小行星防御试验任务科学目标设计与有效载荷配置

邹永廖[1,2]，薛长斌[1]，贾瑛卓[1]，李明涛[1]，徐海涛[1]，吕博瀚[1]，
顾 征[3]，唐玉华[4]，陈 琦[5]，王 赤[1,2]

（1. 中国科学院 国家空间科学中心，北京 100190；2. 中国科学院 空间天气学国家重点实验室，北京 100190；
3. 北京空间飞行器总体设计部，北京 100094；4. 国家航天局 探月与航天工程中心，北京 100190；5. 深空探测实验室，合肥 230026）

摘 要：针对中国首次近地小行星防御在轨验证任务，将对近地小行星撞击地球潜在风险进行防御性处置演示验证，设计并提出小行星防御在轨验证的科学目标及其具体的科学探测任务，开展科学有效载荷需求分析，提出有效载荷配置方案及探测任务要求，为未来实施小行星防御任务提供决策依据。

关键词：小行星防御；科学目标；有效载荷

中图分类号：V11 **文献标识码**：A **文章编号**：2096-9287(2024)02-0169-08

DOI:10.15982/j.issn.2096-9287.2024.20230020

引用格式：邹永廖，薛长斌，贾瑛卓，等. 小行星防御试验任务科学目标设计与有效载荷配置[J]. 深空探测学报（中英文），2024，11（2）：169-176.

Reference format: ZOU Y L，XUE C B，JIA Y Z，et al. Scientific objectives and configuration payloads of asteroid defense test missions[J]. Journal of Deep Space Exploration，2024，11（2）：169-176.

引 言

针对近地小行星撞击地球的潜在风险，中国首次近地小行星防御在轨验证任务，拟优选直径约30 m的近地小行星作为试验处置目标，开展动能撞击偏转小行星轨道的在轨演示验证，并利用天基和地基观测设施对试验效果进行评估。同时，近地小行星的轨道特性、运动特性、物理特性和化学特性等反映了太阳系早期行星形成过程的极早期阶段，是行星科学研究的重点，也是制定撞击处置决策、评估撞击效果的重要依据。

中国小行星防御试验任务探测器系统由观测器和撞击器两器组成，拟在2030年前以双器组合体的方式发射。在前期研究的基础上，初步选择2015 XF261作为目标近地小行星，后续将根据实际发射窗口进一步优选确定直径约30 m的近地小行星作为目标小行星。观测器首先抵达目标小行星，对目标小行星实施3～6个月的伴飞和绕飞，将利用所搭载的有效载荷对其大小、形态、成分、轨道等开展科学探测；然后撞击器抵达目标小行星，结合小行星和太阳光照等信息，择机实施高速动能撞击试验，期间观测器对撞击过程进行全程观测并评估其撞击效应；撞击完成后，观测器搭载的科学载荷继续对目标小行星开展6～12个月观测，以评估其撞击效果。

初拟的目标小行星2015 XF261为一颗阿登型（Aten）近地小行星，其绕日轨道周期约为359.9 d，几乎与地球轨道成1∶1平运动共振[1]。该小行星于2015年12月8日由美国“泛星计划”（Pan-STARRS）望远镜发现，其轨道根数等参数见表1。目前由于缺乏该小行星的物质特性等信息，其尺寸估计介于24（反照率0.3）～84 m（反照率0.025）；假设其反照率为0.14，按照绝对星等H为25.0计算，则其等效直径约为35.5 m[1]。2015 XF261轨道和物理特性见表1，小行星轨道和亮度变化曲线见图1和图2。

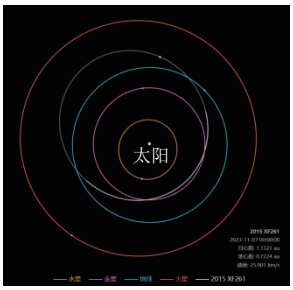
表 1 2015 XF261轨道和物理特性[1]

Table 1 2015 XF261 orbits and physical characteristics[1]

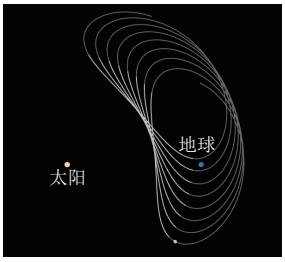
小行星	2015 XF261
轨道类型	阿登型（Aten）
轨道历元时/MJD	60 000
轨道半长轴/AU	0.990 268
轨道周期/d	359.9
轨道偏心率	0.319 2 42
轨道倾角/（°）	0.793 4
升交点经度/（°）	209.901 7
近日点幅角/（°）	100.820 4
平近点角/（°）	205.386 76
轨道不确定度	3
绝对星等H	25.0
标称尺寸（假定反照率0.14）/m	35.5

收稿日期：2023-03-07 修回日期：2023-12-28

基金项目：科技部重点研发计划（2022YFF0503100）；中国科学院重点部署项目（KFGZD-145-2023-15）；国家自然科学基金（42242401）；中国工程院战略咨询项目；深空探测重点实验室项目（NKLDSE2023A003）



