



基于太阳能电推进的小行星动力推离方案设想及处置策略

彭玉明^{1,2*}, 薛璐瑶^{1,2}, 耿志卿^{1,2}, 陆希^{1,2}

1. 上海卫星工程研究所, 上海 201109;

2. 上海市深空探测技术重点实验室, 上海 201109

* E-mail: 105519794@qq.com

收稿日期: 2023-10-07; 接受日期: 2024-01-05; 网络版发表日期: 2024-08-08

科工局空间碎片与小行星专项预研项目(编号: KJSP2020020301)资助

摘要 近地小行星对地球构成了潜在的撞击威胁, 如何有效可控地实施防御方案成为近年来的热点问题. 采用电推进的动力推离在轨处置方法能够以持续作用的方式改变小行星的轨道, 使小行星的可控偏转成为可能. 面向未来小行星防御偏转需求, 本文提出了一种以太阳能电推进为基础的分布式小行星动力推离处置方案设想. 通过能源与推进系统的分布式部署, 实现能源供应与偏转变轨的综合效能优化. 在此方案基础上, 针对不同自转特性的小行星, 提出了三种附着部署与偏转处置策略, 对比分析了电推开机阈值角度、推力矢量调节等参数对偏转效果的影响. 研究发现, 基于太阳能电推进的动力推离处置策略能够使百米级尺寸的近地小行星产生偏转, 该研究可为近地小行星防御提供方案参考.

关键词 小行星防御, 动力推离, 太阳能电推进, 轨道偏转

1 引言

在太阳系中, 目前已观测发现32936颗近地小行星^[1]. 近地小行星(轨道近日点小于1.3 AU)撞击地球是时刻威胁地球安全的潜在因素, 其中与地球轨道最小距离小于0.05 AU且直径大于140 m的小行星被称为潜在威胁小行星^[2,3]. 直径大于140~1000 m的小行星约数千年的时间间隔发生一次, 可引发洲际性海啸、地震和火灾等灾害. 例如, 1908年发生在俄罗斯西伯利亚通古斯河附近的大爆炸是由一颗60~190 m大小的小

行星撞击地球造成的, 爆炸将2000 km²的面积夷为平地. 直径较小的小行星, 撞击地球的平均时间间隔更短, 造成的灾难相对较小, 但依然会造成区域性破坏. 例如, 2013年约18 m大小的近地小行星在俄罗斯车里雅宾斯克大约30 km高的地方发生爆炸, 造成1500人受伤; 2014年11月, 我国内蒙古锡林郭勒盟发生小规模的小行星撞击事件, 直径3~4 m的小行星爆炸释放的能量相当于500 t TNT炸药^[4,5]. 小行星撞击地球的潜在威胁日益受到人们的重视, 国际上正积极研究防御近地小行星的技术.

引用格式: 彭玉明, 薛璐瑶, 耿志卿, 等. 基于太阳能电推进的小行星动力推离方案设想及处置策略. 中国科学: 技术科学, 2024, 54: 1485–1495
Peng Y M, Xue L Y, Geng Z Q, et al. Scheme assumption and disposal strategy study of asteroid dynamic push away based on solar electric propulsion (in Chinese). Sci Sin Tech, 2024, 54: 1485–1495, doi: 10.1360/SST-2023-0308

通过撞碎或偏转小行星, 可以避免近地小行星撞击地球^[6]. 目前, 已提出多种偏转小行星的措施, 包括核爆、动能撞击、动力推离、绳系牵引等^[7~9]. 采用不同的处置措施取决于小行星的尺寸, 以及其与地球撞击的时间. 对于预警时间为几年的情况, 可以选择核爆和动能撞击的短期处置方式. 对于大型小行星, 核爆策略是首选的防御措施. 但对于小尺寸的小行星, 核爆有炸碎小行星的风险, 产生的小行星碎片可能会使地球表面受到更大范围的损害^[10,11]. 双小行星重定向测试(DART)任务验证了动能撞击策略的可行性. 但该任务撞击后, 小行星轨道周期变化的结果与早期预测的最小轨道周期变化相比超出了25倍, 表明小行星结构的不确定性对动能撞击的处置效果有较大的影响^[12]. 对于预警时间较长的小行星, 可以选择长期作用的偏转处置方式, 如动力推离、绳系牵引等. 动力推离的处置方式是通过锚固在小行星表面, 然后对小行星施加持续推力达到偏转小行星轨道的目的. 动力推离能够尽可能地减小对小行星的破坏, 在处置过程中能够实时调节推力的大小和方向, 以实现精确地改变小行星轨道的目的, 减小不可控因素^[13,14].

长寿命、高比冲、大功率电推进是实现小行星动力推离的必备条件^[15,16]. 根据能源供应形式, 又可细分为太阳能电推进与核电推进^[17]. 在本文中, 将主要聚焦基于太阳能电推进的动力推离处置策略.

2 小行星动力推离动力学模型

动力推离本质上是给小行星加上可控的推力, 因此其轨道基本动力学模型可表示为^[18,19]

$$\ddot{\mathbf{R}} = -\frac{\mu_s}{R^3}\mathbf{R} + \frac{1}{M_{\text{ast}}}T, \quad (1)$$

其中, μ_s 为太阳引力常数, R 为小行星到日心的距离, $\mathbf{R}$ 为小行星在惯性系中的日心位置矢量, M_{ast} 为小行星质量, T 为作用于小行星的推力矢量.

