

doi: 10.7690/bgzd.2019.07.011

## 中低轨预警卫星覆盖效能与定位精度分析

田野<sup>1</sup>, 李海岩<sup>2</sup>, 秦国政<sup>1</sup>, 赵会朋<sup>1</sup>, 钱方<sup>1</sup>, 李博骁<sup>1</sup>, 郭继光<sup>1</sup>, 张龙<sup>1</sup>

(1. 中国电子科技集团公司电子科学研究院, 北京 100041; 2. 南部战区海军参谋部, 广东 湛江 524000)

**摘要:** 基于中低轨预警卫星系统任务要求, 研究中低轨预警卫星中的临边探测覆盖效能和目标定位能力。从弹道导弹目标特性和可探测要素研究入手, 引出临边探测的任务需求; 从预警卫星对弹道导弹探测几何构型出发, 建立弹道导弹对不同高度的覆盖效果与系统构型和传感器探测能力之间的数学对应关系, 分析预警卫星在典型作战场景中的覆盖能力; 研究双星和多星定位的定位原理, 并仿真分析双星和多星定位的定位精度, 以及其对预警装备目标交接的影响。结果表明: 在误差存在的情况下, 定位精度可满足目标引导交接的预警任务要求。

**关键词:** 中低轨预警卫星; 覆盖效能; 定位精度

**中图分类号:** TP702 **文献标志码:** A

## Analysis of MEO and LEO Early Warning Satellites: Coverage Capability and Positioning Accuracy

Tian Ye<sup>1</sup>, Li Haiyan<sup>2</sup>, Qin Guozheng<sup>1</sup>, Zhao Huipeng<sup>1</sup>, Qian Fang<sup>1</sup>, Li Boxiao<sup>1</sup>, Guo Jiguang<sup>1</sup>, Zhang Long<sup>1</sup>

(1. China Academy of Electronics & Information Technology, China Electronic Technology Group Corporation, Beijing 100041, China; 2. Naval Staff Department, Southern War Zone, Zhanjiang 524000, China)

**Abstract:** Based on the mission requirements of medium earth orbit (MEO) and low earth orbit (LEO) early warning satellites, the paper focuses on space coverage and target positioning accuracy of MEO and LEO early warning satellites. Firstly, based on ballistic missiles target properties and detectable elements, the mission requirements of limb scanning are induced. Then, according to the geometrical configuration of early warning satellite and ballistic missiles, the mathematical relationship between coverage results of different levels and sensor detection capability is obtained. The coverage ability of early warning satellites in operational scenario is analyzed. Moreover, the positioning principle of double satellites and multiple satellites are researched, and simulation results of positioning accuracy based on early warning satellites trajectory are obtained. The results indicate that the positioning accuracy can satisfy the mission requirements of target guidance in the presence of error.

**Keywords:** MEO and LEO early warning satellites; coverage capability; positioning accuracy

### 0 引言

预警卫星不受疆域的限制, 能够实现连续不间断的监视, 具有位置高远、视野广阔的特点, 并具备全球可达的能力, 受到越来越多国家的关注和重视<sup>[1-3]</sup>。预警卫星具有诸多陆基预警装备无法比拟的优势: 不受国界限制, 可部署到国土以外敏感区域上空, 进行抵近探测; 预警卫星居高临下, 探测距离远, 视距可达数千千米; 俯视探测空中目标, 目标雷达散射截面 (radar cross section, RCS) 大, 反隐身能力强, 是全球导弹和航天发射事件有效的监视手段。

美国从 20 世纪 50 年代起开始建设, 形成了世界上装备最完善、功能最完备的天基、陆基、海基一体化的弹道导弹预警系统<sup>[4-11]</sup>。在天基弹道导弹预警卫星方面, 先后经历了“米达斯”、DSP 和 SBIRS

3 个发展阶段。美国从 2007 年开始研制全新一代预警卫星系统 SBIRS, 主要任务是通过多星组网方式, 实现全球预警能力, 提高卫星空间和时间分辨率, 实现对全球陆射和潜射弹道导弹实施 24 h 的不间断探测。SBIRS 系统又分为 SBIRS-High 和 SBIRS-Low 2 个子系统。其中: SBIRS-High 系统用于替换和增强 DSP 系统, 实现对中低纬度及北半球高纬度地区发射导弹的早期预警; SBIRS-Low 系统又分为 STSS 和 PTSS 2 个阶段, 主要实现全球范围早期预警和中段连续跟踪, 跟踪监视弹道导弹发射全过程, 并与地面预警雷达和制导武器连接, 支持拦截弹引导。然而, 受到规模、技术、成本等多种因素影响, 目前 PTSS 系统已暂停。

从美国天基弹道导弹预警系统的发展演化过程可以看出, 弹道导弹预警系统由天基-陆基-海基多

收稿日期: 2019-02-11; 修回日期: 2019-03-18

作者简介: 田野(1988—), 男, 河南人, 博士, 工程师, 从事天基预警体系总体设计、雷达信号处理研究。E-mail: field4723@126.com。

手段多要素一体化组成,任何一个子系统都无法独立完成弹道导弹预警任务,并且中低轨预警卫星的作用不可替代。同时,由于中低轨预警卫星系统复杂,尚有很多问题有待解决。比如,在弹道估计和精度分析方面,目前较常用的弹道估计方法有双星观测弹道导弹主动段状态最优估计法<sup>[12]</sup>,最大似然估计法<sup>[13]</sup>,基于提供目标状态估计和联合误差协方差 Levenberg-Marquardt 算法的修正最大似然估计法<sup>[14]</sup>,无迹卡尔曼滤波算法<sup>[15]</sup>等,并基于天基预警卫星视线角误差和导弹目标经验数据对弹道估计精度进行了分析<sup>[16]</sup>。上述分析在理论层面实现了弹道估计和精度分析,缺乏典型弹道导弹作战场景下的预警卫星能力分析,以及弹道估计方法和精度对中低轨预警卫星运用的影响。

笔者将基于中低轨预警卫星系统任务要求,研究中低轨预警卫星中的 2 个重要问题:临边探测覆盖效能和目标定位能力,以及在典型弹道导弹预警任务和目标引导交接时的作战运用。

