О. С. Черненко[1], **Н. А. Эйсмонт**[1], **В. А. Зубко**[1], **М. В. Пупков**[1]

[1]*Институт космических исследований РАН, Москва, Россия*

Отбор околоземных астероидов и проектирование траекторий перевода на резонансные с Землей орбиты.

Астрономический вестник. 2026. Т. 60. № 3. С. 362–374.
eLIBRARY ID: 91753919
EDN: WXHXFI
DOI: 10.7868/S3034517026030137

Переводная версия статьи:
Definition of Near-Earth Asteroids and Trajectory Design for Transfer to Earth-Resonant Orbits
Solar System Research, 2026, Vol. 60:22
DOI: 10.1134/S0038094625601240

Общая формулировка научной проблемы и её актуальность:

Рост числа обнаруживаемых околоземных астероидов делает актуальным развитие методов управления движением малых тел Солнечной системы. Такие методы представляют интерес как для задач планетарной защиты, так и для перспективных миссий по исследованию, захвату и практическому использованию астероидов. Существенным ограничением подобных миссий являются энергетические затраты: применение больших активных импульсов двигательной установкой космического аппарата к астероиду требует значительных ресурсов, поэтому особый интерес представляют баллистические схемы, в которых требуемое изменение траектории астероида достигается сочетанием сравнительно небольших импульсов с естественными динамическими механизмами — резонансными возвратами и гравитационными маневрами.

Одним из перспективных решений является предварительный перевод околоземного астероида на гелиоцентрическую орбиту, близкую к резонансу 1:1 с орбитой Земли. Период обращения, близкий к одному земному году, обеспечивает регулярные возвращения объекта в окрестность Земли и при подборе подходящей геометрии пролёта создает условия для последующего использования гравитационных маневров в системе

Земля–Луна. Такой подход потенциально позволяет существенно изменять геоцентрические параметры движения малого тела без необходимости сообщать ему сопоставимое изменение гелиоцентрической скорости. Именно эта идея положена в основу рассматриваемой работы.

Конкретная решаемая в работе задача и её значение:

Целью работы является разработка последовательной методики отбора околоземных астероидов, пригодных для низкоэнергетического перенаправления, и первоначальное баллистическое проектирование полного сценария от старта космического аппарата с низкой околоземной орбиты до формирования резонансной с Землей гелиоцентрической орбиты астероида и анализа его последующих возвратов.

Решаются взаимосвязанные задачи: формирование каталога потенциальных целей по геометрическим и динамическим критериям, оценка энергетической доступности резонанса, расчет перелета космического аппарата от Земли к астероиду, определение необходимого импульса для перевода астероида на траекторию гравитационного манёвра у Земли, проектирование гравитационного маневра у Земли и анализ сформировавшейся резонансной орбиты, а также поиск последующих сближений с Землей и Луной, представляющих интерес для продолжения цепочки гравитационных маневров и возможного дальнейшего захвата объекта на геоцентрическую орбиту.

Используемый подход, его новизна и оригинальность:

В работе предложен связанный многоэтапный подход к баллистическому проектированию миссий управления движением околоземных астероидов, охватывающий весь путь от предварительного отбора объекта до анализа его движения после перевода на резонансную с земной орбиту. В отличие от рассмотрения отдельных этапов миссии изолированно, отбор целей непосредственно увязан с энергетикой перелета космического аппарата, возможностью последующего перенаправления астероида, геометрией гравитационного маневра у Земли и характеристиками дальнейших резонансных возвратов.

На первом этапе по данным JPL Small-Body Database формируется выборка объектов с использованием геометрических и динамических критериев, включая минимальное расстояние пересечения орбиты Земли (MOID), параметры исходной орбиты астероида, абсолютную звездную величину и оценку энергетической доступности резонанса 1:1. Упрощенная импульсная модель используется как инструмент быстрого

ранжирования большого числа астероидов, после чего для наиболее перспективных кандидатов выполняется детальное баллистическое проектирование.

