

近地小行星动力推离在轨处置策略与效能分析

薛璐瑶^{1,2}, 彭玉明^{1,2}, 段晓闻^{1,2}, 黄帆^{1,2,3}, 张恒^{1,2}, 袁渊^{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;
3. 东南大学 仪器科学与工程学院, 南京 210008)

摘要: 针对近地小行星频繁的撞击威胁, 论证了小行星动力推离偏转处置任务。该处置方式通过侵彻锚固小行星表面并采用电力推进对小行星多次推离。通过建立近地小行星动力推离动力学模型, 研究了不同自转状态小行星在动力推离处置策略下, 其轨道偏移变化的情况。以2019VL5偏转小行星为例, 通过数值仿真模拟动力推离处置效能及工程可实施性。仿真结果表明, 在约4年的预警时间中, 在特定轨道位置施加0.4 N小推力, 小行星能够获得的最大偏转距离2.91万km, 在处置结束2 500 d后小行星能够获得9万km的最大偏转。小行星动力推离处置可使对具有威胁的小行星实现有效偏转, 可用于未来小行星防御偏转和抵御其它太空物体攻击的轨道转移任务。

关键词: 近地小行星; 行星防御; 动力推离; 偏转处置

中图分类号: P185.7

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2023)04-0413-07

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2023.20230100

引用格式: 薛璐瑶, 彭玉明, 段晓闻, 等. 近地小行星动力推离在轨处置策略与效能分析[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(4): 413-419.

Reference format: XUE L Y, PENG Y M, DUAN X W, et al. Study on strategy and efficiency of dynamic push away from orbit for near-Earth asteroids[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(4): 413-419.

引言

小行星是大约46亿年前太阳系形成时遗留下来的岩石碎片, 大多数小行星在火星和木星轨道之间绕太阳运行, 还有些小行星因火星和木星引力的影响, 或相互碰撞而导致其轨道变化到地球的附近。轨道近日点距离在1.3 AU(约2亿km)以内的小行星称为近地小行星, 其中直径大于140 m, 轨道距离地球轨道小于0.05 AU(约750万km)的小行星称为潜在威胁小行星(Potentially Hazardous Asteroid, PHA)^[1]。每天有近100 t的行星际物质会进入地球, 尽管绝大多数在到达地表前就在大气中解体为微小颗粒, 不会对地面造成损害^[2]。但是地球依然处在一个危险的环境之中。

10 m大小的小行星大约平均间隔50年会撞击地球一次, 可造成局部破坏, 例如2013年一颗大约18 m宽的小行星在俄罗斯车里雅宾斯克上空坠毁, 导致1500人受伤; 50 m大小的小行星大约平均间隔100年撞击地球一次, 可使得大型城市级破坏, 造成致命伤害; 140 m大小的小行星约1 000年会撞击地球, 可引发洲际性破坏, 这些小行星可能会带来海啸、地震和火灾等灾害, 威胁到数万人的生命; 大小为千米级的

小行星大约平均间隔1亿年撞击地球一次, 可能造成全球性灾难, 严重威胁人类文明^[3-4]。小行星撞击地球的威胁是可能预防的自然灾害, 过去的撞击事件及造成的破坏有力地支持了行星防御。

目前, 已提出了各种可能的应对措施, 以防止小行星与地球发生碰撞。主要防御措施有: 核爆炸蒸发部分或全部的小行星; 航天器撞击小行星以及动力推动小行星等, 这些防御措施都是让小行星偏离轨道^[5]。

核爆是在小行星表面上方几百米处引爆一个或多个核爆装置, 其产生的中子和X射线等高能粒子流几乎可以立即撞击小行星表面^[6]。小行星表面受到巨大的辐射能量后瞬间气化, 气化的物质在向外扩散的同时, 为小行星轨道的偏转提供必要动量。因而使小行星偏移的不是爆炸本身的力, 而是辐射到小行星表面的能量^[7]。核爆小行星无需长期的轨道操作, 且释放的能量巨大, 当预警时间较短或小行星尺寸较大时, 部署核装置是最有效的选择。但由于牵扯核弹的使用会带来很大的不确定性风险, 受国际公约限制, 目前该防御策略仅限于仿真研究, 还未在太空进行在轨试验。

