

相控阵机载预警雷达对悬停直升机的探测

汤子跃¹,王永良¹,蒋兴舟²

(1. 空军雷达学院重点实验室,湖北武汉 430010;2. 海军工程大学兵器工程系,湖北武汉 430033)

摘要: 本文研究相控阵机载预警(AEW)雷达针对旋翼回波信号特点的检测技术,提出了采用时-空级联自适应处理(TSA)杂波抑制结合多多普勒通道联合检测的方法,并导出了具有恒虚警率(CFAR)特性的检测器结构.理论分析和仿真实验证明了这种检测器的可行性和有效性.

关键词: 悬停直升机;机载预警雷达;信号检测

中图分类号: TN59 **文献标识码:** A **文章编号:** 0372-2112 (2001) 09-1249-04

Study on the Detection Method of Hovering Helicopter Target with Phased Array Airborne Early Warning Radar

TANG Zi-yue¹, WANG Yong-liang¹, JIANG Xing-zhou²

(1. Key Research Lab. Wuhan Radar Academy, Wuhan, Hubei 430010, China; 2. Naval University of Engineering, Wuhan, Hubei 430033, China)

Abstract: This paper studies the detection method of hovering helicopter with phased array airborne early warning (AEW) radar. The approach to detect the flash echo-signal from blades of a hovering helicopter is proposed, which is used by the Multi-Doppler-Channel Joint (MCL) detection and Time-Space Cascaded Adaptive (TSA) processing to suppress clutter. The configuration of detector is given, the performance of the detector is analyzed, and the feasibility and effectiveness are verified with Monte Carlo test.

Key words: hovering helicopter; airborne early warning radar; signal detection

1 引言

武装直升机在现代战争中扮演着越来越重要的角色.目前,仅有少量文献就悬停直升机目标的探测问题进行了研究. Misiurewicz^[1]等对一些实际回波数据进行了分析,验证了直升机旋翼回波的闪烁特性,并在文献[2]中提到了多通道检测的思想,但没有给出具体的方法和结果;Rotander等^[3]在理论上讨论了直升机的识别问题,但其分析是在没有杂波和噪声的理想模型下进行的;F. Gini等^[4]提出了针对叶毂回波信号的恒虚警率(CFAR)检测方法,但由于叶毂的雷达截面积(RCS)很小,此方法可能只适用于近距离目标.

与其它目标不同的是,直升机目标的雷达回波由旋翼、叶毂及机身回波等组成.直升机主旋翼叶片较大,其半径一般在7米左右,转速为240~350转/分钟(由于空气动力学的原因,目前各种直升机的叶片外端线速度大致相同,约为260米/秒),RCS值通常为10~100m²(金属材料时)^[4];尾旋翼叶片长度较短,在与主旋翼旋转面相垂直的平面内作旋转,由于受机身的遮挡,雷达波束经常照射不到,回波强度较弱且不稳定;叶毂的RCS较小(典型估计值小于0.25m²),回波频谱分布较窄;机身反射特性与常规固定翼飞机类似,悬停状态下的机身回波无异于固定回波.这样,雷达探测悬停直升机目标最有可能利用的便是主旋翼回波.

由于受强杂波干扰和视距限制,常规雷达难以胜任对杂波背景中悬停直升机目标的探测任务,而相控阵机载预警(AEW)雷达受视距影响小、杂波抑制能力强,在此问题上具有明显的优势.因此,本文将主要就相控阵 AEW 雷达对旋翼回波信号的检测方法以及检测器的结构和性能进行研究.

2 直升机旋翼回波信号特点

2.1 旋翼回波信号的闪烁特性

假设直升机叶片等效为一个理想线源,雷达发射信号为 $u_s = \exp(j\omega t)$,可以推导出旋翼回波的模型为^[5]

$$u_r = \sum_{n=0}^{N-1} (l-r) \cdot \exp\left\{j\left[\omega t - \frac{4\pi}{\lambda}(R-vt) + \frac{2\pi}{\lambda}(l+r)\sin(\theta_n + 2\pi f_{rot}t)\cos\varphi\right]\right\} \times \text{sinc}\left(\frac{2\pi}{\lambda}(l-r)\cos\varphi\sin(\theta_n + 2\pi f_{rot}t)\right) \quad (1)$$

