基于摄动力的小行星近距离伴飞控制

赵英杰[1,2]，龚明宇[1,2]，李海洋[1,2]，黄兴宏[1,2]，刘旺旺[1,2]，向开恒[1,2]

（1. 深空探测实验室，合肥 230026；2. 深空探测全国重点实验室，合肥 230026）

摘　要：针对摄动力影响下小行星的抵近及近距离伴飞问题，考虑了太阳、八大行星引力、光压力以及小行星引力，研究了摄动力影响，提出了基于摄动力实现近距离伴飞的控制方法。该控制方法利用对抗摄动力设计了一种无控–控制循环的伴飞控制策略，实现了距离、夹角约束下的小行星伴飞。首先通过控制变量分析了各项摄动力对伴飞轨道的影响，其次分析了关键参数对抵近轨道的影响，最后抵近伴飞位置后，利用摄动力实现近距离伴飞，并验证了控制方法在整个轨道周期的有效性。仿真结果表明，该控制方法能够很好地实现观测器的距离–夹角协同伴飞控制，且具备实现简易、推进剂消耗低的工程实用特性，为未来小行星撞击防御任务提供参考。

关键词：小行星观测；摄动力；近距离伴飞；距离–夹角协同控制

中图分类号：V412.4　　**文献标识码：**A　　**文章编号：**2096-9287(2026)03-0242-11

DOI:10.3724/j.issn.2096-9287.2026.20250124

引用格式：赵英杰，龚明宇，李海洋，等. 基于摄动力的小行星近距离伴飞控制[J]. 深空探测学报（中英文），2026，13（3）：242-252.

Reference format: ZHAO Y J，GONG M Y，LI H Y，et al. Perturbation-based control for a spacecraft's close-range formation flight with an asteroid[J]. Journal of Deep Space Exploration，2026，13（3）：242-252.

引　言

在小天体探测与防御任务[1-3]中，实现对目标小天体的近距离观测是至关重要的环节。近距离观测（例如百米至千米量级）能够获取高分辨率的光学与地形数据，进行精细三维建模和物质成分分析[4]，为科学研究和撞击效应建模提供基础信息[5]，并直接服务于防御任务中对撞击效果评估的需求。中国首次近地小行星防御任务中，拟优选直径约30 m的近地小行星作为试验处置目标，需要观测器抵近并伴飞小行星，开展科学探测、观测并评估撞击效应和效果[6]。本文针对该30 m级小行星开展抵近、伴飞观测的研究。

为实现对撞击效果的持续观测与评估，观测器需长期稳定伴飞于小行星附近，这对轨道设计与控制提出了严峻挑战：目标小行星体积小、引力弱，作为质点处理；其附近的探测器动力学由太阳引力、光压力及主要行星引力摄动主导，构成了复杂的强摄动环境[7]，伴飞轨道难以维持。设计燃耗低、控制精确的抵近与伴飞控制策略，是确保近距离观测任务成功实施的关键之一[8-9]。

观测器抵近阶段，当前已有较多研究[10-11]，本文则侧重分析不同工况下的抵近轨道的燃耗情况。在观测器伴飞阶段，存在不同的控制策略。基于脉冲机动的轨道保持策略，如文献[12-13]利用常推力和脉冲机动实现小行星伴飞位置保持，但未充分考虑光压等关键摄动，在真实复杂环境中控制精度难以保证。基于连续推力或复杂机构的主动抵消策略，如文献[14]采用了小推力控制方法或太阳帆板控制方法进行小行星附近的伴飞轨道控制，但未充分考虑光压等关键摄动。文献[15]研究了考虑太阳光压等摄动力作用和模型不确定情况下的小行星定点与区域悬停控制，适用于小行星固连系下任一点或区域的悬停，而不适用于本任务中需在惯性空间实现特定指向伴飞的需求。文献[16-17]研究了小天体固连系和惯性系下悬停运动的稳定性和稳定区域，并以Itokawa小行星为例，分析了悬停区域的稳定性。该类方法将摄动力视为干扰进行抵消，往往导致燃耗大或系统复杂。上述方法的共同点是将摄动力视为需要克服的干扰，未能充分利用其内在的动力学特性。而本文的核心思想在于利用摄动力的特性降低控制成本。

本文研究了观测器从较远距离抵近至小行星的转移及伴飞。通过分析不同初始位置、转移时间等关键参数对观测器抵近轨道的影响，阐明速度增量与初始

收稿日期：2025-10-30　修回日期：2026-01-28

基金项目：深空探测实验室前沿科研计划项目（GC04FY1003ZC3ZT-2325）；国家自然科学基金（12102265）；深空探测实验室自主部署项目（GC04FY0005ZC3ZT-2530）

条件的关系。面向复杂摄动环境下百米级距离的精确、长期伴飞需求，通过分析光压与小行星引力摄动合力的方向与大小，设计了周期性的“无控漂移–控制修正”循环，在摄动力有利于维持伴飞构型时允许探测器自由漂移以节省燃料，在其不利于构型时施加脉冲进行精确修正。实现在距离小行星质心500 ± 100 m、星–器–日夹角90° ± 20°的双重约束下，完成长期稳定伴飞，为中国即将开展的小行星撞击防御任务提供参考。

1　轨道动力学

1.1　观测器的动力学方程

观测器在小行星附近受到太阳引力、小行星引力以及八大行星的引力摄动。观测器的动力学方程可以表示为

$$\ddot{\boldsymbol{r}} = \boldsymbol{g}_{\text{sun}} + \boldsymbol{g}_{\text{asteroid}} + \boldsymbol{g}_{\text{planets}} + \boldsymbol{g}_{\text{other}} \tag{1}$$

其中：$\boldsymbol{r}$为观测器相对于小行星质心的位置矢量；$\boldsymbol{g}_{\text{sun}}$为太阳引力；$\boldsymbol{g}_{\text{asteroid}}$为小行星引力；$\boldsymbol{g}_{\text{planets}}$为八大行星引力引起的摄动加速度；$\boldsymbol{g}_{\text{other}}$为其它摄动，如太阳辐射压、相对论效应等。表达式分别为

$$\boldsymbol{g}_{\text{sun}} = -\frac{GM_{\text{sun}}}{|\boldsymbol{r}_{\text{sun}}|^3}\boldsymbol{r}_{\text{sun}} \tag{2}$$

$$\boldsymbol{g}_{\text{asteroid}} = -\frac{GM_{\text{asteroid}}}{|\boldsymbol{r}|^3}\boldsymbol{r} \tag{3}$$

$$\boldsymbol{g}_{\text{planets}} = -\sum_{i=1}^{n} GM_i\left(\frac{\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}_i}{|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}_i|^3} + \frac{\boldsymbol{r}_i}{|\boldsymbol{r}_i|^3}\right) \tag{4}$$

其中：$\boldsymbol{r}_{\text{sun}}$为观测器相对于太阳的位置矢量；$\boldsymbol{r}_i$为第$i$个行星在惯性系中的位置矢量；$M_{\text{sun}}$为太阳质量，$M_{\text{asteroid}}$为小行星质量；$M_i$为行星质量。

