

12-12-2019

Evaluation of Stealth Aircraft Approaching Support Jamming Performance from Detection Probability

Bao Lei

Air Force Engineering University, Air and Missile Defense College, Xi'an 710051, China;

Chunyang Wang

Air Force Engineering University, Air and Missile Defense College, Xi'an 710051, China;

Huiyong Zeng

Air Force Engineering University, Air and Missile Defense College, Xi'an 710051, China;

Bai Juan

Air Force Engineering University, Air and Missile Defense College, Xi'an 710051, China;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the [Artificial Intelligence and Robotics Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Numerical Analysis and Scientific Computing Commons](#), [Operations Research](#), [Systems Engineering and Industrial Engineering Commons](#), and the [Systems Science Commons](#)

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Evaluation of Stealth Aircraft Approaching Support Jamming Performance from Detection Probability

Abstract

Abstract: Aiming at the problem of how to construct an effective model to evaluate the reasonableness of detection performance when a radar detects a third-generation aircraft covered by an approaching support jamming performance of stealth aircraft, a *stealth aircraft jamming model based on diving to the near support track is proposed. After calculating the aircraft attitude angle, the time-varying dynamic RCS series are extracted. Using Swerling IV distribution, the characteristics of radar instantaneous detection probability time-varying in penetration jamming between normal flight and stealth aircraft are studied and compared. Simulation results show that the radar detection probability can be reduced by 72.5% when the stealth aircraft approaches the supporting jamming power of 1 kW. Combined with one million chaff jamming, the detection ratio of the third-generation aircraft can be reduced to 4.996×10^{-10} , and the low detection probability penetration of the third-generation aircraft can be effectively realized.*

Keywords

stealth aircraft, approaching support jamming, chaff cloud jamming, detection probability, radar detection performance

Recommended Citation

Bao Lei, Wang Chunyang, Zeng Huiyong, Bai Juan. Evaluation of Stealth Aircraft Approaching Support Jamming Performance from Detection Probability[J]. Journal of System Simulation, 2019, 31(6): 1188-1200.

从检测概率评价隐身飞机抵近支援干扰性能

包磊, 王春阳, 曾会勇, 白娟

(空军工程大学防空反导学院, 陕西 西安 710051)

摘要: 针对雷达在检测隐身飞机抵近支援干扰所掩护三代机时, 如何构造有效模型对检测性能进行合理性评价, 提出了一种基于俯冲抵近支援航迹的隐身飞机干扰模型。经过飞机姿态角解算, 即时 RCS 序列提取, 选用 Swerling IV 分布, 研究对比了飞机在正常飞行与隐身飞机抵近干扰状态下突防时雷达的瞬时检测概率时变特点。仿真表明: 隐身飞机抵近支援干扰功率 1 kW 时能够有效使雷达检测概率降低 72.5%, 结合 100 万箔条干扰, 可使三代机检测比降低至 4.996×10^{-10} , 有效实现掩护三代机低检测概率突防。

关键词: 隐身飞机; 抵近支援干扰; 箔条云干扰; 检测概率; 雷达检测性能

中图分类号: TN972

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X (2019) 06-1188-13

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.18-0824

Evaluation of Stealth Aircraft Approaching Support Jamming Performance from Detection Probability

Bao Lei, Wang Chunyang, Zeng Huiyong, Bai Juan

(Air Force Engineering University, Air and Missile Defense College, Xi'an 710051, China)

Abstract: Aiming at the problem of how to construct an effective model to evaluate the reasonableness of detection performance when a radar detects a third-generation aircraft covered by an approaching support jamming performance of stealth aircraft, a stealth aircraft jamming model based on diving to the near support track is proposed. After calculating the aircraft attitude angle, the time-varying dynamic RCS series are extracted. Using Swerling IV distribution, the characteristics of radar instantaneous detection probability time-varying in penetration jamming between normal flight and stealth aircraft are studied and compared. Simulation results show that the radar detection probability can be reduced by 72.5% when the stealth aircraft approaches the supporting jamming power of 1 kW. Combined with one million chaff jamming, the detection ratio of the third-generation aircraft can be reduced to 4.996×10^{-10} , and the low detection probability penetration of the third-generation aircraft can be effectively realized.

Keywords: stealth aircraft; approaching support jamming; chaff cloud jamming; detection probability; radar detection performance

引言

在现代高技术局部空袭作战中, 三代战斗机编



收稿日期: 2018-12-10 修回日期: 2019-01-14;
基金项目: 国家自然科学基金青年科学基金(61701527);
作者简介: 包磊(1994-), 男, 宁夏, 硕士生, 研究方向为雷达电子对抗技术; 王春阳(1967-), 男, 河南, 博士生, 教授, 研究方向为雷达干扰技术。

队在敌防空识别区实施精确攻击时, 往往面对地面防空雷达火力网的严重威胁。隐身飞机优越的低可检测性, 良好的超机动性、超音速巡航和较强电子战能力能够使其轻松突破敌防空识别区, 在完成自身特殊轰炸任务的同时, 还能在攻击编队遇到威胁时进行抵近支援干扰, 从而掩护三代机攻击编队完成作战任务。目前由于战场环境复杂, 针对隐身飞

2

号被检测到后,向隐身飞机信息交互,抵近飞行(突防姿态包括:平飞,俯冲,拐弯,平飞折返)释放干扰进行支援掩护,同期释放箔条云掩护隐身飞机与三代机自身安全,削弱雷达探测性能,确保三代机突防成功。**Stage3:**三代机成功突防,隐身飞机拐弯后,快速平飞折返。

3) 在整体干扰实施过程中,三代机与隐身飞机编队飞行的速度始终保持一致。

4) 抵近支援干扰方式主要为噪声压制干扰,同时与无源干扰样式中的箔条云干扰相结合,投放到空中形成干扰屏幕以遮盖目标,或破坏雷达对目标的跟踪。

5) 空地对抗环境中,忽略大气流速、电磁传播等的影响,飞机飞行姿态良好。

1.2 三代机模块

编队飞行通过敌防空火力杀伤区的目标机通常是担负摧毁敌防空系统、打击重要战略目标的非隐身战机(一般由三代机担任),由于机动性能低、隐身性能差,难以凭借自身优势在突防作战中出色完成相应作战任务,因此实战中针对防区内目标机的生存力问题,采用隐身飞机抵近释放干扰,与目标机交互配合的形式作战。被掩护的目标机是非隐身战机时,不研究目标特性 RCS 与姿态角的动态关系。在图 1 所建模型中,三代机的雷达散射截面设定为 10 dBsm,即 10 m^2 。

图 1 所示,以即时动态 RCS 反应即时机身姿态,以方位角和俯仰角构成二维动态数组,RCS 的实时起伏特性是由机身姿态的即时时变特性引起的。从而解算二维姿态角的变化是获取动态 RCS 的常用手段。

1.3 隐身飞机模块

1.3.1 飞机时变姿态分析

与三代机不同,隐身飞机的 RCS 在时空域内随姿态角动态变化,主要表现为:方位角、俯仰角和滚转角构成了反映飞机姿态的三维信息。目前,通过建立相应隐身飞机抵近机动航迹并通过相应

