

近地小行星防御中的高速撞击制导控制技术

陈杨¹, 张海波^{1,2*}, 黎芹¹, 常耀予¹, 程实¹, 陈宇坤¹, 普渝皓¹

1. 航天科工空间工程发展有限公司, 北京 100854

2. 北京理工大学机电学院, 北京 100081

* 联系人, E-mail: haibo406@163.com

2025-08-18 收稿, 2026-05-08 修回, 2026-05-25 接受, 2026-05-25 网络版发表

国家自然科学基金(12272010)资助



摘要 近地小行星轨道近日点小于1.3 AU(1 AU $\approx$ 1.5亿km), 受大行星引力影响, 其轨道可能发生改变, 存在撞击地球风险. 目前已发现近地小行星超3.8万颗, 其中直径100 m以下占比较大且大量未编目. 2025年至今, 已有87颗近地小行星以小于地月距离飞掠地球, 22颗进入大气层, 撞击威胁持续存在. 直径10 m至1 km的小行星是防御重点, 特别是未编目的小尺寸小行星, 其撞击具有突发性. 应对近地小行星撞击地球威胁, 目前动能撞击是技术成熟度高、工程可行性强的较为可行的处置手段. 美国已于2005、2022年先后实施“深度撞击”和“双小行星重定向测试”两次高速撞击任务, 在深空成功对地外天体实施了高速撞击, 初步验证了动能撞击防御手段的技术可行性. 本文针对近地小行星高速撞击防御形式, 深入分析美国两次高速撞击任务, 从撞击总体任务、飞行器、目标特性、探测瞄准、制导策略、动力等方面对近地小行星防御高速撞击任务制导控制系统进行分析. 针对我国30 m级近地小行星撞击防御任务需求, 提出撞击器控制系统设计思路和考虑, 并梳理高速撞击任务制导控制关键技术, 对后续研究方向进行展望, 可为我国近地小行星防御任务设计提供参考.

关键词 近地小行星防御, 高速撞击, 深度撞击, 双小行星重定向测试, 制导控制

近地小行星(near-Earth asteroid, NEA)是指轨道近日点距离小于1.3 AU(1 AU $\approx$ 1.5亿km)的小行星, 其中与地球轨道存在接近机会的近地小行星由于受到大行星引力、自身雅科夫斯基效应等影响, 长期运行其轨道可能发生改变, 有一定概率撞击地球. 目前已发现近地小行星超过3.8万颗, 直径100 m以下占比较大, 且该尺寸范围近地小行星还有大量未被发现编目. 目前有潜在撞击地球威胁近地小行星(直径大于140 m、接近地球距离小于750万km的近地小行星)超过2400颗, 仅2025年至今, 已有87颗近地小行星小于地月距离飞掠地球, 22颗进入地球大气层发生火流星事件, 近地小行星撞击地球威胁持续存在^[1]. 近地小行星撞击地球的危害程度与撞击能量密切相关, 国际上普遍采用小行星

等效直径作为评估撞击危害的重要指标. 据测算, 直径1 km以上的近地小行星撞击地球可能引起全球性灾难, 但发生概率极低, 约亿年发生一次, 且目前难以有效处置; 而直径10 m以下的近地小行星在进入大气层时多会烧蚀解体, 对地球造成危害较小, 无需实施在轨处置. 因此, 近地小行星防御的重点目标应是直径10 m~1 km的近地小行星, 特别是大量未发现编目的直径100 m以下小行星, 撞击地球具有突发性, 应该重点关注.

面对近地小行星撞击地球威胁, 主要应对手段有通过瞬时或长期作用使目标小行星速度产生变化, 从而使其运行轨道改变, 接近地球时偏离一定安全距离, 解除对地球威胁. 目前已提出动能撞击、核爆、引力

引用格式: 陈杨, 张海波, 黎芹, 等. 近地小行星防御中的高速撞击制导控制技术. 科学通报, 2026, 71: 3896–3903

Chen Y, Zhang H-B, Li Q, et al. High-speed kinetic impact guidance and control technology for near-Earth asteroid defense (in Chinese). Chin Sci Bull, 2026, 71: 3896–3903, doi: [10.1360/CSB-2025-5385](https://doi.org/10.1360/CSB-2025-5385)

牵引、激光烧蚀、拖曳等多种小行星威胁处置手段,其中,动能撞击手段利用飞行器高速撞击目标小行星,在撞击过程中,飞行器与小行星之间通过动量和能量的传递,使得小行星的速度瞬间发生改变,长期累积使小行星飞行轨道产生偏转。核爆方式由于具有政治和国际条约敏感性,其应用于小行星防御仍存在争议性,其他处置方式目前多处于研究阶段。相比之下,动能撞击方式是当前技术成熟度高、工程可行性强的处置手段。

