS 姿态响应特性

为了分析提取直升机姿态散射源方位,图6(a)给出了直升机全姿态角 RCS 计算空间示意图.本文全姿态角为方位角、俯仰角和滚转角分别在 $0^\circ \sim 360^\circ$ 的计算空间中,各自选取步长 3° 进行组合,构成上、下、左、右、前和后6个 RCS 分析半球面.图6(b)、图6(c)和图6(d)给出了直升机全姿态角 RCS 响应面,分析半球面 RCS 响应可以看出:

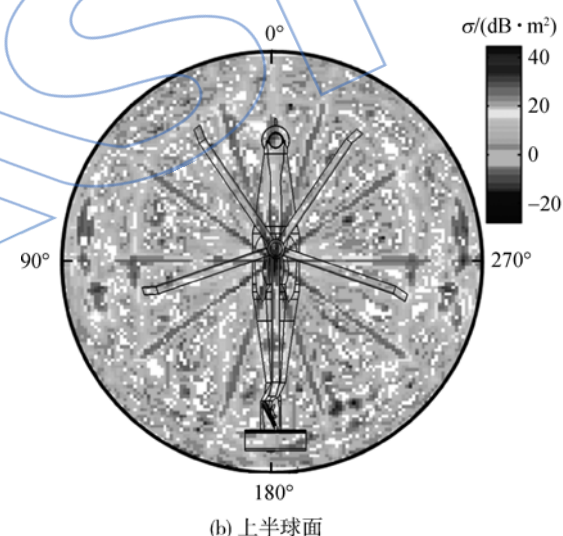
1) 桨毂和机身腹部位置是强散射源,因为机身受到气动、结构、容积等限制,俯视和仰视时机

身的正截面多由大面积的多面体组成,所以投影下镜面面积最大,散射最强.

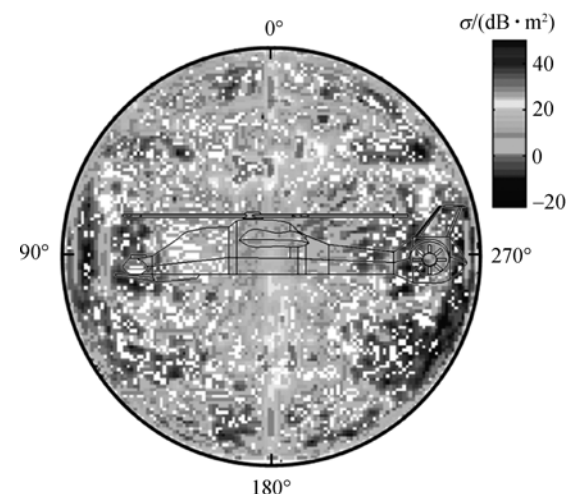
2) 机身正侧面 RCS 在 $90^\circ \pm 15^\circ$ 和 $270^\circ \pm 15^\circ$ 角域内分布较强,并且在方位角 90° 附近形成了



(a) 全姿态角RCS计算空间示意



(b) 上半球面



(c) 左半球面

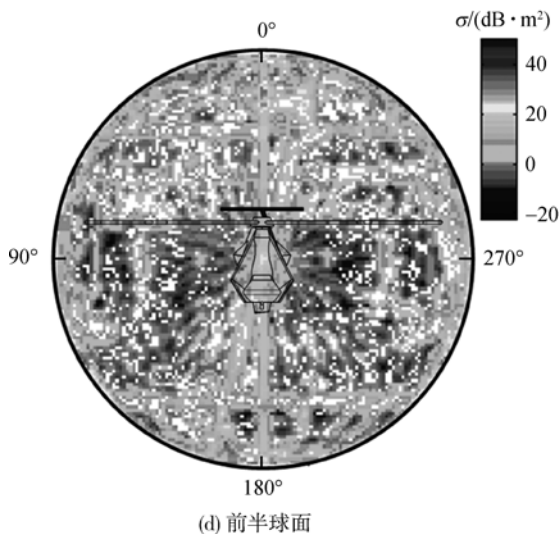


图6 直升机全姿态角的 RCS 响应

Fig. 6 RCS responses of helicopter on whole attitude angles

一条明显的强散射带,原因是机身正侧面镜面面积较大,所以散射分布较广。

3) 滚转角为 $75^\circ, 105^\circ, 255^\circ$ 和 285° 附近有强散射源出现,原因是机身剖面采用角度双向倾斜设计,将强散射方向集中在少数几个角域范围内,减少被雷达探测的概率。