对于动力推离, 推力器是固定在小行星表面的. 推力矢量与附着点位置、小行星自转角速度、自转轴方向(为了简单起见, 假设推离过程中小行星自转特性不变)、推力矢量调节范围等均有关系. 此外, 考虑到太阳能供电形式, 在无光照期时电推进关机. 因此推力矢量可以表示成如下形式:

$$T(t, r_b, \omega, \alpha, \beta, c) = T' \cdot f(t, r_b, \omega, \alpha, \beta, c) \cdot \text{sign}(P_s - P_a), \quad (2)$$

其中, $f(t, r_b, \omega, \alpha, \beta, c)$ 为推力矢量的方向函数, t 为推力作用的时间, r_b 为航天器在小行星上的附着点位置, ω 为小行星自转角速度, α, β 分别为小行星自转轴的赤经与赤纬, c 为与推力矢量调节相关的参数, P_s 为太阳阵能够提供的总功率, P_a 为除电推进以外航天器平台其他分系统的用电需求. T' 为电推进系统产生的推力, 可由以下公式确定^[20]:

$$T' = \frac{2\sigma_t}{g_0 I_{sp}}(P_s - P_a), \quad (3)$$

其中, σ_t 是推力效率, g_0 为重力加速度, I_{sp} 为推进系统的比冲.

对小行星从不同的方向施加推力, 其轨道偏转情况可能会有不同的结果, 对此进行了对比分析^[21]. 如图1所示, 在小行星运行轨道的一处, 分别沿小行星轨道的切向、径向以及轨道面法向三个方向施加推力, 仿真分析三个轨道周期(T_{NEO})后小行星在轨道切向、径向以及轨道面法向方向的偏移距离.

图2为偏转的仿真结果. 当沿着小行星轨道切向施加速度脉冲时, 小行星轨道偏转距离随时间增加而持续增加. 在径向和法向施加速度脉冲时, 虽然也可产生轨道偏转, 但是却呈现周期性变化, 小行星轨道偏移距离的最大值(以下简称最大偏转距离)也明显小于沿切向施加速度脉冲. 因此为了在有限时间内尽可能使小行星产生足够大的轨道偏移, 在设计偏转控制策略时应尽可能使推力方向与小行星运动轨道的切向重合.

3 动力推离方案设想

从第2节的分析可知, 航天器在沿小行星速度矢量方向施加推力时能够获得更明显的轨道偏转效果. 由于太阳电池阵需要尽量在轨道偏转效率最高的时候产生最大功率, 且避免太阳电池阵受到推进器羽流的影响, 因此提出了能源系统与推进系统分布式部署的方案.

动力推离航天器系统由推进舱和能源舱组成, 其主要参数如表1所示. 初步考虑以等效直径300 m的小

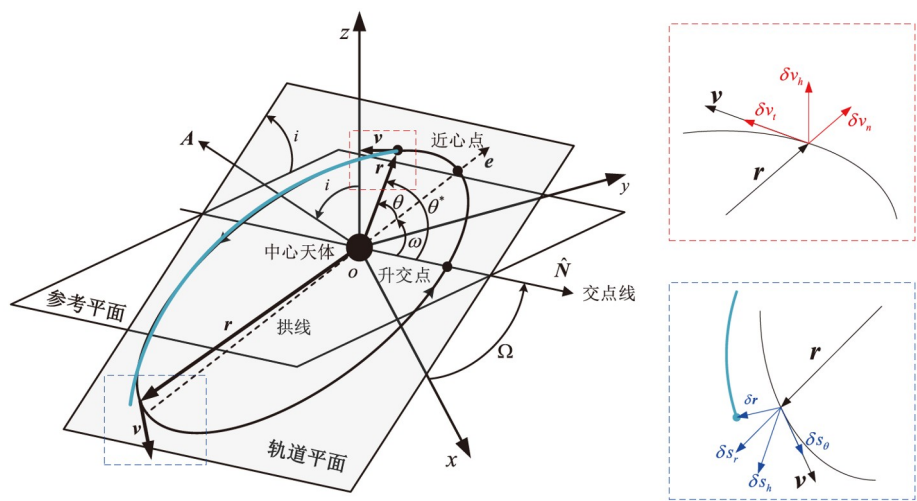


图 1 小行星轨道偏转示意图
Figure 1 Schematic diagram of asteroid orbit deflection.

行星作为推离偏转处置任务目标, 为了便于分析对小行星的基本参数作出如表2所示的假设.

能源舱与推进舱的能量传输是分布式部署的关键之一. 从实现途径上来说, 有无线传输和有线传输两种方式, 无线传输是指通过微波或激光等实现能量传输, 优点是空间部署方便, 受地形、环境等约束小, 但是传输效率较低, 在小行星应用场景下可能仅有10%~20%. 有线传输方式可以通过长电缆实现推进舱和能源舱的连接. 对于两舱距离较近情况下(10 m以内), 可以考虑采用机械臂进行电缆对接; 对于距离较远情况, 例如所假设的百米级小行星, 可以考虑采用表面漫游机器人输送电缆, 通过机械臂抓取插头进行对接. 当然, 无论

采用上述哪种方式, 在小行星弱引力环境下都会面临巨大的工程实现方面的困难, 所以后续还需要持续进行迭代优化.

动力推离方案的部署过程如图3所示. 航天器发射入轨后, 实现自主转移并交会伴飞目标小行星. 组合体首先释放能源舱, 待其附着锚定在小行星表面后, 推进舱附着到与能源舱太阳阵法向垂直的位置. 在完成展开部署、电缆对接测试等准备后进入工作状态.

