

Суханов А.А.

О ВОЗМОЖНОСТИ ОБЛЁТА БОЛЬШОГО ЧИСЛА АСТЕРОИДОВ ГЛАВНОГО ПОЯСА

Введение

Исследование астероидов представляет большой интерес для науки и способствует развитию наших знаний о рождении и эволюции Солнечной системы, поскольку астероиды возникли в период формирования Солнечной системы. При этом особое значение имеют исследования с близкого расстояния космическими аппаратами, что позволяет определить форму астероида, особенности поверхности и другие детали, невидимые с Земли. Уже около двух десятков астероидов были исследованы космическими аппаратом как с пролётных траекторий, так и при сближении с нулевой скоростью, в том числе крупнейшие астероиды (1) Церера и (4) Веста (КА Dawn).

В данной статье рассматривается возможность исследования большого числа астероидов (порядка 100) космическими аппаратами с пролётных траекторий в течение примерно 10 лет.

Описание предлагаемого проекта

Предлагается следующая последовательность шагов по реализации проекта:

- 10 идентичных КА запускаются одним носителем к Венере;
- КА совершают гравитационные манёвры у Венеры и Земли; такие манёвры позволяют достичь Главный пояс астероидов с низкими затратами;
- в результате КА выходят на разные траектории, возвращающиеся к Земле и проходящие вблизи астероидов, выбранных в качестве основных целей;

- попутно во время перелёта Земля–Земля КА могут сблизиться с другими астероидами;
- после второго гравитационного манёвра у Земли процедура повторяется, и т.д.

Таким образом, каждый КА совершает последовательный облёт нескольких астероидов. Как показывает опыт, один КА может сблизиться в среднем с одним астероидом в год; в результате в течение 10 лет могут быть совершены пролёты на близком расстоянии около 100 астероидов. Низкая стоимость предлагаемой миссии обусловлена следующими причинами:

- использование идентичных КА, что снижает стоимость их разработки;
- использование гравитационных манёвров Венеры и Земли (т.е. использование манёвра VEGA = Venus-Earth Gravity Assist) для достижения главного пояса астероидов существенно снижает величину импульса старта с низкой околоземной орбиты;
- исследование астероидов с пролётных траекторий требует лишь небольших активных манёвров (т.е. с использованием двигательной установки КА) в дальнем космосе, что позволяет ограничиться относительно небольшим количеством топлива на борту.

При массе каждого аппарата 500-600 кг все 10 КА могут быть запущены к Венере одним носителем класса «Протон».

Аналог предлагаемого проекта

Подобный проект с использованием одного аппарата разрабатывался в Швеции в 1990-е годы; проект был назван “Ханнес” в честь шведского физика Альвена Ханнеса [1]. Проект предполагал сближение КА с несколькими астероидами в течение около 6 лет. В ходе разработки проекта было получено «Дерево возможностей», в наглядной форме демонстрирующее возможные пути реализации проекта; это «Дерево» представлено на рис. 1.

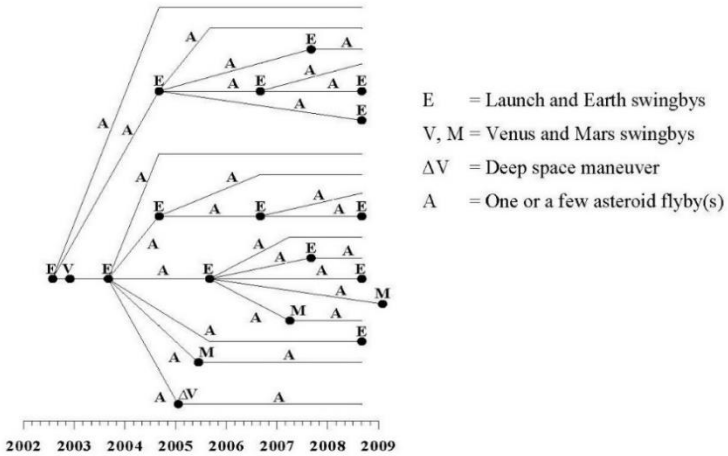


Рис. 1. «Дерево возможностей» проекта

Каждый отрезок ветвей «Дерева», помеченный буквой «А», содержит сближение КА с одним или несколькими астероидами. Как видно на рис. 1, рассмотрен также прямой полёт в пояс астероидов, без использования манёвра VEGA. Две ветви включают в себя также гравитационные манёвры у Марса, одна ветвь содержит активный манёвр в дальнем космосе. Пять ветвей заканчиваются возвращением КА к Земле. Это несколько сужает выбор астероидов, с которыми возможно сближение на последнем участке траектории КА, однако позволяет доставить на Землю результаты исследований, а также направить КА к ещё одному астероиду в результате гравитационного манёвра у Земли, если появится возможность продления миссии. В частности, в рамках такой расширенной миссии КА может быть направлен к астероиду (2) Паллада без дополнительных затрат топлива.