## 1 弹道导弹目标特性和可探测要素

弹道导弹按照射程划分为近程弹道导弹、中程弹道导弹、远程弹道导弹和洲际弹道导弹。不同射程的弹道导弹,其飞行轨迹、速度、加速度的具体数值差异较大,但总体变化规律基本一致,整个飞行过程分为助推段、中段和再入段,不同飞行阶段分别表现不同的目标特征。弹道导弹飞行过程如图 1 所示。

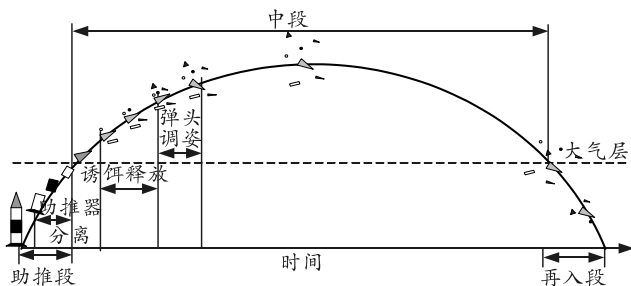


图 1 弹道导弹飞行过程

### 1.1 主动段

主动段以导弹离开发射点作为起点,以最后一级助推器关机和弹头完成分离为终点。对于不同射程的弹道导弹,主动段飞行时间、关机点高度和速度不同。主动段飞行时间 60~200 s,远程及洲际弹道导弹主动段时间 3~6 min,中程弹道导弹主动段时间约 2 min,近程弹道导弹主动段时间约 1 min,关机点高度 40~220 km。

弹道导弹在主动段飞行时,发动机尾焰温度很

高,辐射强度很大,辐射最明显的是 2.7~4.3  $\mu\text{m}$  附近的谱带。弹道导弹主动段是最容易探测的时间段,光学和雷达特性较为明显。在本阶段,预警探测需要主要完成助推段搜索发现、跟踪监视等预警任务。对于主动段导弹目标,使用捕获相机以地球大气为背景进行探测。

### 1.2 中段

中段是弹道导弹主动段发动机关机后,导弹在大气层外飞行的阶段,远程及洲际弹道导弹中段飞行时间 20~30 min,中、近程弹道导弹中段飞行时间 5~10 min,中段是弹道的最长飞行段,也是实施导弹防御拦截的关键阶段。中段弹道在无推力作用下主要是惯性飞行,运动轨迹可预测。

在中段飞行阶段,处于中段飞行过程中的导弹发动机已熄火,没有强烈的辐射信息,只有对阳光的反射和弹体自身的红外辐射可以探测。弹头在中段与大气摩擦迅速减少,弹头表面温度很快降至常温,红外辐射能量主要集中于中长波段,辐射强度也迅速减小,在 5~8  $\mu\text{m}$ 、8~12  $\mu\text{m}$  谱段内中段导弹红外辐射强度最大。

在本阶段,按预警任务要求,预警探测需要完成搜索发现、跟踪监视、弹道测量和目标识别等预警任务。对导弹中段弹头进行探测时,需要以深空为背景进行临边探测。探测谱段可选择中段导弹辐射峰值附近的中长波红外谱段、长波红外谱段。

## 2 预警卫星临边探测覆盖效能

### 2.1 临边探测几何构型

在弹道导弹飞行中段,由于目标红外辐射能量强度低,且地球和太阳均会产生大量红外辐射干扰,因此需要让红外探测器探测视线朝向深空冷背景,即让探测视线指向地表之上,将这种对中段弹道导弹的探测方式称为“临边探测”。临边探测如图 2 所示。

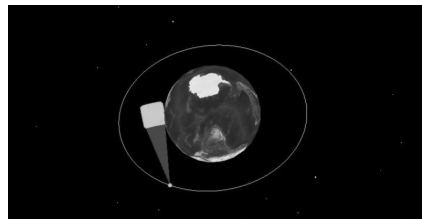


图 2 卫星临边探测

中轨预警卫星临边探测几何构型如图 3 所示。其中, S 为预警卫星,高度为  $H_{\text{satellite}}$ , O 为地心,从 S 点射出的 2 条线(ES 和 BS)为传感器波束临边

探测范围边界，虚线表示预警卫星传感器的探测距离  $R_{\text{sensor}}$ 。

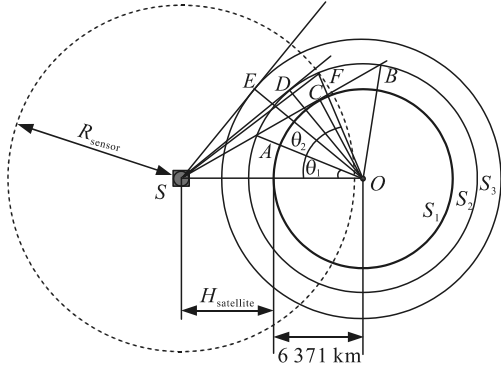


图 3 中轨预警卫星临边探测几何构型

地球半径  $R=6\ 371\ \text{km}$ ， $S_1$  为地球表面（与传感器波束相切于点  $C$ ）， $S_2$  为预警卫星波束覆盖的某个高度面（与传感器波束相切于点  $D$ ）， $S_3$  为预警卫星波束覆盖最高点对应的高度面（与传感器波束相切于点  $E$ ）。 $A$ 、 $B$  两点为传感器波束与地表的切线与  $S_2$  层的 2 个交点， $F$  点为卫星传感器探测威力线与  $S_2$  层的交点。

如图所示，在衡量预警卫星对某高度层  $S_2$  的覆盖能力时，实际可覆盖范围为  $\widehat{ADF}$ ，在地表对应的投影为  $\widehat{ADF}$  在地面的投影。考虑卫星传感器扫描的实际情况，预警卫星对某高度层覆盖范围在地面的投影为一圆环。

### 2.2 临边探测覆盖能力分析

根据上述分析可以看出：当若干颗预警卫星组成星座时，星座对某高度层的覆盖情况可等效于各卫星对应的地面“圆环”的分布情况。在这里，有 2 个角度至关重要， $\angle AOS$  和  $\angle FOS$ ，分别为地面“圆环”内圈和外圈与卫星组成的地心角。

