

基于 GTLS-ICP 算法的反舰导弹预定目标选择方法*

卢毅, 姜永华, 翟龙军, 范照盛

(海军航空工程学院, 山东烟台 264001)

摘要:为了提高反舰导弹的预定目标选择能力, 提出基于 GTLS-ICP (generalized total least squares-iterative closest points) 算法的预定目标选择方法。首先分析目标的定位噪声并用各向异性的高斯噪声近似模拟, 然后基于 GTLS-ICP 算法给出了预定目标选择算法。对于文中所研究的问题, GTLS-ICP 算法容易收敛到局部最优值, 导致目标选择能力较差, 为此研究了促使 GTLS-ICP 算法收敛到全局最优值的措施。与以往基于编队相互位置关系的预定目标选择方法相比, 该方法不受编队旋转的影响, 仿真实验证明了这一结论。

关键词:反舰导弹; 目标选择; 舰艇编队; 末制导雷达; 迭代最近点

中图分类号: TJ761.14 **文献标志码:** A

Target Ship Selection Method for Anti-ship Missile Based on GTLS-ICP Algorithm

LU Yi, JIANG Yonghua, ZHAI Longjun, FAN Zhaosheng

(Naval Aeronautical and Astronautical University, Shandong Yantai 264001, China)

Abstract: A target selection shandong method was introduced based on GTLS-ICP algorithm for improving the target selection ability of anti-ship missile (ASM). Firstly, the locating noise of the targets was analyzed and then approximated with anisotropic, Gaussian noise. Then a target ship selection algorithm was presented based on GTLS-ICP algorithm. The GTLS-ICP algorithm is prone to convergence to local optimal and then leads to inferior performance while being used to solve the problem of this paper. So, some measures were introduced to make the GTLS-ICP algorithm convergence to the global optimal. Compared with the target ship selection method based on the position relationships of ships in a formation, the method of this paper is uninfluenced by the rotation of the ship formation, which is proved by simulation experiments.

Keywords: anti-ship missile; target selection; ship formation; terminal guidance radar; iterative closest points

0 引言

如何选择预定目标并有效对抗冲淡干扰是反舰导弹技术发展所面临的一个难题^[1]。传统的瞄准点选择方法因受导弹自控终点的散布误差和目标的机动影响较大^[1-4], 不适合应用于超视距反舰导弹。最近提出的基于舰艇编队的相互位置关系的方法^[5], 不受自控终点散布误差和编队目标整体机动的影 响, 但其假设了编队不发生较大旋转机动。实际情况中编队在导弹自控飞行时间内可能调整航向, 当航向调整幅度较大时该方法的性能将严重下降。

为了获得能适应较大旋转角度的预定目标选择方法, 文中将预定目标选择问题转化为两个点集的匹配问题。Besl 和 McKay 提出的 ICP 算法^[6]是一种应用广泛的点集匹配算法, 但 ICP 算法的一个主要不足是没有考虑定位噪声各向异性的情况, 仅当定位噪声是各向同性时算法才是最优^[7]。文献^[7]提出的 GTLS-ICP 算法将 ICP 算法推广到能处理具有各向

异性定位噪声的情形, 于是文中基于 GTLS-ICP 算法对预定目标选择问题开展研究。

1 问题描述

设反舰导弹发射平台的火控雷达探测到远距离处的舰艇编队 **A** (如图 1 所示, 这里给出了三种编队队形), 并设导弹的攻击目标为 a_1 。在导弹发射时刻, 通过火控系统向导弹装订 **A**, 并对预定目标进行标记。经过自控段后, 末制导雷达开机并录入所有探测到的目标位置信息 **B**。目标选择的任务就是使末制导雷达开机后捕获到 a_1 , 而非其他目标^[5]。

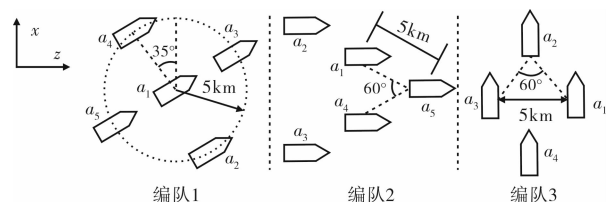


图 1 编队队形

* 收稿日期: 2010-06-11

作者简介: 卢毅 (1981-), 男, 湖南桃江人, 博士研究生, 研究方向: 反舰导弹目标捕捉与选择技术, 复合末制导的目标识别跟踪以及抗干扰技术。

火控雷达装订的编队信息和末制导雷达搜索得到的编队信息都可以用导航坐标系中的平面点集描述。于是,预定目标的选择可转化为对应点的配对,即从 \mathbf{B} 中寻找 a_1 的对应点。

