

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша Российской академии наук

4. Информация о научных проектах Федеральной космической программы России, находящихся в стадии разработки

4.1 Проект «Венера-Д»

Разработка математических моделей для анализа схем выполнения динамических операций в проекте «Венера-Д», обеспечивающих приведение спускаемого аппарата в заданную область и выведение субспутника на орбиту искусственного спутника Венеры

Выполнен анализ траекторий перелёта к Венере в окнах стартов 2020 – 2025 гг. и разработаны рекомендации по выбору вариантов орбитально-десантной схемы. Проектом «Венера-Система» предусмотрено, что для проведения научных исследований на орбитах искусственного спутника Венеры (ИСВ) находятся два космических аппарата: основной КА и субспутник.

Основной КА имеет на борту двигательную установку, позволяющую выполнять орбитальные манёвры, а субспутник находится в пассивном полёте. Оба КА подлетают к Венере по гиперболической орбите в одной связке и затем, после торможения у Венеры, от связки отделяется субспутник. После отделения субспутника, основной КА переходит на круговую орбиту искусственного спутника Венеры. Далее происходит отделение спускаемого аппарата и выполнение манёвра торможения спускаемого аппарата.

Разработаны схемы маневрирования КА на орбитах вокруг Венеры, обеспечивающие выведение субспутника и полёт спускаемого аппарата в атмосфере Венеры до достижения её поверхности. Выполнен анализ требований долготной достижимости на поверхности Венеры в окнах стартов в

2020 – 2025 гг. Проведён сравнительный анализ и обоснование выбора траекторий перелёта Земля–Венера с переходом на полярную орбиту ИСВ в окнах стартов 2020 – 2025 гг. и разработаны рекомендации в отношении выбора вариантов орбитально-десантной схемы.

Другой подход в экономии характеристической скорости на перелёт состоит в использовании гравитационных манёвров. Простейшая схема перелёта с использованием гравитационного манёвра использует гравитационный манёвр у Земли. КА после старта с Земли выходит на гелиоцентрическую орбиту, которая обеспечивает встречу с Землёй примерно через земной год. В результате пролёта Земли КА выполняет гравитационный манёвр и направляется к Венере. В результате гравитационного манёвра уменьшается асимптотическая скорость подлётной гиперболы до приемлемой величины. Показано, что становится возможным гравитационный манёвр у Земли, который обеспечивает подлёт к Венере с асимптотической скоростью менее 3 км/с.

Выполнен анализ динамических схем, реализующих посадку с использованием:

- класса рикошетирующих траекторий входа в атмосферу Венеры;
- «слабого» гравитационного захвата.

Вышеуказанные новые подходы и методики были представлены в качестве секционного доклада “Different scenarios of the “Venera-D” mission” на совместном совещании российских учёных и ведущих специалистов ESA и NASA “Venera SDT Meeting”, проходившей 6-7 октября 2015 г. в Москве, в Институте космических исследований:

Grushevskii A.V., Golubev Yu.F., Koryanov V.V., Tuchin A.G., Tuchin D.A. Different scenarios of the “Venera-D” mission. Venera SDT Meeting, 06-07 October 2015, IKI, Moscow. – <http://www.kiam1.rssi.ru/index.php?id=pub>

4.2 «Лаплас-П»

Исследование дальних областей Солнечной системы должно использовать естественные источники энергии, к которым в первую очередь относятся гравитационные маневры.

С использованием диаграмм Тиссерана-Пуанкаре построена методика синтеза цепочек проведения гравитационных манёвров около естественных спутников системы Юпитера с целью реализации космических миссий, малобюджетных по затратам характеристической скорости, полученной радиационной дозе и времени исполнения.

Разработаны адаптивные алгоритмы синтеза, позволяющие преодолеть баллистический детерминизм, обусловленный критерием Тиссерана, который присущ упрощённым сценариям.

