

晴空飞机尾流的雷达探测性能分析

李 军 周 彬 王雪松 王 涛
(国防科技大学电子科学与工程学院 长沙 410073)

摘 要: 该文分析了晴空飞机尾流 RCS(雷达截面积)的频域特性和时变特性, 导出了相参多普勒雷达探测飞机尾流的 LMP(局部最大势)检测器及其检测概率、虚警概率的解析表达式, 在此基础上导出了尾流探测的雷达方程。仿真分析结果表明: 垂直入射的尾流探测性能一般优于斜入射探测; 当雷达观测时间较长时, 斜入射探测性能随雷达距离分辨单元的增大而改善; 对于单位长度 RCS 为 $-80 \sim -60$ dBm²/m 的飞机尾流, 其雷达探测距离可达 30~100 km。

关键词: 雷达; 飞机尾流; 相参探测; 雷达方程; 局部最大势

中图分类号: TN957.51

文献标识码: A

文章编号: 1009-5896(2009)12-2853-05

Radar Detection Performance of Aircraft Wake Vortices in Clear Air

Li Jun Zhou Bin Wang Xue-song Wang Tao

(School of Electronic Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In this paper, the frequency domain characteristic and time-varying characteristic of the RCS (Radar Cross Section) of aircraft wake vortices in clear air are analyzed. A LMP (Locally Most Powerful) detector is introduced for detection of aircraft wake vortices using coherent Doppler radar, and the analytical expressions of detection probability and false alarm probability are derived for the detector. Then the radar equations are deduced for radar detection of wake vortices. Simulation results indicate that, the detection performance of normal incidence is better than that of oblique incidence. The detection performance is improved with increasing radar range resolution, on condition that the radar observation time is long. For a wake vortex who's RCS per unit length is between -80 dBm²/m and -60 dBm²/m, the radar detection range can be between 30 km and 100 km.

Key words: Radar; Aircraft wake vortex; Coherent detection; Radar equation; Locally most powerful

1 引言

飞机尾流是飞机飞行时在其机身后部形成的一种大气涡流, 其涡旋强度大(尾涡切线速度可达 50~60 m/s)、持续时间长(可达几十秒到几百秒), 可严重威胁到机场飞行安全。根据美国国家运输安全委员会(NTSB)的数据记录, 1983~2000 年美国发生的尾流事故多达 130 次^[1]。因此, 国际社会对飞机尾流问题历来十分重视。美国、加拿大以及欧洲的英、法、德等国从 20 世纪 90 年代至今已开展一系列的尾流研究计划^[2]: WAVENC, C-Wake, I-WAKE, ATC-WAKE, WakeNet, WakeNet-USA, 等等。

目前, 国内外对飞机尾流的研究集中在其动力学特性和电磁散射特性方面^[3-8]。在尾流雷达探测的理论研究和实验研究方面, Shariff 等人研究了某 MST(Mesospheric Stratospheric Tropospheric)雷

达探测晴空飞机尾流的发射功率需求^[4], 其研究结果表明, 为达到 3 km 的尾流探测距离, 该雷达需要 586 W 的峰值功率; 2006 年 11 月, 法国 Thales 公司使用 X 波段 BOR-A550 雷达在巴黎附近的 Orly 机场进行了客机尾流的探测实验^[6]。在峰值发射功率仅为 20 W 的条件下, 该雷达实现了 0.7 km 处尾流的可靠探测, 并且其最远探测距离可达 7 km。

尾流雷达探测技术一般用于增强民航飞机的飞行安全性, 提高运输效率^[9, 10]。在军事应用领域, 由于飞机尾流的电磁散射特性与飞机翼展、起飞重量、飞行速度等紧密相关, 尾流雷达探测技术可望应用于飞机目标探测、识别等领域。因此, 本文系统地研究了晴空飞机尾流的 LMP 检测技术, 在此基础上导出了不同观测角条件下的尾流探测雷达方程, 并进行了尾流探测性能的仿真分析。

