ПРАВИТЕЛЬСТВО РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
«ВЫСШАЯ ШКОЛА ЭКОНОМИКИ»

УДК 623.459+577.15

№ госрегистрации 01201180676

СОГЛАСОВАНО
Проректор
Национального исследовательского
университета «Высшая школа экономики»

_____ А. Г. Шалковский

ОТЧЕТ

О НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ

по направлению:

КОСМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ И ТЕХНОЛОГИИ, АСТРОНОМИЯ, МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

(промежуточный)

3 этап

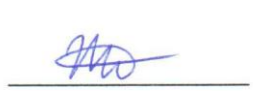
Ведущий ученый, доктор, профессор _____ Д.У.Данхэм

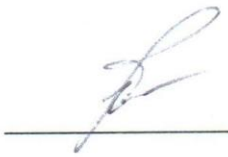
Научный руководитель лаборатории _____ В.П. Кулагин

Москва 2012

Список исполнителей

Научный руководитель лаборатории, ведущий ученый	*Данхэм Дэвид У.*
Руководитель работ по направлению «Космические исследования и технологии» г.н.с., д.т.н.	*Чумаченко Е.Н. (разделы 2.2, 3.4, 6.2)*
Г.н.с., д.т.н.	*Назиров Р.Р. (разделы 3.1, 3.2, 6.1, 6.2)*
Г.н.с., д.ф.-м.н.	*Шустов Б.М. (раздел 1.2, 1.3)*
В.н.с., д.ф.-м.н.	*Малый В.И. (раздел 6.5)*
В.н.с., к.т.н.	*Эйсмонт Н.А. (раздеды 2.1-2.5, 3.5, 6.1-6.3)*
В.н.с., к.т.н.	*Логашина И.В. (раздел 4.2)*
В.н.с., д.ф.-м.н.	*Вильке В.Г. (раздел 7.5)*
С.н.с., к.т.н.	*Аксенов С.А. (раздел 5.1)*
С.н.с., к.ф.-м.н.	*Малашкин А.В. (раздел 7.6)*
С.н.с., к.ф.-м.н.	*Сурдин В.Г. (раздел 7.1-7.3)*
Н.с., к.ф.-м.н.	*Федяев К.С. (раздел 6.1)*
Н.с.	*Боярский М.Н. (разделы .2.1-2.3, 6.4)*

Н.с.		*Симонов А.В.* *(разделы 4.1, 4.3, 4.4)*
Н.с.		*Оболяева Н.М.* *(раздел 2.5.2)*
М.н.с.		*Бобер С.А.* *(разделы 3.1, 3.2)*
М.н.с.		*Ерохина О.С.* *(раздел 7.4)*
М.н.с.		*Корзо В.Н.* *(раздел 2.5)*
Инженер-исследователь		*Краснопольский П.К.* *(разделы 1.1-1.3)*
Инженер-исследователь		*Ледков А.А.* *(разделы 5.1, 5.2)*
Инженер-исследователь		*Федоренко А.Н.* *(раздел 3.3)*
Инженер-исследователь		*Шумилин А.В.* *(раздел 7.8)*
Инженер-исследователь		*Шумилин Н.В.* *(раздел 7.8)*
Инженер-исследователь		*Борхсениус С.С.* *(раздел 5.2, 5.3)*
Инженер-исследователь		*Бутенко А.Э.* *(раздел 3.6)*
Студент		*Иванов А.М.* *(раздел 7.7)*
Студент		*Пузино Ю.А.* *(раздел 6.3)*

Студент  *Николаева Ю.А.*
(раздел 6.2.3)

Студент *Федоренко Ю.В.*
(раздел 6.2.4)

Студент *Ефремова Е.В.*
(раздел 2.5.1)

РЕФЕРАТ

Отчет 463 с., 105 рис., 54 табл., 128 источн., 3 прил.

Расчет орбит, гравитационные маневры, астероидная опасность, пилотируемые миссии, точки либрации.

В отчете представлены промежуточные результаты по запланированным направлениям работ в рамках проекта.

Отчет разбит на семь глав.

Первая глава отчета посвящена проблеме, касающейся навигации космического аппарата с помощью измерительных средств, имеющихся на борту. Имеются в виду оптические приборы, используемые в стандартном режиме как датчики ориентации аппарата. Известно, что во многих космических миссиях эти приборы применялись также в качестве источников информации для определения орбитальных параметров полета.

Во второй главе отчета дается краткое описание математического аппарата, разработанного для расчетов и оптимизации орбит перелета к астероидам, представляющим практически полный список околоземных астероидов. При этом значительное внимание уделяется решению проблемы обширности этого списка. Разработанный комплекс программ позволяет проводить оптимизацию по сумме скоростей отлета от Земли и подлета к астероиду. В данном отчете публикуются результаты расчетов, выполненных с помощью упомянутого комплекса. В приводимых таблицах приводятся гиперболические скорости отлета, а также даты отлета и прилета для интервала старта вплоть до 2030 года.

Значительная часть исследований была посвящена вопросам исследования траекторий перелетов к планетам и астероидам с использованием гравитационных маневров у планет с выходом на орбиту около планет, используемых для гравитационного маневра. Было показано, что такой подход позволяет

значительно расширить число окон возможностей для миссий, использующих гравитационный маневры.

В третьей главе отчета рассмотрены вопросы управления орбитальным движением аппаратов в окрестности солнечно – земных коллинеарных точек либрации. В качестве одного из таких способов рассмотрено управление группировкой аппаратов с помощью солнечного паруса с изменяемыми отражательными характеристиками.

В четвертой главе отчета приводятся результаты традиционного способа коррекции орбиты аппарата, функционирующего в окрестности точки либрации, т.е. способ с использованием ракетного двигателя. Задача решалась в постановке, когда аппарат требуется удерживать вблизи номинальной орбиты.

В пятой главе развиваются идеи, предложенные исследовательской группой Международной академии астронавтики и представленные в 2008 году на Международном конгрессе по астронавтике в Глазго. В качестве первых миссий предлагается обслуживание крупных космических телескопов на орбитах вокруг точек либрации Земля-Солнце либо поддержка исследований обратной стороны Луны с гало-орбиты вокруг L2 системы Земля-Луна.

В шестой главе рассмотрен один из вариантов отклонения опасных астероидов для предотвращения их столкновения с Землей. Существо концепции заключается в сообщении малому астероиду сравнительно небольшого импульса скорости с тем, чтобы перевести его на траекторию к Земле, где за счет гравитационного маневра при пролете Земли этот астероид будет направлен на траекторию столкновения с опасным околоземным объектом. Рассмотрена задача Ламберта как основная составляющая проектирования траекторий с использованием гравитационных маневров. В работе дается ответ на вопрос, существуют ли астероиды в имеющемся в настоящее время каталоге, которые можно перевести на траекторию столкновения с Апофисом до ожидаемой его встречи с Землей. Получены результаты первого этапа отбора астероидов-снарядов. Рассмотрен процесс нахождения оптимальных орбит перелета космического аппарата, направляемого к астероиду-снаряду. Сравнение

различных малых астероидов как кандидатов на роль управляемых объектов требует достаточно надежных оценок необходимых затрат на коррекцию траектории. В этой главе рассмотрен вопрос оценки точности определения параметров орбиты малого астероида по результатам измерений.

В седьмой главе представлен обзор результатов исследований, направленных на изучение возможностей осуществления миссии по обнаружению, автоматическому захвату и транспортировке в окрестность Земли околоземного астероида небольшого размера. Эти работы были проведены Keck Institute for Space Studies (KISS) и в них участвовал целый ряд американских и европейских научных и исследовательских центров (Ames Research Center, Glenn Research Center, Goddard Space Flight Center, Jet Propulsion Laboratory, Johnson Space Center, Langley Research Center, Калифорнийский технологический институт, Carnegie Mellon, Гарвардский университет, the Naval Postgraduate School, Калифорнийский университет в Лос-Анжелесе, Калифорнийский университет в Санта-Круз, Университет Южной Калифорнии, Arkyd Astronautics, Inc., The Planetary Society, the B612 Foundation, Институт взаимодействия человека и машины во Флориде).

Эти исследования показывают, что около 2025 года будет возможно перемещение на высокую лунную орбиту околоземного астероида массой примерно 500 тонн.

Идея эксплуатации естественных ресурсов астероидов насчитывает уже более сотни лет, но только сейчас начинают появляться технологии, способные воплотить эту идею практически. Возможность осуществления данной идеи обуславливается развитием трех ключевых факторов: возможности обнаружения и классификации достаточно большого числа околоземных астероидов, достаточно малых для захвата и транспортировки на Землю; возможности осуществить достаточно мощную для транспортировки астероида реактивную тягу за счет солнечной энергии; предполагаемое участие человека в освоении окололунного пространства в 2020-х годах сделает возможным разработку и осуществление доставки околоземных астероидов на Землю.

СОДЕРЖАНИЕ

Перечень сокращений 13
ВВЕДЕНИЕ 14
1 Разработка методов траекторных измерений космического базирования для орбит в окрестности коллинеарных точек либрации 19
1.1 Навигация космических аппаратов методом покрытия Землей и Луной экваториальной области Галактики на примере наблюдений с космической лаборатории ИНТЕГРАЛ 19
1.2 Эволюция орбиты и затмение Землей центра Галактики 21
1.3 Покрытие центра Галактики диском Луны 34
Выводы по главе 1 39
Список литературы к главе 1 40
2 Разработка миссий к астероидам с выходом на орбиту в окрестности астероида 41
2.1 Получение данных о векторах состояния Земли и астероидов 41
2.2 Решение задачи Ламберта 42
2.3 Поиск оптимальных орбит перелета 43
2.4 Проверка полученных решений 44
2.5 Результаты 45
2.5.1 Амуры 45
2.5.2 Аполлоны 47
2.5.3 Атоны 50
Выводы по главе 2 52
Список литературы по главе 2 53
3 Разработка методов управления орбитальным движением для траекторий в окрестности точек либрации 54
3.1 Возмущающие гравитационные силы 55
3.2 Негравитационное возмущение 63
3.3 Управление группировкой XEUS посредством солнечных парусов 65
3.4 Построение траектории движения космического аппарата в окрестности точки либрации L_2 69
3.4.1 Описание математической модели движения КА 70
3.4.2 Уравнения движения аппарата 71
3.4.3 Уравнения движения Луны 72

3.4.4 Уравнения движения Солнца ... 72
3.4.5 Уравнения в вариациях для матрицы **Ф** ... 72
3.4.6 Построение траектории движения КА ... 73
3.5 Построение гало-орбиты в окрестности точки либрации L_2 ... 75
3.6 Коррекция траектории КА ... 79
Выводы по главе 3 ... 85
Список литературы к главе 3 ... 86
4 Схемы полета к астероидам Главного пояса ... 87
4.1 Схемы с использованием орбиты ожидания у Марса ... 88
4.1.1 Выбор оптимизируемого функционала ... 89
4.1.2 Формализация задачи ... 91
4.1.3 Постановка задачи оптимизации ... 93
4.1.4 Аналитическая модель расчета энергетических затрат ... 96
4.1.5 Аналитическая модель расчета прямого перелета ... 97
4.1.6 Аналитическая модель расчета полета с использованием орбит спутника Марса ... 100
4.1.7 Определение оптимальной схемы полета ... 105
4.2 Численная модель расчета энергетических затрат схем полетов ... 108
4.2.1 Выбор астероидов – целей экспедиции ... 108
4.2.2 Численные модели и методика оптимизации схемы прямого перелета к астероиду ... 110
4.2.3 Результаты оптимизации схемы прямого перелета ... 111
4.2.4 Методика оптимизации схемы полета с использованием орбиты ожидания у Марса ... 114
4.3 Оптимизация межпланетных участков перелета ... 116
4.3.1 Математическая модель полета КА на околомарсианском участке траектории ... 117
4.3.2 Синтез ареоцентрического участка полета ... 119
4.3.3 Результаты оптимизации схемы полета вблизи Марса ... 123
4.3.4 Определение схемы полета, обеспечивающей минимальные энергетические затраты ... 130
4.3.5 Оценка массы КА ... 130
4.4 Схемы полета к другим небесным телам Солнечной системы ... 135
4.4.1 Полет к Меркурию через Венеру ... 138

4.4.2 Численный синтез оптимальных схем полета 142
4.4.3 Определение оптимальной схемы полета 148
4.4.4 Баллистическая оценка массы КА 149
4.4.5 Полет к Нептуну через Юпитер 151
4.4.6 Полет к Юпитеру через Марс 153
4.4.7 Полет к астероидам, сближающимся с Землей 154
Список литературы к главе 4 157
5 Выбор траекторий межпланетных пилотируемых исследовательских миссий 159
5.1 Миссии в сфере влияния Земли 160
5.1.1 С околоземной — на гало-орбиту вокруг L2 системы Земля-Луна .. 160
5.1.2 С околоземной орбиты — в точку L2 системы Земля-Солнце 166
5.1.3 Из точки L2 системы Земля-Солнце — к более удалённым целям... 166
5.2 Миссии за сферой влияния Земли 169
5.3 Миссии к околоземным астероидам 170
Список литературы к главе 5 172
6 Наведение малых астероидов на опасные околоземные объекты для предотвращения их столкновения с Землей с использованием гравитационных маневров 174
6.1 Гравитационный маневр как основной инструмент наведения астероида-снаряда на опасный объект 176
6.2 Задача Ламберта как основная составляющая проектирования траекторий с использованием гравитационных маневров 179
6.2.1 Вариант 1 решения задачи Ламберта для проектирование межпланетной миссии. Постановка задачи 183
6.2.2 Теорема Ламберта 184
6.2.3 Вариант 2 решения задачи Ламберта: с использованием универсальных переменных 191
6.2.4 Алгоритм Bate, Mueller, & White и Vallado 196
6.3 Эфемериды планет 198
6.4 Проектирование траекторий для решения задачи наведения малых астероидов на опасные околоземные объекты 200
6.4.1 Поиск оптимальных орбит перелета 201
6.4.2 Оптимальные схемы полной миссии со стартом КА с Земли 208

6.5 Оценка точности определения параметров орбиты малого астероида по результатам измерений 218
Список литературы к главе 6 222
7 Исследование возможности захвата астероидов 223
7.1 Почему сейчас? 226
7.2 Рациональность и выгоды 227
7.3 Проведение миссии совместно с программой исследования космоса человеком 227
7.3.1 Расширение присутствия международного сообщества в космосе 231
7.3.2 Совместная реализация с программой планетарной защиты. 233
7.3.3 Использование ресурсов астероида 234
7.3.4 Галактические космические лучи. 235
7.3.5 Извлечение материалов. 235
7.3.6 Участие общественности 237
7.4 Обзор миссии и обсуждение безопасности 237
7.4.1 Конечная цель миссии 239
7.4.2 Безопасность 240
7.5 Обнаружение и классификация цели 241
7.5.1 Тип астероида 241
7.5.2 Ограничение синодического периода 242
7.5.3 Методы обнаружения и классификации астероидов 243
7.5.4 Организация серии наблюдений 250
7.5.5 Обнаружение быстро движущихся объектов 251
7.5.6 Последующие наблюдения 251
7.5.7 Альтернативный подход 254
7.6 Описание аппарата 255
7.6.1 Система электрических реактивных двигателей (ЭРД) 258
7.6.2 Система регулирования обратной связи (РОС) 260
7.6.3 Система электропитания (СЭП) 261
7.6.4 Система связи 261
7.6.5 Перечень основного оборудования 262
7.6.6 Архитектура альтернативного проекта аппарата 263
7.6.7 Архитектура аппарата – за и против. 263

7.6.8 Захватывающий механизм ... 264
7.7 Построение миссии ... 265
7.7.1 Старт с Земли, перелет к цели и операции до захвата ... 266
7.7.2 Альтернативный подход – метод подбора камня ... 270
7.7.3 Взятие целого: Подготовительные операции ... 272
7.7.4 Операции по захвату и после захвата ... 275
7.7.5 Остановка собственного вращения астероида ... 278
7.7.6 Подбор камня ... 279
7.7.7 Перелет на орбиту Луны ... 280
7.7.8 Окололунные операции ... 284
7.7.9 Разработка месторождений/Обогащение/Добыча/Производство ... 285
7.7.10 Научная значимость ... 287
7.8 Современное состояние и необходимое развитие технологии двигателей на солнечной энергии ... 288
7.8.1 Технология солнечных панелей. ... 291
7.8.2 Технология электрических двигателей. ... 292
7.8.3 Двигатели Холла ... 292
7.8.4 Устройство генерирования энергии ... 293
7.8.5 Ксеноновый бак ... 293
Список литературы к главе 7 ... 296
ЗАКЛЮЧЕНИЕ ... 299
Приложение 1 ... 302
Таблица П.1 - Даты, время и длительность событий, когда реализуются минимальные углы и их величины между направлениями в центр Галактики и центр Луны на каждом из орбитальных оборотов Луны с момента запуска аппарата (2002 год) по июнь 2012 года, и соответствующие этим углам расстояния аппарата до центра Земли, а также угловой радиус Луны. ... 302
Таблица П.2 - Оптимальные варианты перелета к астероидам группы Амура ... 306
Таблица П.3 - Варианты перелета к астероидам группы Аполлона ... 312
Таблица П.4 - Варианты перелета к астероидам группы Атона ... 341
Приложение 2 ... 351
Приложение 3 ... 368

Перечень сокращений

АЗС – астероиды, сближающиеся с Землей

ГБ – головной блок (связка РБ и КА)

ДУ – двигательная установка

ДУ КА – двигательная установка космического аппарата

ДУ РБ – двигательная установка разгонного блока

ИС – искусственный спутник

ИСА – искусственный спутник астероида

ИСВ – искусственный спутник Венеры

ИСЗ – искусственный спутник Земли

ИСЛ – искусственный спутник Луны

ИСМ – искусственный спутник Марса

ИСП – искусственный спутник планеты

КА – космический аппарат

КНА – комплекс научной аппаратуры

ОИС – орбита искусственного спутника

ОИСА – орбита искусственного спутника астероида

ОИСВ – орбита искусственного спутника Венеры

ОИСЗ – орбита искусственного спутника Земли

ОИСЛ – орбита искусственного спутника Луны

ОИСМ – орбита искусственного спутника Марса

ОИСЮ – орбита искусственного спутника Юпитера

ПО – программное обеспечение

ПК – программный комплекс

РБ – разгонный блок

РН – ракета-носитель

СД – сфера действия

СК – система координат

ВВЕДЕНИЕ

Известно, что во многих космических миссиях приборы, имеющиеся на борту, применялись в качестве источников информации для определения орбитальных параметров полета. Как правило, в этой версии их применения, измерялись углы между планетой или астероидом и известными звездами. Одним из вариантов такого подхода является фиксация моментов затмения небесным телом звезды. Например, это может быть затмение звезды Землей или Луной. В нашем случае именно эти тела и были выбраны для оптимизации планирования проведения такого рода измерений. Причем в качестве аппарата для анализа был взят функционирующий в настоящее время аппарат ИНТЕГРАЛ. Такой выбор был обусловлен тем, что для решения задач астрофизических исследований необходимо было провести оптимизацию наблюдений по целям, совпадающим с навигационной задачей. Результаты проведенных исследований предполагалось использовать для целей реального планирования программы наблюдений с борта аппарата. Аналогичный подход применим и для орбит в окрестности точек либрации.

Ключевой задачей расчета и оптимизации орбит перелета к астероидам является так называемая задача Ламберта, которая состоит в определении оптимальных траекторий перелета между телами солнечной системы. В нашем случае определялись траектории перелета от Земли к астероидам. Оптимизация велась по гиперболической скорости отлета от Земли.

Разработанный комплекс программ позволяет проводить оптимизацию по сумме скоростей отлета от Земли и подлета к астероиду. В данном отчете публикуются результаты расчетов, выполненных с помощью упомянутого комплекса. В приводимых таблицах приводятся гиперболические скорости отлета, а также даты отлета и прилета для интервала старта вплоть до 2030 года. Список этих данных ограничивается по максимальной скорости отлета, равной 1 км/с, что может рассматриваться как достаточно скромная величина, поскольку для реализованных и пилотируемых межпланетных миссий гиперболическая скорость отлета обычно превышает 3 км/с.

Выполненная работа рассматривается как основа дальнейшего развития, в качестве инструмента для разработки межпланетных миссий и соответствующих обучающих курсов для студентов.

В проекте рассмотрены вопросы управления орбитальным движением аппаратов в окрестности солнечно – земных коллинеарных точек либрации. В качестве одного из таких способов рассмотрено управление группировкой аппаратов с помощью солнечного паруса с изменяемыми отражательными характеристиками. Как пример приводится миссия XEUS, для которой требовалось удерживать прямую линию, соединяющие два аппарата в заданном направлении, при этом расстояние между аппаратами должно было сохраняться неизменным. Была построена картина управляющих сил, которые можно получить при достаточно малых размерах паруса, сопоставимых с площадью солнечных батарей, если поддерживаемое расстояние между аппаратами находится в пределах сотни метров.

Рассмотрен также традиционный способ коррекции орбиты аппарата, функционирующего в окрестности точки либрации, т.е. способ с использованием ракетного двигателя. Задача решалась в постановке, когда аппарат требуется удерживать вблизи номинальной орбиты, что, как известно, не является оптимальным. Как известно, такая задача должна решаться, исходя только из одного требования – удержания аппарата в окрестности точки либрации. В дальнейшей работе над проектом планируется оценить, какой выигрыш в терминах характеристической скорости можно получить, отказавшись от управления всем вектором состояния аппарата, и корректируя лишь один параметр движения.

Для изучения возможных траекторий полётов, позволяющих распространить пилотируемые исследования за орбиту Луны, по нашему мнению, потребуются международное сотрудничество (подобное тому, что наблюдается в случае МКС) и многоразовые космические аппараты. Многоразовые КА будут использовать околоземные орбиты с высокой энергией, значительное изменение которых может быть достигнуто с помощью лунных гравитационных манёвров и

небольших импульсов тяги в областях слабой устойчивости, в особенности, около коллинеарных точек либрации системы Земля-Солнце. Данная работа развивает идеи, предложенные исследовательской группой Международной академии астронавтики и представленные в 2008 году на Международном конгрессе по астронавтике в Глазго. В качестве первых миссий возможно обслуживание крупных космических телескопов на орбитах вокруг точек либрации Земля-Солнце либо поддержка исследований обратной стороны Луны с гало-орбиты вокруг L2 системы Земля-Луна. Кроме того, будут спроектированы миссии на облёт и сближение с околоземными объектами (ОЗО), причём особое значение уделяется возможности защиты от потенциально опасных объектов. Также будут рассчитаны траектории полёта к Марсу с предварительным посещением Фобоса и/или Деймоса. Данное исследование вводит использование эллиптических околоземных орбит с большим эксцентриситетом, линия апсид которых может вращаться посредством лунного манёвра; вслед за этим в заданном перигее применяется импульс, отправляющий КА по асимптоте в требуемом направлении, причём величина этого импульса существенно меньше, чем при отлёте с низкой круговой околоземной орбиты. На обратном пути возможно использование аэродинамического торможения, также сопровождаемого лунным манёвром, а экипаж может возвратиться по прямой траектории в капсуле, схожей с кораблями «Аполлон». В программе будут применяться точки либрации в системе Земля-Солнце (вероятнее всего, L2) и орбиты с двойным облётом Луны и задержкой на изменение ориентации орбиты, похожие на использовавшиеся в International Sun-Earth Explorer 3. Могут быть введены периоды ожидания длительностью несколько месяцев, в течение которых КА будет «припаркован» на орбите Лиссажу небольшой амплитуды вокруг L2 системы Земля-Солнце аналогично миссии WMAP. Если в течение этого времени ни одному объекту в L2 не требуется обслуживания, этот КА может быть непилотируемым и дистанционно управляться с Земли. В первых миссиях может для начала применяться капсула «Орион» (либо аналогичная), к которой в дальнейшем будут добавляться модули, включая топливные баки на случай миссий для сближения с ОЗО.

В работе было уделено внимание проблемам использования астероидов как источника минеральных ресурсов, а следовательно рассматривалась возможность осуществления возвращаемых миссий. Возможность осуществления возвращаемой миссии к астероиду зависит от того, существует ли астероид с одной стороны достаточно большой для того, чтобы он мог быть обнаружен и классифицирован, а с другой стороны достаточно малый для того, чтобы он мог быть захвачен и транспортирован за разумное время полета.

Перемещение астероида массой 500 тонн на высокую лунную орбиту обеспечит уникальную, значительную и возможную по затратам цель для космических полетов в следующем десятилетии. Эта уникальная возможность будет оказывать положительное влияние на широкий спектр национальных и общечеловеческих интересов, связанных с освоением космоса. Она будет являться высоко значимой целью освоения окололунного пространства, требующей участия человека для использования всех преимуществ этого нового ресурса. Программа предлагает практически реализуемый способ накопления опыта работы астронавтов вблизи околоземных астероидов, что позволит разрабатывать более длительные программы полетов с участием человека к астероидам, находящимся на большем расстоянии от Земли.

В этой программе могут использоваться как автоматические, так и пилотируемые миссии, причем беспилотные аппараты обеспечивают выработку значительного количества важнейших ресурсов, потребляемых космическим экипажем, что делает возможным полеты человека за пределы солнечной системы. Классическим примером этого может служить тот факт, что вода или другие материалы, получаемые из околоземных астероидов, могут быть использованы в качестве доступного способа обеспечения защиты от галактических космических лучей. Выделенная вода может также быть использована в составе жидкого топлива. Эти возможности могут послужить толчком для развития целой индустрии по выработке и использованию ресурсов непосредственно в космосе. Доступность астероида массой в несколько сотен тонн на лунной орбите может также стимулировать развитие международного

сотрудничества в космосе в рамках проектов по добыче и переработке этих сырьевых ресурсов. Захват, транспортировка, анализ и рассечение целого астероида предоставят значительную информацию для работ по созданию планетарной защиты, которая со временем сможет работать и с околоземными объектами гораздо больших размеров. Наконец, выведение околоземного астероида на орбиту Луны предоставит новые возможности для исследований в космосе.

В обзоре содержатся основные принципы организации серии наблюдений, необходимых для обнаружения и классификации околоземных астероидов с определенным соотношением физических и орбитальных характеристик, которые делают данные астероиды привлекательными целями для захвата. Предполагается, что с помощью должным образом организованной серии наблюдений будет возможным обнаруживать и адекватно классифицировать примерно пять привлекательных целей в год. Также содержатся принципы построения летающей системы, способной совершать полеты к околоземным астероидам в далеком космосе, проводить непосредственную классификацию объектов и впоследствии их захват, остановку вращения и транспортировку на орбиту Луны за общий промежуток времени от 6 до 10 лет. Способность транспортировки будет обеспечиваться системой двигателей на солнечных батареях мощностью около 40кВ. Существенно, что вся система может быть выведена на околоземную орбиту с помощью одной ракеты-носителя Атлас. С начальной массой на околоземной орбите около 18 тонн последующая доставка 500-тонного астероида на орбиту Луны составляет коэффициент увеличения массы порядка 28:1. Увеличение времени полета, более мощные системы двигателей и удачный выбор орбиты транспортируемого астероида могут обеспечить возрастание коэффициента увеличения массы с 28:1 до 70:1 и более. Ожидаемая стоимость всего цикла захвата и транспортировки астероида составляет около 2.6 миллиарда долларов.

1 РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ ТРАЕКТОРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ ДЛЯ ОРБИТ В ОКРЕСТНОСТИ КОЛЛИНЕАРНЫХ ТОЧЕК ЛИБРАЦИИ

Общая постановка задачи предполагает исследования и разработки методов автономной навигации аппаратов, находящихся в окрестности коллинеарной солнечно-земной точки либрации. Имеются в виду методы, которые позволяют проводить траекторные измерения с помощью приборов, находящихся на борту космического аппарата. К числу таких методов можно отнести метод покрытия звезд небесными телами, эфемериды которых известны с достаточной точностью. При этом возникает вопрос, насколько удобны для таких измерений различные области небесной сферы.

В качестве для такого рода оценок был выбран аппарат Интеграл, находящийся в настоящее время на высокоэллиптической трехсуточной орбиты. В рамках астрофизических экспериментов на борту этого аппарата предполагаются наблюдения покрытий Землей и Луной представляющих наибольший интерес областей неба. Попутно появляется возможность для решения задач навигационного характера, запланированных как объекты анализа в нашем проекте.

1.1 Навигация космических аппаратов методом покрытия Землей и Луной экваториальной области Галактики на примере наблюдений с космической лаборатории ИНТЕГРАЛ

В параграфе рассматривается задача по оценке возможности проведения экспериментов по исследованию приборами космической лаборатории ИНТЕГРАЛ области неба в окрестности центра и экваториальной плоскости Галактики при ее покрытии Луной и Землей.

Эти эксперименты имеют целью, прежде всего, исследования в области рентгеновского и гамма излучений. Одновременно покрытия звезд небесными объектами (например, Землей или Луной) при наблюдении их с космического

аппарата является дополнительным источником получения навигационной информации. Поскольку экваториальная плоскость Галактики наиболее плотно населена небесными светилами, то эта область на небесной сфере представляет интерес в плане решения задачи автономных траекторных измерений.

Задача решается при технических ограничениях на условия наблюдения, таких как допустимая ориентация аппарата относительно направления на Солнце и требование проведения измерений только вне области воздействия радиационных поясов Земли. Было показано, что существуют интервалы полета, когда центр покрытия Луной области около центра Галактики проходит на угловых расстояниях менее двух градусов от центра Галактики. Такие события имеют место в условиях принятых ограничений 2-3 раза в году без коррекции орбиты ИНТЕГРАЛа. Если требуется уменьшить угловые расстояния между Луной и центром Галактики в событиях покрытия, возможно проведение коррекции орбиты. Требуемые импульсы скорости при этом не превышают единиц метров в секунду. Была также проанализирована возможность покрытия центра Галактики Землей. Установлено, что в этом случае для выполнения измерений необходимо снизить допустимую по радиационному воздействию высоту над поверхностью Земли до 25000 км, что является проблематичным.

Как показывает предварительный анализ, покрытие окрестности центра Галактики Землей или Луной может послужить дополнительным инструментом в изучении этой области с помощью приборов, размещенных на борту космической лаборатории ИНТЕГРАЛ, которая была запущена на высокоэллиптическую орбиту спутника Земли с помощью российской ракеты-носителя «Протон» с разгонной ступенью ДМ в октябре 2002года [1].

Целью настоящей работы является оценка самих возможностей использования такого инструмента и анализ условий, которые эти возможности определяют.

1.2 Эволюция орбиты и затмение Землей центра Галактики

Для определения периодов покрытия Землей центра Галактики (ЦГ) достаточно вычислить величину угла между направлением от космического аппарата к центру Земли и направлением в ЦГ. Если этот угол меньше углового радиуса Земли, видимой с аппарата, то это значит, что ЦГ покрывается диском Земли. В случае если для экспериментов представляют интерес области небесной сферы, отстоящие на некоторый угол от ЦГ, то интервалы времени, когда они покрываются Землей, определяются по тому же признаку с увеличением углового радиуса Земли на величину допустимого углового расстояния покрываемой Землей области от ЦГ. На рисунке **1.1** представлена зависимость от времени угла между направлениями от аппарата к центру Земли и к ЦГ для интервала дат с 2011 по 2027 годы для значений этого угла, соответствующих покрытию центра галактики диском Земли. Совокупность минимальных значений представленной на рисунке функции является зависимостью от времени угла между плоскостью орбиты аппарата и направлением в центр Галактики. Очевидно, что направление на центр Земли проходит через ЦГ на витке, когда плоскость орбиты проходит в своей эволюции через направление в ЦГ. На этом витке длительность покрытия диском Земли центра Галактики и его окрестности максимальна. Эта длительность определяется временем прохождения аппаратом интервала углов ЦГ – аппарат – центр Земли от максимально допустимого до минимального и снова до максимально допустимого. При прохождении плоскости орбиты через направление в ЦГ этот минимальный угол равен нулю. Если, исходя из представляющих интерес для изучения областей около ЦГ и возможных угловых размеров Земли, принять этот максимально допустимый угол равным 21 градусу, то, как видно из приводимого графика, можно указать два интервала дат, когда возможно проведение экспериментов с покрытием Землей ЦГ: с апреля 2012 по апрель 2013 года и с мая 2020 года по январь 2022 года.

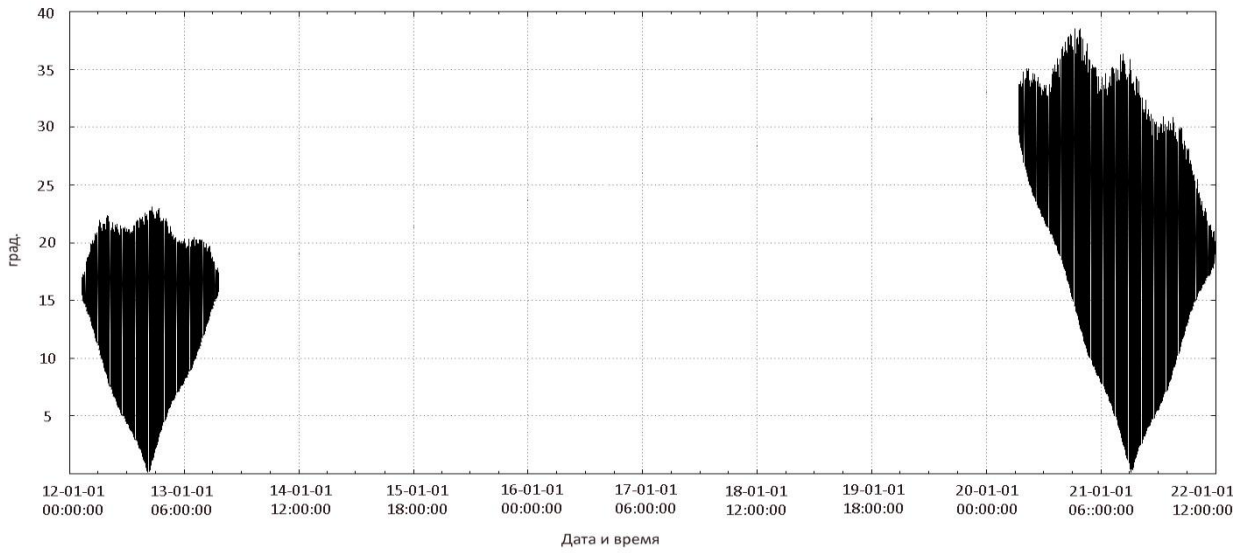


Рисунок 1.1 - Зависимость от времени угла между направлениями от аппарата к центру Земли и к ЦГ для интервала дат с 2011 по 2027 года.

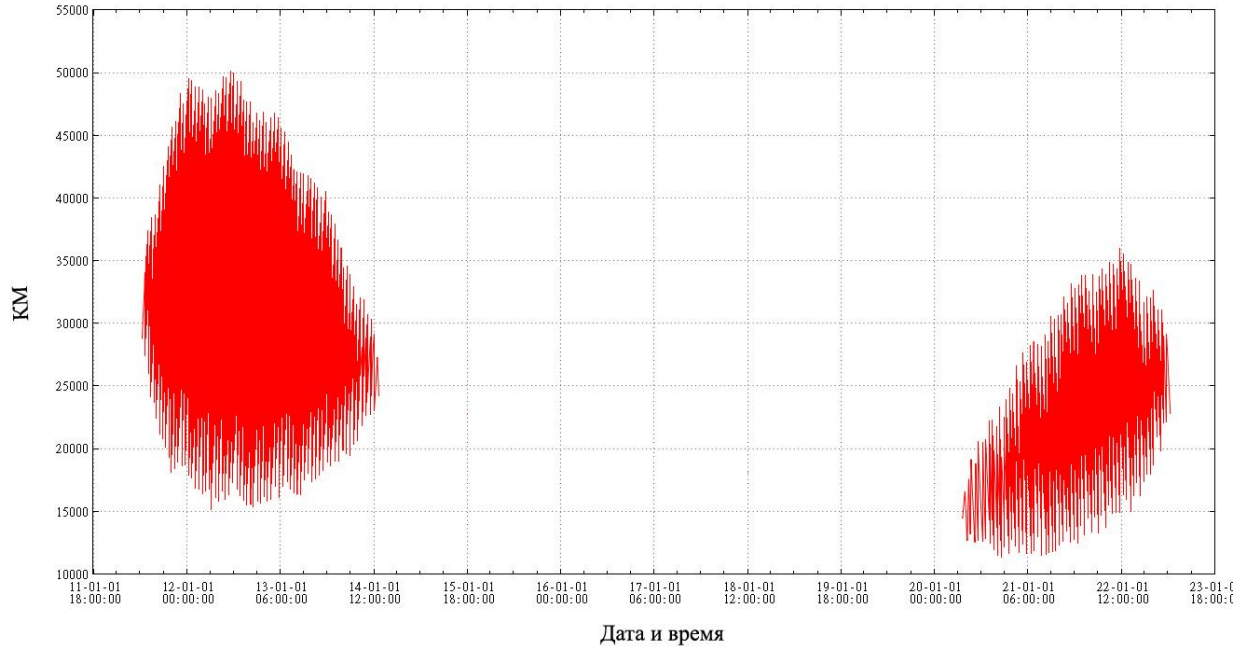


Рисунок 1.2 - Зависимость от времени расстояния аппарата от центра Земли при значении угла между направлениями от аппарата к центру Земли и к ЦГ менее 30 градуса

Однако при реализации эксперимента необходимо учитывать ограничение по условиям допустимости пребывания аппарата в радиационных поясах Земли. Согласно этим условиям, измерения могут проводиться только на расстояниях от

центра Земли, которые превышают некоторые минимально допустимые значения, оцениваемые в настоящее время величинами 45 – 65 тысяч км. В нашем случае эти требования не выполняются. Этот факт иллюстрируется рисунком **1.2** . На рисунке дается зависимость от времени расстояния аппарата от центра Земли для интервалов дат, когда случаются покрытия диском Земли области в окрестности ЦГ. Протяженность и положение этих интервалов, полученных при построении графика, определяются величиной допустимого угла между направлением в ЦГ и в центр Земли, равной 30 градусам. Из рисунка видно, что расстояния аппарата от центра Земли в этих условиях едва превышают 45 тысяч км для первого интервала дат покрытия и 35 тысяч км - для второго интервала. При этом средние значения геоцентрических расстояний составляют 30 тысяч км для первого интервала и 23 тысяч км для второго. Более детально характеристики условий покрытия области ЦГ диском Земли иллюстрируются графиками, представленными на рисунке **1.3**.

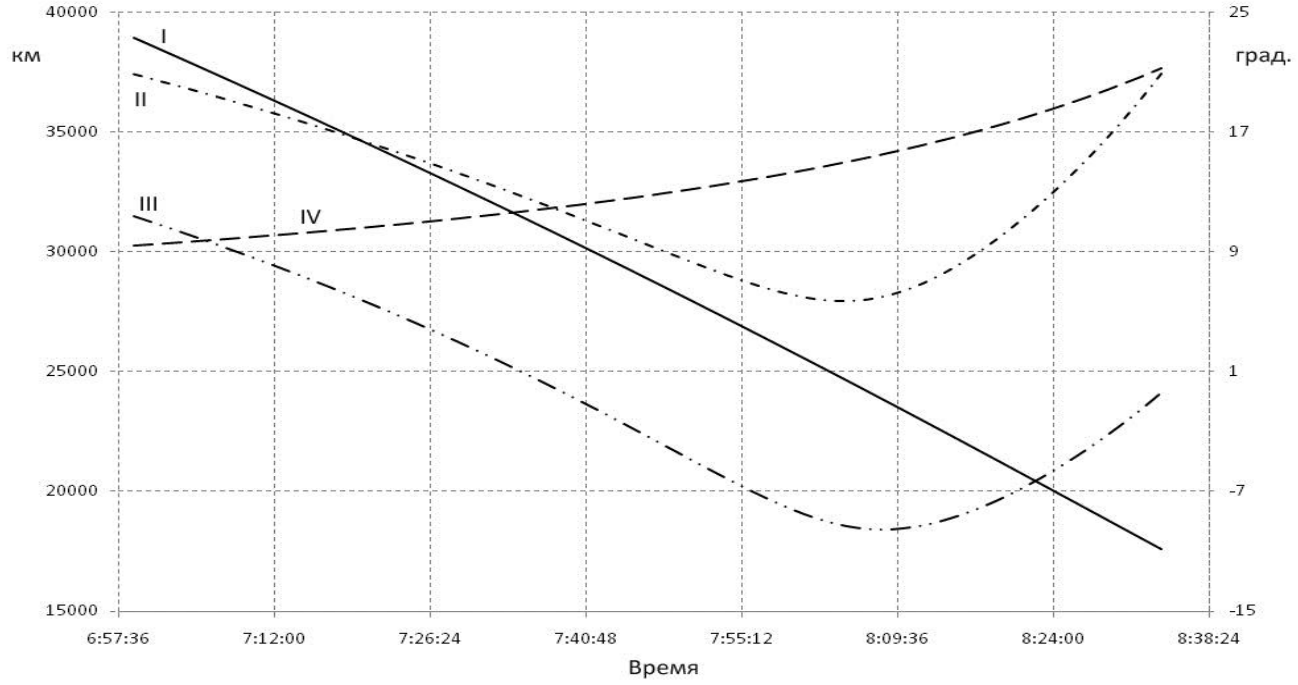


Рисунок 1.3 - Зависимость геометрических параметров от времени в течение покрытия центра Землей Галактики на 07.06.2012. Обозначения: I - расстояние от аппарата до центра Земли (км), II - угол: центр Галактики – аппарат – Земля (град), III - угловое расстояние между краем Земли и центром Галактики (град), IV- угловой размер Земли (град).

На графиках представлены зависимости от времени углов ЦГ – аппарат – центр Земли, ЦГ – аппарат – горизонт Земли (ближайшая точка на горизонте), угловой радиус Земли и расстояния аппарата до центра Земли для витка орбиты, относящегося 07.06.2012. Отрицательный угол между направлением в ЦГ и горизонтом (краем) Земли означает, что направление в ЦГ находится под горизонтом. Этой дате соответствует близкая к средней длительности покрытия (около 50 минут) и наибольшая высота орбиты во время покрытия.

Неблагоприятные для проведения экспериментов по покрытию диском Земли центра Галактики объясняются особенностями эволюции орбиты ИНТЕГРАЛа: требуемое для покрытия ЦГ положение орбиты аппарата достигается в то время, когда положение самой орбиты в этой плоскости оказывается таковым, что в область затенения орбиты (если наблюдать аппарат из центра Галактики) попадает перигейная часть орбиты, т.е. участки орбиты с недостаточной высотой по требованиям допустимого уровня воздействия радиационных поясов. Это иллюстрируется рисунком **1.4**, где приводятся изменение долготы восходящего узла орбиты на экваторе, наклонения орбиты, аргумента перигея и перигейного расстояния. Как видно из графиков, аргумент перигея орбиты в периоды затенения (рис. **1.1**) соответствует положению перигея в направлении от ЦГ, в то время как его положение, благоприятное по требованиям приемлемой высоты аппарата, приходится на периоды, когда орбита не попадает в область затенения Землей центра Галактики.

Следует отметить, что на высоту орбиты в районе затенения влияет также и перигейное расстояние. График, приводимый на рисунке **1.4**, показывает, что перигейное расстояние в периоды затмения близко к своим минимальным значениям, что означает соответствующее снижение орбиты в районе затенения. Более того, на втором интервале затенения интервале (2020-2022 годы) перигейное расстояние снижается до опасных значений 8300 км, и это не дает возможности уверенно рассчитывать на функционирование приборов в последующее время полета аппарата.

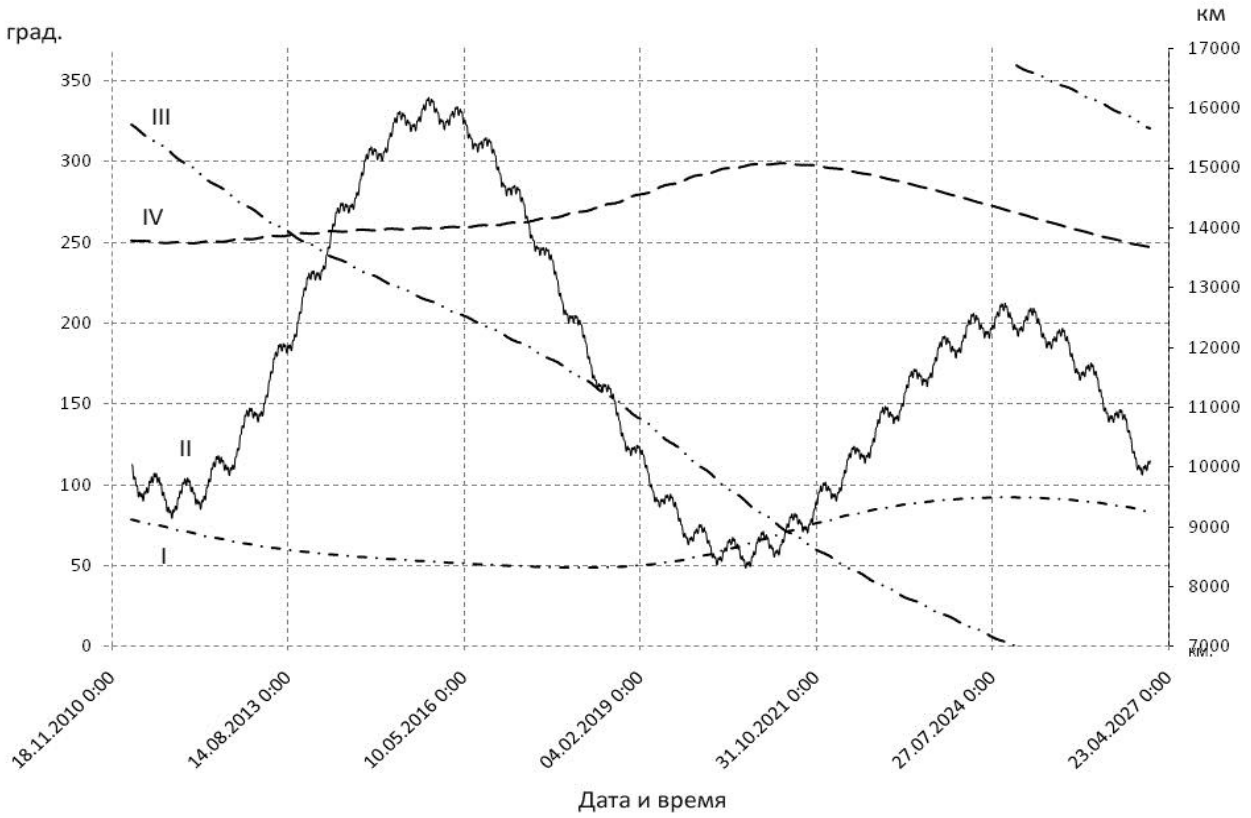


Рисунок 1.4 - Зависимости параметров орбиты от времени в инерциальной системе координат. I наклонение орбиты (град); II - перигейное расстояние (км); III - долгота восходящего узла (град); IV - аргумент перигея (град).

Наблюдаемый характер эволюции орбиты ИНТЕГРАЛа обусловлен выбором начальных параметров орбиты, как это было описано в статьях [2, 3]. Принятый выбор определялся такими условиями, как минимально допустимая высота перигея в течение планируемого времени функционирования аппарата, условия видимости аппарата с наземных станций управления и приема информации, максимально допустимая длительность интервалов пребывания аппарата в тени Земли. На этом этапе разработки проекта эксперименты с покрытием Землей или Луной интересных для экспериментаторов областей небесной сферы не планировались.

Таким образом, проведенный анализ покрытия центра Галактики Землей, показывает, что для выполнения измерений необходимо снизить допустимую по радиационному воздействию высоту над поверхностью Земли до 25000 км. Это

является проблематичным, однако может рассматриваться, как основание исследовать возможности покрытие Землей областей, которые находятся вблизи галактического экватора, которые также представляют большой интерес для астрофизики и для навигационных целей.

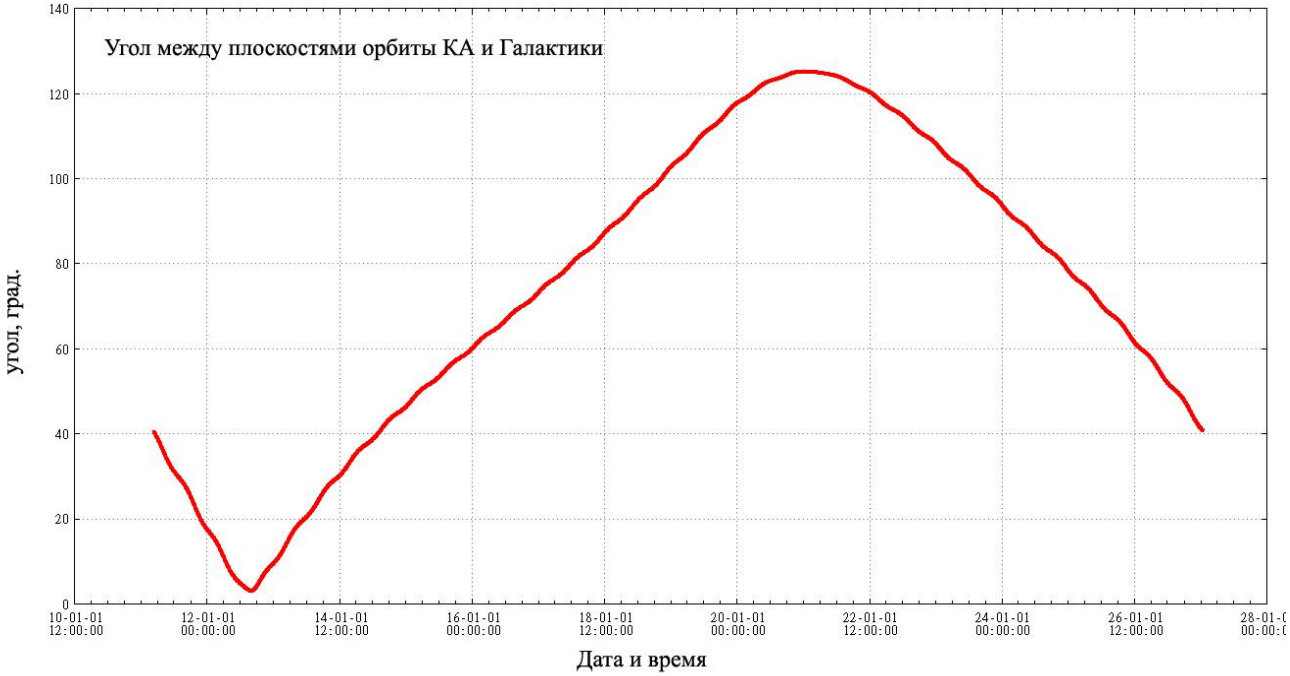


Рисунок 1.5 - Зависимость угла между плоскостью орбиты КА и плоскостью Галактики от времени.

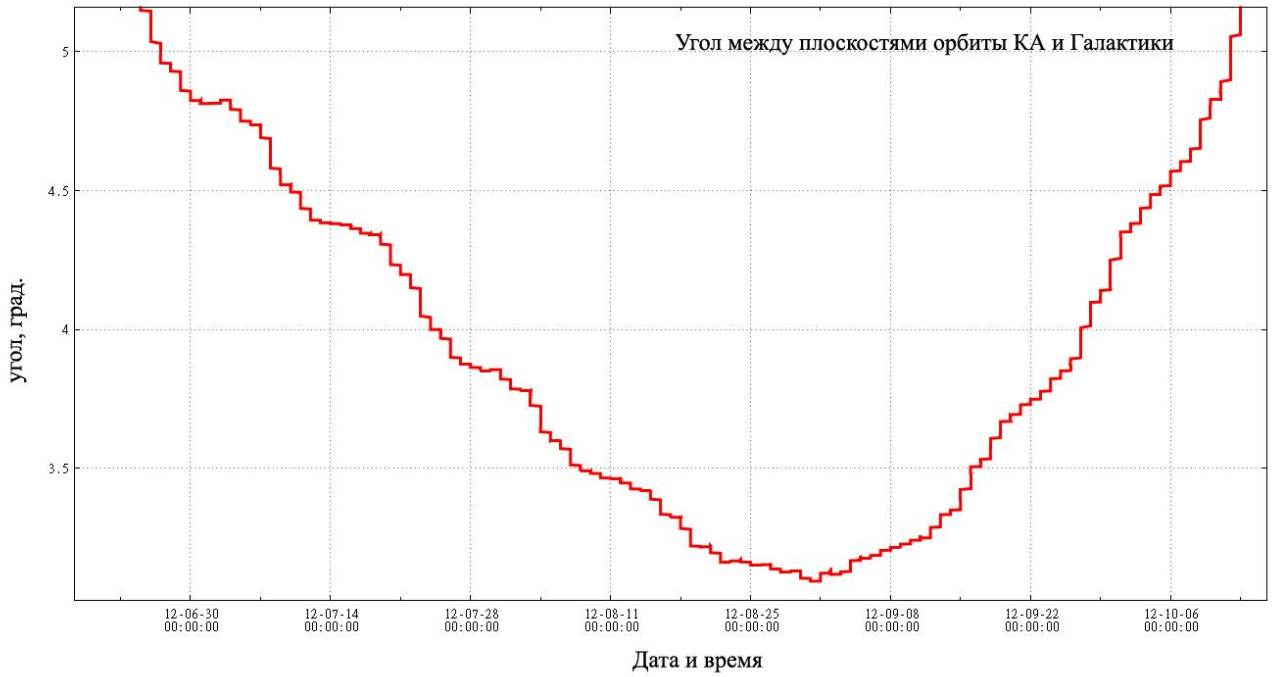


Рисунок 1.6 - Зависимость угла между плоскостью орбиты КА и плоскостью Галактики от времени в окрестности минимума угла

На рисунках **1.5** и **1.6** изображена зависимость угла между плоскостями орбиты КА и Галактики от времени, где видно, что в конце августа 2012 года этот угол минимален и равен трем градусам.

Соответственно, плоскость орбиты практически совпадает с плоскостью Галактики. С учетом того, что одной из основных задач лаборатории «ИНТЕГРАЛ» является детальное исследование и картографирование излучения нашей Галактики, следовательно, это время является наиболее интересным для проведения экспериментов по затмению. Особенно стоит учесть тот факт, что эти плоскости впервые за все время выполнения проекта сходятся на столь близкое расстояние. Это показывает нам рисунок **1.7**, где изображена зависимость наклонения плоскости орбиты КА от времени с момента запуска аппарата по настоящее время. Поэтому далее акцентируем внимание для поиска областей затмения Землей окрестности экваториальной плоскости Галактики в период с августа по октябрь 2012.

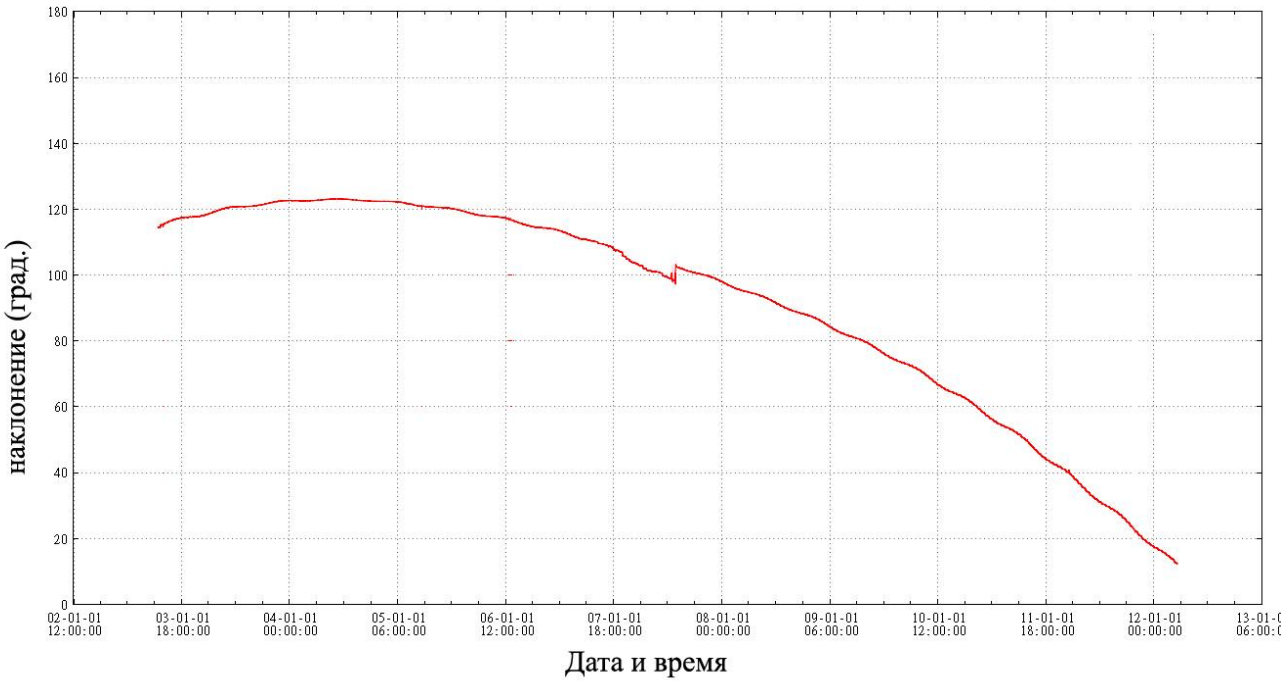


Рисунок 1.7 - Зависимость наклонения орбиты от времени в первой галактической системе координат

1.8 демонстрирует остальные параметры орбиты, такие как долгота восходящего узла, аргумент перигея и наклонение в первой галактической системе координат (в которой долгота ***l*** отсчитывается не от точки галактического экватора, соответствующей направлению на центр Галактики, а от восходящего узла ξ галактического экватора на небесном экваторе).

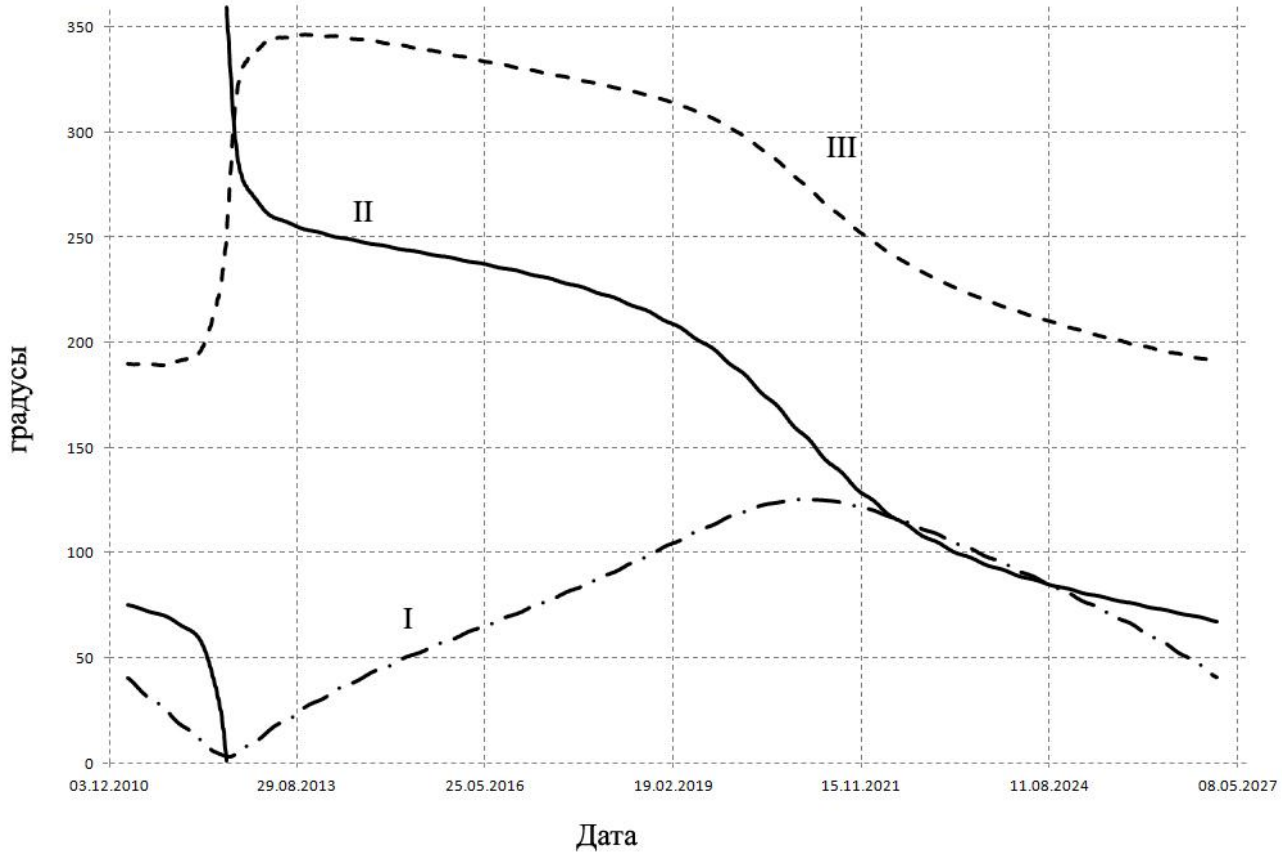


Рисунок 1.8 - Зависимости параметров орбиты от времени в первой галактической системе координат. I - наклонение орбиты (град), II - долгота восходящего узла (град), III - аргумент перигея (град).

Согласно предварительным оценкам, минимально необходимое суммарное время экспозиции в течение затмения должно составлять около 500000 секунд.

Для того чтобы найти отвечающие этому требованию области, необходимо ввести границы и условия поиска, а именно:

1. Ограничение по минимально допустимой дальности КА от центра Земли 40 тыс.км, определяемое по уровню влиянию радиационных поясов на измерения приборов.
2. Наблюдаемая точка на небесной сфере является затененной Землей тогда, когда угловой размер Земли больше чем угол между направлением на Землю из аппарата и направлением на саму точку наблюдения.
3. Диапазон поиска по прямому восхождению на небесной сфере от 0 до 360 градусов в I галактической системе координат.
4. Диапазон поиска по склонению на небесной сфере от -10 до +10 градусов в I галактической системе координат.

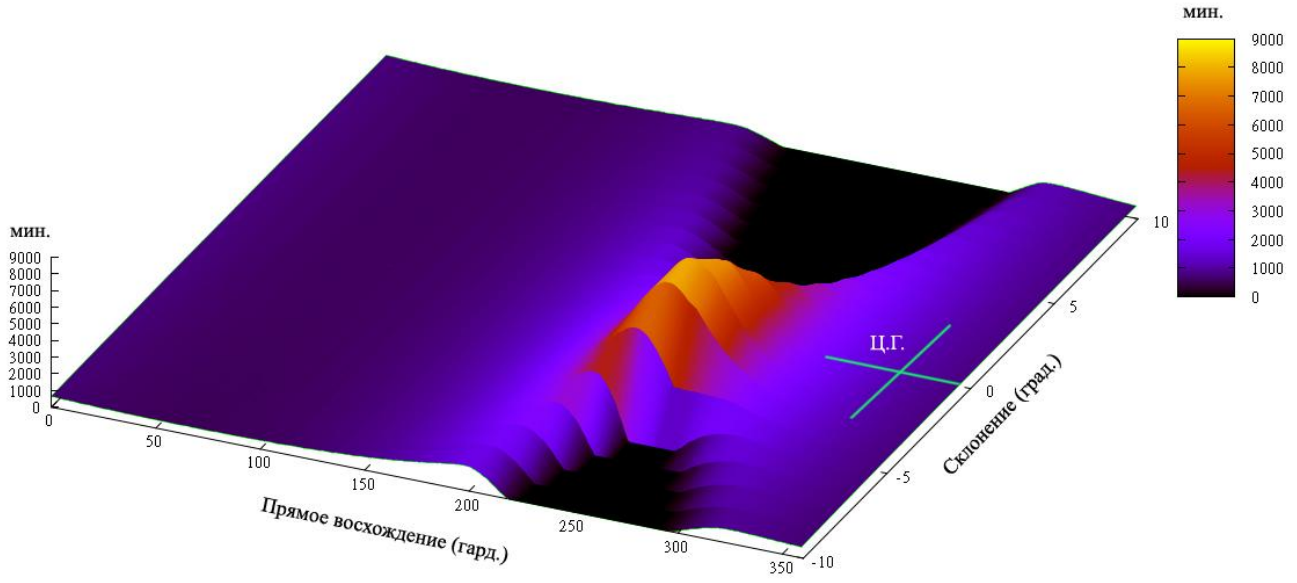


Рисунок 1.9 - Зависимость суммарного времени затмения части небесной сферы от координат, без ограничения по расстоянию аппарат – Земля в I галактической системе координат

Сначала возьмем момент времени, когда плоскость аппарата имеет наименьший угол с плоскостью Галактики, и в качестве результата получаем трехмерные рисунки **1.9** и **1.10**, где изображена зависимость суммарной продолжительности времени затмения области на небесной сфере в выбранном

нами диапазоне. Поиск проводился на интервале времени длительностью 61 день в период август – октябрь 2012. Рисунок **1.9** без ограничения по расстоянию аппарат –Земля, рисунок **1.10** с ограничением. Как легко видеть, этого интервала времени достаточно для того, чтобы набрать 540000 с наблюдений. Наилучшей области для наблюдения соответствует склонение -2±3 градуса и прямое восхождение 250±20 градусов.

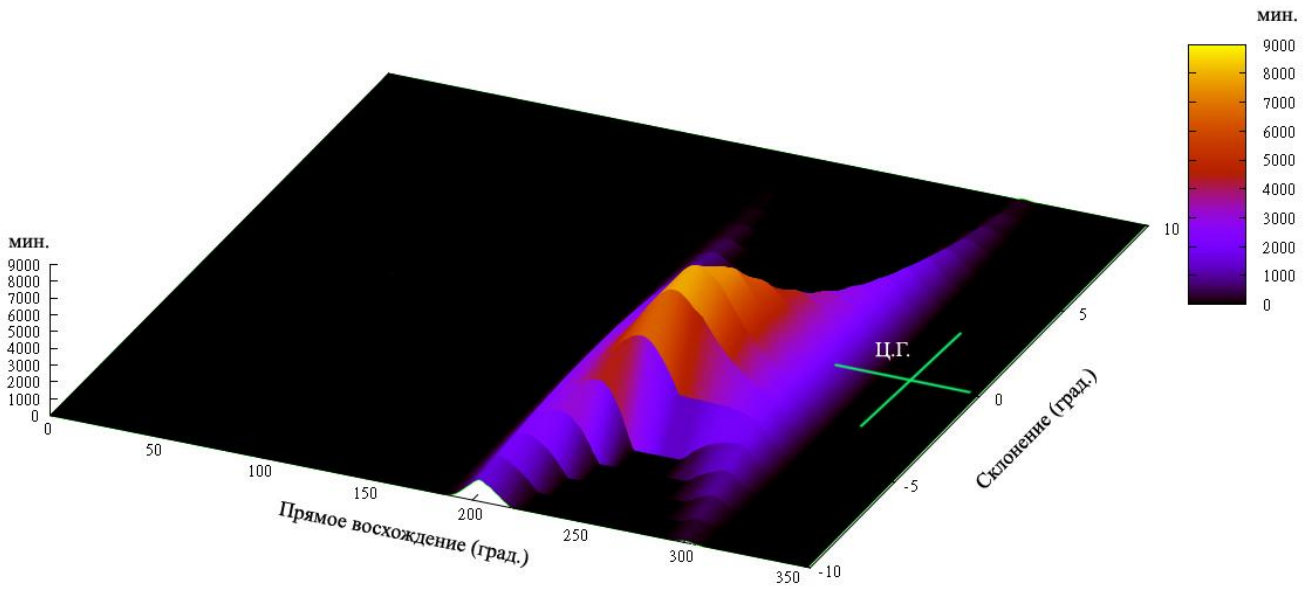


Рисунок 1.10 - Зависимость суммарного времени затмения части небесной сферы от координат, с ограничением по расстоянию аппарат – Земля в I галактической системе координат

На рисунках **1.11**-**1.15** изображена зависимость суммарной продолжительности времени затмения области небесной сферы Землей от координат на разные даты с интервалом в год. Мы видим, что с каждым годом область затенения становится все меньше, суммарное время затенения на одном и том же интервале наблюдений (2 месяца) снижается на 1000 минут.

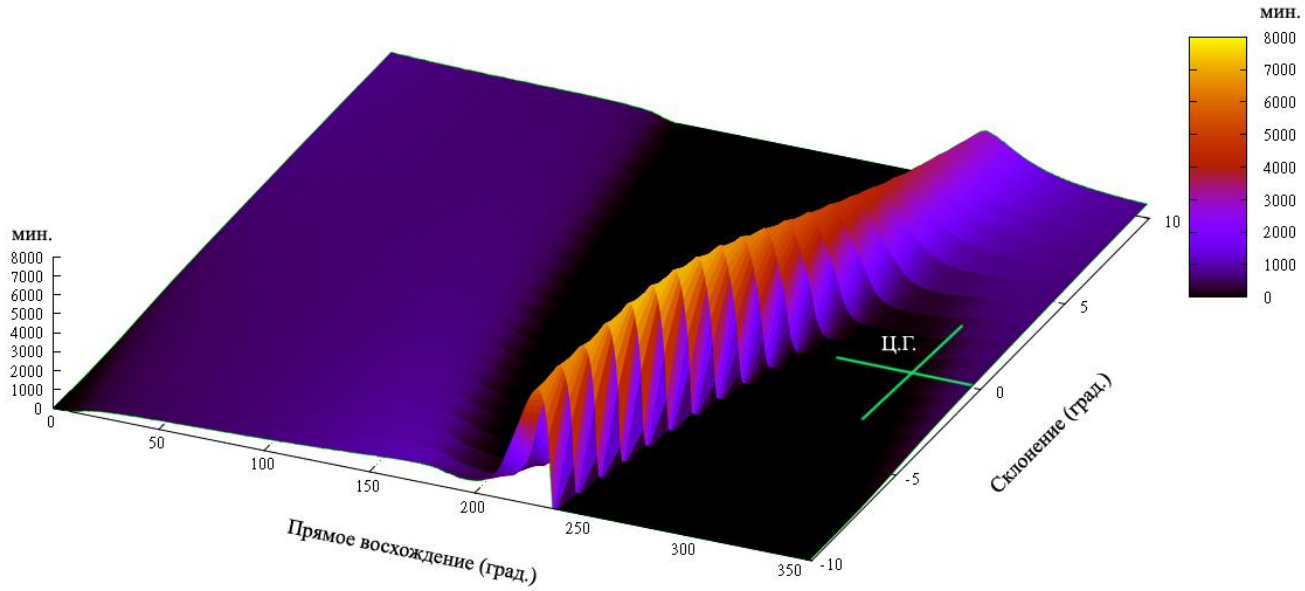


Рисунок 1.11 - Зависимость суммарного времени затмения части небесной сферы от координат на апрель – июнь 2013 года в I галактической системе координат

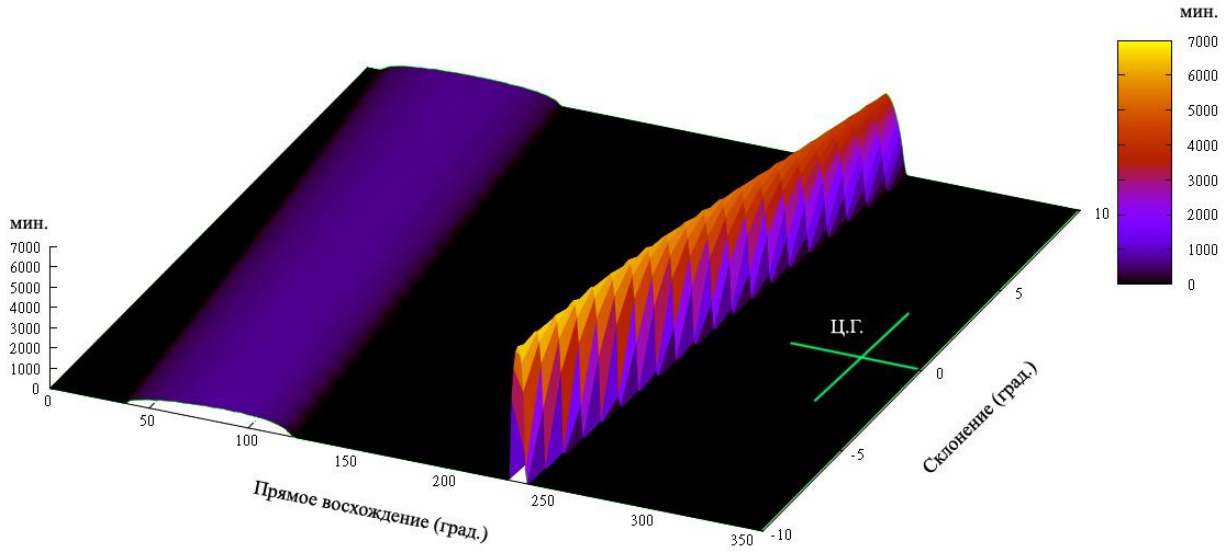


Рисунок 1.12 - Зависимость суммарного времени затмения части небесной сферы от координат на апрель – июнь 2014 года в I галактической системе координат

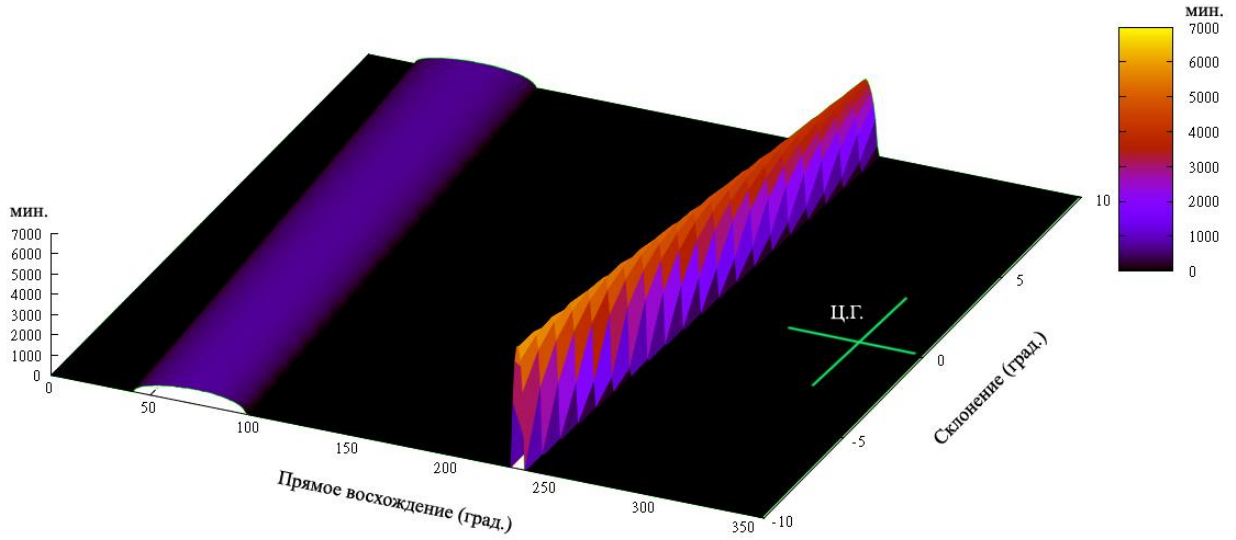


Рисунок 1.13 - Зависимость суммарного времени затмения части небесной сферы от координат на апрель – июнь 2015 года в I галактической системе координат

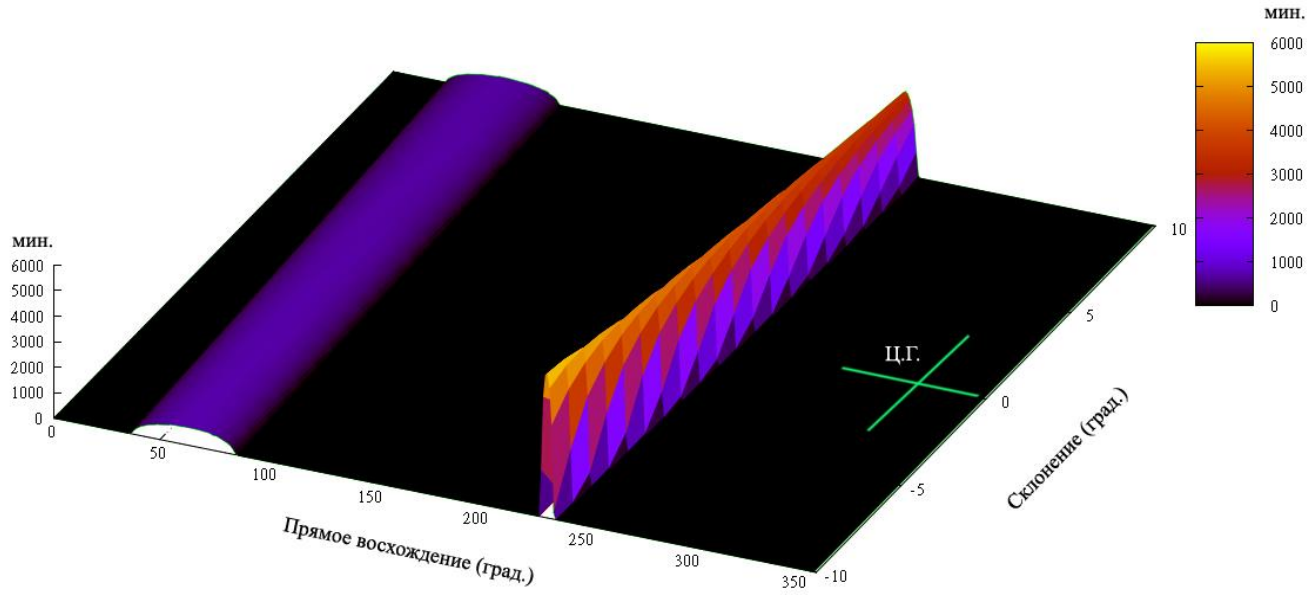


Рисунок 1.14 - Зависимость суммарного времени затмения части небесной сферы от координат на апрель – июнь 2016 года в I галактической системе координат

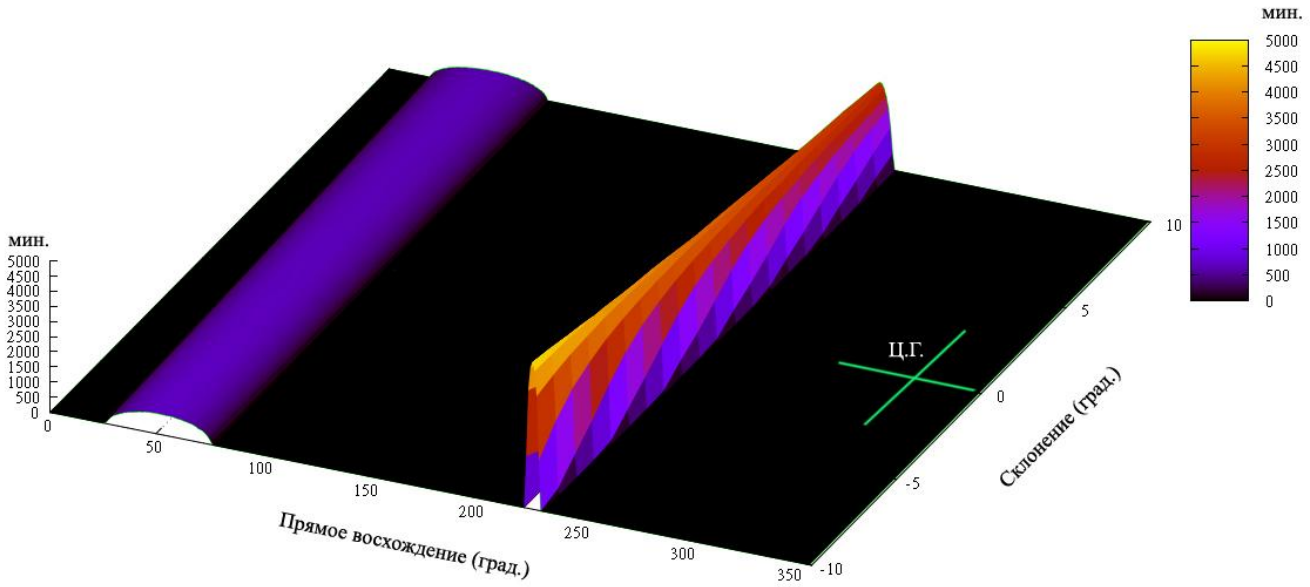


Рисунок 1.15 - Зависимость суммарного времени затмения части небесной сферы от координат на апрель – июнь 2017 года в I галактической системе координат.

Рисунок **1.16** показывает то же, что и рисунок **1.10**, т.е. зависимость суммарного времени затмения части небесной сферы от координат, но во второй экваториальной системе координат. На рисунке **1.17** показаны линии уровня значений времени затенения, наложенные на карту небесной сферы, соответствующие высотам, отображенным на рисунке **1.16**.

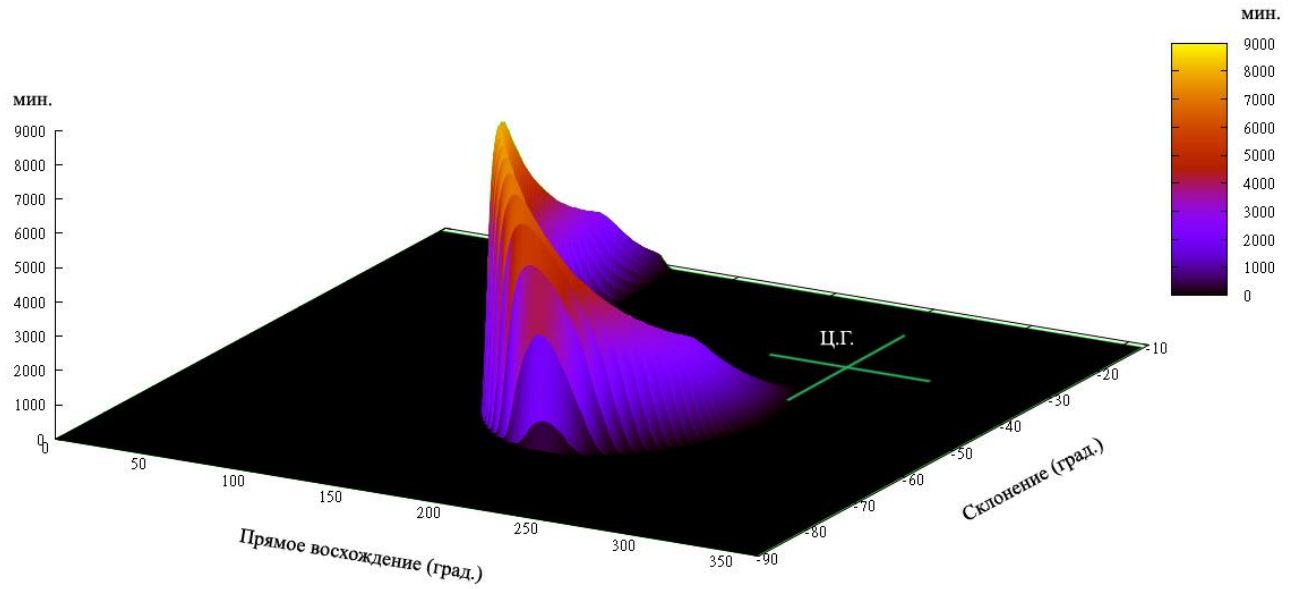


Рисунок 1.16 - Зависимость суммарного времени затмения части небесной сферы от координат, с ограничением по расстоянию аппарат – Земля во второй экваториальной системе координат.

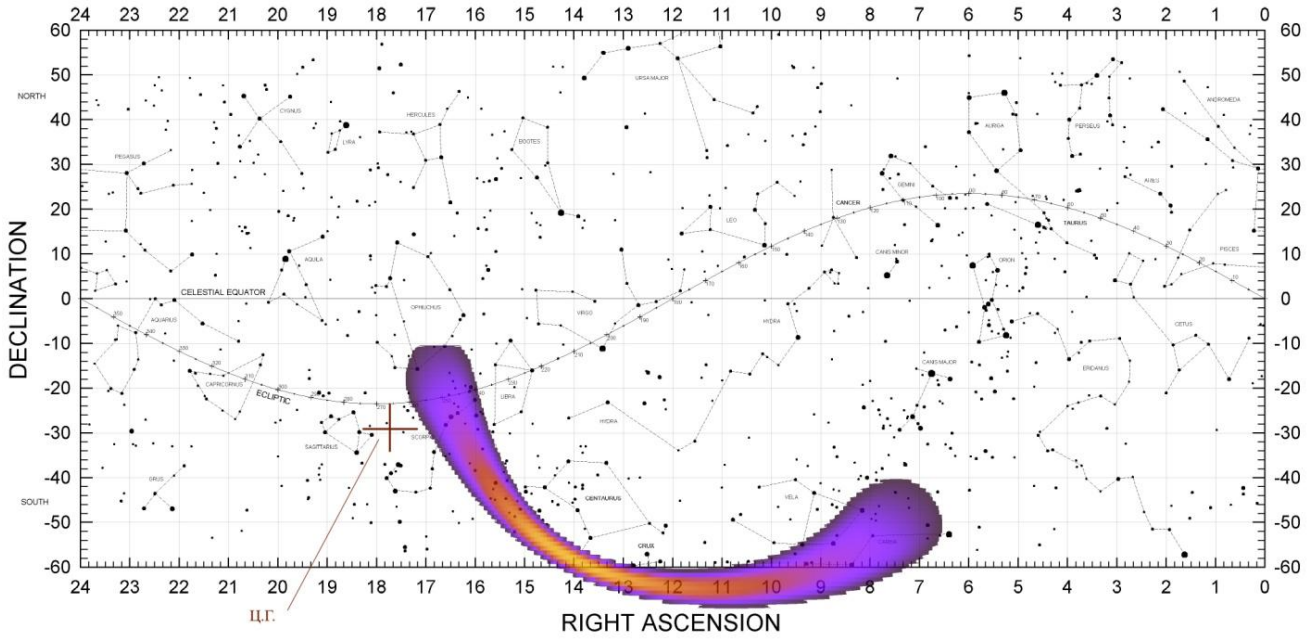


Рисунок 1.17 - Линии уровня из рисунка **1.16** на карте небесной сферы

Из анализа видно, что в рамках проекта «ИНТЕГРАЛ», для исследования с помощью затмений Землей экваториальной плоскости Галактики, оптимальным временем для наблюдений является вторая половина 2012 года.

1.3 Покрытие центра Галактики диском Луны

В связи с описанными выше трудностями проведения наблюдений приборами ИНТЕГРАЛа области вблизи центра Галактики с помощью покрытия Землей этой области был проведен анализ возможностей использования Луны для этих целей.

Для понимания геометрии этих экспериментов можно предложить следующую модель. Построим цилиндр, образующей которого является орбита Луны, а направляющей – прямая, направленная в центр Галактики. Так как орбита Луны эволюционирует, этот цилиндр со временем также изменяется. Орбита

аппарата пересекает цилиндр в двух точках, каждой из которых соответствует своя направляющая. Если в момент пересечения аппаратом поверхности цилиндра аппарат и Луна находятся на одной и той же направляющей, то это значит, что центр Галактики затеняется Луной.

Отсюда следует, что события затенения центра галактики Луной могут случаться не более двух раз за орбитальный период Луны. Следует отметить, что орбитальный период Луны не равен целому числу орбитальных периодов аппарата, поэтому, вообще говоря, покрытия Луной центра Галактики нельзя ожидать на каждом обороте Луны, если это событие имело место на одном из оборотов, тем более что орбиты аппарата и Луны заметно эволюционируют.

В таблице **П.1** приводятся даты и время событий, когда реализуются минимальные углы и их величины между направлениями в центр Галактики и центр Луны на каждом из орбитальных оборотов Луны с 2002 по июнь 2012 года. В той же таблице указаны и соответствующие этим углам расстояния аппарата до центра Земли, а также угловой радиус Луны. Этих данных достаточно для планирования соответствующих экспериментов с использованием покрытия Луной области вблизи Центра Галактики в ближайшем будущем, а также анализа полученной ранее приборами ИНТЕГРАЛа информации с целью выявления интервалов времени наблюдений, когда условия затмения Луной ЦГ уже выполнялись.

Близко к центру Галактики направление аппарат – центр Луны проходит, например, 04-05 апреля 2010 и 05-06 июня 2012 года. Для покрытий в апреле 2010 года и июне 2012 года на рисунках **1.18** и **1.19** представлены галактические координаты проекции центра Луны на небесную сферу, как они наблюдаются из аппарата, а на рисунках **1.20** и **1.21** даны углы между центром Луны и ЦГ. Из приводимых графиков видно, что эти углы находятся в пределах десяти градусов не менее 24 часов для каждого из упомянутых событий.

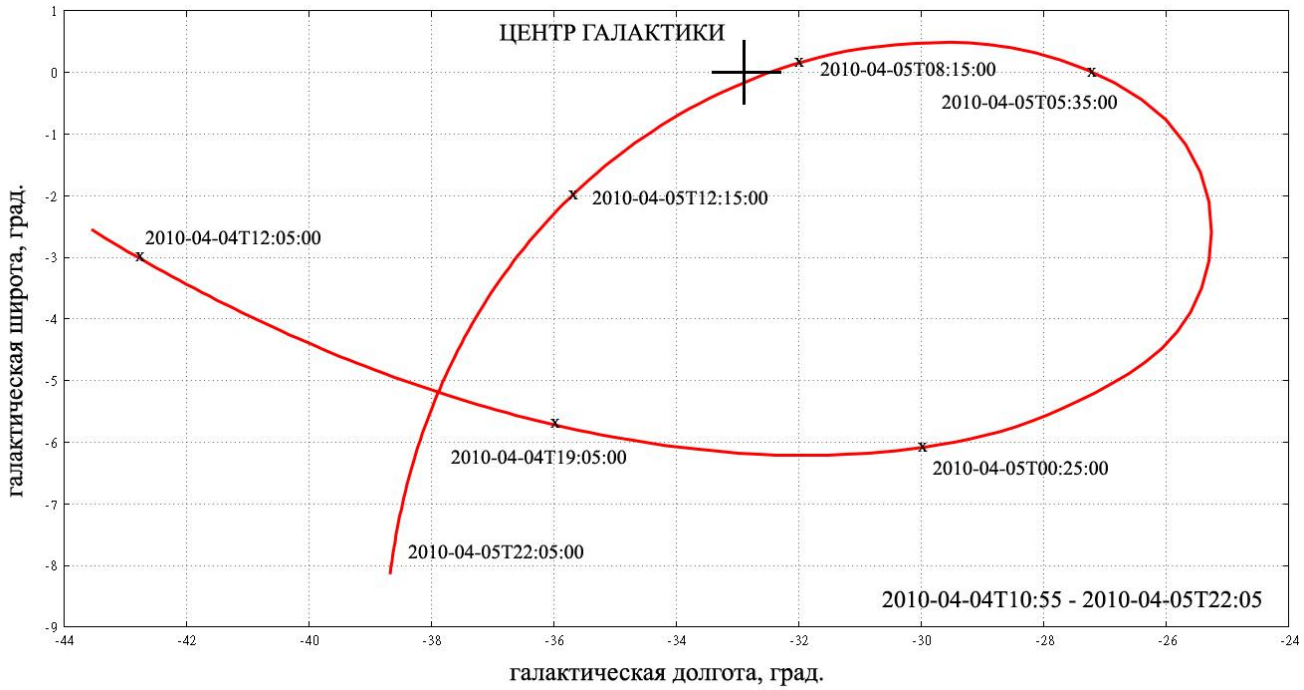


Рисунок 1.18 - Галактические координаты проекции центра Луны на небесную сферу в течение покрытия диском Луны окрестности центра Галактики 04-05 апреля 2010 года

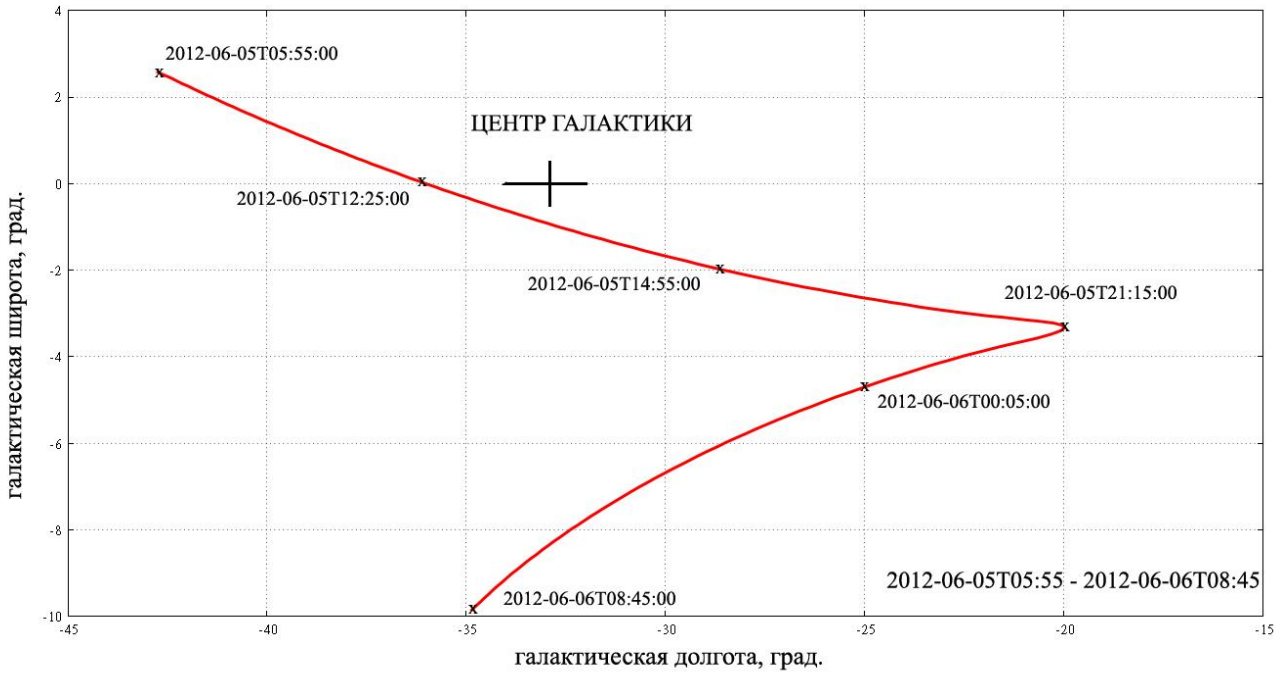


Рисунок 1.19 - Галактические координаты проекции центра Луны на небесную сферу в течение покрытия диском Луны окрестности центра Галактики 05-06 июня 2012 года.

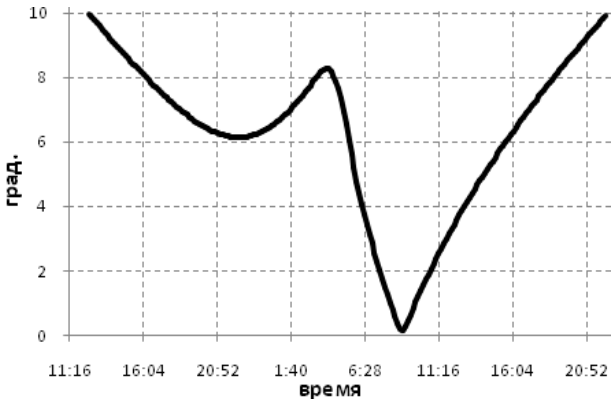


Рисунок 1.20 - Зависимость от времени угла между центром Луны и ЦГ на 04-05 апреля 2010 года

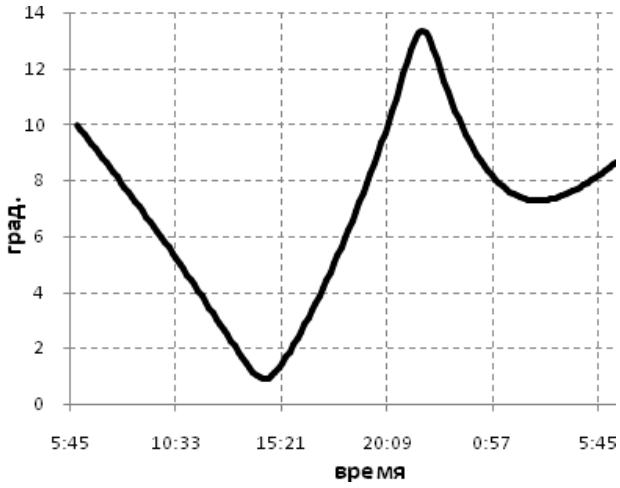


Рисунок 1.21 - Зависимость от времени угла между центром Луны и ЦГ на 05-06 июня 2012 года

Приводимые результаты базируется на прогнозе орбиты по начальным данным (оскулирующие параметры орбиты), представленным ESOC. Прогноз выполнялся численным интегрированием дифференциальных уравнений движения аппарата методом Рунге-Кутта четвертого порядка. При этом учитывалось гравитационное влияние Луны и Солнца, а также сплюснутости Земли. Влияние планет и давления света не учитывалось. Поэтому прогноз движения аппарата нельзя считать абсолютно точным. В этой связи возникает вопрос о возможности коррекции движения аппарата с тем, чтобы уменьшить углы между направлениями на Луну и в центр Галактики. Был проведен численный эксперимент для ответа на этот вопрос.

В результате было показано, улучшение условий покрытия достигается достаточно малой ценой. Так, минимальный угол между центром Луны и ЦГ в событии 27 ноября 2011 года мог бы быть уменьшен с двух до одного градуса за счет импульса увеличения скорости аппарата на 1.5 м/с в перигее 15 ноября 2011 года (что соответствует затратам рабочего тела примерно в 2.7кг). Это иллюстрируется графиками на рисунке **1.22**. Ясно, что при сообщении импульса в

более раннюю дату его величина может быть уменьшена (при достижении того же результата по изменению угла).

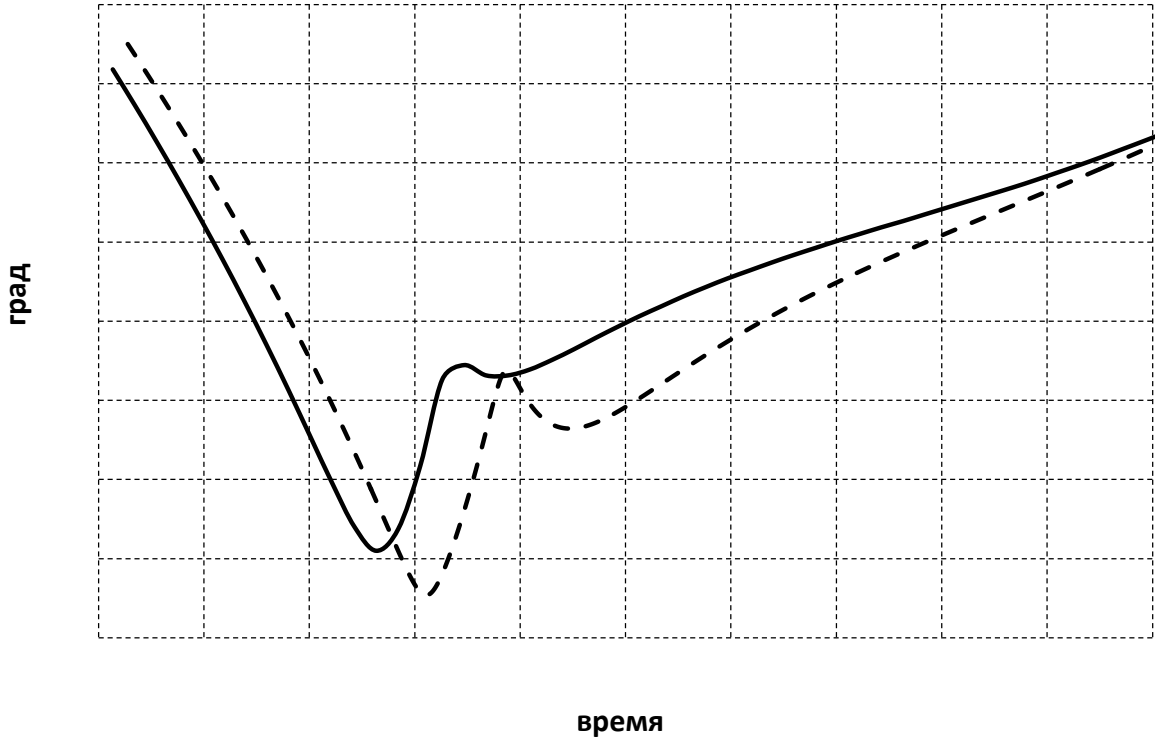


Рисунок 1.22 - Зависимость от времени угла между центром Луны и ЦГ для случаев без импульса коррекции и с импульсом коррекции на 27 ноября 2011 года. Прямая линия – без импульса, пунктирная – с импульсом коррекции

Для обеспечения необходимой электрической мощности солнечных батарей аппарата нормаль к плоскости панелей батарей не должна отклоняться от направления на Солнце более чем 15 градусов. В нашем случае, когда ось аппарата, совпадающая с направлениями осей приборов, наводится на центр Галактики (эклиптические долгота и склонение 267 и -8 градусов), эта нормаль (ортогональная осям приборов) лежит, как легко видеть, в допустимых пределах отклонения от Солнца для указанного выше набора дат, благоприятных для проведения экспериментов по покрытию ЦГ Луной.

Выводы по главе 1

Таким образом, проведенный анализ показывает, что существует возможность проведения экспериментов по исследованию окрестностей центра Галактики с использованием покрытия этой области диском Луны, если соответствующие приборы расположены на борту астрофизической лаборатории ИНТЕГРАЛ. В силу технических ограничений на ориентацию аппарата относительно Солнца эти эксперименты можно проводить в течение двух сессий в год, при этом каждая из сессий может длиться либо на одном интервале времени длительностью в 5 часов, либо на двух интервалах времени по 5 часов каждый в предположении, что измерения проводятся при угловом расстоянии центра Луны от центра Галактики менее 3 градусов.

В отличие от случая с Луной, проведение экспериментов по покрытию окрестностей центра Галактики диском Земли представляется весьма проблематичным. Причиной этого является слишком близкое расстояние космического аппарата от Земли в периоды времени, когда диск Земли покрывает область вблизи ЦГ. Так, начиная с угловых расстояний края Земли от ЦГ, равных 10 градусам, расстояние аппарата от центра Земли становится равным 38 тысячам км и уменьшается по мере уменьшения упомянутого угла между ЦГ и краем Земли.

Однако исследование области Галактики в окрестности ее экватора возможно, проводить с получением экспозиций достаточной длительности. Наиболее благоприятным периодом для этого является период с августа по октябрь 2012 года, когда плоскость орбиты почти совпадает с плоскостью галактического экватора с углом между ними около двух градусов. Максимальное суммарное (на протяжении двух месяцев) время затенения, равное 54000 секунд, достигается для области Галактики, ограниченной галактическими координатами 250±20º и -2± 3º прямого восхождения и склонения, соответственно. С точки зрения возможностей автономного решения навигационных задач методом покрытия звезд эта область небесной сферы является предпочтительной.

Список литературы к главе 1

1. Н.А. Эйсмонт (Eismont N.A., Ditrikh A.V., Janin G. at al), Astron.Astrophys. 411, 37 (2003a)
2. Н.А. Эйсмонт (Eismont, N., Khrapchenkov, V., Janin G, at al), *Space Flight Dynamics, 17th Symp*., Moscow, 2003, Vol.1, p. 226
3. Мугулесси-Доу (Mugulessi Dow R., Janin G., Eismont N.), *Space Flight Dynamics, 17th Symp*., Moscow,2003,Vol.1, p. 208

2 РАЗРАБОТКА МИССИЙ К АСТЕРОИДАМ С ВЫХОДОМ НА ОРБИТУ В ОКРЕСТНОСТИ АСТЕРОИДА

Для выполнения работ по классификации траекторий полета от Земли к околоземным астероидам был использован комплекс программ, выполняющий следующие задачи:

1. Получение данных о векторах состояния Земли и астероидов
2. Решение задачи Ламберта о перелете между двумя точками в центральном поле тяготения за заданное время
3. Поиск оптимальных в определенном смысле орбит перелета
4. Проверку полученных решений

Предпочтение при создании программного комплекса отдавалось решениям, основанным на свободно распространяемом программном обеспечении с открытыми кодами. Использование такого программного обеспечения позволяет, как уменьшить расходы на проведения работ, так и позволяет улучшить качество обучения студентов за счет возможности подробного изучения имеющихся решений и использования этих решений при создании своих программ, их оптимизации и переноса на различные вычислительные платформы.

2.1 Получение данных о векторах состояния Земли и астероидов

Для решения задачи получения данных о векторах состояния Земли и астероидов была использована программно-информационная система SPICE [1]. Исходные данные для расчетов положений и скоростей Земли и астероидов были получены с помощью системы HORIZONS, поддерживаемой JPL. Первоначально с помощью веб-интерфейса с сайта Near Earth Object Program (Программа Околоземных Объектов) был получен список известных околоземных астероидов (на тот момент в список входило 8687 объектов). Далее с сервера системы HORIZONS была выполнена загрузка файлов системы SPICE, содержащих

траекторные данные (SPK-файлов) для этих астероидов, охватывающих интервал времени с 1 января 2015 г. по 31 декабря 2035 г., а также SPK-файл для расчета положения и скорости Земли, больших планет и Солнца. Программная система SPICE распространяется в открытых кодах. Для использования был загружен, собран и установлен вариант на языке C.

Использование программной системы SPICE в сочетании с полученными SPK-файлами позволяет получать очень точные значения векторов состояния для интересующих нас объектов в различных системах координат. Для дальнейших расчетов было выбрана гелиоцентрическая эклиптическая система координат на эпоху J2000.0.

2.2 Решение задачи Ламберта

Для решения задачи Ламберта была выбрана программа для системы MATLAB [2], реализующая устойчивое решение задачи с помощью двух отдельных алгоритмов. Сначала пробуется решение методом, относительно недавно разработанным D.Izzo (Европейское космическое агентство) [3]. Этот алгоритм является чрезвычайно быстрым, но все еще достаточно часто не сходится (особенно в случае многовитковых перелетов). В случае неудачи расчета по алгоритму D. Izzo проводится расчет по гораздо более устойчивому алгоритму (Lancaster/Blancard [4] с модификациями, начальными значениями и прочими улучшениями, предложенными R.Gooding [5]), который выполняется существенно дольше, в том числе и в силу своей надежности.

Следует отметить, что упомянутая программа выполнялась не с помощью системы MATLAB, а с помощью свободно распространяемой системы GNU Octave [6], практически полностью совместимой с MATLAB по языку программирования и встроенным функциям. Использование GNU Octave позволило как отказаться от использования лицензионного платного программного пакета MATLAB, и упростить использование данной программы для решения задачи Ламберта в режиме массовых (пакетных) расчетов.

Использование программы на интерпретируемом языке системы MATLAB снижает производительность по сравнению с компилируемыми программами, но позволяет увеличить скорость разработки и отладки программ. Падение производительности было компенсировано параллельным исполнением копий программ на нескольких процессорах с разбиением задач по группам астероидов, конкретно для выполнения описываемых работ использовались 16 процессорных ядер на 2 отдельных серверах. В дальнейшем планируется переписать программу на языке C для достижения оптимальной производительности.

2.3 Поиск оптимальных орбит перелета

На данном этапе выполнения работ критерием оптимальности являлся модуль разности скоростей Земли и скорости космического аппарата ΔV_d в момент отлета по траектории, полученной в результате решения задачи Ламберта. С достаточной точностью эта скорость совпадает с величиной скорости на бесконечности (гиперболический избыток скорости) и характеризует величину импульса скорости, необходимого для перехода с промежуточной (парковочной) околоземной орбиты на траекторию полета к рассматриваемому астероиду.

Поиск оптимальных траекторий был проведен для перелетов с датой отлета на интервале времени с 1 января 2015 г. по 1 января 2030 г. и выполнялся в 2 этапа:

1. Решение задачи Ламберта для каждого из астероидов с датами отлета, начиная с 1 января 2015 г. с шагом 7 суток до 1 января 2030 г. Для каждой даты отлета решался ряд задач Ламберта для времен перелета от 30 до 540 суток с шагом 3 суток. Полученный массив решений (векторов скоростей отлета и прилета) записывался в отдельный файл для дальнейшего анализа.
2. В каждом полученном на первом этапе файле выполнялся поиск решений, для которых величина ΔV_d не превосходит заданного значения $\Delta V_{d\max}$.

При данном исследовании $\Delta V_{d\max}$ было принято равным 10 км/с. Для отобранных решений выполнялась оптимизация времен отлета и прилета с целью минимизации ΔV_d. Оптимизация выполнялась поиском минимума функции

$$F(T_d, T_a) = |V_d - V_E| \ , \qquad (2.1)$$

где T_d – время отлета, T_a – время прилета, V_d – вектор скорости отлета, V_E - вектор скорости Земли в момент отлета, при условии, что V_d является решением задачи перелета из точки, в которой находилась Земля в момент T_d, в точку, в которой находится астероид в момент T_a.

Для решения задачи оптимизации использовались метод переменных направлений (более быстрый и устойчивый) и метод Нелдера-Мида (более точный, но более медленный и не всегда сходящийся к разумному решению в нашей задаче, поэтому использовавшийся для уточнения наиболее интересных вариантов решения). Использовалась реализация этих методов в виде функций системы MATLAB, при этом задачи решались параллельно для отдельных групп астероидов.

2.4 Проверка полученных решений

Для проверки полученных решений и поиска возможных программных ошибок был установлен свободно распространяемый в исходных кодах программный пакет Swifter [6]. Этот пакет предназначен для решения задач интегрирования движения набора взаимно притягивающихся массивных тел вместе с группой невесомых пробных частиц, которые испытывают притяжение массивных тел, но сами не оказывают влияния на массивные тела.

Для контроля решения задачи поиска оптимальных траектории перелета была также использована бесплатно распространяемая, но основанная на закрытом коде программа Trajectory Optimization Tool , использующая метод

Гудинга для решения задачи Ламберта. Эта программа использовалась для проверки полученных решений, но не была использована для проведения основных работ по причине закрытости кода, отсутствия режима пакетного исполнения для массовых расчетов и возможности ее использования только на платформе Microsoft Windows.

Использование упомянутых инструментов помогло выявить ряд ошибок в процессе отладки устанавливаемого и разрабатываемого программного обеспечения и позволило получить уверенность в правильности получаемых результатов.

2.5 Результаты

Околоземные астероиды принято относить к одной из трех групп. Далее приведены краткие результаты по наиболее интересным вариантам для каждой из групп. Из возможных траекторий перелета рассматривались лишь те, для которых встреча с астероидом достигается на первом полувитке траектории аппарата. В силу большого объема данных было решено привести данные только для значений импульса, соответствующих скорости на бесконечности не более 1.0 км/с.

2.5.1 Амуры

Орбиты астероидов группы Амура полностью лежат снаружи земной орбиты (перигелий орбиты астероида больше афелия орбиты Земли (1.017 а.е.)). К этой группе также относятся астероиды, движущиеся вблизи Марса и обладающие большим эксцентриситетом. Наиболее известным астероидом этой группы является астероид (1221) Амур.

Оптимальные варианты перелета к астероидам группы Амура даны в таблице **П.2**.

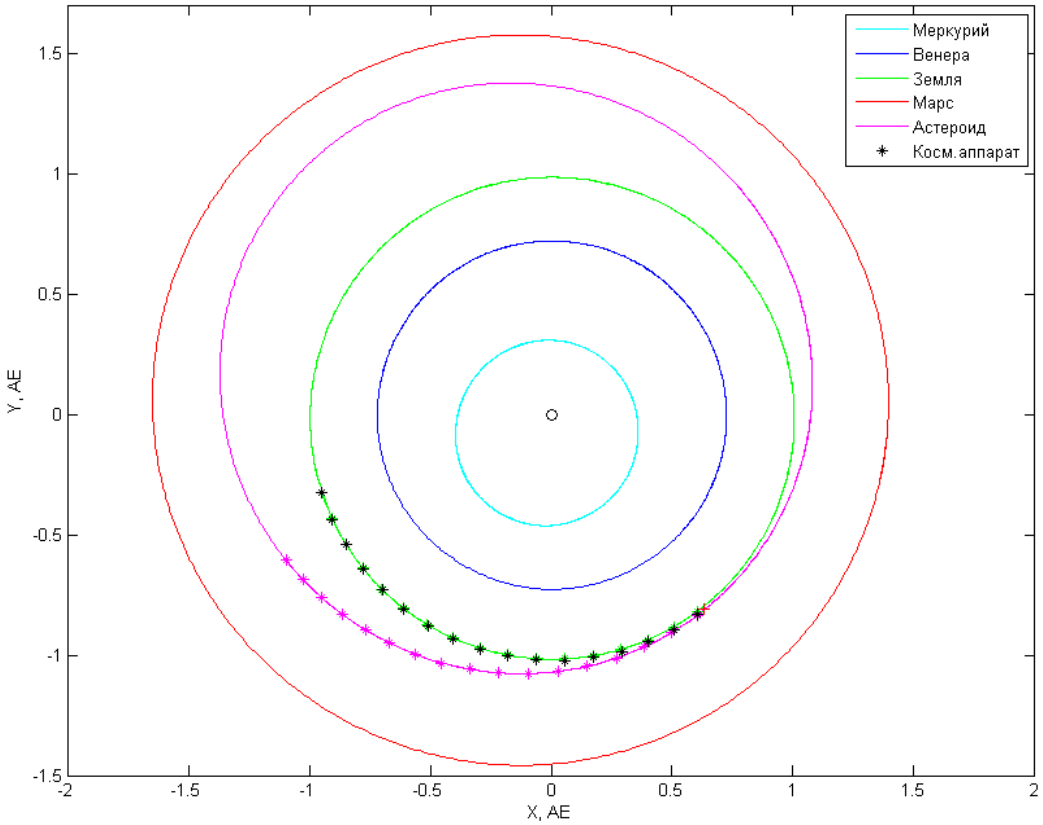


Рисунок 2.1 - Траектория перелета от Земли к астероиду 3285301 (2005 ОН3) со стартом 8 апреля 2016 г. в гелиоцентрической эклиптической системе координат. Отметки на орбитах поставлены с интервалом 1 неделя.

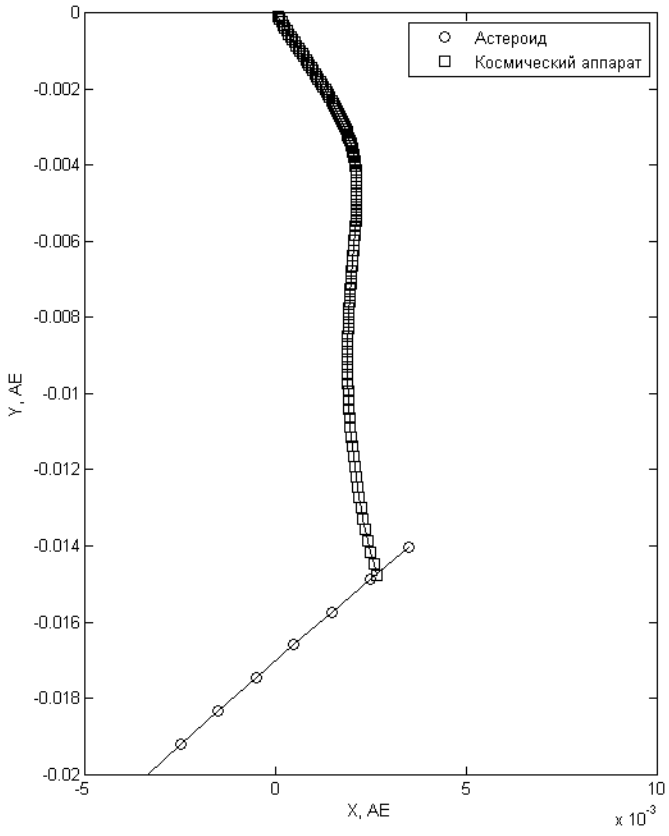


Рисунок 2.2 - Траектория перелета от Земли к астероиду 3285301 (2005 ОН3) в геоцентрической эклиптической системе координат. Отметки на орбитах поставлены с интервалом 1 день.

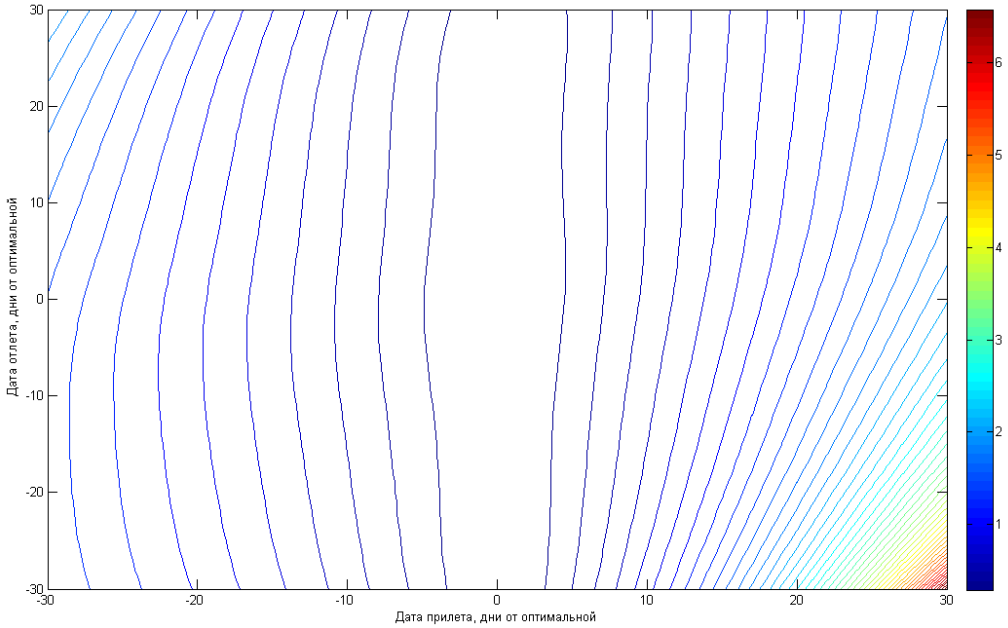


Рисунок 2.3 - График равных скоростей ΔV_d

Из графика равных скоростей ΔV_d (рис. **2.3**) хорошо видно, что оптимальные траектории концентрируются вдоль оптимальной даты прилета. Это объясняется тем, что при малых значениях ΔV_d космический аппарат не отдаляется на существенное расстояние от Земли за рассматриваемые времена перелетов и сближение КА с астероидом происходит в районе пересечения проекций орбит Земли и астероида на плоскость эклиптики, что хорошо видно из рисунка **2.1**. Момент этого пересечения примерно соответствует времени пролета космического аппарата мимо астероида.

2.5.2 Аполлоны

Орбиты астероидов группы Аполлона пересекают земную орбиту с внешней стороны (их перигелий меньше афелия Земли (1.017 а.е.), но большая полуось больше большой полуоси орбиты Земли. Орбиты этих астероидов в целом уже лежат снаружи земной орбиты, но начинают пересекаться с ней в области афелия

Земли. Наиболее известным астероидом этой группы является астероид (1862) Аполлон.

Варианты перелета к астероидам группы Апполона представлены в таблице **П.3** .

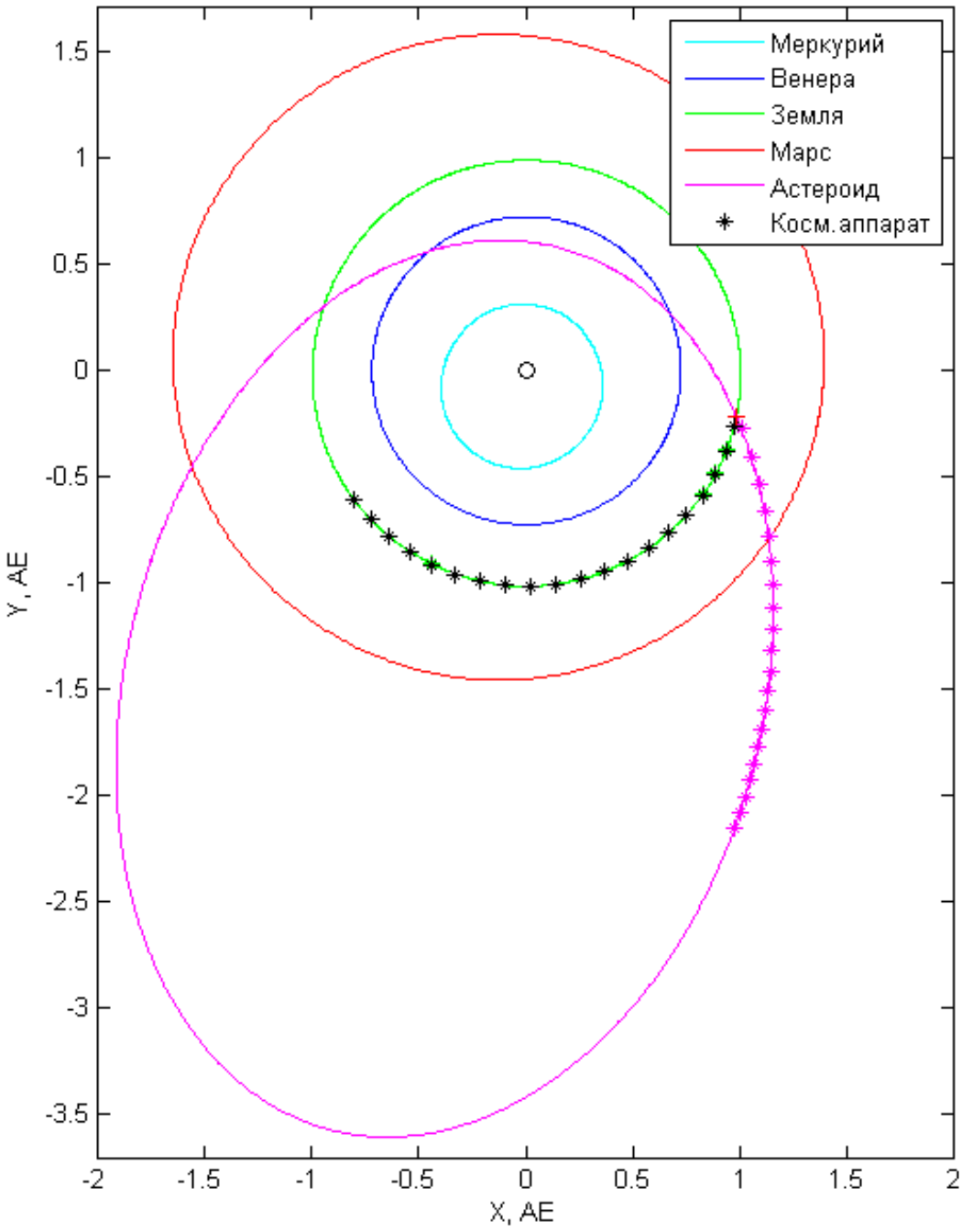


Рисунок 2.4 - Траектория перелета от Земли к астероиду 3370494 (2007 EZ25) со стартом 27 апреля 2022 г. в гелиоцентрической эклиптической системе координат. Отметки на орбитах поставлены с интервалом 1 неделя.

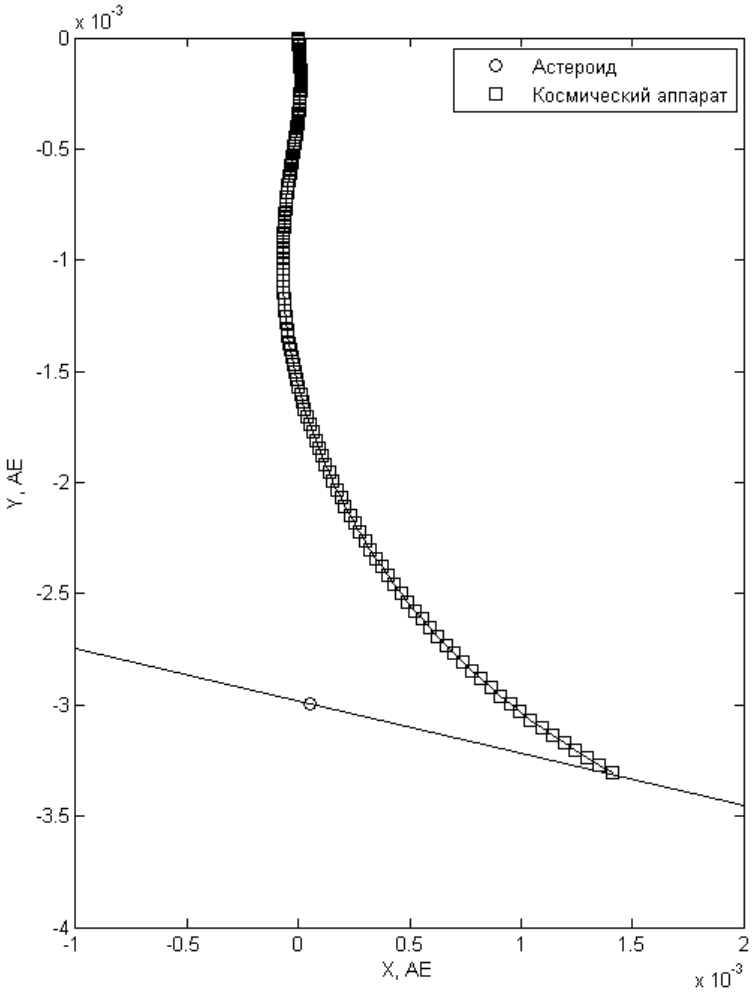


Рисунок 2.5 - Траектория перелета от Земли к астероиду 3370494 (2007 EZ25) в геоцентрической эклиптической системе координат. Отметки на орбитах поставлены с интервалом 1 неделя.

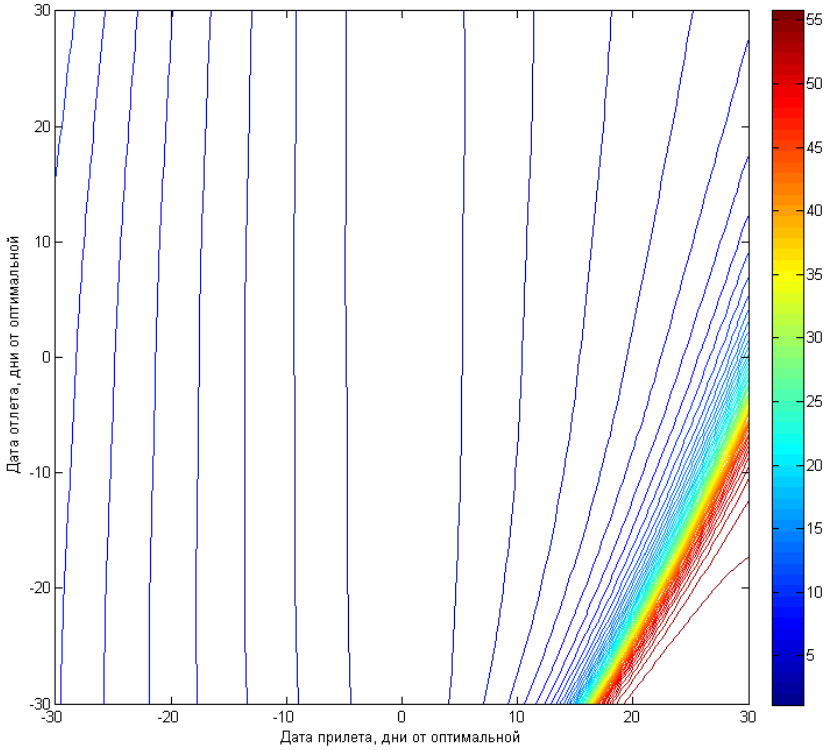


Рисунок 2.6 - График равных скоростей ΔV_d

Комментарии к рисункам **2.1**-**2.3** действительны и для этого случая.

2.5.3 Атоны

Орбиты астероидов группы Атона пересекают земную орбиту с внутренней стороны (их афелий больше перигелия Земли, 0.983 а.е., но большая полуось меньше большой полуоси орбиты Земли, 1 а.е.). Орбиты этих астероидов в целом по прежнему лежат внутри земной орбиты, но уже начинают пересекаться с ней в области перигелия Земли. Наиболее известным астероидом этого класса является астероид (2062) Атон.

Варианты перелета к астероидам группы Атона даны в таблице **П.4**

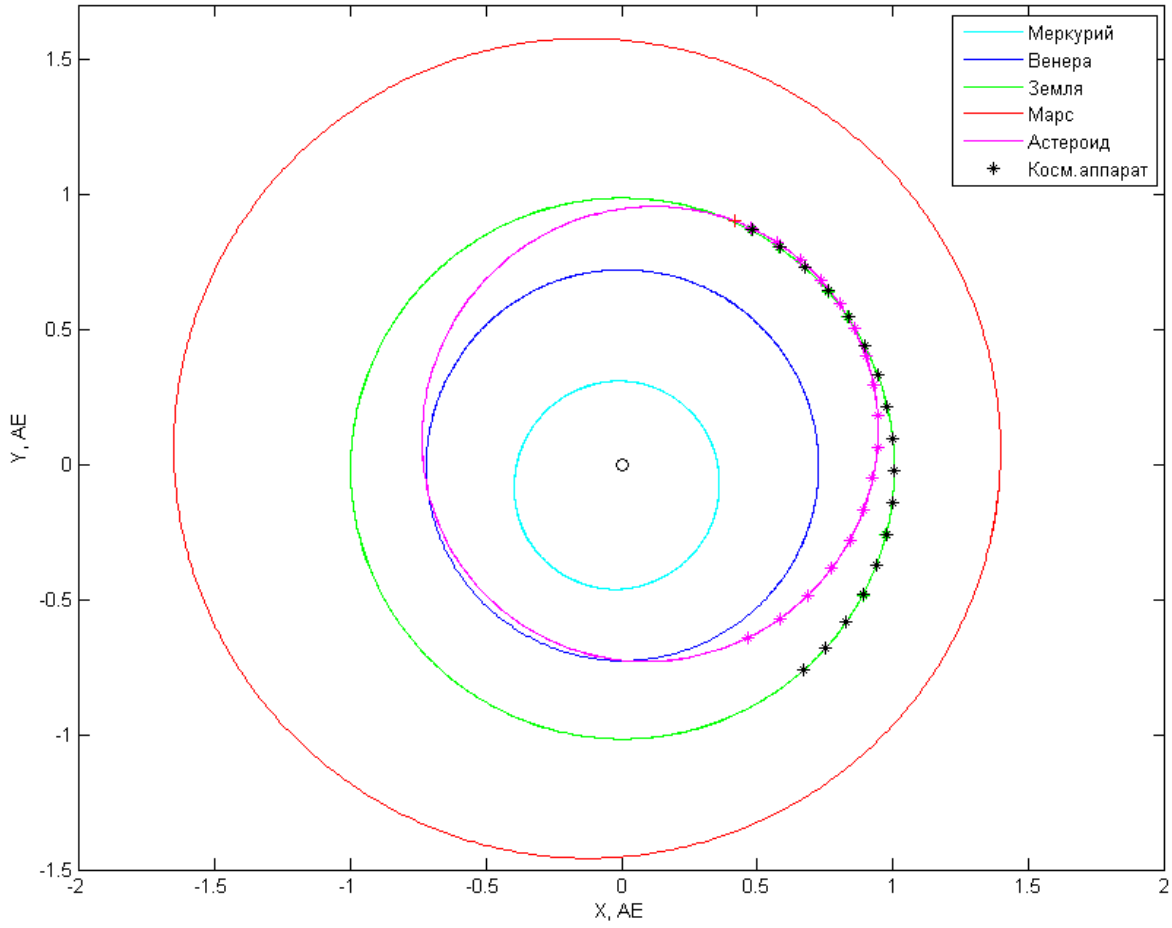


Рисунок 2.7 - Траектория перелета от Земли к астероиду 3359024 (2006 WB) со стартом 3 августа 2024 г. в гелиоцентрической эклиптической системе координат. Отметки на орбитах поставлены с интервалом 1 неделя.

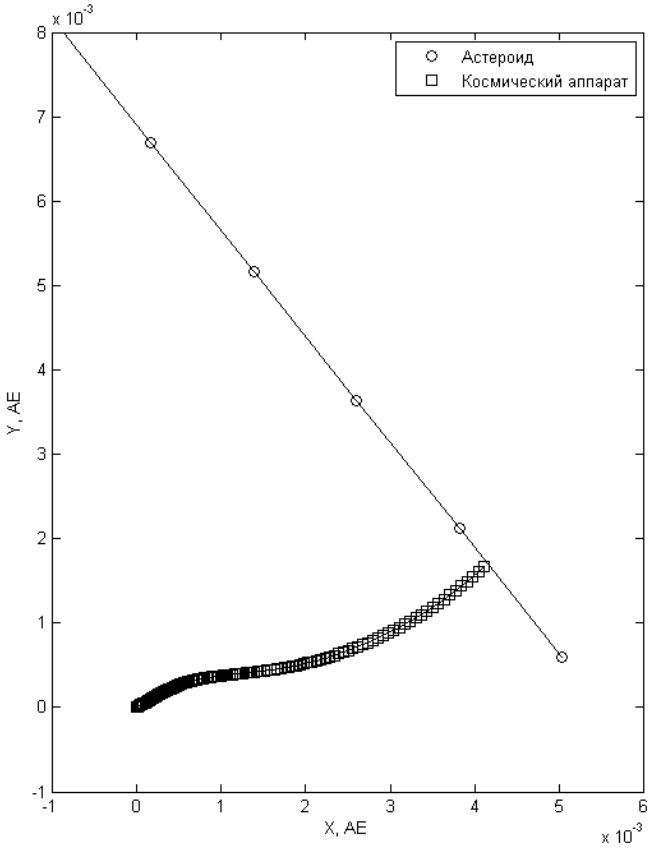


Рисунок 2.8 - Траектория перелета от Земли к астероиду 3359024 (2006 WB) со стартом 3 августа 2024 г. в гелиоцентрической эклиптической системе координат. Отметки на орбитах поставлены с интервалом 1 неделя.

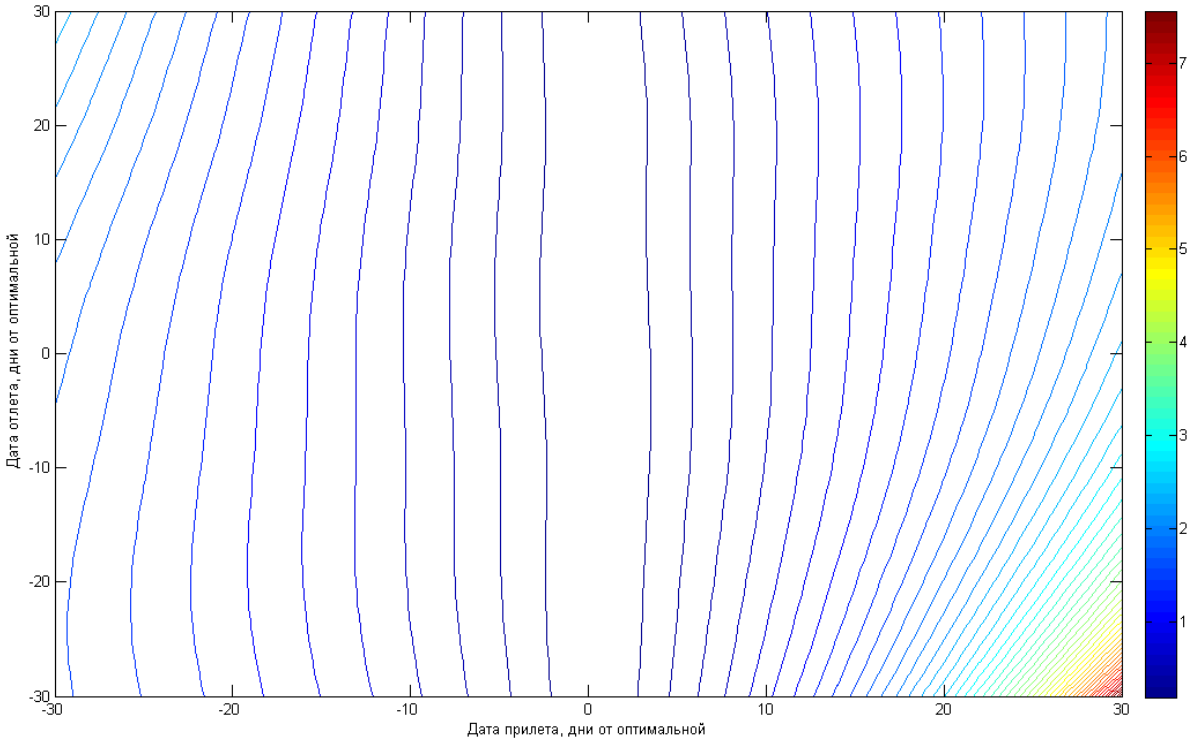


Рисунок 2.9 -. График равных скоростей ΔV_d

Комментарии к рисункам **2.1**-**2.3** действительны и для этого случая.