仿真确定隐身飞机的姿态角范围,而后通过实时解算姿态角变化计算 RCS 时变动态值。

1.3.2 实时 RCS 提取

飞机飞行姿态的实时变化过程的重要应用之一是 RCS 的幅度起伏特性,其提取过程包括 4 个模块,隐身机动目标几何建模、全空域静态 RCS 数据库建立、隐身机动目标时变姿态角解算、编程提取动态 RCS 序列,具体流程如图 2 所示。

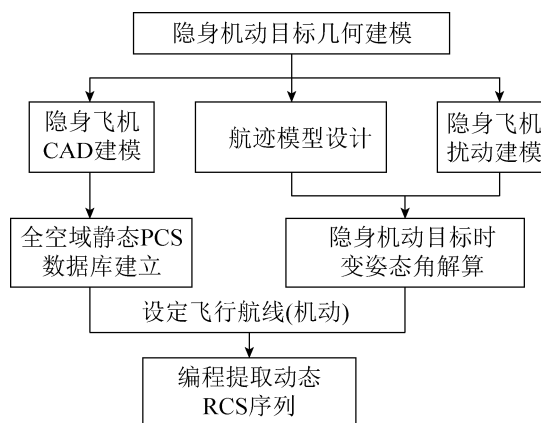


图 2 RCS 序列即时获取程序图

Fig. 2 Flow chart of RCS sequence simulation for stealth aircraft real-time attitude

1.3.3 RCS 全方位静态数据库构建

隐身飞机 RCS 影响因素:飞行姿态角、雷达视线角、雷达工作波长。为更精确计算,就需要考虑随实时雷达视线姿态角变化的隐身飞机时间 RCS 序列。运用 FEKO 电磁场仿真软件对隐身飞机 RCS 静态特性仿真,设定地面火控雷达(极化方式:HH 极化;工作频率:5.8 GHz),运用矩量法计算仿真得到目标静态全方位 RCS 数据。设定条件:方位角范围: $0^\circ \sim 360^\circ$;俯仰角范围: $-90^\circ \sim 90^\circ$;步进间隔: 1° 。隐身飞机全方位静态 RCS 如图 3 所示。机头 RCS 较小,机腹与机背较大 RCS 区域。因此,通过设计隐身飞机俯冲转弯机动支援干扰突防样式,使机头 RCS 相对较小区域尽可能朝着雷达视线,不仅削弱火控雷达对三代机的威胁性,还保证了隐身飞机在完成支援任务的情况下成功安全逃离。充分利用隐身飞机自身的 RCS 特性优势。

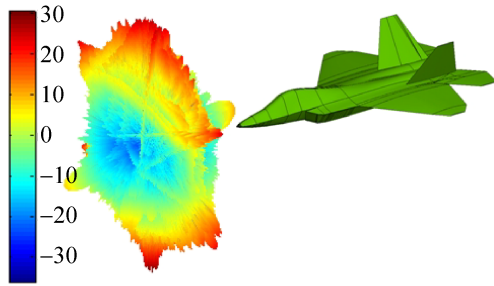


图 3 隐身飞机全空域 RCS/dBsm 色标图

Fig. 3 All airspace RCS/dBsm color chart of stealth aircraft

1.3.4 隐身机动目标几何建模

(1) 航迹模型参数设置

飞行航迹具体设置如下:

- 1) 平飞初始方位角 $\eta=30^\circ$, 俯冲飞行初始俯仰角 $\theta<45^\circ$, 转弯飞行姿态仰角 $\delta<6^\circ$;
- 2) 飞机转弯的滚转角始终是 $\eta=30^\circ$;
- 3) 本次分析暂不考虑隐身飞机扰动模型, 对应基本战术机动参数值设置见表 1。

表 1 战术机动参数设置

Tab. 1 Tactical maneuver parameter setting

机身参数	数据
前行速度 v/Ma	1.4
初始平飞高度 H/km	10
抵近支援续航高度 H/km	2.87
转弯半径 R/km	20
平飞过渡到俯冲时加速度 $a/(\text{m/s}^2)$	10
俯冲过渡到平飞时加速度 $a/(\text{m/s}^2)$	10

依飞行参数设置, 图 3 所示地面雷达与三代机、隐身飞机飞行轨迹的相互位置关系。

如图 4 所示, 隐身飞机抵近支援航迹, 在编队飞行过程中, 隐身飞机事先保持静默, 当雷达的发射信号由三代战机侦测到时, 三代机与隐身飞机交互, 相应干扰释放, 进行掩护。带有作战任务的三代机采用平飞航迹突破敌防空线, 隐身飞机利用自身超机动、低可探测优势采用噪声压制干扰与箔条干扰相结合方式, 掩护三代机突防, 在实时掩护目标的同时, 还能突破敌防空网实施精准打击并快速迂回, 确保自身安全。

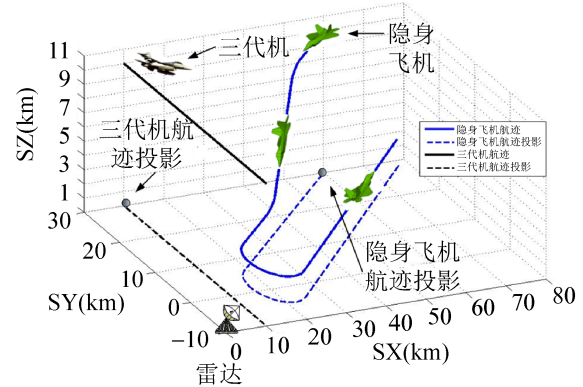


图 4 抵近支援干扰航迹

Fig. 4 Escort-support jamming flying formation track

(2) 隐身机动目标实时姿态角解算

1) 坐标系定义

机身坐标系($O-X_{SA}Y_{SA}Z_{SA}$): 坐标原点取飞机质心 O , OX_{SA} 轴沿垂直机头方向面向西, OY_{SA} 轴沿平行机头方向面向北, OZ_{SA} 轴垂直机腹方向。

如图 5 所示, 雷达坐标系: $O-X_{FCR}Y_{FCR}Z_{FCR}$, 坐标原点 O : 火控雷达质心, 沿 O 所在的纬度线指东: X_{FCR} 轴, 沿 O 所在的经度线指北: Y_{FCR} 轴, Z_{FCR} 轴垂直于 $X_{FCR}OY_{FCR}$ 平面。 φ , η , θ 在机身坐标系中分别表示机体的滚转角、方位角和俯仰角。