2 尾流 RCS 特性分析

早期的尾流 RCS 理论研究主要是基于

Tatarski^[11]的湍流弱散射理论和 Ishimaru^[12]的单次散射近似分析,把尾流视为一种湍流来进行研究。但后来的研究发现,在稳定演化阶段,尾流涡核周围有明显的层流现象,由此发展了分析尾流的层流理论。例如,Myers^[13]提出的保守被动模型,Shariff^[4]提出的径向密度梯度模型和绝热传输模型,等等。周彬^[14]基于 Born 近似和 Fraunhofer 近似,提出了一种新的尾流电磁散射特性分析方法,并利用该方法详细研究了尾流 RCS 的时域、频域特性,给出了不同时刻的单位长度尾流 RCS σ_0 (单位为 dBm^2/m) 随频率变化曲线(图 1 所示为零入射角情形,其仿真参数见表 1)。由图 1 可知,在 L 波段以下,随着入射频率的增加,尾流 RCS 呈现增大的趋势。在尾流卷起后的不同时刻,其 RCS 存在较大差异。以 L 波段为例,尾流卷起后 5 s 时其单位长度 RCS 可达 $-80 \text{ dB m}^2/\text{m}$,而在卷起后 50 s 时,其单位长度 RCS 可达 $-60 \text{ dBm}^2/\text{m}$,二者大约相差 20 dB。

表 1 尾流 RCS 仿真参数

参数	起飞重量 (kg)	翼展 (m)	飞行速度 (m/s)	涡距 (m)	涡核半径 (m)	涡环量 (m^2/s)
值	181,000	52.4	236	41.2	2.6	157

上述尾流 RCS 特性是在垂直入射(尾流轴线垂直于入射波传播方向)条件下得到的。关于斜入射(明显偏离垂直入射)条件下的尾流 RCS 特性,尾流雷达实验结果^[4]表明,斜入射、垂直入射条件下的尾流 RCS 未表现出显著差别,即尾流电磁散射不具有强方向性。因此,本文暂不考虑尾流 RCS 的方向性。

3 尾流检测器及其性能分析

3.1 尾流的 LMP 检测器

尾流的涡旋结构导致其散射回波具有独特的多普勒特性,其雷达回波模型显著不同于飞机、导弹等常规的雷达目标。根据文献[15]提出的晴空飞机尾流的雷达回波模型,基于单个 CPI(相参处理间隔)

处理的尾流检测问题即为以下的二元假设检验问题:

$$\left. \begin{aligned} H_0: \mathbf{z}_m &= \mathbf{n}_m \\ H_1: \mathbf{z}_m &= \mathbf{E}\mathbf{a}_m + \mathbf{n}_m \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

其中 $m = 1, 2, \dots, M$, M 为尾流占据的距离单元数; \mathbf{z}_m 为雷达观测矢量; \mathbf{n}_m 为 N 维零均值复高斯噪声矢量,其协方差矩阵 $\mathbf{C}_n = \sigma_n^2 \mathbf{I}_{N \times N}$, 其中 σ_n^2 为噪声功率, $\mathbf{I}_{N \times N}$ 为 N 阶单位矩阵, N 为单个 CPI 时间内雷达发射脉冲数; 矩阵 \mathbf{E} 为

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} e^{j2\pi f_1} & e^{j2\pi f_2} & \dots & e^{j2\pi f_K} \\ e^{j2\pi \times 2 f_1} & e^{j2\pi \times 2 f_2} & \dots & e^{j2\pi \times 2 f_K} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ e^{j2\pi \times N f_1} & e^{j2\pi \times N f_2} & \dots & e^{j2\pi \times N f_K} \end{bmatrix}_{N \times K} \quad (2)$$