下面分别求解  $\angle AOS$  和  $\angle FOS$ 。

从图可以看出， $AO=DO=FO=R+H_{S_2}$ ， $H_{S_2}$  为  $S_2$  层的高度。卫星与地心距离  $SO=R+H$ ， $H_s$  为卫星高度。

$$\begin{aligned} CS &= \sqrt{SO^2 - CO^2} = \sqrt{(R+H_s)^2 - R^2}, \\ AC &= \sqrt{AO^2 - CO^2} = \sqrt{(R+H_{S_2})^2 - R^2}. \end{aligned} \quad (1)$$

则可得角度

$$\begin{aligned} \angle AOC &= a \cos \left( \frac{AO^2 + CO^2 - AC^2}{2AO \cdot CO} \right) = a \cos \left( \frac{R}{R+H_{S_2}} \right), \\ \angle COS &= a \cos \left( \frac{SO^2 + CO^2 - CS^2}{2SO \cdot CO} \right) = a \cos \left( \frac{R}{R+H_s} \right). \end{aligned} \quad (2)$$

记  $\angle AOS = \theta_1$ ，则

$$\theta_1 = \angle COS - \angle AOC = a \cos \left( \frac{R}{R+H_s} \right) - a \cos \left( \frac{R}{R+H_{S_2}} \right). \quad (3)$$

记  $\angle FOS = \theta_2$ ，则

$$\begin{aligned} \theta_2 = \angle FOS &= a \cos \left( \frac{FO^2 + SO^2 - FS^2}{2FO \cdot SO} \right) = \\ &= a \cos \left( \frac{(R+H_{S_2})^2 + (R+H_s)^2 - L^2}{2(R+H_{S_2})(R+H_s)} \right). \end{aligned} \quad (4)$$

其中  $FS$  为传感器探测威力范围，记  $FS=L$ 。

根据上述分析可以看出： $\theta_1$  和  $\theta_2$  都是卫星高度  $H_s$  和覆盖层高度  $H_{S_2}$  的函数， $\theta_2$  还与传感器探测能力  $L$  有关。记为  $\theta_1 = f_1(H_s, H_{S_2})$ ， $\theta_2 = f_2(H_s, H_{S_2}, L)$ 。

设卫星星座卫星数量为  $N$ ，若  $N$  颗卫星在赤道平面上等间隔分布，相邻卫星之间对应的地心角为  $\theta_3 = 2\pi / N$ 。

可以得出，“圆环”内外圈与卫星对应的地心角  $\theta_1$  和  $\theta_2$  及相邻卫星之间地心角  $\theta_3$  决定地面上各卫星对应“圆环”的分布，通过地面“圆环”分布情况即可得出预警卫星对不同高度层的覆盖情况。

从图 3 可以看出，圆环内环以内部分的覆盖情况决定了整个卫星星座的覆盖情况。若要实现预警卫星对某高度层的至少二重覆盖，则应保证各圆环内环以内区域能够实现二重覆盖。

下面将以圆环内环以内部分能否实现二重覆盖为划分，分 3 种情况对某高度层的覆盖情况进行讨论，并以  $\theta_1$ 、 $\theta_2$ 、 $\theta_3$  之间关系为判决依据。

#### 2.2.1 情况 1：圆环内环以内区域恰好二重覆盖

当圆环内环以内区域恰好二重覆盖时，覆盖示意图如图 4 所示。此时，相邻圆环的内外圈之间恰好相切，对应地心角度关系为  $\theta_2 = 2\pi / N + \theta_1$ 。

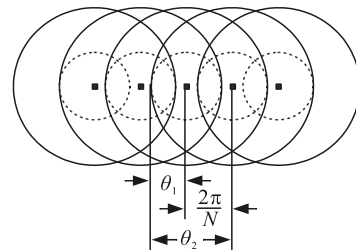


图 4 圆环内环以内区域恰好二重覆盖

#### 2.2.2 情况 2：圆环内环区域无法满足二重覆盖

若相邻圆环之间间隔在图的基础上变大，则圆

环内环以内区域无法满足二重覆盖，对应的覆盖示意图如图 5 所示。

此时，地心角之间关系满足  $\theta_2 < \frac{2\pi}{N} + \theta_1$ 。

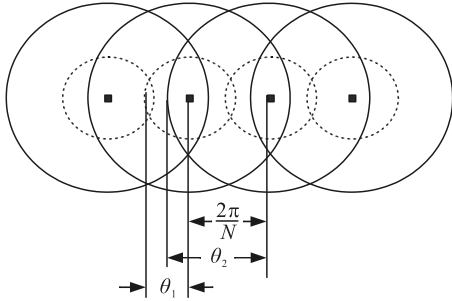


图 5 圆环内环以内区域无法满足二重覆盖

### 2.2.3 情况 3: 圆环内环以内区域不止二重覆盖

如图 6 所示，若相邻圆环之间间隔在图 4 的基础上变小，则圆环内环以内区域可实现更好的覆盖。

此时，地心角之间关系满足  $\theta_2 > \frac{2\pi}{N} + \theta_1$ 。

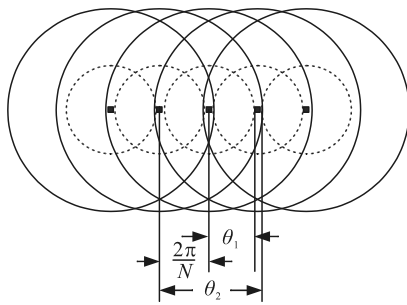


图 6 空心区域不止二重覆盖

根据上述分析可以看出：实现二重覆盖的临界条件是  $\theta_2 = \frac{2\pi}{N} + \theta_1$ ，因此覆盖情况与卫星数量、卫星高度、覆盖层高度和传感器探测能力密切相关。

当预警卫星系统轨道高度、卫星数量和传感器探测距离确定时，覆盖情况仅与弹道导弹飞行高度有关。

## 2.3 典型高度覆盖能力分析

接下来利用 STK 仿真，分析卫星临边探测覆盖能力。设置预警卫星为中轨预警卫星，由 6 颗卫星组成星座，卫星高度为 7 000 km，卫星在赤道面上等间隔分布，传感器探测距离为 15 000 km，采用临边探测模式以深空为背景进行探测。