式中, ω 、 λ 分别为雷达工作角频率和波长; f_{rot} 为旋翼转速, N 为叶片数目, l 为叶片长度, θ 为叶片法向与波束的夹角(水平面内), r 为转轴半径, R 为雷达相位中心至直升机转轴中心的距离, v 为直升机径向运动速度, φ 为雷达波束与叶片旋转平面的夹角,悬停时, $\varphi \approx 0$. 图1给出的是模拟某雷达($\lambda = 3.3\text{m}$)连续照射“阿帕奇”直升机($N = 4, l = 7.315\text{m}$)所得到的旋翼回波信号波形.

收稿日期:2000-06-05;修回日期:2001-01-18

基金项目:国防科技预研基金(No. 98JS01.4.1JB4901)

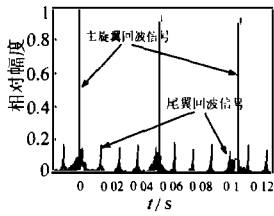


图1 旋翼回波信号波形

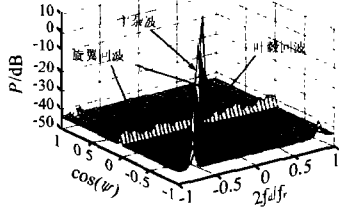


图2 AEW 雷达直升机目标回波与杂波功率谱

从式(1)可知,由于叶片的旋转响,旋翼回波信号的幅度受 sinc 函数调制,导致信号多普勒频谱展宽.当叶片与波束照射方向垂直时,回波最强,形成所谓的“闪烁”.闪烁持续时间 ΔT 与雷达工作波长、旋翼叶片数及转速等参数有关,近似有

$$\Delta T \approx \frac{k\lambda}{4\pi f_{rot}(l-r)}, \quad k=1,2 \quad (2)$$

其中, N 为偶数时, $k=1$, N 为奇数时, $k=2$. 由于回波信号信噪比较低,起主导作用的回波脉冲主要集中在 3dB 宽度内,这样,雷达的重复频率 f_r 应满足以下关系^[5]

$$f_r \geq \frac{4\pi f_{rot}(l-r)}{0.443\lambda} \quad (3)$$

上式说明,探测悬停直升机目标需采用低频雷达(如米波雷达)或高重频雷达.

2.2 回波信号的多普勒分布特点

AEW 雷达含有悬停直升机目标回波时的杂波功率谱如图 2 所示(坐标 $\cos\psi$ 是空域波束锥角的余弦, $2f_d/f_r$ 是归一化多普勒频率),机身回波与主杂波完全重叠;叶毂旋转时的线速度相对较小,其回波信号能量主要集中在主杂波区;主旋翼回波呈 sinc 调制形状,当 N 为奇数时,信号能量分布于单边(正区或负区),而 N 为偶数时,信号能量同时分布于整个多普勒区.

3 旋翼回波信号的检测

3.1 单通道 CFAR 检测原理

AEW 雷达杂波抑制的理论和研究方法已相当系统与深入^[7],这里我们选择计算复杂度小、性能相对较好的时空级联自适应(TSA)处理方法^[6]用于杂波抑制,结合多通道联合检测方法实现对旋翼回波信号的处理与检测. TSA 处理框图如图 3 所示,其中, $Y_k = [y_1, y_2, \dots, y_{K-2}]^T$ 为输入信号的第 k 个频域分量,其第 k 多普勒通道的输出为

$$Z_{kau} = W_{sk}^H \cdot Y_k \quad (4)$$

其中, W_{sk}^H 为第 k 多普勒分量的空域权矢量, H 表示共轭转置. 输出剩余杂波(包括噪声、干扰)功率 σ_k^2 为

$$\sigma_k^2 = P_{nko} = W_{sk}^H R_k W_{sk} = \frac{1}{S_S^H(\psi_0) R_k^{-1} S_S(\psi_0)} \quad (5)$$

式中, R_k 是杂波协方差矩阵. 输出信号与剩余杂波功率之比

$$SCNR_0 = \frac{|Z_{kau}|^2}{\sigma_k^2} = |W_{sk}^H \cdot Y_k|^2 \cdot S_S^H(\psi_0) R_k^{-1} S_S(\psi_0) \quad (6)$$

实际雷达还受到阵元误差和空间通道不一致性的影响,当空间接收通道较多时,可以认为 Z_{kau} 是条件高斯的. 这样,

可以得出基于 TSA 方法的单通道 CFAR 检测器的原理如图 4 所示,图中, $U_0 = \sqrt{-2\ln P_f}$ 是与虚警概率 P_f 有关的门限.

