

基于小行星在轨处置的多飞行器队形保持 制导技术研究*

余俊豪 刘辉[†] 姚伟 段耀武

(北京控制与电子技术研究所,北京 100038)

摘要 超高速动能撞击、侵彻爆轰等是改变潜在威胁小行星既定轨道的重要手段,也是国内外研究的热点。采用多飞行器编队技术可实现动能撞击、侵彻爆轰的累加效应,实现更大的轨道偏移量。多飞行器编队不但要满足对小行星目标的精准撞击,还要在飞行过程中保持特定的编队队形。针对编队队形控制要求设计了一种队形保持制导方法。数学仿真结果表明:该方法在保证目标命中的同时,满足了飞行过程中协同编队构型和编队平面法线的指向要求,具有较强的工程应用价值。

关键词 小行星在轨处置, 编队飞行, 制导律, 协同

中图分类号:P185.7

文献标志码:A

Research on Formation-Keeping Guidance Technology for Multiple Spacecraft in Asteroid On-Orbit Disposal*

Yu Junhao Liu Hui[†] Yao Wei Duan Yaowu

(Beijing Institute of Control and Electronic Technology, Beijing 100038, China)

Abstract Hyper-velocity kinetic impacts, penetration detonations, and similar methods are important means to alter the established orbits of potentially threatening asteroids, and they are also hot topics of research both domestically and internationally. Using multi-spacecraft formation technology can achieve the cumulative effects of kinetic impacts and penetrative detonation, resulting in greater orbital deflection. Multi-spacecraft formations not only need to ensure accurate impacts on asteroid targets but also must maintain a specific formation configuration during flight. To address the formation control requirements, a formation-keeping guidance method has been designed. Mathematical simulation results indicate that this method, while ensuring the target hit, meets the requirements for the cooperative formation configuration and the orientation of the formation plane normal during flight, demonstrating significant engineering application value.

Key words asteroid on-orbit disposal, formation flying, guidance laws, coordination

引言

近些年来,潜在威胁小行星的防御技术已成为

学界和工程研究的热点^[1]。其中在轨处置是实现主动应对小行星撞击风险的关键^[2,3]。当前,在轨处置的主要目标就是改变目标小行星的既定轨道,而无

2025-10-30 收到第 1 稿,2025-12-06 收到修改稿。

* 国家国防科工工业局 2024 年度科研专项资助(KJSP2023020304);2024 National Defense Science, Technology, and Industry Bureau Special Research Funding(KJSP2023020304)。

[†] 通信作者 E-mail:793804232@qq.com

论采用动能撞击、侵彻爆轰等改变轨道的技术,都要求处置器能够以较高的精度命中小行星目标^[4,5].为了能够实现高精度命中目标,通常采用光学末制导技术,飞行器通过光学导引头测量与目标之间的距离偏差,实现与目标之间的相对轨道控制.随着技术的进步,采用多飞行器编队对目标小行星共同实施撞击或侵彻爆轰成为一种潜在的技术手段^[6-8].

编队飞行作为近些年的研究热点也有许多学术成果^[9-11].但小行星防御任务的特性要求每个飞行器除了要满足既定的命中精度外,还需在飞行的全过程中保持设定的队形,并且最终落点也能保证一个特定形状的要求,目前的编队飞行方法还不够完善.

因此本文针对小行星在轨处置问题,设计了一种多飞行器队形保持制导律,采用多飞行器编队技术在实现高精度目标命中的同时,保持特定的编队队形.仿真结果表明,本文提出的队形保持制导律能够实现编队保持等边三角形构型,并可很好地控制等边三角形平面法向与太阳光的夹角满足设计指标要求,用以克服太阳光对激光测距设备干扰.该设计方法在未来小行星防御的编队飞行制导方面具有较强的工程应用价值.

1 动力学模型

惯性系坐标原点 O 在太阳中心,基本平面是历元 J2000 对应的平黄道, X 轴指向 J2000 对应的平春分点, Z 轴垂直于基本平面指向地球轨道面正法向, Y 轴与 Z 轴和 X 轴构成右手直角坐标系.