考虑典型弹道导弹关机点高度为 40~200 km，弹道导弹飞行高度一般不超过 2 000 km，选择这一区间的若干典型高度进行仿真，分析中轨卫星覆盖能力。

根据上述分析计算可得，当观测高度为 1 450 km 时，“圆环”内环以内区域可以恰好实现二重覆盖；当高度低于 1 450 km 时，“圆环”内环以内区域无法实现全部二重覆盖；当高度高于 1 450 km 时，“圆环”内环以内区域可实现不止二重覆盖。选取以下典型高度进行分析：500，1 000，1 450，2 000 km。对应的仿真结果如图 7 所示。

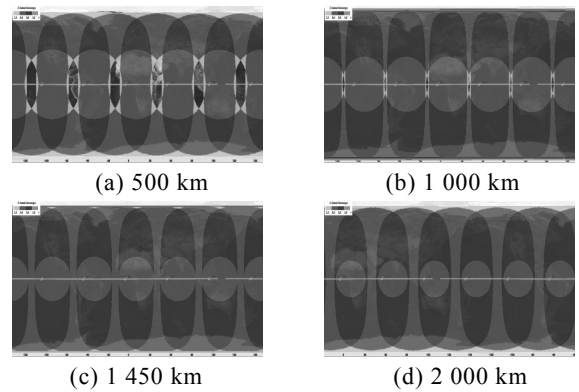


图 7 不同高度临边覆盖结果

根据上述仿真结果可以看出：当观测高度为 1 450 km 时，“圆环”内环恰好实现二重覆盖；随着观测高度的增加，“圆环”内环以内区域的二重和三重覆盖率越高，覆盖效果越好。中轨预警卫星覆盖效果总结如表 1 所示。

表 1 中轨预警卫星覆盖效果总结

高度/km	覆盖率/%	覆盖盲区	一重覆盖	二重及以上覆盖
500	83.98	高纬度部分区域及相邻“圆环”部分相交区域	高纬度及中低纬度部分区域	其他区域
1 000	96.29	高纬度部分区域及相邻“圆环”部分相交区域	高纬度及中低纬度部分区域	其他区域
1 450	93.99	高纬度部分区域	高纬度部分区域	其他区域
2 000	92.87	高纬度部分区域	高纬度部分区域	其他区域

## 2.4 典型场景下预警卫星探测能力分析

朝鲜是美国的主要威胁国家，考虑战时美国从

北美方向沃伦基地、西太方向关岛附近，分别发射一枚弹道导弹攻击朝鲜平壤。典型场景设置如表 2。

表 2 美国攻击朝鲜弹道导弹典型场景设置

型号	发射阵位(经纬)	攻击目标(经纬)	飞行时间/s	飞行距离/km	典型高度/km	弹道类型
民兵-III	沃伦基地(-104.35,41.36)	平壤(125.3,39.0)	2 048	9 717.2	1 492.4	标准
三叉戟-II	关岛海域(144,13)	平壤(125.3,39.0)	1 056	3 734.4	768.7	标准

结合弹道导弹飞行全程的几个关键位置点：一级和二级分离点、三级关机点、多弹头释放、最高点、再入点等，考虑目标交接、跟踪定位、目标识别等任务需求，要求在弹道导弹所处的关键点处预警卫星需要具备全程覆盖和尽可能高的二重覆盖能力。综合分析从北美方向沃伦基地和西太方向关岛基地攻击朝鲜平壤的弹道导弹典型位置点飞行情况，利用上述的预警卫星轨道对弹道导弹进行全程跟踪，分析跟踪能力。

#### 2.4.1 北美方向沃伦基地攻击朝鲜平壤

选取北美方向沃伦基地的典型发射井(-104.35°,41.36°)作为发点，发射“民兵-III”导弹攻击平壤。导弹飞行过程如图 8 所示。弹道主要特征点参数如表 3 所示。导弹飞行过程简述如下：0 s 导弹起飞，62 s I、II 级分离，127 s II、III 级分离，186 s 分导级与 III 级弹体分离，286 s 同时释放弹头，释放后的弹头在空中自由飞行，于 2 048 s 落地。

表 4 “民兵-III”导弹飞行全程预警卫星覆盖情况

特征点	对应高度/km	覆盖率/%	二重及以上覆盖率/%	导弹所在处覆盖情况
一级分离	65.3	39.28	24.6	一重覆盖
二级分离	282.8	65.08	49.7	二重覆盖
三级关机	439.5	73.05	68.6	二重覆盖
多弹头释放	675.7	95.61	83.9	三重覆盖
最高点	1 492.4	92.98	78.5	三重覆盖
再入点(70 km)	70.0	40.71	25.9	一重覆盖

#### 2.4.2 西太方向关岛基地攻击朝鲜平壤

选取西太方向关岛基地(144°, 13°)作为发点，发射“三叉戟-II”攻击平壤，关岛方向导弹飞行过程如图 9 所示，弹道主要特征点参数如表 5 所示。导弹飞行过程简述如下：0 s 导弹起飞，65 s I、II 级分离，140 s II、III 级分离，190 s 分导级与 III 级弹体分离，276 s 同时释放弹头，释放后的弹头在空中自由飞行，于 1 056 s 落地。

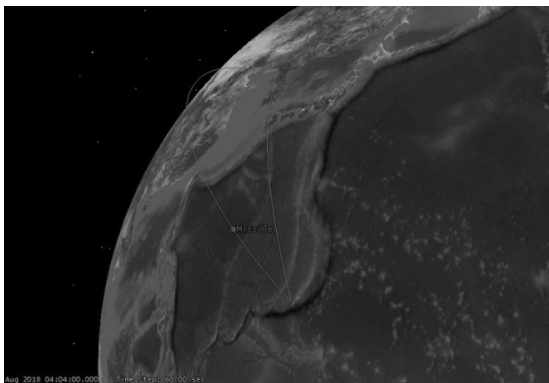


图 9 关岛攻击平壤导弹攻击

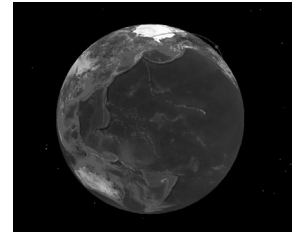


图 8 沃伦攻击平壤导弹飞行

表 3 “民兵-III”导弹时序

特征点	时间/s	经度/(°)	纬度/(°)	高度/km	航程/km
起飞	0	-104.3	41.3	0	0
一级分离	62	-104.9	41.3	65.3	49.9
二级分离	127	-107.6	41.2	282.8	381.1
三级关机	186	-110.6	41.1	439.5	733.2
多弹头释放	286	-115.1	41.0	675.7	1 285.5
最高点	1 035	-167.1	40.1	1 492.4	4 741.3
再入点(70 km)	2 019	159.2	38.9	70.0	9 566.0
落地	2 048	125.0	39.0	0	9 717.2