2.2.3 RCS 频率响应特性

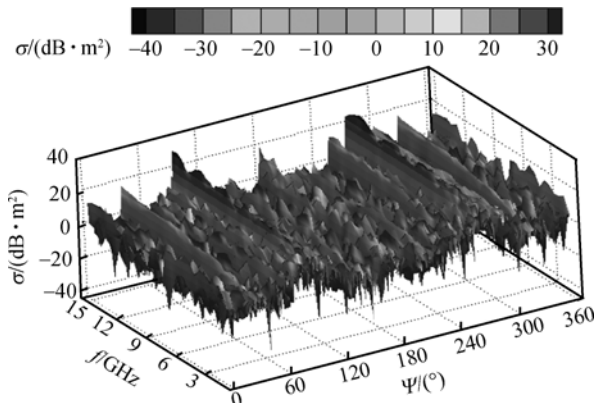
图7给出了雷达波频率为 $1 \sim 15$ GHz,步长选取为 1 GHz 时,直升机在 $0^\circ \sim 360^\circ$ 方位角域内的 RCS 频率响应,从图7可以看出:

1) 在鼻锥、左侧向、尾部和右侧向的4个角域范围,该直升机 RCS 均值 $\bar{\sigma}$ 随着电磁波入射频率的增加基本呈下降趋势,高频段比低频段的后向散射低,隐身性能好,因此对抗低频段远程预警雷达是该直升机提高性能的关键。

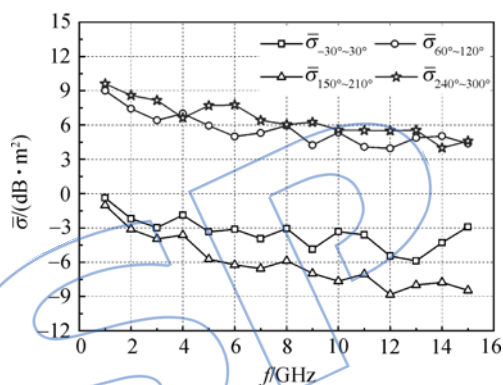
2) 在左侧向和右侧向的 RCS 均值比鼻锥高出约 $11 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$,即在该区域直升机的反射电磁波最强,是雷达探测的最佳区域,也即侧向方位是该直升机对抗雷达最薄弱的角域。

3) 电磁波从 L 波段增大到 K_u 波段,该直升机在方位角为 $30^\circ, 90^\circ, 270^\circ$ 和 330° 附近 RCS 的峰值虽越来越大,但散射的波束范围越来越窄,高频散射特性集中明显。

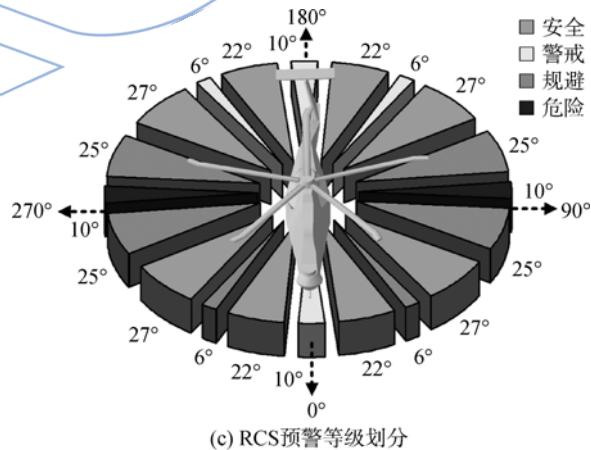
4) 根据雷达最大探测距离 $R_{\max}$ 的公式可知在相同条件下,探测雷达的最大作用距离与直升机 RCS 的四次方根成正比,即雷达探测距离 $R = (\sigma / \sigma_{\max})^{1/4} \cdot R_{\max}$,其中 $\sigma_{\max}$ 为全机的 RCS 最大值。图7(c)根据外形特征对 RCS 的影响规律,按



