

РАЗРАБОТКА СТРАТЕГИЙ ИССЛЕДОВАНИЯ СИСТЕМ ВНЕШНИХ ПЛАНЕТ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ МОДЕЛИ СДВОЕННЫХ ОГРАНИЧЕННЫХ ЗАДАЧ ТРЁХ ТЕЛ

Г.К. БОРОВИН^{*}, Ю.Ф. ГОЛУБЕВ, А.В. ГРУШЕВСКИЙ, В.В. КОРЯНОВ,
А.Г. ТУЧИН, Д.А. ТУЧИН

^{*} Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН
Москва, Россия
e-mail: borovin@keldysh.ru

Ключевые слова: Цепочки гравитационных маневров, селекция траекторных пучков

Аннотация. С использованием реальных эфемерид внешних планет и их естественных спутников осуществлена модельная реализация пучкового алгоритма преодоления баллистического детерминизма с целью сближения с одним из этих спутников путём совершения обхода зоны повышенной радиации по «верхней секции» диаграммы Тиссерана-Пуанкаре. Одновременно проводится почти беззатратная редукция асимптотической скорости космического аппарата, необходимая для сближения со спутником, которая становится возможной при переходе от поиска в модели ограниченной задачи трёх тел к условиям сдвоенных ограниченных задач трёх тел.

MISSION DESIGN IN SYSTEMS OF OUTER PLANETS WITHIN MODEL RESTRICTED TWO-COUPLED THREE-BODY PROBLEM

G. BOROVIN^{*}, YU. GOLUBEV, A.GRUSHEVSKII, V.KORYANOV,
A.TUCHIN AND D. TUCHIN

^{*} Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS, Miusskaya sq, 4, Moscow, Russia,
e-mail: borovin@keldysh.ru

Summary. Algorithm to overcome the "problem of the ballistic destiny" during gravitational maneuvers in the Jovian system for approach to one of the satellites is implemented with using real ephemeris. The region of exceeding of the total received radiation dose (TID) skirted along the "upper section" of Tisserand-Poincare's graph. Withal low-cost reduction of the spacecraft asymptotic velocity required for approaching. The search for such scenarios become possible in the transition from the model of the restricted three-body problem to terms of the two-coupled restricted three body problems.

2010 Mathematics Subject Classification: 70E55, 70M20, 70Q05.

Key words and Phrases: Sequences of gravity assists, Selection of trajectories beams.

1 ВВЕДЕНИЕ

С использованием реальных эфемерид внешних планет и их естественных спутников осуществлена модельная реализация алгоритма преодоления «парадокса баллистического детерминизма»^{1,2} с целью сближения с одним из этих спутников путём совершения обхода зоны повышенной радиации по «верхней секции» диаграммы Тиссерана-Пуанкаре³. Одновременно проводится почти беззатратная редукция асимптотической скорости космического аппарата (КА), необходимая для сближения со спутником, которая становится возможной при переходе от поиска в модели ограниченной задачи трёх тел к условиям сдвоенных ограниченных задач трёх тел.

Для параметрического попадания в вышеуказанную зону диаграммы в баллистический сценарий миссии вводятся Vi-Тиссерановы координаты и используются сопряжённые «косые» гравитационные манёвры ещё до завершения фазы редукции периода обращения КА. Таким образом, разумное увеличение длительности миссии удаётся разменять на резкое снижение суммарной дозы полученной радиации (TID). В результате демонстрируется открывающаяся возможность как «комфортабельных» по накопленной дозе радиации полётов в системе КА с TID, не превышающими значений 70 Krad для защиты “Galileo” 8 10 mm Al, так и для «легких» КА с толщиной защитного корпуса 4-5 mm Al при стандартных ограничениях на TID 300 Krad. Указанное обстоятельство может обеспечить как значительный выигрыш в полезной нагрузке КА миссий к Юпитеру и Сатурну и другим внешним планетам, так и повышение степени надёжности работы его научной аппаратуры

2 СПЕЦИФИКА МИССИЙ К ЮПИТЕРУ С ЦЕЛЬЮ ПОСАДКИ НА ЕГО СПУТНИК

В данной работе представлена методика баллистического проектирования космической миссии, предполагающей сближение с галилеевым спутником Юпитера и посадку на него после завершения межпланетного полета к системе Юпитера (СЮ) на той стадии, когда космический аппарат (КА) окажется в сфере действия Юпитера.

В первом приближении в юпитерианской системе координат гелиоцентрическая траектория КА будет пролетной гиперболой. Для того, чтобы выйти на орбиту искусственного спутника (ОИС) Юпитера, необходим тормозной импульс (JOI – Jovian Orbit Insertion). После него КА выходит на сильно вытянутую эллиптическую орбиту в СЮ. Тормозной импульс JOI может быть осуществлен в перигентре пролетной гиперболы, как перед, так и после проведения гравитационного маневра около одного из спутников Юпитера. Проведение гравитационного маневра непосредственно по прибытии с межпланетного участка хотя и более экономично, но достаточно жестко привязано к времени прибытия в СЮ.

Для обеспечения большей гибкости и устойчивости миссии предпочтительней проработка юпитерианских туров, начинающихся именно с JOI. Особенность выполнения манёвра торможения JOI состоит в том, что он должен обеспечить последующую встречу КА со спутником Юпитера (Ганимедом) и такой пролёт КА в его сфере действия, при котором произойдет уменьшение периода и орбитальной скорости КА.

После выхода на сильно вытянутую эллиптическую ОИС Юпитера должна быть

реализована схема выполнения гравитационных манёвров с использованием полей тяготения галилеевых спутников, состоящая из двух этапов.

Первый этап (P1) используется для уменьшения орбитальной энергии КА по отношению к Юпитеру после JOI и создания условий для более частых встреч с естественными спутниками Юпитера путем понижения периода обращения КА до величин порядка нескольких орбитальных периодов спутника (так, период спутника Ганимед составляет приблизительно 7.155 земных суток). Перед каждым пролётом спутника Юпитера, с помощью которого осуществляется гравитационный манёвр, предусматривается коррекция орбиты КА, которая должна обеспечить заданные параметры пролёта этого спутника Юпитера, гарантирующие согласно ТЭМ новую встречу с ним. Такие коррекции могут совмещаться с манёврами подъёма перийовия. Отметим, что существуют альтернативные варианты подъёмов перийовия, о которых будет сказано ниже.

