

ГОСУДАРСТВЕННАЯ КОРПОРАЦИЯ ПО КОСМИЧЕСКОЙ
ДЕЯТЕЛЬНОСТИ «РОСКОСМОС»

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ
«ЦЕНТРАЛЬНЫЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ
МАШИНОСТРОЕНИЯ»

На правах рукописи

Бодрова Юлия Сергеевна

**МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКОЙ
СИСТЕМЫ ОБНАРУЖЕНИЯ МАЛЫХ ОПАСНЫХ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ**

Специальность: 05.13.01

Системный анализ, управление и обработка информации
(авиационная и ракетно-космическая техника)

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:

Доктор технических наук,
профессор Емельянов В.А.

Королёв – 2017

Содержание

ВВЕДЕНИЕ	4
ГЛАВА I. АНАЛИЗ ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОПЕРАТИВНОГО ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ОБ АСТЕРОИДНО-КОМЕТНОЙ ОПАСНОСТИ. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ОЦЕНКИ ЦЕЛЕВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ОБНАРУЖЕНИЯ МАЛЫХ ОНТ.....	12
1.1. Астероиды в Солнечной системе	12
1.2. Существующие средства обнаружения малых небесных тел Солнечной системы, перспективные проекты и предложения по созданию космических систем.....	17
1.3. Объект исследования: КС типа «Барьер» оперативного обнаружения малых ОНТ	22
1.3.1. Типовой сценарий функционирования КС «Барьер»	24
1.3.2. Тактико-технические характеристики КС «Барьер».....	26
1.4. Постановка задачи оценки целевой эффективности космической системы обнаружения малых ОНТ и обзор существующих работ по рассматриваемой тематике.....	27
Выводы по главе I.....	30
ГЛАВА II. МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ЦЕЛЕВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ОБНАРУЖЕНИЯ МАЛЫХ ОНТ.....	31
2.1. Определение требуемой области рационального применения космической системы обнаружения малых опасных небесных тел.....	32
2.2. Формирование показателей и критерия целевой эффективности	39
2.3. Модель оценки показателей целевой эффективности	47
2.3.1. Принципы построения имитационной модели функционирования системы КТ на орбите обращения Земли вокруг Солнца	48
2.3.2. Алгоритм формирования исходных данных для имитационной модели функционирования системы КТ на орбите обращения Земли вокруг Солнца.....	49
2.3.3. Моделирование захвата ОНТ полями зрения КТ.....	57
2.3.3.1. Системы координат.	57
2.3.3.2. Алгоритм моделирования динамики изменения положений астероида, Земли и космических телескопов	58
2.3.3.3. Алгоритм преобразования координат астероида в гелиоцентрической СК в координаты его точечных изображений в фокальной плоскости КТ	61
2.3.3.4. Условия захвата астероида полем зрения телескопа	67

2.3.4. Расчёт показателей целевой эффективности системы КТ оперативного обнаружения малых ОНТ	68
2.3.4.1. Алгоритм определения минимального размера обнаруживаемого ОНТ при реализуемых условиях наблюдения (дальность, фаза, время накопления сигнала)	68
2.3.4.2. Определение обеспечиваемого времени заблаговременного предупреждения о падении ОНТ на Землю	77
Выводы по главе II	78
ГЛАВА III. РЕЗУЛЬТАТЫ ОЦЕНКИ ЦЕЛЕВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ТИПА «БАРЬЕР» ОПЕРАТИВНОГО ОБНАРУЖЕНИЯ МАЛЫХ ОНТ И ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНОГО ВАРИАНТА ЕЁ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПОСТРОЕНИЯ	80
3.1. Оценка эффективности функционирования КС типа «Барьер» оперативного обнаружения малых ОНТ	80
3.1.1. Типовые результаты моделирования сеансов наблюдения астероидов	80
3.1.2. Анализ влияния параметров баллистического построения на целевую эффективность КС типа «Барьер»	84
3.1.3. Анализ влияния параметров аппаратуры наблюдения на целевую эффективность КС типа «Барьер»	101
3.2. Результаты определения областей рационального применения различных вариантов баллистического построения КТ на широком множестве возможных столкновительных траекторий малых ОНТ	104
3.3. Выбор рационального варианта построения КС на базе модели оценки целевой эффективности	117
Выводы по главе III	138
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	141
Список сокращений и условных обозначений	143
Список использованной литературы	144

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

Проблема Астероидно-кометной опасности (АКО) состоит в возможности столкновения малых небесных тел (астероидов, комет) с Землёй. Эта возможность обусловлена тем, что орбиты некоторых из этих тел проходят вблизи орбиты Земли и под влиянием планетных возмущений время от времени пересекаются с ней. В результате создаются условия, при которых Земля и небесное тело (НТ) могут одновременно или почти одновременно подойти к точке пересечения их орбит.

Результат такого столкновения зависит от размеров опасного небесного тела (ОНТ). Согласно [1] тела размером до нескольких десятков метров частично или полностью разрушаются в атмосфере. Результатом падения тела размером 50-100м могут стать локальные разрушения на площади в тысячи квадратных километров. Падение ОНТ размером от нескольких сотен метров приведет к региональной катастрофе – образованию ударного кратера на поверхности Земли, возникновению волн цунами при попадании тела в океан. Свидетельствами подобных столкновений являются многочисленные кратеры, наблюдаемые на поверхностях тел Солнечной системы (СС). Таким образом, проблема АКО является проблемой мирового масштаба.

Наиболее актуальной является проблема обнаружения малых ОНТ. Это связано с тем, что с уменьшением размеров астероидов резко возрастает их количество, средняя частота падения на Землю и сложность обнаружения.

Важнейшей задачей является заблаговременное обнаружение ОНТ, движущихся по столкновительным с Землёй траекториям. Реализация возможности обнаружения таких объектов наземными телескопами требует организации патрулирования всего неба большим числом телескопов. Высокая точность определения характеристик небесного тела может быть обеспечена лишь после длительных позиционных наблюдений на различных участках его орбиты и при различной ориентации объекта относительно

Солнца и наблюдателя. Но при этом принципиально не удастся обнаружить тела, движущиеся со стороны Солнца (при углах элонгации менее $\sim 60^\circ$), которые не видны на ярком фоне дневного неба. В полной мере реализация этой возможности допустима лишь с привлечением специальных космических средств наблюдения. Использование телескопов космического базирования, в особенности расположенных на большом расстоянии от Земли, позволит обнаруживать тела, обладающие малой видимой с Земли угловой скоростью и движущиеся со стороны Солнца.

В связи с актуальностью представленной проблемы РАН и Роскосмосом была предложена концепция создания Российской системы противодействия космическим угрозам¹ (РСПКУ), одним из компонентов которой является космическая система (КС) обнаружения и определения параметров орбит ОНТ [2]. Один из вариантов построения такой системы, а именно КС оперативного обнаружения малых ОНТ «Барьер», рассматривается в данной работе в качестве прототипа.

В настоящее время не существует специализированной космической системы, предназначенной для решения задачи обнаружения и наблюдения околоземных астероидов и комет, потенциально угрожающих Земле.

Несмотря на достигнутые в последние десятилетия значительные успехи в области обнаружения ранее неизвестных малых небесных тел СС, существующие наземные средства наблюдения и отдельные космические аппараты (такие как WISE, NEOSat) не могут решить задачу информационного обеспечения защиты Земли от АКО в полном объёме. В подтверждение этому можно указать на ряд случаев, когда опасные астероиды были обнаружены и идентифицированы лишь после того, как проходили на достаточно близких расстояниях от Земли. В случае движения этих тел по столкновительным траекториям удар оказался бы неожиданным. Это обуславливает необходимость создания специализированной

¹ В рамках концепции под космическими угрозами понимаются АКО и космический мусор.

космической системы, способной обеспечить предупреждение об опасном сближении или столкновении заранее. Варианты и принципы построения такой системы могут быть различными. Для выбора наиболее рационального из возможных вариантов необходима оценка их целевой эффективности. Для этого необходимо формирование показателей эффективности и разработка методов её оценки. Они составляют основу системных проектно-поисковых исследований в обеспечении создания космических средств оперативного предупреждения о падении на Землю малых ОНТ. В работе предлагается методика оценки целевой эффективности системы обнаружения и наблюдения малых ОНТ и проводится её апробация на примере оценки целевой эффективности функционирования одного из вариантов такой специализированной космической системы – КС оперативного обнаружения малых ОНТ типа «Барьер».

Следует отметить, что получаемые с помощью предлагаемой методики результаты на начальном этапе исследований не позволяют принять окончательное решение по рациональному облику КС и требуют дальнейшей проработки, так как в конечном итоге рациональный облик КС должен будет удовлетворять требованиям, касающимся не только целевой, но и экономической эффективности КС. Однако рассмотрение ограничений по стоимости создания и разработки КС, массе выводимой полезной нагрузки, возможностям удержания КА на выбранных орбитах и т.д. не может проводиться без учёта получаемых на данном этапе результатов. Таким образом, проводимая оценка целевой эффективности различных вариантов размещения КТ и определение области их рационального применения является ключевым этапом при решении задачи выбора рационального облика КС, предназначенной для обнаружения и позиционных измерений малых НТ Солнечной системы.

Объектом исследования является КС оперативного обнаружения и наблюдения малых ОНТ, включающая 2 космических телескопа (КТ) видимого диапазона, функционирующих на орбите обращения Земли вокруг Солнца.

Предметом исследования является целевая эффективность функционирования космической системы обнаружения малых ОНТ, движущихся по столкновительным с Землёй орбитам.

Целью работы является разработка методики оценки целевой эффективности космической системы при решении задачи обнаружения малых ОНТ, идущих по столкновительным с Землёй траекториям, позволяющей проводить сравнительный анализ различных вариантов построения КС и выбор с её использованием рационального варианта баллистического построения КС типа «Барьер» оперативного обнаружения малых ОНТ.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие **задачи**:

- определить требуемую область рационального применения космических средств обнаружения малых ОНТ;
- выбрать показатели и сформировать критерий целевой эффективности функционирования исследуемой КС;
- разработать имитационную модель функционирования исследуемой КС;
- разработать алгоритм формирования исходных данных для имитационной модели функционирования КС;
- сформировать исходные данные и провести моделирование;
- провести анализ полученных результатов на предмет влияния параметров баллистического построения и аппаратуры наблюдения на целевую эффективность КС типа «Барьер»;
- определить области рационального применения различных вариантов баллистического построения КС на широком множестве возможных столкновительных траекторий малых ОНТ;
- выбрать рациональные варианты построения КС на базе разработанной модели оценки целевой эффективности.

Методы исследования

Основными используемыми в работе методами являются системный анализ, методы механики космического полета, методы математического моделирования, методы теории принятия решений.

Научная новизна:

- определена требуемая область рационального применения космических средств обнаружения и наблюдения ОНТ, включающая орбиты астероидов, недоступных для наблюдения с помощью наземных телескопов;
- разработана методика оценки показателей целевой эффективности КС обнаружения малых ОНТ, позволяющая проводить сравнительный анализ целевой эффективности различных вариантов её построения на широком множестве орбит угрожающих Земле астероидов;
- разработано программно-алгоритмическое обеспечение имитационного моделирования, с помощью которого определены области рационального применения различных вариантов построения КС типа «Барьер» на широком множестве возможных столкновительных траекторий малых ОНТ;
- обоснован выбор рациональных вариантов баллистического построения КС типа «Барьер» применительно к обнаружению угрожающих Земле астероидов, в том числе движущихся по траекториям, принадлежащим множеству орбит, недоступных для наблюдения с Земли.

Практическая значимость результатов исследования заключается в том, что разработанная методика может быть использована при проведении проектно-поисковых исследований в обеспечение создания специализированной КС обнаружения малых ОНТ.

Достоверность результатов, полученных в работе, подтверждается соответствием получаемых в результате моделирования результатов ожидаемым при изменении исходных данных; полученными физически обоснованными закономерностями; использованием современных методов моделирования и обработки данных; совпадением отдельных полученных в работе результатов моделирования с данными других авторов.

Внедрение результатов диссертационной работы

Результаты работы реализованы в 6 научно-технических отчётах по СЧ НИР «Магистраль» (Облик) и СЧ НИР «Магистраль» (Облик-АКА) по ТЗ Федерального Космического Агентства, что подтверждается включёнными в Приложение 1 Актом о внедрении результатов диссертационного исследования в работах ФГУП ЦНИИмаш. Автор является соавтором патента на изобретение №2597028.

Апробация работы

Результаты работы докладывались и получили одобрение на отечественных и международных научно – технических конференциях:

- Семинар молодых учёных и специалистов: Научные чтения им. Уткина в ФГУП ЦНИИмаш (Королев, 2013г.)
- IX Международная конференция «Околоземная астрономия» (Терскол, 2015 г.)
- XLI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва в МГТУ им. Н.Э. Баумана (Москва, 2017 г.)

Результаты исследований автора по теме диссертации опубликованы в 4 статьях [3,4,5,6] в изданиях, входящих в перечень ВАК Минобрнауки России, в 2 статьях сборника трудов конференции [7,8] и 2 сборниках тезисов докладов [9,10,11].

Положения, выносимые на защиту:

1. Результаты определения области рационального применения космических телескопов, включающей множество орбит астероидов, недоступных для наблюдения с Земли;
2. Методика оценки показателей целевой эффективности космической системы типа «Барьер» при решении задачи обнаружения малых ОНТ, идущих по столкновительным с Землёй траекториям;
3. Программно-алгоритмический комплекс и полученные на его основе качественные и количественные результаты определения областей рационального применения различных вариантов баллистического

построения космической системы на широком множестве возможных столкновительных траекторий малых ОНТ;

4. Рациональные варианты баллистического построения космической системы типа «Барьер» из двух КТ на орбите обращения Земли вокруг Солнца.

Краткие сведения о структуре и объёме работы:

Диссертация состоит из введения, трёх глав, заключения и приложения. Работа содержит 149 страниц, 40 иллюстраций, 25 таблиц. Список используемой литературы включает 47 наименований.

Первая глава включает анализ проблемы обеспечения оперативного предупреждения об АКО. В частности, рассмотрены основные характеристики и статистические распределения параметров орбит известных астероидов Солнечной системы, в том числе т.н. астероидов, сближающихся с Землёй и потенциально опасных астероидов. Проведен обзор существующих и перспективных средств обнаружения и наблюдения за малыми небесными телами как наземного, так и космического базирования. Приведены основные ТТХ, рассмотрен состав, структура и типовой сценарий функционирования исследуемой в качестве прототипа КС оперативного обнаружения малых ОНТ, предлагаемой в проекте «Барьер» [12], необходимые для построения описываемой во 2 главе имитационной модели, позволяющей проводить оценку обеспечиваемых КС параметров обнаружения ОНТ. Приведена постановка задачи оценки целевой эффективности КС обнаружения малых ОНТ и выделены основные требующие проработки аспекты её решения. Проведен анализ существующих исследований по рассматриваемой тематике.

Вторая глава посвящена описанию предлагаемой методики оценки эффективности КС обнаружения малых ОНТ и составляющих её основу алгоритмов. Определена требуемая область рационального применения космических средств обнаружения малых ОНТ, включающая орбиты астероидов, недоступных для наблюдения с помощью наземных телескопов

вследствие ограничения по допустимому углу солнечной элонгации. Выбраны показатели целевой эффективности и сформирован вариант критерия эффективности функционирования исследуемой КС. Обоснована необходимость применения имитационного моделирования для решения поставленной задачи. Приведена разработанная методика оценки выбранных показателей целевой эффективности, включающая имитационную модель процесса захвата ОНТ полями зрения КТ исследуемой КС. Приведены и описаны алгоритмы, положенные в основу имитационного моделирования процесса функционирования КС обнаружения малых ОНТ. В том числе алгоритм расчёта выбранных показателей целевой эффективности КС, а также алгоритм формирования исходных данных для этой имитационной модели

В третьей главе проведена оценка целевой эффективности функционирования КС типа «Барьер» с использованием предложенной во второй главе методики. Представлены типовые результаты имитационного моделирования процесса захвата астероида полями зрения КТ. Проведен анализ полученных результатов моделирования на предмет влияния параметров баллистического построения и аппаратуры наблюдения на целевую эффективность КС типа «Барьер». Приведены результаты определения областей рационального применения различных вариантов баллистического построения КС на широком множестве возможных столкновительных траекторий малых ОНТ. На основании предложенного критерия целевой эффективности выбраны и обоснованы рациональные варианты баллистического построения рассматриваемой КС типа «Барьер» применительно к нескольким вариантам заданных ограничений по требуемому времени предупреждения о столкновении опасного небесного тела с Землёй.

В заключении приводятся основные результаты диссертационной работы.

ГЛАВА I. АНАЛИЗ ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОПЕРАТИВНОГО ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ОБ АСТЕРОИДНО-КОМЕТНОЙ ОПАСНОСТИ. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ОЦЕНКИ ЦЕЛЕВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ОБНАРУЖЕНИЯ МАЛЫХ ОНТ

1.1. Астероиды в Солнечной системе

Астероиды, или малые планеты, наряду с кометами и метеороидами относятся к малым телам Солнечной системы. Большая часть астероидов, принадлежащих Солнечной системе, располагается в так называемом Главном поясе астероидов между орбитами Марса и Юпитера (рисунок 1.1), поясе Эджворта-Койпера и облаке Оорта (рисунок 1.2). Иногда собственно «астероидами» называют лишь тела, орбиты которых лежат внутри орбиты Юпитера, выделяя их среди других малых планет, к которым также относятся:

- Троянцы Юпитера (группа, находящаяся в окрестностях точек Лагранжа L_4 и L_5 Юпитера (см. рисунок 1.1));
- Кентавры (малые планеты, перигелии орбит которых находятся за орбитой Юпитера $q > 5.2$ а.е., но величины больших полуосей меньше, чем у Нептуна $a < 30$ а.е.);
- Транснептуновые объекты (большие полуоси орбит больше, чем у Нептуна $a > 30$ а.е.). К транснептуновым объектам относятся объекты пояса Койпера, рассеянного диска и облака Оорта.

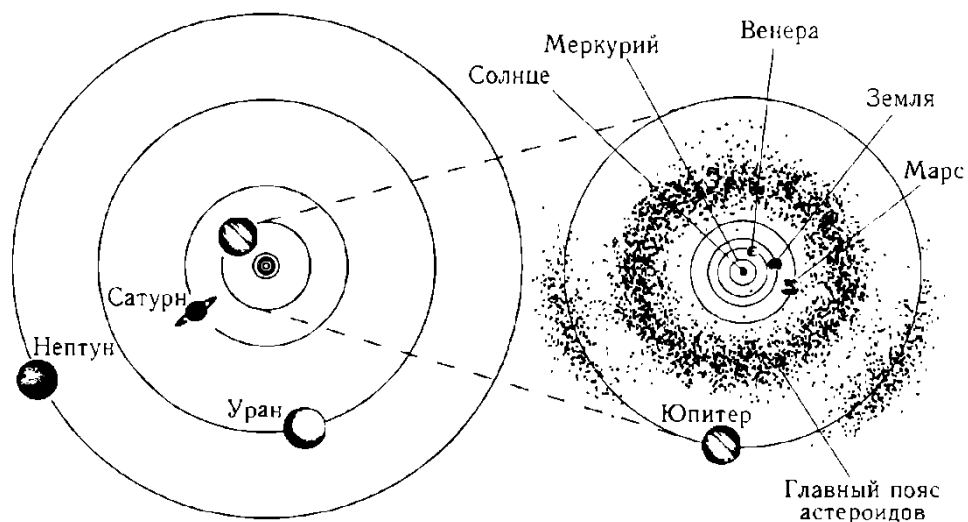


Рисунок 1.1 – Солнечная система и Главный пояс астероидов [1]

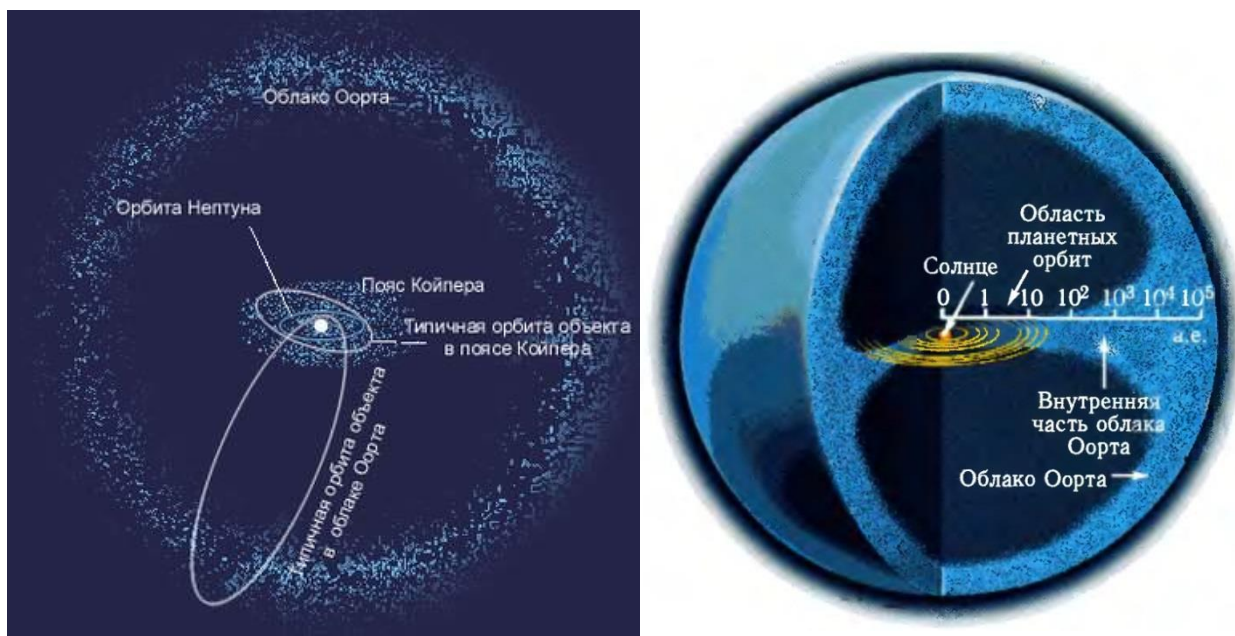


Рисунок 1.2 – Пояс Эджворта-Койпера и Облако Оорта [1, 13]

Орбиты известных нам астероидов, как правило, мало наклонены к плоскости эклиптики (рисунок 1.3). Как видно из приведённых ниже рисунков большинство из них имеют наклонение от 0 до 30°. Среднее значение составляет около 7,7°. [1]

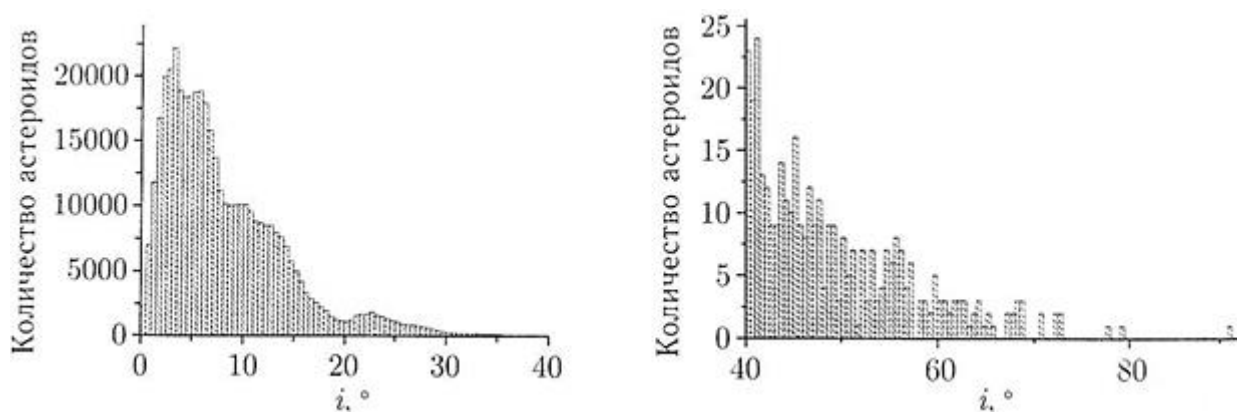


Рисунок 1.3 – Распределение известных астероидов по наклонению орбит к плоскости эклиптики

Диаметры астероидов, как правило, колеблются от нескольких десятков метров до тысяч километров. При этом количество астероидов резко сокращается с увеличением размера. Соответственно и частота падения малых астероидов гораздо выше, чем тел большого размера. Приблизительное количество астероидов в Главном поясе в зависимости от их диаметров [14] представлено в таблице 1.1.