分析“民兵-III”导弹的关键特征点处的预警卫星覆盖情况，以及关键特征点对应高度处预警卫星的全球覆盖率和二重及以上覆盖率，情况如表 4。

表 5 “三叉戟-II”导弹时序

特征点	时间/s	经度/(°)	纬度/(°)	高度/km	航程/km
起飞	0	144.0	13.0	0	0
一级分离	65	143.8	13.2	28.72	77.0
二级分离	140	142.7	15.1	214.3	375.9
三级关机	190	141.8	16.5	341.1	514.8
多弹头释放	276	140.3	18.9	529.7	874.2
最高点	595	134.7	26.9	768.7	1 874.6
再入点(70 km)	1 031	125.6	38.3	70.0	3 641.8
落地	1 056	125.0	39.0	0	3 734.4

分析“三叉戟-II”导弹的关键特征点处的预警卫星覆盖情况，以及关键特征点对应高度处预警卫星的全球覆盖率和二重及以上覆盖率，情况如表 6。

表 6 “三叉戟-II”导弹飞行全程预警卫星覆盖情况

特征点	对应高度/km	覆盖率/%	二重及以上覆盖率/%	导弹所在处覆盖情况
一级分离	28.72	22.19	8.76	二重覆盖
二级分离	214.3	60.05	43.20	二重覆盖
三级关机	341.1	68.73	57.30	二重覆盖
多弹头释放	529.7	84.65	78.50	二重覆盖
最高点	768.7	98.40	94.50	二重覆盖
再入点(70 km)	70.0	40.71	25.90	一重覆盖

### 2.4.3 典型场景预警卫星能力分析总结

通过上述分析可以看出, 针对“民兵-III”导弹从北美和“三叉戟-II”导弹从关岛攻击朝鲜平壤场景, 预警卫星在各特征点具有较好的覆盖能力:

1) 基于单星探测以进行目标连续跟踪, 在“民兵-III”导弹和“三叉戟-II”导弹飞行全程可实现对目标的连续跟踪监视。

2) 基于双星探测以进行目标定位和引导交接, “民兵-III”导弹在除一级分离和再入点处外, 均可实现二重及以上覆盖; “三叉戟-II”导弹在除再入点处外, 均可实现二重覆盖。

3) 在弹道导弹的助推段和再入段, 预警卫星在进行目标定位和引导交接任务时存在较多覆盖盲区; 在弹道导弹中段, 预警卫星具备可较好地实现目标定位和引导交接任务的能力。

## 3 中低轨预警卫星目标定位能力分析

中低轨导弹预警卫星对空间辐射目标的探测属于被动探测, 只能得到探测时的方位角及俯仰角信息, 无法得到距离信息。因此传统意义上, 单星无法对空间运动目标进行定位, 若要定位或目标运动特性的估计, 就需要借助目标运动的先验信息。

### 3.1 定位原理

#### 3.1.1 双星定位

由于单星只能得到目标方位信息, 可以确定一条目标视线(line of sight, LOS), 双星可以确定 2 条目标视线, 2 条视线的交点就是目标的位置。

预警卫星双星定位如图 10 所示,  $O$  为地球球心,  $O_1$  和  $O_2$  分别表示 2 个预警卫星, 在测量坐标系中其坐标分别为 $(x_{s1}, y_{s1}, z_{s1})$ 和 $(x_{s2}, y_{s2}, z_{s2})$ , 方位角、俯仰角的定义如图 11 所示。

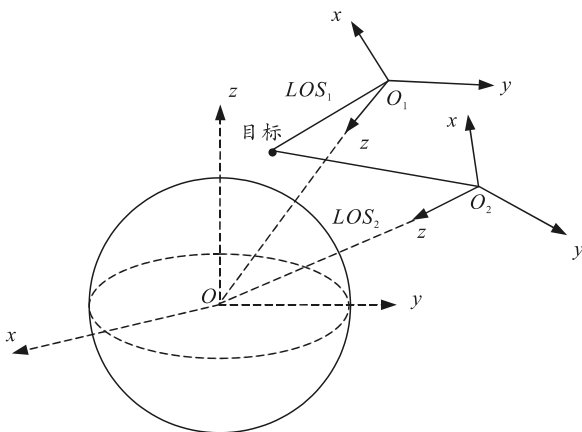


图 10 双星定位

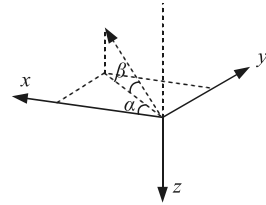


图 11 目标定位中的方位角、俯仰角

根据图 11 可以算出目标视线所在直线的方向向量  $l=(\cos\alpha\cos\beta, \sin\alpha\cos\beta, -\sin\beta)$ , 根据卫星位置坐标求出目标视线直线方程:

$$\frac{x-x_{s1}}{\cos\beta_1\cos\alpha_1} = \frac{y-y_{s1}}{\cos\beta_1\sin\alpha_1} = \frac{z-z_{s1}}{-\sin\beta_1},$$

$$\frac{x-x_{s2}}{\cos\beta_2\cos\alpha_2} = \frac{y-y_{s2}}{\cos\beta_2\sin\alpha_2} = \frac{z-z_{s2}}{-\sin\beta_2}. \quad (5)$$

记  $\begin{cases} A_1 = \cos\beta_1\cos\alpha_1 \\ A_2 = \cos\beta_2\cos\alpha_2 \\ B_1 = \cos\beta_1\sin\alpha_1 \\ B_2 = \cos\beta_2\sin\alpha_2 \end{cases}$ 。解方程, 算出目标的空