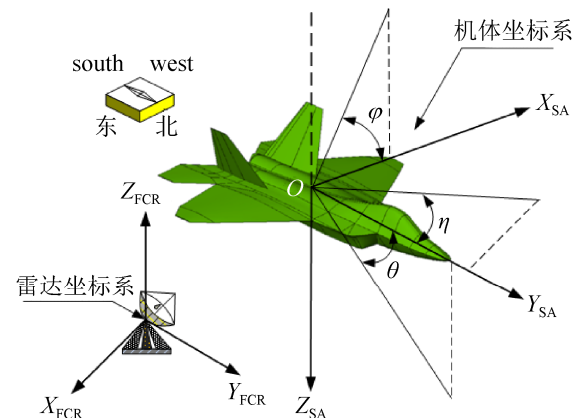


图 5 坐标转换细解图

Fig. 5 Detailed illustration of coordinate transformation

2) 空间与地面坐标转换

图 6 所示俯仰角 $\theta(t)$ 和方位角 $\eta(t)$ 装换。

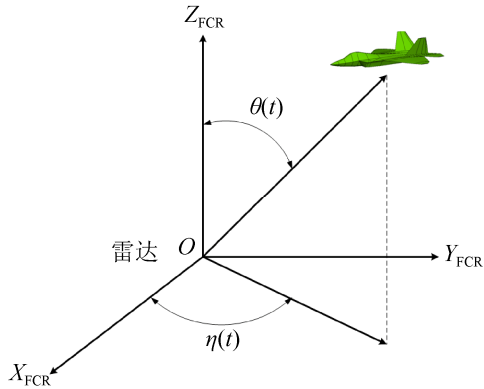


图 6 空间与地面坐标转换

Fig. 6 Conversion of space and ground coordinates

根据已建立的抵近支援机动模型,求解机体的实时姿态变换对应位置参数,对应雷达视线角解算出机体即时 RCS 序列。隐身飞机即时姿态在雷达视线角下求解算法如下^[13-16]:

$$\begin{bmatrix} x_{SA}(t) \\ y_{SA}(t) \\ z_{SA}(t) \end{bmatrix} = H \times \begin{bmatrix} x(t) \\ y(t) \\ z(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} x_{fcr}(t) \\ y_{fcr}(t) \\ z_{fcr}(t) \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: $(x_{SA}(t), y_{SA}(t), z_{SA}(t))$: $(x(t), y(t), z(t))$ 在机体坐标系中的坐标; $(x(t), y(t), z(t))$: 雷达坐标系中任意一点的方位。

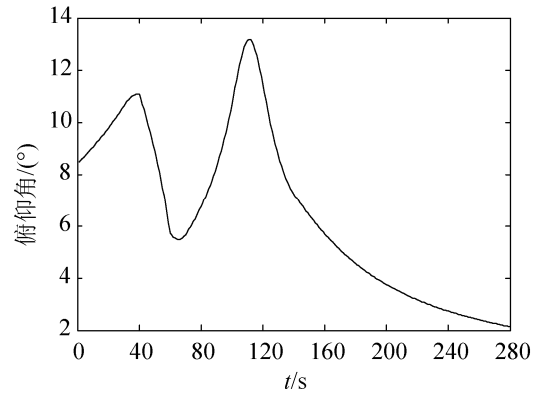
$H =$

$$\begin{bmatrix} \cos \eta(t) & 0 & -\sin \eta(t) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \eta(t) & 0 & \cos \eta(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta(t) & \sin \theta(t) & 0 \\ -\sin \theta(t) & \cos \theta(t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi(t) & \sin \varphi(t) \\ 0 & -\sin \varphi(t) & \cos \varphi(t) \end{bmatrix} \quad (2)$$

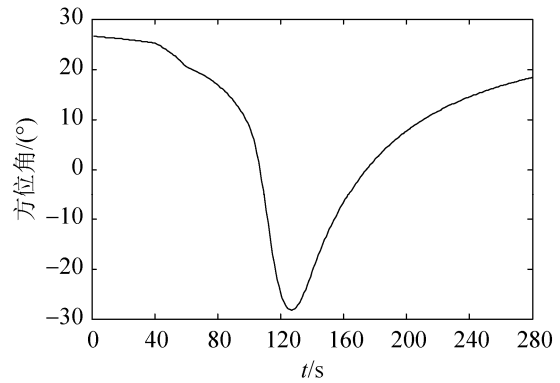
由逆时针旋转变换和滚转角、俯仰角、方位角的对应关系构成 H 转换矩阵可用式(2)表示。将雷达坐标原点(0,0,0)代入式(1),雷达视野在机身坐标系随时间时变的俯仰角 $\theta(t)$ 和方位角 $\eta(t)$ 为^[16]:

$$\begin{cases} \theta(t) = \arctan \frac{z_{SA}(t)}{\sqrt{x_{SA}^2(t) + y_{SA}^2(t)}} \\ \eta(t) = \arctan \frac{y_{SA}(t)}{x_{SA}(t)} \end{cases} \quad (3)$$

时变的俯仰角、方位角如图 7 所示。



(a) 隐身飞机时变俯仰角



(b) 隐身飞机时变方位角

图 7 隐身飞机时变俯仰角与方位角

Fig. 7 Time-varying pitch angle and azimuth angle of stealth aircraft

利用实时俯仰角与方位角,提取隐身飞机即时动态 RCS 序列。

(1) 动态 RCS 序列提取

计算方法:

1) 相应二维数组由机身时变(方位、俯仰)角构成,动态数据从二维静态数据组中提取;

2) 采用软件仿真,动态 RCS 序列的计算按姿态角实时变化对应的顺序组合得到。

图 8 所示,在 0~280 s 内,飞机在抵近支援过程中 RCS 即时动态效果。

即时仿真效果分析:

即时动态 RCS 在邻近点处起伏幅度非渐变,起伏随机性较强,变化范围在-16.69~3.93 dBsm 之间。函数规律不明显,尤其在飞机俯冲,拐弯,平飞折返(49~193 s)区间内,RCS 抖动十分剧烈,说

明实时的姿态变化能够导致飞机隐身性能明显的强弱差异, 所以隐身飞机突防支援时合理有效的机动突防航迹与姿态变化显得有重要的研究意义。

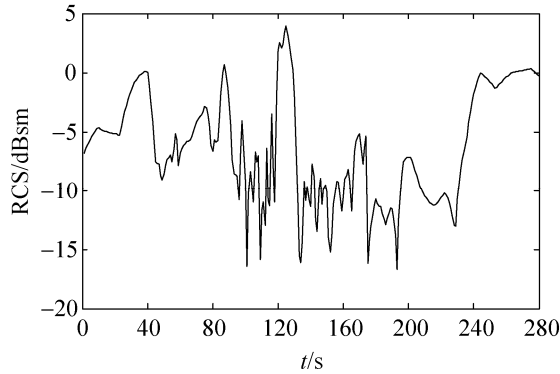


图 8 隐身飞机时变 RCS 序列
Fig. 8 Stealth aircraft time-varying RCS sequence

1.4 雷达主旁瓣间偏向角解算

图 1 所示抵近支援干扰场景中, 三代机被地面雷达检测时, 假设雷达主瓣方向瞄准三代机所在方向, 在雷达旁瓣处干扰信号进入雷达接收机, SA 是隐身飞机的即时空间位置, TGM 是三代机的即时空间位置, FCR 是单基地火控雷达的水平面位置, 坐标 $(x_{TGM}(t), y_{TGM}(t), z_{TGM}(t))$ 表示三代机的即时位置, 坐标 $(x_{SA}(t), y_{SA}(t), z_{SA}(t))$ 表示隐身飞机的即时位置, 坐标 $(0,0,0)$ 表示雷达处于坐标系原点, 由三代机、隐身飞机和雷达的即时空间位置构成的三角形中, 三边 $|H_{TA}|_t$ 、 $|H_{FA}|_t$ 、 $|H_{TR}|_t$ 的即时长度为

$$\begin{cases} |H_{FA}|_t = \sqrt{(x_{SA}(t))^2 + (y_{SA}(t))^2 + (z_{SA}(t))^2} \\ |H_{TR}|_t = \sqrt{(x_{TGM}(t))^2 + (y_{TGM}(t))^2 + (z_{TGM}(t))^2} \\ |H_{TA}|_t = \sqrt{(x_{SA}(t) - x_{TGM}(t))^2 + (y_{SA}(t) - y_{TGM}(t))^2 + (z_{SA}(t) - z_{TGM}(t))^2} \end{cases} \quad (4)$$