Таблица 1.1 – Примерное количество N астероидов с диаметром более D

D	100 м	500 м	1 км	10 км	100 км	500 км	900 км
N	25 000 000	2 000 000	750 000	10 000	200	3	1

Однако не все тела являются опасными. В рамках проблемы АКО особый интерес представляют астероиды, сближающиеся с Землёй (АСЗ). Астероидами, сближающимися с Землёй, принято называть астероиды с перигелийными расстояниями, меньшими или равными 1.3 а.е. В зависимости от величины их перигелийного и афелийного расстояния АСЗ принято подразделять на следующие группы [1,15]:

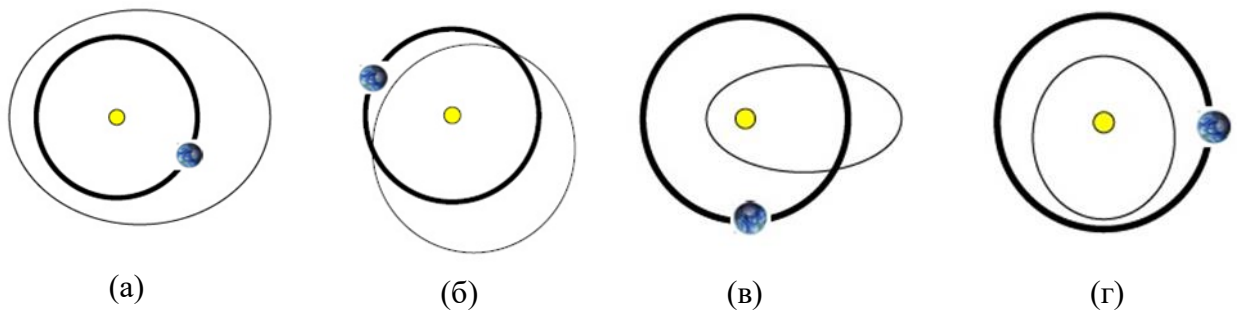


Рисунок 1.4 – Орбиты астероидов типа Амура (а), Аполлона (б), Атона (в) и Атиры (г) [15]

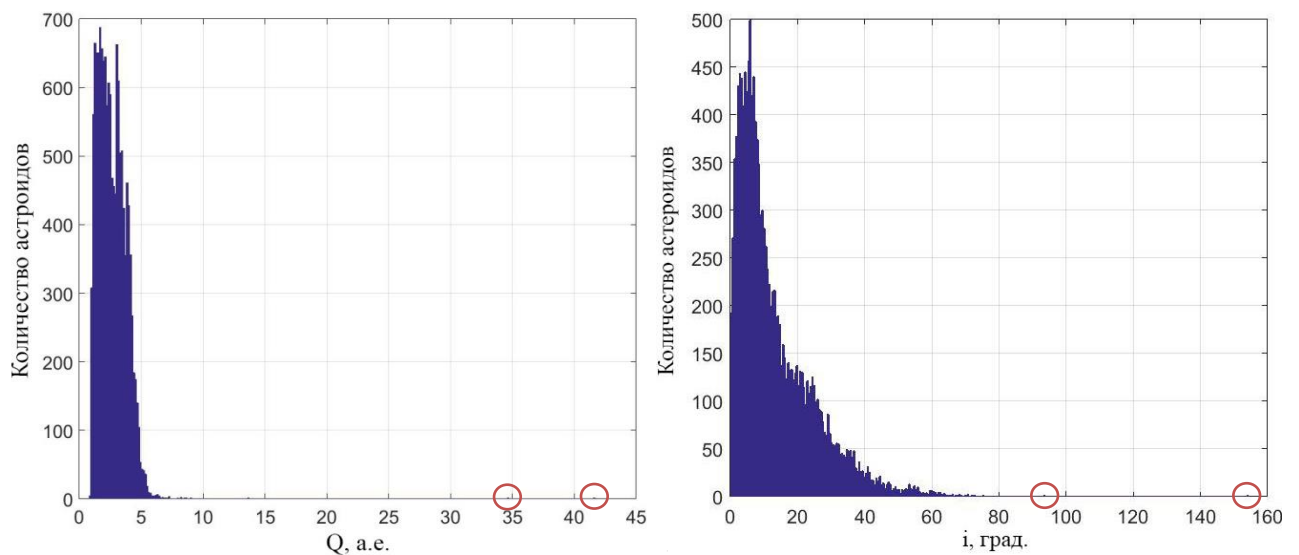
Астероиды типа Амура. Перигелийные расстояния q больше, чем афелийное расстояние Земли ($1.0167 < q \leq 1.3$ а.е.). Астероиды этого типа могут приближаться к Земле извне, но не заходят внутрь орбиты Земли. Составляют примерно $32 \pm 1\%$ известных АСЗ.

Астероиды типа Аполлона. Перигелийные расстояния меньше, чем афелийное расстояние Земли, большие полуоси больше, чем у Земли ($a > 1$ а.е., $q \leq 1.0167$ а.е.). Астероиды этого типа пересекают орбиту Земли. Составляют примерно $62 \pm 1\%$ известных АСЗ.

Астероиды типа Атона. Большие полуоси меньше, чем у Земли, афелийные расстояния могут быть больше перигелийного расстояния Земли ($a < 1$ а.е., $Q \geq 0.983$ а.е.). Орбиты этих астероидов в основном лежат внутри орбиты Земли и выходят за её пределы лишь в окрестности афелиев. Составляют примерно $6 \pm 1\%$ известных АСЗ.

Астероиды типа Атиры. Орбиты астероидов полностью лежат в пределах Земной орбиты ($Q < 0.983$ а. е.). Составляют примерно 2% известных АСЗ.

На рисунке 1.5 статистические характеристики параметров орбит известных АСЗ представлены в виде гистограмм, построенных по данным об элементах орбит 14037 астероидов, представленным на сайте научно-исследовательского центра НАСА JPL (Jet Propulsion Laboratory), посвященном программе изучения околоземных объектов NEO Program [16]. Как было отмечено ранее, большинство орбит известных астероидов мало наклонены к плоскости эклиптики, однако, как видно из представленного выше рисунка, даже среди астероидов, сближающихся с Землёй, встречаются орбиты обратного движения с наклонениями более 90° . Кроме того, можно видеть, что орбиты АСЗ могут иметь большие афелийные расстояния, характерные для транснептуновых астероидов. На рисунке 1.5 соответствующие значения параметров i и Q выделены красным цветом.



Q – афелийное расстояние орбиты астероида; i – наклонение

Рисунок 1.5 - Статистические орбитальные характеристики АСЗ

Среди АСЗ выделяют потенциально опасные астероиды (ПОА). К ним относятся все астероиды, орбиты которых в настоящую эпоху сближаются с орбитой Земли до расстояний, меньших или равных 0,05 а.е. (около 7,5 млн. км). Данное ограничение диктуется тем обстоятельством, что в таких пределах можно ожидать неточность определения минимального межорбитального расстояния, а также его возможного изменения из-за разного рода возмущений

в обозримом будущем. Количество ПОА среди всех АСЗ составляет примерно 20%. [1] Заблаговременное обнаружение подобных объектов представляет большой интерес в рамках проблемы АКО. Статистические характеристики параметров орбит известных потенциально опасных астероидов представлены на рисунке 1.6 в виде гистограмм и диаграмм, построенных по данным об элементах орбит 1690 известных ПОА, представленным на сайте научно-исследовательского центра НАСА JPL (Jet Propulsion Laboratory), посвященном программе изучения околоземных объектов NEO Program [16].

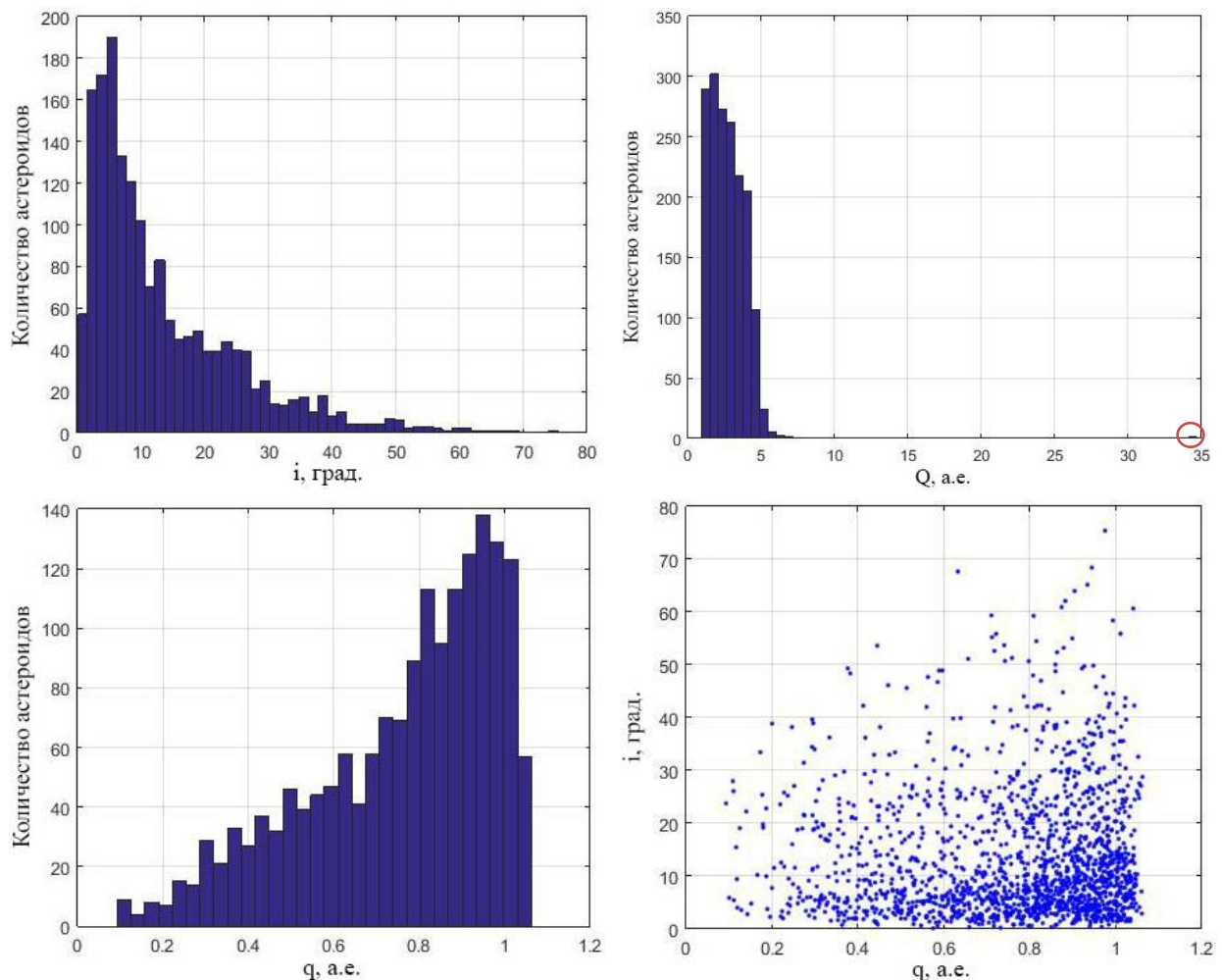


Рисунок 1.6 – Статистические характеристики орбит известных потенциально опасных астероидов

Проанализировав представленные данные, можно отметить, что орбиты ПОА имеют широкий диапазон наклонений и, хотя большинство орбит лежат внутри орбиты Юпитера (их афелийные расстояния составляют менее 5 а.е.), среди ПОА также могут встречаться тела, принадлежащие к так

называемым транснептуновым объектам (на рисунке соответствующее значение Q выделено красным цветом).

Согласно данным полученным в работе [17] большинство известных малых небесных тел СС сконцентрированы в окрестности плоскости эклиптики, однако, как отмечается в указанной публикации, эта закономерность может быть следствием наблюдательной селекции. Кроме того, как видно из представленных выше рисунков, среди обнаруженных на сегодняшний день АСЗ и даже ПОА присутствуют объекты с высокими наклонениями орбит. Таким образом, для того чтобы задача предупреждения об АКО могла быть решена в полном объеме необходимо обеспечение беспропускного обнаружения ОНТ, движущихся по любым возможным столкновительным траекториям, включая орбиты с высокими наклонениями.

1.2. Существующие средства обнаружения малых небесных тел Солнечной системы, перспективные проекты и предложения по созданию космических систем

Официальной международной организацией, которая собирает и систематизирует данные наблюдений малых тел Солнечной системы, является Центр малых планет (Minor Planet Center) (Кембридж, Массачусетс, США), функционирующий под эгидой Международного астрономического союза. Оперативный анализ наблюдений также производится в Лаборатории Реактивного Движения (JPL) (НАСА, США) и Центральном узле фонда Космическая стража (NEODyS) (Италия, Испания), где решается задача прогнозирования движения всех известных и вновь открываемых астероидов.

В настоящее время наблюдение и обнаружение новых малых тел Солнечной системы осуществляется в основном с помощью наземных средств. Поиску и открытию новых околоземных объектов с помощью наземных телескопов было посвящено создание таких проектов как Spacewatch, NEAT, LINEAR, LONEOS, Catalina Sky Survey (CSS), Pan-STARRS и др. Количество открытых с их помощью АСЗ в период с 1995 по 2016 год представлено на рисунке 1.7 [18].

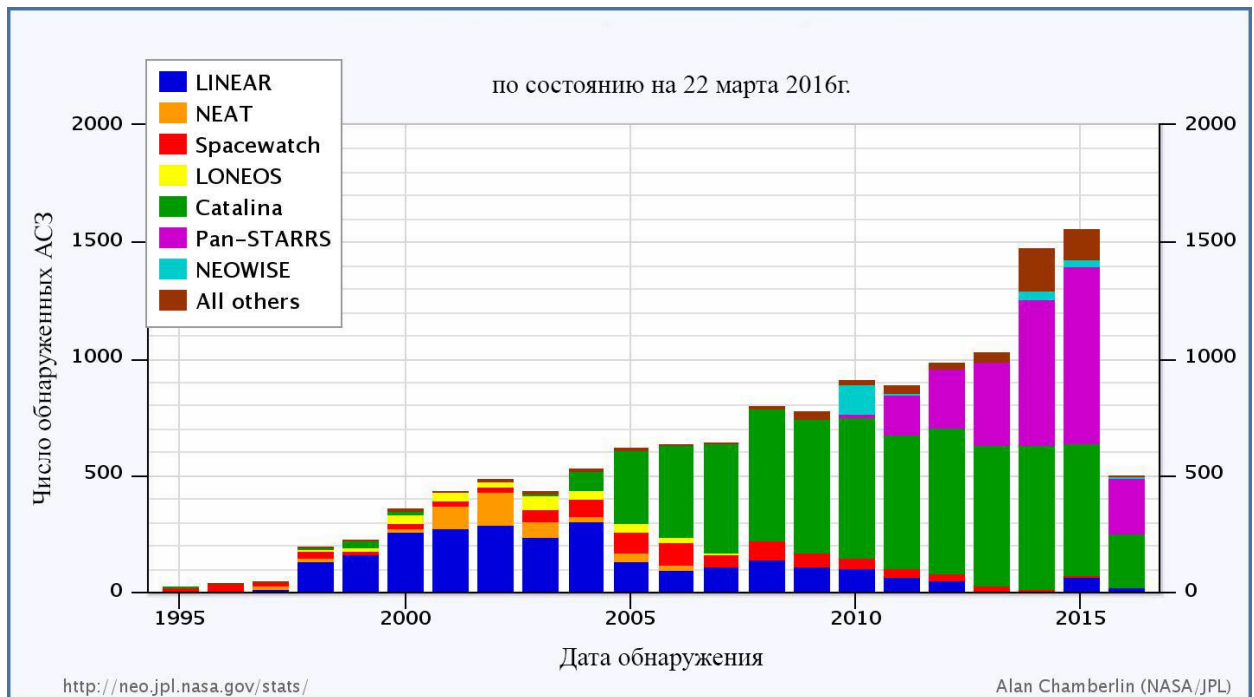


Рисунок 1.7 – Количество АСЗ, открытых с 1995г. по 2016г. [18]

На рисунке 1.8 показано число обнаруженных АСЗ за период с 1980 по 2016 гг. Как видно из рисунка количество крупных (>1 км) околоземных астероидов изменяется мало, в то время как общее число известных АСЗ продолжает быстро расти.

В настоящее время реализуется ряд перспективных проектов наземных средств наблюдения малых небесных тел Солнечной системы, среди которых проект PanSTARRS [19], представляющий собой систему наземных телескопов апертурой 1,8 м. В настоящее время функционирует один телескоп, расположенный на острове Гавайи. Планируется ввести в эксплуатацию ещё три телескопа. Ожидается, что в режиме обзорного поиска система будет способна покрыть всю доступную площадь неба трижды в течение месяца. Наземный телескоп военного назначения США SST (Space Surveillance Telescope – телескоп для контроля космоса) диаметром 3,5 метра используется для обнаружения опасных астероидов совместно с Линкольновской лабораторией Массачусетского технологического института [20]. В 2016 г. телескоп перемещён в Западную Австралию в рамках американо-австралийской программы контроля космического пространства для наблюдения за южной небесной полусферой.

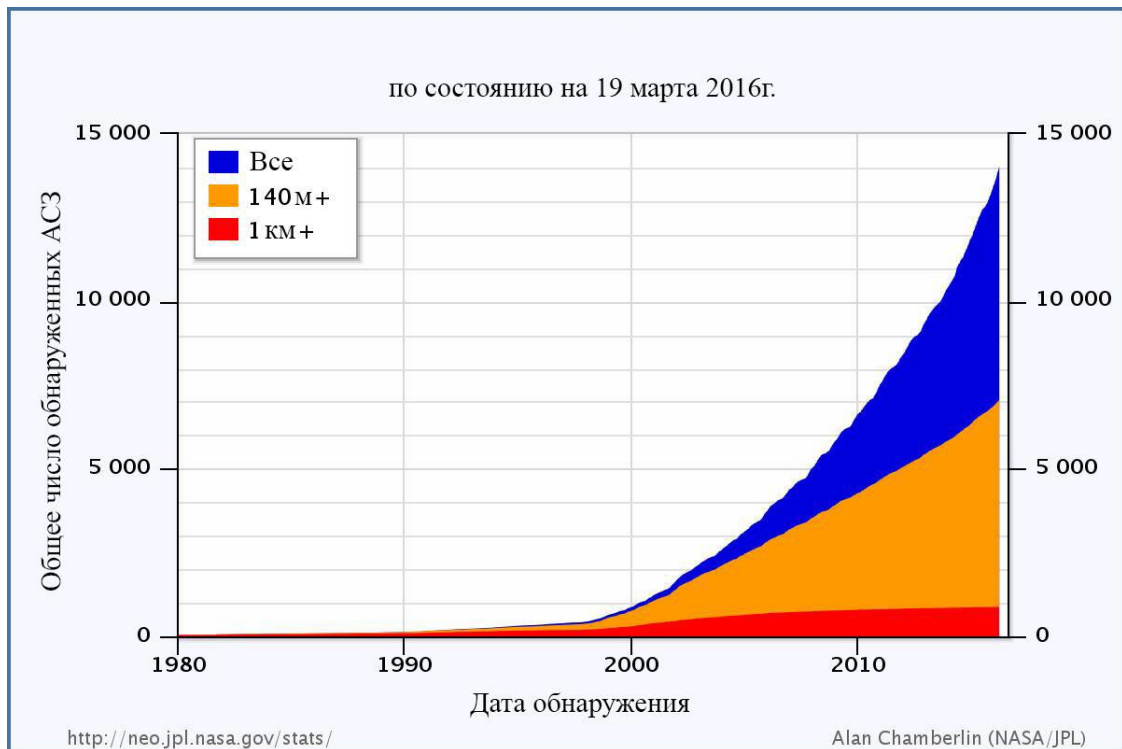


Рисунок 1.8 – Число обнаруженных околоземных астероидов за период с 1980 по 2016 гг. (Красным показано число обнаруженных АСЗ размером более 1 км, желтым – более 140 м, синим – общее число обнаруженных АСЗ)

Среди проектируемых наземных средств, в задачи которых входит наблюдение малых небесных тел Солнечной системы, можно отметить также телескоп LSST (The Large Synoptic Survey Telescope) с диаметром главного зеркала 8,4 м. Планируется, что телескоп начнёт работу в 2022 г. и будет способен в течение каждых 3-4 дней дважды осмотреть видимую часть небесной сферы с регистрацией объектов до 24,5-й звездной величины [21]. В Гавайском Университете США разрабатывается система ATLAS (The Asteroid Terrestrial-impact Last Alert System – система последнего предупреждения о столкновении астероида с Землей). Предлагается создать до 8 наземных 50-сантиметровых телескопов, что, как ожидается, позволит проводить полный обзор доступной небесной сферы дважды за ночь. Предполагается, что система обеспечит предупреждение о возможных столкновениях с астероидами размером ~ 45 м не позднее, чем за неделю до столкновения, а с астероидами 120 м – не позднее, чем за три недели [22].

Как отмечается в [20], вклад российских наземных обсерваторий в решение проблемы АКО выражается в эпизодическом открытии астероидов и комет (в том числе ПОА), уточнении орбит отдельных тел, проведении исследований физических свойств АСЗ, а также в слежении за уже открытыми объектами и исследовании источников пополнения популяции опасных тел. Наблюдения в основном осуществляются с помощью таких сетей наземных оптических средств как: ISON (Институт прикладной математики РАН им. М.В. Келдыша), МАСТЕР (Государственный астрономический институт им. П.К. Штернберга МГУ им. М.В. Ломоносова), сеть обсерваторий бывшего СССР (Институт астрономии РАН) и др. [20]

Специализированных систем космического базирования направленных на поиск и обнаружение ранее неизвестных малых тел Солнечной системы и в особенности на оперативное обнаружение потенциально опасных околоземных объектов в настоящее время нет, однако в некоторой степени эта задача решается в качестве второстепенной и с помощью космических аппаратов. В частности, за время функционирования космического инфракрасного телескопа WISE в рамках программы NEOWISE с его помощью было обнаружено более 33000 ранее неизвестных астероидов Главного пояса [23] и 211 АСЗ, из которых 41 являются потенциально опасными для Земли [24]. Канадский микроспутник NEOSSat (The Near Earth Object Surveillance Satellite) [25] с 15-сантиметровым телескопом на борту, запущенный на орбиту в феврале 2013 г., используется для обнаружения АСЗ, орбиты которых лежат внутри орбиты Земли. Основной задачей этого КА является контроль космического пространства. GAIA (Global Astrometric Interferometer for Astrophysics) [26] – космический аппарат ЕКА, запущенный 19 декабря 2013 во вторую точку Лагранжа системы Солнце-Земля, как сообщается, также сможет обнаружить неизвестные астероиды и кометы в Солнечной системе. Главной задачей этого КА является составление трёхмерной карты 1% нашей Галактики с полной выборкой звёзд ярче 20 зв.в.

В России и за рубежом разрабатываются предложения по созданию специализированных перспективных систем космического базирования, предназначенных для обнаружения малых ОНТ. В частности, в настоящее время разрабатывается новая версия телескопа WISE – NEOCAM [27]. Проект подразумевает размещение 50-сантиметрового ИК-телескопа в окрестности точки Лагранжа L_1 системы Солнце-Земля. Другой проект обсерватории для поиска АСЗ - «NEO Survey», разработан компанией Ball Aerospace and Technologies Corporation. Предлагается использовать КА на основе конструкции космических телескопов Spitzer и Kepler. Проект подразумевает разместить на орбите с афелием $\sim 0,7$ а.е. 50-сантиметровый телескоп ИК диапазона Sentinel с пассивным охлаждением и тепловой защитой [28]. Запуск КА планируется на 2018 год.

Среди наиболее обсуждаемых отечественных проектов космических систем оперативного обнаружения ОНТ можно отметить:

- Проект «Небосвод» [29] предполагает размещение 1 или 2 КТ видимого диапазона диаметром 1.5 м на геостационарной орбите. Сканирование небесной сферы ведется полосами конечной длины, в начале каждой полосы (сеанса сканирования) задается скорость сканирования, направление и длина скана.
- Проект «Орбитальная звёздная стереоскопическая обсерватория» (ОЗСО) [30] предполагает установку двух КА в точках либрации L_4 и L_5 системы Солнце – барицентр системы Земля+Луна. Установленные на КА астрографы с диаметром главного зеркала 1 м должны осуществлять стереоскопический мониторинг объектов Солнечной системы.
- Проект «Экономичная Космическая Обсерватория для Задачи Обнаружения Небесных Тел (ЭКОЗООНТ)» [31] предусматривает выведение КА с широкоугольным оптическим телескопом диаметром 0,75 м на солнечно-синхронную орбиту с перигеем 800 км. Предлагается использовать метод прямого наведения, подразумевающий индивидуальное наведение телескопа на каждую площадку, получение

одного или нескольких кадров, после чего телескоп переводится на следующую площадку.