Выводы по главе 2

В ходе выполнения данного этапа работ был создан комплекс программных средств, позволяющий находить и оптимизировать траектории перелета от Земли к околоземным астероидам. При этом все используемое для расчетов программное обеспечение свободно распространяется, доступно в исходных кодах и поэтому может быть широко использовано как для изучения примененных алгоритмов в учебном процессе, так и для его модификации и создания студентами и сотрудниками лаборатории своих программных средств.

Полеты к околоземным астероидам могут быть использованы для отработки аппаратных и программных средств межпланетных полетов. Проведенные с использованием созданного комплекса программ расчеты показали существование большого количества возможных вариантов от Земли к околоземным астероидам на интервале 2015-2030 годов с низкими требованиями к величине импульса вывода на межпланетную траекторию. При этом для многих астероидов существуют широкие окна дат отлета, что в совокупности с большим числом доступных объектов позволяет осуществлять такие полеты практически в любое желаемое время по мере готовности к запуску космического аппарата, что выгодно отличает полеты к околоземным астероидам от полетов к большим планетам.

Список литературы по главе 2

1. “NAIF/SPICE ancillary information system”, *http://naif.jpl.nasa.gov/naif/about.html*
2. Rody P.S. Oldenhuis, “Robust solver for Lambert's orbital-boundary value problem”, *http://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/26348-robust-solver-for-lamberts-orbital-boundary-value-problem*
3. Izzo D., ESA Advanced Concepts team, *http://www.esa.int/gsp/ACT/inf/op/globopt.htm*
4. Lancaster E.R., Blanchard R.C., “A unified form of Lambert's theorem.” NASA technical note TN D-5368,1969
5. Gooding R.H., “A procedure for the solution of Lambert's orbital boundary-value problem.” Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy (ISSN 0923-2958), 48, № 2:145-165, 1990
6. “GNU Octave”, *http://www.gnu.org/software/octave/*
7. David E. Kaufmann, “Swifter - an improved solar system integration software package”, *http://www.boulder.swri.edu/swifter/*
8. Adam Harden, “Trajectory Optimization Tool”, *http://www.orbithangar.com/searchid.php?ID=5418*

3 РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ УПРАВЛЕНИЯ ОРБИТАЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ ДЛЯ ТРАЕКТОРИЙ В ОКРЕСТНОСТИ ТОЧЕК ЛИБРАЦИИ

В настоящее время все большее применение в космических исследованиях получают не единичные аппараты, а группировки, состоящие из нескольких аппаратов. В плазменных исследованиях это позволяет разрешать задачу пространственно-временной неопределенности измеряемых параметров. В астрофизических исследованиях такой подход позволяет строить телескопы с большим фокусным расстоянием, вплоть до десятков метров. В качестве примера последнего можно сослаться на проект XEUS (к настоящему времени отмененный в силу проблем с финансированием). Далее проблема исследуется на примере упомянутого проекта. Одной из ключевых проблем XEUS является поддержание заданного относительного положения аппарата, несущего зеркало телескопа и аппарата с приемником рентгеновского излучения. Как альтернатива традиционным реактивным двигателям предлагаются солнечные паруса с управляемыми отражательными характеристиками.

Ясно, что предлагаемая концепция построения сверхдлиннофокусного телескопа в космосе легко распространяется на случай, когда требуется применение аппаратов очень больших размеров.

Показано, что такие паруса площадью в несколько квадратных метров, состоящие из двух слоев: жидкокристаллической пленки и зеркально отражающей фольги, могут быть использованы для управления относительным положением аппаратов телескопа.

Для проведения исследований космические аппараты группировки должны находиться в заданных положениях относительно друг друга. Это означает, что линия наблюдений, направленная к выбранной точки на небе, должна проходить через оптические центры аппарата с приемником рентгеновского излучения Detector Spacecraft (DSC) и аппарата, несущего зеркало телескопа, Mirror Spacecraft (MSC).

Точность взаимного положения определяется сферой радиусом 1 мм. Вместо упомянутых оптических центров в нашем исследовании предлагается рассматривать центры масс космических аппаратов.

В работе изучается возможность применимости ряда устройств для поддержания требуемого относительного положения космических аппаратов с учетом расчетных возмущающих сил. Одним из таких инструментов может стать солнечный парус с управляемыми отражательными характеристиками.

3.1 Возмущающие гравитационные силы

Хорошо известен тот факт, что первоначально для проекта XEUS была предложена сравнительно низкая круговая околоземная орбита. Однако впоследствии была выбрана орбита в окрестности коллинеарной точки либрации L2 системы Солнце - Земля.

Одной из основных причин для данного решения послужил слишком высокий уровень возмущающих гравитационных сил, действующих на аппараты группировки XEUS на низкой круговой околоземной орбите. Эти силы изменяются обратно пропорционально кубу расстояния от центра Земли до космического аппарата и прямо пропорционально расстоянию между центрами масс.

Точка либрации L2 лежит на прямой Солнце - Земля, примерно на расстоянии 1.5 млн. км от Земли, располагаясь на противоположной от Солнца стороне [1]. А это означает, что гравитационные возмущения, действующие на аппарат в данной точке, практически в 10 млн. раз меньше, чем на 600 км круговой орбите.

С целью получения более точной оценки был выполнен ряд вычислений для орбиты в окрестностях точки L2 с большой амплитудой и следующими начальными оскулирующими параметрами:

большая полуось	720526.8 км
эксцентриситет	0.99
наклонение	65 градусов
долгота восходящего узла	0
аргумент перигея	0
аргумент широты	0
дата начала отсчета	22. 01.09
время начала отсчета	00 UT

Орбита около точки либрации, отвечающая заданным параметрам, представлена на рисунке **3.1** в солнечно-эклиптической системе координат с началом отсчета в центре Земли.

Это одноимпульсная орбита, то есть для выведения космического аппарата с низкой околоземной орбиты на орбиту около точки либрации необходим только один импульс скорости. В этом случае расход топлива минимален, а амплитуды орбит около точек либрации вдоль осей X и Y максимальны.

Для задач запланированного эксперимента большие амплитуды не так удобны, однако для оценки гравитационных возмущений этот вариант представляет собой предельный случай, то есть значения возмущающих сил здесь максимальны.

Математическая модель, применяемая для расчета орбиты, учитывает гравитационные силы Земли (гравитационное поле представляется в виде полиномов Лежандра, до второй степени), Солнца и Луны.

Для расчетов расстояние между центрами масс MSC и DSC принималось равным 40 м. Предполагалось также, что космические аппараты представляют собой сферы.

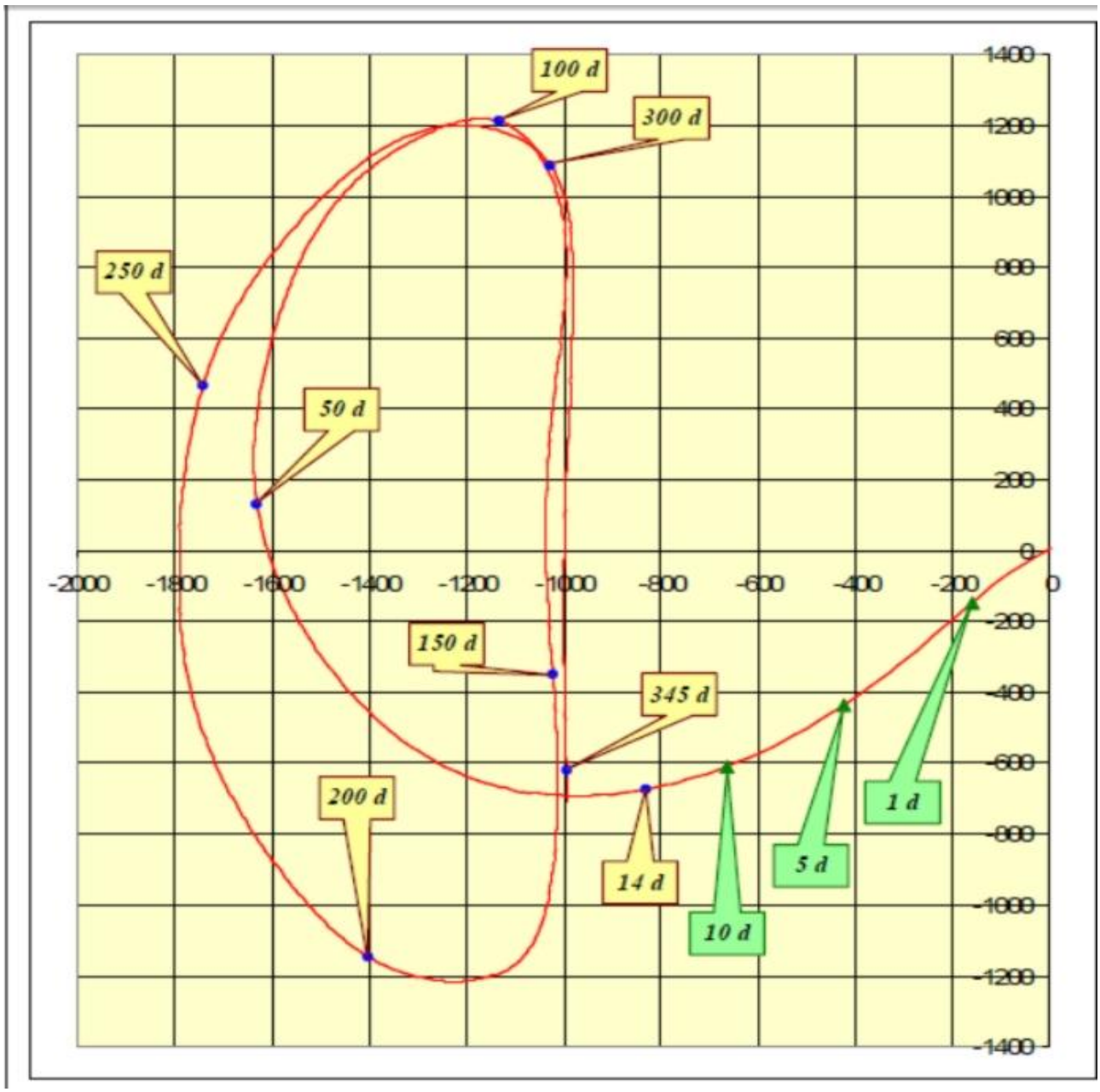


Рисунок 3.1 - Орбита космического аппарата в солнечно-эклиптической системе координат после запуска с низкой околоземной орбиты , $x10^3$ км (в прямоугольниках указаны дни с момента старта с низкой околоземной круговой орбиты)

Согласно предложенной схеме наблюдений прямая зеркало-приемник, то есть линия наблюдения Target Line (TL), проходит в непосредственной близости (примерно ±10 градусов) от плоскости ортогональной направлению на Солнце. А, следовательно, наиболее существенным для расчета гравитационных возмущений

является тот случай, когда MSC и DSC расположены вдоль осей Y и Z в солнечно-эклиптической системе координат.

Случай с осью Y представлен на рисунках **3.2** и **3.3**. На этом и других рисунках ось X горизонтальна, ось Y вертикальна, за исключением рисунка **3.8**, где ось Y горизонтальна, а ось Z вертикальна.

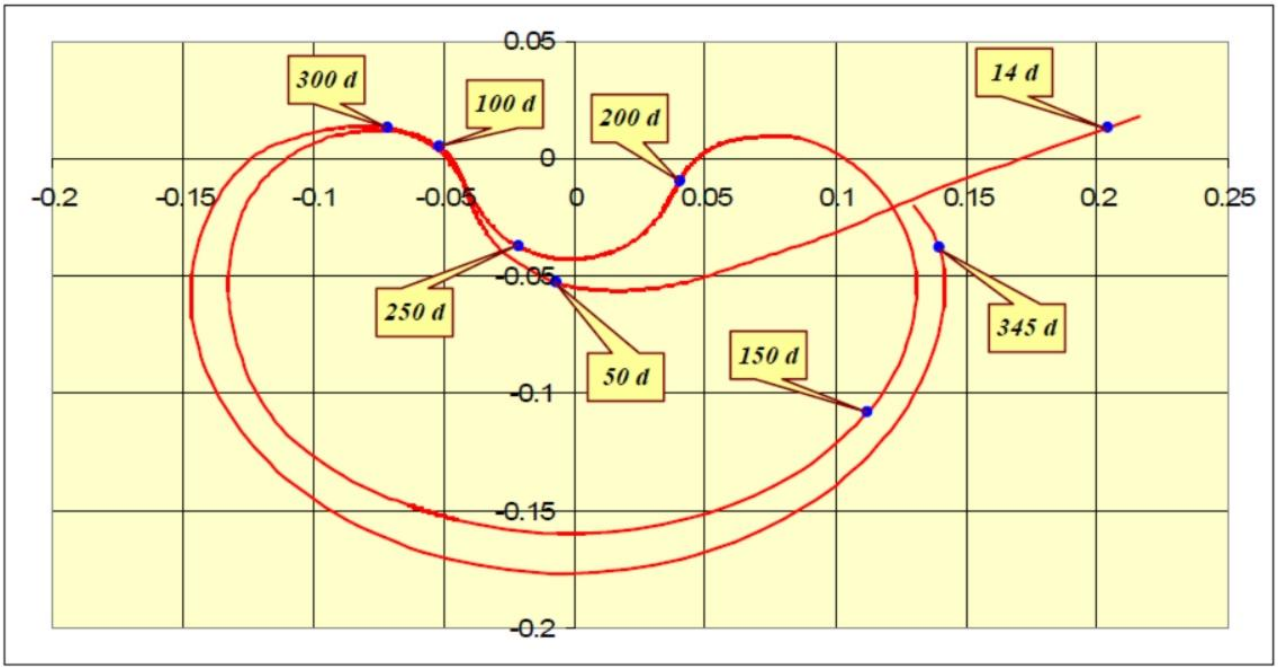


Рисунок 3.2 - Относительное ускорение свободного падения MSC и DSC в солнечно-эклиптической системе координат (x10^{-10} м/$с^2$), TL направлена вдоль вектора скорости Солнца.

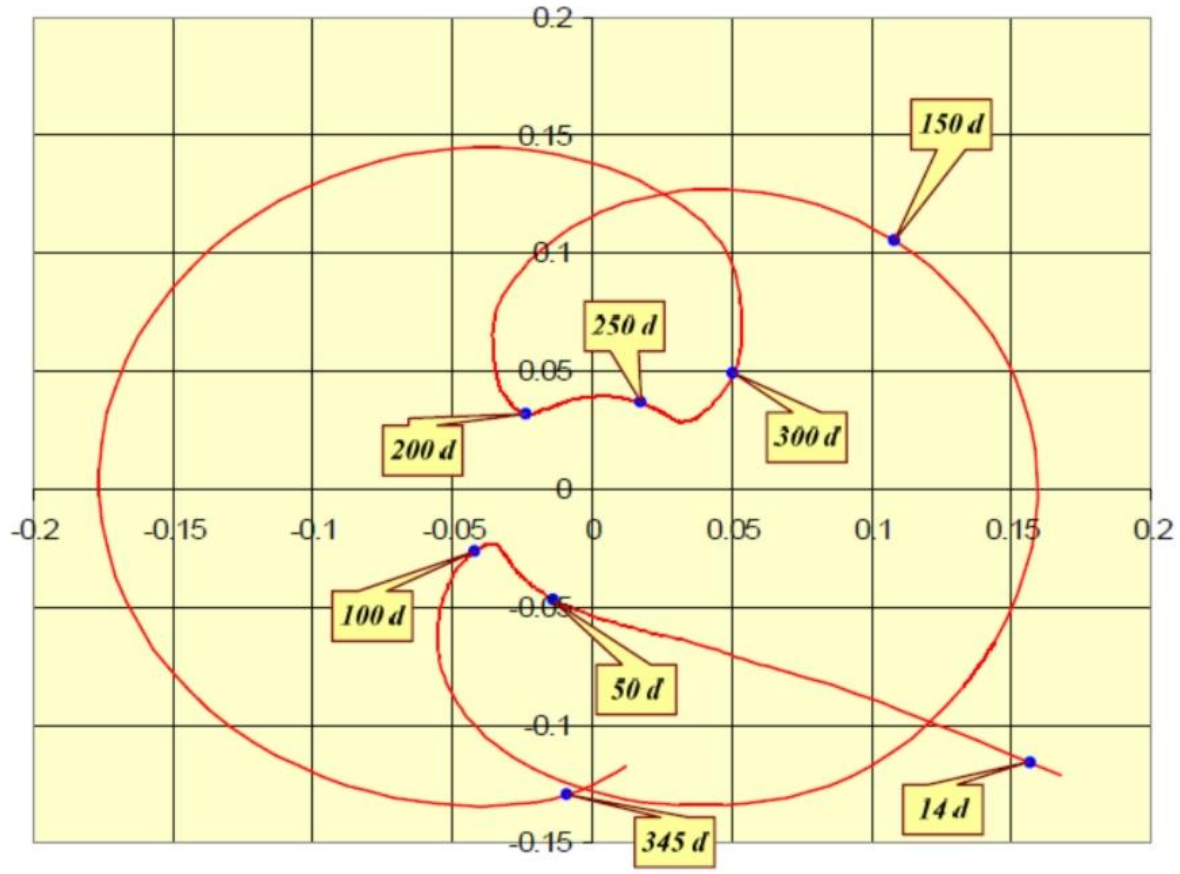


Рисунок 3.3 - Относительное ускорение свободного падения MSC и DSC в инерциальной системе координат (x10^{-10} м/с^2),
TL направлена вдоль вектора скорости Солнца

Для получения более четкого представления о действующих гравитационных возмущениях рассмотрены также следующие случаи:

- TL направлена вдоль оси X в инерциальной системе координат (рис.**3.4** в инерциальной системе координат, рис.**3.5** в солнечно-эклиптической системе координат);
- TL направлена вдоль оси Y в инерциальной системе координат (рис.**3.6** в инерциальной системе координат, рис.**3.7** в солнечно-эклиптической системе координат);
- TL направлена вдоль по направлению к северному полюсу эклиптики (рис.**3.8** в YZ, рис.**3.9** XY в солнечно-эклиптической системе координат).

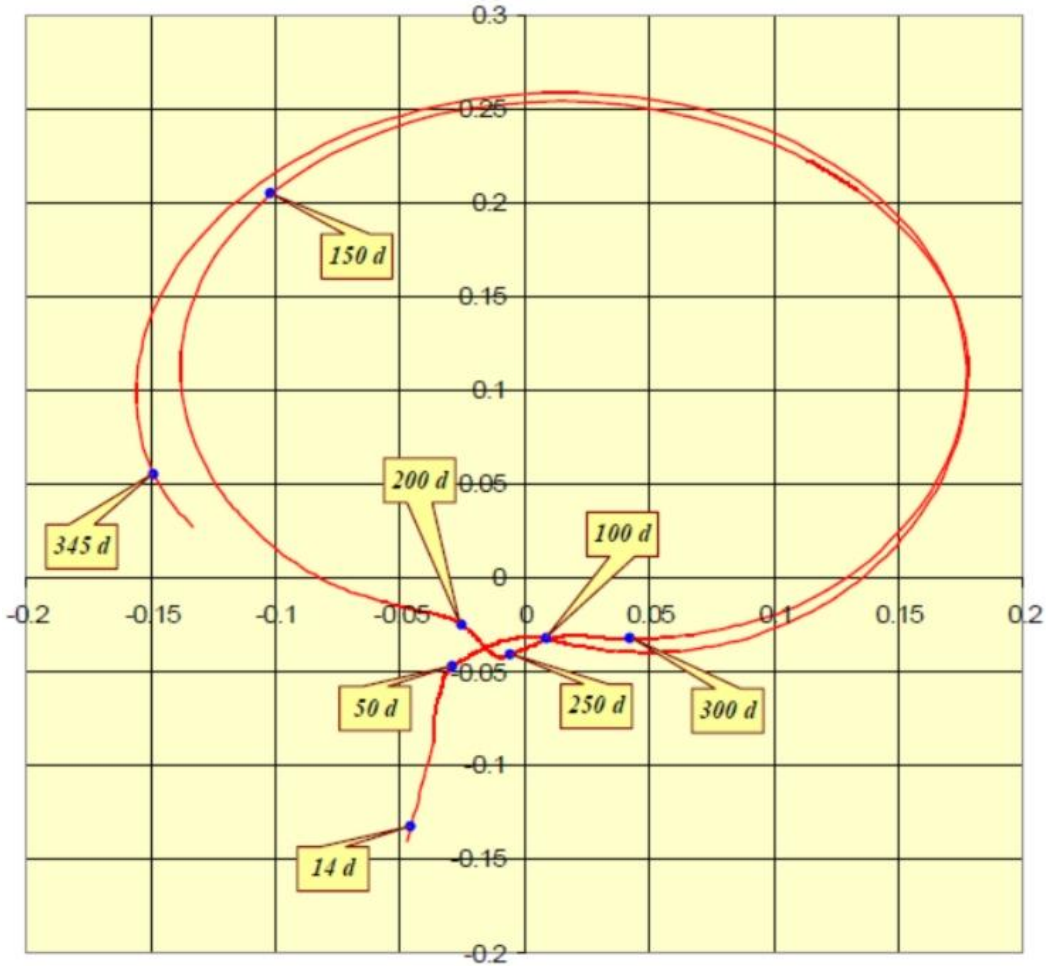


Рисунок 3.4 - Относительное ускорение свободного падения MSC и DSC в инерциальной системе координат (x10^{-10} м/с^2), TL направлена вдоль оси X в инерциальной системе координат

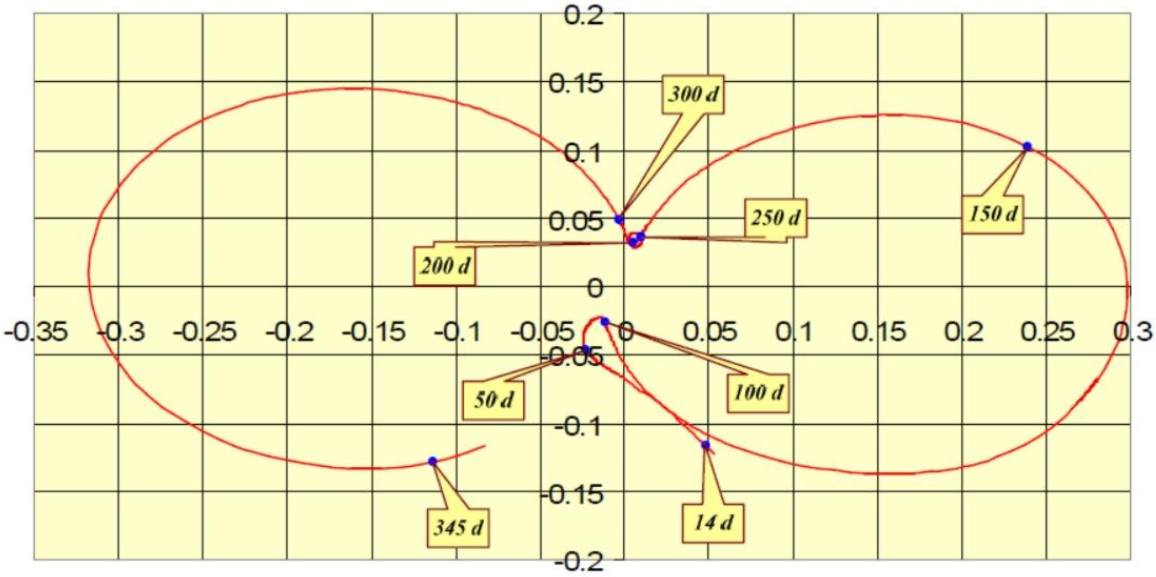


Рисунок 3.5 - Относительное ускорение свободного падения MSC и DSC в солнечно-эклиптической системе координат (x10^{-10} м/с^2), TL направлена вдоль оси X в инерциальной системе координат

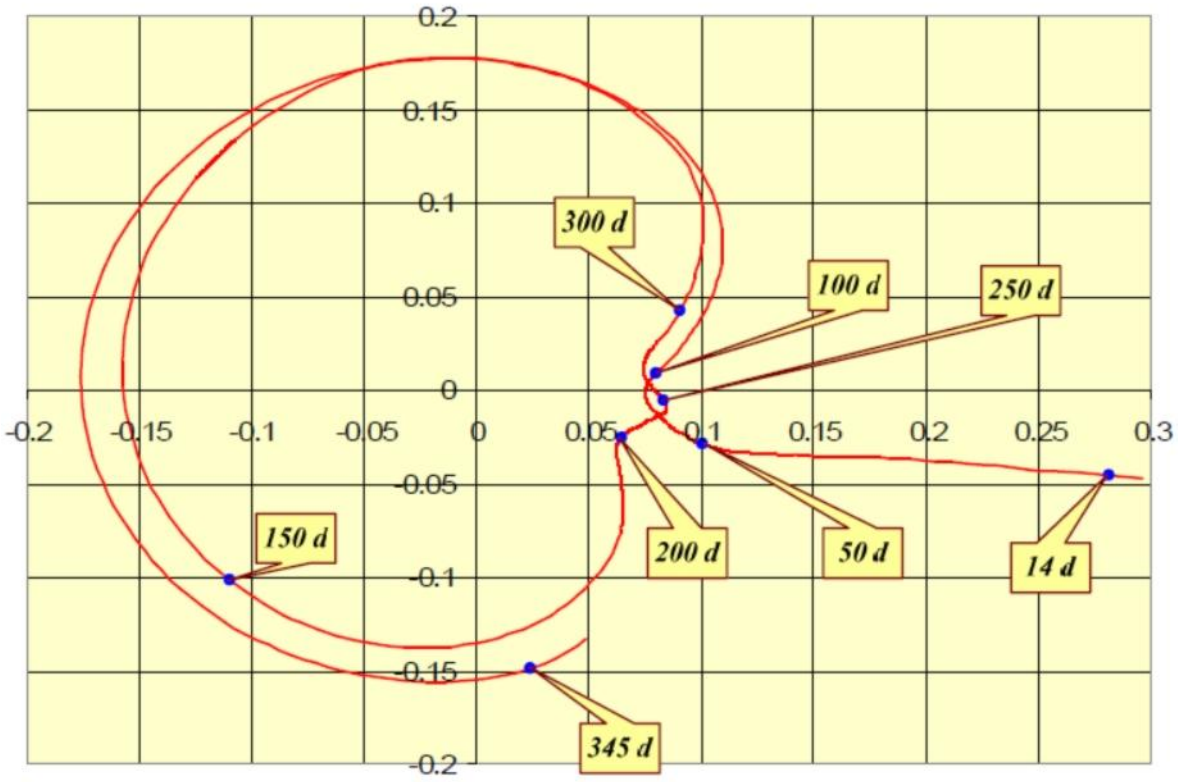


Рисунок 3.6 - Относительное ускорение свободного падения MSC и DSC в инерциальной системе координат (x10^{-10} м/с^2), TL направлена вдоль оси Y в инерциальной системе координат

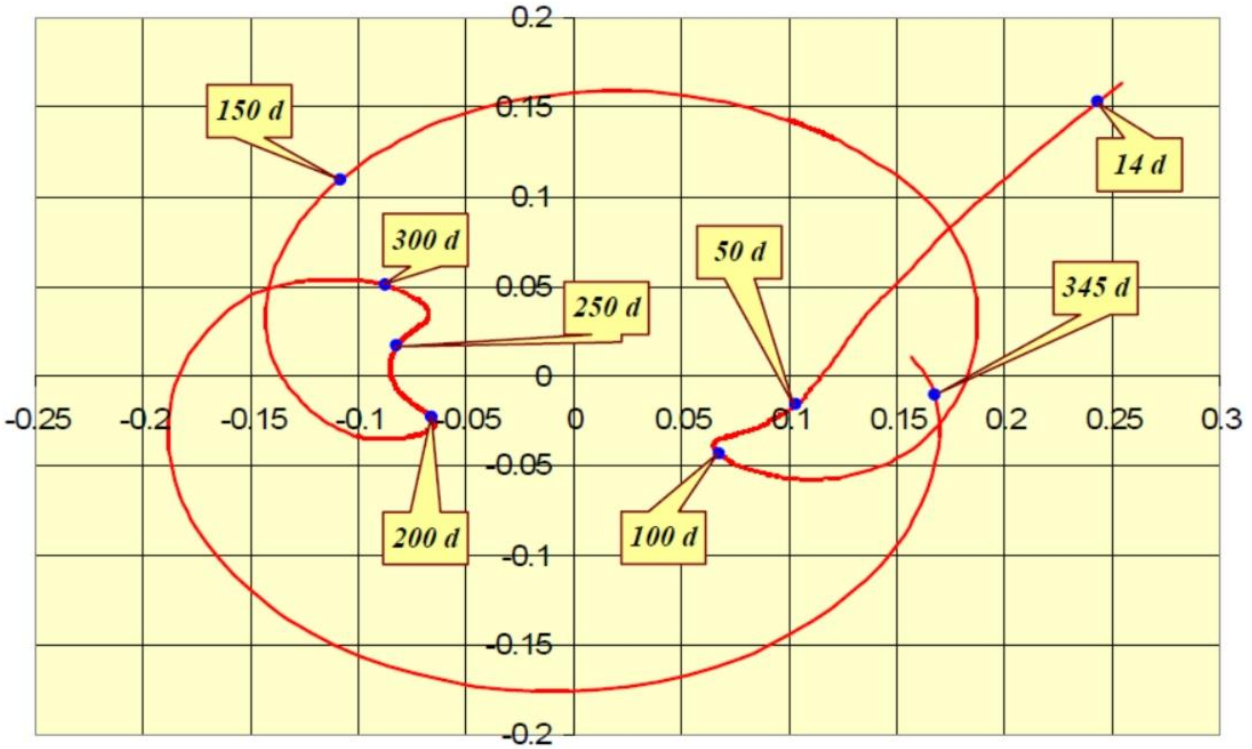


Рисунок 3.7 - Относительное ускорение свободного падения MSC и DSC в солнечно-эклиптической системе координат (x10^{-10} м/с^2), TL направлена вдоль оси Y в инерциальной системе координат

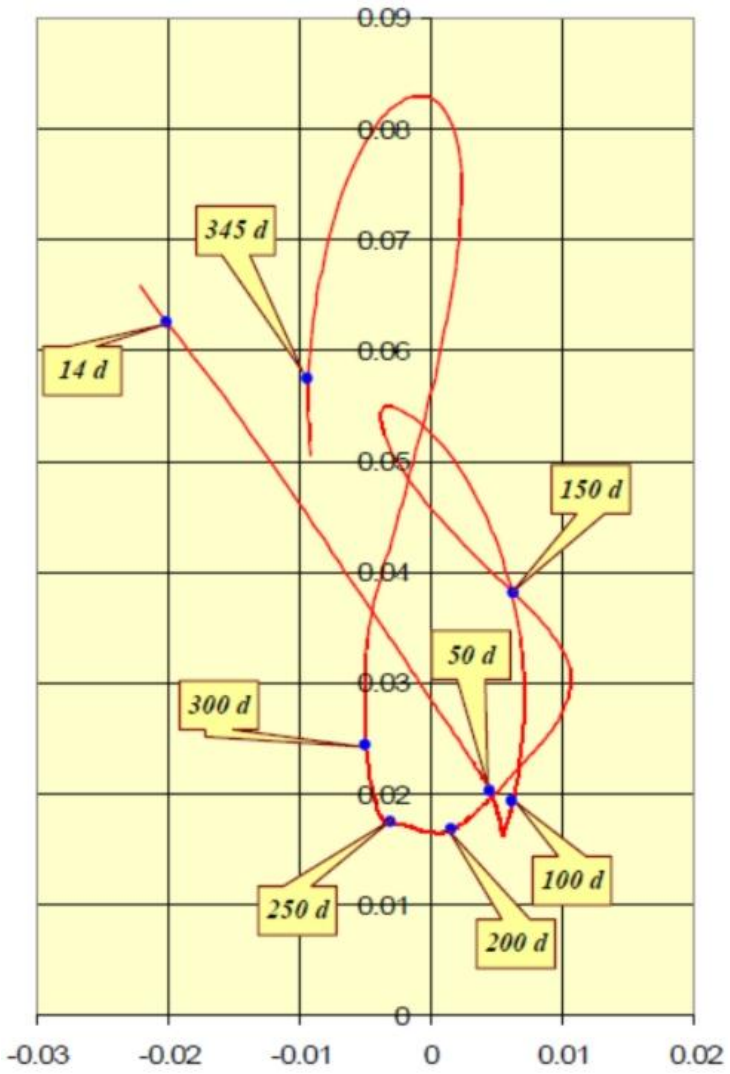


Рисунок 3.8 - Относительное ускорение свободного падения MSC и DSC в инерциальной системе координат (x10^{-10} м/с^2), TL направлена вдоль по направлению к Северному Полюсу Эклиптики

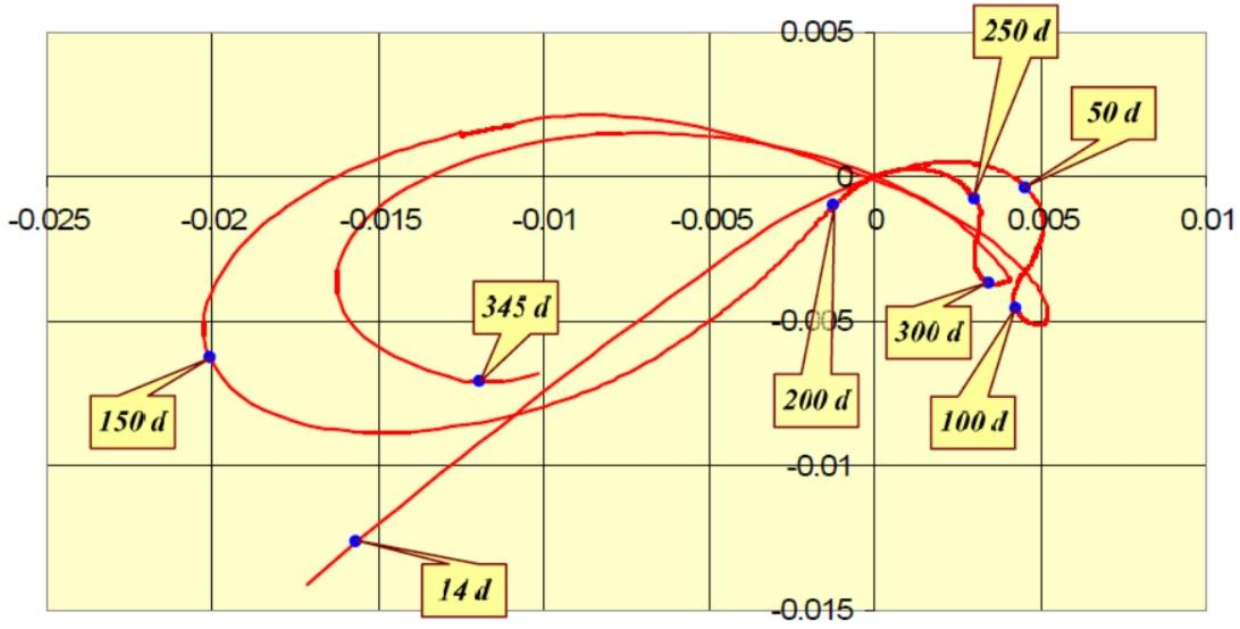


Рисунок 3.9 - Относительное ускорение свободного падения MSC и DSC в солнечно-эклиптической системе координат (x10^{-10} м/с^2), TL направлена вдоль по направлению к Северному Полюсу Эклиптики

Как видно из приведенных рисунков относительное ускорение не превышает $0.4 \cdot 10^{-10}$ м/с^2 и имеет ненулевые компоненты в направлении всех трех осей X, Y и Z. Рассчитанные значения компонентов ускорения довольно малы, но для достижения требуемой точности позиционирования линии наблюдения эти возмущения не могут быть проигнорированы. Например, за 1000с при постоянном ускорение, равном установленному ранее предельному значению $0.4 \cdot 10^{-10}$ м/с^2, космический аппарат сместится относительно расчетного положения на 2 мм.

Посредством линейной экстраполяции результаты, полученные для расстояния 40м между центрами масс космических аппаратов (рис. **3.2-3.9**), могут быть распространены на большие расстояния. В этом случае точность расчетов может считаться приемлемой при расстоянии между центрами масс космических аппаратов до нескольких сотен километров.

3.2 Негравитационное возмущение

Воздействие солнечного излучения осуществляется посредством [2]:

- отражения фотонов,
- поглощения фотонов,
- повторного излучения поглощенной энергии.

Отражение фотонов может быть зеркального типа - угол падения фотона равен углу отражения. Давление P, создаваемое солнечным излучением, в этом случае равно интенсивности излучения R, проходящего через единицу эффективной площади отражения (ортогонально направлению излучения), деленной на скорость света и умноженной на $2\cos^2\varphi$, то есть:

$$P = 2R \cdot \cos^2 \varphi / c \ ,$$

где φ - угол между нормалью к поверхности и направлением излучения. Направление давления совпадает с направлением нормали к поверхности.

В случае полного поглощения падающие фотоны производят давление $R \cdot \cos\varphi / c$ равное силе, действующей на единицу площади поверхности и направленной вдоль вектора скорости.

Если тип отражения является диффузным, то давление равно сумме двух векторов: один направлен вдоль потока излучения и равен $R \cdot \cos\varphi / c$, другой - вдоль нормали к поверхности и равен $R / 3 / c$.

Энергия, поглощаемая поверхностью, излучается обратно в пространство. Процесс повторного излучения порождает реактивные силы. Если обозначить интенсивность излучения с единицы поверхности через R_b, тогда реактивное давление (возникающее вследствие излучения) составит $R_b / 3 / c$ (пространственное распределение фотонов предполагается таким же как и в случае отражения диффузного типа).

Распределение R_b по поверхности пропорционально температуре поверхности в четвертой степени, которая в свою очередь зависит от многих факторов, таких как теплоизоляция, тип питания приборов и т. д.

Электрическая мощность солнечных батарей DSC равна примерно 2.5 кВт, а значит, эта энергия будет излучаться как тепловая приборами космического аппарата. Предположим, что тепловая энергия излучается только одной лицевой поверхностью (предельный случай), тогда реактивная сила будет равна $2.78 \cdot 10^{-6}$ Н, а ускорение возмущающей силы для 2200 кг DSC составит $1.26 \cdot 10^{-9}$ /с^2, то есть в 31.5 раз больше, чем значение возмущение от градиента гравитации.

Излучение в радиодиапазоне может также порождать реактивные возмущающие силы (помимо рассмотренного повторного теплового излучения). Для остронаправленных антенн реактивная сила может быть приблизительно оценена по формуле R_r / c, где R_r - мощность излучения. Например, если R_r =40 Вт (наиболее правдоподобная оценка для XEUS), то реактивная сила будет равна F=$0.129 \cdot 10^{-6}$ Н. Тогда ускорение 2200 кг DSC составит $0.584 \cdot 10^{-10}$ м/с^2, что в 1.5 раза больше, чем максимальное значение силы гравитационных возмущений.

Очевидно, что описанные возмущения увеличивают те, которые возникают из-за разницы в ускорениях, обусловленной отношением площади поперечного сечения к массе для DSC и MSC. Из этого следует основное требование к конструкции космических аппаратов группировки: добиться одинаковой степени облученности, порождающей ускорения, обоих космических аппаратов по крайне мере для случая расчетного взаимоположения и угловой ориентации.

Системы космического аппарата, такие как системы ориентации и управления двигательной установкой, так же как и охлаждающие устройства, являются неизбежными источниками дополнительных возмущений вследствие утечки газа сгорания. Для оценки данных ускорений необходимо провести анализ предыдущих миссий.

Условимся считать данные возмущения пренебрежительно малыми по сравнению с возмущениями, возникающими по причине солнечного излучения.

3.3 Управление группировкой XEUS посредством солнечных парусов

Пусть управление ориентацией космических аппаратов XEUS осуществляется обычным образом, то есть посредством гидразиновых ракетных двигателей малой тяги и маховиков. Периодическое включение реактивных двигателей (полный импульс раз в год для каждого из аппаратов, около 1 м/с, и корректирующие маневры 1-2 раза в месяц) обеспечивает поддержание аппаратов на орбите около точки либрации [3]. Использование подобных средств возвращает аппараты в первоначально заданные положения с известной заранее точностью.

Для целей поддержания и постепенного изменения взаимоположения космических аппаратов предлагается использовать другой инструмент [4]. Его предположительный внешний вид представлен на рисунке **3.10**, он представляет из себя три плоские поверхности, смонтированные под некоторым углом Ψ друг другу. Эти поверхности играют роль солнечных парусов и каждый из них состоит из двух слоев (см. рис. **3.11**).

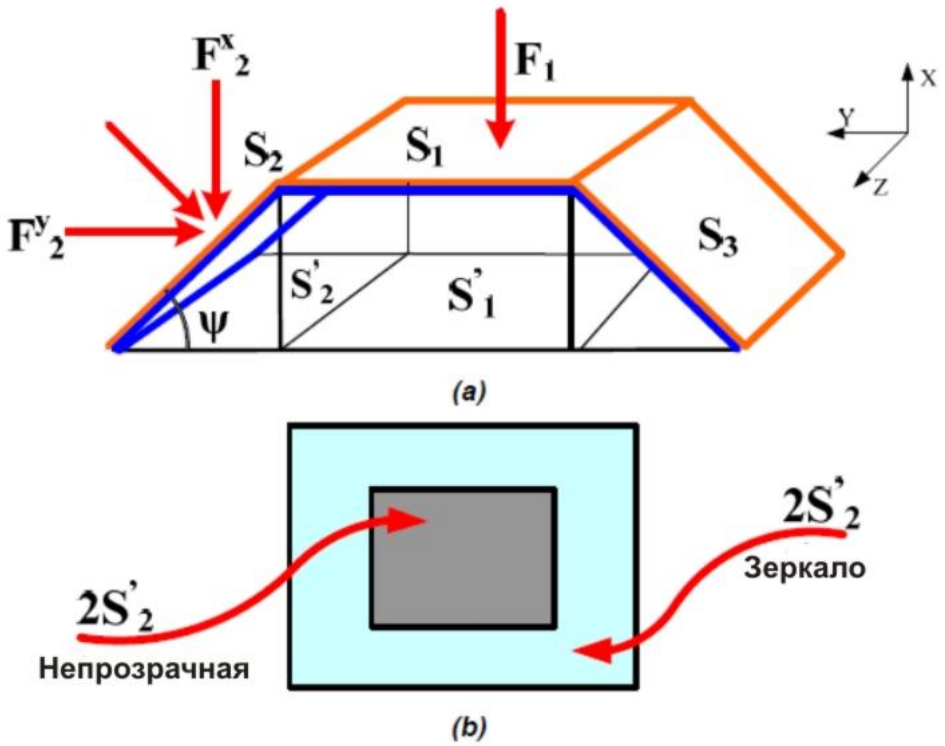


Рисунок 3.10 - Структура солнечного паруса (a) и распределение прозрачных и непрозрачных участков (b)

Первый слой представляет собой жидкокристаллическую пленку, изменяющей свою прозрачность при подаче электрического напряжения (при подаче напряжения - непрозрачна, в противном случае - прозрачна).

Второй слой (находящийся под первым, вторым от Солнца) - это зеркально отражающая фольга.

Таким образом, если подать напряжения на первый слой, он станет непрозрачным и, в идеальном случае (парус поглощает солнечное излучение) вектор результирующей силы будет направлен вдоль вектора скорости падающих фотонов ($P = R \cdot \cos\varphi / c$).

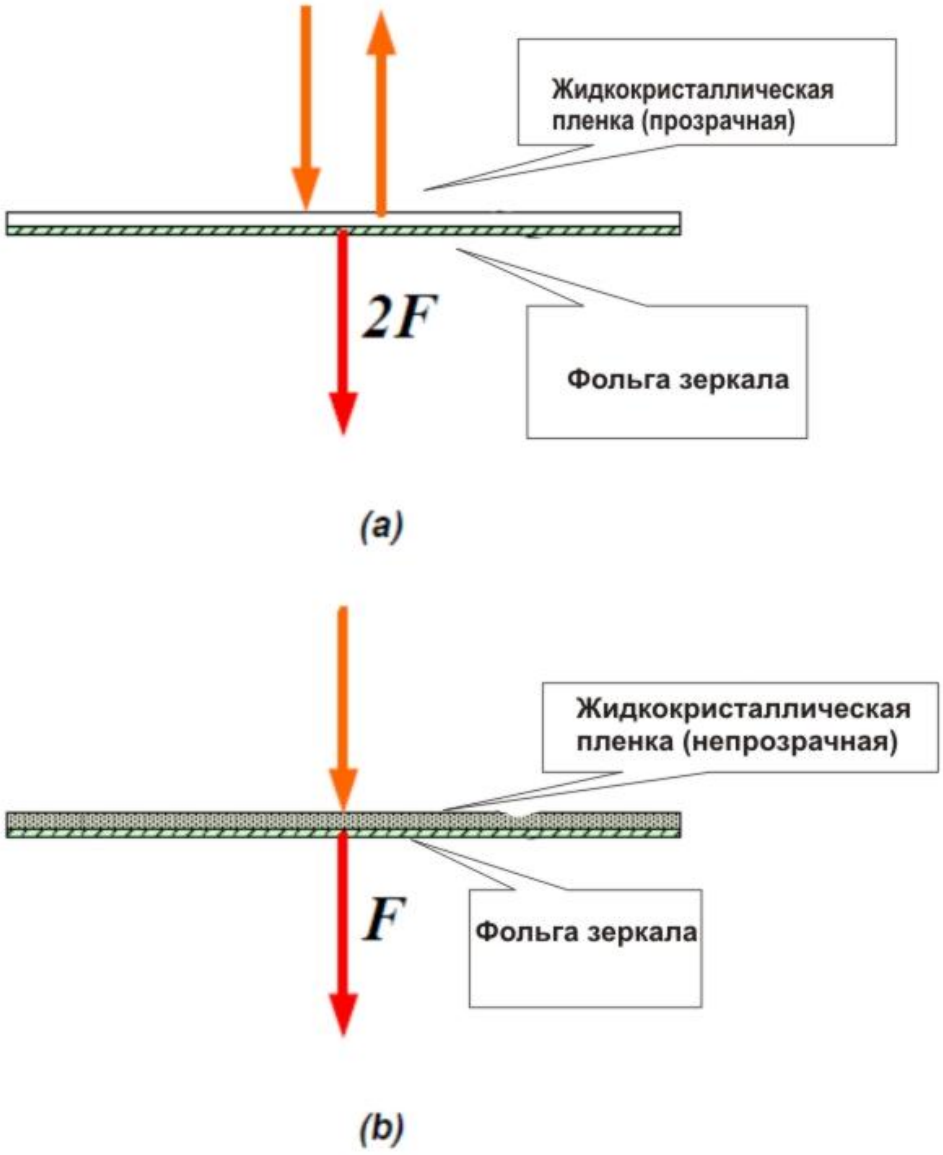


Рисунок 3.11 - Принцип функционирования солнечного паруса, для случаев прозрачной (a) и непрозрачной пленки (b)

В отсутствие напряжения (пленка прозрачна) фольга выступит в качестве отражающей поверхности и в идеальном случае вектор результирующей силы будет ортогонален поверхности паруса ($P = R \cdot \cos^2 \varphi / c$).

Для простоты будем считать, что $\Psi=45^0$. За номинальный случай (управляющие воздействия отсутствуют) примем ситуацию, когда поверхность S_1 полупрозрачна, поверхности S_2, S_3 непрозрачны.

Снятие напряжения с поверхности S_2, не повлечет за собой изменение значения проекции F_{2X}, однако проекция F_{2Y}, до этого равняющаяся нулю, станет равной

$$F_{2Y} = F_{2X} = -k \cdot S_2',$$

что приведет к возникновению ускорения вдоль оси Y.

Очевидно, что, используя такой же подход для поверхности S_3 можно изменить направления вектора ускорения на противоположное.

Если необходимо получить вектор ускорения, направленный в сторону + *X*, то достаточно изменить соотношение прозрачной и непрозрачной частей поверхности S_1, увеличив непрозрачную часть. Максимальное значение силы для случая, представленного на рисунке **3.10**, составляет $F_X = 2k \cdot S_2'$.

Другими словами подача напряжение на всю поверхность S_1 изменяет значение проекции вектора силы на ось X на $F_X = +2k \cdot S_2'$. В противоположном случае (поверхность S_1 находится под нулевым напряжением) значение проекции вектора силы на ось X изменяется на $F_X = -2k \cdot S_2'$.

Добавление большего числа наклонных поверхностей, полученных вращением S_2 и S_3 на 90 градусов вокруг оси X, позволит получить ускорение вдоль оси Z.

Для оценки необходимой площади парусов предположим, что ошибка в определении силы солнечного излучения составляет ±10%. Площадь солнечных батарей DSC для указанного электрического напряжения предполагается равной 12м^2, а площадь полного поперечного сечения, ортогонального направлению на Солнце, 15м^2. Тогда в предположение полного поглощения фотонов сила солнечного излучения (противоположна направлению на Солнце) составит $6.75 \cdot 10^{-5}$ Н. Следовательно, для компенсации силы солнечного излучения будет достаточно значения S_1=3 м^2.

Принимая во внимание необходимость выполнения медленных маневров и обеспечение некоторого запаса прочности, площадь S_1 парусов должна быть

увеличена. Так, например, для площади $6м^2$ в идеальном случае появляется возможность вращения линии наблюдения в плоскости эклиптики на 0.25 градусов в течение 3 часов с нулевой конечной скоростью.

Как было отмечено ранее, космические аппараты должны быть приведены в соответствие друг с другом с целью получения в номинальном случае равных ускорений, образующихся по причине солнечного излучения. Для этого площадь поперечного сечения MSC должна быть увеличена, так как первоначально отношение площади поперечного сечения к массе MSC в 2 раза меньше, чем для DSC (принимая во внимание солнечные паруса DSC). Добиться этого можно установкой солнечных парусов на MSC.

Если паруса изготовлены с использованием жидкокристаллической пленки, также как и для DSC, то тогда скорость маневра (изменение направления линии наблюдения) группировки автоматически возрастает. По примерным подсчетам площадь зеркальных отражающих парусов для MSC должна составить порядка $10м^2$. Используя эти паруса для маневров, возможно, добиться увеличения скорости вращения линии наблюдения в два раза.

3.4 Построение траектории движения космического аппарата в окрестности точки либрации L_2

Настоящий параграф посвящен вопросам построения траектории космического аппарата (КА) в окрестности точки либрации L_2. Известно, что в при определенных значениях параметров траектории движение КА в окрестности точки либрации происходит по так называемой гало-орбите, в результате чего аппарат может при отсутствии управления длительное время оставаться на достаточно малых расстояниях от этой точки.

В данном параграфе описывается метод построения траектории движения КА по гало-орбите для заданных значений даты и времени старта при условии, что заданы пять из шести элементов орбиты. Значение шестого элемента выбирается из условия максимизации времени пребывания КА в окрестности

точки либрации. Далее рассматривается задача линейной импульсной коррекции траектории, при помощи которой возмущенная траектория движения КА может быть приближена к номинальной. Коррекция траектории КА осуществляется путем изменения компонент вектора скорости с помощью импульсов вдоль заданного направления.

Приводятся основные теоретические сведения и результаты численных расчетов для модельных примеров.

3.4.1 Описание математической модели движения КА

Математическая модель пространственного движения составляется с учетом воздействия гравитационных полей Солнца, Земли и Луны.

Все рассматриваемые ниже векторы считаются столбцами и набраны полужирным шрифтом; длина вектора набирается той же буквой, что и сам вектор, но обычным шрифтом, как и все скалярные величины; индекс "$'$" означает транспонирование. Например, $\mathbf{r}$ – вектор-столбец, $\mathbf{r}'$ – вектор-строка, $r = |\mathbf{r}|$.

Производная от скалярной величины по вектору считается вектором-строкой. Например, $\dfrac{\partial D}{\partial \mathbf{X}_0}$ – вектор-строка.

Используемые постоянные величины:

μ_E – гравитационная постоянная Земли, μ_E =398600.435608 км^3/с^2;

μ_S – гравитационная постоянная Солнца, μ_S =132712,44002·10^6 км^3/с^2;

μ_M – гравитационная постоянная Луны, μ_M =4902,8 км^3/с^2;

C_{20} – коэффициент сжатия Земли, C_{20}=1/298,257;

R_{Eequat} – экваториальный радиус Земли, R_{Eequat}=6378,137 км;

Основные обозначения:

$\mathbf{r} = \mathbf{r}(t) = \{x, y, z\}$ – вектор координат аппарата в экваториальной геоцентрической равноденственной системе координат;

$\mathbf{v} = \mathbf{v}(t)$ – вектор координат аппарата в экваториальной геоцентрической равноденственной системе координат;

$\mathbf{r}_S = \{x_S, y_S, z_S\}$ – вектор координат Солнца в экваториальной геоцентрической равноденственной системе координат;

$\mathbf{r}_M = \{x_M, y_M, z_M\}$ – вектор координат Луны в экваториальной геоцентрической равноденственной системе координат;

$\mathbf{X}(t) = \left(\mathbf{r}(t), \mathbf{v}(t)\right)'$ – вектор-столбец координат и скоростей аппарата (вектор состояния);

$\mathbf{\Phi} = \mathbf{\Phi}(t, t_0)$ – переходная или фундаментальная матрица размера 6×6;

3.4.2 Уравнения движения аппарата

Будем далее рассматривать движение в инерциальной геоцентрической системе координат. В этой системе движение КА в гравитационном поле Солнца, Земли и Луны описывается уравнениями

$$\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v}$$

$$\dot{\mathbf{v}} = -\mu_E \frac{\mathbf{r}}{r^3} - \mu_S \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_S}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_S|^3} - \mu_M \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_M}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_M|^3} - \mu_S \frac{\mathbf{r_S}}{r_S^3} - \mu_M \frac{\mathbf{r_M}}{r_M^3} + \mathbf{F}_{Eobl},$$

где

$$\mathbf{F}_{Eobl} = -\frac{1.5}{r^5} \cdot C_{20} \cdot R_{Eequat}^3 \cdot \left(5\frac{z^2}{r^2} - 1\right) \cdot \mathbf{r} - \frac{3z}{r^5} C_{20} R_{Eequat}^3 \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}.$$

3.4.3 Уравнения движения Луны

Движение Луны с учетом воздействия Земли и Солнца описывается уравнениями

$$\dot{\mathbf{r}}_M = \mathbf{v}_M,$$

$$\dot{\mathbf{v}}_M = -(\mu_E + \mu_M)\frac{\mathbf{r}_M}{r_M^3} - \mu_S \frac{\mathbf{r_M} - \mathbf{r_S}}{|\mathbf{r_M} - \mathbf{r_S}|^3} - \mu_S \frac{\mathbf{r_S}}{r_S^3} + \mathbf{F}_{Mobl},$$

где

$$\mathbf{F}_{Mobl} = -\frac{26.33234305}{r_M^5} \cdot \left(5\frac{z_M^2}{r_M^2} - 1\right) \cdot \mathbf{r}_M - \frac{52.6646851 z_M}{r_M^5} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}.$$

3.4.4 Уравнения движения Солнца

Движение Солнца относительно Земли описывается уравнениями

$$\dot{\mathbf{r}}_S = \mathbf{v}_S,$$

$$\dot{\mathbf{v}}_S = -(\mu_E + \mu_S)\frac{\mathbf{r}_S}{r_S^3} - \mu_M \frac{\mathbf{r_S} - \mathbf{r_M}}{|\mathbf{r_S} - \mathbf{r_M}|^3} - \mu_M \frac{\mathbf{r_M}}{r_M^3}.$$

3.4.5 Уравнения в вариациях для матрицы $\mathbf{\Phi}$

Переходная матрица $\mathbf{\Phi}$ выражает в линейном приближении зависимость вектора состояния в момент времени t от вектора состояния в момент времени t_0 :

$$\mathbf{\Phi} = \mathbf{\Phi}(t, t_0) = \frac{\partial \mathbf{X}(t)}{\partial \mathbf{X}(t_0)}.$$

Матрица $\mathbf{\Phi}$ является решением матричного уравнения

$$\dot{\mathbf{\Phi}} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{I}_3 \\ \mathbf{F_r} & \mathbf{0}_{3\times3} \end{bmatrix} \mathbf{\Phi},$$

при начальном условии

$$\mathbf{\Phi}(t_0, t_0) = \mathbf{I}_6,$$

где

$$\mathbf{F_r} = \frac{\partial \dot{\mathbf{v}}}{\partial \mathbf{r}} = -\mu_E \cdot \frac{1}{r^3}\left(\mathbf{I} - \frac{3}{r^2}\cdot \mathbf{r}\cdot\mathbf{r}'\right) -$$

$$-\mu_S \cdot \frac{1}{|\mathbf{r}-\mathbf{r}_S|^3}\left(\mathbf{I} - \frac{3}{|\mathbf{r}-\mathbf{r}_S|^2}\cdot(\mathbf{r}-\mathbf{r}_S)\cdot(\mathbf{r}-\mathbf{r}_S)\right) -$$

$$-\mu_M \cdot \frac{1}{|\mathbf{r}-\mathbf{r}_M|^3}\left(\mathbf{I}\cdot - \frac{3}{|\mathbf{r}-\mathbf{r}_M|^2}\cdot(\mathbf{r}-\mathbf{r}_M)\cdot(\mathbf{r}-\mathbf{r}_M)\right) -$$

$$-1.5\cdot C_{20}\cdot R_{Eequat}^3 \cdot \left[\frac{10z}{r^7}\cdot(\mathbf{0}\ \mathbf{0}\ \mathbf{r}) + \frac{5}{r^7}\cdot\left(1-\frac{7z^2}{r^2}\right)\cdot\mathbf{r}\cdot\mathbf{r}' + \frac{1}{r^5}\left(\frac{5z^2}{r^2}-1\right)\cdot\mathbf{I}\right] -$$

$$-3\cdot C_{20}\cdot R_{Eequat}^3 \cdot \begin{bmatrix}0\\0\\1\end{bmatrix}\cdot\left\{\frac{1}{r^5}\cdot(0\ 0\ 1) - \frac{5z}{r^7}\cdot\mathbf{r}'\right\}.$$

3.4.6 Построение траектории движения КА

Построение траектории движения КА проводилось путем численного интегрирования следующей системы приведенных выше дифференциальных уравнений:

$$\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v},$$

$$\dot{\mathbf{v}} = -\mu_E \frac{\mathbf{r}}{r^3} - \mu_S \frac{\mathbf{r}-\mathbf{r}_S}{|\mathbf{r}-\mathbf{r}_S|^3} - \mu_M \frac{\mathbf{r}-\mathbf{r}_M}{|\mathbf{r}-\mathbf{r}_M|^3} - \mu_S \frac{\mathbf{r_S}}{r_S^3} - \mu_M \frac{\mathbf{r_M}}{r_M^3} + \mathbf{F}_{Eobl},$$

$$\dot{\mathbf{r}}_M = \mathbf{v}_M,$$

$$\dot{\mathbf{v}}_M = -(\mu_E + \mu_M)\frac{\mathbf{r}_M}{r_M^3} - \mu_S \frac{\mathbf{r_M}-\mathbf{r_S}}{|\mathbf{r_M}-\mathbf{r_S}|^3} - \mu_S \frac{\mathbf{r_S}}{r_S^3} + \mathbf{F}_{Mobl},$$

$$\dot{\mathbf{r}}_S = \mathbf{v}_S,$$

$$\dot{\mathbf{v}}_S = -(\mu_E + \mu_S)\frac{\mathbf{r}_S}{r_S^3} - \mu_M \frac{\mathbf{r_S} - \mathbf{r_M}}{|\mathbf{r_S} - \mathbf{r_M}|^3} - \mu_M \frac{\mathbf{r_M}}{r_M^3},$$

$$\dot{\mathbf{\Phi}} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{I}_3 \\ \mathbf{F_r} & \mathbf{0}_{3\times3} \end{bmatrix} \mathbf{\Phi}$$

при начальных условиях, определяемых по начальным значениям элементов орбиты. Величины $\mathbf{F}_{Eobl}$, $\mathbf{F}_{Mobl}$, $\mathbf{F_r}$, стоящие в правых частях, вычислялись по формулам, приведенным выше.

Рассмотрим следующий состав элементов орбиты, полностью ее определяющий:

a - величина большой полуоси,

e - эксцентриситет,

i - наклонение орбиты,

Ω - долгота восходящего узла,

ω - аргумент перицентра,

u - аргумент широты.

Для такого набора элементов орбиты вычисление начального положения КА происходило по следующим формулам:

$$x = r(\cos\Omega \cdot \cos u - \sin\Omega \sin u \cos i),$$

$$y = r(\sin\Omega \cdot \cos u + \cos\Omega \sin u \cos i),$$

$$z = r \sin u \sin i,$$

$$v_x = v_r(\cos\Omega \cdot \cos u - \sin\Omega \sin u \cos i) - v_u(\cos\Omega \sin u + \sin\Omega \cos u \cos i),$$

$$v_y = v_r(\sin\Omega \cdot \cos u + \cos\Omega \sin u \cos i) - v_u(\sin\Omega \sin u - \cos\Omega \cos u \cos i),$$

$$v_z = v_r \sin u \sin i + v_u \cos u \sin i,$$

где $r = \dfrac{p}{1 + e\cos\vartheta}$ - радиус-вектор КА в геоцентрической системе координат, $v_r = \sqrt{\dfrac{\mu}{p}} e \sin\vartheta$ и $v_u = \dfrac{\sqrt{\mu p}}{r}$ - проекции вектора скорости соответственно на

радиус-вектор и нормаль к нему, $p = a(1-e^2)$ - фокальный параметр, $\vartheta = u - \omega$ - истинная аномалия.

3.5 Построение гало-орбиты в окрестности точки либрации L_2

Построение гало-орбиты в окрестности точки либрации L_2 для заданных даты и времени старта осуществляется по известным значениям каких-либо пяти из шести элементов орбиты КА. Подбор значения шестого элемента проводится из условия максимизации времени движения КА внутри сферы заданного радиуса с центром в точке L_2. Этот способ позволяет для выбранных даты и времени старта осуществить построение траектории движения КА по гало-орбите в окрестности точки L_2 на достаточно большой срок (около двух лет).

Более подробно процедура построения движения по гало-орбите описывается следующим образом:

1. Определяются дата и время старта. В качестве примера рассмотрим построение траектории для даты 22.01.2014 и времени старта 00 часов, 00 минут, 00 секунд. Пусть заданы следующие значения элементов орбиты:

e=0.99, i=51,50°, Ω=0°, ω=10°, u=10°.

Значение шестого элемента орбиты – величины большой полуоси a – требуется подобрать так, чтобы КА максимальное время оставался в окрестности точки либрации L_2.

2. Задается некоторый интервал начальных значений величины большой полуоси. Например, a_1=500000 км, a_2=900000 км.

3. Рассчитывается вектор состояния аппарата $\mathbf{X}(t)$ в инерциальной геоцентрической системе координат на момент старта.

4. Рассчитывается траектория движения КА на некоторый заданный период времени путем интегрирования системы дифференциальных уравнений, приведенной в п.3.4.

5. Для различных значений a в интервале от a_1 до a_2 определяется время пребывания аппарата в окрестности точки либрации L_2 (в качестве такой окрестности, например, может быть выбрана сфера радиуса 1.5млн.км). и анализируется зависимость времени первого выхода траектории из этой окрестности от величины большой полуоси. График такой зависимости для рассматриваемого примера приведен на рисунке **3.12.**

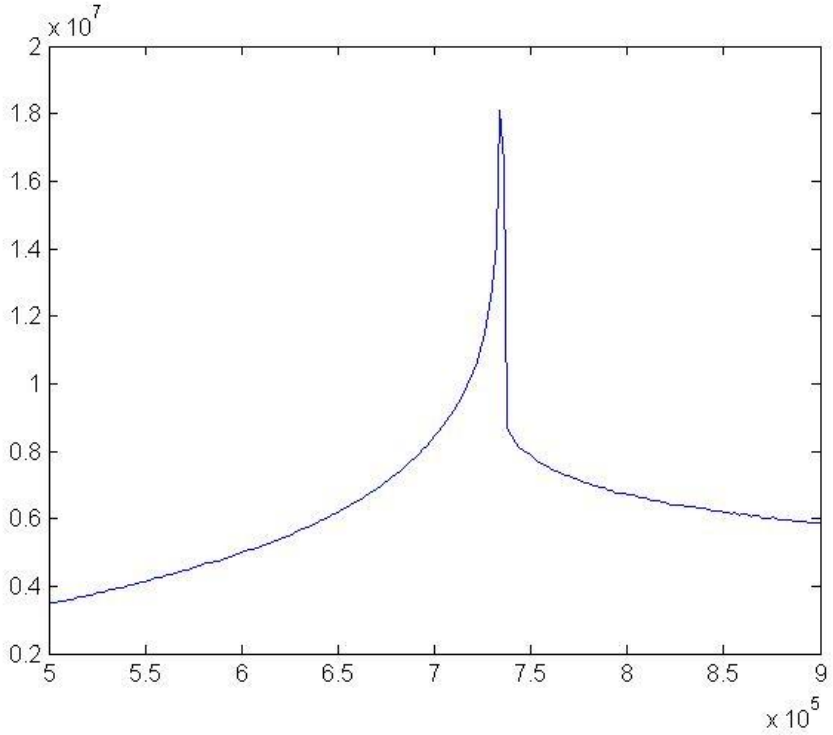


Рисунок 3.12 - Пример зависимости времени пребывания в окрестности точки либрации от величины большой полуоси

Видно, что кривая на рисунке **3.12** имеет резкий пик, соответствующий максимальному времени пребывания аппарата на орбите в окрестности точки либрации. Соответствующее экстремальное значение a может быть найдено численной процедурой. В рассматриваемом примере значение большой полуоси, соответствующее максимуму времени, составило a=733180,135728 км.

При таком значении шестого элемента орбиты траектория аппарата в солнечно-эклиптической геоцентрической системе координат имеет вид, показанный на рисунке **3.13** (траектория была рассчитана на период 796 суток с момента старта).

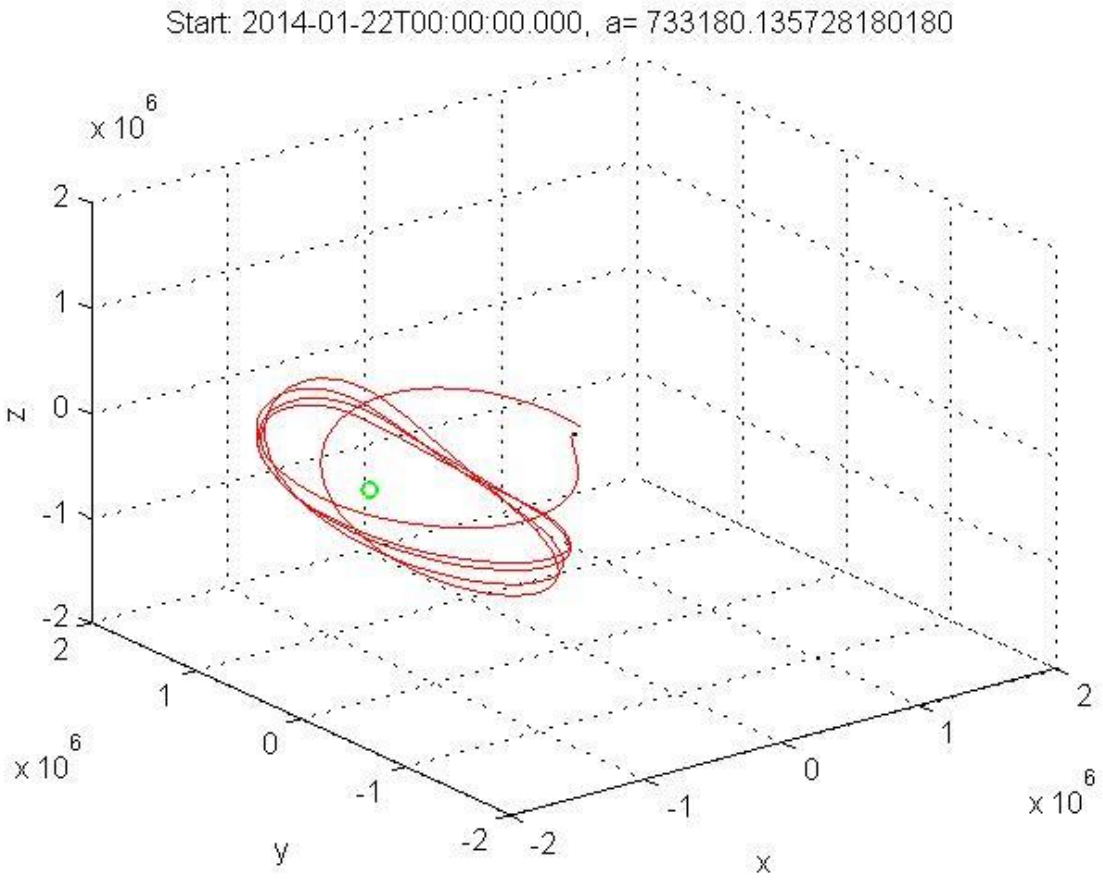


Рисунок 3.13 - Номинальная траектория в солнечно-эклиптической системе координат

На рисунке **3.14** показаны рассчитанные по описанной выше процедуре аналогичные траектории для некоторых других дат старта.

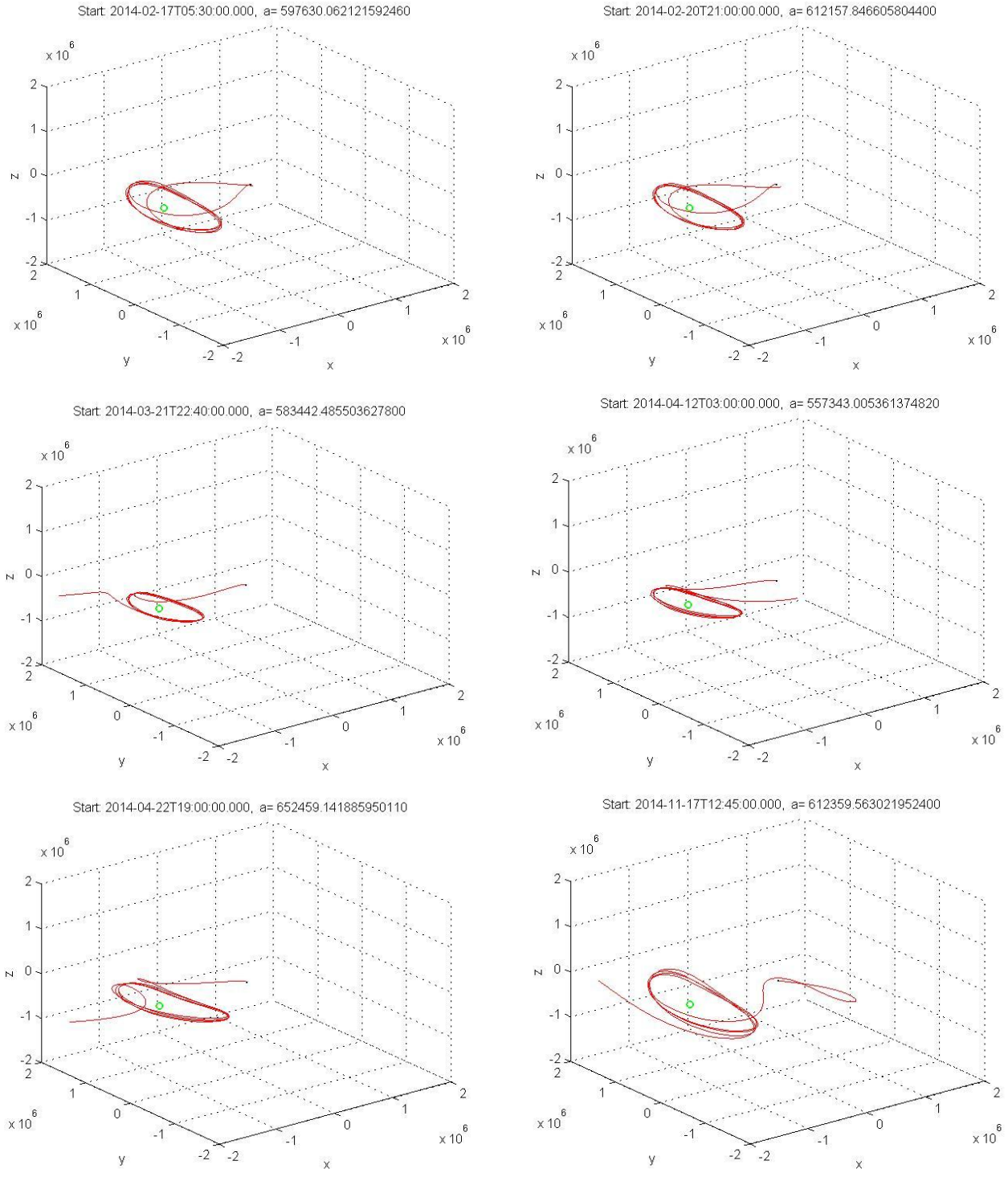


Рисунок 3.14 - Примеры номинальных траекторий КА для различных дат старта

3.6 Коррекция траектории КА

Рассчитанные в п. 3.5 траектории движения по гало-орбите построены без учета влияния возмущений и ошибок, поэтому эти траектории могут рассматриваться в качестве номинальных. На практике, в силу возмущающих воздействий и различных ошибок, движение КА будет происходить по траектории, отличной от номинальной, что неизбежно приведет к более раннему уходу аппарата с гало-орбиты. В связи с этим возникает задача коррекции возмущенной траектории КА с целью приближения ее к номинальной траектории. Рассмотрим эту задачу более подробно.

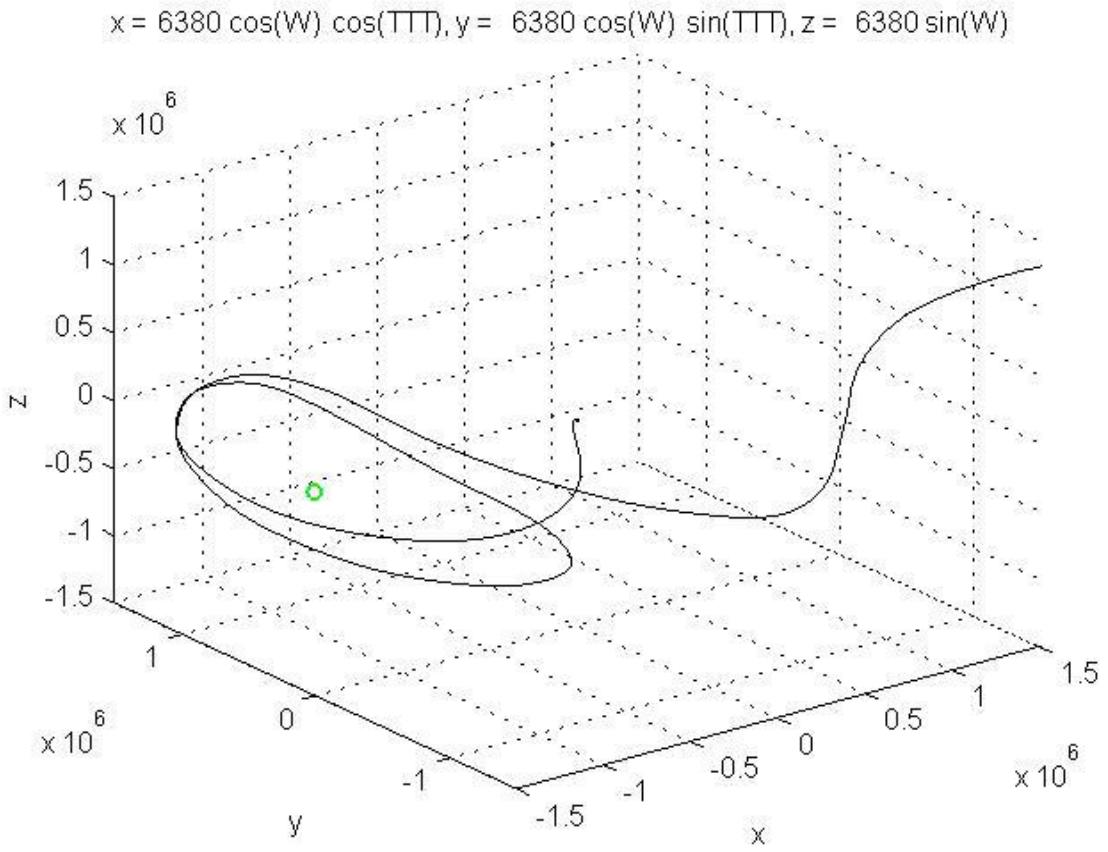


Рисунок 3.15 - Траектория КА, построенная по результатам измерений

Пусть в результате интегрирования системы уравнений из п.3.4 и подбора параметров согласно процедуре, описанной в п.3.5, построена номинальная траектория движения КА от некоторого начального момента времени t_0 до

конечного T. Пусть по результатам измерений в некоторый момент времени t_1 положение КА в пространстве оказалось отличным от расчетного значения. Тогда дальнейшее движение КА будет происходить по возмущенной траектории, отличной от номинальной (пример такой траектории, построенной с учетом возмущений, приведен на рисунке **3.15**). Опишем способ коррекции траектории КА с целью уменьшения влияния возмущений и увеличения времени пребывания аппарата на гало-орбите.

Обозначим через $\mathbf{X}_{\text{nom}}(t) = \left(\mathbf{r}_{\text{nom}}(t), \mathbf{v}_{\text{nom}}(t)\right)'$ вектор состояния КА в произвольный момент времени t при движении по номинальной траектории, через $\mathbf{X}(t) = \left(\mathbf{r}(t), \mathbf{v}(t)\right)'$ - вектор состояния, соответствующий движению по возмущенной траектории, построенной по результатам измерений. Рассмотрим скалярную величину

$$b = \| \mathbf{r}(T) - \mathbf{r}_{\text{nom}}(T) \|$$

«величину промаха» относительно номинальной траектории в конечный момент рассматриваемого интервала времени. Тогда цель коррекции состоит в том, чтобы величина b оказалась минимальной.

Будем рассматривать случай, когда коррекция может проводиться с помощью импульсов в направлении на Солнце. В результате каждого такого импульса вектор скорости аппарата мгновенно изменяется на величину $\mathbf{w}(t)$, которую будем называть *корректирующим вектором* или просто *импульсом* в момент времени t. Будем считать, что ошибки исполнения импульсов отсутствуют, т.е. коррекция является идеальной.

Будем также полагать, что коррекция является линейной, т.е. под влиянием импульса $\mathbf{w}(t)$ вектор состояния КА $\mathbf{X}(t)$ изменяется на величину $\mathbf{U}(t)\mathbf{w}(t)$, где $\mathbf{U}(t)$ - матрица, характеризующая влияние импульса $\mathbf{w}(t)$ на вектор состояния. Эту матрицу будем называть *матрицей влияния*.

В результате одного или нескольких коррекционных импульсов вектор состояния должен измениться на величину, равную величине промаха, т.е. цель коррекции можно записать в виде равенства

$$\sum \mathbf{U}(t)\mathbf{w}(t) = b.$$

Обозначим через $p(\mathbf{w}) = p(\mathbf{w}(t))$ затраты на проведение коррекции в момент времени t. Тогда можно сформулировать задачу нахождения плана коррекции, минимизирующего величину суммарных затрат:

$$\sum p(\mathbf{w}(t)) \to \min : \quad \sum \mathbf{U}(t)\mathbf{w}(t) = b.$$

При ориентации двигателя на Солнце затраты на коррекцию пропорциональны величине импульса, т.е. можно принять $p(\mathbf{w}) = |\mathbf{w}(t)|$. Представим вектор $\mathbf{w}(t)$ в виде

$$\mathbf{w}(t) = w(t) \cdot \boldsymbol{\gamma}(t),$$

где $w(t) = |\mathbf{w}(t)|$ - величина импульса, $\boldsymbol{\gamma}(t)$ - единичный вектор, определяющий направление импульса. Тогда в инерциальной геоцентрической системе координат вектор $\boldsymbol{\gamma}(t)$ вычисляется по формуле

$$\boldsymbol{\gamma}(t) = \frac{\mathbf{r}_S - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_S - \mathbf{r}|}.$$

Вводя обозначение $H(t) = \mathbf{U}(t)\boldsymbol{\gamma}(t)$, перепишем задачу коррекции в виде

$$\sum |w(t)| \to \min : \quad \sum H(t)w(t) = b.$$

Решение последней задачи легко находится аналитически:

$$w^* = \min_t \left\{ \left| \frac{b}{H(t)} \right| \right\}.$$

В частности, в случае, когда импульсы могут производиться в заданные дискретные моменты времени, оптимальное решение и соответствующий ему момент времени могут быть найдены простым перебором.

Видно, что для решения задачи коррекции в данной постановке на интервале $[t_0, T]$ необходимо проведение на этом интервале одного корректирующего импульса.

На практике процесс коррекции траектории может быть осуществлен следующим образом. По результатам измерений определяется положение КА в некоторый момент времени t_0 и рассчитывается траектория его дальнейшего движения на интервале $[t_0, T]$. Определяется момент времени t_1, в который отклонение построенной траектории от номинальной становится больше некоторого наперед заданного максимально допустимого значения. Для момента времени t_1 рассчитывается величина промаха b, на интервале времени $[t_0, t_1]$ решается задача коррекции, определяются оптимальные значения величины и момента приложения корректирующего импульса. Затем траектория КА перестраивается с учетом произведенного корректирующего импульса и заново рассчитывается на период до момента времени T. Если в какой-то момент времени $t_2 < T$ отклонение траектории КА от номинальной траектории снова оказывается больше максимально допустимого значения, то коррекция траектории КА повторяется на интервале $[t_1, t_2]$.

В данной работе при расчете возмущенного движения выбирался момент времени t_0, для которого движение КА по номинальной траектории проходило в окрестности точки либрации L_2. В этот момент времени к вектору состояния $\mathbf{X}_{nom}(t_0)$ прибавлялось случайное возмущение, компоненты которого имели нулевое математическое ожидание и заданную дисперсию ($\sigma_r = 1$км, $\sigma_v = 3$смм/), после этого рассчитывалась траектория возмущенного движения на интервале $[t_0, T]$.

На рисунке **3.16** показана траектория, полученная после проведения серии сеансов коррекции. Траектория построена на период 790 дней с момента старта, коррекция проводилась в общей сложности в течение 750 дней. Для удержания КА на гало-орбите в течение этого периода времени потребовалось проведение 13 корректирующих импульсов суммарной величиной 5.5см/с при условии, что

минимальный интервал между проведением двух соседних импульсов составлял не менее 30 дней. Моменты приложения импульсов отмечены на рисунке кружками.

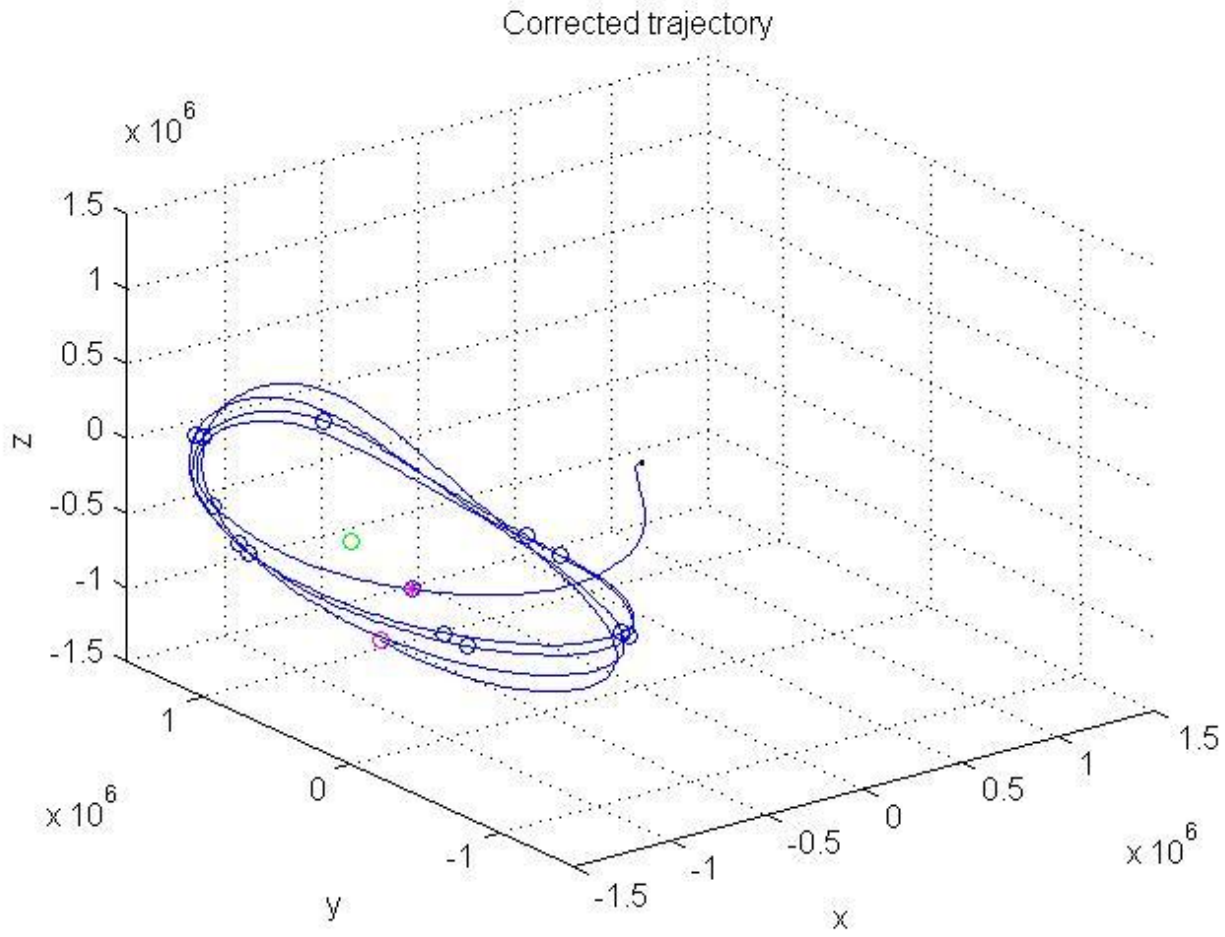


Рисунок 3.16 - Траектория КА после проведения коррекции. Кружками отмечены точки, в которых проводились корректирующие импульсы

Распределение величин импульсов (в см/с) в течение периода коррекции выглядит следующим образом (положительный знак соответствует случаю, когда импульс направлен в направлении Солнца, отрицательный – в противоположном направлении):

t = 40.65 дней, *w*= -0.34

t = 72.07 дней, *w* = -0.07

t = 163.04 дней, *w* = -0.65

t = 194.25 дней, w = -0.41

t = 224.96 дней, w = -0.16

t = 255.74 дней, w = -0.17

t = 286.42 дней, w = -0.23

t = 317.27 дней, w = -0.29

t = 348.24 дней, w = -0.80

t = 379.34 дней, w = -2.00.

t = 409.94 дней, w = -0.31

t = 440.79 дней, w = -0.02

t = 471.61 дней, w = 0.04

В таблице **3.1** приводятся результаты вычислений оптимальных значений большой полуоси a и суммарной величины корректирующих импульсов для различных других значений даты и времени старта.

Таблица 3.1 - Оптимальные значения большой полуоси a и суммарной величины корректирующих импульсов

Дата и время старта	Величина большой полуоси a, км	Продолжительность пребывания в окрестности L_2, сут.	Число импульсов	Суммарная величина импульсов, см/с	Продолжительность сеанса коррекции, сут.
22.01.2014 00:00	733180.136	790	13	5.5	750
17.02.2014 05:30	597630.062	829	16	7.1	742
20.02.2014 21:00	612157.847	830	12	7.1	741
21.03.2014 22:40	583442.485	833	13	10.8	613
12.04.2014 03:00	557343.005	842	13	8.8	639
22.04.2014 19:00	652459.142	877	6	2.3	585
17.11.2014 12:45	612359.563	896	7	2.6	691

Выводы по главе 3

Возмущения, вызываемые градиентом силы тяжести, сравнительно малы, однако не могут быть проигнорированы во время оперативного управления положением аппаратов группировки относительно друг друга.

Возмущения, вызываемые влиянием солнечного излучения, включая реактивные силы, порождаемые излучением самого космического аппарата, могут быть, по крайней мере, в 30 раз выше, чем градиент ускорения свободного падения в том случае, если не будут приняты специальные меры. Даже силы, возникающие по причине передачи телеметрии остронаправленной антенной, могут быть сравнимы с гравитационными возмущениями.

Солнечные паруса с управляемой отражательной способностью применимы для поддержания требуемого взаимоположения космических аппаратов группировки, двигающейся вблизи коллинеарной точки либрации L2 системы Солнце - Земля. Эти паруса наиболее эффективны, если установлены на обоих космических аппаратах. Площадь парусов, устанавливаемых на каждый космический аппарат, не превышает 10 $м^2$.

Если масса каждого аппарата составляет примерно 2200 кг, то для удержания аппаратов в заданном положении друг относительно друга на расстояниях до 100 м достаточно на каждый из аппаратов группировки установить парус площадью 10 $м^2$.

Во всех рассмотренных случаях проведение коррекции позволило добиться удержания КА на гало-орбите в течение требуемого периода времени. Как видно из таблицы **3.1**, суммарная величина корректирующих импульсов зависит от даты старта (для близких значений дат значения суммарного импульса оказались близкими) и величины отклонения траектории КА от номинальной.

Видно, что величина суммарных затрат при принятых характеристиках распределения компонент возмущающего воздействия оказывается сравнительно небольшой, что позволяет говорить о принципиальной возможности использовании данного метода на практике. Однако существенным недостатком его является необходимость построения номинальной траектории, которую при

необходимости более длительного пребывания КА на гало-орбите оказывается затруднительно построить. Однако при необходимости движения по гало-орбите на срок около двух лет (четыре витка) этот способ обеспечивает требуемое движение при малых величинах коррекционных импульсов, что делает целесообразным его использование в таких случаях. Разработка методов построения траектории движения КА по гало-орбите на более длительные периоды времени планируется на следующих этапах работы.

Список литературы к главе 3

1. D.W. Dunham and R.W. Farquhar. Libration Point Missions, 1978 –2002. Proceedings of the Conference Libration Point Orbits and Applications.World Scientific. Ed. G. Gomez, M.W. Lo, J.J. Masdemont Aiguablava, Spain, 10 - 14 June 2002, pp 45 – 73.
2. Spacecraft Attitude Determination and Control. Ed. By James R. Wertz. D.Reidel Publishing Company, 1978, pp. 129 – 130, 570 – 573.
3. M. Hechler, J. Cobos. Herchel, Planck and Gaia Orbit Design. Proceedings of the Conference Libration Point Orbits and Applications.World Scientific. Ed. G. Gomez, M.W. Lo, J.J. Masdemont Aiguablava, Spain, 10 - 14 June 2002, pp.115 – 135.
4. N.Eismont, R.Nazirov. Solar Sails as a Tool for Spacecraft Motion Control Near Solar-Terrestrial Libration Points. Proceedings of the 18th International Symposium on Space Flight Dynamics. Munich, Germany, ESA-SP 548, pp.123-127.

4 СХЕМЫ ПОЛЕТА К АСТЕРОИДАМ ГЛАВНОГО ПОЯСА

В настоящее время известны различные схемы полета для достижения Главного пояса астероидов. К ним относятся прямой полет от Земли к малому телу; и использование гравитационных облётов планет, включая Землю; попутный облёт астероида при полёте к телам Солнечной системы и другие. Полет в Главный пояс астероидов при любой из перечисленных схем требует больших затрат энергии [15], так как для доставки КА с научной аппаратуры приемлемой массы используются средства выведения тяжелого класса. В связи с этим незначительная экономия на массе рабочего тела (менее одного-двух процентов от общей массы космического аппарата) позволяет существенно увеличить массу комплекса целевой аппаратуры. Подобная экономия может быть получена в результате выбора приемлемой схемы полета с последующей оптимизацией ее характеристик.

В случае, если при реализации схемы прямого перелета к заданному небесному телу невозможно доставить необходимую массу научной аппаратуры, обычно используют следующие способы, усложняющие траекторию полета КА, но приводящие к уменьшению затрат топлива на реализацию экспедиции [1, 2, 3, 12, 15, 17, 18]:

- использование гравитационных маневров;
- применение в качестве двигательной установки на КА электрореактивных двигателей.

Первый способ позволяет уменьшить энергетические затраты, однако он имеет существенный недостаток. Необходимо определять оптимальную взаимную конфигурацию как минимум (в случае единственного пролета) трех планет – старта, прилета и промежуточной, около которой и совершается гравитационный маневр. Подобное оптимальное расположение планет длится весьма недолго, поэтому интервалы времени для старта, проведения гравитационного маневра и прилета сильно сжаты.

Второй способ также имеет недостатки. Действительно, предлагаемые электрореактивные двигатели обладают высоким удельным импульсом (примерно

на порядок выше «химических»), но очень низкой величиной тяги – единицы и десятки граммов против сотен килограмм и тонн тяги у двигателей с химическим топливом. К тому же, для обеспечения работы электрореактивных двигателей необходимо большое напряжение, что приводит к установке на КА солнечных батарей значительной площади. В связи с этим полеты таких межпланетных аппаратов значительно усложняются на гелиоцентрических расстояниях, превышающих орбиту Марса.

4.1 Схемы с использованием орбиты ожидания у Марса

Наряду со схемами прямого полета к астероидам, возможно применение схемы с использованием орбиты ожидания у Марса. С первого взгляда создается впечатление, что они не будут энергетически выгоднее прямого полета. Действительно, увеличивается количество активных маневров, схема полета не соответствует гомановской [18], которая в данном случае как бы должна являться оптимальной по затратам характеристической скорости.

Однако, при изучении схемы с использованием высококруговой орбиты ожидания в работе Л.Б.Ливанова [4] в упрощенной постановке отмечена принципиальная возможность энергетического выигрыша полётов к Главному поясу астероидов через орбиту искусственного спутника Марса по сравнению с прямыми полетами Земля – астероид.

Также данная схема имеет существенные преимущества:

- возможность декомпозиции межпланетного участка полета на две части: Земля – Марс и Марс – Главный пояс астероидов (ГПА) и последующее раздельное решение оптимизационной задачи синтеза схемы полета;
- возможность расчета гравитационного маневра у Марса как частного случая от использования орбиты ожидания нулевой длительности;
- выполнение исследований околомарсианского пространства и характеристик астероида с помощью одного КА.

При классификации схем полета межпланетных КА-траектории с использованием орбиты ожидания у промежуточной планеты обычно отсутствуют. Это является следствием того факта, что при полетах на большие расстояния от Земли (дальше Венеры и Марса) сегодня в основном используют гравитационные маневры. Такой прием достаточно эффективен с точки зрения изменения траектории дальнейшего полета, однако обладает и существенным недостатком: даже для схемы с одним гравитационным маневром нужна оптимальная конфигурация сразу трех планет – старта, промежуточной и прилета. Полет же к планетам юпитерианской группы, как и перелет в ближайшее околосолнечное пространство, требует большего числа гравитационных маневров. Поиск оптимального решения при этом сильно затруднен. Но на это идут, так как в случае нахождения оптимального решения перелет, за исключением операций по выведению КА на траекторию отлета от Земли, является практически «бесплатным» с точки зрения энергетических затрат.

На сегодняшний день пока нет примеров практического использования схемы перелета с орбитой ожидания у промежуточной планеты. Это обусловлено, во-первых, тем, что такой вариант полета будет более энергозатратным, чем прямой перелет к целевой планете. Во-вторых, при полете к разным планетам ставятся разные научные задачи, а, следовательно, состав комплекса научных приборов будет различаться. Также введение дополнительных участков полета усложняет схему экспедиции, снижая тем самым ее надежность.

По этим причинам схемы полета с орбитой ожидания практически не упоминаются в литературе. Исключением, пожалуй, являются только [2, 17].

4.1.1 Выбор оптимизируемого функционала

Современные тенденции расширения и увеличения круга научных задач, ставящихся перед космическими аппаратами, предназначенными для дистанционных и контактных исследований небесных тел Солнечной системы в

целом, и астероидов Главного пояса в частности, приводят к требованиям по увеличению массы научной аппаратуры, устанавливаемой аппараты для таких экспедиций. Анализ же разработанных на сегодня методик разработки «классических» схем полета к объектам «дальнего» космоса показал, что возможно расширение существующего спектра построения траекторий полета за счет применения орбиты ожидания у удобно расположенной «по пути» промежуточной планеты. Для перелета в Главный пояс астероидов такой планетой является Марс.

Однако в настоящее время отсутствуют научно обоснованные методики определения параметров подобных траекторий. В соответствии с этим возникает актуальная научная задача: разработать методику синтеза и оптимизации траекторий полета к Главному поясу астероидов с использованием орбит искусственного спутника Марса, обеспечивающих энергетический выигрыш по сравнению со схемой прямого полета.

Для оценки эффективности экспедиций межпланетных КА в литературе предлагается различные виды критериев [8, 9, 11,12]:

- стоимость экспедиции,
- надежность выполнения экспедиции,
- научная эффективность экспедиции,
- продолжительность экспедиции.

На разных этапах исследований изучаемого небесного тела – цели экспедиции (предварительный, основной и специальный этапы) приоритет между критериями будет разным. Поэтому в функционал, оптимизируемый при разработке экспедиции, в зависимости от этапа исследований они будут входить с разными весовыми коэффициентами.

Однако при разработке баллистической схемы экспедиции эти критерии обычно редуцируются до двух, зачастую противоположных – массы КА на завершающей фазе полёта (как правило, на конечной орбите или после посадки на небесное тело – цель экспедиции) и длительности полёта, от старта с Земли и до окончания полёта. Научная эффективность и надежность экспедиции, как

правило, напрямую зависят от массы КА – как через массу научной аппаратуры, так и возможность резервирования служебных систем и их эффективность. Длительность полёта бывает зачастую менее принципиальной, однако также влияет на надежность, но с противоположным эффектом. Нередко длительность экспедиции из оптимизируемого функционала выносят и рассматривают в качестве ограничения.

Классическим же вариантом является использование функционала в виде суммарной характеристической скорости экспедиции ΔV_{Σ} [17]. Из формулы Циолковского [18] видно, что при применении реактивных двигателей расход рабочего тела (топлива) будет тем больше, чем больше требуемое приращение скорости КА – характеристической скорости маневров. Это обстоятельство позволяет рассматривать в качестве оптимизируемого функционала не конечную массу КА (или массу комплекса научной аппаратуры, доставляемой на необходимую орбиту вблизи небесного тела – цели экспедиции), а суммарную характеристическую скорость миссии, уменьшение которой позволяет уменьшить требуемые затраты топлива, а значит – увеличить массу научной аппаратуры. Ведь приращения скорости КА реализуются с помощью его ДУ. При этом затрачивается определенное количество рабочего тела, а вследствие этого уменьшается масса, отводимая на КНА.

Также неоспоримой выгодой такого рассмотрения является возможность абстрагирования как от конкретных параметров самого КА, его массовых характеристик и схемы деления; так и массово-энергетических характеристик средств выведения, осуществляющих доставку выводимого КА на опорную или отлетную орбиту.

4.1.2 Формализация задачи

Общая математическая модель движения КА на N гелиоцентрических и планетоцентрических участках активного и пассивного полета может быть представлена [8] как динамическая система вида

$$\frac{dx_i}{dt_i} = \varphi_i\left(x_i, u_i, p_i, q, t_i\right), \quad t_i \in [t_i^0, t_i^k] \quad i = 1,..., N, \tag{4.1}$$

где $x_i(t_i)$ – вектор состояния КА на i-м участке полета; φ_i – функция правых частей дифференциальных уравнений; u_i – функция управления; p_i – варьируемые параметры, являющиеся внутренними факторами влияния на i-м участке полета, q – внешние факторы влияния, определяющие схему полета КА и влияющие на все участки траектории; t_i – время, независимая переменная.

Моменты времени окончания полета КА на i-м участке траектории t_i^k определяются из условия

$$\eta_i[x_i(t_i^k), q, t_i^k] = 0, \quad i = 1,..., N. \tag{4.2}$$

Условие (4.2) для случая окончания межпланетного перелета, т.е. попадания КА в «точечную» сферу действия планеты определяется как равенство координат КА r и планеты прилета R в момент t_k:

$$r(t_k) - R(t_k) = 0. \tag{4.3}$$

В моменты времени t_i^k происходит преобразование вектора состояния от одной системы, описывающей движение на i-м участке полета, к другой, моделирующей движение КА на следующем, $i+1$-м, участке:

$$x_{i+1}(t_{i+1}^0) = \lambda_i[x_i(t_i^k), q, t_i^k], \quad i = 1,..., N-1. \tag{4.4}$$

В настоящей работе моменты времени t_i^k характеризуются, как правило, изменением скорости КА вследствие работы его ДУ на величину ΔV_i. Условие (4.4) для такого изменения скорости при применении метода импульсной аппроксимации может быть записано как

$$V_{i+1}(t_{i+1}^0) = V_i(t_i^k) + \Delta V_i(t_i^k). \tag{4.5}$$

КА в начальный момент времени t_1 находится на опорной круговой орбите Земли высотой $h_{ИСЗ}$, отсчитанной от среднего радиуса Земли r_3 и соответствующей скоростью $V_{ИСЗ}$:

$$\begin{cases} r(t_1) = h_{ИСЗ} + r_3, \\ V(t_1) = V_{ИСЗ}. \end{cases} \quad (4.6)$$

Условие прилета КА к астероиду как выравнивание их гелиоцентрических координат и скоростей:

$$x_N^{KA}(t_N) = x^A(t_N). \quad (4.7)$$

4.1.3 Постановка задачи оптимизации

С использованием сделанных выше обозначений определим показатель энергетических затрат, представляющий собой суммарную характеристическую скорость экспедиции, в виде следующего соотношения:

$$F_j = \sum_{i=1}^{N_j} \Delta V_i = f_j\left(x_i, u_i, p_i, q_j, t_i\right), \quad j = 1,2,...,n; \quad (4.8)$$

где f_j – алгоритмрасчета значения энергетических затрат F_j для j-й схемы полета; N_j – число участков j-й схемы полета; n – число анализируемых схем полета. При этом для всех анализируемых схем полета начальные условия движения КА, записанные в виде системы (4.6), являются одинаковыми. Также одинаковыми являются ограничения (4.7) на правом конце траектории полета КА. Однако моменты времени определения этих условий t_1^j и t_N^j для рассматриваемых схем могут отличаться.

Для получения искомого энергетического выигрыша необходимо:

1) для каждой анализируемой схемы полета определить такие значения параметров u_i^* и p_i^*, при которых энергетические затраты F_j^* будут минимальными;
2) определить такую схему полета из множества возможных, задаваемых через внешние факторы влияния q_j, для которой значение энергетических затрат

$F^* = f\left(u^*, p^*\right)$ будет минимальным из множества полученных значений F_j^*, где u^* и p^* –параметры оптимальной схемы полета:

$$F^* = f(u^*, p^*) = \min F_j^*(u_j, p_j, q_j) \tag{4.9}$$

Тогда математическая постановка задачи может быть сформулирована следующим образом:

Для множества вариантов схемы полета к Главному поясу астероидов, задаваемых через внешние факторы влияния q, определить схему полета и соответствующие ей такие параметры u^* и p^*, которые при условии выполнения соотношений (4.1) – (4.8) обеспечат минимум функционала (4.9).

Особенности поставленной задачи:

1. Исходное множество анализируемых схем полета к Главному поясу астероидов будет включать схему прямого полета и схемы полета с использованием орбит искусственного спутника Марса для различных астероидов.

2. Определяемые значения энергетических затрат и параметров получаемых орбит являются случайными величинами, поэтому при решении задачи используются математические ожидания (средние значения) этих величин.

3. Исследуемая задача является многоэкстремальной. Ни один из разработанных методов оптимизации, основанных на малой вариации параметров (классическое вариационное исчисление Эйлера – Лагранжа, принцип максимума Л.С.Понтрягина, динамическое программирование Беллмана и др.) не в состоянии найти глобальный экстремум функции. В связи с этим при поиске локального минимума функции (4.8) варьирование параметров схемы полета p будет проводиться в некоторой области, ограниченной значениями $p \in P^L$, определяемыми согласно некоторым разумным предположениям.

В результате общая процедура решения задачи, характеризующая искомую методику синтеза и оптимизации траекторий для выбранного набора схем полета, будет включать следующую последовательность действий:

1. Составление общей аналитической модели (4.8) для определения энергетических затрат рассматриваемых схем полета (прямого и с использованием орбит ИСМ).

2. Уточнение внутренних факторов влияния p и диапазона X^L, необходимых для определения энергетических затрат каждой анализируемой схемы полета.

3. Разработка методики расчета энергетических затрат, соответствующих анализируемой схеме полета, и позволяющей установить соотношения $F_j = f_j(u, p)$.

4. Разработка методики оптимизации, с помощью которой определяется минимум суммарных энергетических затрат для каждой схемы полета в соответствии с (4.8).

5. Определение наилучшей схемы полета и ее характеристик $\left[u_j^*, p_j^*\right]$, обеспечивающей минимальные энергетические затраты согласно (4.9).

6. Оценка влияния полученных характеристик схемы полета F_j^* на массу КА на всех этапах полета и принятие решения о целесообразности внедрения полученной схемы полета в практику планирования полета КА к Главному поясу астероидов.

С целью постепенного уточнения и усложнения задачу поиска оптимальной траектории перелета к выбранному небесному телу можно решать следующим образом:

- расчет сравниваемых схем полета на упрощенных моделях для выяснения принципиального выигрыша или проигрыша одной из траекторий;
- в случае если упрощенный расчет показывает, что схема полета с использованием орбиты ожидания обладает энергетическим выигрышем по сравнению со схемой прямого перелета, выполняется расчет обоих траекторий для более сложных моделей, учитывающих различные возмущающие факторы.

4.1.4 Аналитическая модель расчета энергетических затрат

Сначала посмотрим, есть ли принципиальная выгода от использования орбит ИСМ для перелета к астероидам.

Для оценки энергетических затрат экспедиции можно воспользоваться некоторыми допущениями, упрощающими моделирование реальных условий полета. Согласно им можно применить метод «точечных сфер действия».

Согласно этому методу межпланетный полет представляется последовательностью участков траекторий движения КА в центральном гравитационном поле Солнца между центрами масс небесных тел (планет и астероидов), около которых проводятся активные или пассивные маневры в их гравитационном поле, условно «сжатые» в точку. Пассивный полет КА моделируется согласно законам Кеплера и представляет собой фрагменты круговых, эллиптических, параболических или гиперболических орбит, в одном из фокусов которых находится Солнце или соответствующее небесное тело.

Также считается, что выполняемые импульсы скорости, изменяющие вектора состояния КА, происходят только под действием центрального гравитационного поля данного небесного тела и реализуются мгновенно по отношению к длительности полета по данному участку траектории.

Дополнительно будем использовать следующие упрощающие предположения (составляющие вектора ограничений P^L):

- планеты (Земля и Марс) и астероиды движутся по круговым гелиоцентрическим орбитам в плоскости эклиптики;
- Главный пояс астероидов представляет собой множество упомянутых тел, движущихся по круговым орбитам радиусом 2.0 – 3.6 а. е.;
- фазы движения планет и астероида не учитываются, поэтому траектория межпланетного перелета всегда представляет собой гомановский полуэллипс, перицентр и апоцентр которого совпадают со

средними гелиоцентрическими радиусами орбит планет (Земли, Марса) и астероида соответственно.

В вектор P^L также входит ограничение на радиус орбиты ожидания у Марса. Он не может быть меньше величины радиуса Марса с учетом атмосферы, а сверху ограничен величиной сферы Хилла (немногим более 1 млн. км.). Значения параметров, необходимых для расчетов схем полета и являющихся элементами вектора p, приведены в таблице **4.1**. Данные взяты из [23,25].

Таблица 4.1

Параметр, размерность	**Обозначение**	**Значение**
Высота опорной орбиты ИСЗ	$h_{ИСЗ}$	200 км
Радиус Земли	$r_З$	6371 км
Высота перицентра ОИСМ	h_π	500 км
Радиус Марса	$r_М$	3397 км
Радиус орбиты Земли	R_1	1 а.е. = $1.49597870691 \cdot 10^8$ км
Радиус орбиты Марса	R_2	1.52371034 а.е. = $2.2794382288 \cdot 10^8$ км
Гравитационная постоянная Солнца	μ_0	$1.32712440018 \cdot 10^{11}$ км^3/с^2
Гравитационная постоянная Земли	μ_1	$3.986004415 \cdot 10^6$ км^3/с^2
Гравитационная постоянная Марса	μ_2	$4.2828287 \cdot 10^5$ км^3/с^2

Ниже приведены методики расчета энергетических затрат для рассматриваемых схем перелета.

4.1.5 Аналитическая модель расчета прямого перелета

Этот вариант, как было указано при постановке задачи, является базовым при сравнении [4]. Траектория оптимального перелета космического аппарата – гомановский полуэллипс. Энергозатраты на перелет V_Σ в таком случае

складываются из импульса ухода $\Delta V_{\text{ИСЗ}}$ с круговой орбиты ИСЗ высотой $h_{\text{ИСЗ}}$ при последующем уходе от Земли по касательной к ее орбите, и из импульса $V_{\infty\text{А}}$, гасящего скорость КА относительно круговой орбиты астероида.

Пусть космический аппарат уходит с орбиты ИСЗ по геоцентрической гиперболе, имеющей радиус в перигее $r_{\text{ИСЗ}} = r_{\text{З}} + h_{\text{ИСЗ}}$. Упрощая, положим на геоцентрическом участке движения радиус сферы действия (СД) Земли бесконечным. Тогда геоцентрическая скорость КА в СД $V_{\infty 1}$ связана со скоростью $V_{\pi\text{Г}1}$ аппарата в перигее указанной орбиты соотношением

$$V_{\pi\text{Г}1} = \sqrt{V_{\infty 1}^2 + \frac{2\mu_1}{r_{\text{ИСЗ}}}} = \sqrt{V_{\infty 1}^2 + V_{\text{П}1}^2},$$

где $V_{П1}$ – вторая космическая скорость КА в СД Земли на удалении $r_{\text{ИСЗ}}$ и μ_1 – гравитационный параметр Земли. Импульс ухода аппарата с орбиты ИСЗ $\Delta V_{\text{ИСЗ}}$ равен разности скорости геоцентрических скоростей КА при движении по гиперболической и круговой орбитам

$$\Delta V_{\text{ИСЗ}} = V_{\pi Г1} - V_{\text{ИСЗ}} = V_{\pi Г1} - \sqrt{\frac{\mu_1}{r_{\text{ИСЗ}}}} = \sqrt{V_{\infty 1}^2 + \frac{2\mu_1}{r_{\text{ИСЗ}}}} - \sqrt{\frac{\mu_1}{r_{\text{ИСЗ}}}}. \qquad (4.10)$$

Далее, отнесем вектор асимптотической скорости КА относительно Земли $V_{\infty 1}$ к ее центру, допустив, что по сравнению с протяженностью гелиоцентрического участка перелета размеры СД Земли пренебрежимо малы. Таким образом, сфера действия Земли (как СД планет и астероидов) на гелиоцентрических участках перелетов положим точечными. Поэтому гелиоцентрический полуэллипс перелета проходит через центры Земли и астероида. Влиянием тяготения астероида в его СД пренебрежем ввиду того, что масса и фигура астероида незначительно влияют на как на подлетную траекторию, так и на характеристическую скорость выхода на его орбиту.

Сложив $V_{\infty 1}$ и W_1 (орбитальная скорость Земли относительно Солнца), получим гелиоцентрическую скорость КА в момент отлета от Земли

$$V_1 = W_1 + V_{\infty 1},$$

следовательно,

$$V_{\infty 1} = V_1 - W_1 .$$

В афелии полуэллипса, радиус которого можно задать, скорость КА по отношению к находящемуся там астероиду $V_{\infty \mathrm{A}}$ связана с его орбитальной скоростью V_{A} соотношением:

$$V_{\infty A} = W_A - V_A . \qquad (4.11)$$

Схема перелета показана на рисунке **4.1**.

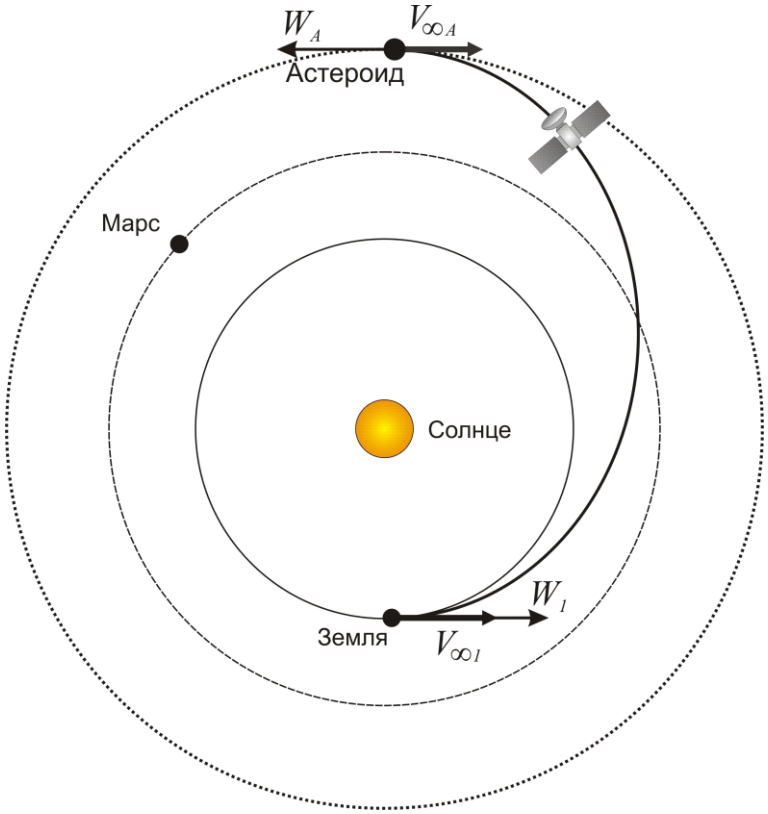


Рисунок 4.1 - Схема прямого перелета

В случае гелиоцентрического движения [17] справедливы соотношения:

$$W_1 = \sqrt{\frac{\mu_0}{R_1}}; W_{\mathrm{A}} = \sqrt{\frac{\mu_0}{R_{\mathrm{A}}}};$$

$$V_1 = \sqrt{\frac{2\mu_0 R_{\mathrm{A}}}{R_1(R_1 + R_{\mathrm{A}})}}; V_{\mathrm{A}} = \sqrt{\frac{2\mu_0 R_1}{R_{\mathrm{A}}(R_1 + R_{\mathrm{A}})}},$$

где μ_0 – гравитационный параметр Солнца, $R_1 = 1$ а.е. – радиус круговой отбиты Земли, R_A – радиус круговой орбиты астероида и одновременно – радиус афелия орбиты перелета.

Энергозатраты перелета V_Σ записываются в суммы характеристических скоростей разгона КА с опорной орбиты ИСЗ на межпланетную траекторию $\Delta V_{ИСЗ}$ (4.10) и выхода на заданную орбиту вокруг астероида (торможения с подлетной гиперболической траектории) $\Delta V_{ИСА}$, принятую равной подлетной асимптотической скорости $V_{\infty A}$ (4.11)

$$V_\Sigma = \Delta V_{\text{ИСЗ}} + V_{\infty\text{А}} = \left(\sqrt{V_{\infty 1}^2 + \frac{2\mu_1}{r_{\text{ИСЗ}}}} - \sqrt{\frac{\mu_1}{r_{\text{ИСЗ}}}} \right) + \left(\sqrt{\frac{\mu_0}{R_\text{А}}} - \sqrt{\frac{2\mu_0 R_1}{R_\text{А}\left(R_1 + R_\text{А}\right)}} \right). \qquad (4.12)$$

Результаты расчетов по формуле (4.12) будут представлены ниже при сравнении с другими рассмотренными схемами.

4.1.6 Аналитическая модель расчета полета с использованием орбит спутника Марса

Общие подходы к формированию орбиты ожидания у промежуточной планеты изложены, например, в [2] и [17]. В частности, в [17] описан бипараболический переход космического аппарата с гиперболы Г1 подлета к планете на гиперболу Г2 выхода из СД этой планеты. Переход – 4-импульсный. Первый импульс дается в перицентре $\pi 1$ подлетной гиперболы Г1 и переводит КА на параболу подъема. Второй импульс реализуется на большом расстоянии от планеты (как бы на границе СД) и обеспечивает переход аппарата на орбиту ожидания бесконечно большого радиуса K_∞. Третий импульс переводит КА с K_∞ на параболу спуска и четвертый – дается в перицентре $\pi 2$, за счет чего аппарат переходит на отлетную гиперболу Г2.

Такой сложный компланарный переход выгоднее «прямого» перехода Г1-Г2 при больших углах между направлениями асимптот подлетной и отлетной гипербол.

По аналогии с бипараболическим рассмотрим реальный биэллиптический (БЭ) переход, когда вместо K_∞ берем круг K радиуса r_α, равного радиусу апоцентра эллипса подъема *Э1*, а вместо парабол подъема и спуска берем вытянутые эллипсы Э1 и Э2 с теми же перицентрами, что и у Г1 и Г2 радиуса r_π.

Если бипараболический переход был выгоднее «прямого», то при достаточно большом значении r_α, как будет показано далее, биэллиптический переход выгоден также, а перелет Земля – Марс – астероид с таким маневром у Марса по пути к астероиду оказывается энергетически всегда выгоднее, чем описанный перелет Земля – астероид.

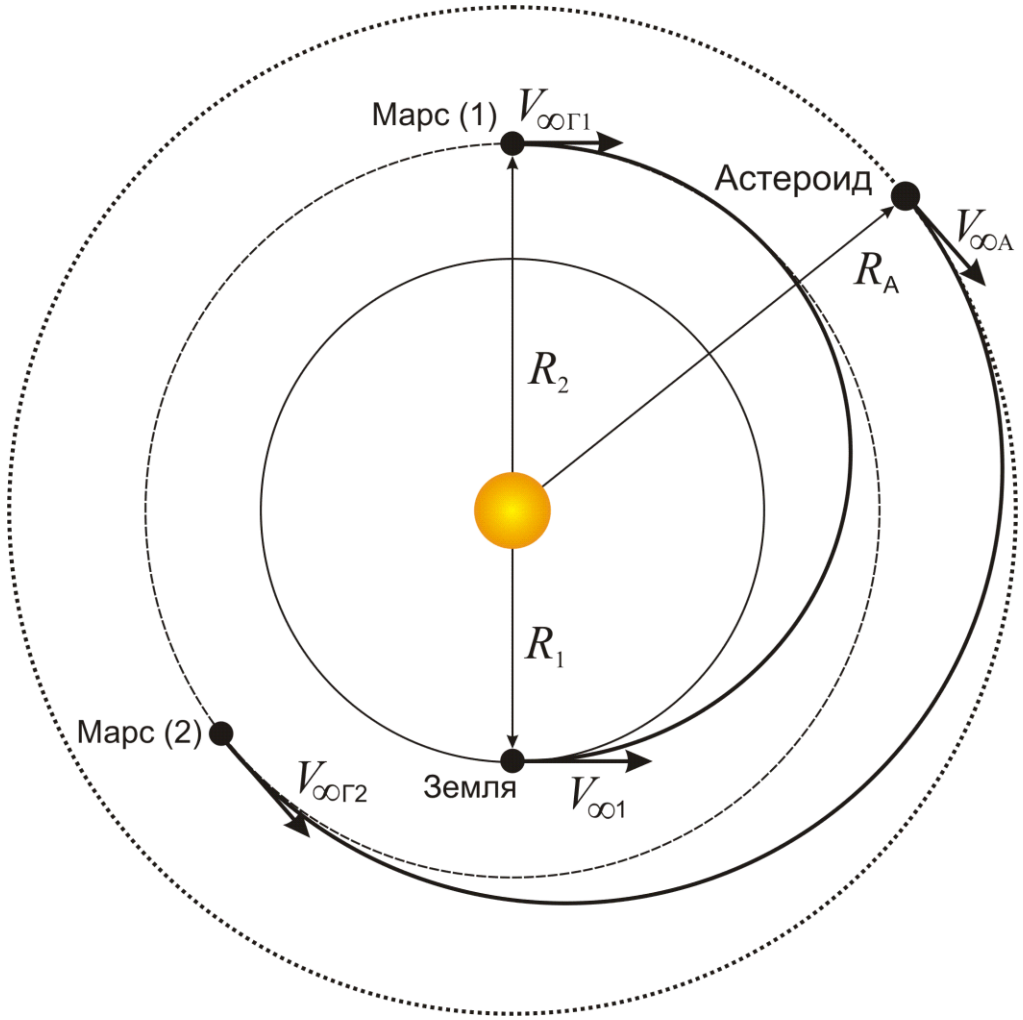


Рисунок 4.2 - Схема перелета Земля-Марс-астероид
с использованием орбиты ожидания у Марса

Оказались выгодными орбиты космического аппарата Земля – Марс и Марс – астероид, в проекции на плоскость эклиптики касающиеся, как гомановские полуэллипсы, круговых орбит Земли, Марса и астероида (при заданном радиусе орбиты астероида a_A). Орбита Земля-Марс является стандартной. Перед отлетом от Марса КА «ждет», чтобы астероид оказался в узле своей орбиты тогда, когда ожидается подлет к нему аппарата. Орбиты планет положим лежащими в плоскости эклиптики. Подлет к Марсу происходит в афелии орбиты КА, подлет к астероиду – так же. Схема межпланетного участка траектории приведена на рисунке **4.2**.

Схема околомарсианского участка полета показана на рисунке **4.3**. Все орбиты расположены в одной плоскости, совмещающей векторы отлетной и подлетной асимптотической скорости. Следовательно, все переходы между орбитами являются компланарными.

Космический аппарат входит в сферу действия Марса по ареоцентрической гиперболе Г1, и в ее перицентре дается тормозной импульс $\Delta\mathbf{V}_{\text{ГЭ1}}$, переводящий КА на эллиптическую орбиту подъема Э1 с заданным радиусом апоцентра r_α. По достижении апоцентра выполняется разгонный импульс $\Delta\mathbf{V}_{\text{ЭК}}$ (тем меньший, чем больше r_α) для перехода аппарата на круговую орбиту ожидания *К*. В момент времени, благоприятный для начала движения к астероиду-цели, КА сходит с орбиты *К* с помощью импульса $\Delta V_{\text{КЭ}} = \Delta V_{\text{ЭК}}$ на идентичную Э1 эллиптическую орбиту спуска Э2. В перицентре дается разгонный импульс $\Delta\mathbf{V}_{\text{ЭГ2}}$, обеспечивающий перевод аппарата на гиперболу отлета Г2 со скоростью в перицентре $\mathbf{V}_{\pi\text{Г2}}$. Потом КА выходит из СД Марса, имея гиперболическую скорость относительно Марса $\mathbf{V}_{\infty\text{Г2}}$.

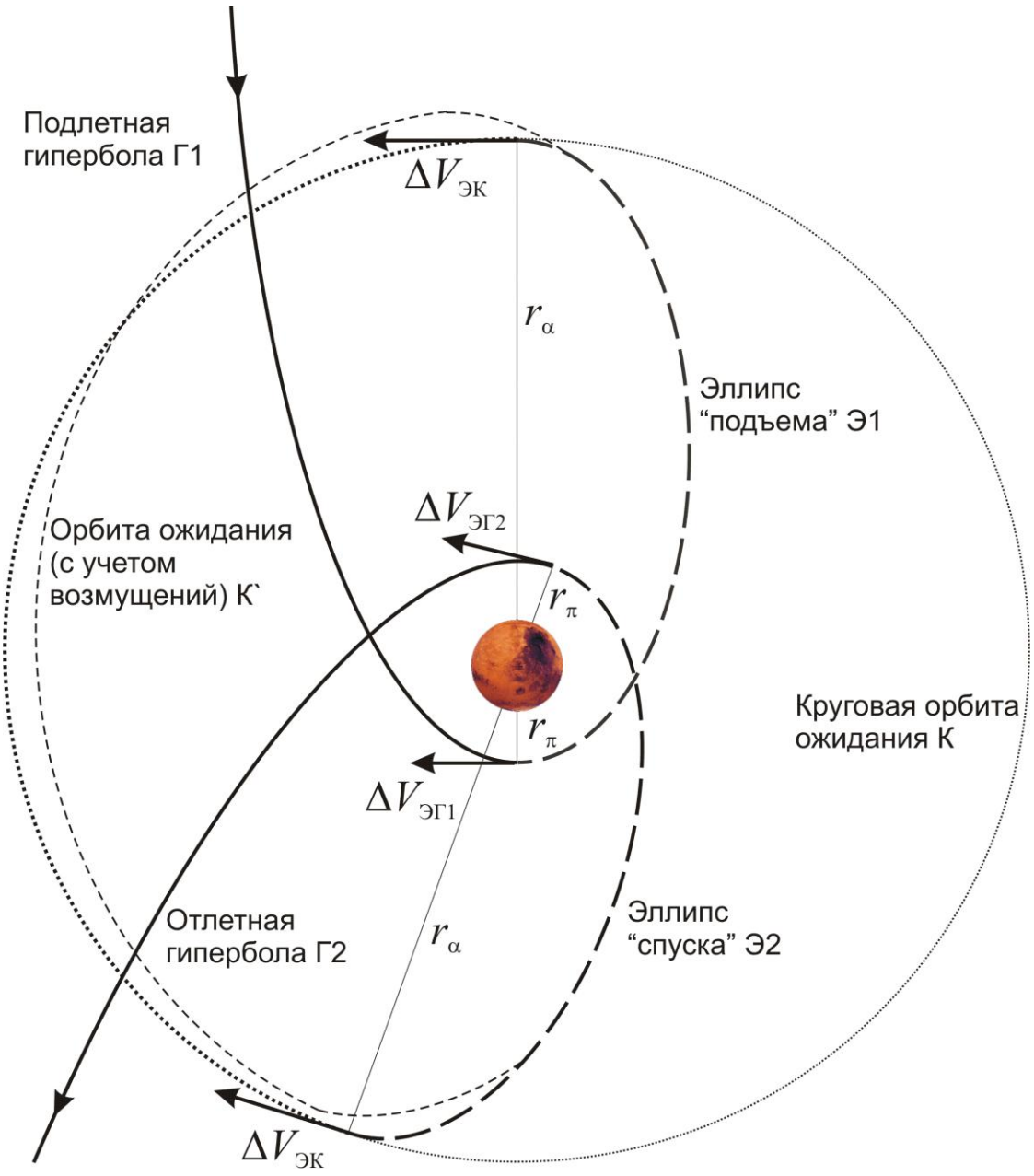


Рисунок 4.3 - Участок полета КА вблизи Марса

Далее космический аппарат движется к астероиду по полуэллипсу. В афелии полуэллипса с помощью последнего, шестого импульса гасится скорость $\mathbf{V}_{\infty A}$ КА относительно астероида. Таким образом, характеристическая скорость перелета равна

$$V_\Sigma = \left(\Delta V_{ИСЗ} + \Delta V_{ЭГ1} + 2\Delta V_{ЭК}\right)_{const} + \left(\Delta V_{ЭГ2} + V_{\infty A}\right). \qquad (4.13)$$

В ходе расчета положим орбиты Земли и Марса также круговыми компланарными, лежащими в плоскости эклиптики. Гомановские полуэллипсы Земля-Марс и Марс-астероид также лежат в плоскости эклиптики. Орбита Земля-Марс стандартна, неизменны импульсы $\Delta V_{\text{ИСЗ}}$, $\Delta V_{\text{ГЭ}}$ и $\Delta V_{\text{КЭ}} = \Delta V_{\text{ЭК}}$. Для минимизации V_{Σ} остается минимизировать сумму $\left(\Delta V_{\text{ЭГ}} + V_{\infty\text{А}}\right)$, зависящую от a_A.

Для вычислений примем $r_{\pi} = 3900$ км ($h_{\pi} = 500$ км).

Расчет перелета Земля – Марс будет аналогичен рассмотренному ранее перелету Земля – астероид. Затраты характеристической скорости на перелет можно представить в виде

$$\Delta V_{\Sigma 1} = \Delta V_{\text{ИСЗ}} + \Delta V_{\text{ЭГ1}},$$

где $\Delta V_{\text{ИСЗ}}$ определяется уже из условия перелета Земля – Марс. Импульс скорости торможения КА [26] (перехода с Г1 на Э1)

$$\Delta V_{\text{ЭГ1}} = \sqrt{\frac{2\mu_2}{r_{\pi}} + V_{\infty\text{Г1}}^2} - \sqrt{\frac{2\mu_2 r_{\alpha}}{r_{\pi}(r_{\pi} + r_{\alpha})}}, \qquad (4.14)$$

где $V_{\infty\text{Г1}} = W_2 - V_{21}$ – асимптотическая скорость подлета к Марсу; $W_2 = \sqrt{\frac{\mu_0}{R_2}}$ - орбитальная скорость Марса на круговой гелиоцентрической орбите радиусом $R_2 \approx 1.524$ а. е.; $V_{21} = \sqrt{\frac{2\mu_0 R_1}{R_2(R_1 + R_2)}}$ – скорость в апоцентре перелетного гомановского полуэллипса Земля – Марс.

Импульсы выхода космического аппарата на круговую орбиту радиуса r_{α} с эллипса Э1 и дальнейшего схода на эллипс Э2

$$\Delta V_{\text{ЭК}} = \Delta V_{\text{КЭ}} = \sqrt{\frac{2\mu_2 r_{\pi}}{r_{\alpha}\left(r_{\alpha} + r_{\pi}\right)}} - \sqrt{\frac{\mu_2}{r_{\alpha}}}. \qquad (4.15)$$

Для перелета Марс – астероид справедливы следующие соотношения:

$$V_{\infty\Gamma 2} = W_2 - V_{22};$$

$$V_{22} = \sqrt{\frac{2\mu_0 R_{\text{А}}}{R_2(R_2 + R_{\text{А}})}};$$

$$V_A = \sqrt{\frac{2\mu_0 R_2}{R_A(R_2 + R_A)}};$$

$$V_{\infty A} = V_A - W_A = \sqrt{\frac{2\mu_0 R_2}{R_A(R_A + R_2)}} - \sqrt{\frac{\mu_0}{R_A}};$$

где $V_{\infty Г2}$ – асимптотическая скорость КА на отлетном от Марса участке траектории Марс – астероид; V_{22} – скорость аппарата в перицентре гелиоцентрического полуэллипса Марс – астероид; V_A – скорость в апоцентре этого участка; $V_{\infty A}$ – асимптотическая скорость при подлете к астероиду.

4.1.7 Определение оптимальной схемы полета

Можно отметить, что в разработке достаточно сложной методики оптимизации параметров схемы полета в данном случае нет необходимости, так как варьируемой переменной для схемы полета с орбитой ожидания является только радиус этой орбиты, остальные параметры входят в вектор параметров внутренних факторов влияния p. Суммарная характеристическая скорость при прямом перелете при заданном радиусе орбиты астероида является детерминированной.

Для определения схемы полета, отвечающей минимальным энергетическим затратам, необходимо сравнить значения суммарных характеристических скоростей экспедиций при прямом перелете $F_1 = f_1(x,u,p)$ согласно (4.12) и при полете с орбитой ожидания у Марса $F_2 = f_2(x,u,p)$ по (4.13). При этом варьируемых параметров p только два: ареоцентрический радиус орбиты ожидания и гелиоцентрический радиус орбиты астероида. В связи с этим результаты удобно представить в виде графика. Результаты расчетов суммарной характеристической скорости для исследуемых схем полета представлены на рисунках **4.4** и **4.5**.

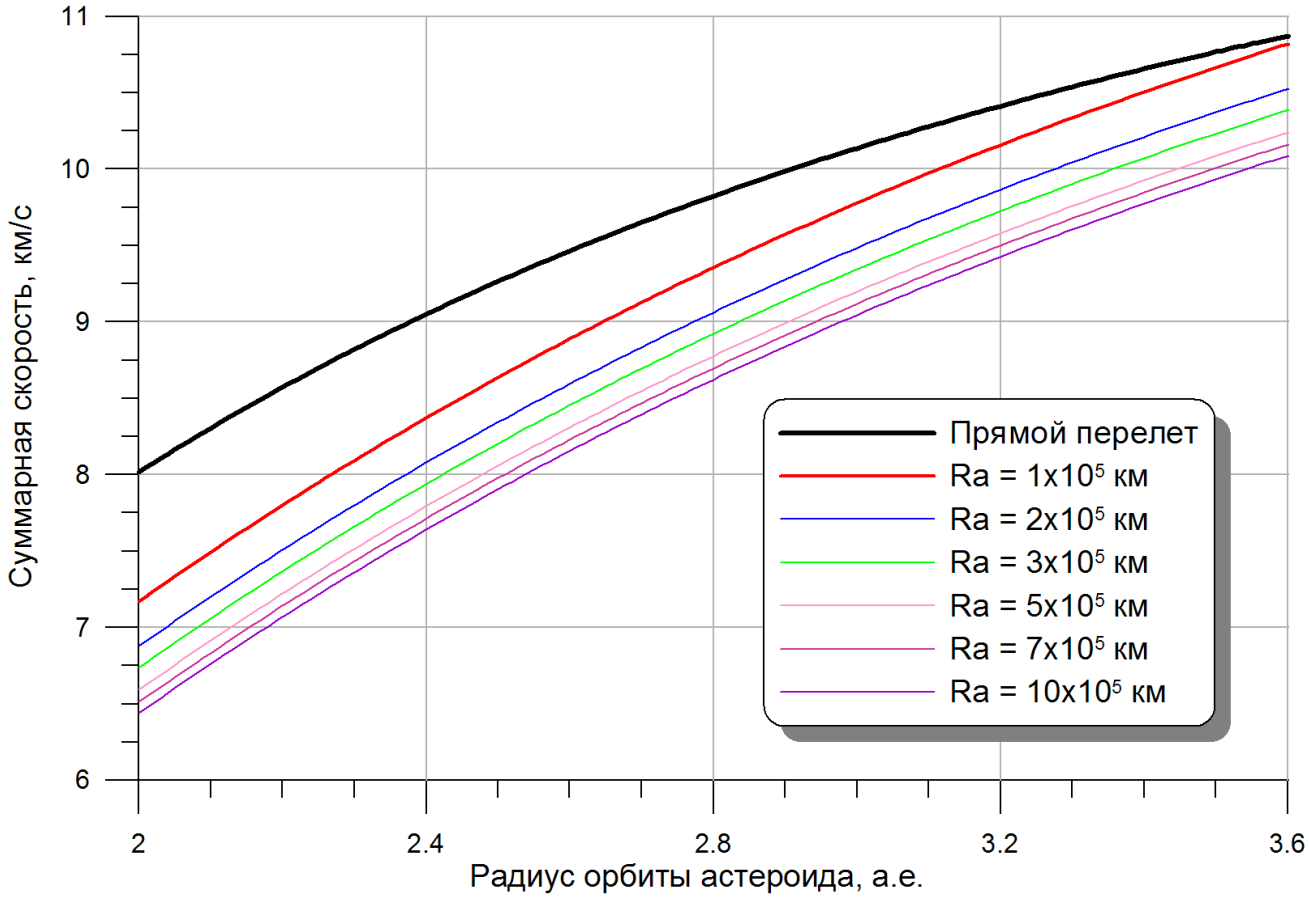


Рисунок 4.4 - Сравнение требуемых скоростей КА при различных схемах перелета (для соответствующих радиусов орбиты ожидания у Марса)

На рисунке **4.5** графически представлена функция выигрыша от использования схемы полета с маневрами у Марса в зависимости от радиуса гелиоцентрической орбиты астероида R_A и радиуса орбиты ожидания r_α:

$$\Delta F(R_A, r_\alpha) = F_2(R_A, r_\alpha) - F_1(R_A).$$

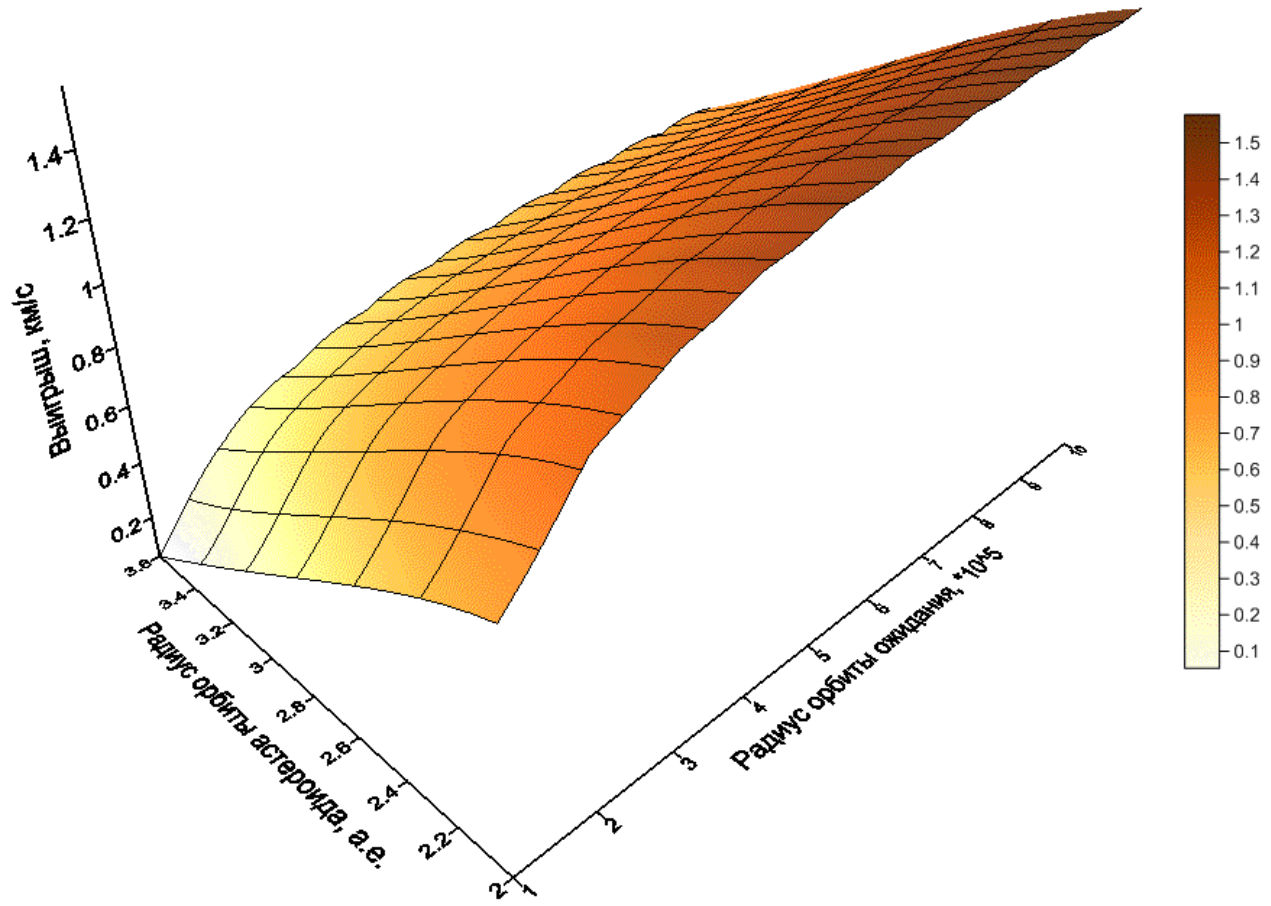


Рисунок 4.5 - Выигрыш в суммарной характеристической скорости схемы с маневрами у Марса в зависимости от радиуса орбиты астероида и радиуса орбиты ожидания

Как видно из полученных результатов, вариант полета с использованием орбиты ожидания выгоднее перелета Земля – астероид «напрямую». Чем больше радиус орбиты ожидания, тем выгоднее маневры у Марса при полетах в Главный пояс астероидов.