Показано, что разнообразие гравитационного ансамбля в системе Юпитера не только усложняет точный баллистический анализ миссии, но, при его эффективном использовании, позволяет адаптировать алгоритмы построения сценариев проведения гравитационных манёвров под задачи конкретных космических миссий, включая обход опасных радиационных областей, а также посадку на один из спутников Юпитера («Лаплас-П») при разумных затратах ресурсов и времени.

Для решения поставленной задачи необходимо уменьшение асимптотической скорости космического аппарата относительно естественного спутника планеты. Снижение асимптотической скорости достигается за счёт большого числа проходов сфер действия естественных спутников и

проведения гравитационных манёвров. Ограничения задачи обусловлены высоким уровнем радиации в системе Юпитера и максимально допустимой длительностью проведения космической миссии.

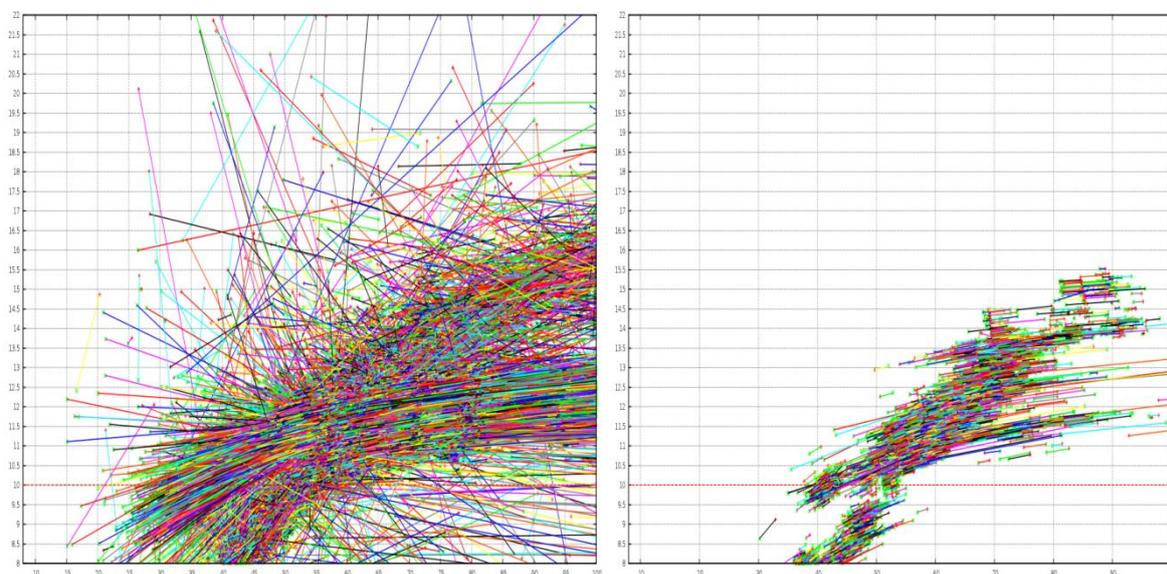


Рис. 5. Первичный поиск возможных гравитационных манёвров на диаграмме Тиссерана в координатах «апоцентр/перигей» (десятки миллионов вариантов) в результате применения ключевого селекционного алгоритма точек роста для «редукционных» сценариев с одновременным подъёмом перигея орбиты КА сводится к отслеживанию всего нескольких тысяч вариантов.

В ИПМ им. М.В. Келдыша РАН реализован алгоритм преодоления «парадокса сольных пертурбаций» с использованием реальных эфемерид Юпитера и его естественных спутников. При этом одновременно совершается фазовый обход зоны повышенной радиации и уменьшается асимптотическая скорость космического аппарата относительно естественного спутника.

Разработанные методы и алгоритмы позволяют понижать асимптотическую скорость при переходе от модели ограниченной задачи трёх тел к условиям задачи четырёх и более тел. В результате становится возможным синтез комфортабельных по накопленной дозе радиации космических миссий в системе Юпитера.