2 探测误差

设编队位于导航坐标系的 OXZ 平面上, O 为导弹发射位置, OX 指北, OZ 指东。

首先研究 \mathbf{A} 中一点在导航坐标系中的定位噪声。设目标 a 在导航坐标系中的极坐标为 (r, θ) 。若弹上惯导与发射平台惯导的初始对准误差在航向上的分量为 $d\theta_1$, 则 a 在火控雷达探测的平面极坐标系中的真实坐标为 $(r, \theta + d\theta_1)$ 。经火控雷达探测后目标的坐标为 $(r + dr_2, \theta + d\theta_1 + d\theta_2)$, 其中 $(dr_2, d\theta_2)$ 为火控雷达的测量误差。令:

$$r_c = r + dr_2 \quad \theta_c = \theta + d\theta_1 + d\theta_2$$

可得目标 a 在 X 和 Z 方向上的观测值分别为:

$$x_c = r_c \cos\theta_c, \quad z_c = r_c \sin\theta_c$$

真实值分别为:

$$x = (r_c - dr_2) \cos(\theta_c - d\theta_2 - d\theta_1)$$

$$z = (r_c - dr_2) \sin(\theta_c - d\theta_2 - d\theta_1)$$

于是观测误差分别为:

$$\begin{aligned} dx_A &= x_c - x = r_c \cos\theta_c - \\ & (r_c - dr_2) \cos(\theta_c - d\theta_2 - d\theta_1) \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} dz_A &= z_c - z = r_c \sin\theta_c - \\ & (r_c - dr_2) \sin(\theta_c - d\theta_2 - d\theta_1) \end{aligned} \quad (2)$$

若 $d\theta_1, dr_2, d\theta_2$ 为不相关的零均值高斯噪声, 显然 dx_A, dz_A 都不是零均值高斯分布。

然后研究 \mathbf{B} 中一点在参考坐标系中的定位噪声。设理想情况下末制导开机位置为 $M(x_M, z_M)$, 弹轴偏离 x 轴的角度为 θ_3 。若自控段惯导的位置累积误差为 (dx_M, dz_M) , 航向累积误差为 $d\theta_3$, 且均服从零均值高斯分布, 则末制导雷达开机时导弹在参考坐标系中的实际位置为 $M'(x_M + dx_M, z_M + dz_M)$, 弹轴偏离 x 轴的实际角度为 $\theta_3 + d\theta_1 + d\theta_3$ 。设末制导雷达开机后, 天线经过时间 t 扫描到目标 $b(x, z)$ 所在位置, 若忽略时间 t (时间很短) 内的惯导误差, 则此时导弹的实际位置应在 M' 上叠加修正量 $M_1(x_M', z_M')$, 其中:

$$x_M' = V \cos(\theta_3 + d\theta_1 + d\theta_3)$$

$$z_M' = V \sin(\theta_3 + d\theta_1 + d\theta_3)$$

式中: V 为导弹速度。于是目标 b 在弹体坐标系的 $X'O'Z'$ 平面内的坐标为:

$$x' = r' \cos\theta', \quad z' = r' \sin\theta'$$

其中:

$$r' =$$

$$\sqrt{(x - x_M - x_M' - dx_M)^2 + (z - z_M - z_M' - dz_M)^2}$$

$$\theta' = \arcsin \frac{z - z_M - z_M' - dz_M}{r'} - \theta_3 - d\theta_1 - d\theta_3$$