动能撞击小行星是利用航天器直接撞击小行星,

以改变其轨道或者让其彻底破坏^[8]。2022年,美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)实施的双小行星重定向测试(Double Asteroid Redirection Test, DART)任务是人类首次动能撞击并偏转小行星,证实了小行星动能撞击防御措施的可行性^[9]。动能撞击小行星是目前小行星防御最简单、技术最成熟的方法。但动能撞击后,小行星的偏转效能难以被准确预估。此外,对于多孔型小行星,动能撞击作用效果并不明显,对轨道精度的要求也更高^[10]。

动力推离小行星是将航天器锚固在小行星表面,然后施加推力来改变近地小行星的轨道。与核爆、动能撞击等瞬时作用方式相比,动力推离控制小行星运动的自由度更大,它以高度可控的方式对小行星施加多次推力,实现对小行星的轨道偏转。同时,在处置过程中可避免对小行星本身产生的破坏,减少不可控的因素。本文将重点研究小行星动力推离的防御措施,针对不同自旋状态小行星进行偏转策略分析,通过在特定轨道位置机动实现多次推离小行星,长期作用下小行星可产生较大的轨道偏转。通过建立仿真模型来计算动力推离后小行星偏转的结果,并对后续研究工作进行了展望。

1 动力推离小行星的动力学模型

动力推离的基本原理是将推离器锚固在小行星上,并通过小行星的质心进行推离。除化学与电力推进之外,还可通过太阳帆或核能发动机对近地小行星的轨道干预^[11]。Scheerestand等^[12]研究了自转轴极点推离方式,并细分为:消旋并推进、直接推进以及旋进与推进3种偏转方式。

对小行星进行消旋,可能造成小行星缓慢翻滚,对小行星的控制要求更高。此外对于碎石堆结构的小行星,当旋转速率产生变化时,其内部形态发生改变,表面会发生扰动,小行星变成一个极其不稳定的物体,很大可能损毁附着推力系统。除此之外,当小行星进入新的平衡状态后,其转动惯量和质心位置都必须重新确定,这个过程可能对于一个非旋转物体更加困难^[13];当小行星旋转时,在自转轴极点直接推进小行星是在惯性空间中不断地向同一方向推进,虽然小行星的总旋转速率不会改变,但其推进效率相对较小;当采用旋进与推进的偏转方式时,会有一个旋转弯矩作用在整个航天器,为防止推力器的摇摆所以对附着装置要求会更高。因此,本文将既不考虑自转轴极点推进方式,也不考虑将小行星消旋,而采用垂直

于自转轴推进的方式。

通过合理安排推力器开启和关闭时间,实现与小行星运行速度平行的方向推动小行星。动力推离小行星的模型如图1所示,假设航天器从地球到近地小行星的飞行轨迹为霍曼椭圆的一半,近日点位于地球轨道,远日点与小行星轨道的远日点重合,以增加运输到小行星表面的推进剂质量。

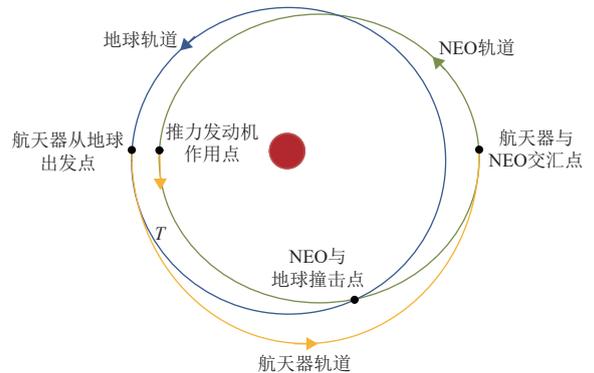


图1 航天器从地球到近地小行星的飞行轨迹

Fig. 1 Spacecraft's flight path from Earth to a near-Earth asteroid

小行星轨道运动的基本运动方程^[14-15]可表示为

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu_s}{r^3}\mathbf{r} + \frac{1}{m_{ast}}\mathbf{T} \quad (1)$$

其中: μ_s 为太阳引力参数; 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; m_{ast} 为小行星质量; \mathbf{T} 为作用于小行星的推力。