4 动力推离处置策略研究

小行星自转轴与其轨道平面的空间关系具有多样

表 1 动力推离的主要参数
Table 1 The main parameters of dynamic push away

参数	数值	备注
发射质量 (kg)	6000	组合体
太阳阵面积 (m ²)	300	单个
可敷设太阳阵面积比例 (%)	88	—
太阳阵发电效率 (W/m ²)	235	—
电推进的最大可用功率 (W)	60000	—
电推最大推力 (N)	2	—
电推比冲 (s)	4000	—
处置总时间 (a)	3	—
推力矢量调节范围 (°)	±90	两轴

表 2 小行星的仿真参数
Table 2 Asteroid simulation parameters

仿真参数	数值
半长轴 (AU)	1.000
偏心率	0.279
轨道倾角 (°)	1.698
升交点经度 (°)	280.733
近心点幅角 (°)	236.188
真近点角 (°)	28.171
质量 (kg)	3.817×10^{10}
平均密度 (kg/m ³)	2700
等效直径 (m)	300
自转周期 (h)	36

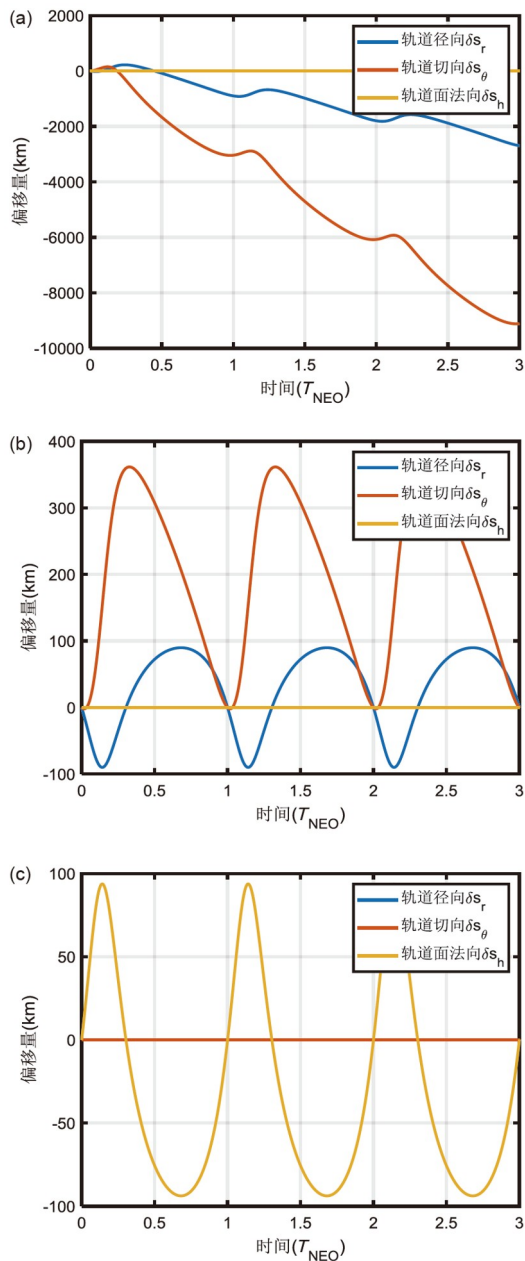


图2 沿小行星轨道切向、径向和法向施加推力产生的轨道偏移量。(a)沿切向施加推力;(b)沿径向施加推力;(c)沿法向施加推力

Figure 2 Orbital offset resulting from tangential, radial, and normal thrust applied along the asteroid's orbit. (a) Apply thrust in the tangential direction; (b) apply thrust in the radial direction; (c) apply thrust in the normal direction.

性, 这种多样性对推进舱和能源舱的部署位置、部署方式有重要的影响。因此, 针对不同自转特性的小行星分析了对应的动力推离处置策略。

4.1 自转轴垂直于轨道平面

考虑小行星自转轴垂直于轨道平面, 偏转处置策略如图4所示。为减小推力系统的部署对小行星自转特性的影响, 设计将推进舱部署在小行星赤道上, 采取过小行星质心的推力作用方式, 并且在小行星自转周期内沿着小行星速度矢量相对称的一定范围内施加推力。同时, 能源舱部署在赤道上, 与推进舱在小行星上呈 90° 夹角。

由于太阳能电池阵为推进舱提供的功率与器日夹角相关。当太阳电池阵与太阳光方向垂直时, 光照充足, 能源舱获得最大功率, 此时推力方向与小行星速度夹角最小, 也是偏转效率最高的时段。当太阳电池阵与太阳光的垂直度存在偏差时, 推进舱获得较小的推力。因此, 在小行星自转周期内的推力过程中, 在一定范围内实施适应于器日角度变化的变推力推进方式。除此之外, 为了尽可能增大偏转效果, 考虑推力矢量实时机动跟随小行星方向。在公转周期内, 推进舱在满足自转推力的情况下, 在整个轨道周期内持续施加推力。

在上述偏转策略下, 分析了不同电推开机角度阈值对偏转效果的影响, 如表3所示。

从表3中可以看出随着开机范围的增大, 处置过程中推力器开机的时间占比越高, 小行星获得的最大偏转距离越大。但在增大到 $\pm 75^\circ$ 之后, 随着开机阈值角度的增大, 小行星的最大偏转距离增大效果不太明显。因此, 为增大小行星偏转效果, 同时增强系统的稳定性, 选择电推进的开机范围为 $\pm 75^\circ$ 。

表3 小行星自转轴垂直轨道面时电推开机阈值角度对偏转距离的影响

Table 3 Influence of electric propulsion switch threshold angle on deflection distance when the asteroid's spin axis is perpendicular to the orbital plane

电推开机阈值角度(推力与速度夹角) ($^\circ$)	电推开机时间占比 (%)	最大偏转距离 (km)
± 90	32.76	1610
± 75	29.63	1595
± 60	27.31	1470
± 45	22.28	1200
± 30	15.76	848
± 15	8.16	439