3.2 旋翼回波的多通道联合检测原理

旋翼回波信号多普勒严重展宽,采用多多普勒通道联合检测可以充分利用旋翼回波信号的能量,从而提高检测概率.为了兼顾杂波抑制能力和回波信号处理

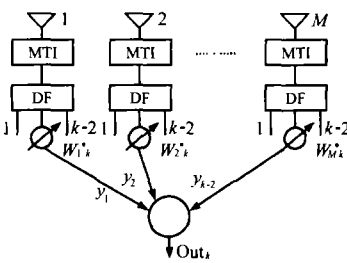


图3 TSA 方法原理框图

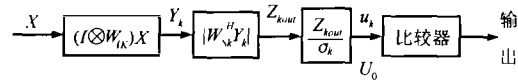


图4 TSA CFAR 检测器原理框图

增益,雷达检测时应采用中等相干处理长度,因为相干处理长度短,雷达杂波抑制能力低,而相干处理长度过长,会使旋翼回波信号的信噪比降低,并增加处理复杂度.同时,考虑到回波闪烁处于相干积累脉冲串的中心时增益最大(TSA 加权处理的影响),检测器应采用滑窗方式.这样,在图 4 的基础上导出旋翼回波信号 CFAR 检测器如图 5 所示.图中,长时间(出现两次以上闪烁的时间)的旋翼回波数据经滑窗处理排列成检测器所需的形式,送至 TSA 检测器(在正、负区各有 N_d 个多普勒通道),按门限 U_0 检测,信号超出门限时输出“1”,反之输出“0”;对正、负区的 N_d 个输出分别进行求和,其结果再分别与 N_0 进行比较,小于 N_0 输出“0”,反之输出“1”.这样,当回波较强时,比较器在一个回波“闪烁”期内可能会连续输出几个“1”,再经多周期检测综合判别后将比较器输出的“1”或连续几个“1”记为检测到一次“闪烁”.最后,根据观测时间内所检测到的“闪烁”次数估算出回波闪烁的周期,判断是否是直升机目标,确保检测器具有高的检测概率和低的虚警概率.

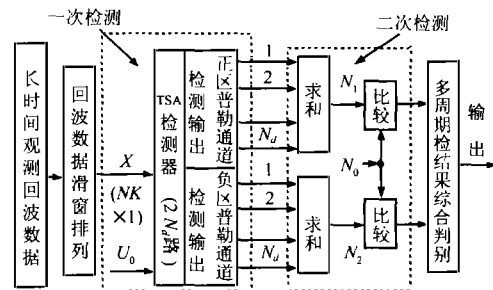


图5 多通道联合恒虚警率检测原理框图

3.3 旋翼回波检测器性能分析

设定检测器一次门限 U_0 ,二次门限为 N_0 ,则二次检测的虚警概率和检测概率分别为

$$P_{f2} = \sum_{j=N_0}^{N_d} C_{N_d}^j (P_{f1})^j (1 - P_{f1})^{N_d - j} \quad (7)$$

$$P_{d2} = \sum_{j=N_0}^{N_d} C_{N_d}^j (P_{d1})^j (1 - P_{d1})^{N_d - j} \quad (8)$$

$$C_{N_d} = \frac{N_d!}{j!(N_d-j)!} \quad (9)$$

其中, P_{d1} 为一定信噪比下单通道分量的检测概率, N_d 是用于二次检测的多普勒通道数目. 在选择门限时, 较低的一次门限 U_0 使检测器工作在较高的虚警概率下, 一次检测概率 P_{d1} 也较高; 二次检测使得检测器保持高检测概率 (P_{d2}), 而虚警概率 (P_{f2}) 降低. 下表 1 给出的是 $N_d = 7, N_0 = 5$ 时 P_{f1} 与 P_{f2} 的对应数值.