小行星的轨道能量为

$$\varepsilon = \frac{\mathbf{v}_{ast}^2}{2} - \frac{\mu_s}{r} = -\frac{\mu_s}{2a} \quad (2)$$

其中: \mathbf{v}_{ast} 为小行星的相对轨道速度; a 为小行星轨道的半长轴。

在推力作用下,小行星轨道的能量将随时间变化,其时间变化率为

$$\dot{\varepsilon} = |\mathbf{v}_{ast}| \times |\mathbf{T}| / m_{ast} \quad (3)$$

假设小行星的轨道为圆形,则其半径和速度是恒定的,分别等于 a 和 $\sqrt{\mu_s/a}$ 。小行星在绕太阳运动时轨道平均角速度为

$$n = \sqrt{\frac{\mu_s}{a^3}} \quad (4)$$

当小行星围绕太阳公转时,速度也会以这个速度旋转。所有的计算和分析也可以推广到偏心轨道。航天器作用于小行星的总推力线性关系^[16]计算公式为

$$T = m_p \frac{\xi}{\tau} \quad (5)$$

其中: τ 为质量功率比; ξ 为比推力; m_p 为推进系统的质量。

推进系统的推力由干质量 m_0 固定, 并在整个任务中保持不变, 因此推进系统在小行星上产生的总冲量为

$$I_t = \int_{t_0}^{t_f} T dt \quad (6)$$

其中: t_0 是施加推力的初始时间; t_f 是结束施加推力的时间。

假设发动机在稳定工作时推力保持不变, 则式(6)可简化为 $I_t = T t_1$, $t_1 = t_f - t_0$ 为推力作用的总时间。总冲量可用推进系统排出的电离气体所产生的线性动量的变化来计算, 即

$$I_t = \int_{t_0}^{t_f} \frac{dm}{dt} v_e dt = (m_0 - m_e) v_e = m_f v_e \quad (7)$$

其中: v_e 为等效排气速度; 航天器到达小行星时的初始质量 m_0 包括推进剂质量 m_f 和发动机干质量 m_e , 推进系统的质量 m_p 占发动机干质量的 η 倍, 即 $m_p = \eta m_e$ 。

而等效排气速度为推进系统的比冲 I_{sp} 与重力加速度 g_0 的乘积。将以上公式结合, 可得到推力作用的总时间为

$$t_1 = m_f I_{sp} g_0 \tau / m_e \eta \xi \quad (8)$$

由此可以看出, 推力机动的持续时间取决于推进剂的质量与发动机干质量的比值。在初始质量固定的情况下, 为增大推力的大小可增大发动机的干质量, 此时推力的作用时间将减小。因此在推离小行星处置策略中要合理规划好发动机的开关机时间。

2 推离小行星的偏转策略分析

绝大多数小行星在其最大转动惯量附近处于主轴旋转状态, 进行简单的匀速旋转, 其旋转速率是一个常数。还有一小部分小行星处于复杂的旋转状态, 其旋转速度没有与主轴对齐, 通常是时间的函数, 导致小行星在惯性空间中翻滚^[13]。本文针对2种典型的小行星自转特性, 分别讨论在小行星轨道上沿其路径推动它以实现最大偏转的最佳方案设计。

2.1 小行星自转轴垂直于轨道平面

针对小行星自转轴垂直于轨道平面的情况, 在小行星自转周期内采用不连续推力, 如图2所示, 在自转周期内角度为 2α 的范围内施加推力。在公转周期内, 推力器在满足小行星自转周期内采用不连续推力的情况下, 在整个轨道周期内持续施加推力, 如图3所示。

