

基于轨道根数交接的弹道导弹落点快速预报

毛艺帆, 张多林, 王 路

(空军工程大学防空反导学院, 西安, 710051)

摘要 为实现弹道导弹精确落点的快速预报, 提出基于轨道根数交接的落点预报方法。多功能地基相控阵雷达通过综合自身计算的目标轨道根数信息与远程预警相控阵雷达上报至预警中心的目标轨道根数信息, 对弹道导弹实时定轨, 待落点误差精度满足要求后, 进行落点精确预报。仿真结果表明, 相对传统落点预报方法, 能够将预报时间缩短近 40%。

关键词 弹道导弹; 落点预报; 轨道根数; 雷达交接

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2017.01.006

中图分类号 V57; TP391 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2017)01-0033-06

An Impact Point Rapid Estimation for Ballistic Missile Based on Orbital Elements Handover

MAO Yifan, ZHANG Duolin, WANG Lu

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

Abstract: In order to estimate the impact point for ballistic missile rapidly, an impact point estimation method is proposed based on orbital elements handover. There are two kinds of orbital elements. One is computed by ground based multi-function phased array radar and the other one comes from warning center provided by long-range early warning phased array radar combined for precise orbit determination. The precise impact point can be offered if the impact point error accuracy is satisfied. The simulation results show that compared with traditional method, the proposed method can shorten the period of the predictable time by 40%.

Key words: ballistic missile; impact point estimation; orbital elements; radars handing over

弹道导弹落点预报是地基雷达数据处理的重要内容^[1], 通常由远程预警相控阵雷达(EWR)和多功能地基相控阵雷达(GBR)接力完成^[2], 研究 EWR 与 GBR 如何交接可实现落点的快速预报, 是反导预警系统的重大课题, 具有很强的工程实用价值。

EWR 与 GBR 之间的交接过程可描述如下: EWR 首先根据探测信息对目标进行粗定轨^[3], 将

计算得到的轨道根数(误差较大)上报给预警中心, 预警中心在确定交班时刻后为 GBR 提供相应时刻的目标位置及误差信息, GBR 根据指示信息完成对目标的截获^[4-7], 之后 GBR 根据其探测信息计算弹道导弹的轨道根数(误差较小)对目标进行精确定轨并给出精确的落点预报^[1,8-9]。现有关于传感器交接班的研究主要集中在目标指示方法、搜索优化方

收稿日期: 2016-06-17

基金项目: 国家自然科学基金(61272011)

作者简介: 毛艺帆(1988—), 女, 陕西三原人, 博士生, 主要从事防空反导作战建模与仿真研究. E-mail: maoyifan1210@163.com

引用格式: 毛艺帆, 张多林, 王路. 基于轨道根数交接的弹道导弹落点快速预报[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2017, 18(1): 33-38. MAO Yifan, ZHANG Duolin, WANG Lu. Impact Point Rapid Estimation of Ballistic Missile Based on Orbital Elements Handover[J]. Journal of Air Force Engineering University(Natural Science Edition), 2017, 18(1): 33-38.

法、交接班时机选择等方面^[10-12],其侧重点是保证对目标的连续稳定跟踪,而鲜有从落点精确预报的角度展开讨论研究。

从传感器交接班的过程可以看出,在交接班过程中,GBR获得的主要是目标的位置和误差信息,并不包含EWR提供给预警中心的目标轨道根数信息,然而在GBR对目标的探测跟踪初期,由于获取到的目标观测数据较少,计算得到的目标轨道根数精度明显不如EWR提供给预警中心的轨道根数精度,因此,如果在交接班时一并将轨道根数信息提供给GBR,并在后续精确定轨时有效利用,便可缩短给定误差范围内的落点预报时间。

本文提出一种新落点精确预报方法,接班传感器不但可以获得交班时刻的目标位置和误差信息,还能够获得接班传感器提供的目标轨道根数信息。接班传感器在对目标进行精确定轨时,通过综合交班传感器提供的轨道根数信息和自身获得的目标观测信息,实现对落点的快速预报,仿真结果验证了所提方法的有效性。