1.2　小行星的引力影响球

引力影响球在轨道设计中有着重要应用。简化的轨道模型中，在天体的影响球之内只需要考虑该天体对观测器的引力即可。本研究中引力影响球半径用于判断伴飞时小行星的引力作用影响。

引力影响球定义为大天体中心引力与小行星引力摄动之比等于小行星中心引力与大天体引力摄动之比相等的位置，其计算公式为

$$R_{\text{SOI}} = R\left(\frac{M_{\text{asteroid}}}{M_{\text{Sun}}}\right)^{\frac{2}{5}} \tag{5}$$

其中：R_{SOI}为行星引力影响球半径；R为行星围绕太阳运行轨道的距离。取小行星密度为2 g/cm^3，计算得到该30 m级近地小行星引力影响球半径最大为122 m。

2　摄动力分析

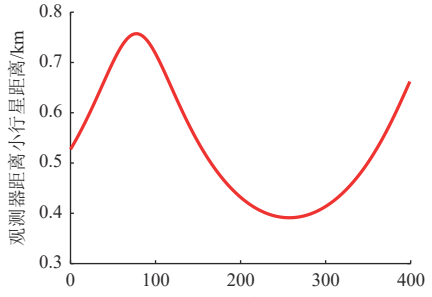
本节对观测器在小行星附近伴飞所受摄动力进行分析。观测器伴飞初始位置取在该小行星轨道运动方向前向、距小行星500 m左右处。该500 m距离的选取基于工程任务需求：一是保证光学观测的分辨率，为满足对30 m级小行星表面特征的识别与撞击评估精度，需获取约0.1～0.2 m的地面像元分辨率。基于典型光学载荷参数估算，500 m是实现该分辨率的适宜距离；二是确保任务安全距离，该距离约为小行星引力影响球半径的4倍，充分考虑了安全裕度，既能规避小行星不规则引力场在极近距离引入的不确定性，也能为防碰撞及规避撞击溅射物提供充足的反应时间。

2.1　摄动力仿真

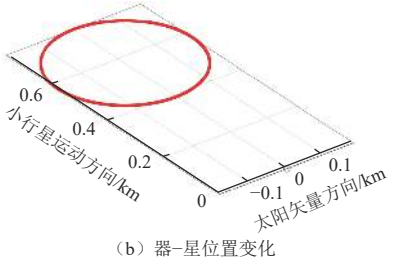
为得到各项摄动因素对轨道的影响程度，通过控制变量分析了每项摄动力下观测器距小行星的距离变化、位置变化、星–器–日（小行星–观测器–太阳）夹角变化以及摄动加速度矢量变化。其中，星–器–日夹角表征了光照与观测的几何关系，直接影响光学成像的照明条件，是伴飞任务中需重点维持的观测约束。

1）日心二体下

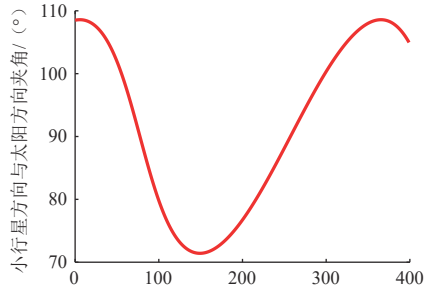
日心二体下，一年内变化情况如图1。可以看出，二体下，观测器相对于小行星的运动轨迹为圆，相对距离在400～750 m之间，飞行至70 d时到达近日点附近，此时相对距离最大为750 m，飞行至250 d时到达远日点附近，此时相对距离最小为400 m。小行星–观测器–太阳夹角在90° ± 20°之间。观测器与小行星保持无控伴飞是由于两者所受太阳引力基本一致。所受太阳引力加速度随时间变化关系如图1（d），该加速度变化主要由观测器/小行星与太阳的相对距离的变化引起。



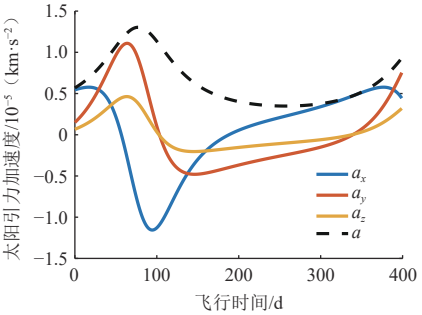
（a）器–星距离变化



（b）器–星位置变化



（c）星−器−日夹角



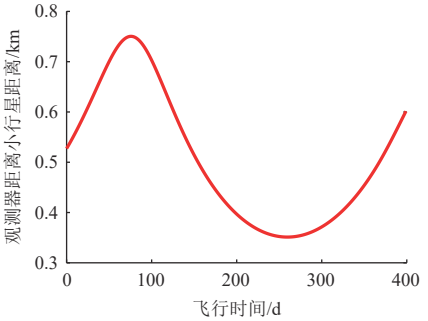
（d）加速度变化

图 1 观测器递推轨道变化及加速度变化

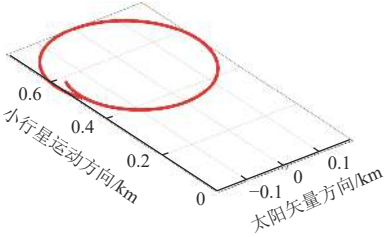
Fig. 1 Changes in spacecraft orbit and acceleration

2）八大行星引力摄动

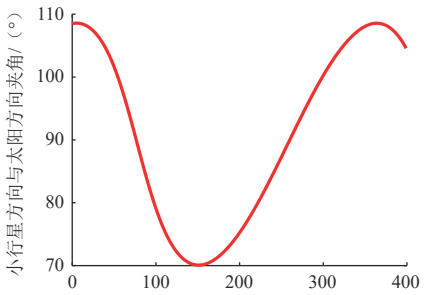
日心二体下考虑八大行星引力摄动，一年内变化情况如图2。可以看出，观测器相对于小行星的运动轨迹近似为圆，相对距离为350～750 m，小行星−观测器−太阳夹角为90°±20°。观测器与小行星保持无控伴飞是由于两者所受八大行星引力摄动基本一致。所受八大行星引力摄动加速度随时间变化关系如图2（d），该加速度变化主要由观测器/小行星与八大行星的相对距离的变化引起，初始时加速度较大是由于此时距离地球较近。



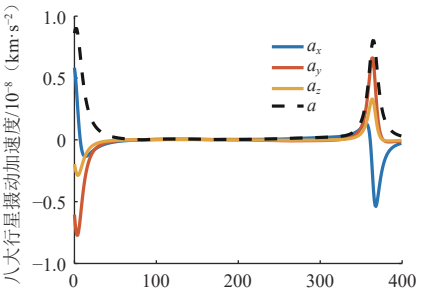
（a）器−星距离变化



（b）器−星位置变化



（c）星−器−日夹角



（d）加速度变化

图 2 观测器递推轨道变化及加速度变化

Fig. 2 Changes in spacecraft orbit and acceleration

（1）光压摄动

光压力造成的加速度，表达式为

$$\boldsymbol{g}_{\mathrm{SRP}} = C_r\left(P_0\frac{\mathrm{AU}^2}{R^2}\right)\frac{S}{m}\frac{\boldsymbol{R}}{R} \tag{6}$$