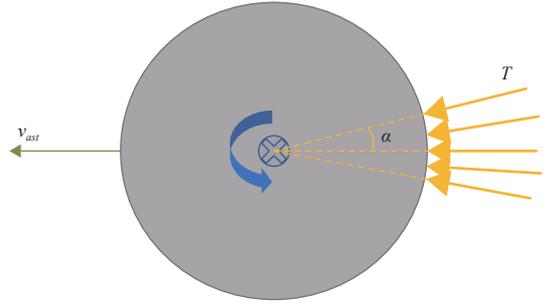


图2 小行星自转周期内推力施加范围
Fig. 2 Thrust application range of asteroid rotation period

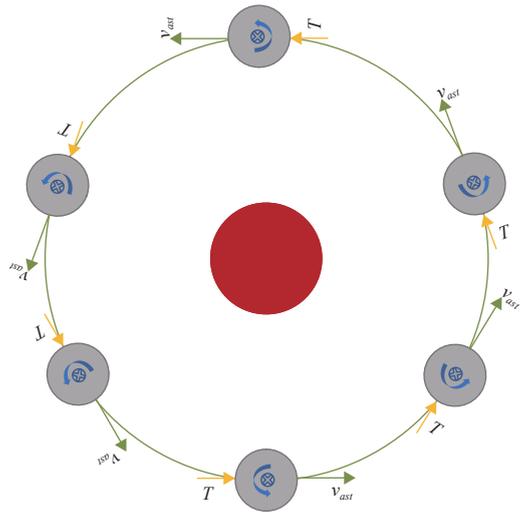


图3 公转周期内持续施加推力示意图
Fig. 3 Diagram of continuous thrust application during revolution period

将推力发动机送上小行星, 其能量由航天器的电源提供。发动机的总推力为恒定的 T 值, 方向始终平行于小行星速度矢量。动力推离小行星的评价指标是小行星偏转前后近地点的距离改变量, 利用近地小行星运动线性化方程的解进行估计, 发动机做功产生的位移^[17-18]为

$$\delta_1 = \frac{3T}{2m_{ast}} t_1^2 \quad (9)$$

其中: t_1 为施加推力的时间。

由于近地小行星轨道周期的变化, 产生了额外的位移为

$$\delta = \delta_1 + \delta_2 = \frac{T}{m_{ast}} t_2 t_1 \quad (10)$$

$$\delta_2 = \frac{T}{m_{ast}} t_2 t_1 \quad (11)$$

其中: t_2 为推力器不工作的时间, 此时近地小行星产生被动运动, 处置小行星所需的时间为 $t = t_1 + t_2$ 。

2.2 小行星自转轴平行于轨道平面且指向不变

小行星自转轴平行于轨道平面且指向不变的情况,如图4所示。推力器只在一部分轨道上使用,不连续推力表现为在近日点中心与远日点中心角度为 2θ 弧度的范围内施加推力。

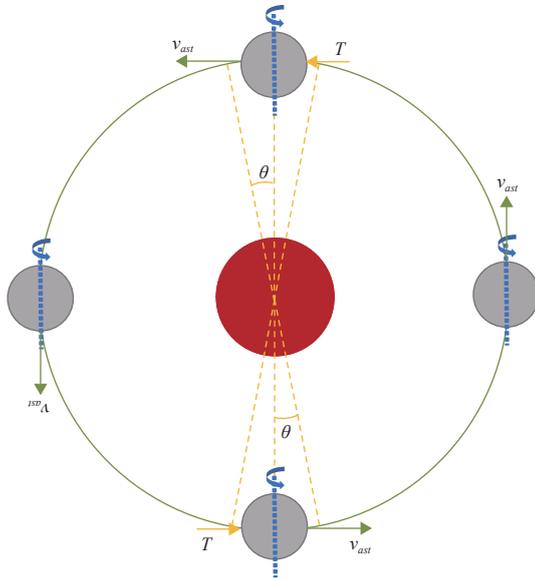


图4 公转周期内不连续施加推力示意图

Fig. 4 Diagram of discontinuous thrust application during revolution period

从以上模型的分析中可以看出,动力推离能够实现对小行星进行多次推动,且更容易根据导航数据进行修正,以便实时控制近地小行星的运动。此外,针对不同旋转状态所提出的推离方案易于在小行星防御任务中实现。

3 仿真校验

3.1 仿真参数设置

基于上述计算模型,以2019VL5 Aten类型近地小行星在轨处置为例,仿真分析说明动力推离在防御小行星撞击中的应用。由JPL Small-Body Database系统得到小行星的轨道信息如表1所示。

表1 小行星的轨道信息

Table 1 Asteroid orbit information

小行星轨道信息/单位	数值
半长轴/AU	0.999 65
偏心率	0.279 08
轨道倾角/ (°)	1.697 56
升交点经度/ (°)	280.733 17
近日点幅角/ (°)	236.187 76
真近点角/ (°)	28.171 47