4.2 Численная модель расчета энергетических затрат схем полетов

4.2.1 Выбор астероидов – целей экспедиции

Предположения о чисто круговом характере движения планет и астероидов, могут помочь только при проведении упрощенных оценочных расчетов. Использование же более точных моделей движения рассматриваемых небесных тел приводит к постановке более сложной расчетной задачи, решаемой уже только численными методами. В связи с этим межпланетный участок траектории уже не будет представлять собой гомановский полуэллипс. В этом случае моделирование движения КА на гелиоцентрическом участке траектории может осуществляться путем решения задачи Ламберта [13]. Оно сводится к решению трансцендентного уравнения (уравнения Ламберта). Это уравнение связывает параметры кеплеровой орбиты КА в центральном гравитационном поле притягивающего небесного тела с начальным R_1 и конечным R_2 радиус-векторами этой орбиты и временем перелета τ между ними.

Использование уточненных моделей движения астероидов, принимаемых для расчетов, заставляет отойти от упрощенной абстрактной модели Главного пояса астероидов, принятой во второй главе. В связи с этим возникает необходимость конкретизировать орбиты астероидов, для которых будут выполняться дальнейшие исследования. С целью проверки истинности полученных выше результатов следует выбирать такие астероиды, параметры орбит которых будут, в общем, соответствовать принятой ранее идеологии. Представляется разумным выдвинуть следующие критерии, применяемые для выбора астероидов – целей экспедиции:

- орбита астероидов близка к круговой ($e < 0.15$);
- наклонение к плоскости эклиптики невелико ($i < 10^0$);
- одно из тел должно находиться вблизи ближней границы Главного пояса астероидов ($a \approx 2.2$ а.е.), второе – у дальней ($a \approx 3.2$ а.е.).

Дальнейшие исследования энергетических затрат рассматриваемых схем перелетов будут проведены для полетов в область астероидов (24) Фемида и (40) Гармония. Элементы их орбит взяты из [25] и приведены в таблице 4.2.

Таблица 4.2

Элементы орбиты	**Астероид**	
	(24)Фемида	**(40)Гармония**
	Эпоха, юлианская дата	
	2456000,5 (0 ч. 14марта 2012 г.)	
Большая полуось	3.1361509943 а. е.	2.2672606а. е.
Эксцентриситет	0.1289328131	0.04725791
Наклонение	0.75754°	4.25748°
Долгота восходящего узла	36.12367°	94.24155°
Аргумент перицентра	106.97924°	269.15769°
Средняя аномалия	253.9530018°	77.4449128°
Период	2028.588сут. = 5.55 г.	1246.954сут. = 3.41 г.

Для решения задачи Ламберта необходимо задаться радиус-векторами в точках старта и прилета. Определить их можно следующим образом. Для больших планет Солнечной системы их координаты и проекции скорости определяются согласно системам эфемерид (например, типа DE/LE) или из приближенных рядов, в качестве параметров в которых служит время, на которое нужно определить вектор состояния данного небесного тела. Вектор состояния астероида рассчитывается по исходным данным либо путем численного интегрирования уравнений его движения, либо приближенно по формулам кеплерового движения.

В качестве опорной принята круговая орбита ИСЗ высотой 200 км. Рассматривалась схема полета с угловой дальностью менее 360° и стартом с Земли в 2011 г. Эти два параметра добавляются в вектор ограничений P^L.

4.2.2 Численные модели и методика оптимизации схемы прямого перелета к астероиду

Рассмотрим сначала схему прямого перелета Земля – астероид.

При наличии достаточно точной информации об эфемеридах планет и астероидов и задаваясь датой старта от Земли и датой прилета к астероиду, можно определить исходные данные для решения задачи Ламберта – гелиоцентрические радиусы Земли и астероида на моменты отлета от Земли $R_1(T_0)$ и прилета к астероиду $R_A(T_A)$ и длительность межпланетного участка перелета $\tau = T_A - T_0$.

Суммарная характеристическая скорость, сообщаемая КА посредством его ДУ ΔV_Σ, может быть получена как сумма характеристических скоростей разгона КА с опорной орбиты ИСЗ на межпланетную траекторию $\Delta V_{\text{ИСЗ}}$ и выхода на заданную орбиту вокруг астероида (торможения с подлетной гиперболической траектории) $\Delta V_{\text{ИСА}}$:

$$\Delta V_\Sigma(T_0, T_\text{A}) = \Delta V_{\text{ИСЗ}}\left(V_{\infty 1}\right) + \Delta V_{\text{ИСА}}\left(V_{\infty 2}\right), \qquad (4.16)$$

где $V_{\infty 1}$ и $V_{\infty 2}$ – асимптотические скорости отлета КА от Земли и подлета к астероиду. Они определяются как разности гелиоцентрических скоростей КА и планеты (астероида) на соответствующий момент полета (i= 1,2; 1 – отлет от Земли, 2 – прилет к астероиду):

$$V_{\infty i} = \left|V_i - W_i\right|,$$

где V_i – гелиоцентическая скорости КА в i-й момент времени, рассчитываемые при решении задачи Ламберта, W_i – гелиоцентрическая скорость соответствующего небесного тела (планеты или астероида).

Импульс ухода аппарата с орбиты ИСЗ $\Delta V_{\text{ИСЗ}}$ равен разности геоцентрических скоростей КА при движении по гиперболической и круговой орбитам в перигее:

$$\Delta V_{\text{ИСЗ}} = \sqrt{V_{\infty 1}^2 + \frac{2\mu_1}{r_{\text{ИСЗ}}}} - \sqrt{\frac{\mu_1}{r_{\text{ИСЗ}}}}, \qquad (4.17)$$

где μ_1 – гравитационный параметр Земли, $r_{ИСЗ}$ – радиус круговой опорной орбиты ИСЗ, на которой выполняется маневр выведения КА на межпланетную траекторию перелета к астероиду.

В случае астероида импульс скорости, переводящий КА на орбиту его искусственного спутника, рассчитывается аналогично (4.17). Однако, влияние гравитационной постоянной астероида на скорость выхода космического аппарата на орбиту вокруг него пренебрежимо мало. Поэтому в качестве последней принята асимптотическая скорость подлета к астероиду «на бесконечности»

$$\Delta V_{ИСА} = V_{\infty A}. \qquad (4.18)$$

Для оптимизации схемы полета по энергетическим затратам в качестве минимизируемого функционала F_1 согласно (4.8) была выбрана суммарная характеристическая скорость миссии в виде (4.16), зависящая от дат старта и прилета:

$$F_1 = \Delta V_{\Sigma}(T_0, T_A). \qquad (4.19)$$

4.2.3 Результаты оптимизации схемы прямого перелета

Даты старта КА, его прилета, продолжительность перелета аппарата, необходимые затраты его характеристической скорости при использовании схемы прямого перелета представлены в таблице **4.3**.

Таблица 4.3

Перелет	**Земля - Фемида**	**Земля - Гармония**
Время перелета	06.10.2018 – 30.01.2020 (482 суток)	02.08.2018 – 08.10.2019 (432 суток)
Скорость разгона с ОИСЗ, км/с	5.107	5.964
Скорость торможения у астероида, км/с	5.763	4.439
Суммарные затраты скоростина перелет, км/с	***10.869***	***10.403***

На рисунках **4.6** и **4.7** приведены схемы прямых перелетов к данным астероидам.

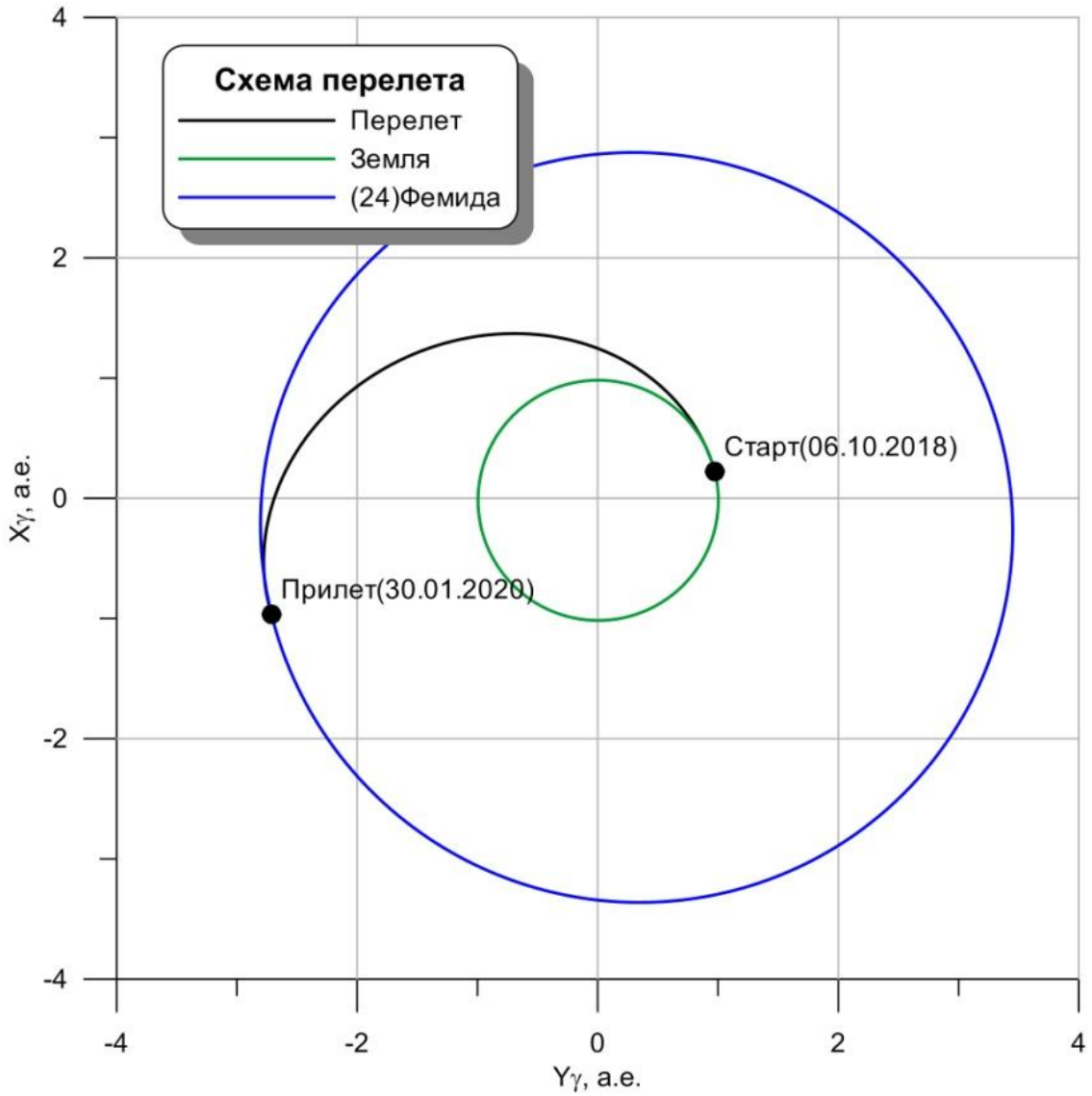


Рисунок 4.6 - Схема прямого перелета к астероиду Фемида

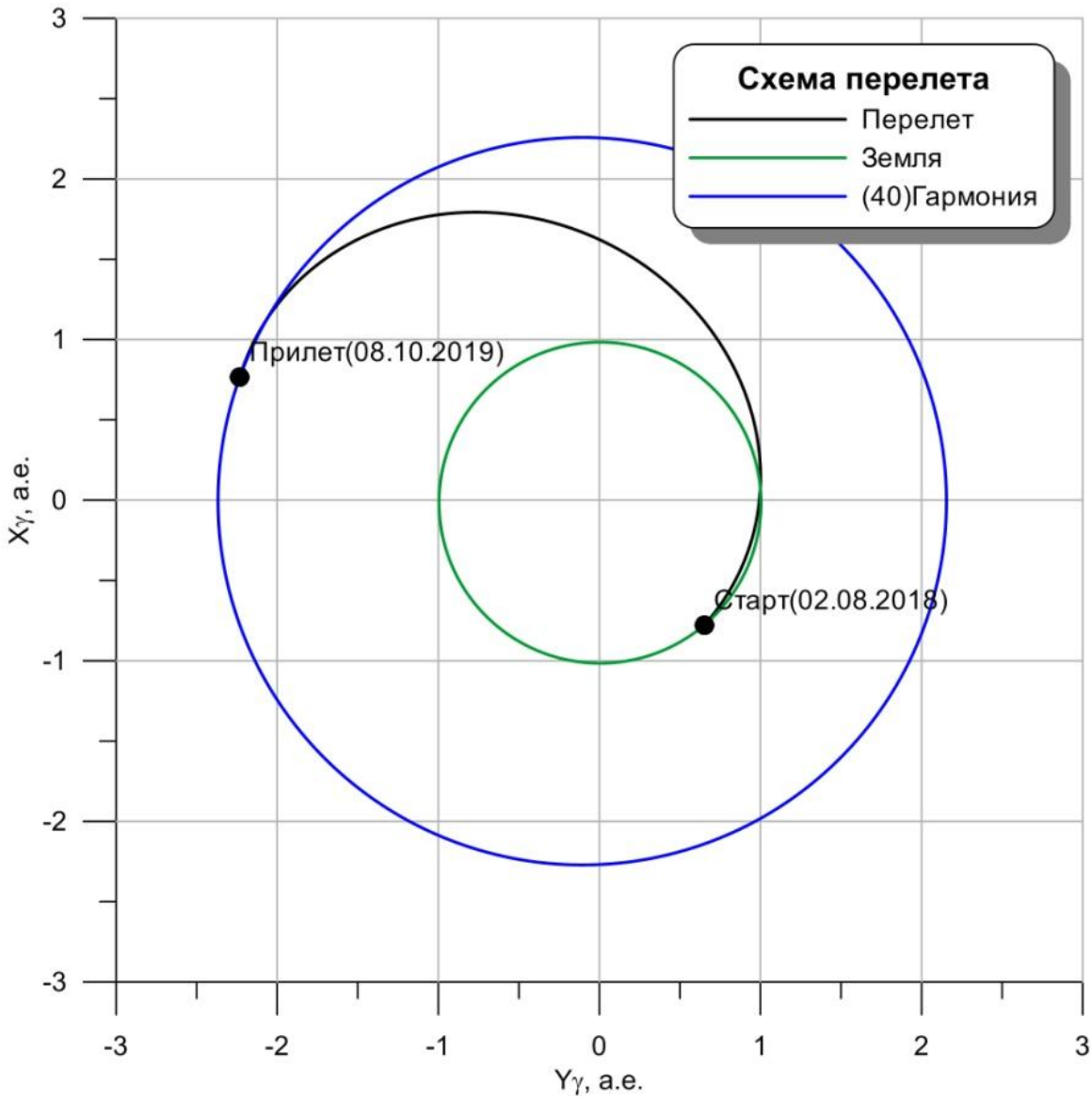


Рисунок 4.7 - Схема прямого перелета к астероиду Гармония

С данными таблицы **4.3** ниже будут сравниваться результаты расчетов энергетических затрат для схемы полета с использованием орбит ИСМ.

4.2.4 *Методика оптимизации схемы полета с использованием орбиты ожидания у Марса*

Декомпозиция задачи синтеза оптимальной схемы полета с использованием орбиты ожидания

Для схемы полета с использованием орбит ИСМ функционал (4.8) будет иметь более сложный вид, чем для схемы прямого перелета:

$$\begin{aligned} F_2 &= \Delta V_{\Sigma}\left(T_0, T_{\text{М1}}, T_{\text{М2}}, T_{\text{А}}, \mathbf{E}_{\text{ИСМ}}\right) = \\ &= \Delta V_{\text{ИСЗ}} + \Delta V_{\text{Торм}}^{\text{М1}} + \Sigma\Delta V_{\text{ИСМ}} + \Delta V_{\text{Разг}}^{\text{М2}} + \Delta V_{\infty\text{А}}, \end{aligned} \tag{4.20}$$

где $\Delta V_{\text{Торм}}^{\text{М1}}$ – импульс торможения при перелете Земля-Марс (перехода с гиперболической орбиты подлета на начальную орбиту ИСМ);

$\Delta V_{\text{Разг}}^{\text{М2}}$ – импульс разгона с конечной орбиты ИСМ на гелиоцентрическую орбиту перелета к астероиду;

$\Sigma\Delta V_{\text{ИСМ}}$ – сумма импульсов, необходимых для маневров перехода и стыковки начальной и конечной орбит ИСМ;

$T_{1\text{М}}$ – момент прилета к Марсу (при перелете Земля-Марс);

$T_{2\text{М}}$ – момент отлета от Марса (при перелете Марс-астероид),

$\mathbf{E}_{ИСМ}$ – элементы орбит начальной, конечной и одной или нескольких промежуточных орбит ИСМ.

Проанализировав выражение (4.20), можно разбить всю схему перелета на три этапа:

– перелет Земля – Марс;

– полет по орбитам ИСМ;

– перелет Марс – астероид.

В таком случае суммарные энергетические затраты на перелет состоят из суммы импульсов скоростей на каждом из этапов:

$$\begin{aligned} F_2 &= \Delta V_{\Sigma}\left(T_0, T_{\text{М1}}, T_{\text{М2}}, T_{\text{А}}, \mathbf{E}_{\text{ИСМ}}\right) = \\ &= \Delta V_{\Sigma 1}^{\text{ЗМ}}\left(T_0, T_{\text{М1}}\right) + \Delta V_{\Sigma 2}^{\text{МА}}\left(T_{\text{М2}}, T_{\text{А}}\right) + \Delta V_{\Sigma 3}^{\text{ИСМ}}\left(T_0, T_{\text{М1}}, T_{\text{М2}}, T_{\text{А}}, \mathbf{E}_{\text{ИСМ}}\right). \end{aligned} \tag{4.21}$$

При этом $\Delta V_{\Sigma 1} = \Delta V_{\text{ИСЗ}};\ \Delta V_{\Sigma 2} = \Delta V_{\infty \text{А}};\ \Delta V_{\Sigma 3} = \Delta V_{\text{Торм}}^{\text{M1}} + \Sigma \Delta V_{\text{ИСМ}} + \Delta V_{\text{Разг}}^{\text{M2}}$.

Видно, что $\Delta V_{\Sigma 1}$ зависит только от времени отлета космического аппарата от Земли и прилета его к Марсу, $\Delta V_{\Sigma 2}$ – от соответствующих временных характеристик перелета Марс – астероид. Следовательно, выражение для расчета суммарных энергетических затрат можно представить двумя слагаемыми – $\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_{\Sigma(1+2)} + \Delta V_{\Sigma 3}$. Значит, задачу условно можно разделить по отношению к Марсу на «внешнюю» – гелиоцентрические участки перелета (их характеризует $\Delta V_{\Sigma(1+2)}$) – и «внутреннюю» (ареоцентрическую, $\Delta V_{\Sigma 3}$). Конечный участок перелета Земля – Марс и начальный участок перелета Марс – астероид являются соответственно начальным и конечным участком для решения последней задачи путем стыковки подлетного и отлетного околомарсианского этапов.

Таким образом, решение задачи можно разбить на две части. К тому же это благоприятно с точки зрения уменьшения размерности решаемой задачи. Количество переменных «внутренней» по отношению к околомарсианскому участку полета при этом уменьшается на 4, так как две пары времен старта и прилета находятся при решении «внешней» задачи.

Задачу синтеза околомарсианского этапа будем решать в следующей последовательности:

1) Сначала определяются асимптотические скорости подлета к Марсу и отлета с орбиты ИСМ и соответствующие им моменты времени, обеспечивающие минимум $\Delta V_{\Sigma(1+2)}$:

$$\min \Delta V_{\Sigma(1+2)}(T_0, T_{\text{A}}) \to \left\{ \mathbf{V}_{\text{M1}}^{\infty}, T_{\text{M1}}, \mathbf{V}_{\text{M2}}^{\infty}, T_{\text{M2}} \right\}. \qquad (4.22)$$

Обе части «внешней» задачи можно решать почти независимо, только ограничившись весьма разумным неравенством

$$T_{M1} \le T_{M2},$$

т.к. прилет от Земли к Марсу не может быть раньше отлета от Марса к астероиду.

2) Исходя из найденных из (4.22) параметров, считающихся постоянными при решении «внутренней» задачи, находим элементы всех орбит ИСМ, приводящих к минимуму энергетических затрат на ареоцентрическом участке $\Delta V_{\Sigma 3}$:

$$\min \Delta V_{\Sigma 3}\left(\mathbf{V}_{\text{M1}}^{\infty}, T_{\text{M1}}, \mathbf{V}_{\text{M2}}^{\infty}, T_{\text{M2}}\right) \to \mathbf{E}_{\text{ИСМ}}. \qquad (4.23)$$

Таким образом, весь вектор независимых переменных

$$\mathbf{X} = \left\{T_0, T_{\text{M1}}, T_{\text{M2}}, T_{\text{A}}, \mathbf{E}_{\text{ИСМ}}\right\}$$

будет найден.

4.3 Оптимизация межпланетных участков перелета

Теперь рассмотрим вариант перелета с использованием маневров на орбите Марса. Задачу, как показано выше, можно разделить по отношению к Марсу на «внешнюю» (гелиоцентрические участки перелета) и «внутреннюю» (использование орбиты ожидания). При этом сначала необходимо найти решение внешней задачи. Для этого необходимо определить оптимальные по энергетическим затратам варианты перелета Земля – Марс и Марс – астероид с помощью решения задачи Ламберта.

Для таких расчетов оба межпланетных участка траектории могут быть рассчитаны аналогично прямому перелету Земля-астероид. При этом скорость разгона с ОИСЗ на межпланетную траекторию перелета к Марсу определяется по формуле (4.17), а для вычислений характеристической скорости выхода КА на ОИСА воспользуемся формулой (4.18). Как и в предыдущем случае, в качестве опорной рассматривалась круговая орбита ИСЗ высотой 200 км.

Для дальнейшего описания ареоцентрического участка полета воспользуемся приведенными ниже обозначениями орбит.

Эллиптическую орбиту, формируемую импульсом торможения у Марса, назовем начальной. Она является переходной между подлетной траекторией при перелете от Земли и орбитой ожидания. В случае, если для рассматриваемой

схемы полета используется несколько переходящих друг в друга схожих по параметрам орбит ожидания, будем называть их в порядке формирования – первой, второй и т.д. Переходную эллиптическую траекторию, связывающую орбиту ожидания (единственную или последнюю в случае нескольких подобных орбит) и гиперболическую отлетную траекторию для перелета к астероиду назовем предстартовой.

Как видно из формулы (4.20), для расчетов характеристической скорости на торможение у Марса на начальную орбиту $\Delta V_{\text{Торм}}^{\text{M1}}$ необходимо задаться высотами перицентра и апоцентра этой орбиты. Эти же параметры необходимо указать и для предстартовой орбиты ИСМ для расчета $\Delta V_{\text{Разг}}^{\text{M2}}$. Высота перицентра обоих орбит должна быть выше верхней границы атмосферы. Радиус орбиты ожидания, являющийся одновременно радиусом апоцентра начальной и предстартовой орбит, представляет собой один из оптимизируемых параметров. Поэтому для исключения его из расчетов внешней задачи, можно заменить в функционале (4.20) сумму скоростей разгона и торможения на этапах Земля – Марс и Марс – астероид на сумму асимптотических скоростей отлета и прилета на этих этапах:

$$F_2^{Внеш} = \Delta V_{\Sigma}\left(T_0, T_{\text{M1}}, T_{\text{M2}}, T_{\text{A}}\right) = \left(\Delta V_{\infty}^{0} + \Delta V_{\infty}^{\text{M1}}\right) + \left(\Delta V_{\infty}^{\text{M2}} + \Delta V_{\infty}^{\text{A}}\right), \qquad (4.24)$$

где ΔV_{∞}^{0} – асимптотическая скорость отлета от Земли;

$\Delta V_{\infty}^{\text{M1}}$ – асимптотическая скорость при подлете к Марсу;

$\Delta V_{\infty}^{\text{M2}}$ – асимптотическая скорость отлета от Марса;

$\Delta V_{\infty}^{\text{A}}$ – асимптотическая скорость подлета к астероиду.

4.3.1 Математическая модель полета КА на околомарсианском участке траектории

Систему уравнений ареоцентрического движения КА внутри сферы влияния Марса можно записать в следующем виде

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{V}, \\ \dot{\mathbf{V}} = -\mu_4 \dfrac{\mathbf{r}}{r^3} + \mathbf{a}_{pm} + \mathbf{a}_{gf}, \end{cases} \tag{4.25}$$

где $\mathbf{r}$ – радиус-вектор КА; $\mathbf{V}$ – вектор скорости КА; μ_4 – гравитационная постоянная Марса; $\mathbf{a}_{pm}$ – ускорение, вызванное влиянием притяжения со стороны Солнца и планет; $\mathbf{a}_{gf}$ – ускорение, вызванное нецентральностью гравитационного поля Марса.

Ускорение, вызванное гравитационным влиянием Солнца и планет, вычисляется по формуле

$$\mathbf{a}_{pm}(\mathbf{r}) = \sum_{\substack{i=0 \\ i\neq 4}}^{8} \mu_i \left(\frac{\mathbf{r}_i - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}|^3} - \frac{\mathbf{r}_i}{|\mathbf{r}_i|^3} \right),$$

где μ_i – гравитационные постоянные небесных тел; $\mathbf{r}_i$ – координаты этих небесных тел в ареоцентрической системе координат. Индекс i соответствует небесным телам, приведенным в таблице **4.4**.

Таблица 4.4

Индекс i	Небесное тело	Индекс i	Небесное тело
0	Солнце	5	Юпитер
1	Меркурий	6	Сатурн
2	Венера	7	Уран
3	Земля	8	Нептун
4	Марс	9	Плутон

Однако, как показывают детальные исследования [54], для практических нужд можно ограничиться только учетом влияния Солнца и Юпитера.

Для расчета ускорения $\mathbf{a}_{gf}$, вызванного нецентральностью гравитационного поля Марса, используется модель GMM-2B [19].

4.3.2 Синтез ареоцентрического участка полета

Рассмотрим *N*-импульсную траекторию КА на некотором заданном промежутке времени [3]:

$$t \in \left[t_1, t_N\right],$$

где величины t_1 и t_N представляют собой времена прохождения КА перицентра гиперболических орбит подлета к Марсу и отлета к астероиду соответственно. Эти времена соответствуют моментам $t_1 = T_{\text{M1}}$ и $t_N = T_{\text{M2}}$ из (4.24).

В начальный момент времени t_1 аппарат находится в перицентре подлетной траектории с параметрами

$$\mathbf{E}_0 = \left\{r_{\pi 0}^*, V_{\infty 0}, \alpha_{\infty 0}, \delta_{\infty 0}, i_0^*, \tau_{\pi 0}\right\} \tag{4.26}$$

где $r_{\pi 0}^*$ – радиус перицентра подлетной гиперболической траектории, являющийся одновременно радиусом перицентра начальной орбиты;

$V_{\infty 0}$ – модуль асимптотической скорости подлета к Марсу при перелете от Земли (модуль вектора $\mathbf{V}_{\infty}^{M1}$ из формулы (4.24));

$\alpha_{\infty 0}$ и $\delta_{\infty 0}$ – прямое восхождение и склонение асимптотической скорости подлета $\mathbf{V}_{\infty}^{M1}$;

i_0^* – наклонение подлетной гиперболической траектории (и начальной эллиптической орбиты),

$\tau_{\pi 0}$ – момент прохождения перицентра орбиты, в данном случае он совпадает с моментом t_1:

$$\tau_{\pi 0} = t_1.$$

В конечный момент времени t_N КА должен выйти на отлетную гиперболическую орбиту с параметрами

$$\mathbf{E}_N = \left\{r_{\pi N}^*, V_{\infty N}, \alpha_{\infty N}, \delta_{\infty N}, i_N^*, \tau_{\pi N}\right\},$$

набор элементов которой аналогичен формуле (4.26). К тому же $\tau_{\pi N} = t_N$.

Для расчетов значения параметров $V_{\infty 0}$, $\alpha_{\infty 0}$, $\delta_{\infty 0}$, $V_{\infty N}$, $\alpha_{\infty N}$, и $\delta_{\infty N}$ должны использоваться значения, полученные согласно формуле (4.26). Высоту перицентра примем равной $h_\pi = 500$ км ($r_\pi \approx 3900$ км).

Наклонения орбит являются оптимизируемыми параметрами и будут определены далее. При их формировании необходимо учитывать следующие ограничения:

1) наклонение подлетной гиперболы не может быть меньше угла склонения подлетной асимптотической скорости:

$$i_0 \geq \delta_0;$$

2) наклонение отлетной гиперболы не может быть меньше угла склонения отлетной асимптотической скорости:

$$i_N \geq \delta_N.$$

Приложение импульса $\Delta\mathbf{V}_1$ моделируется импульсным изменением скорости в момент t_0 прохождения КА перицентра гиперболической орбиты:

$$\begin{cases} \mathbf{R}_1(t_0) = \mathbf{R}_0(t_0), \\ \mathbf{V}_1(t_0) = \mathbf{V}_0(t_0) + \Delta\mathbf{V}_1, \end{cases} \tag{4.27}$$

где $\mathbf{R}_0$ и $\mathbf{V}_0$ – соответственно радиус-вектор и скорость при нахождении КА на подлетной орбите $\mathbf{E}_0$; $\mathbf{R}_1$ и $\mathbf{V}_1$ составляют вектор состояния КА на начальной эллиптической орбите $\mathbf{E}_1$. Для негиперболических околомарсианских орбит состав набора $\mathbf{E}_j$ $(j = 1,..., N-1)$ будет следующим:

$$\underset{j=1,...,N-1}{\mathbf{E}_j} = \left\{ r_{\pi j}, r_{\alpha j}, i_j, \Omega_j, \omega_j, \tau_{\pi j} \right\},$$

где $r_{\alpha j}$ – радиус апоцентра j-й орбиты, Ω_j и ω_j представляют собой ее долготу восходящего узла и аргумент перицентра.

В случае начальной $(j = 1)$ и предстартовой $(j = N-1)$ орбит моменты τ_π соответственно равны

$$\tau_{\pi 1} = \tau_{\pi 0} = t_1,$$
$$\tau_{\pi N-1} = \tau_{\pi N} = t_N.$$

Для других орбит $\mathbf{E}_j$ $(j = 2,..., N-2)$ параметр τ_π находится, в принципе, в результате решения оптимизационной задачи. Но он весьма слабо влияет на оптимизируемый функционал (4.23). Поэтому вместо τ_π удобнее воспользоваться истинной аномалией ϑ, через текущее время однозначно связанной с τ_π через решение уравнения Эйлера. По сути, значения ϑ нужны только на времена перехода между орбитами – выдачи импульсов $\Delta V_j(t_j)$.

Импульс $\Delta\mathbf{V}_1$, как следует из формулы (4.27), вычисляется как разность скоростей в перицентрах гиперболической и начальной орбит:

$$\Delta\mathbf{V}_1 = \mathbf{V}_1(t_0) - \mathbf{V}_0(t_0). \qquad (4.28)$$

Следует заметить, что для расчета функционала (4.23) используется модуль вектора ΔV_1.

Аналогично получим импульс перехода с предстартовой эллиптической орбиты $\mathbf{E}_{N-1}$ на отлетную к астероиду $\mathbf{E}_N$, выдаваемому в момент времени t_N:

$$\Delta\mathbf{V}_N = \mathbf{V}_N(t_N) - \mathbf{V}_{N-1}(t_N).$$

В этих двух случаях моменты t_0 и t_N фиксированы. Остальные моменты времени t_j $(j = 2,..., N-1)$ являются результатом оптимизации.

При решении задачи синтеза орбит ИСМ предлагается воспользоваться следующей методикой:

- Задаемся определенными значениями радиусов апоцентра и перицентра для эллиптических орбит «подъема» и «спуска»;
- Начальное значение наклонения выбирается таким образом, чтобы полет по околомарсианским траекториям происходил в одной плоскости:

$$i_1 = i_N = \arcsin\left(\frac{C_V^Z}{|C_V|}\right),$$

где $C_V = \mathbf{V}_{\infty 1} \times \mathbf{V}_{\infty 2}$ – произведение векторов асимптотических скоростей подлета к Марсу и отлета от Марса к астероиду;

- Из этих данных определяются полные векторы состояния в перицентрах эллиптических и гиперболических траекторий, где и выполняются переходы между орбитами;
- Импульсы перехода между орбитами рассчитываются аналогично (4.28) как разности между векторами скоростей в точках орбиты, соответствующих моментам t_j:

$$\Delta \mathbf{V}_j(t_j) = \mathbf{V}_{j-1}(t_j) - \mathbf{V}_j(t_j);$$

- Решается краевая задача перелета из около апоцентрального участка начальной орбиты на аналогичный участок предстартовой орбиты. Результатом является околокруговая орбита ожидания.
- Так как в процессе полета на космический аппарат действуют различные возмущения (влияние Солнца, больших планет, нецентральность гравитационного поля Марса и др.) суммарные энергетические затраты на реализацию всей схемы перелета могут отличаться от номинальных. Поэтому необходимо провести расчеты для различных наборов исходных данных и определить оптимальную последовательность выдачи импульсов.

В принятых здесь обозначениях оптимальный околомарсианский участок полета будет соответствовать минимуму функционала

$$F_2^{Внутр} = \sum_{j=1}^{N} \Delta V_j(t_j, r_{\alpha j}, i_j). \qquad (4.29)$$

4.3.3 Результаты оптимизации схемы полета вблизи Марса

Результаты оптимизации межпланетных траекторий Земля – Марс и Марс – астероид (даты старта КА, его прилета, продолжительность полета аппарата и асимптотические скорости на различных этапах) даны в таблице **4.5**.

Таблица **4.5 - О**птимизация межпланетных траекторий перелета

Характеристики перелета	**Перелет**		
	Земля - Марс	**Марс - Фемида**	**Марс - Гармония**
Время перелета	12.05.2018 - 02.12.2018 (204 суток)	18.11.2021 - 06.01.2024 (779 суток)	04.03.2023 - 20.07.2024 (504 суток)
Асимптотическая скорость отлета, км/с	2.799	3.938	2.851
Асимптотическая скорость подлета, км/с	2.974	3.186	1.897
Сумма асимптотических скоростей, км/с	***5.773***	***7.124***	***4.748***

На рисунках **4.8**, **4.9** и **4.10** приведены схемы траекторий перелета Земля – Марс, Марс – Фемида и Марс – Гармония соответственно.

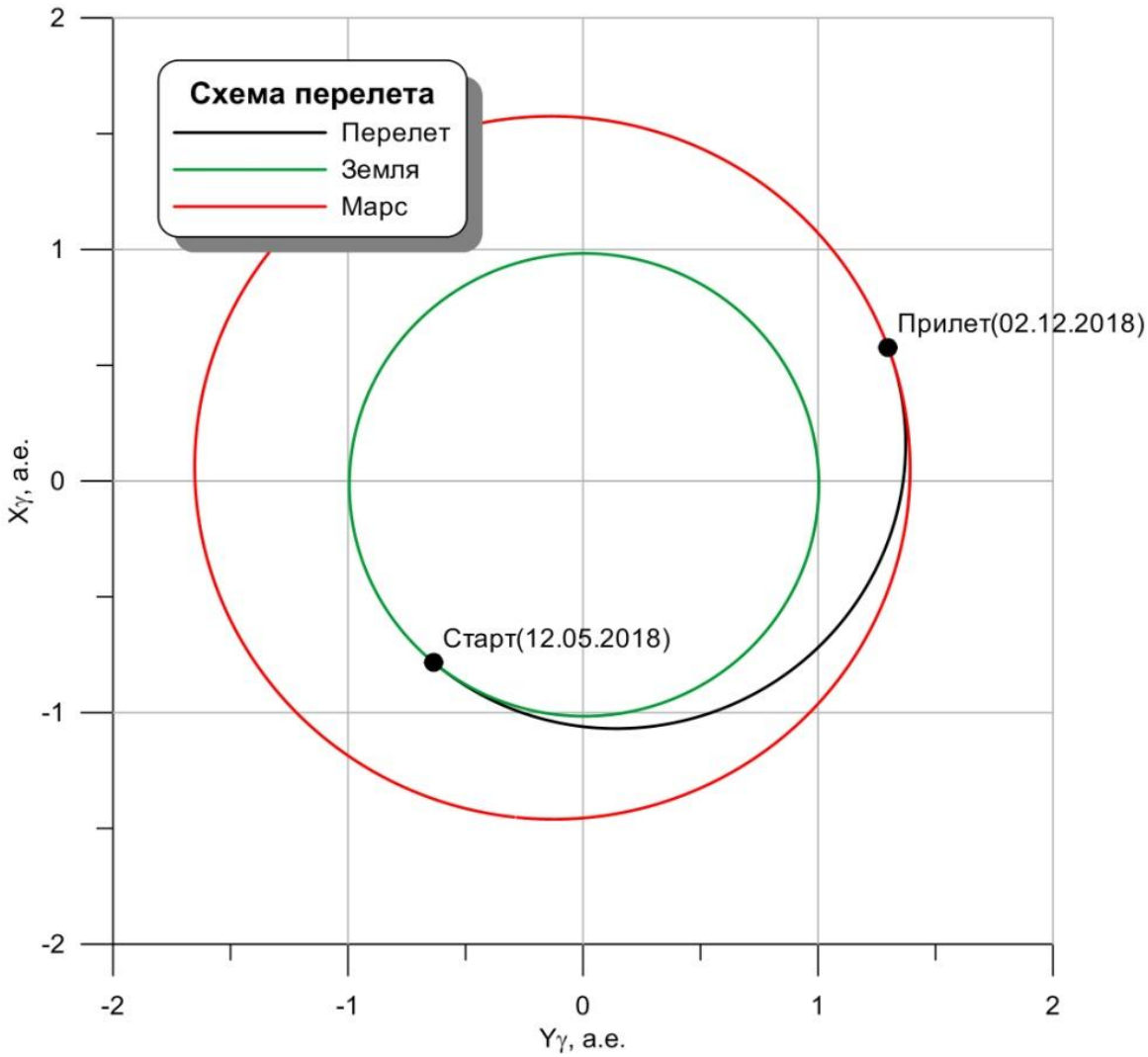


Рисунок 4.8 - Схема перелета Земля – Марс

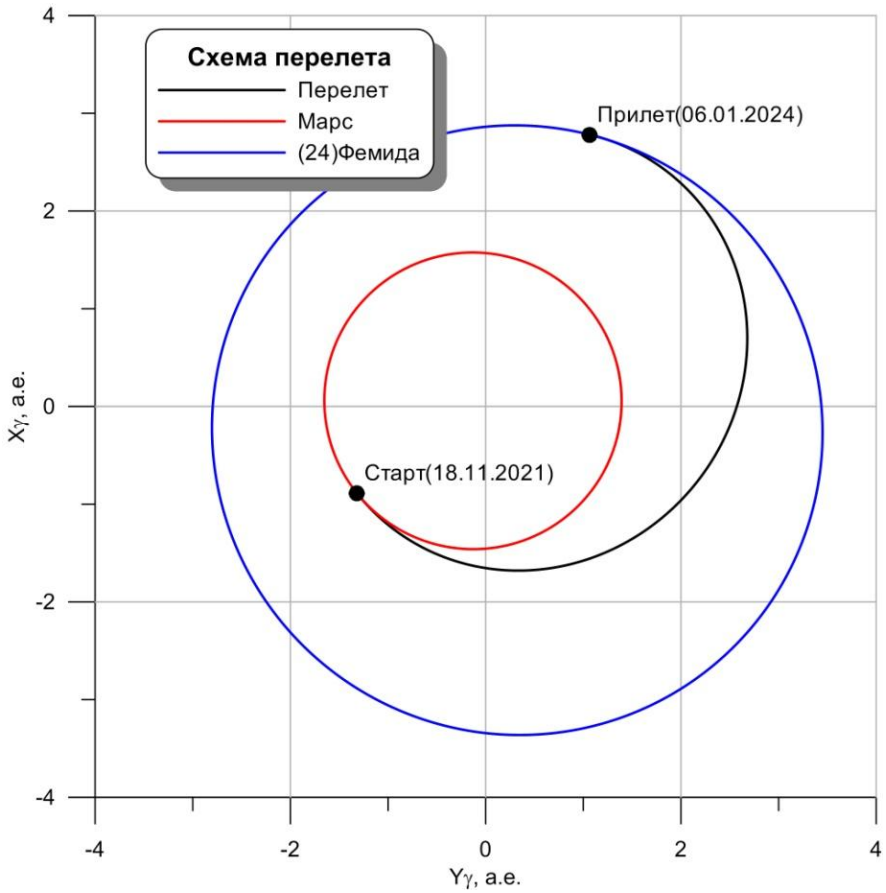


Рисунок 4.9 - Схема перелета Марс – Фемида

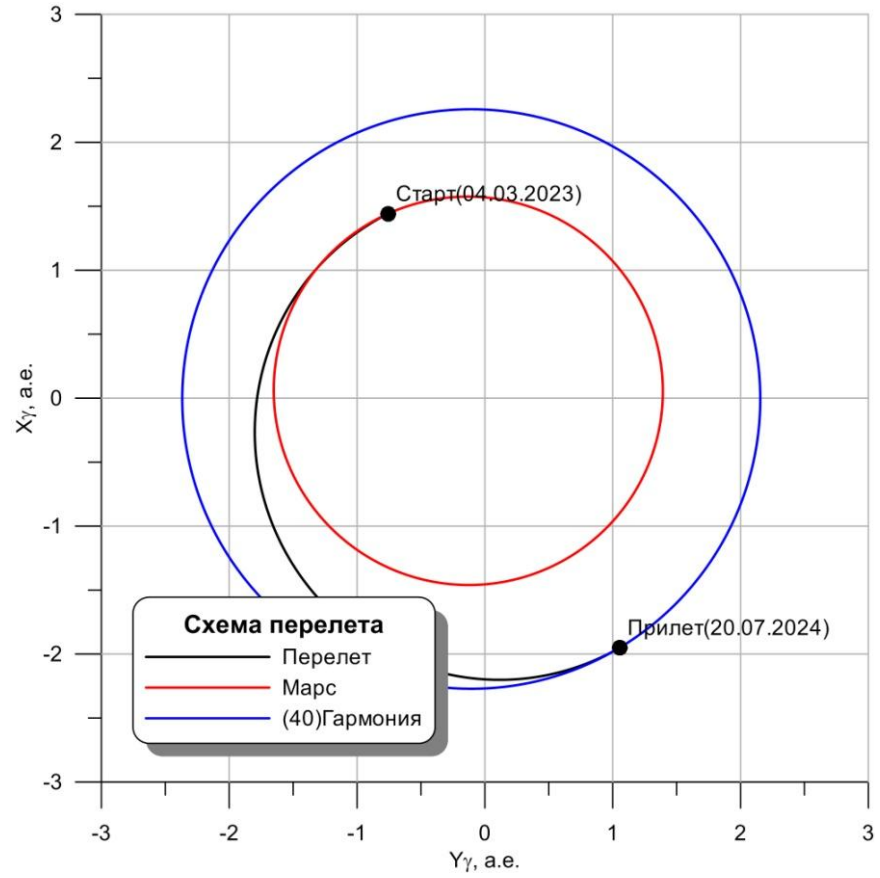


Рисунок 4.10 - Схема перелета Марс – Гармония

В результате проведения этих расчетов (решения «внешней» задачи) определены исходные данные для решения «внутренней» по отношению к Марсу задачи – оптимальный с точки зрения затрат характеристической скорости перелет между двумя гиперболическими траекториями за заданное время. Рассчитанные исходные данные представлены в таблице **4.6**.

Таблица **4.6**

Этап полета	**Дата**	**Вектор асимптотической скорости**		
		Модуль	**Склонение**	**Прямое восхождение**
Прилет к Марсу	02.12.2018	2.974 км/с	– 24.48°	– 69.19°
Отлет к Фемиде	18.11.2021	3.938 км/с	– 18.09°	– 51.62°
Отлет к Гармонии	04.03.2023	2.851 км/с	– 2.96°	– 129.77°

Результаты оптимизации целевой функции (4.29) для всей схемы перелета с применением орбит ИСМ представлены в таблице **4.7**.

Таблица **4.7 – Характеристики схем перелета Земля - Марс - астероид**

Маневр	Полет к Фемиде	Полет к Гармонии
ΔV_1, км/с	0.874	0.874
ΔV_2, км/с	1.401	0.781
ΔV_3, км/с	0.304	0.295
ΔV_4, км/с	0.241	0.237
ΔV_5, км/с	0.075	0.025
$\sum_{j=1}^{5} \Delta V_j(t_j)$, км/с	**2.895**	**2.212**

Здесь импульс ΔV_1 представляет собой характеристическую скорость маневра перехода с гиперболической подлетной орбиты на начальную эллиптическую, ΔV_2 – с предстартовой на отлетную траекторию. Маневр ΔV_3 переводит КА на первую орбиту ожидания, далее с помощью импульсов ΔV_4 и ΔV_5 реализуется предстартовая орбита. Импульс ΔV_5 необходим для синхронизации по времени прилета КА на предстартовую орбиту, а также реализации ее некоторых параметров – наклонения, аргумента перицентра и момента его прохождения.

Вид околомарсианских участков траектории для полета к рассматриваемым астероидам представлен на рисунках **4.11** и **4.12**.

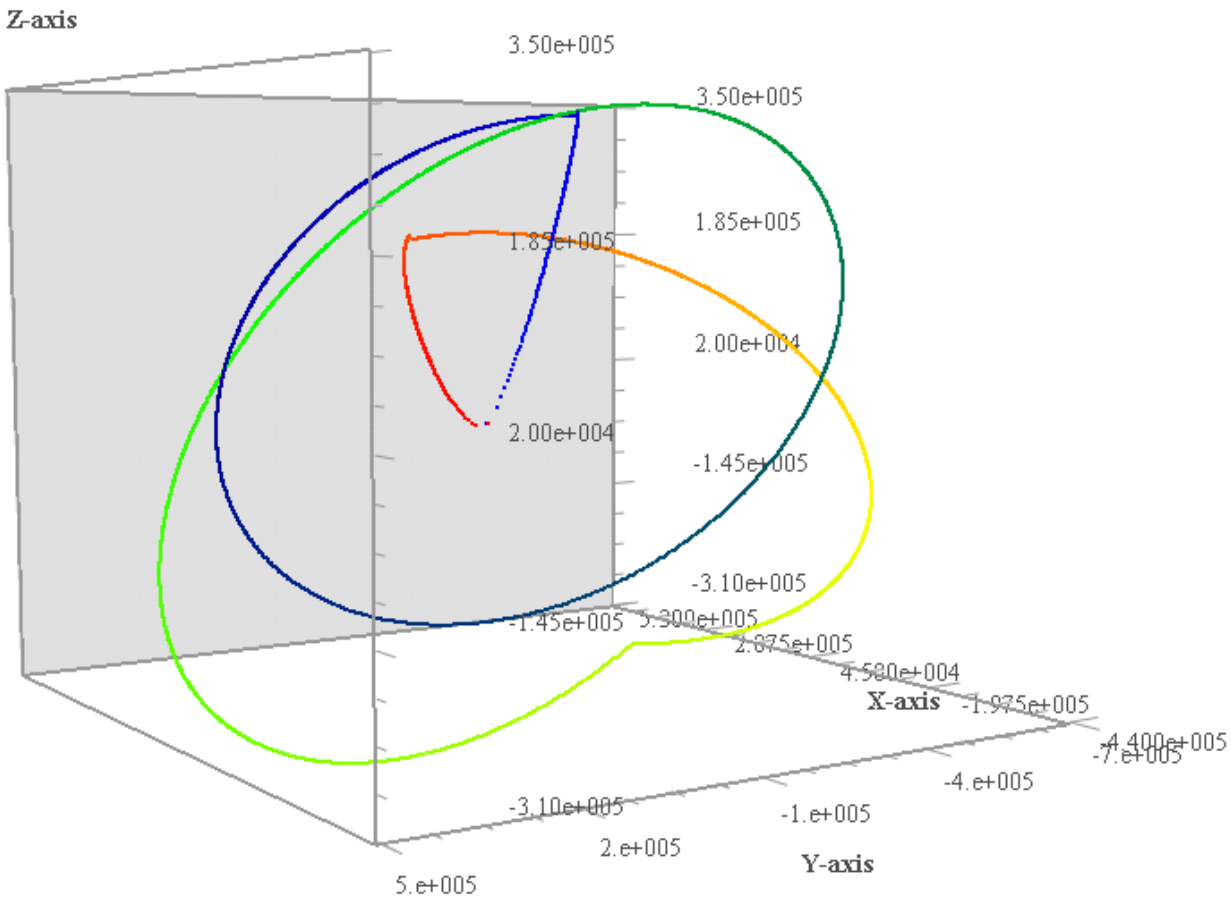


Рисунок 4.11 - Траектория КА у Марса для полета к астероиду Фемида

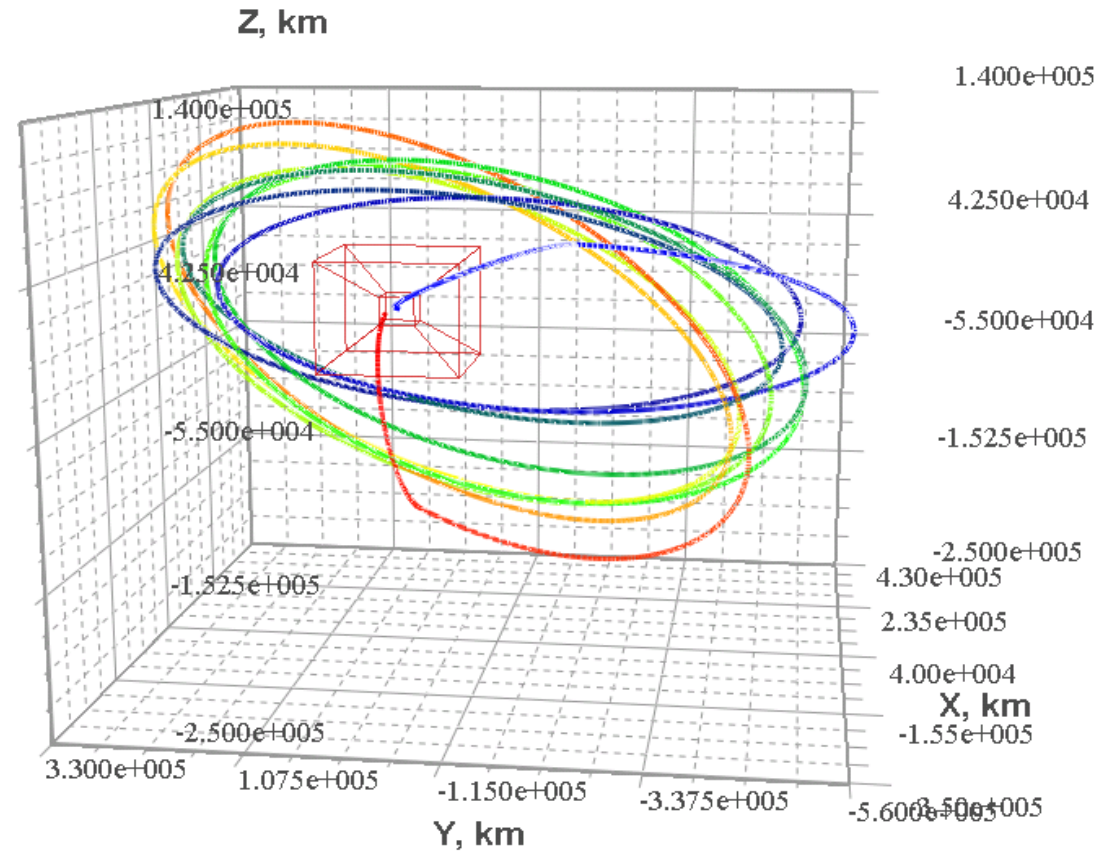


Рисунок 4.12 - Околомарсианская траектория КА для полета к астероиду Гармония

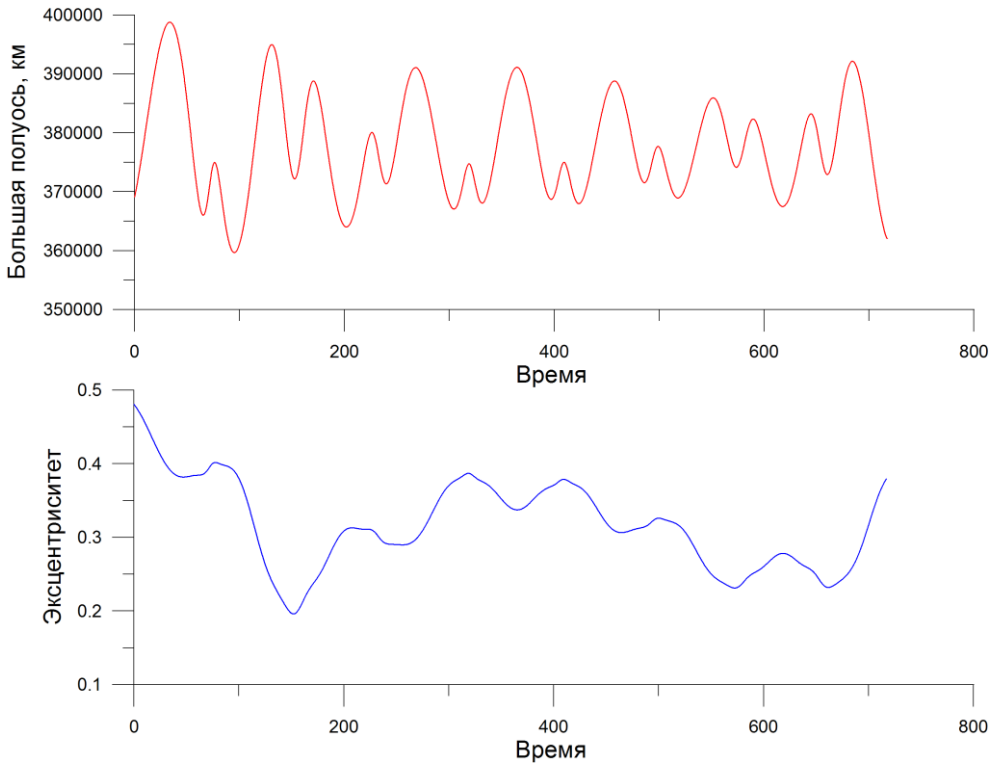


Рисунок 4.13 - Эволюция элементов орбиты для полета к астероиду Гармония

На рисунке **4.13** приведен пример эволюции большой полуоси и эксцентриситета для всей траектории ареоцентрического участка. Графики построены для полета к астероиду Гармония.

Энергетические затраты на всю экспедицию, согласно разделению задачи на «внешнюю» и «внутреннюю» по отношению к Марсу (4.21), являются суммой следующих характеристических скоростей:

- разгона с опорной орбиты ИСЗ $\Delta V_{ИСЗ}$, рассчитанной по формуле (4.17), в которую подставляется значение ΔV_{∞}^{0}, полученное из оптимизации межпланетного участка траектории (4.24);
- торможения у астероида $\Delta V_{ИСА}$, определяемая через $\Delta V_{\infty}^{\mathrm{A}}$, также из (4.24);
- суммарной на околомарсианском участке траектории согласно (4.29).

Таким образом, суммарная характеристическая скорость экспедиции рассчитывается по формуле

$$F_2(T_0, T_A, T_{Mj}, \mathbf{E}_{Mj}) = \Delta V_{ИСЗ} + \sum_j \Delta V_{Mj} + \Delta V_{ИСА}. \qquad (4.30)$$

Результаты расчетов для всей схемы перелета с применением орбит ИСМ представлены в таблице **4.8**.

Таблица **4.8 –** Результаты схем перелета Земля – Марс - астероид

Характеристики перелета	**Перелет**		
	Земля - Марс	**Марс - Фемида**	**Марс - Гармония**
Время перелета	09.11.2011 - 11.09.2012 (306 суток)	10.08.2013 - 05.01.2015 (513 суток)	05.10.2014 - 10.01.2016 (462 суток)
Скорость разгона ΔV_1, км/с	3.576	1.401	0.781
Скорость торможения ΔV_2, км/с	0.874	3.186	1.897
Суммарный импульс маневров на орбите ИСМ $F_2^{Внутр}$, км/с	-	0.620	0.557
Суммарные затраты скорости на перелет, км/с	4.450	5.207	3.236
Суммарные затраты скоростина миссию F_2, км/с	-	***9.657***	***7.686***

4.3.4 Определение схемы полета, обеспечивающей минимальные энергетические затраты

В таблицу **4.9** сведены итоговые результаты оптимизации прямой схемы перелета из таблицы **4.3** и схемы с использованием орбиты ожидания из таблицы **4.8**; и выполнено сравнение этих схем.

Таблица 4.9 – Сравнение схем перелета к астероидам

Схема полета	**Цель экспедиции**	
	Фемида	**Гармония**
Прямая	10.869	10.403
С использованием орбиты ожидания у Марса	9.657	7.686
Выигрыш по сравнению со схемой прямого перелета, км/с	***1.212***	***2.717***

Как видно из таблицы **4.9**, схема перелета с использованием орбиты ИСМ дает выгоду по энергетическим характеристикам по сравнению с прямым перелетом Земля – астероид.

4.3.5 Оценка массы КА

Для проведения расчетов массы предположим, что:

- КА в составе головного блока (ГБ – связка КА и РБ) с помощью РН выводится сначала на опорную орбиту ИСЗ;
- после этого РБ выполняет маневр разгона на отлетную траекторию, после чего РБ отделяется;
- дальнейший полет КА осуществляет самостоятельно, т.е. остальные маневры совершаются с помощью его ДУ и топлива из его баков.

Исходя из этой идеологии схемы построения маневров, массовые характеристики КА на соответствующем этапе могут быть рассчитаны для предварительных оценок согласно приведенной ниже методике.

1. Конечная масса ГБ после реализации манёвра разгона с опорной орбиты ИСЗ на межпланетную траекторию рассчитывается согласно формуле Циолковского:

$$M_K^{ГБ} = M_0^{ГБ} \cdot e^{-\frac{\Delta V_{ИСЗ}}{c}}, \qquad (4.31)$$

где $M_K^{ГБ}$ – масса ГБ после реализации манёвра;

$M_0^{ГБ}$ – начальная масса ГБ;

$\Delta V_{ИСЗ}$ –скорость разгона с опорной орбиты ИСЗ;

c – скорость истечения газов из сопла двигателя РБ:

$$c = P_{уд}^{РБ} \cdot g_0,$$

где $P_{уд}^{РБ}$ – удельный импульс ДУ РБ;

g_0 – модельное ускорение свободного падения для пере, равное 9.80665 м/с^2.

2. Масса топлива на реализацию отлетного манёвра представляет собой разность масс ГБ до и после проведения включения ДУ РБ, при этом она не должна превышать предельную заправку топливом баков ДУ РБ:

$$M_T^{РБ} = M_0^{ГБ} - M_K^{ГБ} \ (M_T^{РБ} < M_{T\,max}^{РБ}).$$

3. После отработки импульса выведения РБ отделяется, и масса КА становится равной:

$$M_0^{КА} = M_K^{ГБ} - M_K^{РБ},$$

что представляет собой начальную массу КА на отлётной гиперболической траектории.

4. Все остальные маневры согласно схеме полета выполняются на ДУ КА. Масса КА в ходе дальнейшего полета рассчитывается так же согласно формуле Циолковского (4.31), только вместо $\Delta V_{ИСЗ}$ нужно подставить

характеристическую скорость данного маневра ΔV_i $(i = 2,...,N)$ (где N – число маневров в рассматриваемой схеме полета), а вместо удельного импульса ДУ РБ – аналогичную характеристику ДУ КА:

$$M_{Ki}^{КА} = M_{0i}^{КА} \cdot e^{-\frac{\Delta V_i}{P_{уд}^{КА} \cdot g}}.$$

5. Затраты топлива, необходимого на выполнение активных манёвров, так же вычисляется аналогично п.2, и масса этого топлива должна удовлетворять заправке КА:

$$M_T^{КА} = M_0^{КА} - M_{ИСА}^{КА} \ (M_T < M_{\text{Т}\,max}^{\text{КА}}).$$

6. Масса КНА является разностью между массой КА на момент выхода на ОИСА, рассчитанной в предыдущем пункте, и оценочной массой КА $M_{К*}^{КА}$, представляющей собой сумму сухой массы КА и запаса топлива для работы на орбитах ИСА

$$M_{КНА} = M_{ИСА}^{КА} - M_{К*}^{КА}.$$

При этом отрицательное значение массы КНА говорит о невозможности реализации экспедиции при данных массово-энергетических характеристиках средств выведения и самого КА.

Выполним баллистическую оценку массы КА на различных этапах полета вплоть до конечной астероидоцентрической орбиты. В качестве средств выведения рассмотрим три варианта комплексов РН и РБ: РН «Протон-К» и РБ «Бриз-М», РН «Зенит-2SLБ» и РБ «Фрегат-СБ», РН «Союз 2-1б» и РБ «Фрегат». Вычисления может упростить следующий факт: у всех перечисленных выше разгонных блоков используется один и тот же маршевый двигатель – С5.98М с удельном импульсом $P_{уд}^{РБ}$ =331с. Также для расчетов примем, что удельный импульс КА равен $P_{уд}^{КА}$ =308с.

Характеристики рассматриваемых комплексов средств выведения взяты из [26-31] и представлены в таблице **4.10**, где $M_0^{ГБ}$ – максимальная масса

выводимого головного блока на опорную орбиту; $M_{T\max}^{РБ}$ – максимальная масса рабочего топлива РБ; $M_{К}^{РБ}$ – конечная масса РБ (с учётом массы адаптера, системы разделения, топлива гарантийного запаса и невырабатываемых остатков).

Таблица 4.10 – Характеристики средств выведения

Средство выведения	$M_0^{ГБ}$, кг	$M_{T\max}^{РБ}$, кг	$M_{К}^{РБ}$, кг
Протон / Бриз	21600	18000	2700
Зенит / Фрегат-СБ	14000	10180	1500
Союз / Фрегат	8250	5600	920

Результаты расчетов по этой методике для схемы прямого полета к астероиду Фемида представлены в таблице **4.11**, для схемы полета с использованием орбиты ожидания у Марса – в таблице **4.12**. Данные по аналогичным расчетам для Гармонии представлены в таблицах **4.13** и **4.14**. Для расчета массы научной аппаратуры, доставляемой к астероиду $M_{КНА}$, масса конструкции КА $M_{К*}^{КА}$ принята равной 800 кг.

Таблица 4.11 - Баллистическая оценка массы КА для схемы прямого полета к астероиду Фемида

Ср-во выведения	Протон / Бриз	Зенит / Фрегат-СБ	Союз / Фрегат
$M_0^{ГБ}$, кг	21600	14000	8250
$M_{К}^{ГБ}$, кг	4521.4	2930.5	1726.9
$M_0^{КА}$, кг	1821.4	1430.5	806.9
$M_{ИСА}^{КА}$, кг	270.3	212.3	119.7
$M_{КНА}$, кг	-529.7	-587.7	-680.3

В таблицах **4.12** и **4.14** также используются следующие обозначения:

$M_{ИСМ\,0}^{КА}$ – масса КА после выхода на начальную орбиту ИСМ;

$M_{ИСМК}^{КА}$ – масса КА после выведения на траекторию полета к астероиду.

Таблица 4.12 - **Б**аллистическая оценка массы КА для схемы полета к астероиду Фемида с использованием орбиты ожидания у Марса

Ср-во выведения	Протон / Бриз	Зенит / Фрегат-СБ	Союз / Фрегат
$M_0^{ГБ}$, кг	21600	14000	8250
$M_K^{ГБ}$, кг	7225.7	4683.3	2759.8
$M_0^{КА}$, кг	4525.7	3183.3	1839.8
$M_{ИСМ0}^{КА}$, кг	3388.6	2383.5	1377.6
$M_{ИСМК}^{КА}$, кг	1735.5	1220.7	705.5
$M_{ИСА}^{КА}$, кг	604.4	425.1	245.7
$M_{КНА}$, кг	-195.6	-374.9	-554.3

Таблица 4.13 - **Б**аллистическая оценка массы КА для схемы прямого полета к астероиду Гармония

Ср-во выведения	Протон / Бриз	Зенит / Фрегат-СБ	Союз / Фрегат
$M_0^{ГБ}$, кг	21600	14000	8250
$M_K^{ГБ}$, кг	4672.0	3509.4	2657.0
$M_0^{КА}$, кг	1972.0	2469.4	1737.0
$M_{ИСА}^{КА}$, кг	329.6	339.5	189.4
$M_{КНА}$, кг	-470.4	-460.5	-610.6

Таблица 4.14 - Баллистическая оценка массы КА для схемы полета к астероиду Гармония с использованием орбиты ожидания у Марса

Ср-во выведения	Протон / Бриз-М	Зенит / Фрегат-СБ	Союз / Фрегат
$M_0^{ГБ}$, кг	21600	14000	8250
$M_K^{ГБ}$, кг	7225.7	4683.3	2759.8
$M_0^{КА}$, кг	4525.7	3183.3	1839.8
$M_{ИСМ0}^{КА}$, кг	3388.6	2383.5	1377.6
$M_{ИСМК}^{КА}$, кг	2175.9	1530.5	884.6
$M_{ИСА}^{КА}$, кг	745.3	524.3	303.0
$M_{КНА}$, кг	-54.7	-275.7	-497.0

Из представленных данных видно, что выигрыш от использования схемы полета с орбитой ожидания у Марса по сравнению с прямым перелетом в случае экспедиции к астероиду Фемида и выведения КА на отлетную траекторию с

помощью РН «Протон» с РБ «Бриз» достигает около 380 кг, в аналогичном случае для Гармонии – примерно 400 кг.

4.4 Схемы полета к другим небесным телам Солнечной системы

В предыдущем параграфе была рассмотрена методика оптимизации траекторий полета к Главному поясу астероидов с использованием орбиты ожидания у Марса. Было показано, что схема полета, включающая орбиту ожидания у промежуточной планеты, дает ощутимый выигрыш в суммарной характеристической скорости экспедиции.

В этом параграфе исследуем возможность применения такой схемы для полета к другим небесным телам Солнечной системы. Рассмотрим полеты к следующим небесным телам:

- Меркурию,
- Нептуну,
- Юпитеру,
- астероидам, сближающимся с Землей.

Такие цели выбраны исходя из следующих предположений:

- между Землей и конечным пунктом экспедиции должна быть промежуточная планета для возможности реализации орбиты ожидания;
- рассмотреть перелет как в сторону Солнца, так и на внешнюю границу Солнечной системы;
- исследовать влияние гравитационных постоянных планет на энергетические характеристики схем перелетов;
- изучить возможность использования орбиты ожидания у Луны.

Изучение будем выполнять в той же последовательности, что и для полета в Главный пояс астероидов с маневрами на орбитах искусственного спутника Марса (ИСМ):

1) оценочный расчет прямого перелета и перелета с использованием высококруговой орбиты ожидания у попутной планеты;
2) уточняющий расчет для рассматриваемых схем перелета к целевой планете в случае, если предварительные оценки показали выигрыш схемы с орбитой ожидания.

Для оценочного расчета будем считать, что:

- планеты движутся по круговым гелиоцентрическим орбитам в плоскости эклиптики;
- фазы движения планет не учитываются, поэтому траектория межпланетного перелета всегда представляет собой гомановский полуэллипс, перицентр и апоцентр которого совпадают со средними гелиоцентрическими радиусами орбит планет старта и прилета соответственно;
- на планетоцентрическом участке влияние на движение КА третьих тел не учитывается.

На втором этапе расчетов межпланетные участки траектории полета рассчитываются с учетом точных моделей движения планет. На планетоцентрических участках траектория КА моделируется путем численного интегрирования уравнений движения с учетом гравитационного влияния Солнца и других планет.

Значения параметров, необходимых для расчетов схем полета и являющихся внешними (q) и внутренними (p) факторами влияния для соответствующего случая, приведены в таблице **4.15** и **4.16**. Данные взяты из [32, 33].

Выбор такой довольно высокой высоты перицентра на околоюпитерианском участке обусловлен большой мощностью радиационного пояса Юпитера на относительно небольших расстояниях от него [34]. Длительное

нахождение КА в этой области чревато накоплением большой радиационной дозы и последующим выходом из строя всей бортовой аппаратуры.

Таблица 4.15 – Исходные данные для расчета схем полетов

Параметр	**Обозначение**	**Значение**
Радиус Меркурия	r_1	2 439 км
Радиус Венеры	r_2	6 052 км
Радиус Юпитера	r_5	71 492 км
Радиус Нептуна	r_8	24 764 км
Радиус Луны	r_{10}	1 738 км
Средний радиус орбиты Луны	R_{10}	384 400 км
Радиус орбиты Меркурия	R_1	0.38709927 а.е. = $5.7909068 \cdot 10^7$ км
Радиус орбиты Венеры	R_2	0.72333566 а.е. = $1.08208930 \cdot 10^8$ км
Радиус орбиты Земли	R_3	1 а.е. = $1.49597870691 \cdot 10^8$ км
Радиус орбиты Юпитера	R_5	5.202887 а.е. = $7.785472 \cdot 10^9$ км
Радиус орбиты Нептуна	R_8	30.06992276 а.е. = $4.503443661 \cdot 10^{10}$ км
Гравитационная постоянная Солнца	μ_0	$1.32712440018 \cdot 10^{11}$ км^3/с^2
Гравитационная постоянная Меркурия	μ_1	$2.20320805274 \cdot 10^4$ км^3/с^2
Гравитационная постоянная Венеры	μ_2	$2.48585994309 \cdot 10^5$ км^3/с^2
Гравитационная постоянная Земли	μ_3	$3.986004415 \cdot 10^6$ км^3/с^2
Гравитационная постоянная Юпитера	μ_5	$1.267127680936 \cdot 10^8$ км^3/с^2
Гравитационная постоянная Нептуна	μ_8	$6.83653407656 \cdot 10^6$ км^3/с^2
Гравитационная постоянная Луны	μ_{10}	$4.9028 \cdot 10^3$ км^3/с^2
Радиус Земли	r_3	6371 км
Радиус Марса	r_M	3397 км

Значения высот планетоцентрических орбит, являющиеся элементами векторов внутренних факторов влияния p, приведены в таблице **4.16**.

Таблица 4.16 – Характеристики планетоцентрических орбит

Параметр	**Обозначение**	**Значение**
Высота ОИС Земли	$h_{\text{ИСЗ}}$	200 км
Высота ОИС Меркурия	$h_{\pi 1}$	1 000 км
Высота перицентра ОИС Венеры	$h_{\pi 2}$	500 км
Радиус апоцентра ОИС Венеры	$r_{\alpha 2}$	900 000 км
Высота перицентра ОИС Марса	$h_{\pi 4}$	500 км
Радиус апоцентра ОИС Марса	$r_{\alpha 4}$	1 000 000 км
Высота перицентра ОИС Юпитера	$h_{\pi 5}$	300 000 км
Радиус апоцентра ОИС Юпитера	$r_{\alpha 5}$	45 000 000 км
Высота ОИС Нептуна	$h_{\pi 8}$	5 000 км
Высота перицентра ОИС Луны	$h_{\pi 10}$	100 км

4.4.1 Полет к Меркурию через Венеру

Энергетические затраты на ***прямой перелет*** будут состоять из суммы характеристических скоростей разгона с опорной орбиты ИСЗ ΔV_1 и выхода на орбиту ИС Меркурия (ИСМк) ΔV_2:

$$\Delta V_{\Sigma 1} = \Delta V_1 + \Delta V_2. \tag{4.32}$$

Эти импульсы рассчитываются как разницы планетоцентрических скоростей на гиперболических и круговых орбитах:

$$\Delta V_i = \sqrt{V_{\infty i}^2 + \frac{2\mu_j}{r_{\pi j}}} - \sqrt{\frac{\mu_j}{r_{\pi j}}}, \tag{4.33}$$

где i = 1, 2 (1 – старт с Земли, 2 – прилет к Меркурию), j = 3, 1 (3 – параметры Земли, 1 – параметры Меркурия); $r_{\pi j}$ – радиусы круговых планетоцентрических орбит старта и прилета, μ_j – гравитационные параметры Земли и Меркурия, $V_{\infty i}$ – асимптотические скорости отлета от Земли и прилета к Меркурию, определяемые как разности гелиоцентрических скоростей КА V_i и планеты W_i на i-й момент времени:

$$V_{\infty i} = \left| W_j - V_i \right|. \tag{4.34}$$

Скорости планет W_j рассчитываются исходя из предположения о круговом характере их движения вокруг Солнца:

$$W_j = \frac{\mu_0}{R_j}, \tag{4.35}$$

где μ_0 – гравитационный параметр Солнца, R_j – гелиоцентрические радиусы орбит планет.

Гелиоцентрические скорости КА в данном случае определяется через скорости в афелии или перигелии эллиптической траектории перелета, при этом в афелии находится Земля на момент старта $\left(R_\alpha = R_3\right)$, в перигелии – Меркурий $\left(R_\pi = R_1\right)$:

$$V_1 = V_\alpha = \sqrt{\frac{2\mu_0 R_\alpha}{R_\pi (R_\pi + R_\alpha)}}, \tag{4.36}$$

$$V_2 = V_\pi = \sqrt{\frac{2\mu_0 R_\pi}{R_\alpha (R_\pi + R_\alpha)}}. \tag{4.37}$$

Подставив данные таблицы 4.15 и 4.16 в расчеты по формулам 4.36 - 4.37, получим результаты, представленные в таблице 4.17.

Таблица 4.17 – Гелиоцентрические и характеристическая скорости КА для перелета Земля-Меркурий

Параметр	**Значение**	
	Старт с Земли (1)	Прилет к Меркурию (2)
Гелиоцентрическая скорость планеты W_i, км/с	29.785	47.872
Гелиоцентрическая скорость КА V_i, км/с	22.252	57.484
Асимптотическая скорость $V_{\infty i}$, км/с	7.533	9.611
Характеристическая скорость маневра ΔV_i, км/с	5.556	7.725
Суммарная характеристическая скорость $\Delta V_{\Sigma 1}$***, км/с***	***13.281***	

В случае ***схемы с использованием орбиты ожидания*** на большом удалении от Венеры перелеты Земля-Венера и Венера-Меркурий аналогично прямому перелету по формулам 4.32–4.37, с небольшими дополнениями.

Характеристические скорости разгона с опорной орбиты ИСЗ и торможения на орбиту вокруг Меркурия рассчитываются, как и выше, согласно 4.33. Импульс перехода с подлетной гиперболической траектории (при подлете к Венере) на переходную эллиптическую орбиту (начальную орбиту ИСВ) для последующего перевода на орбиту ожидания, а также импульс, переводящий КА с второй переходной эллиптической орбиты (предстартовой орбиты ИСВ) на гиперболическую отлетную траекторию для полета к Меркурию, рассчитываются как маневры перехода в перицентре между эллиптической и гиперболической орбитами:

$$\Delta V_i = \sqrt{\frac{2\mu_2}{r_{\pi 2}} + V_{\infty i}^2} - \sqrt{\frac{2\mu_2 r_{\alpha 2}}{r_{\pi 2}(r_{\pi 2} + r_{\alpha 2})}}, \qquad (4.38)$$

где i = 2, 3 (2 – прилет к Венере при перелете от Земли, 3 – старт с Венеры при перелете к Меркурию); $r_{\pi 2}$ и $r_{\alpha 2}$ – соответственно радиус перицентра и апоцентра для эллиптических переходных орбит ($r_{\alpha 2}$ также является радиусом круговой орбиты ожидания), μ_2 – гравитационный параметр Венеры.

Результаты расчетов для гелиоцентрических перелетов Земля – Венера и Венера – Меркурий приведены в таблицах 4.18 и 4.20.

Таблица 4.18 – Характеристическая скорость для гелиоцентрических перелетов Земля – Венера

Параметр	**Значение**	
	Старт с Земли (1)	Прилет к Венере (2)
Гелиоцентрическая скорость планеты W_j, км/с	29.785	35.021
Гелиоцентрическая скорость КА V_i, км/с	27.289	37.727
Асимптотическая скорость $V_{\infty i}$, км/с	2.495	2.707
Характеристическая скорость маневра ΔV_i, км/с	3.505	0.397
Суммарная характеристическая скорость $\Delta V_{\Sigma 21}$ ***, км/с***	***3.903***	

Таблица 4.19 - Характеристическая скорость для гелиоцентрических перелетов Венера-Меркурий

Параметр	**Значение**

	Старт с Венеры (3)	Прилет к Меркурию (4)
Гелиоцентрическая скорость планеты W_j, км/с	35.021	47.872
Гелиоцентрическая скорость КА V_i, км/с	29.242	54.641
Асимптотическая скорость $V_{\infty i}$, км/с	5.779	6.769
Характеристическая скорость маневра ΔV_i, км/с	1.591	5.126
Суммарная характеристическая скорость $\Delta V_{\Sigma 22}$ ***, км/с***	***6.718***	

Импульсы двух маневров, переводящих КА с начальной орбиты на круговую орбиту ожидания, а затем с нее на предстартовую, могут быть вычислены как разность скоростей КА в апоцентре эллиптической траектории $r_{\alpha 2}$ и на круговой орбите того же радиуса:

$$\Delta V_{\text{ЭК}} = \Delta V_{\text{КЭ}} = \sqrt{\frac{2\mu_2 r_{\pi 2}}{r_{\alpha 2}\left(r_{\alpha 2} + r_{\pi 2}\right)}} - \sqrt{\frac{\mu_2}{r_{\alpha 2}}}. \qquad (4.39)$$

Таблица 4.20 – Расчет по схеме с орбитой ожидания у Венеры

Параметр	**Значение**
Характеристическая скорость перелета с маневрами на орбите ИСВ:	
- Перелет Земля – Венера $\Delta V_{\Sigma 21}$, км/с	3.903
- Суммарный импульс маневров на орбите ИСВ $\Delta V_{\Sigma ИСВ}$, км/с	0.529×2 = 1.058
- Перелет Венера - Меркурий $\Delta V_{\Sigma 22}$, км/с	6.718
- Суммарная $\Delta V_{\Sigma 2}$, км/с	*11.677*
Характеристическая скорость прямого перелета $\Delta V_{\Sigma 1}$, км/с	*13.281*
Выигрыш схемы с орбитой ожидания, км/с	***1.604***

Результаты расчетов для всей схемы перелета Земля – Венера – Меркурий приведены в таблице 4.20. Там же выполнено сравнение схемы с использованием орбиты ожидания и рассмотренной ранее схемы прямого перелета. Видно, что, как и в случае полета в Главный пояс астероидов с маневрами у Марса, схема полета к Меркурию через орбиту ожидания у Венеры, имеет выигрыш по

суммарной характеристической скорости экспедиции перед прямым перелетом Земля – Меркурий.

4.4.2 Численный синтез оптимальных схем полета

Методика уточняющих расчетов для полета к Меркурию аналогична детально описанной методике расчетов для полета к астероидам Главного пояса.

Сначала найдем минимальную суммарную характеристическую скорость ***прямого*** перелета Земля – Меркурий $\Delta V_{\Sigma 1}$. Она является результатом оптимизации функции, зависящей от даты старта с Земли T_1 и даты прилета к Меркурию T_2:

$$\min F_1 = \Delta V_{\Sigma 1}(T_1, T_2) = \Delta V_1(T_1, T_2) + \Delta V_2(T_1, T_2) \tag{4.40}$$

где ΔV_1 и ΔV_2 – характеристические скорости маневров старта с орбиты ИСЗ и выхода на орбиту ИС Меркурия соответственно.

Даты старта КА, его прилета, продолжительность перелета аппарата, необходимые затраты его характеристической скорости при использовании схемы прямого перелета представлены в таблице **4.21**, а на рисунке **4.14** приведена схема этого перелета.

Таблица 4.21 – Характеристики схемы прямого перелета Земля – Меркурий

Параметр	**Значение**
Время перелета	09.05.2011 – 03.09.2011 (117 суток)
Маневр разгона с орбиты ИСЗ, км/с	7.379
Маневр выхода на орбиту ИС Меркурия, км/с	6.182
Суммарные затраты скорости на перелет, км/с	***13.560***

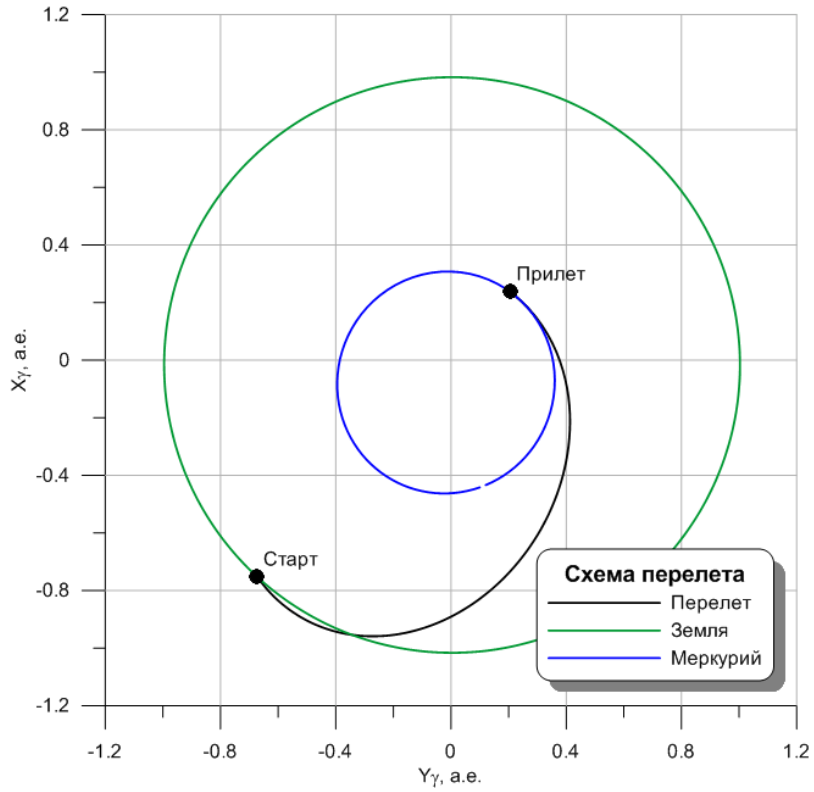


Рисунок 4.14 - Схема прямого перелета Земля – Меркурий

Последовательность расчета схемы полета ***с использованием орбиты ожидания*** у Венеры, как и ранее, будем решать в два этапа: сначала расчет и оптимизация межпланетных перелетов Земля – Венера и Венера – Меркурий, а затем по этим данным определим параметры элементов орбит для околовенерианского участка полета.

Оптимальные с точки зрения суммарных энергетических затрат гелиоцентрические траектории будут соответствовать минимуму функционала

$$\min F_2^{Внеш} = \Delta V_{\Sigma\infty}(T_1, T_2, T_3, T_4) = \Delta V_{\infty 1} + \Delta V_{\infty 2} + \Delta V_{\infty 3} + \Delta V_{\infty 4} \qquad (4.41)$$

Здесь 1 соответствует старту с Земли, 2 – прилету к Венере, 3 – старт с орбиты Венеры, 4 – прилет к Меркурию.

Результаты решения «внешней» задачи (4.41) приведены в таблице **4.22**, исходные данные для «внутренней» задачи – в таблице **4.23**. На рисунке **4.15** графически представлены схемы рассмотренных перелетов.

Таблица 4.22 - Характеристики схемы перелета Земля – Меркурий с ожиданием у Венеры

Характеристики перелета	**Перелет**	
	Земля - Венера	**Венера - Меркурий**
Время перелета	10.06.2010 – 13.12.2010 (185 суток)	08.09.2011 – 08.11.2011 (61 сутки)
Асимптотическая скорость отлета, км/с	3.998	6.492
Асимптотическая скорость подлета, км/с	3.012	7.773
Сумма асимптотических скоростей, км/с	***7.010***	***14.265***

Таблица 4.23 - Параметры схемы перелета Земля – Меркурий с ожиданием у Венеры

Этап полета	**Дата**	**Вектор асимптотической скорости**		
		Модуль	**Склонение**	**Прямое восхождение**
Прилет к Венере	13.12.2010	3.012	-0.56	-109.79
Отлет к Меркурию	08.11.2011	6.492	-2.18	78.99

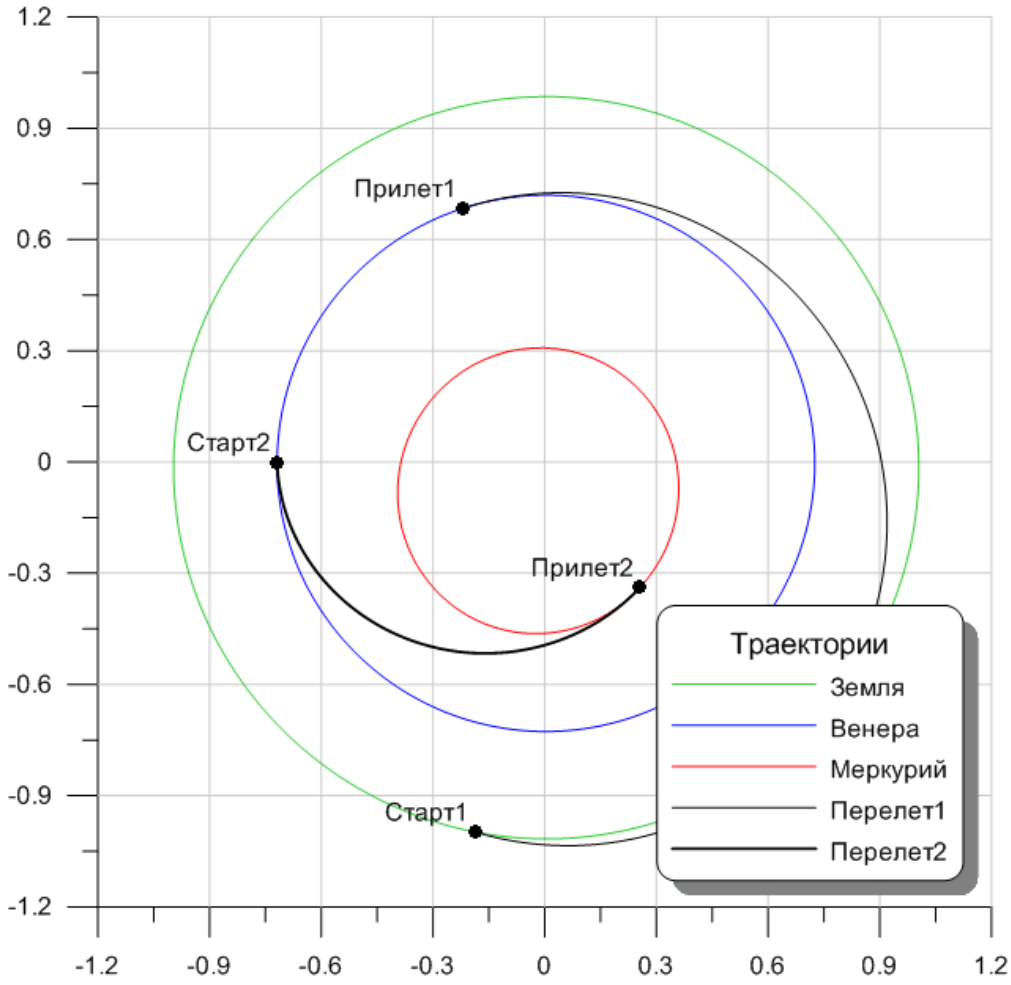


Рисунок 4.15 - Схема перелета Земля – Венера – Меркурий

Для моделирования полета КА по околовенерианским траекториям будем использовать систему уравнений в следующем виде:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{V}, \\ \dot{\mathbf{V}} = -\mu_2 \dfrac{\mathbf{r}}{r^3} + \mathbf{a}_{pm} + \mathbf{a}_{gf}, \end{cases} \tag{4.42}$$

где $\mathbf{r}$ – радиус-вектор КА; $\mathbf{V}$ – вектор скорости КА; μ_2 – гравитационная постоянная Венеры; $\mathbf{a}_{pm}$ – ускорение, вызванное влиянием притяжения со стороны Солнца и планет; $\mathbf{a}_{gf}$ – ускорение, вызванное нецентральностью гравитационного поля Венеры.

Ускорение, вызванное гравитационным влиянием Солнца и планет, вычисляется по формуле

$$\mathbf{a}_{pm}(\mathbf{r}) = \sum_{\substack{i=0 \\ i\neq 4}}^{8} \mu_i \left(\frac{\mathbf{r}_i - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}|^3} - \frac{\mathbf{r}_i}{|\mathbf{r}_i|^3} \right),$$

где μ_i – гравитационные постоянные небесных тел; $\mathbf{r}_i$ – координаты этих небесных тел в ареоцентрической системе координат. Индекс i соответствует небесным телам, приведенным в таблице **4.24**.

Таблица 4.24

Индекс i	Небесное тело	Индекс i	Небесное тело
0	Солнце	5	Юпитер
1	Меркурий	6	Сатурн
2	Венера	7	Уран
3	Земля	8	Нептун
4	Марс	9	Плутон

Синтез венероцентрического участка полета выполним по аналогии с методикой, приведенной ранее. Оптимальный околовенерианский этап экспедиции будет соответствовать минимуму суммарной характеристической скорости всех маневров на орбитах ОИСВ:

$$\min F_2^{Внутр} = \sum_{j=1}^{N} \Delta V_j(t_j, r_{\alpha j}, i_j), \qquad (4.43)$$

где ΔV – импульсы маневров перехода между орбитами, t – моменты времени проведения этих маневров, r_α – прицельная высота апоцентра начальной эллиптической орбиты, i – ее наклонение.

Характеристические скорости маневров, соответствующие оптимальному с точки зрения энергетических затрат вереноцентрическому участку траектории приведены в таблице **4.25**.

Таблица 4.25 - Характеристические скорости маневров

Маневр	Характеристическая скорость, км/с
ΔV_1	0.490
ΔV_2	1.951
ΔV_3	0.498
ΔV_4	0.526
$\sum_{j=1}^{4} \Delta V_j(t_j)$	3.465

Здесь импульс ΔV_1 представляет собой характеристическую скорость маневра перехода с гиперболической подлетной орбиты на начальную эллиптическую, ΔV_2 – с предстартовой на отлетную траекторию. Маневр ΔV_3 переводит КА на первую орбиту ожидания, далее с помощью импульса ΔV_4 реализуется предстартовая орбита.

Вид околовенерианского участка траектории для полета к Меркурию представлен на рисунке **4.16**. На рисунке **4.17** приведен график эволюции большой полуоси и эксцентриситета орбиты ожидания. Видно, что, как и в случае с Марсом, внешние тела оказывают весьма значительное влияние на траекторию движения КА.

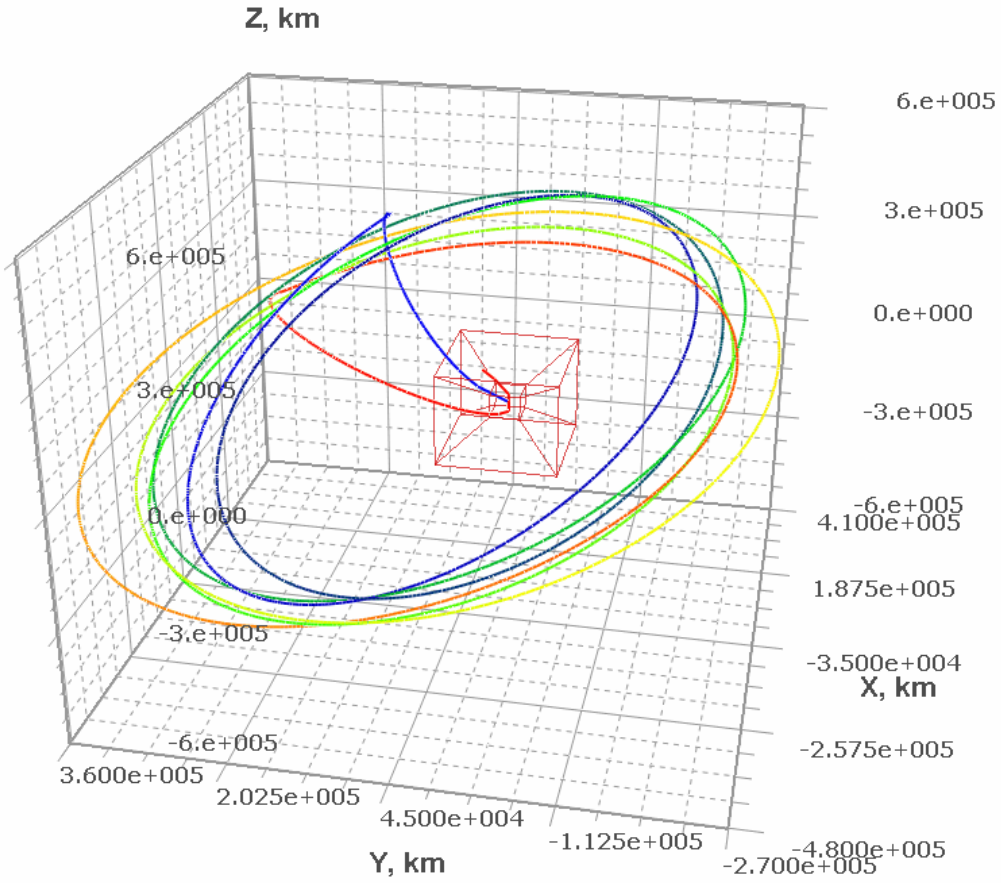


Рисунок 4.16 - Траектория околовенерианского участка

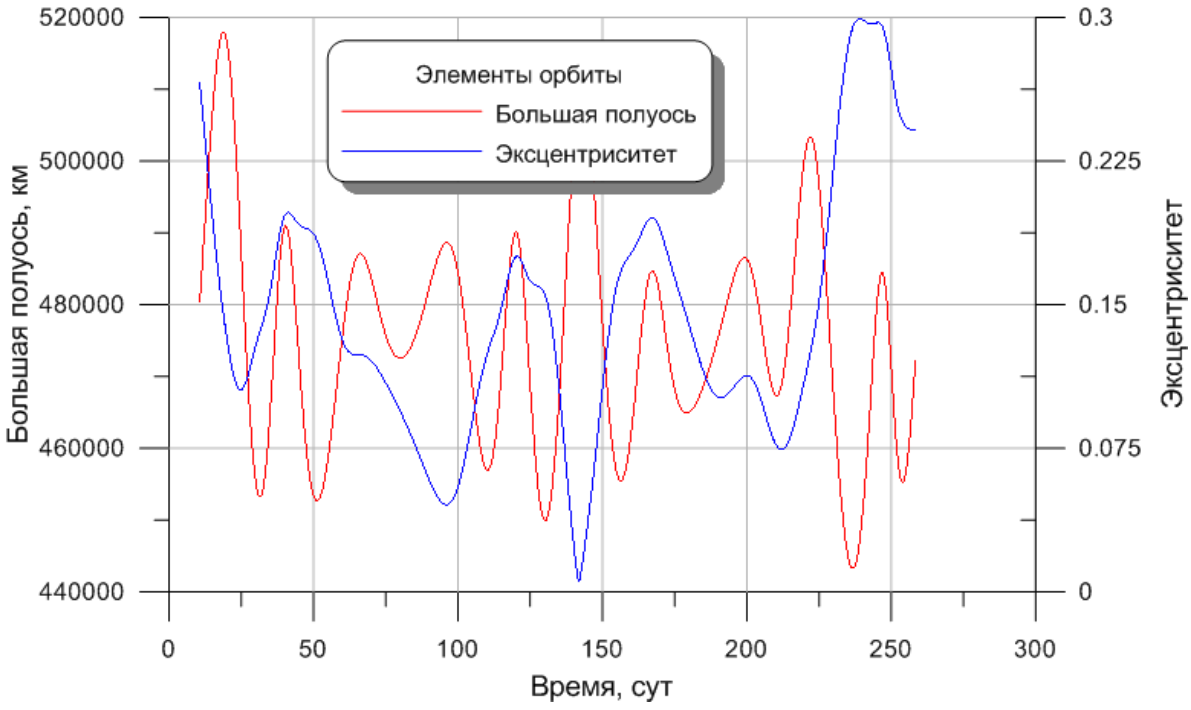


Рисунок 4.17 -Эволюция элементов орбиты на околовенерианском участке

4.4.3 Определение оптимальной схемы полета

Энергетические затраты на всю экспедицию, согласно разделению задачи на «внешнюю» и «внутреннюю» по отношению к Венере, являются суммой следующих характеристических скоростей:

- разгона с опорной орбиты ИСЗ $\Delta V_{ИСЗ}$, в которую подставляется значение $\Delta V_{\infty 1}$, полученное из оптимизации межпланетного участка траектории;
- торможения у Меркурия $\Delta V_{ИСМк}$, определяемая через $\Delta V_{\infty 4}$;
- суммарной на околовенерианском участке траектории согласно (4.43).

Таким образом, суммарная характеристическая скорость экспедиции рассчитывается по формуле

$$F_2(T_0, T_M, T_{Bj}, \mathbf{E}_{Bj}) = \Delta V_{ИСЗ} + \sum_j \Delta V_{Bj} + \Delta V_{ИСМк}. \qquad (4.44)$$

Результаты расчетов для всей схемы перелета с применением орбит ИСВ представлены в таблице **4.26**.

Таблица 4.26 – Характеристики схем полетов Земля-Меркурий

Характеристики перелета	**Перелет**	
	Прямой	**С маневрами на ОИСВ**
Время перелета	09.05.2011 – 03.09.2011 (117 суток)	10.06.2010 – 08.11.2011 (516 суток)
Скорость разгона от Земли $\Delta V_{ИСЗ}$, км/с	7.379	3.929
Суммарный импульс маневров на орбите ИСВ $F_2^{Внутр}$, км/с	-	3.465
Скорость торможения у Меркурия $\Delta V_{ИСМк}$, км/с	6.182	5.727
Суммарные затраты скорости на миссию F_i, км/с	***13.560***	***13.121***

Из сведений, содержащихся в таблице **4.26** видно, что схема полета к Меркурию с использованием орбиты ожидания у Венеры дает выигрыш по суммарной характеристической скорости миссии в 439 м/с.

4.4.4 Баллистическая оценка массы КА

В таблицах **4.27** и **4.28** приведены результаты расчетов массы КА на различных этапах полета экспедиции к Меркурию. Алгоритм расчетов аналогичен приведенному ранее.

Таблица 4.27 – Массы КА для прямого полета к Меркурию

Ср-во выведения	Протон / Бриз	Зенит / Фрегат-СБ	Союз / Фрегат
$M_0^{ГБ}$, кг	20000	11000	6000
$M_K^{ГБ}$, кг	2059.5	1132.7	617.9
$M_0^{КА}$, кг	-640.5	-367.3	-302.1
$M_{ИСМк}^{КА}$, кг	–	–	–
$M_{КНА}$, кг	–	–	–

Таблица 4.28 - Массы КА для схемы перелета Земля – Венера – Меркурий

Ср-во выведения	Протон / Бриз-М	Зенит / Фрегат-СБ	Союз / Фрегат
$M_0^{ГБ}$, кг	21600	14000	8250
$M_K^{ГБ}$, кг	6438.4	4173.0	2354.8
$M_0^{КА}$, кг	3738.4	2673.0	1434.8
$M_{ИСВ0}^{КА}$, кг	3738.4	2673.0	1434.8
$M_{ИСВК}^{КА}$, кг	1187.1	848.8	455.6
$M_{ИСМк}^{КА}$, кг	178.2	127.4	68.4
$M_{КНА}$, кг	-621.8	-672.6	-731.6

Указаны данные по трем средствам выведения – комплексам, состоящим из РН «Протон» с РБ «Бриз», РН «Зенит» с РБ «Фрегат-СБ» и РН «Союз» с РБ «Фрегат». Исходные данные по ним взяты из [35-37]. В таблицах приняты следующие обозначения массы КА (ГБ) на различных этапах полета:

$M_0^{ГБ}$ – начальная масса ГБ на опорной орбите ИСЗ;

$M_K^{ГБ}$ – конечная масса ГБ после отработки маневра выведения на отлетную траекторию и перед отделением КА;

$M_0^{КА}$ – начальная масса КА, начинающего самостоятельный полет;

$M_{ИСВ0}^{КА}$ – масса КА после выхода на начальную орбиту ИСВ;

$M_{ИСВК}^{КА}$ – масса КА после выведения на траекторию полета к Меркурию;

$M_{ИСМк}^{КА}$ – масса КА на орбите ИС Меркурия;

$M_{КНА}$ – теоретическая масса доставляемой в окрестности астероида научной аппаратуры (представляет собой разность конечной массы $M_{ИСА}^{КА}$ и условно заданной массой конструкции КА).

В случае появления отрицательных значений в столбце, экспедиция является нереализуемой с помощью этой совокупности средств выведения и заданных характеристик КА.

Таблица **4.27** наглядно демонстрирует невозможность реализации прямого полета к Меркурию. С помощью рассматриваемых средств выведения невозможно даже вывести какую-либо полезную нагрузку на траекторию перелета. То есть, нужен более тяжелый и энерговооруженный носитель.

Как видно из данных таблицы **4.28**, при использовании схемы с орбитой ожидания, масса КА, доставляемого к Меркурию, уже неотрицательна. Это показывает явное преимущество рассматриваемой схемы полета.

4.4.5 Полет к Нептуну через Юпитер

Нептун является самой далекой от Солнца большой планетой. В принципе, можно было бы и рассмотреть полет к еще более удаленной малой планете Плутон, но ее орбита имеет существенный эксцентриситет (~0.25), поэтому оценочный расчет с предположением о круговом характере движения планет был бы неправомочен.

Оценим сначала, обладает ли схема с использованием орбиты ожидания у Юпитера преимуществом по суммарным затратам характеристической скорости перед прямым перелетом Земля – Нептун. Исходные данные для расчетов, как и ранее, взяты из таблицы **4.15.**

Методика расчета рассматриваемых схем полетов к Нептуну аналогична описанному в предыдущем параграфе случаю перелета к Меркурию, только по отношению к Земле Меркурий находится ближе к Солнцу, а Нептун – дальше. Поэтому полет по межпланетной траектории будет выполняться в направлении из перигелия в афелий. В связи с этим гелиоцентрические скорости КА в моменты старта и прилета будут рассчитываться не по формулам **4.36** и **4.37**, а следующим образом:

$$V_1 = V_\pi = \sqrt{\frac{2\mu_0 R_\pi}{R_\alpha (R_\pi + R_\alpha)}}, \tag{4.45}$$

$$V_2 = V_\alpha = \sqrt{\frac{2\mu_0 R_\alpha}{R_\pi (R_\pi + R_\alpha)}}. \tag{4.46}$$

Остальные формулы из набора (4.32)–(4.39) сохраняют свою преемственность.

Результаты расчетов для схемы прямого перелета Земля – Нептун приведены в таблице **4.29**. Данные по схеме перелета Земля – орбиты ИС Юпитера – Нептун представлены в таблицах **4.30** и **4.31**. Таблица **4.32** содержит результаты сравнения рассмотренных схем.

Таблица 4.29 – Результаты схемы прямого перелета Земля – Нептун

Параметр	**Значение**	
	Старт с Земли (1)	Прилет к Нептуну (2)
Гелиоцентрическая скорость планеты W_i, км/с	29.785	5.429
Гелиоцентрическая скорость КА V_i, км/с	41.439	1.377
Асимптотическая скорость $V_{\infty i}$, км/с	11.655	4.052
Характеристическая скорость маневра ΔV_i, км/с	8.247	6.657
Суммарная характеристическая скорость $\Delta V_{\Sigma 1}$***, км/с***	***14.905***	

Таблица 4.30 Результаты схемы перелета Земля – орбита Юпитера

Параметр	**Значение**	
	Старт с Земли (1)	Прилет к Юпитеру (2)
Гелиоцентрическая скорость планеты W_i, км/с	29.785	13.056
Гелиоцентрическая скорость КА V_i, км/с	38.578	7.413
Асимптотическая скорость $V_{\infty i}$, км/с	8.794	5.643
Характеристическая скорость маневра ΔV_i, км/с	6.306	0.710
Суммарная характеристическая скорость $\Delta V_{\Sigma 21}$ ***, км/с***	***7.016***	

Таблица 4.31 - Результаты схемы перелета орбита Юпитера – Нептун

Параметр	**Значение**	
	Старт с Юпитера (3)	Прилет к Нептуну (4)
Гелиоцентрическая скорость планеты W_i, км/с	13.056	5.429
Гелиоцентрическая скорость КА V_i, км/с	17.049	2.947
Асимптотическая скорость $V_{\infty i}$, км/с	3.993	2.481
Характеристическая скорость маневра ΔV_i, км/с	0.411	6.421
Суммарная характеристическая скорость $\Delta V_{\Sigma 22}$ ***, км/с***	***6.831***	

Таблица 4.32 – Сравнение двух схем перелета Земля - Нептун

Параметр	**Значение**
Характеристическая скорость перелета с маневрами на орбите ИСЮ:	
- Перелет Земля – Юпитер $\Delta V_{\Sigma 21}$, км/с	7.016
- Суммарный импульс маневров на орбите ИСЮ $\Delta V_{\Sigma ИСЮ}$, км/с	1.463×2 = 2.926
- Перелет Юпитер - Нептун $\Delta V_{\Sigma 22}$, км/с	6.831
- Суммарная $\Delta V_{\Sigma 2}$, км/с	16.774
Характеристическая скорость прямого перелета $\Delta V_{\Sigma 1}$, км/с	14.905
Выигрыш схемы прямого перелета, км/с	***1.869***

В данном случае прямой перелет оказывается выгоднее схемы с использованием орбиты ожидания вблизи Юпитера. Это связано с высокой «ценой» по характеристической скорости изменения орбиты – маневров перехода с эллиптической орбиты на круговую. Такая стоимость объясняется большим значением гравитационного параметра планеты-гиганта.

Так как предварительные оценки показали отрицательный результат, в дальнейших исследованиях с точными моделями движения планет и КА нет необходимости.

4.4.6 Полет к Юпитеру через Марс

Посмотрим, что будет, если для случая, описанного в параграфе 4.1, вместо астероидов Главного пояса в качестве цели экспедиции выбрать Юпитер. Как видно, при дальнейшем росте гелиоцентрического радиуса конечной целевой орбиты выигрыш от использования схемы с маневрами у Марса уменьшается. Поэтому полет к Юпитеру через орбиту ожидания вблизи Марса может быть более энергозатратным, чем прямой перелет от Земли. Проверим, так ли это.

Результаты расчетов и сравнения схем полета сведем в таблицу **4.33.**

Таблица 4.33 – Сравнение схем полета Земля - Юпитер

Параметр	**Значение**	
	Прямой перелет	С орбитой ожидания
Импульс разгона с ОИСЗ, км/с	6.306	3.613
Импульс выхода на ОИСМ, км/с	-	0.705
Маневры на ОИСМ, км/с	-	0.189×2
Импульс разгона с ОИСМ, км/с	-	2.844
Импульс выхода на ОИСЮ, км/с	5.633	5.225
Суммарная характеристическая скорость перелета, км/с	11.939	12.765
Выигрыш схемы прямого перелета, км/с	***0.826***	

Анализ данных таблицы **4.33** показывает, что в данном случае прямой перелет от Земли к Юпитеру оказывается энергетически более выигрышным.

4.4.7 Полет к астероидам, сближающимся с Землей

Проанализируем возможность использования орбиты ожидания у Луны для полетов к астероидам, сближающимся с Землей (АСЗ).

Отличительной особенностью этих расчетов по сравнению с предыдущими параграфами является тот факт, что с точки зрения гелиоцентрического движения КА при перелете к астероиду полеты от Земли и от Луны являются почти эквивалентными. Отличаться (по гравитационному параметру и радиусу перицентра гиперболической отлетной орбиты) будут только расчеты околоземного и окололунного участка траектории.

Характеристическую скорость маневра перехода с траектории подлета к астероиду на орбиту ИСА, как и выше, будем полагать равной асимптотической скорости подлета.

При расчетах перелета Земля – Луна будем предполагать, что траектория такого перехода представляет собой геоцентрическую эллиптическую орбиту с

радиусом перицентра, равным радиусу опорной орбиты ИСЗ, и радиусом апоцентра, равным среднему радиусу движения Луны вокруг Земли. Выход на начальную орбиту ИСЛ выполняется путем перевода КА на нее с подлетной селеноцентрической гиперболической траектории. Асимптотическая скорость подлета равна разнице скорости КА в апогее перелетной орбиты Земля-Луна и скорости кругового движения Луны вокруг Земли.

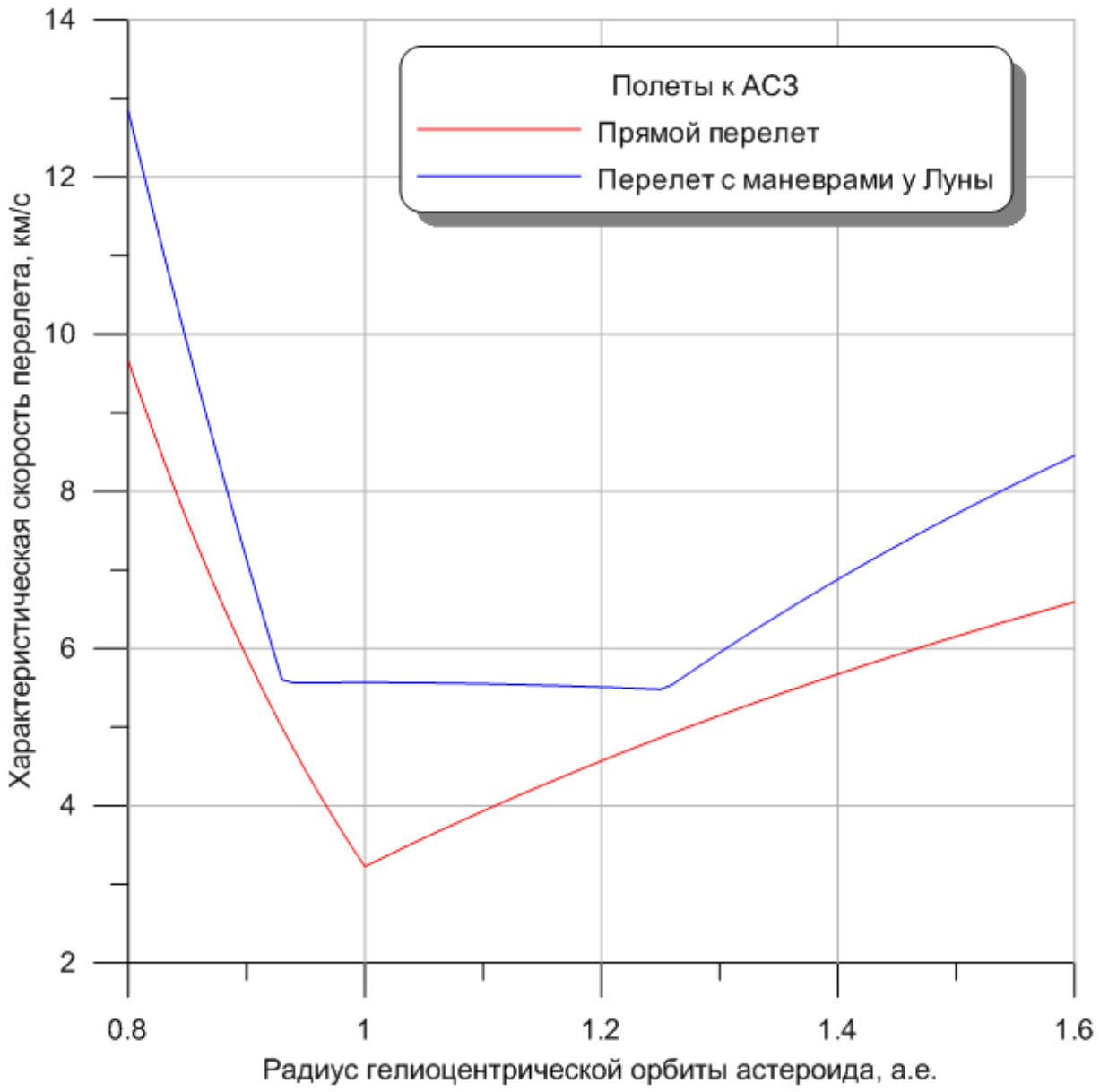


Рисунок 4.18 - Характеристические скорости схем полета АСЗ

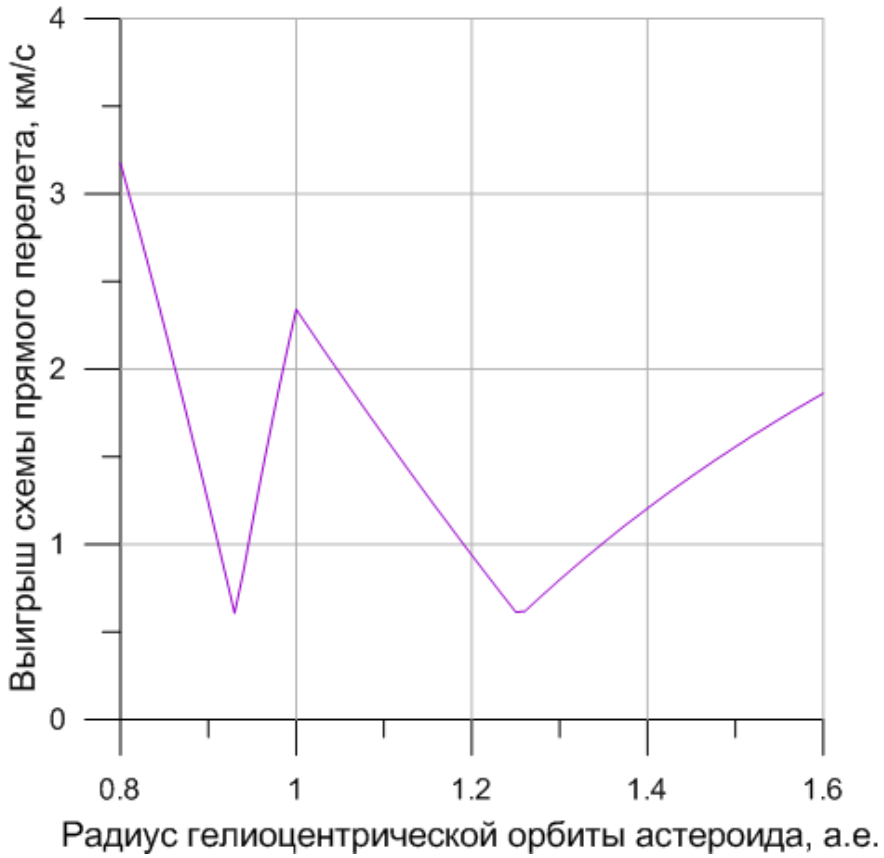


Рисунок 4.19 - Выигрыш схемы прямого перелета при полетах к АСЗ

Результаты расчетов в графическом виде представлены на рисунках **4.18** и **4.19**. Видно, что использование орбиты ожидания не обеспечивает выигрыша по суммарной характеристической скорости экспедиции.

Список литературы к главе 4

1. Дубошин Г. Н. Небесная механика. Основные задачи и методы. М.: Наука, 1975.
2. Иванов Н. М., Лысенко Л. Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. М., Дрофа, 2004, 544 с.
3. Ильин В.А., Кузмак Г.Е.Оптимальные перелеты космических аппаратов. – М.: Наука, 1976.
4. Ливанов Л. Б. Приближенные расчеты полетов на астероиды с импульсными или аэродинамическими маневрами у Земли, Венеры, Марса, Юпитера. М.: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша, 1995, 28 с.
5. Ливанов Л. Б. Досягаемость астероидов при импульсных перелетах с орбиты ИСЗ с маневрами у Марса и Юпитера. // Космические исследования, 1981, т. 19, №6, с. 441-454.
6. Малышев В.В. Методы оптимизации сложных систем. – М.: МАИ, 1981.
7. Малышев В.В. Программирование оптимального управления летательными аппаратами. – М.: МАИ, 1982.
8. Малышев В.В., Усачов В.Е. Математическое моделирование управляемого движения космических аппаратов. – М.: Изд-во МАИ, 1994.
9. Малышев В.В., Пичхадзе К.М., Усачов В.Е. Оптимизация космической миссии в корону Солнца. – М.: Изд-во МАИ, 2006.
10. Малышев В.В., Пичхадзе К.М., Усачов В.Е. Исследование возможности управляемого прохождения короны Солнца и создания Солнечного зонда. – М.: Изд-во МАИ, 2006.
11. Малышев В.В., Пичхадзе К.М., Усачов В.Е., Тычинский Ю.Д. Методы и алгоритмы синтеза и оптимизации вариантов миссии в ближайшее околосолнечное пространство. – М.: Изд-во МАИ, 2006.
12. Малышев В.В., Пичхадзе К.М., Усачов В.Е. Системный анализ вариантов миссии и синтез программы прямых исследований ближайшего околосолнечного пространства.– М.: Изд-во МАИ, 2006.
13. Механика космического полета / Под ред. В.П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1989.
14. Основы теории полета космических аппаратов / Под ред. Г.С. Нариманова. – М.: Машиностроение, 1972.
15. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. – М.: Наука, 1990.
16. Сихарулидзе Ю.Г.Баллистика летательных аппаратов. – М.: Наука, 1982.
17. Соловьев Ц. В., Тарасов Е. В. Прогнозирование межпланетных полетов. М.: Машиностроение, 1973.
18. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965.
19. F. G. Lemoine, D. E. Smith, D. D. Rowlands, M. T. Zuber, G. A. Neumann, and D. S. Chinn, An improved solution of the gravity field of Mars (GMM-2B) from Mars Global Surveyor, J. Geophys. Res., 106(E10), 23359-23376, October 25, 2001.

20. Standish E. M. Orientation of the JPL Ephemerides, DE200/LE200, to the Dynamical Equinox of J2000. Astronomy & Astrophysics, 1982. vol. 114, pp. 297-302.
21. Standish, E. M. The Observational Basis for JPL's DE200, the planetary ephemeris of the Astronomical Almanac. Astronomy & Astrophysics, 1990. vol. 233, pp. 252-271.
22. Standish E. M., Newhall X. X., Williams J. G. and Folkner W. F. JPL Planetary and Lunar Ephemerides, DE403/LE403. 1995. JPL IOM 314.10-127.
23. Standish E. M. JPL Planetary and Lunar Ephemerides, DE405/LE405. 1998. JPL IOM 312.F-98-048.
24. E. Myles Standish and James G. Williams. Orbital Ephemerides of the Sun, Moon and Planets (http://iau-comm4.jpl.nasa.gov/XSChap8.pdf).
25. JPL Small-Body Database Browser. URL: http://ssd.jpl.nasa.gov.
26. Руководство пользователя РН «Союз» при запуске из ГКЦ. URL: http://www.arianespace.com/launch-services-soyuz/Soyuz_Users_Manual_CSG_June06.pdf
27. Land Launch User Guide. URL: http://www.sea-launch.com/land-launch/index.html
28. Proton Launch System Mission Planner’s Guide. URL: http://www.ilslaunch.com/protonmpg
29. Тактико-технические характеристики разгонного блока «Бриз-М». URL: http://www.khrunichev.ru/main.php?id=49
30. Основные характеристики РБ «Фрегат» различных модификаций. URL: http://www.laspace.ru/rus/fregat_construction.php
31. Разгонный блок «Фрегат-СБ». URL: http://www.laspace.ru/rus/fregat_blocksb.php
32. Standish E. M. JPL Planetary and Lunar Ephemerides, DE405/LE405. 1998. JPL IOM 312F-98-048.
33. W. M. Folkner, J. G. Williams, D. H. Boggs. The Planetary and Lunar Ephemeris DE 421. Memorandum JPL IOM 343R-08-003.
34. S. Miller, A. Aylword, and G. Milliword. Giant Planet Ionospheres and Thermospheres: the Importance of Ion-Neutral Coupling. Space Science Review, 116 (2005): 319–343.
35. Руководство пользователя РН «Союз» при запуске из ГКЦ. URL: http://www.arianespace.com/launch-services/soyuz/Soyuz_Users_Manual_CSG_June06.pdf
36. Land Launch User Guide. URL: http://www.sea-launch.com/land-launch/index.html
37. Proton Launch System Mission Planner’s Guide. URL: http://www.ilslaunch.com/protonmpg

5 ВЫБОР ТРАЕКТОРИЙ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПИЛОТИРУЕМЫХ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ МИССИЙ

Пилотируемые исследования за пределами орбиты Луны могут быть выполнены путём стыковки на высокоэнергетических орбитах [1] (например, в окрестности L2 системы Земля-Солнце), что включает сближения на «фазирующих орбитах» и, по существу, использует методы отработанные на миссии ISEE-3 [2], траектории WIND с двойным проходом Луны [3], исследованиях предложенной миссии Реликт 2 [4], и фазирующих орбитах STEREO [5]. В реалиях современного мира представляется крайне маловероятным успешное осуществление программы пилотируемых исследований Солнечной системы силами одной страны. Таким образом, это должно стать международной программой, такой как Международная космическая станция. Сегодня уже существует такая международная база, и эти идеи во многом воплощаются исследовательской группой Международной академии астронавтики. Работа [1] была представлена на собрании этой исследовательской группы, проводившемся на Международном конгрессе по астронавтике в 2008 году. Данный грант будет направлен на существенное детальное развитие этих идей, включая расчёты с использованием полных моделей сил. Особое значение будет уделено миссиям к ОЗО и составлению оптимальных стратегий избежания потенциально опасных объектов (ПОО).

Программа «Аполлон» показала, что важное значение имеют системный подход к проектированию миссий и извлечение максимальной выгоды из наиболее эффективных траекторий. Экономия массы и ΔV при использовании оптимальных комбинаций траекторий могут не только быть очень существенными, но и вообще позволить выполнить миссию, поэтому проектирование траектории имеет первостепенное значение при планировании любой миссии. Программа «Аполлон» не смогла бы быть успешной без применения принципов сближения на окололунной орбите, и этот опыт будет учитываться в данном анализе.

Для распространения пилотируемых исследований вне системы Земля-Луна с использованием описанного ниже поэтапного подхода предстоит детально проработать предполагаемые траектории, чтобы подтвердить их осуществимость и оценить фактические требования на ΔV. На первом этапе должна быть получена возможность перехода с сильно эллиптических околоземных орбит к другим точкам в сфере влияния Земли, к окрестностям точек либрации L1 и L2 системы Земля-Солнце, к Луне и точкам либрации системы Земля-Луна. На втором этапе необходимо тщательно изучить ОЗО и их опасность для Земли посредством автоматических миссий для сбора гораздо более подробных данных об их свойствах и распределении, чем могут быть получены с Земли. Наконец, на третьем этапе пилотируемые миссии смогут посетить ОЗО, испытать технологии их отклонения и достичь Фобоса, Деймоса и Марса. В следующих разделах приводятся подходы для расчёта оптимальных траекторий на каждом из описанных этапов.

5.1 Миссии в сфере влияния Земли

5.1.1 С околоземной — на гало-орбиту вокруг L2 системы Земля-Луна

Несмотря на то, что наблюдения обратной стороны Луны с лунной орбиты показывают огромную научную ценность этого района [6], ни одна миссия не привела пока к посадке в нём космического аппарата. В связи с этим, гало-орбита вокруг L2 системы Земля-Луна оказывается легкодоступной и, вместе с тем, полезной целью для миссий первого этапа, так как эта орбита позволяет с лёгкостью управлять мобильными роботами и аппаратами для возврата образцов с обратной стороны Луны.

Гало-орбиты вокруг L2 Луны детально изучались в 70х годах как возможное место размещения спутников связи для обеспечения планировавшейся

последней миссии «Аполлон» на обратную сторону Луны [7-10]. Как показано на рисунке **5.1**, прямой переход к точке либрации L2 системы Земля-Луна требует ΔV приблизительно равное 1230 м/с.

Рисунок 5.1 - Прямой переход с низкой околоземной орбиты к точке L2 системы Земля-Луна в плоскости лунной орбиты во вращающейся системе отсчёта, в которой отрезок Земля-Луна неподвижен [8,10]

Вместе с тем, была найдена непрямая траектория перехода с использованием гравитационного манёвра вблизи Луны, которая позволяет уменьшить ΔV для достижения L2 более чем в три раза, что является существенной экономией массы КА (рис. **5.2**).

Рисунок 5.2 - Непрямой переход с низкой околоземной орбиты к точке L2 системы Земля-Луна [8,10]. Система координат аналогична рис. **5.1**

Траектории, показанные на рис. **5.1** и **5.2** были получены как решения ограниченной задачи трёх тел для достижения точки L2 в предположении кругового движения Луны, причём точка L2 оказывается закрыта Луной при наблюдении с Земли. Впервые произведен расчет непрямой траектории (рис. **5.3)** перехода к гало-орбите вокруг L2 системы Земля-Луна (вместо самой L2) при использовании запуска из Космического центра им. Кеннеди (КЦК) в восточном направлении с реалистичными моделями сил со стороны Солнца, Земли и Луны, полученными из эфемерид JPL DE405. Полное ΔV после выведения на траекторию составило 336 м/с — всего на 4 м/с больше, чем для траектории на рис. **5.2**, что находится в отличном согласии с учётом отсутствия оптимизации.

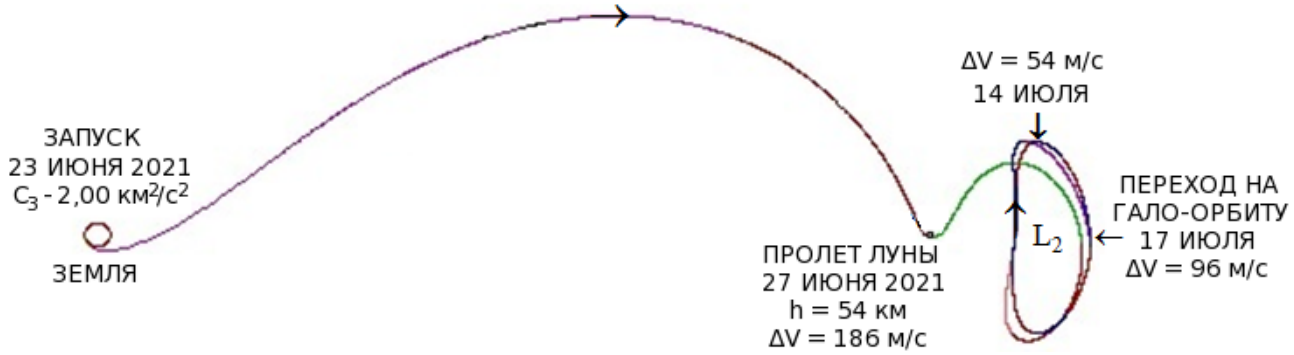


Рисунок 5.3 - Непрямая траектория при запуске из КЦК
на гало-орбиту вокруг L2 системы Земля-Луна.
Система координат аналогична рис. **5.1**

Дата выведения на гало-орбиту была выбрана непосредственно перед последней четвертью Луны, так что в течение первых двух недель после этого аппараты, действующие на обратной стороне Луны, будут получать максимальный световой поток от Солнца. При этом, как видно на рис. **5.4**, такая траектория проходит в тени Земли, испытывая затмение длительностью 101 минута, начиная с 86 минут после выведения на отлётную траекторию.

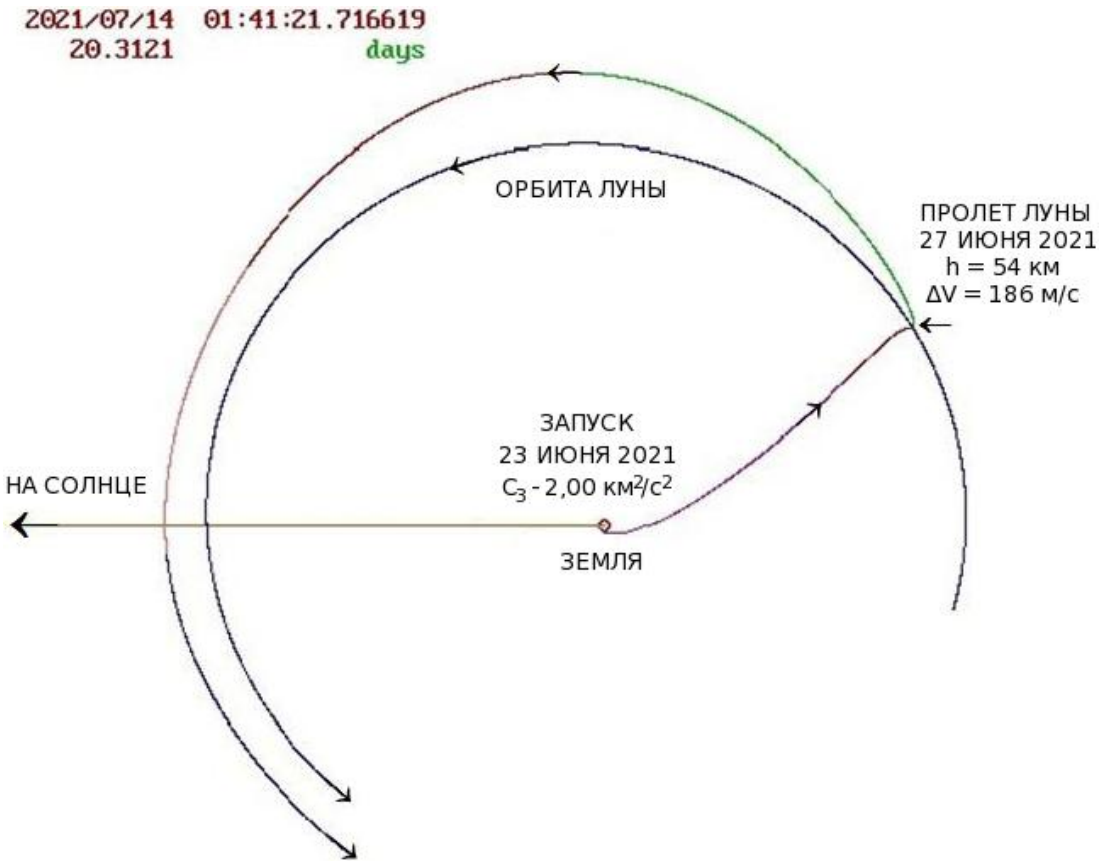


Рисунок 5.4 - Траектория, показанная на рис. **5.3**, изображённая в плоскости эклиптики при фиксированном направлении на Солнце

Таблица 5.1 - Ключевые моменты времени для траектории, показанной на рис.**5.3**.

Дата, 2021 г.	UTC	Событие
23 июня	18:12	Запуск
23 июня	18:23	Выведение на околоземную орбиту h = 185 км
23 июня	18:24	Выведение на отлётную траекторию C_3 - 2,00 км^2/с^2
23 июня	19:51	Начало затмения
23 июня	21:32	Конец затмения
27 июня	06:44	Облёт Луны, h = 54 км, ΔV = 186 м/с
14 июля	04:19	ΔV = 54 м/с
17 июля	18:44	Выведение на гало-орбиту, ΔV = 96 м/с

При необходимости, затмение можно уменьшить, производя запуск на более наклонённую к эклиптике траекторию в другое время, либо отложив запуск на 2-3 дня, когда проход через тень Земли произойдёт ближе к ней и быстрее. Моменты времени, соответствующие основным событиям полёта, приведены в таблице **5.1**.

Более подробно эта траектория показана на рис. **5.5** и **5.6** для области вблизи Луны. После облёта Луны траектория совершает более одного оборота вокруг точки либрации L2 системы Земля-Луна для наилучшего выравнивания с конечной гало-орбитой, что позволяет уменьшить ΔV двух импульсов, переводящих КА на эту орбиту.

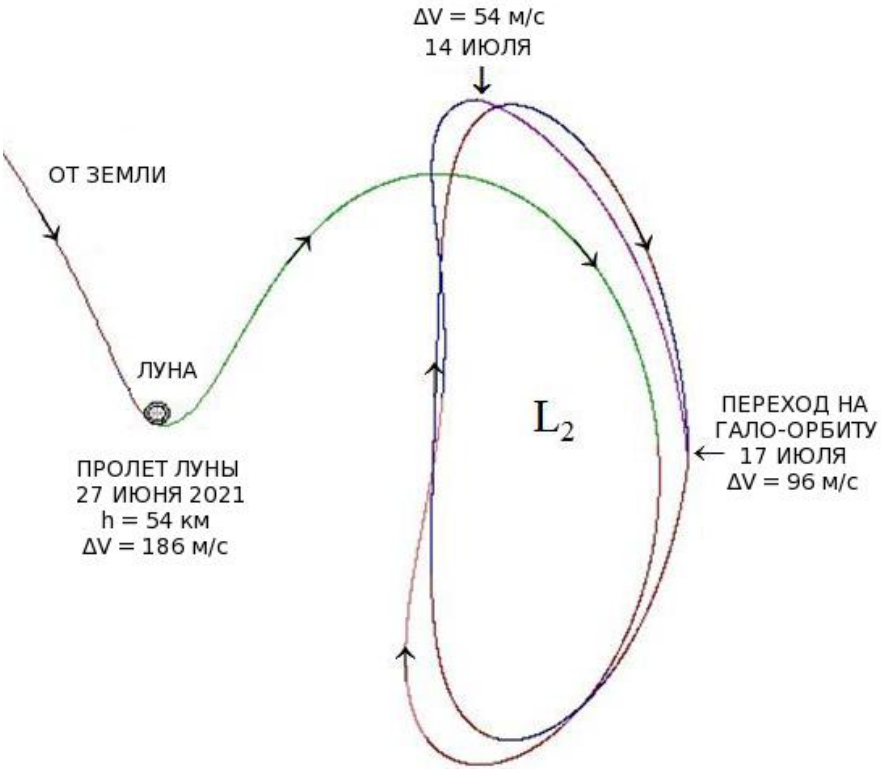


Рисунок 5.5 - Увеличенная картина траектории, показанной на рис. **5.3**, вблизи Луны. Система координат аналогична рис. **5.1**

Несмотря на то, что в плоскости XY (на рис. **5.5**) такое выравнивание выглядит достаточно близким, на рис. **5.6** (вид с Земли, плоскость YZ) видно, что различие весьма существенно. Так происходит потому, что облёт Луны заставляет

траекторию начинаться вблизи центра плоскости YZ (вблизи самой Луны), так что сразу после облёта траектория является узкой орбитой Лиссажу, сильно отличающейся от гало-орбиты.