1 任务概况

在深空目标高速撞击方面,美国已成功实施过两次在轨验证任务:2005年“深度撞击”任务飞行器以10 km/s的相对速度成功撞击了一颗直径约6 km的彗星,而2022年“双小行星重定向测试”(简称DART)任务的飞行器则以6 km/s的速度对一颗直径约160 m的小行星进行了撞击^[2]。DART任务的目标是测试动能撞击技术是否能改变小行星的轨道,从而为未来可能撞击地球的小行星提供防御策略。撞击后,小行星“迪莫弗斯”(Dimorphos)的亮度增加了3倍,表明撞击产生了显著的喷射物和可能的形状变化。两次任务均在深空对目标成功实施高速撞击,对后续近地小行星防御任务设计,尤其是制导控制系统设计具有较好的借鉴意义。同时,也应充分认识到,美国两次任务为演示验证,与真实防御任务存在一定差异,应针对防御任务特点分析与美国两次任务不同之处,针对性开展设计。

1.1 “深度撞击”任务

2005年1月发射飞越器和撞击器组合体,撞击目标为坦普尔1号彗星,该彗星直径约6 km。撞击器对目标实施相对速度10.2 km/s撞击,撞击精度约500 m,形成撞击坑直径约100 m、深度约25 m,撞击点距地球约1.34亿km^[3]。由于目标尺寸较大,此次撞击未能使目标轨道产生可测量的偏转。飞越器对撞击过程进行观测,获取撞击产生的彗星深层物质成分信息。此次任务旨在验证深空环境下高速撞击飞行器的自主导航制导与控制技术,以及通过近距离对彗星进行精准科学探测,以证明深空动能撞击自然天体的可行性。

“深度撞击”任务采用大飞越器携带小撞击器组合形式,飞越器重601 kg,搭载高分辨率可见光、短波红外相机和中分辨率可见光相机,用于对彗星远距探测和近距物质成分分析。撞击器重372 kg,携带可见光相

机作为撞击过程光学导航测量设备。发射后飞越器携带撞击器深空飞行,在撞击前60 d、距目标约5000万km时,飞越器发现目标,飞越器携带撞击器进行轨道修正。在撞击前24 h、距目标约100万km时,飞越器释放撞击器。撞击器在撞击前进行三次轨道修正后撞击目标,撞击器数据通过飞越器下传地面。飞越器释放撞击器后进行偏置机动,以最近500 km距离掠飞观测撞击过程^[3]。

1.2 “双小行星重定向测试”任务

2021年11月,美国“双小行星重定向测试”(DART)任务飞行器发射,撞击目标为Didymos双小行星系统中的次星Dimorphos。该双星系统主星直径780 m,次星直径160 m,主次星相距约1.2 km,次星绕主星运行周期为11.9 h。2022年9月,飞行器对目标实施相对速度6.25 km/s撞击,撞击精度约25 m,撞击点距地球约1200万km。据推算,此次撞击使次星速度改变量约2.7 mm/s,从而使其绕主星运行周期缩短32 min^[4]。撞击前飞行器释放一颗6U立方星LICIACube对撞击过程进行观测。此次任务验证小行星高精度动能撞击、动能撞击偏转和撞击动量增强评估等小行星防御关键技术,推动了小行星防御向实用化发展^[5]。

DART任务飞行器采用大撞击器携带小观测立方星形式,撞击器质量610 kg,配置口径280 mm光学相机DRACO用于目标导航。观测立方星质量为14 kg,搭载宽窄视场的可见光相机,旨在观测目标形状及撞击过程中产生的飞溅物^[6]。撞击器携带立方星深空飞行,在撞击前30 d、距目标约1000万km时,撞击器发现目标,经三次修正后,在撞击前4 h进入末制导,瞄准主星飞行^[7,8]。撞击前约1 h,切换为瞄准次星飞行,撞击前2 s下传最后一帧图像。在撞击前15 d撞击器释放立方星,立方星对撞击过程进行最近55 km掠飞观测,观测后独立飞行回传图像^[5]。

1.3 面向真实场景防御任务

美国“国家近地天体应对战略及行动计划”(National Near-Earth Object Preparedness Strategy and Action Plan)对近地小行星撞击地球灾害等级、发生概率和预测编目比例进行划分,直径20~140 m小行星撞击地球危害不可忽视,且未被发现编目比例超70%,是主要威胁目标,应为防御任务重点关注对象。动能撞击防御对小行星轨道偏转能力受飞行器规模、小行星尺