1 雷达交接班及落点精确预报过程分析

弹道导弹飞行地域跨度大,受单雷达探测威力及地球曲率的影响,单一传感器无法独立完成对目标全程的探测跟踪,需要多个传感器接力完成。本文研究传感器为远程预警雷达与多功能相控阵雷达,其交接班过程见图1。

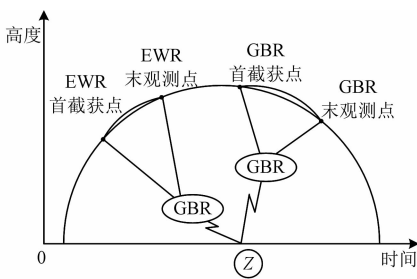


图1 EWR与GBR交接班示意图

Fig. 1 The flow of handing-off between EWR and GBR

EWR首先根据预警卫星提供信息完成弹道导弹的截获,对其进行连续跟踪,并计算目标轨道根数,随着观测数据的增多,轨道根数的精度逐渐提高,EWR将轨道根数实时上报给指挥中心Z。Z根据轨道根数对弹道导弹进行轨道外推,一旦发现其进入GBR的威力空间,Z将目标进入GBR空域的时间、位置及误差信息及时发布给后者。X根据获取信息形成截获命令,完成对目标的截获。之后GBR对弹道导弹进行连续跟踪,并计算轨道根数,

随着观测数据的增多,轨道根数精度和落点预报精度都逐渐提高,待达到一定的指标要求后,预警中心为部队进行精确落点预报。

在雷达交接班的过程中,EWR向Z实时上报了轨道根数信息,但是GBR仅仅获得了目标的时间、位置及误差信息,虽然这些信息足以实现GBR对目标的有效截获,但是在目标精确定轨以及落点的精确预报过程中这些信息不再起作用。此外,即使GBR的探测精度远高于EWR,在其稳定跟踪目标一段时间后必然能获得高精度的目标轨道根数及更精确的落点预报,但是在其对目标跟踪初期,由于获取的目标信息较少,所获取的目标轨道根数精度必然不如EWR上报给Z的轨道根数精度。因此,本文考虑在交接班的过程中,Z还应该将交班雷达上报的轨道根数发送给接班雷达,接班雷达通过合理使用,加速对目标的精确定轨。

2 传统落点预报模型

由上节分析可知,弹道导弹落点精确预报由GBR完成,数据处理流程见图2。

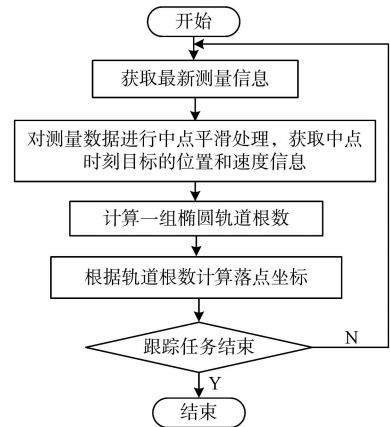


图2 落点预报示意图

Fig. 2 The flow of impact point estimation

由上图可以看出,在已知量测数据的情况下,弹道导弹落点预报包括3个子模型:量测数据中点平滑模型、椭圆轨道根数计算模型、落点坐标计算模型。本文所提方法同样基于传统落点预报模型实现,为此需对各子模型进行简要说明。

2.1 中点平滑模型

在对弹道导弹进行定轨时,中点平滑的效果要比滤波(端点平滑)的效果好^[13],因此常用多项式拟合的最小二乘方估计的中点平滑,估计出量测弧段中点时刻点上目标的位置矢量与速度矢量,然后定出轨道。

假定测量点数 Δn 为奇数,即 $\Delta n=2l+1$,设测量是等间隔进行,且间隔为 h 。假定这 Δn 点的中点时刻为 0,即

$$t_i = (i - (l+1))h \quad i = 1, 2, \dots, \Delta n \quad (1)$$

选取 2 阶拟合方程: $y(t) = a_0 + a_1 t + a_2 t^2$, 并有 Δn 次独立测量,将 $y(t_i)$ 用 y_i 表示,测量误差为 e_i , $i = 1, 2, \dots, \Delta n$ 。则测量方程为:

$$\tilde{y}_i = a_0 + a_1 t_i + a_2 t_i^2 + e_i \quad i = 1, 2, \dots, \Delta n \quad (2)$$

