

悬停直升机的雷达探测技术

孙文峰, 张 晨, 王永良

(空军雷达学院重点实验室, 湖北武汉 430010)

摘 要: 首先对直升机旋翼的雷达回波进行建模与分析, 在此基础上分析了雷达探测悬停直升机的可能性, 提出了一种适用于所有直升机类型的多扫描周期积累检测系统方案, 讨论了可能影响其检测性能的因素。

关键词: 雷达检测; 悬停直升机; 恒虚警率处理

中图分类号: TN951 文献标识码: A 文章编号: 0372-2112 (2002) 06-0896-04

Radar Detection of Hovering Helicopter

SUN Wen feng, ZHANG Chen, WANG Yong-liang

(Key Laboratory, Wuhan Radar Academy, Wuhan, Hubei 430010, China)

Abstract: In this paper, the characteristics of the radar echo of helicopter rotor blade are analyzed firstly, then the possibility to detect a hovering helicopter by the main rotor echo (MRE) is analyzed. As a result, a multi scanning periods accumulate detection (MSPAD) strategy for detecting hovering helicopter against ground clutter is proposed, which is the same with all kinds of helicopter, and the factors that may influence the detection performance are discussed.

Key words: radar detection; hovering helicopter; CFAR

1 引言

强地(海)杂波背景中静止或慢速运动目标的检测一直是雷达信号处理的技术难点, 这是由于机载雷达和地面警戒雷达为了提高低空目标探测能力, 一般采用动目标检测(MTD)或动目标显示(MTI)滤波器滤除地杂波, 其主要特点是能发现运动速度较大的目标, 而将静止和慢速运动目标回波连同地杂波一起滤掉。幸运的是, 对直升机目标而言, 即使处于悬停状态, 其旋翼转动形成的多普勒调制信息仍为雷达的可靠检测提供了可能。目前, 对悬停或慢速运动直升机的雷达探测提出了时域和频域探测两种方案^[1,2]。利用直升机旋翼形成的多普勒调制谱进行目标探测的方案存在先天不足, 这是由于直升机旋翼的多普勒谱为低频段较宽的连续谱, 信号能量在频域上要比在时域上分散得多。本文首先对直升机旋翼的雷达回波进行建模与分析, 在此基础上分析了雷达探测悬停直升机的可能性, 提出了一种适用于所有直升机类型的多扫描周期时域积累检测方法, 讨论了可能影响其检测性能的因素和对策。

2 直升机旋翼回波特性分析

直升机的旋翼布局结构可以划分为如下两类: A类直升机: 单副主旋翼+尾翼。其主旋翼叶片数 N 一般为3~5, 其中以 $N=4$ 最多, 个别型号的 N 为6或2。这是一种最典型的直升机旋翼布局形式; B类直升机: 两副主旋翼结构相同, 反向旋转, 无尾翼。其主旋翼布局有共轴式和非共轴式两类。

直升机的雷达回波主要由机身、叶毂、主旋翼和尾翼回波四部分构成。机身回波和固定翼飞机回波相似, 悬停和慢速运动的直升机机身回波与地杂波难以区分; 叶毂回波相对机身回波在频谱上有一定展宽, 但还不足以从地杂波中分离出来; 直升机尾翼相对于主旋翼一般直径小且转速快, 回波强度太弱, 且易受机身遮挡, 在检测中可忽略。因此, 直升机的主旋翼回波是我们考察的重点。

2.1 直升机主旋翼回波模型

下面分别就以上两类直升机旋翼布局分析直升机的主旋翼回波特征。首先考虑单叶片的情况。由文献[2]可知, 若雷达发射单一频率信号, 直升机主旋翼单叶片的回波为

$$E(\theta) = Lc \cdot \cos \gamma \cdot \text{sinc} \left(\frac{2\pi L \cos \gamma}{\lambda} \sin \theta \right) \cdot \exp \left[-j \frac{2\pi L \cos \gamma}{\lambda} \sin \theta \right] \quad (1)$$