寸和撞击速度等影响,综合考虑偏转能力和防御时效,动能撞击防御手段重点针对尺寸100 m以下近地小行星.而对100 m以下近地小行星,由于地面观测能力限制,目前对其尺寸、形状、材质、自转周期数据等掌握较少,具有较高的不确定度.“深度撞击”任务目标为6 km彗星、DART任务为双星系统,在任务前已有较为长期和准确的观测数据,且DART任务选择双星系统,先瞄准主星飞行到较近距离后再切换到次星,撞击后通过次星绕主星周期变化间接评估撞击效果,更有利于任务实施,双星系统在近地小行星中占比不高,在防御目标中不具有代表性^[9].分析表明,美国的两次任务更侧重于科学研究和技术验证,目标选择具有一定的特殊性.近地小行星撞击真实威胁(如2025年初引起全球广泛关注的2024YR4小行星撞击风险)具有突发性和目标特性不确定性,因此,面向真实防御需求,任务设计应充分考虑目标特性不确定性和撞击防御实施的可靠性.目前,我国正在开展近地小行星防御任务论证,初选目标小行星尺寸约30 m,拟采用“伴飞+撞击+伴飞”形式,一箭发射观测器和撞击器,撞击器对目标实施高速撞击,撞击精度优于5 m,观测器伴飞观测撞击过程,并在撞后持续开展撞击偏转测量,与地面联合直接评估目标轨道偏转效果,一次任务实现“撞击+评估”.相比美国两次任务,我国任务目标尺寸更小,撞击精度要求更高,地面观测信息少,轨道预报精度低,形貌、尺寸、材质、自转等目标特性不确定度高,为实现可靠撞击,对制导控制技术提出更高要求.

2 高速撞击防御制导控制关键技术

2.1 暗弱小行星目标探测识别

高速撞击防御重点目标为尺寸100 m以下近地小行星.由于尺寸小,目标暗弱,为尽早探测到目标,需提高导引相机探测能力,相机规模增大,设计难度增加;同时,由于探测能力提高使得视场内干扰恒星数量急剧增加,单纯靠星图匹配方法难以准确识别目标,需开展暗弱小行星天基自主快速、准确识别方法研究.

2.2 特性不确定小行星瞄准点选取

撞击瞄准点偏差直接影响最终撞击精度.瞄准点选取主要依赖图像信息,受目标形状、自转周期、材质和撞击过程光照条件影响.小行星特性不确定情况下,撞击过程所成图像在不同时刻变化较大,且目标越

小成面目标时间越短,需快速选择瞄准点,并针对实时观测目标形状自主切换瞄准点选取策略,使瞄准点尽可能为形心,确保可靠撞击.

2.3 高速撞击高精度制导控制

对目标撞击时相对速度达10 km/s量级,高动态下对飞行器各项误差时敏性强,制导控制系统应具备快速测量和修正能力,影响撞击精度误差较多,包括初始条件误差、测量误差、计算误差、执行误差和飞行器特性扰动误差等5大类超100余项子误差,且各项误差对撞击精度影响程度不同.为实现高精度撞击,需要对各项误差源进行精确建模,并设计半物理/全物理试验进行验证和修正模型,全面验证制导控制算法鲁棒性和控制精度.

3 高速撞击制导控制

近地小行星高速撞击防御“撞得准”是根本,深空环境对30 m级近地小行星实施10 km/s速度准确撞击,对制导控制提出较高要求.以我国近地小行星防御任务需求为牵引,重点分析美国两次任务中所涉及的制导控制相关问题,并对我国近地小行星防御任务中高速撞击制导控制所面临的关键技术难题进行了详细阐述.

3.1 目标特性

近地小行星目标特性主要包括轨道、形状、尺寸、内部结构、材质、自转周期等,对防御任务轨道设计、防御效果预示、撞击精度和撞击点选择等影响较大,目标特性确定性越高越有利于实现精准撞击.“深度撞击”任务目标为坦普尔一号彗星,任务前通过地面光学望远镜和雷达获得了较为丰富信息.该彗星长轴7.6 km,短轴4.9 km,平均直径6 km,为类似“土豆”形状椭球体,雷达回波显示表面存在大量松散尘埃和岩石碎片,内部结构为松散堆积体,反照率约为4%.DART任务目标为Didymos双星系统,地面望远镜和雷达观测数据表明,主星尺寸780 m,次星尺寸160 m,均为较为规则的扁圆形.材质为S类岩石型,重量、密度等有较准确数据.我国防御任务初选目标为2015XF261小行星,由于目标尺寸较小,地面难以观测,目前仅有绝对星等和轨道等信息,其尺寸、形状、材质、自旋均不确定,根据反照率范围推测直径27~59 m(标称直径30 m).美国两次任务目标与我国任务目标数据对比