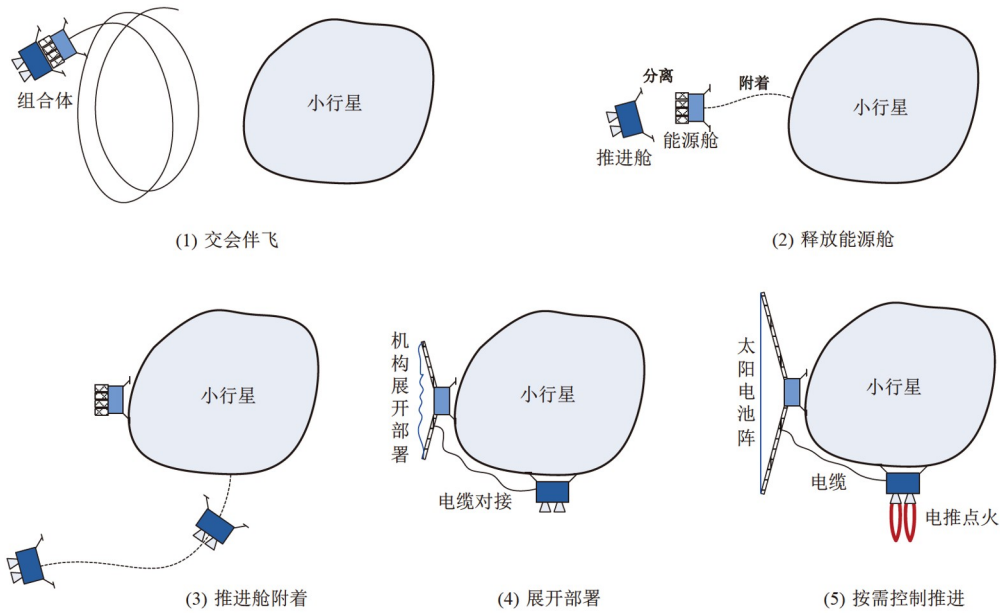


图 3 (网络版彩图)采用太阳能电推进的动力推离方案设想及部署过程示意图

Figure 3 (Color online) Schematic diagram of dynamic push away scheme assumption and deployment process based on solar electric propulsion.

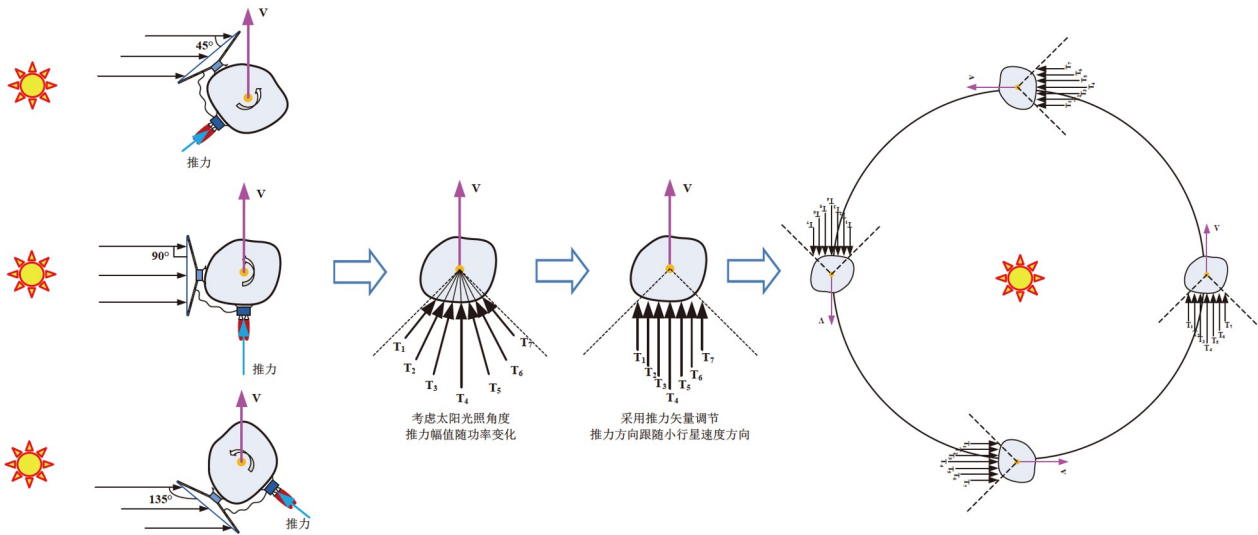


图 4 (网络版彩图)小行星自转轴垂直于轨道面时动力推离偏转处置策略示意图(策略一)

Figure 4 (Color online) Schematic diagram of dynamic push away deflection disposal strategy when the asteroid's spin axis is perpendicular to the orbital plane (Strategy 1).

4.2 自转轴平行于轨道平面

对于小行星自转轴平行于轨道平面的情况, 上述部署和偏转策略不再适用, 因而提出了推进舱部署在小行星赤道上, 能源舱部署在小行星极区的偏转策略, 如图5所示. 小行星的偏转情况分析如表4所示.

由于小行星自转的定轴性, 太阳能电池阵只能在小行星轨道的一侧约1/3周期内接收太阳能, 因此在公转周期内推进舱只在小行星轨道的单侧范围内施加推力. 为进一步提高自转轴平行于轨道平面时小行星的偏转效率, 提出了双能源舱的方案, 如图6所示. 所增