飞行器在 J2000 日心黄道坐标系下的动力学方程^[12]:

$$\begin{cases} \dot{r} = v \\ \dot{v} = a_0 + a_c + a_e \end{cases} \quad (1)$$

式中: r 和 v 分别代表飞行器在日心惯性系中的位置矢量和速度矢量; a_0 为太阳引力加速度; a_c 为控制力加速度; a_e 为其他天体的引力、太阳光压等干扰力的总加速度.在仿真的场景是深空撞击的末制导阶段,时间相对较短.我们关注点在于撞击小行星的末制导段,所以 a_e 总量很小,在短时间内对控制力加速度影响很小.同时我们的目标直径小于 50 m 量级,其本身引力在末制导短时间内对飞行器的引力可以忽略不计.

2 制导律设计

为了实现既定的控制目标需要设计式(1)中的 a_c ,使得编队能够兼顾命中精度和队形保持的需求.这是一个典型的多目标优化问题^[13],考虑到计算成本和求解效率,我们采用加权求和法将其转化为单目标优化问题,令:

$$a_c = \frac{\omega_1}{\omega} \cdot a_g + \frac{\omega_2}{\omega} \cdot a_f + \frac{\omega_3}{\omega} \cdot a_p \quad (2)$$

式中: ω_1 、 a_g 分别是比例导引权重和比例导引加速度; ω_2 、 a_f 分别是编队构型权重和编队构型加速度; ω_3 、 a_p 分别是编队平面权重和编队平面控制加速度; $\omega = \omega_1 + \omega_2 + \omega_3$.

这样,就可以通过合理设计 ω_1 、 ω_2 、 ω_3 、 a_g 、 a_f 、 a_p 得到满足多目标优化需求的制导律.

2.1 比例导引分项

式(2)中的比例导引分项 ω_1 、 a_g 保证飞行器高精度命中目标.在接近目标的过程中,飞行器的速度方向变化率与视线(飞行器与目标的连线)的转动角速度成固定比例关系.

将比例导引作为一个分项而非仅用比例导引的原因在于,虽然只用比例导引可以获得较高的命中精度,但是飞行器飞行过程中就无法进行队形保持.无法进行队形保持就无法确定最终落点为正三角形,会极大地影响在轨处置效果.

2.2 编队构型分项

式(2)中的编队构型分项 ω_2 、 a_f 保证飞行器编队飞向目标时,两两间的相对位置能实现精确控制,进而实现精确的协同编队^[14].

完整的编队控制律:

$$a_{fi} = \sum_{j \in N_i} [k_{\text{adaptive}} (d_{ij} - d_{ij}^j) \vec{r}_{ij} + k_v (\vec{v}_j - \vec{v}_i)] \quad (3)$$

式中: a_{fi} 是编队中第 i 个飞行器的编队构型加速度, N_i 表示飞行器 i 的邻居集合; d_{ij}^j 是期望的飞行器 i 和 j 之间的编队边长; $d_{ij} = \|\vec{r}_j - \vec{r}_i\|$ 是飞行器 i 与飞行器 j 之间的实际距离; \vec{v}_i 、 \vec{v}_j 分别是飞行器 i 、 j 的速度; d_{ij} 、 \vec{v}_j 、 \vec{v}_i 可通过相对测量获得; $\vec{r}_{ij} = (\vec{r}_j - \vec{r}_i) / d_{ij}$ 是 i 、 j 飞行器边长的单位向量,其中 r_i 、 r_j 是飞行器 i 、 j 的位置; k_{adaptive} 是自适应增益系

数; k_v 是速度阻尼增益系数.

式(3)中的 d_0^i 可以是随时间变化的设计变量,用于设计编队飞行过程中的不同编队. 本文的3.2节仿真结果中可以看到边长随时间变化的正三角形编队的设计实例. 其他的构型可以参考正三角形编队的设计方法,本文不再赘述.

2.3 平面控制分项

对于任意编队问题,除了要控制飞行器间的相对位置,还要考虑飞行器所围成的体或者面的指向,式(2)中的编队构型分项 w_s, a_p 即保证飞行器编队指向正确. 三个飞行器组成的编队必然共面. 如果飞行器间考虑用激光雷达测速、测距,则需要考虑激光雷达的使用限制. 一般地,激光雷达都需要避免太阳光直接射入激光接收器^[15]. 以 Livox Mid-70 激光雷达为例,满足虚警率需求的光照强度应小于 100 klx. 而在小行星防御任务中,太空中太阳直接照射下的光照强度都要高于 100 klx,因此会严重影响测距的精度.