- Проект «Система Обнаружения Дневных Астероидов (СОДА)» [22] предусматривает размещение 1 или 2 КТ с апертурой 0,3–0,5 м в окрестности точки либрации L_1 системы Солнце-Земля. Сканирование космического пространства планируется проводить путём вращения оптической оси КТ вокруг направления на Землю.
- Система космических телескопов на гелиоцентрической орбите Земли, предлагаемая в проекте «Барьер» [12], выступает в качестве объекта исследования настоящей работы. Далее остановимся более подробно на её характеристиках.

1.3. Объект исследования: КС типа «Барьер» оперативного обнаружения малых ОНТ

Космическая система «Барьер» оперативного обнаружения малых ОНТ включает два КТ, размещённых на орбите обращения Земли вокруг Солнца. Телескоп T_1 – впереди Земли, телескоп T_2 – позади Земли. Их оптические оси непрерывно вращаются вокруг заданного направления ($T_1 - T_2$ или Телескоп – Земля) и ориентированы к нему под постоянным углом α . Схема взаимного расположения Земли и телескопов в эклиптической системе координат $SXYZ$ представлена на рисунке 1.9, где S – Солнце, Z – Земля, T_1 и T_2 – телескопы. Телескопы функционируют в режиме автоматического обзорно-поискового наблюдения, с вращающимися полями зрения, формирующими замкнутую барьерную зону регистрации ОНТ (выделена голубым цветом на рисунке 1.9), которая обеспечивает обнаружение опасного небесного тела прежде, чем оно столкнётся с Землёй. Размер контролируемой барьерной зоны существенно превышает ширину мгновенного поля зрения, достижимую для высокоапертурного телескопа, вследствие чего для обеспечения контроля заданной области осуществляется её сканирование подвижными полями зрения обоих телескопов. Однако

область космического пространства (КП), при нахождении в которой астероид может быть обнаружен, не ограничивается замкнутой барьерной зоной. Крупные астероиды могут также быть захвачены продолжениями полей зрения телескопов на больших расстояниях от Земли.

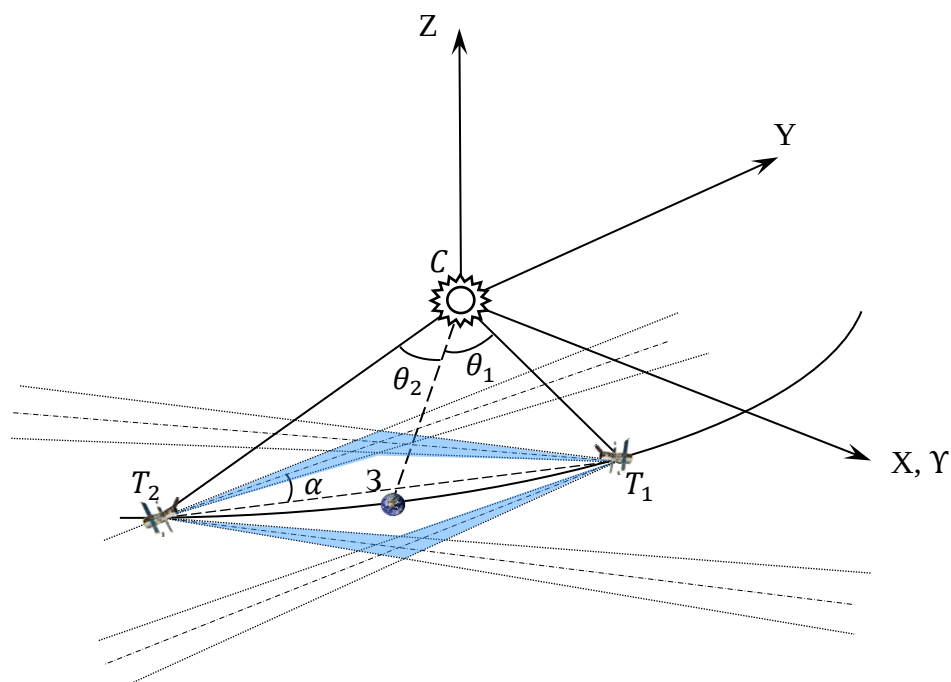


Рисунок 1.9 – Схема взаимного расположения Земли и телескопов космической системы оперативного обнаружения малых ОНТ в эклиптической системе координат $CXYZ$ при вращении оптических осей вокруг направления $T_1 - T_2$

В качестве фотоприёмных устройств (ФПУ) на телескопах используются ПЗС-матрицы, функционирующие в режиме временной задержки и накопления заряда (ВЗН). Он позволяет получить длительное время экспозиции без смазывания изображения, что особенно важно при съёмке движущихся объектов. Режим ВЗН реализуется следующим образом. Регистры в ПЗС-матрице тактируются непрерывно. Тактовая частота подбирается такой, чтобы скорость перемещения заряда вдоль накопительных столбцов ПЗС-матрицы была равна скорости перемещения изображения ОНТ на матрице за счёт её вращения. При этом каждый пиксел накопительного столбца, в который попало изображение, даёт вклад в один и тот же зарядовый пакет, переносимый от строки к строке. Таким образом,

получаемое изображение выглядит на несколько порядков ярче по сравнению с эквивалентным статическим изображением. Повышенная чувствительность позволяет получать качественное изображение исследуемого объекта при низких уровнях освещенности. [32]

Таким образом, основными принципами построения КС являются:

- формирование замкнутой барьерной зоны регистрации ОНТ с помощью двух КТ (T_1 и T_2) с вращающимися вокруг заданного направления узкими полями зрения;
- расположение КТ на большом расстоянии от Земли для обеспечения обнаружения тел, обладающих малой, видимой с Земли, угловой скоростью, а также приближающихся со стороны Солнца;
- возможность проведения синхронно-базисных позиционных измерений положения ОНТ на малых дугах;
- использование в качестве ФПУ ПЗС-матриц в режиме ВЗН.

1.3.1. Типовой сценарий функционирования КС «Барьер»

Рассмотрим типовой сценарий функционирования рассматриваемой системы КТ оперативного обнаружения малых ОНТ. Космические телескопы T_1 и T_2 располагаются на орбите обращения Земли вокруг Солнца. Их оптические оси непрерывно вращаются вокруг заданного направления, образуя с ним постоянный угол α , соответственно вращаются и поля зрения КТ. При пересечении орбитой астероида поля зрения одного из телескопов он в течение некоторого продолжительного времени T_{zx} находится в зоне наблюдения, определяемой шириной поля зрения телескопа в предметной области движения ОНТ. Время T_{zx} зависит от величины угла раствора телескопа, а также расстояния между ним и наблюдаемым астероидом. Однако вследствие того, что оптическая ось телескопа непрерывно вращается, реальное время пребывания астероида в его поле зрения будет существенно меньше. Оно будет определяться временем прохождения проекции ПЗС-матрицы на предметную область движения астероида через

сам астероид. Поскольку сканирование одной и той же области космического пространства происходит с периодом $T_{\text{ск}}$, равным периоду обращения мгновенного поля зрения вокруг заданного направления, в действительности за время $T_{\text{зх}}$ астероид попадает в поле зрения телескопа $n_{\text{ск}} = \left[\frac{T_{\text{зх}}}{T_{\text{ск}}} \right] + 1$ раз, где $[x]$ – оператор выделения целой части. Во время каждого из $n_{\text{ск}}$ таких «попаданий» через астероид проходит проекция на предметную область одного² из накопительных столбцов ПЗС-матрицы. При условии, что параметры телескопа при реализуемых условиях наблюдения позволяют обнаружить астероид, имеющий данный размер и альбедо, изображение астероида регистрируется в пикселах этого накопительного столбца. В результате в пикселе считывающего регистра ПЗС-матрицы, соответствующем накопительному столбцу, в который попало изображение астероида, будет зарегистрировано точечное изображение, полученное путём суммирования сигнального заряда пикселей этого накопительного столбца. При этом в течение времени пребывания астероида в поле зрения КТ в пикселах считывающего регистра может быть зарегистрировано несколько точечных изображений в случае, если за это время изображение астероида успевает выйти из текущего и перейти в соседний накопительный столбец ПЗС-матрицы. Это зависит от расстояния между телескопом и астероидом и составляющей скорости астероида относительно телескопа, направленной вдоль строк ПЗС-матрицы, т.е. перпендикулярно накопительному столбцу. Если она мала, а расстояние между телескопом и астероидом достаточно велико, изображение астероида не выходит из накопительного столбца за время пребывания астероида в поле зрения телескопа и в бортовой памяти КТ сохраняется одно точечное изображение, зарегистрированное в пикселе считывающего регистра, соответствующем этому накопительному столбцу. Если же за время пребывания астероида в поле зрения телескопа изображение астероида перешло в соседний накопительный столбец и далее

² При условии, что мгновенное изображение наблюдаемого астероида на ПЗС-матрице занимает не более одного пиксела.

вдоль строк ПЗС-матрицы, таких точечных изображений будет несколько. Такая ситуация характерна для захватов астероидов при сравнительно небольших дальностях наблюдения, например при прохождении ими замкнутой барьерной зоны, образуемой полями зрения КТ.

За счёт орбитального движения астероида, Земли и телескопов изменяется их взаимное расположение в пространстве, в результате чего по истечении времени $T_{\text{зх}}$ астероид выходит из зоны наблюдения телескопа, что характеризует окончание текущего захвата. Через некоторое время этот астероид может снова попасть в поле зрения одного из телескопов, что будет означать начало нового захвата.

1.3.2. Тактико-технические характеристики КС «Барьер»

Рассматриваемая система обладает следующими ТТХ [12,33]:

Количество КА	2
Рабочие орбиты КА	орбита обращения Земли вокруг Солнца
Расстояние от Земли до КА ₁	0,3 а.е. (впереди Земли)
Расстояние от Земли до КА ₂	0,15 а.е. (позади Земли)
Количество КТ на каждом КА	1
Угловая скорость вращения оптической оси вокруг направления «Т ₁ – Т ₂ »	$2 \cdot 10^{-2}$ град/с
Угол ориентации оптической оси телескопов относительно направления «Т ₁ – Т ₂ »	35°
<u>Параметры телескопов:</u>	
Диапазон длин волн	380-780 нм
Световой диаметр телескопов Т ₁ и Т ₂	1,5 м
Мгновенное поле зрения	6°
Фокусное расстояние	3 м
Коэффициент пропускания оптики	0,7
Проницающая способность телескопов в режиме обзорно-поискового наблюдения	22 ^м
<u>Параметры ФПУ (ПЗС-матрицы):</u>	
Режим работы	ВЗН
Размер пиксела	20 мкм

Количество пикселей в столбцах накопления	256
Количество пикселей в строках	15700
Квантовая эффективность	0,6
Параметр шума считывания на каждую выборку	7 е

Рассматриваемая система не имеет действующих аналогов. Для решения поставленных перед ней задач в настоящее время используются в основном наземные средства наблюдения, которые не имеют возможностей доступных космической системе, среди которых в качестве наиболее значимых можно отметить отсутствие влияния атмосферы, а также возможность непрерывного сканирования КП. Присутствие в структуре системы двух КА и расположение их на существенном удалении от Земли должно обеспечить возможность обнаружения тел, обладающих малой, видимой с Земли, угловой скоростью, а также движущихся со стороны Солнца.

1.4. Постановка задачи оценки целевой эффективности космической системы обнаружения малых ОНТ и обзор существующих работ по рассматриваемой тематике

Целью настоящей работы является разработка методики оценки целевой эффективности космической системы при решении задачи обнаружения малых ОНТ, идущих по столкновительным с Землёй траекториям и выбор с её использованием рационального варианта баллистического построения КС типа «Барьер» оперативного обнаружения малых ОНТ.

Задача оценки целевой эффективности космической системы обнаружения малых ОНТ может быть поставлена следующим образом: При заданных параметрах баллистического построения и аппаратуры наблюдения КС оперативного обнаружения малых ОНТ необходимо получить характеристики сеансов наблюдения опасных астероидов космическими телескопами для оценки показателей целевой эффективности исследуемого варианта построения специализированной КС при решении задачи оперативного обнаружения угрожающих Земле ОНТ. Ввиду сложности

аналитического описания рассматриваемых процессов и необходимости учёта множества влияющих факторов для получения приемлемых результатов задачу следует решать с помощью построения динамической имитационной модели процесса функционирования системы, в частности процесса захвата ОНТ полями зрения КТ. При этом моделирование работы системы необходимо проводить на широком множестве исследуемых вариантов столкновительных орбит.

В работе [34] предложен метод расчёта показателей эффективности функционирования КС типа «Барьер», располагаемой на орбите обращения Земли вокруг Солнца. В частности, аналитически рассчитываются параметры обнаружения ОНТ при прохождении им барьерной зоны КТ. При этом используется двумерная модель БЗ. Полагается, что траектории ОНТ являются прямолинейными и лежат в плоскости эклиптики, а движение ОНТ в гелиоцентрической СК происходит с постоянной заданной скоростью. При моделировании в начальный момент времени задаётся положение ОНТ при входе в БЗ, на её внешней границе. Постановка задачи включает рассмотрение захвата ОНТ только при прохождении им барьерной зоны КТ непосредственно перед столкновением, возможность раннего обнаружения ОНТ не рассматривается, что заранее ограничивает величину обеспечиваемого времени предупреждения о столкновении тела с Землёй и соответственно эффективность КС. В то время как в отдельных случаях совокупность параметров наблюдения астероида при его заблаговременном обнаружении может быть более благоприятной, что позволит обнаружить тела малого размера с большим временем предупреждения, а в конечном итоге снизить требования к бортовой аппаратуре КТ.

В работе [34] не ставилась, и следовательно не решалась, задача разработки методики оценки эффективности КС обнаружения малых ОНТ, позволяющей проводить сравнительный анализ целевой эффективности различных предложений и определять области их рационального применения на множестве различных столкновительных орбит астероидов.

При разработке методов оценки целевой эффективности КС оперативного обнаружения ОНТ в работе не ставилась задача разработки динамической имитационной модели процесса захвата ОНТ, движущихся по столкновительным с Землёй орбитам, полями зрения КТ. Используемый подход позволяет получить приближенные характеристики сеансов наблюдения ОНТ, не давая, однако, возможности оценить область рационального применения рассматриваемой КС для обеспечения возможности сравнения её с возможными аналогами.

Для получения более точной оценки параметров обнаружения необходимо построение динамической имитационной модели, при этом траектории ОНТ должны быть заданы типовыми эллиптическими орбитами, а скорость движения ОНТ меняться в соответствии с изменением его положения на орбите. Кроме того, с учётом рассмотренного в подразделе 1.1 распределения параметров орбит известных малых небесных тел СС, в том числе АСЗ и ПОА, целесообразным является рассмотрение широкого диапазона наклонений моделируемых орбит ОНТ ($0^\circ - 180^\circ$). Положение ОНТ в начальный момент времени должно определяться параметрами его орбиты и условием столкновения с Землёй в некоторый последующий момент времени. Для получения характеристик, наиболее полно отражающих возможности системы, и формирования закономерностей получаемых показателей целевой эффективности применительно к различным группам орбит астероидов необходимо рассмотрение большого числа возможных опасных траекторий. Следует также рассмотреть совокупность орбит астероидов, недоступных для наблюдения с Земли, так как область рационального применения КС должна быть сформирована с учётом возможностей существующих наземных средств наблюдения.

Предметом исследования работы [35] является разработка методов, методик и моделей, лежащих в основе баллистического обеспечения перспективной орбитальной информационной системы обеспечения астероидной безопасности Земли на стадии её проектирования. В работе

рассматриваются вопросы обоснования рациональных вариантов баллистического построения группировок КА с телескопами видимого и ИК диапазонов для обеспечения обнаружения и наблюдения астероидов с малой отражательной способностью, а также определения их физико-химических свойств. Автором этой работы также не ставилась и соответственно не решалась задача разработки методики, позволяющей проводить сравнительный анализ целевой эффективности различных вариантов КС обнаружения малых ОНТ.

Выводы по главе I

1. Рассмотрены основные закономерности распределения астероидов в Солнечной системе, приведены статистические характеристики параметров орбит известных АСЗ и ПОА. Показано, что параметры орбит известных АСЗ и ПОА имеют довольно широкие диапазоны. Сделан вывод о том, что для решения задачи предупреждения об АКО в полном объеме необходимо обеспечение беспропускного обнаружения ОНТ, движущихся по любым возможным столкновительным траекториям, включая орбиты с высокими наклонениями.
2. Проведен обзор существующих и проектируемых средств наземного и космического базирования, предназначенных для решения задач обнаружения и наблюдения малых НТ СС. Обзор показал, что специализированной системы космического базирования, способной обеспечить заблаговременное предупреждение о столкновении с опасными астероидами, в настоящее время нет.
3. Рассмотрены основные ТТХ и принципы функционирования исследуемой в работе КС «Барьер», необходимые для построения имитационной модели процесса её функционирования, а в частности захвата ОНТ полями зрения КТ.
4. Поставлена задача оценки целевой эффективности космической системы обнаружения малых ОНТ. Рассмотрены существующие работы по рассматриваемой тематике. Указан ряд вопросов, принципиальных для учёта в ходе решения поставленной задачи.

ГЛАВА II. МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ЦЕЛЕВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ОБНАРУЖЕНИЯ МАЛЫХ ОНТ

Для моделирования обнаружения астероидов на подлётных к Земле траекториях можно рассмотреть некоторое множество орбит астероидов с искусственно заданными изменяемыми в широких пределах параметрами, основываясь на предположении, что в действительности помимо уже известных малых НТ СС существует множество астероидов, которые ещё не были обнаружены. Однако рассмотрение множества орбит астероидов с изменяемыми в широких пределах с малым шагом параметрами требует больших вычислительных затрат. Обработка полученных данных также требует существенных временных затрат, а принятие решения представляет сложность. Поэтому необходимо каким-то образом сузить область рассматриваемых вариантов орбит НТ или, по крайней мере, выделить некоторое множество траекторий, которые обязательно должны контролироваться с помощью КС, то есть сформировать требуемую область её рационального применения, для того, чтобы облегчить процесс принятия решения по выбору наиболее рационального облика КС. С этой целью представляется целесообразным рассмотрение множества орбит астероидов, неблагоприятных для наблюдения с помощью наземных телескопов. Действительно, несмотря на ряд ограничений, касающихся углов солнечной элонгации, погодных условий, атмосферы и т.д., существующая сеть наземных телескопов обеспечивает наблюдение некоторого подмножества астероидов. Разработка и создание КС, которая дублировала бы возможности наземных телескопов, являются нерациональными ввиду высокой стоимости космических средств наблюдения. Определение множества орбит астероидов, неблагоприятных для наблюдения наземными телескопами, позволит сформировать требуемую область рационального применения КС, предназначенной для обнаружения и позиционных измерений малых НТ Солнечной системы.

2.1. Определение требуемой области рационального применения космической системы обнаружения малых опасных небесных тел

Для выбора наиболее рационального облика специализированной космической системы обнаружения ОНТ необходимо обозначить требуемую область рационального применения такой системы. Облик КС (в частности, необходимое число космических телескопов и орбитальное построение системы) должен быть выбран таким образом, чтобы в первую очередь обеспечить обнаружение тех ОНТ, наблюдение которых с помощью наземных телескопов затруднено или невозможно. Орбитальная КС, в задачи которой не входит наблюдение объектов на таких орбитах, не сможет обеспечить решение задачи обнаружения ОНТ в полном объёме.

Для определения множества орбит астероидов, обнаружение которых с Земли затруднено или невозможно вследствие физических ограничений по допустимому углу солнечной элонгации, в настоящей работе используется алгоритм определения времен пребывания астероидов на подлётных траекториях различного типа вне зоны видимости наземных телескопов [5].

Суть рассматриваемого алгоритма заключается в определении некоторого множества точек на орбите ОНТ и соответствующего ему множества точек на орбите Земли, удовлетворяющих (или наоборот неудовлетворяющих) некоторым заданным требованиям. В результате данные множества формируют области положений астероида на его орбите, при нахождении в которых он не может быть обнаружен наземными телескопами, а также соответствующие им области положений Земли. Указанные области строятся с учётом ограничений по углу солнечной элонгации ($\psi \geq 60^\circ$) для наземных телескопов видимого диапазона. (Угол солнечной элонгации – угол при наблюдателе (телескопе) между направлением на Солнце и на наблюдаемый объект). Для достижения цели исследования проводится моделирование орбитального движения ОНТ и Земли вокруг Солнца. Задача рассматривается в невозмущенной постановке.

Для решения поставленной задачи было рассмотрено 17100 орбит астероидов с афелийными расстояниями в пределах $Q = \{1,1 \div 6\}$ а.е.; перигелийными расстояниями в пределах $q = \{0,1 \div 0,9\}$ а.е.; наклонениями орбит $i = \{0^\circ \div 180^\circ\}$; значениями долготы восходящего узла орбит астероидов $\Omega = \{0^\circ; 180^\circ\}$. Для каждой орбиты была задана точка встречи Земли с астероидом (точка пересечения орбиты Земли с осью X эклиптической СК), затем найдено положение Земли и астероида в момент предшествующий столкновению, а именно за ~ 5 лет до момента встречи (значение было выбрано в ходе исследования, исходя из получаемых результатов моделирования). Указанный момент времени принимался в качестве начального при моделировании движения рассматриваемых объектов до момента столкновения. Дальнейший алгоритм подразумевал определение взаимных положений астероида и Земли в дискретные моменты времени с малым шагом (1 ч.), расчёт в указанных положениях значений угла элонгации и сравнение затем этих значений с допустимыми. Использование этого алгоритма позволило определить области положений ОНТ, при нахождении в которых оно недоступно для наблюдения с Земли, и соответствующие им области положений Земли, а следовательно и время нахождения астероида вне зоны видимости наземных телескопов.

Согласно [36] минимальное время предупреждения о тесном сближении НТ с Землёй необходимое для обеспечения возможности предотвращения столкновения составляет 30 суток. В качестве недоступных для обнаружения с Земли принимались орбиты астероидов, для которых в силу физических ограничений по допустимому углу солнечной элонгации выполнение указанного требования по оперативности обнаружения оказалось невозможным. Под эту категорию попадают орбиты следующего типа: астероид при движении по орбите находится вне зоны видимости наземных телескопов и входит в неё лишь менее чем за 30 суток до момента столкновения (или не входит вовсе); астероид при движении по орбите

находится в зоне видимости наземных телескопов, но выходит из неё намного раньше, чем за 30 суток до момента столкновения.

Исходя из физических ограничений, к числу орбит астероидов, наблюдение которых с Земли затруднено или вовсе невозможно, в основном относятся орбиты, при движении по которым астероиды приближаются к Земле со стороны Солнца. Эта закономерность подтверждается результатами моделирования рассмотренного в работе множества вариантов орбит.

Важным показателем, характеризующим эффективность обнаружения ОНТ, является время заблаговременного предупреждения о его падении на Землю. Орбита астероида считается опасной, если время предупреждения о его столкновении с Землёй мало. Орбита также может быть отнесена к числу опасных, если движущееся по ней тело наблюдается задолго до возможного столкновения (на одном из предыдущих витков своей орбиты) и недоступно для повторного наблюдения на витке орбиты астероида непосредственно перед столкновением. В этом случае опасность обусловлена тем, что данные, полученные при наблюдении ОНТ на одном из предшествующих столкновению витков его орбиты, требуют последующего обновления и уточнения, так как в противном случае будут велики погрешности прогноза орбиты астероида и как следствие пролетного расстояния на момент встречи с Землей.

В качестве одного из таких примеров можно привести орбиту с афелийным и перигелийным расстояниями $Q = 1.6$ а.е. и $q = 0.1$ а.е., имеющую наклонение $i = 0^\circ$ и долготу восходящего узла $\Omega = 180^\circ$ (рисунки 2.1, 2.2). Движущийся по данной траектории астероид может быть обнаружен с помощью наземных телескопов лишь на предшествующем столкновению витке своей орбиты (рисунок 2.2). Непосредственно перед столкновением в течение года астероид на данной орбите будет недоступен для наблюдения наземными телескопами (рисунок 2.1).

