

一种高角速度目标快速截获起始方法

汤 兵,张炜轩

(南京电子技术研究所, 南京 210039)

摘要:波束宽度较窄的雷达系统通常面临着搜索效率过低、高角速度目标航迹起始困难的问题。在常规跟踪加搜索航迹起始模型的基础上,文中给出了一种利用目标角速度估计值的模型改进方案。通过自适应优化搜索屏排布,外推首点验证波束位置,大幅提高了目标的穿屏捕获概率和首点验证成功率,针对性地改善了高角速度目标的航迹起始能力。通过蒙特卡洛仿真,验证了改进效果,为窄波束雷达高角速度目标航迹起始提供了较好的解决方案。

关键词:高角速度;航迹起始;自适应;速度估计;跟踪加搜索

中图分类号:TN972 **文献标志码:**A **文章编号:**1004-7859(2020)03-0012-04

引用格式:汤 兵,张炜轩.一种高角速度目标快速截获起始方法[J].现代雷达,2020,42(3):12-15.

TANG Bing, ZHANG Weixuan. A quick track initiation method for high angle speed target[J]. Modern Radar, 2020, 42(3): 12-15.

A Quick Track Initiation Method for High Angle Speed Target

TANG Bing, ZHANG Weixuan

(Nanjing Research Institute of Electronics Technology, Nanjing 210039, China)

Abstract: A radar system with narrow beam-width always exhibits low efficiency in searching and difficulties in track initiation for high angular velocity targets. Based on the normal TAS track initiation model, an optimized scheme by using the estimated value of target angular velocity is introduced. To be specific, it helps to improve the capture probability and success rate of the first validation, through self-adapting search beam configuration and extrapolating location of the first validating beam. Monte-Carlo simulation results have proved its improvements, and provide the narrow beam radar system with a better solution for high angular velocity target track initiation.

Key words: high angular velocity; track initiation; self-adaptation; velocity estimation; track and search(TAS)

0 引言

随着航空航天技术的发展,太空已经成为世界大国新的角力场。这里充斥着诸如卫星、临近空间飞行器、弹道导弹等目标,这一类目标通常都具备自身飞行速度快的特点。空间目标速度大都接近第一宇宙速度,临近空间飞行器的飞行速度已经突破了20 Ma (1 Ma=340 m/s),射程较远的弹道导弹目标速度通常可达10 Ma以上^[1]。雷达作为监视太空的眼睛,承担的任务日趋繁重,如何对高速运动的目标进行快速捕获并起始航迹成为研究的热点。

在航天测控领域中,新型相控阵雷达对威力与测量精度有较高的要求,往往设计较大口径的天线阵面,较长周期的波形,同时形成宽度较窄的波束。窄波束宽度意味着覆盖搜索屏需要更多的波位,加之重复周期较长,直接导致雷达的搜索时间增长,搜索效率降低。对于高速运动的空间目标、临近空间目标和弹道导弹目标,尤其是角速度较大时,会快速穿过波束覆盖

范围,不利于此类型雷达对目标的捕获和航迹起始。

航迹的起始方法有很多种,比较经典的有滑窗检测法、贝叶斯法、极大似然法、Hough变换法等,主要是针对航迹起始逻辑、检测方法等方面的研究^[2-4],而少有对航迹起始模型的探讨。本文将给出一种较为通用的常规TAS航迹起始模型,并在此基础上针对搜索效率较低的窄波束相控阵雷达对高速目标的截获起始做了优化改进,推导了模型航迹起始的边界条件,完成了蒙特卡洛仿真验证。

1 常规跟踪加搜索(TAS)航迹起始模型

常规TAS航迹起始模型中,航迹起始需依次经过源生航迹、临时航迹、稳态航迹三个状态。航迹起始必须考虑多目标场景,在目标密集分布时,一个波位内会有多个目标的点迹。因此,由搜索能量录取的测量点迹,要首先与现有的稳态航迹、临时航迹进行关联,关联成功的点迹将直接更新相应航迹,未关联的剩余点迹则新建源生航迹,开始起始新航迹的流程^[5-6]。