因此需要考虑设计相应的算法避免太阳直射. 如图 1 所示.

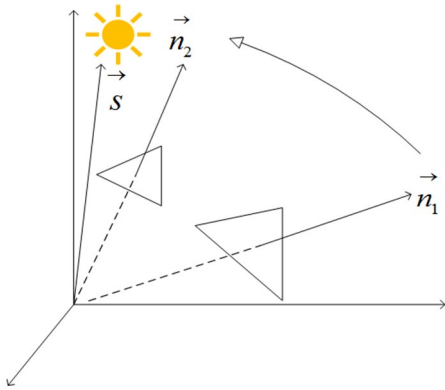


图 1 平面控制过程示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the plane control process

其中 \vec{s} 为太阳光矢量; \vec{n}_1 为当前编队平面法向量; \vec{n}_2 为目标编队平面法向量.

若 \vec{n}_2 与 \vec{s} 平行,则平面内任意边长都与 \vec{s} 保持 90° ,就可以很好地满足避免太阳直射的要求. 在工程设计过程中, \vec{n}_2 的选取根据激光接收器具体指标设计.

如本文选取的是 Livox Mid-70 激光雷达,它的视场角 FOV 为 70.4° 的圆锥形. 可知太阳光矢量与最终编队平面法向量夹角在 30° 以内就可以避

免太阳光对激光雷达的干扰.

在期望编队平面上选取一个飞行器之间的基准向量 \vec{d} ,根据该基准向量构造正三角形即可计算出该平面上的飞行器期望位置 $r1^*, r2^*, r3^*$,如图 2 所示.

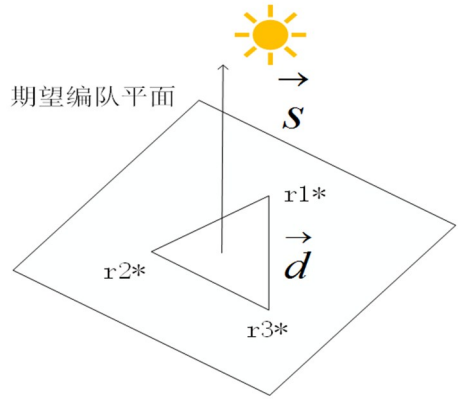


图 2 飞行器期望位置示意图

Fig. 2 Aircraft expected position schematic

下面继续以三角形编队为例,令三角形编队的形心为 \vec{c} ,将形心指向飞行器 i 的向量定义为 $\vec{r}_{ci} = \vec{r}_i - \vec{c}$. 所以平面控制力的方向为:

$$\vec{d}_i = \frac{\vec{a} \times \vec{r}_{ci}}{\|\vec{a} \times \vec{r}_{ci}\|} \quad (4)$$

式中: $\vec{a} = \vec{n} \times \vec{s}$ 是平面法向量和太阳光矢量叉乘得到的旋转轴矢量.

平面控制力加速度大小为:

$$f_i = \|\vec{r}_{ci}\| \cdot (k_p \cdot \phi + k_{pv} \cdot \dot{\phi}) \quad (5)$$

式中: k_p 是控制增益系数, k_{pv} 是角速度阻尼增益系数, $\phi = \arccos(\vec{n} \cdot \vec{s})$ 是需要旋转的角度, $\|\vec{r}_{ci}\|$ 是当前飞行器 i 与形心 c 之间的距离.

最后由式(4)和式(5)即可得出最终平面控制加速度:

$$a_{pi} = f_i \cdot \vec{d}_i \quad (6)$$

2.4 动态权重规划

式(2)的加权平均法涉及的权重 w_1, w_2, w_3 可以通过设计进行动态规划. 一般的,在飞行器编队初始阶段,飞行器间的队形保持和平面控制的优先级较高,可以赋予更高的权重;而末阶段飞行器的命中重要性会逐渐增大,权重也逐渐增加. 因此设计了如下式(7)所示的动态规划变化规则:

$$\begin{cases} w_2 = w_{20} + (w_{21} - w_{20}) \cdot \rho \\ w_1 = 1 - w_2 \end{cases} \quad (7)$$

式中: ρ 是动态因子; ω_{20} 是飞行阶段变化前的编队权重, ω_{21} 是变化后的编队权重, ω_{20} 和 ω_{21} 会随着编队飞行阶段的变化而变化; ω_3 是常量。