如表1所示。美国两次任务主要以科学探测和试验验证为主,对所选目标已有数据较多,可进一步降低任务风险。我国防御任务目标为30 m级,更贴近真实防御目标尺寸,目标尺寸小,撞击精度需达到5 m以内方可保证可靠撞击。100万km处观测亮度约为15.3等星,相同观测距离“深度撞击”任务目标亮度为4.8等星、DART任务目标为8.2等星。相比之下,我国防御任务目标尺寸更小、更暗弱、特性不确定度高,对撞击精度、探测能力、识别瞄准等要求更高。

3.2 探测识别

对近地小行星高速撞击任务,撞击器经地球逃逸和深空转移、撞击段飞行后实现对目标高速撞击,撞击段根据导引相机测量目标相对位置信息,通过光学相机测量数据,撞击器实施末制导控制,实现对目标精确撞击。在导引相机探测并识别目标后,撞击器完成中末交班进入末制导,越早探测到目标,末制导修正时间越充足,可降低修正燃料消耗。“深度撞击”任务和DART任务相机参数如表2所示。“深度撞击”任务飞越器配置300 mm口径高分辨率可见光、红外相机和120 mm口径中分辨率可见光相机,高分辨率相机探测能力约为13等星,可在撞击前60 d探测到目标,撞击器相机与飞越器中分辨率相机相同,视场0.587°用于撞击段目标导引^[10]。DART任务飞行器配置了208 mm口径可见光相机,探测能力约12等星,可在撞击前30 d探测到目标。导引相机探测能力与相机口径直接相关,随着探测能力增强,相机口径增大,相机规模变大,对飞行

器稳定度要求也越高。因此,导引相机探测能力需综合考虑目标亮度、末制导修正时间、飞行器能力等确定。对30 m级近地小行星撞击,考虑目标定轨误差(约100 km)、末制导修正时间和燃料消耗等,综合考虑相机规模、平台控制能力、末制导修正时间、天地联合目标识别确认时间等因素,并留有一定工程余量,提前1 d探测到目标比较稳妥,相机探测能力应优于15等星。

探测能力提高后,视场内可探测恒星数量急剧增加,干扰目标增多,导致识别难度增加。“深度撞击”任务飞越器距目标5000万km可探测到目标,相机在0.12°视场内可观测到2到3颗干扰恒星,且因距离遥远,飞越器观测到的目标运动特性比较明显,结合目标轨道预报、运动特性及恒星背景,可实现目标的准确识别。撞击器释放后距目标100万km,彗星亮度约3等星,此时视场内目标最亮,可较容易识别。DART任务撞击器距目标1000万km可探测到主星,撞击器观测目标具有一定运动特性,导引相机0.29°视场内干扰恒星约5颗,通过目标轨道预报+恒星剔除+运动辅助识别目标。当距目标3万km,主星成像占15像素、次星占3像素,通过面目标大小可识别次星,切换为瞄准次星飞行。对30 m小行星,目标轨道预报精度降低,当导引相机的探测能力提升至15等星时,其可探测距离可达约100万千米,此距离相对整个绕日轨道较小,此时撞击器对目标视运动接近直线运动。图1为撞击器接近目标过程惯性指向观测目标角度变化曲线,目标视运动约为0.0001°/h,目标运动特性非常不明显,在观测图像中与恒星很接近。视场内可探测到的恒星数量也急剧增加(0.6°视场

表 1 目标数据
Table 1 Target data

任务名称	目标	尺寸	形状	材质	密度	自转周期	绝对星等
深度撞击	坦普尔1号彗星	7.6 km×4.9 km	椭球形	碎石	600 kg/m ³	48 h	5.5
DART	Didymos(主星)	780 m	扁圆形	S型	2170±350 kg/m ³	2.26 h	18.1
	Dimorphos(次星)	160 m	扁圆形	S型	2170±350 kg/m ³	11.9 h(绕主星)	/
我国任务	2015XF261	27~59 m	未知	未知	未知	未知	25.2

表 2 相机参数
Table 2 Imaging instruments parameters

任务名称	相机	波段	口径(mm)	视场	分辨率(μrad)	探测能力
深度撞击	高分辨率相机	0.32~1.05 μm	300	0.118°	2	13等星
		1.05~4.8 μrad	300	0.15°	2.5	/
	中分辨率相机	0.32~1.05 μm	120	0.587°	10	9等星
DART	DRACO	400~1000 nm	208	0.29°	2.5	12等星

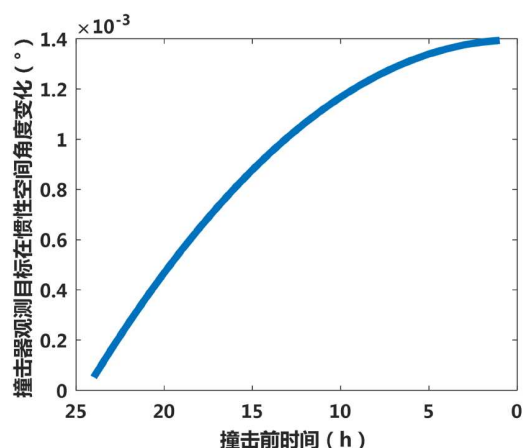


图1 撞击器观测目标在惯性系下角度变化

Figure 1 Angular variation of the impactor's observation target in the inertial frame