能量调度方面,常规TAS航迹起始模型中,由搜

索能量录取到测量点迹并建立源生航迹后,将调度验证能量进行确认,以排除虚警,减少虚假航迹起始。根据 N/M 法则验证成功(调度 M 个验证能量,录得不少于 N 次成功验证)后,航迹转为稳态,航迹起始成功,后续将调度跟踪能量维持目标跟踪。

常规 TAS 航迹起始模型如图 1 所示。

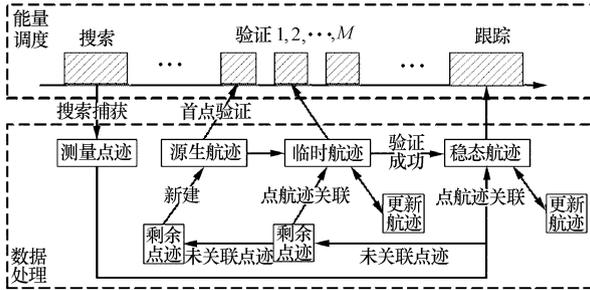


图 1 常规 TAS 航迹起始模型

该模型具备较好的通用性,可以使搜索到的目标快速起始,并在很大程度上减少虚假航迹的起始。但是,在遇到高速运动的目标时,该模型起始航迹的效率将大幅下降,主要受到两个瓶颈的限制:其一是搜索能量必须成功捕获到目标,形成源生航迹,而高速目标的穿搜索屏时间很短,对于窄波束雷达影响尤其严重,低下的搜索效率可能在目标穿屏时完全无法捕获目标;其二是首点验证成功率较低,由于源生航迹仅包含一个搜索点信息,尚未形成两点航迹,无速度信息,首个验证波束指向与搜索点相同,高速目标可能在首点验证前即逃出波束覆盖范围,无法完成 N/M 验证。

2 基于估计速度的改进模型

针对上述两点瓶颈,下面提出了基于估计速度的改进模型。通过估计目标速度,设置自适应搜索屏,提高高速目标穿屏捕获概率;同时,利用估计速度外推首点验证位置,提高首点验证成功率。

2.1 自适应搜索屏

为捕获目标起始航迹,通常在目标的运动轨迹上设置一个搜索屏,在目标穿屏时捕获并起始航迹。目标穿过搜索屏时可捕获到目标的波束个数是有限的,称之为有效搜索波束,屏内其他波束则为无效搜索波束。搜索屏并不是越大越好,过多的无效搜索波束将浪费宝贵的搜索能量。在目标角速度较小时,目标穿屏时间长,捕获概率较大;而角速度较大时,目标将很快穿过搜索屏,需要对搜索屏进行科学的设计,以减少无效搜索波束,提高捕获概率。

搜索屏通常设计为矩形屏,即在方位和俯仰上设计 $N_A \times N_E$ 个波束,通过一定程度的波束交叠,实现空域的全覆盖。雷达方位、俯仰的波束宽度分别为 $\theta_{0.5A}$ 、 $\theta_{0.5E}$,波束跨度分别为 $\Delta\theta_A$ 、 $\Delta\theta_E$ 。

图 2 为空间目标在方位-俯仰维穿屏示意图,图中, ω_A 、 ω_E 分别为目标的估计方位角速度、俯仰角速度。

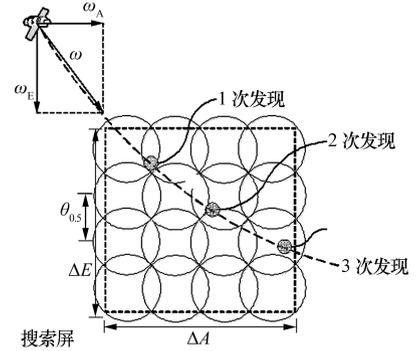


图 2 空间目标在方位-俯仰维穿屏示意图

设 P_D 为单次驻留目标发现概率, P_C 为目标发现概率, n 为穿屏发现次数。假设指标要求穿屏过程内目标期望截获概率大于 0.99 。则有:

$$P_C = 1 - (1 - P_D)^n > 0.99 \quad (1)$$

通常, n 取值不大于 3。设置矩形搜索屏时,如果要求目标穿屏发现次数为 n ,则需要同时满足下面条件

$$\begin{cases} (n+1)\omega_A t_s \leq \Delta A = \Delta\theta_A N_A \\ (n+1)\omega_E t_s \leq \Delta E = \Delta\theta_E N_E \end{cases} \quad (2)$$