其中 γ 为雷达视线与螺旋桨旋转平面的夹角, L 为旋翼的长度, λ 为雷达发射信号波长, θ 为旋翼相对雷达视线的法线方向的夹角, c 为一个与雷达发射信号强度、螺旋桨的雷达散射截面(RCS)及雷达到主旋翼旋转轴的距离有关的常量。上式说明单叶片的雷达回波信号幅度为辛格函数, 叶片旋转一周可得到两个脉峰(对应 $\theta=0$ 和 $\theta=\pi$)。

设直升机的主旋翼叶片数为 N , 根据式(1)可以很容易地写出 A 类直升机主旋翼回波信号

$$S_A(\theta) = \sum_{n=0}^{N-1} E \left(\theta + \frac{n}{N} \cdot 2\pi \right) \quad (2)$$

令主旋翼叶片的转动频率为 ω_r , 则可将上式用时间表示

$$S_A(t) = \sum_{n=0}^{N-1} E \left[2\pi\omega_r t + \frac{2n\pi}{N} + \theta_0 \right] \quad (3)$$

θ_0 为某个叶片在 $t=0$ 时刻与雷达视线法线方向的夹角, 它是一个在 $[0, 2\pi/N]$ 上均匀分布的随机变量。

对 B 类直升机, 其主旋翼回波信号为

$$S_B(t) = \sum_{n=0}^{N-1} \left[E \left[2\pi\omega_r t + \frac{2n\pi}{N} + \theta_0 \right] \right] + \sum_{n=0}^{N-1} \left[E \left[2\pi\omega_r t - \frac{2n\pi}{N} - \theta_1 \right] \right] \quad (4)$$

两幅叶片的初始角度差 $\Delta\theta = |\theta_1 - \theta_0|$, 它是一个在 $[0, \pi/N]$ 上均匀分布的随机变量。

2.2 直升机主旋翼回波信号特性分析^[4]

与直升机检测有关的主旋翼回波信号特征有三个:

(1) 闪烁脉冲宽度 τ_s

取主旋翼回波脉冲的半功率点宽度为其闪烁脉冲宽度 τ_s 的度量, 容易推出

$$\tau_s = \begin{cases} \frac{0.443\lambda}{2 \cdot V_L}, & N \text{ 为偶数} \\ \frac{0.443\lambda}{V_L}, & N \text{ 为奇数} \end{cases} \quad (5)$$

其中 $V_L = 2\pi\omega_r L$ 为直升机旋翼顶端线速度。由于空气动力学的原因, 所有现役武装直升机的主旋翼线速度大致相同, 约为 210m/s ^[3]。因此, 主旋翼叶片数为偶数时的闪烁脉冲宽度约为叶片数为奇数时的一半。这是由于偶数片叶片的布局具有相对雷达视线对称的特点, 即在 $\theta=0$ 和 $\theta=\pi$ 的两个叶片总是同时出现, 它们相互叠加的结果使辛格脉冲半功率点宽度变窄。

(2) 脉冲闪烁周期 T_s

两类直升机的脉冲闪烁周期 T_s 均可表示为

$$T_s = \begin{cases} \frac{1}{N \cdot \omega_r} = \frac{2\pi L}{N \cdot V_L}, & N \text{ 为偶数} \\ \frac{1}{2N \cdot \omega_r} = \frac{\pi L}{N \cdot V_L}, & N \text{ 为奇数} \end{cases} \quad (6)$$

从上式可以看出, 对无论哪一类直升机, T_s 仅取决于直升机的主旋翼结构, 而与雷达体制无关。B 类直升机由于存在两幅主旋翼, 每个周期内都有两个闪烁脉冲, 由于两幅主旋翼叶片之间夹角 $\Delta\theta$ 的随机性, 最近邻脉冲时间间隔 ΔT 也是一个均匀分布的随机数

$$\Delta T \sim \begin{cases} U \left[0, \frac{\pi}{N \cdot V_L} \right], & N \text{ 为偶数} \\ U \left[0, \frac{\pi}{2N \cdot V_L} \right], & N \text{ 为奇数} \end{cases} \quad (7)$$