经末制导雷达探测得到目标 b 的坐标为 $(r' + dr_4, \theta' + d\theta_4)$, 其中 $(dr_4, d\theta_4)$ 为末制导雷达的测距和测角误差。令:

$$r'_c = r' + dr_4, \quad \theta'_c = \theta' + d\theta_4$$

可得目标 b 在 X 和 Z 方向上的观测值分别为:

$$x'_c = x_M + x_M' + r'_c \cos(\theta'_c + \theta_3)$$

$$z'_c = z_M + z_M' + r'_c \sin(\theta'_c + \theta_3)$$

而真实值分别为:

$$\begin{aligned} x &= (r'_c - dr_4) \cos(\theta'_c + \theta_3 + d\theta_1 + d\theta_3 - d\theta_4) + \\ & x_M + x_M' + dx_M \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} z &= (r'_c - dr_4) \sin(\theta'_c - d\theta_4 + \theta_3 + d\theta_1 + d\theta_3) + \\ & z_M + z_M' + dz_M \end{aligned}$$

于是 X 和 Z 方向上的观测噪声分别为:

$$\begin{aligned} dx_B &= x'_c - x = r'_c \cos(\theta'_c + \theta_3) - (r'_c - dr_4) \cdot \\ & \cos(\theta'_c + \theta_3 + d\theta_1 + d\theta_3 - d\theta_4) - dx_M \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} dz_B &= z'_c - z = r'_c \sin(\theta'_c + \theta_3) - (r'_c - dr_4) \cdot \\ & \sin(\theta'_c + \theta_3 + d\theta_1 + d\theta_3 - d\theta_4) - dz_M \end{aligned} \quad (4)$$

若 $dx_M, dz_M, d\theta_1, d\theta_3, dr_4, d\theta_4$ 为不相关的零均值高斯噪声, 则 dx_B, dz_B 均值不为零, 且不服从高斯分布。

可见, 两个点集中各点的定位噪声均不是零均值高斯分布形式, 且各点不具有各向同性定位噪声。标准的 ICP 算法中将各点定位噪声视为一致的各向同性的零均值高斯分布, 与实际情况不符。GTLS-ICP 算法尽管可以处理各向异性的情况, 但还要求两个点集中各点的定位噪声为零均值高斯分布。

事实上, 经过近似处理可将上述定位噪声用零均值高斯分布表示。在式(1)和式(2)中, 由于 $d\theta_1 + d\theta_2$ 很小, 可认为:

$$\sin(d\theta_1 + d\theta_2) \approx d\theta_1 + d\theta_2$$

$$\cos\theta_c \cos(d\theta_2 + d\theta_1) \approx \cos\theta_c$$

$$\sin\theta_c \cos(d\theta_2 + d\theta_1) \approx \sin\theta_c$$

根据这三个近似条件, 并在计算过程中省去有关误差高阶项可将 \mathbf{A} 中各点的定位噪声近似为零均值高斯分布, 即:

$$dx_A \approx r_c \sin\theta_c d\theta_1 + \cos\theta_c dr_2 + r_c \sin\theta_c d\theta_2 \quad (5)$$

$$dz_A \approx r_c \cos\theta_c d\theta_1 + \sin\theta_c dr_2 + r_c \cos\theta_c d\theta_2 \quad (6)$$

用 $\sigma_{\theta_1}^2, \sigma_{r_2}^2, \sigma_{\theta_2}^2$ 分别表示 $d\theta_1, dr_2, d\theta_2$ 的高斯方差, 则 \mathbf{A} 中的点因探测引起的误差协方差为:

$$\sigma_{xx_A}^2 = r_c^2 \sin^2\theta_c \sigma_{\theta_1}^2 + \cos^2\theta_c \sigma_{r_2}^2 + r_c^2 \sin^2\theta_c \sigma_{\theta_2}^2$$

$$\sigma_{zz_A}^2 = r_c^2 \cos^2\theta_c \sigma_{\theta_1}^2 + \sin^2\theta_c \sigma_{r_2}^2 + r_c^2 \cos^2\theta_c \sigma_{\theta_2}^2$$

$$\sigma_{xz_A}^2 = \frac{1}{2} \sin(2\theta_c) (r_c^2 \sigma_{\theta_1}^2 + \sigma_{r_2}^2 + r_c^2 \sigma_{\theta_2}^2)$$