（a）日心 J2000 历元平黄道系
(时间是 2023-12-01 00:00:00，日心距：1.220 6 AU，
地心距：0.630 6 AU, 速度：23.607 km/s）



（b）日地旋转坐标系

图 1 2015 XF261小行星轨道[1]
Fig. 1 2015 XF261 asteroid orbit[1]

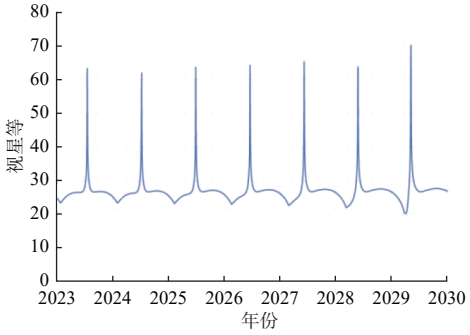


图 2 2015 XF261小行星视星等变化曲线[1]
Fig. 2 2015 XF261 asteroid brightness variation curve [1]

1 小行星科学探测目标

近地小行星撞击地球的风险、危害和轨道偏转规律受多种因素影响[2-4]。小行星表面和内部特征、动力学演化特征，是认识小行星固有特性、研究其轨道演化机制、获取撞击点与撞击时机及其撞击瞬时效应与轨道偏转效果的重要前提。通过撞击试验，可掌握动能撞击作用下动量的传递规律，从而为科学评估近地小行星撞击地球威胁、合理制定在轨处置决策提供依据[5-7]。

小行星特性，包括运动特性（轨道、自转、指向）、物理特性（大小、三维形状、反射率、热辐射、密度、质量）、化学特性（物质成分、矿物组分）、结构特性（地形地貌、孔隙率、强度、内摩擦力）等，不仅是小行星科学的重要组成部分，也是制定撞击处置决策、评估撞击效果的重要依据。通过对小行星表面和内部进行探测，结合地基观测数据的综合分析研究，可获取目标天体的质心点及其撞击动能的需求等重要信息，进而对小行星轨道演化、撞击成坑与轨道偏转规律开展研究[8]。

小行星形成的原始位置决定了小行星的物质成分特性。受大行星引力摄动、雅尔可夫斯基效应（Yarkovsky Effect）、撞击等因素的影响，小行星的轨道会发生迁移，与大行星的近距离轨道交会使得小行星轨道长期预报存在混沌性。因此，建立小行星三维形状模型、改进热物理模型、分析约普效应（YORP Effect）和雅尔可夫斯基效应，揭示目标小行星动力学演化规律，进而确定小行星的起源和轨道迁移规律，对小行星防御的实施具有重要意义[9-13]。

在超高速动能撞击作用下，小行星表面将形成撞击坑，并向外抛射高速溅射物，在极端条件下甚至可能会发生结构解体。对目标小行星的大小、形状、物质成分、结构、地形地貌等探测，结合目标小行星运动方向、运动速度、自转特性等分析结果，计算其质心点，确定优化的撞击点和撞击方向。在撞击动量和溅射物增强效应的双重作用下，小行星的速度会在瞬间发生改变，轨道被逐渐偏转，形成可观测的轨道偏转效应。通过对动能撞击及撞击产生的成坑与溅射过程的观测，可以评估小行星在动能撞击作用下的结构响应与轨道偏转效果，研究动能撞击对小行星轨道偏转的影响规律，综合评估动能撞击试验的实施效果[14-16]。

综上分析，设计完成首次中国小行星防御试验任务的总体科学目标：开展目标小行星轨道特性、固有特性和撞击效应的探测和研究，为小行星防御试验任务提供理论支撑。科学目标主要是探测目标小行星的形状、大小、成分和结构，揭示其固有特性；探测目标小行星的轨道特性，揭示其动力学演化规律；开展地形变化、溅射物分布等撞击效应研究，揭示撞击动量传递规律。

根据上述总体科学目标，可分解如下的具体科学探测任务：

1）测定目标小行星大小、形貌、物质成分、内部结构、热辐射、空间环境以及可能的挥发物等信息，估算目标天体的质量、密度、孔隙率及其质心点，研究目标小行星的形成和演化、气体活动机制，为太阳系起源与演化提供重要线索；

2）测定目标小行星轨道参数、自转参数、反射率等特性，为构建小行星精准的演化模型、计算动量传

递因子、评估撞击效果提供依据；

3）实施目标小行星撞击实验并对其撞击全过程的探测，开展目标小行星的动力学演化特征、起源、轨道迁移历史、目标小行星与太阳系行星之间的密近交会规律等的综合研究，评估其撞击的综合效应。

