

近地小行星撞击偏转与评估轨迹协同优化

李海洋^{1,2}, 尤伟^{1,2}, 陈晓^{1,2}, 段晓闻², 王海鹏^{1,2}, 彭玉明²

(1. 深空探测实验室, 合肥 230026; 2. 上海卫星工程研究所, 上海 201109)

摘要: 针对一箭双星形式一次实现对近地小行星撞击与伴飞问题, 提出了两器轨迹协同优化模型, 以两器加权速度增量最小为优化目标, 给出了一箭双星发射、先伴飞再撞击的两器飞行轨迹优化框架, 考虑发射 C_3 、撞击相对速度、撞击太阳角度等约束, 撞击器分别采用直接转移与地球借力两种转移形式。针对2025年发射窗口对15个候选小行星分别进行优化, 仿真结果表明工程可行, 可为小行星防御演示验证任务论证提供理论参考。

关键词: 小行星防御; 动能撞击; 轨迹优化; 一箭双星

中图分类号: V448

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2024)06-0551-08

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2024.20230078

引用格式: 李海洋, 尤伟, 陈晓, 等. 近地小行星撞击偏转与评估轨迹协同优化[J]. 深空探测学报(中英文), 2024, 11(6): 551-558.

Reference format: LI H Y, YOU W, CHEN X, et al. Collaborative optimization of evaluation trajectory and impact deflection for near Earth asteroid[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2024, 11(6): 551-558.

引言

近地小行星防御是当前国际航天界的热点^[1-2], 是保障人类命运共同体的重要措施, 也是国际深空探测领域研究的重要方向。对近地小行星处置的方式包括动能撞击、核爆、引力拖车等^[3-6]。目前, 美欧合作的近地小行星碰撞与偏转任务(Asteroid Impact & Deflection Assessment, AIDA), 已实现了双小行星重定向测试(Double Asteroid Redirection Test, DART)探测器对行星系统动能撞击技术的验证, 2024年10月欧洲航天局(European Space Agency, ESA)发射赫拉(HERA)探测器对撞击效果进行评估。AIDA任务采取两次发射的方案, 先撞击再观测, 一颗探测器进行撞击, 另一颗探测器采用伴飞观测模式可提升撞击任务效果评估的效率。

如果能够通过一箭双星方式同时发射撞击器和伴飞器, 先伴飞观测, 对被撞小行星的特性充分探测, 再进行撞击, 会进一步提升任务的效能。一箭双星同时发射撞击器和伴飞器, 需要解决的一个关键问题是撞击伴飞轨迹协同优化问题。

目前关于小行星探测转移轨迹优化的研究, 主要集中在单个探测器的撞击轨迹优化^[7]、多目标小天体探

测轨迹优化^[8-9]、小推力转移轨迹优化^[10]、载人小行星探测轨迹优化^[11]等。文献[7]研究了动能撞击方案对小行星“阿波菲斯”(Apophis)偏转的最优动能撞击轨道, 并对偏转效应进行了分析; 文献[8]研究了多目标小行星探测的序列优化方法, 提出了基于聚类和概率集束搜索的优化方法; 文献[9]研究了“特洛伊”(Trojan)小行星的序列优化和小推力转移优化方法; 文献[10]研究了多目标小天体交会小推力间接优化的方法, 提出了一种协态变量转换方法可大大提高求解效率; 尚海滨等^[11-14]研究了载人小行星探测轨迹优化, 优选目标小天体并采用主矢量理论进行优化。小行星相关的轨迹优化也是国际和国内轨道优化竞赛的热点问题。

中国正在论证首次近地小行星撞击演示任务, 考虑到一箭双星工程方案及其带来的约束与以上研究有较大的不同, 需开展针对性的研究工作。一箭双星发射伴飞与撞击两器问题, 之前没有相关研究, 对于该任务模式是否可行等仍没有明确的答案。具有相同发射入轨状态的多探测器, 分别与目标天体伴飞和高速撞击, 且撞击相对速度有最低要求。伴飞与高速撞击本身就是两个互相排斥的约束, 且又存在伴飞提前到达最小时间间隔、撞击太阳角等约束, 本文处理的轨

收稿日期: 2023-05-15 修回日期: 2023-09-26

基金项目: 国家自然科学基金(12102265, U21B2050); 上海市青年科技英才扬帆计划(21YF1446100); 深空探测实验室前沿科研计划(GC04FY1003ZC3ZT-2325); 上海航天青年基金(KJW-JT-QNKYJJ-2022-3)

迹优化问题更加复杂。

本文提出了一箭双星近地小行星撞击伴飞轨迹协同优化模型, 撞击器分别采用直接转移与地球借力两种形式, 针对2025年窗口对15个候选小行星分别进行优化, 可为中国小行星防御演示验证任务论证提供参考。创新点在于提出一种解决实际工程问题的系统性求解方法, 考虑的实际工程约束在一般的学术研究中很少涉及, 是对相关研究的一个有益补充。

1 小行星撞击过程

1.1 飞行过程

通过一箭双星的方式, 发射一颗撞击器和一颗伴飞器进入地球逃逸轨道, 两器采用化学推进脉冲变轨方式。发射后两器分离, 伴飞器进行深空机动, 并先于撞击器到达小行星进行伴飞, 进行详细的探测; 撞击器可采用直接转移的方式, 深空机动后瞄向小行星, 也可采用地球借力的方式, 入轨后先进行深空机动瞄向地球, 地球借力后再进行深空机动瞄向小行星, 地球借力方式可提高撞击的相对速度。