На втором этапе (P2) должна быть использована «частая» серия GAM (с уже уменьшенным периодом обращения КА) с целью сблизить орбитальные скорости КА и спутника-мишени («Ганимеда»), чтобы обеспечить условия, необходимые для формирования предпосадочной орбиты. При этом приходится отказаться от техники резонансных GAM с использованием только одного спутника-мишени, поскольку они не позволяют уменьшить асимптотическую скорость КА относительно этого спутника до нужной величины. Это обусловлено свойствами траекторий КА в ограниченной задаче трех тел (ОЗТТ). Они имеют в классе малобюджетных (квазиинерционных) гравитационных маневров около фиксированного спутника-мишени своими инвариантами величину интеграла Якоби, параметра Тиссерана и величину асимптотической скорости относительно спутника-мишени³.

Резюмируя, выделим основные фазы юпитерианской части космической миссии, реализующей посадку на спутник Юпитера.

1. Выход КА с пролётной гиперболы на сильно вытянутую эллиптическую ОИС Юпитера с помощью JOI.

2. Фаза уменьшения периода обращения КА с помощью начальной серии «длинных и укорачивающихся» гравитационных маневров.

3. Фаза сближения со спутником Юпитера-мишенью (например, с Ганимедом). Необходимо сблизить орбитальные скорости КА и мишени и, учитывая существенную вытянутость участков движения КА между отражениями и близость орбиты спутника-мишени к круговой, понизить эксцентриситет орбиты КА серией «укороченных» гравитационных маневров.

4. Проведение фазирования КА со спутником-мишенью.

5. Выполнение манёвра торможения GOI (Ganymede Orbit Insertion), обеспечивающего выход на ОИС Ганимеда.

6. Выполнение серии манёвров, обеспечивающих формирование предпосадочной орбиты.

7. Включение автономной системы посадки на Ганимед.

Будем применять классическую терминологию для описания конфигурации ограниченной задачи трёх тел: основное (центральное, «первое») тело, малое («второе») тело, КА (лёгкое, «третье» тело ничтожно малой массы). Метод склеенных конических сечений представляет траектории КА в виде кусочно-кеплеровых орбит около основного тела (Юпитера в СЮ) с изломами в местах проведения

гравитационных маневров около второго тела. Области проведения маневров (с момента t_1 входа в сферу действия второго тела до момента t_2 выхода из нее) считаются ничтожными по сравнению с участками кеплерового движения около основного тела и заменяются точками склейки. Геометрическая интерпретация GAM показана на рисунке 2. На нём обозначены: $\bar{V}(t_1)$ – вектор скорости КА относительно центрального тела до входа в сферу действия второго тела, $\bar{V}(t_2)$ – соответствующий вектор скорости при выходе из сферы действия второго тела (после проведения гравитационного манёвра), \bar{V}^{pl} – скорость спутника-партнёра. Угол излома вектора $\bar{V}(t)$ определяется исходя из угла раствора «запакованной в точке склейки» пролетной гиперболы относительно второго тела – «спутника-партнера» по гравитационному маневру. Модуль вектора асимптотической скорости КА относительно спутника-партнера V_∞ при этом не меняется, но поворачивается на некоторый угол δ .

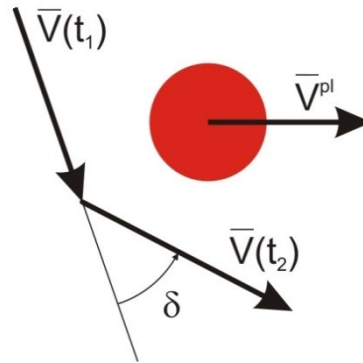


Рис. 1. Геометрия гравитационного манёвра

Изменение скорости КА относительно основного тела равно:

$$\Delta \bar{V} = \bar{V}(t_2) - \bar{V}(t_1),$$

$$\Delta V = \|\Delta \bar{V}\| = 2V_\infty \sin \frac{\delta}{2} = \frac{2V_\infty \mu}{\mu + r_p V_\infty^2},$$

где μ – гравитационная постоянная пролётного тела, r_p – расстояние до перицентра пролётной гиперболы КА, которое не может быть меньше радиуса спутника-партнёра R_{pl} . Максимальная добавка к гиперболической скорости по модулю не может

превышать первую космическую скорость для спутника-партнёра $\Delta V_{\max} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{pl}}}$. В

таблице 1 представлены ресурсы гравитационного маневрирования при пролетах сфер действия планет и крупных карликовых планет Солнечной системы, которая пополнена и уточнена согласно новейшим данным космических наблюдений². При переходе к модельным безразмерным величинам, гравитационное маневрирование КА около любого небесного тела будет определяться модельным коэффициентом

нормализованной скорости КА $\chi = V / V^{pl}$. Следовательно, интенсивность любого гравитационного манёвра будет описываться безразмерным параметром $\chi_{mod} = \Delta V_{max} / V^{pl}$, и чем он больше, тем большей становится возможная деформация пучка динамически допустимых траекторий КА на манёвре. Соответствующие значения χ_{mod} также приведены в таблице 1.

небесное тело	вариация скорости ΔV_{max} , км/с	$\chi_{mod} = \frac{\Delta V_{max}}{V^{pl}}$	центральное тело
Меркурий	3.005	0.063	Солнце
Венера	7.326	0.209	Солнце
Земля	7.912	0.265	Солнце
Марс	3.557	0.147	Солнце
Церера	0.101	0.056	Солнце
Юпитер	42.57	3.257	Солнце
Сатурн	25.52	2.634	Солнце
Уран	15.12	2.22	Солнце
Нептун	16.67	3.07	Солнце
Плутон	0.85	0.18	Солнце
Хаумеа	1.16	0.26	Солнце
Макемаке	1.11	0.25	Солнце
Эрида	1.09	0.3	Солнце
Луна	1.680	1.6	Земля
Ио	1.809	0.1	Юпитер
Европа	1.433	0.1	Юпитер
Ганимед	1.949	0.17	Юпитер
Каллисто	1.725	0.21	Юпитер
Титан	1.867	0.3	Сатурн

Таблица 1 :Максимально возможные вариации скорости КА при пролёте крупных небесных тел Солнечной системы.

