

## **О ВОЗМОЖНОСТИ ДОСТАВКИ ОБРАЗЦОВ РЕЛИКТОВОГО ВЕЩЕСТВА С АСТЕРОИДОВ ГЛАВНОГО ПОЯСА КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ С ЭРД.**

УДК 629.198

**Аннотация.** Рассмотрены возможности экспедиции к астероидам Главного пояса с целью получения образцов вещества с них при использовании КА с ЭРД малой тяги, разрабатываемого в рамках проекта «Фобос-Грунт». Обосновывается задача получения вещества из различных областей Солнечной системы, что необходимо для понимания ее происхождения и строения Земли. Рассмотрены приближенные оценки для полетов КА с ЭРД и различной мощностью солнечных батарей и с пертурбационным маневром у Марса для экспедиций в Главный пояс астероидов, в том числе в среднюю его часть. Работа поддержана РФФИ, грантами 04-01-00346, 03-01-00864 и НШ 2003.2003.1.

Ключевые слова: астероид, малая тяга, гравитационный маневр, реликтовое вещество, оптимизация.

**G.B.Efimov. On the Possibility of use of spacecraft with low thrust for delivering of relic matter from Main Belt asteroids.**

**Abstract.** The ability of use of spacecraft with low thrust (now worked out in Project “Fobos-Ground”) for Main Belt asteroids’ missions is considered. The goal of such missions is delivering of relic matter from asteroids back to the Earth. It may give important data for the sciences about the Earth. Flights to asteroids with maneuver in gravysphere of Mars, and straight flights to asteroids of spacecraft with enhanced solar arrays are investigated. Estimation of energy consumption of flights into the middle part of the Main Belt is also done.

Keywords: asteroid, low thrust, perturbation maneuver, relic matter, optimization.

### **Задача доставки реликтового вещества к Земле.**

Среди задач изучение космического пространства с самого начала одной из основных была задача получения сведений, позволяющих понять происхождение Солнечной системы и, связанная с ней, проблема происхождения Земли [1].

Многочисленные модели формирования Земли и особенно верхней части мантии, известные в настоящее время, требуют для сравнения, уточнения и проверки использования новых фактических данных. Космохимия является одним из источников получения необходимых данных, путем сравнения химии и минерального состава тел Солнечной системы и аппроксимации по ним состава вещества Земли.

Модель происхождения Солнечной системы, полученная путем численного моделирования в ИПМ им. М.В. Келдыша в 1970-х годах Т.М. Энеевым и Н.Н.Козловым [2] предлагает некоторые подходы, имеющие соответствия в других данных современной космохимии. Различные области Солнечной системы – кольцевые зоны формирования планет из общего протопланетного диска – согласно этой модели на первоначальной стадии имели слабое перемешивание и могли бы заметно отличаться по своему химическому составу, входящим в этот состав изотопам, а также по образовавшимся в них минералам. В этом состоит одно из отличий указанной модели формирования планет от традиционных моделей учеников О.Ю. Шмидта, по которым формирование планет происходило из твердых тел, планетезималей, и в процессе формирования планет внутри кольцевых зон и между ними имело место активное перемешивание вещества.

Для оценки химического состава Протоземли важно было бы получить образцы вещества из нескольких различных поясов Солнечной системы, чтобы по ним составить представление о веществе Земли. При этом следует иметь в виду два обстоятельства.

Во-первых, желательно, чтобы эти образцы относились к «реликтовому» веществу, сохранившему минералогический, химический и изотопный состав со времен формирования Солнечной системы в возможно неизменном виде. Вещество больших планет этому условию не удовлетворяет, так как оно прошло через многочисленные геологические процессы. Считается, что в неизменном виде может сохраниться вещество небесных тел размерами около 100-200 км в диаметре. Образцы вещества метеоритов, например (которые, вероятно, являются осколками таких тел), отличаются большой примитивностью минералов, в них входящих, и заметным отличием химического и изотопного состава от вещества Земли (так, в метеоритах содержится во много раз больше, чем в земных породах, элемента иридия).

Во-вторых, необходимо знать, из какой области Солнечной системы происходят полученные образцы вещества. Доставленные с Луны образцы грунта показали, в основном, близость с веществом Земли, притом, что лунное вещество прошло через изменения и не может считаться реликтовым. Кроме земного вещества, в нашем распоряжении имеются многочисленные образцы вещества метеоритов. Однако, представляется весьма вероятным, что метеориты, как и порождающие их астероиды, сближающиеся с Землей (АСЗ), образующие группы Амура, Аполлона и Атона, являются мигрантами из отдаленных областей Солнечной системы [3]. Первые соображения о приходе АСЗ не из Главного астероидного пояса, а из далеких областей, были высказаны еще в 60-х годах Андерсом и Е.Эпиком. Механизм миграции малых тел из удаленных областей в окрестность Земли был тогда же исследован, на примере комет, Е.И.Казимирчак-Полонской.