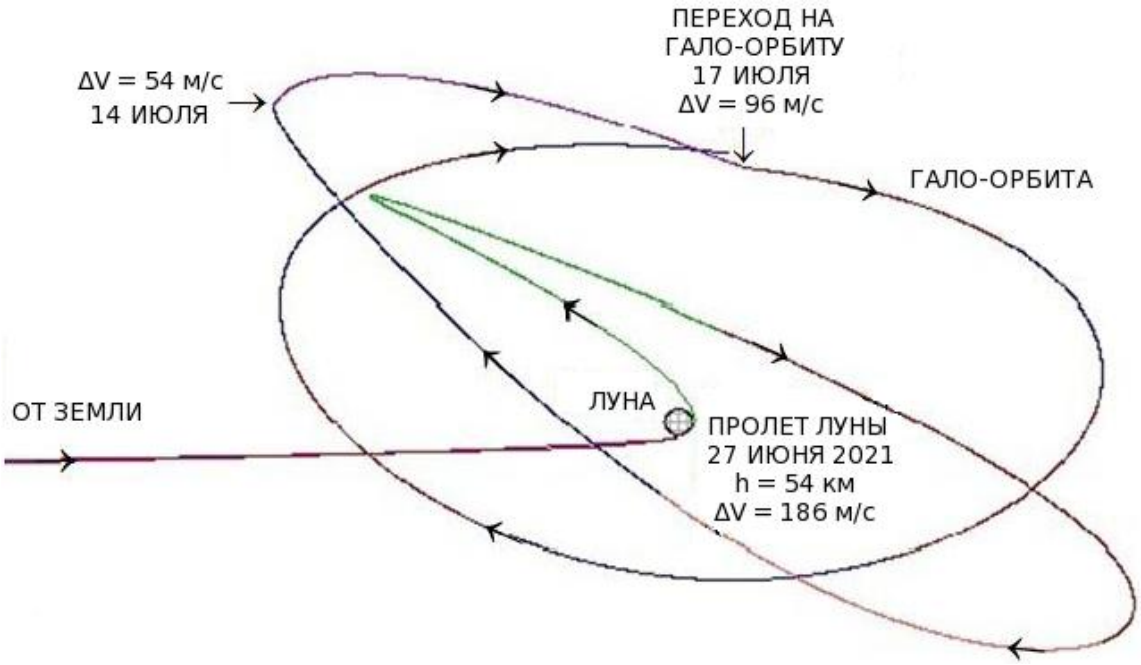


Рисунок 5.6 - Вид с Земли на траекторию, показанную на рис. **5.5**. Горизонтальное направление совпадает с плоскостью орбиты Луны, а вертикальное перпендикулярно к ней

Обычно, при прямом переходе затраты ΔV на выведение на гало-орбиту оказываются значительно меньше, чем для помещения КА точно в L2, но в данном случае, затраты на переход с узкой орбиты Лиссажу на гало-орбиту увеличивают ΔV, приблизительно компенсируя эту выгоду. Тем не менее, в данном случае возможно дополнительное уменьшение ΔV за счёт изменения наклонения траектории облёта Луны и моментов времени совершения двух манёвров после облёта.

При определении лунных гало-орбит с реалистичными моделями сил возникают трудности, связанные с сильными возмущениями со стороны Солнца. В результате этого, «гало»-орбита, показанная выше, была вычислена по методу выравнивания орбитальной энергии [11], но для точки, отстоящей от

теоретической гало-орбиты. Такая траектория, находясь весьма близко от периодической гало-орбиты, является при этом орбитой Лиссажу, которая, тем не менее, в течение нескольких месяцев не будет проходить за Луной, что достаточно для вероятной лунной пилотируемой миссии. Такая «гало»-орбита несомненно находится достаточно близко к настоящей гало-орбите чтобы корректно рассчитать величину требований ΔV.

5.1.2 С околоземной орбиты — в точку L2 системы Земля-Солнце

Переходы между высокими эллиптическими околоземными орбитами и точкой либрации L2 системы Земля-Солнце могут быть с лёгкостью выполнены путём многократного облёта Луны, как это было реализовано в миссии ISEE-3 и нескольких других. Так как окрестность L2 системы Земля-Солнце представляет большой научный интерес, она является целью многих планируемых и текущих миссий [4,12]. Предполагается, что на эллиптической околоземной орбите может быть построен «межпланетный транспортный корабль» (МТК), доступный для посещения космонавтами, который может быть отправлен к окрестности L2 системы Земля-Солнце с помощью лунного гравитационного манёвра.

5.1.3 Из точки L2 системы Земля-Солнце — к более удалённым целям

Несмотря на то, что МТК в основном рассчитан на пребывание на гало-орбите вокруг L2 системы Земля-Солнце в непилотируемом режиме с автоматическим управлением, он также может быть отправлен к другим целям в околоземном пространстве и вне его посредством лунных гравитационных манёвров с малыми затратами ΔV. Облёт луны с применением небольших ΔV может перевести МТК на высокую эллиптическую околоземную орбиту с апогеем 50-90 радиусов Земли R, направленную вдоль требуемой отлётной траектории. Экипаж должен прибыть на МТК, находящийся на эллиптической орбите, за

2-3 витка до отлётного манёвра, что также может включать доставку топлива и других грузов на МТК; в дальнейшем, такая схема обозначается как «стыковка на фазирующей орбите» (СФО).

В данном исследовании будут рассмотрены следующие траектории, которые могут быть достигнуты вышеописанным способом:

- Орбиты вокруг точки L1 системы Земля-Солнце; L1 и L2 системы Земля-Луна
- Эллиптические окололунные орбиты с высотой приблизительно 100 км
- Траектории двойного облёта Луны

Двойной облёт Луны (ДОЛ) позволяет попеременно опускать и поднимать апогей эллиптической орбиты (до величины около 240 R, или 1,5 млн. км., то есть до расстояния до точек L1 и L2 системы Земля-Солнце), поворачивая при этом линию апсид с угловой скоростью, соответствующей движению Земли вокруг Солнца. Траектории ДОЛ находят широкое применение в исследованиях протяжённых областей магнитного поля Земли и использовались в миссиях ISEE-3, Geotail и WIND.

Ниже приведён пример детальной проработки предполагаемой траектории, которая может быть использована для подтверждения осуществимости и оценки фактических требований на ΔV для распространения пилотируемых исследований вне системы Земля-Луна с применением описанного выше поэтапного подхода.

Переходы между высокой эллиптической околоземной орбитой и точкой либрации L2 системы Земля-Солнце легко могут быть выполнены с помощью облёта Луны: облёт по передней стороне позволяет достичь L2, а облёт по задней стороне — уменьшить энергию КА и вернуться к Земле. Примером практического применения такой траектории может являться обслуживание космонавтами космических обсерваторий, находящихся на орбитах вокруг L2. Одно из решений этой задачи, вычисленное методом сфер действия, показано на рис. **5.7.** Аналогичные траектории с ДОЛ и многократными манёврами были получены с использованием реалистичных моделей сил и успешно применялись в миссиях ISEE-3, Geotail, WIND и других.

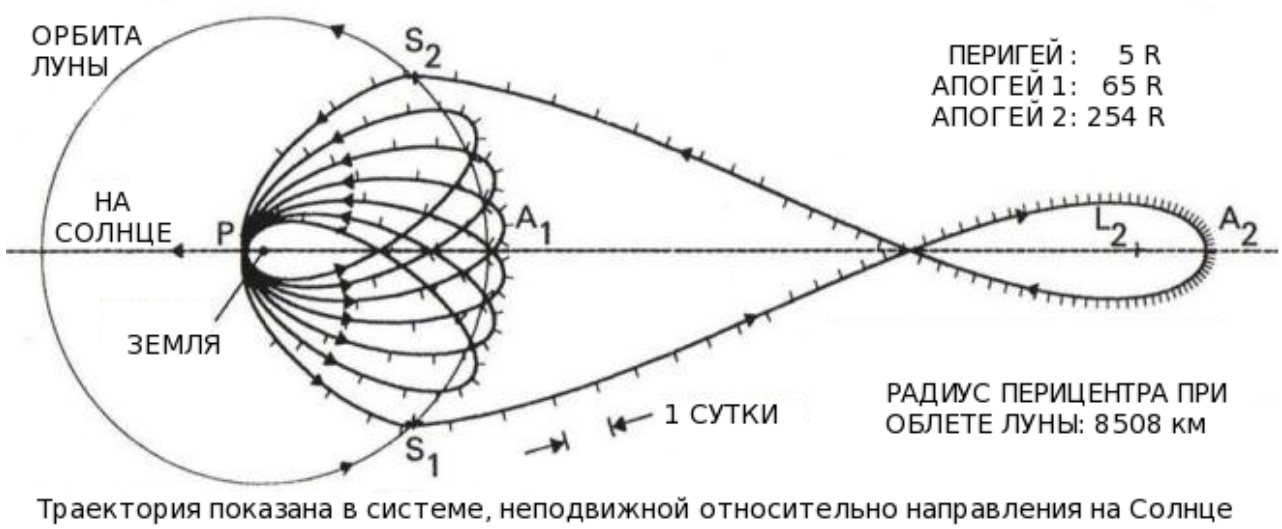


Рисунок 5.7 - Упрощённый вариант траектории с двойным облётом Луны (вычисление методом сфер действия)

Таким образом, на эллиптической околоземной орбите с периодом 12 дней могут быть собраны достаточно большие аппараты, которые будут легко доступны для посещения экипажем и для отправки к точке L2 системы Земля-Солнце посредством облёта Луны в точке S1. Также, большая обсерватория, находящаяся на гало-орбите вокруг L2, может быть переведена с малым ΔV на траекторию аналогичную рис. **5.7**, которая направит её на эллиптическую околоземную орбиту посредством облёта Луны в точке S2; затем в течение 2 или 3 месяцев может проводиться обслуживание, после чего облёт Луны в точке S1 вернёт её в L2. Кроме того, МТК, собранный на эллиптической околоземной орбите, может быть переведён на орбиту вокруг L2 системы Земля-Солнце для использования в будущем в качестве «перевалочного пункта» или для достижения более удалённых целей, как это описано в следующем разделе. Таким образом, экипаж может достигнуть окрестности L2 достаточно быстро (за приблизительно 2 недели), с применением небольших кораблей и затрат ΔV [1].

5.2 Миссии за сферой влияния Земли

Типичный план миссии с использованием стыковки в точке L2 приведён ниже и подробно описан в [1]. Он начинается с отправки Межпланетного транспортного корабля (МТК) без экипажа с орбиты вокруг L2 на эллиптическую околоземную орбиту с помощью малых импульсов тяги (ΔV не более 50 м/с) и лунного гравитационного манёвра. Примерно за 2 или 3 недели до предполагаемого отлётного манёвра экипаж прибывает на МТК с низкой околоземной орбиты в корабле-челноке, который затем возвращается на низкую орбиту путём торможения в верхних слоях атмосферы. После этого применяется импульс, переводящий МТК (с находящимся теперь на нём экипажем) на отлётную траекторию к требуемой цели. После завершения межпланетной миссии МТК доставляет экипаж в окрестность Земли, и экипаж возвращается напрямую на поверхность Земли в спускаемом аппарате. Наконец, МТК выполняет манёвр в перигее траектории для его захвата гравитационным полем Земли и совершает манёвр по облёту Луны с применением небольших импульсов тяги для возвращения на орбиту вокруг L2.

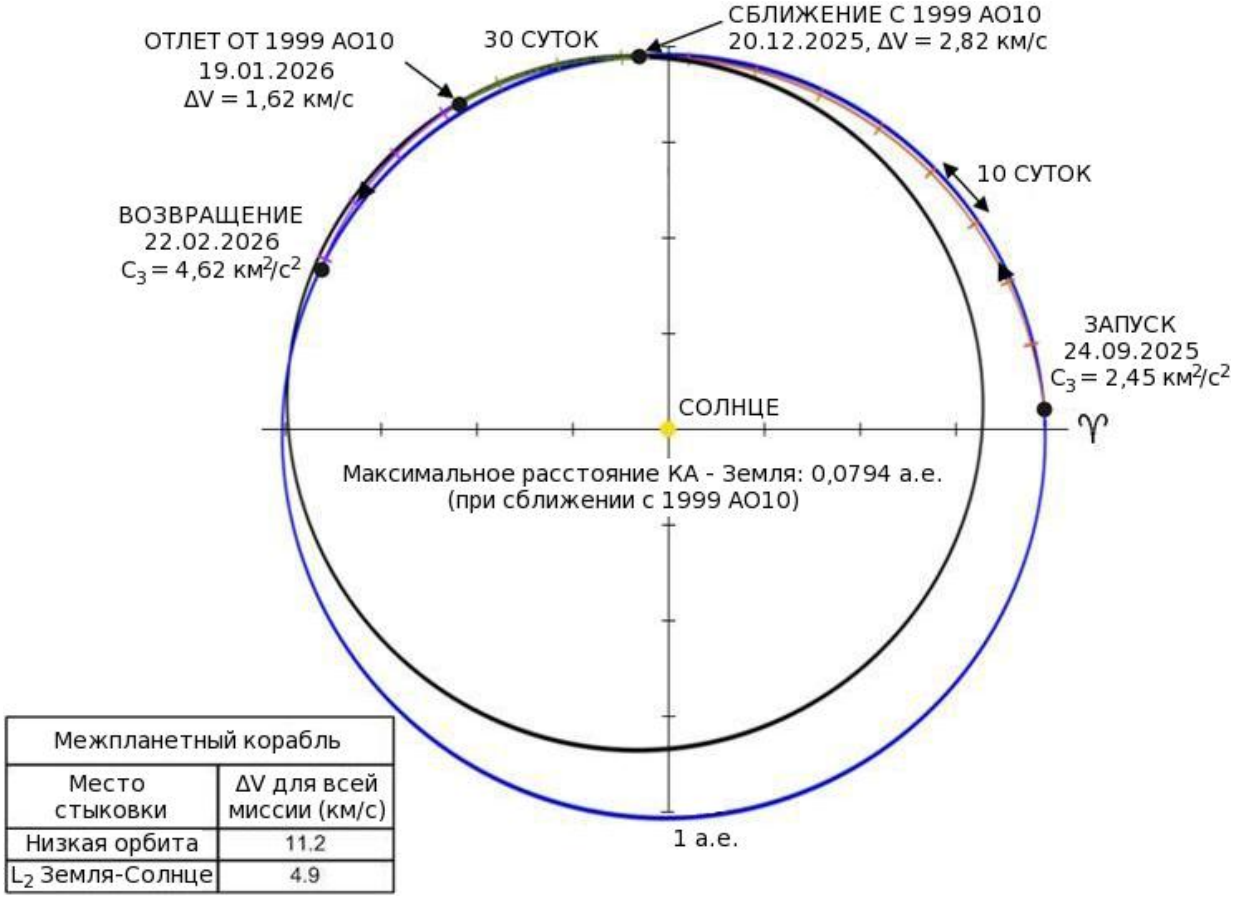
В одном из вариантов описанной выше миссии для стыковки и посадки экипажа МТК переводится в одну из коллинеарных точек либрации системы Земля-Луна (вместо эллиптической околоземной орбиты). Такой метод позволяет ослабить некоторые траекторные ограничения на перелёт челнока с низкой околоземной орбиты, но заметно увеличивает его затраты ΔV. Кроме того, увеличивается отлётное ΔV самого МТК: на 350 м/с для точки L2 системы Земля-Луна и на 700 м/с — для точки L1. С другой стороны, если экипаж не находится на МТК, переходы между точками L2 систем Земля-Луна и Земля-Солнце могут быть выполнены с очень малыми ΔV за счёт увеличения продолжительности манёвра до нескольких месяцев.

Ещё в 1969 году была предложена схема, в которой МТК курсировал между коллинеарными точками либрации систем Земля-Солнце и Марс-Солнце, а сообщение между точкой либрации системы Марс-Солнце и поверхностью Марса осуществлялось отдельным аппаратом [13]. Такие дополнительные стыковки

внесли бы значительную экономию ΔV для МТК между Землёй и Марсом и давали бы большие преимущества для регулярных пилотируемых полётов на Марс.

5.3 Миссии к околоземным астероидам

Для понимания преимуществ базирования МТК в точке L2 системы Земля-Солнце по сравнению с низкой околоземной орбитой полезно сравнить для них затраты ΔV для миссии к околоземным астероидам. Например, отличной возможностью такой (пилотируемой) миссии в ближайшее время является полёт к астероиду 1999 AO10 с запуском в 2025 году. На рис. **5.8** показана схема этой миссии, причём следует отметить, что МТК, использующий L2, может выполнить её с затратами ΔV только 4,9 км/с, что меньше половины затрат МТК, использующего низкую околоземную орбиту.



Межпланетный корабль	
Место стыковки	ΔV для всей миссии (км/с)
Низкая орбита	11.2
L_2 Земля-Солнце	4.9

Рисунок 5.8 - Миссия к околоземному астероиду 1999 AO10 длительностью 5 месяцев [1]

После опубликования первой работы на эту тематику в 2008 году [1] было обнаружено множество новых легко доступных и некоторых потенциально опасных околоземных астероидов и опубликовано несколько статей, дающих хороший обзор возможных пилотируемых миссий к ним [14,15]. Внушительную работу также проделала Aline Zimmer, которая, используя точки L2 системы Земля-Солнце для стыковки в миссиях к астероидам, нашла некоторые траектории с низким ΔV за счёт больших изменений орбиты, реализуемых манёврами в областях слабой устойчивости около L2. Появившийся недавно в сети Интернет инструмент NHATS, совмещённый с последними базами данных астероидов, также позволит находить приемлемые миссии к астероидам.

Наступает время новых планов пилотируемых космических полётов, вдохновляющих людей на шаги, никогда ранее не предпринимавшиеся. Такие планы должны, тем не менее, удовлетворять ограничениям доступных ресурсов, времени и финансирования, чтобы обеспечить успешное выполнение поставленных научных целей.

Предложенная программа имеет в этом смысле следующие преимущества:

- Предусмотрена перспектива создания космического корабля-челнока, который проложит путь пилотируемым миссиям за орбиту Луны. Первые полёты могут включать облёт Луны и работу на геостационарной и гало-орбите вокруг точки L2 системы Земля-Луна.
- Уделяется особое внимание высокому приоритету научных исследований, выполняемых космическими обсерваториями около точки L2 системы Земля-Солнце.
- Обосновано развитие МТК многоразового использования для пилотируемых полётов к околоземным астероидам и Марсу. МТК должен иметь необходимую защиту от излучений и внутреннее пространство для безопасного и удобного путешествия экипажа к Марсу.

- Практическая возможность совершения пилотируемого полёта на Марс к 2050 году без значительных издержек во вред другим научным программам.

В течение следующих двух лет в рамках настоящего проекта планируется детально развить принципы построения орбит для защиты Земли от астероидной опасности и расширить международное сотрудничество между Россией, США и другими космическими державами для математических расчётов траекторий и проектирования межпланетных миссий.

Список литературы к главе 5

1. Farquhar, R., Dunham, D., and Veverka, J., “An Affordable Program of Human Missions beyond Low Earth Orbit”, Paper IAC-08-A5.3.02 presented at the 59th International Astronautical Congress, Glasgow, United Kingdom, September 29-October 3, 2008.
2. Farquhar, R., “The Flight of ISEE-3/ICE: Origins, Mission History, and a Legacy”, Journal of the Astronautical Sciences, Vol. 49, pp. 23-73, 2001.
3. Franz, H., Sharer, P., Ogilvie, K., and Desch, M., “WIND Nominal Mission Performance and Extended Mission Design, Journal of the Astronautical Sciences, Vol. 49, pp. 145-167, 2001.
4. Eismont, N., Dunham, D., Jen, S., and Farquhar, R., “Lunar Swingby as a Tool for Halo-Orbit Optimization in Relict-2 Project”, in ESA Special Publication (SP)-326, "Proceedings of the ESA Symposium on Spacecraft Flight Dynamics", 1991.
5. Dunham, D., Guzmán, J., Sharer, P., and Nitzkorski, Z., STEREO Phasing Orbits, in “Astrodynamics 2007”, Advances in the Astronautical Sciences, Vol. 129, pp. 2009-2025 (Univelt, San Diego), 2008.
6. Spudis, P. D., Physiography and Geology of the Moon”, NASA Johnson Space Center, 2008, http://www.spudislunarresources.com/moon101/moon_101_geology.pdf
7. Farquhar, R. W., “Lunar Communications with Libration-Point Satellites,” Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 4, No. 10, pp. 1383-1384, 1967.

8. Farquhar, R. W., “The Utilization of Halo Orbits in Advanced Lunar Operations”, NASA TN D-6365, 1971.
9. Farquhar, R. W. and Kamel, A. A., “Quasi-Periodic Orbits About the Translunar Libration Point,” Celestial Mechanics, Vol. 7, No. 4, pp. 458-473, 1973.
10. Farquhar, R. W., “Fifty Years on the Space Frontier: Halo Orbits, Comets, Asteroids, and More”, Outskirts Press, Inc., Denver, Colorado, 2011.
11. Dunham, D. W., and Roberts, C., “Stationkeeping Techniques for Libration-Point Satellites”, Journal of the Astronautical Sciences, Vol. 49, No. 1, pp. 127-144, 2001.
12. Farquhar, R. W., and Dunham, D. W., “Use of Libration-Point Orbits for Space Observatories”, in Observatories in Earth Orbit and Beyond, Y. Kondo, ed., pp. 391-395, Kluwer Academic Publishers, 1990.
13. Farquhar, R. W., “Future Missions for Libration-Point Satellites”, Astronautics and Aeronautics, Vol. 7, No. 5, May 1969, pp. 52-56.
14. Zimmer, A. and E. Messerschmid, “Going Beyond: Target Selection and Mission Analysis of Human Exploration Missions to Near-Earth Asteroids,” Acta Astronautica, Vol. 69, No. 11-12, pp. 1096–1109, 2011.
15. Genova, A. L., Foster, C., Colaprete, A., Lee, P., Battat, J., and Dunham, D. W., “Entering the Interplanetary Gateway: Short-Duration Human Missions to Near-Earth Objects”, Paper IAC-11-A5.4.1, International Astronautical Congress, Cape Town, South Africa, 2011.
16. Zimmer, A. K. and Messerschmid, E., “Improving Vehicle Reusability for Human Exploration of Near-Earth Asteroids”, Paper AAS 12-186, Space Flight Mechanics Symposium, Charleston, South Carolina, February 2012.

6 НАВЕДЕНИЕ МАЛЫХ АСТЕРОИДОВ НА ОПАСНЫЕ ОКОЛОЗЕМНЫЕ ОБЪЕКТЫ ДЛЯ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ ИХ СТОЛКНОВЕНИЯ С ЗЕМЛЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГРАВИТАЦИОННЫХ МАНЕВРОВ

Концепция использования малых астероидов для отклонения опасных околоземных объектов от траектории столкновения с Землей впервые была предложения на Симпозиуме по опасным околоземным объектам, проведенным в октябре 2009 года на Мальте, и опубликована в журнале «Космические исследования» №5 в 2010 году соавторами настоящего отчета Р.Р.Назировым и Н.А.Эйсмонтом. Существо концепции заключается в сообщении достаточно малому астероиду с поперечным размером около 10-15 метров сравнительно небольшого импульса скорости (порядка 10 м/с), с тем, чтобы перевести его на траекторию к Земле, где за счет гравитационного маневра при пролете Земли этот астероид будет направлен на траекторию столкновения с опасным околоземным объектом, например с Апофисом. Последний оценивается в настоящее время как объект (его поперечный размер составляет около 270 м), который с ненулевой вероятностью может столкнуться с Землей в 2036 году. В упомянутой публикации было показано, что предложенный способ является почти на два порядка более эффективным по сравнению с реализацией наведения на астероид космического аппарата с последующим его столкновением с опасным астероидом, если эффективность оценивать в терминах отношения изменения скорости опасного астероида к массе используемого для этого космического аппарата.

Однако в статье был оставлен открытым вопрос, а возможно ли найти среди достижимых астероидов такой астероид, который малым импульсом и с помощью гравитационного маневра возможно вывести на траекторию столкновения с Апофисом. Предполагалось, что в силу того, что астероидов подходящего размера насчитывается достаточно много – сотни тысяч по современным оценкам, выбрать подходящий для решения нашей задачи - решаемая проблема. Вместе с тем, следует отметить, что обнаружить столь малые астероиды и определить параметры их орбит – это в значительной мере – задача, которую еще предстоит решить. И решение ее в настоящее время идет с очень большой скоростью: за счет

реализации соответствующих программ в США и в Европе в последнее десятилетие открыто околоземных астероидов больше, чем за весь предшествующий период наблюдений.

В 2013 году Европейское Космическое Агентство планирует запустить в окрестность солнечно-земной точки либрации астрометрический космический аппарат GAIA, с помощью которого предполагается открыть и каталогизировать орбиты нескольких тысяч новых околоземных объектов.

Тем более важным представляется ответ на вопрос, существуют ли астероиды в имеющемся в настоящее время каталоге, которые можно перевести на траекторию столкновения с Апофисом до ожидаемой его встречи с Землей в 2036 году, используя при этом существующие в настоящее время возможности по носителям и технологиям управления орбитальным движением. Имеется в виду реализация сценария, когда к малому астероиду-снаряду направляется космический аппарат с рабочим телом достаточной массы, далее осуществляется его посадка на этот астероид, закрепление на астероиде и сообщение астероиду необходимого импульса скорости, который переводит его на траекторию столкновения с Апофисом за счет гравитационного маневра при пролете Земли.

Выполненные в ходе работ по проекту исследования впервые в мире показывают, что реализация такого сценария возможна, поскольку в существующем в настоящее время каталоге удовлетворяющие нашим требованиям астероиды имеются.

В последующее время можно ожидать только улучшения ситуации с выбором подходящих астероидов в силу непрерывного пополнения каталога околоземных объектов.

6.1 Гравитационный маневр как основной инструмент наведения астероида-снаряда на опасный объект

Астероиды, которые нами рассматриваются как малые, имеют массу не менее 1500 т, поэтому управлять их движением в классическом понимании этого процесса, т.е. с помощью приложения реактивной тяги не представляется возможным. Однако если использовать гравитационный маневр как инструмент «усиления» в изменении параметров орбиты, когда небольшой импульс скорости позволяет изменить высоту перицентра управляемого тела (астероида-снаряда) у планеты пролета (Земли) в достаточной мере для того, чтобы повернуть вектор относительной скорости астероида на десятки градусов, то мы получаем исключительно эффективный инструмент управления орбитальным движением небесного тела столь значительной массы.

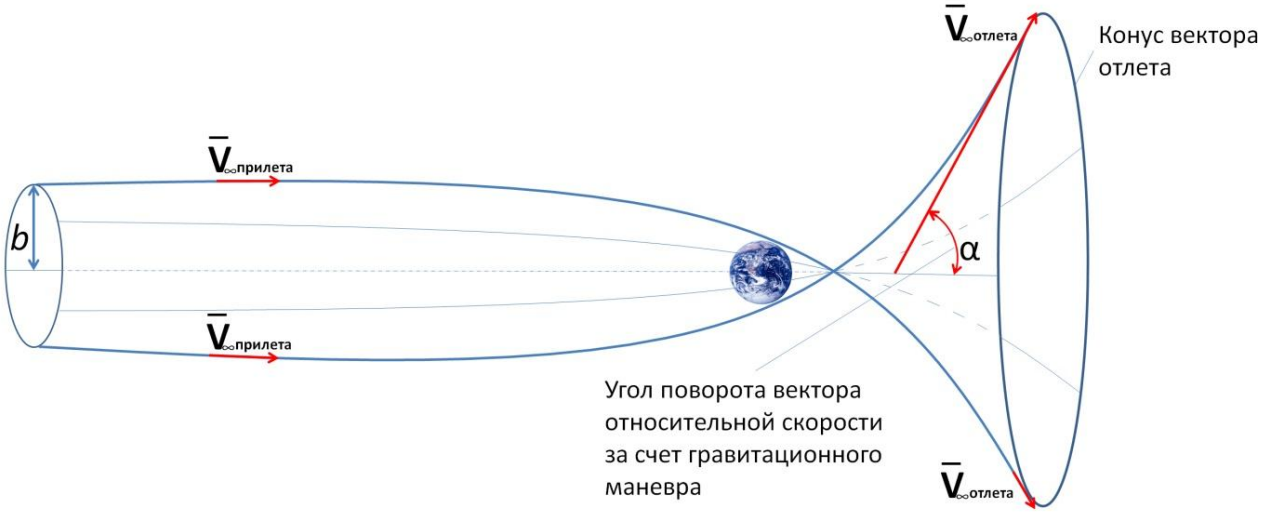


Рисунок 6.1 - Картина преобразования цилиндра векторов скорости подлета в конус векторов скорости отлета при гравитационном маневре

Выбором положения вектора относительной скорости тела на бесконечности относительно планеты пролета (при фиксированном радиусе перицентра) мы получаем любую требуемую плоскость относительной траектории пролета с соответствующим направлением вектора относительной

скорости после пролета. Это иллюстрируется рис. **6.1**, где изображен цилиндр возможных векторов относительной скорости подлета (на бесконечности) и результирующий конус векторов скорости отлета. Выбирая положение вектора подлетной скорости на цилиндре подлета, мы получаем вектор относительной скорости на конусе отлета.

Геометрия гравитационного маневра в целом иллюстрируется рис. **6.2.**

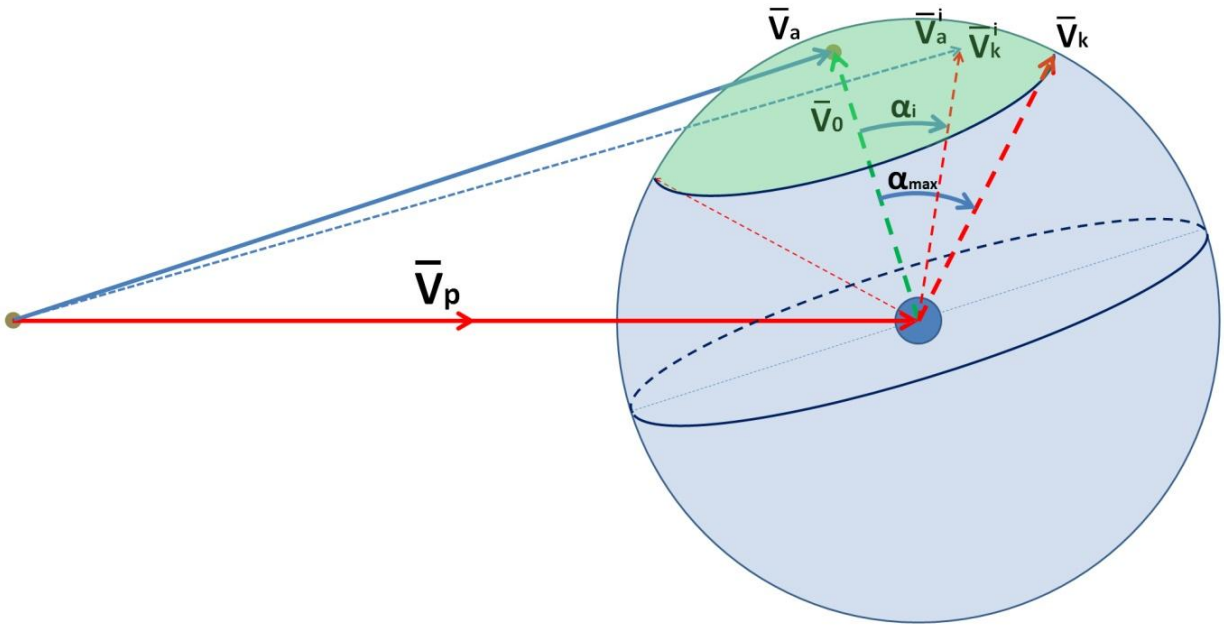


Рисунок 6.2 - Геометрия гравитационного маневра в системе координат, связанной с Солнцем.

На рисунке **6.2** изображен вектор скорости планеты облета V_p, вектор скорости астероида V_a в системе отсчета, связанной с Солнцем, (так сказать, векторы «абсолютной» скорости) и вектор V_0 скорости астероида относительно планеты на бесконечности (вектор относительной скорости астероида). После пролета вектор относительной скорости (на бесконечности) поворачивается на угол α, который определяется формулой

$$\sin\frac{\alpha}{2} = \frac{1}{1+\frac{r \cdot V_0^{\,2}}{\mu}} \quad ,$$

где r – радиус перицентра,

V_0 – относительная скорость астероида на бесконечности,

μ – гравитационная постоянная планеты (Земли).

Как видно из формулы, с уменьшением радиуса перицентра угол поворота вектора относительной скорости растет, достигая 180 градусов при нулевом его значении. Таким образом, если нет ограничений снизу по радиусу перицентра, вектор относительной скорости пролетающего тела может изменить направление на противоположное. Все семейство возможных векторов скорости образует в этом случае сферу радиуса V_0. Скорость астероида в системе отсчета, связанной с Солнцем, является суммой векторов скорости планеты (Земли) V_p и вектора скорости астероида относительно Земли V_0. Таким образом, вектор скорости астероида в системе отсчета после пролета планеты может быть любым вектором с началом в начале векторов скорости планеты (то же начало для «абсолютного» вектора астероида) и концом на упомянутой сфере. Но это – при условии, что планета имеет нулевой диаметр. Если учесть ограничение по радиусу планеты, то область достижимых векторов после пролета занимает только часть сферы, ограниченную конусом. Полуугол раствора этого конуса равен $\alpha_{\max}$, где $\alpha_{\max}$ определяется по приведенной выше формуле для радиуса перицентра, равного минимально допустимому. Ось конуса проходит вдоль вектора относительной скорости астероида. При увеличении допустимого радиуса перицентра пролетной траектории от нуля до бесконечности область возможных векторов относительной скорости после пролета уменьшается от сферы до точки положения конца вектора прилета. Соответственно уменьшается и область возможных значений вектора «абсолютной» скорости облетающего планету тела (астероида- снаряда).

6.2 Задача Ламберта как основная составляющая проектирования траекторий с использованием гравитационных маневров

Сценарий миссии по отклонению опасного околоземного объекта от столкновения с Землей состоит, как отмечалось из следующих этапов:

- старт космического аппарата с Земли и перелет к астероиду, который планируется использовать как управляемый аппарат для его наведения на опасный объект;
- посадка и закрепление космического аппарата на этот астероид за счет гашения относительной скорости аппарата и выполнения процедуры «стыковки» с астероидом;
- полет управляемого астероида в пассивном режиме по прежней его траектории до момента старта его к Земле;
- сообщения астероиду сравнительно небольшого импульса скорости за счет использования ракетных двигателей пристыкованного к астероиду аппарата, переводящего астероид на траекторию полета к Земле для выполнения гравитационного маневра у Земли;
- выполнение гравитационного маневра у Земли, переводящего управляемый астероид на траекторию столкновения с опасным объектом, в качестве которого в нашем случае выбран астероид Апофис;
- перелет к Апофису с последующим столкновением с ним.

Очевидно, что на всем протяжении нашей миссии производятся коррекции параметров траектории – сначала аппарата при его движении к астероиду, выбранного в качестве управляемого снаряда, затем – коррекции параметров этого управляемого астероида с целью его попадания в заданную окрестность около Земли, координаты которой позволяют получить параметры траектории отлета от Земли, которая является траекторией попадания в астероид-цель. На

финальной траектории также выполняются необходимые корректирующие маневры.

Задача проектирования миссии в целом состоит в том, чтобы выбрать все имеющиеся у нас свободные параметры, которые при заданной максимально достижимой имеющимися носителями массе аппарата, выводимого на низкую околоземную орбиту, позволяют получить максимальное изменение вектора скорости астероида-цели после столкновения с ним управляемого астероида-снаряда.

Эта задача многопараметрическая, поэтому ее решение разбивается на несколько этапов.

Один из этих этапов – это получение траекторий перелетов, начиная от старта с низкой круговой орбиты и кончая столкновением с опасным околоземным объектом: т.е. траектории перелета Земля – управляемый астероид, управляемый астероид – Земля, Земля – астероид- цель.

Задача Ламберта состоит в решении именно таких задач построения траектории перелетов, когда задаются начальное положение аппарата, конечное положение аппарата и время перелета. В нашем случае это означает задание времени старта сначала от Земли к управляемому астероиду и времени прибытия к нему. Задача Ламберта, по существу, является краевой задачей, когда задаются координаты движущейся точки в начальный момент и конечный моменты времени и требуется найти полный набор параметров движения, скажем, в начальный момент времени. Особенности этой задачи состоят в том, что поле сил принимается центральным с гравитирующим центром в центре Солнца.

Существует большое число алгоритмов и соответствующих программ решения задачи Ламберта. Те, что использовались в процессе наших исследований, приводятся в последующих разделах настоящего отчета. Кроме того, приводятся и другие алгоритмы решения задачи Ламберта.

Каждый из них имеет свои преимущества и недостатки, например один из приводимых алгоритмов имеет высокую скорость получения решений, но не всегда устойчив в процессе поиска, другой лишен этого недостатка, но работает

заметно медленнее. В зависимости от фазы решения общей задачи выбора оптимальной траектории перелета применяется тот или другой алгоритм. Ниже приводятся два примера таких алгоритмов.

Ключевой идеей проектирования гравитационного маневра является следующая. Даты старта управляемого астероида и его прибытия сначала к Земле, а затем к астероиду-цели выбираются таким образом, чтобы в решении задачи Ламберта по выбору траектории отлета к целевому астероиду (выбирается дата прилета к этому астероиду) модули относительной скорости подлета к Земле и отлета от нее были равны. При этом угол поворота вектора относительной скорости должен удовлетворять требованию по минимально допустимому радиусу перицентра пролетной траектории.

В излагаемом в следующей главе строгом описании алгоритма условие равенства модулей скорости достигается в процессе минимизации суммы импульса изменения скорости управляемого астероида (момент выдачи этого импульса принимается за момент старта перелета к Земле) и импульса изменения гиперболической скорости управляемого астероида для его перевода на траекторию попадания в опасный астероид.

Ясно, что применяемый метод не дает точного решения, но как показывает практика построения межпланетных траекторий, этот метод является достаточно точным для получения оценок необходимых импульсов маневров и времени перелетов между телами солнечной системы.

Следующим этапом, на котором строится точная траектория, является использование методов численного интегрирования, когда учитывается реальное поле сил. При этом в качестве начального приближения для решения возникающих краевых задач берутся результаты, полученные решением задачи Ламберта. Мы планируем выполнить исследования с использованием численного интегрирования на следующем этапе работ по проекту. Однако, вновь ссылаясь на имеющийся опыт, можно утверждать, что приводимые далее результаты качественно не изменятся, а лишь уточнятся.

Важной составляющей исследований являются оценивание необходимых корректирующих импульсов, компенсирующих ошибки в силу неточных измерений, неточной модели действующих естественных сил и управляющих воздействий при предыдущих маневрах. Особенно это существенно для фаз миссии, когда управляемым объектом становится астероид – снаряд. Эти исследования планируется провести на последующих этапах работ, хотя основания для оценки реализуемости предлагаемого метода отклонения опасных небесных объектов от столкновения с Землей имеются уже сейчас. Они базируются на имеющемся опыте успешного наведения аппарата-ударника на ядро кометы Tempel в рамках проекта Deep Impact и посадками на астероиды Eros и Itokawa в рамках проектов NEAR и Haybusa. Фотографии этих астероидов приводятся на рис. **6.3** и **6.4**.

Рисунок 6.3 - Астероид Eros

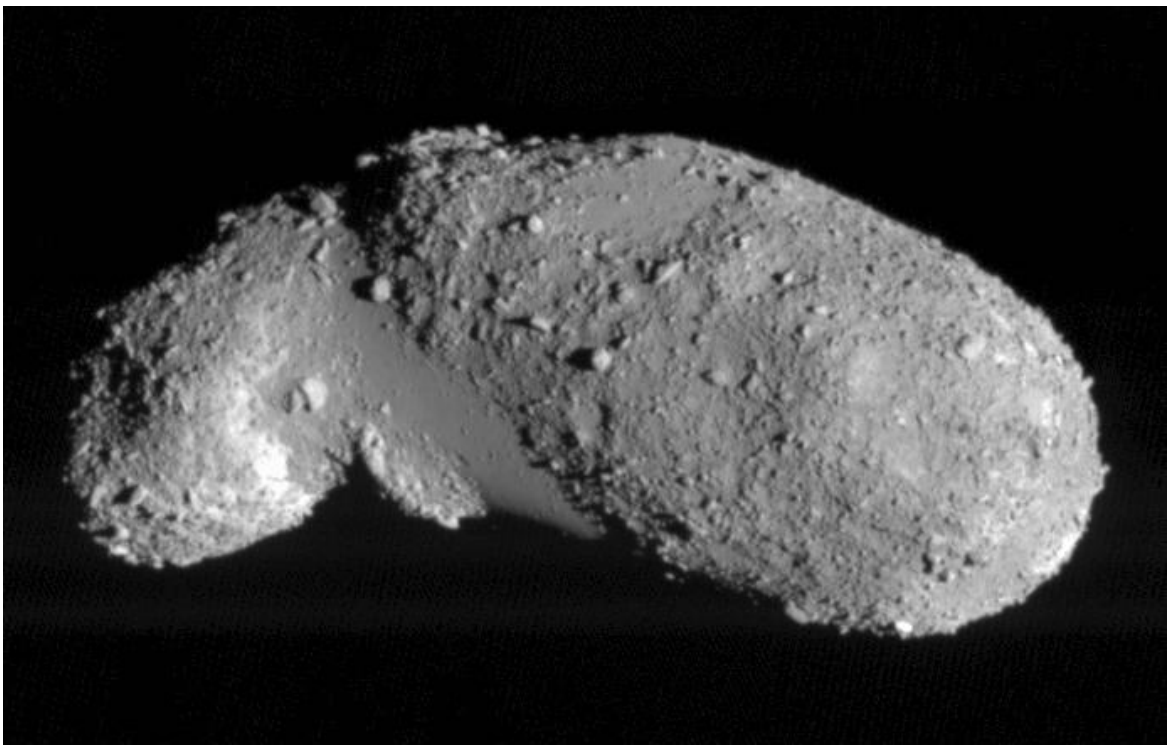


Рисунок 6.4 - Астероид Itokawa

Наш случай отличается тем, что управляемый объект (астероид–снаряд) имеет массу, превышающую одну тысячу тонн. Обеспечить проведение корректирующих маневров для такой массы объекта управления является отдельной инженерной и научной задачей, решение которой предполагается найти и описать в течение последующих этапов работы над проектом.

6.2.1 Вариант 1 решения задачи Ламберта для проектирование межпланетной миссии. Постановка задачи

Задача Ламберта – это нахождение орбиты перелета между двумя заданными положениями в пространстве за заданное время.

На рисунке **6.5** $\vec{r}_0$ и $\vec{r}_f$ определяют первое заданное положение планеты (P_0), в момент старта космического аппарата и второе заданное положение планеты (P_f) на время прилета КА. Зная эти положения и время перелета,

решением задачи Ламберта будет является определение орбитальных элементов переходной орбиты и вычисление скоростей в момент отлета и прилета.

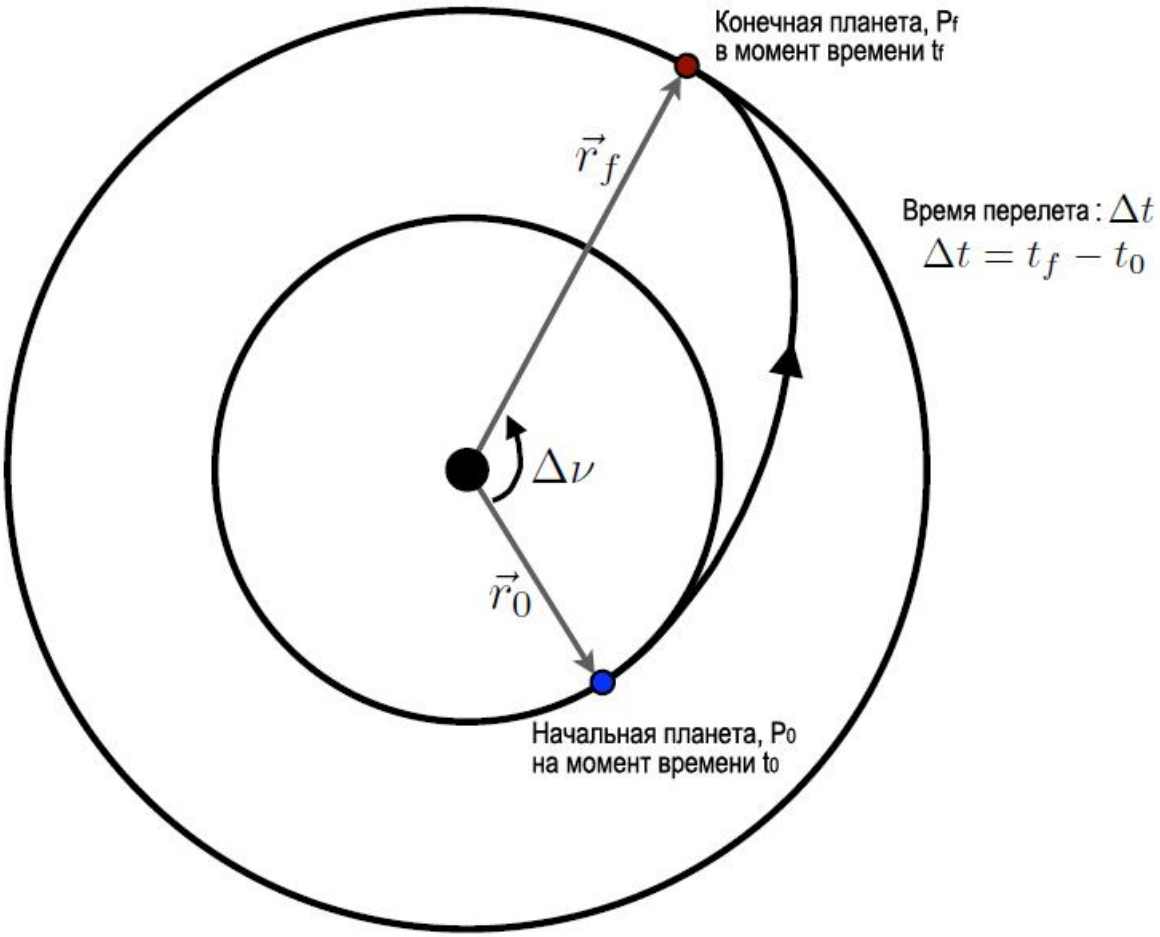


Рисунок 6.5 - Задача Ламберта

6.2.2 Теорема Ламберта

Согласно Теореме Ламберта, время перелета Δt из P_0 в P_f не зависит от эксцентриситета орбиты и зависит только от величины суммы радиус-векторов, большой полуоси и длины хорды, соединяющей P_0 и P_f.

В литературе можно найти много решений задачи Ламберта. В данном материале оно будет сформулированно в универсальных переменных. Обозначения, используемые в этом материале, можно найти в таблице **6.1**.

Таблица 6.1 Обозначения:

a	Большая полуось
e	Эксцентриситет
E	Эксцентрическая аномалия
i	Наклонение
k	Целое число витков
r	Величина радиус-вектора ($r = \vec{r}/\lvert\vec{r}\rvert$)
Δt	Время полета
μ	Гравитационный параметр
v	Истинная аномалия

Постановка ([1], [2])

Начнем с общего вида уравнения Кеплера:

$$t_f - t_0 = \Delta t = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}\left[2\pi k + (E_f - e\sin E_f) - (E_0 - e\sin E_0)\right]}, \qquad (6.1)$$

где индексы ‘0’ и ‘f’ относятся к начальному и конечному положению, соответственно. В этой постановке задачи у нас нет нескольких витков, поэтому далее мы будем игнорировать $2\pi k$. Получим преобразованное уравнение:

$$\sqrt{\mu}\Delta t = \sqrt{a^3}\left[\Delta E + e(\sin E_0 - \sin E_f)\right]$$

$$\sqrt{\mu}\Delta t = \sqrt{a^3}\Delta E + \sqrt{a^3}e(\sin E_0 - \sin E_f). \qquad (6.2)$$

Мы будем использовать универсальную переменную χ. Подставляя ее в (6.2) получим выражение для χ:

$$\chi = \sqrt{a}(E_f - E_0) = \sqrt{a}\Delta E \tag{6.3}$$

кроме того, определяем константы c_2 и c_3 как

$$c_2 = \frac{1-\cos\Delta E}{\Delta E^2} \tag{6.4}$$

$$c_3 = \frac{\Delta E - \sin\Delta E}{\Delta E^3}. \tag{6.5}$$

Величина $\chi^3 c_3$ вычисляется и преобразовывается:

$$\chi^3 c_3 = (\sqrt{a}\Delta E)^3 \frac{\Delta E - \sin\Delta E}{\Delta E^3}$$

$$\chi^3 c_3 = \sqrt{a^3}\Delta E - \sqrt{a^3}\sin\Delta E$$

$$\sqrt{a^3}\Delta E = \chi^3 c_3 + \sqrt{a^3}\sin\Delta E \tag{6.6}$$

Подставляя (6.6) в (6.2), получаем:

$$\sqrt{\mu}\Delta t = \chi^3 c_3 + \sqrt{a^3}\sin\Delta E + \sqrt{a^3}e\left(\sin E_0 - \sin E_f\right). \tag{6.7}$$

Используя тригонометрическое тождество

$$\sin\Delta E = \sin E_f \cos E_0 - \cos E_f \sin E_0, \tag{6.8}$$

Уравнение (6.7) становится

$$\sqrt{\mu}\Delta t = \chi^3 c_3 + \sqrt{a^3}\left(\sin E_f \cos E_0 - \cos E_f \sin E_0 + e\sin E_0 - e\sin E_f\right)$$

$$\sqrt{\mu}\Delta t = \chi^3 c_3 + \sqrt{a^3}\left[\sin E_0\left(e - \cos E_f\right) - \sin E_f\left(e - \cos E_0\right)\right]. \tag{6.9}$$

Функции синус и косинус для истинной аномалии имеют вид:

$$\cos\nu = \frac{e - \cos E}{e\cos E - 1} \tag{6.10}$$

$$\sin\nu = \frac{\sqrt{1-e^2}\sin E}{1 - e\cos E} \tag{6.11}$$

Выразим переменные в (6.9) в переменных эксцентрической и истиной аномалии. Для этого мы умножим последнюю переменную в (6.9) на β, где

$$\beta = 1 = \frac{\sqrt{1-e^2}\,(1-e\cos E_0)(1-e\cos E_f)}{\sqrt{1-e^2}\,(1-e\cos E_0)(1-e\cos E_f)} \tag{6.12}$$

Умножая на β и переставляя:

$$\sqrt{\mu}\Delta t = \chi^3 c_3 + \sqrt{a^3}\left[\frac{\sin E_0(e-\cos E_f)-\sin E_f(e-\cos E_0)}{(1-e\cos E_0)(1-e\cos E_f)}\right]\times$$

$$\times\frac{(1-e\cos E_o)(1-e\cos E_f)\sqrt{1-e^2}}{\sqrt{1-e^2}} \tag{6.13}$$

Теперь собираем слагаемые в (6.13) в слагаемые, соответствующие в уравнениях (6.10) и (6.11)

$$\sqrt{\mu}\Delta t = \chi^3 c_3 + \sqrt{a^3}\left[\frac{\sqrt{1-e^2}\sin E_0}{(1-e\cos E_0)}\frac{e-\cos E_f}{(1-e\cos E_f)}-\right.$$

$$\left.-\frac{\sqrt{1-e^2}\sin E_f}{(1-e\cos E_f)}\frac{e-\cos E_0}{(1-e\cos E_0)}\right]\alpha \quad , \tag{6.14}$$

где

$$\alpha = \frac{(1-e\cos E_0)(1-e\cos E_f)}{\sqrt{1-e^2}}. \tag{6.15}$$

Запишем уравнение (6.14) в переменных sinν и cosν :

$$\sqrt{\mu}\Delta t = \chi^3 c_3 + \sqrt{a^3}\left(\sin\nu_0(-\cos\nu_f)-\sin\nu_f(\cos\nu_0)\right)\times$$

$$\times\left[\frac{(1-e\cos E_0)(1-e\cos E_f)}{\sqrt{1-e^2}}\right] \tag{6.16}$$

Используя тригонометрическое тождество, записанное в (6.8) и тот факт, что $\sqrt{a^4}/\sqrt{a} = \sqrt{a^3}$, получим:

$$\sqrt{\mu}\Delta t = \chi^3 c_3 + \sin(\Delta\nu)\frac{\alpha(1-e\cos E_0)\alpha(1-e\cos E_f)}{\sqrt{\alpha(1-e^2)}}. \tag{6.17}$$

Величина радиус-вектора может быть выражена в переменных a, e и E следующим образом:

$$r = a(1 - e\cos E). \tag{6.18}$$

Следовательно,

$$\sqrt{\mu}\Delta t = \chi^3 c_3 + \frac{r_0 r_f \sin\Delta\nu}{\sqrt{a\left(1-e^2\right)}} \frac{\sqrt{1-\cos\Delta\nu}}{\sqrt{1-\cos\Delta\nu}} \tag{6.19}$$

$$\sqrt{\mu}\Delta t = \chi^3 c_3 + \frac{\sqrt{r_0 r_f}\sin\Delta\nu}{\sqrt{1-\cos}\Delta\nu} \frac{\sqrt{r_0 r_f}\sqrt{1-\cos\Delta\nu}}{\sqrt{a\left(1-e^2\right)}}. \tag{6.20}$$

Пусть переменные A и y будут определены как

$$A = \frac{\sqrt{r_0 r_f}\sin\Delta\nu}{\sqrt{1-\cos\Delta\nu}} \tag{6.21}$$

$$y = \frac{r_0 r_f (1-\cos\Delta\nu)}{a\left(1-e^2\right)}. \tag{6.22}$$

Тогда (6.20) может быть записано как:

$$\sqrt{\mu}\Delta t = \chi^3 c_3 + A\sqrt{y}. \tag{6.23}$$

Выражая время перелета:

$$\Delta t = \frac{\chi^3 c_3 + A\sqrt{y}}{\sqrt{\mu}}. \tag{6.24}$$

Это выражение в универсальных переменных. Многие из этих переменных могут быть также выражены аналогично с использованием переменной c_2, приведенной в (6.4)

$$\chi = \sqrt{\frac{y}{c_2}} \tag{6.25}$$

$$A = DM\sqrt{r_0 r_f (1+\cos\Delta\nu)} \tag{6.26}$$

$$y = r_0 + r_f + \frac{A\left(\Delta E^2 c_3 - 1\right)}{\sqrt{c_2}} \tag{6.27}$$

где DM= направление движения = $\begin{cases} +1 \text{ , если } \Delta\nu < \pi \\ -1 \text{ , если } \Delta\nu > \pi \end{cases}$

В некоторых местах также можно заменить величину ΔE^2 на ψ ($\psi = \Delta E^2$).

Самый простой способ дифференцировать эти уравнения по ψ, это использовать f и g выражения. Решение задачи Ламберта – это итеративный процесс, в котором переменные χ, c_2, c_3 и y вычисляются для каждого нового значения ψ. Итерации повторяются до тех пор, пока не будет достигнуто желаемое время полета. Обратим внимание, что значение A является функцией расстояний в двух точках и изменения истиной аномалии, и не обновляется.

Алгоритм

На входе: $\vec{r}_0$ и

$\vec{r}_0$ - начальный вектор положения

$\vec{r}_f$ - конечный вектор положения

Δt_0 - желаемое время перелета

DM - направление движения (-1 или +1)

Инициализация:

$$\cos\Delta\nu = \frac{\vec{r}_0 \bullet \vec{r}_f}{|r_0 r_f|}$$

$$A = DM\sqrt{r_0 r_f (1+\cos\Delta\nu)}$$

IF $\Delta\nu$=0, A=0

Траектория не может быть вычислена.

END IF

ψ=0

c_2=1/2, c_3=1/6

$\psi_{up} = 4\pi^2$

$\psi_{low} = -4\pi^2$

WHILE $|\Delta t - \Delta t_0| > 1 \text{ x } 10^{-6}$

$$y = r_0 + r_0 + \frac{A(\psi c_3 - 1)}{\sqrt{c_2}}$$

IF ($A > 0.0$ & $y < 0.0$)

Readjust ψ_{low} until $y > 0.0$

END IF

$$\chi = \sqrt{\frac{y}{c_2}}$$

$$\Delta t = \frac{\chi^3 c_3 + A\sqrt{y}}{\sqrt{\mu}}.$$

IF ($\Delta t \leq \Delta t_0$)

$\psi_{low} = \psi$

ELSE

$\psi_{up} = \psi$

END IF

$\psi = \frac{\psi_{up} + \psi_{low}}{2}$

IF ($\psi > 1 \text{ x } 10^{-6}$)

$c_2 = \frac{1.0 - cos\sqrt{\psi}}{\psi}$

$c_3 = \frac{sinH\sqrt{-\psi} - \sqrt{-\psi}}{\sqrt{(-\psi)^3}}$

$c_2 = 1/2$

$c_3 = 1/6$

END IF

END WHILE

$$f = 1 - \frac{y}{r_0}$$

Вычисление $\dot{g} = 1 - \frac{y}{r_f}$

$$g = A\sqrt{\frac{y}{\mu}}$$

$$\vec{\upsilon}_0 = \frac{\vec{r}_f - f\vec{r}_0}{g}$$

Ответ: $\vec{\upsilon}_f = \frac{\dot{g}\vec{r}_f - \vec{r}_0}{g}$

6.2.3 Вариант 2 решения задачи Ламберта: с использованием универсальных переменных

В задачи Ламберта, начальное и конечное положение, а также необходимое время для перелета между двумя точками известно. Решая задачу Ламберта, необходимо определить элементы орбиты (с учетом расчета скоростей в начальном и конечном положении). Рисунок **6.6** показывает траекторию перелета Земля – Марс.

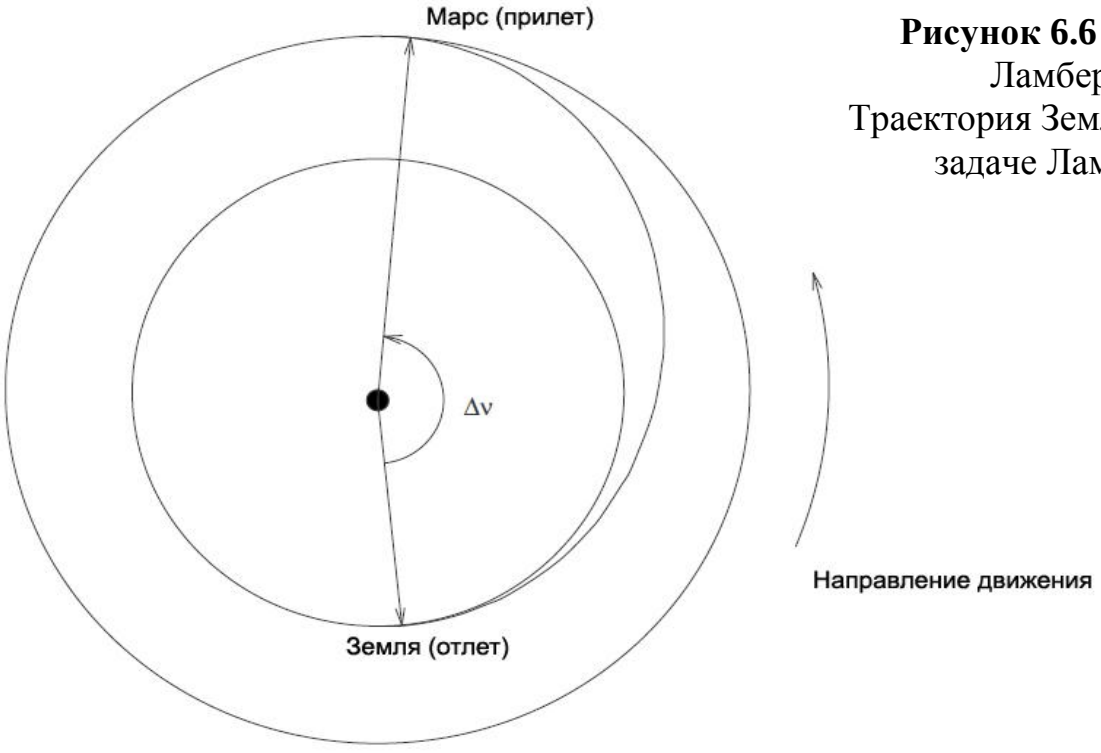


Рисунок 6.6 - Задача Ламберта
Траектория Земля – Марс в задаче Ламберта

Теорема Ламберта показывает, что требуемое время для перелета зависит только от большой полуоси, суммы двух радиусов и расстояния между начальным и конечным положением (длины хорды). Время, необходимое для перелета, можно записать как

$$t - t_0 = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}\left[2k\pi + \left(E - e\sin E\right) - \left(E_0 - e\sin E_0\right)\right]} \qquad (6.28)$$

Обозначения:

a	Большая полуось
e	Эксцентриситет
i	Наклонение
k	Целое число витков
r	Величина радиус-вектора
t	Время
E	Эксцентрическая аномалия
L	Средняя долгота
M	Средняя аномалия
μ	Гравитационный параметр
v	Истинная аномалия
P	Долгота перигелия
W	Долгота восходящего узла

Здесь индекс “0” показывает, что значения относятся к начальному моменту времени, а отсутствие индекса, к конечному моменту времени. Задача заключается в том, чтобы найти правильные значения a, E, E_0 и e, которые дадут желаемое время перелета. Однако время перелета зависит только от трех величин, о которых было упомянуто ранее. Оба радиуса и длина хорды уже известны из постановки задачи. Большая полуось является единственным неизвестным

параметром, и из этого следует, что должна быть возможность написать время перелета как функцию большой полуоси $(t - t_0 = f(a))$. Все остальные переменные в уравнении должны бить известны. Время перелета можно записать как функцию от некоторых других параметров, таких как p или ΔE. Использование $(\Delta E)^2$ удобно при последовательном приближении.

Следующий вывод показывает, как получить уравнения, используя универсальные переменные. Слагаемое $2k\pi$ используется для обозначения нескольких витков, поэтому, сейчас мы его не будем учитывать. Обозначения в (6.28) могут быть немного изменены для получения результата в (6.29).

$$\Delta t = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}\Delta E + e\sin E_0 - \sin E \tag{6.29}$$

$$\sqrt{\mu}\Delta t = \sqrt{a^3}\Delta E + e\sin E_0 - \sin E$$

Теперь универсальная переменная x и другая переменная S могут быть определены как

$$x = \sqrt{a}E - E_0 = \sqrt{a}\Delta E \tag{6.30}$$

$$S = \frac{\Delta E - \sin \Delta E}{\Delta E^3}$$

Далее величина $x^3 S$ может быть вичислина

$$x^3 S = \sqrt{a}\Delta E^3 \frac{\Delta E - \sin \Delta E}{\Delta E^3} \quad \text{или} \quad \sqrt{a^3}\Delta E = x^3 S + \sqrt{a^3}\sin \Delta E \tag{6.31}$$

Подставляя (6.31) в (6.29)

$$\sqrt{\mu}\Delta t = x^3 S + \sqrt{a^3}\sin \Delta E + \sqrt{a^3}e\sin E_0 - \sin E \tag{6.32}$$

Из тригонометрического тождества

$$\sin \Delta E = \sin E - E_0 = \sin E \cos E_0 - \cos E \sin E_0 \tag{6.33}$$

Уравнение (6.32) приобретает следующий вид :

$$\sqrt{\mu}\Delta t = x^3 S + \sqrt{a^3}(\sin E \cos E_0 - \cos E \sin E_0 + e\sin E_0 - e\sin E) \tag{6.34}$$

Умножая последнее слагаемое на 1, ($\sqrt{1-e^2}(1 - e\cos E_0)(1 - e\cos E)$ на себя)

$$\sqrt{\mu}\Delta t = x^3 S + \sqrt{a^3}\left(\frac{\sin E_0(e-\cos E) - \sin E(e-\cos E_0)}{(1-e\cos E_0)(1-e\cos E)}\right)\times$$
$$\times\frac{(1-e\cos E_0)(1-e\cos E)\sqrt{1-e^2}}{\sqrt{1-e^2}} \tag{6.35}$$

или, собирая члены,

$$\sqrt{\mu}\Delta t = x^3 S + \sqrt{a^3}\left(\frac{\sqrt{1-e^2}\sin E_0}{(1-e\cos E_0)}\frac{e-\cos E}{(1-e\cos E)} - \frac{\sqrt{1-e^2}\sin E}{(1-e\cos E)}\frac{e-\cos E_0}{(1-e\cos E_0)}\right)\times$$
$$\times\frac{(1-e\cos E_0)(1-e\cos E)}{\sqrt{1-e^2}}$$

Теперь,

$$\cos\nu = \frac{e-\cos E}{e\cos E - 1} \tag{6.36}$$
$$\sin\nu = \frac{\sqrt{1-e^2}\sin E}{1-e\cos E}$$

что дает

$$\sqrt{\mu}\Delta t = x^3 S + \sqrt{a^3}(\sin\nu_0(-\cos\nu) - \sin\nu(0\cos\nu_0))\times$$
$$\times\frac{(1-e\cos E_0)(1-e\cos E)}{\sqrt{1-e^2}} \tag{6.37}$$

используя тригонометрическое тождество в уравнение (6.33) для истиной аномалии вместо экцентрической аномалии и используя $\sqrt{a^4}/\sqrt{a} = \sqrt{a^3}$:

$$\sqrt{\mu}\Delta t = x^3 S + (\sin\Delta\nu)\frac{a(1-e\cos E_0)a(1-e\cos E)}{\sqrt{a(1-e^2)}} \tag{6.38}$$

По определению $r = a(1-e\cos E)$

$$\sqrt{\mu}\Delta t = x^3 S + \frac{r_0 r\sin\Delta\nu}{\sqrt{a(1-e^2)}}\frac{\sqrt{1-\cos\Delta\nu}}{\sqrt{1-\cos\Delta\nu}} =$$
$$= x^3 S + \frac{\sqrt{r_0 r}\sin\Delta\nu}{\sqrt{1-\cos\Delta\nu}}\frac{\sqrt{r_0 r}\sqrt{1-\cos\Delta\nu}}{\sqrt{a(1-e^2)}} \tag{6.39}$$

Теперь, две новые переменные могут быть определены как

$$A = \frac{\sqrt{r_0 r}\sin\Delta\nu}{\sqrt{1-\cos\Delta\nu}} \tag{6.40}$$

$$y = \frac{r_0 r(1-\cos\Delta\nu)}{a(1-e^2)}$$

Подставляя

$$\sqrt{\mu}\Delta t = x^3 S + A\sqrt{y} \tag{6.41}$$

или

$$\Delta t = \frac{x^3 S + A\sqrt{y}}{\sqrt{\mu}} \tag{6.42}$$

Эта форма универсальных переменных найдена Bate, Mueller, & White, and Vallado [1, 2].

Сейчас, время перелета – функции *x*, *S*, *A* и *y*. Эти переменные могут быть выраженны как функция известных параметров и *z* ($z = \Delta E^2$) следующим образом

$$x = \sqrt{\frac{y}{C}} \tag{6.43}$$

$$S = \frac{\Delta E - \sin\Delta E}{\Delta E^3} \tag{6.44}$$

$$A = DM\sqrt{r_0 r(1+\cos\Delta\nu)} \tag{6.45}$$

где *DM* – направление движения. +1 для $\Delta\nu < \pi$ и -1 для $\Delta\nu > \pi$.

$$y = r_0 + r + \frac{A(zS-1)}{\sqrt{C}} \tag{6.46}$$

где

$$C = \frac{1.0 - \cos\sqrt{z}}{z} \tag{6.47}$$

Похоже, что самый простой способ получить эти уравнения в переменных z это использовать выражения для f и g. Вывод может быть получен из Bate, Mueller и White ([1] стр. 198-200, 217-219, 231-233). Сейчас задача заключается в том, чтобы последовательными приближениями *z* достичь желаемого времени

перелета. Bate, Mueller, и White используют итерационный численный метод Ньютона, но Vallado [2] использует метод секущих, который, вроде бы, показывает лучший результат. Интересно отметить, что A является функцией расстояний в двух точках и изменения истиной аномалии, и не обновляется, она может быть посчитана по известным данным. Таким образом, A не должно быть включено в итерации. Следовательно, решение задачи Ламберта в данном случае содержит некоторый метод перебора z и пересчет x, S и y для нового z. Этот процесс продолжается до тех пор, пока желаемое время не будет достигнуто. Планетные эфемериды, которые часто используются в задаче Ламберта, рассмотрены в параграфе 6.3.

6.2.4 Алгоритм Bate, Mueller, & White и Vallado

На входе:

$\vec{r}_0$ - начальный вектор положения

$\vec{r}$ - конечный вектор положения

Δt_0 - необходимое время перелета

DM - направление движения ($\Delta\nu < \pi \Rightarrow DM = +1, \Delta\nu > \pi \Rightarrow DM = -1$)

Расчеты:

$$\cos(\Delta\nu) = \frac{\vec{r}_0 \cdot \vec{r}}{r_0 r}$$

$$A = DM\sqrt{rr_0(1+\cos(\Delta\nu))}$$

IF $\Delta\nu$=0, A=0 Траектория не может быть посчитана

присвоение z= 0.0

C=1/2, S=1/6

z_up=$4\pi^2$, z_low=-4 π

WHILE $|\Delta t - \Delta t_0| > 1*10^{-6}$

$y=r_0+r+A(zS-1)/\sqrt{C}$

IF (A>0.0 и y<0.0)

Increment(увеличение) z_low until(до) y>0.0

AND IF

$$x = \sqrt{\frac{y}{C}}$$

$$\Delta t = \frac{x^3 S + A\sqrt{y}}{\sqrt{\mu}}$$

IF ($\Delta t < \Delta t_0$)

z_low=z

ELSE

z_up=z

END IF

$$z = \frac{z_{up} + z\_low}{2}$$

IF ($z > 1x10^{-6}$)

$$C = \frac{1.0 - cos\sqrt{z}}{z}$$

$$S = \frac{\sqrt{z} - sin\sqrt{z}}{\sqrt{z^3}}$$

ELSE IF ($z < -1x10^{-6}$)

$$C = \frac{1.0 - cosh\sqrt{-z}}{z}$$

$$S = \frac{sinh\sqrt{-z} - \sqrt{-z}}{\sqrt{(-z)^3}}$$

ELSE

C=0.5

S=1.0/6.0

END IF

END WHILE

$$f = 1 - \frac{y}{r_0}$$

$$\dot{g} = 1 - \frac{y}{r}$$

$$g = A\sqrt{\frac{y}{\mu}}$$

Результат:

$$\vec{v}_0 = \frac{\vec{r} - f\vec{r}_0}{g}$$

$$\vec{v} = \frac{g\vec{r} - \vec{r}_0}{g}$$

В приложении **2** приведен код программы решения задачи Ламберта.

6.3 Эфемериды планет

Для межпланетных траекторий, начальное и конечное положение, как правило, определяется положением планет, а время отлета и прилета - заранее оговоренные параметры. Положение планет в гелиоцентрической системе координат может быть посчитано как функция времени с помощью эфемерид. Поэтому, выбранная дата определяет положение для планеты (и космического аппарата). Meeus [3] предлагает метод для расчета орбитальных элементов планет как функцию времени. Каждый орбитальный элемент может быть посчитан при помощи уравнения

$$\text{Элемент} = a_0 + a_1 T + a_2 T^2 + a_3 T^3 ,$$

где

$$T = (\text{JDE} - 2451545.0) / 36525$$

Коэффициенты для орбит Земли и Марса представлены в таблицах **6.2** и **6.3** для эпохи j2000.

Таблица 6.2 - Коэффициенты для орбитальных элементов Земли

Орбитальные элементы	a_0	a_1	a_2	a_3
L (град.)	100.466449	35999.3728519	- 0.00000568	0.0
a (А.Е.)	1.000001018			
e	0.01670862	- 0.000042037	- 0.0000001236	0.00000000004
i (град.)	0	0.0130546	- 0.00000931	- 0.000000034
Ω (град.)	174.873174	-0.2410908	0.00004067	-0.000001327
П (град.)	102.937348	0.3225557	0.00015026	0.000000478

Таблица 6.3 - Коэффициенты для орбитальных элементов Марса

Орбитальные элементы	a_0	a_1	a_2	a_3
L (град.)	355.433275	19140.2993313	0.00000261	- 0.000000003
a (А.Е.)	1.523679342			
e	0.09340062	0.000090483	- 0.0000000806	- 0.00000000035
i (град.)	1.849726	- 0.0081479	- 0.00002255	- 0.000000027
Ω (град.)	49.558093	- 0.2949846	- 0.00063993	- 0.000002143
П (град.)	336.060234	0.4438898	- 0.00017321	0.000000300

Некоторые дополнительные полезные уравнения:

$$\omega = \Pi - \Omega$$

M = *L* – П

ν = $M + C_{\text{cen}}$

C_{cen} может быть посчитана (в радианах)из следующего уравнения:

$$\mathrm{C_{cen}} = \left(2\mathrm{e} - \frac{\mathrm{e}^3}{4} + \frac{5}{96}\mathrm{e}^5\right)\sin(\mathrm{M}) + \left(\frac{5}{4}\mathrm{e}^2 - \frac{11}{24}\mathrm{e}^4\right)\sin(2\mathrm{M}) + \left(\frac{13}{12}\mathrm{e}^3 - \frac{43}{64}\mathrm{e}^5\right)\sin(3\mathrm{M}) + \frac{103}{96}\mathrm{e}^4\sin(4\mathrm{M}) + \frac{1097}{960}\mathrm{e}^5\sin(5\mathrm{M})$$

Теперь орбитальные элементы (*a*, *e*, *i*, Ω, ω, ν) нам известны, поэтому положение и скорость планеты может быть рассчитано.

6.4 Проектирование траекторий для решения задачи наведения малых астероидов на опасные околоземные объекты

Введем обозначения

A_1 - управляемый астероид

A_2 - целевой астероид

H - абсолютная звездная величина астероида A_1

T_1 - время отлета КА от Земли

$CЗ$ - импульс скорости старта с промежуточной околоземной орбиты, выраженный через характеристическую энергию $CЗ$ (квадрат гиперболического избытка скорости $CЗ=V^2_\infty$)

T_2: время прибытия КА к астероиду A_1

ΔV_2: импульс уравнивания скорости КА для стыковки с астероидом A_1

T_3: время выполнения маневра коррекции скорости астероида A_1

ΔV_3: импульс изменения скорости астероида A_1 для наведения его в окрестность Земли с цель выполнения гравитационного маневра

T_4: время пролета Земли астероидом A_1 (соответствует минимальному расстоянию между центрами масс Земли и астероида A_1)

R_π: минимальное расстояние между центрами масс Земли и астероида A_1

ΔV_4: дополнительный импульс изменения скорости астероида A_1 при выполнении гравитационного маневра

T_5: время встречи астероидов A_1 и A_2

ΔV_5: скорость контакта A_1 с A_2

В таблицах и рисунках для компактности указываются даты $D_1 \ldots D_5$, соответствующие календарным датам соответствующих времен $T_1 \ldots T_5$ в формате Год/Месяц/День, например, 15 апреля 2020г. обозначается как 2020/04/15.

6.4.1 Поиск оптимальных орбит перелета

На данном этапе выполнения работ критерием оптимальности являлся сумма модулей ΔV_s требуемого изменения скорости управляемого астероида $\Delta\vec{V}_3$ и модуля изменения модуля скорости пролета астероидом A_1 Земли ΔV_4 при выполнении гравитационного маневра для отлета по траектории сближения с целевым астероидом A_2. При этом рассматривались траектории полетов, полученной в результате решения задачи Ламберта:

- *Траектория 1*: Из точки R_3, в которой астероид A_1 находился в момент времени T_3, в точку R_4, в которой Земля будет находиться в момент времени пролета (гравитационного маневра) T_4. При этом скорость $\Delta\vec{V}_3'$ астероида A_1 в момент времени T_3 принимается равной скорости, получаемой в результате решения задачи Ламберта о перелете из точки R_3 в точку R_4 в гравитационном поле Солнца, т.е. это скорость астероида A_1 после выполнения маневра изменения его траектории. Скорость астероида A_1 до выполнения маневра обозначим $\vec{V}_3$, при этом время выполнения маневра изменения скорости принимается равным 0. Значения векторов из центра Солнца в R_3 и R_4 и вектора скорости $\vec{V}_3$ астероида A_1 относительно центра Солнца в солнечно-эклиптической системе координат получаются с использованием системы SPICE [4]. Траектория 1 является решением задачи Ламберта перелета из R_3 в R_4 за время $T_4 - T_3$. В результате решения этой задачи находятся векторы скоростей $\vec{V}_3'$ и $\vec{V}_4'$, где $\vec{V}_4$ есть скорость прибытия астероида A_1 к Земле.
- *Траектория 2*: Из точки R_4, в которой астероид A_1 находился в момент времени T_4 в точку R_5, в которой целевой астероид A_2 будет находиться в момент T_5 времени прибытия A_1 к A_2, т.е. прямого попадания астероида A_1 в астероид A_2, что и является задачей проекта. Значения вектора из центра Солнца в R_5 и вектора скорости $\vec{V}_E$ Земли относительно центра Солнца в солнечно-эклиптической системе координат получаются с использованием системы SPICE. Траектория 2 является решением задачи Ламберта перелета из R_4 в R_5 за время $T_5 - T_4$. В результате решения этой задачи находятся векторы

скоростей $\vec{V}_4'$ и $\vec{V}_5$, где $\vec{V}_4'$ есть скорость астероида A_1 после пролета Земли, а $\vec{V}_5$ есть скорость астероида A_1 в момент его прибытии к целевому астероиду A_2.

Введем обозначения:

$$\Delta V_3 = |\vec{V}_3' - \vec{V}_3|$$

$$\vec{V}_4 = |\vec{V}_4 - \vec{V}_E|$$

$$\vec{V}_4' = |\vec{V}_4' - \vec{V}_E|$$

$$\Delta' V_4 = |\vec{V}_4' - \vec{V}_4|$$

$$\vec{V}_5 = |\vec{V}_5 - \vec{V}_{A2}|$$

$$\Delta V_S = \Delta V_3 + \Delta' V_4, \quad \Delta V_s = \min(T_3, T_4, T_5)$$

Поиск оптимальных траекторий был проведен для перелетов с датой отлета на интервале времени с 1 января 2015 г. по 1 января 2033 г. и выполнялся в 4 этапа:

1) Решение задачи Ламберта для каждого из “управляемых” астероидов с датами отлета с исходной орбиты, начиная с 1 января 2015 г. с шагом 7 суток до 1 января 2033 г. Для каждой даты отлета решался ряд задач Ламберта для длительностей перелета от 60 до 1200 суток с шагом 3 суток, при этом задача решалась как для перелета по короткой, так и по длинной дугам. Каждый полученный массив решений, приведенных к интересующим нас значениям ΔV_3 и ΔV_4 на сетке моментов времени T_3 и T_4, записывался в отдельный для каждого астероида файл для дальнейшего анализа. Обозначим этот массив для астероида с порядковым номером n как M_{1n}.

2) Решение задачи Ламберта для “целевого” астероида, в качестве которого рассматривался астероид Апофис, с датами отлета от Земли, начиная с 1 января 2015 г. с шагом 1 сутки до 1 января 2040 г. (чтобы перекрыть интервал возможных дат прибытия астероида к Земле). Для каждой даты отлета решался ряд задач Ламберта для длительностей

перелета от 60 до 1200 суток с шагом 1 сутки, при этом задача решалась как для перелета по короткой, так и по длинной дугам. Полученный массив решений M_2, приведенных к значениям $\Delta' V_4$ и ΔV_5 на сетке моментов времени T_4 и T_5, был записан в отдельный файл для дальнейшего анализа.

3) В каждом полученном на первом этапе файле (массив M_{1n} значений ΔV_3 и ΔV_4 на сетке моментов времени T_3 и T_4) выполнялся поиск решений, для которых величина ΔV_3 не превосходит заданного значения $\Delta V_{\max}$. При данном исследовании $\Delta V_{\max}$ было принято равным 150м/с, что превосходит допустимые в данной задаче (управления полетом астероида) значения, но учитывалось, что в результате оптимизации окончательная величина ΔV_3 будет меньше полученной поиском по сетке дискретных значений (T_3,T_4,T_5).

4) Для отобранных значений пар (T_3,T_4) находились соответствия в массиве решений M_2 для траекторий Земля – астероид A_2. Критериями соответствия являлись
   - Момент времени прилета астероида A_1 к Земле из массива M_{1n} совпадает с моментом времени отлета астероида A_1 от Земли к целевому астероиду A_2 в массиве M_2.
   - Модуль разности значений ΔV_4 и $\Delta V_4'$ в сумме со значением ΔV_3 не превосходит значения $\Delta V_{\max}$, так как важным является суммарное значение импульса коррекции скорости при своде астероида A_1 с исходной орбиты (импульс ΔV_3) и импульса коррекции скорости при пролете астероида A_1 мимо Земли для выводе его на траекторию встречи с целевым астероидом A_2 (импульс $\Delta' V_4$)

5) Для отобранных решений выполнялась оптимизация времен отлета и прилета с целью минимизации ΔV_S. Оптимизация выполнялась поиском минимума функции

$$F(T_3,T_4,T_5) = \Delta V_3 + \Delta' V_4$$

Для решения задачи Ламберта использовалась программа для системы MATLAB [5], реализующая устойчивое решение задачи с помощью двух отдельных алгоритмов. Сначала пробуется решение методом, относительно недавно разработанным D.Izzo (Европейское космическое агентство) [6]. Этот алгоритм является чрезвычайно быстрым, но все еще достаточно часто не сходится (особенно в случае многовитковых перелетов). В случае неудачи расчета по алгоритму D.Izzo проводится расчет по гораздо более устойчивому алгоритму (Lancaster/Blancard [7] с модификациями, начальными значениями и прочими улучшениями, предложенными R.Gooding [8]), который выполняется существенно дольше, в том числе и в силу своей надежности.

Для решения задачи оптимизации использовался метод Нелдера-Мида. Использовалась реализация этого метода в виде функций системы MATLAB, при этом задачи решались параллельно для отдельных групп астероидов. Для повышения скорости и устойчивости поиска решений на первом этапе оптимизации уточнялись значения моментов времени T_3 и T_4 при фиксированном значении T_5, а для лучших решений, полученных на первом этапе, была выполнена полная оптимизация по всем 3 переменным T_3,T_4,T_5.

Для контроля решения задачи поиска оптимальных траектории перелета была использована бесплатно распространяемая, но основанная на закрытом коде программа Trajectory Optimization Tool, использующая метод Гудинга для решения задачи Ламберта. Эта программа использовалась для проверки полученных решений, но не была использована для проведения основных работ по причине закрытости кода, отсутствия режима пакетного исполнения для массовых расчетов и возможности ее использования только на платформе Microsoft Windows.

Результаты первого этапа отбора и оптимизации представлены в таблице **6.4**. Для нее были отобраны решения, удовлетворяющие следующим критериям:

1) Общий импульс коррекции ΔV_S не превышает 50 м/с.

2) Минимальное расстояние астероида от центра Земли (радиус перигея) не меньше 6700 км.

3) Дата столкновения с Апофисом не позже 2035 года.

Таблица 6.4 - Оптимальные траектории перелета

Код объекта	ΔV_S, **м/с**	**ΔV_1, м/с**	H	**ΔV_4, км/с**	**R_π, км**	**φ, град-усы**	**D_3**	**D_4**	**D_5**	ΔV_5, **км/с**
2006 XV4	2.4	2.4	24.87	11.9	16472.7	24.0	2029/03/16	2031/12/11	2034/04/08	15.3
2006 SU49	7.9	7.9	19.54	8.7	15873.4	59.8	2027/06/11	2029/01/23	2029/10/06	4.9
1997 XF11	10.0	10.1	16.90	14.7	42851.8	5.1	2027/04/27	2028/10/26	2030/08/06	11.0
2009 JG2	15.8	15.8	22.57	21.2	7331.2	15.9	2030/04/12	2032/10/25	2033/10/15	11.5
2011 UK10	15.9	15.9	24.91	9.0	31913.9	21.1	2025/09/12	2026/10/10	2027/08/06	2.3
1994 GV	17.7	17.7	27.46	13.4	7427.6	50.9	2028/09/12	2031/04/13	2031/12/24	14.1
2002 MN	25.8	25.8	23.32	11.5	31020.8	12.3	2022/04/02	2024/06/14	2027/06/06	10.8
2006 WV29	28.7	28.7	26.51	17.3	49118.5	3.2	2026/12/30	2028/06/04	2029/11/01	19.8
2009 XO	29.1	29.1	20.53	13.4	24635.3	11.3	2018/07/01	2020/05/05	2022/10/08	17.2
2008 GY21	29.6	29.6	27.60	15.2	7283.9	36.0	2017/07/29	2018/04/09	2020/12/22	16.6
2009 TD17	32.1	32.1	27.68	12.4	7114.9	69.5	2032/04/25	2033/05/07	2033/11/28	10.6
2008 UA202	33.5	33.5	29.44	3.2	176712.4	32.9	2028/12/20	2029/10/20	2030/10/01	5.0
2010 FD	33.6	33.6	26.02	13.2	10161.8	33.7	2031/03/26	2034/03/07	2035/12/16	8.7
2011 BP40	36.5	36.5	25.43	11.3	6870.0	112.5	2028/08/28	2029/09/09	2030/03/10	3.4
2010 HS20	36.6	36.6	23.34	12.3	10289.8	40.0	2030/06/09	2033/07/02	2034/11/05	6.6
2001 EC	37.4	37.4	18.50	22.8	12813.8	7.3	2022/11/26	2026/02/23	2028/09/14	23.1
1994 VH8	37.5	37.5	27.68	11.5	21227.3	19.2	2028/04/23	2029/10/30	2031/11/17	10.7
1998 DV9	38.6	38.6	18.20	11.7	10073.2	48.2	2026/02/10	2028/01/31	2030/12/26	16.6
2012 BV1	38.8	38.8	30.98	13.0	8242.6	47.4	2021/11/06	2023/01/20	2023/06/04	8.8
2011 ES4	38.9	38.9	25.67	10.1	19323.3	29.4	2019/09/11	2020/09/01	2021/06/26	10.9
2010 TN55	41.1	41.1	26.99	26.4	11882.1	5.8	2028/08/20	2031/10/10	2033/09/25	18.4
2002 UV36	43.9	43.9	26.68	12.1	9715.3	45.3	2028/01/08	2029/10/26	2031/11/28	10.3
2009 FK	44.8	44.8	28.35	10.6	12652.8	45.9	2022/06/11	2024/03/20	2026/06/06	11.0
2005 AU3	46.6	46.6	25.98	17.9	7370.3	23.6	2028/11/14	2030/01/04	2033/02/03	19.8
2010 WB	48.3	48.3	24.07	8.4	25398.7	33.2	2028/10/31	2029/11/13	2031/12/21	12.7

Обозначения столбцов таблицы:

H: абсолютная звездная величина объекта (астероида A_1)

R_π: радиус перигея траектории астероида A_1 (астероида-снаряда)

Φ: угол поворота вектора скорости астероида A_1 после выполнения гравитационного маневра

D_3: дата выполнения маневра коррекции скорости астероида A_1

D_4: дата пролета Земли астероидом A_1 (выполнения гравитационного маневра)

D_5: дата встречи астероидов A_1 и A_2

A_2: астероид-мишень (Апофис)

ΔV_S: импульс перевода астероида снаряда на траекторию облета Земли

ΔV_4: относительная скорость облета Земли в перигее

ΔV_5: скорость контакта A_1 с A_2

В таблице **6.5** приведены основные орбитальные и физические параметры отобранных астероидов:

Для рассматриваемой задачи важнейшее значение имеет масса управляемого астероида. Практически для всех астероидов их масса может быть только оценена через их средний диаметр, который, в свою очередь, можно оценить по абсолютной звездной величине H, приведенной в таблице **6.5**. Чем меньше абсолютная звездная величина, тем в среднем больше объект. Однако, оценка размера астероида по его абсолютной звездной величине требует также знания альбедо (отражающей способности) поверхности объекта, которое для большинства объектов неизвестно и обычно принимается находящимся в пределах от 0.05 до 0.25. В таблице **6.6** приведены оценки диаметров астероидов D в зависимости от значений их абсолютных звездных величин H.

Таблица 6.5 - Основные орбитальные и физические параметры отобранных астероидов

Код объекта	SPICE ID	Абсолютная звёздная величина H	Большая полуось A, АЕ	Эксцент-риситет e	Наклоне-ние i, градусы	Период обращения P, годы	Класс
1994 GV	3092125	27.46	2.01	0.522	0.5	2.84	APO
1994 VH8	**3092131**	**27.68**	**1.62**	**0.438**	**3.3**	**2.06**	**APO**
1997 XF11	**2035396**	**16.90**	**1.44**	**0.484**	**4.1**	**1.73**	**APO***
1998 DV9	2027002	18.20	1.74	0.433	8.7	2.30	APO*
2001 EC	3070541	18.50	2.58	0.773	0.6	4.14	APO*
2002 MN	3127411	23.32	1.81	0.499	1.0	2.44	APO
2002 UV36	3141528	26.68	2.46	0.597	2.9	3.86	APO
2005 AU3	3265469	25.98	1.25	0.473	3.8	1.39	APO
2006 SU49	**2292220**	**19.54**	**1.41**	**0.312**	**2.5**	**1.68**	**APO***
2006 WV29	3360541	26.51	1.38	0.560	1.2	1.63	APO
2006 XV4	**3363722**	**24.87**	**2.59**	**0.625**	**4.0**	**4.17**	**APO**
2008 UA202	3435539	29.44	1.03	0.069	0.3	1.05	APO
2009 FK	3451794	28.35	1.52	0.369	2.8	1.88	APO
2009 JG2	3459656	22.57	2.03	0.659	2.7	2.90	APO
2009 TD17	3471976	27.68	1.13	0.220	0.1	1.20	APO
2009 XO	3482447	20.53	1.86	0.542	0.4	2.53	APO*
2010 FD	3511916	26.02	2.87	0.632	0.3	4.87	AMO
2010 HS20	3518258	23.34	2.21	0.553	2.2	3.29	APO
2010 TN55	3548892	26.99	2.31	0.788	0.3	3.50	APO
2010 WB	3552163	24.07	1.36	0.288	5.5	1.58	APO
2011 BP40	3556018	25.43	1.12	0.151	0.9	1.19	APO
2011 ES4	3558279	25.67	1.09	0.243	3.4	1.14	APO
2011 UK10	**3582088**	**24.91**	**1.23**	**0.259**	**6.1**	**1.36**	**APO**
2012 BV1	3595926	30.98	1.24	0.316	0.8	1.37	APO

Таблица 6.6 - Оценка диаметра астероида по его абсолютной звездной величине

H	*D*	*H*	*D*
3.0	670 км - 1490 км	17.0	1 км - 2 км
3.5	530 км - 1190 км	17.5	1 км - 2 км
4.0	420 км - 940 км	18.0	670 м - 1500 м
4.5	330 км - 750 км	18.5	530 м - 1200 м
5.0	270 км - 590 км	19.0	420 м - 940 м
5.5	210 км - 470 км	19.5	330 м - 750 м
6.0	170 км - 380 км	20.0	270 м - 590 м
6.5	130 км - 300 км	20.5	210 м - 470 м
7.0	110 км - 240 км	21.0	170 м - 380 м
7.5	85 км - 190 км	21.5	130 м - 300 м
8.0	65 км - 150 км	22.0	110 м - 240 м
8.5	50 км - 120 км	22.5	85 м - 190 м
9.0	40 км - 90 км	23.0	65 м - 150 м
9.5	35 км - 75 км	23.5	50 м - 120 м
10.0	25 км - 60 км	24.0	40 м - 95 м
10.5	20 км - 50 км	24.5	35 м - 75 м
11.0	15 км - 40 км	25.0	25 м - 60 м
11.5	13 км - 30 км	25.5	20 м - 50 м
12.0	11 км - 24 км	26.0	17 м - 37 м
12.5	8 км - 19 км	26.5	13 м - 30 м
13.0	7 км - 15 км	27.0	11 м - 24 м
13.5	5 км - 12 км	27.5	8 м - 19 м
14.0	4 км - 9 км	28.0	7 м - 15 м
14.5	3 км - 7 км	28.5	5 м - 12 м
15.0	3 км - 6 км	29.0	4 м - 9 м
15.5	2 км - 5 км	29.5	3 м - 7 м
16.0	2 км - 4 км	30.0	3 м - 6 м
16.5	1 км - 3 км		

6.4.2 Оптимальные схемы полной миссии со стартом КА с Земли

Для подробного исследования из таблицы **6.4** были отобраны пять астероидов, для которых суммарный импульс управления скоростью не превышает 20 м/с.

Таблица 6.7 - Астероиды-кандидаты в «астероид-снаряд»

Астероид	**2006 XV4**	**2006 SU49**	**1997 XF11**	**2011UK10**	**1994 GV**
Величина ΔV , м/с	2.38	7.89	10.05	15.94	17.72
Радиус перигея, км	16473.19	15873.40	42851.84	31912.94	7427.54
Скорость в перигее по отношению к Земле, км/с	9.61	5.03	14.08	8.98	13.37
Угол поворота относительной скорости, град.	23.98	59.78	5.14	21.14	50.85
Дата выполнений маневра	2029/03/17	2027/06/11	2027/04/27	2025/09/13	2028/09/12
Дата достижения перигея	2031/12/11	2029/01/23	2028/10/26	2026/10/10	2031/04/13
Дата встречи «астероида-снаряда» с Апофисом	2034/04/08	2029/10/06	2030/08/06	2027/08/06	2031/12/24
Скорость удара с Апофисом, км/с	15.3	4.9	11.0	2.3	14.1
Звездная величина	24.87	19.54	16.9	24.91	27.46
Размер «астероида-снаряда»	≈ 25 ÷ 60 m	≈330÷750 m	≈1 ÷ 2 km	≈25 ÷ 60 m	≈8 ÷ 19 m
V^2 на бесконечности после запуска КА с околоземной орбиты, $км^2/с^2$	**63.1283** (3.7*)	(0.36*)	(6.447*)	**47.182** (1.488*)	**30.128** (2.427*)
ΔV торможения для посадки КА на астероид, км/с	**0.89** (9.7*)	(4.67*)	(7.89*)	**0.543** (5.571*)	**0.591** (6.860*)

*оптимизация по ΔV отлета, **жирным черным** - оптимизация по суммарной ΔV

В таблице **6.7** приводятся наиболее важные параметры, характеризующие наиболее удачных с точки зрения решения нашей задачи астероидов. Астероид 1994 GV отличается наименьшими размерами (8-19 м в поперечнике), 2006 XV4 – наименьшим импульсом скорости для наведения на траекторию гравитационного маневра у Земли (всего 2.38 м/с). Для каждого из включенных в таблицу астероидов проведена оптимизация по скорости отлета от Земли, для трех из них выполнена оптимизация по суммарной характеристической скорости отлета с

низкой круговой околоземной орбиты и по скорости торможения для посадки на поверхность астероида.

Таблица 6.8 - Ключевые орбитальные параметры для этапа перелета космического аппарата к «астероиду-снаряду»

Критерий оптимизации: Crio=W_1C3+$W_2\Delta V_a$

W_2	**Оптимальное время отлета с Земли**	**Оптимальное время подлета к 2011 UK10**	C_3, км^2/с^2	ΔV_a, км/с	**Продолжительность перелета, дней**	ΔV_s, км/с	ΔV_t, км/с
1	2021/12/10	2022/08/25	1.4879	5.5709	257.9243	3.302	8.873
2	2021/12/08	2022/08/21	2.023	5.2113	255.1062	3.326	8.537
6	2022/08/20	2023/08/02	6.99	3.4856	346.7858	3.537	7.033
12	2022/08/28	2023/08/08	8.1783	3.3644	345.7742	3.599	6.963
14	2022/09/21	2023/08/18	18.5637	2.5698	330.8983	4.047	6.617
14	2022/10/13	2023/12/10	46.9763	0.55489	422.8127	5.193	5.747
20	2022/10/13	2023/12/09	47.1824	0.54275	422.5234	5.201	5.744
W_2	**Оптимальное время отлета с Земли**	**Оптимальное время подлета к 1994 GV**	C_3, км^2/с^2	ΔV_a, км/с	**Продолжительность перелета, дней**	ΔV_s, км/с	ΔV_t, км/с
1	2027/04/17	2028/06/07	1.9758	7.3286	416.8176	3.324	10.653
2	2027/03/17	2028/04/22	2.4656	6.86	401.9748	3.346	10.206
6	2027/05/04	2028/05/17	8.3888	5.2059	378.4848	3.609	8.815
7.8	2027/05/04	2028/05/16	8.3904	5.2057	378.4952	3.609	8.815
10	2026/03/17	2028/03/21	30.1283	2.4271	734.6328	4.526	6.954
20	2025/12/03	2028/01/02	50.6314	0.5913	1056.6681	5.333	5.924
W_2	**Оптимальное время отлета с Земли**	**Оптимальное время подлета к 2006 XV4**	C_3, км^2/с^2	ΔV_a, км/с	**Продолжительность перелета, дней**	ΔV_s, км/м	ΔV_t, км/с
1	01/02/2027	10/03/2027	3.7398	9.7307	273.6634	3.40	13.13
10	12/14/2025	10/03/2027	34.5596	3.5816	658.0781	4.705	8.286
20	11/21/2023	03/28/2027	63.1283	0.89119	1222.5468	5.8	6.69
W_1=0 W_2=1	12/11/2023	09/07/2027	85.3533	0.25832	1366.3801	6.596	6.854

Из приводимой таблицы **6.8** следует, что при планировании миссий необходимо оптимизировать траекторию доставки на астероид-снаряд двигательной установки и рабочего тела по суммарной характеристической скорости. Для приводимых примеров эта скорость находится в пределах 6.7 км/с, что легко может быть реализовано средствами современной ракетно-космической техники. Заметим, что минимальная суммарная характеристическая скорость достигается в том случае, когда скорость торможения для посадки на поверхность астероида составляет малую часть от суммарной величины (менее 0.9 км/с), что является большим преимуществом при проектировании перелетного космического аппарата.

На рисунке **6.7** дана иллюстрацият схемы миссии с указанием примерных величин необходимых для маневров.

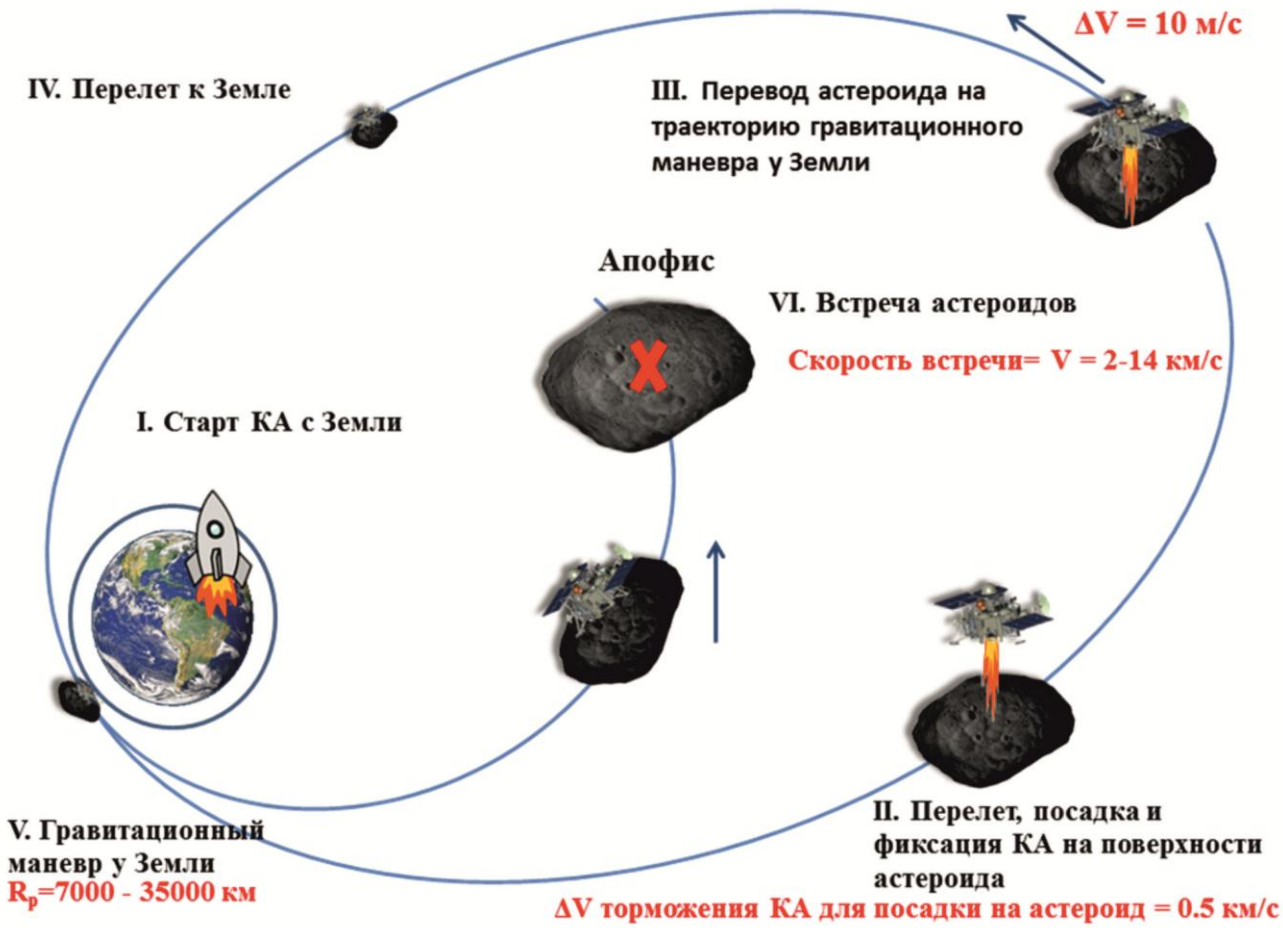
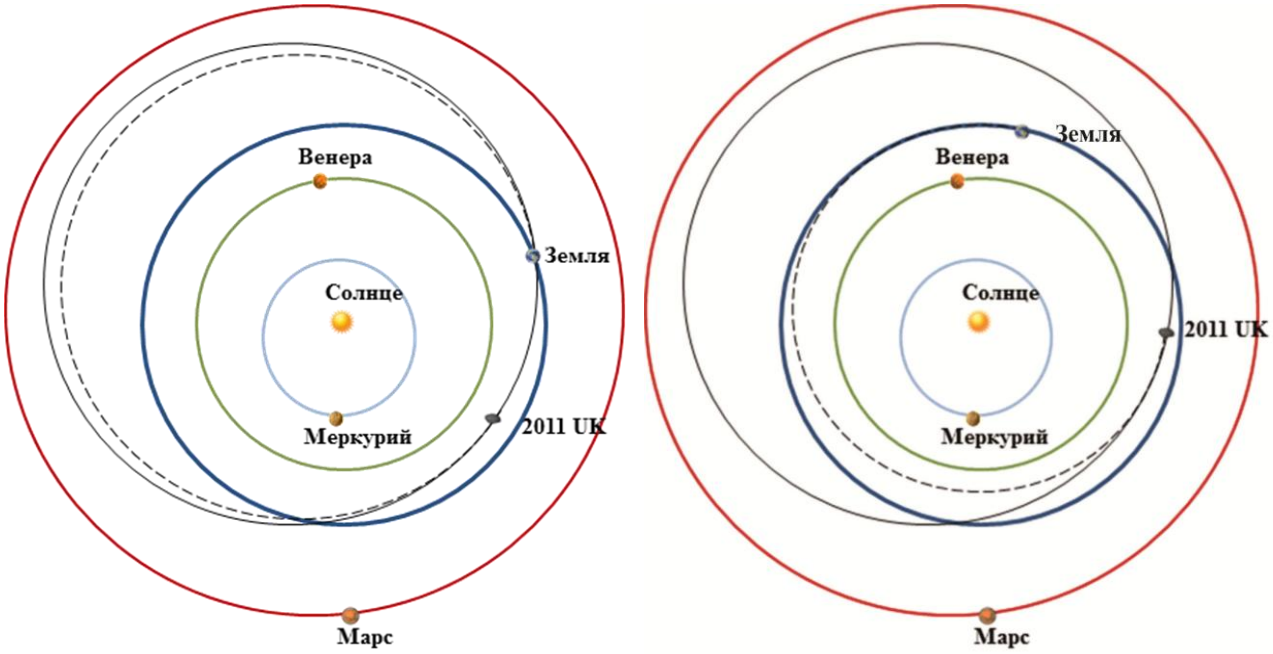


Рисунок 6.7 - Схема миссий по отклонению опасного астероида от траектории столкновения с Землей

Для этих астероидов-снарядов был выполнен поиск траекторий перелета Земля – астероид, оптимальных по суммарным затратам импульса скорости, складывающимся из импульса скорости старта с промежуточной околоземной орбиты и импульса скорости уравнивания скоростей для стыковки КА с астероидом. Величина импульса скорости старта с промежуточной околоземной орбиты традиционно выражается через характеристическую энергию *C*З (квадрат гиперболического избытка скорости $C\text{З}=V^2_\infty$).

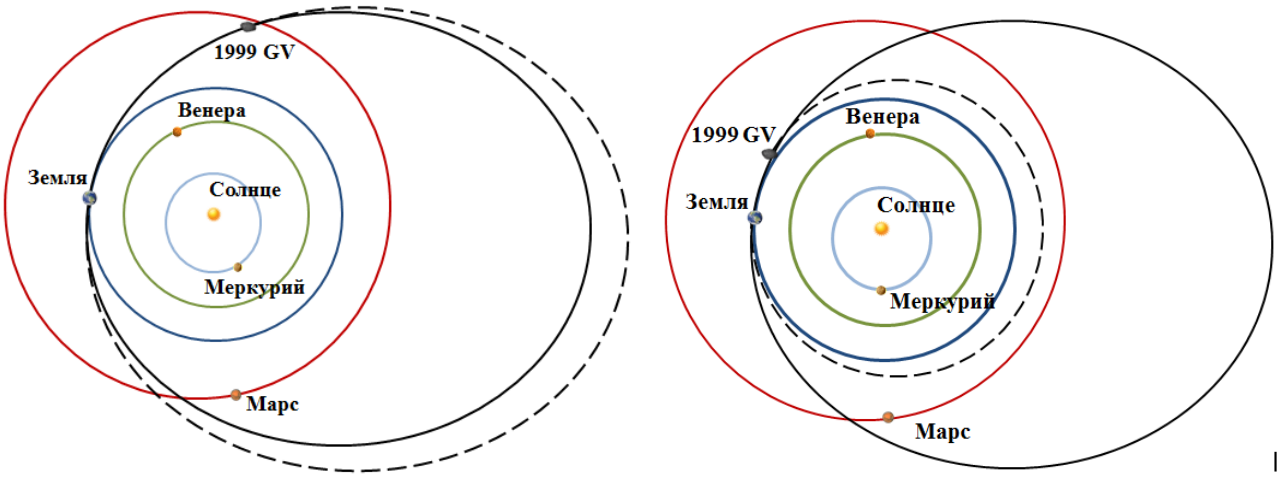
Приводимая таблица **6.7** позволяет выполнить оценки получаемого изменения скорости астероида-цели при заданной начальной массе аппарата на низкой круговой околоземной орбите при некоторых предположениях о характеристиках космического аппарата, отправляемого к астероиду-снаряду из выбранного списка. При этом очевидно, существенную роль играет скорость встречи астероидов, а не только сообщаемые двигательной установкой импульсы изменения скорости космического аппарата и астероида-снаряда. Но заметный вклад в расход рабочего тела дают необходимые для выполнения задач наведения корректирующие импульсы, а именно, импульсы скорости, компенсирующие ошибки определения параметров орбиты и ошибки исполнения предыдущих коррекций. При коррекции орбиты космического аппарата, направляемого к астероиду-снаряду, расход рабочего тела на эти коррекции заметно меньше по сравнению с расходом рабочего тела на номинальные операции (выведение на орбиту перелета к астероиду требует характеристической скорости около 3500 м/с, в то время как расход характеристической скорости на выполнение всех необходимых коррекций параметров орбиты космического аппарата не превышает 80 м/с. Для управляемого астероида расходы на коррекцию сравнимы или превышают расходы характеристической скорости на номинальные маневры. Поэтому сравнение различных малых астероидов как кандидатов на роль управляемых объектов требует достаточно надежных оценок необходимых затрат на коррекцию траектории. Эту задачу планируется решить на следующем этапе работы по проекту. Но уже сейчас представляется очевидным, что в случае

использования управляемых астероидов вопросы точности определения и достижения заданных параметров орбит имеют первостепенное значение.



а) б)

Рисунок 6.8 - Астероид 2011 UK: оптимальная траектория перелета к астероиду с минимальной суммарной ΔV (а) и траектория перелета к астероиду с минимальной ΔV отлета (б)



а) б)

Рисунок 6.9 - Астероид 1999 GV : оптимальная траектория перелета к астероиду с минимальной суммарной ΔV (а); траектория перелета к астероиду с минимальной ΔV отлета (б)

В качестве примеров на рис.**6.8**, **6.9** приводятся траектории перелетов к двум выбранным астероидам (2011 UK**,** 1999 GV) для вариантов оптимизации по скорости отлета от Земли и по суммарной характеристической скорости миссии с посадкой на астероид.

Исследования, результаты которых приводятся на рисунках **6.10 - 6.12**, были проведены в рамках решения задачи Ламберта. Насколько правомерен такой подход, было проверено методом численного интегрирования дифференциальных уравнений движения астероида-снаряда и космического аппарата при решении задачи определения окон возможного выполнения маневра. Сравнение результатов было проведено, в частности, для астероида 2011 UK10 (номер в системе SPICE 3582088). Исследовались окна выполнения маневра вывода астероида на траекторию попадания в Апофис с использованием гравитационного маневра у Земли, рассчитанных с помощью стыковки траекторий Ламберта и численным интегрированием.

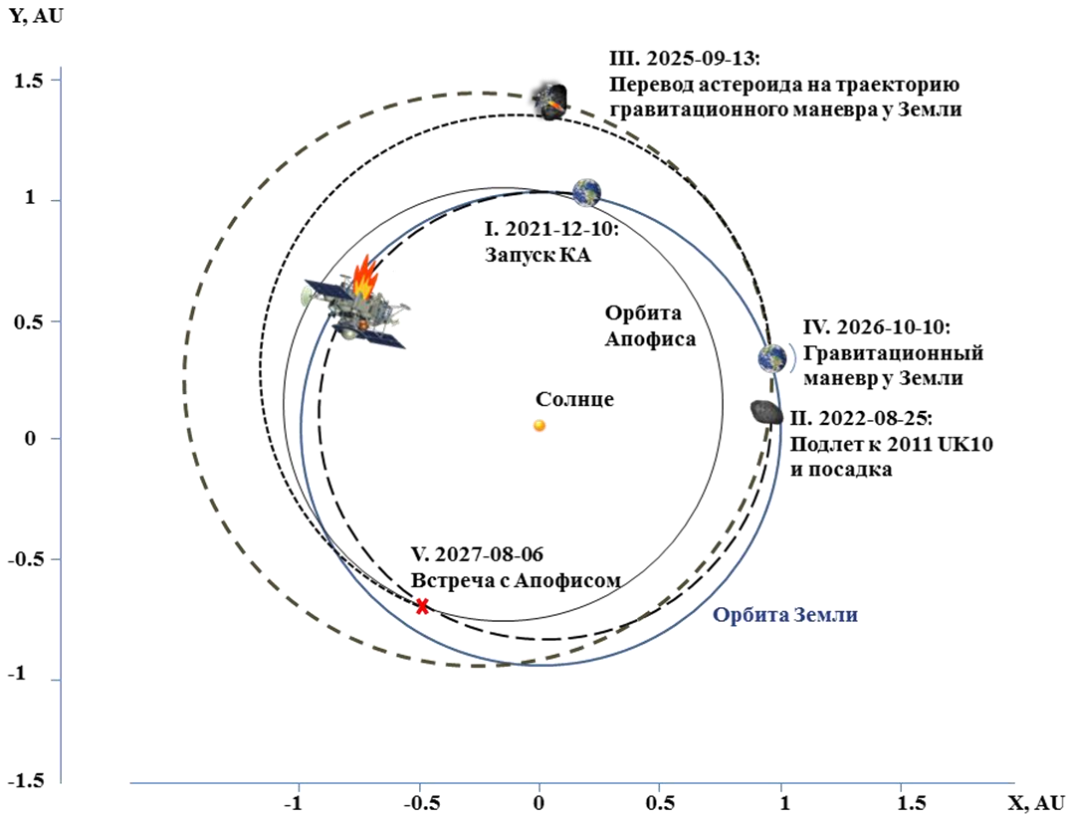


Рисунок 6.10 - Орбиты полной миссии по отклонению Апофиса с использованием в качестве астероида-снаряда астероида **2011 UK10**

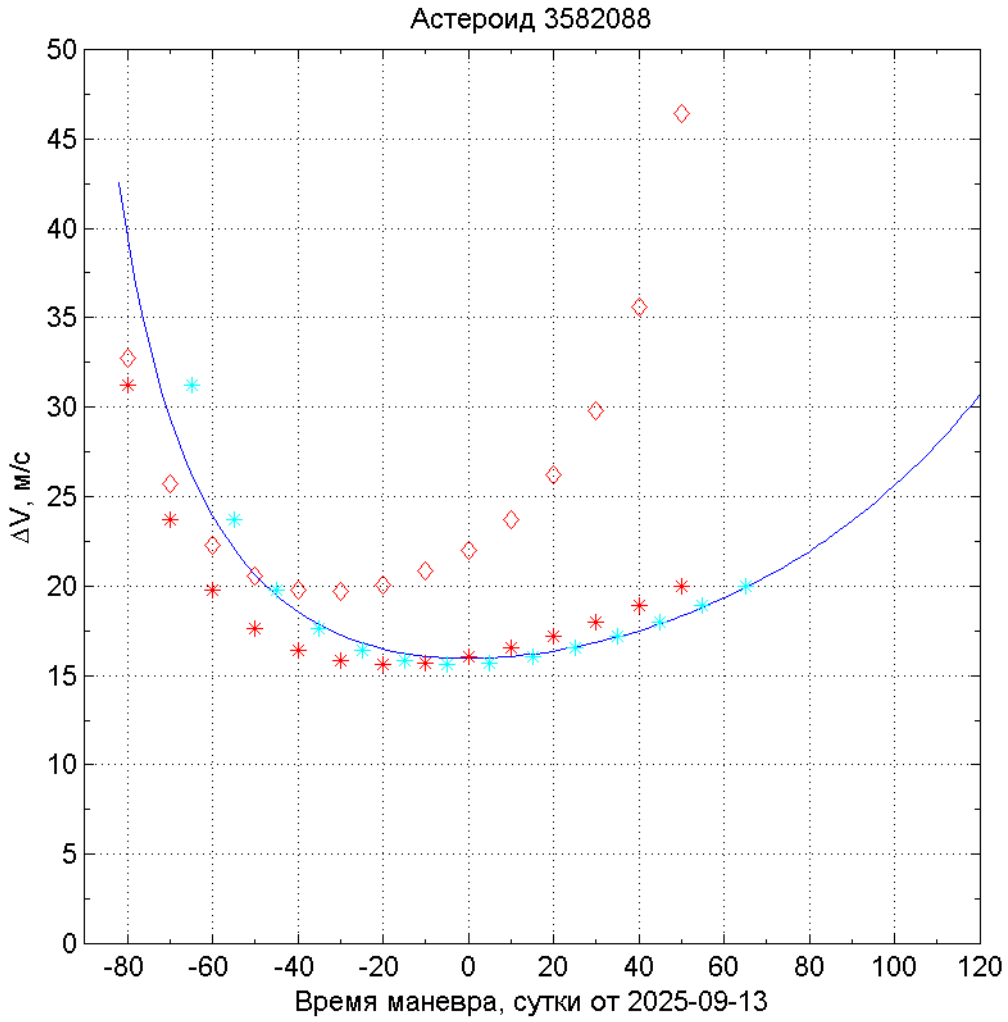


Рисунок 6.11 - Сравнение результатов определения окон выполнения маневра астероида-снаряда решением задачи Ламберта и интегрированием

На рисунке **6.11** сплошная синяя линия отображает зависимость модуля оптимального импульса ΔV, рассчитанного по траекториям Ламберта от времени выполнения маневра. Красные ромбы соответствуют значениям ΔV, рассчитанным численным интегрированием для этих времен выполнения маневра и прибытия к Апофису, соответствующего оптимальному решению с помощью траекторий Ламберта. Красные звездочки соответствуют значениям ΔV, рассчитанным численным интегрированием для выбранных дат выполнения маневра и соответствующих оптимальных времен прибытия к Апофису. График с

голубыми звездочками получен сдвигом предыдущего графика на 15 суток вперед, что позволяет заметить, что для данного астероида значения оптимального импульса, рассчитанного по траекториям Ламберта, дают хорошую оценку потребного импульса, и учет возмущений от влияния гравитационного поля планет в данном случае приводит практически лишь к сдвигу окна выполнения маневра.

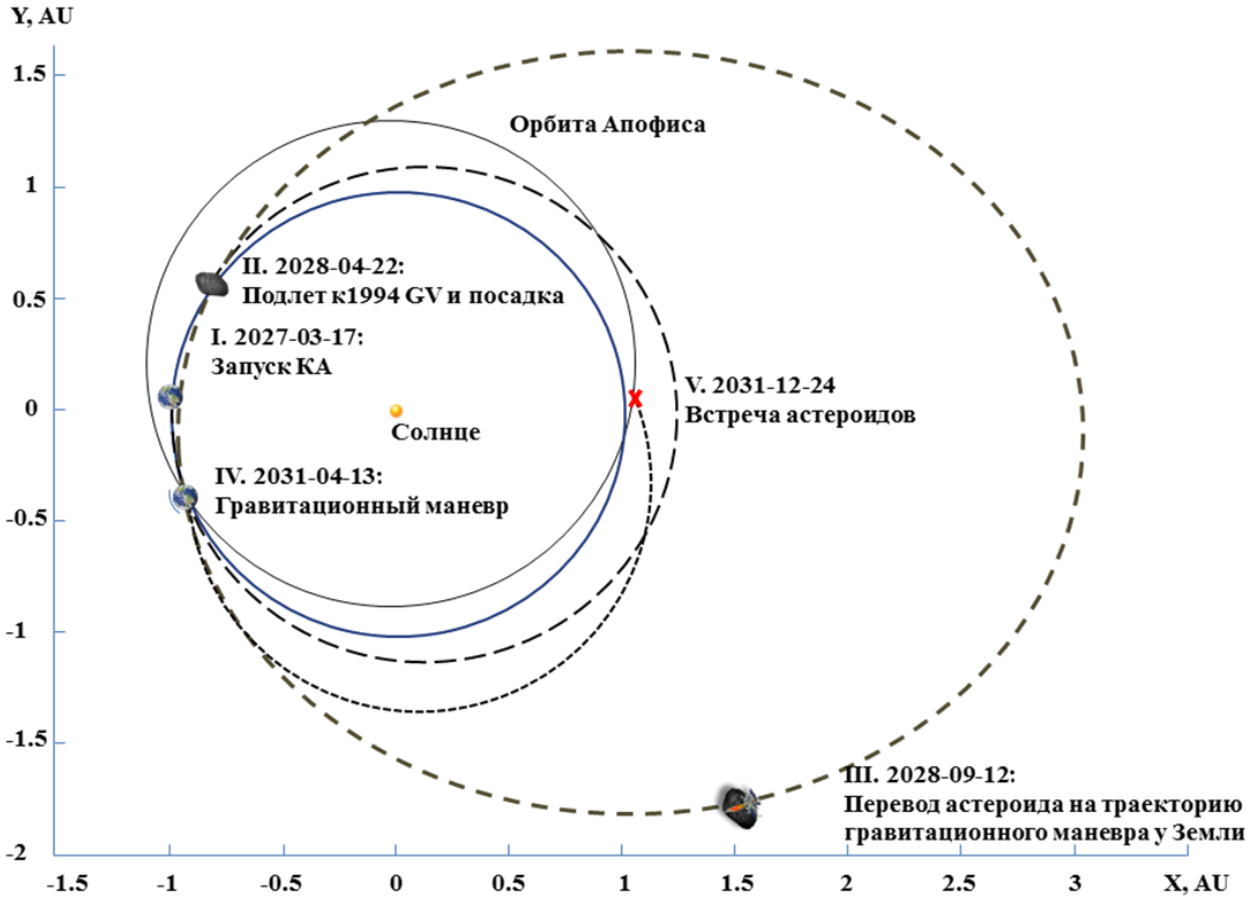


Рисунок 6.12 - Орбиты полной миссии по отклонению Апофиса с использованием в качестве астероида-снаряда астероида 1994 **GV**

На рисунках **6.13** и **6.14** приводятся стандартные при описании миссий зависимости расстояний объекта управления от Земли и угла, как функция времени астероид - Земля – Солнце.

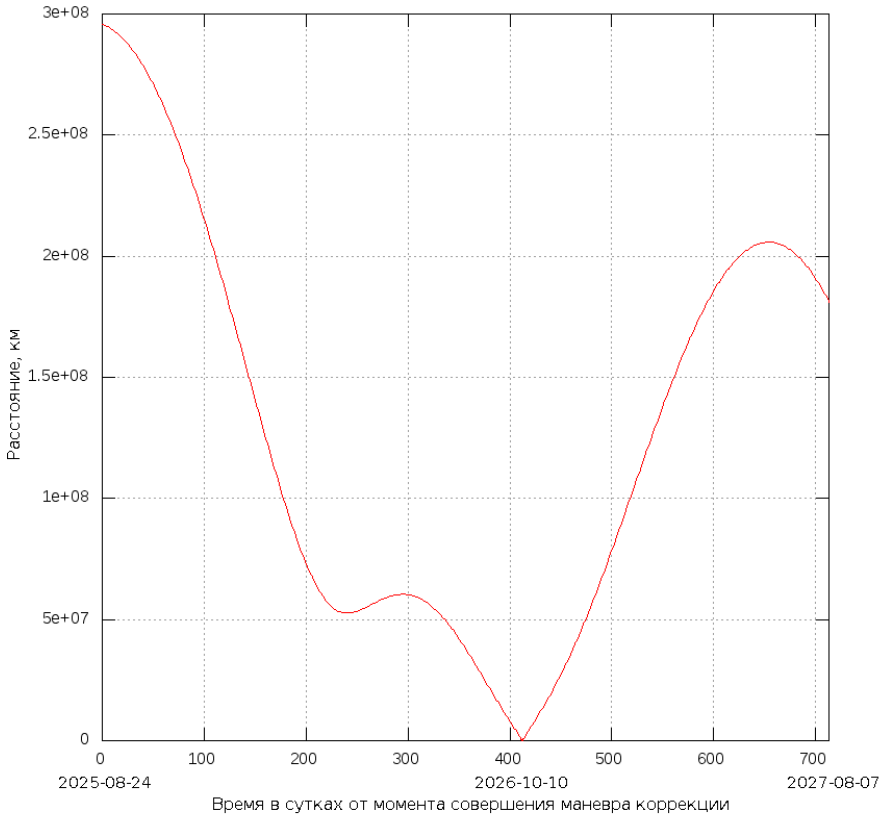


Рисунок 6.13 - Расстояние от центра Земли до астероида 2011 UK10 с момента выполнения маневра изменения его траектории до столкновения с Апофисом.

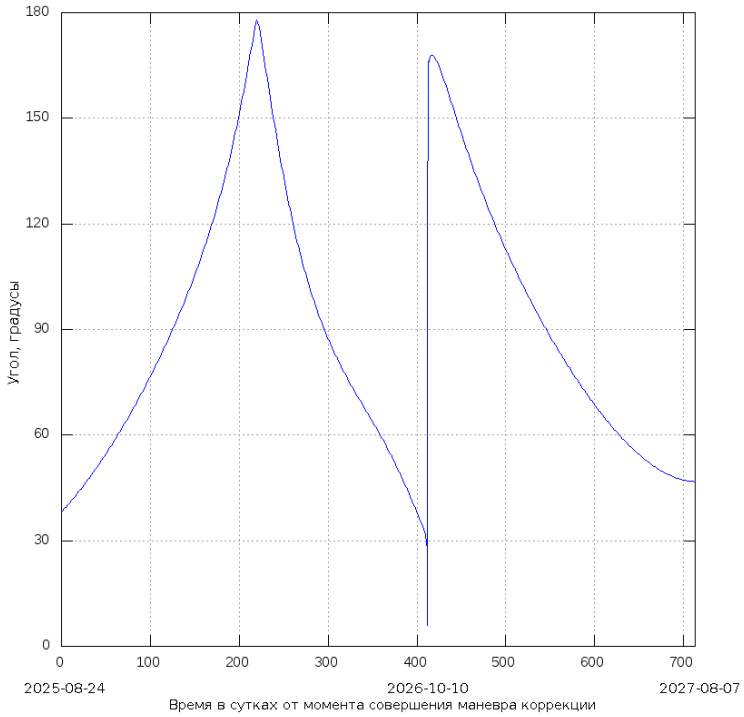


Рисунок 6.14 - Угол между направлениями из центра Земли на астероид 2011 UK10 и центр Солнца

Необходимо обратить внимание на еще одну важную характеристику построенных орбит – перигейное расстояние траектории пролета астероидом окрестности Земли при выполнении гравитационного маневра. В нашем случае практически для всех отобранных астероидов оно составляет десятки тысяч км (минимальное расстояние в 14246 км наблюдается для одного астероида). Это параметр важен с точки зрения безопасности выполнения наших операций: если перигей ниже некоторого технически и психологически опасного предела, то реализация такого варианта вряд ли будет одобрена разрешающими инстанциями. В этой связи, а также в качестве расширения пространства возможных вариантов в дальнейших исследованиях предполагается рассмотреть гравитационные маневры у других планет, например, Марса и Венеры.

6.5 Оценка точности определения параметров орбиты малого астероида по результатам измерений

Рассматривается задача оценивания точности полученных на основе измерительной информации оценок координат и скоростей малого астероида в некоторый наперед заданный момент времени. Эта задача имеет важное значение при планировании различных миссий к околоземным астероидам, разработке проектов посадки на астероид космического аппарата и, в частности, при решении вопроса о возможности изменения орбиты малого астероида с помощью бортовых двигателей, расположенных на аппарате, совершившем посадку на поверхность астероида. Традиционно оценивание точностных характеристик производится в предположении о попарной некоррелированности ошибок проведенных измерений, которое на практике может оказаться слишком грубым, особенно для случая, когда проводятся измерения одной и той же величины в близкие друг к другу моменты времени. Получаемые в результате оценки точности могут быть слишком оптимистичными.

Точность определения параметров орбиты астероида оценивалась как традиционным способом, так и на основе гарантирующего подхода [9] в предположении о возможности произвольной корреляции между измерениями либо в предположении о наличии произвольной корреляции между измерениями одного типа и об отсутствии корреляций между измерениями различных типов. Этот подход, в частности, был успешно использован при оценивании точности определения параметров орбиты астероида Апофис [10].

Постановка задачи. Рассматривается движение малого астероида на некотором участке околоземной орбиты до момента прохождения перигея. По проведенным в этот период измерениям прямого восхождения, склонения, дальности и радиальной скорости астероида относительно Земли требуется оценить точность определения его фазовых координат в момент прохождения перигея для расчета последующего движения.

Описание измерений. Рассматривается случай наличия измерений двух типов: астрометрических измерений положения астероида на небесной сфере и радиотехнических измерений расстояния до астероида и его радиальной скорости. При проведении расчетов по заданному начальному положению астероида моделировались измерения от начальной даты 26.06.2020 до момента прохождения перигея 21.01.2022. При моделировании астрометрических измерений предполагалось, что ошибки измерения прямого восхождения и склонения астероида имели нулевые средние значения, а абсолютная величина этих ошибок не превышала 1 угловой миллисекунды. Измерения дальности и радиальной скорости также моделировались в предположении о нулевых средних значениях ошибок, при этом принималось, что абсолютная величина ошибки определения дальности не превосходит 10 м, а радиальной скорости – 0,1 мм/с.

Оцениваемые параметры. В качестве оцениваемых параметров выбирались координаты и скорости астероида в геоцентрической эклиптической системе координат эпохи J2000 на дату прохождения перигея (21.01.2022).

Результаты. В таблицах **6.9 - 6.12** приводятся стандартные отклонения оценок ошибок определения координат и скоростей астероида для различного

числа имеющихся наблюдений n. Приводятся данные для ошибок определения каждой из трех координат x, y, z астероида и трех компонент вектора скорости vx, vy, vz. В столбцах приводятся значения следующих величин:

- *s1* – среднеквадратическое отклонение ошибки определения оцениваемого параметра при допущении произвольной корреляции ошибок различных измерений с использованием всех доступных измерений;
- *s2* – среднеквадратическое отклонение ошибки определения оцениваемого параметра при отсутствии корреляций ошибок различных измерений с использованием всех доступных измерений;
- *l1* – среднеквадратическое отклонение ошибки определения оцениваемого параметра при допущении произвольной корреляции ошибок различных измерений с использованием оптимального состава измерений, доставляющего минимум дисперсии оцениваемого параметра;
- *l2* – среднеквадратическое отклонение ошибки определения оцениваемого параметра при отсутствии корреляций ошибок различных измерений с использованием оптимального состава измерений;
- *l3* – среднеквадратическое отклонение ошибки определения оцениваемого параметра при отсутствии корреляций ошибок измерений различных типов (астрометрических и радиотехнических) и при допущении произвольной корреляции ошибок измерений одного типа с использованием оптимального состава измерений.

Таблица 6.9 - Среднеквадратические отклонения ошибок определения параметров орбиты астероида на дату прохождения перигея (21.01.2022) при наличии *n*=300 измерений в период до 31.12.2020.

	s1	*s2*	*l1*	*l2*	*l3*
x, км	36,8	2,55	16,9	9,35	15,2
y, км	14,3	0,99	6,52	2,97	5,93
z, км	8,99	0,53	5,83	2,67	2,93
v_x, мм/с	24,0	1,66	11,2	4,76	9,97
v_y, мм/с	29,0	2	13,5	5,77	12,0
v_z, мм/с	7,98	0,55	3,61	1,75	3,24

Таблица 6.10 - Среднеквадратические отклонения ошибок определения параметров орбиты астероида на дату прохождения перигея (21.01.2022) при наличии *n*=500 измерений в период до 07.05.2021.

	s1	*s2*	*l1*	*l2*	*l3*
x, км	11,7	0,55	7,24	3,05	4,55
y, км	4,54	0,21	2,79	1,17	1,75
z, км	4,85	0,22	3,04	1,34	2,3
v_x, мм/с	7	0,33	4,31	1,78	2,7
v_y, мм/с	9,13	0,43	5,62	2,37	3,53
v_z, мм/с	1,76	0,08	1,06	0,44	0,78

Таблица 6.11 - Среднеквадратические отклонения ошибок определения параметров орбиты астероида на дату прохождения перигея (21.01.2022) при наличии *n*=700 измерений в период до 23.08.2021.

	s1	*s2*	*l1*	*l2*	*l3*
x, км	5,48	0,22	3,5	1,72	2,61
y, км	2,1	0,08	1,34	0,66	1
z, км	2,62	0,1	1,74	0,79	1,44
v_x, мм/с	3,47	0,14	2,22	1,08	1,65
v_y, мм/с	4,32	0,18	2,77	1,35	2,05
v_z, мм/с	0,75	0,03	0,46	0,25	0,42

Таблица 6.12 - Среднеквадратические отклонения ошибок определения параметров орбиты астероида на дату прохождения перигея (21.01.2022) при наличии *n*=900 измерений в период до 24.11.2021.

	s1	*s2*	*l1*	*l2*	*l3*
x, км	0,7	0,03	0,49	0,26	0,44
y, км	0,27	0,01	0,19	0,11	0,17
z, км	0,49	0,01	0,36	0,15	0,2
v_x, мм/с	0,44	0,02	0,32	0,16	0,28
v_y, мм/с	0,55	0,02	0,39	0,2	0,34
v_z, мм/с	0,09	0,004	0,08	0,04	0,05

Из приведенных в таблицах результатов видно, что выбор оптимального состава измерений позволяет во всех случаях существенно повысить точность получаемых оценок. В то же время при выборе оптимального состава измерений предположение об отсутствии корреляций между измерениями различных типов не оказывают существенного влияния на точность.

Список литературы к главе 6

1. Bate, Roger R., D.D. Mueller, и J.E. White, *Основы Астродинамики*, Нью-Йорк, 1971.
2. Vallado, David A., Основы астродинамики и приложения, Нью-Йорк, 1997.
3. Meeus, Jean., *Алгоритмы в астрономии*, Вирджиния, 1991.
4. "NAIF/SPICE ancillary information system", http://naif.jpl.nasa.gov/naif/about.html
5. Rody P.S. Oldenhuis, "Robust solver for Lambert's orbital-boundary value problem", http://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/26348-robust-solver-for-lamberts-orbital-boundary-value-problem
6. Izzo D., ESA Advanced Concepts team, http://www.esa.int/gsp/ACT/inf/op/globopt.htm
7. Lancaster E.R., Blanchard R.C., "A unified form of Lambert's theorem." NASA technical note TN D-5368,1969
8. Gooding R.H., "A procedure for the solution of Lambert's orbital boundary-value problem." Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy (ISSN 0923-2958), 48, № 2:145-165, 1990
9. Бахшиян Б.Ц. Оценивание и коррекция параметров движущихся систем. Курс лекций. – М.: ИКИ РАН, 2012.
10. Бахшиян Б.Ц., Суханов А.А., Федяев К.С. Оценка точности определения параметров орбиты астероида Апофис по результатам измерений // Космические исследования, 2010, т.48, №5.

7 ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ЗАХВАТА АСТЕРОИДОВ

В рамках проекта основное внимание уделяется изучению возможностей предотвращения столкновения с Землей опасных околоземных объектов. В качестве способа решения этой задачи рассматривается использование малых астероидов для наведения их на опасные объекты с использованием гравитационного маневра. Такого рода концепция выглядит в достаточной мере революционной и поэтому весьма полезным является изучение имеющихся разработок по близким проблемам, связанным с исследованием астероидов, в том числе по проблемам использования астероидов как источника минеральных ресурсов.

Идея использования естественных ресурсов астероидов родилась раньше, чем программа освоения космоса. Константин Циолковский в работе «Исследование мировых пространств реактивными приборами», опубликованной в 1903 году, включил использование астероидов в число четырнадцати пунктов программы освоения космоса [1]. Позднее эта идея была детально рассмотрена в книге Джона Льюиса «Разработка неба» (Mining the Sky) [2], и она долгое время оставалась главной темой многих научно-фантастических рассказов [3]. Отличие сегодня состоит в том, что технологии, необходимые для осуществления этой идеи, сегодня становятся доступными. Для проверки истинности этого утверждения NASA в 2010 году организовало небольшое исследование с целью изучения возможности осуществления к 2025 году проекта по обнаружению, классификации, автоматическому захвату и доставки на Международную космическую станцию целого небольшого околоземного астероида диаметром около двух метров и массой порядка 10 тонн [4]. В результате данного исследования NASA не было обнаружено фундаментальных причин, которые в принципе делали бы такую миссию невыполнимой. Из этого исследования ясно следует, что одним из самых проблемных аспектов миссии является обнаружение и классификация астероида, пригодного для захвата и транспортировки.

В 2011 году Институт космических исследований Keck (KISS) [5] организовал проведение боле глубокого исследования возможности транспортировки целого околоземного астероида в окрестность Земли (рис. **7.1**).