3 СТРАТЕГИЯ ПОСТРОЕНИЯ ТУРОВ В СЮ НА ПЕРВОЙ ФАЗЕ P1 «ДЕБЮТ»

Каждая приемлемая цепочка гравитационных манёвров предполагает сохранение темпа, квазибаллистичности полёта КА от одного сближения к другому практически инерционно, с минимальными затратами топлива, используя в качестве механизма нацеливания характеристики вылета из предшествующего манёвра. Эта рекуррентная малая энергозатратность регулярной синтезируемой цепочки может оборваться в случае попадания «в тупик» при отсутствии хотя бы одной достигаемой цели на выходе из текущего GAM. К корректно построенному сценарию предъявляется требование своевременных поставок текущих целей для КА.

Технология обеспечения “поставок” последующих целей на начальной фазе планетарной миссии является достаточно прозрачной. Она состоит в решении стартовой задачи Ламберта из условия попадания КА к Ганимеду после выполнения JOI и реализации последующей серии решений задач Ламберта таких, чтобы орбитальный период КА на выходе из зоны очередного гравитационного маневра был кратен орбитальному периоду выбранного спутника-партнера маневрирования. Сформированная таким образом резонансность периодов обеспечит новую встречу с партнером через некоторое время в некоторой окрестности истиной аномалии последней встречи. Для этого непосредственно перед предстоящим совершением заготовленного гравитационного маневра достаточно проводить малозатратную уточняющую коррекцию, регулируемую высоту пролета над спутником-мишенью. Проведение коррекций привязано, обычно, к окрестности одного из заключительных перед сближением перийовиев орбиты.

3.1 Пошаговый алгоритм проектирования коррекции в точной эфемеридной модели

Перелёт между спутниками Юпитера можно проектировать с помощью следующего пошагового алгоритма.

1. Перед сближением со спутником-мишенью для осуществления текущего GAM задается следующий GAM исходя из выбора способа прохождения мишени.
2. В перийовии, предшествующем текущему GAM, после выбора параметров последующего GAM, рассчитывается коррекция орбиты КА, обеспечивающая выполнение текущего GAM с пролётом спутника-мишени на заданной высоте, вычисленной с помощью решения задачи Ламберта-Эйлера.
3. Проводится уточнение коррекции методом Ньютона согласно модели точных эфемерид (ТЭМ) (JPL NAIF).
4. Рассчитывается движение КА с учётом ТЭМ до перийовия, предшествующего следующему GAM

3.2 Уточняющая коррекция решения задачи Ламберта методом параметризации пролётной дальности спутника-мишени

Для уточнения импульса коррекции из условия пролета спутника-цели на заданной высоте используется интегрирование уравнений движения КА в СЮ с учетом гравитации его естественных спутников в ТЭМ (JPL NAIF). Поиск импульса коррекции

осуществляется в три этапа.

На первом шаге импульс находится из условия минимизации функционала, представляющего собой разность между заданным значением расстояния перицентра пролетной гиперболы и реализуемым вследствие импульса его значением. Минимум ищется комбинированным методом с использованием градиентного метода и метода покоординатного спуска (НТО по НИР «Лаплас-ИПМ», 2009). Для этого при расчете градиента определяются разрешенные направления. Направление считается разрешенным, если при вариации компоненты вектора скорости в данном направлении выполняется условие по барицентру. Если все направления разрешены, используется градиентный метод с регулируемым шагом. Если имеются запрещенные направления, выбирается движение по наиболее эффективной координате.

На втором шаге назначается коэффициент кратности как минимальное целое число большее, чем отношение орбитального периода КА к орбитальному периоду малого тела. Целевое значение периода КА после гравитационного маневра полагается равным произведению коэффициента кратности и орбитального периода малого тела.

На третьем шаге импульс уточняется из условия минимизации функционала, представляющего собой разность между целевым значением периода и его фактическим значением.

В случае проведения пространственных (3D) манёвров, оказывается необходимым дополнительно ввести параметризацию по боковой дальности пролёта.

3.3 Расчёт первой фазы

Расчёт *первой фазы PI* («дебюта») выполняется авторами для гибко заданных условий прибытия КА в систему Юпитера по уточнённым эфемеридам СЮ и Солнечной системы JPL NASA, с использованием программного комплекса ESTK БЦ ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. На рисунке 2 представлена типовая траектория КА на фазе *PI*.

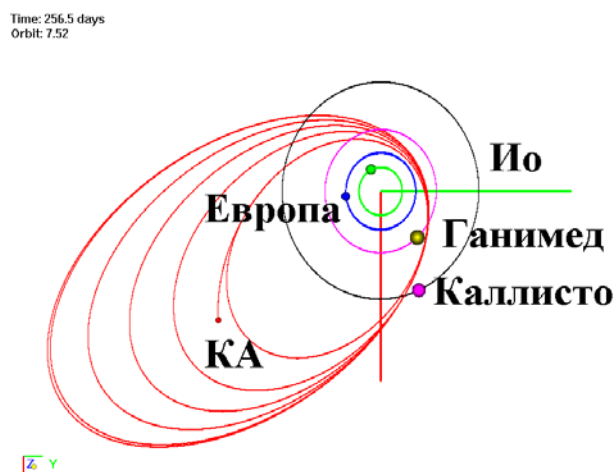


Рис. 2. Квазирезонансность периодов КА и спутника-мишени обеспечивает новую встречу со спутником в малой окрестности истинной аномалии последней встречи

Типовая реализованная последовательность понижающихся периодов КА записывается в периодах Ганимеда как $6:1 \rightarrow 5:1 \rightarrow 4:1 \rightarrow 3:1 \rightarrow 5:2 \rightarrow 2:1$.