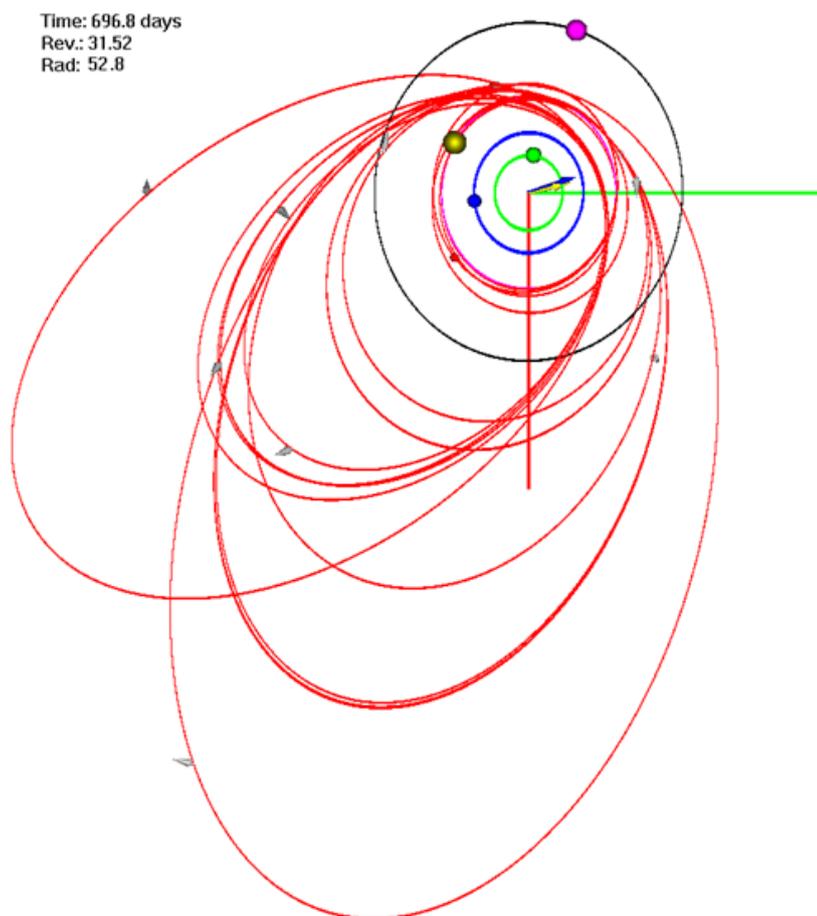


Рис. 6. Типовой фрагмент синтеза сценариев проведения гравитационных манёвров КА в системе Юпитера, комфортабельных по суммарной дозе полученной радиации

Публикации:

1. *Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* Точки бифуркации при проведении гравитационных манёвров в системе Юпитера // Доклады Академии наук. 2015. Т. 462. № 2. С. 154–157.
2. *Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* Формирование малозатратных полётов в системе Юпитера с использованием тиссерановых координат // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2015. № 5. С. 147–163.
3. *Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* Методика формирования больших наклонений орбиты КА с использованием

гравитационных манёвров // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2015. № 64. С. 1–32.

4. *Голубев Ю.Ф., Тучин А.Г., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин Д.А., Морской И.М., Симонов А.В., Добровольский В.С.* Основные методы синтеза траекторий для сценариев космических миссий с гравитационными манёврами в системе Юпитера и посадкой на один из его спутников // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 97–103.

5. *Grushevskii A.V., Golubev Yu.F., Koryanov V.V., Tuchin A.G. and Tuchin D.A.* Low cost mission design in Jovian system in a full ephemeris model with two coupled RTBP engaging // Proceedings of the 25th International Symposium on Space Flight Dynamics ISSFD. 2015. Munich. Germany.

6. *Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* Метод синтеза последовательности гравитационных манёвров для посадки на спутник Юпитера // XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики. Сборник докладов (Казань, 20–24 августа 2015 г.). С. 988–990. Издательство Казанского университета. 2015.