末端在式(7)的基础上对命中权重进行进一步增强,如式(8)所示:

$$\begin{cases} \alpha = \min(k_0, \frac{d_f - d_m}{d_f}) \\ \omega_1 = \omega_1 + \alpha \\ \omega_2 = \omega_2 \cdot (1 - 0.5 * \alpha) \\ \omega_3 = \omega_3 \cdot (1 - 0.5 * \alpha) \end{cases} \quad (8)$$

式中: α 是命中权重增强部分, k_0 是其最大取值; d_f 是飞行器与目标的距离; d_m 是编队与目标距离的最小值。其中 k_0 和 d_f 为设计参数。

3 数学仿真与分析

3.1 设计输入

为了验证前述基于小行星在轨处置的多飞行器队形保持制导律设计,本节选取了小行星 Duende 为目标天体进行数学仿真。采用 Livox Mid-70 激光雷达来测量飞行器之间的相对位置、速度[正态分布误差为5%(1 σ)]。编队飞行器的质量为300 kg,仿真时间为3600 s。表1给出了仿真输入初值,表2给出了性能指标,表3给出了制导律参数的选取范围。

表1 综合仿真初值
Table 1 Synthetic simulation parameters

仿真参数名称	仿真参数数值
飞行器1初始位置(J2000日心黄道坐标系,km)	(101 909 304 713.1557, -71 469 041 260.0574, 869 283 155.1952)
飞行器2初始位置(J2000日心黄道坐标系,km)	(101 909 304 713.2557, -71 469 041 259.9574, 869 283 155.0952)
飞行器3初始位置(J2000日心黄道坐标系,km)	(101 909 304 713.0557, -71 469 041 260.1574, 869 283 155.2952)
飞行器1初始速度(J2000日心黄道坐标系,m/s)	(22 283.5115, 26 628.3012, -49.3521)
飞行器2初始速度(J2000日心黄道坐标系,m/s)	(22 283.5147, 26 628.3034, -49.3438)
飞行器3初始速度(J2000日心黄道坐标系,m/s)	(22 283.5137, 26 628.3013, -49.3442)
小行星初始位置(J2000日心黄道坐标系,km)	(101 923 017 989.4450, -71 473 036 178.5899, 893 752 417.0198)
小行星初始速度(J2000日心黄道坐标系,m/s)	(18 474.2535, 27 737.9955, -6846.3650)
飞行器初始位置误差/km	<50
小行星初始位置误差/km	<50
飞行器初始速度误差/(km/s)	<0.001
小行星初始速度误差/(km/s)	<0.001
飞行器位置相对测量误差/m	N(0,0.025)
飞行器速度相对测量误差/(m/s)	N(0,0.03)
推力限幅(N)	1.5
推力误差百分比	10%

表2 性能指标
Table 2 Performance indicators

性能指标名称	性能指标数值/m
编队平稳过程期望间距	100
编队最终期望命中目标间距	10
编队最终期望命中目标间距标准差	0.1
编队形心最终与目标的圆概率误差(CEP)	10

表3 制导律参数选取范围
Table 3 Range of guidance law parameter selection

制导律参数	选取范围
比例系数 n	$n=2$
自适应控制系数 k_{adaptive}	0.02~3.19
速度阻尼增益系数 k_v	0.05~2.91
平面控制增益系数 k_p	0.21
角速度阻尼增益系数 k_{pv}	0.011

3.2 仿真结果

图 3、4、5 为编队控制中的三角形编队队形保持效果图. 前 600 s 为第一阶段, 此时本文所述的制导律快速的实现编队飞行器从开始的杂乱编队到 100 m 间距的等边三角形编队构型的过渡; 第二阶段编队飞行器保持等边三角形构型并将编队平面与太阳入射角保持在良好的范围; 第三阶段, 三角形编队开始快速收缩; 最终实现 10 m 边长的精确打击.

平面控制方面, 图 6 证明了第二阶段编队平面与太阳入射角保持在良好的范围内. 仿真结果表明初始夹角为 74.12° , 在 240 s 之后满足小于 30° 包络线要求, 最终夹角为 16.00° .

