

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.02.010

舰载雷伞系统落点误差修正方法

孙志鸿¹, 聂舜臣¹, 余莉^{1,2}, 张思宇¹

(1. 南京航空航天大学飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室, 南京 210016;

2. 南京航空航天大学航空学院, 南京 210016)

摘要: 为了修正舰船运动和海风引起的落点误差, 首先建立了雷伞系统各阶段动力学模型并进行了编程计算, 通过与试验结果的对比验证了动力学模型的准确性。之后, 将发射方向和分离时间作为控制量, 基于泰勒级数理论推导了落点误差与控制量之间的关系, 提出了一种新的雷伞系统落点误差的修正方法。通过算例验证, 该方法所得到的控制参数能够有效地修正雷伞系统的落点误差。同时, 针对典型工况开展了本文方法与改进的多目标粒子群轨迹优化算法的对比研究, 发现本文方法比改进的多目标粒子群优化算法拥有更快的收敛速度、更高的收敛精度和更少的计算消耗, 可以对由舰船运动和海风引起的雷伞系统落点误差进行实时准确地修正, 从而提高舰船发射布雷的精度。

关键词: 雷伞系统; 弹道计算; 泰勒级数; 落点误差修正; 控制参数

中图分类号: TJ615 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2022)02-0253-06

Landing Error Correction Method of Shipborne Torpedo-Parachute System

SUN Zhihong¹, NIE Shunchen¹, YU Li^{1,2}, ZHANG Siyu¹

(1. Key Laboratory of Aircraft Environment Control and Life Support, MIIT, Nanjing University of

Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To correct the landing error caused by ship movement and sea wind, dynamic model of torpedo-parachute system on each stage is established and simulated by programming, and the results of simulation and dynamic model are verified by real launching test. Then, launching direction and separation time are regarded as controlling parameters, and a new landing error correction method of torpedo-parachute system according to the relationship between landing error and controlling parameters which is derived based on Taylor series is proposed. It is verified by numerical calculation that the landing error can be corrected with the controlling parameters corrected by the proposed method. Compared with multi-objective particle swarm optimization algorithm, according to the numerical calculation on typical condition, the proposed method has faster convergence speed, higher precision and lighter computational cost. The precision of ship mine laying is improved through the proposed method which is used to real-time correct the landing error caused by ship movement and sea wind.

Key words: torpedo-parachute system; trajectory computation; Taylor series; landing error correction; controlling parameters

基金项目: 国家自然科学基金(11972192)。

收稿日期: 2021-01-14; **修订日期:** 2021-10-18

通信作者: 余莉, 女, 教授, 博士生导师, E-mail: yuli_happy@nuaa.edu.cn。

引用格式: 孙志鸿, 聂舜臣, 余莉, 等. 舰载雷伞系统落点误差修正方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(2): 253-258. SUN Zhihong, NIE Shunchen, YU Li, et al. Landing error correction method of shipborne torpedo-parachute system [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(2): 253-258.

水雷是水中兵器中最有效的武器之一^[1]。现有的布雷方式主要有飞机空投布雷和舰船发射布雷两种。为了保证水雷在空中的稳定性、降低水雷的入水过载,布雷时一般在水雷尾部加装降落伞组成雷伞系统,落水后水雷与降落伞解脱,进入工作状态。由于雷伞系统经降落伞减速后速度小,而伞衣质量轻、面积大,海风对其运动轨迹有较大的影响,从而使水雷的落点产生偏差;另外,舰船在发射布雷时一般处于运动状态,舰船的航速航向变化也会使水雷的落点产生偏差。为保证在舰船不同的运动状态及复杂的海风条件下,雷伞系统均有精确的着水精度,需要通过实时调整发射方向及分离时间实现雷伞系统落点误差的修正。