间定位为

$$\left. \begin{aligned} x &= \frac{A_2B_1x_{s1} - A_1B_2x_{s2} - A_1B_2y_{s1} + A_1B_2y_{s2}}{A_2B_1 - A_1B_2} \\ y &= \frac{A_2B_1y_{s2} - A_1B_2y_{s1} - A_1B_2x_{s2} + A_1B_2x_{s1}}{A_2B_1 - A_1B_2} \\ z &= \tan\beta_1\sqrt{x^2 + y^2} \end{aligned} \right\}. \quad (6)$$

#### 3.1.2 多星定位

设有  $N$  颗预警卫星同时看到目标, 根据目标视线的方位、俯仰确定视线的直线方程,  $N$  条视线相交具有  $N(N-1)/2$  个点。如图 12 所示, 根据最小二乘法, 得到与  $N(N-1)/2$  个点距离平方和最小的点, 即为目标估计位置。

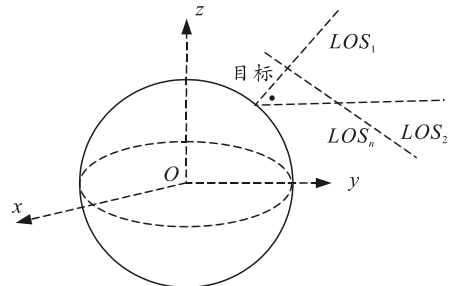


图 12 多星定位

任意 2 条视线的交点可以通过前文所述求解得到, 即可以获得一系列定位交点坐标 $(x_{ij}, y_{ij}, z_{ij})$ , 设目标真实位置坐标为 $(x, y, z)$ , 则目标到定位点的距离平方和为:

$$f(x, y, z) = \sum_{i,j=1, i \neq j}^N \left( (x - x_{ij})^2 + (y - y_{ij})^2 + (z - z_{ij})^2 \right) \quad (7)$$

令  $\partial f(x, y, z) / \partial x = 0$ ，即可得到定位点坐标为：

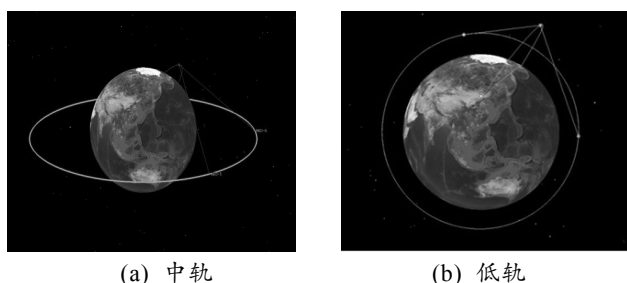
$$\left. \begin{aligned} x &= \frac{2}{N(N-1)} \sum_{i,j=1, i \neq j}^N x_{ij} \\ y &= \frac{2}{N(N-1)} \sum_{i,j=1, i \neq j}^N y_{ij} \\ z &= \frac{2}{N(N-1)} \sum_{i,j=1, i \neq j}^N z_{ij} \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

### 3.2 双星和多星定位能力分析

分别仿真分析中轨和低轨卫星的双星和多星定位精度。在中轨预警卫星部分，同样设置中轨预警卫星由6颗卫星组成星座，卫星高度7000 km，卫星在赤道面上等间隔分布；在低轨预警卫星部分，设置卫星星座由28颗卫星组成，分布在4个轨道面上，每个轨道面卫星数量为7颗，轨道高度1600 km，轨道倾角为60°。

#### 3.2.1 双星定位

设置中轨和低轨卫星星座中的2颗卫星同时发现目标，选取1 min时长的共视目标时间进行仿真。此时，中轨和低轨预警卫星对弹道导弹目标定位如图13所示。



(a) 中轨

(b) 低轨

图13 中轨和低轨卫星双星定位

通过仿真分析验证双星定位误差分析方法的正确性。利用上述的双星定位方法进行弹道导弹目标进行定位，并将定位结果与弹道导弹目标位置进行对比，验证定位方法的正确性。

在1 min内，中轨和低轨预警卫星目标定位结果与弹道导弹真实位置  $X, Y, Z$  3个坐标之差如图14(a)和图15(a)所示。从仿真结果可以看出：目标定位结果与弹道导弹真实位置  $X, Y, Z$  3个坐标之差为  $10^{-8}$  m量级。该误差小到可忽略不计，证明了双星定位算法的准确性。

在实际工程中，由于各种因素的影响，目标的方位角、俯仰角会出现误差，进而引起最终的定位

结果出现误差。考虑预警卫星存在测角误差，假设该测角误差为5"，仿真分析时在方位角和俯仰角基础上加上5"的测角误差，并进行10000次蒙特卡罗仿真，分析定位结果与真实弹道位置之间的误差。此时，中轨和低轨预警卫星定位结果与真实弹道之间的标准差如图14(b)和图15(b)所示。

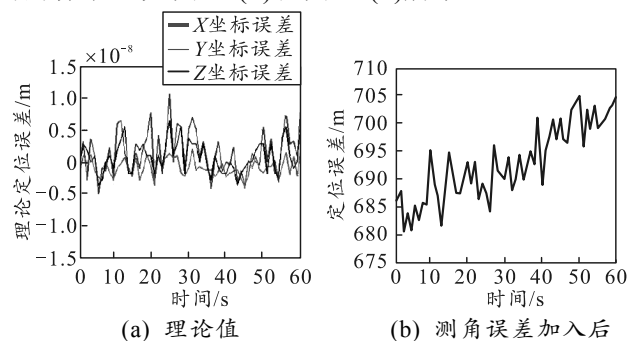


图14 中轨卫星双星定位精度

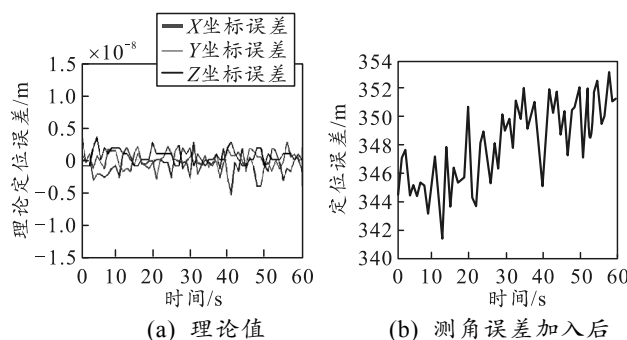


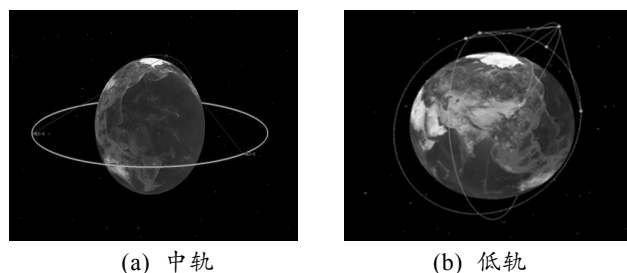
图15 低轨卫星双星定位精度

从图14(b)和图15(b)的仿真结果可以看出：当存在5"的测角误差时，中轨卫星存在670~700 m的定位误差，低轨卫星存在340~354 m的定位误差，可见测角误差的精度将对最终定位结果起决定性影响。