其中 K 为多普勒频率数, f_k 为归一化多普勒频率; \mathbf{a}_m 为 K 维零均值复高斯矢量,其协方差矩阵 $\mathbf{C}_a = \sigma_s^2 \mathbf{\Lambda}$, 其中 σ_s^2 为单个距离单元内尾流的单脉冲回波功率, $\mathbf{\Lambda} = \text{diag}(\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_K)$, 其中 λ_k 反比于对应频率绝对值的三次方,即 $\lambda_k \propto |f_k|^{-3}$, $k = 1, 2, \dots, K$, 并满足: $\sum_{k=1}^K \lambda_k = 1$ 。

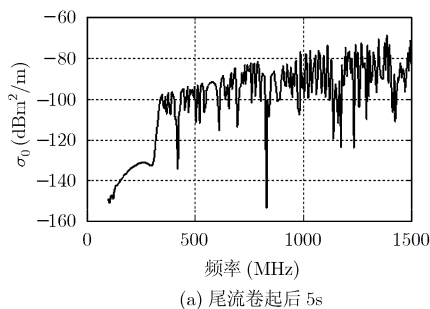
将观测矢量重排为 $\mathbf{z} = [\mathbf{z}_1^T, \mathbf{z}_2^T, \dots, \mathbf{z}_M^T]^T$, 则其在 H_0 假设下的协方差矩阵 $\mathbf{C} = \sigma_n^2 \mathbf{I}_{NM \times NM}$ 。在 H_1 假设下,由于各距离单元回波相互独立, \mathbf{z} 的协方差矩阵为块对角矩阵,即

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_{00} & & & \\ & \mathbf{C}_{11} & & \\ & & \ddots & \\ & & & \mathbf{C}_{MM} \end{bmatrix} \quad (3)$$

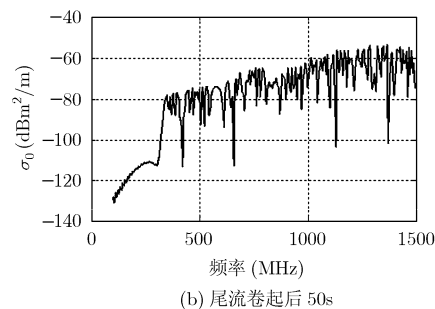
其中 $\mathbf{C}_{mm} = \mathbf{E}\mathbf{C}_a\mathbf{E}^H + \sigma_n^2 \mathbf{I}_{N \times N}$, $m = 1, 2, \dots, M$ 。

令 $\theta = \sigma_s^2$, 则在 H_0 假设下,有 $\theta = 0$ 。在 H_1 假设下,观测矢量 \mathbf{z} 的概率密度函数为

$$p(\mathbf{z}; \theta) = \frac{1}{\pi^{NM} \prod_{m=1}^M \det(\mathbf{C}_{mm})} \exp\left(-\sum_{m=1}^M \mathbf{z}_m^H \mathbf{C}_{mm}^{-1} \mathbf{z}_m\right) \quad (4)$$



(a) 尾流卷起后 5s



(b) 尾流卷起后 50s

图 1 单位长度尾流 RCS 随入射频率的变化曲线

由于尾流的电磁散射相对较弱, 本文主要考虑低信噪比条件下的尾流检测性能。在低信噪比条件下, 尾流探测可应用 LMP 检测, 即当^[16]

$$\left. \frac{\partial \ln p(\mathbf{z}; \theta)}{\partial \theta} \right|_{\theta=0} > \gamma \quad (5)$$

(其中 γ 为判决门限) 判为 H_1 , 否则判为 H_0 。根据^[17]

$$\frac{\partial \ln \det \mathbf{C}(\theta)}{\partial \theta} = \text{tr} \left(\mathbf{C}^{-1}(\theta) \frac{\partial \mathbf{C}(\theta)}{\partial \theta} \right) \quad (6)$$

$$\frac{\partial \mathbf{C}^{-1}(\theta)}{\partial \theta} = -\mathbf{C}^{-1}(\theta) \frac{\partial \mathbf{C}(\theta)}{\partial \theta} \mathbf{C}^{-1}(\theta) \quad (7)$$