Надо сказать, что модель Т.М.Энеева и Н.Н.Козлова возникла из желания уточнить некоторые неясные места теории О.Ю.Шмидта и его учеников, например, формирование «зародышей» в каждой зоне, лидирующих в

размерах среди других тел зоны и объединяющих эти тела вокруг себя [2,3]. Однако, процесс исследования привел к ряду уточнений и отличий. Один из результатов – получение прямого движения планета, формирующихся путем объединения многих тел, движущихся по близким круговым орбитам. Тело, расположенное ближе к Солнцу, догоняет другое, орбита которого отстоит дальше от центра. При линеаризированной модели их взаимодействия (когда движения тел рассматриваются как прямолинейные) получается не прямое, а обратное закручивание объединенного тела и, соответственно, обратное вращение планеты, получившейся в результате подобных взаимодействий. Такой результат был получен А.Пуанкаре, благодаря линеаризированной модели явления. Анализ и точный учет нелинейности при моделировании позволил получить прямое вращение объединенного тела в большинстве случаев. Только при большом расстоянии между орбитами тел, на пределе их взаимодействия, получается обратное вращение – примерно в 15 % случаев, – что соответствует и доле случаев обратного вращения среди планет Солнечной системы.

Согласно указанной модели образования Солнечной системы, процесс формирования планет из кольцевых зон происходил в состоянии вещества в виде газо-пылевых сгущений, облаков больших размеров (в десятки и сотни км в диаметре). Причем, первоначальные орбиты движения этих сгущений вокруг Солнца были близки к круговым и лежали близко к плоскости эклиптики. Поддержание облаков-сгущений в газообразном состоянии, обеспечивалось подогревом и ионизацией со стороны коротко живущих радиоактивных изотопов (прежде всего,  $^{26}\text{Al}$  с периодом полураспада  $\sim 0.75$  млн. лет) образовавшихся при взрыве сверхновой, который послужил зарождению Протосолнца и протопланетного диска из межзвездного вещества.

Процесс объединения газо-пылевых сгущений в планету в разных кольцевых зонах происходил с разной скоростью, в соответствии с периодами обращения тел этих зон по своим орбитам. Так, планеты земной группы, согласно модели, образовывались за времена в десятки тысяч лет, планеты-гиганты – за сотни тысяч лет: Юпитер – за 100 тысяч лет, Сатурн – за 300 тысяч. Время образования Нептуна (более 500 тысяч лет) близко к полураспаду  $^{26}\text{Al}$  и уменьшению потока энергии, препятствовавшему сжатию газо-пылевых сгущений в твердые тела, планетезимали. В кольцевой зоне за Нептуном подогрев газо-пылевых сгущений за счет  $^{26}\text{Al}$  прекратился до формирования единой планеты и вместо нее образовался астероидный пояс из множества планетезималей.

Соображения, изложенные выше, были высказаны, как одно из следствий теории моделирования образования Солнечной системы, в 1979 году Т.М. Энеевым [4]. Было предсказано существование астероидного пояса за Нептуном (и даже нескольких поясов), предполагалось, что Плутон является одним из тел такого пояса, и предлагалось организовать их наблюдение. Было организовано наблюдение этих тел, одно из них удалось обнаружить, однако на пределе погрешности, и подтвердить наблюдение не удалось. С тех пор открыто большое число астероидов занептунного пояса, размеры которых

составляют, как правило, 200-300 км в диаметре, но есть и большие. Тела такого размера, содержащие вещество в неизменном или слабо измененном, реликтовом состоянии, могут иметь каменно-металлические ядра и льдистые мантии. Предполагалось [4], что из осколков этих тел, получившихся в результате их столкновений, могли образоваться астероиды, в том числе АСЗ, – из их ядер, и кометы – из их мантий.

Исследования последнего времени по миграции малых тел в Солнечной системе показали достаточно подробно, как может происходить «раскачка» орбит астероидов в занептунном поясе, изменение их эксцентриситетов и больших полуосей (см., например [4,5]), понижающая перигелии их орбит и делающая их подверженными сильным возмущениям больших планет, в первую очередь Нептуна. При более тесном сближении с планетой начинает действовать механизм воздействия на орбиту астероида возмущений от больших планет, опускания перигелием их орбит внутрь Солнечной системы, в области воздействия Урана, Сатурна и Юпитера, приводящие часть из них в зону планет земной группы. Другая часть, большая в процентном отношении, теми же возмущениями больших планет выбрасывается в отдаленные области Солнечной системы или за ее пределы. Таким образом, можно предполагать (и это признается все большим числом исследователей), что значительная, даже основная часть АСЗ и метеоритов, происходящих из них, являются мигрантами из удаленной занептунной области, называемой также «поясом Койпера».

Образцы реликтового вещества можно получить, причем с привязкой к известной области, с некоторых спутников планет и из Главного пояса астероидов. Чтобы содержать реликтовое вещество из данной зоны протопланетного диска, спутники должны быть относительно небольшими и близко расположенными к планете. У Юпитера, например, этим требованиям удовлетворяет спутник Амальтея, в то время как дальние спутники (особенно, обнаруженные в последние годы), с большой вероятностью являются захваченными. Другие ближние спутники Юпитера слишком велики, и их вещество претерпело геологические преобразования. Удовлетворяют этим требованиям спутники Марса Фобос и Деймос. В связи с этим свойством в Российскую космическую программу, в проект «Фобос-Грунт» была включена задача доставки реликтового вещества с Фобоса [6].

Астероиды Главного пояса образовались в кольцевой зоне, лежащей между Марсом и Юпитером. Формированию единой планеты, видимо, помешал Юпитер, «оттянувший» к себе большую часть вещества соседней зоны или выбросивший другую часть, попавшую в резонанс с его движением. В образовавшемся Главном астероидном поясе известны в настоящее время десятки тысяч астероидов размером от нескольких сотен км до нескольких км. По спектральным свойствам и отражательной способности они относят к нескольким классам, среди которых наиболее многочисленны и непохожи на земные минералы и вещество метеоритов – классы С и S. Доставка вещества астероидов этих двух классов к Земле для подробного исследования является задачей первостепенной важности [1]. Быть может, представляет интерес

получение образцов вещества из ближней и дальней части Главного пояса – так как он достаточно протяженный: большие полуоси основной его части лежат в диапазоне 2.3-3.5 а.е.