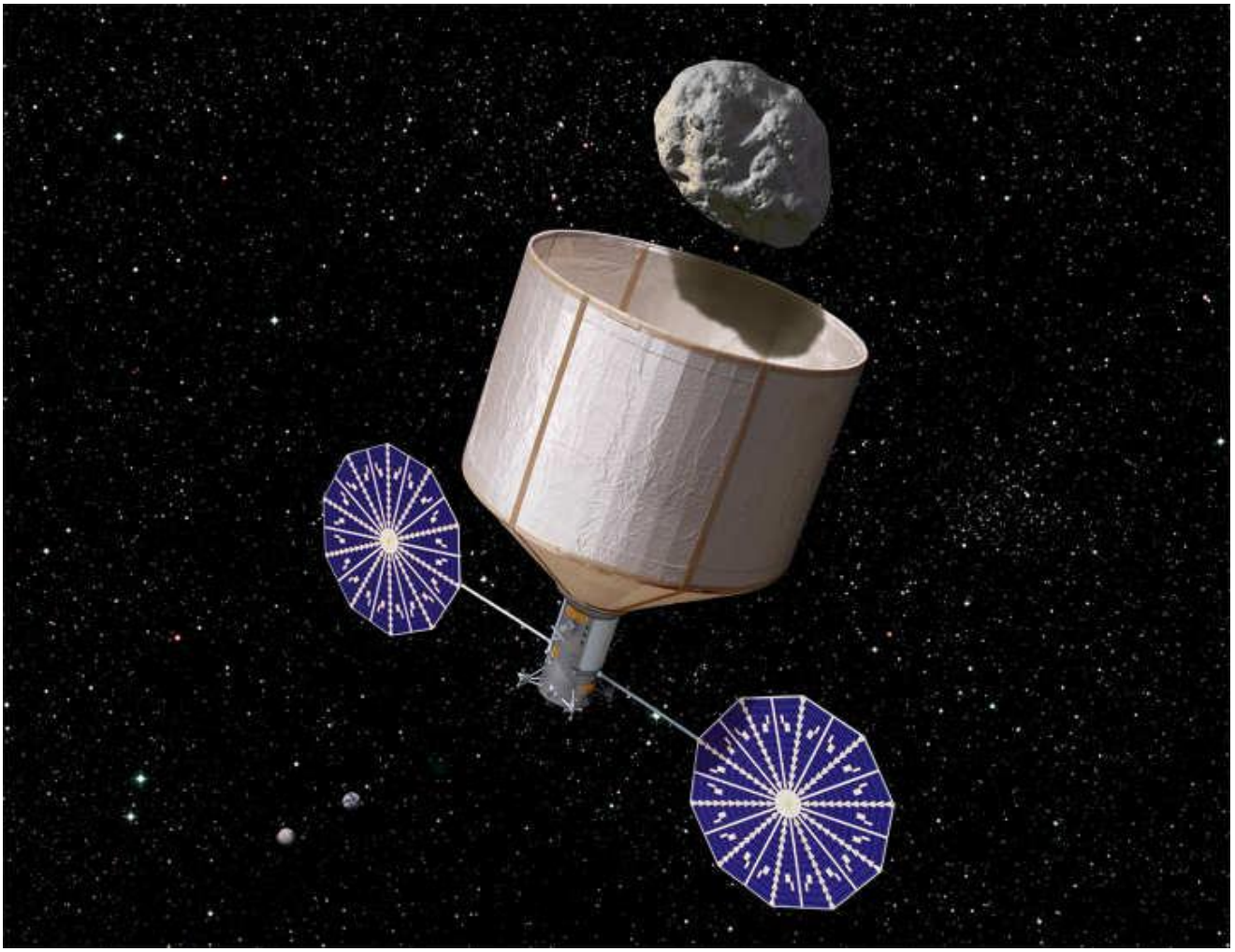


Рисунок 7.1 - Космический аппарат для транспортировки астероида на Землю в процессе захвата астероида диаметром 7 метров и массой 500 тонн (Image Credit: Rick Sternbach / KISS)

Исследование KISS было посвящено переводу астероида на высокую лунную орбиту вместо околоземной орбиты. Такой подход имеет ряд преимуществ. Главное из них состоит в том, что с точки зрения затрат тяги легче перевести астероид на высокую лунную орбиту, чем опускать его гораздо глубже в зону гравитации Земли. Таким образом, может быть осуществлена доставка более больших и тяжелых астероидов. Так как астероиды большего размера легче

обнаружить и классифицировать, это помогает решить одну из главных проблем осуществимости миссии – идентификацию астероида, пригодного для транспортировки. Исследование KISS в конечном счете было основано на расчете возможности транспортировки астероида диаметром 7 метров и массой порядка 500 тонн. С целью исследования такой перспективы в рамках программы Аполлон была произведена доставка 382 кг лунного грунта в течение шести миссий. Миссия OSIRIS-REx [6] в 2023 году предполагает осуществить доставку по меньшей мере 60 граммов грунта с поверхности околоземного астероида. Миссия по захвату и транспортировке астероидов, которая изучалась в рамках исследования KISS, должна к 2025 году осуществить доставку на высокую лунную орбиту астероида массой 500 тонн. Исследование KISS заручилось поддержкой экспертов из большинства различных национальных представительств NASA (ARC, GRC, GSFC, JPL, JSC и LaRC), нескольких университетов (Caltech, Carnegie Mellon, Harvard, Naval Postgraduate School, UCLA, UCSC и USC), так же как и различных частных организаций (Arkyd Astronautics, Inc., The Planetary Society, B612 Foundation и Florida Institute for Human and Machine Cognition).

Исследование KISS состояло в основном из двух симпозиумов, первый был проведен в сентябре 2011 года и продолжался четыре дня, вторым был двухдневный симпозиум в феврале 2012 года. Кроме этого дополнительная работа проводилась в период между симпозиумами. Главными целями исследования были следующие:

1. Определить возможность автоматического захвата малого околоземного астероида и его транспортировки на околоземную орбиту с использованием существующих технологий в течение ближайшего десятилетия.

2. Определить возможные преимущества данных операций для NASA, сообщества ученых, специалистов по космосу и для общества в целом.

3. Определить, как данные операции могут воздействовать на планы NASA и международного космического сообщества по освоению человеком пространства за околоземными орбитами.

Для разработки миссии по захвату и транспортировке околоземного астероида необходимо знать ответы на следующие ключевые вопросы:

1. Как обнаружить и классифицировать достаточное количество подходящих астероидов для того, чтобы сделать возможным осуществление миссии с датой старта около 2020 года?

2. Как осуществить захват и остановить вращательное движение астероида массой около 500 тонн в далеком космосе?

3. Как осуществить безопасную транспортировку захваченного астероида массой около 500 тонн обратно в систему Земля-Луна и поместить его на высокую лунную орбиту?

Возможность захвата и перемещения целого околоземного астероида на высокую лунную орбиту, а также возможные выгоды данного проекта для NASA и общества в целом обсуждаются в следующих разделах.

7.1 Почему сейчас?

Если вспомнить, что идея эксплуатировать естественные ресурсы астероидов очень стара, то возникает вопрос о том, что изменилось, почему сегодня можно говорить о реальной перспективе осуществления захвата и транспортировки целого околоземного астероида к системе Земля-Луна? Ответом является то, что сегодня становятся доступными, как уже упоминалось выше, технологии, необходимые для осуществления такой миссии. Ключевыми факторами, обеспечивающими доступность таких технологий, являются следующие:

- Сегодня существует возможность обнаружить и классифицировать достаточное число достаточно малых околоземных астероидов.

- Сегодня также становятся доступными достаточно мощные системы электрических двигателей, работающих на солнечных батареях, необходимые для транспортировки захваченного астероида.
- NASA планирует проведение исследования человеком окололунного пространства приблизительно в то же время, в которое планируется осуществить доставку на окололунную орбиту захваченного астероида. Переведение астероида массой 500 тонн предоставит уникальную, значимую и легко осуществимую цель для проведения исследования астронавтами в течение следующего десятилетия.

7.2 Рациональность и выгоды

Перед обсуждением возможности перемещения астероида массой 500 тонн на орбиту Луны важно определить, почему такой маневр является важным, какую выгоду он принесет NASA, национальному и международному сообществу, оправдаются ли затраты на его проведение. Можно выделить пять общих категорий выгоды от такого маневра:

1) Проведение совместно с исследованием космоса человеком;
2) Расширение международного сотрудничества в космосе;
3) Одновременное проведение с планетарной защитой;
4) Использование ресурсов астероида в целях освоения человеком пространства за пределами системы Земля-Луна;
5) Участие общественности.

7.3 Проведение миссии совместно с программой исследования космоса человеком

Концепция миссии по захвату и возвращению астероида (ACR) хорошо вписывается в существующую программу NASA и его международных партнеров

по полетам человека в космос. NASA в настоящее время ставит перед собой цель отправки экспедиции астронавтов к астероидам, сближающимся с Землей около 2025 года. Однако для осуществления этого проекта должен быть выполнен ряд ключевых промежуточных этапов:

a) Поиск меньших по размеру, более многочисленных и динамически возникающих целей в виде околоземных астероидов.

b) Разработка космического корабля для пилотируемых полетов в далеком космосе и больших стыковочных систем.

c) Одно или несколько автоматических устройств для определения общих свойств околоземных астероидов.

d) Проведение разведывательной миссии к выбранной человеком цели для планирования и детальной разработки безопасной миссии к данной цели.

Концепция ACR миссии предлагает доступную, включающую промежуточные этапы цель, которая может минимизировать затраты топлива при проведении дальних космических экспедиций и снизить программный риск. Она будет осуществлять поддержку человека при изучении дальнего космоса в следующих шести направлениях:

Во-первых, ACR миссия могла бы частично осуществлять предварительную автоматическую разведку и предоставить гораздо больше информации о структуре астероида, его составе и механических свойствах через детальное изучение, которое становится возможным при использовании этой миссии. Миссия значительно увеличит нашу способность выполнять сложные научные операции с околоземными астероидами, уровень которых будет намного выше уровней, доступных в настоящее время. Миссия по захвату и транспортировке астероида при точном проведении может быть весьма полезной для планируемых пилотируемых экспедиций в далеком космосе, например за счет апробации оборудования при проведении данной миссии. Опыт, полученный при проведении миссии, может значительно уменьшить риски при проведении пилотируемых миссий к околоземным астероидам.

Во-вторых, за счет того, что в системе Земля-Луна станут доступны сотни тонн материи астероида, концепция миссии ACR позволит осуществить более длительные экспедиции астронавтов, продолжительность которых сегодня составляют всего несколько недель, в то время как продолжительность полета к большинству околоземных объектов составляет не менее полугода. По сравнению с экспедициями к околоземным астероидам в далеком космосе, «локальные» полеты к захваченным астероидам позволят использовать гораздо большую часть экспедиции для работы непосредственно на объекте. Такие «локальные» миссии к астероидам, очевидно, будут промежуточным звеном между работой на околоземных орбитах и серьезными экспедициями к околоземным астероидам в глубоком космосе. Более короткая продолжительность полета также значительно снизит радиационную опасность для экипажа.

В-третьих, при проведении миссии ACR большое количество материи астероида будет доставлено в зону достижимости оборудования и транспортных систем точки либрации L2 системы Земля-Луна, которая рассматривается NASA в качестве промежуточной точки при проведении миссий к Луне, Марсу и астероидам. Визиты из орбитальной станции в точке L2 к малому захваченному астероиду будут привлекательными «прогулками» для экипажей астронавтов, предоставляющими возможность доставки образцов материи, проведения серьезных научных экспериментов, демонстрации методов использования ресурсов. Миссия ACR увеличит научное, эксплуатационное и экономическое значение организации орбитальной станции в точке L2.

В-четвертых, наличие сотен тонн материи астероидов в окололунном пространстве откроет возможность масштабного использования внеземных ресурсов NASA и его коммерческими партнерами. Выделение топлива, сплошного экранирования, жидкости для поддержания жизни уже из первого захваченного астероида может дать толчок к развитию целой индустрии в космосе. Наши возможности в космосе в конечном итоге будут развиваться с развитием способности добывать ресурсы непосредственно в космическом пространстве. Одной из простейших но высоко значимых выгод от этих ресурсов

может быть снабжение материалами для сплошного экранирования будущих экспедиций в далекий космос – простое, но эффективное противодействие воздействию космического излучения.

В-пятых, общество может ясно наблюдать результаты от исследований с того момента как астронавты начнут выполнение длительного и сложного задания по изучению и рассечению пятисоттонного астероида. Проведение такой операции с использованием как роботов, так и человека обеспечит постоянный поток результатов исследования «в реальном времени» для лиц, интересующихся различными научными загадками, а также возможной экономической выгодой от использования результатов исследования такого захваченного астероида. Со временем коммерческим консорциумам должен быть предоставлен доступ на объект для тестирования методов использования ресурсов и конкурса на право производства ресурсов на этом и других объектах.

В-шестых, развитие мощной (порядка 40кВ) системы электропитания за счет солнечной энергии обеспечит возможность высокопроизводительной транспортировки и сделает выгодным проведение других пилотируемых миссий в далеком космосе путем доставки грузов и оборудования. Оно также станет промежуточным звеном на пути построения двигателей большой мощности, которые смогут быть использованы для непосредственной транспортировки экипажа к околоземным астероидам и далее.

Все перечисленные атрибуты миссии ACR смогут обеспечить NASA и его партнеров новыми наглядными возможностями для исследований в далеком космосе, которых не было со времени полета корабля «Аполлон». С началом экспедиций астронавтов к захваченным объектам NASA начнет контакт исследователей с древними, полными научных загадок и экономически значимыми космическими объектами за пределами Луны.

7.3.1 Расширение присутствия международного сообщества в космосе

Захват содержащего углерод астероида массой в несколько сотен тонн предоставит уникальные возможности для международного сотрудничества. Захват астероида может быть произведен по тем же принципам, что и в программе «Аполлон» - «в мире для всего человечества», но со значительным преимуществом. Для наблюдения за исследованиями астероида может быть сформирована международная группа исследователей. Требование к образцам для инженерных и научных исследований материалов углеродосодержащего хондрита со стороны академических, правительственных и индустриальных лабораторий, обычно сильно ограниченное нехваткой чистого материала для анализа, может быть унифицировано. Образцы могут быть доставлены на Землю для детального анализа, в то же время ряд экспериментов может быть проведен непосредственно на орбите. Некоторые страны, участвующие в космической программе, могут быть допущены к астероиду под контролем международной группы. Страны, которые не имеют возможности предпринять экспедицию к астероиду, будут приглашены к участию в групповом соглашении.

Как естественный шаг в движении по расширению возможностей исследования космоса от Международной космической станции в окололунное пространство и затем далее в космос, миссия ACR предоставит большие возможности для международного сотрудничества.

1. Наши сегодняшние знания о составе и поверхностных свойствах астероидов являются результатом усилий ученых и исследователей разных стран. США и Япония осуществили полет космических аппаратов к околоземным объектам, Япония осуществила доставку на Землю образцов с околоземного астероида 25143 Итокава. По результатам этого исследования Евросоюз организовал международный консорциум по исследованию планетарной защиты. Опыт, полученный от всех проведенных следований, может быть объединен и использован при построении космического аппарата и оснащении его научным оборудованием для проведения миссии ACR. Например, в состав такого оборудования могут быть включены системы

запуска, этапы орбитальных перелетов, наборы солнечных батарей, ионные двигатели, сенсорные приборы и приборы видимости, системы захвата и удержания астероида, бортовая радиоэлектронная аппаратура и антенны, стыковочное оборудование для будущих пилотируемых миссий.

2. Так как целевой астероид находится в окололунном пространстве, партнеры по миссии могут открыть многие тонны массы астероида для международного научного и экономического изучения, расширяя совместную деятельность на многие годы. Последующие научные и технологические экспедиции к астероиду могут иметь взаимовыгодный характер, включая совместные инвестиции и оборудование для исследования состава астероида и его последующего индустриального использования. Привлекательность такого интригующего объекта в окололунном пространстве должна привлекать новых партнеров и служить расширению международной коалиции.
3. Концепция предлагаемой миссии ACR предусматривает также возможность расширения международного сотрудничества в области проблемы защиты от астероидной опасности. Космические агенства под покровительством Комитета ООН по мирному использованию космического пространства обсуждают планы и операции, необходимые для международной миссии, демонстрирующей методы, необходимые для защиты от опасных астероидов [7,8]. В дополнение к этому, специальная комиссия Консультативного совета NASA по планетарной защите рекомендовала в 2010 году возглавить международную упреждающую миссию с целью обеспечения долговременной планетарной защиты [9]. Поскольку предлагаемая миссия ACR будет, по определению, безопасным «упреждением» неопасных астероидов, концепция данной миссии будет очень хорошо соответствовать международным усилиям в этом направлении, одновременно решая различные научные и исследовательские задачи.

4. Россия, Европа и Япония являются космическими державами, использующими и обслуживающими МКС и планирующими экспедиции в далекий космос. Международные космические партнеры NASA желают использовать результаты своей работы на МКС для будущих экспедиций в далекий космос. Если предлагаемая миссия ACR сделает доступными на окололунной орбите тонны материи астероидов, это поможет международным усилиям по освоению этого нового естественного спутника. Опыт, полученный во время экспедиций человека к малым околоземным астероидам, будет непосредственно воплощен в последующих международных экспедициях за пределы системы Земля-Луна – к другим околоземным астероидам, Фобосу и Димосу, Марсу и, возможно, в будущем к главному поясу астероидов.

7.3.2 Совместная реализация с программой планетарной защиты.

Миссия по возвращению астероида привлечет дополнительное внимание к околоземным астероидам и, следовательно, будет способствовать более глубокому пониманию и вниманию к проблеме планетарной защиты от опасных астероидов. С технической точки зрения миссия по возвращению астероида обеспечит значительный прогресс в следующих областях, относящихся к планетарной защите:

1. Захват. Развитие надежных систем автоматического захвата открывает большие возможности для более эффективной и полной защиты от опасных астероидов. Наличие робастных методов позволяет значительно задержать последний момент для воздействия перед столкновением. Наличие надежной системы захвата является ключевым для работы многих из таких методов.
2. Структурные исследования, особенно поверхностных слоев. Кинетическое воздействие сегодня является одной из главных защитных технологий. Однако его эффективность является в большой степени неопределенной в

силу неустойчивости так называемого коэффициента импульса. Выброс от кинетического воздействия может увеличивать момент воздействия, переданного околоземному астероиду, в 2-10 раз и более. Структурные исследования поверхностных слоев может понизить эту неопределенность в 2 раза или менее.

3. Пылевая среда. Предполагается, что пылевая среда является сильно изменчивой и зависящей от объекта. Тем не менее, понимание природы сил, запускающих движение пыли, и законы ее оседания важны для концепции гравитационного тягача, влияние выхлопа которого на астероид может создавать пылевую опасность. Увеличение знаний в данной области позволит как минимум создавать более эффективные системы и лучше понимать требования соблюдения дистанции.
4. Операции на близком расстоянии. Методы операций на близком расстоянии и управления околоземным астероидом, отработанные в процессе его захвата и транспортировки, будут использованы при разработке и осуществлении программы планетарной защиты.

7.3.3 Использование ресурсов астероида

С точки зрения долговременного планирования способность испытывать процессы извлечения ресурсов и идеи коммерческого производства ресурсов захваченных астероидов прокладывают путь для использования ресурсов астероида в пилотируемых экспедициях в далекий космос, значительно снижая массу груза, поднимаемого с Земли, и, следовательно, стоимость таких экспедиций. Содержащий углерод астероид массой 500 тонн может содержать до 200 тонн летучих веществ (около 100 тонн воды и около 100 тонн соединений, богатых углеродом), 90 тонн металлов (примерно 83 тонны железа, 6 тонн никеля и 1 тонну кобальта) и 200 тонн силикатных остатков (сходных в среднем с материалами лунной поверхности). Доставка 500-тонного астероида на лунную орбиту, таким образом, предоставляет коэффициент усиления массы примерно

28:1. Это означает, что масса аппарата в случае, когда какой-нибудь материал выводится на околоземную орбиту, в 28 раз больше массы аппарата, когда данный материал доставляется на орбиту Луны. Большее время полета, более высокая стоимость и другие факторы могут увеличивать значение коэффициента усиления массы до 70:1 или более.

7.3.4 Галактические космические лучи.

Воздействие галактических космических лучей может представлять собой серьезную проблему при полетах человека в далекий космос [10]. Единственным известным решением этой проблемы является обеспечение достаточной массы радиационного экранирования. Одним из ранних вариантов потенциального использования материи захваченных астероидов является их применение для радиационного экранирования от галактических космических лучей. Астронавты могут использовать часть материалов астероида для обеспечения радиационного экранирования в далеком космосе.

7.3.5 Извлечение материалов.

Отступая от радиационного экранирования, заметим, что начальная работа должна быть сконцентрирована на выделении и очистке воды. Пилотируемые экспедиции к околоземным астероидам на лунной орбите могут собрать и передать значительное количество материала на МКС, где эта начальная работа может быть выполнена в условиях микрогравитации. При этом будут использованы значительные преимущества инфраструктуры, присутствующей на МКС. Вторым уровнем обработки должен быть электролиз воды в водород, кислород и жидкие фракции обоих этих газов. Третий уровень обработки должен включать сильный «обжиг» с целью усиления выделения главного минерального магнетита (Fe_3O_4) каменноугольным полимером, приводящего к полному высвобождению большего количества воды, окиси углерода, двуокиси углерода и азота. Четвертый уровень обработки включает использование освобожденного CO

в качестве реагента для выделения, разделения на составляющие элементы, очистки и производства продуктов железа и никеля с помощью процесса Монда (газообразной окиси углерода) [11]. Остаток от выделения Монда железа и никеля будет содержать примеси кобальта, металлов платиновой группы и полупроводниковых компонентов, таких как галлий, германий, селен и теллур. С этими трудностями можно справляться поочередно. Модельные эксперименты по производству материалов из захваченного астероида обогатят наши знания и уточнят методы производства различных видов топлива, жизненно необходимых материалов, структурных металлов и материалов для радиационной защиты для поддержания автономной активности в условиях космоса. Выделение воды из околоземных объектов астероидного или кометного типа обеспечит нас топливом в космосе. Использование солнечной энергии для электролиза воды может обеспечить запасы водорода и кислорода для химических двигателей и кислорода для поддержания жизни в пилотируемых миссиях в далеком космосе. Это также может обеспечить запасы топлива для использования электрохимических элементов.

Грубые оценки стоимости старта, основанные на соглашении NASA NLS-II, составляют около 100 тысяч долларов за каждый килограмм массы, доставляемой на высокую лунную орбиту с использованием стандартного химического ракетного двигателя. Следовательно, доставка 500 тонн материала на высокую лунную орбиту будет стоить около 20 миллиардов долларов. Как будет показано в разделе 6, стоимость первой миссии ACR, включающей DDT&E плюс первую ступень, обслуживание старта, выполнение операций во время экспедиции, контроль правительства и резервы оценивается в 2.6 миллиардов долларов. Первая миссия ACR доставит материю астероида на высокую лунную орбиту за стоимость примерно в 8 раз меньшую, чем стоимость доставки той же массы с Земли. Стоимость последующих миссий оценивается примерно в 1 миллиард долларов, т.е. последующие миссии улучшат этот показатель до 20.

7.3.6 Участие общественности

Волнение от изменения орбиты и закладки ресурсов небесного объекта для использования в космосе очевидно. Миссия, подобная этой, даже без участия человека привлечет внимание целого поколения лиц, заинтересованных освоением космоса. Кроме того, данная миссия будет иметь большое образовательное значение: она принесет новые знания об околоземном пространстве, инженерии и математической теории изменения орбиты астероида, изучении солнечной системы и ее ресурсов. Операция по захвату астероида в целях использования человеком его ресурсов поставит новые цели для дальнейших глобальных исследований космоса.

7.4 Обзор миссии и обсуждение безопасности

Основная концепция миссии по захвату астероида иллюстрируется на рис. **7.2**. Космический аппарат будет выведен на околоземную орбиту с помощью ракеты-носителя Атлас класса 551. Затем будет использоваться система электрических реактивных двигателей мощностью 40кВт, с помощью которой аппарат достигнет околоземного астероида примерно за четыре года полета. Затем в окрестности астероида предусмотрена 90-дневная операционная фаза, состоящая из двух этапов. Во время первого этапа цель будет изучаться для определения ее размеров, скорости вращения, поверхностной топографии. На втором этапе аппарат осуществит захват астероида и торможение его собственного вращения. Для осуществления этого аппарат начнет осуществлять вращение, соответствующее вращению астероида, затем осуществит захват с использованием захватывающего механизма, описанного в разделе 6, накрепко пристыкует астероид к аппарату и затем с помощью двигателей остановит вращение всей системы. После этого система электрических двигателей будет использована для перелета с орбиты астероида в окрестность Луны и перехода на

высокую лунную орбиту. После достижения орбиты Луны аппарат останется пристыкованным к астероиду для обеспечения деятельности человека по анализу результатов миссии, изучению строения астероида, выработке и использованию его ресурсов.

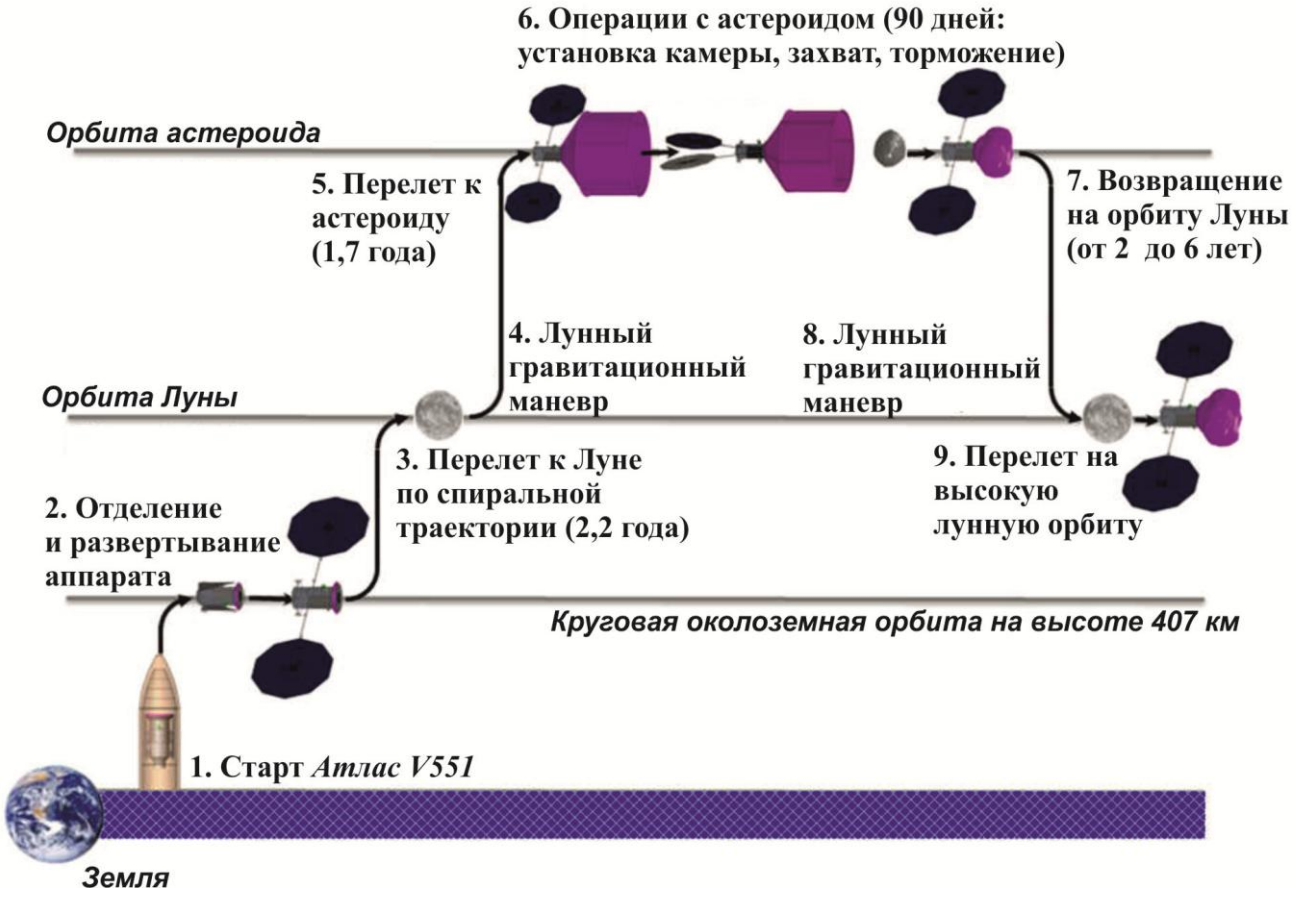


Рисунок 7.2 - Концепция миссии по захвату астероида.
Время обратного перелета – от 2 до 6 лет в зависимости от массы астероида

Ожидается, что аппарат, осуществляющий миссию по захвату астероида, будет иметь собственную массу около 5,5 тонн и сможет сэкономить до 13 тонн ксенонового топлива. Аппарат будет лететь по спиральной траектории до достижения апогея на околоземной орбите в направлении Луны, где с использованием гравитационного маневра вокруг Луны аппарат покинет систему Земля-Луна. Продолжительность полета до этого момента составит от 1,6 до 2,2 лет. После выхода из окрестности Земли потребуется еще около двух лет для

перелета к целевому астероиду. Время обратного перелета будет составлять от 2 до 6 лет в зависимости от массы астероида. Предполагается, что аппарат будет обладать способностью осуществлять захват и транспортировку астероидов с массой в диапазоне от 250 до 1300 тонн в зависимости от диаметра и плотности астероида.

7.4.1 Конечная цель миссии

Так как даже малые астероиды имеют относительно большую массу – астероид диаметром в 7 метров имеет массу, примерно равную массе МКС – возможность доставки астероида в окрестность Земли должна очень серьезно обсуждаться. Хотя вероятность того, что падение на Землю астероида такой массы причинит серьезные разрушения, минимальна, разумнее поместить захваченный астероид на такую орбиту, с которой в случае какой-либо внештатной ситуации астероид упадет на поверхность Луны, а не Земли. Лунная орбита или возможные области в окрестности лагранжевых точек системы Земля-Луна, таким образом, оказываются наиболее предпочтительными с точки зрения такого критерия. Вторым фактором при выборе «места парковки» астероида является то, что важно расположить астероид так, чтобы он находился достаточно близко от Земли и был достижим с нее за несколько дней полета с околоземной орбиты. Третьим фактором является желание поместить астероид в таком месте, где в обозримом будущем потребуются вода и производимое из воды топливо для реактивных двигателей, чтобы производство полезных материалов одновременно удовлетворяло бы нужды будущих космических миссий. В этом смысле оптимальным местом для астероида является окрестность Земли или Луны. Таким образом, все три фактора совместно указывают на то, что наилучшим местом для парковки астероида станет непосредственная окрестность Луны. С учетом предполагаемой траектории, о которой речь пойдет ниже, мы будем предполагать, что конечной целью для захваченного астероида будет высокая лунная орбита.

7.4.2 Безопасность

Первый вопрос, на который необходимо ответить при обсуждении реализуемости обсуждаемой миссии, это вопрос о том, будет ли подобная миссия безопасной. В действительности перемещение неопасного астероида в направлении Земли может не быть безопасным, но оно должно пониматься как абсолютно безопасное интересующимися лицами из общества. Безопасность должна быть обеспечена надежностью построения миссии. Этот вопрос рассматривался в наших исследованиях, и результатом стал следующий подход. Во-первых, размер и масса транспортируемого астероида аналогичны размерам и массе многих других метеоритов, которые постоянно воздействуют на Землю и сгорают в атмосфере, не причиняя ущерба. Поэтому перемещение астероида достаточно малого размера не будет представлять большей опасности, чем малые метеориты, которые являются частями астероидов, которые достигают Земли. Во-вторых, в качестве захватываемого астероида будет выбран углеродосодержащий. Астероиды такого типа и такого размера, как известно, являются слишком слабыми для того, чтобы преодолеть атмосферу Земли, поэтому даже если такой астероид войдет в поле тяготения Земли, он развалится на куски и испарится в атмосфере. В третьих, траектория, по которой планируется транспортировать астероид, будет все время оставлять астероид вне поля земного тяготения. Следовательно, даже в случае отказа летательного аппарата траектория его последующего движения будет не более опасной, чем траектория тысяч естественных и искусственных объектов в околоземном пространстве. В-четвертых, целевой орбитой является высокая лунная орбита, так что даже в конце миссии естественные возмущения траектории будут вызывать случайные взаимодействия с Луной, но не с Землей. В этом можно убедиться на основе законов небесной механики и выбора орбиты. Несмотря на то, что для обеспечения контроля и управления астероидом будут использованы многие

дублирующие друг друга методы, даже в случае аварии и потери управления астероид также упадет на Луну.

С учетом этих уровней безопасности, каждый из которых будет анализироваться и приниматься на втором этапе исследования, мы можем сделать вывод о том, что миссия может быть осуществлена безопасно, и что это может быть убедительно доказано обществу. Кроме того, данная миссия поможет сделать более безопасными долговременные полеты человека за пределы Луны. Сегодня пилотируемый полет к околоземным астероидам потребует месяцы полета и, соответственно, наличия систем жизнеобеспечения и защиты от радиации, которые пока не разработаны. И наконец, операции с околоземными астероидами на их естественной орбите будут требовать месяцы скурпулезной работы вдали от Земли и без возможности возвращения на Землю. Поэтому отрабатывая такие операции в окрестности Луны, мы делаем первый шаг на пути к безопасному освоению дальнего космоса и получаем знания и навыки, необходимые для последующих шагов.

7.5 Обнаружение и классификация цели

7.5.1 Тип астероида

Наиболее желательными для захвата являются углеродосодержащие астероиды С-типа. Эти астероиды являются наиболее разнообразными по строению и содержат всевозможные смеси летучих веществ, сложных органических молекул, сухих горных пород и металлов. Астероиды С-типа составляют до 20% известных астероидов, но так как они имеют низкую отражательную способность, их обнаружение с помощью оптических приборов может быть затруднено. Получение материалов таких астероидов может вызвать развитие всевозможных технологий добычи материалов. Вещество, из которого

состоит углеродосодержащий астероид, сходно с хондритами и легко отделяется или разрушается по причине слабого механического сопротивления. Оно может составлять до 40% массы извлекаемых летучих соединений – примерно столько же, сколько вода и углеродосодержащие соединения. Остаток после выделения летучих соединений содержит около 30% сплавов природных металлов, так же как и в железных метеоритах [12]. Следовательно, нашей целью является выделить несколько достижимых углеродно-хондритных объектов диаметром около 7 метров, доставку которых к Земле можно было бы осуществить в 2020-х годах. Это требует существенного улучшения способности обнаруживать малые астероиды. Такое улучшение возможно с относительно небольшой адаптацией к существующим программам исследований.

7.5.2 Ограничение синодического периода

Возможность осуществить транспортировку целого (малого, около 7 метров в диаметре) астероида зависит главным образом от того, как можно обнаружить достаточно малые астероиды, имеющие орбитальные параметры, близкие к земным. Малые астероиды могут быть обнаружены с помощью наземных обсерваторий только тогда, когда они достаточно близко от Земли, и их естественная тусклость компенсируется малым расстоянием до наблюдателя. Для того, чтобы иметь возможность перевести такие объекты в окрестность Земли, необходимо, чтобы эти объекты имели орбитальные параметры, очень близкие к орбитальным параметрам Земли. Соответственно, эти объекты будут иметь синодические периоды, которые, как правило, составляют одно или несколько десятилетий. Это налагает дополнительное ограничение на малые астероиды, пригодные для захвата: они должны иметь синодический период около одного десятилетия. Данное условие позволит обнаружить объект и охарактеризовать его в качестве цели, пригодной для захвата при следующем сближении примерно через десять лет. В качестве примера можно привести астероид 2008HU4, который по оценкам имеет диаметр около 8 метров и будет походить в

окрестности Земли в 2016 и 2026 годах. Анализ траектории, приведенный в разделе 6 и рассматривающий данный астероид в качестве возможной цели, показывает, как указанный астероид может быть возвращен в окрестность Земли в 2026 году с использованием системы двигателей на солнечной энергии мощностью 40кВт.

7.5.3 Методы обнаружения и классификации астероидов

Вопрос об обнаружении и классификации достаточного числа околоземных астероидов, пригодных для захвата, является ключевым. Для разработки робастных программ реализации данной миссии потребуется наличие многих хороших целей с датами старта в интервале в несколько лет относительно номинальной даты старта. Для планирования миссии для каждого астероида, рассматриваемого в качестве возможной цели, будет необходимо знать его орбиту и то, что она имеет нужные характеристики. Рассматриваемый в качестве возможной цели астероид должен обладать большим количеством летучих соединений, принадлежать к астероидам С-типа, иметь необходимые размер, форму, спиновой статус и массу. Значения данных параметров должны быть известны с ошибкой, которая допускает возможность практической реализации миссии. Существующее сегодня распределение вероятностей размеров околоземных астероидов показывает, что число астероидов диаметром около семи метров может достигать сотен миллионов, однако в настоящее время таких астероидов известно только несколько десятков. Еще меньшее число из них имеет нужные параметры орбиты, и ни один из известных астероидов не обладает спектром искомого типа. Ожидается, что среди примерно 3500 новых объектов, открываемых в течение года при помощи наземных наблюдений, всего около пяти будут обладать требуемыми характеристиками.

Ключом к решению данной проблемы может быть определение минимального размера астероидов, при котором возможны их обнаружение и классификация до конца текущего десятилетия в количестве, достаточном для

осуществления миссии. Астероиды большего диаметра легче обнаружить и классифицировать, но гораздо труднее транспортировать. Так как объем и масса пропорциональны кубу диаметра, а площадь поверхности пропорциональна квадрату диаметра, астероиды меньшего размера становятся менее массивными гораздо быстрее, чем менее яркими. Ключевым вопросом в данной проблеме является вопрос о том, существуют ли астероиды достаточно яркие (т.е. достаточно большие) для того, чтобы их можно было обнаружить и классифицировать, и в то же время достаточно малые для того, чтобы их можно было транспортировать с помощью двигателей имеющейся мощности.

Таблица 7.1 - Шкала масс астероидов сферической формы

Диаметр, м	Масса астероида в тоннах		
	1,9 г/см^3	2,8 г/см^3	3,8 г/см^3
2.0	7,959	11,729	15,917
2.5	15,544	22,907	31,089
3.0	26,861	39,584	53,721
3.5	42,654	62,858	85,307
4.0	63,670	93,829	127,339
4.5	90,655	133,596	181,309
5.0	124,355	183,260	248,709
5.5	165,516	243,918	331,032
6.0	214,885	316,673	429,770
6.5	273,207	402,621	546,415
7.0	341,229	502,864	682,459
7.5	419,697	618,501	839,394
8.0	509,357	750,631	1018,714
8.5	610,955	900,354	1221,909
9.0	725,237	1068,770	1450,473
9.5	852,949	1256,977	1705,898
10.0	994,838	1466,077	1989,675

Периодические кометы и астероиды, достигающие в перигелии расстояния 1,3 а.е. или менее, также относятся к классу околоземных объектов. Подавляющее большинство этих объектов являются околоземными астероидами, и примерно 20% имеют орбиты, проходящие в пределах 0,05 а.е. от орбиты Земли [13]. Именно они с наибольшей вероятностью могут столкнуться с Землей, и они же являются наиболее легко достижимыми с помощью аппарата, движущегося по эллиптической орбите. Плотность астероидов достаточно широко варьируется от 1 г/см^3 для пористых углеродных хондритов до 8 г/см^3 для плотных железо-никелевых метеоритов. Плотность большинства метеоритов колеблется в пределах от 1,9 г/см^3 до 3, 8 г/см^3 [14]. Зависимость массы астероида от его диаметра для сферических астероидов приводится в таблице **7.1** для плотностей в диапазоне от 1,9 г/см^3 до 3,8 г/см^3. Эта таблица показывает, что даже очень маленькие астероиды могут быть достаточно массивными с точки зрения их транспортировки в окрестность Земли. Например, астероид диаметром 7 метров и плотностью 2,8 г/см^3 будет иметь массу порядка 500 тонн. Малые астероиды не являются сферическими, но таблица **7.1** дает общее соотношение масс таких малых объектов.

Закон распределения числа астероидов с диаметром более 100 метров недавно был пересмотрен согласно результатам нового исследования космоса при помощи наблюдений в инфракрасном спектре, проведенного в течение 2010 и двух месяцев 2011 года [15]. На меньшем конце распределения находится около 20500 околоземных астероидов диаметром более 100 метров, из которых к моменту наблюдений было открыто около 25%, а также миллионы астероидов диаметром более 10 метров и миллиарды астероидов диаметром более 2 метров. Однако из этого множества астероидов в настоящее время обнаружено менее одного процента. Трудность заключается в том, что малые астероиды являются тусклыми и могут быть обнаружены с помощью существующих наземных телескопов только тогда, когда они находятся очень близко к Земле. Например, астероид диаметром 2 метра с отражательной способностью 25%, находящийся на

расстоянии 0,005 а.е., будет иметь звездную величину около 31. До настоящего времени было обнаружено только четыре подобных объекта, и все они в настоящее время потеряны и должны обнаруживаться заново. При этом обнаружено примерно 300 астероидов диаметром около 10 метров, но только несколько из них в настоящее время имеют требуемую орбиту, и еще меньшее число обладают известными физическими свойствами, которые позволяют отнести их к определенному спектральному классу либо получить информацию об их отражающей способности или истинных размерах.

Несомненно, что сегодня наиболее эффективной программой обнаружения околоземных астероидов является программа Catalina Sky Survey (CSS) (Tucson, штат Аризона, США) [16]. При сравнении эффективности телескопов, используемых для поиска околоземных астероидов, используется показатель качества, называемый энтенду (фр.“entendu”) и равный произведению диаметра объектива телескопа и его поля зрения. Для телескопов программы CSS значение энтенду составляет около 2. Следующее поколение телескопов для поиска околоземных астероидов включает Телескоп панорамного обзора и Систему быстрого реагирования 1 (Pan STARRS 1) в обсерватории Халеакала на острове Мауи в штате Гавайи, значение энтенду которого может достигать 13 [17]. Кроме того, планируется создание системы PanSTARRS 4, состоящей из четырех локализованных телескопов PanSTARRS 1, значение энтенду для которой будет составлять около 51. Также в настоящее время в Чили идет строительство Большого телескопа синоптического обзора (LSST), диаметр объектива которого составляет 8,4 метра. Планируется, что первые наблюдения при помощи этого телескопа будут проведены в 2018 году [18]. Значение энтенду для телескопа LSST составит около 320, так что он окажется примерно в 150 раз эффективнее при обнаружении объектов в космосе, чем существующая система CSS.

В настоящее время все, что известно про околоземные астероиды – это их орбиты и их абсолютная звездная величина. Если известна отражательная способность объекта, то по его абсолютной звездной величине можно оценить размер объекта. Однако отражательная способность околоземных астероидов

может быть в значительной степени различной. Для большинства (но не для всех) астероидов значение их отражательной способности лежит в пределах от 0,09 до 0,36 [19], что означает, что диаметр астероидов сможет только быть оценен с ошибкой в 2 раза относительно его абсолютной величины. Тогда объем объекта может быть оценен только с точностью в 8 или 10 раз. Таким образом, ошибка в 2 раза при определении плотности приводит к ошибке в 20 раз при оценке массы околоземного астероида, если отсутствует другая информация об объекте кроме его звездной величины.

Однако с использованием дополнительной информации можно оценить массу астероида более точно. Если мы рассматриваем объекты, которые при пролете около Земли оцениваются как возможные цели захвата при их следующем пролете, то необходимо как можно быстрее организовать за такими объектами постоянное слежение. Идеальным было бы начать слежение в течение одного дня с момента обнаружения, но обязательно следует начать такое слежение в течение недели. Первым методом постоянного слежения должна быть дополнительная оптическая астрометрия для того, чтобы лучше определить траекторию астероида и убедиться в том, что он не будет потерян – хотя, разумеется, в этот момент наших знаний об орбите астероида еще не достаточно для того, чтобы организовать полет к нему космического аппарата в будущем, спустя много лет. Такая астрометрия вновь обнаруженных околоземных астероидов является обычной процедурой, и может быть проведена при помощи большого количества профессиональных астрономов и астрономов-любителей, как показал случай с астероидом TC3 в 2008 году, когда 26 обсерваторий наблюдали его уже через 19 часов после открытия [20].

Другие необходимые виды постоянного слежения за объектом могут производиться аналогично или иным образом. Измерение световых кривых может дать информацию о скорости собственного вращения объекта или о том, является ли этот объект вращающимся вдоль неглавных осей [21]. Более важно при оценивании массы объекта оценить его структуру методами оптической или инфракрасной спектроскопии (которая требует участия профессиональных

астрономов) – в частности, определить, присутствуют ли в составе материи астероида в значительном количестве силикаты (объект S-класса) или углеводороды (объект C-класса) [22]. В силу различной пористости пород плотности астероидов могут быть весьма различными, даже в случае одинакового состава [23]. Спектральные классификации часто производятся исключительно на основании результатов оптической и инфракрасной спектроскопии. Этого недостаточно для наших целей: метеориты, которые имеют цвета спектра C-класса имеют весьма различный состав, и только некоторые из них имеют в своем составе углеводородные хондриты, богатые водой и органикой, которые обычно определяют принадлежность к C-классу. В данном случае необходимо использование высокочувствительной спектроскопии в оптическом и инфракрасном (0,5 – 3,5 микрон) диапазоне, которая позволяет определить полосу поглощения примерно в 0,7 и 3,0 микрон, что однозначно определяет наличие в составе материи углеводородных хондритов [24].

Измерения теплового инфракрасного потока позволяют оценить отражательную способность объекта, ограниченную его формой, тепловыми свойствами и яркостью. Для больших объектов (>100 м) с помощью термальной радиометрии можно часто определить размеры объекта с точностью до 10-20% [25]. Однако для малых объектов, имеющих более неправильную форму, оценить размеры удается лишь с точностью до 30-40% [26].

Последним методом непрерывного слежения является измерение дальности с помощью радиолокации. Сегодня радар Goldstone Solar System Radar может получать изображение астероида с разрешением 3,75 м [27]. Это позволяет определить траекторию цели достаточно точно для последующих полетов к ней, а также определить размеры цели с точностью примерно до 40% для 10-метрового объекта. Для быстро вращающейся цели с известным спиновым статусом размеры могут быть оценены более точно на основе ширины полосы доплеровских частот откликов радара, вызванных относительным движением между одной и другой сторонами объекта. Моделирование формы и спинового статуса с помощью радиолокации наилучшим образом работает в комбинации с оптическими

наблюдениями световых кривых, когда радиолокационные измерения показывают пространственное разрешение, а световые кривые позволяют более аккуратно измерить скорость собственного вращения объекта. Радиолокационные измерения дальности также обеспечивают весьма точную астрометрию, достаточную для осуществления полетов к цели спустя многие годы [28]. Для вполне точного построения орбиты при использовании только оптических наблюдений требуются также по крайней мере два результата радиолокационных измерений с интервалом в несколько лет. С использованием данных радиолокации можно оценить размеры приблизительно десятиметрового астероида с ошибкой не более 40%, а его объем – с точностью в 2,75 раза. Вместе с информацией о составе материи астероида это дает ошибку в определении массы астероида для большинства объектов не более чем в 4 раза.

Но в отдельных случаях массу астероидов удается определить еще более точно. Примерно шестая часть околоземных астероидов диаметром более 200 метров бинарны, и радиолокационные измерения взаимной орбиты бинарной системы позволяют определить массу этой системы и, в некоторых случаях, отношение масс ее компонентов с точностью до нескольких процентов [29]. Однако обычно такие объекты являются слишком большими для возможности их перемещения – самый малый из известных спутников астероида составляет около 60 метров в диаметре, и ошибка определения его массы относительно главного объекта становится слишком большой. Если радиолокационные измерения или высокоточная оптическая астрометрия 10-метрового объекта могут быть получены три или более раз за интервал времени от нескольких месяцев до нескольких лет, то возможно измерить возмущения орбиты вследствие радиационного давления – как непосредственно солнечной радиации, так и теплового излучения астероида (эффект Ярковского) [30,31]. По ускорению астероида можно оценить его массу с точностью до 50%. В течение тех или более сеансов наблюдений, достаточно разделенных во времени, не удается отделить эффекты радиационного давления от других источников помех в траектории объекта. Для малых объектов, наблюдение которых возможно только вблизи

Земли, проведение таких наблюдений до осуществления старта предлагаемой миссии будет невозможно.

7.5.4 Организация серии наблюдений

На основании грубых оценок числа доступных малых астероидов [32,33] средняя плотность астероидов диаметром от 7 до 30 метров, имеющих диапазон видимых звездных величин менее 18 в любой заданный момент времени, равна примерно 1/(70 град^2). Большинство этих объектов будут находиться на расстоянии от 0,01 а.е. до 0,03 а.е. и двигаться со скоростью около 1 град/час. Кроме этих объектов будет наблюдаться аналогичное число объектов диаметром от 30 до 90 метров на расстоянии до 0,1 а.е., движущихся со скоростью около 20 мин/час.

Рассмотрим результаты двух существующих исследований. Для обзора Palomar Transient Factory (PTF) [34], в котором постоянно наблюдается в целом от 400 до 640 град^2/ночь с интервалом в 20 минут, в течение каждой ночи будет существовать от 3 до 5 таких астероидов, которые наблюдаются в виде штрихов размером около 1 минуты в одной и той же области на двух изображениях1. Максимальное значение 18 звездной величины является допустимым числом для определяемости таких штрихов телескопом, используемым PTF, но соответствует предельному значению яркости, поэтому число обнаруживаемых объектов будет существенно зависеть от погодных условий. Для CSS предельное значение звездной величины для штрихов равно 16,5, и число наблюдаемых объектов составляет около 1200 град^2/ночь, что означает, что каждую ночь будут наблюдаться от 2 до 3 быстро движущихся астероидов. Если Pan-STARRS также может наблюдать в целом от 400 до 640 град^2/ночь объектов, то число обнаруживаемых быстро движущихся астероидов будет сравнимо с числом для PTF. Соответственно, общее число быстро движущихся малых объектов, которые

[1] Будет существовать от 2 до 4 астероидов, которые видны на одном изображении, но выходят из области на следующем. Объекты размером менее 7 метров могут быть обнаружены только тогда, когда они находятся на расстоянии менее 0,01 а.е. и быстро движутся. Мы не рассматриваем связанные между собой штрихи на соседних изображениях.

потенциально могут быть обнаружены при помощи этих трех станций каждую ночь, лежит в пределах от 8 до 13. Далее это число будет предполагаться равным 10.

7.5.5 Обнаружение быстро движущихся объектов

Для того чтобы обнаружение таких объектов имело смысл, о нем должно быть объявлено в течение нескольких часов, так чтобы телескопы в Северной Америке и на Гавайях, а также в Азии и Австралии, могли их наблюдать до исчезновения. Для обзора PTF это осуществляется следующим образом. Получаемые изображения непрерывно обрабатываются путем вычитания из них эталонных изображений и выделением любых оставшихся точечных источников. Копии обработанных изображений отправляются для обработки на современном компьютере для выделения штрихов с соответствующей комбинацией длины и яркости и их объединения с целью расчета движения астероида на несколько часов вперед. Изображения данного объекта (очень малая часть общего количества полученных изображений) затем передаются в другие обсерватории. В зависимости от того, какие допустимы уровни ложных положительных и ложных отрицательных данных, другие телескопы могут автоматически проводить наблюдение в соответствии с полученной информацией, либо эта информация может предварительно проверяться вручную.

7.5.6 Последующие наблюдения

Для вновь обнаруженных объектов будет необходимо проводить последующую оптическую астрометрию и в течение нескольких часов передавать все данные в Центр малых планет. Последующие наблюдения за такими объектами могут производиться всеми возможными наблюдателями в автоматическом режиме, но вновь обнаруживаемых объектов, если их будет около десяти в течение одной ночи, может оказаться слишком много, и тогда, возможно, потребуется использование ресурсов специального автоматического

телескопа. После первой серии астрометрии можно будет начать отбор объектов с целью локализовать объекты, представляющие интерес (табл. **7.2**). Первая серия отбора в действительности имеет место при обнаружении объекта, когда с изображения небесной сферы удаляются участки, которые заведомо не могут соответствовать быстро двигающимся малым объектам. Вторая серия отбора будет касаться элементов орбиты астероидов и представлять собой исключение объектов, для которых $C3>20км^2/с^2$ (их число составляет около 95% всех обнаруживаемых объектов). Эти объекты заведомо не подходят для транспортировки к Земле. Астрометрия оставшихся объектов должна проводиться в течение, по крайней мере, двух последующих дней совместно с дополнительными наблюдениями.

Таблица 7.2 - Скорости целей на различных этапах наблюдений

Время с момента обнаружения	Скорость (#/день)	Скорость (#/год)	Этап наблюдений
≤12 часов	10	3600	Астрометрия
≤24 часа	0.5	180	Астрометрия, цвета
≤48 часов	0.2	70	Световые кривые
≤48 часов	0.1	36	Спектроскопия
≤72 часа	0.06	20	Радиолокация

Следующий этап наблюдений – получение фотометрии. Для выбора в качестве цели планируемой миссии необходим богатый водой углеводородный хондрит. Такие астероиды относятся к объектам С-класса со слегка красноватым спектром в видимой зоне и в зоне, близкой к инфракрасной, а также с полосами поглощения, связанными с водой при 3 микронах и 0,7 микрона. Широкополосные спектры не позволяют оценить содержание воды, но позволяют отличить силикаты и металлические объекты от объектов С-класса. Было бы желательно иметь спектры примерно одного объекта каждые два дня, что могло бы быть сделано как профессиональными астрономами, так и любителями с

использованием маленьких телескопов (<0,5м). Анализ спектров позволил бы исключить около 60% объектов, не имеющих подходящего состава.

После или одновременно с получением спектров было бы желательно провести наблюдение кривых блеска с целью определить скорость собственного вращения астероидов. Если построение миссии ограничивается объектами, делающими один оборот вокруг своей оси не менее чем за 10 минут, то около половины объектов могут быть исключены как вращающиеся слишком быстро. Для проведения наблюдений за световыми кривыми потребуется в течение короткого срока использовать 1-2-метровый телескоп. В идеале для получения хороших значений скорости собственного вращения и проверки отсутствия вращения вокруг неглавных осей потребуется пара часов наблюдений за каждой целью. После отбора целей с использованием спектров и кривых блеска останется около одного процента целей по сравнению с их начальным количеством, примерно по одной цели на десять ночей.

Следующим этапом наблюдений будет спектроскопия с использованием оптического телескопа диаметром около 1 метра, при помощи которой можно выделить те астероиды С-типа, которые имеют в своем составе значительное количество воды, и исключить те, которые воды в своем составе не имеют. Это позволит сократить число возможных целей еще на 40-50%. Это может быть сделано с использованием полосы пропускания при 0,7 микрона. Такая ширина используется для переноса заряда в железосодержащих минералах, что имеет место только у объектов С-типа, содержащих воду [35,36]. Существует и более непосредственный способ обнаружения воды поиском колебательного перехода при 3 микронах. Однако наши цели будут слишком слабы для обнаружения при 3 микронах из-за очень высокого фонового выделения из атмосферы в средне-инфракрасном диапазоне. Наличие признака при 0,7 микрона не позволяет точно оценить содержание воды в структуре объекта, но оно должно быть не менее нескольких процентов (и может достигать 30%).

Заключительной серией последующих наблюдений должны быть радиолокационные наблюдения для определения размеров и приблизительной

плотности целей, уточнения скорости их собственного вращения и орбиты в предположении, что пилотируемая миссия к данной цели возможна. Такие наблюдения потребуют нескольких часов использования радаров Goldstone и/или Аресибо один раз в две или три недели, проведенных в интервале не более 72 часов после обнаружения при существующей скорости наблюдений обоих телескопов.

После проведения радиолокационных измерений нам будут известны оценки размера и массы. Кроме того, траектория будет известна с достаточной точностью для того, чтобы понять, какие объекты на самом деле являются подходящими целями с наименьшими C3 и достаточно близкими сближениями в будущем. Если допустить, что для наилучших целей C3<6, то число возможных целей уменьшится еще примерно в четыре раза. В результате число возможных целей будущей миссии составит приблизительно 5 в год.

Эта оценка является многообещающей, но вся описанная последовательность обнаружения и классификации астероидов еще требует улучшения перед началом исследований.

7.5.7 Альтернативный подход

Обнаружение объектов большего размера (≤100 метров) является, безусловно, более легкой задачей, чем объектов диаметром менее 10 метров. Эти объекты могут быть видимыми на расстоянии, большем в десятки раз, поэтому один проход такого объекта в окрестности Земли позволяет гораздо более точно определить его орбиту. Они являются видимыми при хороших метеоусловиях, легко могут быть проведены спектроскопические и радиолокационные наблюдения. Практически все околоземные астероиды, спектральные типы которых известны, попадают в эту категорию. Лишь небольшое число астероидов диаметром более 100 метров имели достаточно близкое сближение, позволявшее получить изображение их поверхности. Все такие объекты имели на поверхности отдельные камни размером от гальки до булыжников величиной с дом и даже

более. Анализ периодов собственного вращения показывает, что объекты большего размера имеют периоды обычно более 2 часов, это ограничение получило название «ограничения кучи булыжников». Объекты с периодом больше этой величины имеют собственную гравитацию на экваторе больше, чем центробежная сила, которая выбрасывает отдельные фрагменты обратно в космос. Объекты, которые совершают более чем один оборот за два часа, не имеют отдельных фрагментов на поверхности, так как центробежная сила на экваторе превосходит собственную гравитацию объекта. Изучение периодов собственного вращения показывает, что малые объекты за небольшими исключениями вращаются быстрее «ограничения кучи булыжников», в то время как объекты большего размера, также лишь с некоторыми исключениями, вращаются медленнее этого ограничения. Это позволяет говорить о том, что объекты большей величины должны иметь на поверхности отдельные фрагменты различной величины. Таким образом, альтернативный подход заключается в том, чтобы в качестве цели выбрать большой объект, заведомо слишком массивный для захвата, и предположить, что с его поверхности можно забрать отдельный семиметровый фрагмент. Мы будем называть этот альтернативный подход методом подбора камня. Соответственно метод захвата и транспортировки целого астероида мы будем называть методом взятия целого, когда будет необходимо различать эти два подхода. Для сценария метода подбора камня в случае неудачи, когда камень подходящего размера обнаружить не удается, в крайнем случае космический аппарат может быть спроектирован так, чтобы он мог вместо одного цельного камня осуществить сбор нескольких камней меньшего размера, суммарная масса которых была бы равна требуемой массе возвращаемого груза (т.е. несколько сот тонн).

7.6 Описание аппарата

Концепция построения аппарата для осуществления данной миссии была разработана группой COMPASS в центре GRC NASA на основе руководства,

предоставленного исследовательской группой KISS. Вид аппарата в летной конфигурации показан на рисунках **7.3**-**7.6**.

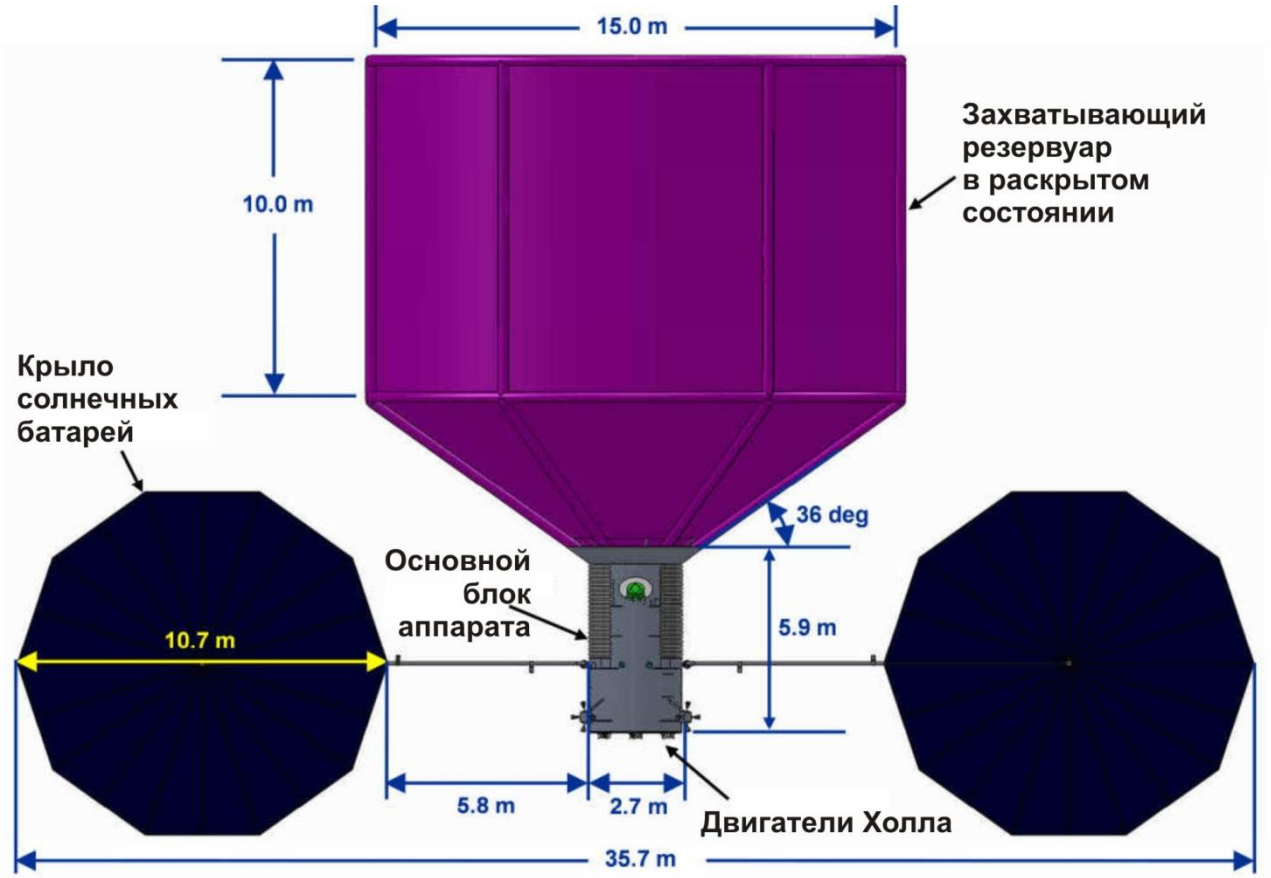


Рисунок 7.3 - Схема космического аппарата в полетной конфигурации с развернутым захватывающим механизмом

Аппарат оснащен двумя большими солнечными батареями в виде крыльев, эти батареи будут использоваться для выработки по крайней мере 40кВт энергии для системы реактивных двигателей (максимальный радиус их работоспособности – 1 а.е.), и большой надувной структуры захватывающего механизма. Солнечные батареи разработаны с учетом возможности 20%-го ослабления мощности при прохождении через радиационные пояса Земли. Кроме того, предусмотрен 9%-й дополнительный запас к расчетному уровню мощности в 40кВт и 1200Вт выделяется для расходов самим аппаратом. Солнечные батареи

располагаются на двух крыльях, площадь каждого крыла составляет примерно 90 м^2. Существуют различные варианты изготовления солнечных батарей, которые в принципе могут отвечать целям данной миссии. Например, крылья солнечных батарей могут быть основаны на материале Ультрафлекс [37] и иметь вид, показанный на рис. **7.3**. На рис. **7.4** показан аппарат в походной конфигурации.

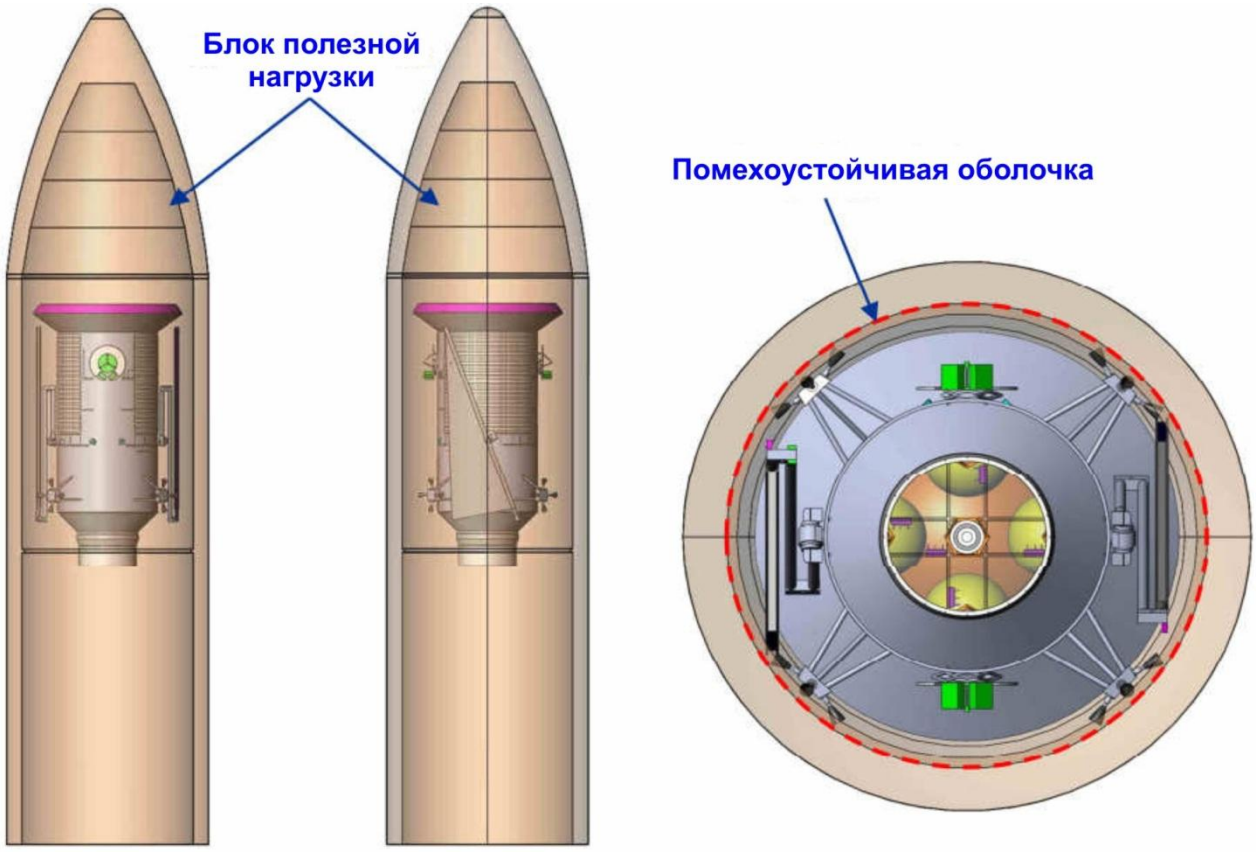


Рисунок 7.4 - Схема космического аппарата в составе ракеты-носителя

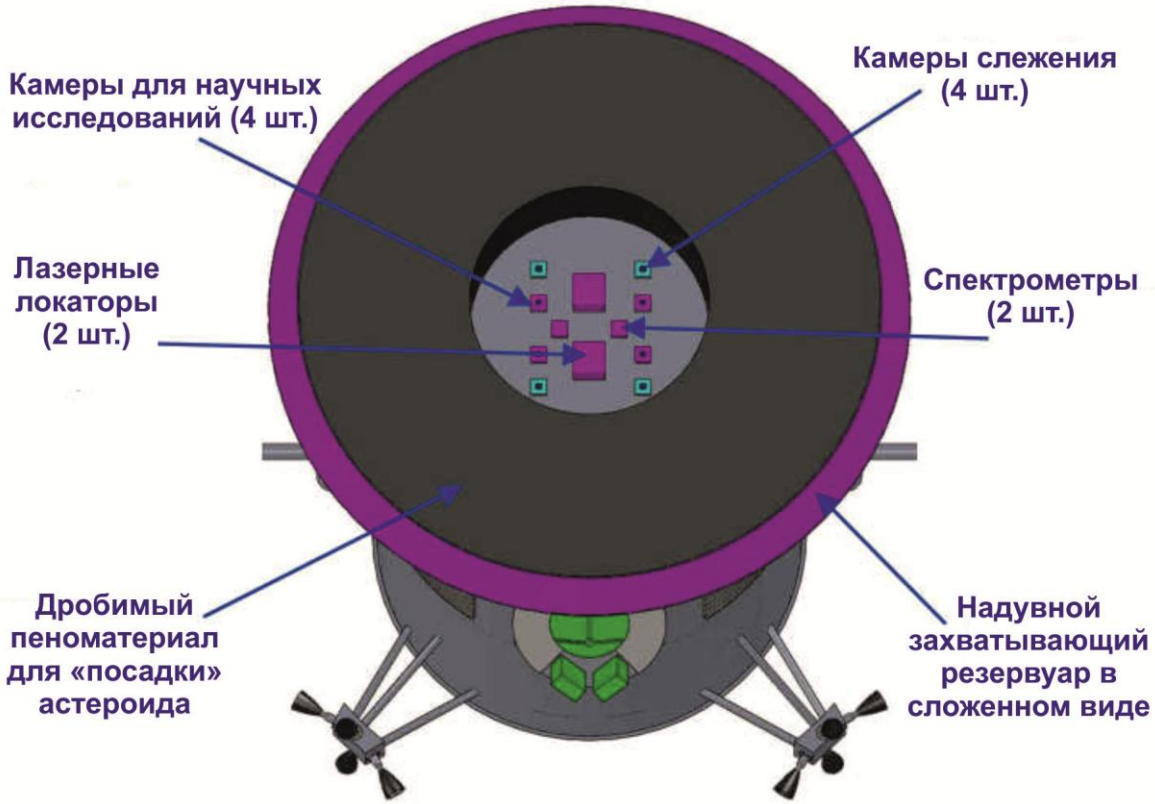


Рисунок 7.5 - Вид аппарата сверху демонстрирует набор инструментов и захватывающий механизм до его развертывания

Основные системы аппарата описываются ниже.

7.6.1 Система электрических реактивных двигателей (ЭРД)

Система ЭРД включает пять двигателей малой тяги Холла мощностью по 10кВт и генераторные устройства (ГУ), баки для ксенонового топлива, блок производства топлива и двухосевые универсальные шарниры для каждого двигателя Холла (рис. **7.6**). Система ЭРД включает также резервные двигатель, шарнир, ГУ и аккумуляторную батарею на случай отказа одного из основных блоков. Предусматривается, что одновременно могут работать не более 4 двигателей.

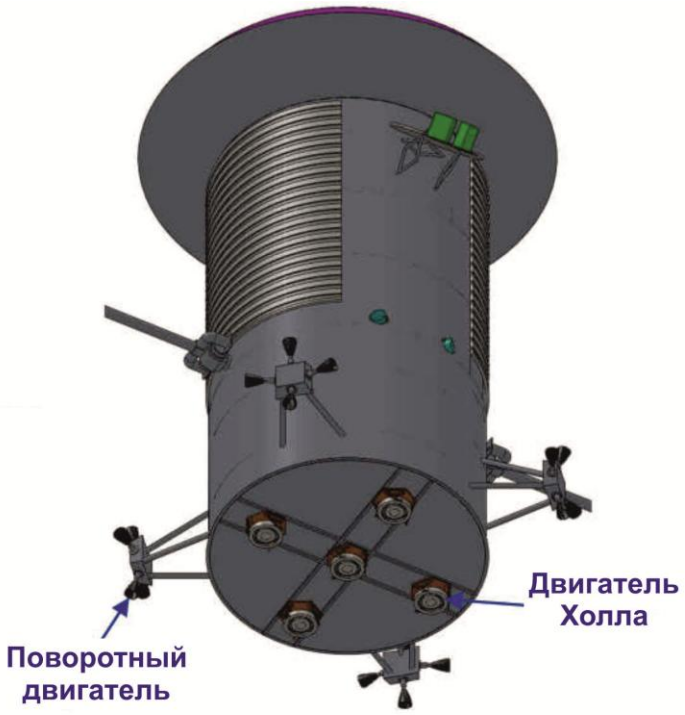


Рисунок 7.6 - На виде снизу показаны пять двигателей Холла мощностью по 10кВт и поворотные двигатели

Каждый двигатель имеет массу около 19кг и может производить отдельные импульсы до 3000 с при входной мощности ГУ около 10кВт. Баки для ксенонового топлива представляют собой баллоны высокого давления цилиндрической формы с бесшовным алюминиевым покрытием. Эти баки предназначены для хранения топлива, содержащего около 4% ксенона. (Для сравнения, ксеноновый бак Дауна предполагает хранение 5% ксенона.) Для хранения 12 тонн ксенона, необходимого для данной миссии, потребуется семь таких ксеноновых баков. Каждый бак будет иметь диаметр 650мм и длину около 3,5 м. Управление ориентацией во время работы двигателей будет обеспечиваться с помощью шарниров двигателей Холла. В штатном режиме работа двигателей будет осуществляться за счет энергии солнечных батарей. Если же энергии, вырабатываемой солнечными батареями, окажется недостаточно, то управление ориентацией аппарата и его орбитальным движением будут обеспечиваться за счет управляющей системы на гидразиновом топливе.

7.6.2 Система регулирования обратной связи (РОС)

Эта система является устойчивой к отказу одного из элементов и может работать на двух видах топлива – монометилгидразине и тетроксиде азота с системой нагнетания давления газообразного азота. Она включает четыре устройства с четырьмя двигателями, как показано на рис. **7.6**. Каждый двигатель имеет номинальную тягу 200Н и импульс 287с. Предварительная схема построения системы РОС показана на рис. **7.7**. В системе может храниться до 900кг топлива. Расход топлива, требуемый для осуществления захвата астероида, оценивается в 300 кг. К этому количеству добавлены еще 50% резервного запаса топлива. Кроме того, для управления аппаратом до и после захвата требуется еще 200 кг. Таким образом, общее количество необходимого топлива составляет 650кг. Остальные 250 кг составляют дополнительный резервный запас.

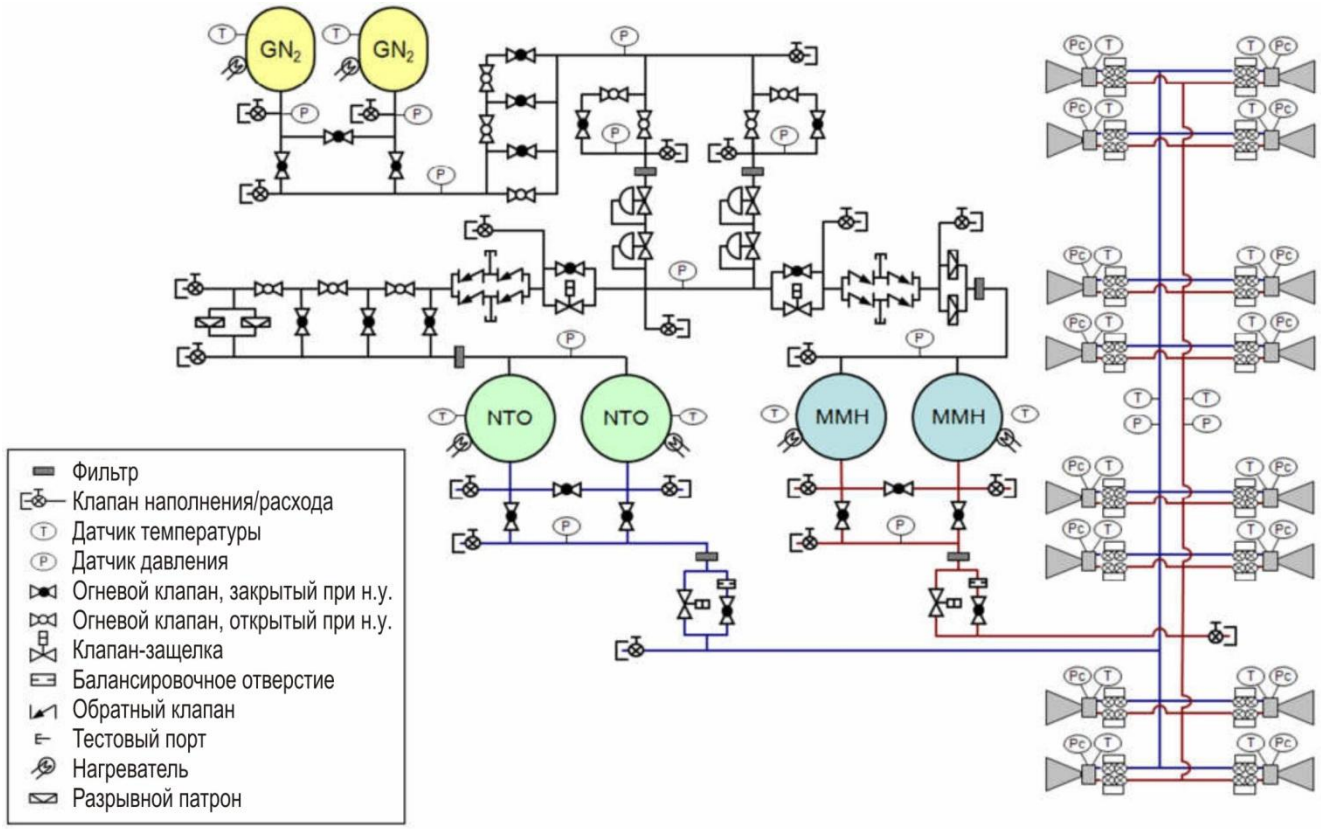


Рисунок 7.7 - Схема системы регулирования обратной связи

7.6.3 Система электропитания (СЭП)

Энергетическая система разработана с целью обеспечения требуемой мощности в 41,2кВт при напряжении постоянного тока 120В в течение всего срока службы. Питание будет обеспечиваться за счет двух сверхгибких солнечных батарей диаметром 10,7м, состоящих из усовершенствованных метаморфных солнечных фотоэлементов с эффективностью 33%, покрытых с обеих сторон стеклянным покрытием толщиной около 0,05мм. Солнечные батареи могут наклоняться в направлении задней части аппарата во время захвата астероида.

7.6.4 Система связи

С момента выхода на околоземную орбиту максимальное расстояние, на котором будет обеспечиваться связь, составляет около 2 а.е. Обеспечение цифровой связи будет необходимо перед началом, в процессе и после окончания захвата астероида. Верхний предел скорости собственного вращения астероида оценивается в один оборот в минуту или 6 градусов в секунду. Предполагается, что процесс захвата астероида будет продолжаться около двух часов без обеспечения цикла обратной связи с Землей. Процесс торможения собственного вращения астероида займет дополнительно около 45 минут. Возможная высокая начальная скорость собственного вращения астероида в 6 градусов в секунду затрудняет обеспечение связи. Обычно антенны могут сопровождать цель, обеспечивая связь, если скорость вращения цели составляет не более 2 градусов в секунду. Кроме того, антенна должна иметь возможность постоянно вращаться вдоль двух осей. Эти обстоятельства привели к предварительному выбору для установки на аппарате фазированной антенной решетки, хотя этот вопрос будет уточняться в дальнейших исследованиях.

7.6.5 Перечень основного оборудования

Предварительный перечень основного оборудования для проекта станции по захвату и транспортировке астероида приводится в таблице **7.3**. Этот перечень показывает, что максимальная расчетная масса влажного груза составляет 15,5 тонн, что на 3,3 тонны меньше, чем максимальная масса груза, выводимого на орбиту.

Таблица 7.3 - Перечень основного оборудования для миссии по захвату и транспортировке астероида

№	Наименование	Основная масса, кг	Увеличение, %	Увеличение, кг	Расчетная масса, кг
1	Основное оборудование	339,0	20,0%	67,8	406,8
2	Оборудование управления командами и данными	49,9	22,4%	11,2	61,1
3	Измерительное и монтажное оборудование	11,0	28,2%	3,1	14,1
4	Оборудование для связи и слежения	61,8	24,4%	15,1	76,9
5	Средства управления, навигации и контроля	20,5	16,5%	3,4	23,9
5	Система электроэнергии	928,8	17,3%	160,8	1089,6
6	Система температурного контроля	315,6	18,0%	56,8	372,4
7.1	Устройства	386,8	18,0%	69,6	456,5
7.2	Механизмы	138,3	18,0%	24,9	163,2
8.1	Двигательное оборудование	114,0	14,1%	16,0	130,0
8.2	Система управления топливом	465,3	11,9%	55,3	520,6
8.3	Блок выработки энергии	160,0	12,4%	19,0	179,0
8.4	Оборудование системы регулирования обратной связи	167,4	4,6%	7,8	175,2
9	Топливо	11869,2	0%	0	11869,2
	Итого:	**15027,6**		**511,6**	**15539,2**

7.6.6 Архитектура альтернативного проекта аппарата

Также рассматривался альтернативный проект аппарата для данной миссии, в котором аппарат мог разделяться на две части – космический аппарат с солнечным ракетным двигателем и принимающий аппарат. Архитектура разделяемого аппарата включает систему электрических двигателей с солнечными батареями, систему управления питанием и систему разделения, а также шарнирную антенну с большим усилением для связи с Землей на больших расстояниях, всенаправленную антенну короткого действия для связи с принимающим аппаратом, систему управления пространственным положением, систему регулирования обратной связи, систему управления командами и данными. Аппарат с солнечным ракетным двигателем будет обеспечивать транспортировку всего комплекса в окрестность цели и обратный перелет после захвата астероида. Шарнирное крепление антенны с большим усилением будет обеспечивать минимальное число вращательных движений аппарата с захваченным астероидом для того, чтобы направить антенну в сторону Земли.

Принимающий аппарат будет отделяться от основного аппарата для осуществления захвата астероида. Этот аппарат будет содержать оборудование для управления пространственным положением, системы регулирования обратной связи, управления командами и данными, систему связи с основным аппаратом и захватывающий механизм. Также на принимающем аппарате будет расположен набор инструментов для непосредственного анализа поверхности астероида и камеры для контроля над процессом захвата астероида. Основной аппарат будет включать систему управления пространственным положением для быстрых маневров в окрестности цели.

7.6.7 Архитектура аппарата – за и против.

Архитектура разделяемого аппарата обладает тем преимуществом, что принимающий аппарат, осуществляющий захват астероида, будет иметь меньший

объем, будет более подвижным по сравнению с единым аппаратом, обладающим большими солнечными батареями и системой электрических солнечных двигателей. Также основной аппарат во время захвата астероида может обеспечивать качественную связь с Землей, выполняя роль ретранслятора. Недостатками этого проекта являются его существенно большая стоимость, поскольку должны быть разработаны два отдельных аппарата, необходимость выполнения самостоятельных полетов принимающего аппарата и его стыковки с основным аппаратом в условиях далекого космоса и ограниченного запаса энергии на принимающем аппарате.

7.6.8 Захватывающий механизм

Независимо от архитектуры аппарата рассматривается один и тот же проект захватывающего механизма. На верхней части аппарата (противоположной двигателям Холла) будут располагаться оборудование для классификации астероида и захватывающий механизм. Захватывающий механизм будет включать надувные развертываемые рукава, комплекс высокомощного резервуара и затяжные тросы. Четыре или более рукава, находящиеся в надутом и напряженном состоянии и связанные двумя или более надутыми опоясывающими обручами, обеспечат нахождение резервуара в открытом состоянии, когда его размеры составят около 10 метров в длину и около 15 метров в диаметре, как показано на рис. **7.3**. Такой принцип захватывающего механизма будет обеспечивать его работу при различных отклонениях формы и состава астероида. Этот механизм обеспечит захват астероида с соотношением размеров 2:1, т.е. имеющих в грубом приближении цилиндрическую форму с диаметром основания 6 метров и длиной в 12 метров. Внешнее окончание захватывающего резервуара разработано с целью сохранения температуры поверхности захваченного астероида не выше ее номинального значения до захвата.

7.7 Построение миссии

Ключевыми параметрами для построения миссии являются ΔV, необходимое для перелета с возвращением, максимальное время полета в обе стороны, размер и масса цели. Совокупность времени полета и максимально возможной массы цели определяет требуемую мощность системы реактивных двигателей и требуемое количество топлива для космического аппарата и для ракеты-носителя. Размер, спиновой статус, состав астероида, а информация об ошибках определения этих параметров также будут влиять на разработку захватывающего механизма и определять количество топлива, необходимого для торможения собственного вращения астероида после его захвата. Космический аппарат сможет быть выведен на околоземную орбиту с помощью одной многоступенчатой ракеты-носителя и осуществить захват и транспортировку околоземного астероида массой до 1000 тонн при общем времени полета от 6 до 10 лет.

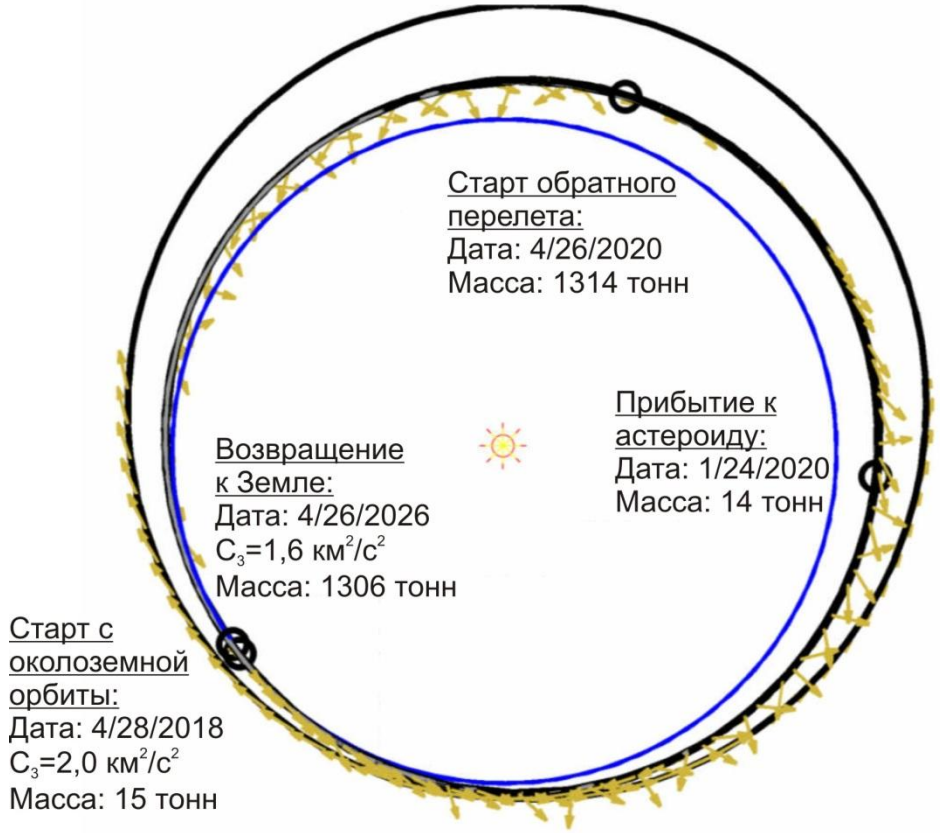


Рисунок 7.8 - Пример миссии по доставке к Земле малого (около 7м в диаметре) астероида 2008 HU4 массой 1300 тонн, радиолокация которого будет возможна в 2016 году

Общий проект миссии, проиллюстрированный на рис.**7.8**, разработан на основе использования системы реактивных двигателей на солнечной энергии суммарной мощностью 40кВт, описанной выше. Аппарат будет выведен на околоземную орбиту с помощью одной ракеты-носителя Атлас серии V551. С помощью системы двигателей аппарат затем перейдет на высокую орбиту Земли и после гравитационного маневра вокруг Луны перейдет на орбиту перелета с положительным значением C3 около 2 км^2/с^2. Затем с помощью системы двигателей аппарат достигнет окрестности целевого астероида. После этого в течение 90 дней аппарат будет находиться в окрестности астероида, проводя наблюдения за его поверхностью с целью более точного определения размеров астероида, создания подробной модели его формы. После этого должны быть произведены захват астероида и торможение его вращательного движения. Затем аппарат с захваченным астероидом с помощью системы двигателей должен быть возвращен в окрестность системы Земля-Луна и с помощью еще одного гравитационного маневра вокруг Луны переведен на орбиту с небольшим отрицательным значением C3. Приблизительно через 4,5 месяца после гравитационного маневра аппарат с астероидом должны завершить перелет на постоянную высокую орбиту Луны с нулевым дополнительным значением ΔV.

7.7.1 Старт с Земли, перелет к цели и операции до захвата

Для демонстрации практической реализуемости проекта данной миссии был проведен анализ траектории перелета при использовании в качестве предполагаемой цели одного из известных малых астероидов. Астероиды, которые могли рассматриваться в качестве целевых, выбирались из базы данных известных астероидов, причем отбирались те астероиды, которые имели тесные сближения с Землей. Сначала отбирались астероиды, которые сближались с

Землей на расстояние менее 0,2 а.е. при относительно малой относительной скорости (менее 3км/с). Затем дата тесного сближения использовалась в качестве начального приближения даты возврата астероида космическим аппаратом в систему Земля-Луна. Максимальная возвращаемая масса была найдена путем оптимизации траектории обратного перелета при фиксированной энергии. Начальное приближение для траектории ухода от Земли и соударения с астероидом обычно бывает весьма грубым: Ламбертово приближение в 300 дней (или около того) для перелета от Земли к астероиду и от астероида к Земле совпадают для начальной массы менее 100 тонн. Для больших значений возвращаемой массы даты ухода из окрестности Земли и прилета к астероиду обычно могут быть перенесены на год назад для того, чтобы обеспечить больший период времени для создания тяги при обратном перелете.

Так как существует большое количество известных, но не классифицированных околоземных астероидов, то для возвращения больших астероидов (массой около 1000 тонн) возможно найти несколько объектов с орбитами, достаточно сходными с орбитой Земли. Пример цели для захвата целого астероида при дополнительном условии о том, что возможная цель должна в течение некоторого времени в ближайшем будущем быть наблюдаемой, дает астероид 2008 HU4. Соответствующие параметры для планирования миссии к этому астероиду перечислены в таблице **7.4**. Ожидаемые значения ΔV для данного астероида равны: для перелета с околоземной орбиты до гравитационного маневра Луны – 6,6 км/с; для перелета к астероиду – 2,8 км/с; для возвращения астероида в окрестность Луны –160 м/с. Так как тип астероида 2008 HU4 неизвестен, то его масса является весьма неопределенной. В таблице 5 собраны результаты для различных предполагаемых значений массы от 250 до 1300 тонн. Траектория перелета при возвращении астероида массой до 1300 тонн показана на рис.**7.8**. В таблице **7.4** и на рис.**7.8** рассматривается только гелиоцентрическая часть траектории.

Таблица 7.4 - Параметры построения траектории возвращения захваченного астероида 2008HU4

Параметр	**Значение**	**Комментарии**
Мощность двигателей на околоземной орбите	40кВт	
Величина импульса	3000 с	
Эффективность системы двигателей	60%	
Масса аппарата	5,5 тонн	
Старт: ракета-носитель Atlas V 551		
Стартовая масса	18,8 тонн	
Время движения по спиральной траектории	2,2 года	Движение по околоземной траектории до лунного гравитационного маневра
Масса использованного ксенонового топлива	3,8 тонны	
Величина импульса при движении по спиральной траектории ΔV	6,6 км/с	
Масса ухода с орбиты Земли	15,0 тонн	
Перелет к астероиду		
Значение C3 при уходе с орбиты Земли	2 км^2/с^2	Лунный гравитационный маневр
Величина импульса при перелете ΔV	2,8 км/с	
Время перелета	1,7 года	
Масса использованного топлива	1,4 тонны	
Масса при прибытии в окрестность астероида	13,6 тонн	
Время нахождения в окрестности астероида	90 дней	
Предполагаемая масса астероида	1300 тонн	
Обратный перелет к системе Земля-Луна		
Общая начальная масса аппарата и астероида	1313,6 тонн	
Величина импульса при перелете ΔV	0,17 м/с	
Время перелета	6,0 лет	
Масса использованного топлива	7,7 тонн	
Масса при совершении гравитационного маневра	1305,9 тонн	
Значение C3 в момент изменения траектории	2 км^2/с^2	Лунный гравитационный маневр
Общая масса использованного топлива	**12,9 тонн**	
Общее время полета	**10,2 лет**	

Первые пять строк таблицы **7.5** показывают, что для возвращения астероида большей массы будет требоваться дополнительное время полета. Однако когда

астероид имеет тесное сближение с Землей, дата возвращения будет оставаться фиксированной, и дополнительное время полета будет обеспечиваться за счет более ранней даты старта. Кроме того, для возвращения астероида большего размера как правило будет требоваться дополнительный расход топлива, что в свою очередь потребует увеличения стартовой массы аппарата и, соответственно, большей мощности ракеты-носителя. Более высокая мощность систем реактивных двигателей может сократить время полета.

Также рассматривался непосредственный перелет в точку либрации L2 системы Солнце-Земля без использования гравитационного маневра вокруг Луны. Параметры характерной траектории для этого случая приведены в шестой строке таблицы **7.5**.

Таблица 7.5 - Межпланетные (от выхода из окрестности Земли до возвращения к Земле) траектории для демонстрационных миссий

Идентификатор целевого астероида	Предположительная масса возвращаемого астероида, тонн	Ракета-носитель	Масса требуемого топлива (не включая перелет по спиральной траектории), тонн	Дата выхода с околоземной орбиты	Время полета (не включая перелет по спиральной траектории), лет	Значение С3 после возвращения, км^2/с^2
2008 HU4	250	Atlas V 521-class	5.0	4/27/2022	4.0	1.8
2008 HU4	400	Atlas V 521-class	5.2	4/27/2021	5.0	1.7
2008 HU4	650	Atlas V 521-class	6.5	4/27/2020	6.0	1.6
2008 HU4	950	Atlas V 551-class	8.9	4/28/2019	7.0	1.6
2008 HU4	1300	Atlas V 551-class	9.1	4/28/2018	8.0	1.6
2008 HU4	200*	Atlas V 551-class	8.7	8/15/2017	8.0	0.0

*Возвращение в точку либрации L2 системы Солнце-Земля.

7.7.2 Альтернативный подход – метод подбора камня

В подходе *подбора камня* цель миссии будет состоять в захвате отдельного камня диаметром около 7 метров с поверхности астероида диаметром более ста метров или, при невозможности сделать это, в сборе нескольких более мелких камней эквивалентной общей массы. Детальный расчет такой миссии был проведен с использованием в качестве цели астероида 1998 KY26. Установлено, что этот астероид относится к углеродным астероидам C-типа. Относительно небольшое число астероидов с известным типом делает более сложным поиск потенциальной цели с орбитальными характеристиками, допускающими захват и транспортировку большой массы. В этом случае для доставки образца грунта с астероида 1998 KY26 потребуется большее значение ΔV, чем в случае астероида 2008 HU4. Для 1998 KY26 может быть доставлено «только» 60 тонн грунта, как показано на рис.**7.9** и в первой строке таблицы **7.6**. Другим астероидом C-типа, с которого возможно доставить аналогичное количество грунта, является астероид 2008 EV5 (расчеты для него здесь не приводятся).

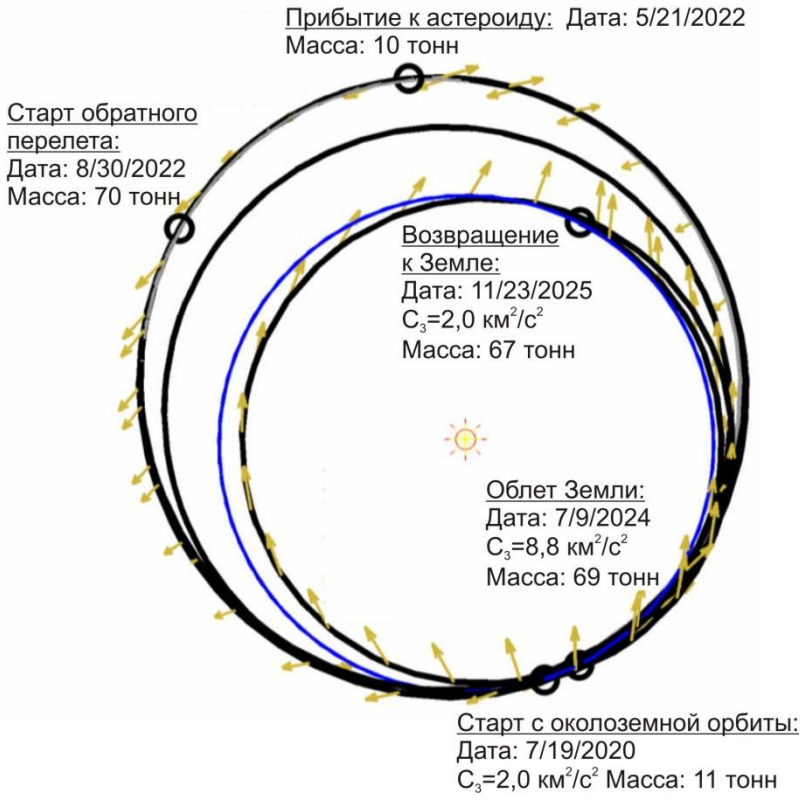


Рисунок 7.9 - Пример миссии по доставке к Земле 60 тонн грунта с углеродосодержащего околоземного астероида диаметром 30 метров с хорошо известными характеристиками

Отличие между первой и второй строками таблицы **7.6** состоит в наличии дополнительного гравитационного маневра вокруг Земли в восьмой строке для снижения высокой скорости астероида 1998 KY26. В таблице также показаны результаты для астероида 2000 SG344, орбита которого является весьма сходной с орбитой Земли и допускает доставку весьма больших масс. Однако траектория обратного перелета является весьма чувствительной к значению C3 на последнем этапе полета, где увеличение значения на 0,1 км^2/с^2 приведет к удвоению возвращаемой массы (ср. строки 3 и 4). Похоже, что в данном случае такая чувствительность возникает в силу постоянного использования тяги при обратном перелете, и увеличение времени полета не решит проблему по причине синодической фазы данного астероида и Земли (сдвиг сближения на год назад приведет к исчезновению перелета с малым значением ΔV). Кроме того, как показывает последняя строка таблицы **7.6**, дополнительная величина ΔV приведет к резкому снижению максимально возможного значения возвращаемой массы.

Таблица 7.6 - Межпланетные (от выхода из окрестности Земли до возвращения к Земле) траектории для демонстрационных миссий.

Идентификатор целевого астероида	Предположительная масса возвращаемого астероида, тонн	Ракета-носитель	Масса требуемого топлива (не включая перелет по спиральной траектории), тонн	Дата выхода с околоземной орбиты	Время полета (не включая перелет по спиральной траектории), лет	Значение C3 после возвращения, км^2/с^2
1998 KY26	30	Atlas V 521-class	4.9	11/11/2019	4.7	2.0
1998 KY26	60	Atlas V 521-class	4.2	7/19/2020	5.3	2.0
2000 SG344	1800	Atlas V 521-class	1.8	3/8/2027	2.6	2.0
2000 SG344	3600	Atlas V 521-class	1.5	2/14/2027	2.6	2.1
2000 SG344	100*	Atlas V 551-class	6.3	4/20/2024	6.5	0.0

* Захват непосредственно в точке либрации L2 системы Солнце-Земля.

7.7.3 Взятие целого: Подготовительные операции

Так как целевой астероид должен иметь около 7 метров в диаметре, для окончательного принятия решения о возможности захвата требуется осуществить подлет к астероиду для его детального изучения. Например, для астероида 2008 HU4 (без результатов радиолокационных измерений 2016 года) неопределенность положения составляет около 200тыс.км x 1млн.км. Предполагая, что навигационная камера сходна по конструкции с камерой Дауна, можно считать, что астероид станет видимым с расстояния от 100 тыс.км до 200 тыс.км.

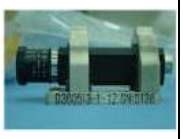
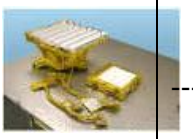
В течение 3 месяцев перед захватом будут анализироваться сделанные камерой снимки астероида и проводиться измерения расстояния до него для уточнения информации о положении объекта, его более детального изучения и получения предварительной информации о предстоящем сближении. При этом аппарат может находиться на расстоянии около 20-30км от астероида с относительной скоростью менее 1-2 м/с.

На следующем этапе сближения аппарат приблизится и «зависнет» в окрестности целевого астероида на высоте в несколько километров от его поверхности. С этого расстояния с использованием бортовых датчиков и функций будет возможно оценить скорость аппарата относительно поверхности. После получения оценок бортовыми алгоритмами стабилизации будут выработаны команды для двигателей, позволяющие аппарату приблизиться к поверхности на желаемое расстояние.

Астероиды диаметром около 7 метров имеют весьма слабую гравитацию, менее 10-6 м/с^2, поэтому уменьшение расстояния от аппарата до астероида с 20-30км до 1км будет зависеть от времени, необходимого для анализа полученных изображений и данных. Расстояние до астероида в 1 км (в случае зависания) или близкого сближения (если предпринимаются медленные пролеты по гиперболической орбите) будет хорошей дистанцией для проведения подробных съемок поверхности. Полная классификация астероида может быть проведена на

расстоянии от 1 км до 100 м при различных значениях фазовых углов. Отметим, что движение по орбите астероида возможно теоретически, но на практике не реализуемо из-за ограничений конструкции аппарата (потребуются маневры со слишком малой величиной ΔV). Выполнение медленных гиперболических пролетов потребует около 3-4 дней на каждый пролет для планирования маневров сближения и вычисления данных слежения.

Таблица 7.7 - Предполагаемый набор бортовых инструментов

				---	
Параметры	Камера слежения	Камера слежения	Рентге-новский спектро-метр	UDAR	грузовой отсек
Формат	Высокое разрешение	Эклипти-ческая	Pushbom M3	3D flash STORRM	3-4 x 1 a.e., 1-2 x2 a.e. ускорения по трем осям, импульсное устройство
Зона обзора (град.)	2 x 2	10 x 10	25 x 1	<200мрад.	~5 x 5
Зона обзора	30 мрад	200 мрад	1 мрад	0,2мрад	100мрад
Расстояние	0,4-0,9 мм	0,45-0,9мм	0,4-3мм	1мм <30 км	RGB
Разрешение	<0,1м @ 1км	~0,2м @ 1км	2 м @ 1 км	<200м @ 1 км	~1 см @ 50 см
Масса	5	2	8	20	
Мощность	15	5	10	50	---
Скорость телеметрии	12мбит/ изобр.	12мбит/из обр.	2 мбит/ обр.	0,1 мбит/ обр.	5 Мбит/с

Так как, скорее всего астероид будет быстро вращаться (по имеющимся расчетам период собственного вращения астероидов диаметром менее 100 метров может достигать 10 минут), для преодоления этого вращения потребуется камера

с частотой 1-2 Гц. Для более точной ориентировки в случае, если поверхность астероида не будет иметь достаточного числа особенностей, относительно которых может быть осуществлена навигация, видимые изображения будут обрабатываться совместно со снимками в инфракрасном диапазоне. Процесс сбора исчерпывающей информации о поверхности в течение пары месяцев с использованием предлагаемого набора инструментов, приведенный в таблице **7.7,** потребует не более 30-40 гигабайт памяти.

На следующем этапе будет реализовываться траектория движения относительно цели на основе оценок относительного положения, в результате чего аппарат должен приблизиться к цели на расстояние в несколько сотен метров и «зависнуть» в этом положении на продолжительное время. «Зависание» в данном контексте означает прекращение работы режима стабилизации станции (т.е. движений взад-вперед в «мертвой зоне», определенной в инерциальном пространстве в окрестности цели). На этом этапе должно быть возможно использовать радиолокационный высотомер. Это означает идентификацию параметров модели, которая может быть использована для бортового определения ориентации цели как функции времени. Спиновой статус при этом не требует идентификации как независимая функция, хотя такая идентификация и возможна.

В предположении о том, что возможность проведения радиолокационных наблюдений до сближения позволяет оценить массу объекта с точностью до множителя 2, аппарату потребуется подлететь к цели на расстояние около 20метров и двигаться вдоль поверхности с относительной скоростью не более 10см/с для проведения радиолокации и более точного определения массы. В качестве альтернативного подхода могут использоваться пробная посадка или освещение поверхности сигнальными огнями. В дополнение к такому освещению могут применяться эксперименты на поверхности для анализа механических и электрических свойств астероида перед какими-либо операциями по его захвату и торможению собственного вращения.

В дополнение к набору возможных методов, приведенных в таблице **7.7,** может рассматриваться применение нейронного спектрометра для гамма-лучей

для измерения состава поверхности и визуального спектрометра для спектроскопии в рентгеновском диапазоне.

7.7.4 Операции по захвату и после захвата

Разработанная концепция данной миссии отводит до 90 дней для классификации астероида с помощью аппарата, захвата и преодоления собственного вращения. Эти процессы, которые являются основой миссии, описываются ниже.

Захват. В результате этого процесса должен быть произведен захват астероида, который, как предполагается, является самостоятельным вращающимся объектом. Процесс захвата должен быть произведен в автоматическом режиме в условиях далекого космоса. В некоторых случаях после того, как определяется спиновой статус, аппарат будет приближаться к цели при помощи серии последовательных приближений, состоящих из нескольких циклов снижения-стабилизации-снижения. Следящая система будет использовать радиолокационный высотомер для оценивания относительного расстояния до цели, расчета и выполнения этих циклов. Окончательная стабилизация может произойти на расстоянии нескольких десятков метров от центра цели. Затем аппарат должен развить скорость, равную скорости поверхности, прежде всего вращательной, сохраняя таким образом неподвижное положение относительно поверхности астероида. В случае проектирования единого аппарата для того, чтобы сделать его достаточно подвижным для совершения подобного маневра, может потребоваться свернуть солнечные батареи, как показано на рис.**7.10**. В такой конфигурации элементы солнечных батарей будут обращены наружу и смогут вырабатывать как минимум 3,8 кВт электроэнергии, даже если они будут расположены под углом до 85 градусов к направлению на Солнце. Окончательное прекращение относительного движения может произойти в состоянии синхронного движения аппарата и астероида. В целях обеспечения успешного

захвата и сохранения цели управление аппаратом непосредственно перед захватом будет прекращено.

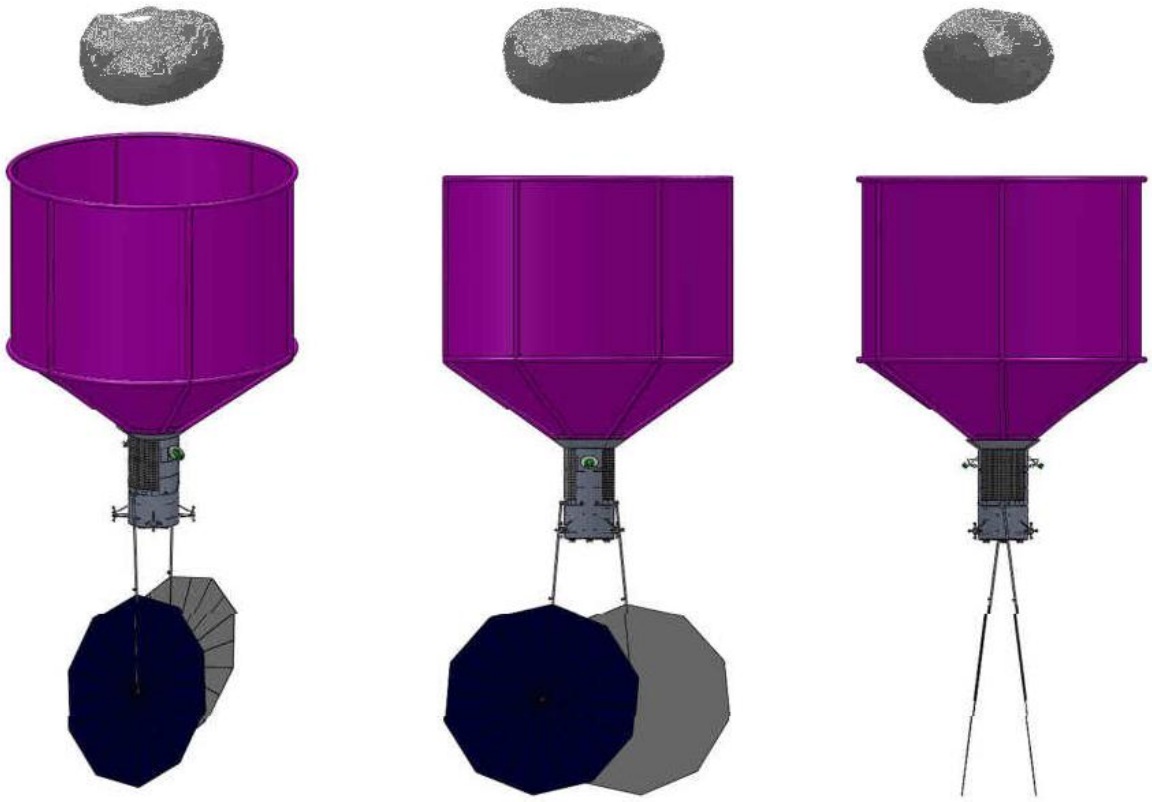


Рисунок 7.10 - Общий вид аппарата с солнечными батареями, развернутыми назад для обеспечения более точного соответствия движения аппарата и вращательного движения астероида в процессе захвата

Существуют специальные алгоритмы, разработанные для встречи космического аппарата с самостоятельным космическим объектом, находящимся на орбите Земли. Эти алгоритмы, разработанные для стыковки и взятия образцов грунта, были испытаны в исследовании, проведенном Управлением перспективных исследований и разработок Министерства обороны США. Это исследование продемонстрировало процесс захвата неподвижного, вращающегося или колеблющегося самостоятельного объекта, расположенного на орбите Земли. Во время захвата астероид помещался в захватывающий механизм, и сохранялась лишь небольшая остаточная относительная скорость между поверхностью астероида и захватывающим механизмом.

Для захвата астероида открытая часть захватывающего резервуара начнет стягиваться с помощью нескольких стягивающих тросов и постепенно плотно обхватит поверхность астероида. Затянутый резервуар с астероидом окажется напротив кольца, ограничивающего положение и пространственное расположение резервуара так, что его центр масс становится управляемым, и аппарат вместе с захваченным астероидом может совершать вращательное движение. Камеры, расположенные на станине солнечных батарей, как показано на рис.**7.11**, будут использоваться для определения, был ли захватывающий механизм корректно развернут, а также для оказания помощи в процессе захвата астероида. Между резервуаром и корпусом аппарата будет располагаться кольцо для управления астероидом через резервуар.

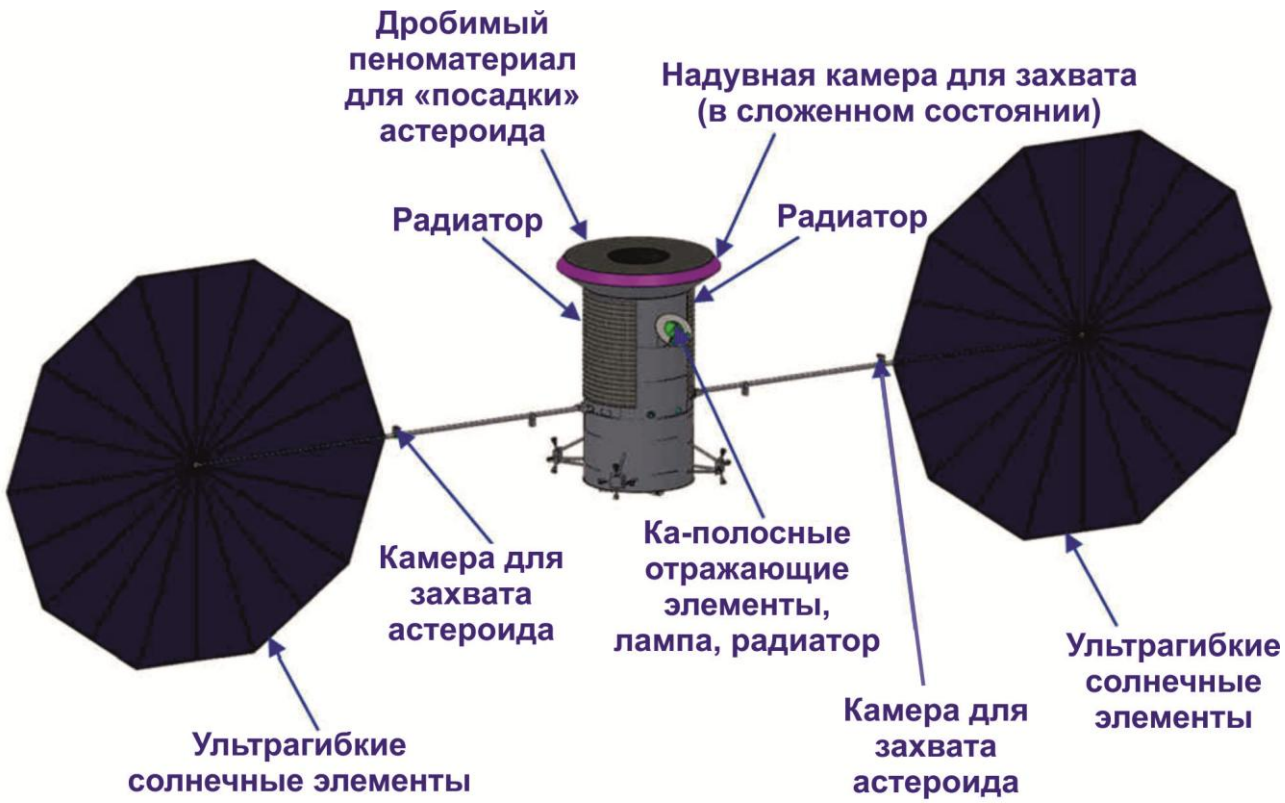


Рисунок 7.11 - Общий вид аппарата перед развертыванием захватывающего механизма. Показаны расположения камер солнечных батарей, используемых для проверки точности развертывания и в качестве вспомогательного средства при захвате астероида.

Хотя это и не показано на рисунке **7.11**, может оказаться необходимо включить «Платформу Стюарта», в которой шесть силовых приводов позволят сдвигать по трем осям, вращать и наклонять кольцо. Это позволит правильно расположить центр масс захваченного в резервуар астероида относительно двигателей так, чтобы в результате суммарный вектор силы тяги от двигателей мог быть направлен на центр масс всей системы. Из-за наличия остаточной относительной скорости астероида относительно аппарата может произойти некоторый толчок в момент захвата астероида. Правда, в силу того, что астероид является гораздо более массивным, возможно, более правильно было бы говорить о том, что астероид захватывает аппарат. В любом случае, так как аппарат и астероид надежно связаны, аппарат обладает способностью скомпенсировать такой толчок и привести систему в стабильное состояние.

В случае, когда захват производится при помощи отделяемого аппарата, после успешной стабилизации астероида происходит стыковка платформы с двигателями и аппарата с захваченным астероидом. После этого вся система может считаться объединенной целью в том смысле, что она сможет переориентироваться так, чтобы расположить двигатели в нужном направлении.

7.7.5 Остановка собственного вращения астероида

Для оценивания времени и массы топлива, необходимых для торможения вращательного движения астероида, предполагалось, что объект имеет массу 1100тонн, вращается со скоростью 1 оборот в минуту вокруг своей главной оси и имеет цилиндрическую форму с диаметром основания 6 метров и высотой 12метров. Торможение производилось с помощью системы реактивных двигателей с тягой 200 Н, имеющих плечо силы 2 м. Кинетический момент аппарата с астероидом составлял 1,7·106Н·м·с, максимальный и минимальный главные моменты инерции аппарата с присоединенным астероидом оценивались величинами 1,65·107кг·м^2 и 5,52·106 кг·м^2. При таких условиях время,

необходимое для торможения собственного вращения астероида, составило около 33 минут при непрерывной работе двигателей, соответствующий расход топлива составит около 306 кг.

7.7.6 Подбор камня

В случае этого сценария также будет использоваться большой резервуар для захвата большого камня с поверхности астероида. Если на поверхности не окажется подходящего камня, то будет необходимо произвести сбор нескольких камней или грунта требуемой массы. Эта операция может быть произведена путем «бросания якоря» на поверхность астероида и применения «снегоочистителя», который сможет вращаться вокруг «якоря» и заполнять резервуар грунтом с помощью наклонного желоба, подобного снегоочистительному. Грунт с поверхности будет забрасываться в желоб специальными вращающимися лезвиями и по инерции попадать с желоба в сборный резервуар.

Если требуется собрать до 1000 кубометров грунта и предполагается, что «снегоочиститель» может (в благоприятном случае) снимать слой грунта толщиной до одного метра, а также работать в радиусе от 3 до 10 метров от якорной точки, то каждая якорная точка обеспечит сбор около 250 кубометров материала. Таким образом, для заполнения резервуара потребуется четыре сеанса сбора материала в различных точках поверхности.

Для свободного размещения 1000 кубометров грунта потребуется резервуар, диаметр основания и длина которого составят около 10 метров. Такой резервуар будет слишком велик для того, чтобы его можно было разместить на аппарате, поэтому этот резервуар должен быть развертываемым. В этих условиях кажется привлекательной идея применения «рукавов», которые будут представлять собой надувные трубки и раскрывать резервуар, выполненный из специальной ткани. Желоб и оборудование для «снегоочистителя» также могут

быть надувными. После окончания сбора тросы на резервуаре могут затягиваться с помощью лебедки, управляемой компьютером.

На другой стороне аппарата должен располагаться якорный механизм. В настоящее время этот механизм рассматривается как один или несколько якорей в виде сверла, которые могут «вкручиваться» в грунт. Два таких якоря с разнонаправленной резьбой сверл (правосторонняя и левосторонняя) могут обеспечить крепление аппарата, устойчивое к вращательным колебаниям. Эти якоря могут отстоять друг от друга настолько, чтобы обеспечить сбор грунта в стольких якорных точках, сколько необходимо для заполнения резервуара. Напротив якорного механизма должны быть расположена коммуникационная антенна короткого радиуса действия, платформа с камерами и другие датчики, необходимые для обеспечения процесса сборки грунта. Так как якорь, по определению, расположен на стороне аппарата, обращенной к астероиду, то противоположная сторона обращена в космос и является хорошим местом для крепления платформы камер для наблюдения за работой «снегоочистителя» или процессом захвата камня в резервуар.

7.7.7 Перелет на орбиту Луны

Большая масса захваченного астероида и относительно малая сила тяги двигателей Холла требуют достаточно большого значения ΔV для выполнения гравитационного маневра при подлете к Луне. Астероид попадает в систему Земля-Луна по гиперболической траектории с положительным значением C3, но после облета Луны будет иметь отрицательное значение C3 по отношению к Земле и будет захвачен гравитационным полем. Пролет может быть направлен таким образом, что он переведет астероид обратно на высокую орбиту Луны, однако такая орбита не будет стабильной, и аппарат не останется захваченным Луной без дополнительного ΔV от системы реактивных двигателей. Это иллюстрируется на рисунках **7.12** и **7.13**, которые показывают последовательность

пролета Луны в системе координат с центром в Луне и Земле соответственно. Показанный на рисунках маневр не требует ΔV после совершения маневра.

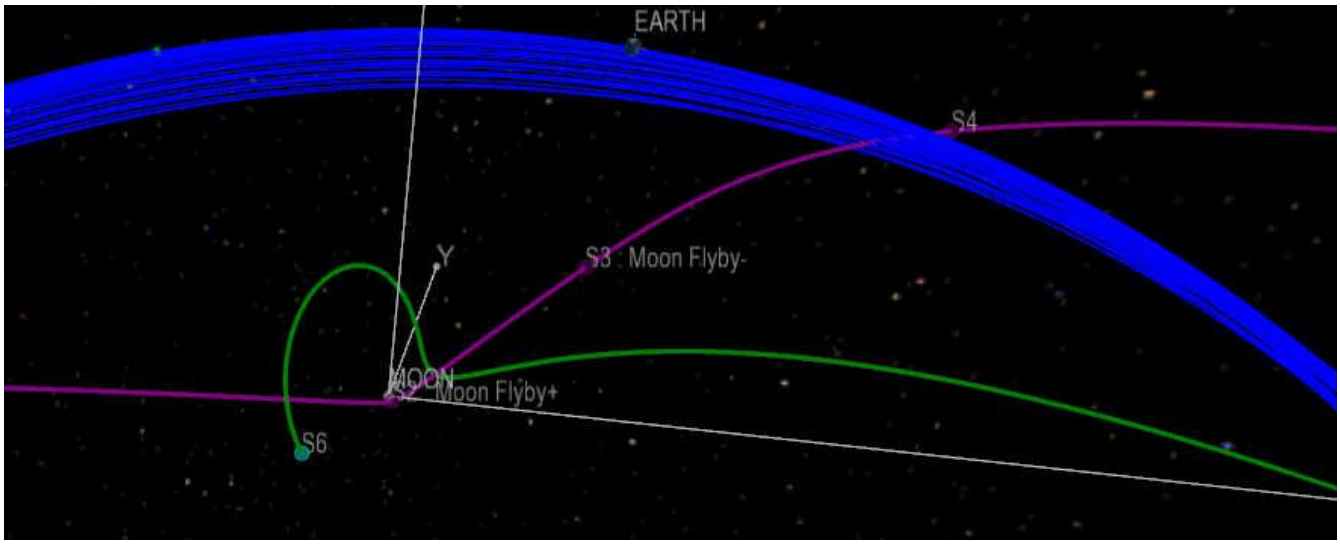


Рисунок 7.12 - Лунный гравитационный маневр и облет Луны
в системе координат с центром в Луне

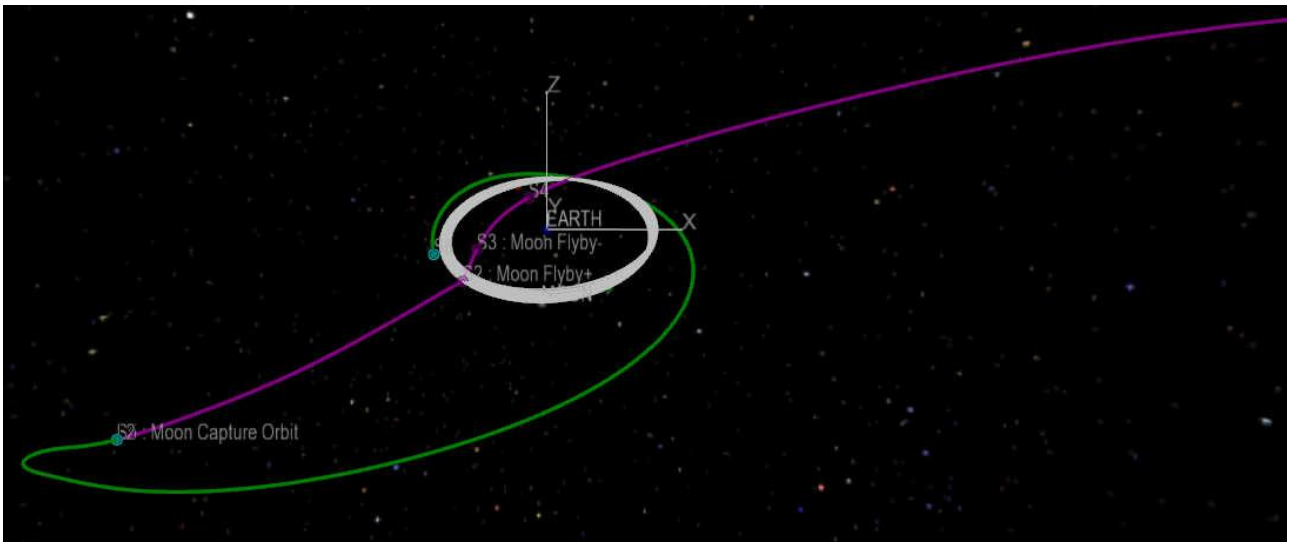


Рисунок 7.13 - Лунный гравитационный маневр и облет Луны
в системе координат с центром в Земле

По нашим расчетам лунная орбита может оставаться стационарной в случае затрат ΔV порядка 10 м/с в год. Однако система двигателей будет способна

обеспечить лишь ограниченный объем ΔV в силу ограниченной мощности двигателей Холла и массы астероида. Основная концепция миссии, описанная выше, не предусматривает наличия топлива, необходимого для многолетнего поддержания аппарата с захваченным астероидом на орбите Луны. Для длительного сохранения орбиты астероида могут быть необходимы дозаправка ксенонового топлива или наличие дополнительного топливного модуля. Как показало проведенное дополнительное исследование, для поддержания стационарной лунной орбиты будет достаточно использования реактивного двигателя с силой тяги 25 Н. Этот двигатель понизит значение *C3* астероида по отношению к Луне на -0,1 км^2/с^2. Перелет на стабильную орбиту Луны показан на рис.**7.14**.

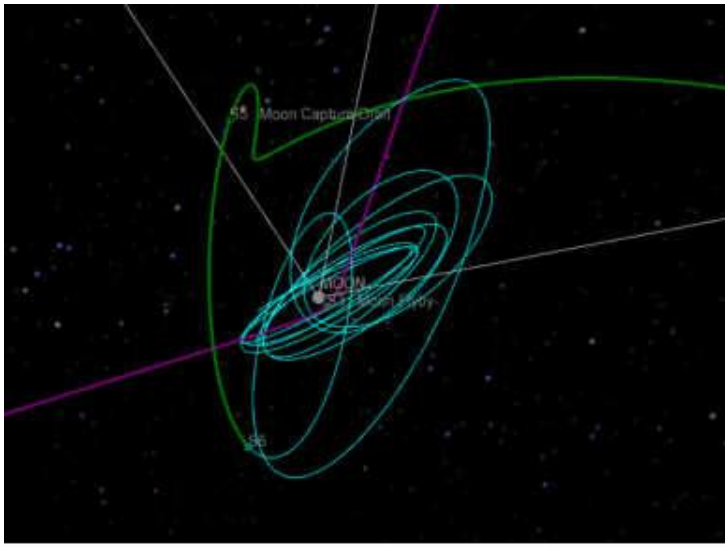
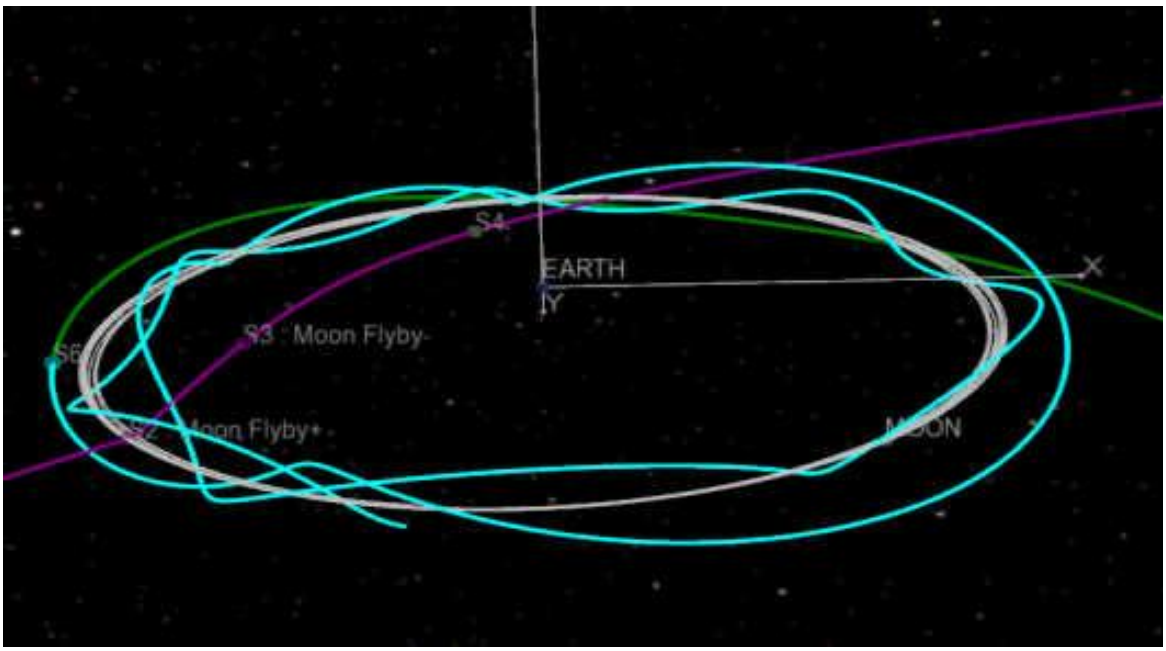


Рисунок 7.14 - Стабильная орбита Луны в системе координат с центром в Луне (слева) и в Земле



В рамках дополнительного исследования после перемещения астероида на стабильную орбиту Луны было проведено моделирование всевозможных возмущений орбиты. Во всех случаях астероид оставался на орбите Луны более 20 лет без дополнительных операций по стабилизации орбиты, как показано на рис.**7.15**.

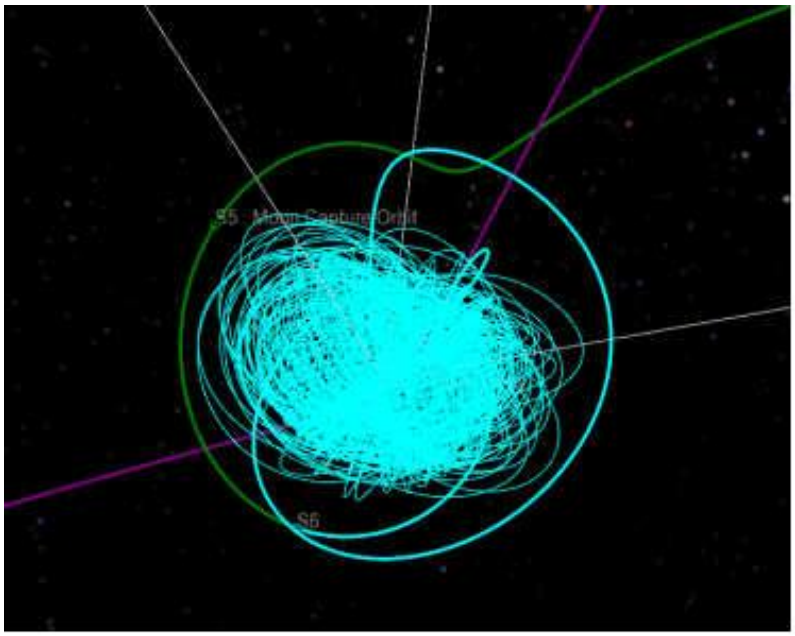
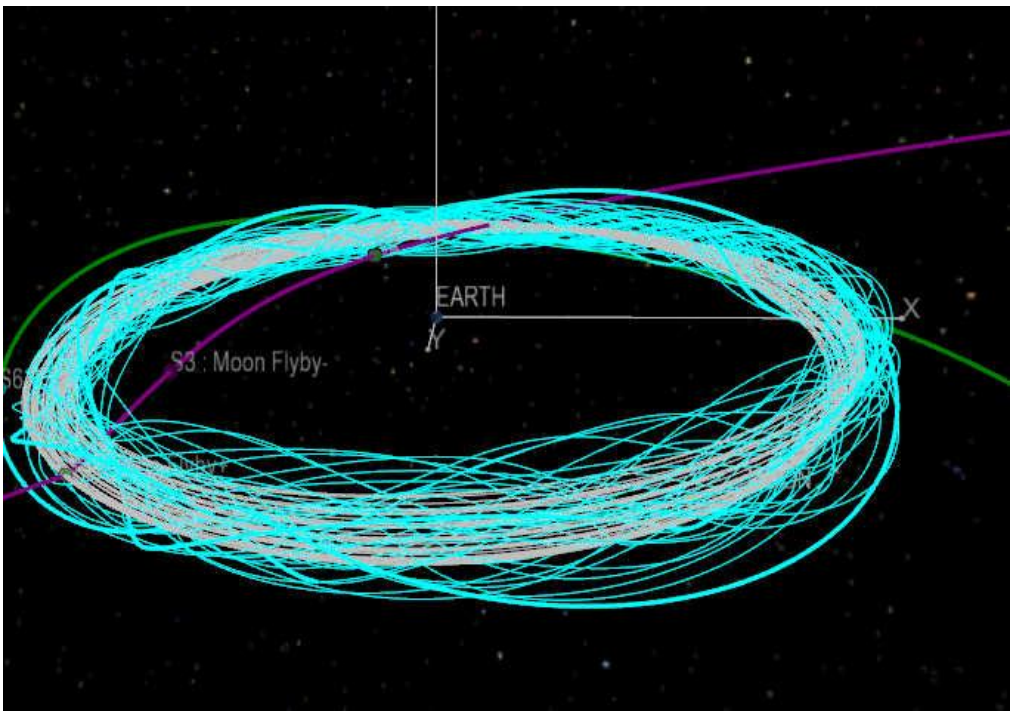


Рисунок 7.15 - Долговременное (20 лет) моделирование стабилизации орбиты захваченного астероида, помещенного на орбиту Луны



Сейчас все еще необходимо провести дополнительную работу по предварительному планированию окончательных операций по размещению астероида на парковочной орбите Луны и детальному расчету его орбиты. Этот анализ необходим для определения требований по сохранению астероида как на высокой лунной орбите, так и, возможно, на гало-орбите лагранжевой точки, необходимом для этого управлении и величине ΔV, необходимой для перелета на долговременную стабильную орбиту (например, вокруг Луны). Для решения на длительный период времени в зависимости от результатов детального анализа стабильности могут потребоваться дозаправка топлива или дополнительная двигательная установка.

7.7.8 Окололунные операции

В контексте использования человеком околоземный астероид может рассматриваться в качестве источника инженерной информации и оказать помощь в развитии технологий и процесса эксплуатации ресурсов. В действительности наличие астероида в непосредственной доступности предоставит важнейшую цель для проведения исследований и работ на околоземной орбите с участием космонавтов. Относительная близость околоземного астероида сделает возможным использование более сложных видов полезной нагрузки. После помещения астероида на окололунную орбиту смогут быть проведены различные виды работ в целях эксплуатации человеком ресурсов астероида и развития науки. С помощью автоматических и пилотируемых станций смогут быть проведены следующие измерения:

- Показания различных удаленных датчиков, полученные при различных длинах волн и различных значениях фазовых углов для определения состава, морфологии и получения карт поверхности высокого разрешения.
- Стереоскопические измерения и данные дальномерных приборов, которые позволят создать цифровые модели районов поверхности

высокого разрешения, используемые при планировании дальнейшей работы на поверхности астероида.

- Информация о поверхностных и подповерхностных веществах и летучих соединениях, полученная с использованием гамма и нейтронного спектрометра, такого как модуль GRaND космического корабля Dawn, или использование рентгеновской спектроскопии.

Эти данные будут непосредственно использованы при планировании соответствующих операций по использованию поверхностных и подповерхностных материалов и разработке соответствующего оборудования и инструментов. Специфические операции могут включать:

- Взятие образцов ядра на различной глубине для проведения дальнейших испытаний на Земле, очистки от примесей и более точных измерений механических и электрических свойств для сравнения с результатами измерений удаленных приборов.
- Испытания процесса получения крупных образцов с использованием различных подходов, приводящие к развитию деятельности по добыче ресурсов.
- Тестирование якорных систем и механизмов.
- Контроль и утверждение различных точных процедур, используемых в далеком космосе, например у спутников Марса или на других околоземных астероидах.

7.7.9 Разработка месторождений/Обогащение/Добыча/Производство

Технические требования для разработки месторождений астероидов будут создаваться на основе аналогичных требований на Земле. Приемлемое для обработки сырье астероида может содержать широкий спектр химических соединений и обладать различными физическими свойствами, что потребует тщательной организации бурения, взрывных работ, выемки грунта и дробления

породы, точной подгонки соответствующего оборудования к выбранной цели. Действительно, одна из главных причин выбора содержащего воду астероида С-типа в качестве первой цели миссии по захвату астероида состоит в том, что химические и физические свойства этих материалов хорошо известны (очень легко добываемая порода с высоким содержанием полезных для использования летучих веществ). Прототипы систем для использования ресурсов астероида разработаны в земных лабораториях, в некоторых случаях с использованием реальной материи метеоритов в качестве сырья.

Дальнейшее развитие оборудования для эффективного выделения минералов из астероидов представляет собой процесс, который станет более важным в возможных будущих миссиях к богатым металлами астероидам, содержащим малое количество летучих соединений. Этот процесс может ускориться за счет опыта, полученного при использовании первых захваченных астероидов, и за счет результатов лабораторных исследований образцов грунта метеоритов. Обогащение (селективное улучшение полезных минералов) во многих случаях может потребовать разрушения доставленного астероида или камня, если в нем будет обнаружена неоднородность магнетической, электростатической или других видов концентраций. Такие концентрационные технологии, возможно, будут иметь большое значение на Луне при исследовании концентраций различных руд таких как ильменит.

Выделение полезных материалов (вода, уголь, азот, железо, никель, медь, металлы платиновой группы и т.д.) может включать химические или физические процессы. Примерами могут быть термальная декомпозиция глинистых минералов и гидратированных солей для высвобождения водяных паров, процесса Монда выпаривания и разделения железа и никеля, электролиз расплавленных силикатов, а также многие другие возможные методы, которые могут быть выбраны для данной цели и для данного вещества.

Производство продуктов также будет включать различные возможные процессы. Производство воды высокой очистки для выработки топлива или для систем жизнеобеспечения может требовать управляемой дистилляции первично

добываемой воды, получаемой нагревом материала астероида до выделения воды из различных примесей таких как летучие органические, серные или хлорные соединения. Точно так же и производство высокочистого железа (металл, содержащий 99.9999% железа, обладает устойчивостью к коррозии стали и очень высокой степенью эластичности) может быть эффективно осуществлено с помощью процесса выпаривания естественных сплавов металлов, простой дистилляции для выделения карбонилов железа и никеля и контрольной термальной декомпозиции пентакарбонила железа выпариванием в разогретой форме при температуре около 200°C и давлении в 1атм. Производство кирпичей из огнеупорной керамики может быть осуществлено с помощью микроволнового обжига подходящих смесей оксидов металлов в формах. Этот возможный процесс производства может быть последовательно разработан с развитием нашего опыта производства в космосе и появлением доступных ресурсов типа астероидных.