其中 $\text{tr}(\cdot)$ 表示矩阵的迹, 推知

$$\frac{\partial \ln p(\mathbf{z}; \theta)}{\partial \theta} = \sum_{m=1}^M \left(\mathbf{z}_m^H \mathbf{C}_{mm}^{-1} \mathbf{E} \mathbf{A} \mathbf{E}^H \mathbf{C}_{mm}^{-1} \mathbf{z}_m - \text{tr}(\mathbf{C}_{mm}^{-1} \mathbf{E} \mathbf{A} \mathbf{E}^H) \right) \quad (8)$$

$$\left. \frac{\partial \ln p(\mathbf{z}; \theta)}{\partial \theta} \right|_{\theta=0} = \frac{1}{\sigma_n^4} \sum_{m=1}^M \mathbf{z}_m^H \mathbf{E} \mathbf{A} \mathbf{E}^H \mathbf{z}_m - \frac{1}{\sigma_n^2} \sum_{m=1}^M \text{tr}(\mathbf{E} \mathbf{A} \mathbf{E}^H) \quad (9)$$

由此推知 LMP 检验统计量为

$$T(\mathbf{z}) = \frac{1}{N\sigma_n^2} \sum_{m=1}^M \mathbf{z}_m^H \mathbf{E} \mathbf{A} \mathbf{E}^H \mathbf{z}_m = \frac{1}{\sigma_n^2} \sum_{m=1}^M \sum_{k=1}^K \lambda_k \hat{P}_m(f_k) \quad (10)$$

其中 $\hat{P}_m(f_k) = \frac{1}{N} \left| \sum_{n=1}^N z_m(n) e^{-j2\pi n f_k} \right|^2$ 为第 m 个距离单元回波在频率 f_k 处的周期图法谱估计。

3.2 检测性能理论分析

根据文献[15], 式(10)即为最佳检验统计量(其假设条件为 σ_s^2 , $\{f_k\}$ 已知)在大脉冲数、小信噪比条件下的准最佳形式, 其检测性能在文献[15]中已有详细讨论。为得到雷达可检测性因子的显式表达式, 对 LMP 检验统计量应用高斯近似, 即当 $M \gg 1$ 时, $T(\mathbf{z})$ 近似服从高斯分布, 此时检测性能仅由 $T(\mathbf{z})$ 的一、二阶矩决定。

式(10)中 $\hat{P}_m(f_k)$ 为复高斯随机变量的模平方, 其服从指数分布。因此, $T(\mathbf{z})$ 为独立指数分布随机变量的非均匀加权和, 其在 H_1 假设下的矩函数为

$$\Psi(s) = \prod_{k=1}^K \frac{1}{(1 - \lambda_k (1 + \text{SNR}_k) s)^M} \quad (11)$$

其中 $\text{SNR}_k = N\lambda_k \sigma_s^2 / \sigma_n^2 = N\lambda_k \cdot \text{SNR}$, $\text{SNR} = \sigma_s^2 / \sigma_n^2$ 为单个距离单元的单脉冲回波信噪比。令 $\text{SNR}_k = 0$, 则式(11)即为 $T(\mathbf{z})$ 在 H_0 假设下的矩函数。由式(11)求得 $T(\mathbf{z})$ 的一、二阶矩为

$$m_1 = \Psi'(0) = M + M \sum_{k=1}^K \lambda_k \text{SNR}_k \quad (12)$$

$$m_2 = \Psi''(0) = m_1^2 + M \sum_{k=1}^K (1 + \text{SNR}_k)^2 \lambda_k^2 \quad (13)$$