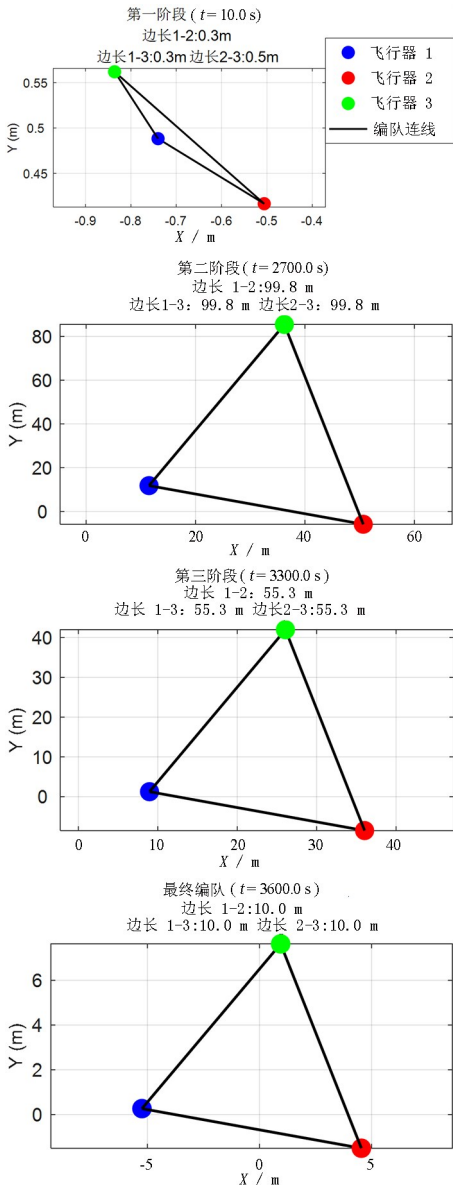


图 3 编队控制过程示意图

Fig. 3 Schematic diagram of formation control process

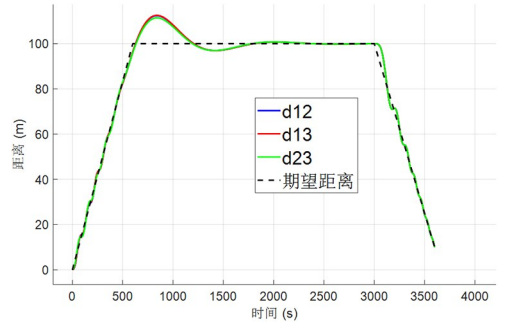


图 4 飞行器间距变化规律过程图

Fig. 4 Diagram of the diffusion and contraction process of aircraft spacing

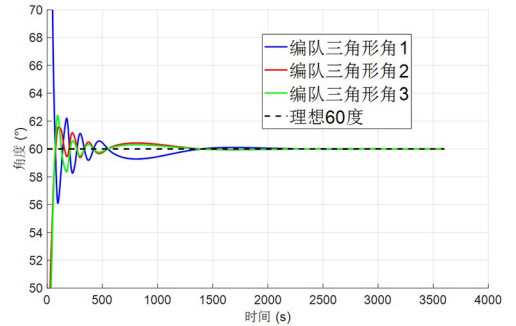


图 5 等边三角形编队角度保持效果图

Fig. 5 Effect drawing of maintaining the angle of an equilateral triangle formation

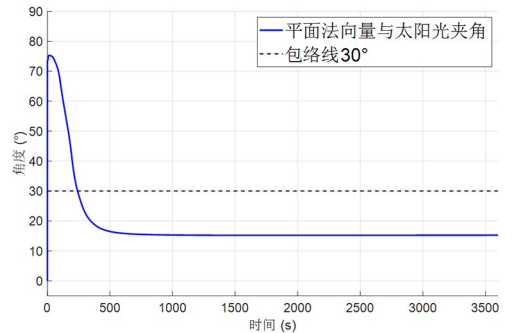


图 6 三角形平面法向量与太阳光夹角图

Fig. 6 Diagram of the angle between the normal vector of a triangular plane and sunlight

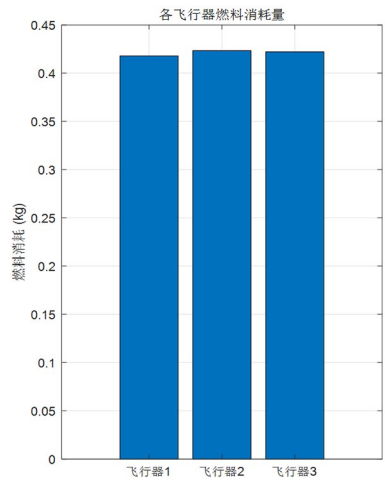


图 7 各飞行器燃料消耗图

Fig. 7 Fuel consumption charts for each aircraft

飞行器燃料消耗方面,假设比冲为 250 s,如图 7 所示,各飞行器燃料消耗为 0.4140 kg、0.4184 kg 和 0.4184 kg.