其中：C_r表示光压系数；P_0表示太阳辐射压在1 AU处的标准值；AU^2/R^2表示太阳辐射的距离衰减因子，S表示物体面积；m表示物体质量；$\boldsymbol{R}$为日心惯性系下的位置矢量。其中，观测器的质量取30 kg，光压面积为0.25 m^2。由公式可知，近距离伴飞时，小行星与观测器的光压力差别主要受物体面质比影响。

日心二体下考虑光压摄动，观测器与小行星距离变化、相对位置变化，及摄动加速度矢量变化如图3。可以看出，相对距离偏离较大，小行星−观测器−太阳夹角在0°～110°之间，该夹角初始的突变，源于观测器与小行星的面质比差异，导致两者受到的光压加速度不同，进而产生相对位移及夹角突变。图3（d）中观测器所受光压摄动加速度变化主要由公式（6）中观测器与太阳的相对距离及其面质比的变化共同引起，其中相对距离的周期性变化是主导因素。

（2）小行星弱引力场摄动

伴飞距离500 m在小行星引力影响球半径外，表明小行星本身的引力对观测器轨道影响较弱。

日心二体下考虑小行星弱引力场摄动，观测器与小行星距离变化、相对位置变化，及引力加速度矢量

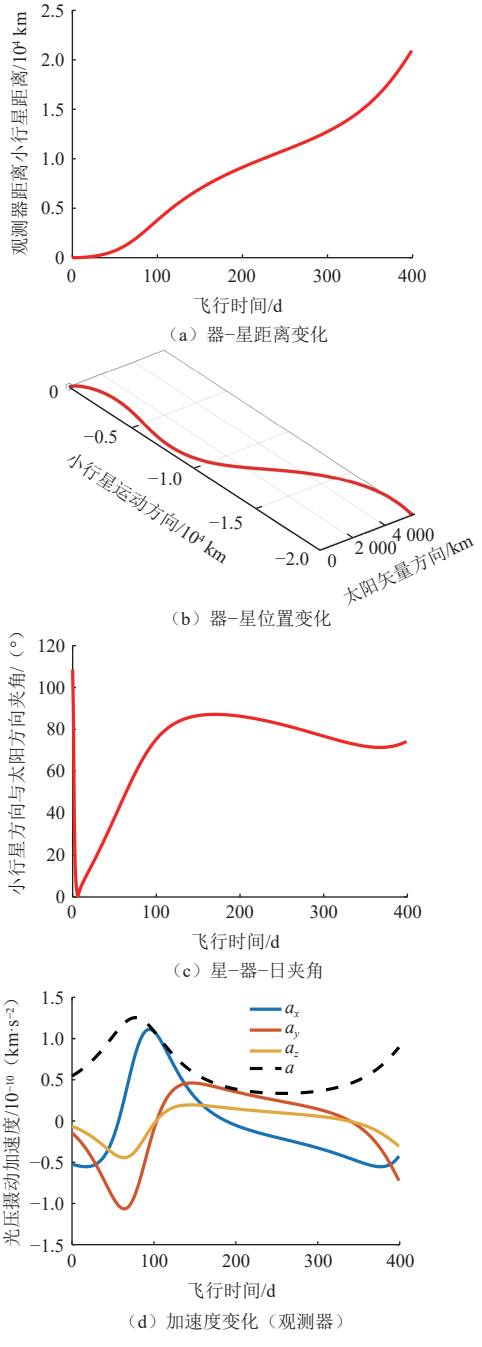


图 3　观测器递推轨道变化及加速度变化

Fig. 3　Changes in spacecraft orbit and acceleration

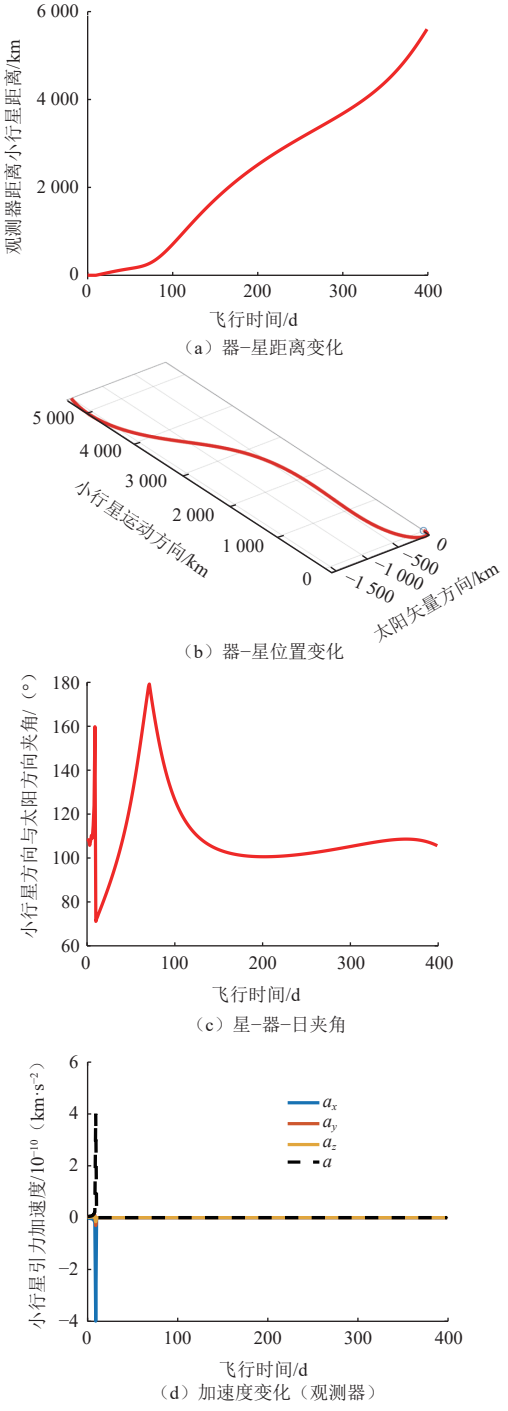


图 4　观测器递推轨道变化及加速度变化

Fig. 4　Changes in spacecraft orbit and acceleration

变化如图4。可以看出，相对距离偏离较大，小行星–观测器–太阳夹角在70°～180°之间，该夹角初始的突变，源于在500 m处小行星引力虽弱，但会累积速度偏差，导致距离及夹角变化。图4（d）中观测器所受小行星引力加速度，随其与小行星之间距离的增大而按平方反比律减小。

通过上述仿真结果可知，二体下，加入八大行星摄动，观测器基本能保持稳定伴飞；加入光压摄动或小行星引力摄动后，无法保持伴飞。

2.2　摄动项量级

距离小行星500 m处，各项引力和光压力产生的加速度量级如表1。由表可知，在500 m伴飞距离下，光压是主导的相对摄动源，小行星引力为非主导但不可忽略的摄动力。

观测器和小行星均受到太阳中心引力、八大行星引力摄动和光压力摄动，区别主要有以下两点：一是

观测器还受到小行星的引力摄动影响；二是观测器和小行星受到的光压力不同，光压比较见表2。

表 1 摄动加速度量级比较

Table 1 Comparison of perturbation acceleration magnitudes

分类	太阳引力	八大行星引力	光压力	小行星引力
加速度/（km·s^{-2}）	1×10^{-6}	1×10^{-9}	1×10^{-11}	1×10^{-12}