内平均有200颗以上恒星),且星库对15等星恒星覆盖率会降低,存在恒星不在星库中情况,因此靠星图匹配剔除恒星难以保证较高识别准确率,需综合考虑天地联合等方式进一步缩小目标所在天区范围,提高识别准确率。

3.3 瞄准点选取

在撞击最后阶段,随着距离接近目标由点目标变成面目标,需要选取撞击的瞄准点,作为最后撞击的位置,瞄准点选取精度直接影响撞击的精度。理想情况瞄准点应为目标的几何中心,可以保证较好的撞击效果和可靠撞击,尤其对尺寸小的目标,撞击点选取不合理,考虑形状、撞击精度等,存在撞击脱靶风险。实际

工程中由于光照角度(太阳-目标-飞行器夹角)和目标形状影响,导引相机所成目标图像存在阴影区域,并非目标全貌,且由于小行星存在自转,对不规则形状目标不同时刻观测图像差异较大,也将影响撞击点选取。“深度撞击”任务和DART任务目标在撞击前通过光学和雷达观测数据对其形状有所了解,两次任务瞄准点选取方法类似:首先对相机图像进行阈值分割,提取面目标图像,选取图像亮度中心为撞击瞄准点。由于光照非正照,瞄准点和目标几何中心存在一定偏差,DART任务中瞄准点偏离几何中心约17 m。

30 m级小行星形状、自转周期、行星材质等相比美国两次任务目标不确定度更大,根据任务目标尺寸和相机分辨率推算“深度撞击”任务撞击前11 h目标成1像素、DART任务撞击前1.4 h火星成1像素,30 m目标撞击前20 min成1像素,目标成面目标时间大大缩短,需准确快速确定瞄准点。对于形状不规则小行星,由于自转影响,在撞击前不同时刻观测到目标图像如图2。现有面目标瞄准点选取方法主要有轮廓中心法、外接法、内切法、拟合法等,不同方法对于各种形状的适应性存在差异,因此在选择瞄准点时,需全面考虑光照条件、目标固有特性等可变因素,以确保方法具有更强的鲁棒性^[11]。

3.4 制导控制策略

对地外天体接近制导控制策略主要有预测制导、比例制导等,预测制导策略在预先选定的修正点,根据目标和飞行器轨道动力学模型推算撞击时刻误差,计算飞行器轨道修正所需速度增量,完成对轨道误差修

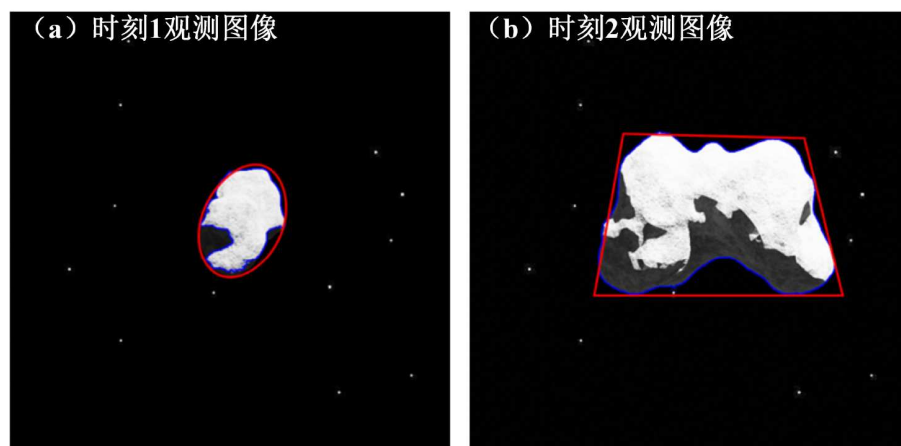


图2 不同时刻观测图像。(a) 时刻1观测图像;(b) 时刻2观测图像

Figure 2 Observation images at different times. (a) Observation image of object at time 1; (b) observation image of object at time 2