准确的外弹道计算是落点误差修正的基础,目前,雷伞系统外弹道的求解方法主要有两种:射表逼近法^[2-3]和数值积分法^[4-5]。其中射表逼近法由于求解精度不足、使用范围较窄等缺陷,虽然其求解速度快,但随着现代计算机技术的发展,直接以射表为依据的求解逐渐减少。数值积分法主要基于动力学模型进行求解,为目前外弹道求解的主要方法。常用的动力学模型包括平面质点运动模型^[6-7]、刚体6自由度运动模型^[8-9]、2体5自由度运动模型^[10-11]等。每种模型都有各自不同的适用范围,如果雷伞系统姿态稳定,只需要获得其空中的运动轨迹时,可以采用简单的质点模型;但是如果需要研究雷伞系统中各物体相对运动情况及姿态问题,则需要采用较复杂的多体多自由度模型。

根据初始运动条件和外界环境干扰实时修正轨迹属于轨迹优化控制的范畴。现有的轨迹优化方法主要包括间接法和直接法两类^[12-15]。间接法利用极值原理将轨迹优化问题转化为两点边值问题,然后通过数值方法进行求解,但其对变量初值有较高的要求,应用范围较窄;直接法是通过一定策略对落点状态及控制量进行参数化,将轨迹优化问题转化为带有约束的有限维的参数优化问题,然后利用非线性规划算法进行求解,主要采用全局优化算法,如遗传算法、蚁群算法、粒子群优化算法等^[16]。文献[7]提出了一种改进的多目标粒子群优化算法对雷的落点进行优化,但由于舰船在发射布雷时一般处于运动状态,发射参数会随时间发生改变,使用多目标粒子群优化算法难以实现这种工况下的落点优化。

本文针对舰船发射布雷中的落点精度问题,依据雷伞系统的工作过程,建立了全过程雷伞系统的动力学模型,理论推导出落点误差与射向角、分离时间之间的函数关系,提出了一种基于梯度下降法的落点误差修正方法。与传统的多目标粒子群优

化算法相比,本方法具有收敛速度快、修正精度高、计算消耗少的特点。

1 动力学模型及算例验证

1.1 雷伞系统动力学模型

由于火箭发动机分离、降落伞打开非常迅速(通常小于0.1 s),因此雷伞系统的工作过程可以简化为3个阶段,如图1所示。其中AB段为火箭发动机工作阶段;BC段为弹体无动力飞行阶段;CD段为雷伞系统自由飞行阶段。

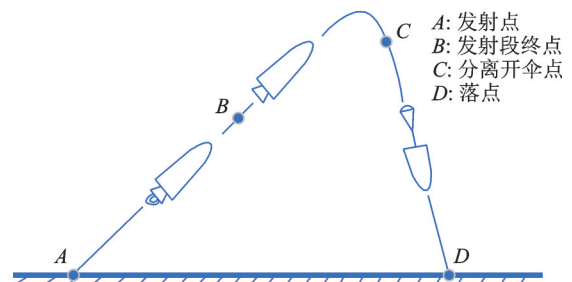


图1 雷伞系统工作过程

Fig.1 Working process of torpedo-parachute system

通常情况下雷伞系统在空中姿态稳定,因此,可以基于质点模型建立雷伞系统的动力学运动方程

$$m \frac{d\mathbf{v}_g}{dt} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} + C_{gk} \begin{bmatrix} F \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + C_{ga} \begin{bmatrix} -F_D \\ F_L \\ 0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: m 为雷伞系统发动机分离前后的总质量,在第三个阶段,还包含降落伞的附加质量 m_f ,根据文献[17], $m_f = \frac{2\rho D_0^3}{3\pi^2}$,其中 ρ 为空气密度, D_0 为降落伞伞衣的名义直径; F 为火箭发动机平均推力,后两个阶段 F 为0 N; \mathbf{v}_g 为地面坐标系下的速度矢量; C_{gk} 、 C_{ga} 分别为航迹坐标系到地面坐标系、气流坐标系到地面坐标系的转换矩阵; F_D 、 F_L 分别代表各阶段的气动阻力和气动升力,针对本文对象,气动升力为0 N,气动阻力采用式(2)计算。

$$F_D = \frac{1}{2} \rho \mathbf{v}_a^T \mathbf{v}_a C_D A \quad (2)$$

$$\mathbf{v}_g = \mathbf{v}_a + \mathbf{v}_w \quad (3)$$

式中: \mathbf{v}_a 、 \mathbf{v}_w 分别为雷伞系统的空速矢量和气象风速矢量; C_D 为各阶段的阻力系数; A 为雷伞系统的特征面积。