表 2 观测器和小行星光压摄动加速度量级比较

Table 2 Comparison of magnitude of SRP

光压	观测器光压	小行星光压
加速度/（km·s^{-2}）	1×10^{-11}	1×10^{-13}

观测器和小行星受到的摄动力区别较大，需要深入分析。

另外，观测器光压摄动加速度受轨道位置影响较大。近日点、远日点以及平均光压摄动加速度数据如表3。可以看出，近日点光压摄动加速度约为平均值的2倍，远日点加速度约为平均值的一半。

表 3 不同位置下观测器光压摄动加速度比较

Table 3 Comparison of SRP at different positions

分类	近日点	远日点	平均值
加速度/10^{-11}（km·s^{-2}）	12.50	3.35	6.73

小行星光压摄动受小行星自身体积、密度等影响也较大。根据小行星不同半径以及2 g/cm^{3}的密度计算得到不同质量，从而得到不同光压摄动加速度，如表4。

表 4 不同半径小行星光压摄动加速度比较

Table 4 Comparison of SRP acceleration for asteroids with different radii

半径m	17	30	50	78
加速度/10^{-13}（km·s^{-2}）	2.89	1.86	0.98	0.63

上述分析表明，观测器和小行星受到的摄动力区别较大，光压力和小行星引力摄动使得观测器无法保持伴飞小行星。

2.3 小行星引力模型简化验证

为定量评估质点引力假设在500 m伴飞距离下的合理性，本文对比了两种引力模型下的加速度差异：质点模型与多面体模型。多面体模型采用公开的半长轴约为14 m × 13 m × 13 m的模型数据。

在相同的500 m距离、不同相对方位上，计算两种模型的引力加速度差值，仿真结果表明最大差值量级为1×10^{-13} km/s^2，相较于光压摄动低2个数量级，比小行星自身的中心引力值低1个数量级。

因此，在500 m距离处，小行星作为质点处理是合理的，其引入的误差远小于其他已考虑的摄动源不确定性。

3 抵近及伴飞控制

由于目前对小行星基本属性的先验认识还十分不足，小行星近距离观测按边飞边探、逐步逼近的原则开展[1]，以观测器由较远距离抵近至500 m再进行伴飞为例，仿真分析了不同初始位置、不同初始高度、不同转移时间下的轨道转移以及伴飞控制情况。

取小行星四周的4个初始位置，初始位置1、2位于小行星运动方向前后向，初始位置3、4位于小行星运动轨道平面上下方。

3.1 抵近分析

由较远距离抵近至距离小行星500 m处，需要两次机动，第一次机动实现距离变化；第二次机动实现观测器与小行星相对速度为0 m/s。

不同初始位置、初始高度、转移时间下的轨道转移仿真分析如下。

1）不同初始位置下转移情况

初始高度取为100 km，转移时间取为1 d，转移至500 m处所需的速度增量如表5。

表 5 不同初始位置下轨道转移情况

Table 5 Orbital transfer at different initial positions

分类	初始高度/km	转移时间/d	转移速度增量/（m·s^{-1}）
初始位置1	100	1	2.4
初始位置2			2.4
初始位置3			2.3
初始位置4			2.3

初始位置不同，转移所需速度增量基本不变。

2） 不同初始高度下转移情况

取初始位置1，转移时间取为1 d，初始高度取50 km、100 km、200 km时，轨道转移情况如表6。

表 6 不同初始高度下轨道转移情况

Table 6 Orbital transfer at different initial heights

分类	初始高度/km	转移时间/d	转移速度增量/（m·s^{-1}）
初始位置1	50	1	1.2
	100		2.4
	200		4.9

初始高度越高，转移速度增量越大，初始高度每增大一倍，转移速度增量约增大2 m/s。

3） 不同转移时间下转移情况

取初始位置1，初始高度取100 km，转移时间取为0.5 d、1 d、2 d时，轨道转移情况如表7。

表 7 不同转移时间下轨道转移情况

Table 7 Orbital transfer at different transfer times

分类	初始高度/km	转移时间/d	转移速度增量/（m·s^{-1}）
初始位置1	100	0.5	4.9
		1.0	2.4
		2.0	1.2

转移时间越长，转移速度增量越小，转移时间每增大一倍，转移速度增量约减小2 m/s。

通过上述分析可知，初始位置不同，转移速度增量基本不变；初始高度越高，转移速度增量越大；转移时间越长，速度增量越小。

3.2　伴飞控制

通过上述分析可知，光压摄动和小行星引力摄动是影响伴飞的主要摄动力，通过分析利用该两项摄动合力实现维持伴飞。

在距离小行星500 m处附近伴飞。伴飞过程中要求距离约束及太阳−观测器−小行星夹角约束，该夹角约束便于光学成像等：要求观测器距离目标伴飞点 ± 100 m，太阳−观测器−小行星夹角为90° ± 20°。

取初始时刻为：BJT 2029-3-15 08:00:00，以初始时刻观测器位于小行星运动方向前向500 m处为例，设计利用、对抗摄动因素实现维持伴飞。

光压力、小行星引力及其摄动合力方向示意图，以及摄动力下观测器的伴飞轨迹如图5。

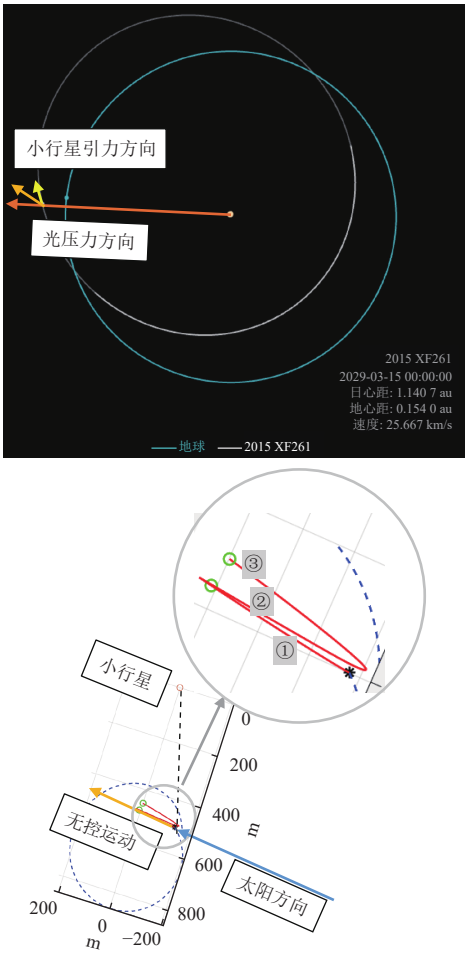


图 5　摄动力方向示意图

Fig. 5　Diagram of perturbation force direction

图5下方图中，黑色“*”表示观测器初始位置，蓝色“--”表示八大行星引力摄动下观测器伴飞轨道。轨控具体操作为：“①”段轨迹表示摄动合力下的无控运动，根据距离、夹角约束，无控运动至阈值边界后，施加反向速度；“②”段轨迹表示施加对抗摄动合力的速度脉冲后的运动；“③”段轨迹与“①”段轨迹同样为摄动合力下的无控运动，后续循环控制和无控轨迹。