(a) 三维RCS频率响应曲面



(b) 4个RCS均值比较



(c) RCS预警等级划分

图7 直升机 RCS 频率响应

Fig. 7 RCS responses of helicopter on frequencies

照雷达探测距离百分比大小划分4个等级, $(0\% \sim 12.5\%) R_{\max}$, $(12.5\% \sim 25.0\%) R_{\max}$, $(25\% \sim 50\%) R_{\max}$ 和 $(50\% \sim 100\%) R_{\max}$,提出了对抗雷达探测的安全 ($-45 \sim 0 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$)、警戒 ($0 \sim 12 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$)、规避 ($12 \sim 24 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$) 和危险 ($24 \sim 36 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$) 的4级预警机制和角域范围。直升机可以通过两种方式增强隐身性能:一是在飞行中调整姿态尽量避免危险角域正对雷达探测方向;二是在设计中适当修改布局方式或有针对性地涂覆雷

达吸波材料,达到对不同的强散射中心合理缩减的效果。

3 旋翼 RCS 响应特性

旋翼是直升机区别于固定翼飞行器最大的结构特点。直升机在悬停和前飞过程中,旋翼桨盘会因为桨叶的变距、挥舞改变发生倾斜势,必引起 RCS 特性的动态变化,同时旋翼设计选择不同的桨叶片数也会对全机的散射特性和 RCS 时域特征带来影响。因为在入射平面内电磁波速远远大于旋翼桨尖线速度,所以可以将直升机旋翼 RCS 响应简化分解为一系列过渡的调制状态进行研究,其中以桨盘倾斜方式计入桨叶的变距和挥舞运动,采用准静态法模拟分析动态旋翼对全机的 RCS 特性的影响。

分析状态:雷达波频率 $f=5\text{ GHz}$,垂直极化,俯仰角 $\theta=0^\circ$,滚转角 $\phi=0^\circ$,旋翼转速 $\omega=355\text{ r/min}$ 。

3.1 旋翼 RCS 动态响应特性

图 8 给出了直升机旋翼在 $0^\circ\sim 180^\circ$ 方位角域内旋转、前/后倒和左/右倾时 RCS 动态响应(前倒和右倾用正的角度表示,后倒和左倾用负的角度表示)。图 8(d)和图 8(f)中上半部分为旋翼桨盘倾斜后 RCS 的分布,下半部分为以静态作为基准,倾斜不同角度后 RCS 与其的差值。从图中可以看出:

1) 旋翼转动时 RCS 动态响应具有连续性和对称性。图 8(a)为 6 个过渡状态示意,间隔为 12° 。从图 8(b)可以看出,旋翼旋转角度为 0° 与 36° , 12° 与 48° , 24° 与 60° 时,由于桨叶旋转对称性, RCS 峰值基本相当; $\sigma_{\max}$ 和 $\sigma_{\min}$ 为旋翼转动过程中 RCS 响应包络线; $\sigma_{\max}$ 和 $\sigma_{\min}$ 之间为旋翼调制转动引起的连续振荡区, RCS 幅值范围为 $-5\sim 12\text{ dB}\cdot\text{m}^2$,角域范围为 $10^\circ\sim 80^\circ$ 和 $100^\circ\sim 170^\circ$,可见旋翼 RCS 散射水平较强,在设计中需采用涂覆吸波材料、改变桨尖外形等其他措施来进一步缩减其 RCS。