应用最小二乘方估计,可得中点时刻位置平滑公式:

$$\hat{y}_{l+1} = \sum_{k=-l}^l \frac{(3l^2 + 3l - 1) - 5k^2}{(4l^2 - 1)(\frac{2}{3}l + 1)} \tilde{y}_{l+1+k} \quad (3)$$

中点时刻速度平滑公式:

$$\dot{\hat{y}}_{l+1} = \sum_{k=-l}^l \frac{3k}{hl(l+1)(2l+1)} \tilde{y}_{l+1+k} \quad (4)$$

2.2 轨道根数计算模型

首先对轨道根数进行简要说明。在轨道运动中一般采用地心惯性坐标系 (ECI), ECI 的 x 轴指向 J2000 春分点, z 轴指向北极, y 轴以右手准则确定,弹道导弹轨道根数由 $\{i, \Omega, a, e, \omega, \tau\}$ 6 个参数表示,图 3 中, i 为轨道倾角, Ω 为升交点赤经(升交点与 x 轴的夹角), a 为轨道长半轴, e 为偏心率, ω 为近地点中心角(升交点沿运动方向到近地点拱线的夹角), τ 为近地点时间。当轨道根数确定,弹道导弹的运动轨迹完全确定。

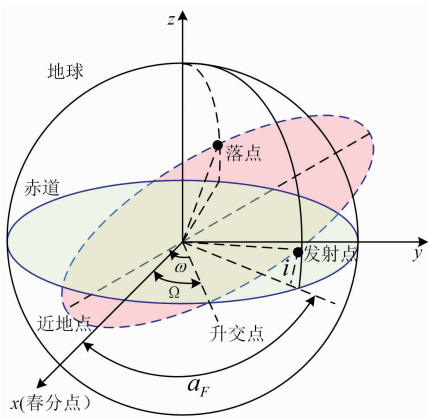


图 3 轨道根数几何图形

Fig. 3 Geometry chart of orbit parameter

根据二体运动模型的公式,若已知目标 t 时刻在 ECI 坐标系的位置 X, Y, Z 和速度 $\dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}$, 轨道根数计算模型如下。

1) 求辅助参量: 弹道导弹轨道平面法线的方向数 $\{A, B, C\}$: $A = \dot{Y}Z - \dot{Z}Y, B = \dot{Z}X - \dot{X}Z, C = \dot{X}Y - \dot{Y}X$; 地心距 r : $r = \sqrt{(X^2 + Y^2 + Z^2)}$; 地心距变化率

\dot{r} : $\dot{r} = (\dot{X}X + \dot{Y}Y + \dot{Z}Z)/r$; 速度 v : $v = \sqrt{(\dot{X}^2 + \dot{Y}^2 + \dot{Z}^2)}$; 动量距(地心距矢径在单位时间扫过面积的两倍) h : $h = \sqrt{(A^2 + B^2 + C^2)}$;

2) 计算轨道倾角 i :

$$i = \cos^{-1}(C/h) \quad (5)$$

3) 计算升交点赤经 Ω : 由几何关系 $\sin(\Omega) = A/(h\sin(i))$ 和 $\cos(\Omega) = -B/(h\sin(i))$ 可得:

$$\Omega = \tan^{-1}(-A/B) \quad (6)$$

4) 计算轨道长半轴 a :

$$a = 1/(2/r - v^2/u) \quad (7)$$

$u = 3.986 \times 10^{14} \text{ m/s}^2$ 为天文常数。

5) 计算偏心率 e :

$$e = \sqrt{1 - h^2/(ua)} \quad (8)$$

6) 计算近地点中心角 ω :

首先计算偏近点角 E : 由 $e\sin(E) = \dot{r}r/\sqrt{ua}$ 和 $e\cos(E) = 1 - r/a$ 可得:

$$E = \tan^{-1}(\dot{r}r/\sqrt{ua}/(1 - r/a)) \quad (9)$$

ω 由下两式联立可求:

$$\begin{cases} \sin(\omega)\sin(i) = \cos(E)Z/r - \sqrt{a}\sin(E)\dot{Z} \\ \cos(\omega)\sin(i) = \sin(E)Z/(r\sqrt{1-e^2}) + \sqrt{a}(\cos(E) - e)\dot{Z}/\sqrt{1-e^2} \end{cases} \quad (10)$$