Астероиды группы S расположены, в основном, в ближней части Главного пояса, астероиды группы C, наоборот, – в более удаленной части. С точки зрения достижимости и реализуемости экспедиции по доставке образцов вещества, естественно, астероиды в ближней части пояса имеют преимущество, они легче достижимы. Еще удобнее, в смысле достижимости, астероиды группы Аполлона и Амура, АСЗ, как, например, Эрос, к которому недавно была успешно осуществлена американская экспедиция. Однако, с точки зрения доставки реликтового вещества, АСЗ, как и кометы, представляют меньший интерес ввиду возможности их происхождения из далеких (и неопределимых точно) областей Солнечной системы. Образцы вещества астероидов группы Аполлона мы имеем в виде вещества метеоритов.

Задаче доставки вещества с астероида спектрального класса С Фортуны (диаметр  $D \sim 150$  км, 19 – номер по каталогу астероидов) был посвящен Российско-Европейский проект «Fortuna», выполненный объединенной рабочей группой в 1992-95 годах [7,8]. Он предполагал полет с помощью электроракетных ионных или плазменных двигателей (ЭРД) с энергетикой от бортового ядерного реактора типа «ТОПАЗ», с выводом на межпланетную орбиту ракетой-носителем «Протон». Этот проект и его отдельные части неоднократно докладывался на международных научных форумах (например, [9]), что, вероятно, повлияло на осознание необходимости доставки реликтового вещества с малых тел к Земле. Задача доставки реликтового вещества, впервые сформулированная в отечественной науке, постепенно получает все большее признание в мире. Слова о реликтовом веществе, о его доставке и исследовании, начинают звучать в космических проектах разных стран.

Последующие отечественные исследования по доставке реликтового вещества, включая проект «Фобос-Грунт», предполагали использование ракеты носителя среднего класса «Союз», электроракетных двигателей «СПД» с энергетикой от современных солнечных батарей (СБ). Рассматривались экспедиции по доставке реликтового вещества с астероидов Главного пояса, комет группы Юпитера [10].

Возможность осуществления экспедиций по доставке реликтового вещества с астероидов Главного пояса и комет группы Юпитера с помощью КА с ЭРД, разрабатываемого в рамках проекта «Фобос-Грунт», при увеличении мощности солнечных батарей КА и использовании пертурбационного маневра у Марса было исследовано в [11,12]. Ниже рассматриваются приближенные оценки возможности подобных экспедиций в Главный пояс, в том числе в среднюю его часть.

**Оценка достижимости астероидов и комет при полетах КА с идеально регулируемой малой тягой.**

Была рассмотрена следующая схема экспедиции. Космический аппарат выводится на межпланетный участок полета с помощью большой тяги, последующий перелет к астероиду с выравниванием скоростей КА и астероида происходит с использованием ЭРД; по достижении астероида специальный посадочный модуль должен обеспечить забор грунта, старт с астероида и возврат к Земле с помощью большой тяги.

Технические характеристики космического аппарата, разрабатываемого в рамках проекта «Фобос-Грунт» [6], на который мы ориентируемся, следующие. Начальная масса КА, выводимая ракетой-носителем на межпланетной участок полета  $M_0 \sim 2$  т.; номинальная электрическая мощность  $N^{\text{ЭЛ}}$  солнечных батарей (на расстоянии одной астрономической единицы от Солнца) – 7.5 Квт; гиперболический избыток скорости  $V_{\infty} = 1.75$  км/с; масса транспортного блока, включая ЭРД и СБ,  $M_{\text{БЛ}} = 0.32$  тонны. Полезная масса  $M_{\text{П}}$ , доставляемая на «Фобос» – около 0.9 тонны:

$$M_{\text{П}} = M_{\text{К}} - M_{\text{Б}} - M_{\text{БЛ}} .$$

$M_{\text{П}}$  – это конечная масса  $M_{\text{К}}$  КА за вычетом массы баков  $M_{\text{Б}} = 0.2M_{\text{РВ}}$  (где  $M_{\text{РВ}}$  – масса рабочего вещества) и массы транспортного блока  $M_{\text{БЛ}}$ .

Достоинством солнечных батарей в сравнении с ядерным источником энергии для ЭРД является их малая масса; недостатком – меньшая номинальная электрическая мощность и ее уменьшение с удалением от Солнца (около астероида Главного пояса она в пять-десять раз меньше, чем у Земли). Поэтому экспедиции к астероидам Главного пояса, опираясь на указанный базовый КА с ЭРД становятся невозможными, считая, что  $M_{\text{П}}$  у астероида должна быть не меньше, чем доставляемая к Фобосу, т.е.  $\sim 0.9$  т. Даже с увеличением продолжительности перелета к астероиду до 3 лет, как показывают расчеты [11,12],  $M_{\text{П}}$  у Фортуны не превышает 0.7 т. (см. табл.1). В первой строке в ней приведены характеристики экспедиции к астероиду Фортуна:  $N^{\text{ЭЛ}}$  – номинальная мощность СБ,  $T$  – продолжительность перелета,  $\varphi$  – его угловая дальность, а также  $M_{\text{К}}$  и  $M_{\text{П}}$  у астероида.