1.2 动力学模型

撞击器与伴飞器日心飞行段采用二体模型, 动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = -\frac{\mu}{r^3}\mathbf{r} \end{cases} \quad (1)$$

其中: \mathbf{r} 为探测器日心的位置; \mathbf{v} 为探测器日心的速度; μ 为太阳引力常数。

发射时刻地球在日心系的速度记为 \mathbf{v}_E , 探测器在日心系的速度记为 \mathbf{v}_s , 则探测器日心系相对于地球的相对速度 \mathbf{v}_∞ 和发射 C_3 为

$$\begin{cases} \mathbf{v}_\infty = \mathbf{v}_s - \mathbf{v}_E \\ C_3 = \|\mathbf{v}_\infty\|^2 \end{cases} \quad (2)$$

相对速度 \mathbf{v}_∞ 的赤经赤纬计算公式为

$$\alpha = \begin{cases} \arctan \frac{y_\infty}{x_\infty}, & x_\infty > 0, y_\infty > 0 \\ 2\pi + \arctan \frac{y_\infty}{x_\infty}, & x_\infty > 0, y_\infty < 0 \\ \pi + \arctan \frac{y_\infty}{x_\infty}, & x_\infty < 0 \end{cases} \quad (3)$$

$$\delta = \arcsin \frac{z_\infty}{\|\mathbf{v}_\infty\|} \quad (4)$$

在给定发射倾角 i 的情况下, 满足以上赤经赤纬的升交点赤经和近地点幅角为

$$\begin{cases} \Omega_D = \alpha + \arcsin \left(\frac{\tan \delta}{\tan i} \right) + \pi \\ \omega_D = \arccos \left(\frac{\sin \delta}{\sin i} \right) - \nu \\ \Omega_R = \alpha - \arcsin \left(\frac{\tan \delta}{\tan i} \right) \\ \omega_R = -\arccos \left(\frac{\sin \delta}{\sin i} \right) - \nu \end{cases} \quad (5)$$

其中

$$\nu = \arcsin \left(1 + \frac{rv_\infty^2}{\mu_E} \right) \quad (6)$$

其中: 下标R和D分别表示升轨和降轨, 实际工程中一般采取降轨发射, 而且会对近地点幅角进行约束。

发射后撞击器和伴飞器将进行深空机动。深空机动认为瞬时完成, 深空机动前后位置不变, 速度改变为

$$\begin{cases} \mathbf{r}^+ = \mathbf{r}^- \\ \mathbf{v}^+ = \mathbf{v}^- + \Delta \mathbf{v} \end{cases} \quad (7)$$

地球借力过程认为是瞬间发生的, 本文采用无动力借力方式。无动力借力的优化变量为借力高度参数 h_p 和借力角参数 ψ 。用0~1之间的两个变量 x_1 、 x_2 对借力高度和角度参数表示为

$$\begin{cases} h_p = h_{\min} + (h_{\max} - h_{\min})x_1 \\ \psi = 2\pi x_2 \end{cases} \quad (8)$$

其中: h_{\min} 为最小借力高度, 对于地球, 考虑安全性, 最小借力高度设为500 km; h_{\max} 为最大借力高度, 本文将将其设为影响球半径的1/10。

整个无动力借力过程即可用这2个借力参数描述。令探测器借力前的日心速度为 \mathbf{v}^- , 借力天体的日心速度为 \mathbf{v}_p , 则探测器的双曲线进入速度为

$$\mathbf{v}_\infty^- = \mathbf{v}^- - \mathbf{v}_p \quad (9)$$

无动力甩摆过程中, 探测器的进入速度和离开速度大小不变, 即

$$v_\infty = \|\mathbf{v}_\infty^+\| = \|\mathbf{v}_\infty^-\| \quad (10)$$

给定甩摆高度, 则双曲线转角 δ 为

$$\delta = 2 \arcsin \frac{\mu_p}{\mu_p + r_p v_\infty^2} \quad (11)$$

其中: r_p 为借力天体半径加上借力高度; μ_p 为借力天体引力系数。

建立甩摆坐标系, i 轴指向双曲线进入速度方向,

k 轴垂直于双曲线进入速度与借力天体速度构成的平面, j 轴与 i 轴和 k 轴构成右手直角坐标系。甩摆坐标系基矢量 i 、 j 、 k 需满足的条件为

$$\mathbf{i} = \frac{\mathbf{v}_{\infty}^-}{v_{\infty}^-}, \mathbf{k} \perp \mathbf{i}, \mathbf{j} = \mathbf{k} \times \mathbf{i} \quad (12)$$

则双曲线离开速度为

$$\mathbf{v}_{\infty}^+ = v_{\infty} (\sin \delta \cos \psi \mathbf{k} + \sin \delta \sin \psi \mathbf{j} + \cos \delta \mathbf{i}) \quad (13)$$