На рисунках 2.1 и 2.2 изображены орбиты Земли и астероида, а также положения астероида и Земли в моменты входа и выхода астероида из зоны

невидимости, каждому из которых соответствует значение времени $t_{\text{в}}$, оставшегося до момента столкновения ОНТ с Землёй, измеряющегося в сутках. С – Солнце, В – точка встречи Земли и астероида, X,Y – оси эклиптической системы координат (СК), Y – направление на точку весеннего равноденствия. Пунктиром выделена часть орбиты астероида, где наблюдение данного ОНТ с Земли невозможно, а также соответствующая часть орбиты Земли. Стрелками на рисунке обозначены направления движения Земли и астероида. Обозначенная на рисунке градусная мера отсчитывается от направления на точку весеннего равноденствия (ось X эклиптической СК). Как это следует из представленных рисунков в течение почти года (363 суток) до момента столкновения с Землёй в точке В астероид на данной орбите будет недоступен для наблюдения наземными телескопами.

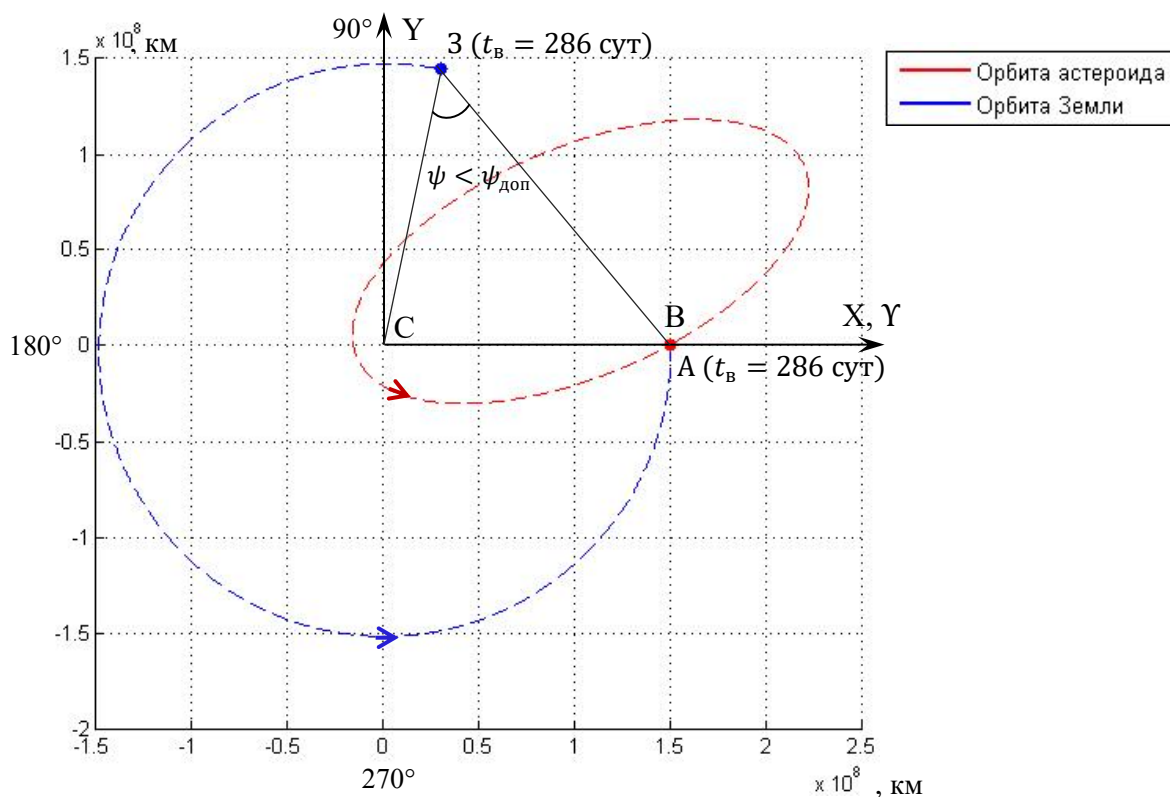


Рисунок 2.1 - Орбиты Земли и астероида на витке обращения, включающем момент их максимально тесного сближения (266 – 0 суток до столкновения).

Астероид находится вне зоны видимости наземных телескопов

В некоторый момент времени, который соответствует $t_b = 286$ суткам до момента столкновения астероида с Землёй, как показано на рисунке 2.1, Земля и астероид занимают положения $З(t_b = 286 \text{ сут})$ и $A(t_b = 286 \text{ сут})$ соответственно. При этом угол солнечной элонгации астероида ψ меньше допустимого угла $\psi_{\text{доп}} = 60^\circ$. То есть астероид находится вне зоны видимости наземных телескопов. Для того, чтобы наблюдение НТ с Земли стало возможным угол элонгации астероида должен принимать значения $\psi \geq \psi_{\text{доп}}$. Это условие выполняется во временном интервале между моментами, соответствующими $t_b = 363$ сут и $t_b = 415$ сут. Положения Земли и астероида в эти моменты времени показаны на рисунке 2.2.

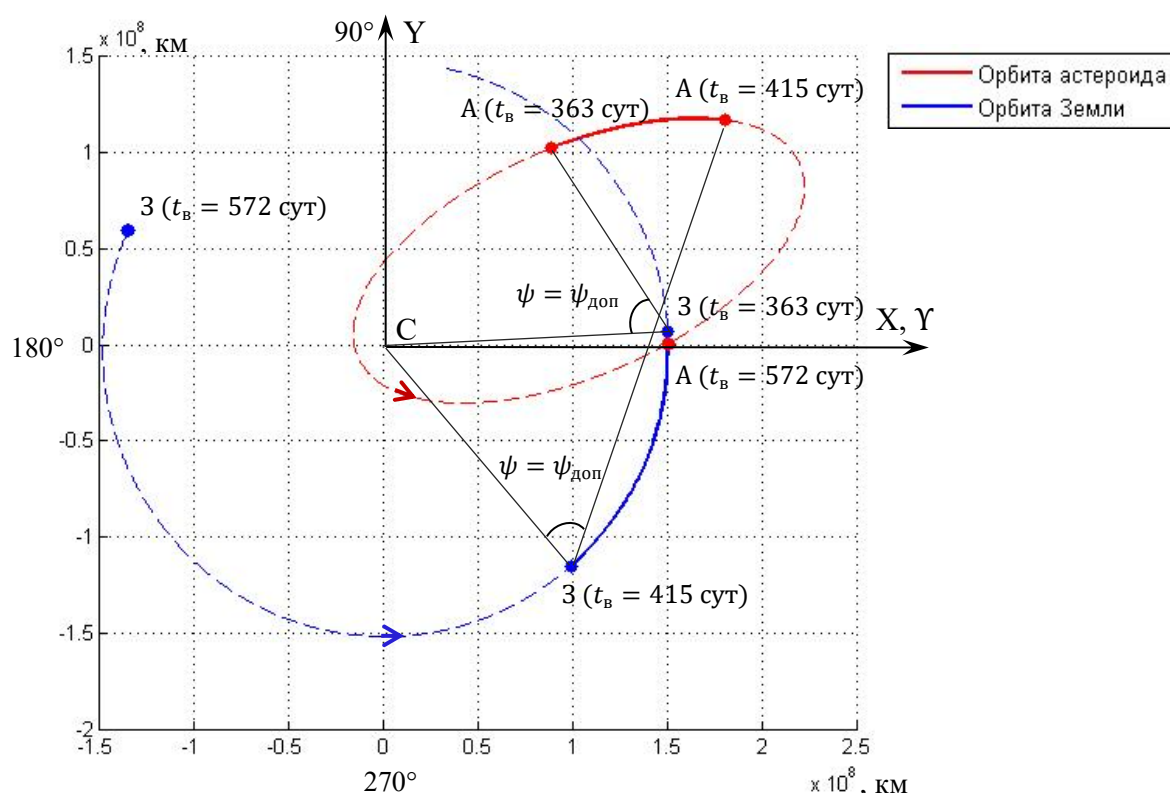


Рисунок 2.2 - Орбиты Земли и астероида на витке обращения, предшествующем витку их максимально тесного сближения (572 – 266 суток до столкновения)

Таким образом, астероид, движущийся по рассматриваемой орбите, находится в зоне видимости наземных телескопов в моменты времени, соответствующие интервалу между 415 и 363 сутками до момента его столкновения с Землёй. На рисунке 2.2 соответствующие области положений Земли и НТ на своих

орбитах показаны сплошной линией. После выхода из зоны видимости в момент времени, соответствующий $t_b = 363$ сут, НТ недоступно для наблюдения с Земли вплоть до момента их столкновения, когда $t_b = 0$.

При увеличении относительной части орбиты астероида, лежащей внутри орбиты Земли, время нахождения ОНТ вне зоны видимости наземных телескопов существенно увеличивается. Например, астероид на орбите с параметрами $Q = 1.1$ а.е., $q = 0.6$ а.е., $i = 0^\circ$, $\Omega = 180^\circ$ будет недоступен для наблюдения наземными телескопами в течение 1008 суток, т.е. почти 3х лет, до момента столкновения с Землей.

В результате моделирования более 17000 орбит опасных астероидов более 8 тысяч из них были классифицированы как орбиты, неблагоприятные для наблюдения с помощью наземных телескопов, то есть своевременное обнаружение движущихся по ним астероидов с Земли затруднено или невозможно. Причем на 137 из рассмотренных орбит астероиды выходят из поля зрения наземных телескопов более чем за год до столкновения. И хотя 68 из них затем могут быть обнаружены за малое время до столкновения, составляющее от нескольких суток до пары десятков суток в зависимости от орбиты тела, как было указано выше, этого времени будет недостаточно для принятия мер по предотвращению столкновения. То есть предупреждение может быть обеспечено только когда столкновение будет неизбежным. На 69 из рассмотренных орбит астероиды оказались недоступны для наблюдения с Земли более чем за год до момента столкновения, то есть для таких объектов предупреждение о столкновении астероида с Землей не может быть обеспечено без привлечения космических средств наблюдения. В случае если ОНТ будет двигаться по одной из этих 69 траекторий, удар окажется неожиданным вне зависимости от размеров астероида. Полученные результаты представлены в виде гистограммы на рисунке 2.3. На рисунке 2.3(б) представлена правая часть рисунка 2.3(а) в увеличенном масштабе, т.е. показано количество орбит астероидов, недоступных для обнаружения с Земли более чем за год (365 суток) до столкновения.

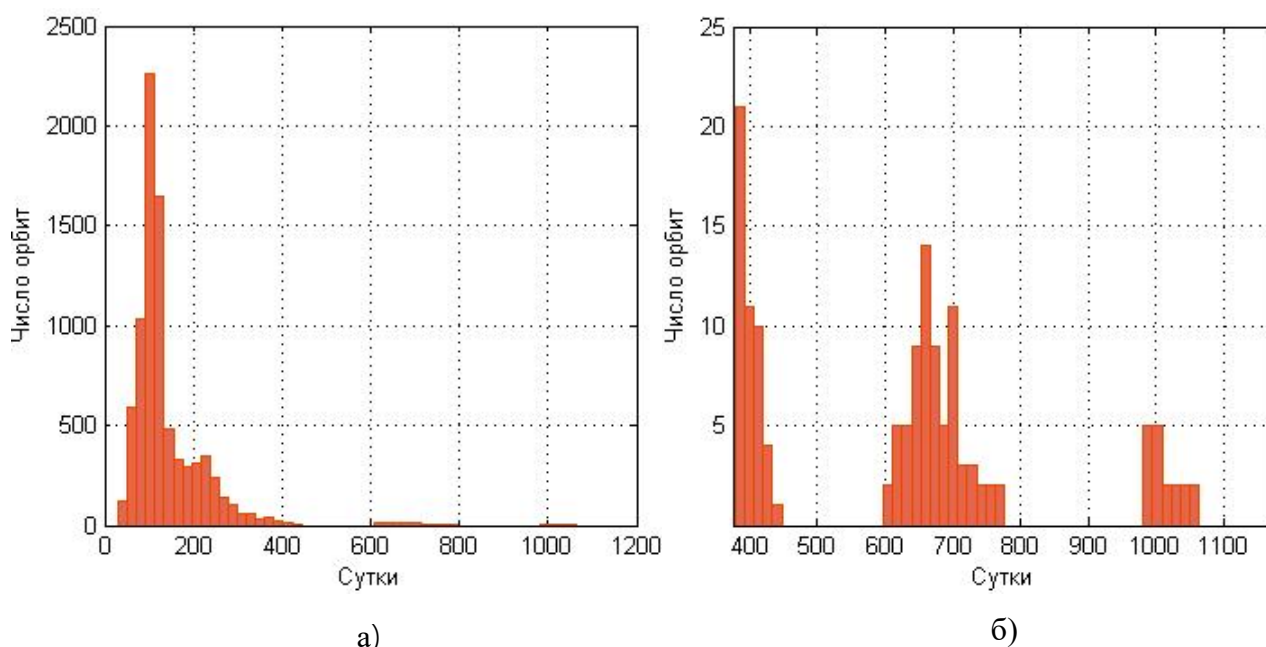


Рисунок 2.3 - Количество орбит астероидов, недоступных для обнаружения с Земли более чем за 30 суток (а) и более чем за 365 суток (б) до столкновения с Землёй, из числа рассмотренных

Следует отметить, что астероиды на всех орбитах, классифицированных в работе в качестве недоступных для наблюдения наземными телескопами, при приближении к Земле подходят к ней со стороны Солнца. Астероиды же, приближающиеся к Земле из области пространства вне её орбиты (т.е. движущиеся от афелия к Солнцу), могут быть обнаружены наземными телескопами за 30 суток до столкновения. Однако в случае увеличения требуемого времени предупреждения, например, до 35 суток часть из них, а именно так называемые «стелящиеся» орбиты со значениями афелийного и перигелийного расстояний близкими к 1 а.е., можно будет также отнести к неблагоприятным для наблюдения с помощью наземных телескопов.

Таким образом, полученные результаты моделирования позволяют сделать вывод о том, что своевременное обнаружение астероидов на орбитах, при движении по которым они подходят к Земле со стороны Солнца, невозможно с помощью наземных телескопов и требует привлечения космических средств наблюдения. Наименее благоприятными для наблюдения с Земли являются астероиды, подходящие к Земле со стороны

Солнца, которые движутся при этом по вытянутым орбитам прямого движения, а также астероиды, орбиты которых в основном лежат внутри орбиты Земли и выходят за её границы лишь в окрестности своих афелиев. Таким образом, требуемая область применимости системы КТ должна, в первую очередь, включать орбиты указанного типа.

2.2. Формирование показателей и критерия целевой эффективности

Показатели целевой эффективности системы определяются, исходя из функциональных требований, предъявляемых надсистемой. Функциональные требования к системе в свою очередь формулируются, исходя из интересов потребителя, и представляют собой требуемый им результат функционирования системы. Поскольку в нашем случае потребителем является «Сегмент АКО» Информационно-аналитического центра РСПКУ, очевидно, что такие параметры как размер наблюдаемого ОНТ, время предупреждения о его тесном сближении с Землёй, а также пролётное расстояние до Земли в момент их максимального сближения представляют наибольшую практическую ценность, т.к. являются основным содержанием предупреждения об астероидной опасности. Поэтому в качестве основных показателей эффективности функционирования КС оперативного предупреждения о падении на Землю малых ОНТ целесообразно принять следующие показатели:

- минимальный размер обнаруживаемого ОНТ;
- минимальное обеспечиваемое время заблаговременного предупреждения о тесном сближении ОНТ с Землёй (или о падении ОНТ на Землю в случае движения тела по столкновительной траектории);
- погрешность определения пролётного расстояния до Земли в момент максимального сближения.

Остановимся более подробно на каждом из указанных показателей.

Размер ОНТ является одной из ключевых характеристик, при принятии решения об опасности его падения на Землю. Минимальный размер тела, которое может быть обнаружено телескопом, зависит не только от характеристик аппаратуры наблюдения и физических параметров наблюдаемого астероида, но и от реализуемых условий наблюдения. Условия наблюдения астероида для двух характерных случаев при наблюдении с орбиты Земли показаны на рисунке 2.4, где C – Солнце; A – астероид; КТ – космический телескоп на орбите Земли; φ – фазовый угол (угол при астероиде между направлением на Солнце и на наблюдателя); ψ – угол элонгации (угол при наблюдателе между направлением на Солнце и на наблюдаемый объект).

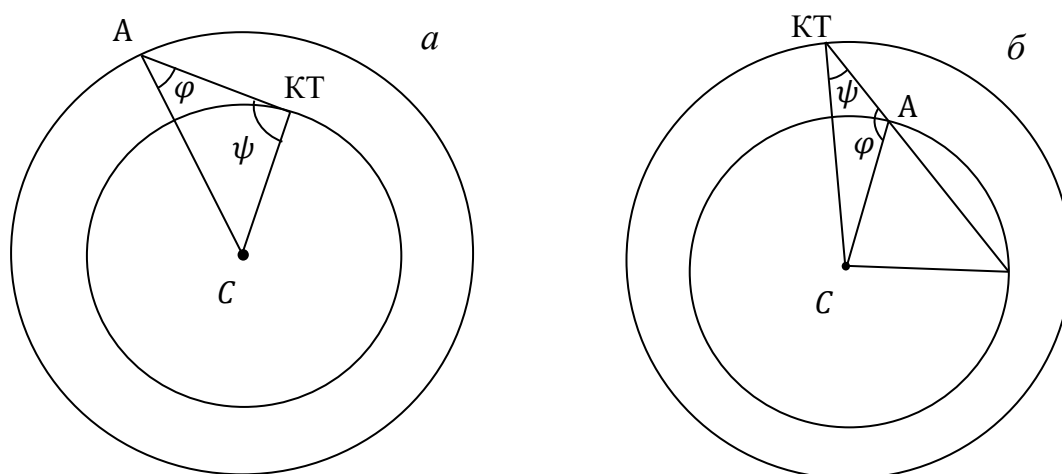


Рисунок 2.4 – Взаимное расположение наблюдаемого астероида A и КТ на орбите Земли относительно Солнца C в двух характерных случаях: a – орбита астероида лежит вне орбиты Земли; $б$ – орбита астероида лежит внутри орбиты Земли

Видимая звездная величина (блеск) астероида существенно зависит фазового угла, при котором он наблюдается. Для учёта этой зависимости в формулу для определения блеска входит значение фазовой функции, отражающей зависимость отражённого видимого излучения от фазового угла. Она носит полуэмпирический характер и наиболее точно позволяет описать изменение блеска для углов φ от 0 до 120° [1]. Вид этой фазовой функции представлен на рисунке 2.5, из которого видно, что при увеличении фазового угла значение функции уменьшается.

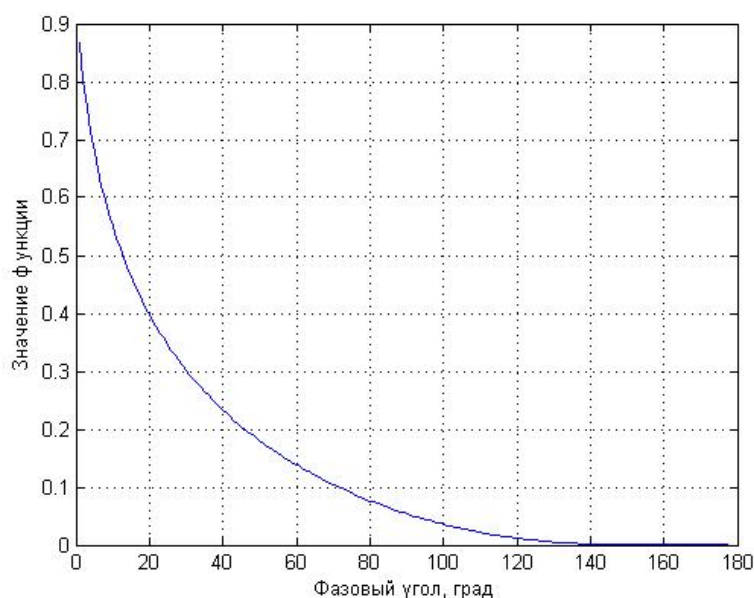


Рисунок 2.5 – Фазовая функция (зависимость видимого отражённого излучения от фазового угла)

Учитывая вышесказанное, из рисунка 2.4 легко видеть, что при допустимых для видимого диапазона углах элонгации ($\psi > 30^\circ$) при наблюдении астероидов, орбиты которых лежат внутри орбиты Земли, доминируют неблагоприятные фазовые углы. Это значит, что условия наблюдения для астероидов, приближающихся к Земле со стороны Солнца, заведомо хуже, следовательно, такие астероиды труднее обнаружить. Это касается не только астероидов, орбиты которых полностью лежат внутри орбиты Земли, но и тех астероидов, которые приближаются к Земле со стороны Солнца, двигаясь по орбитам с перигелием внутри орбиты Земли и афелием вне её.

Как было сказано ранее, серьёзную опасность для Земли представляют тела диаметром более 50 м, падение которых способно причинить серьёзный ущерб в виде разрушений на площади в тысячи квадратных километров. Более того, обеспечение предупреждения о падении тел столь малого диаметра необходимо вследствие их более частого прогнозируемого падения на Землю по сравнению с более крупными ОНТ. Таким образом, для предотвращения возможного ущерба КС должна обеспечить возможность заблаговременного обнаружения тел размером более 50 м в диаметре.

Наиболее актуальным является вопрос обнаружения ОНТ, приближающихся к Земле со стороны Солнца.

Требование по минимальному обеспечиваемому времени предупреждения о падении ОНТ на Землю также является существенным. В случае обнаружения ОНТ, движущегося по столкновительной траектории, КС должна обеспечивать время предупреждения о падении его на Землю, достаточное для подготовки средства противодействия или для принятия мер по эвакуации населения из опасных районов. Согласно [36] типичная современная оценка времени упреждения необходимого для предотвращения падения ОНТ на Землю составляет порядка 1 месяца. В случае если указанное требование по оперативности обнаружения не может быть выполнено, необходимо обеспечение предупреждения как минимум за 6-10 суток до столкновения. Этого времени будет достаточно для принятия экстренных мер по эвакуации населения из прибрежных районов морей и океанов, приостановлению деятельности опасных производств, а в случае достаточно точного для определения возможного места падения знания параметров движения астероида, проведения полной эвакуации населения из района падения. Согласно [20] для обеспечения возможности предотвращения падения ОНТ размером более 50м необходимое время предупреждения составляет порядка 30 суток. А при падении тела размером 10-50 метров считается, что необходимость в предотвращении столкновения отсутствует и достаточно времени предупреждения порядка нескольких часов.

Точность определения пролётного расстояния ОНТ до Земли на момент их максимального сближения напрямую зависит от точности прогноза его положения, которая в свою очередь зависит от точности определения орбиты ОНТ на момент последнего сеанса наблюдения. Хотя непосредственно задача определения орбиты ОНТ не решается в рамках данной диссертационной работы, имитационное моделирование функционирования системы КТ оперативного обнаружения малых ОНТ позволяет оценить некоторые частные показатели, характеризующие возможность определения параметров

орбиты ОНТ по данным, получаемым каждым телескопом. В частности, возможность определения параметров орбиты наблюдаемого ОНТ характеризуется такими параметрами наблюдения как:

- изменение аргумента широты астероида ΔU_a в течение сеанса наблюдения;
- количество положений ОНТ, регистрируемых за время его пребывания в поле зрения телескопа.

Точность определения параметров орбит наблюдаемых ОНТ зависит, в том числе, и от точности единичного измерения, которая является характеристикой телескопа и КА в целом и зависит от их технических параметров, которые должны быть уточнены на последующих этапах проработки облика системы, поэтому указанная характеристика не рассматривается нами на данном этапе проектно-поисковых исследований.

Так как каждое позиционное наблюдение дает две угловые координаты, то минимальное количество наблюдений, необходимых для определения шести элементов эллиптической орбиты, равно трём. Орбита, найденная по трём или небольшому числу измерений, называется предварительной и имеет невысокую точность из-за ошибок наблюдений, при которых она была определена, и пренебрежения действующими на тело возмущающими силами. Однако определение предварительной орбиты необходимо, поскольку позволяет не потерять объект и продолжить его наблюдение с последующим уточнением параметров движения и определением номинальной орбиты. Согласно [36] для достижения точности определения орбиты необходимой для предварительной классификации тела как потенциально опасного или неопасного достаточно иметь наблюдения тела на дуге в несколько градусов. Таким образом, для обеспечения необходимой точности определения орбиты тела изменение аргумента широты ОНТ за время сеанса наблюдения должно составлять более нескольких градусов, а количество положений ОНТ, регистрируемых за

время его пребывания в поле зрения телескопа, должно равняться как минимум трём.