表 1 一次虚警概率与二次虚警概率的对应数值

P_{f1}	0.2	0.1	0.05	0.01
P_{f2}	4.7×10^{-3}	1.76×10^{-4}	6.03×10^{-6}	2.06×10^{-9}

3.4 旋翼回波检测器性能仿真

3.4.1 实验方案

仿真实验的重点是考察旋翼回波信号检测器的性能. 分析中, 对 AEW 雷达的背景杂波作一次性仿真, 估计出杂波(含噪声)协方差矩阵, 求得自适应权矢量. 然后, 对任意的被检杂波单元加注高斯白噪声进行检测器的虚警性能蒙特卡洛试验; 在检测性能实验中, 加入一定信噪比的信号, 并将回波闪烁时间与雷达相干处理脉冲串的中间位置基本对准, 以便省

表 2 CNR = 60dB 时的虚警实验数据结果(虚警数用 N_f 表示)

序号	实验次数	设定 P_{f1}	通道 1 N_f	通道 2 N_f	通道 3 N_f	通道 4 N_f	通道 5 N_f	通道 6 N_f	通道 7 N_f	二次检测 N_f, P_{f2}
1	5×10^4	0.2	9921	10109	9994	10098	10061	9968	9902	$240/4.8 \times 10^{-3}$
2	5×10^4	0.2	10118	10001	9978	9887	10011	9865	10033	$249/4.98 \times 10^{-3}$
3	1×10^5	0.1	9857	10116	10030	10003	9947	10030	10173	$22/2.2 \times 10^{-4}$
4	1×10^5	0.1	9979	10060	10101	10119	9946	9977	10050	$17/1.7 \times 10^{-4}$

(2) 检测性能

图 7 所示的是(背景同表 2 实验)输入信噪比为 0dB(输入信噪比 = 峰值功率与噪声平均功率之比)时 TSA 处理后各通道的输出情况, 其输入旋翼回波信号 ($N=3$) 如图 6 所示; 图 8 给出的是检测器在三种不同虚警概率下的检测性能曲线. 在相同杂波强度下, 幅度为 5%、相位误差为 0.05 弧度以及不同分布杂波(对数正态、韦伯尔和 K -分布)下的实验结果都与图 8 相近, 说明检测器的检测性能对阵元误差和杂波分布具有较强的稳定性. 不同杂波强度下的实验结果如下: 杂波较弱时, 检测器性能稳定; 当杂噪比大于 80dB 时, 虚警性能不变,

去滑窗处理, 提高试验速度. 试验参数为: 侧视工作, 阵面大小 8×16 , 载机高度 $H = 9500\text{m}$, 速度 $V_r = 180\text{m/s}$, 波长 $\lambda = 0.672\text{m}$, 脉冲重复频率 $f_r = 1225\text{Hz}$, 相干处理长度 $K = 34$, 脉冲功率 $P_r = 174\text{kw}$, 距离分辨率 $\Delta r = 150\text{m}$, 杂波单元为 160 个. 在中间的 8 个杂波单元中任选一个单元的杂波数据用作检测单元背景杂波, 在检测单元的两边各任选 64 个单元(共 128 个)用于估计杂波协方差矩阵. 取 $N_d = 7, N_0 = 5$, 选取第 24~30 个多普勒通道作为参检通道(因为 TSA 方法中含有 MTI 处理支路, 零多普勒(主杂波)通道附近性能较差).

3.4.2 检测器性能仿真

(1) 虚警性能

表 2 列出的是阵元幅度、相位误差标准差分别为 2% 和 0.02 弧度、杂噪比为 60dB 的瑞利杂波背景下的 4 次实验数据, 与表 1 理论值相符. 阵元幅度、相位误差标准差分别为 5% 和 0.05 弧度, 杂噪比为 60dB 和 80dB 的对数正态杂波背景下的实验结果与表 2 相近, 说明检测器虚警性能对阵元误差、杂波分布及强度具有好的稳定性, 这主要是因为 TSA 方法是以输出功率最小为准则的.