因此可以得出结论: 从概率上讲, 在旋翼参数和波束驻留时间均相同时, 雷达获取 B 类直升机回波比获取 A 类直升机回波更容易。

(3) 闪烁脉冲带宽 ΔF_s

分析直升机的旋翼调制信号频谱特征对制定雷达探测方案是必要的。从式(1)可知, 无论哪一类直升机, 其主旋翼回波均为辛格脉冲, 因此, 我们可以从理论上预知其频谱为比较

“平坦”的矩形。容易推出, 直升机悬停时的主旋翼闪烁脉冲带宽为

$$\Delta F_s = \frac{2 \cdot V_L \cdot \cos \gamma}{\lambda} \quad (8)$$

3 对雷达系统参数的要求

3.1 雷达脉冲重复频率 f_r

从式(8)可知, 直升机主旋翼回波信号的频谱带宽为 ΔF_s 。对常规脉冲体制雷达, 脉冲重复频率即为视频信号采样率, 因此, 根据奈奎斯特采样定理, 雷达脉冲重复频率 f_r 必须满足以下条件才能使采样信号不失真:

$$f_r \geq 2\Delta F_s = \frac{4V_L \cdot \cos \gamma}{\lambda} \quad (9)$$

对远程地面和机载警戒雷达, 可取 $\gamma \approx 0$ 。由 $V_L = 210\text{m/s}$, 算出 X 波段雷达探测悬停直升机的采样率下限为 28kHz 。如果其视频信号采用 I、Q 正交双通道处理方式, 则两个正交通道中的采样率下限为 14kHz , 应该说这一要求是比较高的。采样率高将增加系统数据采集和实时处理的难度, 而且对于远距离探测雷达来说, 增大脉冲重复频率还会导致测距模糊, 影响雷达对其它目标的探测。

3.2 雷达波束驻留时间 T

令雷达的方位波束宽度为 α , 扫描角频率为 ω , 则其波束驻留时间为 $T = \alpha/\omega$ 。根据式(6)、(7)可知, 无论哪一类直升机目标, 要保证在一次扫描周期内采集到至少一个主旋翼回波脉冲, 波束驻留时间 T 必须大于主旋翼脉冲闪烁周期 T_s 。从式(6)不难算出每种直升机的主旋翼脉冲闪烁周期, 大多数直升机的主旋翼脉冲闪烁周期均在 50ms 以内, 因此, 选取 50ms 为机械扫描雷达探测悬停直升机的波束驻留时间的最低要求是合理的, 但也比较苛刻, 它要求雷达必须有宽的波束宽度和慢的天线转速。若要通过积累进一步提高单次扫描的探测能力, 波束驻留时间应更长。

4 基于单次扫描的时域检测方案

如果雷达参数能够满足以上两个条件, 便可以直接利用单个主旋翼脉冲能量进行检测, 但很可能难以满足雷达系统对直升机探测距离的要求。这是因为: 一方面, 雷达为了兼顾其它目标的探测, 必须保持较高的系统数据率, 其波束驻留时间不可能很长, 雷达在一次扫描期间可能获得的直升机主旋翼回波脉冲很少; 另一方面, 根据理论分析和实际测试, 直升机主旋翼的 RCS 较其机身要小 10dB 以上。有源相控阵雷达由于其波束驻留时间可以灵活控制, 因此在探测目标时, 可以采用在多个常规扫描周期内穿插一个周期的慢扫描, 以重点搜索悬停直升机。此时, 雷达可以通过一次扫描获得不止一个主旋翼回波脉冲, 因此可以考虑积累^[3]和提取直升机的旋翼结构特征(如叶片数目、长度等)进行检测和识别^[4]。对使用中/高脉冲重复频率的 L/S 波段机载预警雷达, 其脉冲重复频率远大于直升机主旋翼回波的多普勒带宽, 这时可以考虑在检测前增加一个截止频率略大于直升机主旋翼最大多普勒频率的低通滤波器, 以提高信噪比^[3]。

当雷达系统受到其它任务的限制,不能在参数设计或工作模式上作出让步,以满足系统对探测悬停直升机所需的波束驻留时间时,并不是所有的扫描周期内都得不到直升机旋翼回波脉冲。由于直升机旋转和雷达扫描不可能完全同步,因此,只要直升机存在,雷达在一次扫描过程中,总可以以一定概率采集到其主旋翼回波脉冲,实现悬停直升机的检测,只不过这种情况相对两个条件完全满足时探测概率会有所下降。