Перелет космического аппарата с низкой околоземной орбиты высотой 200 км к астероиду рассчитывается посредством решения гелиоцентрической задачи Ламберта с использованием реальных эфемерид JPL Horizons. При этом раздельно учитываются энергетические затраты разгонного блока при уходе от Земли и космического аппарата при торможении у астероида, что позволяет оценивать не только формальную достижимость цели, но и распределение энергетических затрат между отдельными этапами миссии.

Следующий этап включает подбор малого фазирующего импульса, переводящего астероид на траекторию сближения с Землей, и построение гравитационного маневра с целью формирования гелиоцентрической орбиты с периодом, близким к одному земному году. Существенной особенностью используемой схемы является геометрически согласованное моделирование земного пролета: задача Ламберта решается не в центр Земли, а в точку на сфере, близкой к сфере действия планеты. Это позволяет задать физически осмысленное входное геоцентрическое состояние, восстановить параметры гиперболической траектории и исключить идеализацию мгновенного изменения направления скорости в центре Земли.

Таким образом, особенность работы состоит прежде всего в объединении процедуры отбора околоземных астероидов, проектирования перелета к ним, формирования резонанса 1:1 посредством малого импульса и земного гравитационного маневра, а также последующего поиска перспективных возвратов в единую последовательную расчетную схему. Такой подход позволяет уже на стадии первоначального проектирования оценивать не только доступность астероида, но и перспективность всей последующей динамической цепочки.

Полученные результаты и их значимость:

В результате проведенного отбора сформирована выборка околоземных астероидов, потенциально пригодных для низкоэнергетического перенаправления. Для детального анализа выбраны пять объектов: 2020 VV, 2008 UA202, 2000 SG344, 2020 YA1 и 2014 QN266, для которых последовательно рассчитаны основные этапы рассматриваемого сценария.

Для каждого объекта построены траектории перелета с низкой околоземной орбиты. Полученные значения характеристической скорости разгонного блока лежат в диапазоне 3.31–3.86 км/с, а импульсы космического аппарата, необходимые для торможения у астероида, составляют 0.039–0.943 км/с. Для всех пяти рассмотренных объектов найдены

варианты перевода на гелиоцентрические орбиты, близкие к резонансу 1:1 с земной орбитой. Требуемые фазирующие импульсы на астероиде составили 24–99 м/с, а полученные после гравитационного маневра периоды обращения — 364.86–366.19 суток, то есть близки к земному году. Это является ключевым результатом работы, поскольку подтверждает возможность формирования требуемой резонансной динамики при сравнительно небольшом активном воздействии непосредственно на малое тело.

Для сформированных резонансных траекторий проведен дальнейший поиск возвратов в окрестность системы Земля–Луна. Для 2020 VV и 2008 UA202 выявлены наиболее благоприятные кандидатные сближения: минимальные расстояния до Луны составляют около 228 и 337 тыс. км, а входные асимптотические скорости относительно Земли — 2.35 и 2.18 км/с соответственно. Для 2020 YA1 и 2014 QN266 также получены более слабые, но потенциально пригодные для дальнейшей оптимизации сближения.

Дополнительно выполнена оценка физической реализуемости приложения требуемых импульсов. Показано, что прямое перенаправление некоторых выбранных астероидов целиком может быть затруднено вследствие их массы; поэтому в качестве более реалистичного подхода рассмотрен вариант с захваченным фрагментом размером несколько метров и его последующий перевод на резонансную орбиту.

Таким образом, показана принципиальная баллистическая реализуемость всей рассматриваемой последовательности — от выбора конкретного околоземного астероида и перелета к нему до формирования резонанса 1:1 и получения последующих сближений, пригодных для продолжения гравитационных маневров в системе Земля–Луна. Полученные решения определяют конкретные объекты, диапазоны энергетических затрат и параметры сближений, которые могут служить исходной базой для дальнейшей высокоточной оптимизации в модели N тел и исследования условий перевода малых тел на связанные с Землей орбиты. Практическая область применения результатов включает перспективные миссии исследования и освоения околоземных астероидов, а также задачи планетарной защиты.