同理,在式(3)和式(4)中,由于 $d\theta_1 + d\theta_3 - d\theta_4$ 很小,可认为:

$$\begin{aligned} \sin(d\theta_1 + d\theta_3 - d\theta_4) &\approx d\theta_1 + d\theta_3 - d\theta_4 \\ \cos(\theta'_c + \theta_3) \cos(d\theta_1 + d\theta_3 - d\theta_4) &\approx \cos(\theta'_c + \theta_3) \\ \sin(\theta'_c + \theta_3) \cos(d\theta_1 + d\theta_3 - d\theta_4) &\approx \sin(\theta'_c + \theta_3) \end{aligned}$$

根据这三个近似条件,并在计算过程中省去有关误差高阶项可将 \mathbf{B} 中各点的定位噪声近似为零均值高斯分布,即:

$$dx_B = r'_c \sin(\theta'_c + \theta_3) (d\theta_1 + d\theta_3 - d\theta_4) + \cos(\theta'_c + \theta_3) dr_4 - dx_M \quad (7)$$

$$dz_B = -r'_c \cos(\theta'_c + \theta_3) (d\theta_1 + d\theta_3 - d\theta_4) + \sin(\theta'_c + \theta_3) dr_4 - dz_M \quad (8)$$

用 $\sigma_{\theta_3}^2$ 、 $\sigma_{r_4}^2$ 、 $\sigma_{\theta_4}^2$ 、 $\sigma_{z_M}^2$ 分别表示 $d\theta_3$ 、 dr_4 、 $d\theta_4$ 、 dz_M 的高斯方差,则点集 \mathbf{B} 中的点因探测引起的误差协方差为:

$$\sigma_{xx_B}^2 = r'_c{}^2 \sin^2(\theta'_c + \theta_3) (\sigma_{\theta_1}^2 + \sigma_{\theta_3}^2 + \sigma_{\theta_4}^2) + \cos^2(\theta'_c + \theta_3) \sigma_{r_4}^2 + \sigma_{z_M}^2$$

$$\sigma_{zz_B}^2 = r'_c{}^2 \cos^2(\theta'_c + \theta_3) (\sigma_{\theta_1}^2 + \sigma_{\theta_3}^2 + \sigma_{\theta_4}^2) + \sin^2(\theta'_c + \theta_3) \sigma_{r_4}^2 + \sigma_{z_M}^2$$

$$\begin{aligned} \sigma_{xz_B}^2 &= \frac{1}{2} r'_c{}^2 \sin 2(\theta'_c + \theta_3) (\sigma_{\theta_1}^2 + \sigma_{\theta_3}^2 + \sigma_{\theta_4}^2) + \\ &\frac{1}{2} \sin 2(\theta'_c + \theta_3) \sigma_{r_4}^2 \end{aligned}$$

通过以上近似处理,将两个点集中各点噪声转化为具有各向异性的高斯噪声,从而可利用 GTLS-ICP 算法进行点集匹配处理。

3 基于 GTLS-ICP 的预定目标选择算法

点集 $\mathbf{A} = \{a_i\} (i = 1, \dots, m)$ 和 $\mathbf{B} = \{b_j\} (j = 1, \dots, n)$ 中各点的位置均存在加性噪声,即:

$$a_i = \bar{a}_i + \Delta a_i, \quad b_j = \bar{b}_j + \Delta b_j$$

其中: Δa_i 由火控雷达探测噪声引起的, Δb_j 是由末制导雷达探测噪声和编队目标非一致运动引起的。探测噪声的近似高斯表示形式已知上一节给出。编队的非一致运动也是一种随机噪声。但对高速导弹的来袭,由于编队的战术意图已确定以及反导时间有限,故在航行作战过程中,其队形、航向、航速基本保持不变^[8],因此非一致运动误差通常较小。但不排除编队突然调整队形的情况,此时非一致运动方差取决于舰艇速度和导弹自控段耗用的时间。文中不对非一致运动误差水平进行深入研究,在下面的研究内容