由此推知, H_1 假设下 $T(\mathbf{z})$ 的均值、方差分别为

$$\mu_1 = \mu_0 + \alpha MN \cdot \text{SNR} \quad (14)$$

$$\sigma_1^2 = M \sum_{k=1}^K \lambda_k^2 (1 + \text{SNR}_k)^2 \approx (1 + N\lambda_{\max} \text{SNR})^2 \sigma_0^2 \quad (15)$$

其中 $\alpha = \sum_{k=1}^K \lambda_k^2$, $\lambda_{\max} = \max(\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_K)$, $\mu_0 = M$, $\sigma_0^2 = M\alpha$ 分别为 H_0 假设下 $T(\mathbf{z})$ 的均值、方差。

由式(14)、式(15)推知, 虚警概率、检测概率分别为

$$P_F = Q\left(\frac{\eta - M}{\sqrt{M\alpha}}\right) \quad (16)$$

$$P_D = Q\left(\frac{Q^{-1}(P_F) - N\sqrt{M\alpha} \cdot \text{SNR}}{1 + N\lambda_{\max} \text{SNR}}\right) \quad (17)$$

其中 Q 函数定义为 $Q(x) = \int_x^\infty (2\pi)^{-1/2} \exp(-t^2/2) dt$, $Q^{-1}(\cdot)$ 为 Q 函数的逆函数, η 为判决门限。

4 尾流探测的雷达方程

对于单个距离单元内的尾流目标而言, 其最大探测距离可表示为

$$R_{\max}^4 = \frac{1}{64\pi^3} \frac{P_t G^2 \sigma \lambda^2}{k_B T_s B_n L \cdot \text{SNR}_{\min}} \cdot 10^{-0.2 \int_0^{R_{\max}} k_a dr} \quad (18)$$

其中 P_t 为天线峰值发射功率; G 为天线增益; σ 为单个距离单元内的尾流 RCS; λ 为波长; $k_B = 1.38 \times 10^{-23}$ J/K 为 Boltzmann 常数; T_s 为接收系统噪声温度; B_n 为接收系统带宽; L 为系统损耗因子; SNR_{\min} 为达到最大探测距离所需的最小信噪比, 即雷达可检测性因子; k_a 为晴空大气的单向衰减系数(单位为 dB/km)。

在平稳大气环境中, 尾流回波持续时间可达数个到数十个 CPI。各 CPI 的尾流回波信号可假设为相互独立, 对其非相参积累的检测性能类似于多距离单元的非相参积累检测。记 CPI 数为 N_c , 则由式(17)推知

$$\text{SNR}_{\min} = \frac{Q^{-1}(P_F) - Q^{-1}(P_D)}{N(\lambda_{\max} Q^{-1}(P_D) + \sqrt{MN_c \alpha})} \quad (19)$$

尾流单脉冲回波的总信噪比记为 SNR_t , 即有

$$\text{SNR}_t = M \cdot \text{SNR} \quad (20)$$

则当 $N_c \gg 1$ 时, 由式(17)推知

$$\text{SNR}_t \approx (Q^{-1}(P_F) - Q^{-1}(P_D)) \frac{\sqrt{M}}{N\sqrt{N_c \alpha}} \quad (21)$$

式(21)表明, 对于确定的 SNR_t 和 P_F , 增加距离单元数 M 将导致检测概率减小, 即尾流探测性能下降。

式(18)中 σ 的取值与雷达对尾流的观测角(尾流

轴线与入射波方向的夹角 ϕ 有关, 其中 $0 < \phi \leq \pi/2$ 。对于垂直入射 ($\phi \approx \pi/2$) 情形, 有

$$\sigma \approx \min(R_{\max} \theta_b \sigma_0, L_{wv} \sigma_0) \quad (22)$$

其中 θ_b 为天线方位波束宽度, L_{wv} 为尾流长度, σ_0 的单位为 m^2/m 。当 $R_{\max} \theta_b < L_{wv}$ 时, 式(22)代入式(18)即得垂直入射条件下的尾流探测雷达方程:

$$R_{\max}^3 = \frac{1}{64\pi^3} \frac{P_t G^2 \theta_b \sigma_0 \lambda^2}{k_B T_s B_n L \cdot \text{SNR}_{\min}} \cdot 10^{-0.2 \int_0^{R_{\max}} k_a dR} \quad (23)$$