飞行器命中 CEP 效果图如图 8 所示. 其中给飞行器与目标各轴向的位置偏差为正态分布 $N(0, 0.1 \text{ m})$; 给飞行器各轴向的速度偏差为正态分布 $N(0, 0.0015 \text{ m/s})$. 打靶次数为 2000 次,圆概率误差 (CEP) 为 8.79 m,满足性能指标要求.

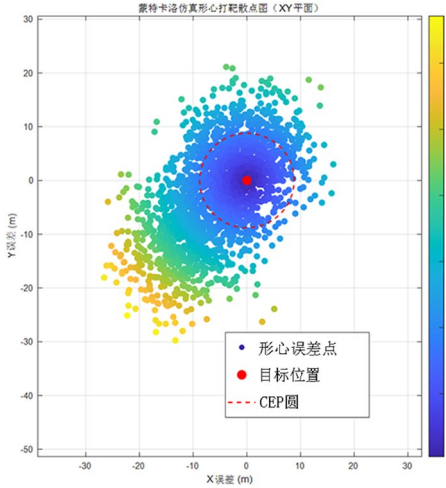


图 8 飞行器命中 CEP 效果图

Fig. 8 Aircraft hit CEP effect diagram

飞行器最终编队距离效果如表 4、图 9 所示,亦满足性能指标要求.

表 4 飞行器编队距离蒙特卡洛打靶效果图

Table 4 Aircraft formation Monte Carlo shooting effect diagram

飞行器对	平均距离/m	平均距离的标准差/m
飞行器 1-2	10.0188	0.0490
飞行器 1-3	10.0201	0.0502
飞行器 2-3	10.0196	0.0495

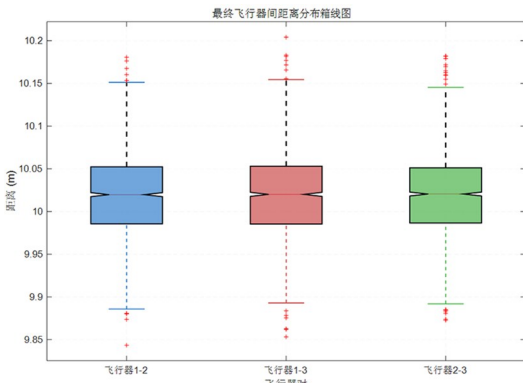


图 9 飞行器最终编队距离效果图

Fig. 9 Final formation distance rendering of the aircraft

4 结论

本文针对小行星在轨处置任务的特点和趋势,设计了一种基于小行星在轨处置的多飞行器队形保持制导律. 同时以小行星 Duende 的撞击场景为背景,以正三角编队构型为例进行了数学仿真. 仿真结果表明,针对直径 30 m 左右的小行星,多飞行器队形保持制导律,在满足制导精度 CEP 8.79 m 的同时,能够很好地保证多飞行器的编队构型维持,编队构型精度优于 0.0502 m,并能全程控制队形平面,保证激光雷达的相对测量,可以为未来小行星在轨处置的工程技术设计提供参考.

参考文献

[1] 马鹏斌, 宝音贺西. 近地小行星威胁与防御研究现状[J]. 深空探测学报, 2016, 3(1): 10-17.
 MA P B, BAORYIN H X. Research status of the near-earth asteroids' hazard and mitigation [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(1): 10-17. (in Chinese)

[2] 吴伟仁, 唐玉华, 李明涛. 小行星防御在轨处置技术研究进展[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(4): 345-356.
 WU W R, TANG Y H, LI M T. Research progress in asteroid defense on-orbit disposal technology [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(4): 345-356. (in Chinese)

[3] 段耀武, 刘辉, 韩柠, 等. 像平面纠偏比例导引方法研究[J]. 空间碎片研究, 2022, 22(4): 13-17.
 DUAN Y W, LIU H, HAN N, et al. Research on deviation of image plane rectified proportional guidance method [J]. Space Debris Research, 2022, 22(4): 13-17. (in Chinese)