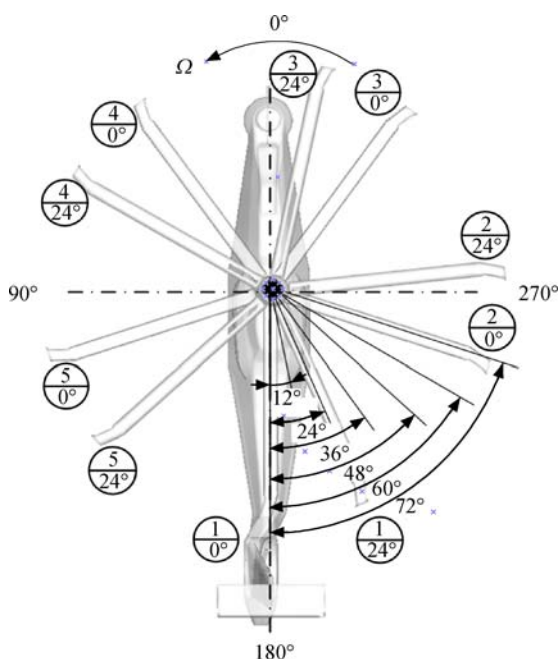
2) 旋翼桨盘位置改变时,左/右倾的散射水平比前/后倒要强,且不同桨叶位置 RCS 的分布具有一定的对称性。图 8(c)和图 8(e)为旋翼静止、前/后倒和左/右倾时 5 个过渡状态示意,间隔均为 5° 。表 3 和表 4 是桨盘前/后倒和左/右倾时图 8(a)中 4 号和 5 号桨叶的 RCS 均值。可以看出,桨盘左/右倾时,4 号桨叶 RCS 均值相比桨盘前/后倒要大 $0.42\sim 2.71\text{ dB}\cdot\text{m}^2$,5 号桨叶 RCS

均值相比前/后倒要大 $0.14\sim 0.73\text{ dB}\cdot\text{m}^2$,原因是旋翼在变距、挥舞时改变了桨叶和机身之间的遮挡关系,避免了桨叶外端面的大镜面散射,当桨盘倾斜角度为 10° 与 -10° , 5° 与 -5° 时,机身对桨叶的遮挡相对静止状态是存在对称性的, RCS 均值差距不大,所以在调制过程中,对应各片桨叶位置的 RCS 动态响应关于桨盘静态呈对称分布。

3) 旋翼桨盘位置改变时,后半球 RCS 动态响应相比前半球变化剧烈,侧向方位波动较小。从图 8(d)和图 8(f)可以看出,后半球可能由于存在平尾和垂尾对旋翼系统的遮挡, RCS 振荡频率加剧;在侧向方位,由于旋翼桨盘动态倾斜幅度较小,主要强散射源仍为机身侧向镜面部件,所以在 $90^\circ\pm 15^\circ$ 的角域范围内 RCS 变化不明显。

表 3 桨盘前/后倒时 4 号桨叶和 5 号桨叶位置 RCS 均值
Table 3 RCS mean value at position around No. 4 and No. 5 blades under condition of disk front/behind tilting

前/后倒 角度/ $^\circ$	RCS 均值/ $(\text{dB}\cdot\text{m}^2)$	
	4 号桨叶 ($34^\circ\sim 38^\circ$)	5 号桨叶 ($106^\circ\sim 110^\circ$)
+10	2.16	10.55
+5	6.04	10.87
0	7.35	11.31
-5	5.72	11.07
-10	2.47	10.46