小行星的质量 1.0×10^8 kg,假设小行星为密度 2500 kg/m^3 的球形,则小行星的直径约42 m。在日心赤道惯性系下,2019VL5小行星自转轴方向矢量 $[-0.03, -0.4, -0.5]$ 。仿真中忽略第三体引力和太阳光压等影响因素。具体仿真参数值如表2所示。

表2 仿真参数值

Table 2 Simulation parameter values

仿真参数/单位	数值
质量/kg	1.0×10^8
密度/ (kg·m ⁻³)	2 500
直径/m	42
自转周期/h	30
推力/N	4.0×10^{-1}
与小行星速度夹角阈值/ (°)	± 45
处置总时间/d	1 531

3.2 数值仿真结果

首先对2019VL5小行星进行动力推离处置,进而以该小行星为基础,分别模拟其自转轴垂直和平行于轨道平面时动力推离的处置效果。仿真中均设定自转周期内与小行星速度同向施加推力范围 $\pm 45^\circ$,在公转周期内不连续推离时,在近日点和远日点施加推力范围 $\pm 45^\circ$ 。

小行星本身自转状态、小行星自转轴垂直和平行于轨道平面3种状态下,所施加的推力曲线分别如图5~7所示。所施加的推力加速度均为 $4 \times 10^{-9} \text{ m/s}^2$,小行星自转轴垂直于轨道平面时推力施加的时间更久。

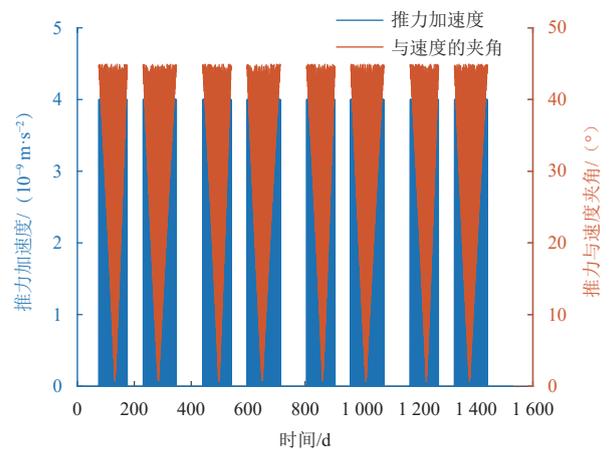


图5 小行星本身自转状态下推力加速度曲线与推力方向变化曲线

Fig. 5 Thrust acceleration curve and thrust direction change curve of asteroids in self-rotating state

针对以上3种情况,得到的仿真结果汇总如表3所示。可以看出小行星3种状态下其最大偏转距离均大于一个地球半径,验证了动力推离防御手段的有效性。此外,小行星自转轴垂直轨道平面状态下小行星的最

大偏转距离为2.91万km, 是小行星本身状态下的2.29倍, 是小行星自转轴平行轨道平面状态下的2.69倍。因而采用动力推离处置方式对于小行星自转轴垂直于轨道平面的情况, 偏转效果会更明显。

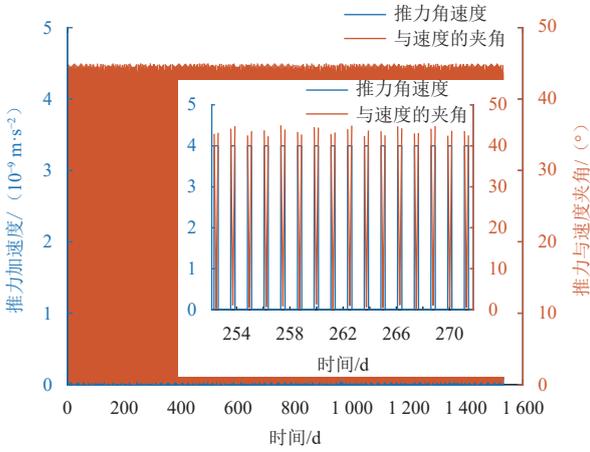


图 6 小行星自转轴垂直于轨道平面时推力加速度曲线与推力方向变化曲线

Fig. 6 Thrust acceleration curve and thrust direction change curve when the asteroids' spin axis is perpendicular to the orbital plane