“①”段为无控运动，根据距离约束以及公式

$$x = \frac{1}{2}at^2 \tag{7}$$

可计算得到该段无控运动时长，但由于小行星−观测器−太阳夹角约束为90° ± 20°，无控运动至距离边界后，无法满足夹角约束，综合考虑距离及夹角约束，取无控运动至约束边界后，施加一个反向速度，进入“②”段轨迹。

“②”段轨迹表示施加对抗摄动合力的速度脉冲后的运动。该速度脉冲包括两部分，一是抵消“①”段轨迹摄动力产生的速度增量，二是用于在“②”段轨迹对抗摄动力。该速度的方向、大小由“①”段轨迹所受摄动合力积分得到，计算公式为

$$\begin{aligned} &\Delta \boldsymbol{V} = -2a\mathrm{trap}(t, \boldsymbol{g}) \\ &\begin{cases} t = t_s : 3\,600 : t_f \\ \boldsymbol{g} = \boldsymbol{g}_1, \cdots, \boldsymbol{g}_i, \cdots \boldsymbol{g}_n \\ \boldsymbol{g}_i = \boldsymbol{g}_{\mathrm{SRP}} + b\boldsymbol{g}_{\mathrm{Ast}} \end{cases} \end{aligned} \tag{8}$$

其中：$\Delta \boldsymbol{V}$为速度矢量，负号表示反向；t为无控运动离散时刻，时间间隔取3 600 s；$\boldsymbol{g}$为每一个离散时刻对应的摄动合力；$\boldsymbol{g}_{\mathrm{SRP}}$为光压力摄动；$\boldsymbol{g}_{\mathrm{Ast}}$为小行星引力摄动；系数$a$、$b$分别用于调节施加的速度大小和速度方向，系数$a$、$b$为经验调节参数，其取值通过仿真优化确定，目标是在满足距离−夹角约束的前提下，使总速度增量最小。

当施加的对抗力与摄动合力抵消后，进入“③”段无控运动。

按照以上基于摄动力的设计思路，得到初始时刻附近、近日点附近、远日点附近的伴飞轨道如下。

3.2.1　初始时刻附近伴飞控制

得到40 d内的伴飞轨道如图6。40 d轨控次数为28次，约每隔34 h机动一次，机动最小时间间隔为27 h，每次机动速度增量约0.006 5 m/s，40 d所需速度增量和为0.18 m/s。距离在500 ± 100 m内，星−器−日夹角在90° ± 20°之间。星−器−地（小行星−观测器−地球）夹角在80°～180°之间，其变化反映观测器相对于地球的几何关系，影响深空测控通信链路。轨控速度方向的

变化幅度为2°，轨控速度方向与太阳方向夹角如图7所示，夹角在1°～8°之间，该夹角直观反映了控制脉冲主要用于抵消以光压为主导的摄动合力。

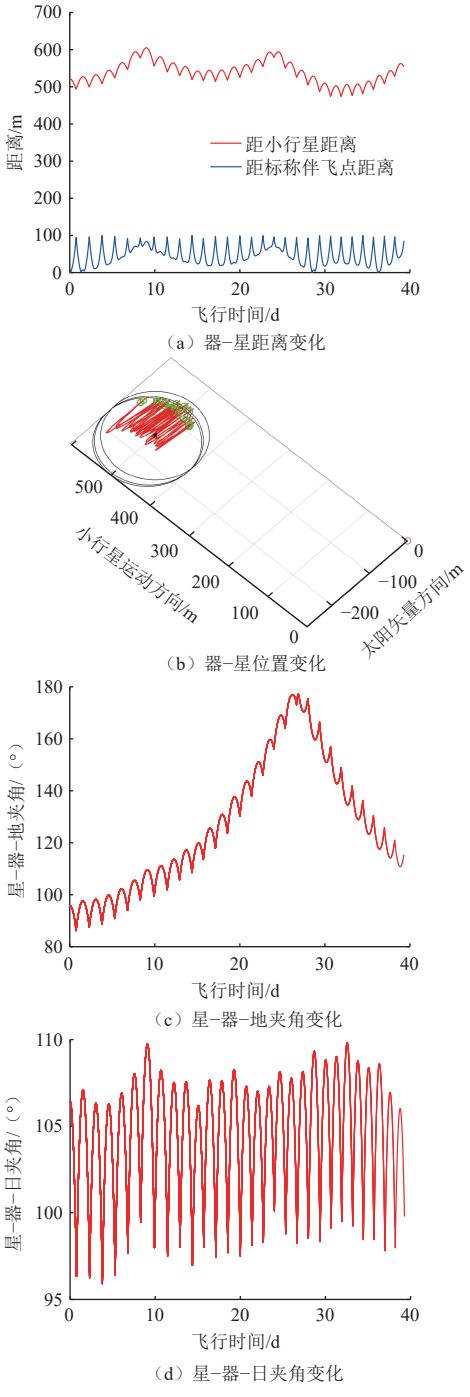


图 6　轨控后轨道变化

Fig. 6　Orbital changes after control

图6中器星位置变化所在坐标系为小行星轨道系，伴飞轨道变化主要在轨道面上，垂直于轨道面上的距离基本没有变化。图中所画圆为以标称伴飞点为圆心、半径为100 m的圆，由于标称伴飞点位置变化，圆心位置随之变化，图中所画为伴飞轨道初始、中间、结束时的伴飞范围。

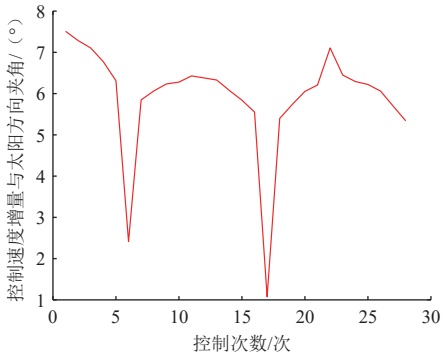


图 7　轨控速度方向与太阳方向夹角

Fig. 7　Angle between direction of orbit control velocity and direction of Sun

3.2.2　近日点附近伴飞控制

近日点附近日星地位置关系如图8。

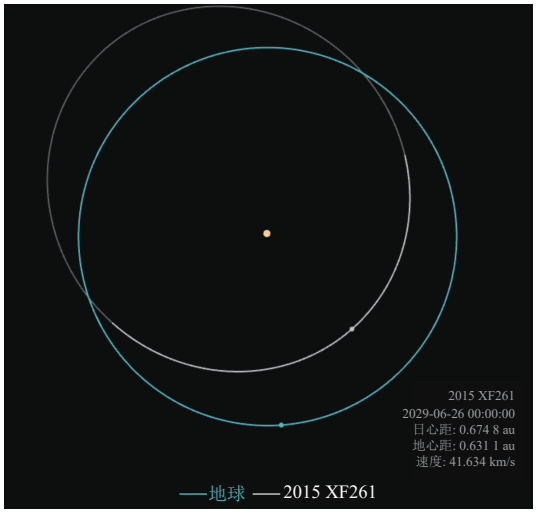


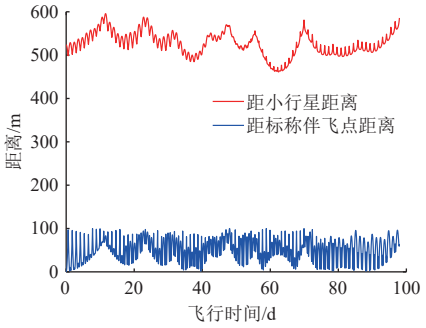
图 8　近日点附近日星地位置关系示意图

Fig. 8　Position relationship between Sun, the asteroid, and Earth near perihelion