在斜入射条件下, 尾流一般占据多个距离单元, 即有

$$M \approx \min\left(\frac{R_{\max} \theta_b}{\delta_R \tan \phi}, \frac{L_{wv} \cos \phi}{\delta_R}\right) \quad (24)$$

$$\sigma \approx \frac{\delta_R}{\cos \phi} \sigma_0 \quad (25)$$

其中 $\delta_R = c/(2B_n)$ 为距离分辨率, c 为光速。注意式(24)作为 M 的近似表达式, 并未进行取整操作。

当 $R_{\max} \theta_b < L_{wv} \sin \phi$ 时, 推知斜入射条件下的尾流探测雷达方程:

$$R_{\max}^{3.5} = C_0 \cdot \frac{P_t G^2 \sigma_0 \lambda^2 N \sqrt{\delta_R \theta_b N_c \alpha}}{k_B T_s B_n L \sqrt{\sin 2\phi}} \cdot 10^{-0.2 \int_0^{R_{\max}} k_a dR} \quad (26)$$

其中 $C_0 = \frac{\sqrt{2}}{64\pi^3 (Q^{-1}(P_F) - Q^{-1}(P_D))}$ 。式(26)表明:

当雷达入射波逐渐偏离垂直入射方向(观测角 ϕ 逐渐减小)时, 尾流探测距离随之减小; 当 $\phi = \pi/4$ 时, 探测距离达到最小值(注意该结论的适用范围, 对于不同的尾流长度, 探测性能随观测角的变化趋势可能不一致)。

5 仿真分析与结论

5.1 不同观测角的尾流探测性能

仿真参数设置如下: $P_F = 10^{-6}$, $P_D = 0.9$, $N = 256$, $N_c = 10$, $\{f_k\} = \{0.05, 0.15, -0.1, -0.2\}$, $P_t = 100 \text{ kW}$, $G = 35 \text{ dB}$, $\theta_b = 3.6^\circ$, $\lambda = 23 \text{ cm}$ (L 波段), $T_s = 1000 \text{ K}$, $B_n = 0.5 \text{ MHz}$, $L = 8 \text{ dB}$, $k_a = 0.013 \text{ dB/km}$, $L_{wv} = 10 \text{ km}$, 垂直入射时 $M = 1$, 斜入射时 $\phi = \pi/3, \pi/4$, σ_0 为 $-90 \sim -60 \text{ dBm}^2/\text{m}$, 则根据式(23)、式(26)得到尾流探测距离如图 2 所示, 其中 $\phi = \pi/2$ 对应垂直入射情形。

不同观测角条件下的尾流探测性能主要受两个因素的影响: 雷达波束内的尾流 RCS(即 $M\sigma$)、尾流占据的距离单元数 M 。当雷达入射波逐渐偏离垂直入射方向时, 在一定的观测角范围内, 雷达波束照射到的尾流总体积逐渐增大, 从而尾流总的 RCS 增加。但由于 M 值也随之增大, 在 $N_c \gg 1$ 的条件下, 增加 M 将导致尾流检测性能下降(参见式(21))。