正. 应用较为广泛的是基于B平面的预测制导策略, 对观测噪声和随机误差不敏感, 制导指令为离散控制量, 但预测制导需要目标轨道预报精度较高, 适应行星或定轨精度较高的大尺寸小行星, 通过预设修正点进行修正. 比例制导通过直接施加飞行器法向推力, 控制视线转率收敛至零, 实现对目标的直接撞击. 比例制导计算量小, 可实现连续闭环控制, 对动力学模型依赖低, 更适合非合作目标或目标特性不确定度较高的撞击场景. “深度撞击”任务目标为6 km彗星, 轨道预报精度可达30 km, 采用基于B平面的预测制导策略, 根据导引相机测量信息分别在撞击前90、35和12.5 min进行了3次修正, 最终实现500 m撞击精度. DART任务采用预未制导和比例制导组合的制导控制策略, 撞击前30 d导引相机可探测目标, 在撞击前20、12、7 d根据导引相机测量信息分别进行3次预未制导修正, 将撞击误差缩小至5 km以内, 在撞击前4 h进入全自主比例制导闭环连续修正, 实现25 m撞击精度^[12]. 对30 m近地小行星撞击, 目标轨道预报误差在百公里量级, 撞击段前期由于距离目标远, 测量视线角信噪比较低, 视线转率难以提取^[11]; 而且目标形状、自转等不确定, 成面目标后存在瞄准点突变情况. 因此, 设计制导策略时应充分考虑与美国两次任务异同点, 针对30 m目标特性, 前期可基于观测数据对交班后较大轨道误差进行粗修正, 以减少推进剂消耗, 后期考虑由于目标特性不确定可能引起的瞄准点突变等情况, 可采用比例制导策略以更好适应目标的不确定性, 通过分段制导策略使撞击脱靶量从中未交班时百公里逐渐收敛至5 m以内.

3.5 动力系统

动力系统作为撞击器的核心执行机构, 其推力器的布局设计、推力数值以及动力系统的架构均对控制指令的执行效率产生直接影响, 进而决定了撞击的精确度. “深度撞击”任务撞击器采用单组元推进系统, 配置4台22 N轨控推力器, 4台1 N姿控推力器. 推力器布置如图3所示, 轨控推力器单向布置, 采用姿控滚转机动实现YZ方向修偏. 该方案推力系统配置简单, 主要原因是目标尺寸大且定轨精度高, 采用预测制导策略仅需进行3次轨道修正. 每次修正前, 通过调整滚转角, 可以实现对期望轨道的精确控制, 确保撞击精度.

DART任务撞击器亦采用单组元推进方案, 配置12台1 N推力器, 其中8台用于视线垂直平面内4方向轨控修偏, 兼顾姿控, 4台倾斜推力器用于姿控. DART任务

推力器布置如图4所示. 该方案考虑撞击器长期深空飞行, 推力器配置存在冗余备份, 确保动力系统可靠性.