Такое «Дерево возможностей» открывает большой набор вариантов реализации проекта на этапе его подготовки.

Возможный вариант полёта к астероидам

На этапе подготовки предлагаемого проекта задача заключается в построении подобного «Дерева возможностей» для каждого из десяти КА. Ниже приводятся возможные варианты реализации

предлагаемого проекта, т.е. некоторые ветви такого «Дерева», для одного из КА. Анализ проводился методом склеенных конических сечений: отдельно рассматривается движение КА по гелиоцентрической траектории (при этом размерами сфер действия планет и временем полёта в них пренебрегается) и в сферах действия планет в рамках задачи двух тел. Предполагается, что в рамках этой модели возможно сближение с астероидами на сколь угодно малое расстояние.

Предлагается следующая процедура нахождения варианта полёта КА. На первом этапе рассматривается перелёт Земля–Венера–Земля–Земля и на последнем участке траектории определяется астероид, представляющий наибольший интерес и являющийся первым основным объектом исследований. После нахождения участка траектории КА Земля–астероид–Земля определяются астероиды, находящиеся вблизи этой траектории, с которыми также возможно сближение без значительных затрат топлива. Затем КА совершает второй гравитационный манёвр у Земли и выходит на траекторию с возвращением к Земле; на этой траектории процедура повторяется со вторым основным объектом исследований и дополнительными астероидами, допускающими сближение, и т.д.

Рассмотрим запуск космических аппаратов в 2029 г. и следующий вариант полёта одного из них. В качестве первого основного объекта предлагается астероид (216) Клеопатра. Этот крупный астероид интересен тем, что имеет необычную форму (рис. 2), обладает двумя спутниками и его спектральный класс М (металлический). Астероид имеет следующие характеристики: орбитальные элементы: $a = 2.797$ а.е., $e = 0.2485$, $i = 13.096^\circ$; размер: $217 \times 94 \times 81$ км; период вращения: 5.385 ч. Характеристики спутников Клеопатры приведены в табл. 1.



Рис. 2. Астероид (216) Клеопатра

Табл. 1. Спутники Клеопатры

Спутники:	Cleoselene	Alexhelios
Диаметр, км	6.9 ± 1.6	8.9 ± 1.6
Большая полуось, км	454 ± 6	678 ± 13
Орбитальный период, д.	1.24 ± 0.02	2.32 ± 0.02

В табл. 2 даны характеристики перелёта, включающего сближение с Клеопатрой. Для сравнения в первом столбце приведены характеристики перелёта Земля-Венера-Земля (ЗВЗ), в третьем – прямого перелёта Земля-Клеопатра (ЗК). Из табл. 2 видно, что при перелёте ЗВЗКЗ суммарное ΔV всего на 10 м/с больше, чем при полёте только ЗВЗ. Причём это увеличение ΔV требуется лишь при старте с низкой околоземной орбиты; само же сближение с Клеопатрой не требует дополнительных импульсов. Продолжительность прямого полёта Земля-Клеопатра лишь на полгода меньше, чем ЗВЗКЗ, однако при этом суммарное ΔV и скорость пролёта Клеопатры существенно больше.

Табл. 2. Перелёт Земля-Венера-Земля-Клеопатра-Земля (ЗВЗКЗ)

	ЗВЗ	ЗВЗКЗ	ЗК
Земля	24.10.2029	15.10.2029	03.03.2030
Венера	26.03.2030	15.04.2030	—
Земля	31.01.2031	03.03.2031	—
Клеопатра	—	26.07.2032	31.05.2032
Земля	—	03.03.2033	—
Суммарное ΔV^* , км/с	3.66	3.76	5.04
Время полёта до Клеопатры, лет	—	2.78	2.25
Скорость пролёта Клеопатры, км/с	—	9.86	12.12

* Суммарное ΔV включает в себя ΔV разгона с низкой околоземной орбиты и, если требуется, ΔV во время перелёта.

В табл. 3 представлена величина дополнительного ΔV , необходимого для встречи с одним, двумя или тремя астероидами, в зависимости от астероидов, выбранных для сближения.