(a) 旋翼调制旋转示意

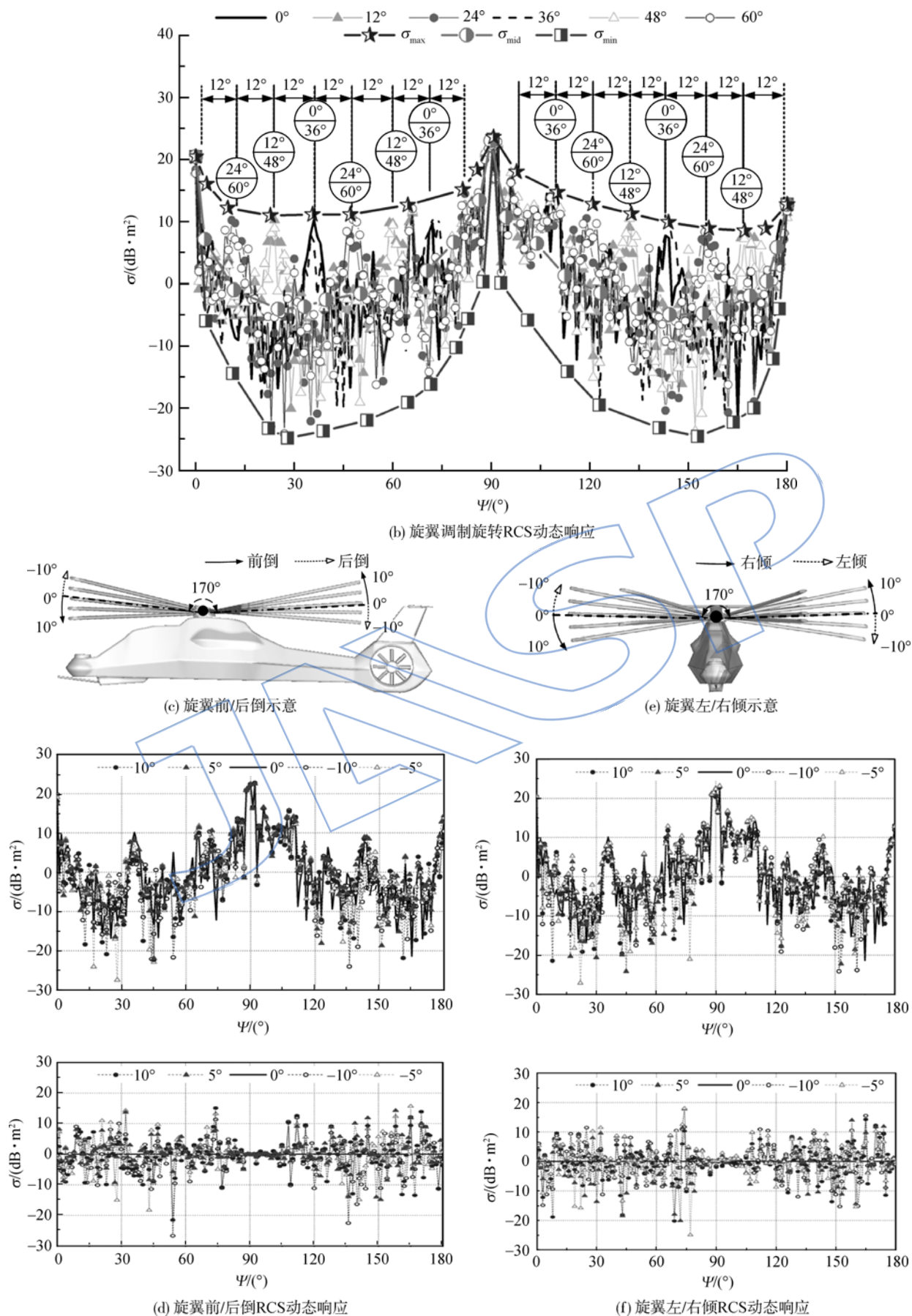


图8 旋翼 RCS 动态响应

Fig.8 RCS dynamic responses of rotor

表4 桨盘左/右倾时4号桨叶和5号桨叶位置 RCS 均值

Table 4 RCS mean value at position around No. 4 and No. 5 blades under condition of disk left/right tilting

左/右倾 角度/(°)	RCS 均值/(dB·m ²)	
	4 号桨叶 (34°~38°)	5 号桨叶 (106°~110°)
+10	4.87	10.69
+5	6.46	11.60
0	7.35	11.31
-5	6.52	11.21
-10	4.73	10.92

3.2 旋翼 RCS 桨叶片数响应特性

图9给出了旋翼设计分别选取桨叶片数 m 为2,3,4和5与裸机身组合的示意,并标注了旋翼旋转的方向及度数;图10给出了不同桨叶片数(用下标2,3,4,5表示)的组合机身和裸机身的 RCS 上包络线(即最大响应)的比较,可以看出:

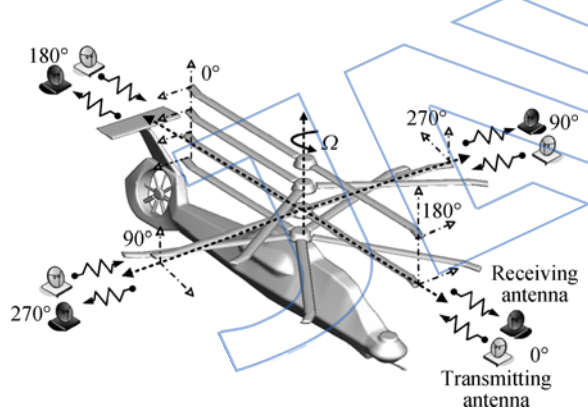


图9 不同桨叶片数与机身组合示意

Fig. 9 Schematic of combination of fuselage with different blade numbers

1) 选取4片桨叶时,旋翼在旋转过程中总存在1片桨叶的前缘、1片桨叶的后缘和1片桨叶的外端部垂直于雷达接收方向,这会产生较强的镜面和边缘散射.在左右两个侧向方位时,主要强散射源为机身.不同桨叶片数的全机最大响应 $\sigma_{\max}$ 与机身最大响应 $\sigma_{\text{fuselage max}}$ 基本相当,但在某些方位时(如斜侧向方位),旋翼最大响应 $\sigma_{\text{rotor max}}$ 比 $\sigma_{\text{fuselage max}}$ 高了约20 dB·m²,这再次表明旋翼是直升机重要的强散射源之一.