式中: t_s 为整屏搜索时间,考虑能量资源抢占,则与平均波位调度周期 t_p 有关, $t_s = N_A N_E t_p$,代入式(2)有

$$\begin{cases} N_A \leq \frac{\Delta\theta_E}{(n+1)t_p\omega_E} \\ N_E \leq \frac{\Delta\theta_A}{(n+1)t_p\omega_A} \end{cases} \quad (3)$$

式(3)即在确保目标穿屏发现概率的条件下的方位、俯仰矩形屏设置方法,工程上可按上限取整。

2.2 外推首点验证

通过以上搜索屏优化,在保证搜索发现概率的基础上,为实现快速目标的截获跟踪,还需进行 TAS 快速航迹验证起始。航迹验证时可以利用搜索发现位置进行距离上开窗确认,通常距离波门在数十千米量级,且对于线性调频信号,考虑到目标的径向距离速度未知,一般验证时需使用与搜索一致的信号波形,能够保证在大多普勒距离耦合下目标回波在距离波门内^[7-8],因此对于验证,关键是首点验证时如何控制波束指向,保证目标角度在波束内。

在常规 TAS 跟踪航迹起始模型中,首点验证时由于尚未建立两点航迹,仅依靠搜索点位置验证目标,这就要求由搜索波束照射目标到验证波束照射目标之间的时间内,目标运动位置变化不超出半个波束宽度。

搜索转首点验证的时间轴示意图如图 3 所示。

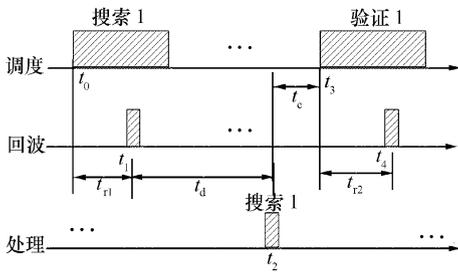


图3 搜索转首点验证示意图

图中, t_0 为搜索调度时刻, t_1 为搜索回波接收时刻, t_2 为搜索回波处理时刻, t_3 为验证调度时刻, t_4 为验证回波接收时刻, t_d 为回波延时(从回波信号接收经多级处理到形成测量点迹的时间), t_c 为调度间隔时间, t_{r1} 、 t_{r2} 为发射波束到接收回波耗时, 代表目标距离。

则实际首点验证时波束捕获目标的时延 Δt

$$\Delta t = t_d + t_c + \frac{t_r}{2} \quad (4)$$

假设 $\theta_{0.5}$ 为波束宽度; θ_e 为测角误差。则常规 TAS 模型首点验证成功的边界条件为

$$|\omega| < \frac{\theta_{0.5} - \theta_e}{2\Delta t} \quad (5)$$

由式(5)可得到首点验证成功的目标角速度最大值。

显然, 更大的波束宽度、更小的调度时间间隔可以提高验证成功的目标角速度上限值。然而, 波束宽度受限于雷达天线系统设计, 调度时间受限于系统控制与处理能力, 对于波束宽度较窄的雷达, 对目标角速度

的限制严重影响了雷达正常的目标截获跟踪。

然而在空间目标监视任务中, 大多数空间目标轨道是已知的, 导弹任务通常也有理论弹道、实时引导, 均可获得目标估计速度^[9]。利用角速度估计值外推目标位置后, 调整首点验证波束指向, 验证波束可以罩住目标的边界条件变为下式所示。

$$|\omega - \omega'| = |\omega_e| < \frac{\theta_{0.5} - \theta_e}{2\Delta t} \quad (6)$$

式中: ω 为目标实际角速度; ω' 为目标估计角速度。不难看出, 通过目标估计角速度调整首点验证波束指向后, 验证成功的边界条件不再受限于目标角速度, 而是角速度估计误差 ω_e , 在已知目标预测轨道或运动趋势的情况下, 将大幅提高窄波束雷达对高速目标的验证成功率。