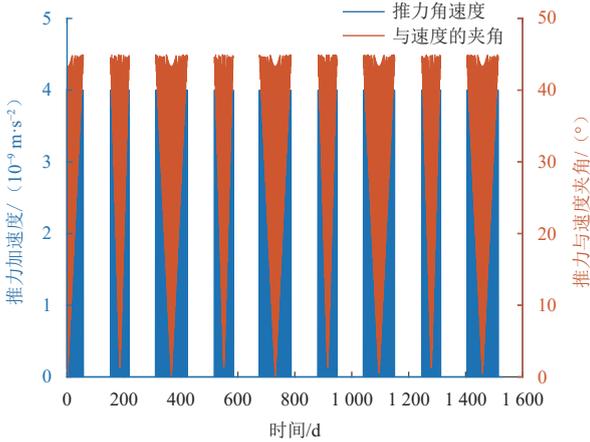


图 7 小行星自转轴平行于轨道平面时推力加速度曲线与推力方向变化曲线

Fig. 7 Thrust acceleration curve and thrust direction change curve when the asteroids' spin axis is parallel to the orbital plane

表 3 小行星动力推离处置后的仿真结果

Table 3 Simulation results of asteroid dynamic push away disposal

仿真结果/单位	小行星本身状态	小行星自转轴垂直时	小行星自转轴平行时
开机时间占比/%	11.390	25.020	10.110
开机总时间/d	174.340	383.040	154.820
累计速度增量/(m·s ⁻¹)	0.060	0.130	0.054
最大偏转距离/10 ⁴ km	1.270	2.910	1.080

为研究动力推离处置之后小行星产生的被动偏转情况, 对处置结束2 500 d后小行星的偏转进行了进一步仿真。小行星3种自转状态在处置过程及处置之后的偏移距离变化曲线如图8所示, 从图8可以看出, 随着时间的推移小行星的偏转越来越大, 处置结束2 500 d之后小行星的最大偏转距离增大到处置结束时的3倍多, 小行星的最大偏转距离为9.0万km。表明对于长期预警条件, 采用动力推离在轨处置技术能够对小行星的轨道产生较大的偏转。

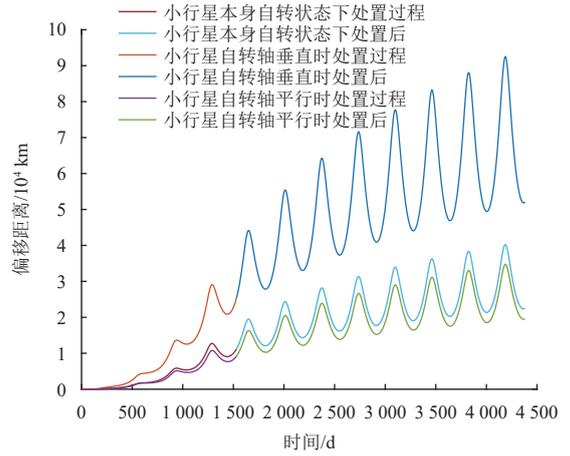


图 8 小行星的偏转结果

Fig. 8 Results of deflection of asteroid

为评估小行星质量、推力大小和推力方向对小行星轨道偏转的影响, 分别给出了相应变化下小行星的偏转仿真结果, 如图9~11所示。从结果可以看出, 随着小行星质量的增加, 即小行星的直径越大, 动力推离的处置效能也逐渐减小, 表明动力推离方式更适合处置百米级以下的近地小行星。当推力大小与推力范围增大时, 偏转效果明显增加, 当推力与小行星速度夹角阈值大于±30°时能满足防御要求。