中非一致运动误差用各向同性的零均值高斯噪声表示,均方差取为 0.5km。GTLS-ICP 算法中将由于对应点配对引起的位置噪声称为内部噪声,其余外部因素引起的位置噪声称为外部噪声,所以 Δa_i 和 Δb_j 都是外部噪声,均值为零,噪声协方差矩阵分别为:

$$\mathbf{V}_{ex}[a_i] = \mathbf{V}_{loc}[a_i]$$

$$\mathbf{V}_{ex}[b_i] = \mathbf{V}_{loc}[b_i] + \sigma_{im}^2 \mathbf{I}$$

式中: \mathbf{I} 是 2×2 单位矩阵, $\mathbf{V}_{loc}[a_i]$ 和 $\mathbf{V}_{loc}[b_j]$ 分别为 \mathbf{A} 和 \mathbf{B} 中各点的探测误差协方差,其计算公式见上一节,而 σ_{im} 为非一致运动误差 d_{im} 的均方差。

运用 GTLS-ICP 算法是为了找到最佳刚体变换关系,即旋转矩阵 \mathbf{R} 和平移向量 t ,使在条件:

$$\bar{c}_i = \mathbf{R} \bar{a}_i + t, \quad i = 1, \dots, m$$

的限制下,函数:

$$\begin{aligned} J(\mathbf{R}, t) &= \sum_{i=1}^m (a_i - \bar{a}_i)^T \mathbf{V}[a_i]^{-1} (a_i - \bar{a}_i) + \\ &\sum_{i=1}^m (c_i - \bar{c}_i)^T \mathbf{V}[c_i]^{-1} (c_i - \bar{c}_i) \quad (9) \end{aligned}$$

最小化。其中:

$$c_i = \arg \min_{a_i \in A} \| \mathbf{R} a_i + t - a_i \|$$

是 a_i 按照最近邻准则选择到的对应点,即 \mathbf{B} 中距离 a_i 最近的点。所有 c_i 构成集合 \mathbf{C} ,其中 c_1 作为 a_1 的对应点即为所要选择的预定目标。

GTLS-ICP 算法流程可描述如下:

- 1) 设置刚体变换的初始估计值: $\hat{\mathbf{R}} = \mathbf{I}, \hat{t} = [0 \ 0 \ 0]^T$;
- 2) 从 \mathbf{B} 中选择 \mathbf{A} 中各点的对应点,得到 \mathbf{C} ;
- 3) 计算 \mathbf{A} 与 \mathbf{C} 之间的最佳刚体变换关系,即 $\hat{\mathbf{R}}$ 和 \hat{t} ,并更新点集 \mathbf{A} : $\mathbf{A} = \hat{\mathbf{R}} \mathbf{A} + \hat{t}$ (详见文献[7]);
- 4) 若 \mathbf{C} 不再发生变化则结束,否则转到 2)。

4 促使 GTLS-ICP 算法收敛到全局最优值的措施

ICP 算法是一种非线性的局部搜索算法^[10],因而在众多应用中都存在容易收敛到局部最小值的问题。作为 ICP 算法的一种扩展,GTLS-ICP 算法同样面临这个问题。点集的初始对准对收敛效果的影响较大。文献[11]中总结了多种初始对准选取方式:

其一,利用点集的局部特征之间的匹配获得初始对准^[12-13]。但文中所处理的点集中,各点除了自身的位置信息外不包含其它特征信息,因而无法利用局部特征选取初始对准位置。

其二,计算点集的主轴获得初始对准^[14]。但舰艇编队的许多队形(如图 1 中的编队 1 和编队 3)自身

具有较强形状对称性,因而其通过计算主轴实现初始对准反而容易造成太大的初始对准误差。

其三,通过对所有可能对应关系进行粗匹配获得初始对准^[15]。但这种方式的计算量较大。

文中结合所研究的两个点集的特点,提出了促使 GTLS-ICP 算法收敛到全局最优值的措施。

首先,对准两个点集的质心。两个点集处于最佳匹配位置时,二者的质心偏离不远,于是可用两个点集各自的质心之间的平移作为初始平移对准位置。

然后,用“试探法”越过局部最优值。GTLS-ICP 算法计算两个点集之间的最佳旋转变换的过程就是将点集 **A** 旋转到与点集 **B** 最佳对准的过程,此旋转过程中可能陷入局部最优值。如何判别是否陷入了局部最优值?可在 GTLS-ICP 算法收敛并退出后,将点集 **A** 按照原来的旋转方向旋转一定角度,并再次调用 GTLS-ICP 算法。观察收敛结果中式(9)的取值是否继续减小,若继续减小,则说明本次算法调用的计算结果优于上次算法调用的计算结果,于是可知上次算法调用陷入了局部最优值,需继续计算;若收敛结果中式(9)的取值不再减小,则说明 GTLS-ICP 算法极可能已经收敛到了全局最优值。