Табл. 3. Возможные пролёты других астероидов на участке Земля–Клеопатра–Земля

Число дополнительных астероидов	1 аст.	2 аст.	3 аст.
Дополнительное ΔV , м/с	32–33, 70–115	77–150	210–230
Оценка диаметров астероидов*, км	1–3		

* Диаметры астероидов неизвестны; оценивались по известной абсолютной звёздной величине и предполагаемому альбедо = 0.1.

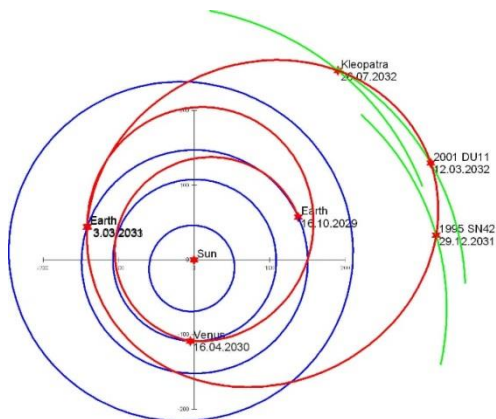


Рис. 3. Траектория сближения КА с тремя астероидами на первом участке Земля-Земля.

Далее КА совершает второй гравитационный манёвр у Земли, в результате которого выходит на траекторию сближения с другими астероидами и с последующим возвращением к Земле; это возвращение может состояться через 2, 3 или 4 года после второго облёта Земли. Астероиды, которые могут быть выбраны в качестве второго основного объекта исследований, представлены в табл. 4 для каждого возможного времени полёта Земля-Земля, при этом скорость пролёта астероида возрастает с ростом интервала времени между вторым и третьим облётами Земли. Это объясняется тем, что как видно на рис. 4–6, при этом возрастает угол между орбитой астероида и траекторией КА в точке встречи. В то же время с ростом этого интервала уменьшается величина дополнительного ΔV , необходимого для сближения с астероидом.

Табл. 4. Возможные основные цели после 2-го облёта Земли

Третий облёт Земли через:	Основная цель	Диаметр, км	Доп. ΔV , м/с	Скорость пролёта, км/с
2 года	(112) Ифигения	72,2	63	6,807
3 года	(235) Каролина	57,6	43	8,341
4 года	(196) Филомела	136,3	11	10,360

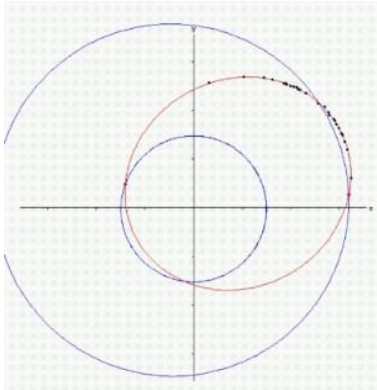


Рис. 4. Траектория перелёта Земля–Ифигения–Земля

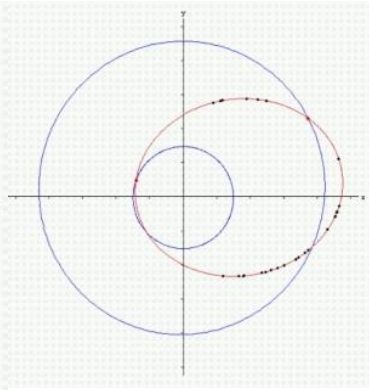


Рис. 5. Траектория перелёта Земля–Каролина–Земля

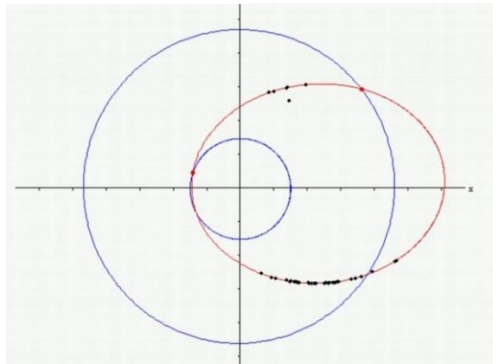


Рис. 6. Траектория перелёта Земля–Филомела–Земля

Чёрными точками на рис. 4–6 отмечены астероиды, находящиеся на небольшом расстоянии от КА во время его движения. Однако для сближения с большинством этих астероидов требуется относительно большой дополнительный импульс (более 400 м/с).

Отметим, что для достижения каждого из астероидов, представленных в табл. 4 и на рис. 4–6, как и в случае Клеопатры, не требуется дополнительных активных манёвров. В табл. 5 приведены пределы изменения дополнительных импульсов, необходимых для сближения ещё с одним или двумя астероидами при полёте к Ифигении. Пределы изменения дополнительного ΔV определяются выбором астероидов (помимо Ифигении), с которыми происходит сближение на этом участке траектории КА.