2　有效载荷配置需求分析

根据科学目标及科学探测任务要求，开展有效载荷配置需求分析。

2.1　光谱探测需求分析

光谱仪在小行星防御中主要通过凝视目标，对小行星进行光谱测量，识别其分类、物质成分（主要是矿物成分）以及风化情况。配合探测器的侧摆，还可在近距离观测条件下实现目标的绘图，进一步对物质成分分布提供数据支撑，从而为制定防御策略，寻找撞击点，提供数据支撑。

小行星光谱分类是依据小行星的颜色、光谱型态，有时还参考反照率，这些类型被认为是对应于小行星的表面成分。对于内部没有差异的小行星，表面和内部的组成可以视为是相同的，而大的天体，像是谷神星和灶神星，都已经证实其有内部构造。在小行星光谱分类中可以找到各种类型的列表[17]。

巴斯–德梅欧分类法（Bus-DeMeo）是目前最常用的小行星光谱分类方法，该方法按照反射率光谱特征将小行星分为不同种类，每种类型对小行星的物质组成具有一定的指示作用[18-19]。基于对1 447颗小行星在可见光波段的（0.45～0.85 μm）光谱观测，Bus 等[18-19]利用主成分分析方法将小行星分为26个类型。通过对371颗小行星在可见近红外谱段（0.45～2.45 μm）的光谱观测，DeMeo等[20]在光谱分类中考虑了近红外谱段的光谱特征，并在Bus分类基础上删减、合并、新增类别，最终获取共计24个小行星光谱类型，其中3大光谱类型分别为C型小行星（含碳质小行星）、S型小行星（含硅质，及石质为主的小行星），以及X型小行星（金属小行星）。主要小行星类型及光谱特征见图3，其它类型小行星类型及光谱特征见图4。

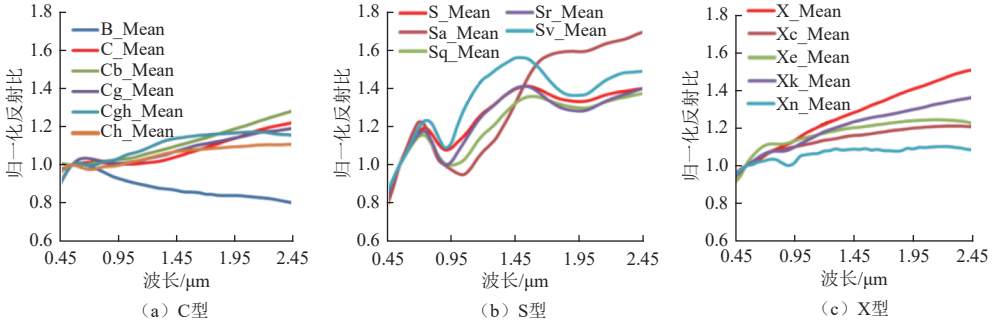


图 3　主要小行星类型及光谱特征[17]

Fig. 3　Main asteroid types and spectral characteristics[17]

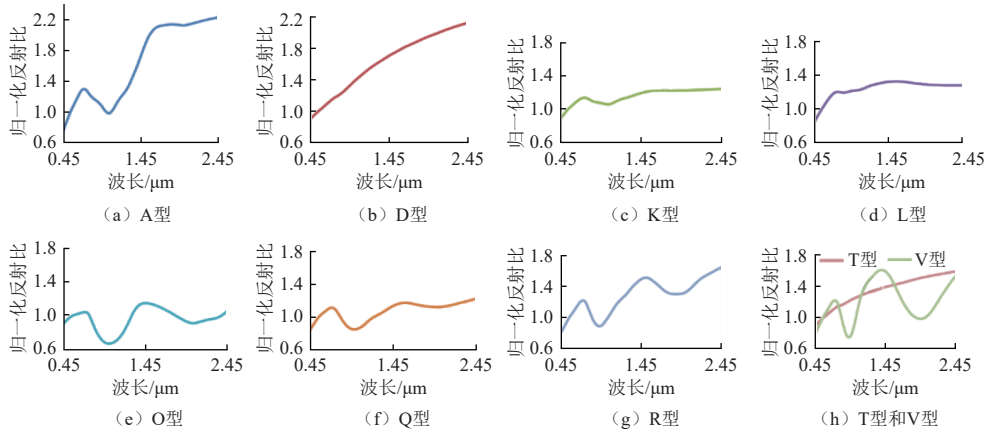


图 4　其它小行星类型及光谱特征[17]

Fig. 4　Other types of asteroids and spectral characteristics[17]

从以上分析看，光谱探测能力0.45～3.0 μm覆盖了主要表面矿物的反射光谱特征。在可见至中波红外谱段，可对硅酸盐、碳酸盐、硫酸盐、氧化物矿物均存在特定的反射光谱吸收特征。综上所述，从小行星矿

物成分的反射光谱吸收特征以及小行星表面–OH与H_2O存在形式解译的需求出发，提出可见红外成像光谱仪在0.45～3.0 μm谱段范围应具备光谱分辨率≤30 nm。