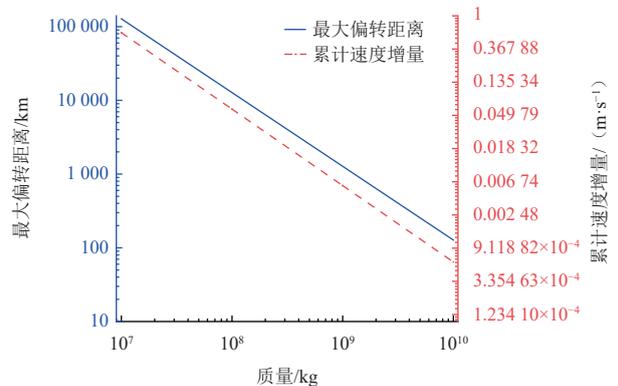


图 9 小行星质量改变时其偏转距离变化曲线

Fig. 9 Curve of deflection distance of asteroid when its mass changes

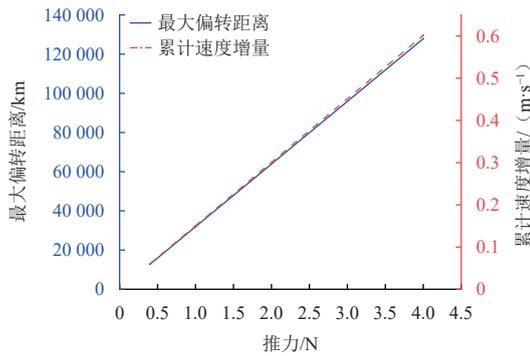


图10 改变推力大小小时小行星偏转距离变化曲线
Fig. 10 Curve of asteroid deflection distance when thrust magnitude is changed

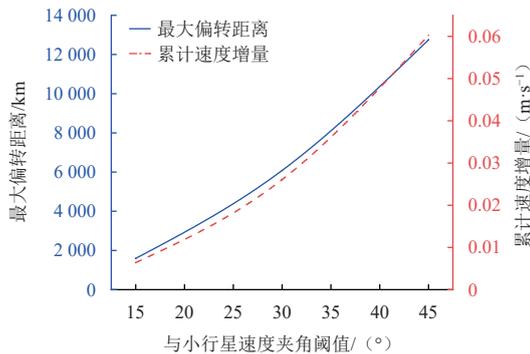


图11 改变推力方向时小行星偏转距离变化曲线
Fig. 11 Curve of asteroid deflection distance when thrust direction is changed

4 结论

本文研究了近地小行星在动力推离偏转方式下,其轨道偏移变化的情况。建立了动力推离小行星的偏转模型,介绍了2种典型自转状态的小行星的推离控制方案,并建立了运动方程。将数值模型用于2019VL5小行星的轨道偏转任务,分别对小行星自身状态、自转轴垂直和平行于轨道平面的3种状态进行了模拟分析。在约4年的预警时间中,在特定轨道位置施加0.4 N小推力下,小行星能够获得的最大偏转距离为2.91万km,在处置结束2 500 d后小行星能够获得9.0万km的最大偏转。仿真结果表明,利用动力推离在轨处置策略有能力对小行星进行偏转拦截,可为未来开展防御近地小行星的任务设计参考。作为未来研究的内容,将对多种物理特性的小行星进行动力推离在轨处置技术研究,并使用精确积分进一步验证其有效性。

参 考 文 献

[1] PERNA D, BARUCCI M A, FULCHIGNONI M. The near-Earth objects and their potential threat to our planet[J]. *The Astronomy and Astrophysics Review*, 2013, 21(65): 1-28.
[2] PAKS S W, WECK O DE, HOFFMAN J, et al. Optimization and

decision-making framework for multi-staged asteroid deflection campaigns under epistemic uncertainties[J]. *Acta Astronautica*, 2020, 167: 23-41.