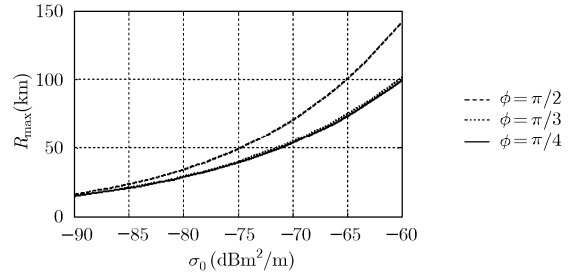


图 2 不同观测角条件下的尾流探测距离

两个因素综合作用的结果即如图 2 所示: 对于较大的 σ_0 值, 垂直入射的探测距离明显优于斜入射情形; 对于较小的 σ_0 值, 二者探测性能相当。

根据前文的分析, 在尾流演化阶段的后期, 其单位长度 RCS 可达 $-60 \text{ dBm}^2/\text{m}$ 。根据图 2 可知, 此时尾流探测距离可达 100 km 以上。而在尾流演化阶段的早期, $\sigma_0 \approx -80 \text{ dBm}^2/\text{m}$, 此时尾流探测距离约为 30 km 。这一方面表明飞机尾流具有较强的雷达可探测性; 另一方面, 从尾流探测技术的应用来看, 上述探测距离意味着飞机尾流雷达探测技术在飞机(特别是隐身飞机)目标探测、识别等领域具有一定的应用价值。

5.2 不同距离分辨率的尾流探测性能

对于未调制脉冲, 有 $B_n \tau \approx 1$, 其中 τ 为发射脉冲宽度, 由式(26)推知

$$R_{\max}^{3.5} = C_0 \cdot \frac{P_t \tau G^2 \sigma_0 \lambda^2 N \sqrt{\delta_R \theta_b N_c \alpha}}{k_B T_s L \sqrt{\sin 2\phi}} \cdot 10^{-0.2 \int_0^{R_{\max}} k_a dR} \quad (27)$$

注意式(27)适用于脉冲压缩雷达。由式(27)可知, 在斜入射条件下, $R_{\max}^{3.5}$ 正比于 $\sqrt{\delta_R}$ 。这意味着, 增大 δ_R (减少带宽)可以改善尾流探测性能。令 $\phi = \pi/3$, $\tau = 2 \mu\text{s}$, $\delta_R = 300 \text{ m}, 150 \text{ m}, 50 \text{ m}$, 其它参数同上, 则由式(27)得到尾流探测距离如图 3 所示。

图 3 表明, 尾流探测性能随 δ_R 增大而改善。例如, 当 δ_R 由 50 m 增大到 300 m 时, 尾流探测距离增加了 $25\% \sim 30\%$, 对于 $\sigma_0 = -80 \text{ dBm}^2/\text{m}, -60 \text{ dBm}^2/\text{m}$, 其探测距离增幅分别约为 $7 \text{ km}, 21 \text{ km}$ 。

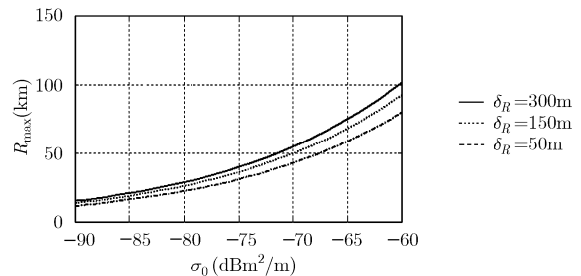


图 3 不同距离分辨率条件下的尾流探测距离

需要说明的是,“尾流探测性能随 δ_R 增大而改善”这一结论成立的前提是 $N_c \gg 1$, 即雷达总观测时间较长(参见式(21))。对于 $N_c \approx 1$, 存在最佳的 δ_R (对应最佳带宽)使得尾流探测性能达到最优。

6 结束语

本文导出了尾流雷达探测的LMP检测器及其检测性能解析表达式,在此基础上导出了尾流探测的雷达方程,并进行了尾流探测性能的仿真分析。结果表明,飞机尾流具有较强的雷达可探测性。这对进一步研究飞机尾流雷达探测技术在飞机目标探测、识别等领域中的应用具有一定的参考价值。