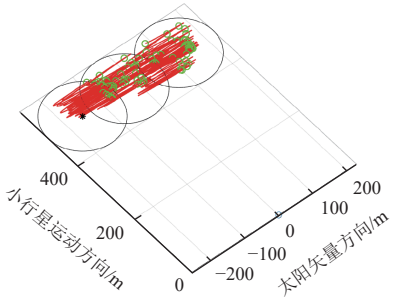
近日点光压摄动加速度约为平均值的2倍，根据距离、夹角约束，无控运动至边界后，施加反向速度。得到近日点前后100 d内伴飞维持情况如图9，维持次数为84次，即平均每29 h机动一次，机动最小时间间隔为26 h，每次机动速度增量约0.011 m/s，100 d所需速度增量和为0.89 m/s。距离在500 ± 100 m内，星–器–日夹角在90° ± 20°之间。轨控速度方向的变化幅度为34°，轨控速度方向与太阳方向夹角如图10，夹角在1.0°～5.5°之间。

3.2.3　远日点附近伴飞控制

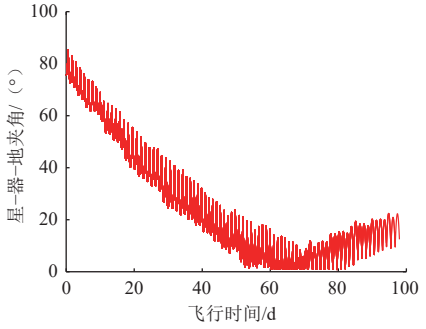
远日点附近日星地位置关系如图11。



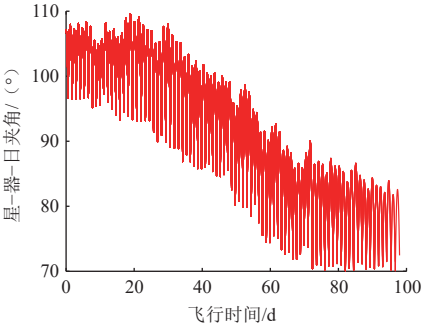
（a）器–星距离变化



（b）器–星位置变化



（c）星–器–地夹角变化



（d）星–器–日夹角变化

图 9　轨控后轨道变化

Fig. 9　Orbital changes after control

远日点光压摄动加速度约为平均值的一半，根据距离、夹角约束，无控运动至边界后，施加反向速度。

得到远日点前后100 d内伴飞维持情况如图12，维持次数为51次，即平均每2 d机动一次，机动最小时间间隔为38 h，每次机动速度增量约0.006 m/s，100 d所需速度增量和为0.3 m/s。距离500 ± 100 m内，星–器–日夹角在90° ± 20°之间。轨控速度方向的变化幅度为22°，轨控速度方向与太阳方向夹角如图13，夹角在2°～13°之间。

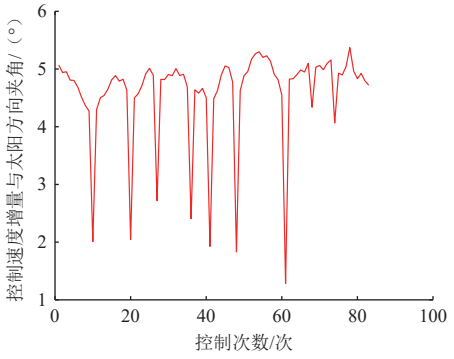


图 10　轨控速度方向与太阳方向夹角

Fig. 10　Angle between direction of orbit control velocity and direction of Sun

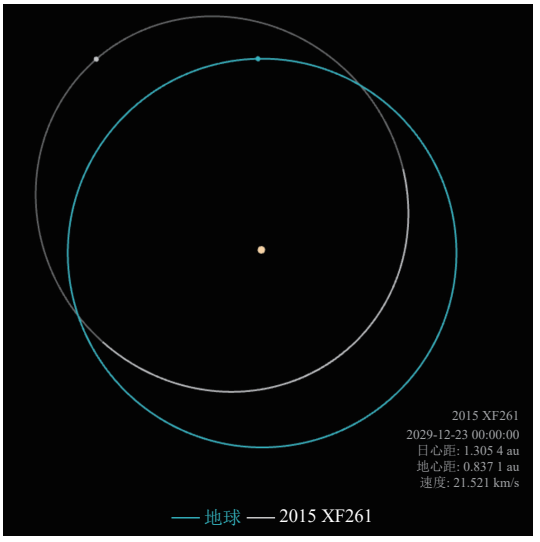
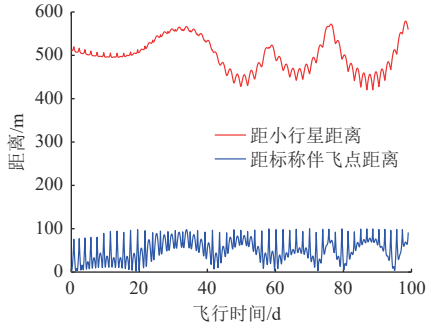
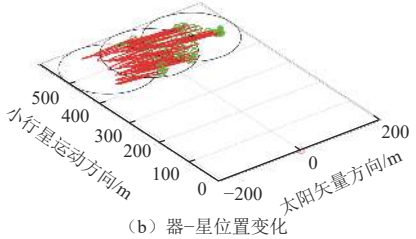


图 11　远日点附近日星地位置关系示意图

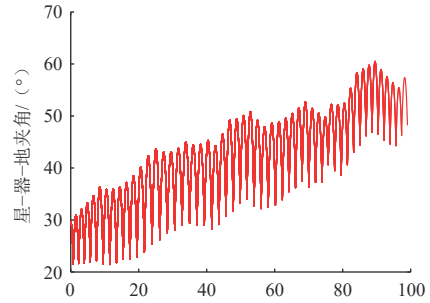
Fig. 11　Position relationship between Sun, the asteroid, and Earth near aphelion