根据发射参数、火箭弹参数及分离参数,采用四阶Runge-Kutta方法求解上述方程,进而得到雷伞系统的飞行弹道。

1.2 算例验证

为验证本文全弹道动力学模型的正确性,本文

根据某试验工况开展了数值计算,计算结果如图 2 所示,从中可以看出:数值计算与试验数据的轨迹、速度等运动参数的一致性良好,在发射段雷伞系统的速度迅速增加,弹体无动力飞行段速度在重力和

气动力的作用下缓慢减小,开伞后,雷伞系统的速度快速减小,至稳降速度后趋于稳定。上述现象与雷伞系统的实际工作过程相符合,表明本文的动力学模型及轨迹计算方法正确。

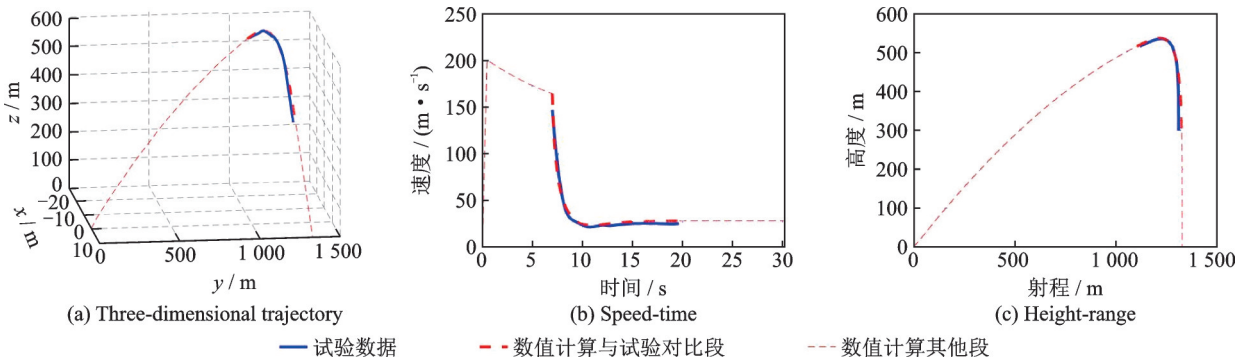


图 2 数值计算与试验数据的对比图

Fig. 2 Comparison of numerical results with experimental data

2 修正模型及算例验证

2.1 修正模型

当舰船的运动状态或环境风场改变时,落点位置将会出现偏差,需要通过改变发射方向和开伞分离时间 t 的方式来优化雷伞系统的轨迹。图 3 为舰船发射时的射向、风向及落点位置关系图,原点取为发射点位置。其中, β 、 σ 、 γ 分别代表射向角、风向角以及落点偏角。

定义系统空中运动的总时间为 T ,量纲化为一的射向角 β' 和分离时间 t' 可以表示为

$$\begin{cases} \beta' = \frac{\beta}{360^\circ} \\ t' = \frac{t}{T} \end{cases} \quad (4)$$

落水点坐标表示为量纲化为一的射向角 β' 和量纲化为一的分离时间 t' 的函数,即

$$\begin{cases} s = f(\beta', t') \\ \gamma = g(\beta', t') \end{cases} \quad (5)$$

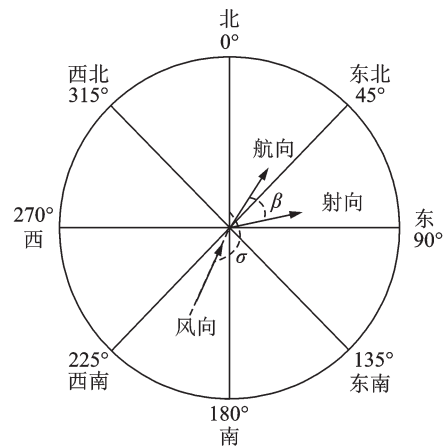
式中落点极径 s 和落点偏角 γ 均采用 1.1 节中数值求解雷伞系统的飞行弹道的方法得到。