2.2 激光三维探测需求分析

激光雷达在小行星防御任务中兼具三维地形测绘和导航应用，同时具备一维扫描功能，配合小行星旋转和绕飞实现小行星的三维地形精细测绘[21-23]，在靠近小行星时用作测距导航敏感器。近地小行星2015 XF261的直径约为35 m，轨道半长轴约为0.99 AU，激光雷达可以在1 km距离和100 m距离分别对小行星进行精确的三维立体成像，获得三维模型，同时可采用激光雷达的不扫描模式用作单点测距导航。

在撞击小行星前，为选择有效的撞击部位，需要使用激光雷达对小行星开展几何外形探测，构建小行星精确的几何外形。激光雷达采用1 064 nm波长激光按1 mrad发散角和12°扫描角进行探测，当距离1 km时，光斑大小为1 m，扫描范围为210.21 m；当在100 m距离时，光斑大小为0.1 m，扫描范围为21.02 m。则激光雷达光斑远小于天体的尺度，且扫描范围在距离1 km时完全覆盖天体的大小，在距离100 m时覆盖天体的大小约一半。激光雷达以1 kHz重频、优于5 cm测距精度进行扫描时，每秒可获得1 000多个激光点的厘米级三维点云，可快速、精确地获得天体三维地貌的信息，构建天体精细三维模型，为撞击部位的有效选择提供准确的基础空间信息。并通过撞击前和撞击后三维地貌信息的比较，获得撞击部位形貌的变化，评估并反演撞击后产生喷射物的蔓延状况和撞击坑状态。另外，通过对天体的三维扫描及周期性扫描，能够确定航天器与天体间的相对位置及速度，进而确定天体的轨道、速度及旋转参数，并提供非合作目标的识别信息[24-25]。

在撞击小行星时，为确保并提高撞击效果，需要采用激光雷达作为导航敏感器，导引到预期的撞击部位[26]。激光雷达以1 kHz重频、优于5 cm测距精度进行单点测距导航，提供航天器与天体间1 ms时间间隔、厘米级的距离监测和相对位置信息，评估撞击后天体的速度及轨道变化量。

2.3 成像探测需求分析

小行星形貌特征的探测分析对深空探测器的导航、撞击点的选取具有重要意义。中视场相机的视场为7° × 7°，选用不小于4 k × 4 k的探测器，在距离30 km处成像，将实现优于0.9 m/pixel的图像分辨力，同时成像幅宽约3 669 m，而目标小行星将在图像中的直径约30 pixel。在距离5 km处成像将实现优于0.18 m/pixel的图像分辨力，同时成像幅宽约612 m，而按照35 m直径预估目标小行星将在图像中的直径约200 pixel。作为一颗地球共轨小行星，它的轨道与地球轨道相交，分析认为其表面太阳光谱辐照度约与地球大气层外相当。

根据小行星目标特性并考虑一定的裕度，结合中视场相机的光学参数设计，对目标小行星探测任务的曝光时间范围0.1～54 ms进行了有效性分析，分析过程最小太阳高度角选取8°，最小反照率选取0.05及0.06，最大反照率选取0.6，分析过程中信噪比设为41.8 dB，计算得到饱和时，探测目标不同太阳高度角及反照率情况下对应的曝光时间情况，具体分析结果如表2所示。

表 2 目标小行星光学特性适应性分析结果

Table 2 Adaptive analysis results of target asteroid optical characteristics

太阳高度角/（°）	小行星反照率		
	0.05	0.2	0.6
8	15 ms@饱和，41.8 dB	4 ms@饱和，41.8 dB	2 ms@饱和，41.8 dB
10	15 ms@饱和，41.8 dB	3 ms@饱和，41.8 dB	1.5 ms@饱和，41.8 dB
30	4.5 ms@饱和，41.8 dB	1 ms@饱和，41.8 dB	0.5 ms@饱和，41.8 dB
90	2.5 ms@饱和，41.8 dB	0.5 ms@饱和，41.8 dB	0.3 ms@饱和，41.8 dB

2.4 雷达探测需求分析

在小行星防御任务中，必须首先了解小行星的内部结构、组成等特性，才能预测其进入地球大气层后运行的轨迹，进而对不同结构的小行星使用不同的拦截手段。小行星防御任务中通过配置探测雷达，其发射低频电磁波，接收在小行星内部媒质的透射波，分析接收信号的波形、振幅和频率等特性，进一步定性或定量地反映小行星内部媒质的电磁特性，从而实现对小行星内部结构的探测和成像[27-29]。探测雷达的功能是获取小行星表层、次表层回波信号，并具备数据压缩功能。为此探测雷达使用了较低的频段，保证了可穿透小行星表层，从而得到表层和次表层回波。

1）穿透深度

根据雷达方程，单站穿透深度为

$$e^{4\alpha R_{\text{in}}} \leqslant \frac{P_t \times G_t \times G_r \times \lambda^2 \times \sigma \times G_p}{64\pi^3 \times R^4 \times k \times T \times F_{\text{n}} \times L \times B \times \text{SNR}_{\text{thr}}} \tag{1}$$