7. *Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* Разработка стратегий исследования систем внешних планет при использовании модели сдвоенных ограниченных задач трёх тел // Thirteenth international seminar «Mathematical Models & Modeling in Laser-Plasma Processes & Advanced Science Technologies». Petrovac. Montenegro. May 30–June 6 2015. Abstracts p.42. <http://lppm3.ru/files/histofprog/LPpM3-2015-Programme.pdf>

8. *Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* Разработка стратегий исследования систем внешних планет при использовании модели сдвоенных ограниченных задач трёх тел. // *Mathematica Montisnigiri*. Vol. XXXIII. 2015. pp. 43–57. <http://lppm3.ru/ru/journalrus/poslnoamera/matcrnegorexxxiii>

9. *Grushevskii A.V., GolubevYu.F., Koryanov V.V., Tuchin A.G., Tuchin D.A.* Advanced methods of low cost mission design for icy moons exploration. // 2nd COSPAR Symposium. Water and Life in the Universe. 09–13 November 2015. Foz do Iguaçu – Brazil. Session 3- Satellite and probe missions for water remote sensing on Earth, planets, and other celestial bodies. Abstracts. URL: http://cosparbrazil2015.org/?page_id=4341#toggle-id-30 [2, 4-5, 8-13].

4.3 «Интергелиозонд»

Проведён баллистический анализ предложенных НПО им. С.А. Лавочкина схем полёта центра масс КА «Интергелиозонд» и выработке требований к навигации его движения с учётом пертурбационных воздействий Земли и Венеры на основе точной модели движения КА.

Проведен анализ навигационного обеспечения полёта КА «Интергелиозонд» с пертурбационными воздействиями на него Земли и Венеры. Разработаны требования к навигационному обеспечению полёта КА «Интергелиозонд»

Проведён баллистический анализ предложенных НПО им. С.А. Лавочкина схем полёта КА «Интергелиозонд» с пертурбационными воздействиями Земли и Венеры. Анализ выполнен на основе точных моделей следующих схем полёта. Показано, что целесообразно рассмотреть цепочки на основе орбитальных резонансов 1:1 и 3:4 (отношений периода КА к периоду Венеры), завершающиеся выходом на рабочую орбиту (нерезонансным гравитационным манёвром), который должен обеспечить большую величину финального наклона рабочей орбиты. Рассмотрено три схемы комбинаций этих резонансов. Наиболее предпочтительной является схема 1:1, 3:4.

Рассмотрено влияние ошибок исполнения коррекций и навигационных ошибок на точность приведения КА «Интергелиозонд» на рабочую орбиту и затраты характеристической скорости на их парирование. Приемлемым является вариант, при котором ошибка приведения КА к Венере не превосходит 0.25° по наклонению к экваториальной плоскости Венеры и 25 км по высоте перицентра.

Показано, что для асимптотической скорости подлёта к Венере, равной 17.5 км/с, максимальное значение наклонения гелиоцентрической орбиты КА к плоскости эклиптики, которое может быть получено в результате серии гравитационных манёвров, составляет 30 градусов.

Разработаны требования к навигационному обеспечению полёта КА «Интергелиозонд». На участках отлёта от планеты до проведения первой коррекции траекторные измерения радиальной скорости и наклонной дальности должны проводиться двумя наземными станциями каждые 12 часов при наличии видимости. На участках перелёта траекторные измерения должны проводиться ежедневно двумя измерительными пунктами. На участках сближения с Землёй и Венерой за 7 суток до подлёта на минимальное расстояние до планеты должны проводиться РСДБ.

В первые полтора месяца полёта по траектории перелёта Земля – Венера должна быть привлечена наземная станция на базе антенны П-2500 в Евпатории, т.к. не обеспечивается видимость со станции в Медвежьих Озёрах.

На траекториях отлёта от Земли угол места для наземных станций в Евпатории и Уссурийске не превосходит 10° . Поэтому должны быть обеспечены измерения для учёта тропосферной составляющей ошибок траекторных измерений.