设目标点的极坐标为 (s_0, γ_0) , 能够满足目标点要求的量纲化为一的射向角和量纲化为一的分离时间为 β'_0 和 t'_0 。则目标点的射程误差和角度误差分别可以表示为

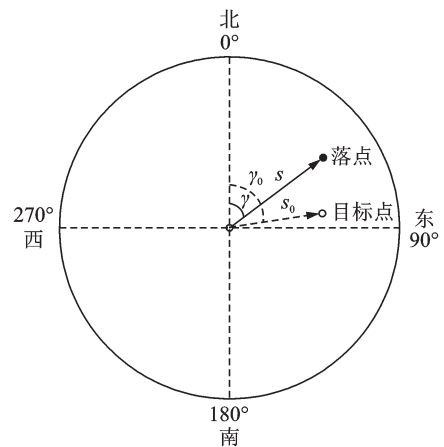
$$\Delta s = s - s_0 = f(\beta', t') - s_0 \quad (6)$$

$$\Delta \gamma = \gamma - \gamma_0 = g(\beta', t') - \gamma_0 \quad (7)$$

将式 (6, 7) 在 (β'_0, t'_0) 处按泰勒级数进行展开,得



(a) Firing direction and wind direction



(b) Landing position and target point

β : 射向角; σ : 风向角; s_0 : 目标点极径; γ_0 : 目标点极角;
 s : 落点极径; γ : 落点极角

图 3 射向、风向及落点位置关系图

Fig. 3 Firing direction, wind direction and relationship of landing position

$$\Delta s = f(\beta'_0, t'_0) + (\beta' - \beta'_0) \frac{\partial f}{\partial \beta'} + (t' - t'_0) \frac{\partial f}{\partial t'} - s_0 + o(\beta' - \beta'_0) + o(t' - t'_0) \quad (8)$$

$$\Delta\gamma = g(\beta'_0, t'_0) + (\beta' - \beta'_0) \frac{\partial g}{\partial \beta'} + (t' - t'_0) \frac{\partial g}{\partial t'} -$$

$$\gamma_0 + o(\beta' - \beta'_0) + o(t' - t'_0) \quad (9)$$

联立求解式(8,9),并忽略其中的高阶小项,求解出 β'_0 和 t'_0 如下

$$\beta'_0 = \beta' - \frac{\frac{\partial f}{\partial t'} \Delta\gamma - \frac{\partial g}{\partial t'} \Delta s}{A} \quad (10)$$

$$t'_0 = t' - \frac{\frac{\partial g}{\partial \beta'} \Delta s - \frac{\partial f}{\partial \beta'} \Delta\gamma}{A} \quad (11)$$

式中: $A = \frac{\partial f}{\partial t'} \frac{\partial g}{\partial \beta'} - \frac{\partial g}{\partial t'} \frac{\partial f}{\partial \beta'}$;偏导数 $\frac{\partial f}{\partial t'}, \frac{\partial g}{\partial t'}, \frac{\partial f}{\partial \beta'}, \frac{\partial g}{\partial \beta'}$

依据数值微分的方法求解,本文采用向前差商

$$\begin{cases} \frac{\partial f}{\partial t'} = \frac{f(\beta', t' + h_t) - f(\beta', t')}{h_t} \\ \frac{\partial g}{\partial t'} = \frac{g(\beta', t' + h_t) - g(\beta', t')}{h_t} \\ \frac{\partial f}{\partial \beta'} = \frac{f(\beta' + h_\beta, t') - f(\beta', t')}{h_\beta} \\ \frac{\partial g}{\partial \beta'} = \frac{g(\beta' + h_\beta, t') - g(\beta', t')}{h_\beta} \end{cases} \quad (12)$$