Есть два способа заметного увеличения полезной массы. Первый – использовать гравитационный маневр у Марса, что может дать значительный выигрыш в величине  $M_{\text{П}}$  [11,12]. Второй способ – увеличить номинальную мощность солнечных батарей. Прогресс в технологии позволяет ожидать значительного роста их мощность без увеличения размеров и массы – с нынешних 7-7.5 квт до 10 квт, а возможно, до 14 квт и более. Рост мощности СБ позволяет заметно увеличить  $M_{\text{П}}$ , доставляемую к астероидам. Некоторые параметры перелета к Фортуне с маневром у Марса и увеличенной мощностью СБ представлены в табл.1: в строке 2 (перелет с маневром) и в строках 3, 4 (с увеличенной мощностью СБ). Как видно из таблицы, увеличение  $N^{\text{ЭЛ}}$ , как и маневр у Марса, позволяет осуществить экспедиции к астероидам Главного пояса с орбитами, близкими к орбите Фортуны. Представляет интерес оценить возможность экспедиций с доставкой образца грунта и с астероидов Главного пояса с орбитами других типов. Для такой оценки используется приближенная

методика.

**Таблица 1.**

	$N_{ЭЛ}^0$ [ Квт ]	$T$ [ г. ]	$\varphi$ [град]	$M_K$ [тонны]	$M_{П}$ [тонны]
1.	7.5	3.0	540	1.202	0.722
2	7.5	3.3	514	1.541	1.129
3	10	2.86	405	1.317	0.861
4	14	2.86	405	1.452	1.023

Известно, что в случае идеально регулируемым ЭРД (когда скорость истечения струи  $V_C$  может принимать любые значения), с постоянной мощностью  $N_{ЭЛ}$  [8] возможен пересчет массовых характеристик полета КА с ЭРД на другие параметры КА и энергетической установки. Поскольку мощность  $N_{ЭЛ}$  СБ при полете к астероидам не остается постоянной из-за удаления от Солнца, вводим модифицированный критерий эффективности  $J^*$  (функционал оптимизационной траекторной задачи)

$$J^* = \int_{t_0}^{t_K} f(t) r^2(t) dt ,$$

и мощность  $N_{ЭЛ}^* = N_{ЭЛ} r^2(t) = N_{ЭЛ}^0 = const$ , где  $N_{ЭЛ}^0$  – мощность СБ на орбите Земли,  $f(t)$ ,  $r(t)$  – функции ускорения электроракетной малой тяги и радиуса вектора КА вдоль траектории полета,  $t_0$ ,  $t_K$  – моменты его начала у Земли и окончания у астероида. По известной величине затрат  $J^*$  (получаемой в процессе оптимизации траектории перелета), начальной массе  $M_0$  КА и эффективной мощности энергоустановки «в струе»  $N_C^0 = k N_{ЭЛ}^0$  ( $k$  коэффициент преобразования, предполагаемый равным 0.5) масса  $M_K$  вычисляется согласно формуле

$$M_K = M_0 / (1+v), \quad v = J^* M_0 / 2 N_C , \quad (1)$$

(индекс “0” у  $N_C^0$ ,  $N_{ЭЛ}^0$  ниже всюду опускается). Формула для определения полезной массы  $M_{П}$  приведена выше.

Используя это свойство полетов КА с идеально регулируемым ЭРД, удастся получить оценки (не делая точных расчетов) для возможностей полетов к астероидам в центральной части Главного пояса. В качестве исходных были использованы построенные ранее [10] варианты полетов КА с ЭРД и СБ к ряду астероидов с разнообразными характеристиками орбит, которые представлены в табл. 2. В ней указаны: номер астероида по каталогу, величины большой полуоси  $a$ , эксцентриситета  $e$  и наклона  $i$  его орбиты, диаметр  $D$  в км и период обращения  $T$ . Для оценки их энергетической достижимости приведены также величины импульсов, необходимые для перелетов от Земли к малому телу по Гоману (для плоского случая, с большой тягой) в перигелии и афелии его орбиты даны:  $\Delta V_3 / \Delta V_{П}$  – у Земли и у малого тела, в перигелии его орбиты;  $\Delta V_3 / \Delta V_A$  – у Земли и в афелии орбиты малого тела.

Таблица 2. Характеристики орбит целей полета, астероидов и комет.

Астероид	a	e	i	D	T	$\Delta V_3 / \Delta V_{\Pi}$	$\Delta V_3 / \Delta V_A$
	а.е.		град.	км	годы	в перигел.	в афелий [км/с]
19 Фортуна	2.44	0.16	1.5	99	3.80	4.747 / 5.559	6.424 / 3.433
4 Веста	2.36	0.09	7.	288	3.64	5.009 / 5.018	5.959 / 3.820
3 Юнона	2.67	0.26	13.	124	4.34	4.538 / 6.414	7.190 / 2.976
6 Геба	2.42	0.20	14.7	102	3.77	4.420 / 5.782	6.544 / 3.123
10 Гигея	3.13	0.12	3.8	215	5.55	6.294 / 5.894	7.370 / 4.324
комета Копф	3.45	0.54	4.7	-	6.43	3.207 / 8.552	8.857 / 1.491

Сравнивая величины импульсов  $\Delta V_{\Pi}$ ,  $\Delta V_A$  у различных астероидов в табл.2, соответствующих характеристической скорости, необходимой возвратной ракете для старта с астероида к Земле, видим, что их величины (3-6.5 км/с) не сильно отличаются от величин  $\Delta V_{\Pi}$ ,  $\Delta V_A$  при старте с астероида Фортуна (3.5-5.5 км/с). Следовательно, возвратные ракеты для доставки вещества с других астероидов близки по своим характеристикам к ракете для доставки вещества с Фортуны. Различия в величинах импульса  $\Delta V_3$  у Земли при полете возвратной ракеты не существенны, так как эта величина может быть погашена при торможении в атмосфере Земли. В случае заметного наклона орбиты астероида (Юнона, Геба), для старта возвращаемой ракеты с него необходима, кроме того, дополнительная пространственная компонентой импульса  $\Delta V$  у астероида. Поэтому для экспедиций следует выбирать астероиды-цели с малыми наклонами орбит.