Периодические орбиты, хоть и локализованы по истинной аномалии, тем не менее дрейфуют от одного маневра к другому. Фиксация линии апсид орбиты КА априори, применяемая при поиске сценариев миссий в ряде модельных работ, приводит к утере реального движения КА при попытке подключить реально наблюдаемые эфемериды небесных тел системы Юпитера вместо использования кеплеровых траекторий.

4 СТРАТЕГИЯ ПОСТРОЕНИЯ ТУРОВ В СИСТЕМЕ ЮПИТЕРА НА ВТОРОЙ ФАЗЕ

Вышеописанная конструкция гравитационного маневрирования не может эффективно репродуцироваться до бесконечности по ряду причин.

Основная причина обусловлена свойствами траекторий ограниченной задачи трех тел ОЗТТ. Они имеют в случае малобюджетных коррекций при совершении гравитационных маневров около спутника-мишени своим инвариантом величину интеграла Якоби (и параметра Тиссерана), и соответственно инвариантную величину вектора асимптотической скорости³, которая сохраняется при проведении серии любых резонансных GAM. Результатом является тот факт, что без значительных дополнительных затрат характеристической скорости КА не только не сможет приблизиться к спутнику-цели, но и неминуемо скатится по изолинии асимптотической скорости на диаграмме Тиссерана^{1,2} (Ti-P диаграмме) «зону смерти» – области с низкими периювиями и запредельными уровнями радиации TID.

Однако возможность изменить асимптотическую скорость КА, тем не менее, имеется. Асимптотическая скорость КА относительно малого тела может измениться при использовании другого малого тела при проведении «полиобъектных GAM». Это свойство является динамической особенностью модели ограниченной задачи четырех тел (ОЗЧТ) и ее усеченной модификации – двойной связки ограниченных задач трех тел (2 ОЗТТ). В фиксированный момент времени рассмотрим оскулирующую задачу 2-ОЗТТ для КА в СЮ, для которой существует как число Тиссерана основного спутника-мишени (например – для Ганимеда), так и число Тиссерана вспомогательного малого тела (например – для Каллисто). Каждое из них становится доминирующим в случае входа в сферу действия соответствующего спутника. Будем считать, что одновременно вход в обе сферы действия не происходит. При проведении полиобъектных GAM в миссиях «Galileo» и «Cassini Huygens», как показывает анализ их баллистических сценариев, соответствующая редукция асимптотической скорости была осуществлена. Описанный приём, вдобавок, оказывается незаменимым и для поддержания формата малых затрат характеристической скорости ΔV , практически «бесплатно» реализуя обязательный манёвр подъема.

Таким образом, на фазе P2, после фазы P1 специальными маневрами коррекции можно «подключить» другие малые тела из СЮ. Тем самым обеспечивается переход на диаграмме Тиссерана-Пуанкаре на линию инварианта числа Тиссерана другой ОЗТТ. Он должен быть обеспечен проведением «косых» гравитационных манёвров таких, что после отражения от сферы действия основного спутника-мишени G (например, Ганимеда), КА вышел на сближение с другим спутником («НЕ_Ганимед»). После этого необходимо подобрать и сопряжённый манёвр – с обратной сменой участников. Таким образом, с помощью перехода от поиска решений в простейшей модели ОЗТТ к более адекватным для ТЭМ моделям 2-ОЗТТ, ОЗЧТ можно преодолеть баллистический

детерминизм ОЗТТ, налагаемый критерием Тиссерана.

4.1 Формализация поиска редуцированных маневров

Решение задачи поиска цепочек гравитационных манёвров для этапа P1 осуществляется в виде конъюнкций (посчитанных с учётом ТЭМ встреч КА со спутником-мишенью G (например – с Ганимедом), что формально можно записать как

$$S: \quad \{G_1 \wedge \dots \wedge G_N\}$$

Формализуем для проведения массового счета (с использованием ТЭМ моделируется несколько миллионов вариантов) инвариантную технику редукции асимптотической скорости и подъема перицентра для этапа P2:

$$G_1 \wedge \bar{G} \wedge G_2 \quad (1)$$

для усложнённой модификации получим конъюнкционную формулу

$$G_1 \wedge \dots \wedge G_k \wedge \bar{G}_m \wedge \dots \wedge \bar{G}_{m+n} \wedge G_{k+1} \wedge \dots \quad (2)$$

В результате открывается возможность решать задачу синтеза цепочек гравитационных манёвров с использованием ТЭМ, как специальную автоматическую селекцию пучков траекторий КА в классе конъюнкций встреч со спутниками в соответствии с представленными конъюнкционными формулами (1)-(2). С этой целью авторами разработана полуаналитическая методика построения адаптивных сценариев на основе использования диаграмм Тиссерана-Пуанкаре, на которые наносятся результаты численного поиска только структурно подходящих малобюджетных отражений-переотражений траекторных пучков (в ТЭМ-постановке JPL NAIF).

На витке перед проведением GAM проводится малая коррекция орбиты КА. Для максимально полного выявления её динамических возможностей задается многопараметрическая малая поправка к вектору скорости КА, выбираемая из равномерно «засеянного» шара виртуальных добавок для каждой из достаточно плотно распределённого множества точек орбиты КА. В результате вместо определённого вектора скорости КА образуется острый конус виртуальных скоростей, а вместо одной траектории образуется пучок траекторий – большое число динамически реализуемых с помощью малой одноимпульсной коррекции вариантов. При расчетах в рамках ОЗТТ после проведения GAM относительно какого-либо спутника точки для новой орбиты КА не покидают изолинии соответствующего инварианта Тиссерана. При расчётах с учётом ТЭМ соответствующие точки пучка траекторий окажутся вблизи изолинии. Для изучения многопараметрического семейства пучка траекторий, подвергаемого гравитационному рассеиванию на GAM, необходимо большое число траекторий в пучке.