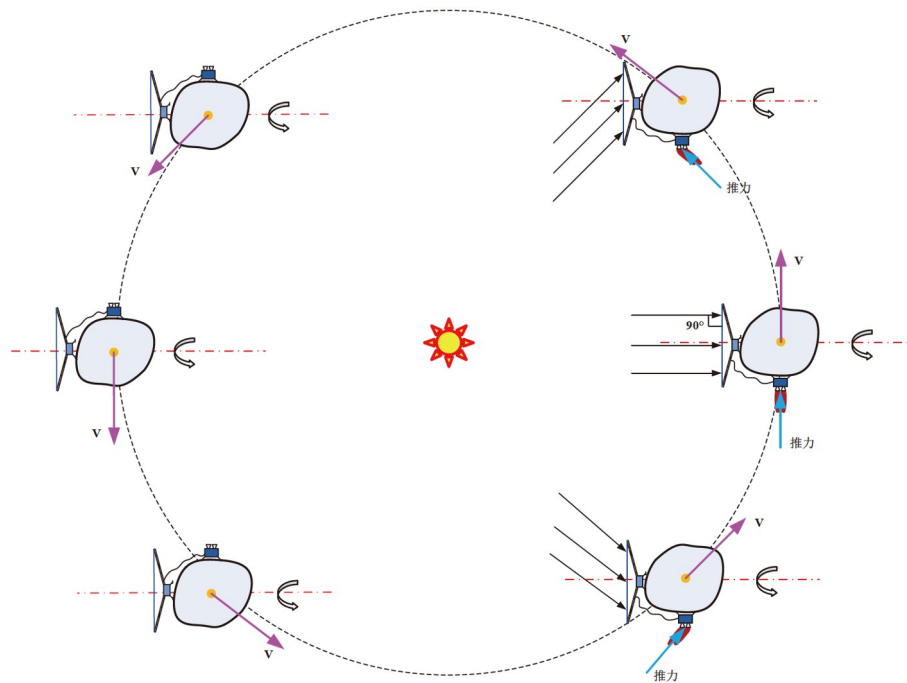


图 5 (网络版彩图)小行星自转轴平行于轨道面时动力推离偏转处置策略示意图(策略二)
Figure 5 (Color online) Schematic diagram of dynamic push away deflection disposal strategy when the asteroid's spin axis is parallel to the orbital plane (Strategy 2).

加的能源舱与首个能源舱相对附着在小行星表面,即推进舱的两侧均有能源供应.同样地,在偏转策略三中推进舱的推力大小适应于能源舱所提供的能量大小,其方向随小行星的速度方向机动变化.

对策略三进行仿真分析,结果如表5所示.通过对比表5和4的结果可以看出,小行星自转轴平行于轨道面时,采用偏转策略三明显提高了小行星的偏转效果.

表 4 小行星自转轴平行轨道面时电推开机阈值角度对偏转距离的影响

Table 4 Influence of electric propulsion switch threshold angle on deflection distance when the asteroid's spin axis is parallel to the orbital plane

电推开机阈值角度 (推力与速度夹角) (°)	电推开机时间 占比 (%)	最大偏转距离 (km)
±90	14.75	803
±75	12.56	794
±60	7.66	403
±45	4.50	239
±30	1.82	82
±15	0.38	21

4.3 自转轴倾斜的情况

以上对两种典型自转特性的小行星进行了动力推离处置策略研究,在太阳系中大多数小行星的自转轴与其轨道平面具有一定的夹角.因此,本节采用策略一对多种小行星自转轴倾斜情况进行分析.仿真结果如表6~8所示.

从三种小行星自转特性的偏转结果可看出,小行星自转轴与轨道法向夹角越小,采用策略一小行星的偏转距离越大.同时,对处置结束6年后小行星的偏转进行进一步仿真.对比仿真结束时小行星最大偏转距离与处置结束时小行星最大偏转距离可以看出,动力推离处置结束后小行星产生了被动偏转,这将进一步增大动力推离的处置效果.

5 仿真结果与分析

5.1 处置策略的影响分析

为进一步研究小行星不同自转状态在动力推离下的偏转效果,分别利用三种动力推离策略对不同旋转

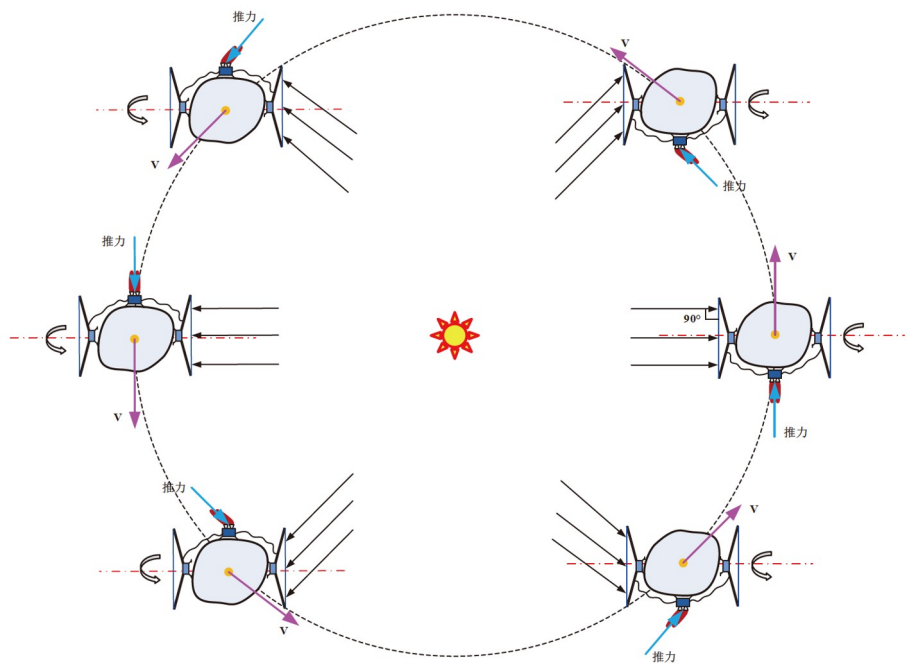


图 6 (网络版彩图)小行星自转轴平行于轨道面时采用双能源舱的动力推离偏转处置策略示意图(策略三)
Figure 6 (Color online) Schematic diagram of dynamic push away deflection disposal strategy of dual-energy chambers when the asteroid's spin axis is parallel to the orbital plane (Strategy 3).