Повторяемость (количество захватов ОНТ за время моделирования) и длительность сеансов наблюдения характеризуют возможность уточнения параметров движения наблюдаемого астероида. Чем выше этот показатель, тем точнее могут быть определены параметры орбиты НТ.

Все указанные параметры наблюдения, характеризующие возможность определения параметров орбиты ОНТ по данным, получаемым каждым телескопом, автоматически определяются в процессе имитационного моделирования.

Чем меньше минимальный доступный для обнаружения диаметр ОНТ и больше обеспечиваемое телескопом время предупреждения о столкновении тела с Землёй, тем выше эффективность функционирования КТ. Одновременное достижение высоких показателей эффективности, характеризуемых указанными параметрами обнаружения, представляет собой сложную задачу, так как они являются в некотором смысле взаимно антагонистичными: малые астероиды легче обнаружить на небольшом расстоянии от Земли, поэтому с уменьшением диаметра обнаруживаемого НТ, как правило, уменьшается и обеспечиваемое КТ время предупреждения.

В зависимости от размера ОНТ требуемое время предупреждения о его столкновении с Землёй может быть различным. Как было сказано выше для принятия мер по оповещению и эвакуации населения в случае падения тела малого диаметра будет достаточно предупреждения за несколько суток до столкновения. Для принятия мер по предотвращению столкновения в случае угрозы со стороны более крупного ОНТ требуемое время предупреждения существенно увеличится. В зависимости от характеристик опасного объекта в каждом отдельном случае будет приниматься решение о необходимости предотвращения падения. При этом технологии предотвращения столкновения ОНТ с Землёй на настоящий момент проработаны достаточно слабо. Четкие временные рамки, требуемые для подготовки возможных

средств противодействия, не заданы. Существуют лишь некоторые оценочные значения требуемого времени предупреждения. Исходя из вышесказанного, при формировании критерия для оценки целевой эффективности КС обнаружения ОНТ можно воспользоваться методом главного критерия, то есть время предупреждения можно задать в виде ограничения, значение которого может варьироваться в зависимости от условий решаемой задачи.

В качестве критерия целевой эффективности можно принять минимизацию диаметров обнаруживаемых астероидов при обеспечении требуемого времени предупреждения, достаточного для предотвращения или минимизации возможного ущерба:

$$\begin{cases} d \rightarrow \min \\ t_y \geq t_{\text{требуемое}} \end{cases} \quad (2.1)$$

где $t_y = t_b - t_{00}$;

t_y – время предупреждения, обеспечиваемое системой.

$t_{\text{требуемое}}$ – требуемое время предупреждения, задаваемое надсистемой;

t_b – время с момента обнаружения до столкновения с Землёй;

t_{00} – время, требуемое для определения орбиты обнаруженного астероида;

Такой вид критерия пригоден для использования в случае рассмотрения одной орбиты ОНТ, однако оптимизация баллистического построения КС не может быть проведена применительно лишь к одной из возможных столкновительных орбит. При рассмотрении множества столкновительных траекторий ОНТ воспользуемся критерием следующего вида: при обеспечении требуемого времени предупреждения минимизировать средние значения m_d минимальных доступных для обнаружения диаметров ОНТ, обеспечиваемых КС на множестве моделируемых орбит. При сравнении нескольких вариантов, имеющих близкие значения m_d , предлагается выбирать вариант, обеспечивающий минимальные значения среднеквадратичного отклонения σ_d .

$$\begin{cases} m_d \rightarrow \min \\ \sigma_d \rightarrow \min \\ t_y \geq t_{\text{требуемое}} \end{cases} \quad (2.2)$$

где $m_d = \frac{\sum_1^J d_j}{J}$, $\sigma_d = \sqrt{\frac{\sum_1^J (d_j - m_d)^2}{J-1}}$, где J – количество рассматриваемых орбит астероидов, $j = \overline{1, J}$.

Использование усреднённых значений ведёт к потере части информации, что является недостатком предлагаемого подхода. В частности, некоторые орбиты ОНТ могут оказаться недоступными для наблюдения тем или иным телескопом, что не учитывается при рассмотрении параметров m_d и σ_d . Для смягчения этого недостатка введём параметр, характеризующий относительное число обнаруженных ОНТ заданного размера из числа рассмотренных, который будем рассчитывать применительно к различным значениям обеспечиваемого времени предупреждения о столкновении астероида с Землёй.

$$\frac{\sum_1^J b_j}{J} \rightarrow \max, \quad b_j = \begin{cases} 0, & \text{если ОНТ, движущееся по } j\text{-ой орбите, не обнаружено} \\ 1, & \text{если ОНТ, движущееся по } j\text{-ой орбите, обнаружено} \end{cases}$$

где b_j – параметр, характеризующий обнаружение ОНТ на j -ой орбите.

Использование указанного параметра позволит избежать возникновения преимущества у варианта КТ, обнаруживающего астероиды малого диаметра на небольшом множестве моделируемых орбит и не обеспечивающего обнаружение ОНТ на других орбитах, перед вариантом, обеспечивающим большие значения d , но применительно ко всей совокупности моделируемых орбит ОНТ.

При этом следует понимать, что создание системы, способной обеспечить одинаково высокие значения показателей эффективности для всех возможных орбит ОНТ, является труднодостижимой целью в принципе. Каждый вариант построения КС имеет свои области рационального применения. Первым этапом при проведении сравнительного анализа различных вариантов построения КС обнаружения малых ОНТ является, если это возможно, отсев заведомо худших вариантов, то есть построение множества Парето, так называемых неулучшаемых вариантов, которые обеспечивают наилучшие параметры обнаружения в своей области рационального применения по сравнению с

другими рассматриваемыми. Задача выбора рационального варианта построения КС состоит в нахождении варианта построения, наиболее полно отвечающего требованиям, предъявляемым к КС надсистемой, область рационального применения которого совпадает с требуемой областью рационального применения космических средств наблюдения в целом. Поэтому необходимо провести оценку эффективности каждого из рассматриваемых вариантов построения КС применительно к обнаружению ОНТ, недоступных для наблюдения с помощью наземных телескопов. В дальнейшем при рассмотрении нескольких вариантов построения, обеспечивающих обнаружение малых ОНТ в требуемой области, предпочтение целесообразно отдать варианту с более широкой областью рационального применения.

2.3. Модель оценки показателей целевой эффективности

Для оценки эффективности функционирования системы КТ требуется изучение изменения во времени вектора состояния (вектор положения, вектор скорости) каждого из телескопов, объекта наблюдения (ОНТ) и Земли. Необходим учёт реализуемых условий наблюдения (дальность, фазовый угол, время накопления сигнала), а также обязательная привязка текущего момента наблюдения к последующему моменту тесного сближения (или столкновения) ОНТ с Землёй. Должна осуществляться регистрация моментов начала и окончания пребывания точечного изображения ОНТ в поле зрения КТ. Это, во-первых, позволит вычислить время между обнаружением и моментом тесного сближения (или столкновения) и определить такой важный показатель эффективности функционирования системы КТ как обеспечиваемое время заблаговременного предупреждения о тесном сближении ОНТ с Землёй (или о падении ОНТ на Землю в случае движения тела по столкновительной траектории). А во-вторых, позволит определить мерный интервал позиционных измерений, величина которого в существенной степени влияет на точность последующего определения параметров орбиты ОНТ. При попадании астероида в поле зрения КТ должно

также определяться время пребывания его изображения в пикселе ФПУ. Это позволит вычислить минимальный размер обнаруживаемого ОНТ.

Для обеспечения указанных выше требований необходимо проведение имитационного моделирования процесса захвата ОНТ полями зрения космических телескопов с использованием короткого шага моделирования, определяемого из условия обеспечения времени пребывания изображения астероида в пикселе ФПУ. В частности, такая необходимость обусловлена высокой динамикой изменения относительных положений ОНТ и КТ, а также сложностью аналитического описания изменения условий наблюдения, в том числе за счёт сканирования КП перенацеливаемыми по принятому закону полями зрения телескопов.

2.3.1. Принципы построения имитационной модели функционирования системы КТ на орбите обращения Земли вокруг Солнца

Имитационная модель функционирования системы КТ на орбите обращения Земли вокруг Солнца составляется на основе данных о рассматриваемой КС, таких как баллистическое построение, параметры телескопов и ПЗС-матриц и т.д., данных об условиях функционирования системы во внешней среде и принятых допущений. Учёт тех или иных факторов при построении модели зависит от цели исследования. В нашем случае целью исследования является оценка целевой эффективности функционирования рассматриваемой КС в рамках решения проблемы обнаружения малых ОНТ, движущихся по столкновительным с Землёй траекториям. Выделим условия и факторы, которые необходимо учитывать при решении поставленной задачи, а также те, которыми в данном случае можно пренебречь.

Для достижения цели исследования необходимо моделирование орбитального движения Земли, телескопов и астероидов вокруг Солнца. На этапе проектно-поисковых исследований для оценки целевой эффективности и определения области применимости системы в рамках решения проблемы АКО эту задачу можно рассматривать в невозмущенной постановке. Примем

следующее допущение: движение Земли, телескопов и астероидов вокруг Солнца – невозмущенное движение материальной точки относительно притягивающего центра (Солнца).

В процессе функционирования КТ должны регистрировать излучение, приходящее от астероида. В связи с тем, что моделируемые объекты (телескопы, астероиды) находятся на существенном удалении друг от друга, а скорость распространения света имеет конечный предел, излучение от астероида достигает телескопа не мгновенно, а с некоторой временной задержкой, значение которой зависит от расстояния между телескопом и моделируемым астероидом. Эту временную задержку необходимо учитывать при моделировании.

При построении имитационной модели также необходимо учитывать, что для констатации факта обнаружения астероида, помимо условия захвата ОНТ полем зрения КТ, должно выполняться также условие превышения при реализуемых условиях наблюдения проникающей силой КТ видимой звёздной величины астероида.

2.3.2. Алгоритм формирования исходных данных для имитационной модели функционирования системы КТ на орбите обращения Земли вокруг Солнца

Исходными данными для имитационной модели функционирования системы КТ на орбите обращения Земли вокруг Солнца являются параметры орбит астероидов, а также положения Земли и телескопов на момент начала моделирования.

Будем моделировать движение астероидов по эллиптическим орбитам с афелиями вблизи границ Главного пояса астероидов, т.е. орбит Марса ($Q = 1.6$ а.е.) и Юпитера ($Q = 6$ а.е.), по орбитам с афелиями вблизи орбиты Плутона ($Q = 40$ а.е.), принадлежащих транснептуновым объектам, а также тел, движущихся по околоземным орбитам с афелийным расстоянием близким к радиусу орбиты Земли ($Q = 1.1$ а.е.). При этом будем

рассматривать орбиты как прямого, так и обратного движения. Орбитами прямого движения называют орбиты, на которых движение происходит в направлении от оси X к оси Y эклиптической системы координат, если смотреть со стороны положительного направления оси Z . Орбиты, на которых движение происходит в направлении от оси Y к оси X , если смотреть со стороны положительного направления оси Z , называют орбитами обратного движения. [37]. Для этого будем в широких пределах варьировать наклонения орбит моделируемых астероидов: $i = 0 \dots 90^\circ$ для задания орбит прямого движения; $i = 90 \dots 180^\circ$ для орбит обратного движения.

Для оценки такого показателя эффективности КС оперативного обнаружения малых ОНТ как время заблаговременного предупреждения о падении ОНТ на Землю целесообразно промоделировать движение астероидов, движущихся по столкновительным траекториям, т.е. таких, орбиты которых пересекаются с орбитой Земли. Причём в некоторый момент времени $t_{ст}$ Земля и астероид одновременно оказываются в точке пересечения их орбит, т.е. происходит их столкновение.

Условие столкновения моделируемого астероида с Землёй накладывает некоторые ограничения на параметры его орбиты. В первую очередь это касается радиуса перигелия: для обеспечения пересечения орбит Земли и астероида перигелийные расстояния орбит астероидов не должны превышать 1 а.е. Так, в процессе моделирования значения перигелийных расстояний варьировались в пределах $q \in [0.1; 0.9]$ а. е.

В силу того, что в момент столкновения с астероидом Земля может с равной вероятностью находиться в любой точке своей орбиты, примем за точку встречи точку пересечения орбиты Земли с осью X эклиптической СК. Схема взаимного расположения Земли, астероида и телескопов космической системы оперативного обнаружения малых ОНТ в эклиптической системе координат $CXYZ$ изображена на рисунке 2.6, где C – Солнце, A – астероид, Z – Земля, T_1 и T_2 – телескопы, B – точка встречи Земли и астероида, Π –

перигелий орбиты астероида, ω_π – аргумент перицентра астероида, i – наклонение орбиты астероида, α – угол между вращаемой оптической осью телескопа и направлением T_1T_2 , вокруг которого производится вращение.

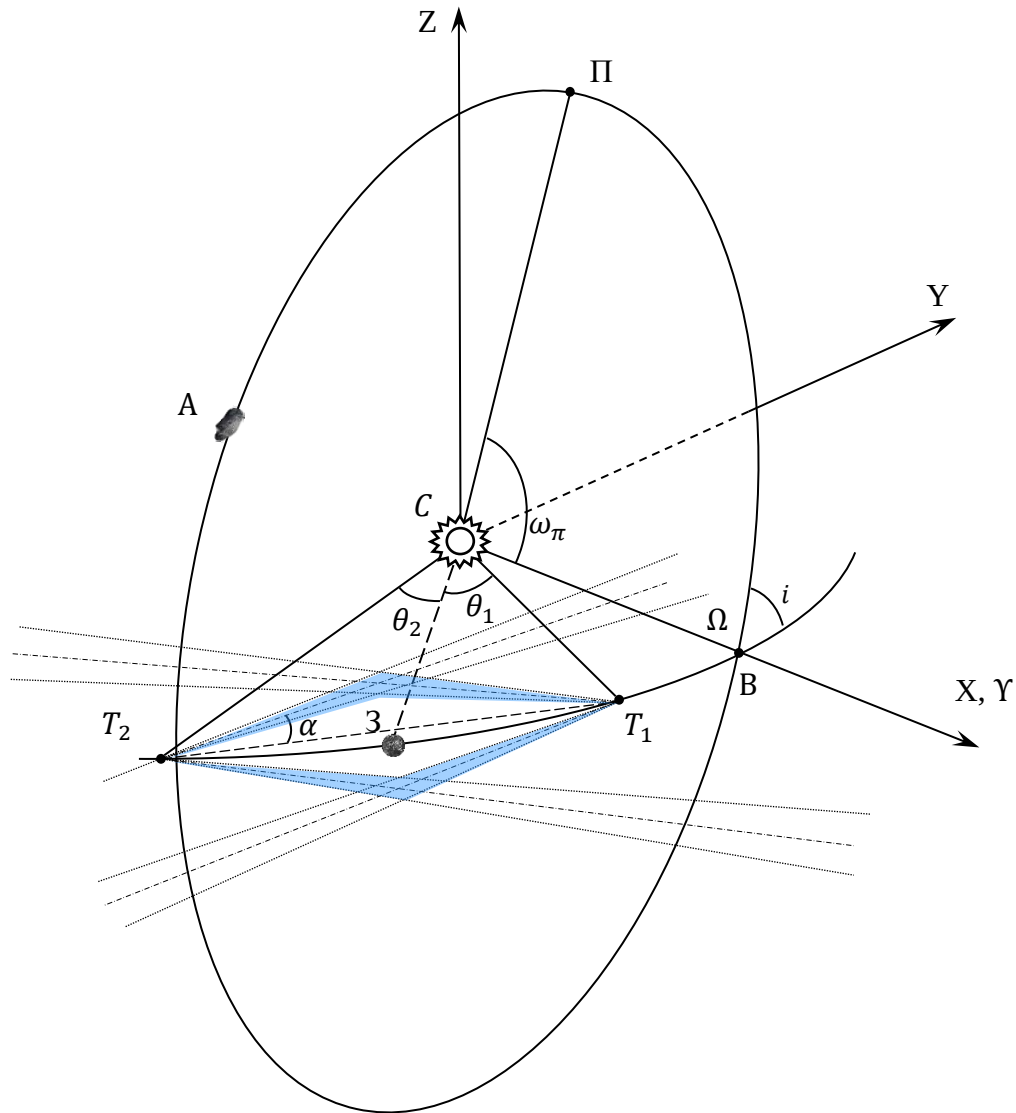


Рисунок 2.6 – Схема взаимного расположения Земли, астероида и телескопов космической системы оперативного обнаружения малых ОНТ в эклиптической системе координат $CXYZ$

Задав точку встречи, афелийные и перигелийные расстояния орбит астероидов, найдём другие необходимые для моделирования параметры орбит астероидов, а также положения Земли и телескопов на момент начала моделирования.

Зная афелийное Q и перигелийное q расстояния, можно вычислить большую полуось a , эксцентриситет e орбиты астероида и период его обращения вокруг Солнца T :

$$\begin{aligned} a &= \frac{Q + q}{2}, \\ e &= \frac{Q - q}{Q + q}, \\ T &= \frac{2\pi a^{3/2}}{\sqrt{\mu}}. \end{aligned} \tag{2.3}$$

Таким образом, задав значения афелийного и перигелийного расстояний, мы зафиксировали форму орбиты астероида. Такие параметры как долгота восходящего узла Ω , наклонение i и аргумент перицентра ω_π позволят нам однозначно задать положение орбиты в пространстве. При этом каждому варианту пространственного расположения орбиты соответствует 2 набора параметров, в совокупности обеспечивающих 2 противоположных направления движения астероида по выбранной траектории. Следует отметить, что орбиты остаются неизменными во времени, так как задача рассматривается в невозмущенной постановке.

Долгота восходящего узла Ω орбиты астероида автоматически задаётся при задании точки пересечения орбиты моделируемого астероида с орбитой Земли. Так, если точка встречи лежит на оси X эклиптической СК, то в зависимости от того, в восходящем или нисходящем узле своей орбиты находится астероид в момент столкновения с Землёй $t_{ст}$, долгота восходящего узла может принимать значения $\Omega = 0$ или $\Omega = \pi$ соответственно.

В плоском случае, когда орбита астероида лежит в плоскости эклиптики, т.е. наклонение i равно 0° или 180° , для каждой пары Q, q существует 4 возможных варианта столкновения астероида с Землёй в одной точке (рисунок 2.7): прямое движение от перигелия (ПДП), обратное движение от перигелия (ОДП), прямое движение от афелия (ПДА), обратное движение от афелия (ОДА). На рисунке 2.7 красным цветом показана орбита астероида, синим – орбита Земли, С – Солнце, В – точка встречи Земли и астероида.

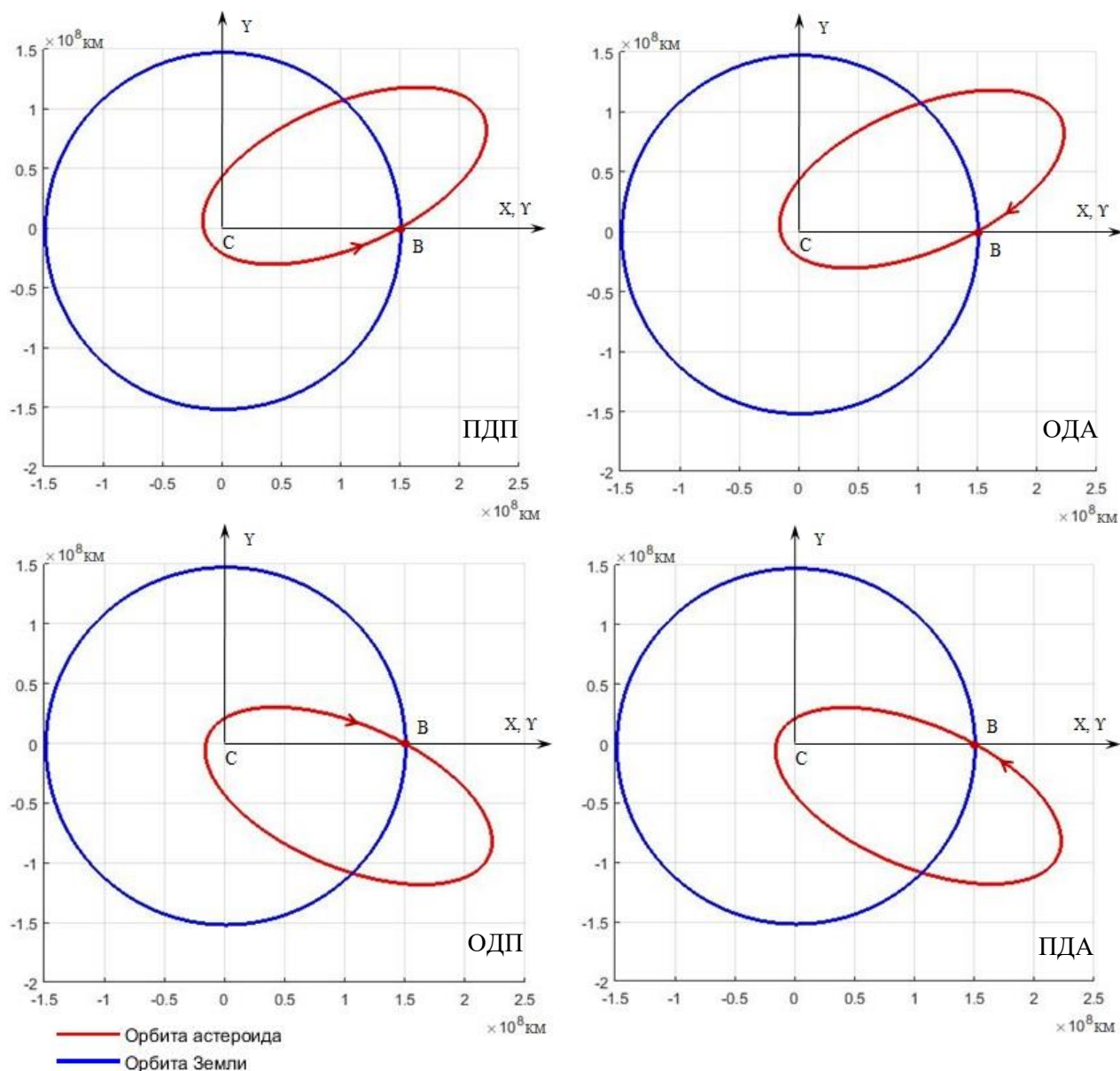


Рисунок 2.7 – 4 варианта орбит астероидов, сталкивающихся с Землёй в одной точке, лежащих в плоскости эклиптики, при $Q=1.6$ а.е., $q=0.1$ а.е.

При рассмотрении орбит, не лежащих в плоскости эклиптики, при заданных Q , q и точке встречи ОНТ с Землёй, каждому значению наклона будут соответствовать 4 варианта расположения орбиты в пространстве. Соответственно для каждой пары наклонов $i = \alpha_0$ и $i = 180^\circ - \alpha_0$ при фиксированных Q и q существует 8 наборов параметров орбит, обеспечивающих различные варианты приближения ОНТ к точке встречи с Землёй. При этом 4 из них будут симметричны другим четырём относительно плоскости эклиптики.

Покажем на примере орбит с параметрами $Q=1.6$ а.е., $q=0.1$ а.е., $i = 30^\circ$ и $i = 150^\circ$, что из 8 указанных возможных вариантов движения тела по столкновительной траектории к Земле можно ограничиться рассмотрением 4-х. На рисунке 2.8 представлены схемы взаимного расположения орбиты Земли и 4-х орбит астероидов, сталкивающихся с Землёй в одной точке. Здесь красным цветом показана орбита астероида, синим – орбита Земли, С – Солнце, З – Земля, В – точка встречи Земли и астероида, П – перигелий орбиты астероида, А – афелий орбиты астероида, Q_v – восходящий узел, Q_n – нисходящий узел, ω_π – аргумент перицентра, i – наклонение орбиты астероида, $\vartheta(t_{\text{ст}})$ – истинная аномалия астероида в момент столкновения с Землёй.

Как видно из рисунка 2.8, пары орбит a, b и c, d имеют одинаковое расположение в пространстве и отличаются направлением движения астероида по траектории.