7.7.10 Научная значимость

Непосредственным научным значением данной миссии по захвату и транспортировке астероида будет являться понимание физической и химической истории развития космических тел. Обычные «классические» аналитические процедуры, такие как исследование содержания широкого спектра органических компонент, легко могут быть произведены на небольших образцах (один килограмм рассматривается уже как «огромный» образец), поэтому самым удобным будет проведение этих процедур в хорошо оборудованных лабораториях на Земле. Изучение различных процессов внутри тела, которое, вероятно, наилучшим образом проводится путем исследования концентраций космогенных (произведенных космическим излучением) нуклидов и радионуклидов инертных газов во многих точках и на различной глубине тела, может также быть проведено с использованием миниатюрного масс-спектрометра с системой образцов, способной производить сбор образцов, их нагревание в герметичной камере, оборудованной чувствительным и хорошо защищенным радиационным

детектором. С помощью гамма-спектрометрии могут быть зафиксированы возможные различия состава элементов в различных областях породы, вызванные, например, накоплением больших фрагментов чужеродных материалов, присутствующих в результате столкновения данного астероида с другими космическими объектами. Впрочем, этот метод является нечувствительным к малым фрагментам чужеродного материала, находящимся на поверхности астероида. Оборудование для гамма-спектроскопии должно быть развернуто на поверхности или очень близко к ней в нескольких точках, которые должны выбираться на основе данных спектральной картографии с высоким спектральным и пространственным разрешением, которое может выделить особенности спектра основного минерала и примесей. Оборудование, которое планируется использовать в миссии, должно быть усовершенствованным по сравнению с существующим сегодня.

7.8 Современное состояние и необходимое развитие технологии двигателей на солнечной энергии

Для концепции миссии по захвату астероида первостепенное значение имеет наличие технологии создания доступных по средствам высокопроизводительных двигателей для работы в далеком космосе. Наиболее эффективной по стоимости из известных сегодня технологий для обеспечения надежной тяги в условиях далекого космоса является технология двигателей, работающих за счет солнечной энергии. Сравнение мощности бортовых двигателей для 18 миссий в далеком космосе приведено на рис.**7.16**. На этом рисунке зеленым цветом показана мощность двигателей ракеты-носителя, обеспечивающих вывод аппарата на орбиту, а синим цветом – мощность бортовых двигателей. Величина ΔV, полученная за счет гравитационного маневра, на рисунке не показана. Две миссии с наибольшей величиной ΔV бортовых двигателей были миссиями, в которых использовались двигатели на солнечной энергии – это миссии Deep Space 1 (DS1) и Dawn. Система двигателей

миссии Dawn обеспечивала величину ΔV около 11 км/с. В то же время самым мощным химическим двигателем, использовавшимся во время миссий в далеком космосе, был большой твердотопливный реактивный двигатель STAR-48 миссии Магеллана, который обеспечивал величину ΔV 2,7 км/с для совершения маневра для перехода на орбиту Венеры. Среди систем жидкотопливных реактивных двигателей самая мощная обеспечивала ΔV величиной в 2,4 км/с для перелета на орбиту Сатурна в миссии Кассини.

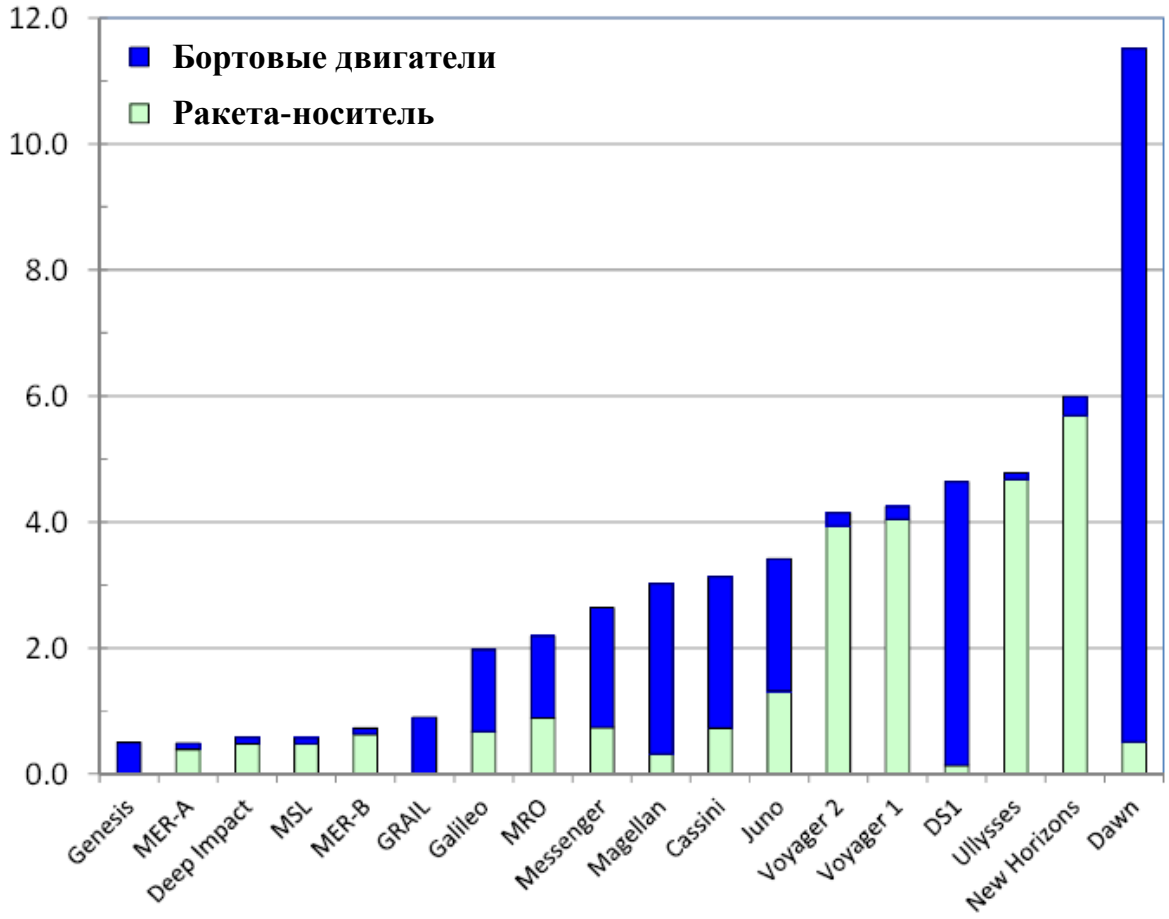


Рисунок 7.16 - Сравнение величин ΔV для 18 миссий в далеком космосе показывает, что наибольшей мощностью обладают бортовые двигатели, работающие на солнечной энергии, которые использовались в миссиях DS1 и Dawn.

Для рассмотренного выше принципа построения траектории, проиллюстрированного на примере астероида 2008HU4, величина ΔV, требуемая для перелета на орбиту Луны, составляет примерно 170 м/с. Однако наличие

астероида большой массы потребует большей величины импульса. Если предполагалось, что астероид 2008HU4 имеет массу 1000 тонн и собственная масса аппарата составляет 5,5 тонн, то из уравнений реактивного движения можно найти требуемые массы топлива, которые показаны на рис.**7.17**, для трех различных случаев: LOX/LH2, для которого Isp составляет 450с; система двигателей для длительных полетов на двух видах топлива с Isp равным 325с; и система двигателей на солнечной энергии, для которой Isp равно 3000с. На данном рисунке показаны только массы топлива, требуемого для обратного перелета. Он не включает массу топлива, требуемого для доставки требуемого топлива к астероиду. Система двигателей на двух видах топлива потребует для транспортировки астероида к орбите Луны более 50 тонн топлива. Даже при наилучшей технологии изготовления топлива, LOX/LH2, потребуется доставить около 40 тонн топлива к астероиду для использования этого топлива во время обратного перелета. В свою очередь система двигателей на солнечной энергии потребует использования на обратном перелете менее 6 тонн ксенонового топлива.

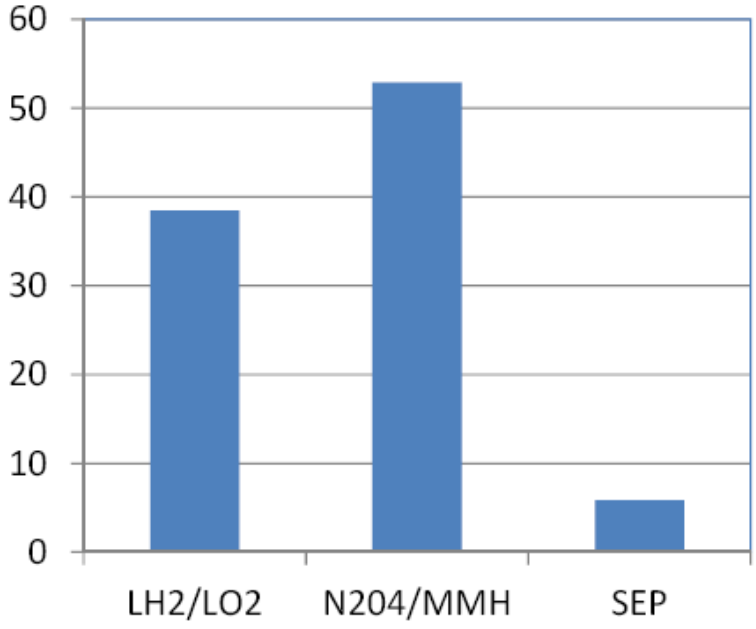


Рисунок 7.17 - Ожидаемая масса различных видов топлива, необходимая для транспортировки околоземного астероида массой 1000 тонн на орбиту Луны (в тысячах тонн). Видно, что без использования двигателей на солнечной энергии масса топлива окажется запредельной

Миссия по захвату астероида требует использования системы двигателей на солнечной энергии, обеспечивающей к окончанию срока своей службы уровень мощности в 40кВт, технологии двигателей Холла, способных сообщить системе удельную тягу в 3000с, и легковесных топливных баков, способных хранить до 12 тонн ксенона. Современное состояние этих технологий и перспективы их дальнейшего развития до уровня, необходимого для использования в миссии по захвату астероида, обсуждаются ниже.

7.8.1 Технология солнечных панелей.

Современное состояние технологии производства солнечных панелей, возможно, наилучшим образом представлено солнечными панелями, используемыми в самых больших коммерческих спутниках связи. В этих спутниках используются жесткие панели ячеек с тройным соединением и энергетическим уровнем в начале срока службы на уровне до 24 кВт. По крайней мере один из производителей коммерческих спутников сегодня предлагает панели мощностью до 30кВт. Типичная жесткая солнечная панель обеспечивает мощность около 80 Вт/кг.

Альтернативными вариантами являются панели в виде эластичного покрытия. Такие панели использовались на Международной космической станции в прямоугольной конфигурации с солнечными ячейками производительностью 12% с одним соединением, которые обеспечивали мощность около 40 Вт/кг, а также в миссии Phoenix при коэффициенте полезного действия солнечных элементов в 27%, что обеспечивало мощность около 110Вт/кг.

Концепция космического аппарата для миссии по захвату астероида, описанная выше, предполагает использование солнечных панелей в виде эластичного покрытия Ultraflex, коэффициент полезного действия которых

составляет 33%. Мощность солнечной панели в начале срока службы при этом, однако, составит по предварительным расчетам 73 Вт/кг, так как конструкция батареи включает покрытие из стекла толщиной 500 микрон с обеих сторон элементов для снижения разрушающего радиационного воздействия во время пролета по спирали через радиационные пояса Земли.

Мощность солнечных панелей Ultraflex в последнее время была увеличена с 0,75 кВт для одного крыла в аппарате миссии Phoenix до величины около 7 кВт для одного крыла для двигателя Orion [39]. Для применения в миссии по захвату астроида потребуется увеличить мощность солнечных панелей Ultraflex до уровня около 29кВт для одного крыла. Круговая конфигурация солнечных панелей Ultraflex означает, что увеличение мощности для одного крыла в четыре раза может быть достигнуто при помощи увеличения радиуса крыла в два раза. Увеличение мощности солнечных ячеек до 33% к 2020 году, когда планируется начало миссии по захвату астероида, также является реальным.

7.8.2 Технология электрических двигателей.

Технология разработки электрических двигателей, которые необходимы для применения в миссии по захвату астероида, имеет три ключевых компонента: каждый двигатель Холла должен быть способен обеспечить мощность 10 кВт, обеспечивая удельную тягу в 3000 с; устройства генерирования энергии должны быть способны обеспечить мощность, необходимую для того, чтобы двигатели Холла создавали указанную удельную тягу; и топливные баки должны быть способны хранить требуемое количество ксенона, загруженного в отношении примерно 4%.

7.8.3 Двигатели Холла

Современный уровень двигателей Холла представлен двигателями BPT-4000, которые постоянно используются на военных спутниках Advanced Extremely High Frequency (AEHF) [40]. Эти двигатели обеспечивают мощность до

4,5 кВт и удельную тягу до 2000 с. Разрабатываемые сегодня двигатели Холла будут обеспечивать удельную тягу в 3000 с при мощности около 6кВт [41]. Другие двигатели Холла были разработаны и протестированы для работы при уровне мощности в 20кВт и выше [42,43]. Предполагается, что в этих двигателях будут использоваться недавно разработанные технологии, уменьшающие эрозию стенок канала, так что не требуется добавлять дополнительные двигатели из-за ограничений пропускной способности [44,45]. Требования концепции миссии, касающиеся применения двигателей Холла для 10кВт и 3000 с, отвечают уровню развития этих двигателей, который легко может быть достигнут.

7.8.4 Устройство генерирования энергии

Большая удельная тяга в 3000 с, необходимая для миссии по захвату астероида, потребует напряжения на входе двигателей Холла примерно в 800 В. Напряжения такого уровня сегодня рассматриваются как слишком рискованные для операций с использованием солнечных панелей, и возможность их применения в аппарате для данной миссии не обсуждалась. Соответственно, предполагается использование традиционной системы генерирования электроэнергии, обеспечивающей уровень напряжения 800 В и мощность 10кВт. Сейчас такое устройство находится в стадии разработки.

7.8.5 Ксеноновый бак

Проектирование миссии по захвату астероида требует хранения около 12 тонн ксенона. Это примерно в 30 раз больше, чем 425 кг, использованные в миссии Dawn – на сегодняшний день это было наибольшее количество ксенона, использовавшееся в качестве топлива в космических миссиях. Ксеноновый бак в аппарате Dawn содержал ксенон в концентрации 5% [46]. Технология применения легкого бака, которая сейчас разрабатывается, направлена на хранение ксенона в концентрации 3%. Для миссии по захвату астероида мы предполагали хранение

ксенона в концентрации 4% как менее рискованный вариант среди существующих сегодня.

Из проведенного исследования можно сделать два основных вывода:

1. Появилась возможность обнаружения, классификации, захвата и транспортировки на высокую орбиту Луны целого околоземного астероида диаметром около 7 метров и весом около 500 тонн с использованием существующих технологий и технологий, которые могут быть разработаны в течение ближайшего десятилетия.
2. Миссия по захвату и транспортировке астероида будет иметь первостепенное значение для развития программ освоения человеком космоса за пределами околоземных орбит на ближайшее будущее и на далекое будущее.

Одним из ключевых спорных вопросов является вопрос о том, может ли быть произведен процесс обнаружения и классификации достаточно большого числа малых астероидов заданного типа, имеющих требуемые размер, спиновой статус и орбитальные характеристики, с помощью серии недорогих наземных наблюдений, которые рассматриваются в данной работе. Для того чтобы представлять собой возможную цель для захвата и транспортировки к Земле, астероид должен относиться к С-типу, иметь диаметр около 7 метров, синодический период примерно 10 лет, а также требуемое значение ΔV для транспортировки менее 200 м/с. Проведение серии наблюдений позволит открыть в течение одного года несколько тысяч малых астероидов, и классификация результатов этих открытий позволит выделять каждый год примерно пять астероидов, которые удовлетворяют всем требованиям к возможной цели миссии.

Анализ траектории, проведенный на примере астероида 2008 HU4, который обладает приблизительно нужным размером, но не обладает известным спектром, показал, что автоматический космический аппарат с системой реактивных двигателей на солнечной энергии мощностью 40 кВт может осуществить захват и

транспортировку данного астероида на высокую орбиту Луны за общее время полета от 6 до 10 лет, если астероид имеет массу в пределах от 250 до 1000 тонн.

Исследование также включает рассмотрение альтернативного проекта, в котором аппарат будет подбирать с поверхности крупного астероида диаметром более 100 метров камень диаметром до 7 метров. Преимущество этого подхода состоит в том, что астероид большого размера гораздо легче обнаружить и классифицировать. Это преимущество, однако, сопровождается дополнительной сложностью осуществления подбора большого камня с поверхности и тем фактом, что число больших астероидов существенно меньше числа малых астероидов, так что обнаружить большой астероид, отвечающий всем требованиям к возможной цели полета, оказывается существенно сложнее. Этот подход предполагает доставку приблизительно той же массы материала астероида – около 500 тонн – что и в случае захвата целого малого астероида.

Предлагаемая миссия по захвату и транспортировке астероида затронет широкий спектр интересов NASA, среди которых: создание доступных, высоко значимых целей в окололунном пространстве; получение опыта работы космонавтов в окрестности астероида; новые виды совместной деятельности автоматических и пилотируемых станций, в процессе которой автоматические аппараты будут осуществлять доставку ресурсов для последующего исследования в условиях космоса и дальнейшей эксплуатации; потенциальный толчок к развитию целой индустрии использования ресурсов непосредственно в космосе; расширение мирового космического сотрудничества; планетарная защита. Этот проект обладает возможностью обеспечения надежного радиационного экранирования, достаточного для защиты астронавтов от космического излучения. Этот проект предоставит NASA и его партнерам новые возможности для исследований в далеком космосе. Доставка на окололунную орбиту астероида для его исследования и эксплуатации человеком станет основой новых глобальных достижений. Человечество впервые сможет изменить космос для своей выгоды.

Список литературы к главе 7

1. Циолковский К.Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами. - 1903.
2. Lewis, J. S., Mining the Sky, Untold Riches from the Asteroids, Comets, and Planets, Helix Books, 1996, ISBN 0-201-47959-1.
3. Wikipedia, Asteroids in Fiction, http://en.wikipedia.org/wiki/Asteroids_in_fiction
4. Brophy, J. R., Gershman R., Landau, D., Yeomans, D., Polk, J., Porter, C., Williams, W., Allen, C., and Asphaug, E., "Asteroid Return Mission Feasibility Study," AIAA-2011-5665, 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, San Diego, California, July 31-3, 2011.
5. Keck Institute for Space Studies, http://www.kiss.caltech.edu/
6. OSIRIS-REx Mission, http://www.nasa.gov/topics/solarsystem/features/osiris-rex.html
7. International Space Exploration Coordination Group, at http://www.globalspaceexploration.org/.
8. Committee on the Peaceful Uses of Outer Space: Draft report of the Working Group on Near-Earth Objects (Doc.A/AC.105/C.1/NEO/2012/L.1). Feb. 2012. at http://www.oosa.unvienna.org/pdf/limited/c1/AC105_C1_NEO_2012_L01E.pdf.
9. Jones, T.D., et al. Report of the NASA Advisory Council Ad Hoc Task Force on Planetary Defense. NASA: Washington, DC. October 6, 2010.athttp://www.nasa.gov/pdf/490945main_10-10_TFPD.pdf.
10. "Shielding Space Travelers," Eugene N. Parker, Scientific American, March 2006.
11. http://en.wikipedia.org/wiki/Mond_process.
12. Lewis, op. sit., pp. 109.
13. Bottke, W.F., Jedicke, R., Morbidelli, A., Petit, J.-M., Gladman, B., 2000, Understanding the distribution of near-Earth asteroids, Science 288, 2190-2194.
14. Britt, D.T, Yeomans, D., Housen, K., Consolmagno, G., "Asteroid Density, Porosity, and Structure," in Asteroids III, by William F. Bottke Jr., Alberto Cellino, Paolo Paolicchi, and Richard P. Binzel (Eds), The University of Arizona Press, 2002, pp.485-500.
15. WISE data on NEAs: Mainzer, A., and 36 colleagues, 2011, NEOWISE observations of near-Earth objects: preliminary results, ApJ in press, available at arxiv.org/abs/1109.6400.
16. Larson, S., Brownlee, J., Hergenrother, C., Spahr, T., 1998, The Catalina Sky Survey for NEOs, Bull.Am.Ast.Soc. 30, 1037.
17. Jedicke, R., Magnier, E.A., Kaiser, N., Chambers, K.C., 2006, The next decade of solar system discovery with Pan-STARRS, IAU Proceedings No. 236, 341-352.
18. Jones, R.L., Chesley, S.R., Connolly, A.J., Harriws, A.W., Ivezic, Z., Knezevic, Z., Kubica, J., Milani, A., Trilling, D.E., and the LSST Solar System Science Collaboration, 2009, Earth Moon & Planets 105, 101-105.
19. Thomas, C.A., and 18 colleagues, 2011, ExploreNEOs. V. Average albedo by taxonomic complexin the near-Earth asteroid population, AJ 142, 85.

20. Jenniskens, P., and 34 colleagues, 2009, The impact and recovery of asteroid 2008 TC3, Nature 458, 485-488 and Chesley, S., Chodas, P., Yeomans, D., 2008, Asteroid 2008 TC3 Strikes Earth, NASA statement, November 4 2008, available online at http://neo.jpl.nasa.gov/news/2008tc3.htm.
21. Pravec, P., and 19 colleagues, 2005, Tumbling asteroids, Icarus 173, 108-131.
22. Bus, S.J., Vilas, F., Barucci, M.A., 2002, Visible-wavelength spectroscopy of asteroids, Asteroids III, 169-182.
23. Britt, D.T., Yeomans, D., Housen, K., Consolmagno, G., 2002, Asteroid density, porosity, and structure, Asteroids III, 485-500.
24. Gaffey, M.J., Cloutis, E.A., Kelley, M.S., Reed, K.L., 2002, Mineralogy of Asteroids, Asteroids III, 183-204.
25. Masiero, J.R., and 17 colleagues, 2011, Main belt asteroids with WISE/NEOWISE. I. Preliminary albedos and diameters, Astrophysical Journal 741, 68.
26. Taylor, P.A., and 7 colleagues, 2009, Variability of thermal infrared emission from near-Earth asteroids, Am.Ast.Soc. DPS meeting #41, 32.01.
27. Slade, M.A, Lee, C.G., Jao, J.S., Benner, L.A.M., Brozovic, M., Giorgini, J.D., Busch, M.W., 2010, First results of the new Goldstone delay-Doppler radar chirp imaging system, Bull.Am.Ast.Soc. 42, 1080.
28. Ostro, S.J., Giorgini, J.D., 2004, The role of radar in predicting and preventing asteroid and comet collisions with Earth, in Mitigation of hazardous comets and asteroids, Belton, M.J.S. editor, 38-65.
29. Ostro, S.J., et al., 2006, Radar imaging of binary near-Earth asteroid (66391) 1999 KW4, Science 314, 1276-1280; Naidu, S.P. et al., 2011, Binary near-Earth asteroid 2000 DP107, EPSC Abstracts 6, EPSC-DPS2011-310-1.
30. Bottke, W.F., et al., 2006, The Yarkovsky and YORP effects: implications for asteroid dynamics, Ann. Rev. Earth Planet. Sci. 34, 157-191.
31. Chesley, S.R., et al., 2003, Direct detection of the Yarkovsky effect by radar ranging to asteroid 6489 Golevka, Science 302, 1739-1742.
32. Bottke et al, 2002.
33. Icarus 156, 399-433.
34. Law, N.M., and 40 colleagues, 2009, The Palomar Transient Factory: system overview, Proc. Ast. Soc. Pacific 121,1395-1408.
35. Vilas, F., 1994.
36. Icarus 111, 456-467.
37. Spence, B., et al., “Next Generation Ultraflex Solar Array for NASA’s New Millennium Program Space Technology 8, 2005 IEEE Conference.
38. C. Ocampo and J. Senent. The Design and Develop- ment of Copernicus: A Comprehensive Trajectory Design and Optimization System. In Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC-06-C1.4.04, 2006."
39. Orion spacecraft. http://en.wikipedia.org/wiki/Orion_(spacecraft).
40. AEHF Satellite with Hall thrusters. http://www.aerojet.com/news_p.php?action=fullnews&id=257.
41. Mikellides, I.G., Katz, I., and Hofer, R.R., “Design of a Laboratory Hall Thruster with Magnetically Shielded Channel Walls, Phase I: Numerical Simulations,”

AIAA 2011-5809, presented at the 47 AiAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 31 July – 03 August, 2011, San Diego, CA.
42. Kamhawi, H., Haag, T.W., Jacobson, D.T., and Manzella, D.H., "Performance Evaluation of the NASA-300M 20-kW Hall Effect Thruster," AIAA 2011-5521, presented at the 47 AiAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 31 July – 03 August, 2011, San Diego, CA.
43. Manzella, D., Jankovsky, R., and Hofer, R, "Laboratory Model 50 kW Hall Thruster," presented at the 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 7-10 July 2002, Indianapolis, Indiana.
44. De Grys, K. H., Mathers, A., Welander, B., and Khayms, V., "Demonstration of 10,400 Hours of Operation on 4.5 kW Qualification Model Hall Thruster," AIAA Paper 2010-6698, July 2010.
45. Mikellides, I. G., Katz, I., Hofer, R. R., Goebel, D. M., De Grys, K. H., and Mathers, A., "Magnetic Shielding of the Acceleration Channel in a Long-Life Hall Thruster," Physics of Plasmas 18, 033501 (2011).
46. Brophy, J.R., "The Dawn Ion Propulsion System," Space Science Reviews, Volume 163, Issue 1 (2011), Page 251-261.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Работа над проектом позволила решить целый ряд задач, которые были поставлены в рамках основных целей лаборатории, организованной в соответствие с требованиями, предъявляемыми к получателю гранта.

Как основное достижение можно рассматривать разработку концепции предотвращения столкновения с Землей опасных астероидов. Согласно предложенной и описанной в отчете концепции предлагается в качестве способа отклонения опасных объектов с Землей использовать сравнительно небольшие астероиды, направляемые на опасные объекты путем сообщения им небольших импульсов скорости с последующим гравитационным маневром у Земли.

Эта концепция была предложена впервые в мировой практике использования космического пространства в мирных целях. Проведенные исследования подтвердили осуществимость ее реализации современными средствами ракетно-космической техники. Причем, исследования были выполнены путем математического моделирования сценариев предлагаемых миссий на основе использования максимально точных имеющихся в наше время каталогов орбитальных параметров планет, астероидов и комет солнечной системы, а также математических программ описания их движения. В отчете приводится целый список астероидов – кандидатов на роль снарядов, с использованием которых можно отклонить наиболее опасный в ближайшие годы астероид Апофис от траектории столкновения с Землей. Стоит отметить, что для наведения на Апофис одного из приводимых в списке астероидов понадобится импульс скорости всего в 2.6 м/с. Выполненные в ходе работы над проектом работы также подтвердили необходимость дальнейших исследований, целью которых является снижение необходимых затрат рабочего тела (а, следовательно, и финансовых затрат) на выполнение мисси по отклонению астероиду. Это же утверждение относится и к проблеме повышения надежности выполнения миссии.

Выполненные исследования опираются и на зарубежные проекты, решающие другие, но сходные задачи по операциям с астероидами. Поэтому в нашем отчете подробно цитируются американские работы, направленные на использование потенциальных ресурсов астероидов. В частности, описывается проект по переводу относительно небольших астероидов на орбиту спутника Земли с помощью электрореактивного двигателя и осуществления маневра захвата астероида Землей с использованием гравитационного маневра у Луны. Этот проект служит дополнительным подтверждением реализуемости предложенной нами концепции.

Нельзя не отметить и другую стороны выполненных работ: проведенные и запланированные на ближайшее время исследования представляют собой хороший пример дидактического подхода к проблеме, поскольку они дают возможность подготовки кадров для работы в области астронавтики. Материалы отчета готовились в расчете и на такое их использование.

Поэтому в отчет включены описания работ, связанных с миссиями в окрестность коллинеарных точек либрации Луны и Земли, а также приводятся результаты исследований в рамках планирования операций с ныне находящимися в эксплуатации космическими лабораториями, такими, как ИНТЕГРАЛ. Результаты этих исследований используются в настоящее время при планировании ближайших наблюдений на ИНТЕГРАЛЕ.

То же можно сказать и в связи с исследованиями по полетам к точкам либрации. Их результаты уже сейчас используются в подготовке проектов Спектр-Рентген-Гамма и Миллиметрон.

Что касается пилотируемых полетов за пределы сферы влияния Земли, то предложенные и обоснованные в материалах отчета результаты уже сейчас включены в состав предложений по подготовке проектов создания нового развития Международной космической программы, предполагающей создание станции, функционирующей за пределами орбиты Земли.

В ходе работ в рамках определенных грантом задач получила подтверждение необходимость проведения дальнейших исследований проблема

оптимизации миссий с управлением движением астероидов, включая случаи использования, как стандартных химических двигателей, так и электрореактивных двигателей. Причем, в последнем случае дополнительным мотивирующим эти исследования фактором являются последние российские разработки в области создания мощных ядерных электрических генераторов для космического применения. Хотя, как показывают предварительные оценки, наши задачи могут быть решены и в случае использования современных солнечных батарей.

Резюмируя, можно утверждать, что описанные в отчете результаты дают достаточные, с нашей точки зрения, основания считать, что заявленные на 2012 год задачи выполнены и полученные решения указывают на необходимость дальнейшего развития исследований по проблеме планетарной защиты и пилотируемым полетам в космическом пространстве за пределами орбиты Луны.

ПРИЛОЖЕНИЕ 1

Таблица П.1 - Даты, время и длительность событий, когда реализуются минимальные углы и их величины между направлениями в центр Галактики и центр Луны на каждом из орбитальных оборотов Луны с момента запуска аппарата (2002 год) по июнь 2012 года, и соответствующие этим углам расстояния аппарата до центра Земли, а также угловой радиус Луны.

Дата и время начала и конца интервала затмения		Изменение угла: центр Галактики – аппарат - Луна		Изменение расстояние от центра Земли до аппарата, км		Угловой размер Луны, град
год	дата и время					
2003	2003-01-01T17:04:59 – 2003-01-01T23:14:59	от до	2.50º 9.86 º	от до	60200 101540.82	0.618 - 0.639
	2003-01-28T16:04:59 – 2003-01-28T21:14:59	от до	4.71º 10 º	от до	61166 96556.30	0.612 - 0.632
	2003-02-25T05:14:59 – 2003-02-25T09:04:59	от до	4.21º 10 º	от до	61087.72 88655.41	0.482 - 0.484
	2003-03-24T03:24:59 – 2003-03-24T09:14:59	от до	1.59º 10 º	от до	61253.87 100443.41	0.491 - 0.493
	2003-04-20T01:34:59 – 2003-04-20T09:24:59	от до	5.87º 10 º	от до	60000 110378.27	0.507
	2003-07-12T05:44:59 – 2003-07-12T10:04:59	от до	5.64º 10 º	от до	61126.15 91503.53	0.631 - 0.644
	2003-08-08T02:44:59 – 2003-08-08T19:04:59	от до	9.91º 2.80 º	от до	68330.21 97957.13	0.479 - 0.639
	2003-09-04T02:54:59 – 2003-09-04T19:34:59	от до	4.63º 10.0 º	от до	86171.62 60590.47	0.476 - 0.635
	2003-10-01T14:25:00 – 2003-10-01T19:45:00	от до	2.28º 10.0 º	от до	60428.14 96920.07	0.487 - 0.481
	2003-10-28T12:45:00 – 2003-10-28T19:55:00	от до	5.71º 10.0 º	от до	61233.10 107012.28	0.494 - 0.499
2004	2004-01-19T17:24:59 – 2004-01-19T20:04:59	от до	7.28º 9.86 º	от до	60774.70 80498.33	0.636 - 0.642
	2004-02-15T13:34:59 – 2004-02-15T18:34:59	от до	3.06º 9.86 º	от до	94487.22 60157.53	0.626 - 0.633
	2004-02-16T04:24:59 – 2004-02-16T05:54:59	от до	7.63º 9.94 º	от до	60291.85 71966.09	0.474 - 0.479
	2004-03-13T12:54:59 – 2004-03-13T16:54:59	от до	5.47º 10 º	от до	61316.35 89493.54	0.624 - 0.634
	2004-03-14T02:54:59 – 2004-03-14T06:34:59	от до	4.34º 10 º	от до	60687.84 86974.32	0.47 - 0.477
	2004-04-10T01:24:59 – 2004-04-10T06:54:59	от до	3.04º 9.97 º	от до	60617.19 97621.62	0.474 - 0.483
	2004-05-06T23:54:59 – 2004-05-07T06:54:59	от до	6.89º 9.86 º	от до	60422.89 105181.78	0.484 - 0.493
	2004-08-25T03:54:59 – 2004-08-25T18:24:59	от до	5.68º 9.85 º	от до	61210.39 86217.94	0.473 - 0.623
	2004-09-21T01:25:00 – 2004-09-21T19:15:00	от до	4.02º 9.99 º	от до	61286.40 92203.68	0.464 - 0.619

	2004-10-18T01:05:00 –	от	3.42º	от	61159.46	0.464 - 0.631
	2004-10-18T19:35:00	до	10.0 º	до	94889.13	
	2004-11-14T08:24:59 –	от	7.69º	от	60267.28	0.472 - 0.484
	2004-11-14T15:34:59	до	9.96 º	до	105463.85	
2005	2005-03-04T10:44:59 –	от	5.19º	от	60108.79	0.609 - 0.605
	2005-03-04T14:34:59	до	9.98 º	до	87152.89	
	2005-03-05T00:34:59 –	от	5.92º	от	60487.53	0.462 - 0.472
	2005-03-05T03:14:59	до	9.83 º	до	80024.60	
	2005-03-31T08:24:59 –	от	3.60º	от	89985.23	0.464 - 0.604
	2005-03-31T23:54:59	до	9.93 º	до	69474.49	
	2005-04-01T00:04:59 –	от	5.45º	от	70697.70	0.454 - 0.463
	2005-04-01T03:34:59	до	9.95 º	до	93243.06	
	2005-04-27T08:24:59 –	от	4.89º	от	70697.70	0.461 - 0.618
	2005-04-27T23:54:59	до	9.89 º	до	93243.06	
	2005-04-28T00:04:59 –	от	9.97º	от	83113.00	0.455 - 0.461
	2005-04-28T03:24:59	до	6.76 º	до	102057.80	
	2005-05-24T19:04:59 –	от	8.59º	от	60817.41	0.463 - 0.476
	2005-05-24T23:54:59	до	9.47 º	до	93240.32	
	2005-09-12T00:05:00 –	от	5.77º	от	60502.96	0.457 - 0.591
	2005-09-12T14:15:00	до	9.92 º	до	82078.63	
	2005-10-08T19:05:00 –	от	4.57º	от	60603.58	0.59 - 0.58
	2005-10-08T23:15:00	до	9.87º	до	89263.12	
	2005-10-09T09:25:00 –	от	3.62º	от	60518.81	0.447 - 0.464
	2005-10-09T14:35:00	до	9.83º	до	94919.56	
	2005-11-04T17:44:59 –	от	5.92º	от	60271.59	0.6 - 0.59
	2005-11-04T21:24:59	до	9.89º	до	85883.03	
	2005-11-05T07:34:59 –	от	4.96º	от	60467.44	0.445 - 0.464
	2005-11-05T14:24:59	до	9.95º	до	103433.68	
	2005-12-02T05:24:59 –	от	8.68º	от	60726.69	0.448 - 0.467
	2005-12-02T12:44:59	до	9.99º	до	105942.72	
2006	2006-03-22T08:24:58 –	от	4.93º	от	60260.50	0.563 - 0.448
	2006-03-23T00:14:58	до	9.85º	до	86949.69	
	2006-04-18T03:54:58 –	от	3.44º	от	60726.69	0.437 - 0.554
	2006-04-19T00:24:58	до	10.0	до	105942.72	
	2006-05-15T01:54:58 –	от	5.36º	от	60140.51	0.435 - 0.561
	2006-05-15T23:44:58	до	9.93º	до	107207.92	
	2006-06-11T14:24:58 –	от	9.32º	от	64565.04	0.438 - 0.456
	2006-06-11T21:04:58	до	9.99º	до	105099.11	
	2006-09-30T05:04:59 –	от	4.80º	от	61021.90	0.442 - 0.460
	2006-09-30T09:24:59	до	9.93º	до	90435.50	
	2006-10-26T12:44:59 –	от	6.04º	от	60740.69	0.545 - 0.528
	2006-10-26T16:34:59	до	9.89º	до	87199.54	
	2006-10-27T02:54:59 –	от	3.32º	от	61167.66	0.43 - 0.454
	2006-10-27T09:34:59	до	9.95º	до	102974.14	
	2006-11-22T06:54:58 –	от	5.38º	от	61175.87	0.425 - 0.533
	2006-11-23T06:04:58	до	9.97º	до	112051.83	
	2007-04-09T12:14:58 –	от	4.23º	от	60935.67	0.434 - 0.456
	2007-04-09T17:34:58	до	9.99º	до	96059.76	
	2007-05-05T20:24:58 –	от	2.89º	от	60980.17	0.424 - 0.503
	2007-05-06T17:54:58	до	9.98º	до	107090.44	
	2007-06-01T17:14:58 –	от	4.65º	от	60223.01	0.525 – 0.5
	2007-06-01T22:24:58	до	9.97º	до	94772.21	
	2007-06-02T08:34:58 –	от	5.12º	от	61055.10	0.42 - 0.45
	2007-06-02T17:44:58	до	9.94º	до	114736.98	

2007	2007-06-28T16:44:58 –	от	6.00º	от	60737.52	0.528 - 0.510
	2007-06-28T20:34:58	до	9.89º	до	87532.55	
	2007-06-29T06:44:58 –	от	8.66º	от	60910.03	0.419 - 0.449
	2007-06-29T15:44:58	до	9.96º	до	114137.15	
	2007-10-17T23:24:59 –	от	6.17º	от	61072.23	0.439 - 0.459
	2007-10-18T03:34:59	до	9.92º	до	89794.18	
	2007-11-13T10:04:58 –	от	2.76º	от	60759.02	0.424 - 0.497
	2007-11-14T03:54:58	до	9.90º	до	106600.31	
	2007-12-10T03:24:58 –	от	3.16º	от	60997.07	0.417 - 0.502
	2007-12-11T04:04:58	до	10.0º	до	116681.61	
2008	2008-01-06T01:04:58 –	от	4.50º	от	60501.96	0.414 - 0.504
	2008-01-07T03:04:58	до	9.99º	до	120889.38	
	2008-02-02T01:14:58 –	от	6.87º	от	60849.40	0.489 - 0.506
	2008-02-02T04:34:58	до	9.97º	до	84859.95	
	2008-04-26T08:24:58 –	от	8.00º	от	61290.99	0.447 - 0.462
	2008-04-26T11:24:58	до	9.94º	до	83103.59	
	2008-05-23T06:14:58 –	от	4.31º	от	60129.12	0.43 - 0.458
	2008-05-23T12:54:58	до	9.88º	до	103570.88	
	2008-06-18T15:04:58 –	от	8.80º	от	61183.20	0.464 - 0.482
	2008-06-18T18:24:58	до	9.96º	до	85398.57	
	2008-06-19T04:14:58 –	от	1.81º	от	60029.37	0.42 - 0.456
	2008-06-19T13:34:58	до	9.97º	до	116237.50	
	2008-07-15T09:54:58 –	от	5.50º	от	103981.50	0.451 - 0.485
	2008-07-15T16:34:58	до	9.97º	до	60346.74	
	2008-07-16T02:24:58 –	от	4.21º	от	61101.26	0.415 - 0.453
	2008-07-16T13:24:58	до	9.98º	до	123638.09	
	2008-08-11T08:54:58 –	от	4.34º	от	60601.46	0.487 - 0.458
	2008-08-11T14:34:58	до	9.88º	до	98844.82	
	2008-08-12T00:24:58 –	от	8.31º	от	60832.25	0.413 - 0.451
	2008-08-12T11:14:58	до	9.99º	до	122864.95	
	2008-09-07T09:34:59 –	от	7.18º	от	60516.47	0.491 - 0.474
	2008-09-07T12:34:59	до	9.87º	до	82753.67	
	2008-11-30T17:54:58 –	от	8.11º	от	60101.82	0.450-0.467
	2008-11-30T21:34:58	до	9.92º	до	87076.11	
	2008-12-27T16:14:58 –	от	4.57º	от	60983.83	0.433 - 0.464
	2008-12-27T23:34:58	до	9.97º	до	108348.90	
2009	2009-01-22T22:44:57 –	от	1.62º	от	60419.88	0.424 - 0.467
	2009-01-24T00:34:57	до	9.97º	до	120837.67	
	2009-02-18T18:54:57 –	от	4.04º	от	60159.04	0.417 - 0.471
	2009-02-20T00:54:57	до	9.99º	до	128972.87	
	2009-03-17T18:44:57 –	от	3.68º	от	60126.79	0.416 - 0.475
	2009-03-18T22:44:57	до	9.99º	до	128972.87	
	2009-04-13T20:04:57 –	от	6.88º	от	60502.82	0.481 - 0.463
	2009-04-13T23:24:57	до	9.97º	до	85467.15	
	2009-07-07T03:34:57 –	от	8.84º	от	61449.86	0.459 - 0.477
	2009-07-07T07:24:57	до	9.99º	до	85467.15	
	2009-08-03T01:44:57 –	от	4.77º	от	60897.14	0.442-0.476
	2009-08-03T09:44:57	до	9.96º	до	112272.51	
	2009-08-29T04:34:57 –	от	8.22º	от	61429.56	0.46 - 0.421
	2009-08-29T14:24:57	до	9.97º	до	120785.84	
	2009-08-29T23:54:57 –	от	1.26º	от	60725.02	0.475 - 0.431
	2009-08-30T11:04:57	до	9.92º	до	125834.88	
	2009-09-25T03:34:58 –	от	4.13º	от	62210.68	0.424-0.473
	2009-09-26T11:44:58	до	9.94º	до	134914.84	
	2009-10-22T04:34:58 –	от	3.45º	от	61028.09	0.426 - 0.474
	2009-10-23T08:24:58	до	9.98º	до	130003.98	

	2009-11-18T06:24:57 – 2009-11-18T08:44:57	от до	7.76° 9.88°	от до	60778.60 79405.55	0.475 - 0.462
2010	2010-02-10T12:44:57 – 2010-02-10T16:54:57	от до	8.85° 9.98°	от до	60385.93 91520.32	0.474 - 0.492
	2010-03-08T13:34:57 – 2010-03-08T23:24:57	от до	9.27° 9.98°	от до	107649.97 130933.96	0.442 - 0.415
	2010-03-09T11:04:57 – 2010-03-09T20:04:57	от до	4.82° 9.99°	от до	61212.49 117917.12	0.455- 0.492
	2010-04-04T12:34:57 – 2010-04-05T22:04:57	от до	0.5° 9.97°	от до	60366.53 128701.74	0.421 - 0.494
	2010-05-01T14:04:57 – 2010-05-01T22:34:57	от до	2.12° 9.89°	от до	60599.40 115772.41	0.468 - 0.433
	2010-05-02T07:34:57 – 2010-05-02T22:44:57	от до	5.28° 9.99°	от до	60490.59 140994.77	0.495 - 0.437
	2010-05-28T16:04:57 – 2010-05-28T20:54:57	от до	4.90° 9.98°	от до	61277.17 96733.86	0.470 - 0.446
	2010-09-15T23:14:58 – 2010-09-17T02:04:58	от до	9.63° 9.99°	от до	84861.63 140421.35	0.50 - 0.416
	2010-10-12T22:14:58 – 2010-10-14T06:54:58	от до	7.21° 9.97°	от до	61418.49 138752.25	0.515 - 0.421
	2010-11-09T00:04:57 – 2010-11-10T09:34:57	от до	0.73° 9.98°	от до	60278.71 137907.60	0.430 - 0.519
	2010-12-06T01:04:57 – 2010-12-07T03:14:57	от до	3.31° 9.98°	от до	60684.94 128808.70	0.444 - 0.517
2011	2011-03-26T05:24:57 – 2011-03-26T16:54:57	от до	8.82° 10.0°	от до	104337.61 148905.82	0.439 - 0.424
	2011-04-22T06:14:57 – 2011-04-22T21:04:57	от до	6.16° 9.95°	от до	61486.72 141657.13	0.466 - 0.4314
	2011-04-23T05:54:57 – 2011-04-23T13:14:57	от до	7.44° 9.96°	от до	60924.41 111170.67	0.542 - 0.513
	2011-05-19T08:34:57 – 2011-05-19T19:14:57	от до	2.38° 9.94°	от до	61241.05 126718.85	0.439 - 0.473
	2011-05-20T04:04:57 – 2011-05-20T16:44:57	от до	0.90° 9.93°	от до	61233.51 134380.33	0.495 - 0.546
	2011-06-15T11:14:57 – 2011-06-15T17:24:57	от до	2.87° 9.88°	от до	60491.13 104614.85	0.474 - 0.448
	2011-06-16T02:04:57 – 2011-06-16T15:04:57	от до	5.82° 9.99°	от до	60215.30 135075.38	0.49 - 0.544
	2011-07-12T13:54:57 – 2011-07-12T16:04:57	от до	7.80° 9.95°	от до	60932.46 78945.82	0.472 - 0.460
	2011-10-03T15:14:58 – 2011-10-04T03:24:58	от до	8.60° 9.96°	от до	108799.43 152690.74	0.448 - 0.438
	2011-10-30T16:14:58 – 2011-10-31T07:44:58	от до	5.96° 10.0°	от до	67507.31 145804.70	0.443 - 0.470
	2011-11-26T19:04:57 – 2011-11-28T00:54:57	от до	2.12° 9.99°	от до	60070.85 130264.79	0.45 - 0.574
	2011-12-23T22:24:57 – 2011-12-25T02:04:57	от до	2.78° 9.95°	от до	61001.07 133667.90	0.456 - 0.571
2012	2012-01-20T01:04:57 – 2012-01-20T13:44:57	от до	8.35° 9.98°	от до	60548.79 78639.31	0.552 - 0.466
	2012-04-12T01:24:57 – 2012-04-12T14:54:57	от до	7.99° 9.95°	от до	104537.01 153818.34	0.465 - 0.457
	2012-05-09T03:04:57 – 2012-05-09T18:34:57	от до	4.97° 9.93°	от до	66170.30 145103.13	0.482 - 0.46
	2012-06-05T06:04:57 – 2012-06-06T08:34:57	от до	0.90° 9.98°	от до	60612.40 128463.61	0.6 - 0.462

Таблица П.2 - Оптимальные варианты перелета к астероидам группы Амура

Идентификатор SPICE	Обозначение	ΔVd,км/с	Дата отлета	Время полета (дни)
3285301	2005 OH3	0.16	2016 апрель 08	114.0
3005913	1994 AW1	0.18	2015 январь 11	186.8
2052768	52768	0.20	2019 октябрь 21	182.3
3374389	2007 HL4	0.24	2019 октябрь 29	178.0
3046126	2000 QW7	0.25	2019 апрель 06	150.7
3330992	2006 HZ51	0.27	2026 декабрь 17	186.0
3384480	2007 RU19	0.27	2016 март 13	191.9
3578831	2011 SK16	0.28	2028 март 17	182.8
3182180	2004 JO12	0.29	2022 январь 02	133.1
3291101	2005 SQ1	0.29	2021 март 17	192.3
3384403	2007 RR17	0.29	2023 май 20	104.7
3378130	2007 KF7	0.34	2024 ноябрь 26	187.3
2153591	153591	0.35	2021 сентябрь 04	168.4
3092299	2001 KW18	0.35	2019 февраль 01	113.0
3253151	2004 SS	0.35	2017 май 26	121.1
3275974	2005 GN22	0.37	2020 сентябрь 30	185.0
3566627	2011 KC15	0.37	2029 декабрь 10	183.0
3180186	2004 HS56	0.40	2022 ноябрь 04	185.8
3388314	2007 TT24	0.40	2026 март 26	195.0
3441851	2008 YD3	0.40	2018 июль 14	161.8
3445668	2009 CC3	0.40	2021 октябрь 08	185.5
3249184	2004 PG20	0.41	2023 февраль 22	177.7
3273834	2005 EK94	0.42	2030 январь 03	191.2
3545508	2010 RV11	0.42	2016 февраль 26	194.0
3560132	2011 FU9	0.42	2023 декабрь 09	120.3
3177225	2004 FB16	0.43	2015 ноябрь 11	138.6
3529601	2010 LB64	0.43	2020 декабрь 17	190.6
3551525	2010 VA140	0.43	2029 апрель 04	195.5
3553668	2010 XA59	0.43	2024 июнь 15	192.5
2142464	142464	0.44	2020 октябрь 17	172.6
3478350	2009 WD52	0.46	2015 май 23	195.0
3515454	2010 GY23	0.46	2029 октябрь 03	188.2
3374351	2007 HX3	0.47	2028 апрель 04	196.5
2001943	1943	0.48	2025 декабрь 20	165.1
3313729	2006 BU7	0.48	2019 август 02	181.5
3378130	2007 KF7	0.48	2016 февраль 06	109.8
3545514	2010 QA5	0.48	2015 апрель 17	159.3
3330686	2006 HX30	0.49	2015 январь 21	113.7
3379831	2007 NT4	0.50	2024 январь 16	176.2
3465236	2009 OS5	0.50	2020 март 28	122.9
3465952	2009 QJ6	0.50	2022 февраль 21	196.1
3567991	2011 LA19	0.50	2025 декабрь 29	190.0
3410385	2008 JR14	0.51	2027 январь 11	120.0
2085275	85275	0.52	2020 март 21	150.5
3530351	2010 MC	0.52	2019 декабрь 30	193.3

3157768	2003 PN5	0.53	2015 февраль 23	172.0
3174213	2004 BG121	0.53	2019 январь 29	195.8
3278641	2005 JF21	0.53	2015 апрель 15	115.6
3463176	2009 MA	0.53	2028 декабрь 30	192.8
3536635	2010 OB	0.53	2019 январь 09	173.6
3574820	2011 PN1	0.53	2015 март 21	163.9
3401380	2008 CF	0.54	2015 июль 27	192.0
3428257	2008 SG148	0.55	2022 апрель 02	192.0
3466069	2009 QJ9	0.55	2018 февраль 26	196.7
3553668	2010 XA59	0.55	2017 август 23	116.9
3277999	2005 JB46	0.56	2024 ноябрь 10	187.8
3581598	2011 TO6	0.56	2015 март 31	198.4
2172034	172034	0.57	2027 март 29	196.8
3179364	2004 HD	0.57	2019 октябрь 28	188.0
3368185	2007 CB27	0.58	2019 август 20	191.4
3448531	2009 DS36	0.58	2016 август 30	189.6
3467151	2009 RD4	0.58	2018 апрель 11	183.9
3092327	2001 RA18	0.59	2022 март 31	185.7
3177229	2004 FB18	0.59	2018 ноябрь 04	150.8
3360545	2006 WB30	0.59	2025 июнь 01	196.8
3469638	2009 SQ171	0.59	2026 апрель 08	184.5
3515663	2010 GA34	0.59	2016 декабрь 31	190.2
3544980	2010 PS66	0.59	2024 март 11	199.0
3530351	2010 MC	0.60	2015 февраль 16	136.8
3177208	2004 FK2	0.61	2023 декабрь 12	98.0
3514801	2010 GU5	0.61	2020 октябрь 12	191.5
3092243	1999 VU25	0.62	2019 май 10	197.9
3147315	2003 BN4	0.62	2022 сентябрь 22	134.0
3177225	2004 FB16	0.62	2027 сентябрь 28	189.7
3253149	2004 SA	0.62	2021 март 14	197.1
3331094	2006 HW57	0.62	2027 декабрь 20	174.7
3092268	2000 PH8	0.63	2023 январь 20	184.4
3137735	2002 TX59	0.63	2025 апрель 03	191.9
3379897	2007 OH3	0.63	2026 январь 16	192.9
3461232	2009 KT4	0.63	2021 декабрь 31	134.9
3595985	2012 BL11	0.63	2029 июль 22	194.3
2003122	3122	0.64	2017 апрель 30	122.7
3170225	2003 YT70	0.64	2015 июнь 05	196.6
3305003	2005 WZ55	0.64	2023 май 31	197.9
3333610	2006 KQ1	0.64	2016 июнь 19	194.9
3137864	2002 TS69	0.65	2016 апрель 10	195.9
3182832	2004 KG17	0.65	2017 январь 02	136.7
3274302	2005 EW169	0.65	2026 июль 15	140.7
3374352	2007 HY3	0.65	2027 октябрь 23	189.5
3409647	2008 HB2	0.65	2020 декабрь 11	169.4
3422248	2008 ON8	0.65	2027 апрель 09	115.3
3273791	2005 EC71	0.66	2020 сентябрь 17	186.2
3273968	2005 ER95	0.66	2027 ноябрь 03	136.2
3277465	2005 HD4	0.66	2023 ноябрь 07	191.4
3277527	2005 JB	0.66	2021 октябрь 31	193.0
3402636	2008 CW118	0.66	2019 август 30	150.8

3335421	2006 LD	0.67	2020 декабрь 16	173.1
3408128	2008 GQ	0.67	2027 октябрь 08	192.6
3170217	2003 YP17	0.68	2020 август 17	194.4
3371670	2007 FG1	0.68	2025 сентябрь 18	187.3
3388078	2007 TA23	0.68	2020 июнь 23	109.3
3447912	2009 DX	0.68	2027 август 31	183.1
3130466	2002 NP1	0.69	2023 август 08	194.9
3441851	2008 YD3	0.69	2023 июль 24	175.6
3557483	2011 CV46	0.69	2024 август 14	191.7
2066407	66407	0.70	2024 июнь 29	194.4
3067588	2000 TH1	0.70	2021 апрель 02	202.0
3081029	2001 OV13	0.70	2015 январь 05	197.6
3164408	2003 UE22	0.70	2028 апрель 19	199.7
3273968	2005 ER95	0.70	2027 декабрь 24	86.7
3572227	2011 OA	0.70	2030 январь 01	195.7
3137853	2002 TZ68	0.71	2025 май 30	118.5
3297363	2005 UZ5	0.71	2020 апрель 26	200.4
3584586	2011 UA276	0.71	2024 июнь 01	165.1
2237805	237805	0.72	2021 апрель 08	157.3
3251424	2004 RV2	0.72	2022 февраль 18	200.8
3170225	2003 YT70	0.73	2015 июль 19	178.4
3426655	2008 RE1	0.73	2025 март 25	202.2
3072088	2001 CK42	0.74	2022 сентябрь 29	193.4
3337712	2006 OC7	0.74	2019 январь 19	196.3
3429819	2008 TD2	0.74	2025 май 29	121.8
3553287	2010 XG25	0.74	2020 июнь 06	198.9
3557828	2011 DR	0.74	2019 октябрь 02	142.1
3595775	2012 AB11	0.74	2015 август 07	165.6
3596495	2012 BZ61	0.74	2023 август 12	178.2
3022933	1999 RZ31	0.75	2028 апрель 28	113.8
3092261	2000 HP40	0.75	2021 декабрь 30	125.1
3160846	2003 TK1	0.75	2018 июнь 12	127.8
3409688	2008 HS3	0.75	2018 декабрь 11	148.1
3552779	2010 XH3	0.75	2015 июнь 22	176.5
3588899	2011 WC39	0.75	2020 июнь 27	170.7
3152311	2003 GX	0.76	2025 декабрь 22	109.4
3364452	2006 YD12	0.76	2016 июль 05	196.2
3568305	2011 MF	0.76	2017 январь 25	168.1
3092508	2001 WR5	0.77	2029 май 14	199.4
3389200	2007 UC2	0.77	2022 апрель 21	202.8
3595775	2012 AB11	0.77	2017 июль 11	198.4
3297231	2005 UW3	0.78	2027 апрель 24	197.6
3381258	2007 PQ9	0.78	2024 март 03	170.0
3555171	2011 AA37	0.78	2026 июнь 27	199.5
3574820	2011 PN1	0.78	2019 февраль 26	201.7
3586029	2011 VW5	0.78	2022 апрель 27	160.1
3596495	2012 BZ61	0.78	2020 август 21	165.2
3011966	1998 FN9	0.79	2025 сентябрь 27	195.4
3102733	2002 AD2	0.79	2023 июль 19	198.5
3297363	2005 UZ5	0.79	2015 май 25	166.4
3471140	2009 TK	0.79	2015 май 21	137.6

3580320	2011 SH189	0.79	2015 март 23	203.5
3591883	2011 YS62	0.79	2015 июль 20	126.5
3596495	2012 BZ61	0.79	2026 июль 28	197.5
2001627	1627	0.80	2018 февраль 13	188.0
3007950	1995 LA	0.80	2025 ноябрь 29	176.3
3283217	2005 ME5	0.80	2027 декабрь 30	193.9
3409646	2008 HA2	0.80	2021 ноябрь 10	162.3
3449129	2009 EE1	0.80	2015 сентябрь 25	195.0
3575219	2011 PK10	0.80	2018 февраль 09	195.3
3092116	1993 HD	0.81	2029 ноябрь 05	146.8
3364286	2006 YH2	0.81	2028 июнь 26	193.9
3578977	2011 SR26	0.81	2029 апрель 11	171.9
3092237	1999 UQ	0.82	2023 апрель 27	194.7
3092308	2001 QD34	0.82	2026 апрель 18	123.7
3265390	2005 AJ3	0.82	2027 июль 04	197.9
3277463	2005 HB4	0.82	2015 декабрь 16	194.4
2141354	141354	0.83	2029 декабрь 07	132.4
3102738	2002 AY3	0.83	2029 июль 17	199.4
3137740	2002 TD60	0.83	2027 июнь 03	189.2
3360537	2006 WR29	0.83	2028 май 24	203.5
3036128	2000 FP10	0.84	2018 ноябрь 05	149.4
3079913	2001 MY7	0.84	2021 февраль 17	134.3
3092508	2001 WR5	0.84	2015 июль 10	145.2
3137854	2002 TP69	0.84	2021 август 06	104.8
3273523	2005 EO30	0.84	2027 сентябрь 10	190.6
3545415	2010 RD	0.84	2015 февраль 26	202.7
3552670	2010 XF	0.84	2017 июнь 20	178.9
3323886	2006 DM	0.85	2016 август 27	195.7
3545508	2010 RV11	0.85	2018 февраль 25	198.4
3555653	2011 BX10	0.85	2029 июнь 10	194.3
3574903	2011 PF2	0.85	2025 февраль 26	194.3
3127403	2002 LD31	0.86	2025 январь 30	141.5
3160738	2003 SM84	0.86	2027 сентябрь 30	197.2
3273483	2005 EZ29	0.86	2022 сентябрь 29	162.3
3359267	2006 WQ1	0.86	2022 январь 12	200.3
3384030	2007 RZ8	0.86	2029 май 05	129.8
3402619	2008 CR116	0.86	2023 август 28	197.3
3459242	2009 HU77	0.86	2019 ноябрь 18	175.9
3471582	2009 TF10	0.86	2024 апрель 14	205.6
3478349	2009 WB52	0.86	2020 май 18	203.3
2010302	10302	0.87	2022 март 07	127.2
3335305	2006 LB	0.87	2018 декабрь 14	179.6
3387613	2007 TK15	0.87	2028 январь 15	202.7
3392300	2007 VB3	0.87	2026 апрель 29	205.3
3065518	2000 UY33	0.88	2025 май 28	166.8
3515691	2010 GC35	0.88	2017 декабрь 21	107.6
2085709	85709	0.89	2024 сентябрь 29	196.9
2159929	159929	0.89	2019 ноябрь 19	180.8
3062824	2000 UW13	0.89	2023 апрель 24	203.2
3092237	1999 UQ	0.89	2015 май 22	165.4
3092294	2001 FB58	0.89	2016 октябрь 31	163.0

3147544	2003 BQ35	0.89	2029 март 06	169.1
3387789	2007 TZ18	0.89	2020 апрель 25	199.0
3478350	2009 WD52	0.89	2018 май 22	200.4
3102783	2002 BM5	0.90	2024 август 07	190.5
3179347	2004 GA	0.90	2022 декабрь 17	104.5
3365984	2007 AT2	0.90	2028 июль 21	194.7
3574784	2011 PT	0.90	2020 июнь 26	145.2
3092150	1996 RY3	0.91	2017 сентябрь 19	193.9
3136726	2002 RP137	0.91	2027 март 27	193.6
3337560	2006 OM1	0.91	2022 январь 23	204.0
3402206	2008 CJ22	0.91	2026 август 13	197.3
3508122	2010 CG18	0.91	2028 июнь 21	188.3
3557828	2011 DR	0.91	2028 август 24	178.1
3568305	2011 MF	0.91	2020 январь 01	201.9
2023606	23606	0.92	2015 январь 17	203.3
3092116	1993 HD	0.92	2023 сентябрь 12	165.0
3442523	2008 YG26	0.92	2024 июль 06	202.6
3463372	2009 MX	0.92	2029 декабрь 30	202.5
2236716	236716	0.93	2023 январь 24	172.5
3092196	1998 UR	0.93	2017 апрель 18	207.1
3092331	2001 SZ169	0.93	2021 март 19	198.0
3183848	2004 LU3	0.93	2020 март 04	143.2
3297363	2005 UZ5	0.93	2025 апрель 26	206.2
3328634	2006 FV	0.93	2029 октябрь 06	182.1
3337063	2006 MS6	0.93	2023 январь 09	203.4
3423027	2008 PG2	0.93	2025 апрель 03	144.8
3591753	2011 YC29	0.93	2015 март 23	113.4
2152787	152787	0.94	2023 ноябрь 14	134.4
2217013	217013	0.94	2015 февраль 18	175.2
3274696	2005 FJ	0.94	2021 апрель 07	176.9
3363419	2006 XG2	0.94	2028 декабрь 13	201.5
3506990	2010 CN	0.94	2027 сентябрь 06	165.4
2258325	258325	0.95	2019 май 11	206.9
3092477	2001 VF2	0.95	2023 май 25	197.0
3102714	2001 YR3	0.95	2023 июнь 21	202.7
3136726	2002 RP137	0.95	2022 апрель 08	177.7
3391852	2007 UQ51	0.95	2029 июнь 12	105.3
3430386	2008 TY9	0.95	2020 июнь 24	110.6
3555171	2011 AA37	0.95	2018 август 17	140.9
3574784	2011 PT	0.95	2017 июль 17	98.9
3337713	2006 OD7	0.96	2026 январь 27	204.5
3552524	2010 WT	0.96	2018 июнь 04	189.8
3560080	2011 FR6	0.96	2026 октябрь 19	173.4
3574101	2011 OS15	0.96	2027 январь 12	203.4
3574784	2011 PT	0.96	2023 июнь 17	177.8
3092116	1993 HD	0.97	2017 июль 25	192.0
3170225	2003 YT70	0.97	2017 май 20	187.6
3383905	2007 RG2	0.97	2020 июнь 09	153.7
3409646	2008 HA2	0.97	2028 ноябрь 02	192.0
3467165	2009 RX4	0.97	2015 март 10	203.9
3521853	2010 JG80	0.97	2028 ноябрь 06	199.7

3557804	2011 BZ59	0.97	2020 сентябрь 16	152.0
2232368	232368	0.98	2022 январь 31	203.9
2237805	237805	0.98	2023 март 03	205.9
3092165	1997 VN4	0.98	2024 май 08	206.8
3471140	2009 TK	0.98	2018 апрель 18	169.6
3552524	2010 WT	0.98	2020 май 22	207.3
2159856	159856	0.99	2023 февраль 13	207.7
3256426	2004 TV11	0.99	2028 апрель 20	192.9
3324628	2006 DR62	0.99	2016 август 27	200.2
3479129	2009 WQ106	0.99	2026 май 30	205.5
3548888	2010 TF55	0.99	2023 апрель 08	207.7
3577534	2011 RH1	0.99	2018 февраль 12	168.0
3167346	2003 WQ21	1.00	2017 май 27	185.7
3170225	2003 YT70	1.00	2017 август 12	176.4
3180156	2004 HH20	1.00	2022 ноябрь 27	148.4
3343101	2006 SQ19	1.00	2024 март 09	208.3
3365984	2007 AT2	1.00	2017 август 22	156.2
3515691	2010 GC35	1.00	2021 декабрь 08	120.1
3551327	2010 VW98	1.00	2018 май 13	207.4
3591891	2011 YA63	1.00	2023 апрель 29	202.3
3596495	2012 BZ61	1.00	2029 июль 27	201.3

Таблица П.3 - Варианты перелета к астероидам группы Аполлона

Идентификатор SPICE	Обозначение	ΔVd, км/с	Дата отлета, год месяц день	Время полета, (дни)
3370494	2007 EZ25	0.02	2022 апрель 27	135.9
3478352	2009 WR52	0.02	2028 февраль 11	100.0
2035396	35396	0.03	2028 июнь 02	145.9
2137108	137108	0.03	2027 апрель 12	117.2
3345302	2006 SR131	0.03	2017 июнь 05	109.8
3478352	2009 WR52	0.03	2027 декабрь 18	155.3
3558279	2011 ES4	0.03	2028 май 02	121.7
2153814	153814	0.04	2028 март 10	108.3
2231937	231937	0.05	2020 октябрь 29	142.8
3013045	1998 HH49	0.05	2023 май 22	148.4
3409125	2008 GY21	0.05	2017 декабрь 01	128.5
3514892	2010 GD6	0.05	2029 ноябрь 05	145.0
3590911	2011 XC2	0.06	2028 август 10	114.4
3022971	1999 SH10	0.08	2022 май 01	144.0
3141528	2002 UV36	0.08	2029 апрель 26	180.2
3363348	2006 XY	0.08	2017 июнь 17	176.9
3381085	2007 PF2	0.08	2024 март 18	143.5
3555071	2011 AG5	0.08	2022 сентябрь 04	153.5
3455471	2009 FQ32	0.09	2027 октябрь 01	180.5
3457386	2009 HC	0.09	2026 декабрь 06	128.9
3567995	2011 LJ19	0.09	2028 январь 27	175.2
3076774	2001 GP2	0.10	2020 май 31	124.0
3403148	2006 RH120	0.10	2028 май 21	168.9
3550232	2010 UE51	0.10	2023 май 17	164.1
3582088	2011 UK10	0.10	2026 май 23	138.9
2007482	7482	0.11	2021 июль 29	173.8
2292220	292220	0.11	2028 август 10	166.0
3445071	2009 BF58	0.11	2021 август 07	172.2
3092131	1994 VH8	0.12	2029 май 05	181.0
3347507	2006 SF281	0.12	2026 апрель 13	175.0
3360541	2006 WV29	0.12	2028 январь 08	145.4
3368602	2007 DS7	0.12	2019 февраль 17	182.8
3067828	2001 AV43	0.13	2029 июль 26	129.3
3306659	2005 XN27	0.13	2020 июль 19	134.8
3342248	2006 SB	0.13	2027 май 09	132.7
3402249	2008 CK70	0.13	2029 октябрь 02	135.6
3414394	2008 MP1	0.13	2021 январь 05	185.1
3445073	2009 BH58	0.13	2028 август 20	181.3
3482447	2009 XO	0.13	2019 декабрь 23	137.2
2153814	153814	0.14	2027 декабрь 31	180.0
3092521	2001 WO15	0.14	2018 июнь 14	169.3
3265469	2005 AU3	0.14	2029 август 03	157.8
3279271	2005 LD	0.14	2029 декабрь 28	170.8
3449054	2009 DL46	0.14	2016 февраль 07	106.6

3552662	2010 WA9	0.14	2029 август 07	126.3
3558279	2011 ES4	0.14	2020 март 18	170.2
3092330	2001 SY169	0.15	2026 октябрь 26	134.5
3127411	2002 MN	0.15	2024 январь 08	164.4
3313558	2006 BO7	0.15	2030 февраль 14	100.2
3409962	2008 HC38	0.15	2026 май 12	169.6
3430384	2008 TN9	0.15	2029 апрель 22	157.9
3553281	2010 XA25	0.15	2015 август 16	112.6
3330051	2006 HE2	0.16	2029 июнь 18	102.8
3348448	2006 TB7	0.16	2020 март 25	189.8
3399917	2008 AG33	0.16	2021 декабрь 21	127.7
3441127	2008 XB2	0.16	2025 март 05	100.5
3465718	2009 QR	0.16	2023 февраль 24	179.4
3506746	2010 CA	0.16	2028 март 04	153.6
3012392	1998 KY26	0.17	2023 декабрь 16	178.8
3273967	2005 EQ95	0.17	2017 май 21	145.4
3276917	2005 GK141	0.17	2022 ноябрь 11	164.9
3403149	2008 DB	0.17	2020 август 15	177.0
3405336	2008 EM68	0.17	2016 май 02	133.9
3445071	2009 BF58	0.17	2021 сентябрь 27	123.3
3449054	2009 DL46	0.17	2015 декабрь 17	159.5
3596675	2012 BA77	0.17	2022 апрель 19	172.9
3299948	2005 VT7	0.18	2028 май 07	169.4
3313726	2006 BX7	0.18	2027 март 20	136.0
3324630	2006 DU62	0.18	2028 август 14	176.8
3354739	2006 UJ185	0.18	2028 май 15	168.7
3368403	2007 DC	0.18	2017 октябрь 06	120.4
3522159	2010 JL88	0.18	2020 май 24	168.4
3591759	2011 YE40	0.18	2019 август 02	150.9
3261769	2004 VZ14	0.19	2023 май 03	188.1
3443217	2008 YH30	0.19	2019 июль 27	158.9
3552163	2010 WB	0.19	2029 май 31	168.4
2164121	164121	0.20	2023 май 19	168.9
2171576	171576	0.20	2017 июнь 14	130.8
2292220	292220	0.20	2028 октябрь 06	112.0
3430306	2008 TZ3	0.20	2021 декабрь 03	155.7
3430404	2008 TP10	0.20	2027 январь 06	128.5
3433362	2008 UB7	0.20	2019 май 14	169.7
3512282	2010 FR	0.20	2020 март 07	183.2
3145502	2002 YG4	0.21	2025 июль 26	164.1
3150193	2003 DY15	0.21	2017 сентябрь 05	182.1
3370278	2007 EK	0.21	2026 апрель 15	140.4
3394537	2007 VF184	0.21	2015 май 16	181.2
3409707	2008 HU4	0.21	2015 ноябрь 15	162.6
3478652	2009 WB54	0.21	2017 июль 21	127.4
3556018	2011 BP40	0.21	2029 март 26	167.2
3567973	2011 LT17	0.21	2027 июнь 15	187.7
3582235	2011 UL21	0.21	2023 декабрь 27	186.2
3595926	2012 BV1	0.21	2022 сентябрь 02	141.7
2035107	35107	0.22	2025 февраль 08	180.3
3092106	1991 TT	0.22	2021 апрель 12	180.6

3465951	2009 QH6	0.22	2022 октябрь 13	122.8
3549638	2010 UH	0.22	2018 январь 15	179.8
3559545	2011 EU29	0.22	2022 апрель 03	174.9
3092069	2001 QJ142	0.23	2023 сентябрь 28	182.5
3248972	2004 OW10	0.23	2027 январь 19	162.8
3257091	2004 UE	0.23	2021 июнь 14	148.7
3408681	2008 GO20	0.23	2021 март 27	122.9
3444298	2009 BE	0.23	2017 август 17	158.8
3485259	2010 AE30	0.23	2017 январь 05	172.2
3522159	2010 JL88	0.23	2026 декабрь 15	152.8
2154269	154269	0.24	2029 октябрь 31	154.8
2215588	215588	0.24	2016 октябрь 27	155.8
3082931	2001 SG286	0.24	2027 ноябрь 24	177.0
3092400	2001 UF5	0.24	2019 июнь 29	120.5
3330687	2006 HU50	0.24	2024 ноябрь 09	177.0
3339667	2006 QV89	0.24	2019 март 29	159.7
3354739	2006 UJ185	0.24	2017 апрель 29	186.0
3455473	2009 FS32	0.24	2023 апрель 20	166.5
3467221	2009 SH1	0.24	2020 март 15	190.5
3484927	2010 AG3	0.24	2017 июль 20	178.7
3557196	2011 CC22	0.24	2017 апрель 11	112.4
3567973	2011 LT17	0.24	2025 декабрь 15	179.1
3588063	2011 WQ4	0.24	2028 август 03	137.1
3007053	1998 BR26	0.25	2018 сентябрь 12	141.9
3248688	2004 OB	0.25	2028 май 21	124.9
3293284	2005 TH45	0.25	2027 май 05	156.2
3449053	2009 DJ46	0.25	2018 сентябрь 03	184.3
3471586	2009 UD	0.25	2027 апрель 14	189.7
3596036	2012 BC14	0.25	2016 июль 28	165.5
2005693	5693	0.26	2026 июль 28	151.5
2163373	163373	0.26	2019 сентябрь 25	140.4
3147555	2003 BR47	0.26	2029 август 08	184.5
3337315	2006 MB14	0.26	2025 июнь 28	188.6
3401100	2008 BC15	0.26	2023 август 10	175.7
3430306	2008 TZ3	0.26	2020 январь 22	105.3
3444439	2009 BR5	0.26	2026 февраль 09	168.1
3591759	2011 YE40	0.26	2023 июнь 30	187.5
3184476	2004 ME6	0.27	2015 январь 23	176.3
3257025	2004 TD18	0.27	2027 сентябрь 30	183.7
3330051	2006 HE2	0.27	2018 апрель 13	188.7
3392309	2007 VL3	0.27	2021 июнь 11	145.6
3449134	2009 EK1	0.27	2019 апрель 15	156.0
3555208	2011 AM37	0.27	2025 август 15	154.4
3567973	2011 LT17	0.27	2027 июнь 30	172.4
3581506	2011 TB4	0.27	2017 июнь 19	111.9
3582512	2011 UR63	0.27	2021 май 15	160.4
3163755	2003 UV11	0.28	2017 июнь 21	131.1
3263235	2004 XO	0.28	2023 февраль 08	111.8
3279740	2005 LX36	0.28	2027 декабрь 17	164.4
3381260	2007 PS9	0.28	2017 февраль 27	163.7
3383671	2007 RO1	0.28	2024 апрель 06	150.8

3399120	2008 AF4	0.28	2020 август 24	135.3
3445540	2009 BG81	0.28	2020 июль 31	185.8
3454734	2009 FX4	0.28	2022 апрель 26	100.1
3548666	2010 TW54	0.28	2023 октябрь 10	173.8
3557081	2011 CA7	0.28	2019 сентябрь 05	159.1
3164417	2003 UX26	0.29	2027 ноябрь 15	156.9
3331600	2006 JE	0.29	2024 ноябрь 16	163.6
3378272	2007 LT	0.29	2018 январь 02	138.8
3378563	2007 MQ	0.29	2030 март 20	96.1
3465283	2009 OY7	0.29	2017 февраль 26	155.0
3545552	2010 RF12	0.29	2022 март 25	162.0
3581506	2011 TB4	0.29	2020 апрель 24	167.3
3591759	2011 YE40	0.29	2015 сентябрь 14	107.1
2163026	163026	0.30	2029 декабрь 25	152.6
3013659	1998 QP	0.30	2029 февраль 15	191.4
3154349	2003 JX2	0.30	2022 ноябрь 01	183.2
3267784	2005 CD69	0.30	2029 декабрь 07	90.9
3335553	2006 LH	0.30	2025 август 31	114.6
3350631	2006 TR7	0.30	2029 апрель 26	151.3
3355845	2006 UQ216	0.30	2028 октябрь 29	115.8
3367832	2007 CC19	0.30	2021 сентябрь 07	159.4
3558897	2011 EL17	0.30	2025 ноябрь 26	96.7
2144332	144332	0.31	2018 март 12	189.7
3013664	1998 QA62	0.31	2022 март 22	180.3
3263792	2004 XD51	0.31	2022 июнь 24	179.7
3405189	2008 EA9	0.31	2019 июль 27	177.6
3430306	2008 TZ3	0.31	2023 ноябрь 06	184.9
3441847	2008 YO2	0.31	2028 февраль 16	111.4
3471691	2009 UO1	0.31	2024 июнь 17	117.0
3545416	2010 RE	0.31	2027 сентябрь 12	163.9
3555676	2011 BW11	0.31	2024 август 27	155.6
3583692	2011 UW158	0.31	2015 январь 07	184.9
3596264	2012 BA35	0.31	2021 апрель 28	109.4
3022036	1999 RM45	0.32	2020 ноябрь 07	115.0
3066079	2000 SL10	0.32	2029 февраль 13	89.4
3102725	2002 AW	0.32	2021 ноябрь 03	145.5
3263235	2004 XO	0.32	2022 декабрь 15	167.5
3283948	2005 ND63	0.32	2024 январь 10	186.4
3325670	2006 EW	0.32	2022 сентябрь 20	165.7
3402366	2008 CM74	0.32	2025 март 26	97.1
3414250	2008 LV16	0.32	2029 август 04	113.4
3519490	2010 JG	0.32	2019 июнь 20	142.6
3536571	2010 NN	0.32	2029 февраль 22	119.4
3013664	1998 QA62	0.33	2016 апрель 18	153.7
3013664	1998 QA62	0.33	2025 март 21	179.8
3013664	1998 QA62	0.33	2016 апрель 19	153.7
3013664	1998 QA62	0.33	2025 март 21	179.8
3290881	2005 SQ	0.33	2022 март 23	148.7
3391854	2007 US51	0.33	2020 май 16	176.7
3441846	2008 YN2	0.33	2024 февраль 20	110.8
3448785	2009 DM40	0.33	2028 октябрь 11	136.7

3552689	2010 XN	0.33	2016 август 13	133.6
3552689	2010 XN	0.33	2024 февраль 11	141.2
3552689	2010 XN	0.33	2030 январь 21	147.3
3552689	2010 XN	0.33	2016 август 13	133.5
3552689	2010 XN	0.33	2024 февраль 11	141.3
3552689	2010 XN	0.33	2030 январь 21	146.6
3552689	2010 XN	0.33	2016 август 13	133.6
3552689	2010 XN	0.33	2024 февраль 11	141.2
3552689	2010 XN	0.33	2030 январь 21	147.3
3579460	2011 SE97	0.33	2015 май 21	144.2
3591759	2011 YE40	0.33	2023 июль 12	174.7
2007335	7335	0.34	2022 февраль 01	112.1
3013664	1998 QA62	0.34	2019 апрель 16	156.2
3068617	2000 UO30	0.34	2017 май 26	164.1
3182172	2004 JQ1	0.34	2021 январь 02	152.5
3297205	2005 UG3	0.34	2028 июнь 25	123.8
3363431	2006 XZ2	0.34	2017 октябрь 12	144.3
3550232	2010 UE51	0.34	2023 сентябрь 08	110.2
3557827	2011 DQ	0.34	2029 август 26	185.6
2267221	267221	0.35	2028 декабрь 11	113.3
3070541	2001 EC	0.35	2025 сентябрь 29	141.1
3180152	2004 HF12	0.35	2028 ноябрь 17	148.6
3404363	2008 DG5	0.35	2025 февраль 01	118.2
3406335	2008 EG85	0.35	2019 сентябрь 24	176.0
3408583	2008 GP3	0.35	2026 октябрь 12	186.0
3422536	2008 ON10	0.35	2018 январь 31	191.5
3468431	2009 SA100	0.35	2020 май 01	126.5
3477700	2009 WN6	0.35	2015 май 26	178.6
3478650	2009 WZ53	0.35	2016 январь 26	115.9
3552664	2010 WC9	0.35	2017 ноябрь 17	177.3
2199801	199801	0.36	2030 январь 04	151.8
3013664	1998 QA62	0.36	2025 март 24	177.0
3153516	2003 HN16	0.36	2021 октябрь 28	184.7
3182189	2004 KB	0.36	2016 июль 22	112.5
3447914	2009 DZ	0.36	2022 сентябрь 16	162.6
3448963	2009 DB43	0.36	2015 май 04	179.1
3457848	2009 HJ21	0.36	2017 июль 21	107.9
3526640	2010 KB61	0.36	2022 ноябрь 24	180.5
3581506	2011 TB4	0.36	2023 апрель 01	194.0
3586027	2011 VU5	0.36	2024 май 04	191.2
3596145	2012 BV26	0.36	2024 январь 21	191.1
2162687	162687	0.37	2018 июнь 07	177.6
3076772	2001 GL2	0.37	2026 октябрь 14	174.7
3082923	2001 SQ3	0.37	2027 ноябрь 27	111.9
3170233	2004 AD	0.37	2027 сентябрь 02	130.7
3170245	2003 YS70	0.37	2022 июль 01	174.5
3279436	2005 LU3	0.37	2029 декабрь 12	188.5
3293832	2005 TF49	0.37	2022 октябрь 27	176.9
3297364	2005 UA6	0.37	2020 июнь 22	127.0
3406335	2008 EG85	0.37	2017 октябрь 19	148.2
3410533	2008 JL24	0.37	2025 май 25	177.8

3430306	2008 TZ3	0.37	2018 январь 20	106.5
3430306	2008 TZ3	0.37	2023 ноябрь 12	179.7
3430306	2008 TZ3	0.37	2018 январь 20	106.5
3447914	2009 DZ	0.37	2015 сентябрь 18	159.5
3449132	2009 EH1	0.37	2022 октябрь 17	143.4
3454734	2009 FX4	0.37	2024 ноябрь 03	139.9
3507718	2010 CO1	0.37	2020 март 11	192.5
2001620	1620	0.38	2019 февраль 28	192.2
2226554	226554	0.38	2016 декабрь 17	174.8
3013664	1998 QA62	0.38	2022 апрель 03	167.6
3117426	2002 EM6	0.38	2022 март 10	193.6
3172315	2004 AS1	0.38	2015 март 19	153.6
3346460	2006 SS134	0.38	2025 апрель 27	163.0
3455349	2009 FU30	0.38	2020 февраль 16	117.9
3555886	2011 BH39	0.38	2025 февраль 10	164.6
3558385	2011 EE17	0.38	2023 март 09	193.8
3588062	2011 WP4	0.38	2022 декабрь 04	124.4
2037638	37638	0.39	2022 сентябрь 23	150.2
2221455	221455	0.39	2026 май 11	110.1
2276033	276033	0.39	2025 август 10	188.0
3018335	1999 FN19	0.39	2017 ноябрь 13	148.1
3068601	2000 SJ344	0.39	2028 апрель 04	178.1
3077854	2001 KU66	0.39	2025 декабрь 23	156.6
3117426	2002 EM6	0.39	2027 март 27	176.0
3151652	2003 FF5	0.39	2018 октябрь 06	186.8
3265907	2005 BC	0.39	2021 январь 12	191.9
3331095	2006 HX57	0.39	2022 ноябрь 26	160.1
3361550	2006 WQ127	0.39	2015 июнь 04	177.5
3405085	2008 EM7	0.39	2029 апрель 03	160.8
3430307	2008 TA4	0.39	2025 апрель 06	191.4
3448965	2009 DS43	0.39	2019 сентябрь 02	185.4
3463369	2009 MS	0.39	2016 июль 19	134.3
3512704	2010 FX9	0.39	2015 декабрь 11	100.3
3550046	2010 UC7	0.39	2028 май 04	180.7
3550888	2010 VL65	0.39	2021 май 17	171.0
3595929	2012 BZ1	0.39	2017 июль 26	183.3
3599860	2012 DS30	0.39	2027 ноябрь 01	114.9
2002102	2102	0.40	2016 июнь 25	191.4
3001835	1989 VB	0.40	2017 май 19	171.3
3092406	2001 UU16	0.40	2026 июль 13	105.0
3177220	2004 FN8	0.40	2027 сентябрь 27	183.2
3183839	2004 LJ	0.40	2020 декабрь 05	167.5
3305962	2005 XX	0.40	2019 июнь 04	179.1
3333612	2006 KS1	0.40	2021 ноябрь 19	187.8
3335553	2006 LH	0.40	2016 сентябрь 03	109.0
3371140	2007 EL88	0.40	2019 октябрь 27	170.0
3401101	2008 BD15	0.40	2027 февраль 23	161.5
3406339	2008 EL85	0.40	2028 ноябрь 07	127.7
3428532	2008 SZ150	0.40	2018 март 29	194.2
3459473	2009 JF1	0.40	2021 декабрь 02	156.8
3553962	2010 XO69	0.40	2027 июнь 19	188.2

3587873	2011 WB	0.40	2025 май 13	193.8
2265482	265482	0.41	2028 август 03	155.5
2276033	276033	0.41	2017 сентябрь 27	128.8
2308635	308635	0.41	2016 май 09	170.0
3092118	1993 UA	0.41	2016 май 29	150.7
3102777	2002 AN129	0.41	2018 декабрь 08	159.2
3117426	2002 EM6	0.41	2022 март 22	181.6
3154522	2003 LW2	0.41	2021 январь 16	145.1
3163748	2003 UX5	0.41	2022 май 29	174.2
3163755	2003 UV11	0.41	2024 май 31	153.1
3325676	2006 EF1	0.41	2023 февраль 17	177.7
3407941	2008 FJ7	0.41	2024 июнь 08	127.1
3408173	2008 GF1	0.41	2022 ноябрь 05	153.2
3410576	2008 JM26	0.41	2015 декабрь 16	148.6
3449749	2009 DO111	0.41	2025 апрель 03	167.9
3457844	2009 HE21	0.41	2019 декабрь 17	133.2
3478251	2009 WS25	0.41	2026 май 20	192.9
3550298	2010 VB1	0.41	2027 июль 31	157.9
3584575	2011 UW255	0.41	2020 октябрь 30	173.6
3595927	2012 BX1	0.41	2016 февраль 07	169.5
3596496	2012 BA62	0.41	2023 сентябрь 16	135.6
2090403	90403	0.42	2019 январь 07	175.1
2265482	265482	0.42	2016 август 21	140.9
2265482	265482	0.42	2022 август 16	146.0
2265482	265482	0.42	2016 август 21	140.9
2265482	265482	0.42	2022 август 16	146.1
2265482	265482	0.42	2016 август 21	140.9
2265482	265482	0.42	2022 август 16	146.0
3158122	2003 QB30	0.42	2018 март 11	167.6
3325501	2006 EB	0.42	2017 октябрь 03	129.6
3371146	2007 ED125	0.42	2022 ноябрь 08	115.0
3405613	2008 EJ68	0.42	2020 март 06	177.7
3408244	2008 GM2	0.42	2020 июнь 20	118.3
3410533	2008 JL24	0.42	2025 ноябрь 09	146.9
3430311	2008 TE4	0.42	2024 март 16	179.2
3548892	2010 TN55	0.42	2017 апрель 18	166.4
3550140	2010 VR	0.42	2023 май 21	175.5
2152685	152685	0.43	2016 июнь 16	159.7
3117426	2002 EM6	0.43	2017 март 10	195.1
3258077	2004 UU1	0.43	2023 июль 19	104.8
3381085	2007 PF2	0.43	2020 ноябрь 02	98.2
3393820	2007 VX83	0.43	2020 январь 11	118.2
3394537	2007 VF184	0.43	2019 май 08	193.2
3449117	2009 ES	0.43	2016 май 07	123.1
3536556	2010 NG	0.43	2029 февраль 17	141.5
3552534	2010 WH1	0.43	2029 август 06	112.2
3553433	2010 XS45	0.43	2019 август 07	117.9
3555762	2011 BX18	0.43	2016 январь 31	176.9
3580055	2011 SL173	0.43	2021 май 06	151.5
3013664	1998 QA62	0.44	2028 март 21	178.5
3092303	2001 MS3	0.44	2029 январь 13	166.3

3184476	2004 ME6	0.44	2026 март 21	117.3
3255172	2004 SU26	0.44	2017 декабрь 07	104.3
3263538	2004 XM29	0.44	2029 июль 23	161.2
3314253	2006 BH99	0.44	2027 март 08	147.0
3363723	2006 XW4	0.44	2023 июнь 16	187.3
3377815	2007 KV2	0.44	2025 май 16	187.5
3378272	2007 LT	0.44	2028 декабрь 03	154.0
3387608	2007 TE15	0.44	2029 май 18	142.6
3390109	2007 UN12	0.44	2020 март 02	152.4
3455473	2009 FS32	0.44	2022 сентябрь 30	187.4
3465283	2009 OY7	0.44	2025 январь 25	192.4
3465692	2009 PU1	0.44	2024 август 30	171.9
3477700	2009 WN6	0.44	2017 май 18	194.7
3507718	2010 CO1	0.44	2019 апрель 10	156.9
3529623	2010 LK68	0.44	2020 март 07	104.1
3555210	2011 AN52	0.44	2027 август 21	149.4
3580055	2011 SL173	0.44	2026 март 27	195.7
3580055	2011 SL173	0.44	2021 апрель 18	169.4
3580055	2011 SL173	0.44	2026 март 27	195.8
3278078	2005 JU81	0.45	2023 май 17	177.7
3365953	2007 AC2	0.45	2025 март 26	118.2
3402613	2008 CL116	0.45	2024 январь 27	193.6
3458972	2009 HG60	0.45	2022 декабрь 01	135.8
3544979	2010 PR66	0.45	2015 январь 13	187.3
3552530	2010 WC1	0.45	2021 май 27	193.1
3587873	2011 WB	0.45	2018 июль 12	125.4
3597334	2012 CU	0.45	2018 май 22	154.0
2226554	226554	0.46	2030 февраль 14	122.1
3018334	1999 FA	0.46	2026 сентябрь 09	176.8
3102670	2001 WH49	0.46	2024 июль 03	141.3
3102725	2002 AW	0.46	2023 апрель 13	157.6
3145512	2003 AY2	0.46	2025 март 01	115.5
3177201	2004 EU22	0.46	2017 сентябрь 18	183.8
3184470	2004 MO3	0.46	2030 январь 13	140.9
3279432	2005 LW3	0.46	2022 июнь 25	155.9
3315653	2006 CL	0.46	2020 октябрь 19	101.0
3347494	2006 SV217	0.46	2029 ноябрь 30	138.0
3368865	2007 DM41	0.46	2015 октябрь 23	139.1
3374391	2007 HW4	0.46	2025 сентябрь 23	95.7
3405072	2008 EP6	0.46	2023 июль 26	172.6
3449749	2009 DO111	0.46	2022 октябрь 06	163.8
3478652	2009 WB54	0.46	2025 май 22	192.4
3557829	2011 DS	0.46	2028 февраль 21	165.8
3577945	2011 RV14	0.46	2027 октябрь 09	186.2
3596498	2012 BC62	0.46	2026 июль 28	190.2
2026663	26663	0.47	2025 июль 26	172.7
3005816	1991 VG	0.47	2017 декабрь 11	181.4
3070541	2001 EC	0.47	2021 апрель 06	157.8
3364639	2006 YT13	0.47	2022 март 20	119.7
3381133	2007 PF6	0.47	2018 август 09	172.7
3402615	2008 CN116	0.47	2024 февраль 05	195.0

3441127	2008 XB2	0.47	2019 декабрь 22	191.1
3447914	2009 DZ	0.47	2029 август 24	188.5
3508149	2010 DG1	0.47	2020 апрель 19	133.9
3556125	2011 BL45	0.47	2029 август 08	187.0
2004953	4953	0.48	2027 февраль 11	117.9
2009856	9856	0.48	2028 апрель 19	147.9
2152685	152685	0.48	2022 декабрь 28	155.7
2242450	242450	0.48	2020 январь 16	174.2
3174212	2004 CL	0.48	2028 март 12	116.8
3267202	2005 CM7	0.48	2029 февраль 05	192.3
3387787	2007 TV18	0.48	2018 март 24	164.4
3387793	2007 TS19	0.48	2016 апрель 13	196.4
3392309	2007 VL3	0.48	2028 май 05	195.5
3394076	2007 VD138	0.48	2021 июль 14	143.9
3405072	2008 EP6	0.48	2019 сентябрь 09	132.9
3409687	2008 HR3	0.48	2022 ноябрь 08	188.0
3414250	2008 LV16	0.48	2026 май 17	177.9
3422140	2008 OS7	0.48	2023 октябрь 09	115.8
3445605	2009 CV	0.48	2028 ноябрь 29	134.3
3559840	2011 EM51	0.48	2017 апрель 06	131.8
3596031	2012 BW13	0.48	2024 август 12	166.8
3599602	2012 DA14	0.48	2018 август 20	176.4
3071763	2001 EB18	0.49	2027 август 29	189.7
3251425	2004 RW2	0.49	2021 апрель 16	138.1
3386864	2007 SQ6	0.49	2024 октябрь 20	164.6
3406335	2008 EG85	0.49	2015 ноябрь 13	121.4
3409668	2008 HJ3	0.49	2017 ноябрь 22	172.0
3443805	2008 YV32	0.49	2025 июль 29	160.1
3444367	2009 BE2	0.49	2019 февраль 02	148.2
3550610	2010 VR21	0.49	2028 ноябрь 04	120.6
3553155	2010 XJ11	0.49	2018 август 09	110.0
3579460	2011 SE97	0.49	2019 апрель 14	180.9
3582523	2011 UC64	0.49	2021 май 20	155.2
3038472	2000 LF3	0.50	2024 декабрь 13	184.4
3076774	2001 GP2	0.50	2019 октябрь 10	188.7
3082923	2001 SQ3	0.50	2015 март 17	195.9
3120891	2002 GG8	0.50	2015 декабрь 10	124.0
3136724	2002 RS129	0.50	2025 февраль 27	195.5
3256427	2004 TW11	0.50	2017 апрель 30	170.3
3263453	2004 XP14	0.50	2018 сентябрь 06	120.9
3313974	2006 BV39	0.50	2016 август 04	172.7
3423200	2008 PK3	0.50	2021 январь 22	187.5
3451790	2009 FF	0.50	2025 июнь 07	95.4
3457386	2009 HC	0.50	2025 июнь 30	117.3
3523944	2010 KP10	0.50	2021 ноябрь 15	188.7
3551526	2010 VC140	0.50	2019 июль 27	137.3
3557842	2011 DU	0.50	2016 июнь 14	110.2
3579748	2011 SY120	0.50	2015 сентябрь 26	188.4
3597505	2012 AT22	0.50	2027 февраль 11	196.0
2232691	232691	0.51	2015 апрель 01	144.4
3092412	2001 UZ16	0.51	2015 февраль 12	193.7

3158117	2003 QC10	0.51	2019 апрель 06	175.3
3182172	2004 JQ1	0.51	2026 август 01	127.8
3293832	2005 TF49	0.51	2023 апрель 16	194.8
3310464	2006 AN	0.51	2021 июль 07	183.8
3370499	2007 EH26	0.51	2027 сентябрь 18	188.8
3404529	2008 EO	0.51	2029 ноябрь 10	106.9
3422141	2008 OT7	0.51	2018 июль 27	191.2
3550298	2010 VB1	0.51	2017 март 01	110.4
3555162	2011 AM24	0.51	2024 январь 27	181.8
3557752	2011 BU59	0.51	2027 апрель 02	122.8
3575154	2011 OJ45	0.51	2015 сентябрь 29	134.2
3585467	2011 UC292	0.51	2021 май 17	101.2
2136993	136993	0.52	2019 апрель 08	197.9
3137865	2002 TB70	0.52	2025 октябрь 09	179.8
3163754	2003 UC10	0.52	2026 февраль 11	133.7
3169273	2003 XJ7	0.52	2021 июнь 04	189.1
3306408	2005 XY4	0.52	2025 ноябрь 17	127.7
3311866	2006 AS3	0.52	2022 август 25	143.4
3351218	2006 UK	0.52	2017 август 08	100.4
3370278	2007 EK	0.52	2020 март 08	197.1
3406335	2008 EG85	0.52	2021 сентябрь 14	188.4
3477702	2009 WP6	0.52	2015 май 26	184.2
3508112	2010 CF19	0.52	2026 март 10	180.2
3512282	2010 FR	0.52	2026 март 08	189.2
3591755	2011 YE29	0.52	2027 июнь 30	180.6
2162173	162173	0.53	2020 июнь 01	188.9
3012606	1995 YR1	0.53	2015 август 30	116.6
3023012	1999 RA32	0.53	2023 сентябрь 11	169.6
3127387	2002 LK	0.53	2023 декабрь 01	187.6
3157026	2003 MH4	0.53	2025 февраль 01	115.8
3163739	2003 TR9	0.53	2024 май 31	135.4
3174197	2004 BA75	0.53	2022 март 14	133.0
3180148	2004 HC2	0.53	2021 ноябрь 03	154.3
3307058	2005 XO66	0.53	2020 октябрь 27	112.2
3363723	2006 XW4	0.53	2021 декабрь 12	177.8
3363726	2006 YE	0.53	2029 сентябрь 10	157.5
3376263	2007 JZ2	0.53	2016 ноябрь 10	188.9
3405072	2008 EP6	0.53	2023 август 02	165.5
3449130	2009 EF1	0.53	2029 сентябрь 12	189.8
3455138	2009 FV23	0.53	2015 октябрь 14	165.7
3467748	2009 SM98	0.53	2028 апрель 05	149.2
3508131	2010 CB55	0.53	2016 февраль 14	195.2
3522157	2010 JG88	0.53	2026 июнь 13	140.0
3578689	2011 ST12	0.53	2018 октябрь 04	169.6
3579460	2011 SE97	0.53	2023 апрель 09	186.5
3599860	2012 DS30	0.53	2019 ноябрь 01	114.8
2141495	141495	0.54	2018 ноябрь 23	162.8
3010679	1997 QK1	0.54	2025 май 15	96.8
3013066	1997 GL3	0.54	2020 ноябрь 15	148.0
3013070	1998 FF14	0.54	2019 май 22	124.1
3092330	2001 SY169	0.54	2020 март 17	191.8

3092483	2001 VM5	0.54	2016 август 03	94.1
3169273	2003 XJ7	0.54	2025 декабрь 06	170.8
3169273	2003 XJ7	0.54	2021 июнь 06	186.9
3169273	2003 XJ7	0.54	2025 декабрь 06	170.8
3184152	2004 MN1	0.54	2022 декабрь 16	188.5
3410576	2008 JM26	0.54	2023 ноябрь 14	189.9
3428533	2008 TA	0.54	2021 март 28	166.4
3445605	2009 CV	0.54	2016 март 05	111.9
3476772	2009 VR44	0.54	2019 июнь 05	173.2
3548890	2010 TK55	0.54	2022 апрель 06	197.7
3550130	2010 VF	0.54	2022 декабрь 02	112.2
3597332	2012 CS	0.54	2022 март 27	149.9
2088959	88959	0.55	2028 декабрь 28	118.7
2139622	139622	0.55	2023 июнь 14	181.5
2263976	263976	0.55	2025 январь 31	162.9
3114078	2002 DU3	0.55	2028 сентябрь 23	173.2
3283898	2005 NB56	0.55	2026 январь 12	193.8
3291100	2005 SP1	0.55	2016 март 19	197.5
3407480	2008 FO	0.55	2025 сентябрь 04	158.7
3428699	2008 TE	0.55	2023 март 22	166.3
3508148	2010 DF1	0.55	2022 апрель 01	154.0
3511831	2010 EF43	0.55	2029 октябрь 28	140.6
3512704	2010 FX9	0.55	2021 октябрь 26	161.2
3591755	2011 YE29	0.55	2027 декабрь 30	194.1
3591755	2011 YE29	0.55	2027 июль 10	171.0
3591755	2011 YE29	0.55	2027 декабрь 30	194.1
2007753	7753	0.56	2020 июль 09	134.1
2068950	68950	0.56	2018 ноябрь 18	185.2
2138971	138971	0.56	2021 ноябрь 22	105.0
2143992	143992	0.56	2028 февраль 05	194.3
2152664	152664	0.56	2025 июнь 09	113.9
2152664	152664	0.56	2029 июнь 16	106.7
2152664	152664	0.56	2025 июнь 08	114.6
2152664	152664	0.56	2029 июнь 16	106.6
2152664	152664	0.56	2025 июнь 09	113.9
2152664	152664	0.56	2029 июнь 16	106.7
2163696	163696	0.56	2015 июнь 19	169.0
3023213	1999 SF10	0.56	2025 сентябрь 17	94.2
3092412	2001 UZ16	0.56	2022 февраль 12	194.1
3157022	2003 MS2	0.56	2021 июль 12	182.3
3297634	2005 VY1	0.56	2018 май 05	182.8
3306401	2005 XK4	0.56	2016 июль 27	128.1
3363431	2006 XZ2	0.56	2028 октябрь 30	156.2
3405174	2008 ED8	0.56	2020 сентябрь 12	174.4
3508142	2010 DL	0.56	2020 сентябрь 27	143.0
3545975	2010 RO80	0.56	2019 март 09	197.5
3574902	2011 PE2	0.56	2027 январь 30	180.1
3599392	2012 CS46	0.56	2027 сентябрь 28	144.4
2027002	27002	0.57	2027 август 03	185.7
2065690	65690	0.57	2019 ноябрь 03	144.0
2141495	141495	0.57	2025 ноябрь 27	170.3

3025762	1999 YR14	0.57	2016 март 23	180.7
3092474	2001 VC2	0.57	2018 июль 13	145.1
3132516	2002 PX39	0.57	2029 февраль 04	197.2
3183834	2004 LB	0.57	2018 июнь 04	191.8
3288854	2005 QB5	0.57	2024 февраль 19	193.1
3329370	2006 GB1	0.57	2024 май 28	127.3
3394543	2007 VM184	0.57	2016 август 04	118.6
3441171	2008 XW2	0.57	2019 июнь 02	174.2
3458941	2009 HV58	0.57	2022 август 14	109.5
3467062	2009 RR	0.57	2019 март 15	180.5
3477941	2009 WX7	0.57	2026 май 21	192.6
3479117	2009 WC106	0.57	2027 ноябрь 25	192.1
3512704	2010 FX9	0.57	2026 июнь 01	108.0
3012605	1994 XD	0.58	2023 март 09	95.3
3092248	2000 AH205	0.58	2020 февраль 01	136.4
3120891	2002 GG8	0.58	2022 октябрь 14	188.8
3141522	2002 UK11	0.58	2017 декабрь 01	169.7
3274693	2005 FG	0.58	2023 декабрь 11	109.2
3305962	2005 XX	0.58	2026 сентябрь 30	111.8
3330051	2006 HE2	0.58	2016 декабрь 09	139.9
3331848	2006 JO	0.58	2028 январь 30	97.3
3392301	2007 VC3	0.58	2019 апрель 24	193.2
3402615	2008 CN116	0.58	2020 март 07	133.1
3408698	2008 GW20	0.58	2029 ноябрь 27	157.8
3409668	2008 HJ3	0.58	2022 ноябрь 07	190.9
3545715	2010 RL43	0.58	2027 декабрь 28	148.6
3556125	2011 BL45	0.58	2029 февраль 03	180.4
3588786	2011 WN15	0.58	2015 июнь 06	178.8
3595926	2012 BV1	0.58	2027 январь 27	150.5
3595929	2012 BZ1	0.58	2020 июль 21	192.5
2005645	5645	0.59	2020 май 10	172.1
2163373	163373	0.59	2018 март 05	173.5
2173561	173561	0.59	2026 февраль 19	170.1
3092517	2001 WK15	0.59	2029 декабрь 12	175.1
3117466	2002 FD6	0.59	2027 октябрь 09	184.6
3167364	2003 WJ98	0.59	2020 август 17	104.7
3175330	2004 CO49	0.59	2024 июль 17	170.6
3179359	2004 GB19	0.59	2022 октябрь 17	144.1
3266944	2005 BG28	0.59	2027 февраль 12	164.6
3275510	2005 GL	0.59	2029 ноябрь 09	165.4
3295782	2005 UF	0.59	2018 апрель 20	183.3
3404367	2008 DL5	0.59	2023 сентябрь 06	191.3
3430493	2008 TQ26	0.59	2019 ноябрь 24	188.2
3448069	2009 DT10	0.59	2017 сентябрь 13	138.7
3510600	2010 DM56	0.59	2027 март 10	190.0
3512281	2010 FQ	0.59	2026 август 13	184.3
3515066	2010 GT7	0.59	2018 август 11	125.7
3582510	2011 UP63	0.59	2021 октябрь 23	189.1
3596037	2012 BD14	0.59	2017 апрель 05	123.9
2001981	1981	0.60	2017 сентябрь 19	184.2
2003752	3752	0.60	2017 сентябрь 18	159.5

3015695	1998 WB2	0.60	2023 август 19	108.0
3019647	1999 LX1	0.60	2027 декабрь 24	169.8
3256322	2004 TE10	0.60	2016 январь 04	162.0
3277815	2005 JB22	0.60	2028 январь 26	97.5
3323885	2006 DL	0.60	2017 апрель 25	126.6
3365953	2007 AC2	0.60	2021 июль 28	181.2
3388489	2007 UJ	0.60	2018 апрель 12	194.3
3410171	2008 JV2	0.60	2016 ноябрь 24	175.2
3484928	2010 AH3	0.60	2024 август 13	112.2
3516410	2010 GM65	0.60	2022 апрель 12	175.3
3548886	2010 TD55	0.60	2022 апрель 26	182.1
2067381	67381	0.61	2025 сентябрь 03	126.6
3154349	2003 JX2	0.61	2015 май 14	182.6
3170240	2003 YO3	0.61	2024 сентябрь 14	115.6
3276441	2005 GH81	0.61	2023 ноябрь 09	160.0
3363380	2006 XE2	0.61	2016 январь 19	144.4
3365951	2007 AA2	0.61	2026 январь 08	180.4
3404528	2008 EN	0.61	2024 август 26	192.2
3409709	2008 JC	0.61	2023 ноябрь 10	192.4
3441093	2008 XB1	0.61	2024 декабрь 24	191.4
3449132	2009 EH1	0.61	2019 март 28	175.1
3468491	2009 SR103	0.61	2018 апрель 17	168.1
3553279	2010 XB24	0.61	2024 февраль 01	134.2
3559596	2011 EM40	0.61	2020 март 16	172.8
3595987	2012 BN11	0.61	2018 октябрь 05	151.1
2279744	279744	0.62	2023 декабрь 30	160.9
3035252	2000 KA	0.62	2020 февраль 16	87.8
3092419	2001 VB	0.62	2016 февраль 11	170.6
3102777	2002 AN129	0.62	2023 август 21	155.1
3254921	2004 SE26	0.62	2029 март 17	182.7
3293926	2005 TU50	0.62	2022 апрель 12	195.9
3302880	2005 WC	0.62	2024 июль 04	138.4
3321492	2006 CT	0.62	2021 июль 07	195.3
3323934	2006 DX	0.62	2027 апрель 08	146.2
3392301	2007 VC3	0.62	2029 декабрь 11	134.1
3401100	2008 BC15	0.62	2027 март 14	123.2
3423024	2008 PF1	0.62	2027 март 14	156.1
3434374	2008 UB92	0.62	2029 май 13	172.1
3483328	2009 XQ2	0.62	2028 июнь 22	172.2
3553664	2010 XV58	0.62	2018 декабрь 15	186.2
3005179	1994 CB	0.63	2026 январь 30	196.8
3015696	1998 WZ1	0.63	2017 сентябрь 07	191.7
3050514	2000 SM10	0.63	2015 май 05	146.5
3102784	2002 BF25	0.63	2020 апрель 09	103.2
3136736	2002 SR	0.63	2025 сентябрь 03	191.1
3157337	2003 NW1	0.63	2018 август 11	124.2
3170231	2003 YL118	0.63	2015 август 08	148.2
3184154	2004 MP1	0.63	2030 март 06	97.6
3267321	2005 CR37	0.63	2025 август 28	191.9
3295789	2005 UQ	0.63	2015 апрель 16	198.1
3368733	2007 DG8	0.63	2018 март 19	123.9

3405085	2008 EM7	0.63	2018 март 08	178.9
3406024	2008 EW84	0.63	2021 сентябрь 13	190.2
3410213	2008 JL3	0.63	2026 декабрь 13	164.9
3449123	2009 EY	0.63	2023 июль 23	117.5
3508148	2010 DF1	0.63	2024 февраль 24	199.0
3545631	2010 RF31	0.63	2018 март 13	176.4
3545815	2010 RJ53	0.63	2021 апрель 16	145.8
3557879	2011 DX4	0.63	2017 август 22	163.3
3579460	2011 SE97	0.63	2027 март 30	200.3
2251722	251722	0.64	2023 май 27	198.6
3092271	2000 RK12	0.64	2027 март 02	200.0
3117429	2002 EX8	0.64	2027 октябрь 01	179.4
3141539	2002 VO69	0.64	2021 июль 10	126.3
3151443	2003 EW59	0.64	2015 сентябрь 26	152.7
3170234	2004 AE	0.64	2015 июль 31	173.3
3177217	2004 FE5	0.64	2021 октябрь 10	180.5
3182820	2004 KZ	0.64	2022 ноябрь 21	187.8
3266179	2005 BU1	0.64	2027 июль 20	194.6
3330161	2006 HF6	0.64	2015 ноябрь 08	170.1
3339665	2006 QT89	0.64	2025 сентябрь 12	163.4
3347494	2006 SV217	0.64	2015 март 28	141.4
3402245	2008 CD70	0.64	2026 август 14	186.6
3405194	2008 EG9	0.64	2023 март 05	171.9
3427986	2008 SJ82	0.64	2019 апрель 03	133.2
3433363	2008 UC7	0.64	2020 декабрь 18	109.6
3448069	2009 DT10	0.64	2020 сентябрь 09	140.8
3483652	2009 XL8	0.64	2020 июль 12	172.3
3555210	2011 AN52	0.64	2024 январь 22	184.7
3557081	2011 CA7	0.64	2021 январь 27	171.8
3588786	2011 WN15	0.64	2019 июнь 21	174.0
2136849	136849	0.65	2027 март 14	122.0
2136849	136849	0.65	2028 июль 23	182.5
2136849	136849	0.65	2027 март 14	121.9
2136849	136849	0.65	2028 июль 25	181.5
2136849	136849	0.65	2027 март 14	122.0
2136849	136849	0.65	2028 июль 23	182.5
3102784	2002 BF25	0.65	2021 август 27	159.1
3278001	2005 JE46	0.65	2026 июль 20	119.8
3324250	2006 DP14	0.65	2021 сентябрь 01	151.3
3337315	2006 MB14	0.65	2026 декабрь 28	188.1
3426238	2008 QT3	0.65	2028 сентябрь 08	115.0
3455138	2009 FV23	0.65	2015 декабрь 10	106.9
3471219	2009 TU	0.65	2025 январь 01	131.4
3485808	2010 AN60	0.65	2026 сентябрь 05	121.6
3551478	2010 VO139	0.65	2016 июнь 18	137.7
3557089	2011 CO14	0.65	2016 февраль 13	198.6
3559781	2011 EJ47	0.65	2029 ноябрь 06	103.0
3588018	2011 WR2	0.65	2029 июнь 02	177.0
3589544	2011 WN69	0.65	2015 июнь 22	146.8
3591759	2011 YE40	0.65	2027 июнь 30	191.3
2143404	143404	0.66	2016 декабрь 05	128.1

3001825	1989 UP	0.66	2017 май 14	181.6
3014109	1998 SH2	0.66	2016 январь 17	96.6
3017729	1999 CG9	0.66	2022 февраль 27	176.5
3092249	2000 BO19	0.66	2024 август 02	192.9
3150769	2003 EP4	0.66	2028 апрель 22	200.7
3183844	2004 LB2	0.66	2026 декабрь 13	193.5
3347494	2006 SV217	0.66	2026 ноябрь 08	159.0
3368865	2007 DM41	0.66	2024 октябрь 10	150.3
3387455	2007 TC1	0.66	2024 май 09	151.8
3406024	2008 EW84	0.66	2028 сентябрь 12	192.8
3408077	2008 GK	0.66	2020 октябрь 15	179.3
3483327	2009 XP2	0.66	2017 июнь 10	192.0
3508123	2010 CD19	0.66	2026 август 13	180.0
3519522	2010 JJ3	0.66	2020 январь 13	91.7
3529623	2010 LK68	0.66	2019 декабрь 24	177.1
3545509	2010 RW11	0.66	2025 март 25	171.0
3550077	2010 UP7	0.66	2024 июнь 02	160.7
3550135	2010 VL	0.66	2026 май 15	177.5
3555768	2011 BF24	0.66	2023 июль 30	192.9
3557825	2011 DO	0.66	2020 сентябрь 10	175.8
3582234	2011 UK21	0.66	2020 апрель 22	193.5
3585467	2011 UC292	0.66	2028 октябрь 25	127.2
3595928	2012 BY1	0.66	2018 январь 26	140.0
2192559	192559	0.67	2018 май 09	200.5
2280491	280491	0.67	2024 октябрь 31	193.3
3025759	1999 XM141	0.67	2025 декабрь 05	170.5
3092217	1999 FR19	0.67	2021 сентябрь 23	190.2
3170231	2003 YL118	0.67	2021 июль 14	178.2
3295788	2005 UO	0.67	2016 май 13	142.3
3306401	2005 XK4	0.67	2027 июнь 08	189.8
3329371	2006 GC1	0.67	2025 ноябрь 21	124.7
3368865	2007 DM41	0.67	2017 май 18	139.2
3373977	2007 GY5	0.67	2028 октябрь 20	190.1
3409437	2008 GH110	0.67	2017 июнь 23	122.0
3466027	2009 QL8	0.67	2017 август 11	129.8
3469637	2009 SP171	0.67	2028 декабрь 21	137.0
3512348	2010 FD6	0.67	2016 сентябрь 04	161.8
3512704	2010 FX9	0.67	2027 октябрь 03	192.4
3523944	2010 KP10	0.67	2016 январь 11	125.9
3553060	2010 XT10	0.67	2028 июль 27	115.9
3555082	2011 AK5	0.67	2015 апрель 25	111.2
3556968	2011 CT4	0.67	2019 август 22	139.6
3576726	2011 QG21	0.67	2019 март 08	172.9
3578628	2011 SQ5	0.67	2022 март 15	199.1
3596492	2012 BV61	0.67	2028 октябрь 08	133.6
2004581	4581	0.68	2019 октябрь 29	152.1
2004660	4660	0.68	2021 август 22	121.6
3163743	2003 UM3	0.68	2019 апрель 19	156.5
3167343	2003 WP7	0.68	2017 июнь 03	188.5
3284923	2005 OX	0.68	2025 февраль 12	171.9
3323934	2006 DX	0.68	2016 апрель 28	127.2

3405194	2008 EG9	0.68	2018 март 29	117.5
3407477	2008 FK	0.68	2015 октябрь 21	138.0
3443215	2008 YF30	0.68	2020 июль 16	174.0
3443215	2008 YF30	0.68	2023 июнь 27	196.5
3443215	2008 YF30	0.68	2020 июль 16	173.9
3443215	2008 YF30	0.68	2023 июнь 27	196.5
3455743	2009 FH44	0.68	2027 ноябрь 26	134.1
3516488	2010 GO67	0.68	2025 декабрь 15	128.6
3577116	2011 QD50	0.68	2029 март 03	158.9
3581506	2011 TB4	0.68	2026 апрель 01	197.9
3080636	2001 PT9	0.69	2025 октябрь 20	131.3
3114105	2002 EA	0.69	2022 ноябрь 01	129.0
3143082	2002 VS85	0.69	2021 ноябрь 12	166.8
3150769	2003 EP4	0.69	2021 октябрь 07	158.2
3373918	2007 GU4	0.69	2022 апрель 29	144.4
3393170	2007 VR29	0.69	2029 июль 14	116.6
3401387	2008 CQ	0.69	2021 август 06	189.6
3432677	2008 UD1	0.69	2015 август 28	167.4
3444368	2009 BF2	0.69	2019 январь 21	193.5
3566629	2011 KJ15	0.69	2016 июль 14	149.0
3574902	2011 PE2	0.69	2027 март 09	139.4
3578917	2011 SB25	0.69	2024 сентябрь 26	166.1
3581507	2011 TC4	0.69	2022 июль 06	115.9
3582664	2011 UO91	0.69	2022 октябрь 22	168.4
3583978	2011 UB190	0.69	2018 апрель 28	200.6
2085585	85585	0.70	2028 сентябрь 25	192.9
2099248	99248	0.70	2019 январь 05	198.1
2141593	141593	0.70	2019 апрель 24	119.0
3025767	2000 AF205	0.70	2016 декабрь 26	144.0
3092269	2000 PN8	0.70	2028 март 25	149.7
3092285	2001 BE16	0.70	2022 январь 22	170.9
3145521	2003 AD23	0.70	2023 июль 03	196.7
3273832	2005 EG94	0.70	2024 март 02	165.5
3292346	2005 TE15	0.70	2024 октябрь 10	160.8
3292769	2005 TS15	0.70	2029 октябрь 09	174.2
3388081	2007 TL23	0.70	2027 сентябрь 19	113.0
3444298	2009 BE	0.70	2026 август 06	170.1
3445546	2009 CG	0.70	2018 август 13	195.1
3451796	2009 FP	0.70	2021 сентябрь 05	188.9
3476772	2009 VR44	0.70	2024 май 15	199.9
3553701	2010 XF64	0.70	2019 июнь 12	180.5
3580055	2011 SL173	0.70	2016 июнь 07	116.2
3588018	2011 WR2	0.70	2020 июнь 27	148.8
3591722	2011 YJ28	0.70	2024 январь 11	175.2
2140288	140288	0.71	2026 сентябрь 20	171.3
2161989	161989	0.71	2022 март 02	182.7
2302830	302830	0.71	2020 июнь 01	144.2
3102709	2001 YN2	0.71	2017 март 21	120.7
3170231	2003 YL118	0.71	2027 июль 01	198.3
3263235	2004 XO	0.71	2024 август 03	123.6
3297353	2005 UG5	0.71	2018 май 23	172.6

3313736	2006 BM8	0.71	2028 август 28	134.6
3368860	2007 DX40	0.71	2025 сентябрь 08	181.2
3384064	2007 RP9	0.71	2028 март 23	176.4
3405069	2008 EM6	0.71	2022 сентябрь 28	168.7
3430306	2008 TZ3	0.71	2015 декабрь 15	141.5
3443215	2008 YF30	0.71	2017 июль 26	162.1
3443215	2008 YF30	0.71	2023 июль 03	190.1
3443215	2008 YF30	0.71	2017 июль 26	162.1
3461188	2009 KD3	0.71	2024 декабрь 11	134.4
3471586	2009 UD	0.71	2028 октябрь 16	189.6
3555172	2011 AB37	0.71	2025 январь 23	186.7
3557089	2011 CO14	0.71	2028 август 16	195.2
3568329	2011 MW1	0.71	2024 апрель 18	96.6
3568377	2011 MQ3	0.71	2029 декабрь 25	192.0
3574783	2011 PS	0.71	2028 май 01	152.4
3575154	2011 OJ45	0.71	2016 октябрь 26	141.7
3582056	2011 UT	0.71	2017 май 08	133.4
3596097	2011 YU74	0.71	2025 февраль 06	96.6
3082928	2001 SP263	0.72	2024 март 29	179.7
3091994	2001 QF96	0.72	2024 февраль 28	199.0
3092102	1990 UN	0.72	2019 декабрь 02	95.2
3102694	2001 XP31	0.72	2027 февраль 03	96.9
3263660	2004 XA45	0.72	2029 май 13	186.8
3313558	2006 BO7	0.72	2017 июль 18	190.5
3315651	2006 CK	0.72	2023 август 03	190.2
3324625	2006 DO62	0.72	2029 февраль 05	91.8
3328633	2006 FU	0.72	2020 сентябрь 28	186.3
3359282	2006 WN3	0.72	2023 декабрь 16	172.1
3384182	2007 RQ12	0.72	2019 май 29	108.4
3389467	2007 UE6	0.72	2024 декабрь 07	122.0
3404493	2008 DX22	0.72	2021 ноябрь 07	107.5
3430306	2008 TZ3	0.72	2025 ноябрь 06	188.5
3448069	2009 DT10	0.72	2023 август 21	152.2
3477700	2009 WN6	0.72	2019 май 30	191.2
3512348	2010 FD6	0.72	2023 май 19	165.7
3514799	2010 FH81	0.72	2028 декабрь 16	171.7
3516489	2010 GP67	0.72	2016 октябрь 24	187.0
3549391	2010 TU149	0.72	2027 январь 25	132.0
3552538	2010 WC3	0.72	2029 май 18	192.8
3555205	2011 AN37	0.72	2015 март 21	135.1
3557089	2011 CO14	0.72	2022 сентябрь 20	152.5
3568319	2011 MU	0.72	2022 март 08	104.6
2012923	12923	0.73	2021 март 08	198.3
2207398	207398	0.73	2024 март 08	118.8
3018335	1999 FN19	0.73	2018 февраль 04	92.0
3157483	2003 OC3	0.73	2019 ноябрь 17	114.8
3167343	2003 WP7	0.73	2024 июнь 04	186.8
3295787	2005 UN	0.73	2015 апрель 18	195.4
3314045	2006 BE55	0.73	2022 ноябрь 29	91.3
3321492	2006 CT	0.73	2028 январь 30	152.3
3332534	2006 JV26	0.73	2025 ноябрь 18	179.8

3374667	2007 HB15	0.73	2021 март 29	115.3
3405069	2008 EM6	0.73	2027 сентябрь 07	194.0
3405189	2008 EA9	0.73	2020 январь 29	193.2
3443804	2008 YU32	0.73	2029 май 13	200.0
3467084	2009 RU1	0.73	2020 март 09	149.2
3511911	2010 EW45	0.73	2018 август 15	115.1
3557089	2011 CO14	0.73	2028 август 18	193.5
3582664	2011 UO91	0.73	2028 апрель 18	201.8
2162000	162000	0.74	2027 март 07	172.1
2164121	164121	0.74	2016 май 09	173.6
3114030	2002 CB19	0.74	2017 октябрь 23	103.3
3261919	2004 VM24	0.74	2021 июнь 04	161.8
3341510	2006 RH2	0.74	2023 март 13	182.2
3345300	2006 SP131	0.74	2019 сентябрь 26	169.1
3348448	2006 TB7	0.74	2027 март 26	195.1
3519486	2010 HQ80	0.74	2019 ноябрь 01	172.3
3545552	2010 RF12	0.74	2023 сентябрь 06	190.2
3548530	2010 TH54	0.74	2019 апрель 01	202.6
3549696	2010 UP	0.74	2021 апрель 21	182.8
3554012	2010 XY72	0.74	2021 апрель 24	174.4
3555792	2011 BO24	0.74	2028 декабрь 23	184.8
3555886	2011 BH39	0.74	2027 ноябрь 02	94.4
3584136	2011 UY192	0.74	2028 ноябрь 28	147.6
3596492	2012 BV61	0.74	2028 июнь 11	178.0
2232691	232691	0.75	2017 февраль 25	172.7
2242708	242708	0.75	2025 август 18	138.0
3016522	1998 XN2	0.75	2015 июнь 30	126.1
3092276	2000 WH10	0.75	2016 май 10	202.3
3114030	2002 CB19	0.75	2023 февраль 07	178.7
3160841	2003 SQ222	0.75	2027 апрель 30	166.2
3297359	2005 UO5	0.75	2020 май 24	185.0
3297359	2005 UO5	0.75	2025 май 22	189.2
3297359	2005 UO5	0.75	2020 май 24	184.7
3297359	2005 UO5	0.75	2025 май 22	189.2
3310464	2006 AN	0.75	2029 июнь 29	197.5
3314051	2006 BN55	0.75	2028 июль 28	196.7
3392364	2007 VS6	0.75	2018 июнь 23	122.4
3402131	2008 CC6	0.75	2024 октябрь 09	138.3
3410534	2008 JP24	0.75	2021 сентябрь 04	124.3
3441149	2008 XQ2	0.75	2021 апрель 24	191.3
3529053	2010 LK34	0.75	2022 август 07	163.5
3529623	2010 LK68	0.75	2015 январь 01	160.7
3574819	2011 OF26	0.75	2020 октябрь 30	97.7
3599477	2012 DF4	0.75	2021 февраль 15	201.4
2308635	308635	0.76	2021 апрель 26	169.9
3025766	2000 AA6	0.76	2018 август 27	137.8
3092412	2001 UZ16	0.76	2029 февраль 11	196.3
3157017	2003 MN	0.76	2016 декабрь 28	173.4
3184160	2004 MX2	0.76	2027 январь 16	189.5
3308950	2005 YK	0.76	2017 июнь 20	193.8
3359094	2006 WV	0.76	2021 декабрь 05	163.3

3363228	2006 WZ184	0.76	2022 июнь 01	138.8
3363699	2006 XR4	0.76	2023 июнь 14	179.0
3363699	2006 XR4	0.76	2025 декабрь 15	167.9
3363699	2006 XR4	0.76	2023 июнь 14	179.0
3363699	2006 XR4	0.76	2025 декабрь 15	167.9
3372217	2007 FT3	0.76	2026 март 30	190.0
3394753	2007 VJ189	0.76	2020 май 15	201.7
3412889	2008 KZ5	0.76	2018 февраль 11	191.9
3443215	2008 YF30	0.76	2026 июнь 26	199.1
3451794	2009 FK	0.76	2023 сентябрь 23	184.7
3477705	2009 WX6	0.76	2016 июль 06	137.6
3578913	2011 SC25	0.76	2027 май 29	123.4
3591611	2011 YG6	0.76	2016 август 05	147.0
3591611	2011 YG6	0.76	2021 июнь 24	199.2
3591611	2011 YG6	0.76	2016 август 05	147.1
3591611	2011 YG6	0.76	2021 июнь 24	199.2
2007822	7822	0.77	2015 февраль 26	195.3
2085236	85236	0.77	2019 май 15	179.6
2162039	162039	0.77	2024 декабрь 20	157.3
2162120	162120	0.77	2023 май 21	142.8
2301844	301844	0.77	2028 январь 05	135.0
3076814	2001 KF54	0.77	2026 июль 14	117.4
3251513	2004 RY10	0.77	2019 сентябрь 08	165.6
3300165	2005 WA	0.77	2024 май 25	172.6
3363228	2006 WZ184	0.77	2030 апрель 13	132.8
3365952	2007 AB2	0.77	2022 май 02	135.7
3405069	2008 EM6	0.77	2017 октябрь 24	140.9
3408698	2008 GW20	0.77	2018 ноябрь 15	178.3
3448069	2009 DT10	0.77	2026 август 01	167.0
3459084	2009 HW67	0.77	2023 май 22	140.0
3483887	2009 YS	0.77	2022 июнь 12	190.9
3512704	2010 FX9	0.77	2020 апрель 25	147.2
3555675	2011 BV11	0.77	2022 февраль 25	167.7
3557829	2011 DS	0.77	2027 март 08	169.7
3582027	2011 UB	0.77	2019 июль 02	139.5
2041429	41429	0.78	2030 апрель 12	151.7
3028807	2000 CE59	0.78	2017 февраль 07	177.6
3157028	2003 MK4	0.78	2022 июль 04	189.1
3177238	2004 FM32	0.78	2026 сентябрь 27	184.1
3273972	2005 EV95	0.78	2025 сентябрь 19	194.9
3297359	2005 UO5	0.78	2015 июнь 08	169.9
3358670	2006 VP13	0.78	2020 май 11	201.4
3401432	2008 CS1	0.78	2016 февраль 03	192.9
3404526	2008 EL	0.78	2029 ноябрь 01	133.5
3425604	2008 QY	0.78	2018 март 22	171.5
3441114	2008 XM1	0.78	2016 март 05	114.0
3457849	2009 HL21	0.78	2023 декабрь 11	132.5
3465690	2009 PQ1	0.78	2020 апрель 25	100.5
3476771	2009 VQ44	0.78	2023 май 07	197.9
3511914	2010 FB	0.78	2022 сентябрь 15	193.1
3515456	2010 GD25	0.78	2026 ноябрь 26	112.4

3529599	2010 LZ63	0.78	2015 октябрь 03	123.7
3553155	2010 XJ11	0.78	2026 июль 11	151.2
3578980	2011 SO32	0.78	2020 апрель 08	203.7
3596036	2012 BC14	0.78	2021 июль 07	193.2
3599252	2012 CO36	0.78	2018 август 18	190.8
3599862	2012 DE31	0.78	2026 февраль 10	171.3
2162082	162082	0.79	2019 июнь 07	141.6
2164207	164207	0.79	2029 апрель 28	176.1
2207945	207945	0.79	2027 январь 13	128.7
3022969	1999 SO5	0.79	2024 октябрь 09	174.8
3035243	2000 GV147	0.79	2029 ноябрь 30	174.2
3092242	1999 VK12	0.79	2019 май 09	202.6
3143081	2002 VR85	0.79	2020 январь 29	90.8
3144515	2002 XQ40	0.79	2020 январь 24	118.1
3251712	2004 RE84	0.79	2017 июнь 18	105.5
3255980	2004 TP1	0.79	2020 декабрь 19	116.6
3267565	2005 CU61	0.79	2020 сентябрь 02	142.2
3274164	2005 EG169	0.79	2015 май 20	111.5
3275512	2005 GU	0.79	2028 апрель 16	171.5
3373977	2007 GY5	0.79	2017 ноябрь 26	148.9
3404769	2008 ES5	0.79	2018 ноябрь 04	115.7
3404783	2008 EX5	0.79	2015 май 02	157.7
3467147	2009 RY3	0.79	2022 март 10	180.8
3467355	2009 SW17	0.79	2029 июнь 02	146.0
3479119	2009 WE106	0.79	2020 май 27	181.8
3511361	2010 ES12	0.79	2024 октябрь 25	148.2
3515661	2010 GR33	0.79	2015 сентябрь 01	165.3
3557485	2011 CX46	0.79	2018 май 02	118.5
3578913	2011 SC25	0.79	2019 июнь 03	118.5
3599862	2012 DE31	0.79	2027 август 15	193.4
2173561	173561	0.80	2019 февраль 06	194.2
2186822	186822	0.80	2026 апрель 10	172.0
3025761	1999 YG3	0.80	2015 июль 16	194.5
3081292	2001 QE71	0.80	2028 август 21	195.6
3092135	1995 CS	0.80	2023 август 23	149.3
3092286	2001 BB40	0.80	2021 июль 26	192.2
3154350	2003 JY2	0.80	2026 ноябрь 18	184.1
3177205	2004 FX1	0.80	2015 сентябрь 16	188.2
3273969	2005 ES95	0.80	2021 сентябрь 10	195.3
3441092	2008 XS	0.80	2021 июнь 01	181.2
3455136	2009 FT23	0.80	2018 апрель 02	163.8
3550305	2010 VJ1	0.80	2024 июнь 06	158.0
3599392	2012 CS46	0.80	2027 декабрь 04	144.7
2085990	85990	0.81	2016 сентябрь 08	134.1
2138971	138971	0.81	2026 июнь 03	111.4
2220124	220124	0.81	2016 ноябрь 04	155.6
2242708	242708	0.81	2017 декабрь 08	138.4
2276049	276049	0.81	2024 апрель 10	155.4
3102759	2002 AL14	0.81	2020 январь 29	169.9
3114072	2002 CT118	0.81	2027 август 15	196.5
3151652	2003 FF5	0.81	2026 октябрь 06	192.2

3158114	2003 QH5	0.81	2020 январь 20	178.6
3265906	2005 AZ28	0.81	2020 август 24	93.4
3292012	2005 SE71	0.81	2018 январь 15	105.5
3325502	2006 EC	0.81	2022 сентябрь 10	173.5
3361550	2006 WQ127	0.81	2018 июнь 04	174.0
3363379	2006 XD2	0.81	2023 декабрь 15	153.0
3363699	2006 XR4	0.81	2023 июнь 24	169.4
3406335	2008 EG85	0.81	2023 сентябрь 15	191.4
3409125	2008 GY21	0.81	2015 апрель 25	148.7
3454530	2009 FJ1	0.81	2025 март 25	201.8
3478344	2009 WV51	0.81	2029 ноябрь 24	166.6
3484929	2010 AJ3	0.81	2028 июль 12	178.1
3528339	2010 LN14	0.81	2016 сентябрь 15	116.6
3548525	2010 TB54	0.81	2021 октябрь 07	195.9
3548892	2010 TN55	0.81	2024 апрель 13	161.6
3552572	2010 WE1	0.81	2022 декабрь 21	162.6
3595922	2012 BR1	0.81	2020 январь 18	169.1
2085990	85990	0.82	2017 август 21	164.4
2152754	152754	0.82	2019 апрель 25	136.7
3006176	1995 FF	0.82	2026 май 10	171.3
3009008	1996 GD1	0.82	2023 июль 02	118.9
3013067	1997 XR2	0.82	2024 декабрь 02	186.9
3081292	2001 QE71	0.82	2020 февраль 17	195.3
3092342	2001 SH276	0.82	2027 май 05	167.1
3126226	2002 KM3	0.82	2028 ноябрь 19	195.5
3152312	2003 GY	0.82	2016 февраль 11	173.0
3267370	2005 CU38	0.82	2027 октябрь 09	125.0
3342645	2006 SG7	0.82	2022 июнь 12	117.5
3394537	2007 VF184	0.82	2023 май 08	196.9
3405090	2008 ER7	0.82	2016 август 31	147.0
3427441	2008 SC	0.82	2016 июнь 10	104.7
3428530	2008 SW150	0.82	2020 июнь 30	118.2
3444553	2009 BH11	0.82	2023 апрель 22	179.1
3508155	2010 DU1	0.82	2020 октябрь 17	128.9
3515381	2010 GM23	0.82	2015 ноябрь 13	152.0
3536557	2010 NH	0.82	2016 январь 01	189.9
3550304	2010 VH1	0.82	2023 ноябрь 01	164.4
3554012	2010 XY72	0.82	2027 июль 19	101.3
3557529	2011 CD50	0.82	2025 август 27	177.5
3576726	2011 QG21	0.82	2023 февраль 14	203.1
2086666	86666	0.83	2015 май 15	146.0
2263976	263976	0.83	2026 июль 06	168.8
2297300	297300	0.83	2021 май 06	170.5
3120891	2002 GG8	0.83	2029 октябрь 14	190.9
3335613	2006 LD1	0.83	2020 май 26	203.3
3363228	2006 WZ184	0.83	2022 март 12	148.9
3404367	2008 DL5	0.83	2015 ноябрь 15	109.4
3408583	2008 GP3	0.83	2018 апрель 08	173.3
3409649	2008 HD2	0.83	2023 ноябрь 03	192.4
3412890	2008 KA6	0.83	2017 май 15	170.8
3412891	2008 KB6	0.83	2022 декабрь 26	166.8

3427441	2008 SC	0.83	2024 апрель 29	143.6
3523341	2010 KB8	0.83	2017 декабрь 21	158.3
3549619	2010 UE	0.83	2018 май 13	173.9
3553282	2010 XB25	0.83	2017 июль 05	161.5
3553282	2010 XB25	0.83	2024 май 31	202.6
3553282	2010 XB25	0.83	2017 июль 05	161.5
3553282	2010 XB25	0.83	2024 май 31	202.9
3555625	2011 BJ2	0.83	2016 апрель 23	204.4
2007753	7753	0.84	2029 февраль 06	139.1
2162157	162157	0.84	2026 август 04	197.7
2218863	218863	0.84	2022 сентябрь 18	186.4
3046125	2000 QV7	0.84	2015 февраль 24	201.2
3092285	2001 BE16	0.84	2029 март 31	113.2
3102723	2002 AC	0.84	2028 декабрь 04	165.2
3117424	2002 EC3	0.84	2020 ноябрь 14	129.1
3143082	2002 VS85	0.84	2015 январь 29	101.7
3157021	2003 ME1	0.84	2016 июнь 20	168.5
3170237	2003 YH111	0.84	2018 декабрь 23	199.5
3263661	2004 XB45	0.84	2028 январь 10	138.3
3289125	2005 QK76	0.84	2024 август 30	186.1
3309831	2005 YN128	0.84	2022 июль 18	184.0
3313730	2006 BW7	0.84	2023 май 14	132.2
3372212	2007 FO3	0.84	2016 октябрь 22	158.6
3405072	2008 EP6	0.84	2015 октябрь 25	92.0
3406026	2008 EY84	0.84	2028 апрель 23	137.4
3451788	2009 FD	0.84	2015 июль 10	113.7
3455470	2009 FP32	0.84	2020 март 21	128.1
3523941	2010 HZ108	0.84	2017 март 20	197.7
3528339	2010 LN14	0.84	2015 март 07	109.6
3542518	2010 PJ9	0.84	2029 февраль 21	169.0
3549393	2010 TW149	0.84	2023 апрель 27	179.0
3550889	2010 SC41	0.84	2020 ноябрь 15	190.8
3552534	2010 WH1	0.84	2019 февраль 10	109.0
3555012	2011 AL1	0.84	2018 июнь 27	198.1
3556208	2011 CG2	0.84	2025 январь 13	200.6
2085990	85990	0.85	2018 август 04	188.7
2164207	164207	0.85	2028 апрель 28	175.6
3018334	1999 FA	0.85	2017 март 06	204.9
3028809	2000 CO101	0.85	2028 март 13	182.9
3081292	2001 QE71	0.85	2028 август 23	193.0
3175336	2004 DF2	0.85	2016 март 24	141.7
3263453	2004 XP14	0.85	2020 январь 02	189.0
3263664	2004 XN50	0.85	2028 июль 14	152.0
3267202	2005 CM7	0.85	2022 сентябрь 08	134.8
3299722	2005 VO5	0.85	2025 март 30	99.9
3321668	2006 CU10	0.85	2015 февраль 15	169.5
3347494	2006 SV217	0.85	2023 октябрь 29	169.1
3402648	2008 CK119	0.85	2020 август 20	195.3
3410171	2008 JV2	0.85	2019 ноябрь 11	196.2
3412889	2008 KZ5	0.85	2023 февраль 11	192.7
3428531	2008 SY150	0.85	2021 апрель 02	201.3