状态进行了对比分析. 在小行星自转周期内推进舱的开机阈值角度为 $\pm 75^\circ$. 仿真参数如表9所示, 小行星动力推离的偏转策略中, 采用偏转策略一的小行星最大偏转距离是偏转策略二的2.0倍, 是偏转策略三的1.3倍. 偏转策略二受限于太阳能电池阵与太阳的空间位置关系, 在小行星自转轴与轨道法向夹角变化中, 采用偏转策略二对小行星的偏转效果是偏转策略三的

表 5 小行星自转轴平行于轨道面时采用双能源舱策略的电推开机阈值角度对偏转距离的影响

Table 5 Influence of the electric propulsion switch threshold angle on the deflection distance when the asteroid's spin axis is parallel to the orbital plane using the dual-energy chamber strategy

电推开机阈值角度 (推力与速度夹角) ($^\circ$)	电推开机时间 占比 (%)	最大偏转距离 (km)
± 90	30.51	1235
± 75	23.23	1229
± 60	15.76	836
± 45	9.20	487
± 30	4.21	222
± 15	1.04	56

0.63~0.32倍, 偏转策略三能够在一定程度上提高小行星的偏转距离.

如图7所示, 对比小行星不同自转状态的偏转效果可以发现, 小行星自转轴与轨道法向夹角在小于 60° 时, 偏转策略一具有明显优势, 大于 60° 时偏转策略三具有明显的优势. 但由于偏转策略三种增加了一组能源舱, 增加了系统的复杂度, 因此为优化系统的整体性能, 我们考虑在小行星自转轴与轨道法向夹角大于 60° 小于 75° 时, 仍选用策略一, 只有当夹角大于 75° 时采用偏转策略三的处置方式.

5.2 电推开机阈值角度的影响分析

表10汇总了小行星不同自转轴方向下, 采用偏转策略一时推进舱开机范围对整个处置过程推离时间占比的影响结果. 动力推离电推开机阈值角度对小行星偏转距离的影响如图8所示.

仿真结果表明, 小行星自转轴倾斜 60° 内, 动力推离处置过程中电推进开机时间占比随电推开机阈值角度的增大而增大, 从而有可能增强小行星的推离偏移效果. 此外, 在相同电推开机阈值范围时, 小行星自转

表 6 小行星自转轴与其轨道法向夹角呈30°时偏转仿真结果

Table 6 Simulation results of deflection when the angle between the asteroid's spin axis and its orbit normal is 30°

项目	控制策略	电推开机阈值角度(推力与速度夹角)			
		±75°	±60°	±45°	±30°
电推开机时间占比 (%)	变推力	27.16	24.63	18.95	9.66
	变推+矢量调节	27.16	24.63	18.95	9.66
处置结束时最大偏转距离 (km)	变推力	283	252	249	84
	变推+矢量调节	385	351	285	91
仿真结束时最大偏转距离 (km)	变推力	1127	1065	887	456
	变推+矢量调节	1462	1325	1020	516

表 7 小行星自转轴与其轨道法向夹角呈45°时偏转仿真结果

Table 7 Simulation results of deflection when the angle between the asteroid's spin axis and its orbit normal is 45°

项目	控制策略	电推开机阈值角度(推力与速度夹角)			
		±75°	±60°	±45°	±30°
电推开机时间占比 (%)	变推力	23.88	20.64	12.64	5.38
	变推+矢量调节	23.88	20.64	12.64	5.38
处置结束时最大偏转距离 (km)	变推力	180	166	115	48
	变推+矢量调节	254	220	137	52
仿真结束时最大偏转距离 (km)	变推力	905	835	563	228
	变推+矢量调节	1286	1110	676	245

表 8 小行星自转轴与其轨道法向夹角呈60°时偏转仿真结果

Table 8 Simulation results of deflection when the angle between the asteroid's spin axis and its orbit normal is 60°

项目	控制策略	电推开机阈值角度(推力与速度夹角)			
		±75°	±60°	±45°	±30°
电推开机时间占比 (%)	变推力	18.62	12.30	7.05	3.92
	变推+矢量调节	18.62	12.30	7.05	3.92
处置结束时最大偏转距离 (km)	变推力	121	95	55	27
	变推+矢量调节	197	133	65	29
仿真结束时最大偏转距离 (km)	变推力	610	471	265	127
	变推+矢量调节	1004	662	312	136

轴与轨道法向倾斜的角度越小, 电推进的处置时间越长. 因而基于太阳能电推进技术动力推离策略对小行星自转轴与轨道法向距离夹角较小的小行星具有显著的优势.

5.3 推力矢量调节的影响分析

为了验证采用推力矢量机动跟随小行星方法的有

效性, 分别模拟了变推力与变推力加矢量调节下小行星的最大偏转情况.

从图9可以看出增加推力矢量调节后, 一定程度上增加了小行星最大偏转距离, 并且随着电推开机阈值角度的增大, 采用推力矢量调节的偏转效果更明显, 最大可增大约1.65倍(表11). 且小行星自转轴与轨道法向夹角越大, 推力矢量调节的优势更明显. 因此在保证

表 9 三种偏转策略下小行星不同自转轴方向的动力推离偏转结果(电推开机阈值角度为 $\pm 75^\circ$)

Table 9 The results of dynamic push away deflection of the asteroid in different spin axis directions under three deflection strategies (the electric propulsion switch threshold angle is $\pm 75^\circ$)

自转轴与轨道 法向夹角	最大偏转距离 (km)		
	策略一	策略二	策略三
0°	1595	0	0
30°	1462	174	542
45°	1286	304	893
60°	1004	388	1123
75°	495	437	1238
90°	0	779	1229

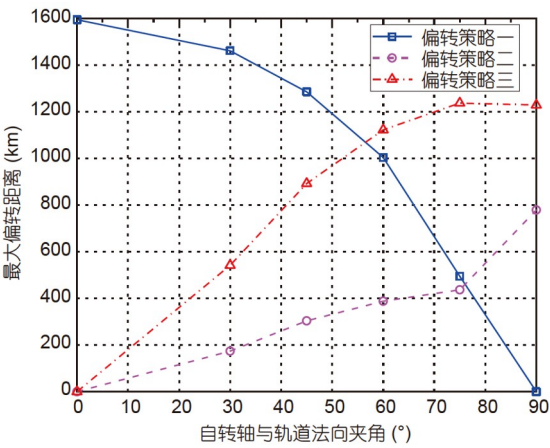


图 7 (网络版彩图)三种偏转策略下小行星不同自转轴方向的动力推离偏转效果(电推开机阈值角度为 $\pm 75^\circ$)

Figure 7 (Color online) The effect of dynamic push away deflection of the asteroid in different spin axis directions under three deflection strategies (the electric propulsion switch threshold angle is $\pm 75^\circ$).