К каждому из приведенных малых тел добавим имена других, из числа представляющих большой научный интерес, с близкими параметрами орбит: к Фортуне и Весте – Флору, Лютетию, Нису, Массалию, Немаузу, Метису; к Гебе – Ириду, Викторию, Мельпомену; к Юноне – Ио, Сиву, Жуеву, Евномию; к Гигее – Цереру, Психею, Европу, Фисбу; к комете Копф – кометы Кларка и Чурюмова-Герасименко. Тем самым, анализ возможности экспедиции к астероидам и комете, приведенных в табл.2, распространяется на ряд других малых тел.

Исходные варианты траекторий полетов к малым телам взяты из [10]. Параметры КА с ЭРД принимались близкими к параметрам КА для проекта «Фобос-Грунт», указанным выше:  $M_0 = 2000$  кг при  $V_{\infty} = 1$  км/с (1800 кг при  $V_{\infty} = 3$  км/с),  $M_{Бл} = 320$  кг,  $M_B = 0.2 M_{РТ}$ . Рассмотрены варианты мощности СБ, – эффективной «в струе»  $N_C = 3.5, 5, 7, 10$  кВт при электрической  $N_{ЭЛ} = 7, 10, 14, 20$  кВт, – т.е. стандартная мощность СБ КА проекта «Фобос-Грунт», а также в полтора, два и три раза выше. Результаты расчетов собраны в табл.3.

Как видно из табл.3, даже для полетов к астероидам ближней части Главного пояса (Фортуна, Веста), приемлемые для экспедиции величины полезной массы у цели (около 900 кг) не удастся получить при  $N_C = 7$  кВт. Для экспедиции к астероидам Юнона, Геба и к комете необходима мощность  $N_C = 10$  кВт. Для полета к Гигее, в среднюю часть пояса и с заметным наклоном



Таблица 3  
Оценка возможностей полетов КА с ЭРД к малым телам  
при различной мощности солнечных батарей

цель полета	$t_0$	T годы	$\varphi$ рад	$J^*$ $m^2/c^3$	$N_C$ Квт	$N_{ЭЛ}$ Квт	$M_0$ кг	$M_K$ кг	$M_{П}$ кг
Земля- Фортуна	5.2001	1.5	4.4	4.0	5.0	10.0	1800	1004	525
					7.0	14.0	1800	1190	778
Земля- Веста	6.2002	2.5	6.1	3.0	7.0	14.	1800	1300	879
	6.2002	2.0	4.6	3.3	7.0	14.	1800	1264	836
Земля- Юнона	9.1999	3.0	9.6	3.3	7.0	14.	1800	1264	836
					10.0	20.	1800	1388	985
Земля-Геба	8.2000	2.5	6.7	4.0	7.0	14.	1800	1189	746
					10.0	20.	1800	1324	908
					10.0	20.	1800	1378	974
Земля-Гигея	4.1999	3.0	5.2	4.6	10.0	20.	1800	1272	846
Земля- комета Копф	7.2000	2.5	6.6	3.6	7.0	14.	1800	1230	796
					10.0	20.	1800	1360	951
					7.0	14.	1800	1311	893

орбиты, даже мощности  $N_C = 10$  квт (в три раза выше, чем у проектируемого КА) недостаточно для осуществления экспедиции. Таким образом, даже существенное увеличение мощности СБ не обеспечивает осуществимость экспедиций ко всем представленным в таблице малым телам.

Дополнительные возможности для экспедиции может дать использование гравитационного маневра у Марса [11,12]. Оценки выгоды от применения этого маневра (без трудоемких точных расчетов) можно провести различным способом. Например, в импульсном варианте перелета, с двигателем большой тяги, Л.Б.Ливанов [13] получил, что маневр у Марса дает около 1 км/с выигрыша. Расчеты А.И.Глазкова [14] полетов КА с ЭРД к астероидам Паллада и Бетулия с гравитационными маневрами у планет для случая маневра у Марса показывают выигрыш в затратах  $J$  около  $1 m^2/c^3$ . Сравним затраты  $J^*$ , соответствующие полетам к Фортуне с маневром у Марса и без него, представленные в табл.1. [12]. Различные варианты полета без маневра у Марса имеют значения  $J^* = 2.49, 2.59, 2.65 m^2/c^3$  (строки 1,3 и 4 табл.1), полет с маневром имеет  $J^* = 1.12 m^2/c^3$ . Примем оценку выигрыша  $\Delta J^*$  от маневра у Марса  $\Delta J^* = 1.2 m^2/c^3$ , и проведем досчеты  $M_K, M_{П}$  по формуле (1) для полетов к астероидам и кометам с величинами  $J^{**} = J^* - \Delta J^*$ . Результаты (при  $M_0 = 1.8$  т.) собраны в табл.4. Полеты к Фортуне см. выше, в табл.1.