3 仿真验证

3.1 穿屏截获概率

设置三种常规矩形搜索屏: 10×10 波位、 20×20 波位、 30×30 波位, 和自适应屏对比高速目标截获概率。仿真时考虑高速目标过捷径情况, 设置不同方位和俯仰角速度, 覆盖 $0 \sim 6^\circ/s$, 波束宽度设定方位俯仰均为 0.15° , 估计角速度误差 $\sigma = 0.05$, 穿屏发现次数 $n \geq 3$ 。做 1 000 次蒙特卡洛仿真, 得到三种常规搜索屏和自适应搜索屏穿屏截获概率如表 1 所示。

表 1 常规搜索屏与自适应搜索屏目标穿屏截获概率比较

搜索屏	在以下角速度($^\circ/s$)分布下的截获概率							
	0~0.1	0.1~0.3	0.3~0.5	0.5~1.0	1.0~1.5	1.5~2.0	2.0~3.0	3.0~6.0
10×10	100	97.0	73.9	54.5	45.1	28.9	18.5	22.6
20×20	99.6	96.6	77.8	43.8	26.1	24.4	11.8	9.9
30×30	99.2	70.9	52.5	28.5	21.8	15.4	9.3	5.6
自适应屏	99.9	100	100	100	100	100	96.5	66.6

对 $1^\circ/s$ 以上的高角速度的目标, 常规搜索屏与自适应搜索屏目标穿屏截获效果图如图 4 所示。

由仿真结果可知, 在窄波束雷达系统中, 常规的搜索屏设置方法在应对高速目标的穿屏时, 截获概率随目标角速度升高而快速下降。

本文提出的自适应搜索屏设置方法, 极大地改善了窄波束雷达对高速目标的穿屏截获能力。

3.2 航迹起始概率

在 3.1 节仿真的基础上, 分别采用常规首点验证和基于估计速度的首点验证方式, 做 1 000 次蒙特卡洛仿真, 方位和俯仰角速度覆盖 $0 \sim 6^\circ/s$, 波束宽度设定方位俯仰均为 0.15° 。

其中估计速度误差分别取 $\sigma = 0.05$ 、 $\sigma = 0.2$ 、 $\sigma = 0.5$ 。得到两种首点验证方式的目标航迹起始概率, 如表 2 所示。

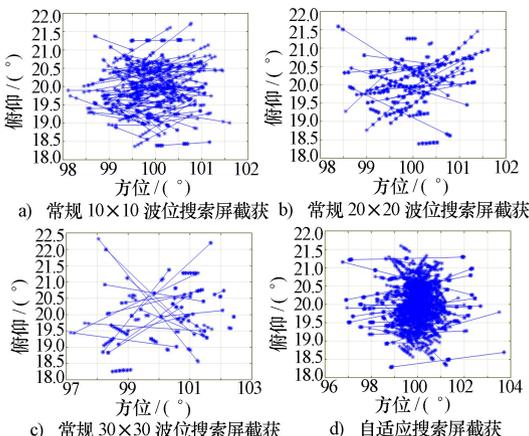


图4 常规与自适应搜索屏穿屏截获概率对比

表 2 常规首点验证与基于估计速度的首点验证航迹起始概率比较

验证方式	在以下角速度($^{\circ}/s$)分布下的截获概率							
	0~0.1	0.1~0.3	0.3~0.5	0.5~1.0	1.0~1.5	1.5~2.0	2.0~3.0	3.0~6.0
常规	99.5	99.8	100.0	49.2	6.0	0	0	0
估计速度误差 $\sigma=0.05$	99.6	99.9	100.0	100.0	99.9	100.0	99.1	94.7
估计速度误差 $\sigma=0.20$	98.0	99.4	99.5	99.8	99.8	99.7	99	95.3
估计速度误差 $\sigma=0.50$	74.9	72.4	73.5	72.7	76.6	73.6	73.4	68.8