式中 h_t 和 h_β 分别为量纲化为一的分离时间 t' 和射向角 β' 的数值微分步长,本文依据落点坐标的舍入误差,取 $h_t=0.001, h_\beta=0.0001$ 。

2.2 落点误差修正模型算例验证

为验证误差修正模型的准确性,本文开展了如表1所示工况的数值仿真验证,其中初始射向角均为 0° ,分离时间均为12 s。将舰船静止、无风环境下的落点作为目标点,落点精度要求小于10 m。

表1 仿真工况表

Table 1 Simulation condition

工况序号	舰船运动速度/ (m·s ⁻¹)	舰船运动方向/ (°)	法向风速/ (m·s ⁻¹)	切向风速/ (m·s ⁻¹)	垂直风速/ (m·s ⁻¹)
1	15	180	24	1	5
2	15	0	1	24	-5
3	15	90	5	1	-24

采用本文的落点误差修正方法进行计算,得到射向角和分离时间的修正值,见表2,修正前后的轨迹对比见图4~6。

通过表2和图4~6可知,运用本文的落点误差修正方法,通过改变射向角和分离时间,可以实现对舰船航行速度和海风引起的落点误差的修正,修正后的落点误差最大仅3.664 m,满足落点精度的要求。

表2 落点误差修正表

Table 2 Landing error correction

工况	未修正落点误差/m	量纲化为一的射向角 β' 修正值	修正后射向角/(°)	量纲化为一的分离时间 t' 修正值	修正后分离时间/s	修正后落点误差/m
1	716.581	-0.00341	-1.226	0.0929	7.632	3.664
2	625.367	-0.04638	-16.697	0.0126	11.407	0.240
3	221.515	-0.01510	-5.437	0.0098	11.540	0.784

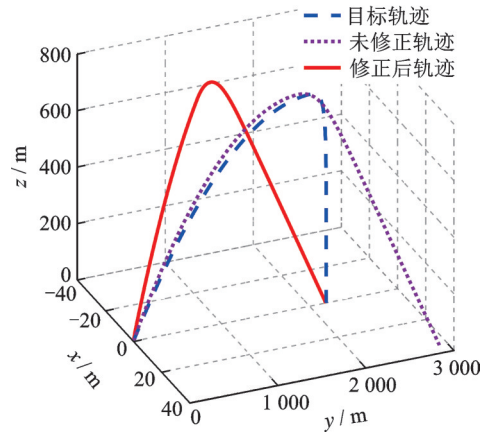


图4 工况1轨迹对比图

Fig.4 Comparison of trajectories under Condition 1

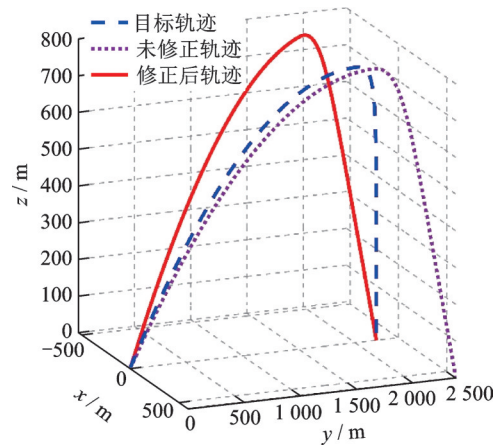


图5 工况2轨迹对比图

Fig.5 Comparison of trajectories under Condition 2

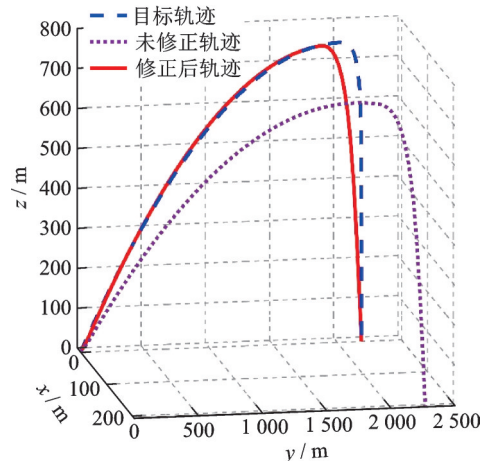


图6 工况3轨迹对比图

Fig.6 Comparison of trajectories under Condition 3

3 落点修正方法比较

优化算法是目前对轨迹优化控制最常用的方法。本文以工况 1 为例将新方法和改进多目标粒子群优化算法进行比较,改进多目标粒子群算法的参数如表 3 所示,共进行了 25 组计算,所有数值计算均在同一台仿真计算机上进行。