表 10 小行星不同自转轴方向下电推开机阈值角度对整个处置过程推离时间占比的影响结果(采用动力推离策略一)(单位: %)

Table 10 Effect of electric propulsion switch threshold angle on the proportion of push away time in the whole disposal process of the asteroid under different spin axis directions (using dynamic push away strategy 1) (unit: %)

自转轴与轨道 法向夹角	电推开机阈值角度(推力与速度夹角)				
	$\pm 15^\circ$	$\pm 30^\circ$	$\pm 45^\circ$	$\pm 60^\circ$	$\pm 75^\circ$
0°	8.16	15.76	22.28	27.31	29.63
30°	—	9.66	18.95	24.63	27.16
45°	—	5.38	12.64	20.64	23.88
60°	—	3.92	7.05	12.30	18.62

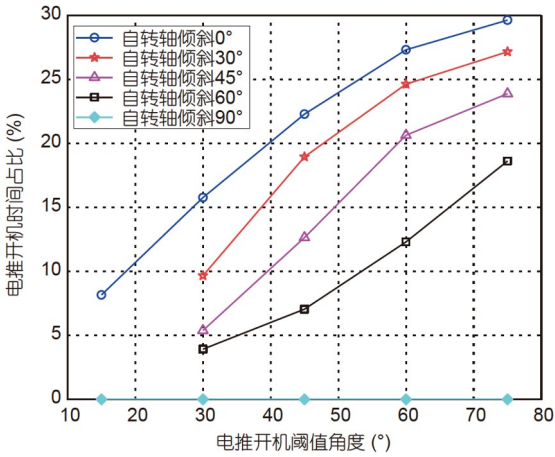


图 8 (网络版彩图)小行星不同自转轴方向下电推开机阈值角度对整个处置过程推离时间占比的影响效果(采用动力推离策略一)

Figure 8 (Color online) Effect of electric propulsion switch threshold angle on the proportion of push away time in the whole disposal process of asteroid under different spin axis directions (using dynamic push away strategy 1).

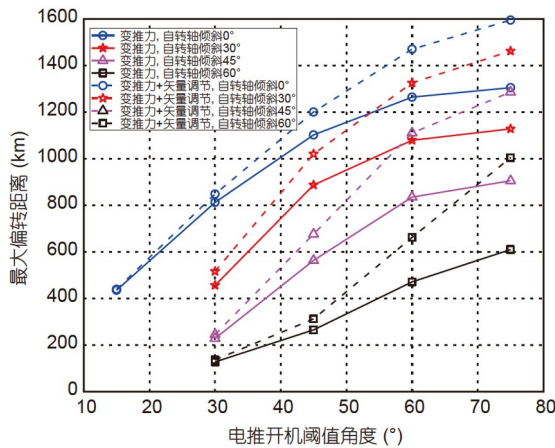


图 9 (网络版彩图)推力矢量调节对动力推离偏转的影响效果(采用动力推离策略一)

Figure 9 (Color online) Effect of thrust vector adjustment on dynamic push away deflection (using dynamic push away strategy 1).

推力大小跟随太阳能电池阵提供能量变化的情况下,在推进舱开机范围内,可以调节推力矢量方向跟随小行星速度矢量方向的变化以提高小行星的轨道偏转。

6 结论

面向近地小行星防御需求,本文开展了基于太阳

表 11 推力矢量调节对动力推离偏转的影响结果(采用动力推离策略一)(单位: km)

Table 11 Effect of thrust vector adjustment on dynamic push away deflection (using dynamic push away strategy 1) (unit: km)

自转轴与轨道 法向夹角	控制策略	电推开机阈值角度(推力与速度夹角)				
		$\pm 15^\circ$	$\pm 30^\circ$	$\pm 45^\circ$	$\pm 60^\circ$	$\pm 75^\circ$
0°	变推力	435	812	1102	1264	1305
	变推力+矢量调节	439	848	1200	1470	1595
30°	变推力	—	456	887	1079	1128
	变推力+矢量调节	—	516	1020	1325	1462
45°	变推力	—	228	563	835	905
	变推力+矢量调节	—	245	676	1110	1286
60°	变推力	—	127	265	471	610
	变推力+矢量调节	—	136	312	662	1004

能电推进的动力推离小行星方案设想, 并对该处置策略进行了分析与讨论. 提出基于太阳能电推进的动力推离偏转方案, 分析了三种处置策略情况下动力推离偏转效能. 仿真结果表明, 当小行星自转轴与轨道法向夹角在小于 60° 时, 偏转策略一具有明显优势, 大于 60° 小于 75° 时适宜采用偏转策略一, 大于 75° 时更适合采用偏转策略三; 同时, 推离过程中增大推进舱的开机范围, 能增强小行星的推离偏移效果, 且开机范围在

$\pm 75^\circ$ 时更具有优势; 此外, 对所提出的推力矢量方向调节技术进行了仿真验证, 结果表明增加推力矢量方向调节后, 一定程度上增加了小行星最大偏转距离.

本文对动力推离小行星在轨处置技术进行了初步研究, 为推动动力推离偏转任务取得进一步的发展, 还需要深入解决高可靠大功率电推进、超大型可展开太阳能阵列、弱引力环境下漫游等影响因素, 这也将成为进一步研究工作的内容.