7) 计算近地点时间 t_P :

首先计算平近点角 M :

$$M = E - e\sin(E) \quad (11)$$

再计算平均角速度 n :

$$n = a^{-3/2} \quad (12)$$

则 τ 为:

$$\tau = (nt - M)/n \quad (13)$$

2.3 落点计算模型

由于弹道导弹再入段的飞行时间和距离在整个飞行过程中占有比例非常小,故可以忽略大气对落点偏差的影响,将再入段视为原椭圆弹道的延伸。通过计算该椭圆轨道与地球的交点即可确定落点^[14]。

假设地球为一旋转椭球体,椭球体方程为 $X^2 + Y^2 + Z^2/\epsilon_c^2 = R_c^2$, 可写成:

$$X^2 + Y^2 + Z^2(1 - \epsilon_c^2)/\epsilon_c^2 = R_c^2 \quad (14)$$

式中: $R_c = 6378.14 \text{ km}$ 为参心椭球的长半轴, $\epsilon_c = 0.993305615$ 为偏心率。

暂时不考虑弹道目标的主动段和再入段,那么目标弹道为椭圆形轨道,当目标位于发射点和落点时,惯性系下的坐标应该同时满足地球椭球方程(14)和弹道导弹目标的运动方程,因此,轨道上的点

应该满足式(15)。

$$\begin{cases} X = \rho \cos(\rho, X) = \rho(\cos(\theta)\cos(\Omega) - \sin(\theta)\sin(\Omega)\cos(i)) \\ Y = \rho \cos(\rho, Y) = \rho(\cos(\theta)\sin(\Omega) + \sin(\theta)\cos(\Omega)\cos(i)) \\ Z = \rho \cos(\rho, Z) = \rho\sin(\theta)\sin(i) \end{cases} \quad (15)$$

式中:方向余弦 $\cos(\rho, X)$ 、 $\cos(\rho, Y)$ 、 $\cos(\rho, Z)$ 分别表示的是 ρ 矢量与 x 轴、 y 轴、 z 轴夹角的余弦值, ρ 为地心至目标的地心距矢量。

将式(15)代入式(14)可得:

$$\rho^2 [1 - (1/\epsilon_s^2 - 1) \sin^2(i) \sin^2(\theta)] = R_s^2 \quad (16)$$

此外,轨道上的点还应满足轨道方程式,即:

$$\rho = a(1 - e^2)/(1 + e\cos(\theta - \omega)) \quad (17)$$

连立式(16)与式(17)可以求得落点对应 θ ,再根据式(2)可得落点坐标,进而可以得到落点的经纬度。

3 基于轨道根数交接的雷达落点预报

3.1 轨道根数静态交接与动态交接

EWR 向 GBR 交接轨道根数存在两种情况:静态交接与动态交接。

定义 1(静态交接):当 GBR 对弹道导弹的首截获点时刻在 EWR 的末观测点时刻之后,即交班雷达与接班雷达的探测区域不重叠时,EWR 对 GBR 之间的轨道根数交接为静态交接。

定义 2(动态交接):当 GBR 对弹道导弹的首截获点时刻在 EWR 的末观测点时刻之前,即交班雷达与接班雷达的探测区域部分重叠时,EWR 对 GBR 之间的轨道根数交接为动态交接。

随着测量数据的增多,EWR 对弹道导弹的定轨精度逐渐提高,因此,在动态交接的过程中,预警中心应将交班雷达上报的最新轨道根数交给接班雷达;在静态交接中,预警中心应将交班雷达最后上报的轨道根数交给接班雷达,静态交接可以理解为特殊情况的动态交接。

3.2 轨道根数作用时长与权重大小分析

GBR 捕获目标后,随着目标测量数据的增多,落点预报精度逐渐提高,当达到一定的精度后(如两公里误差范围内),立即向部队发出落点精确预报。本文研究目的不是提高最终的落点预报精度,而是缩短 GBR 对落点的预报时间,以增大预警时间。