1.3 约束

1) 发射 C_3 约束。撞击器和伴飞器由运载直接发射至地球逃逸轨道, 发射 C_3 约束与运载能力直接相关。

$$C_3 \leq C_{3\max} \quad (14)$$

2) 伴飞到达时间约束。伴飞器需提前一定时间到达小行星, 对小行星进行观测。

$$t_{zj} - t_{bf} \leq \Delta t_{gc} \quad (15)$$

其中: t_{zj} 为撞击器撞击时刻; t_{bf} 为伴飞器到达小行星的时刻; Δt_{gc} 为伴飞器到达小行星时刻与撞击器撞击时刻的最短时间差。

3) 撞击相对速度约束。撞击时刻, 记小天体在日心下的位置速度为 \mathbf{r}_a 和 \mathbf{v}_a , 小天体的位置和撞击器的位置相同, 撞击器速度记为 \mathbf{v}_z , 则撞击相对速度大小需要大于一给定值。

$$\|\mathbf{v}_z - \mathbf{v}_a\| \geq \Delta v_{zj\min} \quad (16)$$

4) 撞击太阳角度约束。撞击时为让相对导航相机具备良好的光照条件, 小行星到撞击器矢量方向与小行星到太阳矢量方向的夹角 θ 需小于一给定值。

$$\theta \leq \theta_{\max} \quad (17)$$

2 优化模型

2.1 优化变量与指标

根据整个飞行过程, 优化模型流程如图1所示。

1) 发射

发射时优化的变量为发射时刻 t_{launch} 、发射 C_3 大小及赤经 α 、赤纬 δ , 共计4个变量; 伴飞器和撞击器具有相同的发射状态, 即发射后两器的飞行轨迹相同; 根据发射 C_3 的大小、赤经 α 赤纬 δ , 以及给定地心系的发射倾角 i_{launch} , 即可求得发射的近地点幅角。

2) 伴飞器深空机动

伴飞器深空机动的优化变量为深空机动时刻

t_{bf_DSM} , 共计1个变量; 伴飞器日心飞行段采用二体模型递推到深空机动时刻。

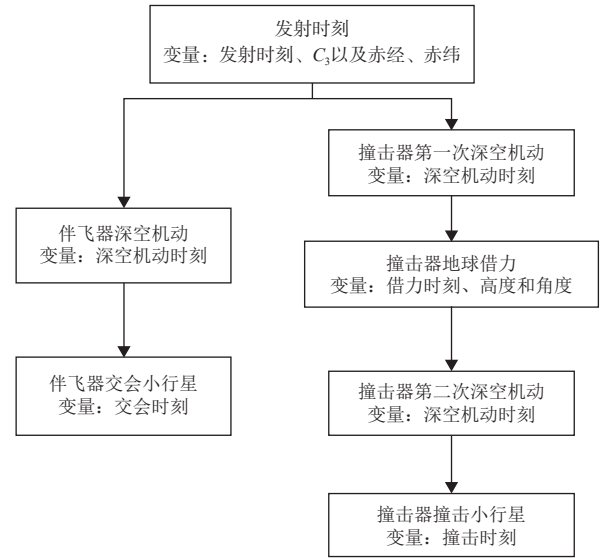


图1 优化模型流程图

Fig. 1 Flowchart of optimization model

3) 伴飞器交会小行星

伴飞器交会小天体的优化变量为交会时刻 t_{bf_rend} , 伴飞器深空机动的时刻和机动前的位置速度已知, 伴飞器交会小天体的时刻和小天体的位置、速度也已知, 即可通过求解Lambert问题获得深空机动速度增量 Δv_{bf_DSM} , 以及与小天体交会的速度增量 Δv_{bf_rend} 。

4) 撞击器第一次深空机动

撞击器深空机动的优化变量为深空机动时刻 t_{zj_DSM1} , 共计1个变量, 撞击器日心飞行段采用二体模型递推到深空机动的时刻。

5) 撞击器地球借力

撞击器地球借力的优化变量为借力时刻 t_{ga} 、借力高度参数 h_p 和借力角度参数 ψ , 共计3个变量; 撞击器深空机动的时刻和机动前的位置速度已知, 撞击器地球借力的时刻和地球位置也已知, 即可通过求解Lambert问题获得深空机动的速度增量 Δv_{zj_DSM1} , 以及地球借力的双曲线进入速度 $\mathbf{v}_{ga\infty}$; 根据双曲线进入速度 $\mathbf{v}_{ga\infty}$ 、借力高度 h_p 和借力角度 ψ , 即可求得借力后撞击器日心下的速度。

6) 撞击器第二次深空机动

撞击器深空机动的优化变量为深空机动时刻 t_{zj_DSM2} , 共计1个变量。

7) 撞击器撞击小行星

撞击器撞击小天体的优化变量为撞击时刻 t_{zj_imp} 一个变量; 撞击器深空机动的时刻和机动前的位置速度

已知, 撞击器撞击小天体的时刻和小天体位置速度也已知, 即可通过求解Lambert问题获得深空机动的速度增量 Δv_{zj_DSM2} 及与小天体的撞击相对速度 Δv_{imp} 。

若撞击器采用直接转移的方案, 则以上过程没有地球借力及第二次深空机动。

(1) 对于直接转移, 优化变量为

$\mathbf{x}=\{t_{launch}, C_3, \alpha, \delta, t_{bf_DSM}, t_{bf_rend}, t_{zj_DSM1}, t_{zj_imp}\}$, 共计8个优化变量。