Табл. 5. Возможные пролёты астероидов на участке Земля–Ифигения–Земля

Число дополнительных астероидов	1 аст.	2 аст.
Дополнительное ΔV , м/с	40–60 100–150	200–230

Оценка диаметров астероидов*, км 1–5

* Диаметры астероидов оценивались по известной абсолютной звёздной величине и предполагаемому альбедо = 0.1.

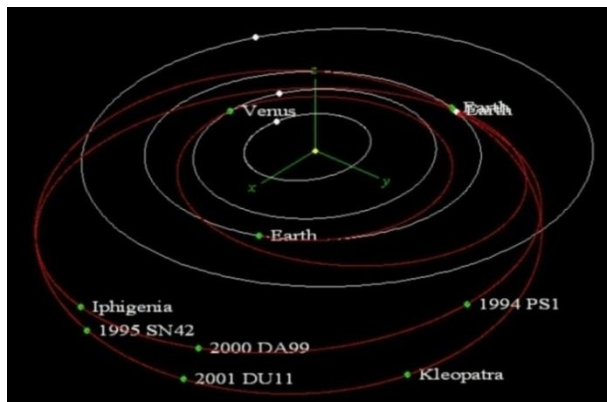


Рис. 7. Траектория перелёта Земля–Венера–Земля–1995 SN42–2001 DU11–Клеопатра–Земля–Ифигения–2000 DA99–1994 PS1–Земля

На рис. 7 показана траектория КА, на которой происходит сближение КА с Клеопатрой, Ифигенией и четырьмя меньшими астероидами. Продолжительность полёта составляет 5.4 года.

Определение массы астероидов

Исследование астероидов с пролётной траектории обладает недостатками по сравнению со сближением КА с астероидом с нулевой скоростью и исследованием астероида с близкого расстояния в течение продолжительного времени (как это было сделано, например, аппаратами NEAR, Dawn, Hayabusa 1 и 2). С пролётной траектории можно получить лишь изображения астероида в разных диапазонах волн и его спектральные характеристики в течение короткого времени.

В работе [2] предложен способ также достаточно точного определения массы даже небольших астероидов. Способ заключается в следующем: перед сближением с астероидом от аппарата отделяется пассивный зонд, который пролетает на меньшем расстоянии от астероида, чем КА; с борта КА проводятся оптические наблюдения зонда на фоне звёзд с целью определения его углового положения; разница углового положения до и после пролёта астероида на ближайшем расстоянии позволяет определить массу астероида.

Рассмотрим пример, поясняющий этот способ. Совершается пролёт со скоростью $V = 7$ км/с астероида диаметром около 25 км, имеющего плотность около 2 г/см³; масса такого астероида $m = 1.5 \times 10^{13}$ тонн. Предположим, что минимальное расстояние от астероида при пролёте равно $d_{SC} = 100$ км. За время $t_1 = 24$ ч. до наибольшего сближения КА с астероидом от КА отделяется зонд со скоростью $\Delta V = 0.33$ м/с под углом $\varphi = 45^\circ$ (это оптимальная величина угла отделения, наряду с углом 135°); зонд пролетает на минимальном расстоянии $d_{\text{Probe}} = 80$ км от астероида. Через 48 часов после наибольшего сближения КА с астероидом производится определение изменения углового положения зонда по сравнению с начальным; это изменение составит угол $\alpha = 212''$. В то же время направление вектора скорости КА под действием гравитационного поля астероида изменится на угол $\varepsilon = 0.084''$. Таким образом, использование зонда позволит определить массу астероида в $\alpha/\varepsilon = 2500$ раз точнее определения массы по измерению возмущения

траектории КА под действием гравитационного поля астероида. Приведённый пример иллюстрируется рис. 8.

Зонд может представлять собой лёгкую полую сферу белого цвета. КА может быть снабжён пружинным выталкивателем и кас-сетой (“обоймой”), содержащей зонды для каждого из астероидов, с которыми КА сближается. Определение объёма астероида на основе его изображений и его массы описанным способом даст возможность определить среднюю плотность астероида.

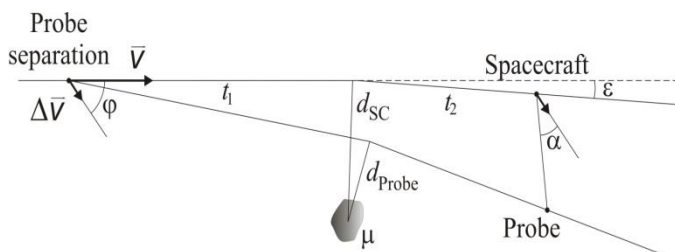


Рис. 8. Иллюстрация способа определения массы астероида

Применение этого способа нахождения массы астероида возможно только при полном отсутствии негравитационных возмущений траектории КА. Т.е. все манёвры по стабилизации и ориентации КА должны производиться не двигателями ориентации, а исключительно силовыми гироскопами (гиродинами).