增加了上述改进措施的 GTLS-ICP 算法描述如下:

1) 计算两个点集的质心位置,然后将点集 **A** 平移,使其质心与点集 **B** 的质心重合;

2) 调用 GTLS-ICP 算法,并得到收敛结果中式(9)的值,以及点集 **A** 的旋转矩阵;

3) 根据旋转矩阵得到上次调用 GTLS-ICP 算法时点集 **A** 旋转的方向,然后让点集 **A** 以其质心为旋转中心,按照上一次的旋转方向旋转一个固定角度(文中仿真实验中选为 15° ,这是根据编队形状所覆盖的范围以及冲淡干扰通常施放的距离大致估算得到);

4) 调用 GTLS-ICP 算法,若收敛结果中式(9)的值不小于上一次的值,则算法停止,否则转至 3)。

5 仿真实验

5.1 仿真设置

设真实的编队队形如图 1 所示,各编队中编号为 1 的目标为预定目标,且让预定目标的坐标都统一为 $(100\text{km}, 0)$ 。这些编队位置数据称为原始数据,每次仿真实验的火控数据和末制导雷达数据都以这些原始数据为基础产生。不考虑航路规划,设末制导雷达开机距离为 40km ,则有 $x_M = 60\text{km}$, $z_M = 0$, $\theta_3 = 0^\circ$ 。

设末制导雷达搜索阶段导弹的飞行速度为 0.29km/s ,末制导雷达天线搜索速度 $40^\circ/\text{s}$ 。并假设末制导雷达数据中存在 2 个目标(编号随机等概率)按照 90° 的方位间隔各自释放 4 个冲淡干扰(实际方位为正态分布随机数,均值为瞄准方位,均方差为 5°),冲淡干扰的发射距离为高斯分布,均值为 1.2km ,均方差为 0.2km ,且各个冲淡发射互不相关。武器系统的其余有关参数如表 1 所示。

表 1 仿真参数取值

符号	误差来源	均方差
$d\theta_1$	初始对准误差在航向上的分量	0.05°
dr_2	火控雷达测距误差	0.07km
$d\theta_2$	火控雷达测角误差	0.2°
dx_M	自控段惯导的位置累计误差(X方向)	5km
dz_M	自控段惯导的位置累计误差(Z方向)	5km
$d\theta_3$	自控段惯导姿态误差(航向上)	2°
d_{im}	非一致运动	0.5km
dr_4	末制导雷达测距误差	0.02km
$d\theta_4$	末制导雷达测角误差	0.5°

5.2 仿真结果

在每个旋转角度下,对直接利用 GTLS-ICP 算法的方法(GTLS-ICP 方法)、增加了促使其收敛到全局最优值措施的方法(M-GTLS-ICP 方法)和文献[5]中的方法(基于编队相互位置关系方法)各进行 500 次蒙特卡罗仿真实验,统计得到各自的预定目标选择概率。其中对图 1 中编队 2 进行实验的结果如表 2 所示。

表 2 不同旋转角度下各种方法正确选择预定目标的概率

旋转角度/ $^\circ$	预定目标选择概率		
	GTLS-ICP 方法	M-GTLS-ICP 方法	基于编队相互位置关系方法
5	0.538	0.806	0.796
10	0.474	0.794	0.690
20	0.306	0.812	0.308
40	0.168	0.764	0.080

可见,随着编队旋转角度的增加,GTLS-ICP 方法和基于编队相互位置关系方法的性能都下降严重。甚至,在旋转角度较小时,GTLS-ICP 方法的正确选择预定目标概率低于基于编队相互位置关系方法。采取了促使 GTLS-ICP 算法收敛到全局最优值的措施后,在旋转角度较小时,M-GTLS-ICP 方法与基于编队相互位置关系方法正确选择预定目标的概率相当,且随着旋转角度的增大,M-GTLS-ICP 方法的性能不受影响。对于另外两个编队队形的仿真实验也

有上述同样的结论。

6 结论

在旋转角度较小时,文中方法与基于编队相互位置关系的方法正确选择预定目标的概率相当,随着旋转角度的增大,基于编队相互位置关系的方法的性能下降严重,而文中方法的性能不受影响。

参考文献:

[1] 旷志高,孙卫东,刘鼎臣. 主动雷达末制导反舰导弹多目标选择技术[J]. 制导与引信, 2003, 24(04): 19-23.