(2) 对于地球借力转移, 优化变量为

$\mathbf{x}=\{t_{launch}, C_3, \alpha, \delta, t_{bf_DSM}, t_{bf_rend}, t_{zj_DSM1}, t_{ga}, h_p, \psi, t_{zj_DSM2}, t_{zj_imp}\}$, 共计12个优化变量。

(3) 优化指标为伴飞器和撞击器的加权速度增量之和。

$$obj=c_1\Delta v_{bf}+c_2\Delta v_{zj}$$

其中: $\Delta v_{bf}=\Delta v_{bf_DSM}+\Delta v_{bf_rend}$

(4) 对于直接转移

$$\Delta v_{zj}=\Delta v_{zj_DSM1}$$

(5) 对于地球借力转移

$$\Delta v_{zj}=\Delta v_{zj_DSM1}+\Delta v_{zj_DSM2}$$

通过调整权重 c_1 和 c_2 , 即可实现对伴飞器和撞击器速度增量权重的调整。

2.2 优化方法

采用粒子群与非线性规划SNOPT相结合进行优化的方法。

首先使用粒子群算法对全局寻优, 将变量进行归一化, 使用0~1表示, 并将约束作为罚函数, 问题变为无约束优化。由于粒子群为随机优化算法, 每次优化结果不同, 采用多次优化取最优值的方法, 得到全局尽可能的最优解。

再将粒子群优化得到的结果作为初值, 使用SNOPT进行局部优化, 将问题还原成带约束的优化, 得到最终的结果。

3 数值仿真分析

3.1 候选目标

本文以2025年发射窗口为例进行分析。对2025年发射窗口, 候选目标初步考虑以下15颗小行星。该15颗目标小行星根据目标星等、地面观测可见性等多种约束筛选得到, 参数如表1所示。小行星防御演示验证任务需求为针对2025年窗口对15个候选小行星优化, 本文未对发射窗口和目标小行星选择开展研究。需要指出的是不同发射窗口, 候选目标也会发生变化; 本文所考虑的是中国小行星防御演示验证任务的目标, 因此首先选定发射窗口, 再进行目标选择。

表1 候选小行星参数

小行星	半长轴/AU	偏心率	倾角/(°)	星等
2020FN3	1.01	0.21	0.90	24.38
2016ED157	1.31	0.15	4.77	24.64
2016AO131	1.31	0.25	4.50	24.32
2021UH2	0.98	0.17	0.28	25.11
2019AP8	1.14	0.04	2.40	24.30
2016NV22	1.21	0.22	2.62	24.90
2020CX1	1.00	0.16	12.74	24.08
2018RY1	0.82	0.34	1.17	24.44
1999SF10	1.28	0.25	1.21	24.30
2009CV	1.11	0.15	0.94	24.30
2020MB	1.19	0.05	1.68	24.50
2019ER1	1.21	0.13	8.30	23.60
2019VL5	1.00	0.28	1.66	25.80
2020PN1	1.00	0.13	4.95	25.40
2015MB54	1.31	0.24	2.75	24.05

伴飞器到达小行星与撞击器撞击的最短时间差 Δt_{gc} 是90 d, 考虑通过伴飞器观测数据对小行星精确建模、物质分析等给出所用的时间; 撞击与小行星到太阳矢量方向夹角约束是90°, 考虑撞击器接近小天体时光照条件满足导航敏感器要求。权重 c_1 和 c_2 分别取1.5和1.0, 以平衡两器的速度增量不能差异过大, 避免出现结果不具备工程可行性的情况。

3.2 直接转移

直接转移情况下, 考虑不同的发射 C_3 和最小撞击相对速度要求, 其转移轨道参数如表2~4所示。其中, 撞击角为撞击方向与小行星到太阳方向的夹角。

从表2和表3可以看到, 在发射 C_3 为25 km²/s²的约束条件下, 5 km/s撞击相对速度约束所需的速度增量更小, 总速度增量小于3 km/s的目标有6个, 分别为2020FN3、2020UH2、2019AP8、1999SF10、2020MB、2020PN1, 而7 km/s撞击相对速度约束所需的速度增量均非常大, 不满足工程实施的可行性; 5 km/s撞击相对速度约束下撞击角度更小, 撞击时光照条件也更好。

从表3和表4可以看到, 在相同的撞击相对速度约束下, 发射 C_3 从25 km²/s²降为20 km²/s²时, 总速度增量显著增加, 也不具备工程可行性。

因此, 对于直接转移方案, C_3 需要约25 km²/s², 撞击相对速度可达到5 km/s, 基本满足2025年发射窗口条件的小行星是2020FN3、2020UH2、2019AP8、1999SF10、2020MB、2020PN1。根据前期论证情况, 对于中国的小行星防御演示验证任务的探测器规模, C_3 取25 km²/s²符合中国实际的运载能力。

表2 直接转移, C_3 约束 $25 \text{ km}^2/\text{s}^2$, 撞击相对速度约束 5 km/s 的转移轨道参数Table 2 Trajectory parameters of direct transfer, C_3 of $25 \text{ km}^2/\text{s}^2$, impact relative velocity of 5 km/s