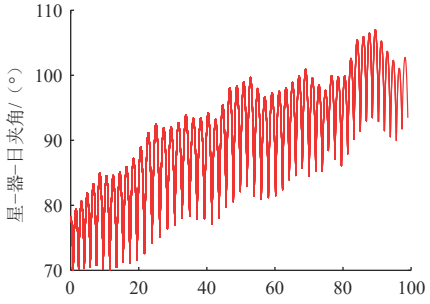
（a）器–星距离变化



（b）器–星位置变化



（c）星–器–地夹角变化



（d）星–器–日夹角变化

图 12 轨控后轨道变化

Fig. 12 Orbital changes after control

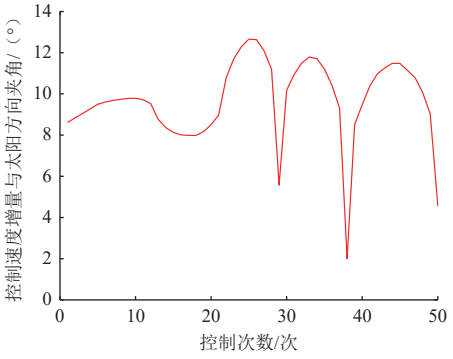


图 13 轨控速度方向与太阳方向夹角

Fig. 13 Angle between direction of orbit control velocity and direction of Sun

3.2.4 机动速度与逃逸速度分析

为确保所提控制方法的合理性，分析单次机动速度增量与观测器逃逸速度的关系。观测器在距离小行星质心d = 500 m处，局部逃逸速度v_{eac}计算如下

$$v_{\mathrm{esc}} = \sqrt{\frac{2GM_{\mathrm{asteroid}}}{d}} \tag{9}$$

计算得到v_{eac}为0.002 75 m/s。所提控制方法中，单次机动速度增量数值上大于该逃逸速度，但不会导致逃逸，原因有以下几点：

1）机动速度方向与摄动合力方向相反，旨在周期性地抵消摄动引起的漂移，其长期作用是使平均相对速度归零，不会导致速度单向累积。

2）伴飞距离约束在500 ± 100 m内，从动力学上禁止了观测器获得足以达到逃逸速度的持续加速度。

3）仿真表明，在伴飞过程中，距离始终受控，系统保持稳定，从结果上证明了逃逸并未发生，控制方法是有效且安全的。

因此，在所提控制方法下，单次机动速度增量虽数值上超过局部逃逸速度，但由于其方向性、周期性及距离约束，不会引致观测器逃逸。

3.3 与传统控制方法对比分析

为验证所提方法在控制与燃耗方面的优势，与传统的连续小推力控制方法进行了对比。连续小推力控制方法，通过持续施加推力实时抵消光压差异与小行星引力的摄动合力。其中，光压差异指观测器与小行星所受光压摄动的差异。

连续小推力控制伴飞1年，得到伴飞轨道如图14。可以看出，连续小推力控制实时抵消摄动合力后，伴飞轨道距离、相对位置及夹角变化与只考虑八大行星引力摄动的无控伴飞轨道变化基本一致。观测器相对于小行星的运动轨迹近似为圆，相对距离在350～750 m之间，小行星–观测器–太阳夹角在90° ± 20°之间。连续小推力控制伴飞一年所需速度增量和为1.94 m/s。传统连续小推力方案通过抵消主要摄动差，实现了一种“低燃料消耗、低精度约束”的自然伴飞模式。

本文所提方法与连续小推力控制方法在初始时刻附近、近日点附近、远日点附近的伴飞轨道情况及速度增量需求对比见表8。由表可知，所提方法在初始时刻附近伴飞的速度增量需求小于连续小推力控制方法。使用连续小推力控制方法伴飞时，观测器与小行星距离在500 ± 250 m之间，该距离范围受轨道偏心率影响较大，本文所选小行星轨道为椭圆轨道。

表 8 控制方法仿真结果比较

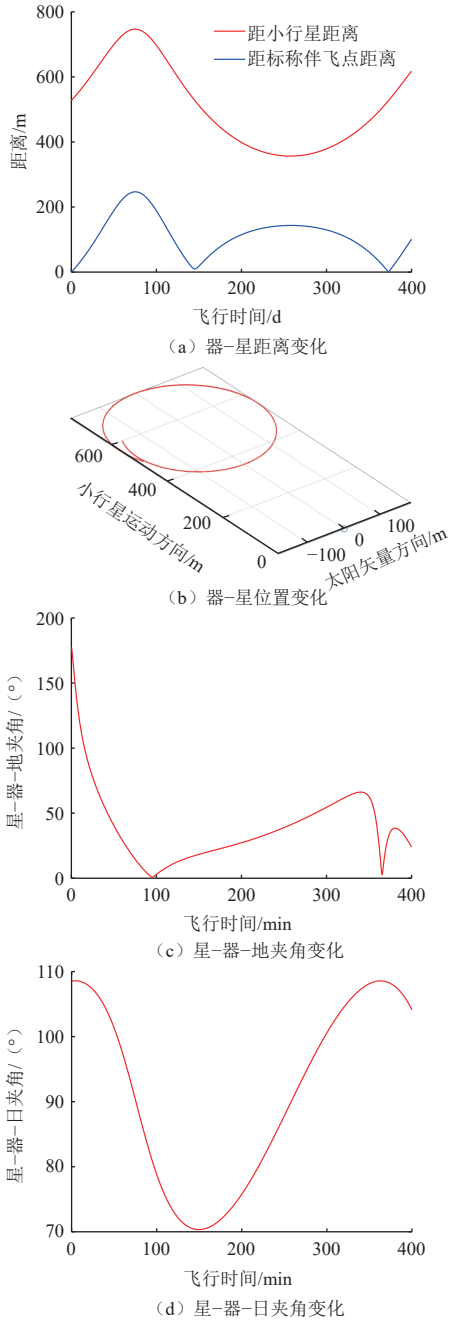
Table 8 Comparison of simulation results of control methods

分类	速度增量需求/（m·s^{-1}）		控制次数/次		与小行星距离/m	
	所提方法	连续小推力方法	所提方法	连续小推力方法	所提方法	连续小推力方法
初始时刻附近伴飞40 d	0.18	0.25	28	持续不断	500 ± 100	500 ± 200
近日点附近伴飞100 d	0.89	0.90	84	持续不断	500 ± 100	500 ± 250
远日点附近伴飞100 d	0.30	0.30	51	持续不断	500 ± 100	500 ± 200

传统连续推力方法难以同时满足“低燃料消耗”与“高精度约束”。若要实现严格距离约束（500 ± 100 m），需抵消偏心率的影响。

本文所提方法的优势在于合理利用摄动力的特

性，仅在摄动力即将破坏工程约束时施加最小必要的脉冲机动。因此，本方法得以在燃料消耗低于传统连续小推力控制方法的前提下，实现了严格的距离约束，提供了更优的控制性能。



（a）器−星距离变化

（b）器−星位置变化

（c）星−器−地夹角变化

（d）星−器−日夹角变化

图 14　连续小推力控制伴飞轨道变化

Fig. 14　Orbital changes after continuous low thrust control

4　结　论

对于摄动力下观测器抵近及伴飞小行星的控制问题，本文仿真得到了不同初始位置、转移时间对抵近轨道的影响，通过研究太阳、八大行星引力、光压力、小行星引力等摄动项提出了利用、对抗摄动力的伴飞控制方法。该方法基于摄动合力通过循环无控运动段和控制运动段实现近距离定点伴飞控制，使得控制的总代价和推进剂消耗都较小，为中国即将开展的小行星撞击防御任务提供参考。

参考文献

[1] 张荣桥，张熇，刘建军，等. 天问二号小天体探测任务[J]. 中国科学：物理学 力学 天文学，2025，55(7)：6-15.
ZHANG R Q，ZHANG H，LIU J J，et al. Tianwen-2 small bodies exploration mission[J]. Sci Sin-Phys Mech Astron，2025，55(7)：6-15.