3444552	2009 BG11	0.85	2022 январь 21	202.8
3454736	2009 FZ4	0.85	2016 апрель 15	137.8
3550057	2010 UG7	0.85	2027 апрель 16	203.0
3557482	2011 CU46	0.85	2015 сентябрь 20	131.7
3558276	2011 EH	0.85	2019 сентябрь 24	131.7
3585467	2011 UC292	0.85	2019 октябрь 19	120.9
2162474	162474	0.86	2022 июнь 12	178.1
2235756	235756	0.86	2020 октябрь 07	194.7
3005871	1993 HC	0.86	2020 октябрь 16	193.6
3023012	1999 RA32	0.86	2026 март 08	205.5
3141525	2002 UQ12	0.86	2016 июль 16	111.3
3274493	2005 FA	0.86	2020 сентябрь 16	191.2
3345300	2006 SP131	0.86	2025 март 23	203.5
3363699	2006 XR4	0.86	2025 декабрь 19	162.9
3392303	2007 VE3	0.86	2028 январь 19	114.6
3403149	2008 DB	0.86	2019 март 05	162.7
3449590	2009 EO2	0.86	2026 июнь 16	174.7
3455314	2009 FP28	0.86	2026 январь 07	143.0
3468491	2009 SR103	0.86	2027 март 21	204.1
3478352	2009 WR52	0.86	2028 ноябрь 22	186.2
3552668	2010 XB	0.86	2022 июнь 22	182.3
3595926	2012 BV1	0.86	2016 январь 16	174.8
3597093	2012 BP123	0.86	2030 февраль 17	203.4
2001566	1566	0.87	2015 февраль 15	126.9
2004179	4179	0.87	2016 июль 11	178.3
2163818	163818	0.87	2029 май 22	172.6
2175729	175729	0.87	2023 январь 24	171.4
2216985	216985	0.87	2026 сентябрь 17	185.8
3131057	2002 NV16	0.87	2024 июль 22	93.1
3177238	2004 FM32	0.87	2026 октябрь 30	156.2
3180153	2004 HG12	0.87	2022 октябрь 21	176.6
3275977	2005 GQ33	0.87	2015 июнь 19	124.3
3359266	2006 WP1	0.87	2024 январь 08	141.7
3368865	2007 DM41	0.87	2026 май 03	146.7
3566630	2011 KK15	0.87	2030 январь 20	151.5
3599862	2012 DE31	0.87	2026 февраль 14	167.4
2162039	162039	0.88	2020 май 13	170.1
2189040	189040	0.88	2028 август 02	190.2
2260141	260141	0.88	2016 октябрь 29	198.2
2297274	297274	0.88	2015 апрель 07	206.1
3071763	2001 EB18	0.88	2015 февраль 24	175.0
3092408	2001 UT16	0.88	2020 апрель 20	198.3
3127400	2002 LS24	0.88	2018 декабрь 02	200.1
3251712	2004 RE84	0.88	2019 ноябрь 06	120.0
3273787	2005 ER70	0.88	2027 сентябрь 12	191.3
3292767	2005 TP15	0.88	2019 март 28	180.9
3313974	2006 BV39	0.88	2023 январь 27	203.8
3335046	2006 KK89	0.88	2027 июнь 15	150.7
3355845	2006 UQ216	0.88	2021 октябрь 31	186.9
3370498	2007 EG26	0.88	2015 сентябрь 11	188.4
3423321	2008 PW4	0.88	2018 апрель 15	126.7

3428343	2008 SX148	0.88	2015 март 15	206.4
3444297	2009 BD	0.88	2022 август 22	140.9
3478348	2009 WA52	0.88	2021 июнь 19	167.6
3478655	2009 WF54	0.88	2021 май 21	204.2
3479120	2009 WF106	0.88	2021 декабрь 26	152.6
3548666	2010 TW54	0.88	2026 апрель 30	145.2
3559596	2011 EM40	0.88	2025 март 23	167.3
3560130	2011 FS9	0.88	2029 август 29	186.1
3588013	2011 WL2	0.88	2018 октябрь 26	170.1
3592227	2012 AF3	0.88	2024 июль 06	201.4
2041429	41429	0.89	2028 апрель 02	156.0
2052760	52760	0.89	2028 февраль 28	169.8
2068267	68267	0.89	2027 июнь 19	103.8
2138404	138404	0.89	2016 ноябрь 15	109.0
3092247	1999 XN141	0.89	2015 июнь 18	203.4
3136735	2002 SQ	0.89	2024 март 24	205.3
3153512	2003 HG2	0.89	2025 май 16	165.2
3177210	2004 FY3	0.89	2028 октябрь 13	168.6
3182181	2004 JP12	0.89	2017 январь 12	110.5
3255171	2004 ST26	0.89	2018 апрель 15	147.0
3313726	2006 BX7	0.89	2022 август 31	162.9
3363879	2006 YF	0.89	2020 январь 12	153.2
3368403	2007 DC	0.89	2028 июнь 11	154.5
3399121	2008 AG4	0.89	2024 июль 12	196.4
3403148	2006 RH120	0.89	2028 ноябрь 03	195.2
3404366	2008 DK5	0.89	2015 март 27	150.5
3445540	2009 BG81	0.89	2020 ноябрь 29	88.9
3479123	2009 WJ106	0.89	2017 июнь 13	147.0
3484927	2010 AG3	0.89	2017 ноябрь 09	100.3
3553586	2010 XO56	0.89	2017 июнь 24	200.8
3556962	2011 CZ3	0.89	2025 март 16	102.2
3559596	2011 EM40	0.89	2026 октябрь 04	186.1
3560131	2011 FT9	0.89	2026 февраль 12	105.4
3592227	2012 AF3	0.89	2023 январь 06	186.1
3599862	2012 DE31	0.89	2027 август 20	188.4
3091724	2001 PG14	0.90	2026 март 16	178.5
3114022	2002 CV11	0.90	2026 август 09	193.2
3127399	2002 LR24	0.90	2015 декабрь 09	191.2
3183841	2004 LV	0.90	2021 август 29	105.6
3266034	2005 BN1	0.90	2016 сентябрь 16	112.2
3274693	2005 FG	0.90	2018 апрель 27	121.1
3292009	2005 SB71	0.90	2022 апрель 30	180.5
3314053	2006 BF56	0.90	2023 август 20	154.6
3363879	2006 YF	0.90	2026 декабрь 31	163.7
3364159	2006 YP	0.90	2028 июнь 21	178.3
3399581	2008 AZ30	0.90	2027 сентябрь 25	103.7
3405338	2008 EL68	0.90	2021 ноябрь 04	169.8
3408173	2008 GF1	0.90	2016 апрель 10	166.1
3409649	2008 HD2	0.90	2015 июнь 19	104.7
3428343	2008 SX148	0.90	2026 сентябрь 17	165.6
3463173	2009 LU2	0.90	2029 июль 07	160.1

3511894	2010 EK44	0.90	2029 март 20	171.5
3555675	2011 BV11	0.90	2024 август 01	198.2
3558375	2011 EL11	0.90	2024 август 26	168.6
3582137	2011 UG20	0.90	2017 апрель 15	177.3
3001703	1989 AZ	0.91	2026 июль 18	201.1
3046149	2000 RE52	0.91	2026 март 11	197.5
3067589	2000 TL1	0.91	2017 май 27	134.1
3141522	2002 UK11	0.91	2021 февраль 01	135.3
3172327	2004 BH11	0.91	2023 апрель 20	117.0
3184159	2004 MW2	0.91	2025 декабрь 27	201.9
3373618	2007 GY1	0.91	2020 июль 16	131.4
3373917	2007 GS4	0.91	2022 апрель 24	199.0
3376261	2007 JX2	0.91	2024 август 26	96.0
3388408	2007 TE71	0.91	2025 апрель 29	180.5
3409962	2008 HC38	0.91	2020 декабрь 05	166.2
3550077	2010 UP7	0.91	2017 июль 18	113.6
3552578	2010 WR7	0.91	2028 март 19	109.0
3554012	2010 XY72	0.91	2021 апрель 30	168.0
3555204	2011 AL37	0.91	2025 март 31	96.0
3555769	2011 BG24	0.91	2015 август 25	157.7
3574100	2011 OR15	0.91	2028 апрель 20	137.5
3590266	2011 XM1	0.91	2024 август 20	115.5
3595922	2012 BR1	0.91	2022 июль 20	198.3
3596040	2012 BG14	0.91	2018 февраль 07	182.8
2136993	136993	0.92	2026 апрель 08	203.2
2163081	163081	0.92	2018 декабрь 17	120.4
2199145	199145	0.92	2022 ноябрь 17	91.2
2216258	216258	0.92	2019 сентябрь 05	108.8
3077026	2001 KM20	0.92	2018 ноябрь 18	193.5
3092276	2000 WH10	0.92	2020 май 10	204.9
3182169	2004 JN1	0.92	2020 октябрь 28	124.6
3183834	2004 LB	0.92	2018 февраль 14	113.5
3347494	2006 SV217	0.92	2018 март 14	143.7
3370170	2007 EJ	0.92	2018 август 04	115.0
3403505	2008 AO112	0.92	2015 сентябрь 05	119.4
3405072	2008 EP6	0.92	2027 июль 26	168.2
3432676	2008 UF1	0.92	2025 декабрь 09	149.2
3443215	2008 YF30	0.92	2029 июнь 26	201.8
3457438	2009 HV2	0.92	2029 ноябрь 08	187.3
3468531	2009 SQ104	0.92	2028 декабрь 14	160.1
3584583	2011 UX275	0.92	2029 ноябрь 03	169.3
3592227	2012 AF3	0.92	2024 июль 08	199.6
3596037	2012 BD14	0.92	2016 февраль 18	147.2
3596845	2012 BJ86	0.92	2025 август 02	143.7
2004581	4581	0.93	2018 октябрь 14	144.5
2164207	164207	0.93	2027 апрель 29	175.1
3010396	1997 TZ16	0.93	2017 апрель 03	202.2
3137865	2002 TB70	0.93	2019 октябрь 08	170.1
3150194	2003 DZ15	0.93	2029 сентябрь 02	144.9
3157021	2003 ME1	0.93	2019 декабрь 21	175.5
3164418	2003 UW29	0.93	2027 июнь 07	131.5

3297361	2005 UX5	0.93	2019 апрель 28	207.1
3302880	2005 WC	0.93	2027 март 13	110.5
3321492	2006 CT	0.93	2020 январь 08	172.8
3370493	2007 EY25	0.93	2016 сентябрь 08	198.5
3374667	2007 HB15	0.93	2028 апрель 15	140.2
3385643	2007 RS146	0.93	2018 апрель 12	129.3
3394543	2007 VM184	0.93	2025 август 25	97.3
3434369	2008 UW91	0.93	2024 июль 28	115.8
3523944	2010 KP10	0.93	2027 ноябрь 16	195.6
3556962	2011 CZ3	0.93	2027 март 10	123.3
3557081	2011 CA7	0.93	2028 сентябрь 07	159.0
2042286	42286	0.94	2023 декабрь 01	154.3
2085990	85990	0.94	2019 июль 27	201.6
2138175	138175	0.94	2026 июнь 30	118.7
2138175	138175	0.94	2027 июль 14	108.8
2138175	138175	0.94	2026 июнь 30	118.7
2138175	138175	0.94	2027 июль 14	108.9
2138175	138175	0.94	2026 июнь 30	118.7
2138175	138175	0.94	2027 июль 14	108.8
2164207	164207	0.94	2029 май 04	170.1
3009749	1997 CD17	0.94	2021 август 13	174.3
3092388	2001 TO48	0.94	2019 февраль 09	168.2
3102759	2002 AL14	0.94	2022 август 03	195.1
3114072	2002 CT118	0.94	2025 февраль 16	198.3
3120865	2002 GS	0.94	2023 октябрь 28	196.2
3154491	2003 JO14	0.94	2017 июль 20	127.8
3166087	2003 WE	0.94	2024 июль 18	107.7
3175335	2004 DL1	0.94	2015 октябрь 17	109.2
3262691	2004 WH1	0.94	2025 май 19	178.8
3351218	2006 UK	0.94	2016 январь 27	100.8
3390107	2007 UL12	0.94	2018 июль 11	126.6
3408077	2008 GK	0.94	2018 июнь 14	125.2
3428532	2008 SZ150	0.94	2023 март 29	199.7
3430408	2008 TV25	0.94	2026 сентябрь 06	199.2
3465716	2009 PA3	0.94	2022 март 30	143.2
3553284	2010 XD25	0.94	2020 июнь 18	199.1
3557842	2011 DU	0.94	2025 январь 23	90.5
3576469	2011 QS2	0.94	2024 февраль 13	206.6
3591407	2011 XA3	0.94	2020 август 31	109.6
3595988	2012 BO11	0.94	2029 август 27	175.2
3599863	2012 DF31	0.94	2018 ноябрь 19	110.4
2024761	24761	0.95	2029 август 30	153.8
2065909	65909	0.95	2019 январь 15	160.2
2085990	85990	0.95	2015 октябрь 10	89.3
2138175	138175	0.95	2025 июнь 15	128.9
2169352	169352	0.95	2019 апрель 24	204.5
3092153	1996 TD9	0.95	2016 апрель 15	207.6
3102785	2002 BG25	0.95	2016 август 08	195.0
3150778	2003 EC50	0.95	2015 октябрь 14	163.6
3158122	2003 QB30	0.95	2022 август 09	159.7
3182181	2004 JP12	0.95	2030 январь 15	107.6

3184156	2004 MR1	0.95	2019 май 09	101.8
3250196	2004 QF14	0.95	2029 май 09	100.0
3263254	2004 XK3	0.95	2023 май 28	134.1
3289929	2005 RX3	0.95	2024 май 25	119.3
3313558	2006 BO7	0.95	2017 ноябрь 26	142.1
3360541	2006 WV29	0.95	2024 июнь 05	167.3
3402366	2008 CM74	0.95	2017 февраль 10	206.3
3406338	2008 EK85	0.95	2028 сентябрь 17	188.0
3477940	2009 WW7	0.95	2017 июнь 06	140.5
3484643	2010 AR1	0.95	2026 май 22	162.5
3551520	2010 VP139	0.95	2022 январь 19	137.3
3553284	2010 XD25	0.95	2022 декабрь 16	197.9
3553284	2010 XD25	0.95	2020 июнь 21	196.0
3553284	2010 XD25	0.95	2022 декабрь 16	197.9
3556968	2011 CT4	0.95	2028 июль 27	201.7
3559907	2011 EW73	0.95	2018 октябрь 16	163.3
2007341	7341	0.96	2026 октябрь 19	98.4
2085990	85990	0.96	2019 июль 28	200.6
2138175	138175	0.96	2028 июль 26	99.5
2162825	162825	0.96	2022 апрель 28	139.0
2163692	163692	0.96	2022 февраль 07	147.7
2169352	169352	0.96	2016 май 04	191.4
2271480	271480	0.96	2020 ноябрь 09	118.3
3013067	1997 XR2	0.96	2026 июнь 01	201.4
3025752	1999 VS6	0.96	2016 ноябрь 23	167.0
3081292	2001 QE71	0.96	2029 март 20	125.8
3092276	2000 WH10	0.96	2024 май 10	205.5
3114027	2002 CD14	0.96	2028 май 22	109.0
3125003	2002 JE9	0.96	2022 октябрь 13	169.3
3160731	2003 SR15	0.96	2016 июнь 01	116.6
3275977	2005 GQ33	0.96	2022 декабрь 04	110.6
3368860	2007 DX40	0.96	2022 март 05	197.2
3372212	2007 FO3	0.96	2026 сентябрь 19	199.1
3393817	2007 VU83	0.96	2025 июнь 21	169.4
3410534	2008 JP24	0.96	2028 сентябрь 21	121.6
3426791	2008 RH1	0.96	2019 сентябрь 14	163.3
3441842	2008 YJ2	0.96	2020 июнь 06	205.2
3446392	2009 CP5	0.96	2027 октябрь 29	121.3
3449114	2009 EP	0.96	2028 февраль 09	115.7
3485631	2010 AF40	0.96	2020 август 13	162.1
3520209	2010 JO33	0.96	2017 ноябрь 10	173.3
3595988	2012 BO11	0.96	2016 май 11	150.7
2003200	3200	0.97	2017 август 20	118.7
2162882	162882	0.97	2025 ноябрь 08	102.1
2169352	169352	0.97	2022 апрель 22	207.9
2169352	169352	0.97	2019 апрель 29	200.1
2169352	169352	0.97	2022 апрель 22	207.9
2250697	250697	0.97	2018 ноябрь 22	127.5
3012987	1998 FL3	0.97	2022 март 21	200.7
3020897	1999 FJ21	0.97	2021 июль 07	100.6
3137852	2002 TA69	0.97	2026 июль 10	107.0

3141525	2002 UQ12	0.97	2023 июль 07	121.2
3274164	2005 EG169	0.97	2026 ноябрь 04	137.6
3288441	2005 PJ2	0.97	2022 февраль 24	196.0
3351218	2006 UK	0.97	2028 май 24	169.2
3368860	2007 DX40	0.97	2024 февраль 12	157.9
3387132	2007 SR11	0.97	2029 май 06	152.3
3401101	2008 BD15	0.97	2026 август 18	179.9
3409668	2008 HJ3	0.97	2027 ноябрь 08	195.1
3451791	2009 FG	0.97	2019 октябрь 01	195.2
3467187	2009 SN	0.97	2026 март 05	196.1
3471693	2009 UU1	0.97	2018 декабрь 06	140.8
3479127	2009 WO106	0.97	2017 июль 03	168.2
3484837	2010 AM2	0.97	2025 август 17	140.5
3485631	2010 AF40	0.97	2025 январь 19	168.4
3508112	2010 CF19	0.97	2022 август 28	199.7
3552770	2010 XU	0.97	2030 февраль 14	178.1
3553962	2010 XO69	0.97	2024 январь 28	111.5
3555627	2011 BF10	0.97	2021 июль 26	178.6
3558382	2011 ED12	0.97	2018 март 12	205.0
2138175	138175	0.98	2023 май 29	138.2
2138175	138175	0.98	2024 июнь 08	131.5
2138175	138175	0.98	2022 май 16	147.4
2138175	138175	0.98	2023 май 29	138.2
2138175	138175	0.98	2024 июнь 08	131.4
2138175	138175	0.98	2022 май 16	147.3
2138175	138175	0.98	2023 май 29	138.1
2138175	138175	0.98	2024 июнь 08	131.5
2138175	138175	0.98	2022 май 16	147.4
2164207	164207	0.98	2026 апрель 29	174.5
2186822	186822	0.98	2024 июнь 12	119.9
3092269	2000 PN8	0.98	2021 апрель 16	123.7
3092316	2001 QL163	0.98	2015 февраль 13	206.9
3102674	2001 XG1	0.98	2018 июнь 24	168.0
3152314	2003 GG21	0.98	2021 май 21	148.3
3184156	2004 MR1	0.98	2018 декабрь 31	162.9
3309089	2005 YY1	0.98	2015 июнь 15	200.4
3313974	2006 BV39	0.98	2027 июль 28	176.5
3329279	2006 GC	0.98	2018 ноябрь 04	159.8
3342645	2006 SG7	0.98	2023 апрель 14	183.0
3384028	2007 RX8	0.98	2023 сентябрь 14	195.8
3384486	2007 RA20	0.98	2026 август 26	141.4
3406330	2008 EB85	0.98	2024 октябрь 25	150.5
3423321	2008 PW4	0.98	2023 март 24	145.5
3430490	2008 TM26	0.98	2021 июнь 21	100.2
3443216	2008 YG30	0.98	2027 июль 07	191.7
3449123	2009 EY	0.98	2028 июль 20	124.8
3481893	2002 GP186	0.98	2017 май 15	150.5
3485264	2010 AL30	0.98	2024 август 17	147.5
3519486	2010 HQ80	0.98	2017 октябрь 31	185.2
3523944	2010 KP10	0.98	2027 май 14	207.4
3545511	2010 RZ11	0.98	2028 март 09	208.1

3545906	2010 RK64	0.98	2027 март 19	207.4
3550889	2010 SC41	0.98	2015 октябрь 27	152.3
3553152	2010 XF11	0.98	2026 декабрь 02	196.3
3559907	2011 EW73	0.98	2015 март 20	168.5
3595927	2012 BX1	0.98	2022 июль 20	192.7
3599405	2012 DZ	0.98	2028 февраль 10	131.8
2138175	138175	0.99	2029 июль 29	98.9
2189040	189040	0.99	2020 август 02	175.7
2189040	189040	0.99	2028 август 10	181.5
2189040	189040	0.99	2020 август 02	175.7
3092278	2000 WJ107	0.99	2019 июнь 22	165.0
3114057	2002 CY58	0.99	2025 апрель 17	130.5
3144521	2002 XQ90	0.99	2018 август 22	98.8
3182169	2004 JN1	0.99	2030 январь 25	114.5
3276446	2005 GX119	0.99	2027 ноябрь 21	167.3
3329368	2006 GZ	0.99	2023 апрель 17	206.1
3347494	2006 SV217	0.99	2020 октябрь 17	179.7
3363724	2006 YA	0.99	2022 июнь 23	198.9
3405090	2008 ER7	0.99	2025 сентябрь 08	177.4
3412894	2008 KE6	0.99	2019 январь 14	165.1
3422536	2008 ON10	0.99	2023 январь 31	198.1
3449116	2009 ER	0.99	2021 сентябрь 12	192.6
3514890	2010 GA6	0.99	2023 октябрь 11	185.2
3551520	2010 VP139	0.99	2026 февраль 26	107.6
3557752	2011 BU59	0.99	2017 август 18	168.8
3574830	2011 PU1	0.99	2017 январь 22	176.6
3584576	2011 UX255	0.99	2019 май 17	150.8
3596034	2012 BA14	0.99	2028 июль 24	196.9
3596145	2012 BV26	0.99	2018 январь 22	181.9
2007341	7341	1.00	2021 октябрь 21	99.3
2041429	41429	1.00	2026 март 24	160.2
3092163	1997 UA11	1.00	2026 май 22	131.3
3144149	2002 XN14	1.00	2016 июнь 17	205.2
3158123	2003 QW30	1.00	2017 апрель 18	154.5
3177233	2004 FH29	1.00	2020 октябрь 08	189.3
3261919	2004 VM24	1.00	2016 ноябрь 15	161.3
3372217	2007 FT3	1.00	2020 март 30	192.1
3387787	2007 TV18	1.00	2028 октябрь 17	177.1
3394072	2007 VZ137	1.00	2017 ноябрь 08	161.5
3429818	2008 TC2	1.00	2027 октябрь 10	161.2
3433363	2008 UC7	1.00	2023 декабрь 06	150.9
3441846	2008 YN2	1.00	2026 июль 20	129.9
3467257	2009 SG2	1.00	2022 март 30	209.4
3508149	2010 DG1	1.00	2028 август 11	154.3
3512284	2010 FT	1.00	2019 май 09	155.3
3549695	2010 UO	1.00	2015 апрель 23	199.8
3553586	2010 XO56	1.00	2017 декабрь 24	203.8
3555679	2011 BZ11	1.00	2015 сентябрь 01	128.1
3557829	2011 DS	1.00	2029 август 04	152.0
3559841	2011 EN51	1.00	2018 март 02	166.6
3582143	2011 UT20	1.00	2029 декабрь 27	198.1

Таблица П.4 - Варианты перелета к астероидам группы Атона

Идентификатор SPICE	Обозначение	ΔVd, км/с	Дата отлета, год месяц день	Время полета, (дни)
3359024	2006 WB	0.03	2024 август 03	116.0
3137844	2002 TZ66	0.05	2028 апрель 18	171.7
3551475	2010 VK139	0.06	2021 июнь 03	166.1
3177193	2004 EL20	0.09	2028 октябрь 13	155.4
3167367	2003 WT153	0.10	2030 июнь 30	152.2
3413076	2008 LD	0.10	2023 декабрь 03	181.7
3596030	2012 BV13	0.10	2022 июль 20	181.1
3512277	2010 FM	0.11	2026 октябрь 07	161.9
3591754	2011 YD29	0.11	2015 июль 15	173.6
2033342	33342	0.12	2015 июль 13	156.3
3297356	2005 UL5	0.12	2015 июль 28	114.9
3054374	2000 SG344	0.13	2027 декабрь 23	151.6
3153530	2003 HT42	0.13	2027 ноябрь 29	152.4
3258076	2004 UT1	0.13	2022 июль 24	95.4
3014113	1998 ST27	0.14	2024 июнь 05	128.8
3114026	2002 CC14	0.14	2024 август 10	183.2
3387534	2007 TH3	0.14	2027 апрель 03	188.3
3404781	2008 EV5	0.15	2023 июль 09	171.6
3054374	2000 SG344	0.16	2029 март 15	170.5
3297629	2005 VL1	0.16	2021 апрель 30	175.5
3550139	2010 VQ	0.16	2026 сентябрь 06	96.8
3553169	2010 XC15	0.16	2022 сентябрь 03	115.0
3557536	2011 CL50	0.16	2020 август 02	135.2
3152317	2003 GQ22	0.17	2024 октябрь 29	164.6
3378987	2007 ML24	0.19	2026 февраль 02	149.5
3549617	2010 UC	0.19	2020 апрель 11	189.0
2068347	68347	0.20	2018 январь 04	141.4
2163899	163899	0.20	2015 июнь 26	179.2
3141538	2002 VE68	0.20	2018 май 15	187.1
3297629	2005 VL1	0.20	2016 сентябрь 29	127.0
3366280	2007 BB	0.20	2015 август 05	167.4
3529055	2010 LE15	0.20	2018 февраль 17	174.3
3092156	1996 XZ12	0.21	2028 июнь 23	164.6
3154520	2003 LH	0.21	2018 ноябрь 29	182.8
3595924	2012 BT1	0.21	2020 август 12	160.9
3599482	2012 DK4	0.21	2027 октябрь 02	160.8
2066391	66391	0.22	2018 ноябрь 27	183.9
3141538	2002 VE68	0.22	2026 май 12	190.5
3324656	2006 DM63	0.22	2023 сентябрь 19	155.3
3591754	2011 YD29	0.22	2017 июль 03	186.3
2152637	152637	0.23	2026 март 18	102.0
2163348	163348	0.23	2028 декабрь 13	183.5
3183847	2004 LO2	0.23	2017 декабрь 14	185.3
3293831	2005 TE49	0.23	2017 июль 18	86.8
3370168	2007 EG	0.23	2025 ноябрь 15	116.7

3445082	2009 BL71	0.23	2028 декабрь 03	121.2
3550139	2010 VQ	0.23	2022 июль 28	132.7
3404362	2008 DF5	0.24	2016 август 31	184.3
3016523	1998 XX2	0.25	2021 июнь 20	164.9
3054338	2000 SZ162	0.25	2026 май 28	144.4
3177202	2004 FH	0.25	2017 июль 23	185.2
3363908	2006 YM	0.25	2023 июнь 18	188.5
3389197	2007 UY1	0.25	2021 сентябрь 25	139.9
3557330	2011 CH22	0.25	2024 ноябрь 27	151.1
3177202	2004 FH	0.26	2020 сентябрь 18	176.4
3557536	2011 CL50	0.26	2015 сентябрь 11	144.9
2152637	152637	0.27	2025 декабрь 28	182.5
3144155	2002 XY38	0.27	2029 октябрь 08	136.1
3156302	2003 LN6	0.27	2026 март 18	91.7
3262569	2004 WC1	0.27	2027 май 16	189.5
3309857	2005 YU128	0.27	2026 июль 02	188.0
3293923	2005 TH50	0.28	2015 август 19	98.0
3324656	2006 DM63	0.28	2023 ноябрь 14	107.7
3536668	2010 NY65	0.28	2017 январь 08	157.4
3297379	2005 UV64	0.29	2020 июнь 18	136.2
3558388	2011 EH17	0.29	2020 октябрь 26	122.9
3014184	1998 SD9	0.30	2018 май 08	115.1
3124996	2002 JX8	0.30	2022 декабрь 03	172.6
3177232	2004 FG29	0.31	2017 декабрь 28	95.6
3444370	2009 BH2	0.31	2019 июль 20	184.0
3471589	2009 UG	0.31	2023 июнь 19	106.3
3477942	2009 WY7	0.31	2020 июнь 19	164.5
3519519	2010 JL1	0.31	2026 декабрь 11	146.5
3536668	2010 NY65	0.31	2016 февраль 16	122.1
3542519	2010 PK9	0.31	2028 январь 27	190.4
3549639	2010 UJ	0.31	2022 август 10	146.9
3550139	2010 VQ	0.31	2018 июль 10	142.5
2153201	153201	0.32	2020 июль 03	146.5
3383667	2007 RF1	0.32	2020 февраль 28	191.6
3388395	2007 TR68	0.32	2016 июнь 04	132.2
3413165	2008 LG2	0.32	2023 февраль 26	118.6
3467395	2009 SJ18	0.32	2020 март 26	186.8
3293831	2005 TE49	0.33	2029 апрель 04	193.5
3404530	2008 EP	0.33	2024 сентябрь 24	170.9
3556206	2011 CQ1	0.33	2023 август 08	183.1
3558388	2011 EH17	0.33	2015 октябрь 21	128.2
3063823	2000 WP19	0.34	2015 май 17	189.4
3167367	2003 WT153	0.34	2019 май 26	173.9
3177202	2004 FH	0.34	2023 октябрь 21	154.6
3553987	2010 XQ69	0.34	2029 октябрь 21	123.1
2144900	144900	0.35	2025 апрель 26	185.4
3092124	1994 GL	0.35	2028 январь 04	102.4
3405148	2008 EA8	0.35	2028 декабрь 20	148.2
3014114	1998 SZ27	0.36	2016 март 07	191.0
3092245	1999 VW25	0.36	2016 июль 02	138.1
3373980	2007 HA	0.36	2022 октябрь 19	184.3

3389362	2007 UT3	0.36	2028 март 16	175.7
3536668	2010 NY65	0.36	2017 декабрь 20	175.0
2163899	163899	0.37	2018 сентябрь 24	89.9
3005970	1994 XL1	0.37	2022 июнь 03	191.8
3069758	2001 CP36	0.37	2029 ноябрь 10	103.7
3071939	2001 BB16	0.37	2015 июль 25	185.5
3273458	2005 EP1	0.37	2020 ноябрь 08	120.0
3389362	2007 UT3	0.37	2024 июнь 23	125.1
3483886	2009 YR	0.37	2030 май 30	108.1
3551406	2010 VD139	0.37	2017 август 26	94.8
2264357	264357	0.38	2019 июнь 29	189.5
3147579	2003 CA4	0.38	2017 сентябрь 23	141.3
3471589	2009 UG	0.38	2016 июнь 09	115.2
3558388	2011 EH17	0.38	2025 октябрь 07	139.9
3127391	2002 LY1	0.39	2016 февраль 06	124.6
3363697	2006 XP4	0.39	2015 сентябрь 29	141.2
3550089	2010 UY7	0.39	2027 август 06	142.2
3255174	2004 SW26	0.40	2023 май 20	129.1
3384487	2007 RC20	0.40	2021 март 04	194.4
3429684	2008 TZ	0.40	2021 апрель 07	186.8
3151641	2003 FK1	0.41	2027 октябрь 03	165.6
3154503	2003 KO2	0.41	2015 октябрь 29	182.5
3393818	2007 VV83	0.41	2026 июль 12	121.7
3455137	2009 FU23	0.41	2018 декабрь 25	140.7
3536668	2010 NY65	0.41	2015 март 10	104.5
3557536	2011 CL50	0.41	2025 сентябрь 30	158.8
3558372	2011 EX4	0.41	2029 сентябрь 20	146.6
3249980	2004 QB3	0.42	2029 май 11	99.0
3388395	2007 TR68	0.42	2025 апрель 08	194.4
3513050	2010 FY9	0.42	2020 декабрь 17	97.8
3264189	2004 YD	0.43	2021 июнь 16	192.4
3558278	2011 EK	0.43	2021 август 28	188.3
3275978	2005 GR33	0.44	2015 октябрь 16	177.4
3342323	2006 SF6	0.44	2019 август 02	108.6
3556206	2011 CQ1	0.44	2023 сентябрь 30	124.1
3054373	2000 UK11	0.45	2029 март 31	116.8
3289739	2005 RB3	0.45	2028 апрель 21	144.5
3550608	2010 VP21	0.45	2027 май 04	190.8
3350632	2006 TS7	0.46	2018 июль 05	116.9
3462504	2009 LD	0.46	2015 май 29	173.8
3591641	2011 YW10	0.46	2015 июль 14	158.5
3013030	1998 HE3	0.47	2025 декабрь 19	142.7
3102665	2001 WF49	0.47	2016 май 20	194.1
3363697	2006 XP4	0.47	2028 июль 29	179.5
3552777	2010 XF3	0.47	2023 август 18	118.6
3596043	2012 BK14	0.47	2016 март 11	93.7
3358222	2006 VX2	0.48	2015 май 08	195.1
3389197	2007 UY1	0.48	2020 апрель 13	150.5
3542519	2010 PK9	0.48	2019 апрель 08	112.8
3557330	2011 CH22	0.48	2015 декабрь 05	156.6
3017309	1999 AO10	0.49	2025 ноябрь 17	92.2

3274691	2005 FC	0.49	2026 декабрь 12	101.6
3275978	2005 GR33	0.49	2015 декабрь 14	119.4
3485263	2010 AJ30	0.49	2028 август 19	163.3
3559908	2011 EB74	0.49	2022 сентябрь 19	182.6
3401433	2008 CT1	0.50	2027 август 17	173.4
3430309	2008 TC4	0.50	2017 апрель 22	180.9
3445070	2009 BE58	0.50	2018 сентябрь 01	160.5
3555152	2011 AX22	0.50	2029 август 29	134.1
3581669	2011 TX8	0.50	2018 май 31	135.2
3591754	2011 YD29	0.50	2019 июль 04	188.9
3102728	2002 AY1	0.51	2023 июль 10	185.0
3126183	2002 JR100	0.51	2018 январь 03	109.8
3359274	2006 WX1	0.51	2028 август 20	170.7
3478654	2009 WD54	0.51	2029 июнь 19	147.1
3556127	2011 BQ50	0.51	2022 июнь 23	170.9
2163348	163348	0.52	2020 январь 28	125.3
3005969	1994 WR12	0.52	2019 май 24	190.1
3092347	2001 TD	0.52	2028 апрель 02	191.8
3127391	2002 LY1	0.52	2030 январь 07	153.7
3167367	2003 WT153	0.52	2019 март 24	147.3
3263232	2004 XG	0.52	2024 ноябрь 09	100.1
3264188	2004 YC	0.52	2021 июнь 14	181.0
3299721	2005 VN5	0.52	2016 июнь 01	157.7
3005969	1994 WR12	0.53	2021 май 23	181.5
3005969	1994 WR12	0.53	2019 май 25	188.8
3005969	1994 WR12	0.53	2021 май 23	181.5
3014184	1998 SD9	0.53	2028 март 06	195.4
3150768	2003 EM1	0.53	2017 сентябрь 08	176.7
3151641	2003 FK1	0.53	2027 декабрь 25	84.2
3153509	2003 HM	0.53	2024 октябрь 23	184.0
3333079	2006 JF42	0.53	2021 ноябрь 03	173.9
3404165	2008 DL4	0.53	2024 сентябрь 03	185.4
3250293	2004 QA22	0.54	2017 март 08	140.9
3256321	2004 TD10	0.54	2019 июнь 10	141.3
3557844	2011 DW	0.54	2020 ноябрь 17	104.5
3293923	2005 TH50	0.55	2025 август 04	124.2
3127401	2002 LT24	0.56	2024 март 04	121.9
3261681	2004 VJ1	0.56	2015 июль 09	148.4
3261681	2004 VJ1	0.56	2026 июль 07	150.2
3261681	2004 VJ1	0.56	2015 июль 09	148.4
3261681	2004 VJ1	0.56	2026 июль 06	150.4
3261681	2004 VJ1	0.56	2015 июль 09	148.4
3261681	2004 VJ1	0.56	2026 июль 07	150.2
3329255	2006 FH36	0.56	2021 март 18	132.6
3394074	2007 VB138	0.56	2026 июнь 20	145.1
3552523	2010 WS	0.56	2027 май 22	195.3
3553987	2010 XQ69	0.56	2020 октябрь 03	140.5
3016523	1998 XX2	0.57	2028 август 13	107.4
3264547	2004 YA5	0.57	2028 июнь 25	189.7
3387334	2007 TD	0.57	2015 март 26	195.1
3092124	1994 GL	0.58	2023 декабрь 05	109.3

3389362	2007 UT3	0.58	2026 май 15	152.1
3414424	2008 NA	0.58	2024 январь 05	193.3
3599866	2012 DK31	0.58	2022 ноябрь 01	118.7
3126183	2002 JR100	0.59	2025 декабрь 01	132.6
3170208	2003 YG136	0.59	2023 июль 20	163.4
3344169	2006 SF77	0.59	2029 май 10	141.4
3553987	2010 XQ69	0.59	2028 июль 12	120.5
2033342	33342	0.60	2029 июнь 12	191.3
3283218	2005 MF5	0.60	2022 декабрь 30	195.1
3353657	2006 UY64	0.60	2015 июнь 20	128.6
3511111	2010 EX11	0.60	2023 сентябрь 27	187.2
3525129	2010 KV39	0.60	2024 ноябрь 27	184.9
3536668	2010 NY65	0.60	2018 декабрь 20	172.6
2302169	302169	0.61	2023 июнь 30	114.3
3257077	2004 TN20	0.61	2027 апрель 13	195.8
3264547	2004 YA5	0.61	2020 июль 21	159.9
3365896	2007 AG	0.61	2017 июль 05	187.9
3366282	2007 BD	0.61	2028 июль 19	177.3
3457846	2009 HG21	0.61	2027 октябрь 26	191.4
3512283	2010 FS	0.61	2029 сентябрь 12	172.9
3559843	2011 EP51	0.61	2016 сентябрь 29	161.8
3592306	2012 AN10	0.61	2024 июль 20	185.9
3170203	2003 YX1	0.62	2017 июнь 21	192.7
3264547	2004 YA5	0.62	2028 июль 04	179.9
3428698	2008 TD	0.62	2019 апрель 07	177.6
3468430	2009 SZ99	0.62	2023 май 03	116.9
3479011	2009 WZ104	0.62	2028 август 23	115.3
3532394	2010 MP1	0.62	2024 декабрь 30	187.6
3117427	2002 EM7	0.63	2024 сентябрь 18	153.5
3341199	2006 RJ1	0.63	2020 июль 13	157.3
3430309	2008 TC4	0.63	2028 июнь 13	133.7
3512275	2010 FK	0.63	2019 сентябрь 16	188.1
3019650	1999 MN	0.64	2025 март 01	130.2
3388485	2007 TN74	0.64	2018 май 07	162.5
3479013	2009 WB105	0.64	2015 август 15	102.5
3520755	2010 JU39	0.64	2018 декабрь 27	186.2
3596262	2012 BX34	0.64	2015 июль 30	176.3
2302169	302169	0.65	2028 апрель 20	174.3
3031176	2000 EB14	0.65	2021 сентябрь 06	190.4
3054338	2000 SZ162	0.65	2017 февраль 08	120.7
3152309	2003 GS	0.65	2029 ноябрь 06	159.1
3384400	2007 RO17	0.65	2015 март 19	196.4
3427459	2008 SS	0.65	2025 май 20	136.6
3520662	2010 JR34	0.65	2024 ноябрь 02	169.2
3559843	2011 EP51	0.65	2019 сентябрь 02	192.8
3591641	2011 YW10	0.65	2019 июнь 18	197.3
3013071	1998 HD14	0.66	2015 октябрь 18	149.4
3156302	2003 LN6	0.66	2025 октябрь 29	148.5
3252104	2004 RO111	0.66	2021 апрель 20	164.3
3427460	2008 ST	0.66	2026 март 28	180.4
3557843	2011 DV	0.66	2025 май 14	158.7

3127406	2002 LT38	0.67	2016 февраль 15	125.2
3151641	2003 FK1	0.67	2024 сентябрь 20	186.2
3170204	2003 YS17	0.67	2029 август 12	149.7
3261401	2004 VZ	0.67	2025 май 06	181.2
3522631	2010 KC	0.67	2028 февраль 14	100.0
3548887	2010 TE55	0.67	2022 апрель 22	140.4
3557543	2011 CD66	0.67	2027 ноябрь 28	88.6
3427460	2008 ST	0.68	2025 январь 17	104.9
3483800	2009 YF	0.68	2028 август 27	136.4
3557545	2011 CF66	0.68	2015 сентябрь 10	159.0
3292261	2005 TM	0.69	2015 апрель 14	183.9
3309092	2005 YR3	0.69	2028 июнь 05	176.7
3427460	2008 ST	0.69	2026 апрель 02	176.5
3515692	2010 GD35	0.69	2021 октябрь 31	177.4
3549639	2010 UJ	0.69	2022 январь 31	160.3
3553988	2010 XR69	0.69	2027 июнь 12	164.0
3592306	2012 AN10	0.69	2024 август 23	149.2
2308242	308242	0.70	2029 март 04	110.1
2312070	312070	0.70	2021 март 21	176.4
3132092	2002 OA22	0.70	2022 март 14	200.5
3163736	2003 TL4	0.70	2016 июль 22	97.9
3183847	2004 LO2	0.70	2024 декабрь 14	189.2
3309092	2005 YR3	0.70	2025 июль 14	155.7
3404362	2008 DF5	0.70	2025 август 31	187.9
3515692	2010 GD35	0.70	2023 октябрь 19	193.3
3545713	2010 RJ43	0.70	2015 март 03	153.9
3102731	2002 AB2	0.71	2021 июль 05	197.8
3170242	2003 YR1	0.71	2020 июль 21	158.0
3273782	2005 ES70	0.71	2028 ноябрь 21	115.5
3309092	2005 YR3	0.71	2028 июнь 06	176.0
3358689	2006 VB14	0.71	2016 июнь 09	199.2
3366809	2007 BU7	0.71	2017 июль 23	189.0
3479013	2009 WB105	0.71	2018 август 13	104.8
3529055	2010 LE15	0.71	2022 февраль 03	194.4
3530350	2010 MB	0.71	2022 февраль 26	116.1
3548887	2010 TE55	0.71	2022 январь 26	120.3
3551523	2010 VX139	0.71	2027 июнь 06	183.2
3389195	2007 UW1	0.72	2026 апрель 16	192.3
3449591	2009 EP2	0.72	2016 сентябрь 17	191.0
3580964	2011 TO	0.72	2019 апрель 25	172.0
3014184	1998 SD9	0.73	2021 июль 03	95.1
3384188	2007 RP15	0.73	2018 март 12	200.8
3515692	2010 GD35	0.73	2019 ноябрь 04	171.8
3024030	1999 VX25	0.74	2028 май 15	194.4
3273782	2005 ES70	0.74	2026 декабрь 06	101.2
3330155	2006 HV5	0.74	2029 октябрь 29	171.5
3369098	2007 DB61	0.74	2025 октябрь 03	142.2
3378987	2007 ML24	0.74	2028 январь 03	173.8
3387548	2007 TL5	0.74	2024 май 16	135.9
3555015	2011 AB3	0.74	2029 июль 18	183.3
2153415	153415	0.75	2017 апрель 07	120.5

3348144	2006 TL	0.75	2016 май 09	162.0
3367900	2007 CM26	0.75	2027 август 15	195.4
3426239	2008 QU3	0.75	2021 январь 23	169.6
3515692	2010 GD35	0.75	2017 ноябрь 21	152.0
3079950	2001 OT	0.76	2019 январь 29	184.0
3092144	1996 BG1	0.76	2029 сентябрь 16	158.3
3150768	2003 EM1	0.76	2018 март 06	173.0
3250193	2004 QG13	0.76	2029 март 18	170.0
3445070	2009 BE58	0.76	2028 август 22	166.3
3553988	2010 XR69	0.76	2021 ноябрь 11	117.3
3595919	2012 BN1	0.76	2017 сентябрь 23	120.5
3070801	2001 CQ36	0.77	2022 февраль 08	120.5
3177232	2004 FG29	0.77	2026 сентябрь 26	194.6
3263232	2004 XG	0.77	2027 август 07	169.1
3273782	2005 ES70	0.77	2024 декабрь 02	104.4
3389488	2007 UP6	0.77	2027 апрель 22	182.8
3545713	2010 RJ43	0.77	2020 февраль 09	170.3
3595919	2012 BN1	0.77	2023 сентябрь 20	123.7
3127406	2002 LT38	0.78	2023 март 18	97.7
3164401	2003 UY12	0.78	2020 апрель 12	196.5
3366427	2007 BG	0.78	2027 октябрь 22	131.4
3446393	2009 CQ5	0.78	2028 июль 01	167.7
3596262	2012 BX34	0.78	2015 сентябрь 14	134.6
3067492	2000 YS134	0.79	2023 сентябрь 17	118.5
3182187	2004 JX20	0.79	2016 январь 09	191.4
3255879	2004 TA1	0.79	2023 апрель 19	184.7
3342322	2006 SE6	0.79	2019 май 09	135.7
3368731	2007 DE8	0.79	2028 октябрь 23	121.6
3389488	2007 UP6	0.79	2028 ноябрь 21	141.5
3445543	2009 CD	0.79	2020 июль 28	197.3
3479013	2009 WB105	0.79	2021 июль 14	133.6
3550089	2010 UY7	0.79	2016 сентябрь 13	142.0
3552164	2010 WC	0.79	2024 июль 12	132.0
3566699	2011 KY15	0.79	2022 ноябрь 25	188.9
3599543	2012 DQ8	0.79	2026 сентябрь 05	195.6
2152637	152637	0.80	2029 декабрь 28	191.1
2163899	163899	0.80	2021 июль 27	151.7
3019650	1999 MN	0.80	2020 февраль 18	140.3
3263448	2004 XK14	0.80	2028 сентябрь 08	116.3
3273782	2005 ES70	0.80	2016 декабрь 01	105.1
3273782	2005 ES70	0.80	2022 ноябрь 27	109.4
3273782	2005 ES70	0.80	2018 декабрь 06	100.8
3273782	2005 ES70	0.80	2016 декабрь 01	105.1
3273782	2005 ES70	0.80	2022 ноябрь 27	109.5
3273782	2005 ES70	0.80	2018 декабрь 06	100.8
3273782	2005 ES70	0.80	2016 декабрь 01	105.1
3273782	2005 ES70	0.80	2022 ноябрь 27	109.4
3273782	2005 ES70	0.80	2018 декабрь 06	100.8
3387534	2007 TH3	0.80	2029 октябрь 17	154.2
3459810	2009 JO2	0.80	2019 ноябрь 08	146.8
3516408	2010 GK65	0.80	2017 октябрь 16	151.7

3554439	2010 YO	0.80	2015 июнь 26	190.4
3124996	2002 JX8	0.81	2025 февраль 09	90.9
3156302	2003 LN6	0.81	2021 ноябрь 18	173.1
3273782	2005 ES70	0.81	2020 декабрь 10	96.1
3389488	2007 UP6	0.81	2027 апрель 27	177.5
3404768	2008 EE5	0.81	2019 август 14	189.4
3455742	2009 FG44	0.81	2025 сентябрь 29	193.4
3477945	2009 WN8	0.81	2016 май 19	195.8
2005381	5381	0.82	2025 ноябрь 20	197.5
3333079	2006 JF42	0.82	2022 февраль 02	100.2
3337325	2006 NL	0.82	2027 февраль 01	180.3
3383667	2007 RF1	0.82	2030 февраль 27	196.8
3389362	2007 UT3	0.82	2026 февраль 23	158.9
3394074	2007 VB138	0.82	2028 май 02	201.9
3515692	2010 GD35	0.82	2025 октябрь 18	196.0
3523339	2010 KX7	0.82	2019 май 21	160.5
3557545	2011 CF66	0.82	2016 сентябрь 03	164.0
3596043	2012 BK14	0.82	2017 январь 28	153.9
3170204	2003 YS17	0.83	2020 июнь 30	200.0
3182187	2004 JX20	0.83	2022 январь 25	172.4
3404781	2008 EV5	0.83	2024 декабрь 24	167.8
3515692	2010 GD35	0.83	2015 декабрь 09	131.8
2163023	163023	0.84	2028 май 30	202.0
2199003	199003	0.84	2022 июль 10	192.3
3017309	1999 AO10	0.84	2018 август 05	191.0
3092226	1999 LK1	0.84	2018 январь 21	116.7
3092253	2000 EM26	0.84	2027 сентябрь 08	196.0
3266031	2005 BU	0.84	2018 июль 19	191.3
3343104	2006 SP19	0.84	2020 март 19	203.8
3363697	2006 XP4	0.84	2019 июнь 29	173.0
3423827	2008 PR9	0.84	2015 декабрь 21	120.8
3483884	2009 YP	0.84	2029 июль 10	171.2
2208023	208023	0.85	2017 август 20	188.6
3092260	2000 HO40	0.85	2017 ноябрь 15	167.1
3160723	2003 RU11	0.85	2029 март 18	177.9
3250195	2004 QD14	0.85	2017 июнь 05	172.4
3329255	2006 FH36	0.85	2019 декабрь 29	88.8
3445079	2009 BO58	0.85	2024 август 05	195.0
3515692	2010 GD35	0.85	2025 октябрь 20	194.4
3479013	2009 WB105	0.86	2024 июнь 09	166.8
3483886	2009 YR	0.86	2020 август 24	145.3
3522631	2010 KC	0.86	2019 январь 29	116.2
3591754	2011 YD29	0.86	2021 июль 03	192.1
3067492	2000 YS134	0.87	2019 июнь 29	198.2
3092260	2000 HO40	0.87	2026 октябрь 23	197.1
3182187	2004 JX20	0.87	2028 февраль 01	164.3
3255174	2004 SW26	0.87	2016 март 20	199.3
3307228	2005 XT77	0.87	2015 июнь 16	195.3
3344169	2006 SF77	0.87	2021 март 21	202.8
3401433	2008 CT1	0.87	2019 май 14	142.8
3407681	2008 FX6	0.87	2015 октябрь 03	174.4

3019650	1999 MN	0.88	2015 январь 30	155.6
3151655	2003 FY6	0.88	2017 сентябрь 22	170.2
3249980	2004 QB3	0.88	2016 февраль 16	198.3
3366282	2007 BD	0.88	2028 сентябрь 20	121.4
3477942	2009 WY7	0.88	2019 август 07	121.4
3553169	2010 XC15	0.88	2027 июнь 26	191.1
3556127	2011 BQ50	0.88	2023 октябрь 30	148.2
3258062	2004 UH1	0.89	2018 май 30	147.2
3387092	2007 SG11	0.89	2023 апрель 03	198.6
3394709	2007 VB188	0.89	2026 май 03	201.4
2311554	311554	0.90	2017 октябрь 20	123.8
3009717	1997 AC11	0.90	2016 июль 19	200.3
3025763	2000 AC6	0.90	2021 июль 03	202.1
3263448	2004 XK14	0.90	2017 сентябрь 03	123.1
3367904	2007 CT26	0.90	2025 сентябрь 03	141.3
3523339	2010 KX7	0.90	2020 май 06	168.8
3553987	2010 XQ69	0.90	2019 июнь 17	136.1
3557330	2011 CH22	0.90	2019 август 28	193.9
3014114	1998 SZ27	0.91	2022 март 07	195.6
3276686	2005 GZ128	0.91	2017 октябрь 16	174.7
3471518	2009 TK8	0.91	2017 апрель 19	206.2
3516408	2010 GK65	0.91	2027 февраль 10	165.1
3554011	2010 XX72	0.91	2016 июль 02	199.1
3589135	2011 WR41	0.91	2019 июнь 08	203.3
3144531	2002 XS90	0.92	2018 июнь 12	194.6
3167367	2003 WT153	0.92	2030 февраль 27	149.4
3277400	2005 HN3	0.92	2019 ноябрь 22	200.3
3306579	2005 XZ7	0.92	2025 август 24	105.5
3392302	2007 VD3	0.92	2029 май 14	205.9
3400310	2008 BX2	0.92	2015 декабрь 16	102.9
3446393	2009 CQ5	0.92	2019 июль 01	166.5
2203471	203471	0.93	2027 июль 23	174.9
3036363	2000 HB24	0.93	2024 ноябрь 17	199.3
3127401	2002 LT24	0.93	2021 февраль 23	141.8
3283835	2005 NW44	0.93	2029 январь 14	203.6
3299721	2005 VN5	0.93	2015 апрель 05	93.9
3368731	2007 DE8	0.93	2019 август 20	196.9
3381348	2007 PS25	0.93	2025 февраль 10	194.9
3442845	2008 YC29	0.93	2016 август 20	135.7
3520662	2010 JR34	0.93	2026 январь 01	147.2
3550117	2010 VB	0.93	2018 июль 03	129.8
3552531	2010 WD1	0.93	2019 май 24	195.9
3009717	1997 AC11	0.94	2023 август 19	163.1
3031177	2000 ED14	0.94	2028 декабрь 09	97.5
3250193	2004 QG13	0.94	2016 февраль 21	205.7
3256321	2004 TD10	0.94	2017 июнь 13	126.7
3283835	2005 NW44	0.94	2018 январь 20	195.3
3304566	2005 WS3	0.94	2022 май 31	201.5
3478653	2009 WC54	0.94	2015 май 25	205.7
3542555	2010 PQ10	0.94	2020 январь 29	196.4
3559909	2011 ER74	0.94	2020 декабрь 14	91.0

2215442	215442	0.95	2016 январь 19	189.8
2306383	306383	0.95	2017 октябрь 25	90.3
3164404	2003 UC20	0.95	2023 июль 28	91.8
3182829	2004 KH15	0.95	2018 декабрь 10	200.9
3292261	2005 TM	0.95	2022 июль 05	104.3
3444213	2009 AM15	0.95	2025 сентябрь 08	164.0
3479013	2009 WB105	0.95	2027 июнь 06	169.9
3536668	2010 NY65	0.95	2019 декабрь 20	170.1
2242191	242191	0.96	2020 февраль 07	156.8
2260277	260277	0.96	2021 февраль 24	167.6
3127406	2002 LT38	0.96	2030 март 29	89.3
3324656	2006 DM63	0.96	2019 декабрь 09	117.0
3378987	2007 ML24	0.96	2024 январь 03	186.7
3552531	2010 WD1	0.96	2015 ноябрь 24	89.8
3553988	2010 XR69	0.96	2020 июль 09	176.4
3557545	2011 CF66	0.96	2017 август 30	167.2
2005604	5604	0.97	2016 ноябрь 20	93.3
3035165	2000 EZ106	0.97	2024 сентябрь 21	196.4
3274905	2005 FN	0.97	2022 октябрь 16	150.3
3392298	2007 VZ2	0.97	2015 октябрь 31	161.8
3401428	2008 CL1	0.97	2023 ноябрь 07	124.1
3402247	2008 CH70	0.97	2018 сентябрь 11	167.9
2281375	281375	0.98	2015 май 21	99.9
3102687	2001 XY10	0.98	2027 сентябрь 03	113.8
3182823	2004 KG1	0.98	2023 апрель 24	103.1
3343104	2006 SP19	0.98	2025 май 22	138.6
3348144	2006 TL	0.98	2026 апрель 05	207.3
2188174	188174	0.99	2016 декабрь 01	162.9
3304566	2005 WS3	0.99	2027 август 27	100.6
3445544	2009 CE	0.99	2024 июль 30	198.1
3471518	2009 TK8	0.99	2026 июнь 17	130.8
3554011	2010 XX72	0.99	2022 июль 01	204.7
3367904	2007 CT26	1.00	2021 август 28	179.3
3368184	2007 CA27	1.00	2018 июль 26	201.2
3445543	2009 CD	1.00	2026 июль 28	201.6
3467213	2009 SS	1.00	2028 март 10	204.1

ПРИЛОЖЕНИЕ 2

Программа решения задачи Ламберта [2]

```
% LAMBERT            Lambert-targeter for ballistic flights
%                    (Izzo, and Lancaster, Blanchard & Gooding)
%
% Usage:
%    [V1, V2, extremal_distances, exitflag] = lambert(r1, r2, tf, m,
GM_central)
%
% Dimensions:
%             r1, r2 ->  [1x3]
%             V1, V2 ->  [1x3]
% extremal_distances ->  [1x2]
%              tf, m ->  [1x1]
%         GM_central ->  [1x1]
%
% This function solves any Lambert problem *robustly*. It uses two
separate
% solvers; the first one tried is a new and unpublished algorithm
developed
% by Dr. D. Izzo from the European Space Agency [1]. This version is
extremely
% fast, but especially for larger [m] it still fails quite
frequently. In such
% cases, a MUCH more robust algorithm is started (the one by
Lancaster &
% Blancard [2], with modifcations, initial values and other
improvements by
% R.Gooding [3]), which is a lot slower partly because of its
robustness.
%
% INPUT ARGUMENTS:
%
================================================================
==
%    name        units    description
%
================================================================
==
%   r1, r1       [km]     position vectors of the two terminal
points.
%     tf        [days]    time of flight to solve for
%      m          [-]     specifies the number of complete orbits to
complete
%                          (should be an integer)
% GM_central   [km3/s2]   std. grav. parameter (G·M = mu) of the
central body
%
% OUTPUT ARGUMENTS:
```

```
%
==========================================================================
==
%   name              units   description
%
==========================================================================
==
%  V1, V2              [km/s]  terminal velocities at the end-points
%  extremal_distances  [km]    minimum(1) and maximum(2) distance of
the
%                              spacecraft to the central body.
%  exitflag             [-]    Integer containing information on why
the
%                              routine terminated. A value of +1
indicates
%                              success; a normal exit. A value of -1
%                              indicates that the given problem has
no
%                              solution and cannot be solved. A value
of -2
%                              indicates that both algorithms failed
to find
%                              a solution. This should never occur
since
%                              these problems are well-defined, and
at the
%                              very least it can be determined that
the
%                              problem has no solution. Nevertheless,
it
%                              still occurs sometimes for accidental
%                              erroneous input, so it provides a
basic
%                              mechanism to check any application
using this
%                              algorithm.
%
% This routine can be compiled to increase its speed by a factor of
about
% 50, which is certainly advisable when the complete application
requires
% a great number of Lambert problems to be solved. The entire
routine is
% written in embedded MATLAB, so it can be compiled with the
emlmex()
% function. To do this, make sure MATLAB's current directory is
equal to
% where this file is located. Then, copy-paste and execute the
following
% commands to the command window:
%
%    example_input = {...
%         [0.0, 0.0, 0.0], ...% r1vec
```

```
%         [0.0, 0.0, 0.0], ...% r2vec
%          0.0, ...           % tf
%          0.0, ...           % m
%          0.0};              % muC
%    emlmex -eg example_input lambert.m
%
% This is of course assuming your compiler is configured correctly.
See the
% docs on emlmex() on how to do that.
%
% References:
%
% [1] Izzo, D. ESA Advanced Concepts team. Code used available in
MGA.M, on
%     http://www.esa.int/gsp/ACT/inf/op/globopt.htm. Last retreived
Nov, 2009.
% [2] Lancaster, E.R. and Blanchard, R.C. "A unified form of
Lambert's theorem."
%     NASA technical note TN D-5368,1969.
% [3] Gooding, R.H. "A procedure for the solution of Lambert's
orbital boundary-value
%     problem. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 48:145-
165,1990.
%
% See also lambert_low_ExpoSins.

% Author:
% Name       : Rody P.S. Oldenhuis
% E-mail     : oldenhuis@dds.nl / oldenhuis@gmail.com
% Affiliation: Delft University of Technology
%
% please report any bugs or suggestions to oldnhuis@dds.nl.

% ..........................................................
% Izzo's version:
% Very fast, but not very robust for more complicated cases
% ..........................................................
function [V1, V2, extremal_distances, exitflag] = lambert(r1vec,
r2vec, tf, m, muC)%#eml
% original documentation:
% ........................................
%
% This routine implements a new algorithm that solves Lambert's
problem. The
% algorithm has two major characteristics that makes it favorable to
other
% existing ones.
%
% 1) It describes the generic orbit solution of the boundary
condition
% problem through the variable X=log(1+cos(alpha/2)). By doing so
the
```

```
% graph of the time of flight become defined in the entire real axis
and
% resembles a straight line. Convergence is granted within few
iterations
% for all the possible geometries (except, of course, when the
transfer
% angle is zero). When multiple revolutions are considered the
variable is
% X=tan(cos(alpha/2)*pi/2).
%
% 2) Once the orbit has been determined in the plane, this routine
% evaluates the velocity vectors at the two points in a way that is
not
% singular for the transfer angle approaching to pi (Lagrange
coefficient
% based methods are numerically not well suited for this purpose).
%
% As a result Lambert's problem is solved (with multiple revolutions
% being accounted for) with the same computational effort for all
% possible geometries. The case of near 180 transfers is also solved
% efficiently.
%
%  We note here that even when the transfer angle is exactly equal
to pi
% the algorithm does solve the problem in the plane (it finds X),
but it
% is not able to evaluate the plane in which the orbit lies. A
solution
% to this would be to provide the direction of the plane containing
the
% transfer orbit from outside. This has not been implemented in this
% routine since such a direction would depend on which application
the
% transfer is going to be used in.
%
% please report bugs to dario.izzo@esa.int
%
% adjusted documentation:
% .......................
%
% By default, the short-way solution is computed. The long way
solution
% may be requested by giving a negative value to the corresponding
% time-of-flight [tf].
%
% For problems with |m| > 0, there are generally two solutions. By
% default, the right branch solution will be returned. The left
branch
% may be requested by giving a negative value to the corresponding
% number of complete revolutions [m].

% Authors
% .`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.
```

```
% Name       : Dr. Dario Izzo
% E-mail     : dario.izzo@esa.int
% Affiliation: ESA / Advanced Concepts Team (ACT)

% Made readible and optimized for speed by Rody P.S. Oldenhuis
% Code available in MGA.M on
http://www.esa.int/gsp/ACT/inf/op/globopt.htm

% last edited 12/Dec/2009

% ADJUSTED FOR EML-COMPILATION 24/Dec/2009

    % initial values
    tol = 1e-12;    bad = false;     days = 86400;

    % work with non-dimensional units
    r1 = sqrt(r1vec*r1vec.');  r1vec = r1vec/r1;
    V = sqrt(muC/r1);          r2vec = r2vec/r1;
    T = r1/V;                  tf    = tf*days/T; % also transform
to seconds

    % relevant geometry parameters (non dimensional)
    mr2vec = sqrt(r2vec*r2vec.');
    % make 100% sure it's in (-1 <= dth <= +1)
    dth = acos( max(-1, min(1, (r1vec*r2vec.')/mr2vec)) );

    % decide whether to use the left or right branch (for multi-
revolution
    % problems), and the long- or short way
    leftbranch = sign(m);   longway = sign(tf);
    m = abs(m);             tf = abs(tf);
    if (longway < 0), dth = 2*pi - dth; end

    % derived quantities
    c      = sqrt(1 + mr2vec^2 - 2*mr2vec*cos(dth)); % non-
dimensional chord
    s      = (1 + mr2vec + c)/2;                     % non-
dimensional semi-perimeter
    a_min  = s/2;                                    % minimum
energy ellipse semi major axis
    Lambda = sqrt(mr2vec)*cos(dth/2)/s;              % lambda
parameter (from BATTIN's book)
    crossprd = [r1vec(2)*r2vec(3) - r1vec(3)*r2vec(2),...
                r1vec(3)*r2vec(1) - r1vec(1)*r2vec(3),...% non-
dimensional normal vectors
                r1vec(1)*r2vec(2) - r1vec(2)*r2vec(1)];
    mcr       = sqrt(crossprd*crossprd.');           % magnitues
thereof
    nrmunit   = crossprd/mcr;                        % unit vector
thereof

    % Initial values
    % ..................................................
```

```
    % ELMEX requires this variable to be declared OUTSIDE the IF-
statement
    logt = log(tf); % avoid re-computing the same value

    % single revolution (1 solution)
    if (m == 0)

        % initial values
        inn1 = -0.5233;      % first initial guess
        inn2 = +0.5233;      % second initial guess
        x1   = log(1 + inn1);% transformed first initial guess
        x2   = log(1 + inn2);% transformed first second guess

        % multiple revolutions (0, 1 or 2 solutions)
        % the returned soltuion depends on the sign of [m]
    else
        % select initial values
        if (leftbranch < 0)
            inn1 = -0.5234; % first initial guess, left branch
            inn2 = -0.2234; % second initial guess, left branch
        else
            inn1 = +0.7234; % first initial guess, right branch
            inn2 = +0.5234; % second initial guess, right branch
        end
        x1 = tan(inn1*pi/2);% transformed first initial guess
        x2 = tan(inn2*pi/2);% transformed first second guess
    end

    % since (inn1, inn2) < 0, initial estimate is always ellipse
    xx   = [inn1, inn2];  aa = a_min./(1 - xx.^2);
    bbeta = longway * 2*asin(sqrt((s-c)/2./aa));
    % make 100.4% sure it's in (-1 <= xx <= +1)
    aalfa = 2*acos(  max(-1, min(1, xx)) );

    % evaluate the time of flight via Lagrange expression
    y12  = aa.*sqrt(aa).*((aalfa - sin(aalfa)) - (bbeta-sin(bbeta))
+ 2*pi*m);

    % initial estimates for y
    if m == 0
        y1 = log(y12(1)) - logt;
        y2 = log(y12(2)) - logt;
    else
        y1 = y12(1) - tf;
        y2 = y12(2) - tf;
    end

    % Solve for x
    % .....................................................

    % Newton-Raphson iterations
    % NOTE - the number of iterations will go to infinity in case
```

```
    % m > 0  and there is no solution. Start the other routine in
    % that case
    err = inf;  iterations = 0; xnew = 0;
    while (err > tol)
        % increment number of iterations
        iterations = iterations + 1;
        % new x
        xnew = (x1*y2 - y1*x2) / (y2-y1);
        % copy-pasted code (for performance)
        if m == 0, x = exp(xnew) - 1; else x = atan(xnew)*2/pi; end
        a = a_min/(1 - x^2);
        if (x < 1) % ellipse
            beta = longway * 2*asin(sqrt((s-c)/2/a));
            % make 100.4% sure it's in (-1 <= xx <= +1)
            alfa = 2*acos( max(-1, min(1, x)) );
        else % hyperbola
            alfa = 2*acosh(x);
            beta = longway * 2*asinh(sqrt((s-c)/(-2*a)));
        end
        % evaluate the time of flight via Lagrange expression
        if (a > 0)
            tof = a*sqrt(a)*((alfa - sin(alfa)) - (beta-sin(beta)) +
2*pi*m);
        else
            tof = -a*sqrt(-a)*((sinh(alfa) - alfa) - (sinh(beta) -
beta));
        end
        % new value of y
        if m ==0, ynew = log(tof) - logt; else ynew = tof - tf; end
        % save previous and current values for the next iterarion
        % (prevents getting stuck between two values)
        x1 = x2;  x2 = xnew;
        y1 = y2;  y2 = ynew;
        % update error
        err = abs(x1 - xnew);
        % escape clause
        if (iterations > 15), bad = true; break; end
    end

    % If the Newton-Raphson scheme failed, try to solve the problem
    % with the other Lambert targeter.
    if bad
        % NOTE: use the original, UN-normalized quantities
        [V1, V2, extremal_distances, exitflag] = ...
            lambert_high_LancasterBlanchard(r1vec*r1, r2vec*r1,
longway*tf*T, leftbranch*m, muC);
        return
    end

    % convert converged value of x
    if m==0, x = exp(xnew) - 1; else x = atan(xnew)*2/pi; end

    %{
```

```
          The solution has been evaluated in terms of log(x+1) or
tan(x*pi/2), we
          now need the conic. As for transfer angles near to pi the
Lagrange-
          coefficients technique goes singular (dg approaches a
zero/zero that is
          numerically bad) we here use a different technique for
those cases. When
          the transfer angle is exactly equal to pi, then the ih
unit vector is not
          determined. The remaining equations, though, are still
valid.
    %}

    % Solution for the semi-major axis
    a = a_min/(1-x^2);

    % Calculate psi
    if (x < 1) % ellipse
        beta = longway * 2*asin(sqrt((s-c)/2/a));
        % make 100.4% sure it's in (-1 <= xx <= +1)
        alfa = 2*acos( max(-1, min(1, x)) );
        psi  = (alfa-beta)/2;
        eta2 = 2*a*sin(psi)^2/s;
        eta  = sqrt(eta2);
    else       % hyperbola
        beta = longway * 2*asinh(sqrt((c-s)/2/a));
        alfa = 2*acosh(x);
        psi  = (alfa-beta)/2;
        eta2 = -2*a*sinh(psi)^2/s;
        eta  = sqrt(eta2);
    end

    % unit of the normalized normal vector
    ih = longway * nrmunit;

    % unit vector for normalized [r2vec]
    r2n = r2vec/mr2vec;

    % cross-products
    % don't use cross() (emlmex() would try to compile it, and this
way it
    % also does not create any additional overhead)
    crsprd1 = [ih(2)*r1vec(3)-ih(3)*r1vec(2),...
               ih(3)*r1vec(1)-ih(1)*r1vec(3),...
               ih(1)*r1vec(2)-ih(2)*r1vec(1)];
    crsprd2 = [ih(2)*r2n(3)-ih(3)*r2n(2),...
               ih(3)*r2n(1)-ih(1)*r2n(3),...
               ih(1)*r2n(2)-ih(2)*r2n(1)];

    % radial and tangential directions for departure velocity
    Vr1 = 1/eta/sqrt(a_min) * (2*Lambda*a_min - Lambda - x*eta);
    Vt1 = sqrt(mr2vec/a_min/eta2 * sin(dth/2)^2);
```

```
    % radial and tangential directions for arrival velocity
    Vt2 = Vt1/mr2vec;
    Vr2 = (Vt1 - Vt2)/tan(dth/2) - Vr1;

    % terminal velocities
    V1 = (Vr1*r1vec + Vt1*crsprd1)*V;
    V2 = (Vr2*r2n + Vt2*crsprd2)*V;

    % exitflag
    exitflag = 1; % (success)

    % also compute minimum distance to central body
    % NOTE: use un-transformed vectors again!
    extremal_distances = ...
        minmax_distances(r1vec*r1, r1, r2vec*r1, mr2vec*r1, dth,
a*r1, V1, V2, m, muC);

end

% ..........................................................
% Lancaster & Blanchard version, with improvements by Gooding
% Very reliable, moderately fast for both simple and complicated
cases
% ..........................................................
function [V1, V2, extremal_distances, exitflag] = ...
        lambert_high_LancasterBlanchard(r1vec, r2vec, tf, m, muC)
%{
LAMBERT_HIGH_LANCASTERBLANCHARD       High-Thrust Lambert-targeter

lambert_high_LancasterBlanchard() uses the method developed by
Lancaster & Blancard, as described in their 1969 paper. Initial
values,
and several details of the procedure, are provided by R.H. Gooding,
as described in his 1990 paper.
%}

% Author
% .`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.`.
% Name       : Rody P.S. Oldenhuis
% E-mail     : oldenhuis@dds.nl / oldenhuis@gmail.com
% Affiliation: Delft University of Technology

    % Last edited 24/Sep/2009.

    % ADJUSTED FOR EML-COMPILATION 29/Sep/2009

    % manipulate input
    tol     = 1e-12;                            % optimum for
numerical noise v.s. actual precision
    r1      = sqrt(r1vec*r1vec.');              % magnitude of r1vec
    r2      = sqrt(r2vec*r2vec.');              % magnitude of r2vec
```

```
    r1unit  = r1vec/r1;                          % unit vector of
r1vec
    r2unit  = r2vec/r2;                          % unit vector of
r2vec
    crsprod = cross(r1vec, r2vec, 2);            % cross product of
r1vec and r2vec
    mcrsprd = sqrt(crsprod*crsprod.');           % magnitude of that
cross product
    th1unit = cross(crsprod/mcrsprd, r1unit);    % unit vectors in
the tangential-directions
    th2unit = cross(crsprod/mcrsprd, r2unit);
    % make 100.4% sure it's in (-1 <= x <= +1)
    dth = acos( max(-1,min(1,(r1vec*r2vec.')/r1/r2)) ); % turn angle

    % if the long way was selected, the turn-angle must be negative
    % to take care of the direction of final velocity
    longway = sign(tf); tf = abs(tf);
    if (longway < 0), dth = dth-2*pi; end

    % left-branch
    leftbranch = sign(m); m = abs(m);

    % define constants
    c  = sqrt(r1^2 + r2^2 - 2*r1*r2*cos(dth));
    s  = (r1 + r2 + c) / 2;
    T  = sqrt(8*muC/s^3) * tf;
    q  = sqrt(r1*r2)/s * cos(dth/2);

    % general formulae for the initial values (Gooding)
    % ..............................................

    % some initial values
    T0  = LancasterBlanchard(0, q, m);
    Td  = T0 - T;
    phr = mod(2*atan2(1 - q^2, 2*q), 2*pi);

    % initial output is pessimistic
    V1 = NaN(1,3);    V2 = V1;    extremal_distances = [NaN, NaN];

    % single-revolution case
    if (m == 0)
        x01 = T0*Td/4/T;
        if (Td > 0)
            x0 = x01;
        else
            x01 = Td/(4 - Td);
            x02 = -sqrt( -Td/(T+T0/2) );
            W   = x01 + 1.7*sqrt(2 - phr/pi);
            if (W >= 0)
                x03 = x01;
            else
                x03 = x01 + (-W).^(1/16).*(x02 - x01);
            end
```

```
            lambda = 1 + x03*(1 + x01)/2 - 0.03*x03^2*sqrt(1 + x01);
            x0 = lambda*x03;
        end

        % this estimate might not give a solution
        if (x0 < -1), exitflag = -1; return; end

    % multi-revolution case
    else

        % determine minimum Tp(x)
        xMpi = 4/(3*pi*(2*m + 1));
        if (phr < pi)
            xM0 = xMpi*(phr/pi)^(1/8);
        elseif (phr > pi)
            xM0 = xMpi*(2 - (2 - phr/pi)^(1/8));
        % EMLMEX requires this one
        else
            xM0 = 0;
        end

        % use Halley's method
        xM = xM0;  Tp = inf;  iterations = 0;
        while abs(Tp) > tol
            % iterations
            iterations = iterations + 1;
            % compute first three derivatives
            [dummy, Tp, Tpp, Tppp] = LancasterBlanchard(xM, q, m);
            % new value of xM
            xMp = xM;
            xM  = xM - 2*Tp.*Tpp ./ (2*Tpp.^2 - Tp.*Tppp);
            % escape clause
            if mod(iterations, 7), xM = (xMp+xM)/2; end
            % the method might fail. Exit in that case
            if (iterations > 25), exitflag = -2; return; end
        end

        % xM should be elliptic (-1 < x < 1)
        % (this should be impossible to go wrong)
        if (xM < -1) || (xM > 1), exitflag = -1; return; end

        % corresponding time
        TM = LancasterBlanchard(xM, q, m);

        % T should lie above the minimum T
        if (TM > T), exitflag = -1; return; end

        % find two initial values for second solution (again with
lambda-type patch)
        %
.....................................................................
......
```

```
        % some initial values
        TmTM  = T - TM;   T0mTM = T0 - TM;
        [dummy, Tp, Tpp] = LancasterBlanchard(xM, q, m);%#ok

        % first estimate (only if m > 0)
        if leftbranch > 0
            x   = sqrt( TmTM / (Tpp/2 + TmTM/(1-xM)^2) );
            W   = xM + x;
            W   = 4*W/(4 + TmTM) + (1 - W)^2;
            x0  = x*(1 - (1 + m + (dth - 1/2)) / ...
                (1 + 0.15*m)*x*(W/2 + 0.03*x*sqrt(W))) + xM;

            % first estimate might not be able to yield possible
solution
            if (x0 > 1), exitflag = -1; return; end

        % second estimate (only if m > 0)
        else
            if (Td > 0)
                x0 = xM - sqrt(TM/(Tpp/2 - TmTM*(Tpp/2/T0mTM -
1/xM^2)));
            else
                x00 = Td / (4 - Td);
                W = x00 + 1.7*sqrt(2*(1 - phr));
                if (W >= 0)
                    x03 = x00;
                else
                    x03=x00-sqrt((-W)^(1/8))*(x00+sqrt(-Td/(1.5*T0 -
Td)));
                end
                W      = 4/(4 - Td);
                lambda = (1 + (1 + m + 0.24*(dth - 1/2)) / ...
                    (1 + 0.15*m)*x03*(W/2 - 0.03*x03*sqrt(W)));
                x0     = x03*lambda;
            end

            % estimate might not give solutions
            if (x0 < -1), exitflag = -1; return; end

        end
    end

    % find root of Lancaster & Blancard's function
    % ...........................................

    % (Halley's method)
    x = x0;  Tx = inf; iterations = 0;
    while abs(Tx) > tol
        % iterations
        iterations = iterations + 1;
        % compute function value, and first two derivatives
        [Tx, Tp, Tpp] = LancasterBlanchard(x, q, m);
        % find the root of the *difference* between the
```

```
        % function value [T_x] and the required time [T]
        Tx = Tx - T;
        % new value of x
        xp = x;
        x  = x - 2*Tx*Tp ./ (2*Tp^2 - Tx*Tpp);
        % escape clause
        if mod(iterations, 7), x = (xp+x)/2; end
        % Halley's method might fail
        if iterations > 25, exitflag = -2; return; end
    end

    % calculate terminal velocities
    % ..........................

    % constants required for this calculation
    gamma = sqrt(muC*s/2);
    if (c == 0)
        sigma = 1;
        rho   = 0;
        z     = abs(x);
    else
        sigma = 2*sqrt(r1*r2/(c^2)) * sin(dth/2);
        rho   = (r1 - r2)/c;
        z     = sqrt(1 + q^2*(x^2 - 1));
    end

    % radial component
    Vr1    = +gamma*((q*z - x) - rho*(q*z + x)) / r1;
    Vr1vec = Vr1*r1unit;
    Vr2    = -gamma*((q*z - x) + rho*(q*z + x)) / r2;
    Vr2vec = Vr2*r2unit;

    % tangential component
    Vtan1    = sigma * gamma * (z + q*x) / r1;
    Vtan1vec = Vtan1 * th1unit;
    Vtan2    = sigma * gamma * (z + q*x) / r2;
    Vtan2vec = Vtan2 * th2unit;

    % Cartesian velocity
    V1 = Vtan1vec + Vr1vec;
    V2 = Vtan2vec + Vr2vec;

    % exitflag
    exitflag = 1; % (success)

    % also determine minimum/maximum distance
    a = s/2/(1 - x^2); % semi-major axis
    extremal_distances = minmax_distances(r1vec, r1, r1vec, r2, dth,
a, V1, V2, m, muC);

end

% Lancaster & Blanchard's function, and three derivatives thereof
```

```
function [T, Tp, Tpp, Tppp] = LancasterBlanchard(x, q, m)

    % protection against idiotic input
    if (x < -1) % impossible; negative eccentricity
        x = abs(x) - 2;
    elseif (x == -1) % impossible; offset x slightly
        x = x + eps;
    end

    % compute parameter E
    E  = x*x - 1;

    % T(x), T'(x), T''(x)
    if x == 1 % exactly parabolic; solutions known exactly
        % T(x)
        T = 4/3*(1-q^3);
        % T'(x)
        Tp = 4/5*(q^5 - 1);
        % T''(x)
        Tpp = Tp + 120/70*(1 - q^7);
        % T'''(x)
        Tppp = 3*(Tpp - Tp) + 2400/1080*(q^9 - 1);

    elseif abs(x-1) < 1e-2 % near-parabolic; compute with series
        % evaluate sigma
        [sig1, dsigdx1, d2sigdx21, d3sigdx31] = sigmax(-E);
        [sig2, dsigdx2, d2sigdx22, d3sigdx32] = sigmax(-E*q*q);
        % T(x)
        T = sig1 - q^3*sig2;
        % T'(x)
        Tp = 2*x*(q^5*dsigdx2 - dsigdx1);
        % T''(x)
        Tpp = Tp/x + 4*x^2*(d2sigdx21 - q^7*d2sigdx22);
        % T'''(x)
        Tppp = 3*(Tpp-Tp/x)/x + 8*x*x*(q^9*d3sigdx32 - d3sigdx31);

    else % all other cases
        % compute all substitution functions
        y  = sqrt(abs(E));
        z  = sqrt(1 + q^2*E);
        f  = y*(z - q*x);
        g  = x*z - q*E;
        d  = (E < 0)*(atan2(f, g) + pi*m) + (E > 0)*log( max(0, f +
g) );
        % T(x)
        T = 2*(x - q*z - d/y)/E;
        %  T'(x)
        Tp = (4 - 4*q^3*x/z - 3*x*T)/E;
        % T''(x)
        Tpp = (-4*q^3/z * (1 - q^2*x^2/z^2) - 3*T - 3*x*Tp)/E;
        % T'''(x)
        Tppp = (4*q^3/z^2*((1 - q^2*x^2/z^2) + 2*q^2*x/z^2*(z - x))
- 8*Tp - 7*x*Tpp)/E;
```

```
    end
end

% series approximation to T(x) and its derivatives
% (used for near-parabolic cases)
function [sig, dsigdx, d2sigdx2, d3sigdx3] = sigmax(y)

    % preload the factors [an]
    % (25 factors is more than enough for 16-digit accuracy)
an= [4.000000000000000e-001; 2.142857142857143e-001;
4.629629629629630e-002
     6.628787878787879e-003; 7.211538461538461e-004;
6.365740740740740e-005
     4.741479925303455e-006; 3.059406328320802e-007;
1.742836409255060e-008
     8.892477331109578e-010; 4.110111531986532e-011;
1.736709384841458e-012
     6.759767240041426e-014; 2.439123386614026e-015;
8.203411614538007e-017
     2.583771576869575e-018; 7.652331327976716e-020;
2.138860629743989e-021
     5.659959451165552e-023; 1.422104833817366e-024;
3.401398483272306e-026
     7.762544304774155e-028; 1.693916882090479e-029;
3.541295006766860e-031
     7.105336187804402e-033];

    % powers of y
    powers = y.^(1:25);

    % sigma
    sig = 4/3 + powers*an;

    % dsigma / dx
    dsigdx = ( (1:25).*[1, powers(1:24)] ) * an;

    % d2sigma / dx2
    d2sigdx2 = ( (1:25).*(0:24).*[1/y, 1, powers(1:23)] ) * an;

    % d3sigma / dx3
    d3sigdx3 = ( (1:25).*(0:24).*(-1:23).*[1/y/y, 1/y, 1,
powers(1:22)] ) * an;

end


% ..........................................................
% Helper functions
% ..........................................................

% compute minimum and maximum distances to the central body
function extremal_distances = ...
```

```
        minmax_distances(r1vec, r1, r2vec, r2, dth, a, V1, V2, m,
muC)

    % default - minimum of r1,r2
    minimum_distance = min(r1,r2);
    maximum_distance = max(r1,r2);

    % was the longway used or not?
    longway = abs(dth) > pi;

    % eccentricity vector (use triple product identity)
    evec = ((V1*V1.')*r1vec - (V1*r1vec.')*V1)/muC - r1vec/r1;

    % eccentricity
    e = sqrt(evec*evec.');
    % apses
    pericenter = a*(1-e);
    apocenter  = inf;                       % parabolic/hyperbolic case
    if (e < 1), apocenter = a*(1+e); end % elliptic case

    % since we have the eccentricity vector, we know exactly where
the
    % pericenter lies. Use this fact, and the given value of [dth],
to
    % cross-check if the trajectory goes past it
    if (m > 0) % obvious case (always elliptical and both apses are
traversed)
        minimum_distance = pericenter;
        maximum_distance = apocenter;
    else % less obvious case
        % compute theta1&2 ( use (AxB)·(CxD) = (C·B)(D·A) -
(C·A)(B·D) ))
        pm1 = sign( r1*r1*(evec*V1.') - (r1vec*evec.')*(r1vec*V1.')
);
        pm2 = sign( r2*r2*(evec*V2.') - (r2vec*evec.')*(r2vec*V2.')
);
        % make 100.4% sure it's in (-1 <= theta12 <= +1)
        theta1 = pm1*acos( max(-1, min(1, (r1vec/r1)*(evec/e).')) );
        theta2 = pm2*acos( max(-1, min(1, (r2vec/r2)*(evec/e).')) );
        % points 1&2 are on opposite sides of the symmetry axis --
minimum
        % and maximum distance depends both on the value of [dth],
and both
        % [theta1] and [theta2]
        if (theta1*theta2 < 0)
            % if |th1| + |th2| = turnangle, we know that the
pericenter was
            % passed
            if (abs(theta1)+abs(theta2) == dth)
                minimum_distance = pericenter;
            % this condition can only be false for elliptic cases,
and
            % when it is indeed false, we know that the orbit passed
```

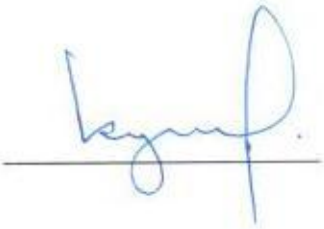
```
            % apocenter
            else
                maximum_distance = apocenter;
            end
        % points 1&2 are on the same side of the symmetry axis. Only
if the
        % long-way was used are the min. and max. distances
different from
        % the min. and max. values of the radii (namely, equal to
the apses)
        elseif longway
            minimum_distance = pericenter;
            if (e < 1), maximum_distance = apocenter; end
        end
    end

    % output argument
    extremal_distances = [minimum_distance, maximum_distance];

end
```

ПРИЛОЖЕНИЕ 3

Список исполнителей

Заведующий лабораторией г.н.с., д.т.н.		*Кулагин В.П.* *(введение, заключение, раздел 10.2.2)*
Ведущий научный сотрудник к.т.н.		*Кузнецов Ю.М.* *(разделы 9, 10)*
Старший научный сотрудник к.т.н.		*Ивакин С.Н.* *(раздел 8)*
Советник ректора МИИГАиК д.т.н., д.э.н.		*Цветков В.Я.* *(разделы 6, 7)*
Ведущий программист к.т.н.		*Заботнев М.С.* *(разделы 3, 5)*
Инженер-программист		*Родышев М.А.* *(разделы 1, 2, 4)*

Ключевые слова: небесное тело, астрономический объект, астероид, географические координаты, система небесных координат, картографические проекции, геоинформатика, модели поверхности, тензор преобразования.

Реферат

Представленный отчет содержит описание общих подходов к решению задач оценки местоположения и координирования небесных тел в условиях их изучения и наблюдения за ними. Проведенное исследование базируется на базисных понятиях геоинформатики, информационных технологий, математическом описании определения и преобразования координат астрономических объектов, в частности, применительно к случаям использования астероидов, как управляемых снарядов, наводимых на опасные околоземные объекты.

Рассмотрены основные функции и виды координатных систем, включая системы координат, используемые в геоинформатике, и картографические проекции поверхности Земли и других небесных тел.

Отдельный раздел посвящен вопросам применимости конвертирования координатных систем объектов для оценки их динамических параметров, касающихся переходу от одной системы координат к другой с помощью тензоров преобразования.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Основные термины и определения 372
Введение 375
1. Основные функции координатных систем 379
2. Базисные координатные системы. 380
3. Модели поверхности планет земной группы 387
4. Системы высот 394
5. Общеземной эллипсоид и референц-эллипсоид 397
6. Элементы земных координатных систем 401
7. Системы координат 405
7.1. Системы координат, используемые в геоинформатике 405
7.2. Астрономические координаты 406
7.3. Геодезические координаты 420
7.4. Общеземные и референцные системы 423
8. Картографические проекции 427
8.1. Азимутальные проекции 431
8.2. Конические проекции 435
8.3. Цилиндрические проекции 437
8.4. Искажения и масштабы проекций 442
9. Определение координат небесных объектов 443
10. Преобразование координатных систем 446
10.1. Методы и приемы конвертирования 446
10.2. Построение тензоров преобразования 448
10.2.1. Описание подходов 448
10.2.2. Построение тензорных уравнений 452
ЗАКЛЮЧЕНИЕ 458
Литература 460

ОСНОВНЫЕ ТЕРМИНЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

АЗИМУТ – дуга горизонта от точки юга до пересечения с вертикалом небесного тела, отсчитываемая по часовой стрелке.

АЛЬМУКАНТАРАТ (араб.) – дуга малого круга, образованного сечение небесной сферы, плоскостью, параллельной плоскости горизонта. Все точки альмукантарата имеют равные астрономические высоты над горизонтом.

АБСЦИССА (от лат . abscissa - отрезанная), одна из декартовых координат точки, обычно первая, обозначаемая буквой *x*.

АППЛИКАТА (от лат. applicata, букв. — приложенная), одна из декартовых координат точки в пространстве, обычно третья, обозначаемая буквой *z*

АСТЕРО́ИД — относительно небольшое небесное тело, оно имеет неправильную форму, и не имеет атмосферы, хотя при этом и у астероида могут быть спутники.

АСТРОНОМИЧЕСКИЕ КООРДИНАТЫ – широта и долгота точки на поверхности Земли, измеряемые относительно геоида; астрономические координаты определяются направлением отвесной линии в точке наблюдения.

ГЕОГРАФИЧЕСКАЯ СЕТКА – совокупность меридианов и параллелей на теоретически рассчитанной поверхности земного эллипсоида, шара или на глобусе.

ГЕОДЕЗИЧЕСКИЕ КООРДИНАТЫ – широта и долгота точки на поверхности Земли, определяемые относительно геодезической вертикали (нормали к референц-эллипсоиду).

ГЕОИД (от гео .-земной и греч. eidos - вид), фигура Земли, ограниченная уровенной поверхностью, продолженной под континенты. Поверхность геоида отличается от физической поверхности Земли, на которой резко выражены горы и океанические впадины.

ДОЛГОТА (longitude) – *координата*, определяющая положение точки на Земле в направлении Запад-Восток. Существуют: астрономическая долгота (astronomic(al)

longitude) - двухгранный угол между плоскостями астрономических *меридианов* данной точки и начального; геодезическая долгота (geodetic longitude) - двухгранный угол между плоскостями геодезических *меридианов*данной точки и начального; геоцентрическая долгота (geocentric longitude) - двухгранный угол между плоскостями геоцентрических *меридианов* данной точки и начального.

ЗЕНИТ – точка небесной сферы, в которой отвесная линия, продолженная вверх, пересекает небесную сферу. Геоцентрический зенит определяется геоцентрическим радиус-вектором наблюдателя.

КООРДИНАЦИЯ (от лат . *co* - совместно и *ordinatio* - упорядочение), взаимосвязь, согласование, приведение в соответствие.

КООРДИНАТЫ (от лат . co - совместно и ordinatus - упорядоченный, определенный), формально определяют как числа, заданием которых определяется положение точки на плоскости, на поверхности или в пространстве.

КООРДИНАТЫ, в геодезии - величины, определяющие положение точки земной поверхности относительно поверхности земного эллипсоида: широта, долгота, высота. Определяются геодезическими методами. Координаты точки в Декартовой прямоугольной системе координат определяются как прямое или декартово произведение.

НАДИР – точка небесной сферы, диаметрально противоположная зениту.

НЕБЕСНАЯ СФЕРА - сфера единичного радиуса с началом в произвольной точке (месте расположения наблюдателя, центре Земли, барицентре Солнечной системы и т.д.), на поверхность которой помещаются небесные тела.

ОРДИНАТА (от лат. ordinatus — расположенный в порядке), одна из декартовых координат точки, обычно вторая, обозначаемая буквой *y*.

ПОЗИЦИОНИРОВАНИЕ (positioning) - измерения с помощью систем спутникового позиционирования с целью определения координат местонахождения объекта в трехмерном земном пространстве.

ПРОЕКЦИЯ (от лат . projectio, бросание вперед), изображение пространственных фигур на плоскости (или на какой-либо другой поверхности). При построении

картографической проекции вместе с изображением поверхности на карту передается географическая сетка для организации связи между координатными системами пространственной модели Земли и координатной системой плоской проекции.

РЕФЕРЕНЦ - ЭЛЛИПСОИД (reference ellipsoid) – есть эллипсоид, принятый для обработки измерений и установления системы геодезических координат.

СИСТЕМА (от греч . systema - целое, составленное из частей; соединение) есть множество элементов, находящихся в отношениях и связях друг с другом, образующих определенную структуру, целостность, единство.

СИСТЕМА КООРДИНАТ – опорная система для определения положения точек в пространстве или на плоскостях и поверхностях относительно выбранных осей, плоскостей или поверхностей.

ШИРОТА (latitude) - одна из координат, определяющая положение точки на Земле в направлении Юг-Север. Различаются: астрономическая широта (astronomic(al) latitude) - угол, образованный отвесной линией в данной точке и плоскостью, перпендикулярной к оси вращения Земли; геодезическая широта (geodetic latitude) - угол, образованный нормалью к поверхности земного эллипсоида в данной точке и плоскостью его экватора; геоцентрическая широта (geocentric latitude) - угол, образованный радиусом, проведенным с центра масс Земли, и плоскостью, перпендикулярной к оси вращения Земли..

ЭКЛИПТИКА – средняя плоскость орбиты Земли.

Термины и определения, использованные в настоящем отчете, но не вошедшие в данный список, приведены непосредственно в тексте.

Введение

Для решения задач слежения за космическими объектами используется информация о координатах и параметрах их движения. Существующее множество методов оценки координат, разработанных для исследования земных объектов и явлений, также применяются и для исследования небесных тел, например, таких как объекты солнечной системы и, в частности, астероиды.

В солнечной системе движется огромное количество малых тел – астероидов, комет и метеоритов, причем существует немало астероидов, орбита которых пересекается с земной.

Наибольшую опасность для Земли представляют околоземные астероиды, которые, падая на Землю, способны вызвать серьезные локальные катастрофы (рис.1.1).

Рис. 1.1. Столкновение с астероидом (http://cometasite.ru)

Число их весьма значительно. Так, инфракрасный космический телескоп WISE (США) обнаруживает в месяц десятки астероидов небольшого размера. Стартовавшая в США более 10 лет назад программа поиска астероидов (http://impact.arc.nasa.gov) позволила обнаружить более тысячи объектов размером

свыше одного километра в поперечнике. Однако в космосе имеется ещё около полумиллиона объектов, с размером около 50м и более в поперечнике. При этом только в отношении четырех тысяч из них астрономы обладают достаточно подробной информацией.

В истории нашей планеты известны катастрофические столкновения с астероидами, которые привели к значительным последствиям, в том числе – Тунгусская катастрофа, Сихотэ-Алинский метеорит, Аризонский кратер и прочее (рис.1.2).

Рис. 1.2. Кратер Барринджера (Аризона, США) от падения астероида диаметром 40 м (http://www.flickr.com)

Чтобы отслеживать приближение опасных астероидов, как контролируемых объектов, и заблаговременно разработать план по предотвращению катастрофы, тем более учитывая непредсказуемую траекторию их перемещений, необходимо

обеспечить постоянный мониторинг и коррекцию их местоположения, анализ возможных рисков и прогноз последствий сближения с Землей

В общем случае динамика подобных объектов описывается случайными функциями времени, однако, в отношении небесных тел существует определенный детерминизм при описании траектории их движения. При этом нельзя, однако, говорить относительно положения и скорости движения небесных объектов без определения неких правил, на основании которых эти значения измеряются. Также существенным аспектом является точность определения их координат.

Для учета взаимосвязи между различными объектами и явлениями в глобальном масштабе необходимо установить и определить единую систему отношений. Эта система отношений задается параметром «место» или «местоположение», а именно – с помощью координатных систем. То есть при использовании данных о движении и местоположения небесных объектов практически всегда возникает необходимость их привязки к некоторой системе координат, которая используется для отслеживания местонахождения объектов в пространстве.

Таким образом, для описания объекта в сложной системе отношений используют координаты в выбранной заранее системе. Совокупность систем координат образует координатные системы. Также, требуется понимание различных используемых систем координат и способов преобразования координат (обычно – это положения и скорости небесных объектов) из одной системы в другую. Правильное применение этих координатных преобразований столь же важно для точности определения местоположения, как и выбор орбитальной модели.

Поэтому при рассмотрении координатных систем необходимо проанализировать и взаимоувязать соответствующие понятия геометрии, геодезии, географии и др. научных направлений.

Изучение Земли служит моделью для исследования других планет земной группы. После появления космических зондов, позволявших исследовать объекты

солнечной системы, в науки о Земле была также включена планетология. Планетология занимается изучением Луны, планет и их спутников, астероидов, метеоритов и комет. Часто, говоря о науках о Земле, употребляют более общий термин: науки о Земле и о Вселенной. (http://ru.wikipedia.org).

С помощью геоинформатики рассматривают вопросы и исследуют объекты и явления на земной поверхности, включая атмосферу, процессы и явления земной коры и мантии земли. Геоинформатика развивается на основе интеграции разных наук, включая науки о Земле. Науки о Земле (геонауки) охватывают науки, занимающиеся изучением планеты Земля (литосферы, гидросферы и атмосферы), а также космического пространства вокруг Земли.

Мир (универсум) есть система, включающая все существующие системы в качестве своих подсистем. Мир есть система систем. Поэтому системный подход, при изучении окружающего мира как системы, не только оправдан, но и является необходимым.

Понятие "система" выходит за рамки любой предметной области и являет собой организацию совместного существования объектов окружающего мира. Поэтому координатные системы следует рассматривать, используя системный подход. Системный подход заключается в исследовании совокупности объектов и отдельных объектов как сложных систем.

Системный подход включает:

- раскрытие целостности объекта;
- выявление его частей и элементов;
- выявление многообразных типов связей в нем;
- выявление его качественных (в первую очередь) и количественных (необходимых для обобщенного анализа) характеристик;
- сведение выявленных характеристик и параметров в единую теоретическую картину.

Свойства системы – целостность, адаптивность, устойчивость и другие имеют прямое отношение к координатным системам.

Поэтому, в зависимости от целей системного исследования, при

рассмотрении одного и того же объекта в различных аспектах, последний может иметь различные описания и представлен различными сложными системами. В отличие от моделей, дающих в первую очередь количественную интерпретацию процессам и явлениям, сложная система дает в первую очередь качественная интерпретацию. Следовательно, сложная система имеет более высокий уровень обобщения, чем модель.

Изучение земных и небесных объектов как элементов глобальной системы Вселенной в первую очередь связано с фиксацией положений этих объектов в определенной системе координат. При этом имеются существенные особенности в использовании различных систем координат при изучении небесных тел.

Адаптивность координатных систем выражается в возможности перехода из одной системы координат к другой при описании одного и того же объекта, причем переход от одной системы координат к другой осуществляется в единой информационной среде. Это обусловлено интеграцией технологий, данных и научных подходов разных наук.

1. ОСНОВНЫЕ ФУНКЦИИ КООРДИНАТНЫХ СИСТЕМ

Координатные системы развивались двумя направлениями: геодезическим и астрономическим. С одной стороны путем изучения фигуры Земли и соотнесения объектов на ее поверхности в единую систему. С другой, определяли положение объекта на поверхности Земли по звездному небу.

В то время как теория о фигуре Земли развивалась и, как следствие, эволюционировали системы координат с ней связанные, не было сомнений в сферической конструкции небесной сферы. Отсюда возникла сферическая геометрия, имеющая корни в арабской науке и определившая ряд терминов до настоящего времени.

Связующим элементом между объектами исследования являются пространственные отношения. Все существующие координатные системы создают возможность задания определенных отношений между элементами таких

систем. Любой объект, попавший в данную систему координат, попадает в систему существующих в ней отношений. В тоже время в связи с использованием разных координатных систем возникает задача связи и преобразования этих координатных систем.

Достаточно часто с системами координат связывают только измерительные функции. Однако эти функции являются вторичными. Первичными являются функции упорядочения и нахождения отношений.

Координатные системы решают следующие функции.

- Упорядочивают объекты в выбранной системе и относительно друг друга.
- Создают взаимно однозначное соответствие между точками пространства и координатными параметрами.
- Дают возможность реализации измерительных геометрических функций.
- Дают возможность математического преобразования поверхностей, линий, пространственных объектов.
- Создают возможность реализовать функции отношений (больше - меньше, дальше -ближе)
- Дают возможность интеграции разнообразной информации на основе привязки к точкам пространства.

2. БАЗИСНЫЕ КООРДИНАТНЫЕ СИСТЕМЫ.

Базисными координатными системами в геоинформатике служат криволинейная система, декартова система координат, цилиндрическая система координат, сферическая система координат, плоские системы координат и др.

Криволинейная система координат. В общем случае для трехмерного пространства координатная система задается в криволинейной системе с помощью координатных параметров q_1, q_2, q_3 трех координатных поверхностей

$$q_1 = \varphi_1(x, y, z), \qquad q_2 = \varphi_2(x, y, z), \qquad q_3 = \varphi_3(x, y, z).$$

Взаимные пересечения этих поверхностей называются *координатными линиями.* Вдоль по координатной линии пересечения поверхностей первой и второй параметры q_1 и q_2 остаются постоянными, изменяется только параметр q_3, точно также на координатной линии пересечения поверхностей второй и третьей изменяется только параметр q_1, а на координатной линии пересечения третьей и первой изменяется только параметр q_2.

Начало координатной системы е определяется точкой пресечения всех трех поверхностей. Таким образом, обязательным условием задания координатной системы с помощью выбираемых поверхностей является их пересечение в общей точке. В простейшем случае поверхностями могут быть плоскости. Если три плоскости взаимно перпендикулярны, то приходим к Декартовой системе координат.

В системе координат существуют особые линии, называемые координатными осями. Координатными осям называют касательные прямые в рассматриваемой точке к координатным линиям, причем положительными направлениями этих осей считаются те, в направлении которых изменяющийся параметр увеличивается. Системы криволинейных координат, для которых оси координат взаимно перпендикулярны, называются ортогональными. Криволинейные системы широко используются при картографических проекционных преобразованиях.

Наиболее используемыми в геоинформатике являются *прямоугольная*, *цилиндрическая* и *сферические* системы координат.

Прямоугольная система координат. В декартовой системе координат уравнения поверхностей имеют вид.

$$q_1 = x; \qquad q_2 = y; \qquad q_3 = z.$$

Координатными поверхностями являются плоскости

$$x = const; \qquad y = const; \qquad z = const.$$

Положение точки M в пространстве определяется заданием трех ее

координат M (*x; y; z*), а именно: x (абсцисса), y (ордината) и z (аппликата), см рис. 2.1.

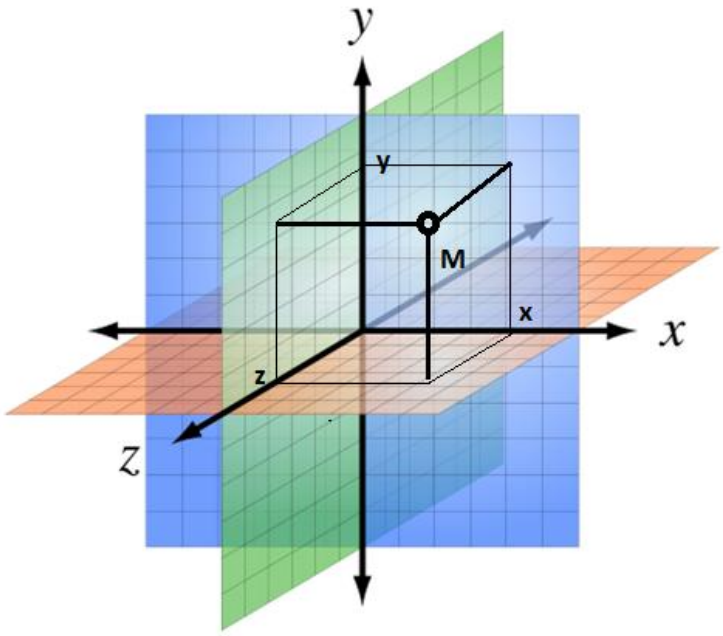


Рис. 2.1. Декартова система координат

Цилиндрическая система координат. В цилиндрической системе координат (рис. 2.2) положение точки *M* в пространстве определяется заданием радиус-вектора - ρ, угла его вращения в горизонтальной плоскости - φ и аппликатой *z*. В цилиндрической системе координат уравнения поверхностей имеют вид.

$$q_1 = \rho; \qquad q_2 = \varphi; \qquad q_3 = z.$$

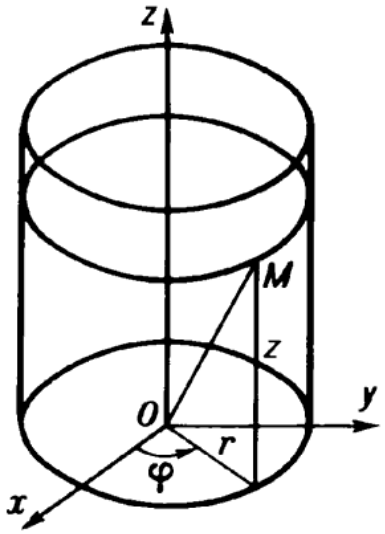


Рис. 2.2. Цилиндрическая система координат

Связь с прямоугольными координатами осуществляется по формулам

$$x = \rho \cos \varphi; \qquad y = \rho \sin \varphi; \qquad z = z$$

Координатными поверхностями цилиндрической системы являются

$\rho = const$ цилиндры с осью Oz;

$\varphi = const$ полуплоскости, ограниченные осью Oz;

$z = const$ плоскости, перпендикулярные оси Oz.

Сферическая система координат. В сферической системе координат (рис. 2.3) положение точки M в пространстве определяется заданием радиус-вектора - r, угла его вращения в горизонтальной плоскости - φ и угла его вращения в вертикальной плоскости θ. В сферической системе координат уравнения поверхностей имеют вид.

$$q_1 = r; \qquad q_2 = \theta; \qquad q_3 = \varphi.$$

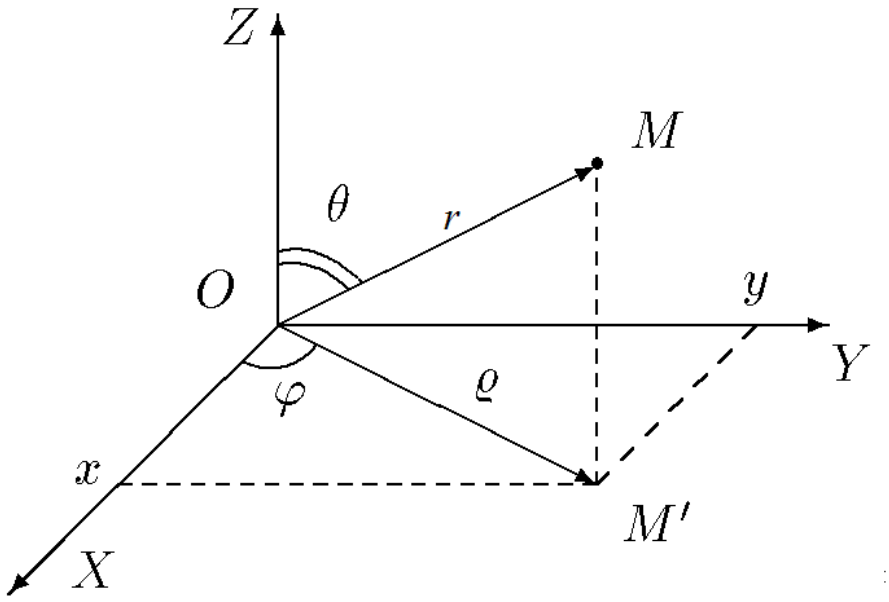


Рис. 2.3. Сферическая система координат

Связь с прямоугольными координатами осуществляется по формулам

$$x = r \sin \theta \cos \varphi; \qquad y = r \sin \theta \sin \varphi; \qquad z = = r \cos \theta$$

Координатными поверхностями сферической системы являются

$r = const$ сферы с центром O;

$\theta = const$ полуплоскости с осью Oz;

$\varphi = const$ полуплоскости, ограниченные осью Oz.

В астрономии для определения положения небесных тел используются преимущественно сферические системы координат, причем главной осью в этом случае является ось суточного вращения Земли.

Плоские системы координат. Выбор системы координат зависит от размеров исследуемых участков поверхности, как следствие, от влияния кривизны Земли или небесного тела. При изображении небольших участков астрономического объекта часть уровненной поверхности можно принять за плоскость.

Для Земли такими участками будут участки до 20 км длиной и площадью до 400 км^2. В этих случаях применимы плоские координаты рис.2.4.

Для инженерных целей высоты точек земной поверхности бывает необходимо определять с относительно высокой точностью, допуская на 1 км ошибку не более 2 см. В этом случае использовать плоскую систему координат не следует.

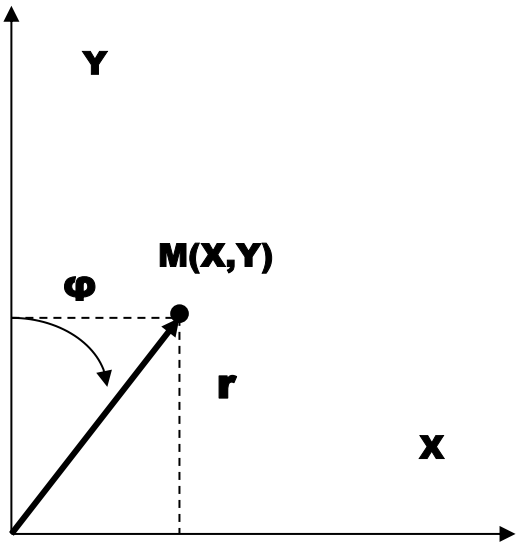


Рис. 2.4. Плоские декартовы и полярные координаты

Плоские декартовы координаты определяются заданием двух осей. При этом обычно координата X указывает на восток, Y - на север. Задают масштабные

отрезки. Упорядоченная пара (X, Y) определит положение точки в заданной системе

Плоские полярные координаты используют расстояние от начала координат (*r*) и угол (φ) от фиксированного направления. Направление обычно фиксируется на север, а угол отсчитывается по часовой стрелке от него.

Полярные координаты удобны при проведении измерений от какой-либо заданной точки. При необходимости учета кривизны Земли применяют пространственные системы координат.

Для **галактической системы координат**, используемой в звёздной астрономии (рис. 2.5) основной плоскостью является плоскость симметрии нашей Галактики [1], при этом используются такие понятия, как Северный (Южный) полюс Галактики.

Галактическая долгота (отсчитывается от направления на центр Галактики против часовой стрелки, если смотреть с ее северного полюса), Галактическая широта (отсчитывается от плоскости Галактики в направлении ее полюса).

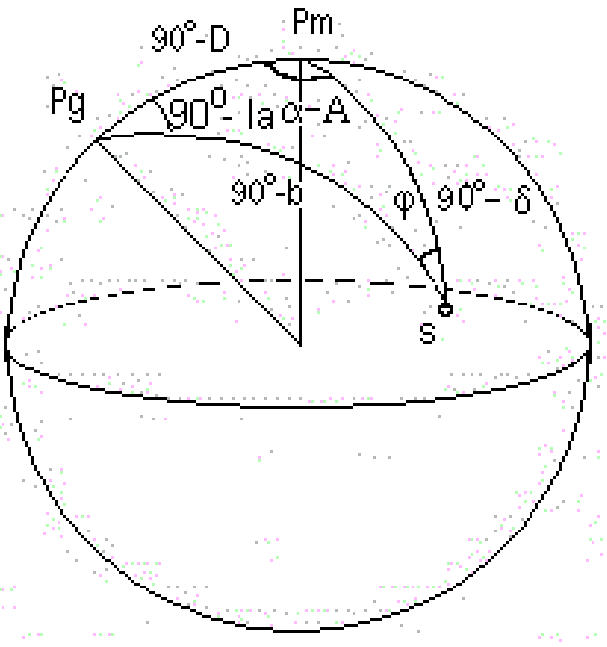


Рис. 2.5. Небесная сфера в галактической системе координат.

На рисунке показана небесная сфера, на которой указаны северный полюс

мира (P_m), северный полюс Галактики (P_g) и некоторый небесный объект S. Указанная на рисунке величина la отсчитывается от точки пересечения небесного и галактического экваторов. Галактические координаты не меняются со временем, как меняются экваториальные координаты вследствие прецессии земной оси, так как с Землей они не связаны.

Для большинства векторов состояния небесных объектов принята **геоцентрическая инерциальная** (ECI, Earth-Centered Inertial) система координат (рис.2.6). Данная система координат привязана к Земле и при этом фиксирована в пространстве относительно звезд.

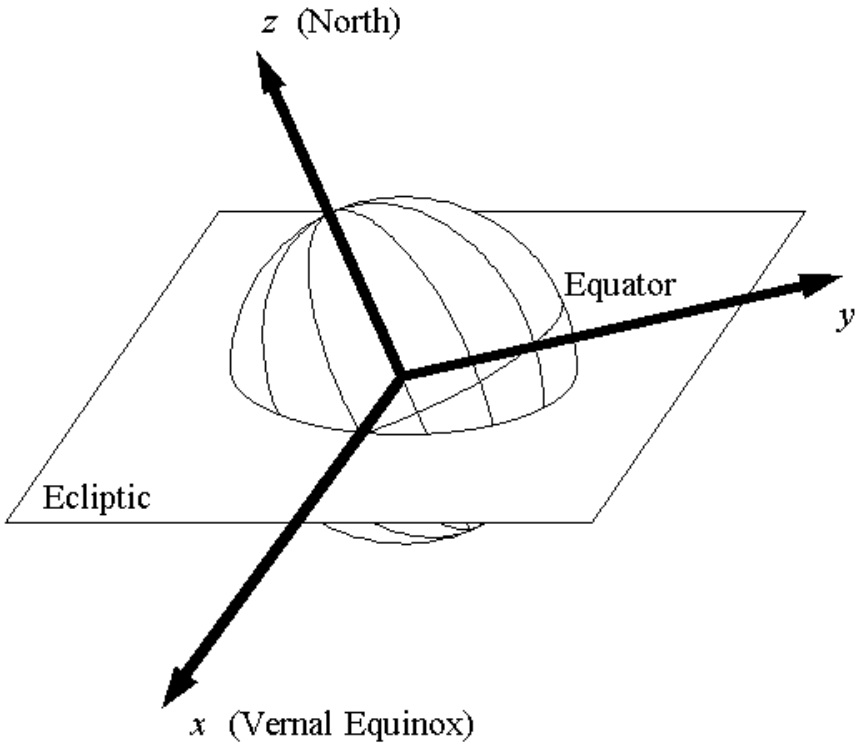


Рис. 2.6 Геоцентрическая инерциальная система координат

Система координат ECI (см. рисунок 2.6) обычно определяется как *декартова* система координат, в которой координаты (позиции) определяются как расстояния от начала вдоль трех ортогональных (взаимно-перпендикулярных) осей. Ось *z* направлена вдоль оси вращения Земли, указывая на север, ось *x* направлена в точку весеннего равноденствия (об этом чуть позже), и

ось *y* дополняет две предыдущие до правосторонней ортогональной системы. Точка весеннего равноденствия — воображаемая точка в пространстве, которая находится в направлении линии пересечения экваториальной плоскости Земли и плоскости орбиты Земли вокруг Солнца (*эклиптики*). Другое определение оси *x* — это линия из центра Земли к центру Солнца в начале весны, когда Солнце пересекает экваториальную плоскость Земли, двигаясь на север. Ось *x*, следовательно, находится и в экваториальной плоскости, и в плоскости эклиптики. Эти три оси, определяющие геоцентрическую инерциальную систему координат, фиксированы в пространстве и не вращаются вместе с Землей.

Система координат ECI часто используется как общая система координат при выполнении координатных преобразований. Поскольку положение спутника обычно представляется кеплеровыми наборами орбитальных элементов, и положение наблюдателя задается широтой, долготой и высотой над поверхностью Земли, нельзя выполнять вычисление непосредственно без предварительного преобразования к общей координатной системе.

3. МОДЕЛИ ПОВЕРХНОСТИ ПЛАНЕТ ЗЕМНОЙ ГРУППЫ

Определение местоположения объектов в единой координатной системе на поверхности небесного тела связано с определением его формы или, как называют эту задачу, определением фигуры небесного тела.

Многие процессы и явления представляют на географических и других видах карт. Карта представляет собой плоскую двухмерную модель, в то время как реальная поверхность небесного тела является трехмерной моделью. Поэтому важной задачей является перенос положения объектов с трехмерной криволинейной поверхности тела на двухмерную модель карты.

Непосредственный математический перенос координат точек с поверхности на карту невозможен из-за того, что форма любого небесного тела не может быть описана правильной геометрической фигурой.

Поэтому используют различные математические модели поверхности, на которые переносят точки реальной поверхности. Затем с этой *эталонной* поверхности или поверхности *относимости* осуществляют перенос объектов на плоскую модель карты.

Одной из главных проблем при решении этих вопросов является определение фигуры небесного тела . Например, для Земли в литературе и на бытовом уровне для определения фигуры достаточно широко употребляют термин «земной шар».

На самом деле поверхность Земли, как и других небесных тел, имеет сложную форму, далекую от сферической. Мало того, водная часть и суша имеют разные центры масс. Под влиянием притяжения Луны водная масса перемещается, что проявляется наличием приливов и отливов. Вследствие этого, говорить об общем центре масс Земли как о некой фиксированной точке – некорректно.

Поверхность Земли не может быть описана простыми уравнениями. Поэтому ее аппроксимируют поверхностями эллипсоида вращения и трехосного эллипсоида, что обеспечивает возможность решения задач геоинформатики, геодезии, картографии и других наук с использованием уравнений и параметров этих поверхностей.

Ньютон первый определил теоретическую форму Земли как эллипсоид вращения, сжатый у полюсов. Он исходил из принципа всемирного тяготения и из предположения жидкой однородной массы Земли.

На рис. 3.1 представлена Декартова система координат со своим центром масс (= геоцентрик) эллипсоида, который аппроксимирует общую массу Земли.

Здесь положительная X-ось эллипсоида лежит на экваториальной плоскости (воображаемая поверхность, которая охвачена экватором) и проходит через центр масс через точку, в которой экватор пересекает меридиан Greenwich (0 меридиан). Y-ось также лежит на экваториальной плоскости и смещена на 900 на восток от X-оси. Z-ось лежит перпендикулярно X и Y осям и проходит через географический северный полюс.

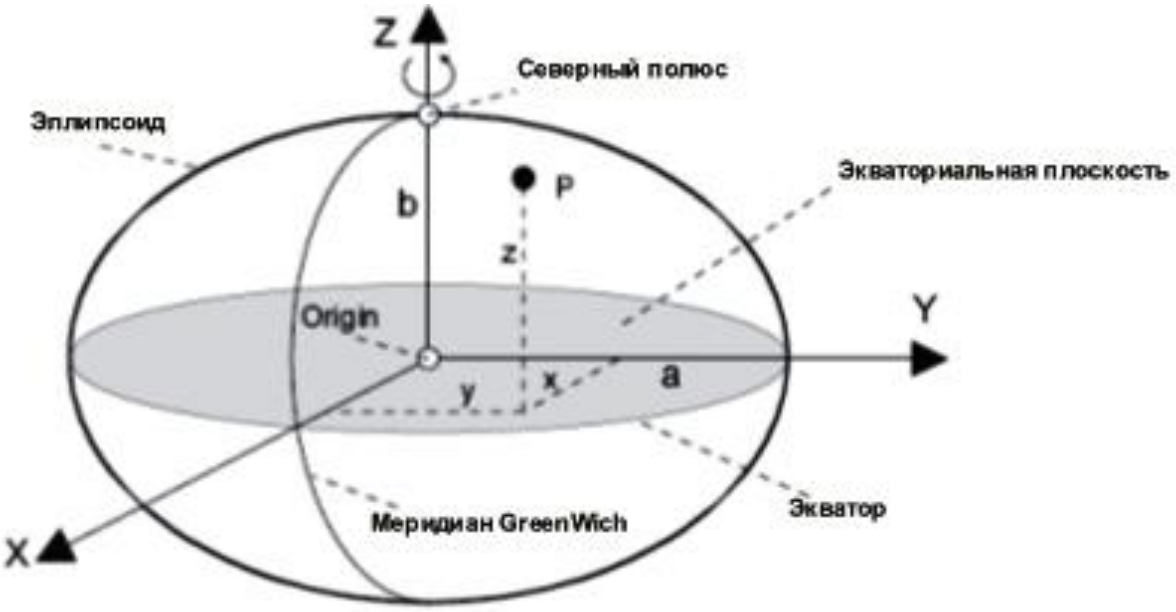


Рис. 3.1. Декартова система координат, позиционированная относительно центра Земли, как эллипсоида

В эллипсоидальных координатах это выглядит так (рис. 3.2).

Рис. 3.2. Эллипсоидальная система координат

Здесь указанные углы соответствуют широте (φ), долготе (λ) и

эллипсоидальной высоте (h).

Со второй половины XIX века до сороковых годов XX столетия в качестве модели Земли используют трехосный эллипсоид. Трехосный эллипсоид является лишь приближенным отображением более сложной формы геоида. Геоид определяется с помощью понятия уровенной поверхности. При этом, Луна очень мало отличается от шара, средний радиус (R) которого равен 1738 км. Поэтому Луну можно аппроксимировать трехосным эллипсоидом с полуосями $a = R + 39$, $b = R - 11$, $c = R - 28$, ориентированным так, что его большая полуось направлена в сторону Земли.

Уровенной поверхностью называют поверхность, каждая точка которой ортогональна к вектору силы тяжести данного небесного тела. Уровенная поверхность мирового океана образует *общую форму* Земли, близкую к поверхности шара, сплюснутую у полюсов. Плоскость, касательную к уровенной поверхности, называют *горизонтальной* плоскостью. Плоскость, проходящую через отвесную линию, называют *вертикальной*. Отвесная линия определяется по направлению вектора силы тяжести в данной точке.

В общем случае поверхность геоида является достаточно сложной для изучения, поскольку описывается бесконечными рядами, так называемыми разложениями по сферическим функциям. Если в рядах оставить конечное число членов, то получают упрощенную модель геоида. Наиболее простой моделью геоида является шар, далее - эллипсоид вращения.

Таким образом, изучение формы Земли оказывается связанной с изучением и исследованием гравитационного поля Земли.

Гравитационное поле Земли – это поле силы тяжести, которая определяется как составляющая двух основных сил: силы притяжения Земли и центробежной силы, вызванной ее суточным вращением. Влияние всех остальных факторов назначение силы тяжести учитывается путем введения соответствующих поправок. Величина силы тяжести на поверхности Земли зависит от фигуры и распределения плотности внутри Земли.

Детальное исследование фигуры Луны стало возможно только после запуска

искусственных спутников Луны (ИСЛ). Однако исследованием Луны занимались задолго до запуска ИСЛ. Сотрудники ГАИШ М.У.Сагитов и Н.П.Грушинский, используя астрометрические наблюдения получили [2], что сила тяжести на лунном трехосном эллипсоиде изменяется по закону:

$$\gamma = \frac{\gamma_a + \gamma_b}{2}(1 + \beta \sin^2 \varphi + \frac{1}{2}\alpha' \cos^2 \varphi \cos 2\lambda),$$

где $\beta = -0{,}00037$, $\alpha' = 0{,}00008$.

Формула показывает, что сила тяжести к полюсу не растет, как это имеет место на Земле, а уменьшается! При этом геометрическое сжатие положительно. Согласно теореме Клеро, если Луна равновесное тело, то $\beta = 2.5q - \alpha$. Из предположения о том, что величина q для Луны аномально мала, можно сделать вывод, что Луна неравновесное тело. Она остановила свое вращение уже после того, как она получила свое гидростатическое сжатие, затем затвердела [2].

Таким образом, строгое определение геоида связано с исследованием строения коры небесного тела. В настоящее время установлено, что на Земле имеются так называемые гравитационные аномалии, вследствие чего уровенная поверхность не может быть удобной математической моделью применительно к Земле. Вследствие этих аномалий форма геоида является неудобной моделью, несмотря на то, что геоид – есть аппроксимация настоящей формы Земли [5] – рис.3.3.

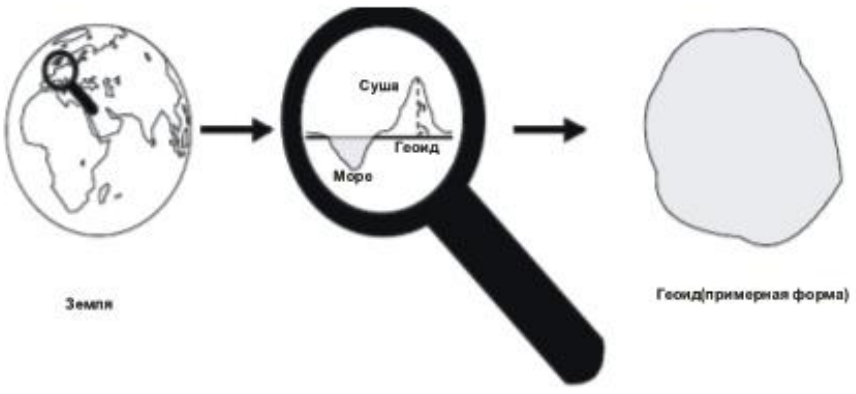


Рис. 3.3. Аппроксимация поверхности Земли в виде геоида

В отличие от фактической формы Земли, геоид есть теоретическое тело, чью поверхность пересекают линии поля гравитации везде под прямым углом.

Следует отметить, что в 1968 году, за год до высадки человека на Луну, американские ученые П.Мюллер и У.Сьегрен исследовали лучевые ускорения ИСЛ Лунар Орбитер 5 . Они обнаружили на морях, где обязаны быть отрицательные гравитационные аномалии, в действительности имеются крупные положительные аномалии, которые нельзя объяснить ничем, кроме как концентрацией тяжелых масс (http://artefact.mylivepage.ru/wiki/244/2831). Такие структуры они назвали масконами (mass concentrations). На высоте полета спутника (100 км) гравитационные аномалии достигали 200 мГал и более. В частности, над морем Дождей гравитационная аномалия равна 250 мГал, над морем Ясности -- 220 мГал, над морем Кризисов -- 130 мГал. Поэтому и для Луны математическая модель уровневой поверхности не может быть удобной.

Поэтому на практике используют понятие *квазигеоида*. Эту фигуру можно определить без гипотез о строении земной коры, она имеет более гладкую (регулярную) поверхности по сравнению с геоидом. М.С. Молоденский [3] ввел неуровенную поверхность квазигеоида, которую легко фиксировать в теле Земли. Для этого вычисляют, а не измеряют так называемую нормальную силу тяжести.

Поверхность квазигеоида совпадает с поверхностью геоида на морях и океанах и отступает от неё до 2 метров на континентальной части Земли. Здесь следует напомнить, что центры масс суши и мирового океана не совпадают. Высоты, отсчитываемые от квазигеоида, получили название *нормальных*.

Таким образом, одним из первых этапов создания координатной системы является использование соответствующей модели земли. На рис. 3.4 приведены виды таких моделей.

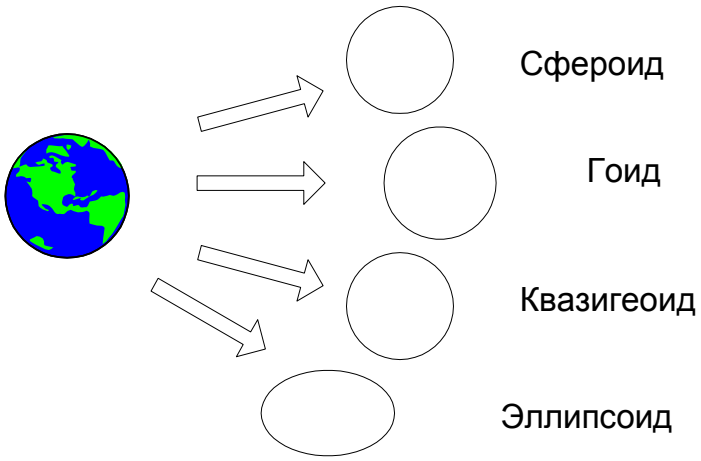


Рис. 3.4. Примеры моделей Земли

Для описания модели Земли используются сфероиды, геоиды и эллипсоиды вращения [6].

Сфероид является гипотетической фигурой, которую приняла бы Земля, находясь в состоянии гидростатического равновесия и под влиянием только сил взаимного тяготения ее частиц и центробежной силы ее вращения около неизменной оси. Наибольшее применение в качестве модели земли находят эллипсоиды и геоиды.

Под эллипсоидом понимается поверхность, которой аппроксимируют фигуру Земли или другого небесного объекта. Земной эллипсоид является эллипсоидом вращения и служит для вычислений длин, площадей, геодезических широт, долгот, азимутов, расчетов картографических проекций и решения других задач. В свою очередь, геоид есть - фигура Земли, ограниченная поверхностью, к которой отвесные линии всюду перпендикулярны и которая проходит через точку начала отсчета высот, закрепленную на высоте среднего уровня моря. Эта поверхность близка к уровням морей и океанов в состоянии покоя и равновесия.

При этом следует отметить региональный (национальный) характер применения этих понятий, что обусловлено потребностями получения высокой точности для конкретной страны или континента. Дело в том, что нерегулярная поверхность геоида аппроксимируется регулярным эллипсоидом, поэтому для каждого участка геоида (каждой страны или региона) может быть подобран свой оптимальный эллипсоид. Для Земли в целом используется общеземной

эллипсоид.

Эти национальные и региональные привязки используют геодезические даты, которые описывают положение, ориентацию, размер (масштаб) покрывающей поверхности относительно центра земли и базовую координатную систему.

В открытом доступе, на сервере NASA, можно найти множество данных полученных со спутников о рельефе и характере поверхности планет солнечной системы и их спутников. В частности, для Луны используется простейшая модель шара с радиусом 1737.4 км.

Таким образом, построение координатной системы связано с построением эталонной поверхности, обусловленной выбором модели небесного тела. На эту эталонную криволинейную поверхность или поверхность относимости переносят координаты точек земных объектов. После этого с криволинейной поверхности переносят точки на плоскую поверхность карты. Для преобразования точек криволинейной поверхности в точки плоскости используют различные проекционные преобразования, те различные модели построения плоских проекций.

Перенос точек с криволинейной поверхности в плоскость определяет два координатных параметра, называемых широтой и долготой. Третий параметр – высота (альтитуда) определяется семейством эталонных поверхностей или системой высот.

4. СИСТЕМЫ ВЫСОТ

Набор уровенных поверхностей задает *систему высот* (рис.4.1). В каждой стране существует своя эталонная уровенная поверхность, от которой отсчитывают высоты. Как правило, она проходит через некий эталонный по высоте пункт, поэтому системы высот в разных странах различаются. В России, принята Балтийская система высот.

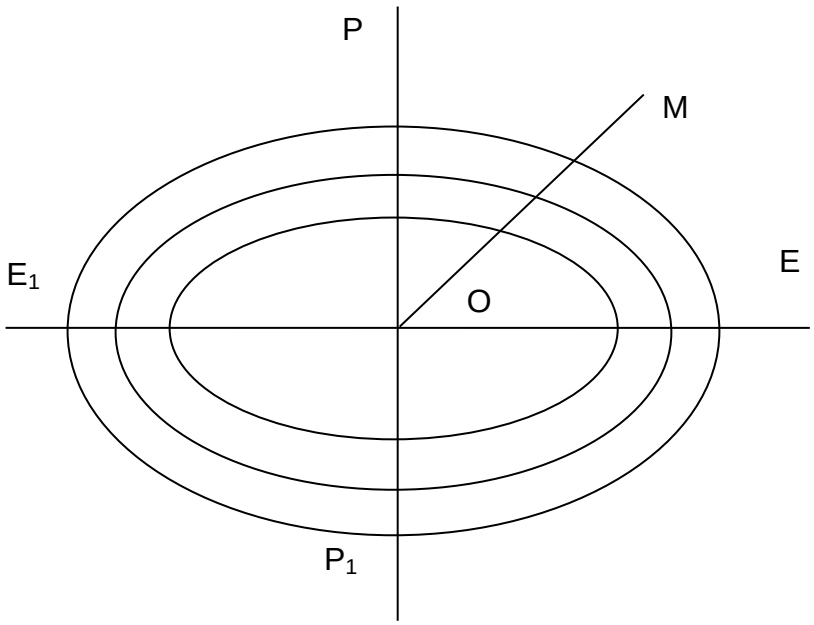


Рис. 4.1. Набор уровенных поверхностей. (ОМ – отвесная линия)

Балтийская система высот – это система, для которой начальная уровенная поверхность проходит через нуль-пункт Кронштатского футштока. Поэтому в СССР и в России высота отсчитывается от среднего уровня Балтийского моря, определенного из многолетних наблюдений на водомерном посту в г. Кронштадте.

В зависимости от способа учета непараллельности уровенных поверхностей различают высоты ортометрические, нормальные и динамические.

В системе нормальных высот абсолютные высоты точек отсчитываются от поверхности квазигеоида. Поверхность квазигеоида определяется относительно земной поверхности и поверхности референц-эллипсоида. В открытых морях и океанах поверхности квазигеоида и геоида совпадают.

Для точек одной и той же уровенной поверхности, лежащих на разных географических широтах, нормальные высоты различны. Если во всех точках земной поверхности отложить вниз по отвесным линиям величины нормальных высот этих точек, то полученные таким образом точки будут принадлежать поверхности квазигеоида.

В системе динамических высот учет непараллельности уровенных

поверхностей производится по методу нормальных высот, но средние значения нормального ускорения силы тяжести на отрезках высот точек вычисляются с постоянной географической широтой. Для точек одной и той же уровенной поверхности, лежащих на разных географических широтах, динамические высоты одинаковы.

В системе ортометрических высот высоты считаются от поверхности геоида. Но ортометрические высоты практически не могут быть точно определены, так как для их вычисления необходимо знать среднее значение силы тяжести на отрезке отвесной линии между геоидом и данной точкой, что практически недостижимо

Высота геодезическая – высота точки земной поверхности над поверхностью референц-эллипсоида, отсчитанная по нормали к эллипсоиду (рис. 4.2).

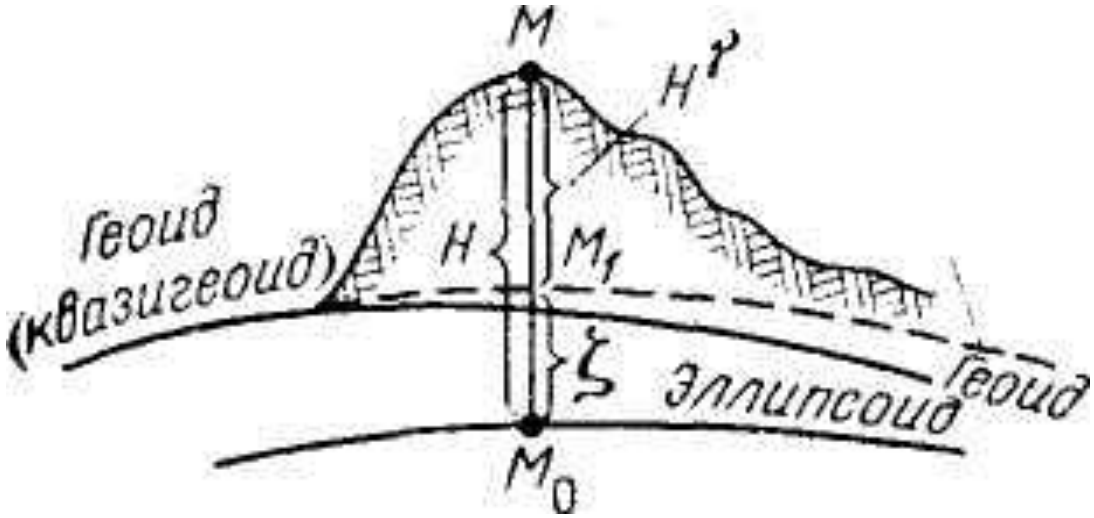


Рис. 4.2. Система высот

Высота геодезическая определяется как сумма нормальной высоты Ну и аномалии высоты ζ

На рис. 4.2 ММ0—нормаль к референц-эллипсоиду (или отвесная линия), пересекающая поверхность квазигеоида в точке М1 , а поверхность референц эллипсоида в точке М0. Геодезическая высота Н определиться как ММ0

$$H = Hy + \zeta$$

Аномалия высоты ζ является высотой квазигеоида над поверхностью референц-эллипсоида. Практически нормальная высота Ну совпадает с высотой над средним уровнем моря.

Геодезические высоты используются для редуцирования измеренных элементов геодезических сетей на поверхность референц-эллипсоида по методу проектирования, предложенному Ф. Н. Красовским.

Геодезическая высота вместе с геодезическими широтой и долготой (B и L соответственно) определяет положение точки относительно заданного эллипсоида. Физически эллипсоида не существует, следовательно, геодезическая высота не может быть непосредственно измерена наземными методами. Определить её возможно с помощью спутниковых измерений, а также посредством обработки рядов триангуляции, астрономо-геодезического нивелирования.

5. ОБЩЕЗЕМНОЙ ЭЛЛИПСОИД И РЕФЕРЕНЦ-ЭЛЛИПСОИД

Одним из общепринятых геометрических тел для использования в качестве модели Земли является эллипсоид вращения. Различают общеземной и референц-эллипсоид.

Общеземным эллипсоидом называют эллипсоид вращения, плоскость экватора и центр которого совпадает с плоскостью экватора и центром масс Земли и наилучшим образом аппроксимирует поверхность геоида (квазигеоида).