Первоначально методика разрабатывалась специально под задачи отечественной миссии «Лаплас-П» с посадкой на Ганимед. В ходе проверки миллионов вариантов отбираются только такие цепочки GAM, которые содержат на диаграмме Тиссерана-Пуанкаре замкнутые циклы пролётов Ганимеда при условии промежуточного прохождения Каллисто. Это сокращает анализ числа возможных вариантов GAM на три порядка.

На рисунке 3 показано множество полученных вероятных вариантов GAM около Ганимеда (первичных G-отражений). Вторичные точки отмечены кружками. Чтобы не пропустить искомое решение, их должно быть достаточно много. На рисунке 3 представлено порядка 3×10^6 первичных вариантов. На рисунке 4 показан результат селекции пучка первичных траекторных отражений с использованием косых GAM с привлечением Каллисто. Множество полученных вариантов выражается числом около 2×10^3 . Видна ощутимая редукция числа анализируемых вариантов.

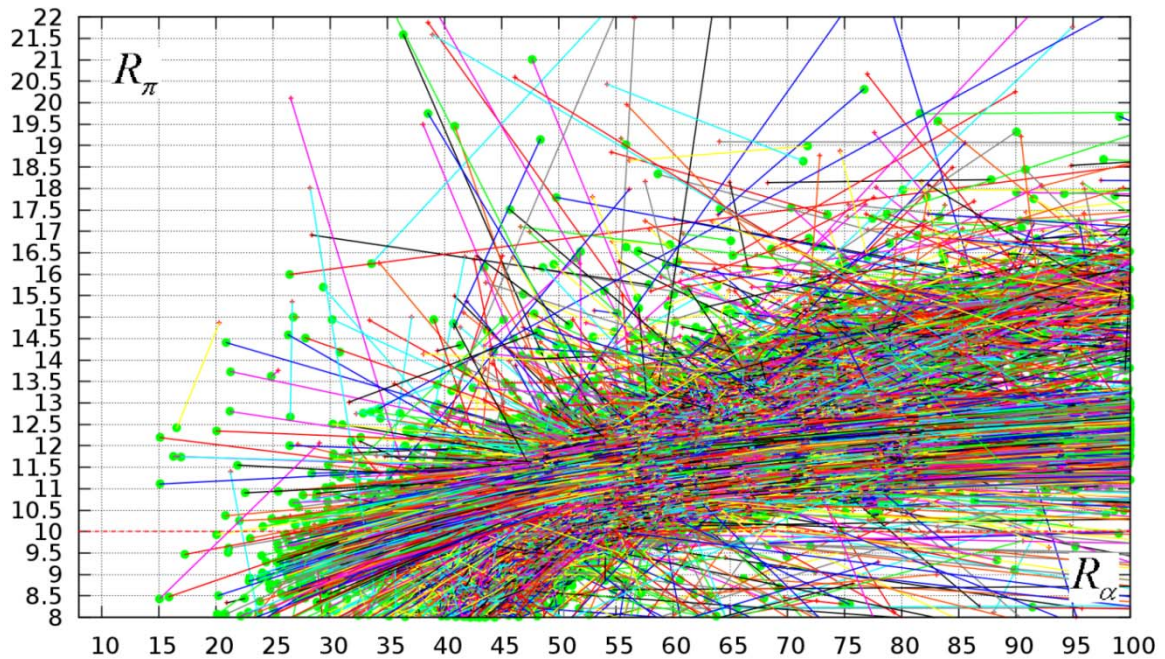


Рис. 3. Образ пучка траекторий КА, прошедших через сферу действия Ганимеда («первичных» G-отражений) на диаграмме Тиссерана-Пуанкаре

Важно определить критерий, по которому соответствующая конъюнкционной формуле (2) техника должна быть введена в действие вместо техники сольных резонансных GAM. Тем самым будет получен критерий выбора момента времени бифуркации для перестройки пучков траекторий регулярных сценариев сольных гравитационных маневров (рисунок 5). Этот критерий является ключевым в алгоритме понижения предельного уровня TID – при разумном увеличении времени миссии и затрат характеристической скорости. В зависимости от выбранного синтезируемые туры в СЮ могут иметь различные типы по времени проведения тура (TOF), затрат характеристической скорости и TID.