其中：α为介质的衰减因子；R_{in}为在介质中的单程传播距离；R为目标与天线的距离；σ为目标RCS；B为系统带宽；λ为波长；G_t、G_r分别为发射、接收天线

增益；R_{in}为处理增益；T为噪声温度；F_n为接收机噪声系数；L为链路损耗；K为玻尔兹曼常数。

按照系统发射功率、积累时间等参数条件，天体内部介质衰减不同时，探测雷达具有不同的穿透深度随损耗角正切的变化如图5所示，根据任务要求，对目标小行星仿真时选取探测距离1 km。

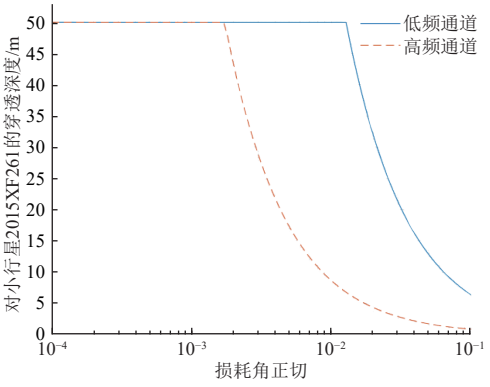


图 5　单站穿透深度随小行星损耗角正切的变化

Fig. 5　Variation of a single station's penetration depth with the tangent of asteroid loss angle

根据单站雷达方程，探测雷达对小行星的次表层探测深度情况如表3所示。

表 3　小行星探测雷达单站探测的穿透深度

Table 3　Penetration depth of asteroid detection radar single station detection

性能指标	低频通道	高频通道
深度向分辨率（真空）/m	7.5	0.25

2）探测深度分辨率

深度向的分辨率受限于系统带宽B，高分辨率由脉冲压缩实现。

探测雷达深度向分辨率Δd_{mono}为

$$\Delta d_{\text{mono}} = \frac{Kv}{2B} = \frac{Kc}{2B\sqrt{\varepsilon_r}} \tag{2}$$

其中：K为加权展宽系数；v为电磁波在介质中的传播速度；c为电磁波在真空中的传播速度；ε_r为介质相对介电常数，按照系统发射功率、积累时间等参数条件，加权展宽系数K取2，介电常数取实部9，损耗角正切0.01。

为避免介质对雷达性能指标的评价影响，统一采用真空下定义分辨率，具体指标如表4所示。

表 4　小行星探测雷达的深度向分辨率

Table 4　Asteroid penetrating radar depth resolution

性能指标	目标小行星	
	低频通道	高频通道
次表层探测深度/m	50	8

根据上述小行星的相对介电常数，计算得到低频和高频通道在探测小行星时深度分辨率如表5所示。

表 5　探测雷达的深度向分辨率

Table 5　Penetrating radar depth resolution

性能指标	目标小行星	
	低频通道	高频通道
深度分辨率/m	2.5	0.083

2.5　尘埃与粒子探测需求分析

2.5.1　挥发分探测需求分析

挥发分分析模块测量质量在1～150 amu之间的分子，这个范围内包括了行星常见挥发性气体，如H_2、NH_3、N_2、H_2O、CO、CO_2、CyHx、H_2S和所有稀有气体及其同位素，也包括了比常见气体质量数更大的有机物，如氨基酸、小分子有机聚合物等，因此能对目标小行星是否携带生命物质进行初步验证[30-31]。

挥发分分析模块的质量分辨率在1～10 amu，质量段小于0.25 amu，在测量氢气和氦气等低质量数气体时可将其与高质量数气体产生的带多个电荷的干扰峰进行准确区分，提高氢气和氦气测量的准确性；在11～150 amu小于1 amu，可对非同质异形体的挥发分进行有效的分离和检测。

2.5.2　尘埃探测需求分析

根据任务需求，尘埃测量模块主要是对目标小行星受撞击后的喷发尘埃进行探测。为了保证尘埃测量模块在有限的寿命周期内获取足够多和最丰富的数据，必须选择尘埃特性多传感器集成的探测技术，对单个尘埃事件同步完成多物理量、大动态、高效、高分辨的探测。

粒径为微米到毫米量级固体尘埃粒径测量选择激光散射测量方法，速度在1～500 m/s固体尘埃速度测量选择的是飞行时间法，质量在1×10^{-10}～3×10^{-5} g范围内的固体尘埃质量测量用石英晶体微量天平，质量在3×10^{-5}～4×10^{-1} g范围内固体尘埃质量测量用获取动量后数据反演的方法。将尘埃的粒径、速度、动量自上而下依次同时构建于一个探测链路中，组成一个望远镜观测系统，在不改变原始尘埃特性的前提下，用非接触的测量方式完成尘埃直径1 μm～1 mm、尘埃速度1～500 m/s、单个尘埃质量3×10^{-5}～4×10^{-1} g范围的尘埃特性参数的准确测量。