[4] 吴伟仁, 龚自正, 唐玉华, 等. 近地小行星撞击风险应对战略研究[J]. 中国工程科学, 2022, 24(2): 140-151.
 WU W R, GONG Z Z, TANG Y H, et al. Response to risk of near-earth asteroid impact [J]. Strategic Study of CAE, 2022, 24(2): 140-151. (in Chinese)

[5] 韩柠, 刘辉, 王云财, 等. 基于比例导引的深空撞击脉冲导引律设计[J]. 动力学与控制学报, 2019, 17(1): 86-90.
 HAN N, LIU H, WANG Y C, et al. Pulse

- guidance law for deep space impact based on the proportional guidance [J]. *Journal of Dynamics and Control*, 2019, 17(1): 86–90. (in Chinese)
- [6] 龚自正, 宋光明, 陈川, 等. 我国应对近地小行星撞击风险和动能撞击偏转研究的若干进展[J]. *上海航天(中英文)*, 2024, 41(5): 11–23.
GONG Z Z, SONG G M, CHEN C, et al. China response to risk of NEA and kinetic energy impact deflection researches: retrospect and prospect [J]. *Aerospace Shanghai (Chinese & English)*, 2024, 41(5): 11–23. (in Chinese)
- [7] WESTRA A, DAMAZO J, MARTINEZ D, et al. Asteroid deflection: Do multiple impacts from a split-impactor increase total momentum transfer? [J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2025, 204: 105363.
- [8] 王艺睿, 李明涛. 动能撞击小行星防御轨道优化设计[J]. *空间碎片研究*, 2019, 19(3): 43–49.
WANG Y R, LI M T. Orbital design and optimization of kinetic impactor for asteroid deflection [J]. *Space Debris Research*, 2019, 19(3): 43–49. (in Chinese)
- [9] 张国栋, 祁瑞敏. 四旋翼无人机编队准确队形控制[J]. *电光与控制*, 2025, 32(9): 14–20.
ZHANG G D, QI R M. Accurate formation control of quadrotor UAV formation [J]. *Electronics Optics & Control*, 2025, 32(9): 14–20. (in Chinese)
- [10] 唐宏伟, 王军权, 罗佳强, 等. 考虑风扰的多无人机一致性编队队形控制[J]. *邵阳学院学报(自然科学版)*, 2025, 22(1): 38–48.
TANG H W, WANG J Q, LUO J Q, et al. Consensus-based formation control for UAV considering wind disturbance [J]. *Journal of Shaoyang University (Natural Sciences)*, 2025, 22(1): 38–48. (in Chinese)
- [11] 陆浩然, 邱薇, 孙海亮, 等. 高速飞行器编队队形快速成形设计方法[J]. *航天控制*, 2021, 39(2): 33–38, 44.
LU H R, QIU W, SUN H L, et al. Design method of rapid forming for high-speed aircraft formation [J]. *Aerospace Control*, 2021, 39(2): 33–38, 44. (in Chinese)
- [12] 郭文琦, 刘晓东, 蔡梓哲, 等. 小行星 Ryugu 喷发尘埃粒子与地球的共振与交汇[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2025, 12(1): 23–30, 1–2.
GUO W Q, LIU X D, CAI Z Z, et al. Resonance and intersection with the Earth for dust particles ejected from asteroid ryugu [J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2025, 12(1): 23–30, 1–2. (in Chinese)
- [13] 董奥哲, 董红斌. 一种自适应调整权重向量的多目标进化算法[J]. *应用科技*, 2024, 51(4): 51–61.
DONG A Z, DONG H B. A multi-objective evolutionary algorithm for adjusting weight vectors adaptively [J]. *Applied Science and Technology*, 2024, 51(4): 51–61. (in Chinese)
- [14] 郭海波. 基于代数图论的多航天器编队协同控制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
GUO H B. Research on coordinated control of multi-spacecraft formation flying based on algebraic graph theory [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015. (in Chinese)
- [15] HAO Q, TAO Y, CAO J, et al. Development of pulsed-laser three-dimensional imaging flash lidar using APD arrays [J]. *Microwave and Optical Technology Letters*, 2021, 63(10): 2492–2509.