小行星	发射时间	伴飞时间	撞击时间	发射 C_3	伴飞器 $\Delta v/$ ($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)	撞击器 $\Delta v/$ ($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)	总 $\Delta v/$ ($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)	撞击速度 $v/$ ($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)	撞击角度/ ($^\circ$)
2020FN3	2025/10/18	2026/6/30	2027/4/5	22.85	1.43	1.01	2.44	5.00	2.13
2016ED157	2025/3/6	2026/7/9	2027/4/7	20.94	2.58	0.59	3.17	5.00	11.62
2016AO131	2025/1/5	2025/11/5	2026/12/12	25.00	1.90	1.45	3.35	5.00	15.02
2021UH2	2025/3/12	2026/3/11	2027/1/6	25.00	1.35	1.19	2.54	5.00	1.25
2019AP8	2025/1/6	2026/1/14	2026/5/14	6.62	2.64	0.02	2.66	5.41	1.15
2016NV22	2025/2/15	2026/5/29	2026/9/17	25.00	3.00	0.48	3.48	5.00	22.08
2020CX1	2025/8/1	2026/9/4	2026/11/28	24.83	4.28	0.38	4.66	5.00	47.17
2018RY1	2025/12/27	2026/8/10	2027/3/23	7.53	4.11	0.21	4.31	5.00	51.49
1999SF10	2025/10/13	2027/8/16	2027/9/16	24.05	1.03	1.63	2.66	5.00	17.74
2009CV	2025/3/27	2026/11/15	2027/7/15	25.00	3.05	0.33	3.37	5.00	28.75
2020MB	2025/10/6	2026/9/10	2026/10/31	12.93	2.46	0.12	2.58	5.00	5.41
2019ER1	2025/3/16	2027/4/11	2027/7/27	23.71	4.99	0.53	5.51	5.20	74.79
2019VL5	2025/7/4	2027/1/27	2027/2/26	10.33	3.24	0.00	3.24	5.00	5.94
2020PN1	2025/2/7	2026/2/18	2026/11/13	12.35	1.69	1.12	2.81	5.00	5.53
2015MB54	2025/3/5	2025/12/22	2026/4/18	25.00	3.50	0.62	4.12	5.00	25.08

表3 直接转移, C_3 约束 $25 \text{ km}^2/\text{s}^2$, 撞击相对速度约束 7 km/s 的转移轨道参数Table 3 Trajectory parameters of direct transfer, C_3 of $25 \text{ km}^2/\text{s}^2$, impact relative velocity of 7 km/s

小行星	发射时间	伴飞时间	撞击时间	发射 C_3	伴飞器 $\Delta v/$ ($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)	撞击器 $\Delta v/$ ($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)	总 $\Delta v/$ ($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)	撞击速度 $v/$ ($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)	撞击角度/ ($^\circ$)
2020FN3	2025/4/24	2026/2/18	2026/3/26	10.22	2.26	4.30	6.56	7.00	53.61
2016ED157	2025/3/6	2025/12/11	2026/5/11	17.52	1.87	5.94	7.81	7.00	53.71
2016AO131	2025/1/2	2025/9/26	2025/11/15	19.72	1.86	6.25	8.12	7.00	90.00
2021UH2	2025/3/11	2025/11/30	2026/1/21	17.23	1.41	5.12	6.52	7.00	51.82
2019AP8	2025/7/3	2026/9/24	2026/10/26	14.24	4.11	4.90	9.01	7.00	46.44
2016NV22	2025/3/5	2026/7/7	2026/8/6	18.79	5.20	4.41	9.61	7.00	56.83
2020CX1	2025/9/23	2026/6/9	2026/7/9	16.84	5.85	4.70	10.55	7.00	90.00
2018RY1	2025/7/24	2026/10/24	2026/11/24	19.95	5.79	0.24	6.03	7.00	48.27
1999SF10	2025/10/14	2026/10/16	2027/3/26	14.78	6.84	0.00	6.84	7.58	57.79
2009CV	2025/2/10	2026/6/23	2026/7/23	19.34	5.81	3.78	9.60	7.00	53.00
2020MB	2025/6/19	2026/8/31	2026/9/30	10.38	4.32	4.59	8.90	7.00	48.90
2019ER1	2025/12/16	2027/2/3	2027/3/5	20.00	7.80	2.39	10.20	7.00	89.71
2019VL5	2025/10/23	2026/1/12	2026/6/3	19.11	2.51	5.27	7.79	7.00	35.00
2020PN1	2025/8/9	2026/3/26	2026/8/29	19.92	2.12	4.72	6.83	7.00	43.10
2015MB54	2025/9/19	2027/1/27	2027/2/26	9.94	8.30	1.74	10.03	7.00	37.72

表4 直接转移, C_3 约束 $20 \text{ km}^2/\text{s}^2$, 撞击相对速度约束 5 km/s 的转移轨道参数Table 4 Trajectory parameters of direct transfer, C_3 of $20 \text{ km}^2/\text{s}^2$, impact relative velocity of 5 km/s