对 $0.5^{\circ}/s$ 以上的高角速度的目标,常规首点验证与基于估计速度的首点验证航迹起始效果图如图 5 所示。

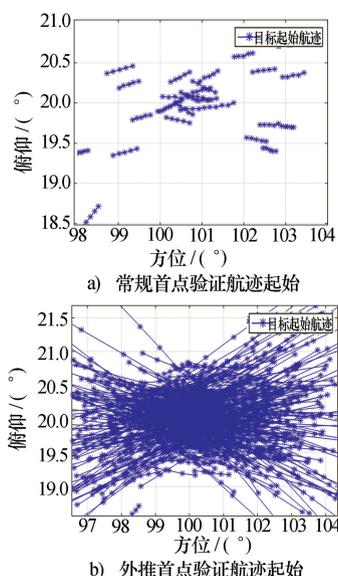


图 5 常规与估计速度的首点验证航迹起始概率对比

由仿真结果可知,在窄波束雷达系统中,常规首点验证方式在超出 2.2 节推导的限定条件后,验证成功率急剧下降,几乎为零。采用基于估计速度的首点验证,高角速度目标的起始概率仍然可保持较高的水平。在速度估计误差增大后,目标起始概率出现下降,与理论分析相吻合。在没有角速度估计的极限情况下,可以采用在多个等待点区域依次进行基于不同预置速度的首点验证起始,用时间换取起始成功率。同时,根据 2.2 节推导的限定条件,可以考虑波束展宽,即增大 $\theta_{0.5}$,从系统上提升高角速度目标的起始概率。

4 结束语

在大部分空间目标监视及导弹任务中都可以通过轨道预报预估目标速度,本文提出了利用目标估计速度信息改进的航迹起始模型,使之能够更好地适应高速目标,提高航迹起始概率。经过蒙特卡洛仿真,结果与理论分析相吻合。仿真分析时考虑了速度估计误差对自适应搜索屏和首点外推验证造成的影响,在估计速度误差可控时,改进的航迹起始模型可以大幅提高高角速度目标的起始概率。对于波束宽度较窄的雷达,该模型的应用价值更加凸显,很好地解决了高速目标的航迹起始问题。

参考文献

[1] 董天发, 易伟, 李小龙, 等. 一种临近空间高超声速目标

航迹起始算法[J]. 雷达科学与技术, 2014, 12(6): 623-628.

DONG Tianfa, YI Wei, LI Xiaolong, et al. A track initiation method for near space hypersonic target[J]. Radar Science and Technology, 2014, 12(6): 623-628.

[2] HU Z J, LEUNG H, BLANCHETTE M. Statistical performance analysis of track initiation techniques[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 1997, 45(2): 445-456.

[3] ZHANG Yanhang, SU Xiaohong, MA Peijun. Multi-hough transform track initiation for detecting target with constant acceleration[C]// 2008 International Symposium on Information Science and Engineering. Shanghai: IEEE Press, 2008: 581-584.

[4] 王国宏, 苏峰, 何友. 三维空间中基于 Hough 变换和逻辑的航迹起始[J]. 系统仿真学报, 2004, 16(10): 2198-2200.

WANG Guohong, SU Feng, HE You. Hough transform (HT) and logic based track initiator in three dimensional space[J]. Journal of System Simulation, 2004, 16(10): 2198-2200.

[5] 朱自谦. 一种通用航迹起始模型[J]. 航空学报, 2009, 30(3): 497-504.

ZHU Ziqian. A universal track initiation model[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2009, 30(3): 497-504.

[6] 陶翌杨, 汪圣利. 基于通用航迹起始模型的一步延迟新算法[J]. 现代雷达, 2011, 33(3): 44-47.

TAO Zhaoyang, WANG Shengli. A new algorithm of one-step delay based on universal tracking initialization model[J]. Modern Radar, 2011, 33(3): 44-47.

[7] 李昊, 于周秋. 基于优先级的相控阵测量雷达调度设计[J]. 现代雷达, 2006, 28(7): 52-55.

LI Hao, YU Zhouqiu. Design of phased array instrumentation radar scheduling algorithm based on priority[J]. Modern Radar, 2006, 28(7): 52-55.

[8] WONG W K, BLAIR W D. Steady-state tracking with LFM waveforms[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2000, 36(2): 701-709.

[9] AUSTIN J W, LEONDES C T. Statistically estimation of re-entry trajectories[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1981, 17(1): 54-61.

汤兵 男, 1974 年生, 硕士, 高级工程师。研究方向为雷达软件总体技术和数据处理。

张炜轩 男, 1989 年生, 硕士, 工程师。研究方向为相控阵雷达数据处理。