在喷发物分析仪中配置一个QCM传感器，以及2个以国际合作形式引进的VISTA激光传感器完成对在1×10^{-10}～3×10^{-5} g范围内的尘埃粒子累积质量和成分的测量。在这个测量链路上不能实现尘埃粒径和速度的测量，结合获得数据的分析，可实现该类小质量尘

埃粒子流粒径和速度的部分信息获取。

2.5.3 离子探测需求分析

太阳风等离子体在行星际传播过程中遇到小行星时，也会与小行星产生相互作用。相互作用强度取决于小行星的体积大小和磁化强度。相互作用过程中，多数太阳风粒子会被小行星所吸收，但一部分太阳风粒子会被反向散射，反过来会影响太阳风参数。太阳风打在小行星表面时，会与小行星表面相互作用，溅射出离子。另一方面，太阳紫外辐照会产生光电子，在小行星附近形成电子鞘层，也会影响其附近的等离子体环境。

为研究太阳风与小行星的相互作用，需要对能量范围为eV～keV的太阳风离子、太阳风电子、太阳风拾取离子、反射和溅射离子进行探测，探测参数包括离子的能量、方向、通量和成分。

参考“罗塞塔”（Rosetta）任务中实测太阳风与电子能谱、彗星周围离子成分及能谱、彗星周围电子能谱情况，对等离子体的探测需求分析如下：①Rosetta实测离子能谱半宽与中心能量比约30%，离子探测7%的能量分辨率实现保证4个采样点，可反演其精细结构；②精细结构测量需要能量扫描连续覆盖，离子探测能量需覆盖5 eV～5 keV，7%的能量分辨率至少需要128个能道；③2 s时间分辨率可以实现约千米级的小尺度空间结构探测；④太阳风或者小行星周围的电子能量低端可至1 eV，高端被加速后可至10 keV左右，5 eV～10 keV可覆盖主要能量范围，7%的能量分辨率、144能道可实现能量扫描连续覆盖；⑤需要在2π视场需求的前提下增加视场，确保太阳风离子和小行星离子能够同时探测到。

小行星离子分析仪的主要功能是探测小行星溅射离子的能量、通量以及成分分布，其明显的特点是通量较弱且成分复杂，因此仪器设计的要点主要有：①针对离子通量较弱的问题，需要仪器具有较高的探测灵敏度实现有效探测，主要手段一方面是通过优化离子光学系统设计获得较大的探测几何因子，另一方面是降低仪器本底噪声来提高仪器的探测信噪比；②小行星溅射离子成分复杂，且质量数范围分布较广，需要仪器具有高的质谱分辨率对不同成分进行有效区分。主要手段是通过采用反射式飞行时间质谱系统来实现高质谱分辨率的探测。

3 有效载荷配置

根据上述科学目标，以及探测器分配给有效载荷的资源限制，初步确定4台科学有效载荷的配置，包括：光谱及激光三维探测仪、中视场彩色相机、探测雷达、尘埃与粒子分析仪。科学目标与有效载荷对应关系如表6所示。

表 6 科学目标与有效载荷对应关系表

Table 6 Correspondence table between scientific objectives and payloads

序号	科学目标	有效载荷
1	探测目标小行星的轨道特征，揭示其动力学演化规律	中视场彩色相机 光谱及激光三维探测仪
2	探测目标小行星的形状、大小、成分和结构，揭示其固有特性	中视场彩色相机 光谱及激光三维探测仪 探测雷达 尘埃与粒子分析仪
3	开展地形变化、溅射物分布等撞击效应研究，揭示撞击动量传递规律	中视场彩色相机 光谱及激光三维探测仪 尘埃与粒子分析仪

光谱及激光三维探测仪包括光谱分析和激光雷达模块。光谱分析模块旨在获取小行星表面撞击前、后及喷射物的光谱信息，从而分析小行星的组成成分，矿物种类、含量和空间分布情况；激光雷达具有三维地形测绘功能，同时具备一维扫描功能，配合小行星旋转和绕飞实现对小行星的三维地形精细测绘；在撞击前后，使用激光三维成像雷达对小行星开展几何外形探测，构建小行星精确的几何外形，以评估其撞击效果。中视场彩色相机的科学探测任务包括：①根据中视场彩色相机拍摄的图像，结合探测器平台的位置、姿态、时间等信息，以及激光三维探测仪的数据，构建小行星的三维实体模型，计算小行星的形状、大小、颜色、自转特性等基本物理参数；②撞击前通过中视场彩色相机观测其表面形貌，结合探测雷达分层结构探测数据，研究小行星结构，撞击过程观测羽流变化和撞击喷发过程，撞击后观测小行星特别是撞击坑形态，为撞击评估提供数据支持；③识别和量测小行星的环形坑、石块等形貌构造的形状、大小和空间分布频率等特征，探索小行星表面风化层的形成和太空风化机制，研究其表面相对年龄和地质演化历史。