小行星	发射时间	伴飞时间	撞击时间	发射 C_3	伴飞器 $\Delta v/$ ($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)	撞击器 $\Delta v/$ ($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)	总 $\Delta v/$ ($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)	撞击速度 $v/$ ($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)	撞击角度/ ($^\circ$)
2020FN3	2025/5/2	2026/2/10	2026/3/18	9.52	2.05	2.63	4.67	5.00	52.54
2016ED157	2025/3/6	2025/12/24	2026/5/4	17.39	1.80	4.36	6.16	5.00	53.57
2016AO131	2025/1/1	2025/8/1	2025/10/14	17.41	2.28	4.69	6.97	5.00	90.00
2021UH2	2025/3/13	2025/11/10	2026/1/6	19.04	1.17	3.51	4.68	5.00	50.02
2019AP8	2025/7/8	2026/9/18	2026/10/18	19.31	3.71	2.69	6.40	5.00	46.53
2016NV22	2025/3/8	2026/7/20	2026/8/20	18.13	4.50	2.36	6.86	5.00	58.07
2020CX1	2025/9/16	2026/6/14	2026/7/14	19.99	4.87	4.78	9.65	5.00	73.99
2018RY1	2025/3/19	2026/12/16	2027/1/15	17.48	4.94	0.20	5.15	5.51	61.32
1999SF10	2025/10/18	2026/10/14	2026/12/16	12.98	0.96	3.86	4.82	5.00	59.08
2009CV	2025/1/30	2026/7/8	2026/8/7	14.47	4.95	1.54	6.49	5.00	54.06
2020MB	2025/7/14	2026/10/12	2026/11/11	11.69	3.84	2.98	6.82	5.00	49.63
2019ER1	2025/12/21	2027/2/18	2027/3/20	15.99	6.70	0.63	7.33	5.16	90.00
2019VL5	2025/7/21	2026/2/25	2026/6/21	11.69	2.29	0.14	7.03	5.00	52.67
2020PN1	2025/1/29	2025/12/12	2026/1/20	7.60	1.93	3.39	5.32	5.00	55.08
2015MB54	2025/4/22	2027/3/12	2027/4/11	2.05	4.90	2.14	7.05	5.00	89.99

3.3 地球借力转移

地球借力转移策略,可在 C_3 不变的情况下,增大撞击相对速度,实现超高速撞击。

将撞击相对速度约束设置为11 km/s,不同的 C_3 其转移轨道参数见表5~6。目前美国相关的撞击任务,最大相对速度都没有超过11 km/s^[1],因此选择

11 km/s 超高速撞击作为借力方案的最小撞击速度约束。对于25 km²/m²的 C_3 ,总速度增量小于3 km/s的目标有3个,分别为2020FN3、2019VL5、2020PN1,且撞击角度均较为理想; C_3 为20 km²/m²时,整体所需的速度增量更大,与直接转移类似,基本不具备工程的可行性。

表5 地球借力转移, C_3 约束25 km²/s², 撞击相对速度约束11 km/s的转移轨道参数

Table 5 Trajectory parameters of Earth-flyby transfer, C_3 of 25 km²/s², impact relative velocity of 11 km/s

小行星	发射时间	伴飞时间	借力时间	撞击时间	发射 C_3	伴飞器 $\Delta v/$ (km·s ⁻¹)	撞击器 $\Delta v/$ (km·s ⁻¹)	总 $\Delta v/$ (km·s ⁻¹)	撞击速度 $v/$ (km·s ⁻¹)	撞击角度/ (°)
2020FN3	2025/10/22	2027/3/23	2027/2/18	2028/6/17	25.00	0.98	1.83	2.81	11.00	7.93
2016ED157	2025/3/19	2025/9/11	2027/3/20	2028/2/23	18.99	4.02	2.25	6.28	11.00	16.03
2016AO131	2025/1/8	2026/1/16	2026/5/18	2027/10/12	25.00	4.98	1.30	6.28	11.00	20.13
2021UH2	2025/3/16	2026/7/11	2026/9/11	2028/2/26	24.86	0.37	2.83	3.20	11.00	7.78
2019AP8	2025/1/21	2026/4/21	2026/2/14	2027/11/6	24.93	3.18	1.53	4.71	11.00	7.44
2016NV22	2025/8/29	2027/2/4	2026/9/15	2028/3/16	13.80	4.29	1.51	5.79	11.91	22.68
2020CX1	2025/9/2	2027/2/17	2026/9/2	2028/2/27	24.99	3.84	1.13	4.98	11.00	14.77
2018RY1	2025/10/28	2027/9/13	2026/10/28	2027/10/25	16.34	3.77	0.44	4.21	11.21	34.83
1999SF10	2025/10/17	2026/10/22	2027/10/17	2028/8/7	4.80	3.31	1.28	4.59	11.00	14.30
2009CV	2025/1/25	2026/11/4	2026/5/22	2027/11/12	5.74	3.69	2.26	5.95	11.00	12.42
2020MB	2025/1/1	2026/6/1	2026/1/22	2027/11/22	25.00	2.56	1.40	3.97	11.00	4.77
2019ER1	2025/10/16	2027/6/11	2026/10/16	2028/6/16	25.00	4.27	0.34	4.61	11.00	19.74
2019VL5	2025/11/22	2027/2/10	2026/11/22	2027/11/23	24.85	1.83	0.79	2.62	11.00	32.51
2020PN1	2025/2/13	2026/10/26	2026/8/17	2028/2/12	14.65	0.51	1.74	2.25	11.00	3.08
2015MB54	2025/11/21	2027/4/23	2026/11/21	2028/8/2	11.41	4.07	0.00	4.07	12.31	6.60

表6 地球借力转移, C_3 约束20 km²/s², 撞击相对速度约束11 km/s的转移轨道参数

Table 6 Trajectory parameters of Earth-flyby transfer, C_3 of 20 km²/s², impact relative velocity of 11 km/s