Из табл.4 видно, что использование пертурбационного маневра существенно расширяет достижимость астероидов с разными типами орбит. Для астероидов Фортуна, Веста и близких к ним по параметрам орбит,

экспедиции оказываются осуществимыми при  $N_{ЭЛ} = 10-14$  кВт, для экспедиций к астероидам Юнона и Геба и к кометам необходима мощность СБ в 14 кВт, для экспедиций к Гигее требуется  $N_{ЭЛ} = 20$  кВт.

Таблица 4. Оценка полетов КА с ЭРД с маневром у Марса.

Вариант Цель	$t_0$ годы	$T$ годы	$\varphi$ рад	$J^{**}$ $m^2/c^3$	$N_c$ kW	$N_{ЭЛ}$ kW	$M_k$ кг	$M_{П}$ кг
Веста	6.2002	2.5	6.1	1.8	5.0	10.	1360	954
	6.2002	2.0	4.6	2.1	7.0	10.	1417	1021
Юнона	9.1999	3.0	9.6	2.1	5.0	10.	1306	877
					7.0	14.	1417	1021
Геба	8.2000	2.5	6.7	2.8	7.0	14.	1324	908
	8.2000	3.0	8.1	2.2	5.0	10.	1209	865
					7.0	14.	1403	1004
Гигея	7.2000	2.5	6.6	2.4	5.0	10.	1257	828
					7.0	14.	1376	971
Копф	7.2000	2.75	7.6	1.7	5.0	10.	1378	973
					7.0	14.	1477	1092

Рассмотренные расчеты полетов с гравитационным маневром обращают внимание лишь на энергетику маневра. Положение Марса не учитывается, как будто он оказывается в нужный момент в нужной точке траектории перелета. В действительности дело обстоит иначе [11,12]; этот вопрос обсуждается в конце статьи.

#### Оценка достижимости малых тел при увеличении времени перелета.

Рост полезной массы у астероида-цели может быть достигнут и путем увеличения продолжительности полета КА к астероиду. Для выяснения этого были проведены расчеты полетов к астероидам продолжительностью до 4 лет и датами старта в 2009-2020 годах. Мощность СБ принималась  $N_{ЭЛ} = 7-14$  кВт (иногда 20 кВт),  $M_0 = 1800$  кг ( $V_{\infty} = 3$  км/с). Результаты собраны в табл.5, где приведены:  $N_c$ , времена  $T$  перелета, даты его старта  $t_0$  и финиша  $t_k$ , угловая дальность  $u$ , затраты  $J^*$ , величины  $M_k$  и  $M_{П}$ .

Как видно из табл.5, при полетах в ближнюю часть Главного пояса, к астероидам Фортуна, Веста и близких к ним, при  $T = 3$  года мощность  $N_{ЭЛ} = 10$  кВт не всегда обеспечивает необходимую для осуществления экспедиции величину  $M_{П} = 900$  кг. Увеличение длительности перелета заметно улучшает величину  $M_{П}$ . Так, при полетах к Юноне с увеличением времени полета

оказывается достаточной мощность  $N_{ЭЛ} = 14$  квт, которая не обеспечивала величину  $M_{П} = 900$  кг при меньшей длительности полета. Однако, при полетах к Гебе и Юноне даже  $N_{ЭЛ} = 14$  квт не всегда обеспечивает нужную величину  $M_{П}$  хотя время полета не менее 4 лет. При полетах к Гигее мощности  $N_{ЭЛ} = 14$  квт оказывается недостаточно для доставки  $M_{П} = 900$  кг к цели. Для осуществления экспедиций необходим пертурбационный маневр.

Таблица 5.

Характеристики перелетов при увеличении их продолжительности.

Цель	$N_C$ квт	$T$ г.	$t_0$	$t_K$	$u$ рад.	$J^*$ $m^2/c^3$	$M_K$ кг	$M_{П}$ кг
Фортуна	7.0	3.	18.8.2013	21.9.2016	6.395	2.55	1.356	946
	7.0	3.	29.9.2014	28.9.2017	7.902	2.07	1.176	726
	5.0	3.	29.9.2014	28.9.2017	7.902	-“-	1.312	894
	7.0	3.	29.9.2014	28.9.2017	7.902	-“-	1.423	1027
	5.0	3.	23.9.2018	22.9.2021	8.324	2.01	1.322	906
	7.0	3.	23.9.2018	22.9.2021	8.324	-“-	1.431	1037
Веста	7.0	3.	24.7.2010	23.7.2013	9.594	2.74	1.331	917
	5.0	3.	19.6.2013	18.6.2016	9.092	2.38	1.263	836
	7.0	3.	19.6.2013	18.6.2016	9.092	-“-	1.383	980
	7.0	3.	5.6.2016	5.6.2019	8.316	2.36	1.387	985
Юнона	7.0	3.	22.9.2012	22.9.2015	9.46	3.26	1.268	842
	7.0	3.5	12.9.2012	13.3.2016	10.12	2.80	1.324	909
	7.0	4.	12.9.2012	12.9.2016	10.57	2.58	1.355	946
	7.0	3.5	10.9.2016	11.3.2020	9.78	2.75	1.330	916
	7.0	4.	8.9.2020	8.9.2024	9.957	2.65	1.343	932
Геба	7.0	3.	13.8.2009	12.8.2012	10.26	3.57	1.231	797
	7.0	3.5	13.8.2009	11.2.2013	10.84	3.03	1.296	875
	7.0	4.	13.8.2009	13.8.2013	11.51	2.61	1.347	937
	7.0	4.	22.7.2015	22.7.2019	9.904	2.93	1.307	889
	7.0	3.5	4.8.2020	3.2.2024	10.57	2.68	1.339	928
	7.0	4.	20.8.2024	20.8.2028	11.27	2.57	1.353	944
Гигея	7.0	3.	15.7.2009	14.7.2012	6.814	4.53	1.137	685
	7.0	3.5	26.4.2009	25.10.2012	8.473	4.00	1.189	747
	7.0	4.	7.3.2009	7.3.2013	9.715	3.24	1.270	844
	7.0	4.	8.4.2015	8.4.2019	9.691	4.33	1.260	836
	7.0	4.	21.2.2020	21.2.2024	9.833	3.24	1.270	844
Копф	7.0	3.	6.6.2000	6.6.2003	8.191	2.66	1.336	923
	7.0	3.5	27.5.2000	26.11.2003	8.983	2.48	1.365	958
	7.0	4.	27.5.2000	27.5.2004	9.346	2.40	1.376	971
	7.0	4.	19.5.2006	19.5.2010	9.146	-“-	1.354	944
	7.0	3.5	8.6.2013	7.12.2016	8.906	2.48	1.366	959
	7.0	3.5	31.5.2019	29.11.2022	8.536	2.62	1.347	937