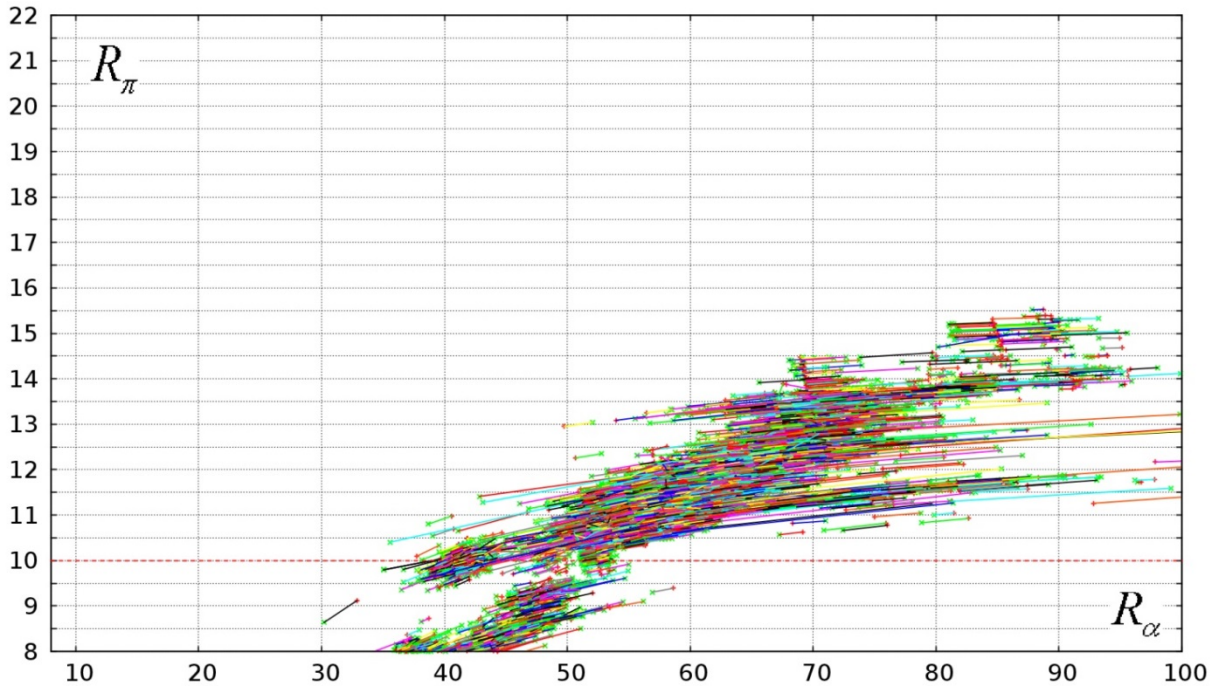


Рис. 4. Образ пучка траекторий КА, прошедших через сферу действия Ганимеда после применения конъюнкционных формул (1)-(2) $G \wedge \bar{G} \wedge G \Rightarrow \Gamma \wedge K \wedge \Gamma$ на диаграмме Тиссерана-Пуанкаре

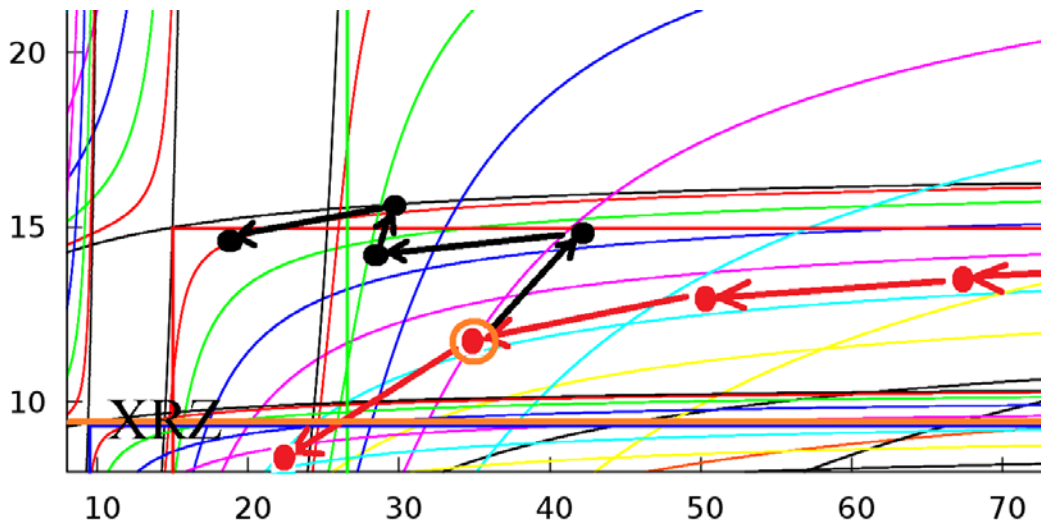


Рис. 5. Диаграмма-граф Тиссерана-Пуанкаре. По осям – расстояния апоцентра и перигея орбиты КА в радиусах Юпитера. Окружностью обведена бифуркационная точка сольного маневрирования

5 РЕЗУЛЬТАТЫ КОМБИНИРОВАННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Представленные методики численно реализованы авторами в Баллистическом Центре ИПМ им. М.В. Келдыша РАН на основе эксплуатируемого там программного комплекса Earth Space ToolKit (ESTK) и использования эфемерид JPL NASA в формате NAIF. Для полётов КА в системе Юпитера они позволяют выявить и синтезировать сценарии полётов, значительно более «комфортабельных» по радиации, чем ранее известные. TID при этом не превосходит величин 70 Крад для стандартной защиты 8-10 мм Al. Указанное обстоятельство может обеспечить значительный выигрыш в полезной нагрузке КА при проектировании перспективных космических миссий наряду с повышением степени надёжности работы его научной аппаратуры и служебных систем.