小行星	发射时间	伴飞时间	借力时间	撞击时间	发射 C_3	伴飞器 $\Delta v/$ (km·s ⁻¹)	撞击器 $\Delta v/$ (km·s ⁻¹)	总 $\Delta v/$ (km·s ⁻¹)	撞击速度 $v/$ (km·s ⁻¹)	撞击角度/ (°)
2020FN3	2025/4/26	2026/2/12	2026/4/10	2027/5/27	20.00	2.65	2.64	5.29	11.00	40.83
2016ED157	2025/8/27	2027/6/20	2026/11/17	2027/12/2	10.57	4.78	4.44	9.21	11.00	40.47
2016AO131	2025/1/22	2027/1/29	2026/6/28	2027/7/19	15.47	3.99	5.23	9.23	11.00	39.72
2021UH2	2025/3/13	2025/11/9	2026/4/4	2026/8/23	19.58	0.69	8.18	8.87	11.00	35.14
2019AP8	2025/12/26	2027/8/25	2027/4/14	2027/12/27	8.65	4.04	4.39	8.43	11.00	67.34
2016NV22	2025/3/22	2026/9/23	2026/5/2	2026/12/31	18.20	2.37	5.08	7.45	11.01	56.13
2020CX1	2025/3/23	2026/4/27	2026/3/24	2026/6/5	10.71	6.67	0.42	7.09	41.65	49.57
2018RY1	2025/12/7	2027/8/8	2027/5/10	2027/9/7	2.79	6.84	3.99	10.83	11.00	49.60
1999SF10	2025/1/4	2026/6/4	2025/12/7	2027/3/26	12.18	5.05	1.86	6.91	11.00	37.52
2009CV	2025/4/14	2026/11/15	2026/5/23	2026/12/27	16.49	2.49	4.55	7.04	11.51	52.65
2020MB	2025/10/24	2027/7/24	2027/3/1	2027/11/29	13.94	3.40	5.27	8.67	11.00	64.08
2019ER1	2025/11/27	2027/2/24	2027/4/2	2028/7/3	20.00	5.61	1.47	7.07	11.00	52.01
2019VL5	2025/10/19	2026/11/26	2026/12/4	2027/4/15	19.94	2.00	8.58	10.58	11.00	29.64
2020PN1	2025/2/13	2026/10/31	2026/8/23	2027/10/2	14.03	0.53	8.23	8.76	11.00	41.07
2015MB54	2025/12/22	2027/3/3	2027/4/24	2028/8/25	20.00	5.42	1.28	6.70	11.00	36.96

3.4 不同权重的影响

以2020PN1为例,探究不同权重对优化结果的影响。直接转移和地球借力转移不同权重配比情况下速度的增量分别为表7和表8,可以看到当伴飞和撞击权重相同时,整体速度增量最优,两器的速度增量相对均衡;当权重不同时,权重较大的一方速度增量更优,但整体速度增量会较大。撞击权重增加时,在直接转移的情况下撞击器不再需要额外的速度增量;伴

飞权重增加时,伴飞器所需的速度增量也会相对较小。实际工程中,可根据两器的设计情况,对权重取值调整。

表7 不同权重下,直接转移速度增量

Table 7 Parameters of direct transfer with different weights

伴飞权重	撞击权重	伴飞器 $\Delta v/$ (km·s ⁻¹)	撞击器 $\Delta v/$ (km·s ⁻¹)	总 $\Delta v/$ (km·s ⁻¹)
1	1	1.69	1.12	2.81
1	5	4.11	0.00	4.11
5	1	1.08	3.40	4.48

表8 不同权重下,地球借力转移速度增量

Table 8 Parameters of Earth-flyby transfer with different weights

伴飞权重	撞击权重	伴飞器 $\Delta v/$ ($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)	撞击器 $\Delta v/$ ($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)	总 $\Delta v/$ ($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)
1	1	0.51	1.74	2.25
1	5	3.74	0.85	4.60
5	1	0.52	1.87	2.40

4 结 论

本文针对近地小行星防御任务一箭双星发射、先伴飞再撞击的任务模式,提出了伴飞器与撞击器的轨迹协同优化模型与求解框架,考虑了发射 C_3 、撞击相对速度、撞击太阳角度等约束,撞击器转移方式分别采用直接转移与地球借力两种转移形式。经仿真计算,对于2025年的发射窗口,在直接转移的情况下,工程较为可行的发射 C_3 为 $25 \text{ km}^2/\text{s}^2$,撞击相对速度可达到 5 km/s ,两器总速度增量小于 3 km/s 的候选目标为2020FN3、2020UH2、2019AP8、1999SF10、2020MB、2020PN1共计6个;撞击器地球借力情况下,在 C_3 为 $25 \text{ km}^2/\text{s}^2$ 时,撞击相对速度可提升到 11 km/s ,实现超高速撞击,两器总速度增量小于 3 km/s 的候选目标为2020FN3、2019VL5、2020PN1共计3个。以2020PN1为例,分析了不同权重对速度增量的影响,实际工程中可根据具体设计对权重的取值进行调整。