由于 EWR 的探测精度远不如 GBR,因此在 X 经过一段时长的测量数据积累后,其自身获取的弹道导弹轨道根数精度必然高于 EWR 所提供的轨道根数精度,相对应的落点预报精度也必然更加准确,因此 EWR 所提供轨道根数只应在 GBR 对目标的

跟踪前期(获取的目标测量数据较少时)起作用,设定此作用时长为 Δt 。

由于 GBR 自身测得的目标轨道根数随着测量数据的增多快速收敛,无论是静态交接还是动态交接,EWR 所提供轨道根数精度在 Δt 时间内收敛都相对较慢,因此在 Δt 时间内,EWR 提供轨道根数权重应逐渐减小,对应的 GBR 自身获得的轨道根数权重应逐渐增大。

3.3 轨道根数交接模型

由上述分析可知,EWR 所交接的轨道根数的权重应在其作用时间 Δt 内逐渐减小,对应的 GBR 自身计算轨道根数权重逐渐增大,假设 GBR 的首截获点时刻为 t_0 ,EWR 在某时刻 t 提供的最新轨道根数为 $G_i^p = \{i_i^p, \Omega_i^p, a_i^p, e_i^p, \omega_i^p, \tau_i^p\}$,GBR 在 t 时刻根据自身观测数据计算的轨道根数为 $G_i^x = \{i_i^x, \Omega_i^x, a_i^x, e_i^x, \omega_i^x, \tau_i^x\}$,融合后的轨道根数计算模型为:

$$G_i = \omega_i^p G_i^p + (1 - \omega_i^p) G_i^x \quad (18)$$

式中: ω_i^p 为 t 时刻 EWR 提供轨道根数的权重,计算公式为:

$$\begin{cases} \omega_i^p = 1 - (t - t_0)/\Delta t & t - t_0 \leq \Delta t \\ \omega_i^p = 0 & t - t_0 > \Delta t \end{cases} \quad (19)$$

3.4 基于轨道根数交接的落点预报流程

假定 GBR 已完成目标截获,基于轨道根数交接模型与传统落点预报方法,给出基于轨道根数交接的落点预报流程。具体算法可描述如下:

- 1)判断是否为动态交接?如果交班雷达与接班雷达的探测区域部分重叠,为动态交接,转 2),令 Flag=0;否则,令 Flag=1,转 3);
- 2)获取 EWR 最新上报的轨道根数 G_i^p ,转 4);
- 3)获取 EWR 最后上报的轨道根数 G^p ,转 4);
- 4)获取目标最新测量信息并对所有测量信息进行中点平滑处理,并计算出一组轨道根数 G_i^x ,转 5);
- 5)如果 Flag=0,根据式 18 对 G_i^x 与 G_i^p 进行加权处理,得到 G_i ,否则根据式 18 对 G_i^x 与 G^p 进行加权处理,得到 G_i ,转 6);
- 6)根据 G_i 按照式 16~17 计算落点坐标,转 7);
- 7)判断 X 的跟踪任务是否结束,如果结束,算法结束,否则转 8);
- 8)如果 Flag=0,转 2),否则转 3)。

4 仿真实验

仿真实定:弹道导弹发射点为(N86.728 6, W25.622 7),落点为(N105.298, W 47.607 1);EWR 发现距离 4 000 km,距离误差 20 m,角度误差 0.1°,GBR 发现距离 1 400 km,距离误差 10 m,角度

误差 0.01° , 数据率 0.1 s ; 当 GBR 对落点预报误差达到 2 km 时, 认为满足精确落点预报精度, 此时可向部队做出落点精确预报。

本节通过 2 个实验验证所提方法的有效性, 实验 1 为动态交接情况下的雷达落点预报仿真, 实验 2 为静态交接情况下的雷达落点预报仿真, EWR 交接的轨道根数作用时长 Δt 设置为 40 s 。

实验 1: 假设 EWR 在弹道导弹发射后 200 s 完成截获, EWR 提供的轨道根数精度随时间的变化情况可由 EWR 对落点预报的误差精度变化情况间接表示, 见图 4。