2) 选取2片桨叶时,此时叶间角为180°,前行和后行桨叶的展向平行,产生较强的镜面和边

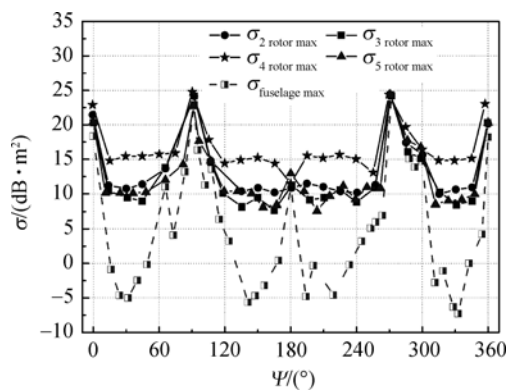


图10 不同桨叶片数组合机身的 RCS 响应

Fig. 10 RCS responses of combination of fuselage with different blade numbers

缘散射,但相比4片桨叶的旋翼,减少了1片桨叶的外端部的镜面散射,RCS的计算结果显示 $\sigma_{2 \text{ rotor max}}$ 比 $\sigma_{4 \text{ rotor max}}$ 减缩了约3 dB·m².

3) 选取3或5片桨叶时,叶间角不再是垂直的,避免了强散射源叠加的影响,且旋转过程中各片桨叶间存在相互遮挡的现象,降低了旋翼部分镜面散射的强度, $\sigma_{3 \text{ rotor max}}$ 和 $\sigma_{5 \text{ rotor max}}$ 比 $\sigma_{4 \text{ rotor max}}$ 和 $\sigma_{2 \text{ rotor max}}$ 减缩了约5 dB·m²和2 dB·m²,可见旋翼设计选取3或5片桨叶可以有效增强直升机的雷达隐身能力.

3.3 旋翼 RCS 时域响应特性

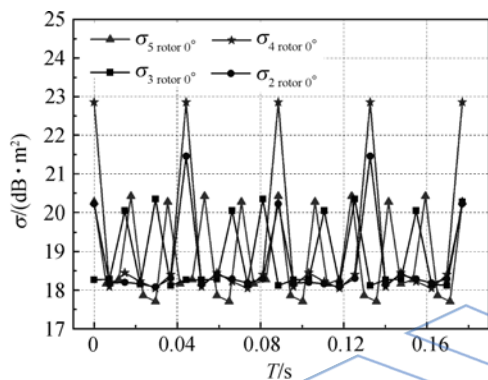
旋翼围绕桨毂作恒定的高速旋转,所以直升机雷达散射时域特征也呈周期性分布,旋翼由不同桨叶片数组合的直升机的 RCS 响应特性周期为 $T_m = 1/(m\omega)$.选取桨叶片数 $m=2,3,4$ 和5,对应的周期分别为0.084,0.056,0.042和0.034 s.图11给出了选取直升机4个入射角 Φ 和散射角 Ψ 相等的重要方位(如图9中入射和接收雷达位置:0°,90°,180°和270°)旋翼 RCS 时域响应.可以看出:

1) 当 $\Phi = \Psi = 0^\circ$ 时,如图11(a)所示,2片和4片桨叶组合机身 RCS 响应分别在 $T = (N+0.5) \cdot T_2$ 和 $T = NT_4$ ($N=0,1,2,\dots,n$) 时刻达到最大值 $\sigma_{2 \text{ rotor max}} = 21.45 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$ 和 $\sigma_{4 \text{ rotor max}} = 22.86 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$,3片和5片桨叶组合机身散射水平较低,分别为 $\sigma_{3 \text{ rotor max}} = 20.34 \text{ dBm}^2$ 和 $\sigma_{5 \text{ rotor max}} = 20.42 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$.