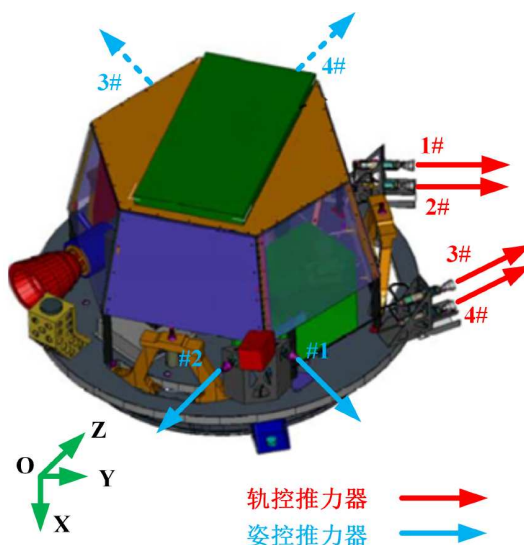


图3 深度撞击任务推力器布置

Figure 3 Thruster configuration for the Deep Impact Mission

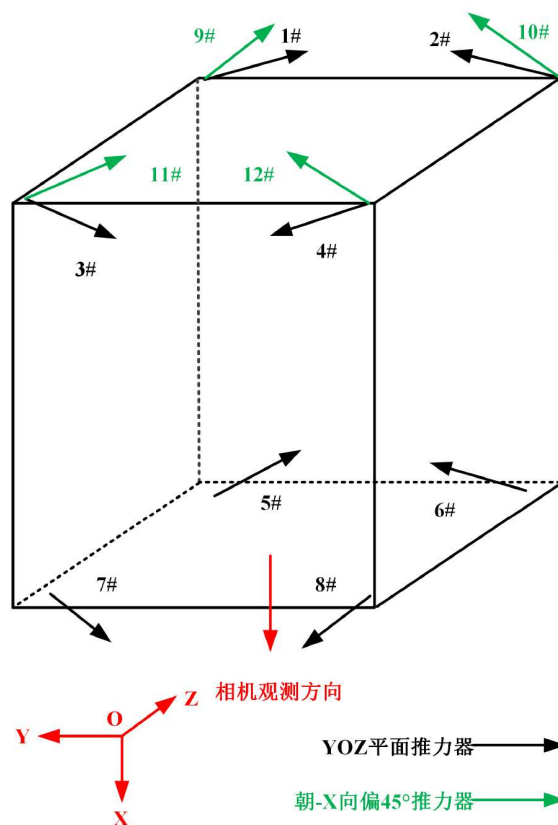


图4 DART任务推力器布置

Figure 4 Thruster configuration for DART Mission

美国两次任务撞击器动力系统采用单组元方案, 主要还是因为两次任务目标尺寸大、轨道精度高、形状等均已知, 目标不确定性小, 类似合作目标, 撞击过程无需快速机动修正. 而对30 m小行星撞击, 目标轨道精度低, 中末交班后需要快速进行大范围轨道修偏, 成面目标时间短且可能存在瞄准点突变情况, 类似目标机动, 需要进行快响应高精度修偏, 综合考虑推进剂消耗和快速修偏需求, 宜采用双组元动力系统, 相比单组元系统可实现快响应轨道修正, 有利于实现更高精度撞击.

4 展望

面向30 m级近地小行星突发性威胁防御需求, 一是应加强天地基协同监测网络建设, 实现全天时全天候及时对潜在来袭目标的监测和预警, 通过天地基协同持续观测, 不断提高对目标定轨精度, 进一步确定撞击威胁等级, 为处置决策提供更全面支撑. 二是针对近地小行星防御任务场景特点构建地面高精度地面半物理/全物理验证系统, 充分验证各项误差作用下撞击精

度, 尽快开展在轨试验, 开展在轨防御处置能力验证. 三是探索人工智能算法在导航制导控制中的应用, 以更好应对目标特性不确定性风险, 实现深空远距离高可靠自主任务实施.

5 总结

近地小行星高速撞击防御任务的关键是实现“撞得准”, 核心是深空高速交会场景下高精度制导控制. 本文对美国“深度撞击”和DART两次深空高速撞击任务以及我国正在论证的近地小行星防御任务进行对比分析, 重点从目标特性、探测识别、瞄准点选取、制导控制策略、动力系统等方面进行深入对比分析. 相比美国两次任务, 我国首次近地小行星防御任务具有目标尺寸小、轨道修正时间短、特性不确定度高等特点, 对制导控制系统提出更高的要求. 本文针对我国任务提出了制导控制系统设计思路, 并对后续针对近地小行星实用化防御系统建设提出未来重点发展方向, 可为后续工程任务实施提供参考.

参考文献

- Gong Z, Li M, Chen C, et al. The frontier science and key technologies of asteroid monitoring and early warning, security defense and resource utilization (in Chinese). *Chin Sci Bull*, 2020, 65: 346–372 [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. 科学通报, 2020, 65: 346–372]
- Rivkin A S, Chabot N L, Stickle A M, et al. The Double Asteroid Redirection Test (DART): planetary defense investigations and requirements. *Planet Sci J*, 2021, 2: 173
- Frauenholz R B, Bhat R S, Chesley S R, et al. Deep impact navigation system performance. *J Spacecraft Rockets*, 2008, 45: 39–56
- Rainey E S G, Stickle A M, Cheng A F, et al. Impact modeling for the Double Asteroid Redirection Test (DART) mission. *Int J Impact Eng*, 2020, 142: 103528–103535
- Capannolo A, Zanotti G, Lavagna M, et al. Smallsat mission to Didymos: enhanced GNC design for the LICIA science return maximisation. In: 71st International Astronautical Congress (IAC), 2020. 1–12
- Fletcher Z J, Cheng A F, Barnouin O S, et al. DRACO: Didymos reconnaissance and asteroid camera for Op-nav. In: 3rd International Workshop on Instrumentation for Planetary Missions, 2016
- McQuaide M, Atchison J, Bellerose J, et al. Double Asteroid Redirection Test (DART) phase D mission design & navigation analysis. In: 7th IAA Planetary Defense Conference (PDC 2021). Vienna, Austria, 2021
- Cheng A F, Rivkin A S, Michel P, et al. AIDA DART asteroid deflection test: planetary defense and science objectives. *Planetary and Space Sci*, 2018, 157: 104–115
- Chen M H, Atchison J A, Carrelli D J, et al. Small-body maneuvering autonomous real-time navigation (SMART Nav): guiding a spacecraft to Didymos for NASA's double asteroid redirection test (DART). In: Proceedings of the AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. Kissimmee, FL, 2018. 347–358
- Xie J F, Wang Y R. Optical imaging instruments of deep impact spacecraft (in Chinese). *Infrared Laser Eng*, 2006, 35: 483–486 [谢剑锋, 王英瑞. “深度撞击号”飞行器光学成像仪器研究. 红外与激光工程, 2006, 35: 483–486]
- Barry R K, Lindler D, Deming L D, et al. Development and utilization of a point spread function for the extrasolar planet observation and characterization/deep impact extended investigation (EPOXI) mission. In: SPIE Conference on Space Telescopes and Instrumentation: Optical, Infrared, and Millimeter Wave, 2010. 77313D: 1–7
- Sarli B V, Atchison J A, Ozimek M T, et al. Double asteroid redirection test mission: heliocentric phase trajectory analysis. *J Spacecr Rockets*, 2023, 60: 108–123