[2] 龚自正，宋光明，陈川，等. 我国应对近地小行星撞击风险和动能撞击偏转研究的若干进展[J]. 上海航天(中英文)，2024，41(5)：11-23.
GONG Z Z，SONG G M，CHEN C，et al. China response to risk of NEA and kinetic energy impact deflection researches：retrospect and prospect[J]. Aerospace Shanghai (Chinese & English)，2024，41(5)：11-23.

[3] 张熇，顾征，韩承志. 小行星撞击防御任务分析与设计[J]. 深空探测学报(中英文)，2023，10(4)：387-396.
ZHANG H，GU Z，HAN C Z. Analysis and design of asteroid impact defense mission[J]. Journal of Deep Space Exploration，2023，10(4)：387-396.

[4] LAURETTA D S，BALRAM-KNUTSON S S，BESHORE E，et al. OSIRIS-REx：sample return from asteroid (101955) Bennu[J]. Space Science Reviews，2017，212：925-984.

[5] 焦艺菲，程彬，陈诗雨，等. 小天体防御高速撞击数值仿真研究[J]. 中国科学：技术科学，2023，53(12)：2039-2052.
JIAO Y F，CHENG B，CHEN S Y，et al. Numerical simulations of hypervelocity impacts to defend against small bodies[J]. Science China Technological Sciences，2023，53(12)：2039-2052.

[6] 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.
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.

[7] SCHEERES D J. Orbital motion in strongly perturbed environments：applications to asteroid，comet and planetary satellite orbiters[M]. USA: Springer，2016.

[8] 崔平远，乔栋. 小天体附近轨道动力学与控制研究现状与展望[J]. 力学进展，2013，43(5)：526-539.
QIAO P Y，QIAO D. Research progress and prospect of orbital dynamics and control near small bodies[J]. Advances in Mechanics，2013，43(5)：526-539.

[9] 于洋，宝音贺西. 小天体附近的轨道动力学研究综述[J]. 深空探测学报，2014，1(2)：93-104.
YU Y，BAOYIN H X. Review of orbital dynamics in the vicinity of solar system small celestial bodies[J]. Journal of Deep Space Exploration，2014，1(2)：93-104.

[10] YANG H W，HU J C，LI S，et al. Reinforcement-learning-based robust guidance for asteroid approaching[J]. Journal of Guidance，Control，and Dynamics，2024，47(10)：2058-2072.

[11] LIU C，YANG H W，LI S，et al. Convex optimization of stochastic path-constrained trajectories near asteroids[J/OL]. Aerospace Science and Technology，2024，153：109463. https://www.zhangqiaokeyan.com/journal-foreign-detail/1404137383231.html.

[12] 龚胜平，李俊峰，宝音贺西. 小天体伴飞脉冲控制[J]. 中国空间科学技术，2013，33(3)：15-21.
GONG S P，LI J F，BAOYIN H X. Impulse control for spacecraft near asteroid[J]. Chinese Space Science and Technology，2013，33(3)：15-21.

[13] 龚胜平，李俊峰，宝音贺西. 小天体伴飞的常推力控制[J]. 中国科学：物理学 力学 天文学，2011，41(10)：1224-1229.
GONG S P，LI J F，BAOYIN H X. Utilization of constant low thrust for control of spacecraft near asteroid[J]. Scientia Sinica Physica，2011，41(10)：1224-1229.

[14] 喻圣贤. 深空探测中的轨道分析、设计与控制[D]. 南京：南京大学，2013.
YU S X. Orbital analysis，design and control in deep space[D]. Nanjing：Nanjing University，2013.

[15] 李翔宇，乔栋，黄江川，等. 小行星探测近轨操作的轨道动力学与控制[J/OL]. 中国科学：物理学力学天文学，2019，49：084508. https://d.wanfangdata.com.cn/periodical/zgkx-cg201908008.
LI X Y，QIAO D，HUANG J C，et al. Dynamics and control of proximity operations for asteroid exploration mission[J]. Science China-Physics Mechanics & Astronomy，2019，49：084508. https://d.wanfangdata.com.cn/periodical/zgkx-cg201908008.

[16] BROSCHART S B，SCHEERES D J. Numerical solution to the small-body hovering problem[J]. Advances in the Astronautical Sciences，2003，114：875-894.

[17] BROSCHART S B，SCHEERES D J. Control of hovering spacecraft near small bodies：application to asteroid 25143 Itokawa[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics，2005，28：343-354.

作者简介：
赵英杰（1998－），女，助理工程师，主要研究方向：轨道动力学与控制。
通信地址：安徽省合肥市高新区中安创谷二期F1栋(230026)
电话：15965448690
E-mail：yingjie.zhao@nuaa.edu.cn
龚明宇（1994－），男，工程师，主要研究方向：航天器总体设计。**本文通信作者**。
通信地址：安徽省合肥市高新区中安创谷二期F1栋(230026)
电话：18133395770
E-mail：mingyu.gong@foxmail.com

Perturbation-Based Control for a Spacecraft's Close-Range Formation Flight with an Asteroid

ZHAO Yingjie[1,2]，GONG Mingyu[1,2]，LI Haiyang[1,2]，HUANG Xinghong[1,2]，
LIU Wangwang[1,2]，XIANG Kaiheng[1,2]

（1. Deep Space Exploration Laboratory，Hefei 230026，China；
2. National Key Laboratory of Deep Space Exploration，Hefei 230026，China）

Abstract：To address the problem of spacecraft approach and close-range formation flying with an asteroid under the influence of perturbations, the gravitational forces of the Sun and the eight major planets, solar radiation pressure, and the gravity of asteroid were considered. By analyzing the effects of these perturbations, a control method for close-range formation flying was developed, utilizing the perturbations themselves. This method implemented a cyclic "uncontrolled-controlled" strategy that either leveraged or counteracted perturbative forces to achieve formation flying control under both distance and angle constraints. First, the influences of various perturbations on the formation orbit were analyzed by controlling variables. Then, the effects of key parameters on the approach orbit were analyzed. Finally, after the formation flying position was reached, perturbations were utilized to achieve close-range formation flying, and the effectiveness of the control method across the entire orbital period was validated. Simulation results demonstrate that the proposed control method effectively achieves coordinated distance–angle control of the spacecraft, while also offering practical engineering advantages such as straightforward implementation and low propellant consumption, providing reference for China's future near-Earth asteroid defense missions.

Keywords：asteroid exploration；perturbations；close-range formation flight；coordinated distance–angle control

Highlights：

- A novel perturbation-based control method for close-range formation flying by strategically leveraging and counteracting perturbations is proposed.
- A systematic analysis of key parameters on the approach orbit is conducted，elucidating the relationship between required velocity increments and initial conditions.
- A low-fuel control strategy that reduces fuel consumption through cycles of uncontrolled drift and controlled maneuvers is designed.
- The method's effectiveness across the entire orbital period is validated, maintaining stable formation flying in both high and low perturbation scenarios.

[责任编辑：高莎，英文审校：宋利辉]