干扰信号偏离主瓣方向夹角:

$$\theta = \arccos \frac{(|L_{FA}|_t)^2 (|L_{TR}|_t)^2 - (|L_{TA}|_t)^2}{2(|L_{FA}|_t)(|L_{TR}|_t)} \quad (5)$$

联合式(4)~(5), 依据表 1 中隐身飞机与三代机的实时空间位置关系, 求解偏离雷达主瓣方向的偏向角

θ 的变化值, 如图 9 所示。(10, 30, 10) km: 三代机的突防航迹起始点; (60, 30, 10) km: 隐身飞机协助三代机突防抵近支援干扰的航迹起始点。两飞机开始协同交互作战, 两者的即时空间角度关系如图 9 所示, 隐身飞机经过 280s 的时间后, 完成掩护目标的支援干扰任务, 迅速返航; 三代机则成功突防, 达到航迹终端点(10, -10, 10) km, 整个过程中, 偏向角时变范围在 $33.22^\circ \sim 67.22^\circ$ 之间。

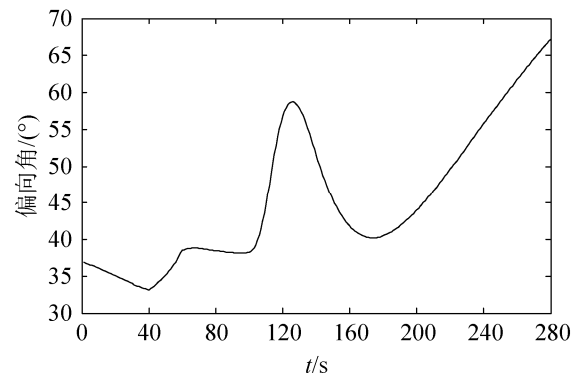


图 9 时变的雷达主旁瓣间偏向角
Fig. 9 Time-varying space deviation angle

2 雷达检测性能分析

一般由检测概率进行量化评估雷达检测性能。针对抵近支援干扰, 采取噪声压制方式与无源干扰方式相结合, 提高干信比, 降低雷达对目标检测概率, 掩护三代机安全突防。基于此, 如何对隐身飞机抵近支援对雷达的干扰性能进行评估, 需从检测概率量化研究。

在所建抵近支援干扰模型中, 三代机在雷达主瓣方向, 隐身飞机在抵近支援角度处于雷达旁瓣方向。雷达天线在隐身飞机方向增益 G_r' 可由以下经验公式($K = 0.04 \sim 0.1$)^[5]求得:

$$G_r' = \begin{cases} G_r, & |\theta| \leq \theta_{0.5}/2 \\ K(\theta_{0.5}/\theta)^2 G_r, & \theta_{0.5}/2 < |\theta| \leq 90^\circ \\ K(\theta_{0.5}/90^\circ)^2 G_r, & 90^\circ < |\theta| \leq 180^\circ \end{cases} \quad (6)$$

2.1 符合信干比模型

1) 噪声压制干扰

信噪比(signal to noise ratio, SNR): 结合文献

[18]无干扰状态下雷达探测距离进行变换, 可得信噪比计算公式:

$$\frac{S}{N} = \frac{P_{av} G_t(\theta) G_r(\theta) \lambda^2 \sigma_t}{(4\pi)^3 k T_e B_w F_w \tau f_r L_z R_{fcr}(t)^4} \quad (7)$$

式中: $P_{av} = P_t \tau f_r$ 表示平均发射功率, P_t 为峰值发射功率, τ 为脉冲宽度, f_r 为 PRF; $G_t(\theta) = G_r(\theta)$: 雷达天线主瓣增益; λ : 工作雷达波长; σ_t : t 时刻机身的 RCS 值; T_e : 噪声有效温度; $R_{fcr}(t)$ 为无干扰状态下火控雷达时变探测距离。

信干比(signal to interference ratio, SIR): 结合文献[2]支援干扰下时变雷达探测距离进行变换, 可得信干比计算公式:

$$\frac{S}{J} = \frac{P_{av} G_t(\theta) G_r(\theta) \sigma_t [R_j(t)]^2}{4\pi P_j G_j(\theta) T_d \gamma_j R_{fcr}(t)^4} \times \frac{\Delta f_j}{\Delta f_r} \quad (8)$$

复合比: 文献[10]可推导出信号+噪声+干扰和的比值:

$$\frac{S}{N+J} = \frac{1}{1/(S/N)+1/(S/J)} \quad (9)$$

2) 无源干扰方式-箔条云

自由空间箔条云团有效干扰体积: 仅考虑箔条云团为球形, 偶极子在云团中呈均匀分布, 以偶极子云团中心为原点建立球坐标系 (r, θ, ϕ) , 扩散到 t 时刻, 分布密度为:

$$\rho_t(r, \theta, \phi) = \frac{N_0}{\frac{4}{3}\pi R(t)^3} \quad (0 \leq r \leq R(t_0)) \quad (10)$$

式中: $R(t) = v_0 t$ 。由于偶极子云团直径不断扩大, 会经历从 $r_0 < L$ 到 $r_0 > L$ 的过程, 其中 r_0 为偶极子云团半径; L 为雷达空间分辨单元径向长度; N_0 为箔条云团中共包含半波偶极子根数。为简化模型仅考虑初始时刻 $r_0 < L$ 状态下箔条云团的有效散射体积:

$$V_{av} = \frac{4}{3}\pi r_0^3 \quad (0 < r_0 \leq B/2) \quad (11)$$

箔条云对雷达检测性能影响: 假设箔条云均匀, 回波信干比^[19]:

$$\frac{S}{C} = \frac{P_{ter}}{P_{che}} = \frac{\sigma_t}{\bar{\sigma}_{avc} V_{av} \rho_t(r, \theta, \phi)} \quad (12)$$

式中: σ_t 为被掩护目标散射截面; $\bar{\sigma}_{avc}$ 为箔条云

的平均 RCS; P_{ter} : 雷达接收到目标回波信息功率; P_{che} : 箔条回波信号功率。

噪声与压制式干扰相结合, 结合文献[20]信(噪声+干扰)比:

$$\frac{S}{N+J} = \frac{1}{1/(S/N)+1/(S/J)} \quad (13)$$

噪声压制方式与无源干扰方式相结合, 信(噪声+压制干扰+无源干扰)比:

$$\frac{S}{N+J+C} = \frac{1}{1/(S/N)+1/(S/J)+1/(S/C)} \quad (14)$$

2.2 雷达检测概率

由于雷达系统需要应对的飞行目标快起伏, 且三代机与隐身飞机组成的突防编队是由一个大 RCS 散射体与一个小 RCS 散射体组成, 为了使目标起伏造成的 SNR 损失得到补偿, 则对于此类飞行目标检测, 参考 Swerling IV 型^[18]:

当 $n_p < 50$, 目标检测模型:

$$P_d = 1 - \left[\gamma_0 + \frac{SNR_1 n_p \gamma_1}{2} + \left(\frac{SNR_1}{2} \right)^2 \frac{n_p (n_p - 1)}{2!} \gamma_2 + \dots + \left(\frac{SNR_1}{2} \right)^{n_p} \gamma_{n_p} \right] \left(1 + \frac{SNR_1}{2} \right)^{-n_p}, i=1, 2$$

$$\gamma_i = \Gamma_1 \left(\frac{V_T}{1 + (SNR_1 / 2)}, n_p + i \right) \quad (15)$$

式中: 信噪比 $SNR_1 = S/N$, $SNR_2 = S/(N+J)$; N 为噪声强度; J 为压制式干扰。为简化讨论, 设定环境杂波服从高斯分布, n_p 为积累脉冲个数, 其求取域由目标运动特性与雷达性能决定, 本文取 $n_p = 1$ 。

检测门限值: V_T , 可得

$$V_{T,m} = V_{T,m-1} - \frac{G(V_{T,m-1})}{G'(V_{T,m-1})} m = 1, 2, 3, \dots \quad (16)$$

当 $|V_{T,m} - V_{T,m-1}| < V_{T,m-1} / 10000.0$ 时, 迭代结束, 函数 G 和 G' 分别为:

$$G(V_{T,m}) = (0.5)^{n_p/n_{fa}} - \Gamma_I(V_T, n_p) \quad (17)$$

$$G'(V_T, m) = -\frac{e^{-V_T} \cdot V_T^{n_p-1}}{(n_p - 1)!} \quad (18)$$

递归的初始门限值 $V_{T,0}$ 为:

$$V_{T,0} = n_p - \sqrt{n_p} + 2.3\sqrt{-\log P_{fa}}(\sqrt{-\log P_{fa}} + \sqrt{n_p} - 1) \quad (19)$$

式中: 虚警数 $n_{fa} = -\ln(2)/\ln(1-P_{fa})$, 参考文献[11]本文仿真中虚警概率 $P_{fa} = 10^{-11}$ 。通过使用递归公式 $\Gamma_I(x, i+1) = \Gamma_I(x, i) - \frac{x^i}{i! \exp(x)}$, 只有 γ_0 需要式(20)计算, 而 γ_i 的其他值可由以下递推公式计算:

$$\gamma_i = \gamma_{i-1} - A_i, i > 0 \quad (21)$$

$$A_i = \frac{V_i / (1 + (SNR) / 2)}{n_p + i - 1} A_{i-1}, i > 1 \quad (22)$$

$$A_1 = \frac{(V_T / (1 + (SNR) / 2))^{n_p}}{n_p! \exp(V_T / (1 + (SNR) / 2))} \quad (23)$$

$$\gamma_0 = \Gamma_I\left(\frac{V_T}{(1 + (SNR) / 2)}, n_p\right) \quad (24)$$

信噪比 $\frac{S}{N}$ 以式(7)替代 $\frac{S}{N+J+J_C}$, 得: 即时检测概率 P_d :

$$P_d = 1 - \left[\gamma_0 + \frac{(S / (N + J + J_C)) n_p \gamma_1}{2} + \left(\frac{S}{2(N + J + J_C)} \right)^2 \frac{n_p (n_p - 1)}{2!} \gamma_2 + \dots + \left(\frac{S}{2(N + J + J_C)} \right)^{n_p} \gamma_{n_p} \right] \quad (25)$$

$$\gamma_i = \Gamma_I\left(\frac{V_T}{1 + (S / 2(N + J + J_C))}, n_p + i\right)$$

3 仿真分析

隐身飞机由于突出的超机动、低可探测、低空突防和综合航空电子战能力, 因此抵近支援压制干扰优势更加突出。利用隐身飞机的支援干扰优势, 以及结合现役火控雷达的探测性能, 仿真分析中三代机的 RCS 设为 10dBsm 进行仿真分析验证。

3.1 雷达仿真参数设计

(1) 地面火控雷达参数设置

常规体制雷达参数设置见表 2。

表 2 雷达仿真数值设置

Tab. 2 Radar simulation numerical settings

仿真数值	数据
启射功率/kW	100
启射天线增益/dB	40
接收天线增益/dB	40
有效噪声温度/K	290
波尔兹曼常数/(J·K)	1.38×10^{-23}
接收机带宽/MHz	5
总的系统损失/dB	5
系统噪声系数/dB	3
最小可检测信噪比/dB	20

表 2 中, $\theta_{0.5} = 2^\circ$, 隐身飞机干扰方向对应的雷达旁瓣接收增益由式(6)可得, 在 0~280 s 时间段内, 随雷达主旁瓣间偏向角的实时变化的雷达旁瓣接收增益如图 10 所示。

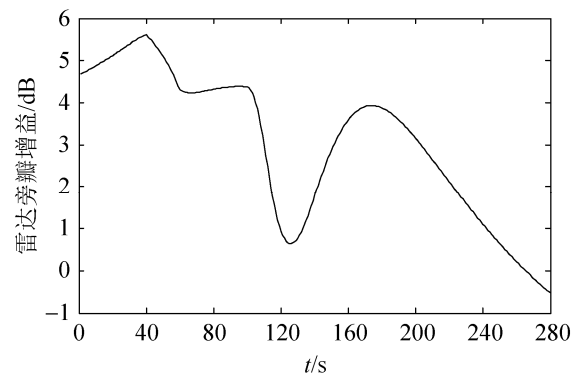


图 10 雷达旁瓣时变接收增益值

Fig. 10 Time-varying sidelobe gain

干扰信号从雷达旁瓣进入, 而雷达旁瓣增益小, 并且具有时变性, 隐身飞机抵近支援协同三代机突防过程中, 隐身飞机自身可探测范围小, 从而自身安全能够有效维护

(2) 干扰设备参数设置

隐身飞机抵近支援干扰相关参数设置见表 3 所示。图 1 所示, 初始(30 s)释放干扰, (139 s)折返平飞停止干扰。

3.2 雷达检测概率仿真分析

在明确虚警概率、信噪比和检测概率的函数关系后, 设定检测门限: $P_{fa} = 10^{-11}$ 。仿真选取某型隐

身战斗机，假设飞机飞行速度匀速，速度 V 为 476 m/s，图 11 中虚线为进入俯冲段末期和退出俯冲段初期，两者之间为俯冲段。

表 3 设备干扰设置

Tab. 3 Equipment interference parameter setting

单设备干扰参数	数据
干信比/dB	26
单接收机带宽/MHz	5
极化损失	0.5
干扰功率/W	110
干扰频宽/MHz	10
干扰天线增益/dB	10
设备损耗/dB	12