Summary for “近地小行星防御中的高速撞击制导控制技术”

High-speed kinetic impact guidance and control technology for near-Earth asteroid defense

Yang Chen¹, Hai-Bo Zhang^{1,2*}, Qin Li¹, Yao-Yu Chang¹, Shi Cheng¹, Yu-Kun Chen¹ & Yu-Hao Pu¹

¹ CASIC Space Engineering Development Co., Ltd, Beijing 100854, China

² School of Mechanical Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China

* Corresponding author, E-mail: haibo406@163.com

Near-Earth asteroids (NEAs), defined as small celestial bodies with orbital perihelion distances less than 1.3 astronomical units (AU, where 1 AU $\approx$ 150 million km), are subject to complex dynamical perturbations arising from gravitational interactions with major planets and the Yarkovsky thermal effect. These perturbations can induce secular changes in their orbital elements, potentially placing them on Earth-crossing trajectories and thereby generating substantial impact hazards. As of current observational records, more than 38000 NEAs have been discovered and cataloged, with those possessing diameters below 100 m comprising a substantial fraction of this population. However, a significant number of such smaller objects remain undetected and uncataloged due to observational limitations. The ongoing nature of the NEA hazard is illustrated by recent statistics: since 2025, 87 NEAs have already transited within the Earth-Moon distance, while 22 have penetrated Earth's atmosphere as bolide events, underscoring the persistence of this threat. Consequently, NEAs ranging in diameter from 10 m to 1 km constitute the principal defensive priority, particularly the smaller, uncataloged sub-100-meter population whose impacts exhibit high consequences and extreme temporal suddenness.

Among the spectrum of proposed mitigation strategies, kinetic impact represents the most technologically mature and engineeringly feasible approach for NEA deflection. This method employs a spacecraft to impact the target body at hypersonic velocities, inducing instantaneous momentum transfer and resulting in measurable orbital period modification. The United States has successfully demonstrated this technique through two landmark deep-space missions: the Deep Impact mission (2005), which delivered a 372 kg impactor onto comet Tempel 1 at a relative velocity of 10.2 km/s with an impact precision of approximately 500 m; and the Double Asteroid Redirection Test (DART) mission (2022), which achieved a remarkable 25 m impact accuracy while striking the 160 m asteroid Dimorphos at 6.25 km/s, thereby reducing its orbital period by 32 min. These missions collectively validated the fundamental feasibility of autonomous hyper velocity kinetic impact as a viable planetary defense methodology, while also highlighting the critical importance of sophisticated guidance and control systems.

This paper presents a comprehensive investigation of guidance and control technologies for high-speed kinetic impact NEA defense missions through systematic comparative analysis of the aforementioned U.S. missions, focusing specifically on critical subsystems including mission architecture, spacecraft configuration, target characterization, detection and targeting methodologies, guidance strategy formulation, and propulsion system design. The comparative study reveals the evolution from predictive guidance in Deep Impact to the combined predictive-proportional guidance scheme in DART, as well as advancements in autonomous navigation capabilities. In response to China's specific requirements for a 30-meter-class NEA defense mission, this work proposes an innovative impactor control system design concept featuring an integrated “rendezvous-observation + high-speed impact + post-impact assessment” architecture deployable via a single launch vehicle. The proposed system addresses unique challenges associated with smaller, poorly characterized targets, including faint target detection (15.3 magnitude at 1 million km), high-precision impact requirements (within 5 m), and rapid targeting point selection during the brief terminal phase where the target becomes resolvable only 20 min before impact. Furthermore, the paper systematically identifies and articulates key technological challenges encompassing autonomous detection and identification of faint NEAs in star-cluttered fields, robust targeting point selection algorithms adaptable to unknown shapes and rotation states, precision guidance control for hyper velocity impact under large initial condition uncertainties, and propulsion system optimization for rapid response maneuvers with minimal fuel consumption. The research findings provide valuable technical references for the design and implementation of China's planetary defense missions, contributing significantly to the establishment of a comprehensive NEA defense system with distinctive Chinese characteristics and capabilities.

planetary defense against near-Earth asteroids, high-speed kinetic impact, deep impact, Double Asteroid Redirection Test (DART), guidance & control

doi: [10.1360/CSB-2025-5385](https://doi.org/10.1360/CSB-2025-5385)