Разработана методика формирования больших наклонений орбиты КА с использованием серии мультиобъектных гравитационных манёвров. Методика

использует реальные эфемериды Земли, Венеры и других естественных тел Солнечной системы.

Предлагаемые методы применения серии мультиобъектных гравитационных манёвров с использованием реальных эфемерид Земли, Венеры и других естественных тел Солнечной системы могут быть задействованы в качестве основы для баллистического проектирования адаптивных сценариев космической миссий (миссия «Интергелиозонд» и др.), направленных на исследования объектов внешней области Солнечной системы и внутренней гелиосферы Солнца с близких расстояний и из внеэклиптических положений.

Публикации:

1. *Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* О вариации наклона орбит небесных тел при совершении гравитационного манёвра в Солнечной системе // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2016. № 15. 36 с.
2. *Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* Методика формирования больших наклонов орбиты КА с использованием гравитационных манёвров // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2015. № 64. 32 с.

4.4 Исследование динамики движения искусственного спутника астероида Апофис

В рамках исследования характеристик возможной экспедиции к астероиду Апофис выполнен анализ орбитального движения космического аппарата (КА) вокруг астероида с учетом возмущений от дальних тел (Солнце, Земля, Луна, Венера, Юпитер), несферичности Апофиса, давления солнечного света и вращения астероида вокруг его оси максимального момента инерции.

Показано, что можно так подобрать астероидоцентрическую орбиту основного КА (радиусом около 0,5 км) и орбиту зонда (радиусом около 1,5 км) с радиомаяком, что пассивное движение КА вблизи астероида будет весьма стабильным в течение достаточно продолжительного времени – около месяца для основного КА и нескольких лет для зонда – вплоть до тесного сближения Апофиса с Землей в апреле 2029 года.

Это может позволить существенно улучшить знание орбиты Апофиса, сделать более обоснованным анализ его возможных столкновений с Землей и мер по их предотвращению.

На Рис. 1 дан пример орбитального движения Зонда с 2020 года по апрель 2029 года во вращающейся плоскости, перпендикулярной направлению с астероида на Солнце.

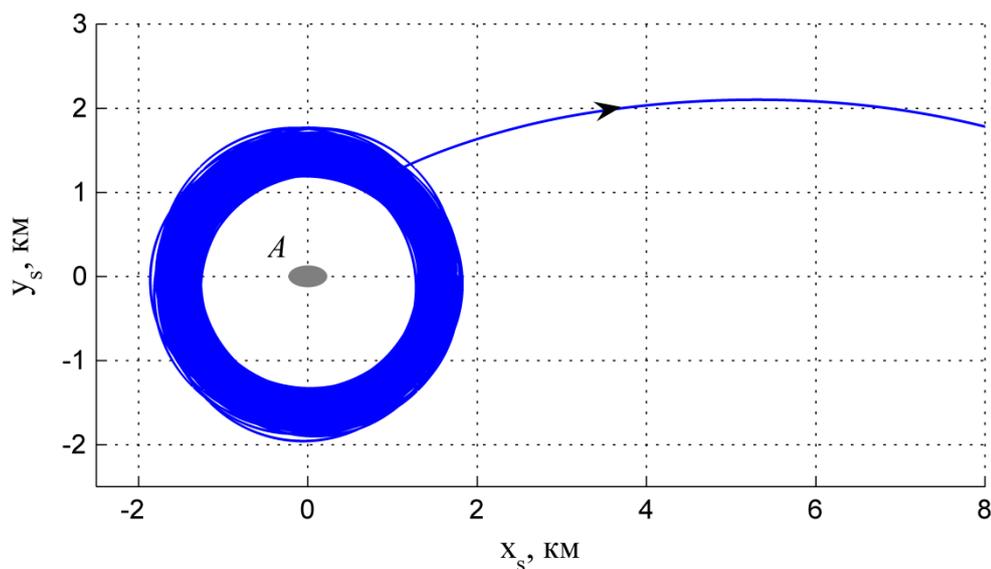


Рис. 1. Орбитальное движение зонда вокруг астероида Апофис с 2020 г. по 2029 г.