[2] Park H R, Whang I H. An effective target selection algorithm for ASM(anti-ship missile)[C]// In Proceedings of ISICE-ICASE International Joint Conference, Bexco, Busan, Korea; 2006: 2930-2934.

[3] 姜玉宪,张华明. 导弹中制导末端的最优搜索[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(6): 695-698.

[4] 王瑞琪,王光辉,朱兴邦,等. 目标机动对反舰导弹目标捕捉概率的影响[J]. 海军航空工程学院学报, 2007, 22(5): 581-583.

[5] 卢毅,姜永华. 反舰导弹目标选择的一种新方法[J]. 航空学报, 2010, 31(4): 778-784.

[6] Besl P J, Mckay N D. A method for registration of 3-D shapes[J]. IEEE Trans. Pattern Anal. Mach. Intell. 1992, 14(2): 239-256.

[7] Estépar R S J, Brun A, Westin C. Robust generalized total least squares iterative closest point registration

[C]// Medical Image Computing and Computer-Assisted Intervention-MICCAI 2004, 2004, 3216: 234-241.

[8] 周立军,王昌金,王晶横. 反舰导弹攻击方向的选择策略分析[J]. 指挥控制与仿真, 2008, 30(4): 44-47.

[9] Ohta N, Kanatani K. Optimal estimation of three-dimensional rotation and reliability evaluation[M]. Springer-Verlag, 1998: 175-187.

[10] Gelfand N, Ikemoto L, Rusinkiewicz S, et al. Geometrically stable sampling for the ICP algorithm [C]// Stanford Univ., CA, USA; 2003: 260-267.

[11] Rusinkiewicz S, Levoy M. Efficient variants of the ICP algorithm[C]// Proc. 3DIM, 2001: 1-8.

[12] Stein F, Medioni G. Structural indexing; efficient 3-D objects recognition[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1992, 14(2): 125-145.

[13] Johnson A E, Hebert M. Surface registration by matching oriented points [C]//3DIM'91,1997:121-128.

[14] Dorai C, Weng J, Jain A K. Optimal registration of object views using range data [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1997, 19(10): 1131-1138.

[15] Chen C, Hung Y, Cheng J. RANSAC-based DARC-ES: A new approach to fast automatic registration of partially overlapping range images [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1999, 21(11): 1229-1234.

(上接第 39 页)

2)上述冲击给发射装置的某些关键部位,尤其主要承载区带来较大的应力冲击,同时影响轴承等零部件的使用寿命,必须对其进行结构强度校核,且选用合适的标准零部件;

3)有限元分析法直观反映了回转体和底座的应力分布,明确承载最大区域,对工程结构改进起到了一定指导作用;

4)文中并未对发射装置瞬态过程进行有限元分析,可作为进一步研究内容,得到更加精确的结论;

5)因为只分析快速瞄准定位过程对发射装置产生的冲击,未计入发射状态对装置的冲击振动,因此有限元分析应力值小,并未进行减小壁厚等改进。

参考文献:

[1] 李自勇,戴田国,马大为,等. 新型火箭发射平台动力学仿真与优化研究[J]. 火炮发射与控制学报, 2008(1): 39-41.

[2] 祝昌洪,刘天豪,祝文举,等. 基于 UG 和 ADAMS 机液复合无级变速器运动学的仿真研究[J]. 液压气动与密封, 2010(4): 29-31.

[3] 唐卫华,王三民,袁茹. 发射装置起竖动力学分析及驱动方式优选[J]. 弹箭与制导学报, 2007, 27(2): 325-327.

[4] 桑楠. 基于 ABAQUS 的汽车驱动桥壳改进设计[J]. 长春工业大学学报, 2010, 31(1): 37-41

[5] Ryan R R. ADAMS-multibody system anlysis software. Schiehlen mulitibody systems handbook [M]. Springer-verlag, 1990.