Полеты к комете оказываются осуществимыми при  $N_{ЭЛ} = 14$  квт. Причем при этих полетах рост  $T$  от 3 до 4 лет слабее влияет на величины  $M_K$ ,  $M_{П}$  и  $J^*$ , чем в случае полетов к астероидам: примерно в два раза по выигрышу  $\Delta M_{П}$  и в три – по  $\Delta J^*$ . Это – связано с тем, что после пролета перигелия орбиты кометы ( $T \sim 3$  лет) заключительная часть траектория перелета проходит во все более удаленной от Солнца области, где падает освещенность СБ и эффективность двигателя малой тяги, тогда как участки траектории полета к астероиду на заключительных этапах ее, в смысле освещенности и влияния на энергетическую, – примерно равноценные.

Для оценки эффекта от пертурбационного маневра примем уменьшение затрат  $J^*$  на величину  $\Delta J^* = 1 \text{ м}^2/\text{с}^3$ . Результаты досчета  $M_K$ ,  $M_{П}$  по формуле (1) с  $J^{**} = J^* - \Delta J^*$  собраны в табл.6. Видно, что пертурбационный маневр позволя-

Таблица 6. Полеты к малым телам с пертурбационным маневром.

цель	$N_c$ квт	$T$ г.	$t_0$	$u$ рад.	$J^*$ $\text{м}^2/\text{с}^3$	$M_K$ кг	$M_{П}$ кг
Фортуна	5.0	3.	18.8.2013	6.395	1.55	1.407	1.009
	3.5	3.	29.9.2014	7.902	1.07	1.412	1.014
	5.0	3.	29.9.2014	7.902	-“-	1.509	1.131
	3.5	3.	23.9.2018	8.324	1.02	1.426	1.031
Веста	3.5	3.	19.6.2013	9.092	1.38	1.329	914
	5.0	3.	19.6.2013	9.092	-“-	1.442	1050
	7.0	3.	19.6.2013	9.092	-“-	1.530	1155
	3.5	3.	23.5.2019	7.361	1.60	1.277	852
	5.0	3.	23.5.2019	7.361	-“-	1.398	997
	7.0	3.	23.5.2019	7.361	-“-	1.493	1112
Юнона	7.0	4.	14.9.2008	10.87	1.83	1.458	1070
	5.0	4.	10.9.2016	10.28	1.49	1.419	1023
	5.0	4.	8.9.2020	9.957	1.65	1.388	986
Геба	5.0	4.	22.7.2015	9.904	1.93	1.336	923
	7.0	4.	22.7.2015	9.904	-“-	1.440	1048
	5.0	4.	20.8.2024	11.27	1.57	1.400	1000
Гигея	7.0	4.	7.3.2009	9.715	2.24	1.396	995
	7.0	4.	8.4.2015	9.691	2.33	1.390	988
Копф	5.0	3.	18.6.2013	8.223	1.69	1.375	970
	7.0	3.	18.6.2013	8.223	-“-	1.470	1084
	5.0	3.5	8.6.2013	8.906	1.48	1.415	1018
	5.0	4.	29.5.2013	9.382	1.39	1.437	1035
	7.0	4.	29.5.2013	9.382	-“-	1.500	1120

ет заметно уменьшить величину необходимой мощности солнечных батарей. Так, для полетов к Фортуне экспедиция оказывается возможной при  $N_{ЭЛ} = 7$  кВт, к Весте – при  $N_{ЭЛ} = 7-10$  кВт, к Юноне, Гебе и комете Копф при  $N_{ЭЛ} = 10-14$  кВт, к Гигее при  $N_{ЭЛ} = 14$  кВт.

Полученные результаты показывают роль пертурбационного маневра у Марса для осуществления экспедиций по доставке грунта с астероидам Главного пояса, вместе с увеличением мощности СБ. Представленные расчеты касаются вклада маневра в энергетику перелета, не учитывая закон движения Марса по его орбите, как если бы он всегда оказывался в нужный момент в заданной точке траектории КА. На самом деле это не так. Наоборот, при полетах к астероидам в ближней части пояса (Фортуна, Веста и другие), из-за близости сидерических периодов движения Земли-Марса и Марса-астероида (около 2 лет) удачное положение Марса на траектории КА весьма редки, повторяются через десятки лет [11,12]. При этом существенны и энергетические возможности аппарата. Когда они на пределе реализуемости экспедиции, требования к положению Марса относительно траектории перелета особенно жесткие и возможность экспедиции повторяется реже. Если энергетика СБ выше предельной величины, для реализации полета Марс может находиться не только в оптимальной позиции, и оказываются возможными дополнительные даты старта полета.