Общеземная система координат является геоцентрической. Начало системы координат расположено в центре масс Земли. Ось *Z* направлена к среднему северному полюсу, в так называемое Международное Условное Начало (МУН). Ось *X* направлена по линии пересечения плоскостей экватора и начального меридиана. Ось *Y* дополняет систему координат до правой. Положение точки МУН зафиксировано рекомендациями Международной Службы Вращения Земли, а положение начального меридиана – рекомендациями Международного Бюро Времени, чем устранена неопределенность положения координатных осей из-за

движения полюсов. Параметры общего земного эллипсоида выводят, исходя из требования, чтобы его масса, центр инерции, угловая скорость и ось вращения совпадали с соответствующими параметрами Земли, а поверхность наилучшим образом аппроксимировала поверхность геоида.

Выбор начала координат для небесных тел обычно имеют два критерия: прохождение через какой-либо объект на поверхности (например, кратер) или в зависимости от ориентации небесного тела относительно Земли. Приведём некоторые критерии выбора нулевого меридиана для различных астрономических объектов:

Луна: начальный меридиан выбран, как середина видимой стороны Луны (проходит в непосредственной близости от кратера Bruce).

Марс: определён положением кратера Airy-0.

Венера: начальный меридиан проходит через центральный пик кратера Ariadne.

Солнце: имеет две различные гелиографические координатные системы.

1. Карригтонская (Carrington) гелиографическая координатная система – начальный меридиан проходит через центр солнечного диска, который был виден с Земли 9 ноября 1853 года (в это время Ричард Кристофер Карригтон начал свои наблюдения за солнечными пятнами).

2. Стоунхэстская (Stonyhurst) гелиографическая координатная система – началом системы координат устанавливается точка пересечение Солнечного экватора и центрального меридиана, наблюдаемая с Земли. Долгота увеличивается к западной части края Солнечного диска. При вращении солнечного диска широта остаётся фиксированной, при увеличивающейся долготе (предложена в Стоунхэстском колледже в 19 столетии).

Юпитер: имеет несколько координатных систем: из-за того, что Юпитер классифицируется как газовый гигант; из-за того, что только часть планеты видно из космоса; из-за того, что частота вращения зависит от широты. Неизвестно, скрывается ли за облаками Юпитера твёрдая поверхность, поэтому координатную систему, похожую на Земную, не представляется возможным использовать.

Наиболее часто астрономы используют System II (система основана на усреднённой частоте вращения атмосферы севера и юга экваториальных колец) и System III (в основе лежит магнитное поле) координатные системы.

Титан: также как и Луна, всегда повёрнут одной стороной к Сатурну, через середину данной стороны и проходит начальный меридиан.

Для практического применения земной эллипсоид необходимо ориентировать в теле Земли. При этом выдвигается общее условие: ориентирование должно быть выполнено таким образом, чтобы разности астрономических и геодезических координат были минимальными.

Малая полуось эллипсоида должна быть параллельна оси вращения Земли. Поверхность эллипсоида должна находиться возможно ближе к поверхности геоида в пределах данной страны. Эллипсоид, удовлетворяющий этим требованиям и принятый для обработки геодезических измерений законодательно, называется референц-эллипсоидом (рис.5.1).

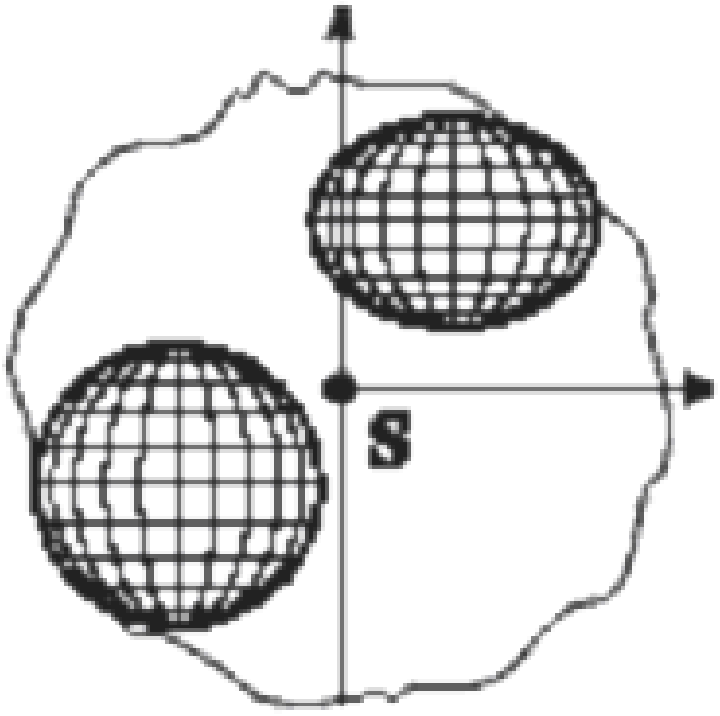


Рис. 5.1. Привязка референц-эллипсоида к региональным условиям.

Референц-эллипсоидом называют эллипсоид вращения, на поверхности которого отображаются материалы астрономо-геодезических работ, топографических съемок и геодезические. Референц-эллипсоид наиболее полно соответствует поверхности геоида на рассматриваемой территории Земли.

В каждой стране принята определенная система геодезических координат, включающая: исходный референц-эллипсоид, исходные геодезические даты (широта и долгота начального пункта, азимут на ориентирный пункт, превышение эллипсоида над геоидом в начальном пункте).

Для закрепления референц-эллипсоида в теле Земли необходимо задать геодезические координаты начального пункта геодезической сети и начальный азимут на соседний пункт. Совокупность этих величин называется исходными *геодезическими датами*.

Исходные геодезические даты включают:

- геодезические координаты исходного пункта опорной геодезической сети,
- геодезический азимут направления на один из смежных пунктов, определенный астрономическим путем,
- высоту геоида в этом пункте над поверхностью принятого земного эллипсоида.

В Российской Федерации за исходный пункт принят центр круглого зала Пулковской астрономической обсерватории, здесь высота геоида над эллипсоидом считается равной нулю.

При решении широкого круга задач используют параметры эллипсоида вращения. Эллипсоид вращения задается размерами: большой полуоси – a; малой полуоси - b.

Кроме этого форму эллипсоида характеризуют следующими элементами:

$$c= a^2/ b;\ \ p= b^2/a$$

Дополнительно используют следующие относительные характеристики эллипсоида

Сжатие $\alpha=(a-b)/a$

Первый эксцентриситет

$$e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a}$$

Второй эксцентриситет

$$e' = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{b}$$

Для эллипсоида Красовского используют следующие параметры.

a= 6 378245 м, b= 6356863.0188 м, c=6399698.9018

α=0.0033523299, e^2=0,0066934216.

6. ЭЛЕМЕНТЫ ЗЕМНЫХ КООРДИНАТНЫХ СИСТЕМ

Исторически определение положения на поверхности Земли было связанной с астрономическими наблюдениями звездного неба. Это определило названия некоторых терминов, определяющих элементы координатных систем на поверхности Земли.

Понятие альмукантарата , перенесенное в картографию, используется для обозначения особого семейства линий на поверхности земного шара (модели Земли). Такая линия является геометрическим местом точек равноудаленных от какой либо выбранной точки на поверхности шара. Если такой выбранной точкой является географический полюс Земли, то альмукантараты будут географическими параллелями.

Альмукантараты являются устойчивым элементом координатных систем. На географических картах они могут изображаться разными типами кривых или прямы линий в зависимости от способа построения картографической проекции.

ВЕРТИКАЛ (от лат . verticalis - отвесный) также как и альмукантарат имеет два значения астрономическое и картографическое.

В астрономии вертикал большой круг небесной сферы, проходящий через зенит и надир. Вертикал, перпендикулярный небесному меридиану, называют

первым вертикалом, а точки пересечения его с небесным горизонтом называют точками запада и востока.

В картографии вертикалом называют семейство линий на поверхности земного шара (модели Земли) дополняющим альмукантараты как элементы координатной системы. Вертикалами называют каждый большой круг, проходящий через полюс сферических координат.

Вертикал, проходящий через географический полюс, совпадает с меридианом. Положение вертикалов на картографической поверхности определяется азимутом “a”, который равен двугранному углу между плоскостями текущего и начального вертикалов. Начальным называется вертикал, который совпадает с меридианом полюса косой или поперечной систем координат.

Альмукантараты - дуги малых кругов, ортогональные вертикалам; их положение на картографируемой поверхности определяется зенитным расстоянием z, равным дуге вертикала от полюса принятой системы координат до текущего альмукантарата.

ЗЕНИТ — точка неба, лежащая вверху, по направлению отвесной линии, в каждом месте земной поверхности. Различают географический и геоцентрический зениты. Геоцентрический зенит определяют как точку, лежащую вверху, по направлению продолжения линии, соединяющей место наблюдения с центром Земли.

Если бы Земля была шаром, то оба зенита совпадали. Однако, вследствие отличия формы Земли от сферической, геоцентрический зенит лежит всегда дальше от полюса, чем астрономический (географический). Угловое расстояние их незначительно и наибольшей величины (около 12') достигает под широтами примерно ±45°.

Угловое расстояние какого-нибудь светила от зенита называют зенитным расстоянием. В зависимости от того, считают ли расстояние от географического или геоцентрического зенита, различают географическое и геоцентрическое зенитные расстояния. Дополнение зенитного расстояния до 90° называют высотой светила.

НАДИР — точка, противоположная зениту, лежащая внизу, по направлению отвесной линии, в каждом месте земной поверхности.

Такая точка невидима непосредственно и ее получают искусственно, устанавливая под инструментом сосуд со ртутью или вообще горизонтальное зеркало: Надир можно рассматривать как изображение зенита на земной поверхности.

На практике широко применяют астрономические (географические) и геодезические координаты. В этих координатных системах используют следующие элементы:

плоскость земного экватора - проходит через центр Земли перпендикулярно к оси вращения;

плоскость географического (астрономического) меридиана - проходит через ось вращения Земли и отвесную линию в точке земной поверхности;

меридиан - линия пересечения плоскостей географических меридианов с земной поверхностью;

параллель - линия, образованная пересечением плоскости, параллельной плоскости земного экватора, с поверхностью Земли.

Положение точки в астрономической (географической) системе координат определяется широтой (φ) и долготой (λ). Положение точки в геодезической системе координат определяется широтой (B) и долготой (L).

Широта (геодезическая)- угол между нормалью к поверхности эллипсоида и плоскостью экватора. Она изменяется от -90 ° (южный полюс) до +90 ° (северный полюс).

Широта (астрономическая)- угол между отвесной линией в данной точке поверхности и плоскостью экватора.

Долгота - это угол в плоскости экватора между меридианом точки и главным (нулевым) меридианом, проходящим через Гринвич (Англия). Она изменяется от -180 ° (западная долгота) до +180 ° (восточная долгота).

Основными понятиями этих систем координат являются:

меридиан - линия постоянной долготы;

параллель - линия постоянной широты;

большой круг - воображаемый круг на земной поверхности, образованный плоскостью, проходящей через центр земного шара;

малый круг - воображаемый круг на земной поверхности, образованный плоскостью, не проходящей через центр земного шара.

Координатными поверхностями в этих системах являются

- поверхность сферы или эллипсоида,
- уровенные поверхности,
- секущие плоскости, параллельные экватору,
- секущие плоскости, проходящие через земную ось.

Координатными линиями в этих системах являются.

$B = const$ ($\varphi = const$) семейство параллелей (альмукантараты).

$L = const$ ($\lambda = const$) семейство меридианов.

Особенность выбора таких координатных линий продиктована необходимостью переноса информации с поверхности модели Земли на плоскую поверхность карты. Эти координатные линии задают географическую сетку, которая отображается в выбранной проекции.

Системы координат, применяемые в геодезии и геоинформатике, выбираются в зависимости от решаемых задач.

Для отображения положения точек поверхности на плоскости используют различные математические модели поверхности и различные системы координат. На практике чаще применяют плоские и сферические. Реже применяют криволинейные или полярные.

Если в качестве аспекта классификации выбрать вид координатных линий, то получим следующую классификацию систем координат:

- прямоугольные (X, Y)- на плоскости;
- прямоугольные (X, Y, Z)- в пространстве,
- криволинейные: сферические - на шаре, эллипсоидальные - на эллипсоиде, последние часто называют геодезическими.

7. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

7.1. Системы координат, используемые в геоинформатике

На практике используют широкий набор систем координат: геоцентрические, топоцентрические, полярные геодезические, эклиптические и др. [8]. Если в качестве аспекта анализа выбрать начала координат, то можно говорить [20] о геоцентрической, квазигеоцентрической и топоцентрической - системах координат (рис.7.1).

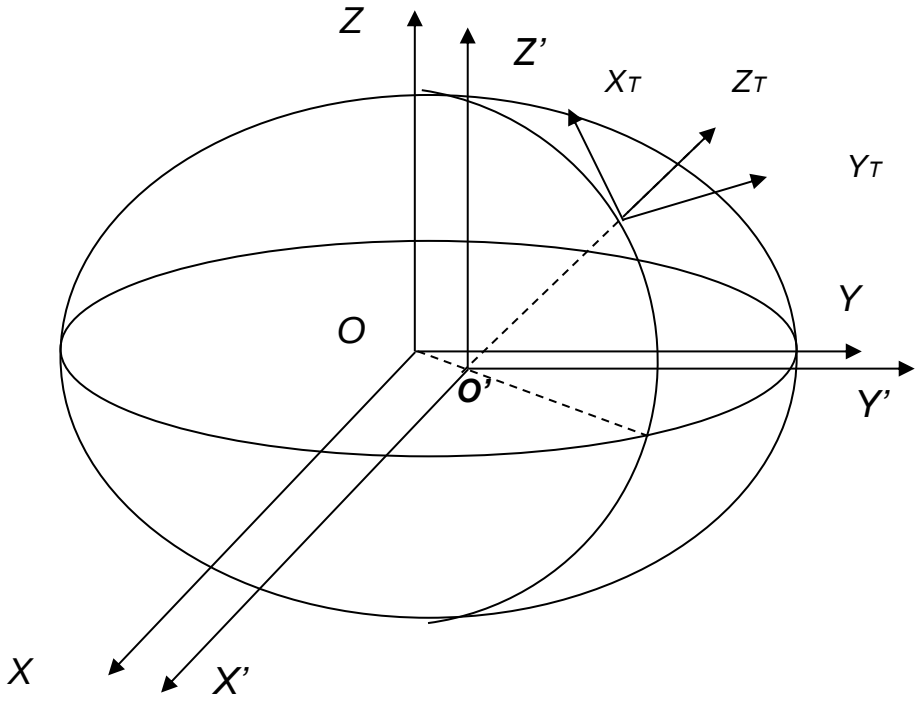


Рис.7.1. Геоцентрическая, квазигеоцентрическая и топоцентрическая системы координат

Геоцентрической называется система координат (*X, Y, Z)*, у которой начало отсчета *O* совпадает с центом масс Земли.

Если начало отсчета системы O' располагается вблизи центра масс Земли (в пределах нескольких сотен метров), то такая система координат (*X', Y', Z'*) называется *квазигеоцентрической*.

Ось Z направлена на северный полюс Земли. Ось X направлена в точку пересечения экватора с Гринвичским меридианом. Ось У дополняет образованную экваториальную систему до правой.

Топоцентрической называется система координат (X_T, Y_T, Z_T), у которой начало отсчета находится на поверхности Земли или вблизи нее.

Ось Z_T совпадает с нормалью к поверхности земного эллипсоида. Ось X_T лежит в плоскости меридиана и направлена на северный полюс. Ось Y_T дополняет образованную систему до левой.

Система участвует в суточном вращении Земли, оставаясь неподвижной относительно точек земной поверхности и потому удобна для навигации и определения положения объектов относительно поверхности Земли.

7.2. АСТРОНОМИЧЕСКИЕ КООРДИНАТЫ

Астрономические координаты – это системы сферических координат, применяемые в астрономии (небесная система координат).

Географические координаты

С давних времен перед человеком стояла задача определить свое местоположение на поверхности Земли. Достаточно давно в качестве модели использовалась небесная сфера, что способствовало развитию сферической геометрии и расчетам местоположения на этой основе. Географические координаты (широта и долгота) – точки земной поверхности, определенные непосредственно из астрономических наблюдений.

Следует остановиться на том, что, находясь на поверхности, любая точка обладает двумя степенями свободы. Следовательно, для определения ее местоположения на поверхности, как и на плоскости, достаточно использовать два параметра.

Эти параметры географических координатах называют широтой и долготой и обозначают как φ и λ (рис.7.2). Эти параметры определяют по наблюдениям

небесных светил и тем самым определяют положение в конкретной точке Земли.

Напомним, что географическая широта φ определяется как угол между отвесной линией в данной точке поверхности и плоскостью экватора. Плоскость экватора задает координатную плоскость и выбирается фиксированной на определенную эпоху. Последнее обусловлено изменением положения полюсов с течением времени.

Долгота λ определяется как угол в плоскости экватора между меридианом точки и главным (нулевым) меридианом, проходящим через Гринвич (Англия). Она изменяется от -180° (западная долгота) до +180° (восточная долгота).

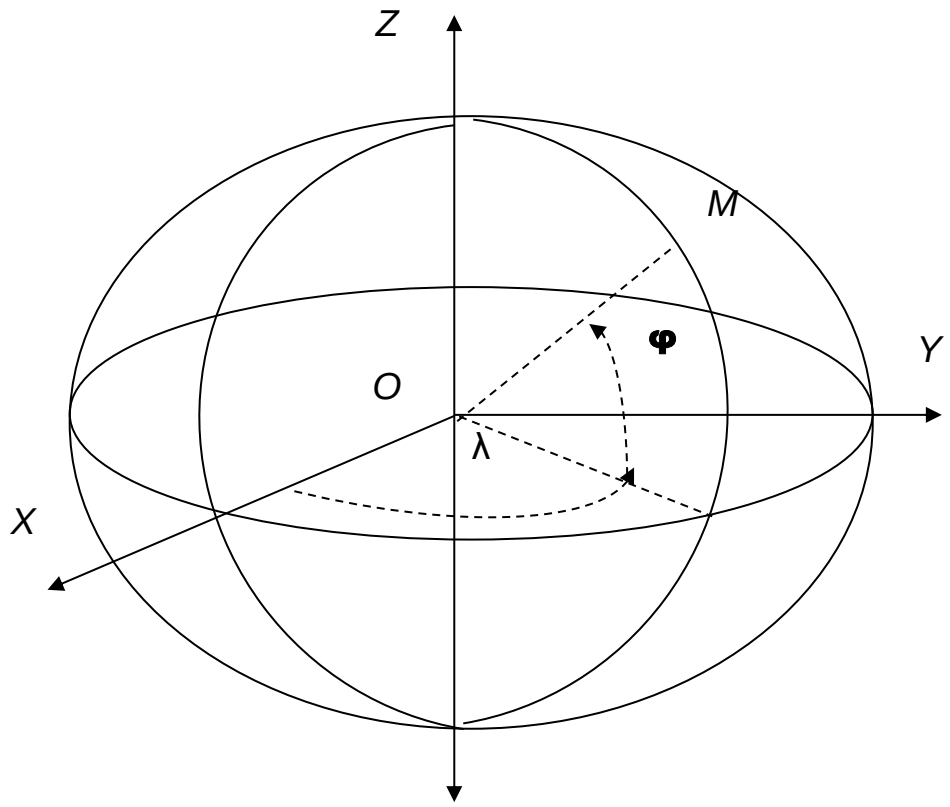


Рис. 7.2. Географическая система координат

Третий параметр определяют как превышение над эталонной поверхностью.

Система небесных координат используется в астрономии для описания положения светил на небе или точек на воображаемой небесной сфере. Координаты светил или точек задаются двумя угловыми величинами (или

дугами), однозначно определяющими положение объектов на небесной сфере. Таким образом, система небесных координат является сферической системой координат, в которой третья координата – расстояние – часто неизвестна и не играет роли.

Системы небесных координат отличаются друг от друга выбором основной (фундаментальной) плоскости и началом отсчёта. В зависимости от стоящей задачи, может быть более удобным использовать ту или иную систему. Наиболее часто используются горизонтальная и экваториальные системы координат. Реже – эклиптическая, галактическая и другие.

Горизонтальная система координат.

Основной плоскостью является плоскость истинного горизонта, а началом отсчета - точка юга S. Координатами являются высота и азимут (см. рис. 7.3).

Рис. 7.3. Горизонтальная система координат

Высота светила над горизонтом h - это угловое расстояние от истинного горизонта, измеряемое по вертикалу светила (аналог широты). Высота светила может изменяться в пределах от -90^0 до $+90^0$. Отрицательная высота означает, что светило находится под горизонтом (высота зенита равна $+90^0$).

Вместо высоты светила в качестве первой горизонтальной координаты часто употребляют зенитное расстояние z - угловое расстояние светила от зенита, измеряемое по вертикалу светила. Существует простая связь между зенитным расстоянием и высотой светила: $z + h = 90^0$

Зенитное расстояние может изменяться в пределах от 0^0 до 180^0, причем светила с зенитным расстоянием больше 90^0 лежат ниже горизонта и являются ненаблюдаемыми.

Второй горизонтальной координатой является азимут A - это угловое расстояние от точки юга S до пересечения вертикала светила с горизонтом, отсчитываемое вдоль горизонта по часовой стрелке. Азимут может принимать значения от 0^0 до 360^0 и носит еще название астрономического азимута, в отличие от геодезического азимута, отсчитываемого от точки севера N по часовой стрелке.

Первая экваториальная система координат

Основной плоскостью является плоскость небесного экватора, началом отсчета - точка Q. Координатами являются склонение и часовой угол (рис. 7.4).

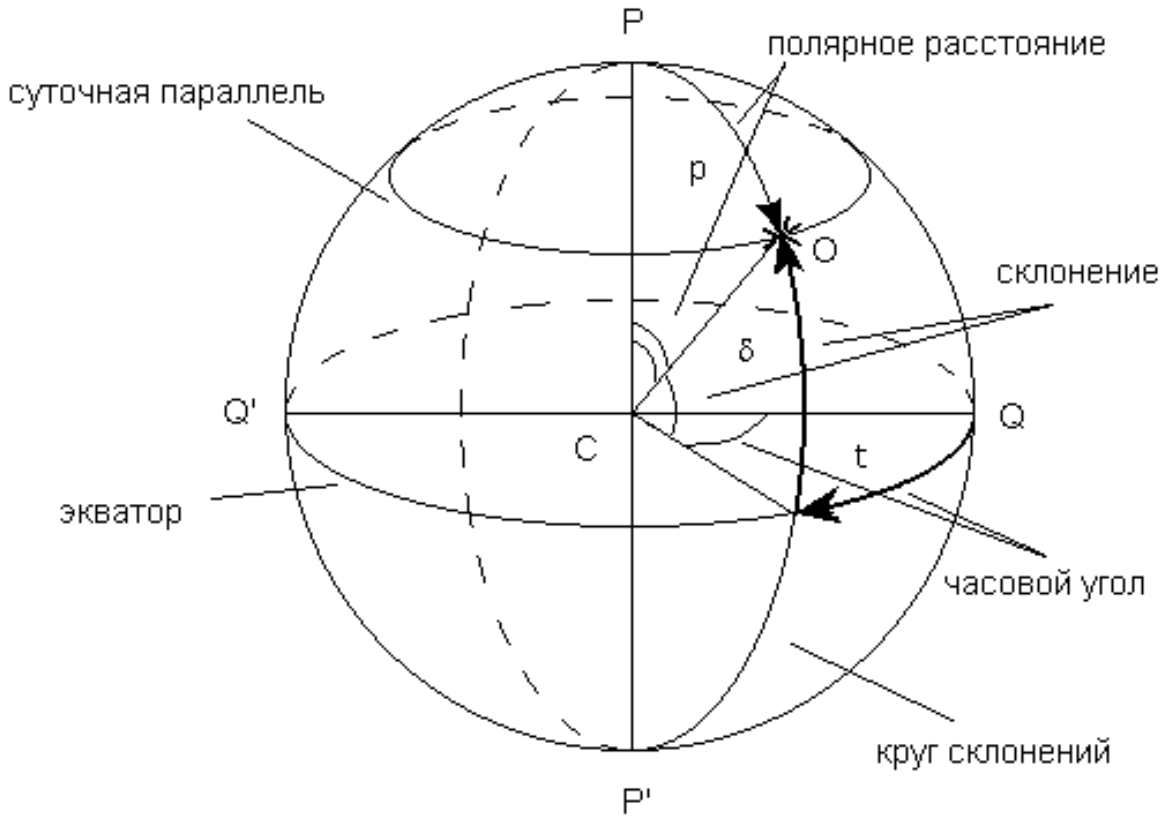


Рис. 7.4. Первая экваториальная система координат

Склонение светила, δ - это угловое расстояние от небесного экватора до светила, отсчитываемое по кругу склонения. Склонение изменяется в пределах от -90^0 до $+90^0$, причем светила с $\delta > 0$ находятся к северу от экватора, а с $\delta < 0$ - к югу от него. Реже вместо склонения используется полярное расстояние, p, - это угловое расстояние от светила до полюса. При этом, $\delta + p = 90^0$.

Часовой угол, t, - это дуга небесного экватора между небесным меридианом и кругом склонения светила. Отсчитывается от точки Q по часовой стрелке. Изменяется в пределах от 0^0 до 360^0 в градусной мере или от 0^h до 24^h в часовой мере (360^0 соответствует 24^h, 1^h - 15^0, 1^m -$15'$, 1^s - $15''$).

Координаты звезд в горизонтальной и первой экваториальной системах координат изменяются из-за суточного вращения Земли, так как в них начало отсчета привязано к вращающейся Земле (точка юга S и точка Q лежат на небесном меридиане). Значит, для того, чтобы координаты звезд не изменялись из-за суточного вращения, необходимо выбрать точку отсчета, неподвижную относительно звезд и участвующую в суточном вращении. В качестве такой точки

отсчета была выбрана точка весеннего равноденствия, и система координат, в которой звезды не изменяют свои координаты из-за суточного вращения, называется второй экваториальной системой координат.

Формулы перехода от горизонтальной системы координат к первой экваториальной системе координат имеют следующий вид:

$$\sin(\delta) = \sin(\varphi)\cdot\cos(z) - \cos(\varphi)\cdot\sin(z)\cdot\cos(A)$$

$$\cos(\delta)\cdot\sin(t) = \sin(z)\cdot\sin(A)$$

$$\cos(\delta)\cdot\cos(t) = \cos(\varphi)\cdot\cos(z) + \sin(\varphi)\cdot\sin(z)\cdot\cos(A)$$

Формулы перехода к горизонтальной системе координат имеют следующий вид:

$$\cos(z) = \sin(\varphi)\cdot\sin(\delta) + \cos(\varphi)\cdot\cos(\delta)\cdot\cos(t)$$

$$\sin(A)\cdot\sin(z) = \cos(\delta)\cdot\sin(t)$$

$$\cos(A)\cdot\sin(z) = -\cos(\varphi)\cdot\sin(\delta) + \sin(\varphi)\cdot\cos(\delta)\cdot\cos(t)$$

Вторая экваториальная система координат

Большой круг небесной сферы, по которому в течение года кажущимся образом перемещается центр Солнца вследствие годичного обращения Земли вокруг Солнца, называется эклиптикой. Эклиптика наклонена к экватору под углом $\varepsilon = 23^0 26'$. Точки пересечения эклиптики с экватором называются точками равноденствий. Та точка, в которой Солнце переходит из южной части небесной сферы в северную, называется точкой весеннего равноденствия ♈, а противоположная - точкой осеннего равноденствия ♎.

Во второй экваториальной системе координат основной плоскостью, как и в первой, является плоскость небесного экватора, а началом отсчета - точка весеннего равноденствия (рис. 7.5).

Первой координатой также является склонение δ. Второй координатой, прямым восхождением α, является дуга небесного экватора от точки весеннего

равноденствия до круга склонения светила, отсчитываемая против часовой стрелки. Как и часовой угол, прямое восхождение измеряется в часовой мере.

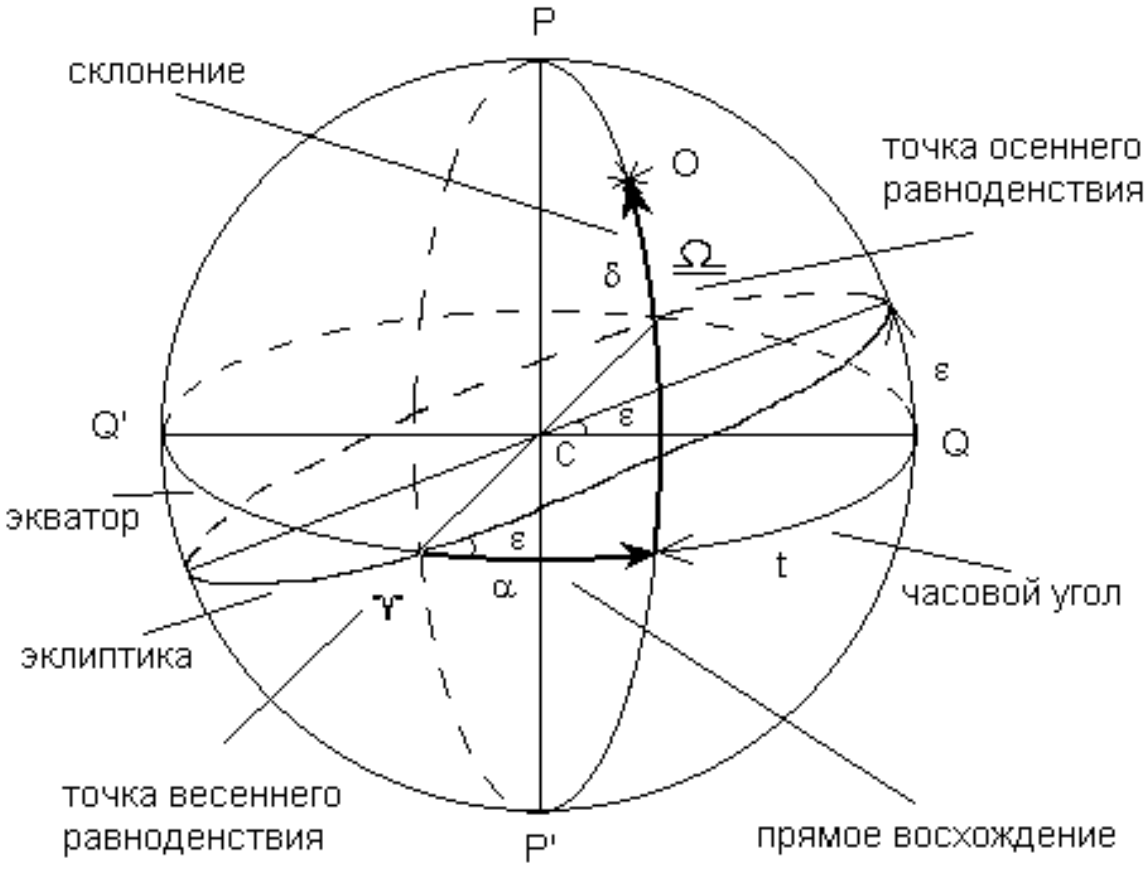


Рис. 7.5. Вторая экваториальная система координат

Эклиптическая система координат

В эклиптической системе координат главной плоскостью является проекция на небесную сферу плоскости земной орбиты, а главной осью - нормаль к ней (прямая ЭЭ' на рис. 7.6). Пересечение плоскости земной орбиты с небесной сферой - это большой круг, по которому Солнце перемещается в течение года (по отношению к центру тяжести системы Земля - Луна), что является отображением годичного обращения Земли вокруг Солнца. Этот круг получил название эклиптики. Перпендикуляр к плоскости эклиптики пересекает небесную сферу в двух точках - полюсах эклиптики. Северный полюс эклиптики имеет экваториальные координаты $\alpha = 18^h$, $\delta = 90^0 - \varepsilon$ и расположен в созвездии Дракона. Южный полюс эклиптики находится в созвездии Золотой Рыбы.

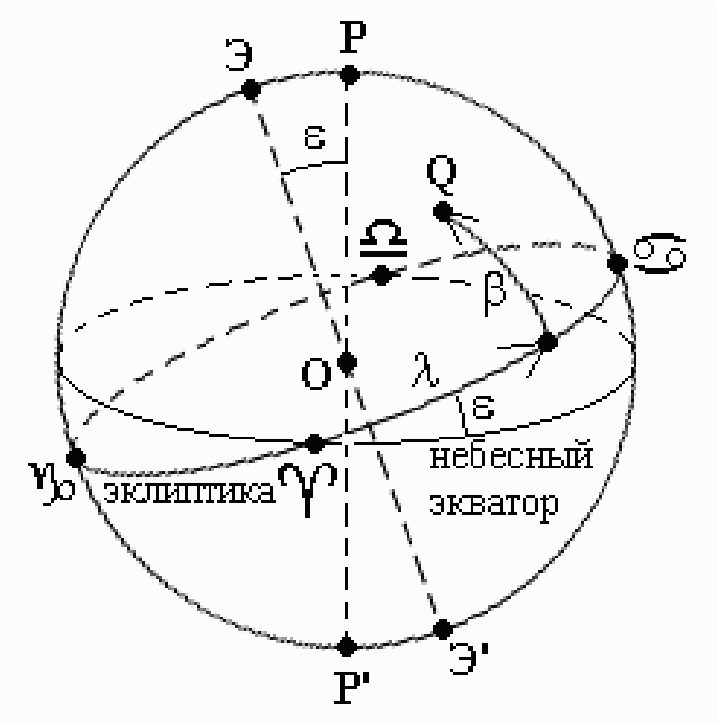


Рис. 7.6. Эклиптическая система координат

Поскольку небесный экватор является продолжением земного, а последний наклонен к плоскости земной орбиты на угол $\varepsilon \approx 23^0 26'$, то и эклиптика наклонена к небесному экватору на тот же угол ε и пересекает его в двух точках: точке весеннего равноденствия в созвездии Рыб (обозначается знаком созвездия Овна ♈), при прохождении которой Солнце переходит из южного небесного полушария в северное, и точке осеннего равноденствия в созвездии Девы (обозначается знаком созвездия Весов ♎).

Эклиптические координаты аналогичны соответствующим экваториальным (II типа) координатам. Эклиптическая (астрономическая) широта светила Q - это его угловое расстояние от эклиптики, положительное к северу и отрицательное к югу (рис. 8.6). Она обозначается буквой β. Большой круг, проведенный через светило Q и полюса эклиптики Э и Э', называется кругом эклиптических (астрономических) широт. Точкой отсчета на эклиптике, как и в экваториальной системе, является точка весеннего равноденствия (♈). Дуга эклиптики от точки весеннего равноденствия ♈ до точки пересечения с кругом широт светила Q, отсчитываемая в направлении, противоположном суточному вращению небесной

сферы, т.е. к востоку, называется эклиптической (астрономической) долготой светила. Широта и долгота обычно выражаются в градусах. Точка эклиптики с $\lambda = 90^0$ и для которой $\delta = +\varepsilon$, называется точкой летнего солнцестояния и обозначается знаком созвездия Рака (♋). В настоящее время она находится в созвездии Тельца. Противоположная ей точка с $\lambda = 270^0$ и $\delta = -\varepsilon$, называется точкой зимнего солнцестояния и обозначается знаком созвездия Козерога (♑). Она расположена в созвездии Стрельца.

Формулы перехода от экваториальной системы координат к эклиптической выводятся из сферического треугольника Полюс мира - Полюс эклиптики - Светило. Для вычисления эклиптических широты β и долготы λ по углу ε, прямому восхождению α и склонению δ применяются следующие формулы:

$$\sin(\beta) = \sin(\delta)\cdot\cos(\varepsilon) - \cos(\delta)\cdot\sin(\varepsilon)\cdot\cos(\alpha)$$

$$\cos(\lambda) = \cos(\alpha)\cdot\cos(\delta)/\cos(\beta)$$

$$\cos(\beta)\cdot\sin(\lambda) = \sin(\varepsilon)\cdot\sin(\delta) + \cos(\varepsilon)\cdot\cos(\delta)\cdot\sin(\alpha)$$

Галактическая система координат

В галактической системе координат главной плоскостью является плоскость Галактики, а главной осью - нормаль к ней, пересекающая небесную сферу в точках, называемых галактическими полюсами. Однако точное расположение галактической плоскости определить не так просто. Дело в том, что видимый Млечный Путь занимает на небесной сфере большую площадь и весьма неоднороден по яркости и ширине. Кроме того, его средняя линия, по отношению к которой симметрично расположены многие составляющие Галактики, оказалась малым кругом небесной сферы. Этот круг ближе к южному галактическому полюсу, что вызвано возвышением Солнца к северу от галактической плоскости на ~ 20 пк. Поэтому за галактический экватор принят большой круг, равноудаленный от средней линии Млечного Пути (отстоящий от нее на $4^0 - 5^0$) и наклоненный к небесному экватору на угол $\Omega \approx 62^0.6$.

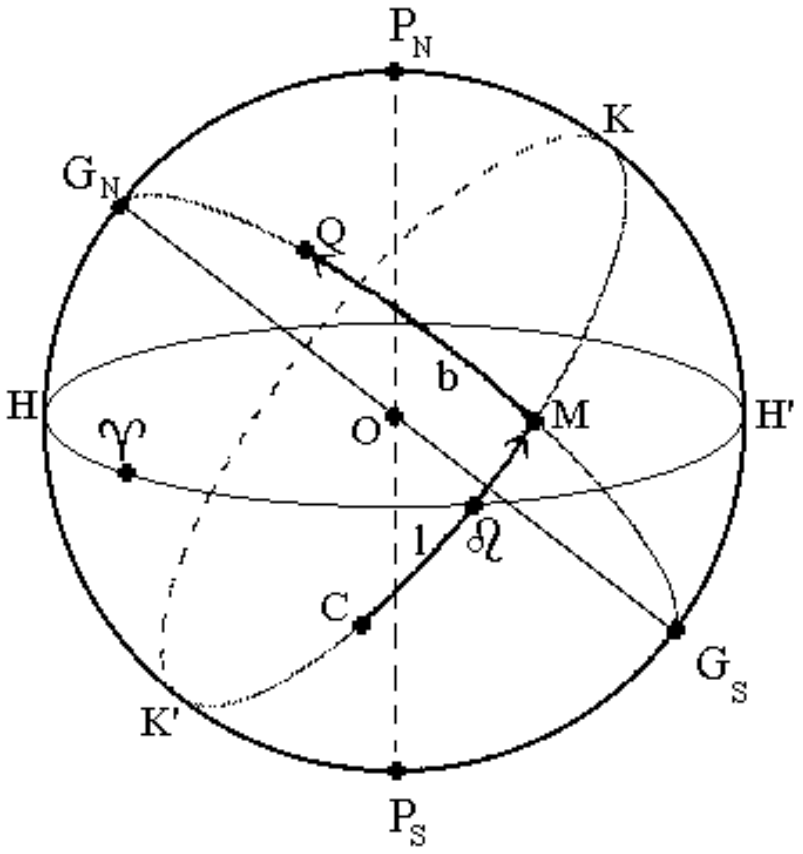


Рис. 7.7. Галактическая система координат. HH' - небесный экватор.

Галактические координаты вводятся аналогично экваториальным и эклиптическим (рис. 7.7). Большие круги, проходящие через галактические полюса, называются кругами галактических широт, а малые круги, параллельные галактическому экватору - кругами галактических долгот. Галактическая широта точки Q обозначается буквой b и определяется как угловое расстояние точки Q от небесного экватора KK' (длина дуги MQ), положительное к северу и отрицательное к югу. Галактическая долгота l - длина дуги CM галактического экватора от начальной точки C до точки его пересечения M с кругом широт, на котором лежит точка Q. Галактические долготы отсчитываются в ту же сторону, что и прямые восхождения, то есть с запада к востоку. Точка начала отсчета C определяется расположением Галактического Центра. Последний принято отождествлять с радиоисточником Стрелец-A, лежащем на малом круге небесной сферы, отстоящем примерно на 1^0 к югу от галактического экватора. Поэтому точка начала отсчета C перенесена как можно ближе к нему и ведется от круга

галактических широт, составляющего угол 123^0 с направлением на полюс мира эпохи 1950.0. Стрелец-А находится лишь в 30" от этого круга широт. Северный галактический полюс G_N GN расположен в созвездии Волос Вероники ($\alpha = 12^h 49^m$, $\delta = +27^0.4$), южный (G_S) - в созвездии Скульптора ($\alpha = 0^h 49^m$, $\delta = -27^0.4$).

Точка пересечения небесного экватора с галактическим (восходящий узел ☊) имеет прямое восхождение (на эпоху 1950.0) $\alpha_0 = 282{,}25^0$ и галактическую долготу $l_0 = 33{,}0^0$ (дуга C☊ на рис. 7.7), а небесный экватор наклонен к галактическому на угол $\Omega = 62{,}6^0$. Пересчет экваториальных координат α и δ (на эпоху 1950.0) в галактические осуществляется по формулам:

$$\sin(b) = \sin(\delta)\cdot\cos(\Omega) - \cos(\delta)\cdot\sin(\Omega)\cdot\sin(\alpha - \alpha_0)$$

$$\cos(b)\cdot\sin(l - l_0) = \sin(\Omega)\cdot\sin(\delta) + \cos(\Omega)\cdot\cos(\delta)\cdot\sin(\alpha - \alpha_0)$$

$$\cos(l - l_0)\cdot\cos(b) = \cos(\delta)\cdot\cos(\alpha - \alpha_0)$$

Можно также определить ориентацию галактической системы координат относительно экваториальной через экваториальные координаты северного галактического полюса α_N и δ_N, поскольку $\alpha_0 = \alpha_N + 90^0$, $\Omega = 90^0 - \delta_N$.

Тогда формулы перехода будут иметь такой вид:

$$\sin(b) = \sin(\delta)\cdot\sin(\delta_N) + \cos(\delta)\cdot\cos(\delta_N)\cdot\cos(\alpha - \alpha_N)$$

$$\cos(b)\cdot\sin(l - l_0) = \cos(\delta_N)\cdot\sin(\delta) - \sin(\delta_N)\cdot\cos(\delta)\cdot\cos(\alpha - \alpha_N)$$

$$\cos(l - l_0)\cdot\cos(b) = \cos(\delta)\cdot\sin(\alpha - \alpha_N)$$

В таком общем виде обе группы формул справедливы для перехода к галактической системе координат от экваториальной любой эпохи, меняться будут только значения l_0, α_0 и Ω (или l_0, α_N и δ_N). Например, в программе-планетарии XEphem ее автор Elwood Downey использует для перехода от экваториальных координат (на эпоху 2000.0) к галактическим и обратно следующие начальные условия: $l_0 = 33{,}0^0$, $\alpha_N = 193{,}0^0$, $\delta_N = 27{,}17^0$.

Следует подчеркнуть, что приведенные формулы перехода математически точны, однако сами галактические координаты обычно используются с точностью не лучше $0{,}01^0$ из-за того, что значения l_0, α_0 и Ω известны недостаточно точно.

Галактические координаты "привязаны" к галактической плоскости и центру Галактики, поэтому они не меняются со временем из-за прецессии. Их изменения связаны лишь с собственными движениями звезд (обозначаются буквой μ) и вращением Галактики. Поскольку Солнечная система обращается вокруг центра Галактики с периодом около 250 млн. лет, то нетрудно вычислить, что за 100 лет направление на галактический центр сместится всего на 0.5" вдоль галактического экватора.

Что касается собственных движений звезд, то можно подсчитать, что звезда, имеющая перпендикулярную лучу зрения скорость 10 км/с, за год сместится на 2.1 а.е., что со стандартного расстояния 10 пк составит угловое смещение 0.21". Наибольшим собственным движением (μ = 10.31" в год) обладает звезда Барнарда, а всего известно 27 звезд с собственными движениями, превышающими 3.0" в год, причем, только 3 из них расположены дальше 10 пк.

Распределение собственных движений звезд по небесной сфере оказалось неравномерным. Так, из ярких звезд (ярче 6^m) в среднем наименьшие по величине значения μ имеют звезды в области с координатами $\alpha \approx 18^h$, $\delta \approx +30^0$ (недалеко от Веги, α Lyr) и противоположной ей (недалеко от Сириуса, α CMa), а наибольшие - в поясе, равноудаленном от этих двух точек, причем в последнем случае μ большинства звезд направлены к Сириусу. Поскольку вблизи Веги лучевые скорости (скорости вдоль луча зрения) в среднем отрицательные, а вблизи Сириуса - положительные, то был сделан вывод, что Солнечная система движется в пространстве относительно ярких звезд примерно в направлении Веги. Точка небесной сферы, по направлению к которой в данный момент движется небесное тело (или группа тел), называется апексом этого тела, противоположная ей - антиапексом, а точка, по направлению от которой происходит движение - вертексом. Описанное движение Солнечной системы относительно ярких звезд называется стандартным движением Солнца. Кроме того, можно определить

движение относительно ближайших звезд, которое получило название основного движения Солнца и немного отличается от стандартного по направлению и скорости. Координаты апексов Солнечной системы и ее скорости в различных системах отсчета приведены ниже:

Движение вокруг центра Галактики.

апекс: $l = 90^o$, $b = 0^o$,

линейная скорость ~ 230 км/с,

угловая скорость 0.0053"/год,

период ~2.5*108 лет

Движение относительно ярких звезд (до 6m) - стандартное движение Солнца.

апекс: $\alpha = 271^o$, $\delta = +30^o$,

скорость 19.4 км/с = 0.0112 а.е./сутки ~ 4.15 а.е./год

Движение относительно ближайших звезд - основное движение Солнца:

апекс: $\alpha = 265^o$, $\delta = +21^o$,

скорость 15.5 км/с ~ 3.27 а.е./год

Движение относительно межзвездного газа

апекс: $\alpha = 258^o$, $\delta = -17^o$,

скорость 22-25 км/с

Движение относительно фона реликтового излучения 2.73 K

апекс: $l = 264.7^o \pm 0.8^o$, $b = 48.2^o \pm 0.5^o$,

скорость 369 ± 11 км/с

Использование различных небесных систем координат

Горизонтальная топоцентрическая система координат используется наблюдателем, находящимся в определенном месте на поверхности земного шара для определения положения какого-либо светила на небе. Координаты небесных светил в данной системе координат могут быть получены с помощью угломерных инструментов и при наблюдениях в телескоп, смонтированный на азимутальной

установке. Большинство астрономических компьютерных программ способны выдавать положения светил в данной системе координат. При наблюдениях следует учитывать поправку на рефракцию.

Первая экваториальная система координат используется для определения точного времени и при наблюдениях в телескоп, смонтированный на экваториальной установке.

Вторая экваториальная система координат является общепринятой в астрометрии. В экваториальной гелиобарицентрической системе координат составляются современные звёздные карты и описываются положения светил в каталогах. При этом координаты светил приводятся к определенному положению небесного экватора и точки весеннего равноденствия, то есть к определенной эпохе (в астрономии применяются эпохи B1950 и J2000.0).

Экваториальная геоцентрическая система координат отличается от экваториальной гелиобарицентрической системы координат тем, что координаты звезд скорректированы в ней из-за явления годичного паралакса, а положение небесного экватора и точки весеннего равноденствия приводятся к текущей дате.

Эклиптическая геоцентрическая система координат используется в небесной механике для расчета орбиты Луны.

Эклиптическая гелиоцентрическая система координат используется для расчета орбит планет и других тел Солнечной системы обращающихся вокруг Солнца.

В большинстве школ астрологии, так же используется эклиптическая система координат. Эклиптическая широта светил при этом как правило не учитывается. А эклиптика разбивается на 12 равных участков, по 30 градусов дуги каждый, называемых знаками зодиака.

На практике, как правило, требуется пользоваться несколькими системами координат. Например, для расчета положения Луны на небе необходимо сначала рассчитать координаты Луны в эклиптической геоцентрической системе координат, пересчитать координаты в экваториальную геоцентрическую систему координат, затем перейти к горизонтальной топоцентрической системе

координат.

7.3. ГЕОДЕЗИЧЕСКИЕ КООРДИНАТЫ

Геодезические координаты также определяются широтой и долготой точек земной поверхности. Однако их определение производят с помощью геодезических измерений. При анализе используют геоцентрическую (сфероидическую) Ф, приведенную U и геодезическую B – широты, показанные на рис. 7.8.

На рис.7.8. изображен фрагмент разреза эллипсоида вращения меридианной плоскостью. Каноническое уравнение эллипса, полученное в результате такого сечения, имеет вид

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{z^2}{b^2} = 1$$

На эллипсе имеется точка T, которая имеет различные значения геодезической, приведенной и геоцентрической широт.

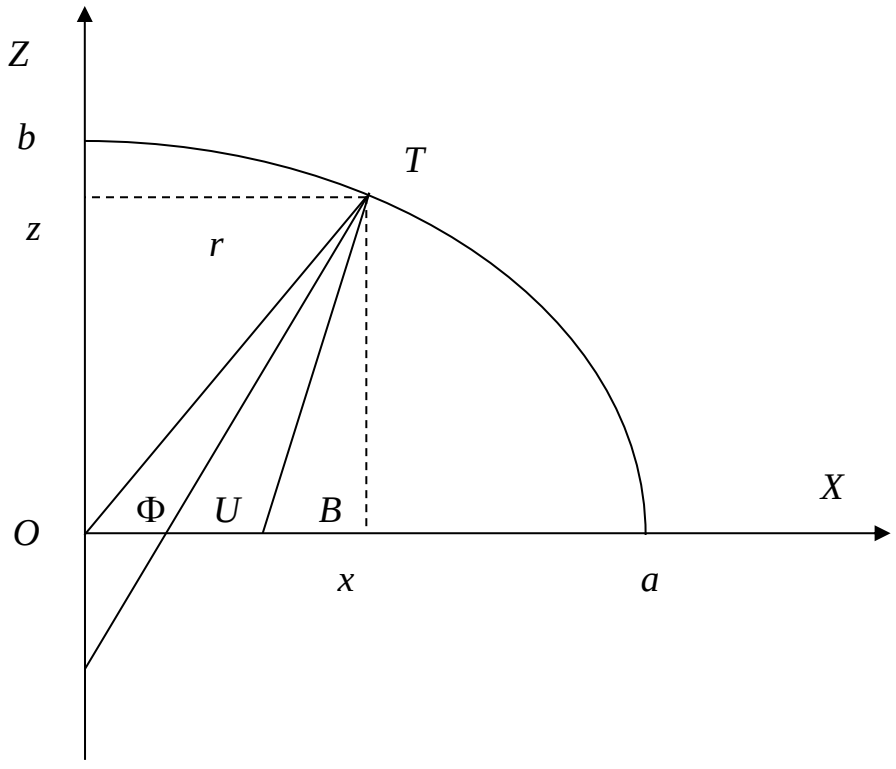


Рис.7.8. Геоцентрическая, приведенная и геодезическая широты

Преимущество сфероидической системы в том, что сфероид имеет поверхность равной кривизны, вследствие чего расчеты при переходе от криволинейных координат к декартовым существенно упрощаются.

Для окружности и сферы уравнение нормали к поверхности – прямая, проходящая через центр окружности или сферы. Точка Т (рис. 7.8) имеет в этой системе значение широты равное Ф.

Эллипсоид имеет поверхность переменной кривизны. Для его сечения уравнение нормали для точки Т будет проходить в стороне от центра симметрии и характеризоваться геодезической широтой *B.*

Эллипс на рис.8.8. имеет большую полуось *a* и малую полуось *b.* Радиус альмукантарата (параллели) для точки Т равен *r*. Он совпадает с декартовой координатой этой точки в системе *ZOX.*

Воспользуемся углом приведенной широты *U* для точки Т. Она строится на основе засечки оси OZ из точки Т радиусом, равным большой полуоси *a.* Это дает возможность построить соотношение

$$r=x=a\cos U$$

Используя выражение, получаем значение для координаты *z* точки Т.

$$z= b\sin U$$

Следует остановиться на приведенной широте *U* и рассмотреть ее подробно. По существу это вспомогательная величина, используемая для связи между геодезической и сфероидической широтами.

Для точки А эллипсоида (рис. 7.9.) приведенная широта определяется как угол, образуемый засечкой точки А эллипсоида радиус-вектором равным большой полуоси а этого эллипсоида. Начало радиус-вектора лежит на оси P1P, что дает возможность построить большую окружность, а конец на поверхности меридианного эллипса в точке А.

На пересечении радиус -вектора с осью Q1Q меридианного эллипса можно

построить малую окружность с радиусом, равным малой полуоси эллипса b. Обе окружности засекают точку А.

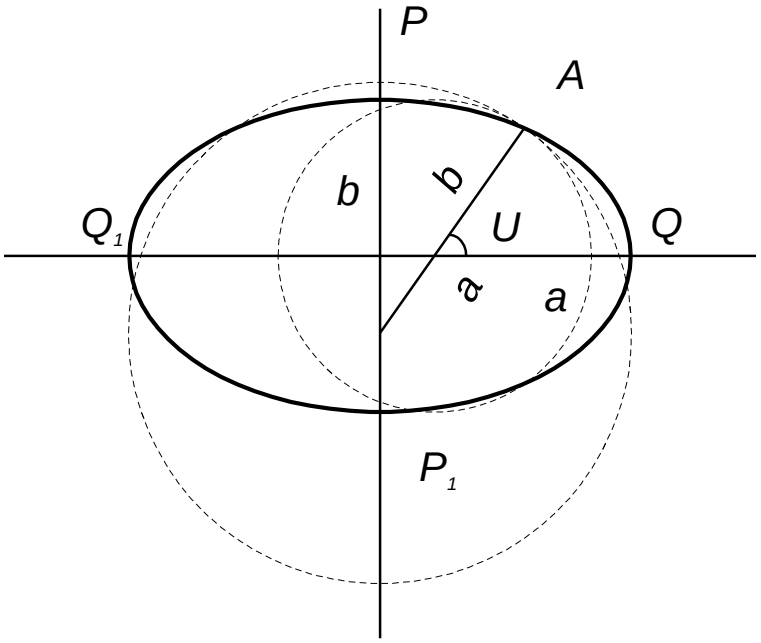


Рис.7.9. Приведенная широта

Это дает возможность определять координаты точки А, лежащее на поверхности эллипса, через радиусы малой и большой окружностей эллипса, т.е. использовать сферическую систему координат. В частности, координата на оси P1P выражается через радиус малой окружности и приведенную широту z=bsinU, а координата на оси Q1Q через радиус большой окружности и приведенную широту x = a cos U.

Это дает возможность связать приведенную широту, как с геоцентрической, так и с геодезической. На этой основе находят связь между геодезической и геоцентрической широтами. Приведенная широта отсчитывается от 0 до 90° в обе стороны от экватора.

Отношение *z* к *x* определяет тангенс геоцентрической широты

$$tg\ \Phi = z/x$$

Используя предыдущие формулы, получаем

$$tg\ \Phi = b/a\ tg\ U$$

На основе известных формул дифференциального исчисления можно найти нормаль к линии, заданной исходным уравнением. Ее угловой коэффициент свяжет геодезическую широту и широту геоцентрическую.

$$tg\ \Phi = b^2/a^2\ tg\ B$$

Это дает возможность найти связь между приведенной и геодезической широтами как

$$tg\ U = b/a\ tg\ B$$

Пространственные координаты точки на поверхности эллипсоида определяться

$$X = N \cos B \cos L$$

$$Y = N \cos B \sin L$$

$$Z = N\ (1 - e^2) \sin B$$

Здесь N - радиус первого вертикала, проходящего через точку Т на поверхности эллипсоида.

7.4. ОБЩЕЗЕМНЫЕ И РЕФЕРЕНЦНЫЕ СИСТЕМЫ

Аспект назначения систем координат подразделяет их на общеземные и референцные системы.

Следует напомнить, что для описания положения небесных объектов используются звездные системы. Для объектов, участвующих в суточном вращении Земли, используются земные системы координат. Среди звездных (астрономических) систем координат на практике наиболее часто используется средняя экваториальная система координат, фиксированная на определенную эпоху ТО данными фундаментальных звездных каталогов (FK-4, FK-5).

Располагая значениями постоянных прецессии, можно воспроизводить эту

систему для любой другой эпохи Ti. Данную систему часто называют фундаментальной. Ее начало располагается в центре масс Земли. Ось X направлена к средней точке весеннего равноденствия в эпоху T0, ось Z перпендикулярна к среднему экватору эпохи T0.

В данной системе определяются не только координаты небесных объектов. Если рассматривать точку астрономического зенита (точка пересечения отвесной линии с небесной сферой) как некоторую фиктивную звезду, то можно определить астрономические координаты λ и γ, точки земной поверхности.

Земные системы жестко фиксируются в теле Земли и участвуют в ее суточном вращении. По форме координатных линий наиболее универсальной является прямоугольная система декартовых координат - X, Y, Z. Но при решении задач картографии, навигации и др. необходимо использовать координатную поверхность отсчетного эллипсоида и связанные с ней геодезические координаты $B, L,$ и геодезические высоты H.

Связь прямоугольных и геодезических координат описывается выражениями

$$X = (N+H)\cos B\cos L$$
$$Y = (N+H)\cos B\sin L$$
$$Z=[N(1-e^2)+H]\sin B$$

Если в данных формулах используются параметры a и e референц-эллипсоида, то приходим в референцную систему координат. Если применяются параметры общеземного эллипсоида, то в этом случае придем к общеземной система координат.

В обоих случаях начало систем располагается в центре эллипсоида, оси X лежат в плоскостях начальных меридианов, оси Z совпадают с малыми полуосями эллипсоидов.

Таким образом, общеземная система координат является геоцентрической. Начало системы координат расположено в центре масс Земли. Ось Z направлена к среднему северному полюсу, в так называемое Международное Условное Начало

(МУН).

Ось *X* направлена по линии пересечения плоскостей экватора и начального меридиана. Ось *Y* дополняет систему координат до правой.

Положение точки МУН зафиксировано рекомендациями Международной Службы Вращения Земли, а положение начального меридиана – рекомендациями Международного Бюро Времени.

Этим устранена неопределенность положения координатных осей из-за движения полюсов. Параметры общего земного эллипсоида выводят, исходя из требования, чтобы его масса, центр инерции, угловая скорость и ось вращения совпадали с соответствующими параметрами Земли, а поверхность наилучшим образом аппроксимировала поверхность геоида.

В настоящее время используются две общеземные координатные системы – ПЗ-90 (Параметры Земли 1990 г.) и WGS-84 (World Geodetic System 1984). Отдельные параметры этих систем приведены в таблице 7.1.

Таблица 7.1. Параметры общеземных координатных систем

Параметры и обозначения	ПЗ-90	S-84WG
Большая полуось эллипсоида, *a*	6 378 136 м	6 378 137 м
Сжатие, α	1/ 298, 257 839 303	1/ 298, 257 223 563
Угловая скорость вращения Земли, ω_E	$7\ 292\ 115 \cdot 10^{-11}$ рад·с$^{-1}$	$7\ 292\ 115 \cdot 10^{-11}$ рад·с$^{-1}$
Гравитационная постоянная Земли, μ	$3\ 986\ 004{,}4 \cdot 10^{8}$ м^3·с$^{-2}$	$3\ 986\ 005 \cdot 10^{8}$ м^3·с$^{-2}$

Референцные системы координат служит для определения координат пунктов в пределах той или иной страны или региона. Основой референцной системы координат служит *референц-эллипсоид* - земной эллипсоид, являющийся наилучшим приближением поверхности геоида в пределах обеспечиваемой

координатной системой территории. При определении параметров референц-эллипсоида задача совмещения центров эллипсоида и Земли обычно не ставится. В России референц-эллипсоидом служит эллипсоид Красовского и связанная с ним система координат 1942 года (СК-42).

Согласно Постановлению Совета Министров РФ №568 2000 г. с 1 июля 2002 г осуществлен переход к новой референцной системе координат СК-95. В СК-95 сохранены размеры эллипсоида Красовского (а=6378245 м, α=0,003352329869) и прежние координаты астрономической обсерватории Пулково, а координатные оси направлены параллельно координатным осям ПЗ-90.

Система координат закреплена пунктами государственной геодезической сети, положение которых определено совместным уравниванием астрономо-геодезической сети, космической геодезической сети и доплеровской геодезической сети. Средняя квадратическая ошибка положения смежных пунктов сети – 2-4 см, а удаленных на 400-450 км – около 0,4 м.

Этим же постановлением рекомендована к применению и геоцентрическая система координат ПЗ-90, закрепленная на местности пунктами космической геодезической сети, расположенными на территории стран СНГ и Антарктиды. В этой сети средние квадратические ошибки взаимного положения пунктов – около 0,3 м при расстояниях между ними 1,5-2 тыс. км.

Названные системы координат имеют разные области применения. В референцной системе выражены координаты государственной геодезической сети, составляются и издаются карты. При этом пространственным координатам предпочитают более наглядные - геодезические (широту, долготу и высоту).

Общеземной, геоцентрической системой координат пользуются при описании движения искусственных спутников Земли, при решении связанных с ними пространственных задач. Для решения таких задач более удобными оказываются пространственные прямоугольные координаты. Выбор системы координат зависит от размеров исследуемых участков поверхности, как следствие, от влияния кривизны Земли.

При изображении небольших участков Земли часть уровненной поверхности

можно принять за плоскость. В этих случаях применимы плоские координаты. Плоские декартовы координаты определяются заданием двух осей. При этом обычно координата X указывает на восток, Y - на север. Задают масштабные отрезки. Упорядоченная пара (X, Y) определит положение точки в заданной системе.

При необходимости учета кривизны Земли применяют пространственные системы координат.

При создании карт и решения задач ГИС используются различные системы координат:

-геодезическая система φ= const, λ=const, где φ, λ – соответственно широты и долготы точек поверхности эллипсоида (сферы),

-геоцентрическая пространственная прямоугольная система координат Xr, Yr, Zr,

-топоцентрическая пространственная прямоугольная система координат X, Y, Z,

-изометрическая система координат q, λ и другие.

8. КАРТОГРАФИЧЕСКИЕ ПРОЕКЦИИ

На картах не устанавливается непосредственная связь точек реальной поверхности Земли и точек карты. При создании карт устанавливается связь точек поверхности эллипсоида и карты. Поверхность Земли вначале отображается на поверхность эталонную поверхность референц-эллипсоида, а затем преобразуется в выбранную картографическую проекцию.

Картографическим проектированием называется способ отображения моделей поверхности Земли или других небесных тел на заданную плоскость. Картографическая проекция должна по мере возможности обеспечить *взаимно-однозначное* соответствие координат отображаемой поверхности и карте *по*

главным элементам содержания и *топологическое соответствие других элементов содержания*.

Картографические проекции содержат различные виды искажений, площади, расстояния или направления. Поэтому в зависимости от назначения карт и решаемых по ним задач, выбирают проекции с различным характером искажений.

Если предполагается измерение площадей объектов, то выбирают равновеликие проекции, в которых отсутствуют искажения площадей, но имеют место другие виды искажений.

Если необходимо измерять расстояния, углы, определять градиенты, то выбирают равноугольные проекции, в которых отсутствуют искажения углов между направлениями бесконечно малых отрезков, сохраняются постоянные значения частных масштабов длин соответственно в каждой точке вне зависимости от направлений, по которым выполняются измерения.

Если необходимо получить наиболее верное представление о форме объектов (площадных), то также более предпочтительны равноугольные проекции, в которых отсутствуют искажения форм бесконечно малых фигур, а искажения форм конечных фигур меньше, чем в других неравноугольных проекциях.

В зависимости от назначения карты выбирают проекцию, в которой соответствующий вид искажений отсутствует, а другие искажения с учетом географического положения картографируемой территории, ее размеров и конфигурации были бы минимальны. При этом, используя особенности проекции, представляется возможным, при необходимости, вычислить и ввести поправки в измеренные величины, учитывающие искажения проекции.

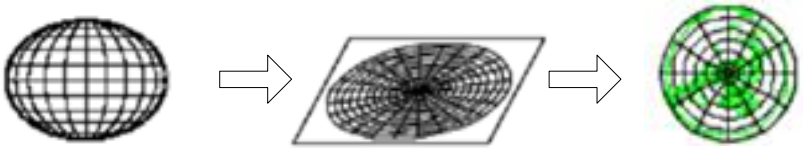
Выделяют разные аспекты построения проекций. Наиболее известный – геометрический, который заключается в выборе вспомогательной геометрической фигуры, на поверхность которой отображается поверхность эллипсоида, и последующее построение развертки выбранной фигуры. Упрощенно, с этих позиций можно рассматривать создание проекции как способ построения развертки пространственной фигуры.

Эталонная модель Земли. Референц-эллипсоид

Эталонная поверхность конус

Класс конических проекций

а)

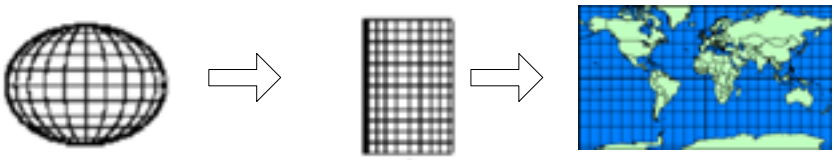


Референц-эллипсоид

Эталонная поверхность плоскость

Класс азимутальных проекций

б)



Референц-эллипсоид

Эталонная поверхность цилиндр

Класс цилиндрических проекций

в)

Рис. 8.1. Основные классы проекций

По этому аспекту следует выделить четыре подхода: азимутальные проекции, конические, цилиндрические и поперечно-цилиндрические Гаусса. Последние (рис.8.2) обычно рассматривают совместно с цилиндрическими. Мы выделим их в отдельный вид как особый способ построения развертки. Эта проекция основана

на предварительном разбиение поверхности эллипсоида на зоны и последующем проектированим каждой зоны на цилиндрическую поверхность, что создает особый тип развертки эллипсоида.

На рис. 8.1. приведены основные методы построения проекций по геометрическому принципу.

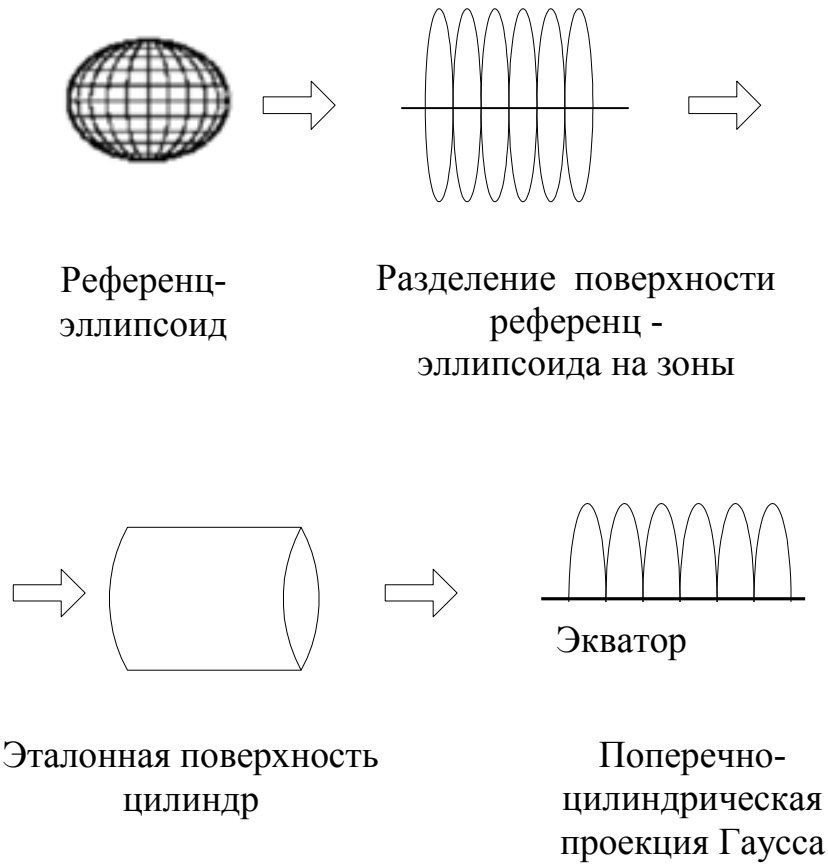


Рис. 8.2. Построение поперечно-цилиндрической проекции Гаусса

В геометрии тремя наиболее простыми развертываемыми поверхностями являются конус, плоскость, цилиндр. Это определило их как основу развертки и семейства трех картографических проекций: конических, азимутальных, цилиндрических

Карта может быть рассмотрена как картографическая проекция с нанесенной на нее картографической информацией. Как плоский образ объекта карта содержит четыре характеристики, определяющие ее соответствие или истинность исходному пространственному объекту:

- конформность или равноугольность;
- эквивалентность или равновеликость;
- равнодистантность или равнопромежуточность;
- истинность направлений.

Никакая картографическая проекция не может быть истинной по всем перечисленным четырем характеристикам. Поэтому проекция планируется быть истинной только по ограниченным характеристикам, пренебрегая истинностью других, или компромиссной.

Конформность (равноугольность) характеризует истинность формы, когда проекция сохраняет форму любой географической области маленького размера.

Эквивалентность (равновеликость) - характеристика равенства площадей, что означает равенство масштабов площадей частей карты. Сохранение эквивалентности приводит к неточному трансформированию углов между линиями в заданной точке.

Равнодистантность (равнопромежуточность, эквидистантность) - характеристика истинного измерения расстояний. Она требует неизменности масштабов расстояний. Невозможно обеспечить равнопромежуточность для всех линий, поэтому на карте выбирают эталонные линии (экватор, меридиан), для которых эта характеристика истинна.

Истинность направлений характеризуется вектором между двумя точками, который пересекает эталонные линии (экватор, меридиан) под постоянным углом (азимутом).

8.1. АЗИМУТАЛЬНЫЕ ПРОЕКЦИИ

Азимутальные проекции строятся путем проектирования поверхности

пространственного тела (эллипсоида, сфероида) на плоскость, установленную определенным образом, фиксированную в определенной точке. Особенностью данной проекции является проектирование только полусферы.

Характеристикой любой проекции всегда является изображение географической сетки. В азимутальных проекциях параллели (альмукантараты) изображаются концентрическими окружностями, а меридианы - прямыми линиями, пересекающимися в центре окружностей под углами, равными разностям долгот соответствующих меридианов (рис.9.3)

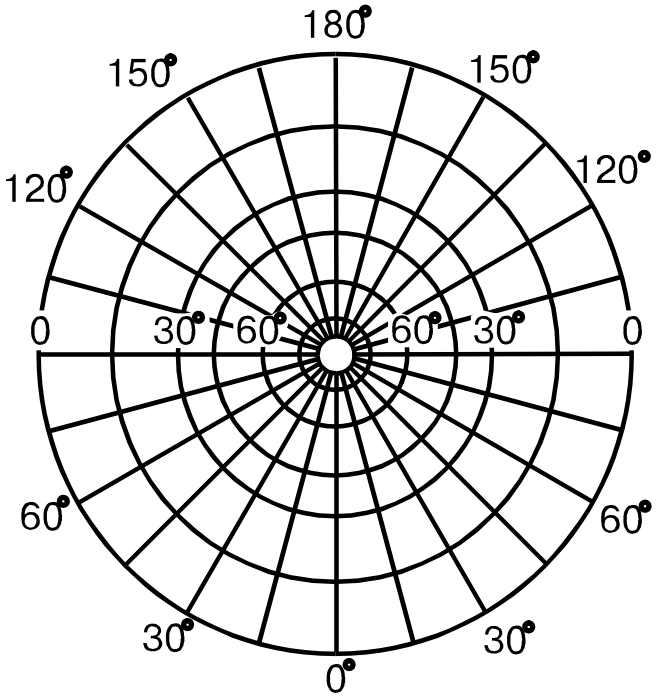


Рис. 8.3. Нормальная азимутальная проекция

Эти проекции могут быть равноугольными равновеликими, равнопромежуточными вдоль меридианов и параллелей (вертикалов и альмукантаров), произвольными по характеру искажений. Их целесообразно использовать, как проекции эллипсоида, при картографировании полярных областей и, как проекции шара для картографирования других территорий, но имеющих округлые очертания. Из этих проекций, особое внимание заслуживает равноугольная азимутальная (стереографическая) проекция, которая является

единственной проекцией в которой нет искажений форм конечных фигур

Вид плоскости определяет вид азимутальной проекции. Если плоскость проекции параллельна или совпадает с нормальной плоскостью к поверхности тела, то такая проекция называется нормальной. На рис. 9.3 приведена нормальная азимутальная проекция. В фотограмметрии ряд снимков (горизонтальная съемка и др.) могут быть получены по принципу азимутальной проекции.

Этот класс проекций целесообразно использовать для картографирования территорий расположенных в высоких северных или южных широтах. На рис.8.4.а приведена карта России в азимутальной проекции. На рис.8.4.б приведена карта рельефа поверхности северного полюса Луны в полярной стереографической проекции.

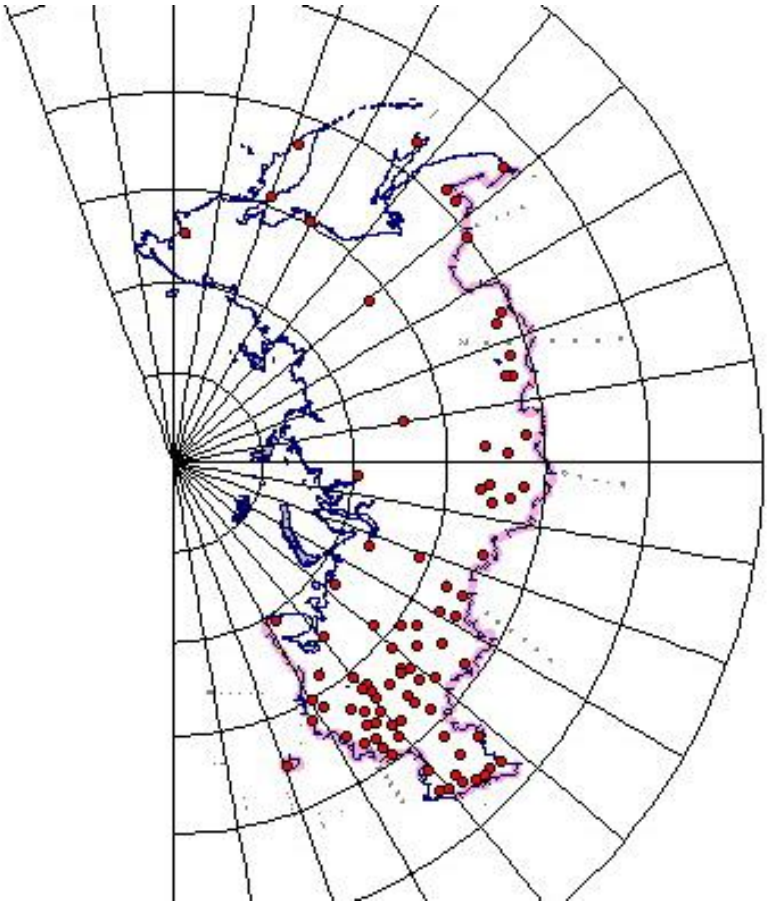


Рис.8.4.а. Карта России в азимутальной проекции

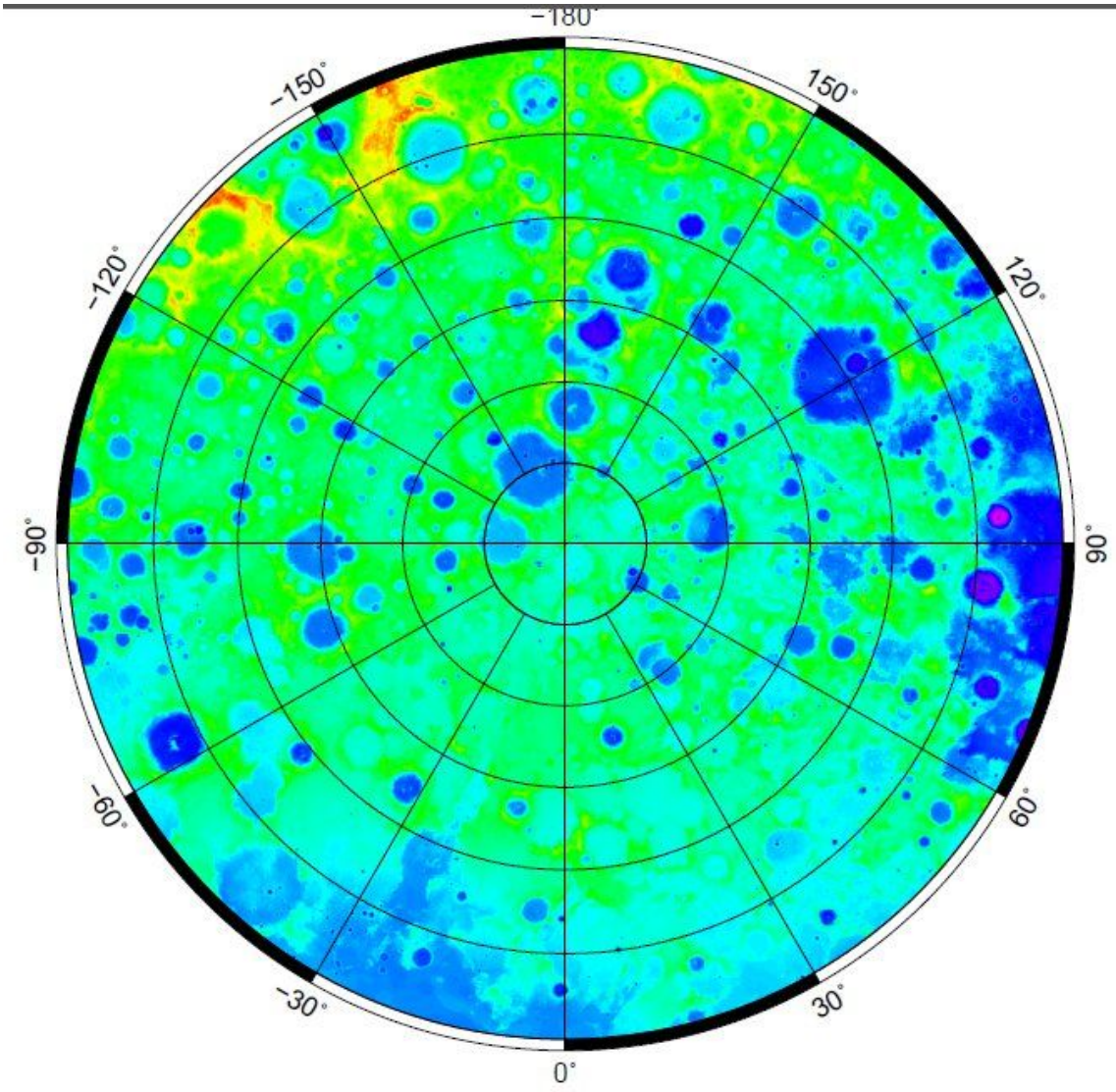


Рис.8.4.б. Карта северного полюса Луны в полярной стереографической проекции

Для этих проекций обычно используют полярные координаты. В полярной системе координат координатная плоскость — есть такая плоскость, на которую проецируются все точки небесной сферы, положение которых должно быть определено (например, эклиптика, экватор, горизонт и т.д.). При этом не имеет значения, находится ли на самом деле небесное тело на плоскости.

Согласно определению, их общие уравнения представляют в виде

$x=\rho \cos \alpha$, $y=\rho \sin \alpha$ $\rho=f(z)$

z, α - полярные сферические (сфероидические) координаты.

В этом классе проекций выделяют стереографические, гномические ортографические и др. проекции.

8.2. КОНИЧЕСКИЕ ПРОЕКЦИИ

Коническими называют картографические проекции, в которых для построения развертки референц-эллипсоида используется коническая поверхность.

Вид географической сетки на конических проекциях таков, что параллели изображаются концентрическими окружностями, а меридианы - пучком прямых, проведенных из центра окружностей. При этом углы в точке полюса между меридианами на проекции и эллипсоиде (сфере) пропорциональны и, следовательно, на проекции в точке полюса возникает разрыв изображения (рис.8.5).

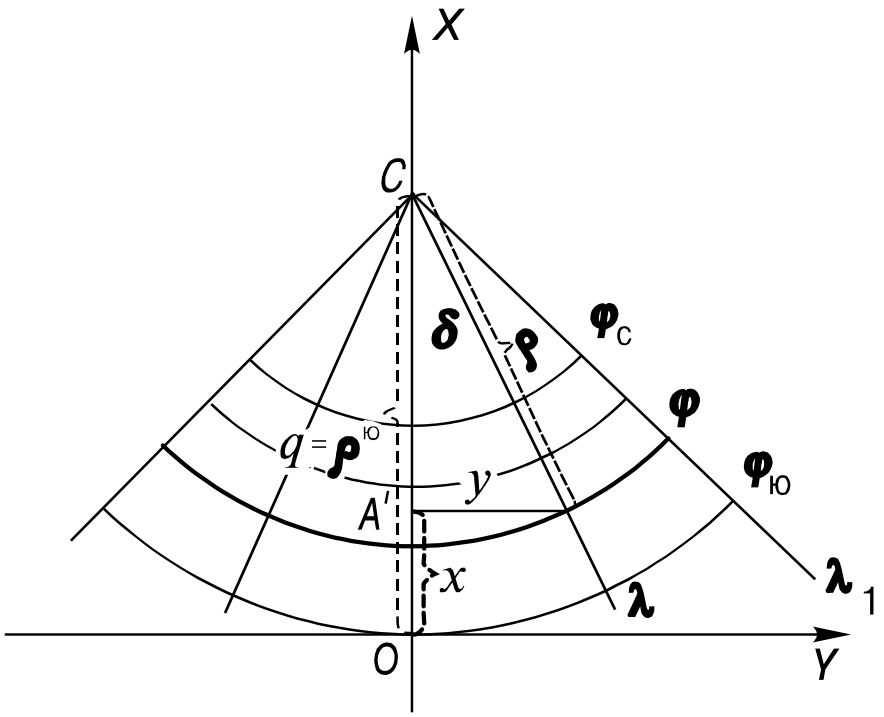


Рис.8.5. Вид и системы координат в нормальной конической проекции

Они могут быть равноугольными, равновеликими, равнопромежуточными и произвольными по характеру искажения.

Этот класс проекций целесообразно использовать для картографирования территорий расположенных в средних широтах, асимметричных к экватору и сильно вытянутых по долготе, например при создании многих карт России.

Общие уравнения имеют вид:

$$x = \rho_{ю} - \rho\cos\delta; \qquad y = \rho\sin\delta;$$

$$\rho = f(\varphi), \quad \delta = \alpha\lambda; \quad m = -\rho_{\varphi}/M; \quad n = \alpha\rho/r; \quad p = m \cdot n;$$

$$\sin\frac{\omega}{2} = \frac{|m-n|}{m+n}.$$

ρ δ – плоские полярные координаты; $\rho_{ю}$ – определяется по $\varphi_{ю}$.

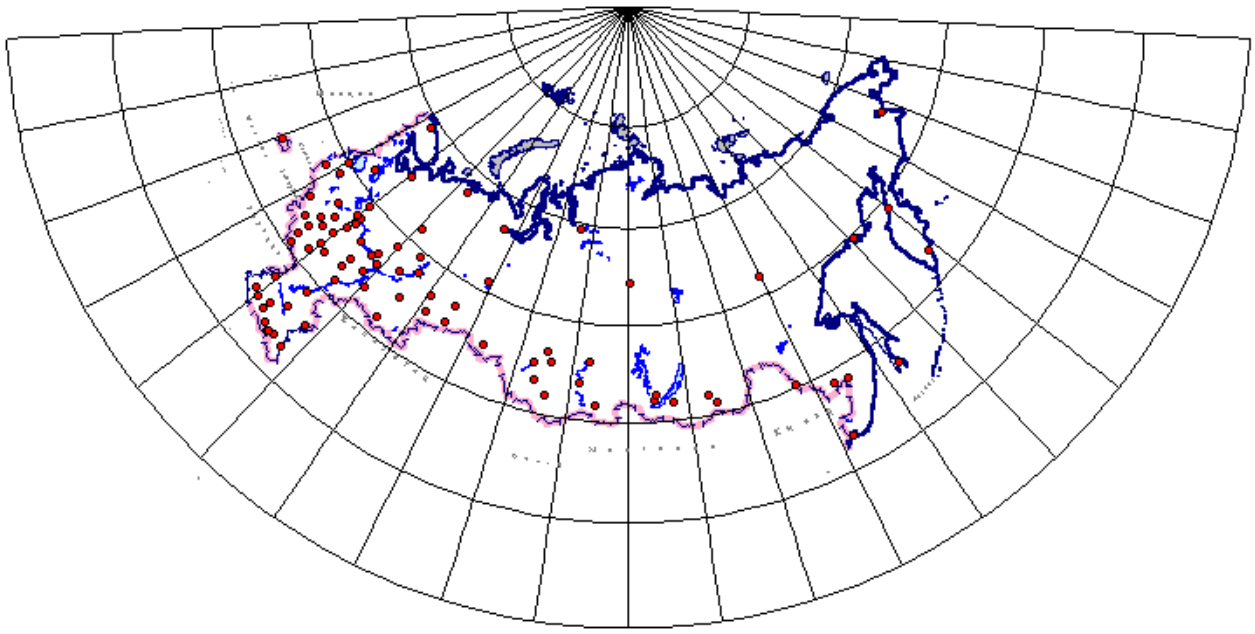


Рис. 8.6. Карта России в конической проекции

В этом классе выделяют перспективно-конические, поликонические проекции. На рис.8.6 приведена карта России в конической проекции.

8.3. ЦИЛИНДРИЧЕСКИЕ ПРОЕКЦИИ

Цилиндрические проекции строятся при переносе поверхности референц - эллипсоида на поверхность цилиндра и последующей ее развертки.

Вид географической сетки на конических проекциях таков, что меридианы изображаются равностоящими параллельными прямыми, а параллели – прямыми параллельными прямыми (рис.8.7), ортогональными меридианам. Эти проекции могут быть равноугольными равновеликими и равнопромежуточными вдоль меридианов.

Рис. 8.7. Проекция Меркатора

Наибольшее значение из этих проекций имеет равноугольная цилиндрическая проекция – проекция Меркатора (особенно для создания навигационных и аэронавигационных карт). В таких проекциях локсодромии (линии, пересекающие на поверхности эллипсоида все меридианы под постоянными углами), изображаются прямыми линиями, что существенно облегчает решение навигационных задач по этим картам.

Цилиндрические проекции целесообразно применять для картографирования территорий, расположенных вблизи экватора, симметрично к нему и сильно вытянутых по долготе.

Общие уравнения имеют вид:

$$x = f(\varphi); \qquad y = c \cdot \lambda;$$

$$m = \frac{dx}{Md\varphi}; \qquad n = \frac{c}{r};$$

$$p = m \cdot n = \frac{cdx}{Mrd\varphi}; \quad M = \frac{a(1-e^2)}{(1-e^2\sin^2\varphi)^{3/2}}; \quad N = \frac{a}{(1-e^2\sin^2\varphi)^{1/2}};$$

$$\sin\frac{\omega}{2} = \frac{a-b}{a+b}; \quad \varepsilon = 0;$$

$c = r_к$– радиус кривизны параллели, на которой сохраняются длины

На рис. 8.8.а. приведена карта России в цилиндрической проекции

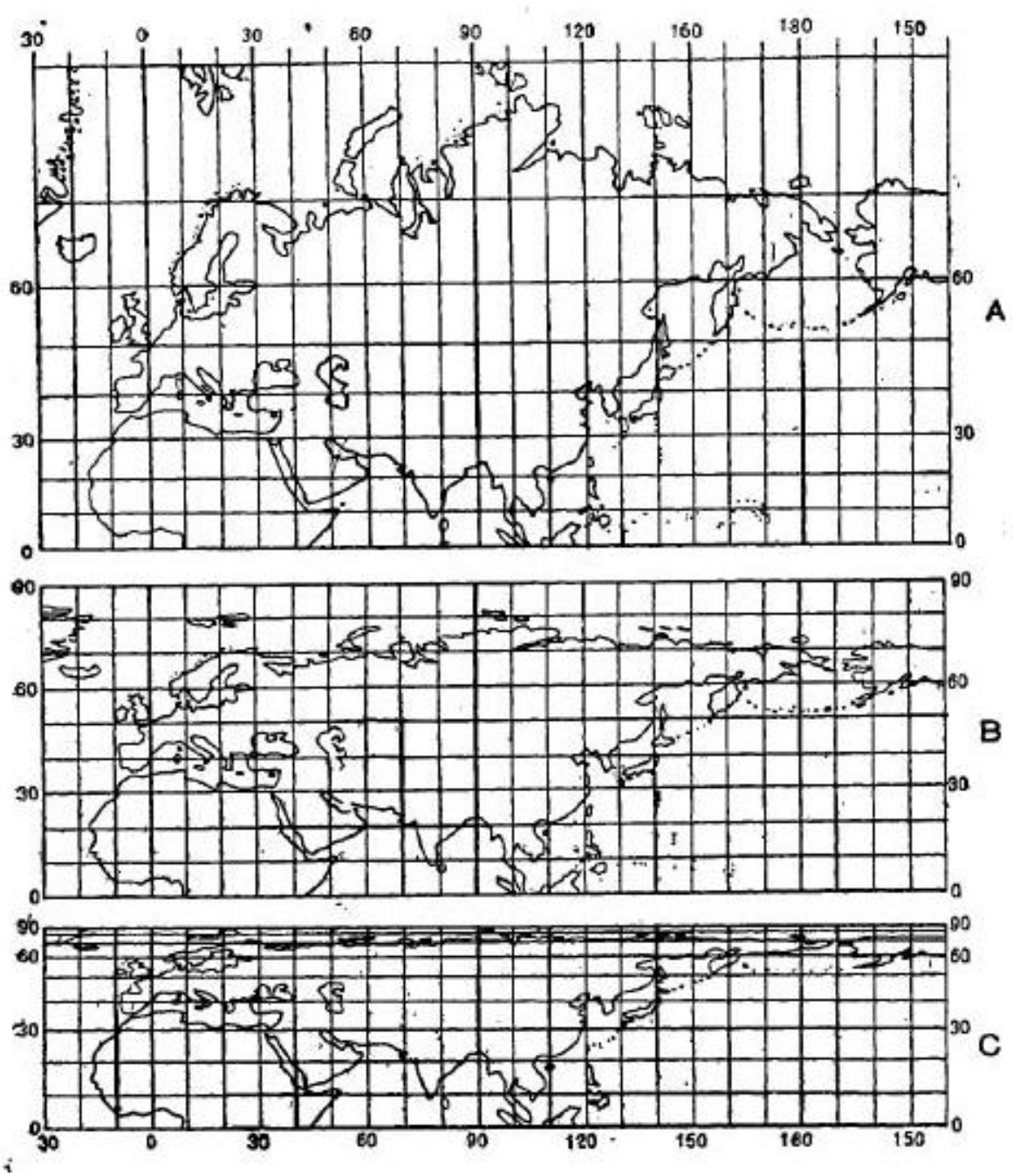


Рис.8.8.а. Карта России в цилиндрической проекции:
А – равноугольная, В – равнопромежуточная, С – равновеликая

На рис. 8.8.б. приведена карта Марса в цилиндрической проекции. Т.к. цилиндрическая проекция в области экватора имеет наименьшие искажения, то приполярные области показаны в нормальной равноугольной стереографической перспективной проекции.

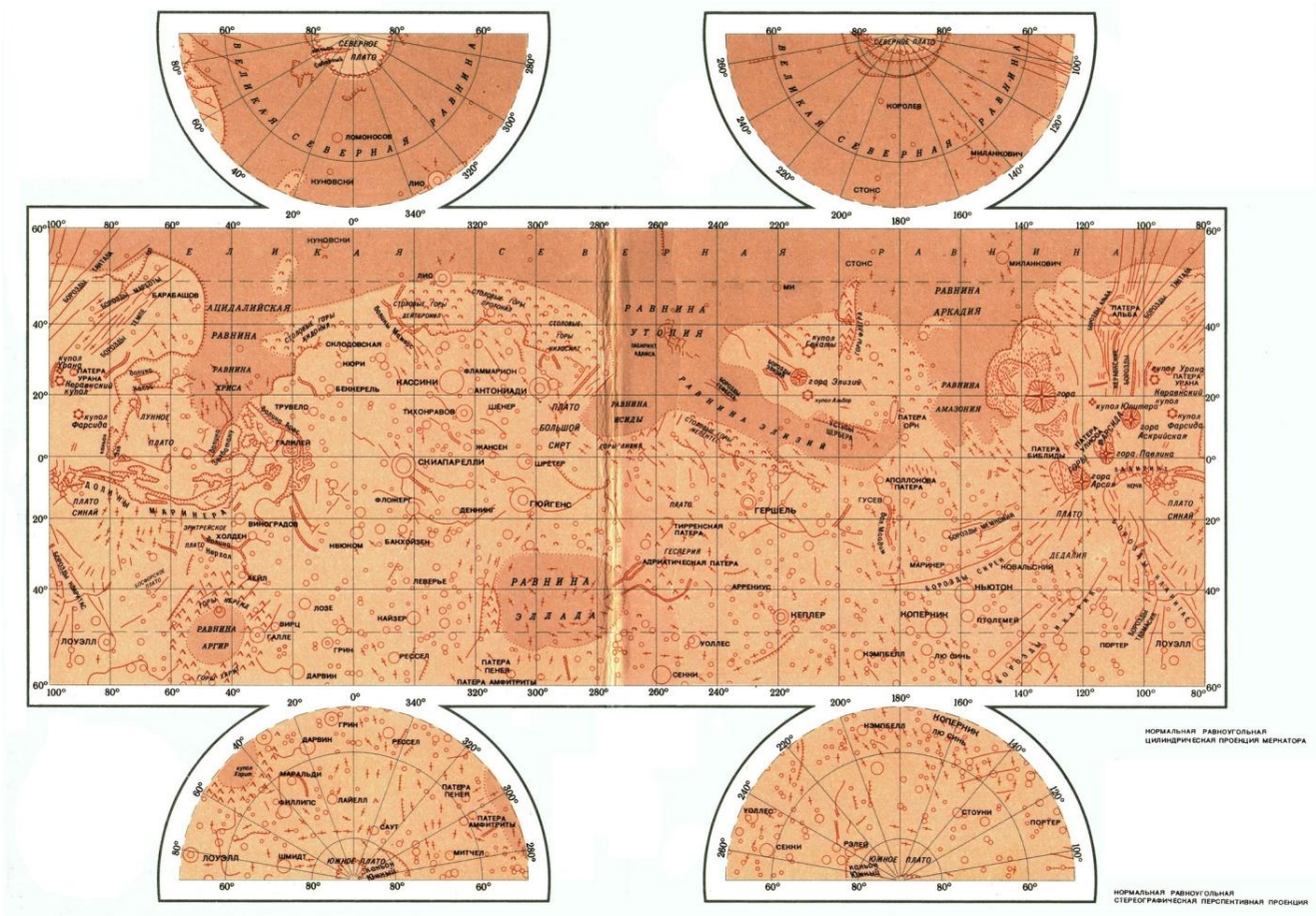


Рис.8.8.б. Карта Марса.

Нормальная равноугольная цилиндрическая проекция Меркатора.

В заключение приведём карту спутника Марса – Фобоса. Фобос имеет сложную форму (рис. 8.9.). Поэтому модель спутника Марса основана на трёхосном эллипсоиде. Карта поверхности Фобоса в цилиндрической проекции приведена на рис. 8.10. Приполярные области Фобоса на рис.8.10. изображены в равнопромежуточной вдоль меридианов азимутальной проекции.

Рис.8.9. Спутник Марса – Фобоса

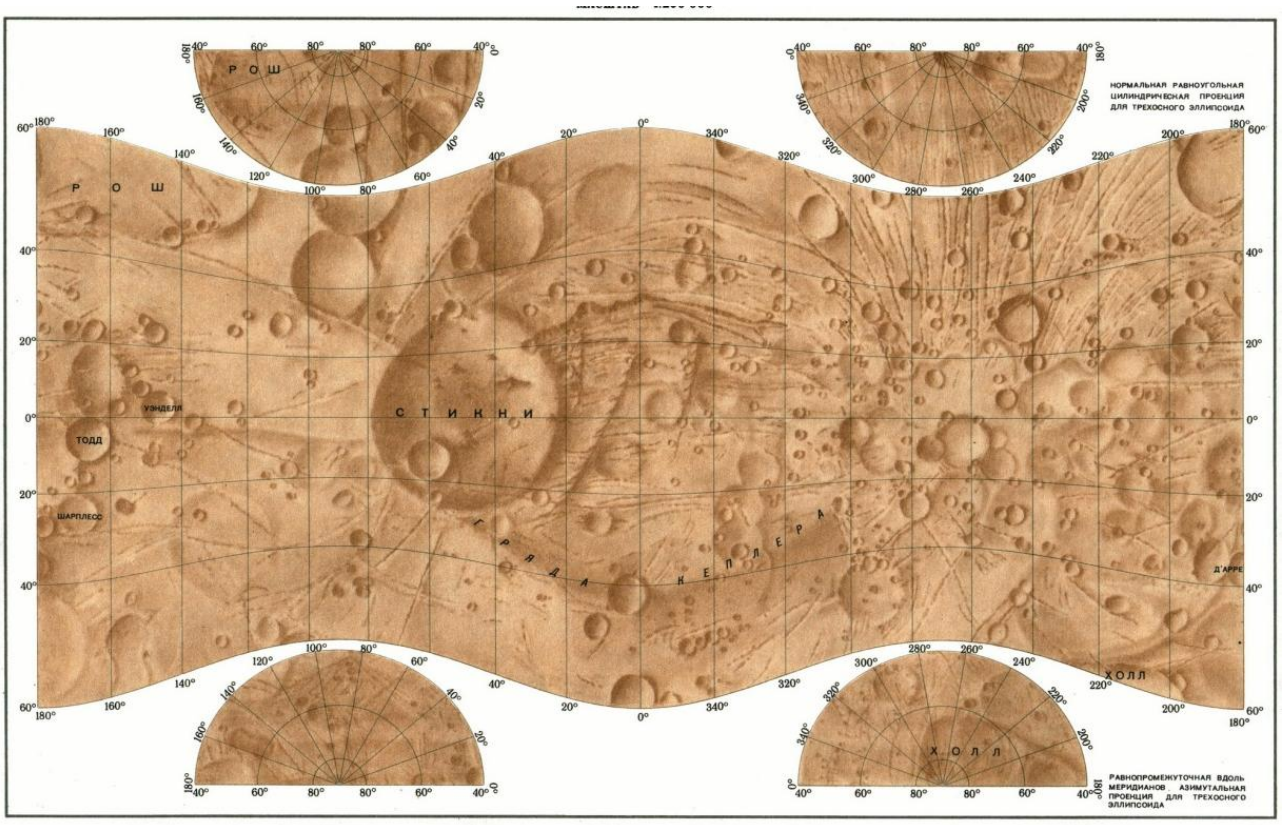


Рис.8.10. Карта поверхности Фобоса.

Нормальная равноугольная цилиндрическая проекция

для трёхосного эллипсоида

8.4. ИСКАЖЕНИЯ И МАСШТАБЫ ПРОЕКЦИЙ

На практике может возникнуть вопрос, *влияет ли искажения проекции на зрительное восприятие*? Для правильного зрительного восприятия изображения необходимо, чтобы искажения проекции не превосходили определенного порога. Исследования, выполненные в ЦНИИГАиК, показали, что при искажении длин и площадей до 7% и искажения углов до 7°, они при зрительном восприятии не ощущаются, а при больших таких искажениях создаются неверные представления о различных аспектах рассматриваемых изображений.

Это важно при решении по картам различных картометрических, навигационных задач, использовании карт в различных отраслях народного хозяйства, при создании и использовании ГИС, решающих разнообразные пространственно-локализованные задачи и т.п.

Другой важный вопрос, возникающий при использовании карт разных масштабов и проекций, состоит в том, *чем масштабы на картах отличаются от масштабов на обычных чертежах?*

Для обычных чертежей масштаб есть постоянная величина. На картах масштабы подразделяются на линейные масштабы и масштабы площадей. Линейные масштабы подразделяются на главные (общие) масштабы и частные масштабы длин.

Главный масштаб длин (карты) - это показатель общего уменьшения линейных размеров всего эллипсоида (сферы) или его части до отображения картографируемой поверхности на плоскость. Этот масштаб подписывается на карте, но он сохраняет свое значение только в отдельных точках или на некоторых линиях.

Главный масштаб и его изменения не влияют на свойства проекции и соответственно карты.

Фактически масштаб карты изменяется при переходе из одной точки в другую, а в каждой точке, за исключением конформных и квазиконформных проекций, он меняет свои значения при изменении направлений (азимутов), по

которым выполняются измерения (вычисления).

Характеристику таких изменений и их значений дает понятие частного масштаба длин, под которым понимается отношение бесконечно малых отрезков на карте к соответствующим бесконечно малым отрезкам на поверхности эллипсоида (шара).

Поэтому главным свойством карт, особенно мелкомасштабных, является топологическое соответствие, те выполнение индикационной функции визуального моделирования.

9. ОПРЕДЕЛЕНИЕ КООРДИНАТ НЕБЕСНЫХ ОБЪЕКТОВ

9.1. Методы оценки местоположения небесных объектов

Для слежения за траекторией астероидов и комет, несущих угрозу столкновения с Землей, необходимо проводить оценку текущего местоположения наблюдаемого небесного объекта. Учитывая постоянное изменение их орбит из-за гравитационных сил от планет и Солнца, важно систематически наблюдать и своевременно уточнять их координаты для расчета параметров орбит. При этом существенным аспектом является точность определения координат небесных объектов.

Вопросам измерения координат небесных объектов, в частности, астероидов, посвящен ряд исследований. Значительная часть из них основана на оценке местоположения астероида с помощью следящих систем посредством ПЗС и фото наблюдений, позиционируя получаемое изображение в системе координат ПЗС-кадра приемного устройства, как например в [33, 34, 35]. При этом привязка должна производиться по опорным звёздам соответствующих каталогов. Кроме того, необходимо учитывать возможное искажение изображения и зависимости точности оценки координат астероида от значения его видимого блеска и от местоположения изображения от него на ПЗС-кадре. Также полученные данные

необходимо корректировать с учетом масштаба, сдвигов и поворотов изображения.

Съемка в этом случае производится при помощи специализированной аппаратуры: телескопа и принимающей ПЗС-матрицы, расположенной в его фокальной плоскости и на которой формируется изображение астероида. Результатом данных снимков является высокоточное определение координат астероидов относительно звезд и их звездной величины с применением специальных программ по обработке снимков, позволяющих автоматизировать процесс определения координат объекта.

Важнейшим преимуществом ПЗС по сравнению с фотографией является непосредственное получение изображения участка звездного неба в оцифрованном виде, что позволяет при наблюдениях малых планет проводить компьютерную обработку полученных изображений и отождествление астероидов почти в реальном времени.

9.2. Системы космической навигации

Известно, что астрономические методы навигации основаны на определении положения известных небесных светил относительно выбранной системы координат. Эти методы реализуются при помощи оптических и оптико-электронных навигационных приборов.

Существует ряд методов определения местоположения динамического (подвижного) объекта посредством использования навигационной системы. В основном они касаются позиционирования наземных объектов, зачастую в условиях ограничения навигационных сигналов (например, патент № 2399065, 2008г.). В общем случае, положение небесных объектов определяется аналогично тому, как определяется положение точки на земной поверхности.

Учитывая популярность и точность способов определения местоположения, скорости и направления движения какого-либо объекта на поверхности Земли с помощью системы глобального позиционирования (GPS) целесообразно

использовать подобную систему и в масштабах Солнечной системы. Такое предложение основывается на создании опорных космических баз, играющих роль GPS-спутника, располагаемых на астероидах или спутниках планет, траекторию движения которых можно определить с высокой точностью (http://it-day.ru/blog/archives/1886).

Известно, что систему координат можно определить динамическим образом, если в качестве тел выбрать тела солнечной системы, координаты которых определяются на основе уравнений движения, не содержащих кориолисовых членов. Далее, определяя местоположения заданного объекта относительно выбранных трех космических баз, можно определить его положение относительно Солнца и других космических тел (рис. 9.1).

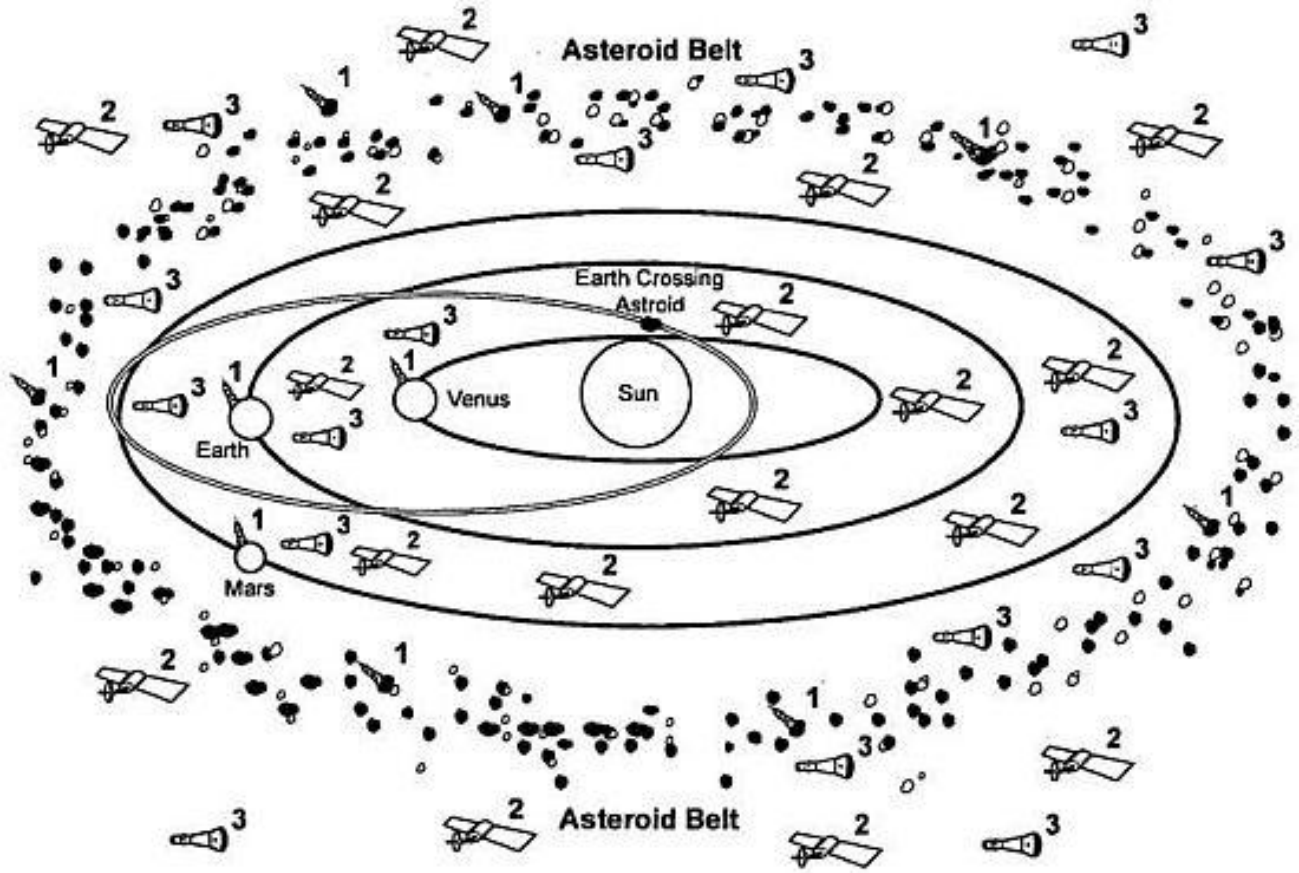


Рис. 9.1 Модель определения местоположения небесного тела, основанная на принципах GPS навигации

Разумеется, в первую очередь такая система может играть роль системы позиционирования для космических кораблей, однако, её можно использовать и для определения местоположения небесных тел.

Следует учитывать, что в основном, GPS приемник определяет только 4 переменные: долготу, широту, высоту и время. Дополнительная информация (напр. скорость, направление и т.д.) может быть получена из этих четырех компонентов. Современные GPS-приемники способны также учитывать доплеровский эффект в случае, если измерения проводятся в движении. При перемещении приемника в сторону распространения волны ее длина становится больше, а при встречном ходе — меньше. Учитывая данный эффект, можно получить скорость движения GPS-приемника. Такой метод измерения очень точен. Тем самым, определяются три координаты и три вектора скорости, а также производится синхронизация времени.

Аналогичный поход к использованию GPS навигации применительно к космическим объектам можно также отнести к отечественной системе GLONASS и системе Европы GALILEO.

10. ПРЕОБРАЗОВАНИЕ КООРДИНАТНЫХ СИСТЕМ

10.1. МЕТОДЫ И ПРИЕМЫ КОНВЕРТИРОВАНИЯ

На практике, как правило, требуется пользоваться несколькими системами координат, причем сначала рассчитываются координаты небесного тела в одной системе координат, затем пересчитываются в другую. Например для расчета положения Луны на небе необходимо сначала рассчитать координаты Луны в эклиптической геоцентрической системе координат, пересчитать координаты в экваториальную геоцентрическую систему координат, затем перейти к горизонтальной топоцентрической системе координат (http://ru.wikipedia.org).

Конвертирование одних координатных систем в другие вызвано

необходимостью приведения сложной системы анализа небесных объектов (параметров местоположения, движения и пр.) к виду, имеющему наименьшую сложность для решения поставленных задач.

Существует достаточно методов и приемов трансформации координатных систем, используемых в геоинформатике и навигации.

В документе ГОСТ Р 51794-2001 [29] приведены пути преобразования пространственных координат в геодезические, геодезических координат в плоские прямоугольные координаты и обратно и т.д. В работе [7] приводятся расчеты по преобразованию координат из одной системы в другую, например, от экваториальной к эклиптической системе координат. Значительное внимание этим вопросам также уделено в работах [11-13, 21 и др.]. В обзоре [5] рассмотрены методы преобразования декартовых координат в эллипсоидальные и наоборот. От эллипсоидальных координат можно перейти к трехмерной прямоугольной системе координат с началом отсчета в центре эллипсоида (геоцентрическая система координат), в этом случае переход от одного эллипсоида к другому будет определяться связью геоцентрических систем координат этих двух эллипсоидов. На практике такая связь, например, может быть выражена семью параметрами связи – сдвигами начала координат вдоль каждой оси (три линейных параметра), поворотами вокруг каждой оси (три угловых параметра) и одним масштабным коэффициентом.

Однако, подобный подход является прямым преобразованием и, как правило, имеет частный характер, определяемый конкретной задачей и отличается собственным математическим аппаратом в каждом конкретном случае.

С точки зрения автоматизации процессов преобразования целесообразнее выполнять конвертирование систем координат с помощью матричных методов. Также часто бывает необходимым определить матрицу преобразования от координат небесных тел, заданных в каталогах на определенную эпоху к текущим координатам на данный момент наблюдений. Отчет Института астрономии РАН [30] содержит алгоритмы вычислений местоположений небесных тел (астероидов), сближающихся с Землей, и алгоритмы матриц преобразований от

небесной системы координат к земной и наоборот. В работе [8] первая часть посвящена преобразованию координат вектора из одной системы в другую с использованием как формул сферической тригонометрии, так и матриц вращения.

Наиболее перспективным в подобных расчетах является метод перехода от одной системы координат к другой, основанный на использовании тензоров преобразования, позволяющий решить вопросы конвертирования координатных систем с помощью алгоритмов и компьютерных средств. Данный подход, основанный на тензорных методах, является универсальным, и применим во многих областях науки и техники, в частности при проектировании и анализе сложных систем любой структуры и различной природы. Понятие тензора здесь связано с преобразованием системы координат и является закономерным представлением о пространстве.

10.2. ПОСТРОЕНИЕ ТЕНЗОРОВ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ

10.2.1. Описание подходов

Для формализованного описания и расчетов текущего положения и параметров движения динамических объектов – небесных или искусственных тел в околоземной области космического пространства, целесообразно использовать модельное представление имеющихся данных и процессов в виде некоторого набора объектов, удобных для проведения над ними вычислительных и имитационных экспериментов на ЭВМ. Такие динамические структуры в рамках формализованного описания их динамики могут быть представлены мультиграфами, что при кусочно-линейной аппроксимации траектории их движения позволяет проводить исследования и расчеты на основе графоаналитических методов. На практике для расчетов также используется полиномиальная аппроксимация участков траектории, при которой каждую из оцениваемых координат объекта записывают через полином, где его коэффициенты имеют смысл координаты, скорости, ускорения и др. параметров

[32].

Подобное модельное представление допускает произвольную интерпретацию элементов модели, как в смысле выполняемого фрагмента (математического выражения, оператора, подпрограммы, информационного модуля), так и по уровню абстракции, что удовлетворяет условиям использования при анализе тензорной методологии.

Роль тензорных методов была сформулирована еще в книге академика Афанасьева В.Г."Общество: системность, познание, управление" [31]: "...Тензорный анализ позволяет отделить субъективное в изучении явления, связанное с позицией ученого, с выбором той или иной системы координат, от объективного, объективной реальности, которая не зависит от точки зрения, от системы координат". Тем самым, тензорное исчисление позволяет осуществлять преобразование одной системы координат в другую, переход между пространствами.

Существо тензорного преобразования применительно к рассматриваемой задаче заключается в следующем.

Во-первых, если обобщенную систему координат рассматривать как тензор, а конкретные системы этого класса - как ее проекции в частных системах координат, то можно использовать главное для тензорного анализа, а именно: надо выбрать одну систему и использовать ее в качестве "эталонной" системы координат, а описания других систем приводить к описанию в терминах этого эталона, т.е. моделирование будет рассматриваться как описание исследуемой модели в заданной эталонной системе координат.

Во-вторых, в качестве эталона желательно использовать такие системы, для которых разработаны тензорные методы расчета.

Суть данного подхода состоит в переходе от одной системы координат небесного тела, в которой решение задачи достижимости не очевидно, к другой системе координат, в которой данная задача решается наиболее просто. Особенность в данном случае состоит в том, что если существует тензор преобразования, связывающий две проекции одной и той же системы в разных

системах координат, то данный тензор преобразования связывает и характеристики системы, представленные в тех же системах координат.

При решении различных физических проблем часто возникают многочисленные типы систем координат, которые радикально отличаются друг от друга, а физические явления при рассмотрении их в различных типах систем координат описываются уравнениями различного вида. В данном случае понятия "геометрический объект" недостаточно для объединения уравнений различных типов систем, так как в уравнениях движения, описывающих данные системы, появляются производные и дифференциалы, которые не преобразуются как тензоры, поскольку они зависят от типа движения частей, образующих систему.

Постулат первого обобщения Г.Крона [36] позволил распространить уравнение, записанное для системы с одной степенью (или немногими степенями) свободы, на системы с ***n*** степенями свободы путем замены каждого алгебраического символа соответствующей ***n***-матрицей.

Постулат второго обобщения утверждает, что если компоненты геометрических объектов известны для одной частной системы координат, то для любой другой системы координат того же типа (число которых в общем случае бесконечно) компоненты этих геометрических объектов могут быть определены рутинной процедурой с помощью тензоров преобразования. Уравнения поведения, записанные в терминах геометрических объектов, имеют одинаковый вид для всех систем данного типа . [36, 42].

Тем самым постулат второго обобщения расширяет применение матричного уравнения (или уравнений), записанного для одной системы, позволяя применять его для большого числа систем, имеющих одинаковые системы координат, путем замены каждой ***n***-матрицы соответствующим геометрическим объектом. Причем, до того как постулат может быть использован, необходимо, чтобы уравнения поведения в терминах геометрических объектов были уже известны по крайней мере для одной частной системы и в этой же системе известны все компоненты всех геометрических объектов. Тогда эта система может быть использована как стартовая точка при анализе других систем того же класса. Эта частная система и

связанная с ней система координат, выделенная из большого числа подобных систем и используемая как стартовая точка, будет называться в дальнейшем примитивной системой.

В общем случае имеется столько примитивных систем, сколько существует различных типов фундаментальных систем, подлежащих анализу, и используемых точек зрения. Кроме того, чем больше деталей системы должно быть рассмотрено, тем более сложную форму принимает примитивная система. Выбор той или иной системы из множества подобных в качестве примитивной системы достаточно произволен и определяется способностью выбранной системы удовлетворять заданным условиям.

Если система используется в качестве стартовой точки для установления характеристик одной или нескольких новых систем, то в этом случае вычисления носят один и тот же рутинный характер и требуют применения одних и тех же процедур для каждой новой системы, а именно:

1. построения тензоров преобразования;
2. вычисления новых компонент геометрических объектов с помощью формул преобразования;
3. отображения полученных результатов на исходную систему.

При выборе модельного описания динамических объектов обычно стремятся, чтобы описание этих моделей было достаточно простым, при этом отражала реальные траектории. Поэтому представляется логичным из всего многообразия систем выделить одну частную систему (и связанную с ней систему координат), для которой сравнительно легко можно:

1) определить компоненты различных объектов, которые необходимы для решения конкретной задачи в численном виде;

2) установить тензоры преобразования, показывающие, чем эта частная система и связанная с ней система координат отличаются от любой другой системы;

3) вычислить новые компоненты различных геометрических объектов, которые должны быть проанализированы во всех других системах [44].

Постулат третьего обобщения гласит: «инвариантное уравнение, действительное для бесконечного числа физических систем с простыми типами систем координат, может быть обобщено на более сложные типы систем координат путем замены каждого геометрического объекта соответствующим тензором» [42]. С учетом этого общий подход при исследовании сложной системы состоящей из отдельных частей, заключается в том, что система разбивается (подвергается декомпозиции) на компоненты, над которыми производятся соответствующие вычисления, а затем они объединяются снова с помощью тензоров преобразования (ТП). Таким образом, многие полученные ранее при анализе отдельных компонентов результаты можно снова использовать уже при анализе результирующей системы.

Идея применения методов декомпозиции в задачах параллельной обработки информации состоит в том, что структурированная тем или иным образом задача представляет собой определенную систему, структура которой является графом общего вида.

Для перехода от одной системы координат к другой необходимо составить систему, из которой определяется тензор преобразования. Решение данной системы сводится к решению системы уравнений.

10.2.2. Построение тензорных уравнений

Рассмотрение подходов с использованием тензоров преобразования целесообразно проводить на примере операций с сетевыми моделями, в особенности, если речь идет о модельном представлении системы взаимодействия определенной совокупности объектов, состоящих из непрерывных и дискретно-событийных элементов, параллельно функционирующих и асинхронно взаимодействующих, что отражает «событийный» подход к моделированию, присущий рассматриваемой задаче.

Особенности сетевых моделей позволяют отражать взаимодействие управляющих и управляемых элементов, декомпозировать сложные процессы до

совокупностей простых, использовать их для определения количественных характеристик рассматриваемого процесса.

Для отображения начальных условий и структурных особенностей состояния системы необходимы специальные средства преобразования, которые строятся с учетом свойств исходной и выбранной для рассмотрения систем координат.

Предположим, что существуют две матрицы инцидентности:

$$\mathrm{D}_{\beta}^{\gamma} \qquad\qquad \mathrm{D}_{\beta'}^{\gamma'}, \tag{10.1}$$

которые описывают одну и ту же систему, но представленную в разных системах координат. Здесь – индексы γ и β изменяются от 1 до ***n*** и от 1 до ***m*** соответственно; причем ***n*** = $\left|\mathrm{P}\right|$, ***m*** = $\left|\mathrm{T}\right|$ на некотором множестве P и T.

Связь между ними, т.е. переход от одной системы координат к другой определяется тензорами преобразования:

$$\mathrm{C}_{\beta'\gamma}^{\beta\gamma'} \qquad\qquad \mathrm{E}_{\beta\gamma'}^{\beta'\gamma}, \tag{10.2}$$

что выражается уравнениями:

$$\mathrm{D}_{\beta'}^{\gamma'} = \mathrm{C}_{\beta'\gamma}^{\beta\gamma'} \times \mathrm{D}_{\beta}^{\gamma} \tag{10.3}$$

$$\mathrm{D}_{\beta}^{\gamma} = \mathrm{E}_{\beta\gamma'}^{\beta'\gamma} \times \mathrm{D}_{\beta'}^{\gamma'} \tag{10.4}$$

$$\mathrm{E}_{\beta\gamma'}^{\beta'\gamma}\mathrm{C}_{\beta'\gamma}^{\beta\gamma'}$$

Рассмотрим процедуру нахождения и на следующем примере.

Для обеспечения эквивалентности преобразований, учитывая, что D – есть матрица инцидентности, составленная из векторов ***d*** , представим уравнение (10.3) в следующем виде:

$$
\left.
\begin{array}{l}
c_{11} * d_{11} + c_{12} * d_{21} + \cdots + c_{1n} * d_{n1} = d'_{11} \\
\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \\
c_{n1} * d_{11} + c_{n2} * d_{21} + \cdots + c_{nn} * d_{n1} = d'_{n1} \\
\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \\
\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \\
c_{11} * d_{1i} + c_{12} * d_{2i} + \cdots + c_{1n} * d_{ni} = d'_{1i} \\
\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \\
c_{n1} * d_{1i} + c_{n2} * d_{2i} + \cdots + c_{nn} * d_{ni} = d'_{ni} \\
\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \quad \ldots \\
c_{11} * d_{1j} + c_{12} * d_{2j} + \cdots + c_{1n} * d_{nj} = d'_{1j} \\
\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \\
c_{n1} * d_{1j} + c_{n2} * d_{2j} + \cdots + c_{nn} * d_{nj} = d'_{nj} \\
\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \\
c_{11} * d_{1m} + c_{12} * d_{2m} + \cdots + c_{1n} * d_{nm} = d'_{1m} \\
\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \\
c_{n1} * d_{1m} + c_{n2} * d_{2m} + \cdots + c_{nn} * d_{nm} = d'_{nm}
\end{array}
\right\} \qquad (10.5)
$$

Зададим следующие условия:

$$
\begin{cases}
D_h{}'(*, i) = D'(*, i) + D'(*, j) \\
D_h{}'(*, j) = 0
\end{cases}
$$

$$
\begin{cases}
D_h(*, i) = D(*, i) + D(*, j) \\
D_h(*, j) = 0
\end{cases}
$$

где $D_h{}'(*, i)$, $D_h{}'(*, j)$, $D_h(*, i)$, $D_h(*, j)$ – столбцы новых матриц. Очевидно, что справедливость системы (10.5) не нарушается при ***l*** , изменяющемся в диапазоне от 1 до ***m*** , но не равном ***i*** и ***j***, т.е. (***l*** $\neq$ ***i, l*** $\neq$ ***j***). При ***l*** = ***j*** имеем:

$$D_h{}'(*, j) = C * D_h(*, j)$$

Получаем, что при ***l*** = ***j*** система (10.3) также справедлива.

При l = j имеем:

$$\left.\begin{array}{l} c_{11}(d_{1i}+d_{1j})+c_{12}(d_{2i}+d_{2j})+\cdots+c_{1n}(d_{ni}+d_{nj})=d'_{h1i} \\ \dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots \\ c_{n1}(d_{1i}+d_{1j})+c_{n2}(d_{2i}+d_{2j})+\cdots+c_{nn}(d_{ni}+d_{nj})=d'_{hni} \end{array}\right\} \quad (10.6)$$

где

$$\left.\begin{array}{l} d'_{h1i}=d'_{1i}+d'_{1j} \\ \dots\dots\dots\dots \\ d'_{hni}=d'_{ni}+d'_{nj} \end{array}\right\} \quad (10.7)$$

Подставив соотношение (10.7) в (10.6), получим:

$$\left.\begin{array}{l} (c_{11}*d_{1i}+\cdots+c_{1n}*d_{ni})+(c_{11}*d_{1j}+\cdots+c_{1n}*d_{nj})=d'_{1i}+d'_{1j} \\ \dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots \\ (c_{n1}*d_{1i}+\cdots+c_{nn}*d_{ni})+(c_{n1}*d_{1j}+\cdots+c_{nn}*d_{nj})=d'_{ni}+d'_{nj} \end{array}\right\} \quad (10.8)$$

Заменяя выражения, записанные в скобках, значениями уравнений системы (10.5) получаем тождества:

$$\left.\begin{array}{l} d'_{1i}+d'_{1j}=d'_{1i}+d'_{1j} \\ \dots\dots\dots\dots\dots \\ d'_{ni}+d'_{nj}=d'_{ni}+d'_{nj} \end{array}\right\} \quad (10.9)$$

В итоге имеем, что объединение одноименных столбцов матриц D_{β}^{γ} и $D_{\beta'}^{\gamma'}$

не приводят к нарушению системы (10.5).

Проводя аналогичные рассуждения, можно доказать, что объединение одноименных столбцов матриц D_{β}^{γ} и $D_{\beta'}^{\gamma'}$, описывающих одну и ту же структуру, но представленную в разных системах координат, не приводит к нарушению и системы (10.5).

Из полученных результатов можно сделать вывод об эквивалентности координатного преобразования с точки зрения справедливости систем (10.3) и (10.4).

В качестве дополнительного подтверждения сказанному, выполним сложение матриц D_{β}^{γ} и $D_{\beta'}^{\gamma'}$, следующим образом:

$$\left.\begin{aligned} D_h(i,*) = D_h(j,*) = D(i,*) + D(j,*) \\ D'_h(i,*) = D'_h(j,*) = D'(i,*) + D'(j,*) \end{aligned}\right\} \qquad (10.10)$$

где $D'_h(j,*)\cdots D(j,*)\cdots D'_h(i,*)\cdots D(i,*)$ – строки новых матриц инцидентности.

Определим, каким условиям должны отвечать строки ***i*** и ***j***, чтобы выполнялось соотношение (10.3).

Для этого рассмотрим данное соотношение для ***k***-го столбца матриц D_{β}^{γ} и $D_{\beta'}^{\gamma'}$.

Уравнения преобразования ***k***-го столбца до и после объединения строк имеют следующий вид:

$$D'(*,k) = C_{\beta'\gamma}^{\beta\gamma'} * D(*,k) \qquad (10.11)$$

$$D_h'(*,k) = C_{\beta'\gamma}^{\beta\gamma'} * D_h(*,k) \qquad (10.12)$$

Представим тензорное уравнение (10.11) следующим образом:

$$\left.\begin{aligned} & c_{11} * d_{1k} + \cdots + c_{1n} * d_{1k} = d'_{1k} \\ & \dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots \\ & c_{n1} * d_{1k} + \cdots + c_{nn} * d_{1k} = d'_{nk} \end{aligned}\right\} \qquad (10.13)$$

Представим также тензорное уравнение (10.12) в виде системы:

$$\left.\begin{aligned} & c_{11} * d_{1k} + \cdots + c_{1i}(d_{ik} + d_{jk}) + \cdots + c_{1j}(d_{jk} + d_{ik}) + \cdots + c_{1n} * d_{nk} = d'_{1k} \\ & \dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots \\ & c_{i1} * d_{1k} + \cdots + c_{ii}(d_{ik} + d_{jk}) + \cdots + c_{ij}(d_{jk} + d_{ik}) + \cdots + c_{in} * d_{nk} = d'_{ik} + d'_{jk} \\ & \dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots \\ & c_{j1} * d_{1k} + \cdots + c_{ij}(d_{ik} + d_{jk}) + \cdots + c_{ii}(d_{jk} + d_{ik}) + \cdots + c_{jn} * d_{nk} = d'_{jk} + d'_{ik} \end{aligned}\right\}$$

(10.14)

Вычтем систему (10.13) из системы (10.14):

$$\left.\begin{aligned} & c_{1i} d_{jk} + \cdots + c_{1j} d_{ik} = 0 \\ & c_{2i} d_{jk} + \cdots + c_{2j} d_{ik} = 0 \\ & \dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots \\ & c_{ii} d_{jk} + \cdots + c_{ij} d_{ik} = d'_{jk} \\ & \dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots \\ & c_{ji} d_{jk} + \cdots + c_{jj} d_{ik} = d'_{ik} \\ & \dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots \\ & c_{ni} d_{jk} + \cdots + c_{nj} d_{ik} = 0 \end{aligned}\right\} \qquad (10.15)$$

Проводя аналогичные рассуждения относительно системы (10.4), можно получить следующие зависимости:

$$
\left.
\begin{array}{l}
e_{1i}d'_{jk} + \cdots + e_{1j}d'_{ik} = 0 \\
e_{2i}d'_{jk} + \cdots + e_{2j}d'_{ik} = 0 \\
\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \\
e_{ii}d'_{jk} + \cdots + e_{ij}d'_{ik} = d_{jk} \\
\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \\
e_{ji}d'_{jk} + \cdots + e_{jj}d'_{ik} = d_{ik} \\
\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \\
e_{ni}d'_{jk} + \cdots + e_{nj}d'_{ik} = 0
\end{array}
\right\} \qquad (10.16)
$$

На основе полученных результатов можно сделать следующий вывод: объединение позиций ***i*** и ***j*** в примитивной системе N и линейной системе N' является эквивалентным преобразованием, если данные позиции удовлетворяют условиям (10.15) и (10.16).

Использование данных подходов позволяет обеспечить автоматизацию расчетов, позволяющую эффективно проводить анализ сложных динамических объектов в заданных координатных системах.

Следует заметить, что данные уравнения, как правило, имеют большое число неизвестных, а в применении к расчету координат динамических объектов – еще и обладают ограниченной точностью исходных данных. Данная особенность свойственна задаче большой размерности и для ее решения необходима алгоритмизация расчетов к виду, удобному для программирования, и соответствующие машинные вычисления.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Ранее ошибки в определении траектории астероида, сравнимые с размером Земли, считались вполне допустимыми. Теперь же, когда обнаружен реально опасный объект – астероид Апофис, который считается наиболее вероятным кандидатом на столкновение с Землей, после чего может произойти гибель всего живого на Земле, точность прогноза, должна повыситься в сотни тысяч раз (http://www.nkj.ru). При этом максимально допустимая ошибка определения координат астероида должна быть порядка километра, а срок прогнозирования – не менее 10-20 лет. Лишь в этом случае можно разработать эффективные меры по предотвращению гибельного столкновения. Однако, ни одна страна в одиночку не может справиться с такой крупной, серьезной задачей.

Проблема точного определения координат астероидов настолько актуальна, что в отношении Апофиса привела, например, к таким предложениям, как подготовка к 2015 году специальной миссии на Апофис для более точного исследования орбиты этого космического тела и химического состава астероида. Предполагается, что исследовательская станция подлетит к астероиду и выпустит спутник-маяк, который будет передавать координаты астероида в режиме он-лайн.

Наука должна защитить человечество.

ЛИТЕРАТУРА

1. Локтин А.В., Марсаков В.А. Звёздная астрономия. – Ростов на Дону: ЮФУ, 2010.
2. В.Л.Пантелеев Физика Земли и планет. – М.: МГУ им. М.В.Ломоносова, 2001.
3. Молоденский М.С., Еремеев В.Ф., Юркина М.И. «Методы изучения внешнего гравитационного поля Земли». М., Геодезиздат, 1960.
4. Dr. T.S. Kelso. Orbital Coordinate Systems, Part I, 1995.
5. Основы спутниковой навигации. Теория и принципы. Системы и обзор приложений, Switzerland. 2007.
6. Бойко Е.Г. Сфероидическая геодезия. М.: Картоцентр-Геодезиздат. 2003 – 144 с.
7. В.Е. Жаров. Сферическая астрономия, Москва, 2002.
8. Бугаевский Л. М. , Вахромеева л.А. Геолезия. Картографические проекции. - М.: Недра, 1992. -293 с.
9. Бугаевский Л. М. Математическая картография. - М.: Златоуст, 1998. - 400с.
10. Бугаевский Л. М. Теория картографических проекций регулярных поверхностей. - М.: Златоуст, 1999. – 144 с.
11. Бугаевский Л. М. , Цветков В.Я. Геоинформационные системы. - М.: Златоуст, 2000. -224 с.
12. Цветков В.Я. Геоинформационные системы и технологии. - М.: Финансы и статистика, 1998 - 288 с.
13. Монахов С.В., Савиных В.П., Цветков В.Я. Общая геоинформатика.- М.: Макс Пресс 2004 - 100 с.
14. Плахов Ю.В., Краснорылов И.И. Геодезическая астрономия.- М.: Картоцентр-Геодезиздат. 2002 – 390 с.
15. Топографо-геодезические термины: Справочник / Б.С. Кузьмин, Ф.Я.

Герасимов, В.М. Молоканов и др. – М.: Недра, 1989.- 261 с.

16. Кондаков Н.И. Логический словарь - М.: АН СССР, Наука, 1971 - 656с.
17. Математика. Большой энциклопедический словарь / Гл. ред. Ю.В. Прохоров. 3-е изд. - М.: Большая Российская энциклопедия, 2000 - 848с.
18. Справочник геодезиста: в 2-х книгах./ под ред. В.Д. Большакова и Г. П. Левчука. – М.: Недра, 1985
19. Цветков В.Я. Моделирование в геоинформатике // Геодезия и аэрофотосъемка, №5, -2004. - с. 128-136.
20. Цветков В.Я. Координатные системы в геоинформатике. - М.: Макс Пресс 2005 - 49 с
21. Шимберев Б.П. Теория фигуры Земли. – М.: Недра. 1975.
22. Огородова Л. В. Часть 3. Теоретическая геодезия. // «Высшая геодезия». Учебник для вузов. — Москва: Геодезиздат, 2006. — 384с. — ISBN 5-86066-076-6
23. Машонкина Л.И., Сулейманов В.Ф., Задачи и упражнения по общей астрономии, Методическое пособие, Казань, Казанский университет, 2003, 100 с. (http://www.astronet.ru/db/msg/1175352).
24. Балк М. Б., Демин В. Г., Куницын А. Л. Сборник задач по небесной механике и космодинамике. — М.: Наука, 1972. — 336 с.
25. В.П.Цесевич. Что и как наблюдать на небе. 5-е изд., М.:Наука, 1979.
26. П.Г.Куликовский. Звездная астрономия. 2-е изд., М.:Наука, 1985.
27. Основы астрономии. Учебный курс на базе основ физики и математики. http://hea.iki.rssi.ru/~nik/astro/index.html
28. ГОСТ Р 51794-2001 **С**истемы координат. Методы преобразований координат определяемых точек.
29. Вычисление целеуказаний для наблюдения малых тел, опасно сближающихся с Землей. Научно-технический отчет Института астрономии РАН, Москва – 2007.
30. Питерсон Дж. Теория сетей Петри и моделирование систем.- М.: Мир, 1984. - 264 с.

31. Афанасьев В.Г. Общество: системность, познание, управление. - М.: Политиздат, 1981. - 432 с.
32. Радиотехнические системы. Ю. П. Гришин, В. П. Ипатов, Ю. М. Казаринов и др.; Под ред. Ю. М. Казаринова. — М.: Высш. шк., 1990. — 496 с.
33. Оценка координат астероида на дискретном изображении / В.Е Саваневич, А.Б. Брюховецкий, А. М. Кожухов, Е. Н. Диков.// Радиотехника: Всеукр. межвед. науч.-техн. сб. 2010. Вып. 162. С. 78 — 86.
34. Определение характеристик околоземных астероидов. Отчет по НИР МГТУ им.Баумана, М: 2010.
35. Ю.Д. Медведев и др. "Астероидно-кометная опасность", под редакцией А.Г. Сокольского, С.-Пб., ИТА, МИПАО, 1996
36. Крон Г. Тензорный анализ сетей. – М.: Сов. Радио, 1978. – 720 с.
37. Биркгоф Г. Теория структур. - М.: Иностранная литература, 1952. - 406 с.
38. Ван дер Варден Б.Л. Алгебра. - М.: Наука, 1979. - 625с.
39. Вашкевич Н.П., Кулагин В.П. Тензорный анализ сетевых моделей протоколов вычислительных сетей. // Пятая Всесоюзная конференция "КОМПАК-87"./ Рига: ИЭВТ. - 1987.
40. Ильин В.А., Позняк Э.Г. Линейная алгебра. - М.: Наука.
41. Коллинз Г., Блей Дж.М.Структурные методы разработки систем: от стратегического планирования до тестирования. - М.: Финансы и статистика, 1986. - 264 с.
42. Крон Г. Исследование сложных систем по частям (диакоптика). - М.: Наука, 1972. - 544 с.
43. Кулагин В.П. Сетевые модели и структурный подход к проектированию сложных вычислительных систем.// Вычислительная техника в автоматизированных системах контроля и управления: Межвуз. сб. научн. тр. - Пенза: Пенз. политехн. ин-т, 1988. - Вып.18. - С.4-10.
44. Кулагин В.П. Тензорные методы проектирования структур вычислительных систем.//АВТ. - 1989. - N2. - С.64-71.

45. Кулагин В.П. Методы анализа сетевых моделей вычислительных систем.//Автоматизация и современные технологии. - 1993. - N1.- С.31-34.
46. Кулагин В.П. Методы анализа сетевых моделей вычислительных систем//Автоматизация и современные технологии. – 1993. - №1. – С.31-34.
47. Кулагин В.П. Алгебра сетевых моделей для описания параллельных вычислительных систем.// Автоматизация и современные технологии. - 1993. - N2. - С.25-30.
48. Кулагин В.П. Проблемы анализа и синтеза структур параллельных вычислительных систем//Информационные технологии. – 1997. - №1. – С.2-8.
49. Кулагин В.П. Структуры сетей Петри // Информационные технологии. – 1997. - №4. С.17-22.
50. Месарович М., Такахара Я. Общая теория систем: Математические основы. - М.: Мир, 1978.
51. Скорняков Л.А. Элементы теории структур. - М.: Наука, 1982. - 160 с.