表 4 为本文修正方法和多目标粒子群算法两种方法的计算结果对比。采用本文修正方法,迭代 5 次后,落点误差为 0.169 m,计算消耗时间仅为 1.6 s。同样条件下,采用多目标粒子群算法迭代 5 次后,落点误差为 189.011 m,远大于本文修

表 3 改进多目标粒子群算法参数表

Table 3 Parameters of improved multi-objective particle swarm algorithm

学习因子 1	学习因子 2	学习因子 3	惯性权重	粒子数	迭代次数
1.2	1.2	0.8	0.5~0.8	20	5/50

正方法迭代 5 次后的落点误差,收敛速度慢,其各组落点详见图 7,计算消耗时间为 14.1 s;而采用多目标粒子群算法迭代 50 次后,落点误差虽然降低至 0.385 m,但其计算消耗时间为 153.9 s,远远高于本文修正方法在同样落点误差精度下的计算消耗。

表 4 本文修正方法与改进多目标粒子群算法迭代后的落点误差对比

Table 4 Comparison of landing error using correction method in this paper with using improved multi-objective particle swarm algorithm

方法	迭代次数	发射角度修正值/(°)	分离时间修正值/s	落点误差/m	计算耗时/s
本文修正方法	5	-1.226	7.651	0.169	1.6
多目标粒子群算法	5	-0.540	6.690	189.011	14.1
	50	-1.236	7.654	0.385	153.9

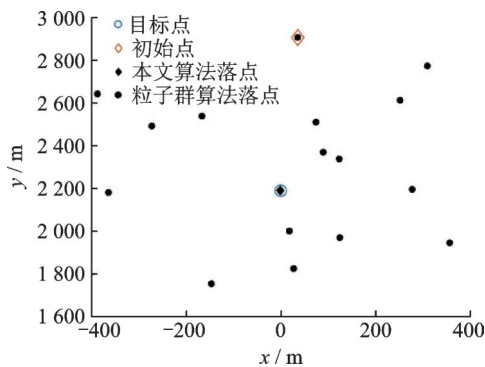


图 7 25 组多目标粒子群优化算法迭代 5 次后与本文方法修正的落点对比图

Fig.7 Comparison of landing positions in 25 groups corrected of multi-objective particle swarm algorithms after five iterations by using correction method in this paper

通过上述对比可以看出,在雷伞系统落点误差的修正问题上,本文的落点误差修正方法在收敛速度、优化精度和计算消耗方面,均优于多目标粒子群优化算法。

4 结 论

本文针对舰船航行速度和海风变化引起的舰载雷伞系统落点误差问题,基于泰勒级数提出了一种舰载雷伞系统落点误差的修正方法,通过该方法对射向、开伞时间进行修正,仿真结果表明具有良好的修正精度。将该方法和改进多目标粒子群算法进行了比较,结果表明相比于多目标粒子群算

法,本文的修正方法收敛速度更快、收敛精度更高、计算消耗更少。本文的修正方法能够在少量的迭代次数下,快速将落点误差修正至满足工程精度的要求,对于由舰船航行速度变化和海风变化引起的舰载雷伞系统落点误差修正具有更好的准确性。

参考文献:

[1] 杜晓旭,宋保维,潘光.带降落伞空投水雷空中弹道仿真分析[J].系统仿真学报,2011,23(9):2018-2022.
DU Xiaoxu, SONG Baowei, PAN Guang. Aerial trajectory simulation and analysis of airdropped mine with parachute[J]. Journal of System Simulation, 2011, 23 (9): 2018-2022.