但检测概率下降, 这与参检通道的选择有关. 另外, 采用三通道联合自适应(3-C)方法^[7]来取代 TSA 方法进行了类似实验, 结果也与图 8 相近, 不同的是 3-C 检测器仿真时的计算时间大约为 TSA 检测器的 8 倍.

上述分析表明, TSA 结合多多普勒通道联合检测的方法是可行的, 检测器可以在低信噪比和强杂波背景下检测旋翼回波信号. 需要指出的是, 检测器中门限 N_d 和参检通道对检测器的性能有直接的影响, 其选择应根据具体的旋翼回波特点(由旋翼参数和雷达参数共同决定)来优化, 本文实验只是旨在证明多通道检测的理论.

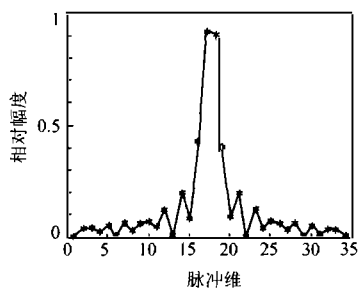


图 6 输入信号波形

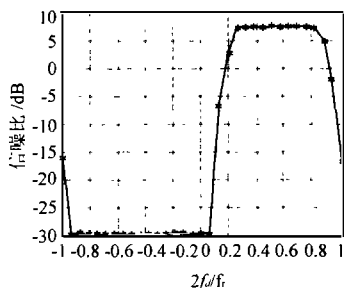


图 7 各通道输出信噪比

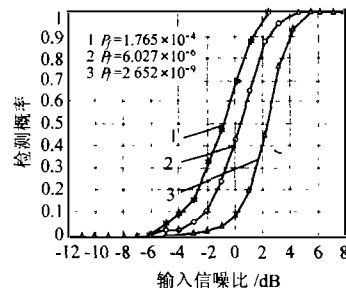


图 8 检测器检测性能曲线

4 结论

杂波背景中悬停直升机目标的探测是一大难题, AEW 雷达利用旋翼回波信号来对目标进行探测是一条有效的途径,

理论分析和仿真实验证明针对旋翼回波信号的多通道联合检测器是有效的.

参考文献:

- [1] J Misiurewicz, K Kulpa, Z Czekala. Analysis of recorded helicopter echo [A]. Proc. of IEE Radar '97 [C]:449-451.
- [2] J Misiurewicz, et al. Multichannel detection of helicopter echo [A]. International Radar Conference [C], Germany, 1998, :829-836.
- [3] C E Rotander, H Sydow. Classification of helicopters by the L/N-quotient [A]. Proc. of IEE Radar '97 [C]:629-633.
- [4] F Gini, A Farina. Matched subspace CFAR detection of hovering helicopters [J]. IEEE Trans., 1999, AES-35(4):1293-1305.
- [5] 汤子跃,王永良,蒋兴舟.悬停直升机检测问题研究[J].现代雷达,2000(1).
- [6] 保铮,等.相控阵机载雷达杂波抑制的时空二维自适应滤波[J].电子学报,1993,21(9):1-7.
- [7] 王永良,彭应宁.空时二维自适应信号处理[M].清华大学出版社,2000.
- [8] J S Goldstein, I S Reed. Multistage partially adaptive STAP CFAR detection algorithm [J]. IEEE Trans., 1999, AES-35(2):645-661.

作者简介:



汤子跃 男,1966年生于浙江湖州,博士,副教授.曾获军队科技进步奖2项,发表论文20多篇.目前主要从事雷达系统及信号处理等领域的研究.

王永良 男,1965年生于浙江嘉兴,教授,博士生导师.享受国务院津贴,首批入选空军级专家,曾获部级科技进步一、二、三等奖各1项,发表论文80多篇,其中被SCI、EI收入30多篇.出版《空时自适应信号处理》学术专著1部.主要从事空时自适应信号处理、雷达阵列信号处理领域的研究.

蒋兴舟 男,1938年生于上海,教授,博士生导师.曾获国家科技进步三等奖1项、军队科技进步二等奖3项.