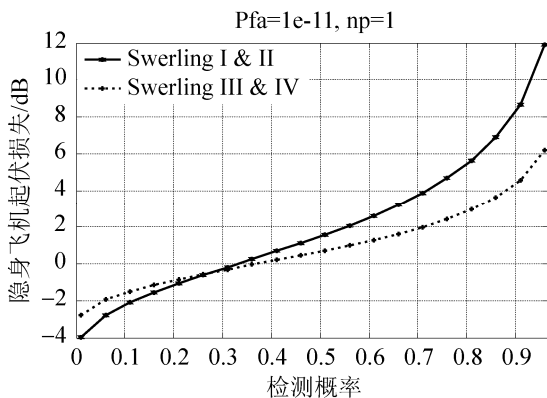


图 11 相对于检验概率隐身飞机起伏损失

Fig. 11 Fluctuation loss of stealth aircraft in detection probability

(1) 隐身机体即时检测概率

如图 11 所示，当 P_{fa} 恒定，随着检测概率的增大，隐身机动目标的起伏损失也在急剧增大。当给定特定的 P_D 值时，为了补偿由于目标起伏造成的 SNR 损失，起伏损失 L_f (负值表明是目标起伏 SNR 增益而不是损失) 可视为所需要的额外 SNR。

设定虚警概率 $P_{fa}=10^{-11}$ ，综合考虑起伏损失 L_f ，依据式(15)确定虚警概率、信噪比和检测概率的函数关系后，利用抵近支援过程中的动态 RCS 序列，结合式(8)，隐身飞机被检测实时特征见图 12。

图 12 所示，检测发现概率在 0~280 s 内，最高为 3.5×10^{-6} ，即时时间持续短，可见隐身时域区间长。即隐身飞机在掩护目标渗透到敌防空区

完成相应作战任务过程中，面临来自地面防空系统的威胁小，可视为满足抵近飞行掩护三代机作战的条件。

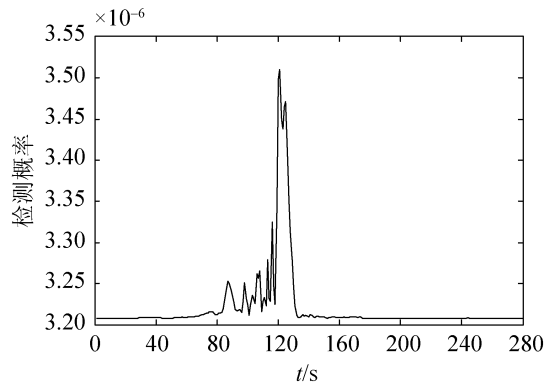


图 12 即时隐身机体检测概率

Fig. 12 Probability of instant stealth body detection

(2) 三代机即时检测概率

如图 13 所示给出了所掩护目标在无隐身飞机抵近支援干扰掩护下，雷达瞬时检测概率的时变特点。

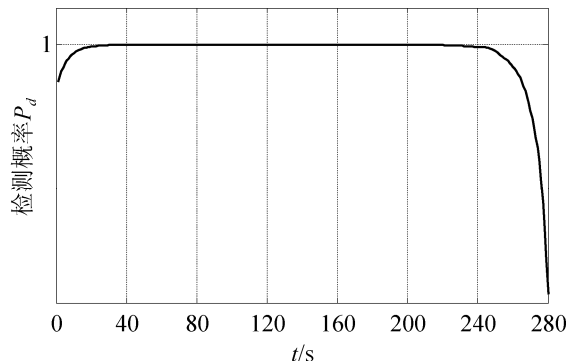


图 13 无抵近干扰掩护下三代机检测概率

Fig. 13 Detection probability of the third-generation aircraft in noninterference-sheltered method

如图 13 所示，0~280 s 时间段内，三代机即时检测概率几乎全域检测覆盖，在此情况下三代机很难突破火控雷达火力杀伤区，完成相应突防作战任务。为此，采用设计的战术动作抵近支援掩护，开辟出相应安全路线，使雷达检测性能降低。

(1) 恒增益-雷达检测概率

雷达体制属性由信噪比反映，联立信干比公式(8)与信(干扰+噪声)比公式(9)，结合干扰状态下机

动目标检测概率公式(15), 在相应隐身飞机抵近支援干扰辅助三代机完成相应作战任务下, 雷达对三代作战飞机的九组相同干扰增益与不同干扰功率的瞬时检测概率如图 14 所示。

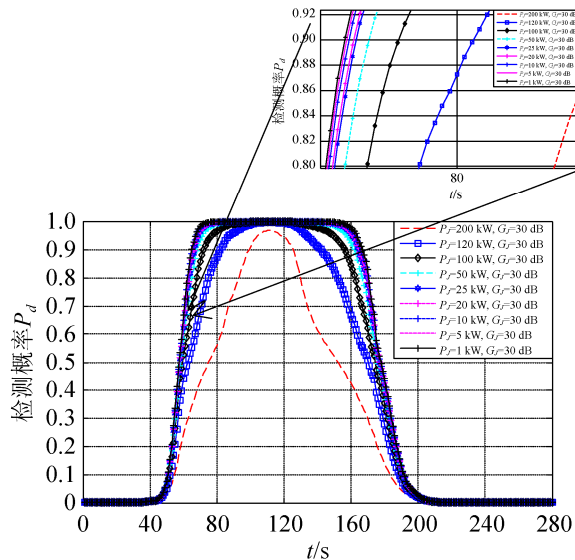


图 14 干扰状态下雷达对三代机的即时检测概率
Fig. 14 Real-time detection probability of radar to the third-generation aircraft in interference condition

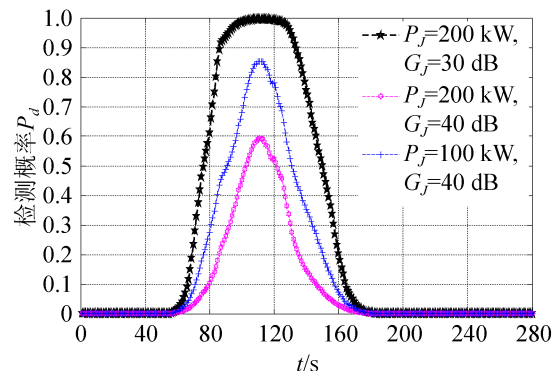
综合比较分析图 14 可得到以下结论:

- 1) 有无抵近干扰, 影响三代机的即时雷达检测性能。在干扰信号增益恒定($G_J=30$ dB)的情况下, 干扰信号功率越大, 三代机的瞬时检测概率越低。
- 2) 三代机在隐身飞机抵近支援干扰状态掩护下, 干扰功率不同、干扰性能不同。干扰性能差异性分析: 取检测概率同为 $P_d=0.369$, 图 14 中干扰功率 P_J (1 kW~25 kW) 对应的时间变化(55.45 s~55.72 s), 可见干扰功率在 25 kW 以下干扰效果差异不明显, 衡量成本与仪器性能以及实际作战的局限性, 二者取最优后干扰功率为 1 kW 最佳, 此时对比无干扰性能, 可使被检测比降低 72.5%。当干扰功率从 50 kW~200 kW 变化时, 随着干扰功率的增大, 干扰效果越来越明显, 但综合考虑仪器设备的成本代价, 需合理选取相应干扰功率大小。