用本文构建的优化模型,可拓展到伴飞器借力、金星借力等情况。对于伴飞与高速撞击两个互相排斥约束的处理,仍是后续深入研究的方向。

参 考 文 献

- [1] 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): 35-39.
WU W R, GONG Z Z, TANG Y H, et al. Response to risk of near-Earth asteroid impact[J]. Engineering Sciences, 2022, 24(2): 35-39.
- [2] 龚自正,李明,陈川,等. 小行星监测预警、安全防御和资源利用的前沿科学问题及关键技术[J]. 科学通报, 2020, 65(5): 346-372.
GONG Z Z, LI M, CHEN C, et al. The frontier science and key technologies of asteroid monitoring and early warning, security defense and resource utilization[J]. Chinese Science Bulletin, 2020, 65(5): 346-372.
- [3] WIE B, ZIMMERMAN B, LYZHOFT J, et al. Planetary defense mission concepts for disrupting/pulverizing hazardous asteroids with short warning time[J]. Astrodynamics, 2017, 1(1): 3-21.
- [4] 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(中英文), 2016, 3(1): 10-17.
MA P B, BAOYIN H X. Research status of the near-Earth asteroids' hazard and mitigation[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(1): 10-17.
- [5] 姜宇,程彬,宝音贺西,等. 潜在威胁小行星碰撞防御的计算与分析[J]. 深空探测学报(中英文), 2017, 4(2): 190-195.
JIANG Y, CHENG B, BAOYIN H X, et al. Calculation and analysis of the impact defense to the potentially hazardous asteroids[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(2): 190-195.
- [6] 张韵,刘岩,李俊峰. 小行星防御动能撞击效果评估[J]. 深空探测学报(中英文), 2017, 4(1): 51-57.
ZHANG Y, LIU Y, LI J F. Evaluation of effects of kinetic impact deflection on hazardous asteroids[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(1): 51-57.
- [7] 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.
- [8] LI H Y, BAOYIN H X. Sequence optimization for multiple asteroids rendezvous via cluster analysis and probability-based beam search[J]. Science China Technological Sciences, 2020, 64(1): 122-130.
- [9] STUART J R, HOWELL K C, WILSON R S. Automated design of propellant optimal, low-thrust trajectories for Trojan asteroid tours[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2014, 51: 1631-1647.
- [10] CHEN S, LI H, BAOYIN H. Multi-rendezvous low-thrust trajectory optimization using costate transforming and homotopic approach[J]. Astrophysics and Space Science, 2018, 363(6): 128-144.
- [11] 尚海滨,崔平远,熊旭,等. 载人小行星探测目标选择与轨道优化设计[J]. 深空探测学报(中英文), 2014, 1(1): 36-43.
SHANG H B, CUI P Y, XIONG X, et al. Target selection and trajectory design for manned asteroid missions[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2014, 1(1): 36-43.
- [12] LI S, HUANG X X, YANG B. Review of optimization methodologies in global and China trajectory optimization competitions[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2018, 102: 60-75.
- [13] 刘俊丽,高扬. 十年一剑刃锋利,苦寒方得梅花香——全国空间轨道设计竞赛发展历程回顾[J]. 力学与实践, 2019, 41(4): 488-497.
LIU J L, GAO Y. With ten years' effort the sword edge is grinded sharp, after the cold winter plum flower blossoms—a review of China Trajectory Optimization Competition[J]. Mechanics in Engineering, 2019, 41(4): 488-497.
- [14] PONTANI M, CONWAY B A. Particle swarm optimization applied to impulsive orbital transfers[J]. Acta Astronautica, 2012, 74: 141-155.

作者简介:

李海洋(1994-),男,高级工程师,主要研究方向:深空探测总体与轨道设计。

通信地址:安徽省合肥市深空探测实验室(230026)

电话:(0551)67106622

E-mail: lihy1111@163.com

尤伟(1985-),男,高级工程师,主要研究方向:深空探测总体设计。
本文通信作者。

通信地址:安徽省合肥市深空探测实验室(230026)

电话:13564579960

E-mail: youwei316@126.com

Collaborative Optimization of Evaluation Trajectory and Impact Deflection for Near Earth Asteroid

LI Haiyang^{1,2}, YOU Wei^{1,2}, CHEN Xiao^{1,2}, DUAN Xiaowen², WANG Haipeng^{1,2}, PENG Yuming²

(1. Deep Space Exploration Laboratory, Hefei 230026, China;

2. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China)

Abstract: Based on the problem of impacting and flying alongside a near-Earth asteroid with a single launch vehicle, a model for the coordinated optimization of the trajectories of two is proposed. The optimization objective is to minimize the weighted velocity increment of the two spacecraft. An optimization framework for the flight trajectories of the two spacecraft, which are by a single launch vehicle and fly alongside each other before impacting, is given. Constraints such as launch C_3 , the impact relative velocity, and the impact sun angle are considered. The impact probe can use two transfer forms, one is direct transfer and the other is Earth flyby. This paper has optimized 15 candidate asteroids in the 2025 window and provided feasible engineering design solutions. The results can provide theoretical reference for China's asteroid defense mission.

Keywords: asteroid defense; kinetic energy impact; trajectory optimization; one rocket launching two probes

Highlights:

- Trajectory co-optimization frame for near Earth asteroids impacting probe and accompanying probe launched using one launch vehicle was proposed.
- Constraints such as launch C_3 , impact relative velocity, impact sun angle were considered.
- Feasible design plans for engineering implementation was provided.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 宋利辉]