探测雷达通过高频和低频相结合的探测方式，获取小行星表层和深部雷达回波数据，建立其深部结构和精细浅表层结构模型，研究其表面和内部结构；通过对撞击区形貌、石块丰度等探测，结合尘埃与粒子分析仪、光谱及激光三维探测仪探测到的物质成分数据，分析小行星颗粒密度等，为撞击评估提供数据支持。

尘埃与粒子分析仪的科学探测任务包括：①探测小行星受撞击前后产生的挥发分的成分与尘埃的物

理、动态特性及其空间分布特征，开展小行星的起源和形成、气体活动机制等一系列重大科学问题研究；②探测小行星周围太阳风离子环境以及小行星反射、溅射离子环境，研究太阳风与小行星的相互作用过程及机理；通过探测小行星物质成分，结合形貌探测、结构探测数据等，分析小行星颗粒密度，支撑撞击评估分析。

4 结　论

围绕中国动能撞击防御小行星在轨验证任务的在轨观测与效能评估需求，结合在轨验证任务的飞行模式，开展了动能撞击防御小行星在轨验证任务的科学目标设计。根据目标小行星的特征，通过配置光谱及激光三维探测仪、中视场彩色相机、探测雷达、尘埃与粒子分析仪4台有效载荷，开展小行星表面和内部的物理化学特征研究，揭示小行星的起源、轨道迁移历史和未来演化趋势，研究超高速撞击作用下小行星撞击成坑与轨道偏转规律，为未来实施小行星防御任务提供决策依据。

参　考　文　献

[1] SCHMIDT N. Planetary defense：global collaboration for defending earth from asteroids and comets[M]. Cham，Switzerland：Springer，2019.

[2] European Space Agency. ESA NEO risk page [EB/OL]. (2017-01-15) [2022-01-15]. https：//neo.ssa.esa.int/risk-list.

[3] RUMPF C M，LEWIS H G，ATKINSON P M. Asteroid impact effects and their immediate hazards for human populations[J]. Geophysical Research Letter，2017，44(8)：3433-3440

[4] KOENIG D，CHYBA C. Impact deflection of potentially hazardous asteroids using current launch vehicles[J]. Science and Global Security，2007(15)：57-83.

[5] HERNANDEZ S，BARBEE B W. Design of spacecraft missions to test kinetic impact for asteroid deflection[C]//Proceedings of AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference. [S. l.]：AIAA，2012.

[6] MCINNES C R. Defection of near-Earth asteroids by kinetic energy impacts from retrograde orbits[J]. Planetary and Space Science，2004，52(7)：587-590.

[7] WANG X T，ZHENG J H，LI M T，et al. Warning of asteroids approaching Earth from the sunword direction using two Earth leading heliocentric telescopes[J]. Icarus，2022，377：1-15.

[8] BOTTKE J，WILLIAM F，et al. The Yarkovsky and YORP effects：implications for asteroid dynamics[J]. Annual Review of Earth and Planetary SciencesAnnu，2006，34：157-191.

[9] VOKROUHLICK'Y D. Yarkovsky effect on small near-Earth asteroids：mathematical formulation and examples[J]. Icarus，2000(148)：118-138.

[10] ČAPEK D，DAVID VOKROUHLICKÝ. Accurate model for the Yarkovsky effect[C]//Proceedings of International Astronomical Union：Dynamics of Populations of Planetary Systems. [S. l.]：IAU，2005.

[11] HYLAND D C，ALTWAIJRY H A，GE S，et al. A permanently-acting NEA damage mitigation technique via the Yarkovsky effect[J]. Cosmic Research，2010，48(5)：430-436.

[12] SONG G M，CHEN C，GONG Z Z，et al. Experimental study on momentum coupling law of interaction between pulse laser and asteroid like material[C]//Proceedings of the 71th International Astronautical Congress. Dubai：[s. n.] 2021.

[13] LI M T，WANG Y R，WANG Y L，et al. Enhanced kinetic impactor for defecting large potentially hazardous asteroids via maneuvering space rocks[J]. Scientific Reports，2020(10)：1-15.

[14] WANG Y R，LI M T，GONG Z Z，et al. assembled kinetic impactor for deflecting asteroids by combining the spacecraft with the launch vehicle upper stage[J]. Icarus，2021，368(1)：1-15.

[15] POPESCU M，BIRLAN M，NEDELCU D A. Modeling of Asteroid spectra-M4AST[J]. Astronomy and Astrophysics，2012，554：A130.

[16] BUS S J，BINZEL R P. Phase II of the small main-belt asteroid spectroscopic survey：a feature-based taxonomy[J]. Icarus，2002，158：146-177.

[17] BUS S J，BINZEL R P. Phase II of the small main-belt asteroid spectroscopic survey：the observations[J]. Icarus，2002，106-145.

[18] DEMEO F E，BINZEL R P，et al. An extension of the Bus asteroid taxonomy into the near-infrared [J]. Icarus，2009，202：160-180.