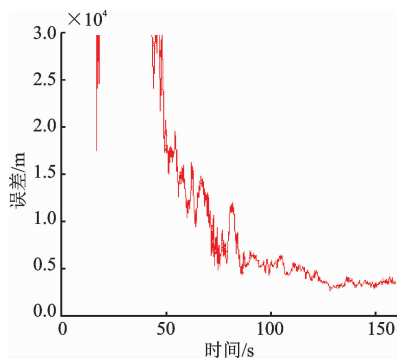


图 4 EWR 落点预报误差随时间变化示意图

Fig. 4 The curve of impact point error computed by EWR

从图 4 可以看出, 随着跟踪时间的增加, EWR 测得的目标轨道根数精度逐渐提高, 由 EWR 预报的落点误差逐渐减小, 受 EWR 自身探测精度的影响, 其所计算的落点误差精度大概收敛至 $4\sim 5\text{ km}$ 左右, 还达不到精确落点预报的误差要求。

假设 GBR 在弹道导弹发射后 300 s (EWR 跟踪弹道导弹 100 s 时) 完成截获, 此时 EWR 仍然不断上报最新目标轨道根数, 图 5 给出了 GBR 独立进行落点预报和基于本文所提动态交接方法进行落点预报误差随时间的变化情况对比。

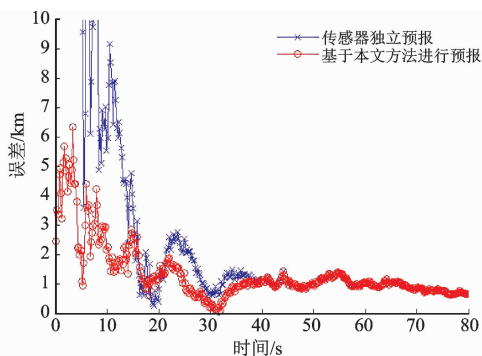


图 5 动态交接与独立预报落点误差变化情况对比

Fig. 5 The curve of impact point estimation error computed by GBR alone and dynamic handover

由图 4~5 可以看出, 由于 GBR 的探测精度明

显高于 EWR, 其落点误差收敛速度明显更快, 当 GBR 独立进行落点预报时, 落点误差在 27 s 可收敛至 2 km , 当采用本文所提方法进行落点预报时, 落点误差在 16 s 可收敛至 2 km , 预报速度提高了近 40% , 效果明显。

实验 2: 假设 GBR 在弹道导弹发射后 500 s 完成截获, 图 6 给出了 GBR 独立进行落点预报和基于本文所提静态交接方法进行落点预报误差随时间的变化情况对比。

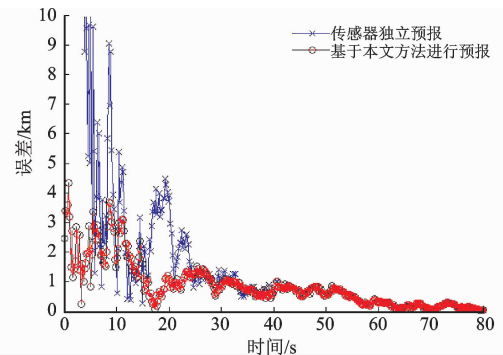


图 6 静态交接与独立预报落点误差变化情况对比

Fig. 6 The curve of impact point estimation error computed by GBR alone and static handover

由图 6 可以看出, 当 GBR 独立进行落点预报时, 落点误差在 24 s 可收敛至 2 km , 当采用本文所提方法进行落点预报时, 落点误差在 15 s 可收敛至 2 km , 预报速度提高了近 38% , 效果明显。

需要说明的是, 本仿真验证是基于相对理想数据的, 然而实际战场环境复杂, 干扰等外界因素会导致雷达跟踪精度变差、跟踪断续等, 在这种复杂情况下本文所述方法的效果有待进一步研究。

5 结语

本文提出了基于轨道根数交接的弹道导弹落点快速预报方法, GBR 将 EWR 上报的轨道根数信息与自身计算的轨道根数信息进行融合, 然后进行落点预报。仿真结果表明, 该方法能够大大缩短落点精确预报的时间, 工程实用价值明显。

本文研究侧重点在如何缩短落点预报时间, 下一步将重点研究如何提高落点预报精度。

参考文献 (References):