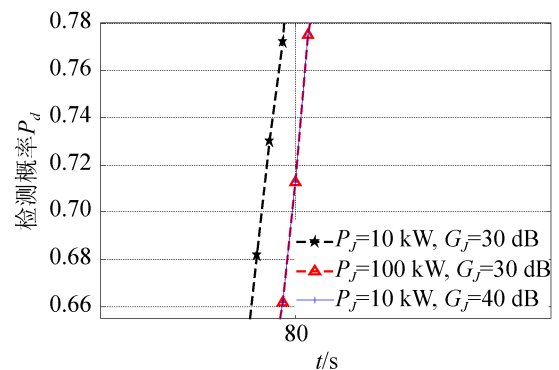
(2) 恒功率-雷达检测概率

比较分析图 15 可知, 图 15(a)中隐身飞机抵近干扰状态下, 三代机在 61~175 s 内能够被雷达探

测到, 当功率恒定($P_J=200$ kW), 增益 G_J 增加一个数量级 10 dB 时, 在 89~132 s 内增益为 40 dB 的雷达瞬时检测概率比增益为 30 dB 的雷达瞬时检测概率约降低了 2 个量级。图 15(b)增益恒定时, 功率增加 10 个量级与功率恒定时, 增益增加 10 个量级两种状态下对雷达检测概率影响效果相同。所以在考虑战术动作、造价成本、干扰效能的同时合理的功率、增益匹配对于突防作战的成功实施显得尤为重要, 也将会是本文后续研究重点。



(a) 恒干扰功率-恒增益雷达瞬时检测概率



(b) 增益-功率相同数量级变化雷达瞬时检测概率

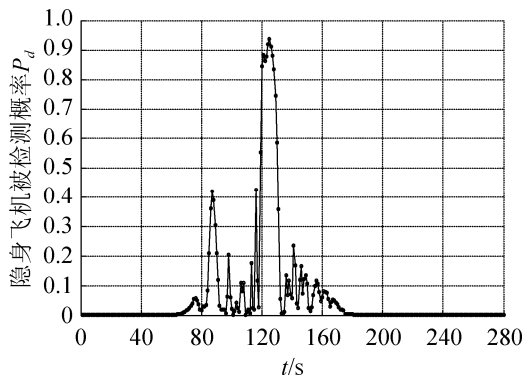
图 15 变量(功率-增益)调整对雷达瞬时检测概率影响
Fig. 15 Influence of variable adjustment on radar instantaneous detection probability

(3) (有源+无源干扰)-雷达检测概率

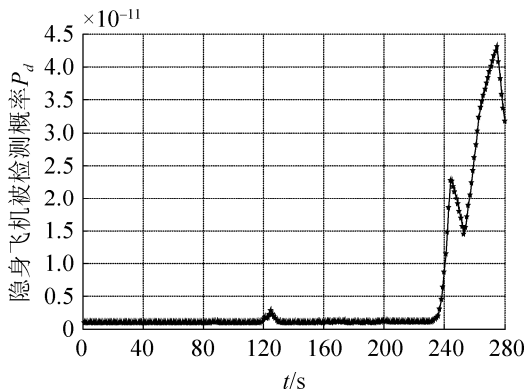
以爆破方式在全空域布撒箔条, 随着时间的累积, 绕飞在机身周围的箔条云团随机逐渐散开。结合隐身飞机抵近飞行航迹, 三代机平飞航迹, 分别采用俯冲阶段、平飞阶段投放箔条云, 联立箔条云回波信干比公式(12)与信(干扰+噪声)比公式(13),

推导得公式(14)。结合干扰状态下机动目标检测概率公式(15)，推导得出公式(25)。在无源干扰-箔条云与噪声+压制式干扰相结合下与箔条云团中包含的 N_0 不同下，雷达对三代作战飞机的三组相同干扰增益、相同干扰功率的瞬时检测概率如图 16 所示。

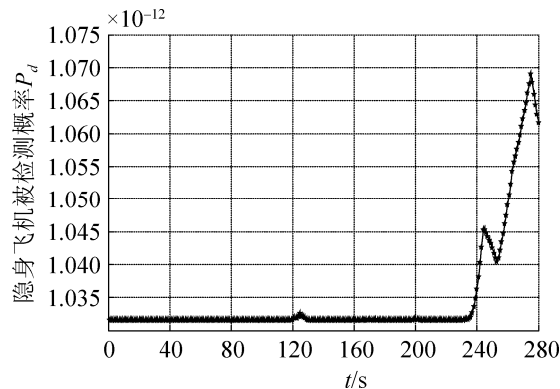
仿真中对比分析图 15(a)与图 16 发现，布撒箔条前后雷达检测性能突变，干扰效果存在悬殊；箔条干扰-信噪比比(白噪声+压制式)干扰下的信噪比低得多，在 100 万箔条构成箔条云干扰，可使三代机检测比降低至 4.996×10^{-10} 。图 16(a)中检测概率的起伏随机性较强，使得雷达难以形成稳定的跟踪。在自身噪声压制干扰与无源干扰方式相结合模式下，有效防护自身，在战术上具有合成、优势打击性，不仅辅助有战略任务战机成功完成作战，还能自带武器完成相应急需作战目标任务，使得系统化、模块化、多用途化作战成为可能，与传统作战相比，优势较为突出。



(a) ($N_0=1000$, $P_f=1$ kW, $G_f=30$ dB)雷达瞬时检测概率



(b) ($N_0=100$ 万根, $P_f=1$ kW, $G_f=30$ dB)雷达瞬时检测概率



(c) ($N_0=500$ 万根, $P_f=1$ kW, $G_f=30$ dB)雷达瞬时检测概率

图 16 恒增益、恒功率不同 N_0 雷达瞬时检测概率

Fig. 16 Radar instantaneous detection probability with constant gain and constant power in different N_0

4 结论

本文主要研究了利用隐身飞机的低可检测特性(RCS 较小)和优越的机动性能进行抵近式支援干扰掩护相应作战任务飞机(三代机等)突防作战问题。在建立协助支援飞行航迹后，首先由三代机的静态全域 RCS 值确定了抵近支援过程中的动态 RCS 序列；以相应快机动目标检测概率模型为基础，结合噪声压制式干扰+无源干扰样式比较分析了有无抵近支援干扰状态下，隐身飞机与被掩护的目标飞机的被检测概率变化并有效判断相应突防生存能力。结果表明：面对被火控雷达检测、跟踪的危险，隐身飞机利用自身优越的超机动性能与低可探测特性在空间方位上能够保证自身安全的同时，抵近雷达释放干扰，有效降低雷达检测目标性能。抵近航迹中，隐身飞机辅助不干扰时，雷达检测三代机的即时检测概率高；抵近辅助支援干扰时，雷达累积检测性能差，雷达瞬时检测三代机概率非常低。无源与有源干扰方式的有效配合，使抵近支援下三代机被雷达检测的概率大大降低，进一步提高了三代机的突防生存能力，至此以现今武器装备适应复杂电磁环境为需求牵引，此次抵近支援干扰样式的设计，为未来复杂电磁环境下的电子对抗实战中如何在空中制敌于“地”提供了一种可参考的新思路。