#### 3.2.2 多星定位

假设中轨和低轨预警卫星系统中分别使用3颗和5颗卫星同时对弹道导弹进行定位，同样选取1 min时长的共视目标时间进行仿真。

中轨和低轨预警卫星系统的多星定位如图16所示。



(a) 中轨

(b) 低轨

图16 预警卫星系统多星定位

采用上述的目标定位方法对弹道导弹目标进行定位, 分别仿真分析没有误差情况下的理论定位精度值和存在 5" 误差下的中轨和低轨预警卫星定位精度值, 结果分别如图 17、图 18 所示。

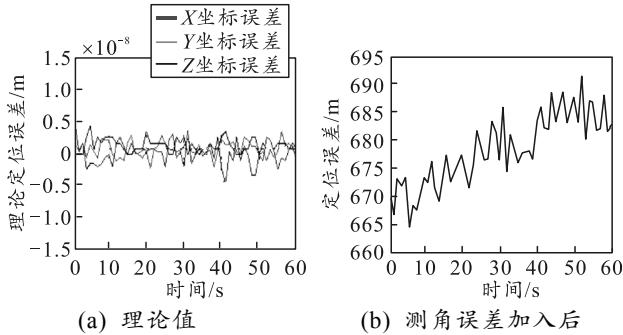


图 17 中轨卫星多星定位精度

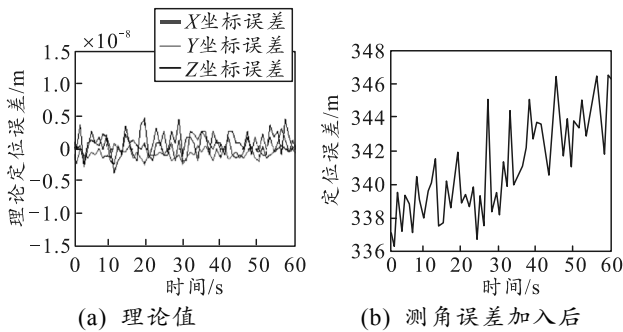


图 18 低轨卫星多星定位精度

从图 17、图 18 可以看出, 多星定位算法的理论误差为  $10^{-8}m$  量级。该误差小到可忽略不计, 证明了多星定位算法的准确性。当存在 5" 的测角误差时, 中轨预警卫星存在 663~692 m 的定位误差, 低轨预警卫星存在 336~347 m 的定位误差。

### 3.3 定位精度对预警装备引导交接的影响

目标定位精度将对预警装备引导交接产生重要影响, 预警卫星与陆基远程预警雷达之间的交接是弹道导弹预警体系中的重要一环。在弹道导弹目标发射后, 预警卫星上的红外传感器立即接收到导弹尾焰的红外辐射信息, 向陆基探测系统反导预警中心上报天基发射预警情报, 提供包含导弹发射与射向估计等信息的发射事件告警信息; 反导预警中心根据接收到的预警信息进行远程预警雷达的可探测性计算, 确定该目标可能穿越空域, 在该空域基础上建立由若干水平波位组成的搜索屏, 当弹道导弹穿越搜索屏时检测到目标, 实现陆基预警雷达对目标的跟踪, 完成预警卫星与陆基远程预警雷达之间的目标引导交接任务。预警雷达与预警卫星引导交接如图 19 所示。

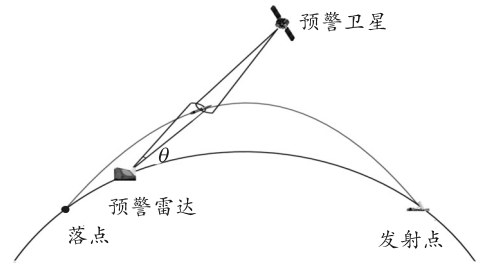


图 19 陆基预警雷达与预警卫星引导交接

设预警雷达探测能力  $R=1\ 200\ km$ , 波束宽度为  $0.2^\circ$ , 则探测视场范围计算为  $L=R\theta$ , 经计算可得  $1\ 200\ km$  处的视场宽度为  $4\ 180\ m$ 。

基于上述分析可知: 当存在测角误差时, 低轨和中轨预警卫星双星和多星定位误差分别为  $336\sim 354\ m$  和  $663\sim 700\ m$ 。一般来说, 搜索屏大小设置为定位误差的 3 倍<sup>[17]</sup>, 对应的搜索屏大小应为  $0.048\ 2^\circ\sim 0.067\ 8^\circ$  和  $0.095\ 2^\circ\sim 0.100\ 5^\circ$ , 小于陆基预警雷达波束宽度。分析结果说明: 陆基预警雷达搜索屏的指向在预警雷达探测视场范围内即可完成目标交接, 弹道导弹目标的定位精度可为预警雷达提供精确的位置引导信息, 满足目标交接要求。

## 4 结束语

笔者首先研究了弹道导弹主动段和中段的目标特性和可探测要素, 指出各阶段探测特点, 引出需要进行临边探测的原因。在临边探测覆盖效能方面, 从建立典型弹道导弹临边探测几何构型入手, 对临边探测覆盖能力进行了详细分析, 建立了覆盖效果与卫星、导弹观测高度等因素之间的数学关系, 同时分析了弹道导弹典型高度下的覆盖能力, 并研究了典型作战场景下的预警卫星覆盖要求和覆盖能力。在目标定位能力方面, 研究了双星定位和多星定位的理论原理, 并结合中低轨预警卫星轨道, 仿真分析了双星和多星定位的精度, 并基于预警装备目标交接的任务需求, 分析了定位精度结果在作战运用中的合理性。结果表明: 在误差存在的情况下, 定位精度可满足目标引导交接的预警任务要求。