设雷达的脉冲重复周期为 T_r , $T_r = 1/f_r$; 当以上两个条件均满足,即 $T \geq T_s$ 且 $T_r \leq \tau_s$ 时,在一定的虚警概率 P_f^0 要求下,雷达应用一次扫描获得的单个直升机旋翼闪烁脉冲进行检测的检测概率为 P_d^0 。则考虑到以上两个条件可能无法满足的情况,可将在同样的虚警概率 ($P_f^1 = P_f^0$) 限定下雷达单次扫描能够获得的探测概率 P_d^1 写成

$$P_d^1 = \begin{cases} P_d^0, & T \geq T_s, T_r \leq \tau_s \\ P_d^0 \cdot \frac{\tau_s}{T_r}, & T \geq T_s, \tau_s < T_r \\ P_d^0 \cdot \frac{T}{T_s}, & T < T_s, T_r \leq \tau_s \\ P_d^0 \cdot \frac{\tau_s}{T_r} \cdot \frac{T}{T_s}, & T < T_s, T_r > \tau_s \end{cases} \quad (10)$$

5 基于多次扫描的时域检测方案

5.1 多扫描周期积累检测的原理

为了解决波束驻留时间不够长使雷达探测悬停直升机的作用距离受限的问题,我们提出了多扫描周期积累检测系统方案,系统原理框图如图 1 所示。其基本思想是:首先通过单次扫描检测,其检测门限 λ_1 由检测概率 P_d^1 决定,取 $P_d^1 = 95\%$ 甚至更大,以保证在尽量不漏掉目标的同时,尽可能地去除虚警;然后通过延迟存储器保存最近的 M 个扫描周期的数据,进行 M 个扫描周期联合 CFAR 检测,其检测门限 λ_2 由虚警概率 P_f^2 确定,延迟时间 $\tau = 2\pi/\omega$ 为天线的扫描周期。取 $P_f^2 = 10^{-6}$ 甚至更小,以尽可能地去掉虚警,满足整个系统对检测性能的要求。最终由两级检测器组成的多扫描周期融合探测系统的性能为

$$P_f = P_f^1 \cdot P_f^2, \quad P_d = P_d^1 \cdot P_d^2 \quad (11)$$

为保证多周期积累检测的数据率不下降,将系统设计成总是用最新一次扫描的数据代替最旧的一次扫描数据,实现最近 M 个周期回波脉冲的积累。因此,系统除了雷达开机时的最初 $M-1$ 个扫描周期不能进行探测外,以后的每一次探测都能得到探测结果,使系统能够保持原有的数据率不变。

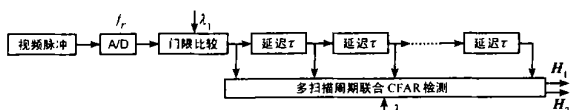


图 1 多扫描周期积累检测系统原理框图

5.2 多扫描周期主旋翼脉冲积累的方法

实现多扫描周期积累检测的关键,是如何实现多扫描周期获取的直升机主旋翼回波信号能量的有效积累。可能的积

累方式有两种,一种是重点型号直升机参数已知时的多级假设检验。即将系统设计成仅能探测有限 K 种重点型号的直升机,这有助于降低系统的复杂性。检测时对过去第 m 个扫描周期的数据进行循环移位 p 个单元, p 由下式决定

$$p = \text{int}[(m \cdot T) \bmod T_s] \cdot f_r, \quad m = 1, 2, \dots, M-1 \quad (12)$$

这里 T 为雷达扫描周期,“ \bmod ”表示取模(即前后两数相除的余数),“ int ”表示取整。循环移位的结果将使得所有 M 个扫描周期的主旋翼回波脉冲在时间轴上对准,以便于实现多扫描周期的非相参积累。