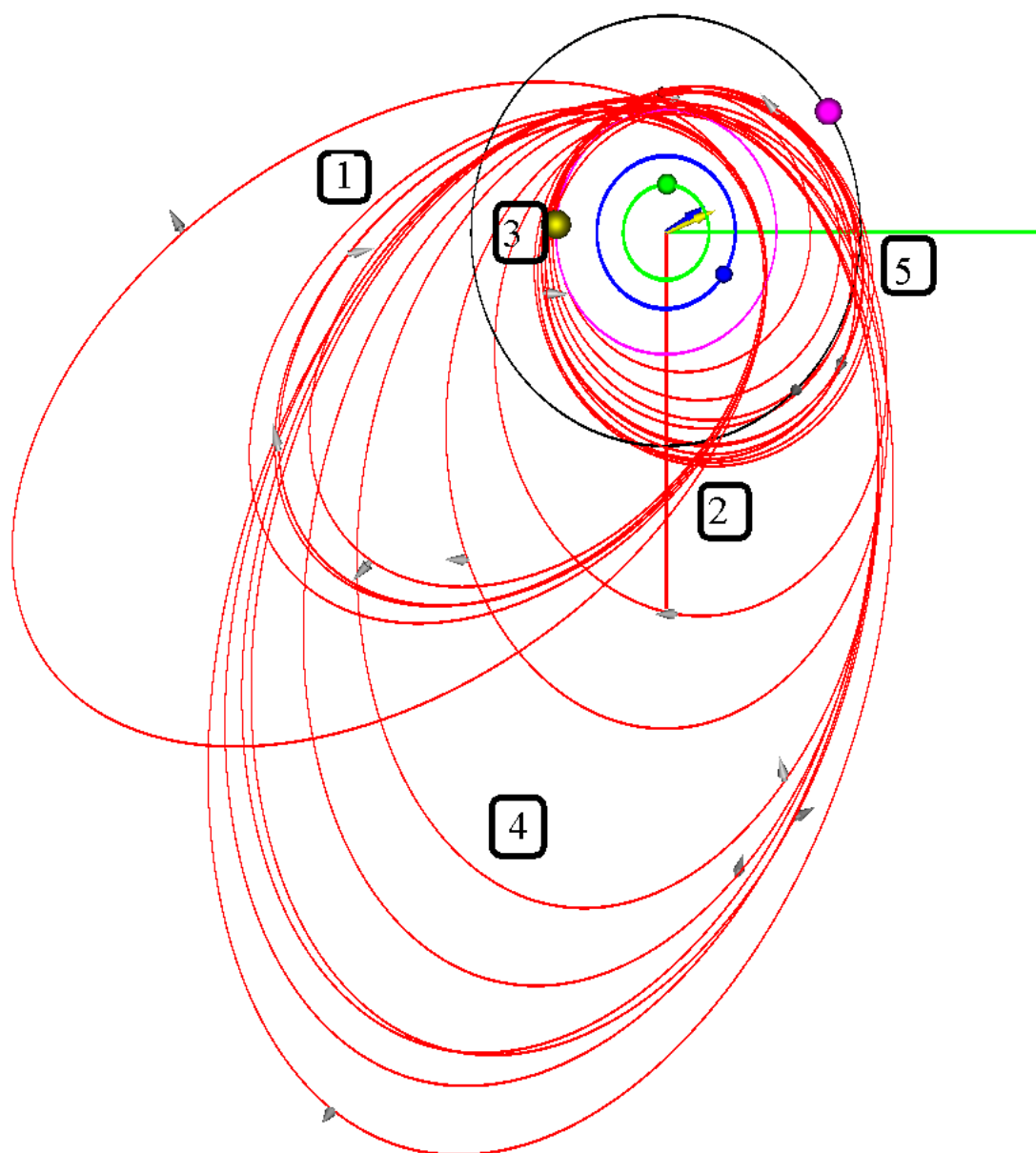


Рис. 6. Типовой фрагмент найденного «комфортабельного» по накопленной дозе радиации сценария сближения КА с Ганимедом

Типовой фрагмент маневрирования КА перед посадкой на Ганимед, синтезированный с его помощью, представлен на рисунке 6. На этом рисунке можно выделить помеченную маркером-квадратом 1 начальную серию GAM с Ганимедом (место проведения GAM указано квадратом 2) с почти неизменной линией апсид и уменьшающимися размерами витковых больших полуосей. После проведения кросс-манёвра с участием Каллисто (квадрат 3) КА выходит на новую «сжимающуюся» серию квазирезонансных GAM с Ганимедом с повернутой линией апсид (квадрат 4). Квадратом 5 помечена серия высотных GAM с Ганимедом, медленно понижающих высоту апоцентра орбиты КА, тем самым пододвигая орбиту КА к Ганимеду.

Соответствующий вид представленного тура на Ti-P-диаграмме приведён на рисунке 7. Крестиками отмечены фазовые перескоки на GAM. Кружками обведены номера ключевых этапов при проведении тура в СЮ. Таким образом, продемонстрирована возможность проведения «комфортабельных» (по радиации) полётов в системе КА с TID, не превышающей значений 70 крад для стандартной защиты «Galileo» 8-10 мм Al (либо, как вариант, для «легких» КА с толщиной защитного корпуса 4-5 мм Al при стандартных ограничениях на TID 200-300 крад).

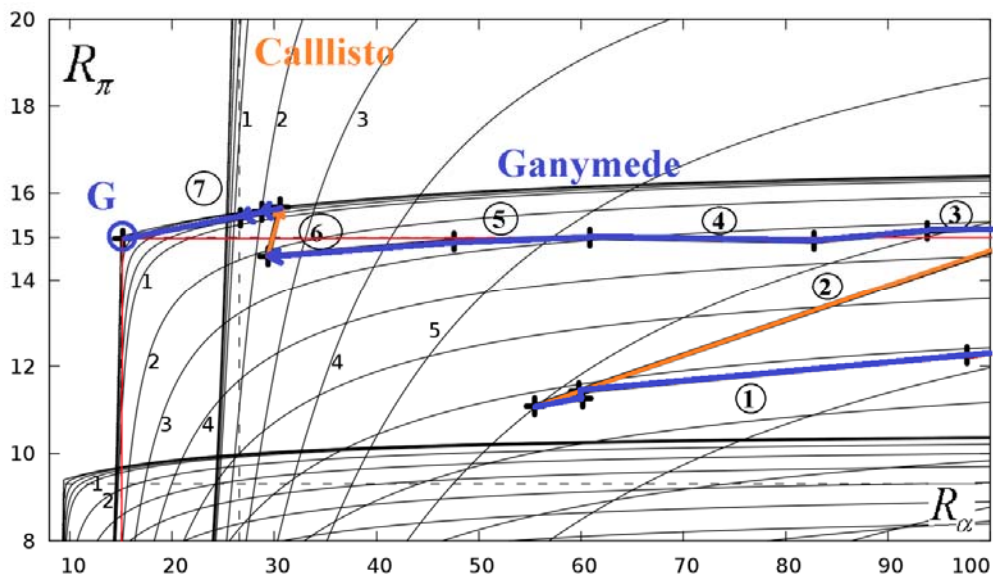


Рис. 7. Комфортабельный по TID тур в СЮ на Ti-P-диаграмме

Моделирование – «продвижение» траекторных пучков к прицельной точке G на Ti-P-диаграмме производится с помощью специальных методик формирования и переотражения траекторных пучков, состоящих из нескольких миллионов вариантов. Их работа в формате Ti-P-диаграммы на стадиях косоугольного манёвра (манёвры – «кружки» 1,2,3 на рис. 7) была представлена выше, на рис. 3,4. Формирование траекторных пучков на последующих ключевых манёврах в формате Ti-P-диаграммы (манёвры («кружки») 4-7 на рис. 7) демонстрируется на Рис. 8 а,б,в,г соответственно.