[2] 胡梦中,衣同胜,潘佳梁,等.基于射表数据的火炮弹道仿真分析方法[J].无线电工程,2013,43(12):41-44.
HU Mengzhong, YI Tongsheng, PAN Jialiang, et al. A numerical analysis method for artillery ballistic trajectory based on firing table data[J]. Radio Engineering, 2013, 43(12): 41-44.

[3] SUN Hao, LI Yong, CHEN Ligu. A new method of firing table correction based on DBSCAN[C]//Proceedings of 2016 International Congress on Computational Algorithms in Engineering. Bangkok, Thailand, [s.n.], 2016: 20-25.

[4] 张贤椿.高炮火控系统各子系统间信息传递的优化技术[D].南京:南京理工大学,2009.

- ZHANG Xianchun. Optimization techniques of information transmission between the subsystems of fire control system[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2009.
- [5] WANG Haitao. Dynamic modeling and simulation of whipping phenomenon for large parachute[J]. AIAA Journal, 2018, 56(10): 4049-4058.
- [6] 何洁莹. 水雷伞的飞行轨迹研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1994, 26(4): 545-550.
- HE Jieying. Study on the flight path of mine parachute [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1994, 26(4): 545-550.
- [7] 潘军军, 冯柯, 李焕良, 等. 改进多目标粒子群算法的火箭布雷弹弹道求解方法[J]. 火力与指挥控制, 2018, 43(2): 157-161.
- PAN Junjun, FENG Ke, LI Huanliang, et al. Ballistic method of mine-laying rocket based on multi-objective particle swarm optimization[J]. Fire Control and Command Control, 2018, 43(2): 157-161.
- [8] 王志杰, 马霞, 刘艳波. 雷伞系统入水参数影响因素研究[J]. 水下无人系统学报, 2010, 18(4): 241-245.
- WANG Zhijie, MA Xia, LIU Yanbo. Factors influencing water entry parameters of torpedo-parachute system[J]. Journal of Unmanned Undersea Systems, 2010, 18(4): 241-245.
- [9] GOODRICK T F. Scale effects on performance of ram air wings: AIAA-84-0783 [R]. [S.l.]: AIAA, 1984.
- [10] 邓力涛, 曹小娟, 马霞, 等. 雷伞系统5自由度动力学模型[J]. 水下无人系统学报, 2011, 19(1): 1-5.
- DENG Litao, CAO Xiaojuan, MA Xia, et al. Five-degree-of-freedom dynamic model for torpedo-parachute system[J]. Journal of Unmanned Undersea Systems, 2011, 19(1): 1-5.
- [11] 郑强, 杨日杰, 陈佳琪, 等. 直升机空投鱼雷的散布误差研究[J]. 科学技术与工程, 2017, 17(15): 65-70.
- ZHENG Qiang, YANG Rijie, CHEN Jiaqi, et al. Research on dispersion errors of helicopter's airdrop torpedo[J]. Science Technology and Engineering, 2017, 17(15): 65-70.
- [12] GIMADIEVA T Z. Optimal control of a gliding parachute system[J]. Journal of Mathematical Sciences, 2001, 103(1): 54-60.
- [13] PONTANI M, CONWAY B A. Particle swarm optimization applied to space trajectories[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(5): 1429-1441.
- [14] JIAO B, LIAN Z, GU X. A dynamic inertia weight particle swarm optimization algorithm[J]. Chaos, Solitons and Fractals, 2008, 37(3): 698-705.
- [15] AFSHIN R, KRISHNA D K, HEKMAT A. Particle swarm optimization applied to spacecraft reentry trajectory[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(1): 307-310.
- [16] 余莉, 孙志鸿, 聂舜臣, 等. 一种基于无量纲形式的飞行系统落点误差修正方法: CN202010481160.8 [P]. 2020-05-29.
- [17] 王利荣. 降落伞理论与应用[M]. 北京: 宇航出版社, 1997: 30-32.
- WANG Lirong. Theory and application of parachute [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1997: 30-32.

(编辑: 胥橙庭)