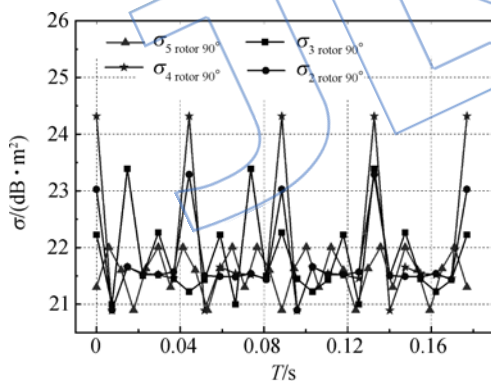
2) 当 $\Phi = \Psi = 180^\circ$ 时,如图11(c)所示,由于在尾部角域大面积镜面散射较少,同时平尾和垂尾会对旋翼系统存在一定的遮挡影响,所以直升机在此方位的散射能量较弱.对于不同桨叶片数组合机身,旋转过程中遮挡也会发生改变,选择5

片桨叶相比其他组合遮挡最少,所以其 RCS 的时域响应特征最强,在 $T = NT_5$ ($N=0,1,2,\dots,n$) 时刻达到最大值 $\sigma_{5 \text{ rotor max}} = 12.99 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$,其他桨叶组合机身的散射水平相当。

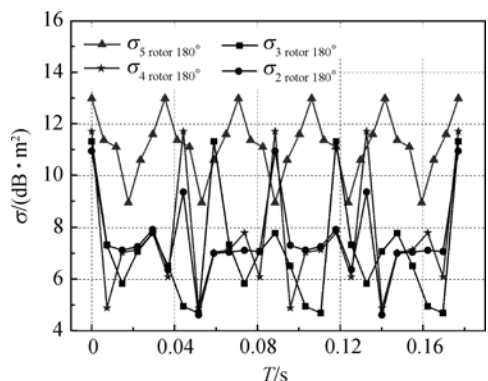
3) 当 $\Phi = \Psi = 90^\circ$ 或 $\Phi = \Psi = 270^\circ$ 时,如图 11(b)和图 11(d)所示,由于 2 片或 4 片桨叶的前、后缘及端面散射镜面积较大,它们构成的组合机身的散射能量依然较强.在左、右两个侧向方位 3 片桨叶组合机身分别在 $T = (N+0.25)T_3$ 和 $T = (N+0.75)T_3$ ($N=0,1,2,\dots,n$) 时刻达到最大值 $\sigma_{3 \text{ rotor max}} = 23.39 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$ 和另一个最大值 $22.69 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$,5 片桨叶组合机身的 RCS 散射水平最低。



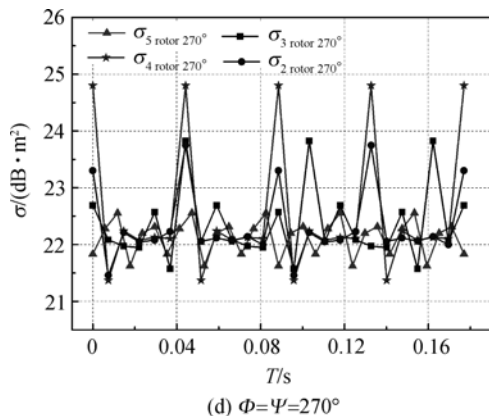
(a) $\Phi = \Psi = 0^\circ$



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



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



(d) $\Phi = \Psi = 270^\circ$

图 11 不同桨叶片数组合机身在 4 个方位 RCS 时域响应

Fig. 11 RCS time domain responses of combination of fuselage with different blade numbers along four directions

4 结 论

兼顾精度和效率,建立了直升机全机雷达散射截面的“面元-边缘法”,研究了考虑旋翼调制影响的直升机全机 RCS 的综合特性,计算结果表明:

1) 基于物理光学法和等效电磁流法相结合的直升机全机“面元-边缘法”的 RCS 分析方法,对考虑旋翼调制影响的直升机 RCS 计算具有较高的精度和效率,能够满足新型直升机雷达隐身设计应用的要求。