另一种可能的积累方式是 Hough 变换基础上的最近邻脉冲积累。多级假设检验法的前提是直升机的有关参数必须准确已知,而且直升机在雷达多次扫描期间是绝对悬停的,直升机不能有较大的震动或扰动,这很难符合实际情况。为此,我们设计了一种 Hough 变换基础上的最近邻脉冲积累法,其基本思想是:将雷达在同一方位多次扫描获得的采样数据排成一个矩阵,用第一门限将它量化为取值为 0 或 1 的二值图像,用 Hough 变换提取图像上的直线特征。积累时取离 Hough 变换得到的直线(可能是多条)在时间轴上的距离不超过 q 的所有“1”值点位置处的脉冲幅度相加。 q 值的选取应根据直升机可能的震动或扰动大小、一次积累需要的时间长短等因素综合确定。 q 的取值过大会导致检测时的虚警率上升,取值过小会丢失部分周期的有用脉冲,导致系统检测概率下降。

5.3 震动/扰动对检测性能的影响

在多个雷达扫描周期这一较长的时间内,直升机震动/扰动对检测性能的影响是不能忽略的。主要包括:

(1) 直升机的运动。直升机沿雷达视线所作的径向运动会使主旋翼回波脉冲幅度发生变化,但不影响多扫描周期的积累检测。直升机与雷达视线垂直的横向运动可能较大,它会改变雷达每次扫描采集到主旋翼回波的起始时间,对多扫描周期的积累产生影响。

(2) 直升机悬停姿态的变化。悬停过程中气流的变化会使直升机姿态产生随机变化,直升机作出各种战术动作(如射击等)都会使直升机的姿态发生明显改变。这实际上是改变雷达视线与直升机旋翼旋转平面的夹角 γ 。

(3) 直升机机身的随机震动。直升机完全靠螺旋桨驱动,其机身的震动远比喷气式飞机剧烈。直升机机身震动会使主旋翼回波脉冲幅度和位置均发生随机变化。

要定量地分析直升机震动或扰动对检测性能的影响,必须在仔细研究直升机的运动规律的基础上,建立直升机旋翼的震动或扰动的统计模型,并结合具体的雷达体制加以考虑。

5.4 积累周期数 M 的选取

积累周期数 M 的大小直接决定多扫描周期积累检测的性能。理论上,有效积累的周期数越多,检测系统的性能越好,但 M 值的选取受到以下因素的制约:

(1) 雷达的波束驻留时间 T 。当 $T \geq T_s$ 时,能够保证每次扫描都能采集到直升机主旋翼回波脉冲。但当 $T < T_s$ 时,则会出现部分扫描周期不能采集到直升机主旋翼回波脉冲,过大的 M 值反而会使检测性能下降。

(2) T 与 T_s 之间的相对关系。取

$$T_p = T \bmod T_s \quad (13)$$

实际上, T_p 表示相邻两个扫描周期之间可能出现的主旋翼回波脉冲的时间间隔。 T_p 越小, 说明主旋翼回波脉冲连续出现的周期数越多。 实际上, 当 $T < T_s$ 时, 主旋翼回波脉冲连续出现的周期数 m_c 可用下式表示

$$m_c = \text{int}[T/T_p] \quad (14)$$

M 的取值应综合各种重点直升机型号的 m_c 值进行选取。

(3) 直升机震动或扰动的强度。 直升机的某些扰动产生的影响是随时间累计的, 如在多扫描周期内直升机所作的相对雷达的横向运动。 积累周期数 M 选取过大, 随机震动或扰动将使 M 个扫描周期内获得的直升机主旋翼回波脉冲离排成一条直线相差太远, 因而无法达到预期的积累效果。 要将它们完全积累起来只有增大 q 值, 但 q 的增大无疑会使虚警增大, 反而得不偿失。

6 仿真实验及讨论

本文以某 X 波段机械扫描雷达探测典型直升机为背景进行了实验仿真。 图 2 为典型 A 类直升机 AH-64D 的主旋翼仿真回波; 图 3 为典型 B 类直升机卡-50 的主旋翼仿真回波。 设天线转速为 40 转/分, $f_r = 40\text{kHz}$, $T = 50\text{ms}$, 雷达对悬停的 AH-64D 连续扫描 10 个周期采集到的主旋翼仿真回波见图 4。