Пары орбит a, c и b, d симметричны относительно плоскости эклиптики. Результаты моделирования сеансов обнаружения астероидов на таких орбитах не будут существенно отличаться, так как временной интервал между моментами наблюдения будет равен половине периода обращения поля зрения КТ вокруг заданной оси $\left(\frac{T_{\text{СК}}}{2}\right)$, а условия наблюдения, обусловленные взаимным расположением ОНТ, КТ и Солнца, будут аналогичны ввиду того, что рассматриваемые орбиты астероидов симметричны относительно плоскости эклиптики. То есть, результаты моделирования соответствуют тем, которые мы получили бы при смещении времени начала моделирования на половину периода. Поэтому для сокращения времени расчётов и объема обрабатываемых результатов, будем моделировать только две орбиты из рассмотренных четырёх, например варианты a и b . Аналогично для орбит симметричных рассмотренным относительно плоскости XZ.

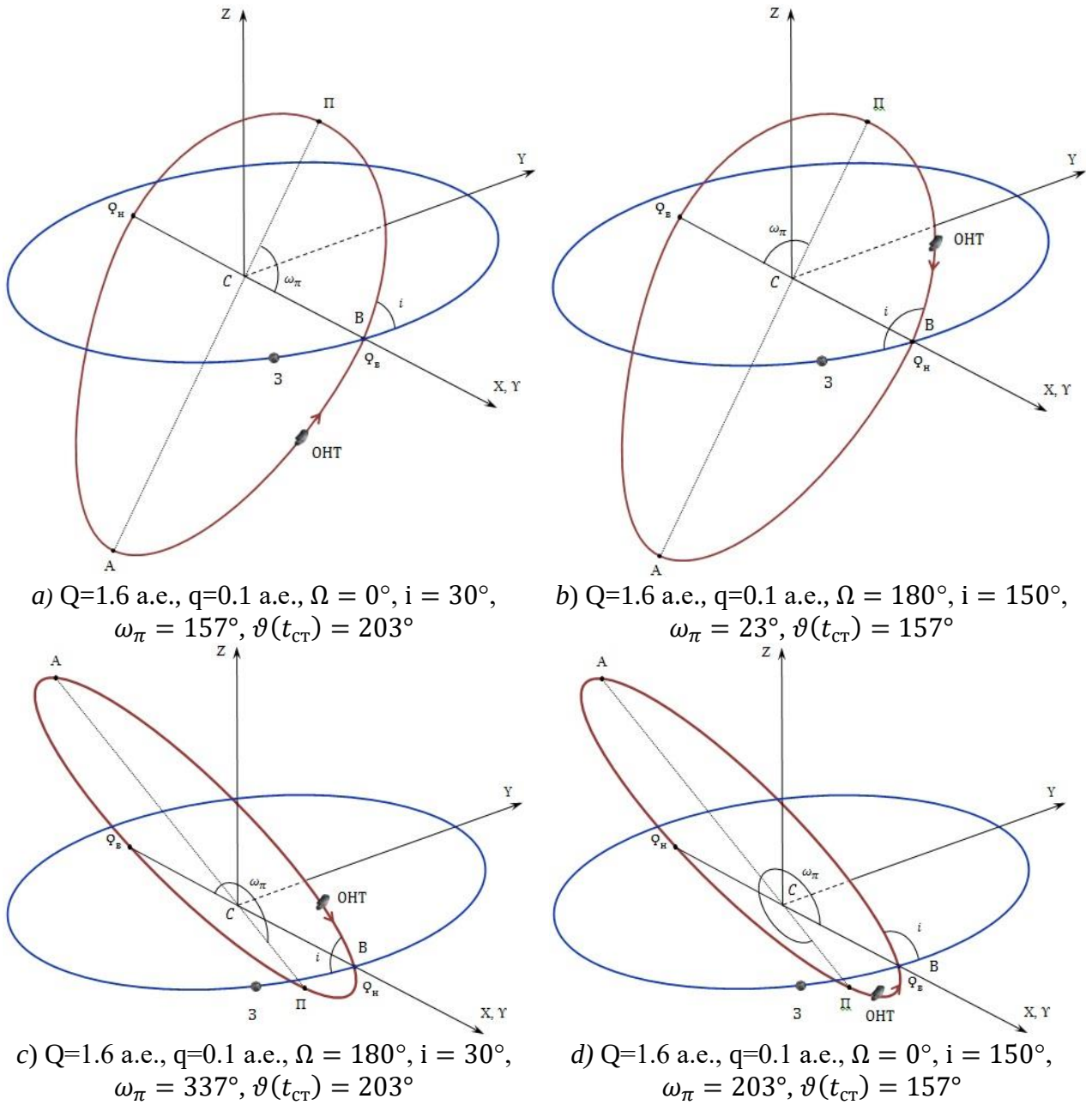


Рисунок 2.8 – Схема взаимного расположения орбит Земли и астероида в эклиптической системе координат $CXYZ$.

Поскольку в момент столкновения t_{CT} астероид находится в точке пересечения его орбиты с плоскостью эклиптики, т.е. в одном из узлов орбиты, угол истинной аномалии можно определить как:

$$\vartheta(t_{\text{CT}}) = 2\pi - \omega_\pi, \quad (2.4.a)$$

если в момент t_{CT} астероид находится в восходящем узле орбиты, что соответствует рисунку 2.6, и:

$$\vartheta(t_{\text{ст}}) = \pi - \omega_{\pi}, \quad (2.4.6)$$

если в момент $t_{\text{ст}}$ астероид находится в нисходящем узле орбиты.

Радиус-вектор астероида, соответствующий положению астероида на орбите в момент времени $t_{\text{ст}}$, определяется следующим образом:

$$r(t_{\text{ст}}) = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \vartheta(t_{\text{ст}})}. \quad (2.5)$$

Тогда, подставив (2.4.a) или (2.4.б) в уравнение (2.5), можно выразить аргумент перицентра астероида ω_{π} , учитывая, что в момент столкновения $t_{\text{ст}}$ радиус-вектор астероида $r(t_{\text{ст}})$ совпадает с радиус-вектором Земли и его модуль численно равен 1 а.е.

Затем, вычислив угол истинной аномалии $\vartheta(t_{\text{ст}})$ по одной из формул (2.4), найдём эксцентрическую аномалию $E(t_{\text{ст}})$ орбиты астероида на момент $t_{\text{ст}}$ из следующего соотношения:

$$tg \frac{\vartheta(t_{\text{ст}})}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} tg \frac{E(t_{\text{ст}})}{2}. \quad (2.6)$$

После нахождения $E(t_{\text{ст}})$ можно определить время прохождения перицентра τ_{π} из уравнения Кеплера, записанного для момента времени $t_{\text{ст}}$:

$$\frac{\sqrt{\mu}}{a^{\frac{3}{2}}} (t_{\text{ст}} - \tau_{\pi}) = E(t_{\text{ст}}) - e \sin E(t_{\text{ст}}). \quad (2.7)$$

Момент встречи астероида с Землёй $t_{\text{ст}}$ отсчитывается от момента начала моделирования $t_0 = 0$, и, следовательно, отличается от него на заданное время моделирования $t_{\text{м}}$. В общем случае $t_{\text{м}}$ может быть задано произвольно. В расчётах $t_{\text{м}}$ принималось равным одному году.

Помимо параметров орбит астероидов, в качестве начальных данных для имитационной модели выступают также положения Земли и телескопов на момент начала моделирования t_0 . Поскольку известна точка встречи астероида с Землёй, то начальное положение Земли определяется исходя из времени моделирования $t_{\text{м}}$ следующим образом:

$$u_3(t_0) = 2\pi - \omega_3 t_m, \quad (2.8)$$

где ω_3 – угловая скорость вращения Земли вокруг Солнца.

Начальные положения телескопов задаются следующими соотношениями:

$$\begin{aligned} u_{T_1}(t_0) &= u_3(t_0) + \theta_1, \\ u_{T_2}(t_0) &= u_3(t_0) - \theta_2, \end{aligned} \quad (2.9)$$

где θ_1 – угол при Солнце между направлениями на Землю и на телескоп T_1 ; θ_2 – угол при Солнце между направлениями на Землю и на телескоп T_2 .

Таким образом, были получены необходимые для моделирования параметры орбит астероидов и положения Земли и телескопов на момент начала моделирования для каждой из орбит.

2.3.3. Моделирование захвата ОНТ полями зрения КТ

2.3.3.1. Системы координат.

Моделирование проводится в следующих системах координат:

Эклиптическая система координат (ЭСК) $CXYZ$, согласно [38] определяется следующим образом: Основная плоскость – плоскость эклиптики, основная ось отсчёта – прямая, проведенная из начала координат в точку весеннего равноденствия. Начало эклиптической системы координат в центре масс Солнца.

Связанная система координат (ССК₁) $O_1X_{T_1}Y_{T_1}Z_{T_1}$ связана с телескопом T_1 и задаётся следующим образом: основная плоскость лежит в плоскости эклиптики. Начало координат лежит в узловой точке телескопа. Ось OZ_{T_1} системы координат сонаправлена с вектором орбитальной скорости телескопа, ось OX_{T_1} направлена вверх перпендикулярно плоскости эклиптики, ось OY_{T_1} направлена по радиус-вектору орбиты телескопа T_1 , дополняя систему до правой тройки.

Связанная система координат (ССК₂) $O_2X_{T_2}Y_{T_2}Z_{T_2}$, связанная с телескопом T_2 , задаётся аналогично.

Система координат, связанная с оптической осью телескопа T_1 (СКСОО₁) $O_1X_{oo_1}Y_{oo_1}Z_{oo_1}$ задаётся следующим образом: начало координат лежит в узловой точке телескопа, ось $O_1Z_{oo_1}$ системы координат сонаправлена с оптической осью телескопа. В начальный момент времени $t = 0$ ось $O_1X_{oo_1}$ направлена вверх перпендикулярно плоскости эклиптики, ось $O_1Y_{oo_1}$ дополняет систему до правой тройки. В процессе моделирования оптическая ось телескопа вращается вокруг направления T_1T_2 , составляя с ним постоянный угол α , соответственно вращается и система координат, связанная с оптической осью.

Система координат, связанная с оптической осью телескопа T_2 (СКСОО₂) $O_2X_{oo_2}Y_{oo_2}Z_{oo_2}$ задаётся аналогично.

Приборная система координат (ПСК₁) связана с ПЗС-матрицей телескопа T_1 . Начало системы координат совмещено с центром ПЗС-матрицы. Оси координат параллельны осям системы координат, связанной с оптической осью телескопа T_1 .

Приборная система координат (ПСК₂), связанная с ПЗС-матрицей телескопа T_2 задаётся аналогично.

2.3.3.2. Алгоритм моделирования динамики изменения положений астероида, Земли и космических телескопов

Для того чтобы определить положение ОНТ в текущий момент времени воспользуемся следующим алгоритмом [38]:

Для каждого момента времени t находится значение эксцентрической аномалии орбиты астероида $E(t)$. Для этого используется уравнение Кеплера, связывающее положение тела на орбите со временем:

$$M(t) = E(t) - e \sin E(t), \quad (2.10)$$

где $M(t)$ – средняя аномалия, $E(t)$ – эксцентрическая аномалия, e – эксцентриситет.

Численное решение уравнения Кеплера находится с помощью метода последовательных приближений Ньютона, где в качестве начального приближения используется значение средней аномалии орбиты астероида, вычисленное для данного момента времени:

$$M(t) = n(t - \tau_\pi), \quad (2.11)$$

где τ_π – время прохождения астероида через перицентр, $n = \frac{\sqrt{\mu}}{a^{3/2}}$ – среднее движение, μ – гравитационный параметр, a – большая полуось.

Затем вычисляется истинная аномалия орбиты астероида $\vartheta(t)$ с помощью следующего соотношения:

$$\operatorname{tg} \frac{\vartheta(t)}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \operatorname{tg} \frac{E(t)}{2}. \quad (2.12)$$

Что позволяет нам определить аргумент широты $u(t)$, радиус-вектор $r(t)$ и скорость ОНТ $v(t)$ в текущий момент времени.

$$u(t) = \vartheta(t) + \omega_\pi,$$

$$r(t) = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \vartheta}, \quad (2.13)$$

$$v(t) = \sqrt{v_r^2 + v_n^2} = \sqrt{\frac{\mu}{p}(1 + e^2 + 2e \cos \vartheta)},$$

где v_r – радиальная составляющая скорости, v_n – трансверсальная составляющая скорости, p – фокальный параметр.

Далее через элементы орбиты астероида находим его координаты в ЭСК:

$$\begin{aligned} x(t) &= r(t)(\cos u(t) \cos \Omega - \sin u(t) \sin \Omega \cos i), \\ y(t) &= r(t)(\cos u(t) \sin \Omega + \sin u(t) \cos \Omega \cos i), \\ z(t) &= r(t) \sin u(t) \sin i. \end{aligned} \quad (2.14)$$

Положения Земли и телескопов в текущий момент времени определяются следующим образом. Аргумент широты телескопа T_1 вычисляется через угловую скорость его вращения по орбите, которая равна угловой скорости вращения Земли вокруг Солнца ω_3 , и аргумент широты

телескопа T_1 на момент начала моделирования $u_{T_1}(t_0)$, метод определения которого изложен в параграфе 2.2 настоящей работы:

$$u_{T_1}(t) = \omega_3 t + u_{T_1}(t_0). \quad (2.15)$$

Затем с помощью формул (2.14), где параметры орбиты астероида r , u , Ω , i заменяются соответствующими параметрами орбиты телескопа T_1 , находятся координаты телескопа в ЭСК $x_1(t)$, $y_1(t)$, $z_1(t)$. Аналогично определяются координаты телескопа T_2 и Земли.

Ввиду существенных расстояний между телескопами и наблюдаемым астероидом, а также конечной скорости распространения света, излучение от астероида достигает телескопа не мгновенно, а с некоторой временной задержкой. Для учёта этой задержки предлагается следующее.

Для текущего момента времени вычисляется расстояние между телескопом T_1 и моделируемым астероидом:

$$L = \sqrt{(x(t) - x_1(t))^2 + (y(t) - y_1(t))^2 + (z(t) - z_1(t))^2}. \quad (2.16)$$

Исходя из полученного расстояния, вычисляется временная задержка сигнала от астероида, т.е. время, за которое свет от астероида достигнет телескопа:

$$t_{\text{зад}} = L t_c, \quad (2.17)$$

где $t_c = \frac{1,495979 \cdot 10^8}{c}$ – время, за которое свет преодолевает 1 а.е., где в числителе расстояние, равное 1 а.е. в километрах, c – скорость света в вакууме.

В соответствии с вычисленным временем задержки сигнала корректируется положение телескопа: в формуле (2.15) вместо t подставляем $t + t_{\text{зад}}$:

$$u_{T_1}(t + t_{\text{зад}}) = \omega_3(t + t_{\text{зад}}) + u_{T_1}(t_0). \quad (2.18)$$

Затем, используя формулы (2.14), где параметры орбиты астероида r , u , Ω , i заменяются соответствующими параметрами орбиты телескопа, находим координаты телескопа T_1 в ЭСК на момент времени $t + t_{\text{зад}}$. Аналогичные вычисления проводятся для телескопа T_2 и Земли.

Таким образом, мы получаем координаты Земли и телескопов в ЭСК на момент прихода на телескоп сигнала, испущенного астероидом в момент времени t . Для получения изображения ОНТ на ПЗС-матрице необходимо получить его координаты в приборной системе координат, связанной с ПЗС-матрицей телескопа. Для этого необходимо провести ряд последовательных преобразований координат ОНТ.

2.3.3.3. Алгоритм преобразования координат астероида в гелиоцентрической СК в координаты его точечных изображений в фокальной плоскости КТ

Для преобразования координат ОНТ в ЭСК в координаты его точечных изображений в фокальной плоскости КТ необходимо из ЭСК перейти в ССК и затем в ПСК, связанную с ПЗС-матрицей телескопа. Рассмотрим задачу на примере телескопа T_1 .

Для начала необходимо представить координаты ОНТ в ССК₁. Для этого воспользуемся известными соотношениями для направляющих косинусов, используемыми для перехода от ЭСК к орбитальной СК $\mathbf{P}, \mathbf{Q}, \mathbf{W}$ [27], изображённой на рисунке 2.9, где заменим ω на $u(t)$.

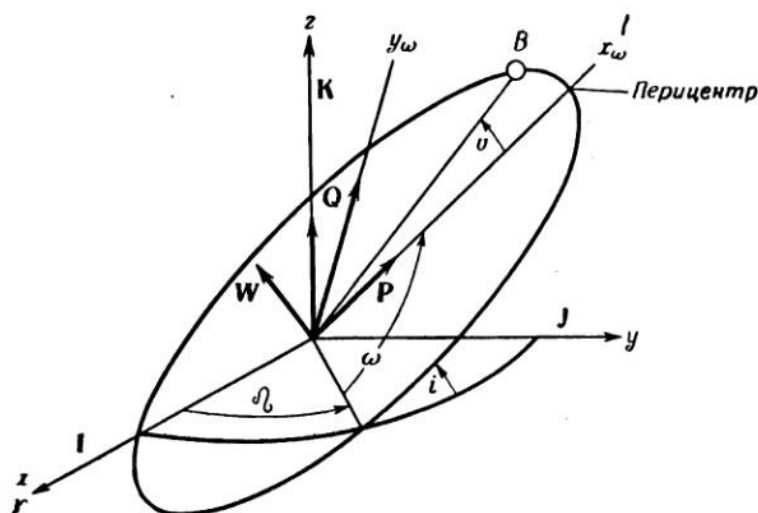


Рисунок 2.9 – Положение орбитальной системы координат $\mathbf{P}, \mathbf{Q}, \mathbf{W}$ в ЭСК [37]

$$\begin{aligned} P_x &= \cos u(t) \cos \Omega - \sin u(t) \sin \Omega \cos i, \\ P_y &= \cos u(t) \sin \Omega + \sin u(t) \cos \Omega \cos i, \\ P_z &= \sin u(t) \sin i; \end{aligned} \quad (2.19)$$

$$\begin{aligned}
Q_x &= -\sin u(t) \cos \Omega - \cos u(t) \sin \Omega \cos i, \\
Q_y &= -\sin u(t) \sin \Omega + \cos u(t) \cos \Omega \cos i, \\
Q_z &= \cos u(t) \sin i;
\end{aligned}
\tag{2.20}$$

$$\begin{aligned}
W_x &= \sin \Omega \sin i, \\
W_y &= -\cos \Omega \sin i, \\
W_z &= \cos i,
\end{aligned}
\tag{2.21}$$

где $u(t)$ – аргумент широты, Ω – долгота восходящего узла, i – наклонение орбиты.

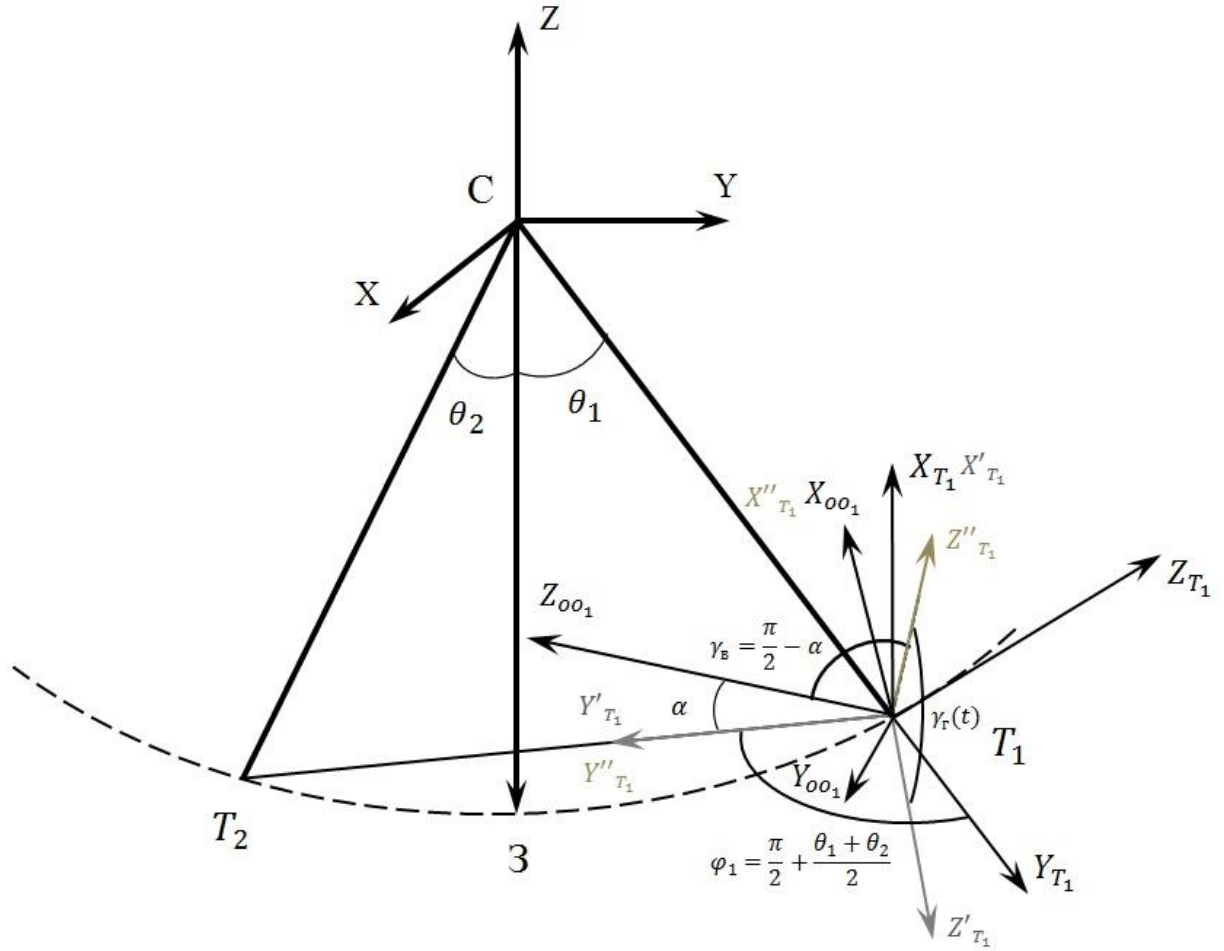
Тогда координаты астероида в ССК₁ определяются следующим образом:

$$\begin{aligned}
X_{AT_1} &= P_x X_A + P_y Y_A + P_z Z_A, \\
Y_{AT_1} &= W_x X_A + W_y Y_A + W_z Z_A, \\
Z_{AT_1} &= Q_x X_A + Q_y Y_A + Q_z Z_A,
\end{aligned}
\tag{2.22}$$

где $X_A = x(t) - x_1(t)$; $Y_A = y(t) - y_1(t)$; $Z_A = z(t) - z_1(t)$.

Составим матрицу перехода, для преобразования координат ОНТ из ССК₁ в СКСОО₁. Для составления матрицы перехода выполним последовательные повороты осей системы $O_1 X_{T_1} Y_{T_1} Z_{T_1}$ на некоторые углы $\varphi_1, \gamma_r(t), \gamma_v$, определяющие положение СКСОО₁ относительно ССК₁ в текущий момент времени t . Эти углы изображены на рисунке 2.10. Здесь С – Солнце; З – Земля; T_1, T_2 – телескопы; пунктиром отмечена орбита Земли; $CHYZ$ – ЭСК; $O_1 X_{T_1} Y_{T_1} Z_{T_1}$ – ССК₁; $O_1 X_{oo_1} Y_{oo_1} Z_{oo_1}$ – СКСОО₁; штрихами отмечены получаемые в результате поворотов на заданные углы промежуточные положения осей координат; θ_1 – угол при Солнце между направлениями на Землю и на телескоп T_1 ; θ_2 – угол при Солнце между направлениями на Землю и на телескоп T_2 ; α – угол наклона оптической оси телескопа к направлению $T_1 T_2$; $\varphi_1, \gamma_r(t), \gamma_v$ – углы, определяющие положение СКСОО₁ относительно ССК₁;

Для совмещения систем координат ССК₁ и СКСОО₁ таким образом, чтобы направления $O_1 X_{T_1} Y_{T_1} Z_{T_1}$ совпадали соответственно с направлениями $O_1 X_{oo_1} Y_{oo_1} Z_{oo_1}$, выполним следующие действия.

Рисунок 2.10 – Переход от ССК₁ к СКСОО₁

Произведём поворот осей ССК₁ на угол φ_1 вокруг оси $O_1X_{T_1}$ по часовой стрелке. Угол φ_1 определяется из следующего соотношения:

$$\varphi_1 = -\left(\frac{\pi}{2} + \frac{\theta_1 + \theta_2}{2}\right), \quad (2.23)$$

где θ_1 – угол при Солнце между направлениями на Землю и на телескоп T_1 ; θ_2 – угол при Солнце между направлениями на Землю и на телескоп T_2 . Знак «–» указывает на то, что поворот производится по часовой стрелке.