Облегчает ситуацию с экспедициями к астероидам и большое их число – так что редкость дат полета к каждому из них, компенсируется их многочисленностью. Правда, астероиды, относящиеся к разным классам, имеющие различный минеральный состав, неравноценны с точки зрения научной ценности доставляемого с них вещества.

Возможен и другой подход к увеличению периодичности экспедиций. Известно, что многие астероиды Главного пояса образуют семейства, члены которых имеют достаточно близкие элементы орбит. Вероятно, они являются осколками общего «родительского» небесного тела или принадлежат к общему «слою» протопланетного диска, если следовать теории Т.М.Энеева и Н.Н.Козлова образования планет [2]. Если для астероидов семейства рассмотреть некую среднюю орбиту, достаточно близкую орбитам членов семейства, то астероиды будут расположены в каждый момент во многих ее областях. Поэтому для каждого окна старта перелета Земля-Марс с большой вероятностью найдется член семейства астероидов, подходящий для перелета Марс-Астероид. Поскольку орбиты членов семейства близки, трудности из-за близости синодических периодов Земли-Марса и Марса-Астероида при перелетах к астероиду в большой степени снимаются.

#### Литература.

1. Т.М.Энеев. Актуальные задачи исследования дальнего космоса. Космич. исслед. 2005, т.43, № 6. (в печати).
2. Т.М.Энеев, Н.Н.Козлов. Модель аккумуляционного процесса формирования планетных систем. I. Численные эксперименты. Астрон.

- вестник. 1981, т.15, N2, 80-94. II. Вращение планет и связь с теорией гравитационной неустойчивости. Астрон. вестник.1981, т.15, N3, 131-141.
3. Т.М.Энеев, Г.Б.Ефимов. Миграция малых тел в Солнечной системе. Земля и Вселенная. 2005, № 1, 80-89.
4. Т.М.Энеев. Новая аккумуляционная модель формирования планет и структура внешних областей Солнечной системы. Препринт N 166 ИПМ им. М.В.Келдыша АН СССР, 1979. О возможной структуре внешних (занептунных) областей Солнечной системы. Письма в Астрон. журнал. 1980, т.6, N.5, 295-303
5. С.И.Ипатов. Миграция небесных тел в Солнечной системе. М.,2000.
6. В.С.Авдуевский, Э.Л.Аким, Р.С.Кремнев, С.Д.Куликов, М.Я.Маров, К.М.Пичхадзе, Г.А.Попов, Т.М.Энеев. Космический проект «Фобос-Грунт»: основные характеристики и стратегия развития. Космонавтика и ракетостроение. 2000, Т.19, 8–21.
7. Т.М.Энеев, Х.В.Леб, Г.А.Попов и др. Перспективные межпланетные полеты с использованием электроракетных двигателей и ядерных энергетических установок. Итоговый отчет Объединенной Российско-Германской исследовательской группы. Москва-Бонн-Париж. 1995. 217 с.
8. Т.М.Eneev, R.Z.Akhmetshin, G.B.Efimov, V.A.Yegorov. Asteroid and Comet Rendezvous Missions Using Low-thrust Nuclear Electric Propulsion. Space Forum, 2000, Vol.5, 279–305.
9. Т.М.Eneev, L.A.Latyshev, H.W.Loeb, G.A.Popov and all. Advanced Solar System Exploration Missions Using Nuclear-Electric Propulsion, IAF-94-353, Jerusalem, October 1994. V.S.Avduevsky, E.L.Akim, Т.М.Eneev, M.S.Konstantinov and all. Space vehicle of new generation for solar system study. Paper IAF-98-Q.2.06, Melbourne, Australia, Sept 28-October 2, 1998.
- 10.Т.М.Eneev, M.S.Konstantinov, R.Z.Akhmetshin, G.B.Efimov and all. Mercury-to-Pluto Range Missions Using Solar-Nuclear Electric Propulsion. Keldysh Institute of Applied Mathematics Preprint N 111, 1996.
- 11.R.Z. Akhmetshin, Т.М. Eneev. Main belt asteroid missions with low thrust and gravity assist of Mars. 17th International Symposium on Space Flight Dynamics. Proceedings, Moscow, 2003. Vol. 2, 307-313.
12. Р.З.Ахметшин, Г.Б.Ефимов, В.А.Жирнов, Т.М.Энеев. О возможности достижения астероидов Главного пояса космическим аппаратом с ЭРД. Препринт № 77 ИПМ им. М.В.Келдыша. М., 2004.
- 13.Л.Б.Ливанов. Анализ уменьшения энергозатрат и длительности перелетов в Солнечной системе от применения аэрогравитационных маневров у планет с атмосферой. Препринт № 72 ИПМ им. М.В.Келдыша. М., 2000.
- 14.В.А.Егоров, Г.Б.Ефимов, Р.З.Ахметшин, С.С.Белоглазов. Полеты с малой тягой к малым телам Солнечной системы. Препринт № 1 ИПМ им. М.В. Келдыша. М., 1994.