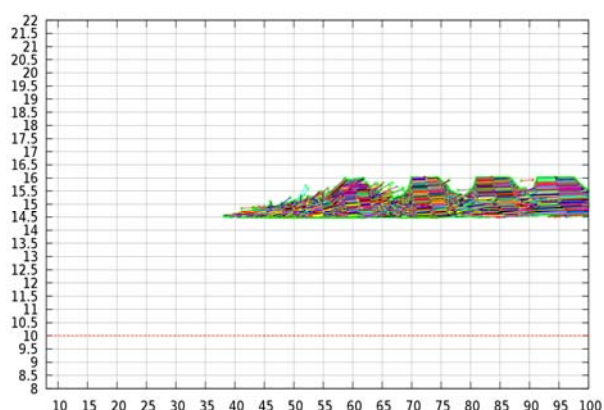


Рис. 8 а)

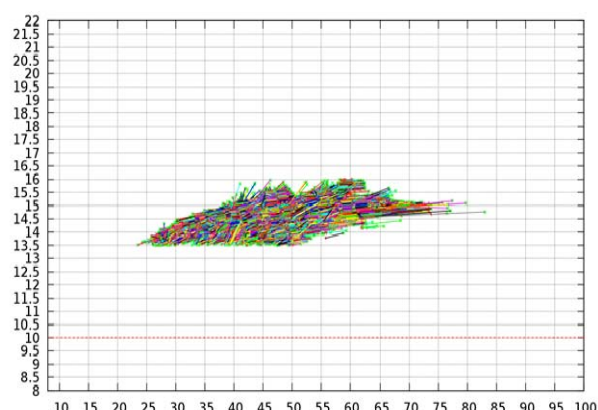


Рис. 8 б)

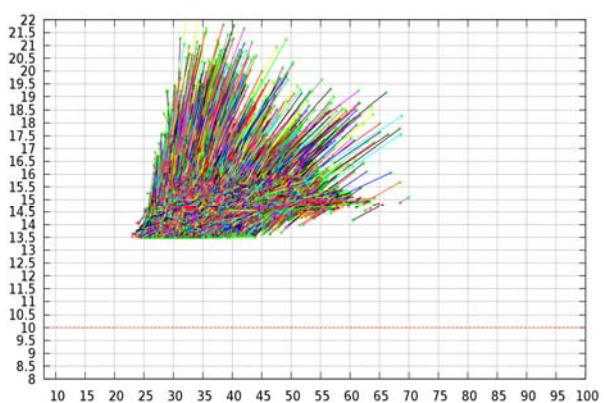


Рис. 8 в)

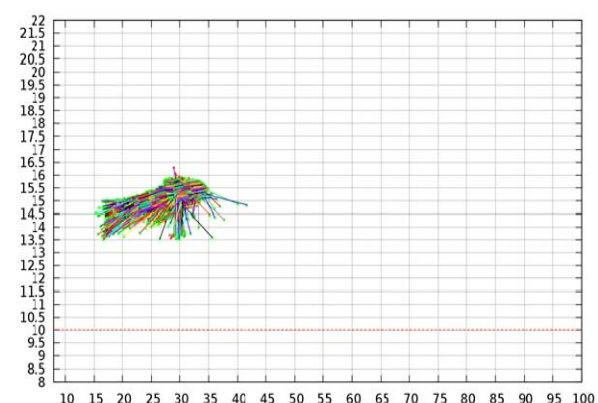


Рис. 8 г)

Рис. 8. Демонстрация формирования траекторных пучков согласно баллистическому сценарию на последних ключевых манёврах в формате T1-диаграммы. а)-манёвр 4, б)- манёвр 5, в)- манёвр 6, г) - манёвр 7. По осям – расстояния апоцентра и перицентра орбиты КА в радиусах Юпитера.

5 ЗАКЛЮЧЕНИЕ

- С использованием реальных эфемерид внешних планет и их естественных спутников осуществлена модельная реализация алгоритма преодоления «парадокса сольных пертурбаций» с целью сближения с одним из этих спутников путём совершения обхода зоны повышенной радиации по «верхней секции» диаграммы Тиссерана-Пуанкаре. Одновременно проводится почти беззатратная редукция асимптотической скорости космического аппарата (КА), необходимая для сближения со спутником, которая становится возможной при переходе от поиска в модели ограниченной задачи трёх тел к условиям двоянных ограниченных задач трёх тел.
- Для параметрического попадания в вышеуказанную зону диаграммы в баллистический сценарий миссии вводятся Vi-Тиссерановы координаты (которыми являются числа Тиссерана для массивных лун системы Юпитера Ганимеда и Каллисто) и используются сопряжённые «косые» гравитационные

манёвры ещё до завершения фазы редукции периода обращения КА. Таким образом, разумное увеличение длительности миссии удаётся разменять на резкое снижение суммарной дозы полученной радиации (TID). В результате демонстрируется открывающаяся возможность как «комфортабельных» по накопленной дозе радиации полётов в системе КА с TID, не превышающими значений 70 Krad для защиты “Galileo” 8 10 mm Al, так и для «легких» КА с толщиной защитного корпуса 4-5 mm Al при стандартных ограничениях на TID 300 Krad. Указанное обстоятельство может обеспечить как значительный выигрыш в полезной нагрузке КА миссий к Юпитеру и Сатурну и другим внешним планетам, так и повышение степени надёжности работы его научной аппаратуры.

REFERENCES

- [1] G. K. Borovin, Yu. F. Golubev, A. V. Grushevskii, V. V. Koryanov, A. G. Tuchin, *Flights in Jupiter system using gravity assist maneuvers near Galilean moons*, Preprint No. 72, IPM RAN (Keldysh Institute of Applied Mathematics, Russian Academy of Sciences) (2013). <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2013-72>.
- [2] Yu.F. Golubev., A.V. Grushevskii, V.V. Koryanov V, A.G. Tuchin. “Gravity Assist Maneuvers of a Spacecraft in Jupiter System”, *Journal of Computer and Systems Sciences International, Pleiades Publishing*, **53** (3), 445-463 (2014).
- [3] S. Campagnola, R. P. Russell, "Endgame problem. Part 2: Multi-body technique and TP Graph", *J. Guidance, Control, Dynamics*, **33**, 476-486 (2010).

The results were presented at the thirteenth international seminar "Mathematical models & modeling in laser-plasma processes & advanced science technologies" (May 30 - June 6, 2015, Petrovac, Montenegro).