[19] STANN B L，DAMMANN J F，GIORNO M D，et al. Integration and demonstration of MEMS-scanned LADAR for robotic navigation[J]. Proceedings of SPIE，2014，9084：90840J.

[20] STANN B L，DAMMANN J F，GIZAA M M，et al. MEMS-scanned ladar for small unmanned air vehicles[J]. Proceedings of SPIE，2018，10636：106360E.

[21] SORNSIN B A，SHORT B W，BOURBEAU T N，et al. Global shutter solid state flash LIDAR for spacecraft navigation and docking applications[J]. Proceedings of SPIE，2019，11005：110050W.

[22] TSUDA Y，NAKAZAWA S，KUSHIKI K，et al. Flight status of robotic asteroid sample return mission Hayabusa 2[J]. Acta Astronautica，2016，127：702-709.

[23] CARMO J P D. Imaging LIDAR technology developments at the European Space Agency[J]. Proceedings of SPIE，2011，19：800129.

[24] 舒嵘，徐卫明，黄庚华. 用于行星导航和软着陆的激光雷达系统[C]//中国宇航学会深空探测技术专业委员会第十届学术年会. 太原：中国宇航学会深空探测技术专业委员会，2013.

[25] KOBAYASHI T，OYA H，ONO T. A-scope analysis of subsurface radar sounding of lunar mare region[J]. Earth Planets Space，2002，54(2002)：973-982.

[26] KOBAYASHI T，OYA H，ONO T. B-scan analysis of subsurface radar sounding of lunar highland region[J]. Earth Planets Space，2002，54(2002)：983-991.

[27] HERIQUE A，AGNUS B，ASPHAUG E，et al. Direct observations of asteroid interior and regolith structure：science measurement requirements[J]. Advances in Space Research，2018，62(8)：2141-2162.

[28] JEWITT D. The active asteroids [EB/OL]. (2019-04-21) [2023-03-07]. http：//www2.ess.ucla.edu/～jewitt/mbc.html.

[29] HENRY H H. Main-belt comets [EB/OL]. (2019-04-21)[2023-03-07]. https：//web. archive. org/web/20110806021852/http：//www.ifa.hawaii.edu/～hsieh/ mbcs.shtml.

[30] AUSTER H U，RICHTER I，GLASSMEIER K，et al. Magnetic field investigations during Rosetta's 2867 Šteins flyby[J]. Planetary and Space Science，2010，58(9)：1124-1128.

[31] PÄTZOLD M，ANDERT T P，ASMAR S W，et al. Asteroid 21 lutetia：low mass，high density[J]. Science，2011，334(6055)：491-492.

作者简介：

邹永廖(1964–)，男，研究员，主要研究方向：月球与深空探测的战略研究与科学目标论证。

通信地址：中国科学院国家空间科学中心(100190)

电话：13501054001

E-mail：zouyongliao@nssc.ac.cn

薛长斌(1972–)，男，研究员，主要研究方向：复杂航天电子信息系统和科学探测有效载荷系统的设计与研制。**本文通信作者**。

通信地址：中国科学院国家空间科学中心(100190)

电话：13910260395

E-mail：xuechangbin@nssc.ac.cn

Scientific Objectives and Configuration Payloads of Asteroid Defense Test Missions

ZOU Yongliao[1,2]，XUE Changbin[1]，JIA Yingzhuo[1]，LI Mingtao[1]，XU Haitao[1]，LYU Bohan[1]，GU Zheng[3]，TANG Yuhua[4]，CHEN Qi[5]，WANG Chi[1,2]

（1. National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences，Beijing 100190，China；
2. State Key Laboratory of Space Weather, National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences，Beijing 100190，China；
3. Institute of Spacecraft System Engineering，Beijing 100094，China；
4. Lunar Exploration and Space Engineering Center，Beijing 100190，China；
5. Deep Space Exploration Laboratory，Hefei 230026，China）

Abstract：As for China's first near-Earth asteroid defense on-orbit verification mission，the defensive disposal of the potential risk of near-Earth asteroid impact on the Earth was verified. The scientific objectives，scientific exploration mission were put forward，the scientific payload requirements analysis was conducted，scientific payload configuration was proposed. This study may provide a basis for decision-making for the implementation of the future asteroid defense missions .

Keywords：asteroid defense；scientific objective；scientific payload

Highlights：

- A near-Earth asteroid with a diameter of approximately 30 meters was selected as the experimental disposal target to conduct on-orbit demonstration verification of kinetic energy impact deflection of asteroid orbits，and the experimental effect using space-based and ground-based observation facilities was evaluated.
- The overall scientific objectives of the first asteroid defense mission was desigend and completed.
- The configuration of four scientific payloads has been preliminarily determined，including spectral and laser 3D detectors，mid field color cameras, detection radars，and dust and particle analyzers.

[责任编辑：宋宏，英文审校：宋利辉]