Применив известный оператор поворота вокруг одной из осей СК [37], запишем:

$$\begin{pmatrix} X'_{T_1} \\ Y'_{T_1} \\ Z'_{T_1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi_1 & \sin \varphi_1 \\ 0 & -\sin \varphi_1 & \cos \varphi_1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_{T_1} \\ Y_{T_1} \\ Z_{T_1} \end{pmatrix}, \quad (2.24)$$

где штрихами отмечены величины, получающиеся в результате первого поворота. Так ось $O_1Y_{T_1}$ переходит в $O_1Y'_{T_1}$ и ориентирована теперь по

направлению T_1T_2 , $O_1Z_{T_1}$, совпадающая с направлением оптической оси телескопа, переходит в $O_1Z'_{T_1}$, ориентация оси $O_1X'_{T_1}$ совпадает с $O_1X_{T_1}$. На рисунке 2.10 соответствующие направления изображены серым цветом.

Затем произведём поворот штрихованных осей $O_1X'_{T_1}, O_1Y'_{T_1}, O_1Z'_{T_1}$ на угол $\gamma_r(t)$ вокруг оси $O_1Y'_{T_1}$ против часовой стрелки. Угол $\gamma_r(t)$ определяется следующим образом:

$$\gamma_r(t) = \omega_T t, \quad (2.25)$$

где ω_T – скорость вращения оптической оси телескопа вокруг направления T_1T_2 . Таким образом, при изменении t оптическая ось телескопа будет описывать коническую поверхность, а положение оптической оси телескопа на данной поверхности в текущий момент времени будет задаваться углом $\gamma_r(t)$.

Преобразование координат при повороте на угол $\gamma_r(t)$ запишем в следующем виде:

$$\begin{pmatrix} X''_{T_1} \\ Y''_{T_1} \\ Z''_{T_1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \gamma_r & 0 & -\sin \gamma_r \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma_r & 0 & \cos \gamma_r \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X'_{T_1} \\ Y'_{T_1} \\ Z'_{T_1} \end{pmatrix}, \quad (2.26)$$

где двойными штрихами отмечены величины, получающиеся в результате второго поворота. Ось $O_1X'_{T_1}$ переходит в $O_1X''_{T_1}$, $O_1Z'_{T_1}$ в $O_1Z''_{T_1}$. Ориентация оси $O_1Y''_{T_1}$ совпадает с $O_1Y'_{T_1}$. На рисунке 2.10 соответствующие направления изображены зелёным цветом.

Далее выполним поворот дважды штрихованных осей $O_1X''_{T_1}, O_1Y''_{T_1}, O_1Z''_{T_1}$ на угол γ_b вокруг оси $O_1X''_{T_1}$ по часовой стрелке. Угол γ_b определяется следующим образом:

$$\gamma_b = -\left(\frac{\pi}{2} - \alpha\right), \quad (2.27)$$

где α – угол наклона оптической оси телескопа к направлению T_1T_2 . Знак «–» указывает на то, что поворот производится по часовой стрелке.

Преобразование координат при повороте на угол γ_b :

$$\begin{pmatrix} X_{oo_1} \\ Y_{oo_1} \\ Z_{oo_1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma_B & \sin \gamma_B \\ 0 & -\sin \gamma_B & \cos \gamma_B \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X''_{T_1} \\ Y''_{T_1} \\ Z''_{T_1} \end{pmatrix}. \quad (2.28)$$

В результате третьего поворота оси исходной ССК₁ совмещаются с осями СКОО₁, что и требовалось осуществить. Формулу результирующего преобразования можно записать, подставив в уравнение (2.28) вместо

матрицы $\begin{pmatrix} X''_{T_1} \\ Y''_{T_1} \\ Z''_{T_1} \end{pmatrix}$ её значения из уравнений (2.26) и (2.24):

$$\begin{pmatrix} X_{oo_1} \\ Y_{oo_1} \\ Z_{oo_1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma_B & \sin \gamma_B \\ 0 & -\sin \gamma_B & \cos \gamma_B \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \gamma_\Gamma & 0 & -\sin \gamma_\Gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma_\Gamma & 0 & \cos \gamma_\Gamma \end{pmatrix} \times \\ \times \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi_1 & \sin \varphi_1 \\ 0 & -\sin \varphi_1 & \cos \varphi_1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_{T_1} \\ Y_{T_1} \\ Z_{T_1} \end{pmatrix}. \quad (2.29)$$

После выполнения умножения получим матрицу перехода от ССК₁ к СКОО₁:

$$\begin{pmatrix} X_{oo_1} \\ Y_{oo_1} \\ Z_{oo_1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \gamma_\Gamma & \sin \gamma_\Gamma \sin \varphi_1 \\ \sin \gamma_B \sin \gamma_\Gamma & \cos \gamma_B \cos \varphi_1 - \sin \gamma_B \cos \gamma_\Gamma \sin \varphi_1 \\ \cos \gamma_B \sin \gamma_\Gamma & -\sin \gamma_B \cos \varphi_1 - \cos \gamma_B \cos \gamma_\Gamma \sin \varphi_1 \\ & -\sin \gamma_\Gamma \cos \varphi_1 \\ & \cos \gamma_B \sin \varphi_1 + \sin \gamma_B \cos \gamma_\Gamma \cos \varphi_1 \\ & -\sin \gamma_B \sin \varphi_1 + \cos \gamma_B \cos \gamma_\Gamma \cos \varphi_1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_{T_1} \\ Y_{T_1} \\ Z_{T_1} \end{pmatrix}. \quad (2.30)$$

Для телескопа T_2 при переходе от ССК₂ к СКОО₂ выполняются аналогичные преобразования, но:

- Первый поворот вокруг оси $O_2 X_{T_2}$ производится на угол $\varphi_1 = \frac{\pi}{2} + \frac{\theta_1 + \theta_2}{2}$.

В данном случае знак «−» отсутствует, т.к. поворот производится против часовой стрелки.

- Второй поворот вокруг оси $O_2 Y'_{T_2}$ производится на угол $(\pi - \gamma_\Gamma(t))$ против часовой стрелки.

Третий поворот вокруг оси $O_2 X''_{T_2}$, как и в случае с телескопом T_1 , производится на угол γ_B по часовой стрелке. Результирующая матрица

перехода от $ССК_2$ к $СКСОО_2$ подобна представленной в (2.30), с той лишь разницей, что угол φ_1 имеет положительный знак, а вместо угла γ_r используется угол $(\pi - \gamma_r)$.

Приведенные выше выкладки соответствуют случаю, когда за направление вращения принято направление $T_1 T_2$, как показано на рисунке 2.10. В случае если вращение ОО космических телескопов происходит вокруг направления КТ-Земля, переходная матрица от $ССК_1$ к $СКСОО_1$ (2.30) будет отличаться лишь значением угла φ_1 . Для телескопа T_1 угол φ_1 будет определяться как:

$$\varphi_1 = -\left(\frac{\pi}{2} + \frac{\theta_1}{2}\right), \quad (2.31)$$

где θ_1 – угол при Солнце между направлениями на Землю и на телескоп T_1 . Знак «–» указывает на то, что поворот производится по часовой стрелке. Для телескопа T_2 соотношение (2.23) примет следующий вид:

$$\varphi_1 = \frac{\pi}{2} + \frac{\theta_2}{2}, \quad (2.32)$$

где θ_2 – угол при Солнце между направлениями на Землю и на телескоп T_2 .

Чтобы получить координаты ОНТ в плоскости ПЗС-матрицы телескопа необходимо осуществить переход от $СКСОО_1$ к $ПСК_1$. Взаимное расположение этих СК изображено на рисунке 2.11, где $O_1 X_{oo1} Y_{oo1} Z_{oo1}$ – $СКСОО_1$; $O'_1 X_{m1} Y_{m1} Z_{m1}$ – $ПСК_1$; связанная с ПЗС-матрицей телескопа T_1 ; f' – фокусное расстояние объектива телескопа; А – точка, отображающая текущее положение астероида; $X_{A_{oo1}} Y_{A_{oo1}} Z_{A_{oo1}}$ – его координаты в $СКСОО_1$; А' – изображение астероида на ПЗС-матрице телескопа; $X_{A_{m1}} Y_{A_{m1}}$ – его координаты в $ПСК_1$.

Такой переход можно осуществить с помощью следующих преобразований:

$$\begin{aligned} X_{A_{m1}} &= -f' \frac{X_{oo1}}{Z_{oo1}}, \\ Y_{A_{m1}} &= -f' \frac{Y_{oo1}}{Z_{oo1}}. \end{aligned} \quad (2.33)$$

Аналогично для $СКСОО_2$ и $ПСК_2$.

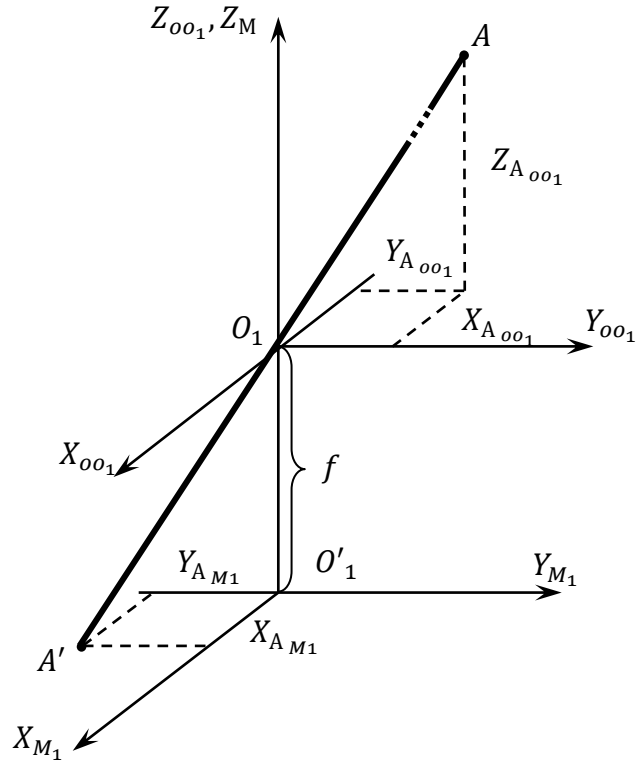


Рисунок 2.11 – Взаимное расположение СКCOO₁ и ПСК₁

Таким образом, получены координаты изображения астероида в главной плоскости приборной системы координат связанной с ПЗС-матрицей.

2.3.3.4. Условия захвата астероида полем зрения телескопа

Найдём координаты пиксела на матрице, в который попало изображение астероида. Для этого полученные координаты изображения в главной плоскости ПСК₁ следует преобразовать следующим образом:

$$\begin{aligned} x_i &= \frac{X_{A_{M1}}}{a_{\Pi}}, \\ y_i &= \frac{Y_{A_{M1}}}{a_{\Pi}}, \end{aligned} \quad (2.34)$$

где a_{Π} – линейный размер пиксела ПЗС-матрицы.

После нахождения координат изображения астероида на ПЗС-матрице можно сформировать условия захвата астероида полем зрения телескопа. Они эквивалентны условиям пребывания изображения астероида на ПЗС-матрице. Пусть в матрице имеется $2N_y$ накопительных столбцов, в каждом из

которых содержится $2N_x$ пикселей. Изображение астероида находится на ПЗС-матрице телескопа, если выполняются следующие условия:

$$\begin{aligned} |x_i| &\leq N_x, \\ |y_i| &\leq N_y. \end{aligned} \quad (2.35)$$

Таким образом, были получены координаты точечных изображений астероида на ПЗС-матрице телескопа и сформулированы условия его захвата полем зрения КТ.

2.3.4. Расчёт показателей целевой эффективности системы КТ оперативного обнаружения малых ОНТ

2.3.4.1. Алгоритм определения минимального размера обнаруживаемого ОНТ при реализуемых условиях наблюдения (дальность, фаза, время накопления сигнала)

Минимальный размер обнаруживаемого телескопом ОНТ зависит от множества факторов, включающих характеристики самого наблюдаемого объекта, параметры телескопа, а также условия наблюдения.

Близкий тусклый объект большого диаметра и яркий объект небольшого размера, находящийся на значительном удалении, могут иметь равную видимую звездную величину и одинаково восприниматься наблюдателем.

Видимая звездная величина астероида зависит от его диаметра d , отражательной способности его поверхности (альбедо) ρ , расстояния от астероида до Солнца r и от астероида до наблюдателя L , а также от фазового угла φ следующим образом [39]:

$$m = 15.6 - 5 \lg d - 2.5 \lg \rho + 5 \lg(rL) + f(\varphi), \quad (2.36)$$

где

$$f(\varphi) = -2.5 \lg[(1 - G)\Phi_1 + G\Phi_2], \quad (2.37)$$

где G – параметр наклона фазовой кривой астероида, Φ_1, Φ_2 – некоторые эмпирические функции фазового угла:

$$\Phi_i = \exp \left[-A_i \left(\tan \frac{\varphi}{2} \right)^{B_i} \right], \quad i = 1, 2 \quad (2.38)$$

$$A_1 = 3,33 \quad A_2 = 1,87 \quad B_1 = 0,63 \quad B_2 = 1,22.$$

Фазовый угол φ – угол при астероиде между направлением на Солнце и на наблюдателя.

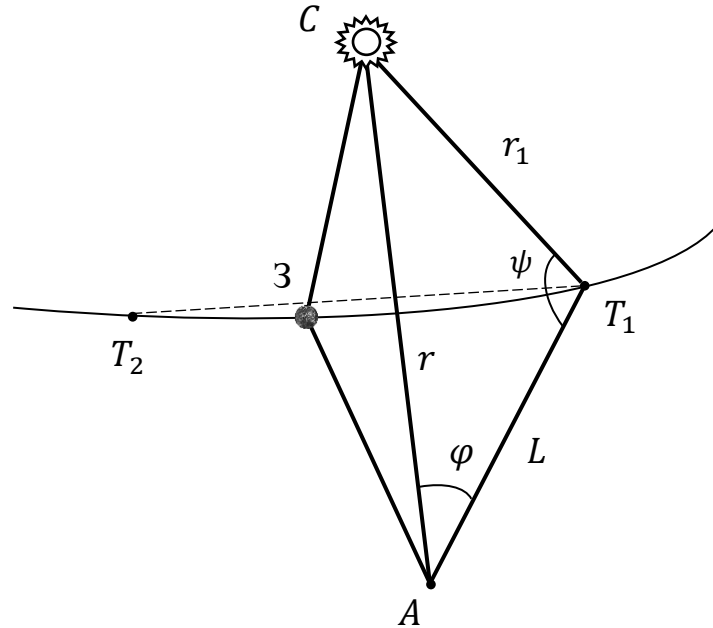


Рисунок 2.12 – Схема взаимного расположения Солнца, Земли, астероида и телескопов космической системы оперативного обнаружения малых ОНТ

Как легко видеть из рисунка 2.12 (где C – Солнце, $З$ – Земля, T_1 и T_2 – телескопы, A – астероид, r – расстояние от Солнца до астероида, r_1 – расстояние от Солнца до телескопа T_1 , L – расстояние от астероида до наблюдателя (в данном случае телескопа T_1), ψ – угол элонгации) для исследуемой КС фазовый угол φ при наблюдении астероида телескопом T_1 можно найти, используя теорему косинусов для треугольника $CA T_1$:

$$\varphi = \arccos\left(\frac{L^2 + r^2 - r_1^2}{2rL}\right). \quad (2.39)$$

Параметр наклона G – одна из основных характеристик, описывающих кривую блеска астероида в зависимости от взаимного расположения Солнца, астероида и наблюдателя, т.е. при различных фазовых углах. В настоящее время значение параметра G определено из наблюдений только для 114 астероидов, в том числе для нескольких АСЗ. Найденные значения варьируются

в пределах от -0.12 до 0.6 . Для прочих астероидов значение G принимается равным 0.15 . [1]

Используемое в формуле (2.36) геометрическое альbedo ρ характеризует отражательную способность поверхности астероида и зависит от её физических свойств. В работе [39] предлагается для всех астероидов в качестве среднего значения принять величину альbedo $\rho = 0.15$. Действительно, согласно исследованию, результаты которого представлены в работе [40], среди АСЗ преобладают астероиды, принадлежащие к таксономическим классам S и Q, характеризующимся сравнительно большим значением альbedo ($0.1 - 0.3$ для S класса, $0.16 - 0.21$ для Q класса [41]). Астероиды, принадлежащие классам с низким альbedo (от 0.04 до 0.09), оказываются в меньшинстве. Аналогичные результаты были получены в ходе спектроскопического исследования 150 АСЗ в работе [36]: 62% исследованных объектов принадлежали S классу, 20% к X классу, 12% к C и лишь 6% к другим классам. На рисунке 2.13 [42] представлена гистограмма, отображающая относительную долю АСЗ, принадлежащих к отдельным таксономическим классам. Оценка была сделана на основании обработки данных о более чем 300 исследованных АСЗ. Здесь классы C, B, F и G объединены под обозначением C; астероиды, имеющие характеристики, неподходящие ни под одну из представленных категорий, а

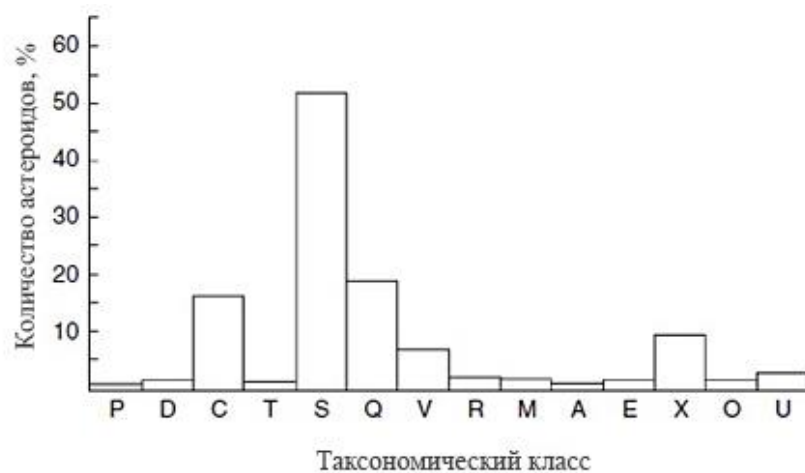


Рисунок 2.13 – Относительная доля АСЗ, принадлежащих к отдельным таксономическим классам [42].

также классы, представители которых составляют менее 1% от общего количества исследованных объектов, объединены под обозначением U. С учётом приведенных сведений в дальнейшем полагалось $\rho = 0.15$.

Существуют различные подходы к определению проникающей силы телескопа, функционирующего в оптическом диапазоне, отличающиеся степенью учёта тех или иных параметров [39, 43, 44]. В настоящей работе для определения предельной звездной величины, регистрируемой телескопом с ПЗС-матрицей, воспользуемся следующей формулой [39]:

$$m = 7.1 + 0.5\mu + 2.5 \lg \frac{\sqrt{S\eta t_n}}{k\Delta}, \quad (2.40)$$

где S – эффективная площадь телескопа в см²; η – квантовая эффективность ПЗС-матрицы; t_n – время накопления сигнала в секундах; Δ – поперечник изображения наблюдаемого объекта в угловых секундах, точнее, сторона квадрата из целого числа элементов (пикселей), накрываемых изображением объекта на матрице; k – отношение сигнала к шуму; μ – фон неба в звёздных величинах на квадратную секунду дуги.

Эффективную площадь телескопа можно вычислить по следующей формуле:

$$S = \frac{\pi D_{\text{вх}}^2}{4} \tau_{\text{оп}}, \quad (2.41)$$

где $D_{\text{вх}}$ – диаметр входного зрачка объектива телескопа; $\tau_{\text{оп}}$ – коэффициент пропускания оптики.

Пусть $\Delta = \delta$, где $\delta = \frac{a_{\text{п}}}{f'}$ – угловой размер пиксела ПЗС-матрицы (f' – фокусное расстояние объектива телескопа), т.е. мгновенное изображение астероида на ПЗС-матрице занимает один пиксел. Можно показать, что для рассматриваемых телескопов изображение астероида диаметром 1 км будет занимать на ПЗС-матрице площадь более 1 пиксела при расстоянии между ним и телескопом менее 0.01 а.е., для тела диаметром 100м это расстояние составляет менее 0.001 а.е. Таким образом, указанное допущение можно считать справедливым.

При внеатмосферных наблюдениях основными составляющими фона неба являются:

- зодиакальный свет (свет Солнца, рассеянный на межпланетной пыли) (рисунок 2.14);
- галактический свет (свет звёзд и галактик, рассеянный газовыми и пылевыми облаками в межзвёздном пространстве).



Рисунок 2.14 – Распределение поверхностной яркости зодиакального света [45]

Согласно [46] для телескопа находящегося за пределами земной атмосферы средний фон неба μ в видимой области составляет примерно 22^m на квадратную секунду дуги.

Поскольку в рассматриваемой системе ПЗС-матрицы, установленные на КТ, функционируют в режиме временной задержки и накопления заряда (ВЗН), время накопления полезного сигнала t_n будем рассчитывать как сумму времен пребывания изображения в засвеченных пикселах накопительного столбца ПЗС-матрицы:

$$t_n = t_{\pi} n_{\text{шн}}, \quad (2.42)$$

где t_{π} – время пребывания точечного изображения в пикселе, $n_{\text{шн}}$ – число шагов накопления, равное количеству пикселей, в которые попало изображение астероида, в текущем накопительном столбце. Оно зависит от расстояния между астероидом и телескопом и составляющей скорости астероида, направленной перпендикулярно накопительному столбцу ПЗС-матрицы. В процессе моделирования значение $n_{\text{шн}}$ определяется

автоматически при переходе изображения в соседний накопительный столбец или выходе за пределы ПЗС-матрицы.

Таким образом, время накопления полезного сигнала t_n зависит от времени пребывания изображения в пикселе ПЗС-матрицы t_{π} , которое в свою очередь может быть ограничено двумя факторами, первым из которых является собственное движение астероида, а вторым движение самой ПЗС-матрицы.

В первом случае ключевую роль играют расстояние от телескопа до наблюдаемого объекта, скорость астероида относительно мгновенного поля зрения телескопа, а также угловой размер пиксела ПЗС-матрицы.

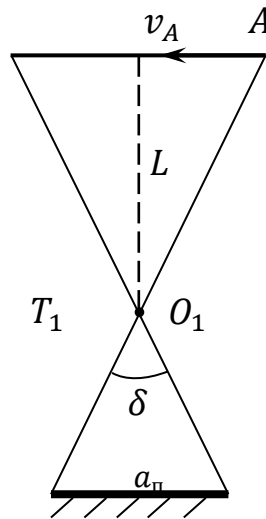


Рисунок 2.15 – Неподвижный пиксел ПЗС-матрицы и его проекция на предметную область движения астероида

На рисунке 2.15 схематично изображены неподвижный пиксел ПЗС-матрицы и его проекция на предметную область, в которой перемещается астероид. Здесь где O_1 – узловая точка телескопа T_1 , A – астероид, L – расстояние от телескопа до астероида, δ – угловой размер пиксела, a_{π} – линейный размер пиксела ПЗС-матрицы, v_A – скорость астероида относительно мгновенного поля зрения телескопа. Как видно из рисунка 2.15 время пребывания изображения астероида в одном пикселе ПЗС-матрицы, обусловленное собственным движением астероида, можно оценить, используя следующее соотношение:

$$t_{\pi A} = \frac{2L}{v_A} \tan \frac{\delta}{2}, \quad (2.43)$$

Время пребывания изображения астероида в одном пикселе ПЗС-матрицы, обусловленное движением самой ПЗС-матрицы можно вычислить следующим образом:

$$t_{\text{пм}} = \frac{a_{\text{п}}}{v_{\text{п}}}, \quad (2.44)$$

где $v_{\text{п}}$ – линейная скорость движения пиксела ПЗС-матрицы телескопа. Она вычисляется из следующего соотношения:

$$v_{\text{п}} = r_{\text{в}} \omega_{\text{ск}}, \quad (2.45)$$

где $r_{\text{в}}$ – радиус окружности, описываемой пикселем в результате вращения мгновенного поля зрения КТ с угловой скоростью $\omega_{\text{ск}} = \frac{2\pi}{T_{\text{ск}}}$, где $T_{\text{ск}}$ – период обращения мгновенного поля зрения вокруг направления $T_1 T_2$.