Заключение

Использованные в статье исходные данные, такие как количество запускаемых КА, их массы, продолжительность миссии, являются примерными, они могут поменяться в ходе разработки проекта, если таковая состоится. По мнению автора, построение “Дерева возможностей” для каждого КА является важным, поскольку предоставляет широкий выбор исследуемых астероидов, исходя из научных интересов и возможностей космических аппаратов. Одновременное управление несколькими КА во время сближений с астероидами не представит проблемы, поскольку с большой вероятностью даты этих сближений не будут совпадать у разных КА.

Задача сближения с несколькими астероидами рассматривалась также в работах [3–5]. В [3] излагается используемый для решения этой задачи метод оптимальной коррекции, в [4] приводятся полученные этим методом результаты. Предлагается осуществить гравитационный манёвр у Марса, после которого КА может сближаться с 2–5 астероидами в течение 4–5 лет. При этом требуется большое суммарное ΔV после облёта Марса, достигающее 1.36 км/с для сближения с пятью астероидами. Однако следует иметь в виду, что во время проведения исследований, описанных в работах [3, 4], число известных астероидов было на два порядка меньше, чем в настоящее время. В [5] предлагается проект сближения с 14 астероидами, однако не описано, каким образом и за какой срок этого можно достичь.

Главное отличие рассматриваемого в данной статье проекта заключается в предложении использовать несколько идентичных КА, запускаемых одним носителем, манёвр VEGA для достижения пояса астероидов и последующих гравитационных манёвров у Земли, в построении “Дерева возможностей” для каждого КА с целью обеспечения широкого выбора астероидов, в предложении определять массы астероидов с последующим определением их плотностей.

Библиографический список

1. A.A. Sukhanov, Trajectory Design for the Mission 'Hannes'. *Acta Astronautica*, Vol. 39, No. 1–4, 1996, pp. 25–34.
2. Perret, Mass Determination of a Small Body in Solar System by Using a Test Mass During a Fly-by, *Acta Astronautica* Vol. 12, No. 1, pp. 41-44, 1985.
3. В.А. Жирнов, М.Л. Лидов, Решение задачи сближения с несколькими астероидами алгоритмом оптимальной коррекции, *Космич. исслед.*, 1988, т.26, вып. 4, с. 508.
4. В.А. Жирнов, М.Л. Лидов, К задаче о сближении с несколькими астероидами, *Космич. исслед.*, 1989, т.27, вып. 1, с. 3–8.

5. Andrew S. Rivkin, Barbara A. Cohen, Olivier Barnouin et al, The multi-asteroid encounter tour with imaging and spectroscopy (mantis), <https://www.hou.usra.edu/meetings/asteroidscience2019/pdf/2025.pdf>

УДК 629.78: 681.51

Е.И. Сомов^{1,2}, С.А. Бутырин^{1,2}, Т.Е. Сомова², С.Е. Сомов^{1,2}

НАВЕДЕНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМ РОБОТОМ ПРИ ПЕРЕЛЁТАХ МЕЖДУ МИНИ-СПУТНИКАМИ В НИЗКООРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКЕ ЗЕМЛЕОБОЗОРА

*¹ Самарский федеральный исследовательский центр
Российской академии наук, Самара*

² Самарский государственный технический университет, Самара

Введение

В современном развитии космических систем ДЗЗ проявляется переход от крупногабаритных космических аппаратов (КА) к группировкам оптико-электронных (SkySat) и радиолокационных (Capella-36) мини-спутников с распределённой синтезируемой апертурой при обеспечении требуемого временного интервала повторяемости землеобзора с низких орбит [1 – 4]. При сроке службы до 5 лет такие спутники имеют массу до 500 кг и крупногабаритные панели солнечных батарей для энергоснабжения бортовой аппаратуры, включая систему управления движением (СУД) с электрореактивными двигательными установками (ЭДУ) и силовым гироскопическим кластером (СГК) на основе гироскопов (ГД). Измерение координат движения КА выполняется БИНС с коррекцией сигналами навигационных спутников и кластера астрономических датчиков (КАД).

Полётная дозаправка ЭДУ топливом экономически невыгодна для «дешевых» микро-спутников массой до 100 кг, но для мини-спутников, оснащенных «дорогой» бортовой аппаратурой (теле-