参考文献

- 1 Jet Propulsion Laboratory. Discovery statistics. (2023-09-25) [2023-09-27]. <https://cneos.jpl.nasa.gov/stats/>
- 2 Song G M, Wu Q, Chen C, et al. Advances on mission analysis and design software for active planetary defense against near-Earth asteroids (in Chinese). Space Debris Res, 2021, 21: 27–34 [宋光明, 武强, 陈川, 等. 国外近地小行星在轨处置任务分析与设计软件研究进展. 空间碎片研究, 2021, 21: 27–34]
- 3 Perna D, Barucci M A, Fulchignoni M. The near-Earth objects and their potential threat to our planet. Astron Astrophys Rev, 2013, 21: 65
- 4 Ma P B, Baoyin H X. Research status of the near-Earth asteroids' hazard and mitigation (in Chinese). J Deep Space Explor, 2016, 3: 10–17 [马鹏斌, 宝音贺西. 近地小行星威胁与防御研究现状. 深空探测学报, 2016, 3: 10–17]
- 5 Wu W, Gong Z, Tang Y, et al. Response to risk of near-Earth asteroid impact. Chin J Eng Sci, 2022, 24: 140
- 6 Harris A. Deflection techniques: What makes sense? In: Proceedings of the 2004 Planetary Defense Conference: Protecting Earth from Asteroids. Orange County: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004
- 7 Ivashkin V V, Smirnov V V. An analysis of some methods of asteroid hazard mitigation for the Earth. Planet Space Sci, 1995, 43: 821–825
- 8 Wu J Y. Research on the dynamics and control of a tethered system formed by an asteroid and a solar sail (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016 [郭静云. 太阳帆绳系小行星动力学与控制研究. 硕士学位论文. 南京: 南京航空航天大学, 2016]
- 9 Smith P, Barrera M, Campbell E, et al. Deflecting a near Earth object with today's space technology. In: Proceedings of the 2004 Planetary Defense Conference: Protecting Earth from Asteroids. Orange County: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004
- 10 Sanchez J P, Colombo C, Vasile M, et al. Multicriteria comparison among several mitigation strategies for dangerous near-Earth objects. J Guid Control Dyn, 2009, 32: 121–142
- 11 Barrera M. Conceptual design of an asteroid interceptor for a nuclear deflection mission. In: Proceedings of the 2004 Planetary Defense

- Conference: Protecting Earth from Asteroids. Orange County: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004
- 12 Rivkin A S, Cheng A F. Planetary defense with the double asteroid redirection test (DART) mission and prospects. *Nat Commun*, 2023, 14: 1003
 - 13 Oh D Y, Snyder J S, Goebel D M, et al. Solar electric propulsion for discovery-class missions. *J Spacecr Rockets*, 2014, 51: 1822–1835
 - 14 Scheeres D, Schweickart R. The mechanics of moving asteroids. In: Proceedings of the 2004 Planetary Defense Conference: Protecting Earth from Asteroids. Orange County, 2004
 - 15 Chen Y, Baoyin H X, Li J F. Trajectory design for a solar electric propulsion spacecraft constrained by the solar power (in Chinese). *J Tsinghua Univ (Sci Tech)*, 2013, 53: 1498–1502, 1508 [陈杨, 宝音贺西, 李俊峰. 考虑功率约束的太阳能电推进轨道优化设计. *清华大学学报(自然科学版)*, 2013, 53: 1498–1502, 1508]
 - 16 Rayman M D, Williams S N. Design of the first interplanetary solar electric propulsion mission. *J Spacecr Rockets*, 2002, 39: 589–595
 - 17 Walker R, Negueruela C, Izzo D, et al. Concepts for near Earth asteroid deflection using spacecraft with advanced nuclear and solar electric propulsion systems. *J Br Interplanet Soc*, 2005, 59
 - 18 Scheeres D J. Orbit mechanics about small asteroids. In: Proceedings of the 20th International Symposium on Space Flight Dynamics. Annapolis, 2007
 - 19 Gaylor D E. Analysis of low thrust orbit transfers using the Lagrange planetary equations. Technical Report. Lightsey Research Group at the University of Texas Center for Space Research, 2000
 - 20 Burt E G C. The dynamics of low-thrust spacecraft manoeuvres. *Aeronaut J*, 1968, 72: 925–940
 - 21 Vasile M, Colombo C. Optimal impact strategies for asteroid deflection. *J Guid Control Dyn*, 2008, 31: 858–872

Scheme assumption and disposal strategy study of asteroid dynamic push away based on solar electric propulsion

PENG YuMing^{1,2}, XUE LuYao^{1,2}, GENG ZhiQing^{1,2} & LU Xi^{1,2}

¹ Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China;

² Shanghai Key Laboratory of Deep Space Exploration Technology, Shanghai 201109, China

Near-Earth asteroids pose a potential impact threat to the Earth, and how to effectively and controllably implement defense programs has become a hot issue in recent years. The dynamic push away disposal method using electric propulsion can change the orbit of the asteroid in a sustained manner, making it possible to control the deflection of the asteroid. In order to meet the needs of asteroid defense deflection in the future, this study proposes a distributed asteroid dynamic push away disposal scheme based on solar electric propulsion. Through the distributed deployment of energy system and propulsion system, the comprehensive efficiency optimization of energy supply and orbit deflection is realized. On the basis of this scheme, three kinds of attached deployment and deflection disposal strategies are proposed for asteroids with different rotation characteristics, and the effects of electric propulsion switch threshold angle, thrust vector adjustment, and other parameters on asteroid deflection effect are compared and analyzed. It is found that the dynamic push away disposal strategy based on solar electric propulsion can deflect near-Earth asteroids with the size of 100 m, and this study can provide a reference for near-earth asteroid defense.

asteroid defense, dynamic push away, solar electric propulsion, orbital deflection

doi: [10.1360/SST-2023-0308](https://doi.org/10.1360/SST-2023-0308)