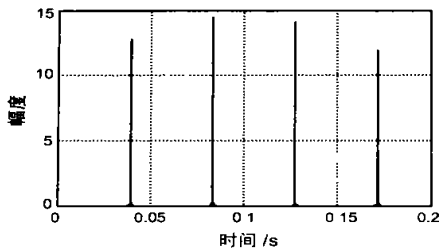


图 2 AH-64D 的主旋翼仿真回波

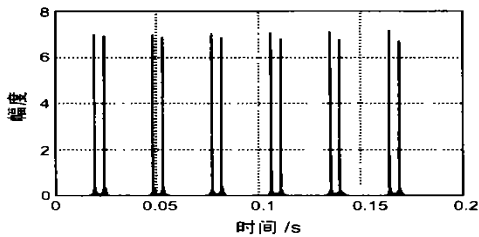


图 3 Ka-50 的主旋翼仿真回波

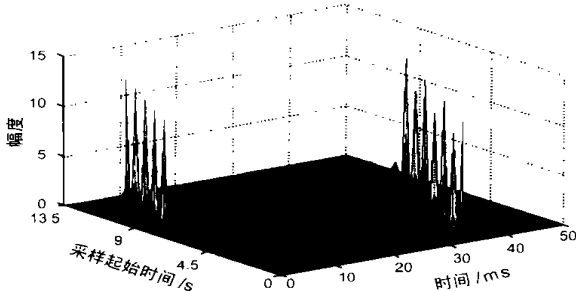


图 4 连续扫描 10 个周期得到的主旋翼仿真回波

今后的工作将主要集中在以下几个方面:

(1) 对直升机主旋翼的电磁散射特性进行分析, 建立针对不同雷达体制的主旋翼回波数学模型, 全面探索各种体制的雷达利用主旋翼回波信号探测悬停直升机的可行性;

(2) 对直升机悬停过程中的随机震动/扰动进行分析和建模, 对直升机运动和随机震动/扰动对雷达探测性能的影响进行定量分析;

(3) 继续对基于多扫描周期的时域积累检测方案进行完善, 定量分析各种积累措施对检测性能的影响。

参考文献:

- [1] 李道京. 悬停直升机探测问题的研究 [J]. 雷达与对抗, 1997, 3: 1-5.
- [2] J Misirewicz, et al. Analysis of recorded helicopter echo [A]. Proc of IEE Radar' 97 [C]. Edinburgh U K: 449-453.
- [3] Fulvio Gini, Alfonso Farina. Matched subspace CFAR detection of hovering helicopter [J]. IEEE Trans, 1999, AES-35(4): 1293-1305.
- [4] 孙文峰, 王永良. 一种检测悬停直升机的新方法 [J]. 现代雷达, 2001, (1): 28-32.
- [5] C E Rotander, H V Sydow. Classification of helicopters by the L/N quotient [A]. Proc of IEE Radar' 97 [C]. Edinburgh U K: 629-633.

作者简介:



孙文峰 男, 1970 年 6 月生于湖南汉寿, 1995 年和 1998 年于国防科技大学分别获得硕士和博士学位, 现为空军雷达学院重点实验室副教授, 中国电子学会高级会员, 主要研究方向包括雷达系统、信号与信息处理、雷达目标识别等, 发表论文 20 余篇, 获部委级科技进步一等奖 1 项。

张 晨 男, 1973 年 7 月生于河北沙河, 2001 年 3 月于空军雷达学院信号与信息处理专业获得硕士学位, 现为空军雷达学院重点实验室助教, 华中科技大学博士研究生。

王永良 男, 1965 年 6 月生于浙江嘉兴, 1990 年和 1994 年于西安电子科技大学分别获得硕士和博士学位, 1996 年 12 月从清华大学电子工程系博士后流动站出站。现为空军雷达学院首席教授, 博士生导师, IEEE 会员, 中国电子学会高级会员, 主要研究方向为: 雷达信号处理、自适应阵列、空间谱估计等, 已发表论文 90 余篇, 获部委级科技进步一、二、三等奖各 1 项, 出版学术专著 1 部。