- [1] 张远, 陈勇, 吴昊. 弹道导弹落点预报方法研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2014, 3(1): 5-10.
ZHANG Y, CHEN Y, WU H. Study of Ballistic Missile Impact Point Prediction[J]. Missile and Space Vehicles, 2014, 3(1): 5-10. (in Chinese)

- [2] 阮菲,高玉良,蒯美青. 面向反导预警作战的雷达交接班时机选择方法[J]. 现代防御技术,2013,41(4):121-125.
RUAN F, GAO Y L, LIN M Q. Radars Mission Shifting Occasion Selection Approach for Antimissile Early Warning [J]. Modern Defence Technology, 2013, 41(4):121-125. (in Chinese)
- [3] 刘仁,王爱华,郭桂治. 基于关机点状态的战术弹道导弹落点估计[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2010,11(1):27-30.
LIU R, WANG A H, GUO G Z. Impact Point Estimation of Tactical Ballistic Missile Based on the State of Burnout Point[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2010, 11(1):27-30. (in Chinese)
- [4] 蒯美青,高玉良,阮菲. 防空反导作战雷达交接方案优化设计方法研究[J]. 空军雷达学院学报,2012,26(2):119-123.
LIN M Q, GAO Y L, RUAN F. Optimal Design Method of Handover Scheme for Air Defense Anti-Missile Operational Radar[J]. Journal of Air Force Radar Academy, 2012, 26(2):119-123. (in Chinese)
- [5] 蒯美青,高玉良,陈鹏,等. 反导预警雷达交接班效能仿真模型框架研究[J]. 空军预警学院学报,2013,27(4):282-287.
LIN M Q, GAO Y L, CHEN P, et al. Simulation Model Framework for Mission Shifting Efficiency on Anti-missile Early Warning Radar[J]. Journal of Air Force Early Warning Academy, 2013, 27(4):282-287. (in Chinese)
- [6] 张荣涛. 多雷达跟踪弹道导弹交接预报技术研究[J]. 现代雷达,2010,32(8):31-32.
ZHANG R T. A Study on Multi-Radar Tracking Ballistic Missile[J]. Modern Radar, 2010, 32(8):31-32. (in Chinese)
- [7] 赵锋,周颖,王雪松,等. 预警信息引导条件下雷达最优搜索空域研究[J]. 现代雷达,2008,30(11):26-30.
ZHAO F, ZHOU Y, WANG X S, et al. A Study on Optimal Search Region of Radar under Guidance of Warning Information[J]. Modern Radar, 2008, 30(11):26-30. (in Chinese)
- [8] 张荣涛,薛金芳,徐振来. 一种提高导弹落点预报精度方法的研究[J]. 现代雷达,2008,30(8):37-39.
ZHANG R T, XUE J F, XU Z L. A Study on Improving Missile Impact Position with Orbit Improving Method[J]. Modern Radar, 2008, 30(8):37-39. (in Chinese)
- [9] 刘彦君,乔士东,黄金才,等. 一种高精度弹道导弹落点预测方法[J]. 弹道学报,2012,24(1):22-26.
LIU Y J, QIAO S D, HUANG J C, et al. A Method of Impact Point Prediction of Ballistic Missile[J]. Journal of Ballistic, 2012, 24(1):22-26. (in Chinese)
- [10] STROMBERG D. A Sensor-Independent Sensor-oriented Tracking Architecture[C]// Information, Decision & Control, Idc, 1999:111-116.
- [11] DUAN P, HAAG M U. A Track Search Optimization Method for Implicit Coordination [C]//Digital Avionics Systems(DASC), Conference, 2013: 1-12.
- [12] CHEN G H, GAO Z, CAO Z L. The Improved Algorithm as to How to Select the Initial Search Point and Search Window Scope in the Inter-Frame Prediction [C]//Multimedia Technology(ICMT), 2010 International Conference. 2010: 1-12.
- [13] 徐振来. 相控阵雷达数据处理[M]. 北京:国防工业出版社,2009.
XU Z L. Phased Array Radar Data Processing[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2009. (in Chinese)
- [14] 顾铁军. 战术弹道导弹落点预报的一种方法[J]. 战术弹道技术,2002(1):9-12.
GU T J. A Method of Detecting Impact Point of TBM[J]. Tactical Missile Technology, 2002(1):9-12. (in Chinese)

(编辑:姚树峰)