参考文献:

- [1] 刘占强, 梁路江, 王春阳. 隐身飞机随队干扰对雷达探测性能的影响[J]. 探测与控制学报, 2018, 40(1): 72-79.
Liu Zhanqiang, Liang Lujiang, Wang Chunyang. Stealth Aircraft Escort-support Jamming Influence on Radar Detection Performance [J]. Journal of Detection & Control, 2018, 40(1): 72-79.
- [2] 宋海方, 肖明清, 吴华, 等. 不同机载电子干扰条件下的飞机敏感性模型[J]. 航空学报, 2015, 36(11): 3630-3639.
Song Haifang, Xiao Mingqing, Wu Hua, et al. Generic model of aircraft susceptibility to different airborne electronic counter measures [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(11): 3630-3639.
- [3] 陈晓榕, 李彦志, 刘呈祥, 等. 随队支援干扰飞机发展历程及作战运用[J]. 四川兵工学报, 2013, 34(11): 62-65.
Chen Xiaorong, Li Yanzhi, Liu Chengxiang, et al. The development and operational application of ESJ plane [J]. Sichuan Ordnance Journal, 2013, 34(11): 62-65.
- [4] 李文鹏, 杨文, 廖明飞, 等. 低速平台随队干扰编队设计及过程分析[J]. 火力与指挥控制, 2015, 40(5): 175-183.
Li Wenpeng, Yang Wen, Liao Mingfei, et al. Formation design and process analysis of escort jamming system installed in low-speed platform [J]. Fire Control & Command Control, 2015, 40(5): 175-183.
- [5] 倪天权, 王建东, 刘以安. 随队式干扰对抗组网雷达的目标航路规划研究[J]. 兵工学报, 2010, 31(12): 1599-1603.
Ni Tianquan, Wang Jiandong, Liu Yian. Research on target route planning of confrontation of ESJ to radar network [J]. Acta Armamentarh, 2010, 31(12): 1599-1603.
- [6] Lv Mingjiu, Zhou Ming, Du Qinglei. The integrative application of anti-jamming technology for radar [C]. Wuhan, China: International Workshop on Intelligent Systems & Applications, 2010: 1-4.
- [7] 刘占强, 梁路江, 王春阳. 隐身飞机自卫干扰对雷达探测性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(12): 2520-2529.
Liu Zhanqiang, Liang Lujiang, Wang Chunyang. Influence of self-defense jamming of stealth aircraft on radar detection performance [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(12): 2520-2529.
- [8] 袁俊超, 张小宽, 杜涛, 等. 战术机动对隐身飞机检测概率的影响研究[J]. 微波学报, 2017, 33(2): 83-88.
Yuan Junchao, Zhang Xiaokuan, Du Tao, et al. Study about the Effect of Tactical Maneuver on Stealth Aircraft Detection [J]. Journal of Microwaves, 2017, 33(2): 83-88.
- [9] Chao Zhou, Zhang Xiaokuan, Zhang Yaqing, et al. Research on the influence of tactic maneuver of target detection [J]. Cross Strait Quad-regional Radio Science & Wireless Technology Conference(S2377-8504), 2013, 115(6): 345-348.
- [10] 陈世春, 黄沛霖, 姬金祖. 从探测概率的角度评价飞机的隐身性能[J]. 航空学报, 2015, 36(4): 1150-1161.
Chen Shichun, Huang Peilin, Ji Jinzu. Evaluating aircraft's stealth performance from the perspective of detection probability [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(4): 1150-1161.
- [11] 修继信, 李东海. 影响雷达烧穿距离的要素分析[J]. 舰船电子对抗, 2008, 31(4): 51-54.
Xiu Jixin, Li Donghai. Analysis on the elements influencing the radar burnthrough range [J]. Shipboard Electronic Countermeasure, 2008, 31(4): 51-54.
- [12] ADAMY D. EW101: 电子战基础[M]. 王燕, 朱松, 译. 北京: 电子工业出版社, 2013: 118-124.
ADAMY D. EW101: A first course in electronic warfare [M]. Translated by Wang Yan, Zhu Song. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2013: 118-124.
- [13] 戴崇, 徐振海, 肖顺平. 雷达目标动态 RCS 特性差异分析[J]. 信号处理, 2013, 29(9): 1256-1263.
Dai Chong, Xu Zhenhai, Xiao Shunping. Analysis for differences between dynamic and static RCS characteristics of radar target [J]. Journal of Signal Processing, 2013, 29(9): 1256-1263.
- [14] 刘佳, 方宁, 谢拥军, 等. 姿态扰动情况下的目标动态 RCS 分布特性[J]. 系统工程与电子技术, 2015, 37(4): 775-781.
Liu Jia, Fang Ning, Xie Yongjun, et al. Dynamic target RCS characteristic analysis under the influence of attitude perturbation [J]. Systems Engineering and Electronics, 2015, 37(4): 775-781.
- [15] 戴崇, 徐振海, 肖顺平. 非合作目标动态 RCS 仿真方法[J]. 航空学报, 2014, 35(5): 1374-1384.
Dai Chong, Xu Zhenhai, Xiao Shunping. Simulation method of dynamic RCS for non-cooperative targets [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(5): 1374-1384.
- [16] 石章松, 刘忠, 王航宇, 等. 目标跟踪与数据融合理论

- 及方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.
- Shi Zhangsong, Liu Zhong, Wang Hangyu, et al. Method and theory of target tracking and data fusion [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010.
- [17] 袁修久, 赵学军, 李嘉林. 基于航迹的飞机姿态角建模与仿真[J]. 系统工程与电子技术, 2016, 38(4): 889-894.
- Yuan Xiujie, Zhao Xuejun, Li Jialin. Modeling and simulation of aircraft attitude angle based on air-path [J]. Systems Engineering and Electronics, 2016, 38(4): 889-894.
- [18] MAHAFZA B R, ELSHERBENI A Z. 雷达系统设计 MATLAB 仿真[M]. 朱国富, 黄晓涛, 黎向阳, 等, 译. 北京: 电子工业出版社, 2009.
- MAHAFZA B R, ELSHERBENI A Z. MATLAB simulations for radar system design [M]. Zhu Guofu, Huang Xiaotao, Li Xiangyang, et al translated. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2009.
- [19] 王雪松, 肖顺平, 冯德军, 等. 现代雷达电子战系统建模与仿真[M]. 北京: 电子工业出版社, 2010.
- Wang Xuesong, Xiao Shunping, Feng Dejun, et al. Modeling and Simulation of Modern Radar and Electronic Warfare Systems [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2010.
- [20] Tongyun Shen, Jianjiang Ding, Ding Yuan, et al. A method of detection performance modeling in jamming condition based on radar network system [C]. Chengdu, China: IEEE CIE International Conference on Radar, 2011: 1366-1369.