Результаты доложены на IX Международной конференции «Околосемная астрономия» (Россия, Терскол, 2015 г.), публикуются в Трудах этой конференции и в Докладах Академии наук (2016, ДАН, Механика, т. 468, № 4, с. 403-407).

Авторы: Ивашкин В.В. и Лан А.

4.5 Анализ характеристик астрономического космического комплекса для обнаружения и определения орбит опасных для Земли небесных тел

В настоящее время Корпорация «Комета» разрабатывает Проект астрономического космического комплекса «Небосвод» обнаружения опасных для Земли астероидов и комет и определения их орбит.

Комплекс включает в себя 1-2 КА на геосинхронных орбитах и один КА на орбите Земли. КА имеют высокоточные телескопы для визирования и оптических измерений небесных тел.

В связи с этим Проектом выполнено исследование точностей определения орбиты и прогнозирования движения опасного небесного тела с орбитой, близкой к орбите астероида Апофис, по оптическим измерениям с помощью двух КА на геосинхронных орбитах. Анализ выполнен для нескольких значений ошибки измерений в диапазоне 0.02-1" и нескольких программ измерений на дальнем от Земли участке полета, на среднем участке и на ближнем участке.

Анализ показал, что потенциально система позволяет получить хорошие точности определения орбиты опасного тела. На Рис. 1 приведен пример эллипса ошибок при моделировании измерений и определения вектора прицельной дальности геоцентрической орбиты астероида.

Выполнен также анализ структуры и характеристик Центра Обработки Информации, который предполагается организовать в Комплексе и на который ляжет основная тяжесть высокоточной и быстрой обработки больших объемов оптико-электронной информации.

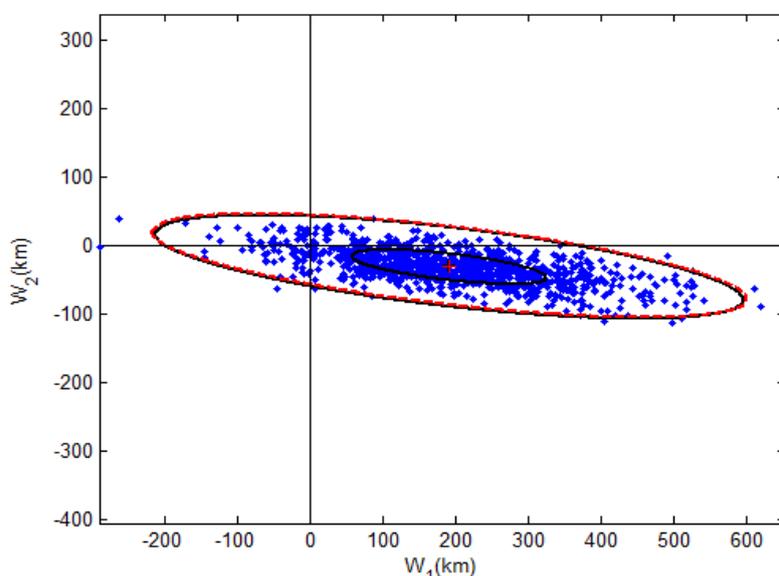


Рис. 1. Эллипсы ошибок определения компонент вектора прицельной дальности (σ и 3σ) геоцентрической орбиты Апофиса при моделировании измерений с 01.06.2028 г. по 14.01.2029 г., через 12 сут, ошибка измерений $\sigma_{\alpha}=0.2$ угл сек.

Результаты работы доложены на IX Международной конференции «Околосемная астрономия» (Россия, Терскол, 2015 г.) и публикуются в Трлада этой конференции, а также представлены на XXIII Научно-технической конференции "Сложные автоматизированные информационно-управляющие системы" (Москва, апрель 2016 г.).

Авторы: Воропаев В.А., Гуо П., Еленин Л.В., Захваткин М.В., Ивашкин В.В., Молотов И.Е., Степаньянц В.А., Тучин А.Г.