2) 根据雷达最大探测作用距离,提出了直升机对抗雷达探测的安全、警戒、规避和危险 4 级预警机制,可以通过适当修正直升机布局形式或有针对性地涂覆雷达吸波材料,达到对不同的强散射部附件合理缩减的效果。

3) 旋翼是直升机重要的强散射源之一,其转动时 RCS 动态响应具有连续性和对称性,且旋翼 RCS 连续振荡区散射水平强,在设计中可以采用桨叶修形、复合材料或吸波介质等措施来进一步减缩 RCS。

4) 旋翼桨盘位置改变时,由于机身对旋翼系统的遮挡关系发生变化,左/右倾时散射水平比前/后倒要强,且调制过程中对应不同桨叶位置的 RCS 响应也呈现对称性。

5) 旋翼系统设计中选择 3 片或 5 片桨叶相比 2 片或 4 片桨叶更加有利于控制和减缩直升机全机 RCS 的上包络线和散射峰值的时域响应分布,从而有利于雷达隐身。

6) 采用隐身设计的直升机 RCS 均值随着电

磁波入射频率的增加基本呈下降趋势,高频段比低频段的隐身性能好,因此对抗低频段远程预警雷达是该机提高性能的关键。

本文只考虑了理想导体条件下的雷达散射特性,真实的隐身直升机还大量采用复合材料、吸波材料和主动干扰等措施,这会进一步增强对抗预警雷达探测的隐身性能。

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] 汤子跃,王永良. 悬停直升机旋翼回波特性分析[J]. 空军雷达学院学报, 2000, 14(3): 1-4.
TANG Ziyao, WANG Yongliang. Study on blades echo of a hovering helicopter[J]. Journal of Air Force Radar Academy, 2000, 14(3): 1-4. (in Chinese)
- [3] 包晓翔,张云飞,杜晓松. 通用直升机雷达散射特性及 RCS 减缩[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 39(6): 745-750.
BAO Xiaoxiang, ZHANG Yunfei, DU Xiaosong. Radar scattering characteristics and RCS reduction of utility helicopter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 39(6): 745-750. (in Chinese)
- [4] Van Bladel J. Electromagnetic fields in the presence of rotating bodies[J]. Proceedings of the IEEE, 1976, 64(3): 301-318.
- [5] Pouliguen P, Lucas L, Muller F, et al. Calculation and analysis of electromagnetic scattering by helicopter rotating blades[J]. Antennas and Propagation, 2002, 50(10): 1396-1408.
- [6] Yoo J H, Kim C H, Chae D Y, et al. A radar target DB construction method using 3D scattering centers[J]. Proceedings of Society of Photo-optical Instrumentation Engineers, 2011, 8180: 81800Z. 1-81800Z. 6.
- [7] 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.
- [8] 乔倩,许家栋,刘萌萌,等. 直升机的 RCS 计算[J]. 航空计算技术, 2009, 39(3): 56-58.
QIAO Qian, XU Jiadong, LIU Mengmeng, et al. Calculating radar cross section of helicopter[J]. Aeronautical Computing Technique, 2009, 39(3): 56-58. (in Chinese)
- [9] 蒋相闻,招启军,徐国华. 基于面元边缘法的直升机 RCS 计算和分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(3): 424-429.
JIANG Xiangwen, ZHAO Qijun, XU Guohua. Calculation and analysis of RCS of helicopter based on panel edge method[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 43(3): 424-429. (in Chinese)
- [10] Knott E F, Tuley M T, Shaeffer J F. Radar cross section [M]. 2nd ed. Raleigh, US: SciTech Publishing, 2004.
- [11] Knott E F. A progression of high-frequency RCS prediction techniques[J]. Proceedings of the IEEE, 1985, 73(2): 252-264.
- [12] Jenn D C. Radar and laser cross section engineering[M]. 2nd ed. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics Press, 2005.
- [13] Knott E F. The relationship between Mitzner's ILDC and Michaeli's equivalent currents[J]. Antennas and Propagation, 1985, 33(2): 112-114.
- [14] 赫恩. 计算机图形学[M]. 蔡士杰, 宋继强, 蔡敏, 译. 北京: 电子工业出版社, 2010.
- [15] 李柱贞. 雷达散射截面常用算法[M]. 北京: 目标特性研究编辑部, 1981.