参 考 文 献

- [1] Veillette P R. Data show that U.S. wake-turbulence accidents are most frequent at low altitude and during approach and landing[J]. *Flight Safety Digest*, 2002, 21(3/4): 1-47.
- [2] Information about WakeNet2-Europe project[2008-8-3]. <http://www-mip.onera.fr/projets/WakeNet2-Europe/generall.htm>.
- [3] Marshall R E, Mudukutore A, and Wissel V L H. Radar reflectivity in wingtip-generated wake vortices[R]. NASA/CR-97-206259, 1997.
- [4] Shariff K and Wray A. Analysis of the radar reflectivity of aircraft vortex wakes[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2002, 463: 121-161.
- [5] Gertz T, Holzapfel F, and Darracq D. Commercial aircraft wake vortices[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2002, 38(3): 181-208.
- [6] Barbaresco F, Jeantet A, and Meier U. Wake vortex detection & monitoring by X-band Doppler radar: Paris Orly radar campaign results[C]. IET international Conference on Radar Systems 2007, Edinburgh, UK, 15-18 Oct. 2007 (CP530): 1-5.
- [7] 赵鸿胜, 徐肖豪. 一种尾流消散动态预测的改进算法[J]. 中国民航大学学报. 2008, 26(1): 4-7.
Zhao Hong-sheng and Xu Xiao-hao. Improved algorithm of dynamic prediction of wake vortex dissipation[J]. *Journal of Civil Aviation University of China*, 2008, 26(1): 4-7.
- [8] 周彬, 王雪松, 王涛. 飞机尾流的二维可视化仿真[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(16): 4281-4285.
- Zhou Bin, Wang Xue-song, and Wang Tao. 2D visual simulation of aircraft wake vortices[J]. *Journal of System Simulation*, 2008, 20(16): 4281-4285.
- [9] Luckner R, Hohne G, and Fuhrmann M. Hazard criteria for wake vortex encounters during approach[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2004, 8(8): 673-687.
- [10] Gerz T, Holzapfel F, and Bryant W, et al. Research towards a wake-vortex advisory system for optimal aircraft spacing[J]. *Comptes Rendus Physique*, 2005, 6(4/5): 501-523.
- [11] Tatarski V I. Wave Propagation in a Turbulent Medium[M]. New York: McGraw-Hill, 1961.
- [12] Ishimaru A. Wave Propagation and Scattering in Random Media[M]. Academic Press, 1978.
- [13] Myers T J. Determination of Bragg scatter in an aircraft generated wake vortex system for radar detection[D]. The Virginia Polytechnic Institute and State University, 1997.
- [14] 周彬. 飞机尾流的微结构特征及散射特性研究[D]. 国防科学技术大学, 2009.
Zhou Bin. Study on the microstructure and scattering characteristics of aircraft wake vortices[D]. National University of Defense Technology, 2009.
- [15] 李军, 王雪松, 刘义, 等. 飞机尾流雷达探测的时-频-空域联合处理[J]. 应用科学学报. 2009, 27(2): 150-155.
Li Jun, Wang Xue-song, and Liu Yi, et al. Time-frequency-space domain processing for radar detection of aircraft wake vortices[J]. *Journal of Applied Sciences*, 2009, 27(2): 150-155.
- [16] Kay S M. Fundamentals of Statistical Signal Processing, Volume 2: Detection Theory[M]. New Jersey, USA: Prentice Hall, 1998, Chapter 6, Section 7.
- [17] Kay S M. Fundamentals of Statistical Signal Processing, Volume 1: Estimation Theory[M]. New Jersey, USA: Prentice Hall, 1993: 73-74.
- 李 军: 男, 1980 年生, 博士生, 研究方向为飞机尾流电磁散射特性及其雷达探测技术.
- 周 彬: 男, 1978 年生, 博士生, 研究方向为飞机尾流的动力学特性和电磁散射特性.
- 王雪松: 男, 1972 年生, 教授, 博士生导师, 研究方向为新体制雷达探测、雷达极化信息处理、信号处理与目标识别等.
- 王 涛: 男, 1976 年生, 讲师, 研究方向为雷达检测理论、目标识别等.