- [3] WU W R, GONG Z Z, TANG Y H, et al. Response to risk of near-Earth asteroid impact[J]. *Strategic Study of Chinese Academy of Engineering*, 2022, 24(2): 140-151.
[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] 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[J]. *空间碎片研究*, 2021, 21(2): 27-34.
SONG G M, WU Q, CHEN C, et al. Advances on mission analysis and design software for active planetary defense against near Earth asteroids[J]. *Space Debris Research*, 2021, 21(2): 27-34.
[6] 汤文辉, 张昆, 冉宪文. 基于核爆炸的小行星偏转方案分析[J]. *空间碎片研究*, 2021, 21(4): 45-48.
TANG W H, ZHANG K, RAN X W. A preliminary analysis on intercepting asteroids by nuclear explosion[J]. *Space Debris Research*, 2021, 21(4): 45-48.
[7] AHRENS T J, HARRIS A W. Deflection and fragmentation of near-Earth asteroids[J]. *Nature*. 1992, 360(6403): 429-433.
[8] 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.
[9] RIVKIN A S, CHENG A F. Planetary defense with the Double Asteroid Redirection Test (DART) mission and prospects[J]. *Nature Communications*, 2023, 14(1): 1003.
[10] SCHEERES D J. Close Proximity operations for implementing mitigation strategies[C]//*Proceedings of 2004 Planetary Defense Conference: Protecting Earth from Asteroids*. Orange County, California: AIAA, 2004.
[11] 朱敏. 太阳帆航天器动力学与控制研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2016.
ZHU M. Dynamics and control of solar sail spacecraft [D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2016.
[12] SCHEERES D J, SCHWEICKART R. The Mechanics of moving asteroids[C]//*Proceedings of 2004 Planetary Defense Conference: Protecting Earth from Asteroids*. Orange County, California: AIAA, 2004.
[13] HARRIS A W, BURNS J A. Asteroid rotation: I. tabulation and analysis of rates, pole positions and shapes[J]. *Icarus*, 1979, 40(1): 115-144.
[14] SCHEERES D J. Orbit mechanics about small asteroids[C]//*Proceedings of the 20th International Symposium on Space Flight Dynamics*. Annapolis, MD: NASA, 2007.
[15] GAYLOR D E. Analysis of low thrust orbit transfers using the Lagrange planetary equations[R]. USA: NASA, 2000.
[16] SANCHEZ J P, COLOMBO C, VASILE M, et al. Multicriteria comparison among several mitigation strategies for dangerous near-Earth objects[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(1): 121-142.

- [17] IVASHKIN V V, SMIRNOV V V. An analysis of some methods of asteroid hazard mitigation for the Earth[J]. Planetary and Space Science, 1995, 43(6): 821-825.
- [18] BURT E G C. The dynamics of low-thrust spacecraft manoeuvres[J]. The Aeronautical Journal, 1968, 72(695): 925-940.

作者简介:

薛璐瑶(1998-), 女, 助理工程师, 主要研究方向: 深空探测器导航制导与控制。

通信地址: 上海市闵行区元江路3666号上海卫星工程研究所

(201109)

电话: (021)24230000-6671

E-mail: pfdsj8044@outlook.com

彭玉明(1984-), 男, 高级工程师, 主要研究方向: 深空探测器导航制导与控制。本文通信作者。

通信地址: 上海市闵行区元江路3666号上海卫星工程研究所 (201109)

电话: (021)24230421

E-mail: 105519794@qq.com

Study on Strategy and Efficiency of Dynamic Push Away from Orbit for Near-Earth Asteroids

XUE Luyao^{1,2}, PENG Yuming^{1,2}, DUAN Xiaowen^{1,2}, HUANG Fan^{1,2,3}, ZHANG Heng^{1,2}, YUAN Yuan^{1,2}

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

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

3. School of Instrument Science and Engineering, Southeast University, Nanjing 210008, China)

Abstract: In view of the threat of more frequent near-Earth asteroid impacts, the asteroid dynamic push away deflection disposal mission was demonstrated. The disposal method was pushed away the asteroid multiple times by penetrating and anchoring the asteroid surface and by electric propulsion. In this paper, a dynamic model of near-Earth asteroids was established to study the change of orbit deviation of asteroids with different rotation states under the dynamic push away treatment strategy. Taking the deflection of 2019VL5 asteroid as an example, the efficiency of dynamic push away disposal and the feasibility of the project were evaluated by numerical simulation. The simulation results show that during the warning time of 4 years the maximum deflection distance of the asteroid could be 2.91×10^4 km under the small 0.4 N thrust applied to the specific orbital position, and the maximum deflection distance of the asteroid could be 9.0×10^4 km after 2 500 days of disposal. The dynamic push away disposal of asteroids can effectively deflect threatening asteroids, and can be used in future asteroids deflecting defense missions and orbit transfer missions against other space object attacks.

Keywords: near-Earth asteroids; planetary defense; dynamic push away; deflection disposal

Highlights:

- The dynamic model of the dynamic push away deflected asteroid is analyzed.
- Taking the deflection of 2019VL5 asteroid as an example, the numerical simulation method is used to simulate the trajectory deflection of the asteroid with different rotation states under the dynamic push away disposal strategy.
- The simulation results show that the dynamic push away disposal strategy can effectively deflect threatening asteroids.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 宋利辉]