### 参考文献:

- [1] 张乐伟, 陈桂明, 薛冬林. 导弹预警卫星概述[J]. 战术导弹技术, 2011(4): 117-121.
- [2] 吕文平, 李为民, 黄仁全. 国外天基导弹预警系统发展关键技术分析[J]. 飞航导弹, 2011(8): 66-69.
- [3] 胡磊, 连庆华, 张凤奎, 等. 日本反导预警系统发展现状与启示[J]. 情报交流, 2017(12): 62-65.
- [4] 高雁翎, 张保庆. 2017 年世界弹道导弹防御发展分析



- [J]. 战术导弹技术, 2018(1): 42-46.
- [5] SAMUEL A G. Ballistic Missile Defense Update, 2017 Space and Missile Defense Conference[EB/OL]. 2017(2017-08-09). <https://smdsymposium.org/wp-content/uploads/2017/08/09Aug-0840-Lt-Gen-Greaves-without-video.pdf>
- [6] 张万层, 陈津, 高原. 美国红外预警卫星系统发展概述[J]. 兵工自动化, 2018, 37(6): 1-5.
- [7] FELIX R H, PAUI W S J, ROBERT A G, et al. Glover. A History of Analytical Orbit Modeling in the United States Space Surveillance System[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2004, 27(2): 174-185.
- [8] JOHN W, KEITH Z. The Missile Defense Agency's Space Tracking and Surveillance System[C]. Proc. SPIE 7106, Sensors, Systems and Next-Generation Satellites XII, 2008.
- [9] 余二永, 徐学文. STSS 星座空间覆盖性能分析方法研究[J]. 计算机仿真, 2010, 27(6): 103-106.
- [10] 胡磊, 闫世强, 刘辉, 等. 美国 GEO 预警卫星覆盖性能分析[J]. 空军雷达学院学报, 2012, 26(6): 404-408.
- [11] 胡磊, 闫世强, 刘辉, 等. 美国 HEO 预警卫星覆盖性能分析[J]. 空军雷达学院学报, 2013, 24(3): 76-80.
- [12] 高美凤, 颜国顺, 黄树彩, 等. 基于卫星观测线距离的导弹主动段状态估计[J]. 哈尔滨理工大学学报, 2012, 17(6): 114-118.
- [13] 李冬, 易东云, 程洪玮, 等. 低轨预警自由段弹道估计的多项式逼近算法[J]. 国防科技大学学报, 2011, 33(4): 48-50.
- [14] 张世杰, 曹喜滨. 基于预警卫星观测的弹道导弹运动状态估计算法[J]. 宇航学报, 2005, 26: 16-22.
- [15] 梁新刚, 周志成, 曲广吉. 基于“天基红外系统”对弹道导弹主动段估计滤波算法研究[J]. 航天器工程, 2011, 20(3): 56-63.
- [16] 曾番, 李晓军, 李国宏, 等. 天基预警卫星弹道预报能力仿真分析[J]. 火力与指挥控制, 2014, 38(4): 162-164.
- [17] 严冬冬, 李智, 徐灿. 低轨预警卫星引导下的相控阵雷达搜索区域研究[J]. 电子科技大学学报, 2016, 45(6): 911-916.

\*\*\*\*\*  
(上接第 42 页)

在需要旋转的密封结构设计中常用 O 型圈来作为密封结构, 通过 O 型圈受压力变形后的自密封作用, 可产生较好的密封效果。但是 O 型圈受压力变形后, 因为本身橡胶材质的特性和接触面变大, 会产生较大的滑动摩擦力。通过改变材料特性的办法(如图 3 所示), 将 O 型圈直径圆周的一半涂覆摩擦系数很小的聚四氟乙烯(Poly tetra fluoroethylene, 简称为 PTFE)材料, 改变 O 型圈本身材质的特性。

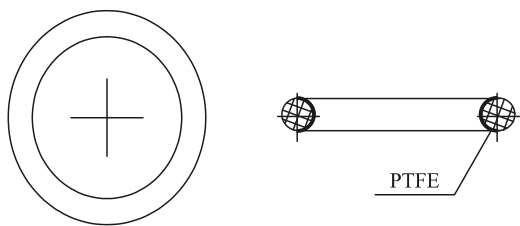


图 3 O 型圈

如图 4 所示, 当旋转结构工作时, O 型圈的自密封作用可达到高压空间的密封效果要求, 而 PTFE 材质本身具有的摩擦系数低的特点也可以达到旋转阻力小的要求。

经过实验, 采用普通橡胶材质 O 型圈设计, 在保持高压空间 30 MPa 压力的同时, 旋转扭力为 2.7 N。

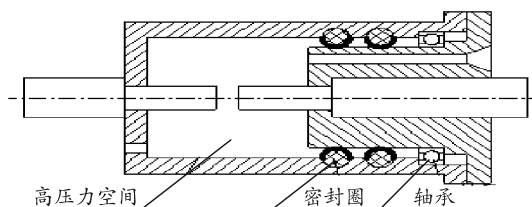


图 4 旋转结构

采用涂覆了 PTFE 材质 O 型圈设计, 在保持高压空间 30 MPa 压力的同时, 旋转扭力仅为 0.38 N, 达到设计要求的目标。

#### 4 结束语

从机械设计的现状来看, 在之后的机械创新设计过程中还存在很多需要改进的地方。在机械结构设计的过程中, 应该加大对创新设计的应用力度, 以提高机械结构设计的质量与效率, 从而促使机械制造行业实现可持续发展。

#### 参考文献:

- [1] 吴小四, 营梦, 张芹, 等. 四足平台机械结构的设计与制作[J]. 齐齐哈尔大学学报(自然科学版), 2017(3): 80-82.
- [2] 李宁, 李林, 李千山. 深井钻机钻杆自动传送装置载重臂的机械结构设计[J]. 机械制造与自动化, 2018, 47(1): 213-217.