В силу того, что радиусы окружностей, описываемых пикселями разных накопительных столбцов ПЗС-матрицы в результате вращения мгновенного поля зрения КТ различны, их линейная скорость $v_{\text{т}}$ также будет различна. Как видно из рисунка 2.16, где O_1 – узловая точка телескопа T_1 , O'_1 – центр ПЗС-матрицы, A – астероид, L – расстояние от телескопа до астероида, α – угол наклона оптической оси к направлению $T_1 T_2$, f' – фокусное расстояние объектива телескопа, радиус окружности, по которой движется центральный пиксел ПЗС-матрицы можно выразить как $r_{\text{в}0} = f' \sin \alpha$. Пикселы, находящиеся в накопительном столбце, соответствующем внешней границе мгновенного поля зрения телескопа, движутся по окружности с радиусом $r_{\text{в}N_y} = f' \sin \alpha + a_{\text{п}} N_y \cos \alpha$. Пикселы, находящиеся в накопительном столбце, соответствующем внутренней границе мгновенного поля зрения телескопа, движутся по окружности с радиусом $r_{\text{в}-N_y} = f' \sin \alpha - a_{\text{п}} N_y \cos \alpha$. Общую формулу для нахождения радиуса окружности обращения для любого пиксела можно записать так:

$$r_{\text{в}i} = f' \sin \alpha + a_{\text{п}} y_i \cos \alpha \quad (2.46)$$

где y_i – номер накопительного столбца ПЗС-матрицы, содержащего пиксел, в котором находится изображение астероида, $i \in [-N_y, N_y]$.

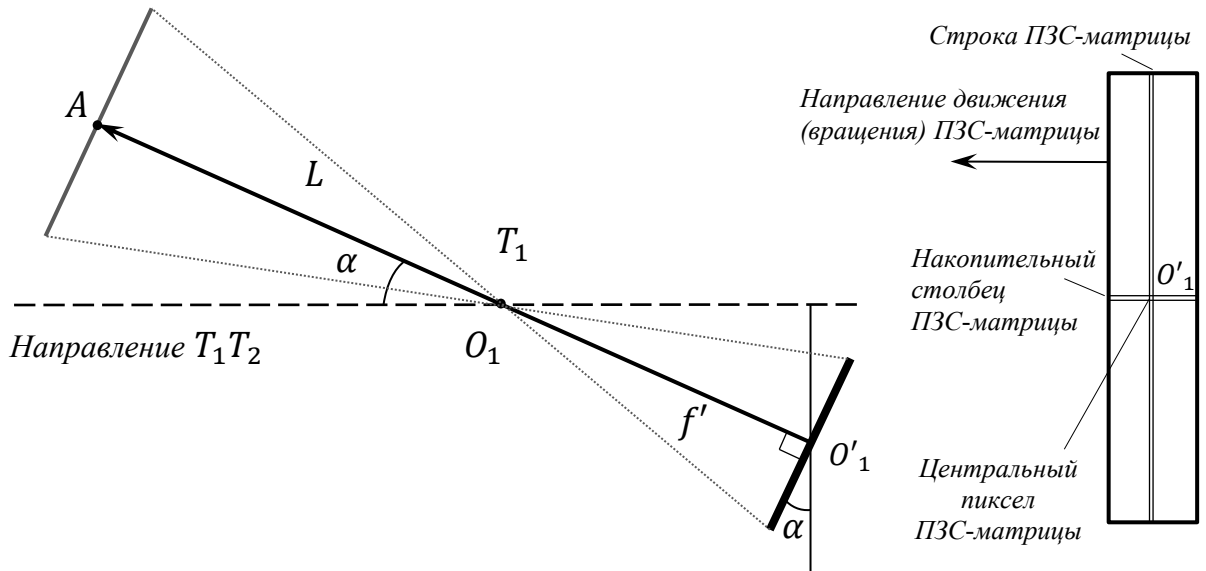


Рисунок 2.16 – ПЗС-матрица телескопа и её проекция на предметную область движения астероида при нахождении его изображения в центральном пикселе ПЗС-матрицы

Оценим совместное влияние собственного движения астероида и движения ПЗС-матрицы на значение времени пребывания изображения в пикселе ПЗС-матрицы. Чем быстрее движется астероид относительно мгновенного поля зрения, тем меньше время пребывания его изображения в пикселе ПЗС-матрицы, обусловленное его собственным движением. Поэтому для оценки минимального значения t_n следует принять некоторое значение максимальной относительной скорости движения астероида и телескопа, что эквивалентно максимальной скорости сближения астероида с Землёй в силу того, что телескопы рассматриваемой КС располагаются на орбите обращения Земли вокруг Солнца. В работе [36] с целью поиска такого предела проведён анализ распределения скоростей сближения для объектов, сближающихся с орбитой Земли. В результате анализа 3262-х потенциально опасных астероидов было установлено, что скорости сближения известных потенциально опасных астероидов с орбитой Земли находятся в границах от 1 до 40 км/с, что представлено на рисунке 2.17. Таким образом, в качестве максимальной относительной скорости астероида и телескопа можно принять значение $v_{A\max} = 40$ км/с.

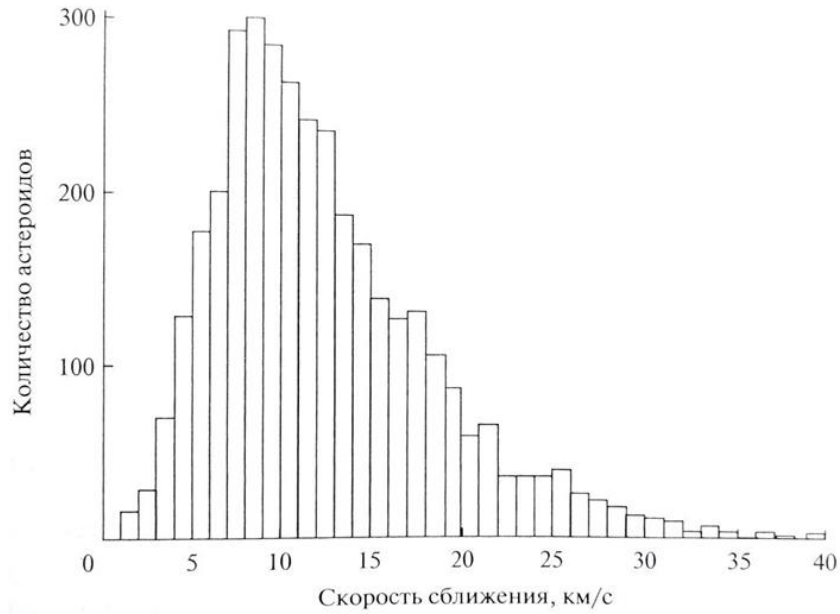


Рисунок 2.17 – Распределение скоростей сближения потенциально опасных астероидов с орбитой Земли [36]

Как показали расчёты, при движении астероида относительно телескопа со скоростью порядка 40 км/с на расстояниях $L > 0.015$ а. е. время пребывания изображения астероида в пикселе ПЗС-матрицы, обусловленное собственным движением астероида $t_{пА}$ превышает время пребывания изображения астероида в пикселе, обусловленное движением ПЗС-матрицы $t_{пМ}$. Т.е. при наблюдении астероидов, находящихся на расстояниях $L > 0.015$ а. е., время пребывания изображения в пикселе будет ограничено величиной $t_{пМ}$. Т.к. моделируемые расстояния в основном превышают 0.015 а. е., для расчёта времени пребывания изображения астероида в пикселе $t_{п}$ будем использовать соотношение (2.44).

Приняв вышеуказанные допущения и приравняв формулы (2.36) и (2.40) можно найти минимальный диаметр астероида, который сможет обнаружить данный телескоп при реализуемых условиях наблюдения, т.е. дальности от телескопа до астероида L , фазовом угле φ и времени накопления полезного сигнала $t_{н}$:

$$d = rL \sqrt[4]{\frac{k^2 \Delta^2}{\rho^2 S \eta t_{н}}} 10^{[1.7 - 0.1\mu + 0.2f(\varphi)]}. \quad (2.47)$$

2.3.4.2. Определение обеспечиваемого времени заблаговременного предупреждения о падении ОНТ на Землю

Для обеспечения заблаговременного предупреждения о тесном сближении ОНТ с Землёй (или о падении ОНТ на Землю в случае движения тела по столкновительной траектории) КС должна обеспечить его обнаружение за некоторое требуемое время до этого сближения (столкновения). Однако с момента обнаружения тела необходимо также некоторое время на определение параметров его орбиты, для того, чтобы оценить пролётное расстояние от Земли до астероида в момент их максимального сближения и, в случае если это расстояние мало, классифицировать наблюдаемое тело как потенциально опасное. Согласно различным источникам [20,36,47] время достаточное для определения орбиты тела с точностью необходимой для такой предварительной классификации составляет 4-5 дней. Однако эта оценка приведена применительно к наземным телескопам. Для телескопов космического базирования необходимо, по меньшей мере, 2 суток для классификации тела как потенциально опасного и 7 суток для уверенной классификации его как столкновительного [20, 47].

Предполагается, что при использовании двух космических телескопов обзорно-поискового режима возможен их перевод в режим сопровождения НТ после его обнаружения одним из них. Режим одновременного сопровождения с последующим проведением синхронно-базисных измерений положений НТ должен обеспечить кардинальное повышение точности определения орбиты. Оно существенно возрастает при увеличении базы измерений (расстояния между двумя КТ) до значения по порядку величины равного дальности от телескопов до НТ. Согласно [33] при проведении космическими телескопами синхронно-базисных измерений положения ОНТ, когда оно одновременно находится в полях зрения обоих телескопов, для определения параметров орбиты с необходимой точностью

будет достаточно 3-х суток с момента обнаружения. Таким образом, время заблаговременного предупреждения о тесном сближении ОНТ с Землёй (или о падении ОНТ на Землю в случае движения тела по столкновительной траектории) можно определить, исходя из следующего соотношения:

$$t_y = t_b - t_{00}, \quad (2.48)$$

где $t_{00} = 3$ сут – время, требуемое для определения орбиты обнаруженного астероида; t_b – время, прошедшее с момента обнаружения астероида до момента его столкновения с Землёй. При моделировании астероидов, заведомо идущих по столкновительным траекториям, момент столкновения $t_{ст}$ задан и заранее известен, поэтому время t_b с момента обнаружения астероида до столкновения определяется автоматически в процессе моделирования.

Выводы по главе II

1. Определена требуемая область рационального применения космических телескопов, включающая множество орбит астероидов, недоступных для наблюдения с помощью наземных телескопов вследствие физических ограничений по допустимому углу солнечной элонгации. Показано, что указанное множество составляют орбиты НТ, приближающихся к Земле со стороны Солнца. Наименее благоприятными для наблюдения с Земли являются астероиды, подходящие к Земле со стороны Солнца, которые движутся при этом по вытянутым орбитам прямого движения, а также астероиды, орбиты которых в основном лежат внутри орбиты Земли и выходят за её границы лишь в окрестности своих афелиев. Выделено подмножество орбит ОНТ, недоступных для наблюдения с Земли более чем за год до столкновения.
2. Выбраны показатели целевой эффективности КС обнаружения малых ОНТ и предложен вариант критерия эффективности, позволяющего проводить сравнительный анализ различных вариантов её построения. В качестве основных показателей эффективности функционирования КТ

приняты минимальный при реализуемых условиях наблюдения размер обнаруживаемого ОНТ и соответствующее время предупреждения о столкновении ОНТ с Землёй.

3. Разработана и описана модель оценки показателей целевой эффективности, представляющая собой имитационную модель процесса захвата ОНТ полями зрения КТ, размещаемых на орбите обращения Земли вокруг Солнца. Приведен алгоритм формирования исходных данных для составленной динамической модели, а также алгоритм расчёта выбранных показателей целевой эффективности системы оперативного обнаружения малых ОНТ. Представленная модель позволяет оценить показатели целевой эффективности КС применительно к обнаружению ОНТ, движущихся к Земле по типовым эллиптическим орбитам, а также оценить характеристики и количество сеансов наблюдения любого НТ с известными на заданную эпоху параметрами орбиты. Результаты моделирования представлены в следующей главе.

ГЛАВА III. РЕЗУЛЬТАТЫ ОЦЕНКИ ЦЕЛЕВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ТИПА «БАРЬЕР» ОПЕРАТИВНОГО ОБНАРУЖЕНИЯ МАЛЫХ ОНТ И ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНОГО ВАРИАНТА ЕЁ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПОСТРОЕНИЯ

3.1. Оценка эффективности функционирования КС типа «Барьер» оперативного обнаружения малых ОНТ

3.1.1. Типовые результаты моделирования сеансов наблюдения астероидов

Для решения поставленной задачи оценки эффективности функционирования КС типа «Барьер» оперативного обнаружения малых ОНТ необходимо построение имитационной модели функционирования рассматриваемой системы. С этой целью в среде Matlab было создано программное обеспечение, с помощью которого осуществляется моделирование захвата ОНТ полями зрения космических телескопов по алгоритму, описанному в главе II. В результате были получены параметры захватов полями зрения КТ астероидов, движущихся по типовым эллиптическим орбитам, пересекающимся с орбитой Земли в некоторой точке встречи, где происходит столкновение рассматриваемого астероида с Землёй.

В ходе выполнения работы были приняты следующие основные допущения:

- движение Земли, телескопов и астероидов вокруг Солнца – невозмущенное движение материальной точки относительно притягивающего центра (Солнца);
- за точку встречи Земли и астероида, при его движении по столкновительной траектории, принята точка пересечения орбиты Земли с осью X эклиптической СК;
- астероиды представляют собой сферические тела;
- значение альбедо ρ астероидов принимается равным 0.15;

- параметр наклона кривой блеска астероида G принимается равным 0.15;
- для телескопа, находящегося за пределами земной атмосферы, фон неба μ в видимой области принимается равным 22^m на квадратную секунду дуги;
- мгновенное изображение астероида на ПЗС-матрице занимает один пиксел.

Было проведено имитационное моделирование захвата полями зрения КТ астероидов, движущихся по типовым эллиптическим орбитам с изменяемыми в широких пределах параметрами. В общей сложности было рассмотрено 432 орбиты с наклонениями от 0 до 180° .

В качестве примера получаемых данных результаты имитационного моделирования сеансов наблюдения ОНТ космическими телескопами для одной из рассмотренных орбит представлены в таблице 3.1. Таблица предваряется информацией об основных параметрах орбиты астероида: афелийное расстояние Q , перигелийное расстояние q , наклонение орбиты i , долгота восходящего узла Ω_v , эксцентриситет e , аргумент перицентра ω_π , период обращения астероида по орбите T . Сама таблица включает в себя следующие параметры:

N_{zx} – номер захвата;

N_T – номер телескопа, полем зрения которого захвачен астероид;

$N_{СК}$ – номер «скана» (номер кратковременного захвата астероида мгновенным полем зрения телескопа в течение одного длительного захвата, характеризуемого номером N_{zx});

V_a – скорость астероида;

u_a – аргумент широты астероида;

u_z – аргумент широты Земли;

t_6 – время нахождения изображения астероида в одном пикселе ПЗС-матрицы;

t_n – время накопления полезного сигнала;

L – расстояние между астероидом и телескопом, полем зрения которого захвачен астероид;

L_3 – расстояние между Землёй и астероидом;

r – расстояние от астероида до Солнца;

φ – текущий фазовый угол;

m_a – блеск наблюдаемого астероида;

d – минимальный диаметр астероида, который может быть обнаружен при реализуемых условиях наблюдения;

t_b – время с момента обнаружения ОНТ до его столкновения с Землёй.

Для краткости, указанные параметры приведены в таблице для моментов времени, соответствующих началу и окончанию каждого из захватов астероида полем зрения одного из телескопов.

$Q = 1.6$ а. е.; $q = 0.1$ а. е.; $i = 30^\circ$; $\Omega_b = 0$;

$e = 0.882$; $\omega_\pi = 156.926^\circ$; $T = 286$ сут;

Таблица 3.1

$N_{\text{зх}}$	$N_{\text{Т}}$	$N_{\text{СК}}$	V_a , км/с	u_a , град	u_3 , град	t_b , с	t_n , с	L , а.е.	L_3 , а.е.	r , а.е.	φ , град	m_a	d , м	t_b , сут
1	1	1	25,37	358,42	74,07	0,036	18,4	1,48460	1,25565	1,05137	42,29	23,1	269	290,1
	1	43	29,39	2,24	82,69	0,031	15,9	1,45754	1,25158	0,93019	42,79	23,0	244	281,3
2	2	1	10,04	331,63	229,11	0,031	15,1	2,15624	2,05552	1,55037	25,13	23,0	484	132,8
	2	53	8,94	333,52	239,79	0,036	18,4	2,07731	1,96524	1,57908	27,69	23,1	468	121,9
3	1	1	23,36	356,49	350,96	0,031	7,8	0,23967	0,16382	1,11637	55,42	22,7	68	9,2
	1	6	23,74	356,86	351,98	0,035	7,6	0,24408	0,14515	1,10405	58,88	22,6	72	8,1

Для таблицы приведен также рисунок 3.1, иллюстрирующий положения астероида и поля зрения КТ в моменты начала и окончания каждого из реализуемых для данной орбиты захватов астероида полем зрения одного из телескопов. Здесь C – Солнце, A – астероид, $\mathcal{A}$ и Π – афелий и перигелий орбиты астероида соответственно, Z – Земля, T_1 и T_2 – телескопы. В скобках для каждого из положений телескопов, Земли и астероида указан соответствующий момент $t_{N_{\text{зх}}, N_{\text{СК}}}$.

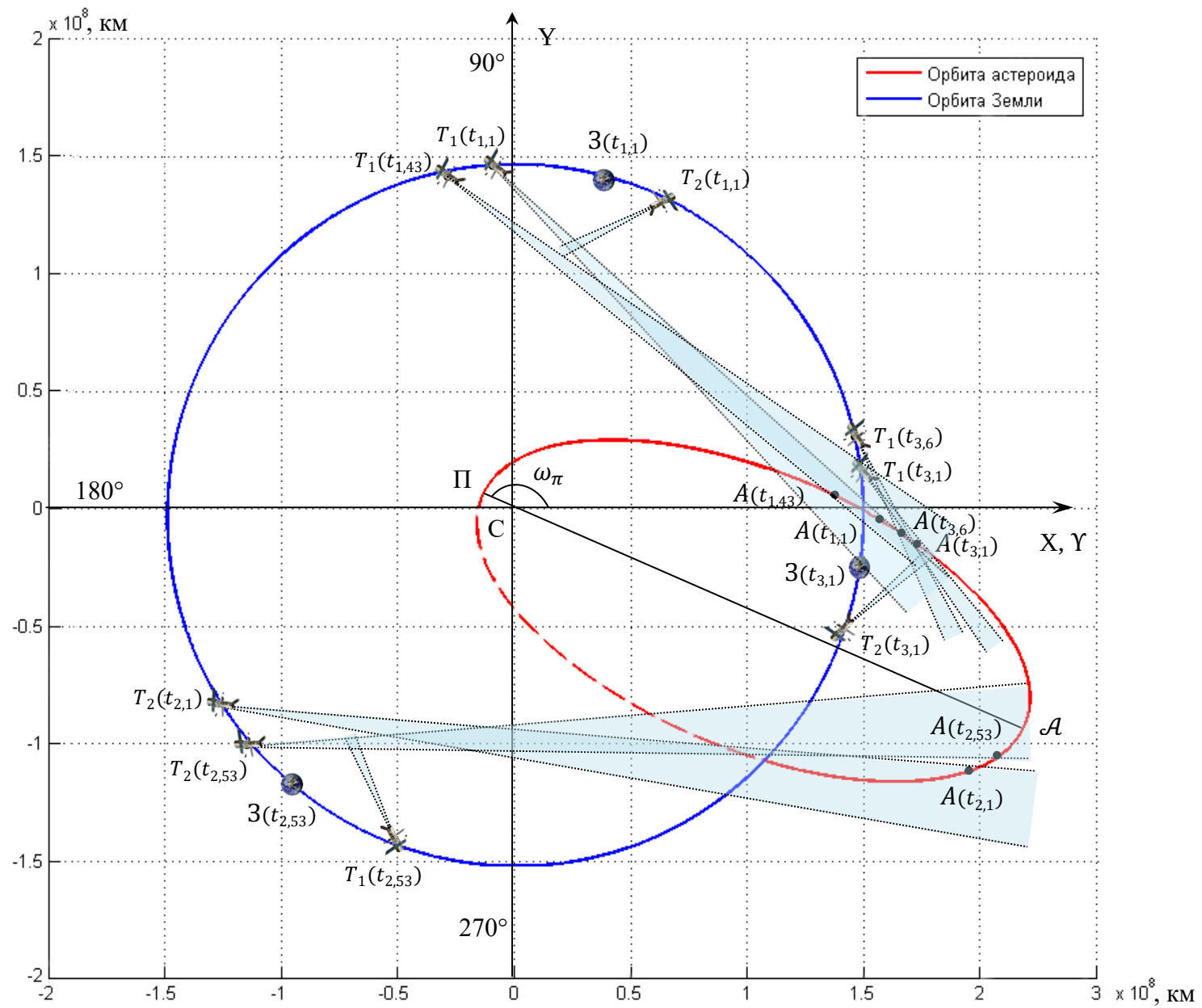


Рисунок 3.1 – Положения астероида и поля зрения КТ в моменты начала и окончания захватов астероида

3.1.2. Анализ влияния параметров баллистического построения на целевую эффективность КС типа «Барьер»

При выборе рационального варианта размещения КТ на гелиоцентрической орбите Земли варьируемыми параметрами являются: расстояние от Земли до рассматриваемого КТ, угол наклона оптической оси к некоторому фиксированному направлению (КТ-КТ или КТ-Земля, и выбор этого направления), а также период обращения оптической оси КТ вокруг выбранного направления вращения. Указанные параметры оказывают существенное влияние на такие параметры обнаружения как дальность наблюдения ОНТ, фазовый угол, время накопления полезного сигнала. Что в свою очередь влияет как на обеспечиваемое системой время предупреждения, так и на минимальный доступный для обнаружения размер ОНТ. То, каким образом изменятся параметры обнаружения астероида в результате изменения вышеуказанных параметров КТ, также существенно зависит от типа орбиты ОНТ и расположения рассматриваемого телескопа впереди или позади Земли.

Таблицы 3.2-3.9 показывают влияние изменения расстояния l_T между Землей и КТ и угла α наклона оптической оси КТ к направлению Телескоп–Земля на размеры d обнаруживаемых телескопом НТ и время t_e с момента их обнаружения до момента столкновения с Землёй. Здесь Q – афелийное расстояние, q – перигелийное расстояние, i – наклонение, Ω – долгота восходящего узла орбиты астероида. Расчёты проведены для 16 вариантов орбит транснептуновых ($Q = 40$ а.е.) и околоземных ($Q = 1.1$ а.е.) астероидов, отличающихся как направлением движения, так и возможностью приближаться к Земле от афелия своей орбиты или от её перигелия, т.е. со стороны Солнца. Первые 4 таблицы относятся к КТ, размещаемому впереди Земли, последующие – к КТ, размещаемому позади Земли. Верхние значения рассмотренных величин угла наклона оптической оси КТ к направлению КТ–Земля ограничены допустимым углом солнечной элонгации для космических телескопов видимого диапазона. Прочерки в таблице свидетельствуют об

отсутствии наблюдений НТ данным КТ в течение моделируемого периода времени (т.е. за год до столкновения тела с Землёй). Представленные в таблицах результаты моделирования в основном относятся к моментам захвата астероида полем зрения КТ при прохождении им барьерной зоны, так как регистрация минимальных значений диаметров обнаруживаемых ОНТ в большинстве случаев возможна именно в этой области.

Применительно к захвату ОНТ, непосредственно предшествующему моменту столкновения, т.е. при прохождении им барьерной зоны КТ можно выделить следующие закономерности влияния изменения указанных варьируемых параметров. Увеличение угла наклона оптической оси КТ при наблюдении:

- а) астероидов, приближающихся к Земле с внешней стороны её орбиты, приведёт к уменьшению фазового угла наблюдения, что будет способствовать уменьшению минимального доступного для обнаружения размера ОНТ;
- б) астероидов, приближающихся к Земле со стороны Солнца, приведёт к увеличению фазового угла, что будет способствовать увеличению минимального доступного для обнаружения размера ОНТ.

При увеличении угла наклона оптической оси к заданному направлению вращения в большинстве случаев увеличивается и дальность наблюдения НТ (при условии, что при приближении к Земле астероид не подходит к ней со стороны, противоположной направлению поля зрения телескопа, и его орбита не принадлежит к стелящимся), что приводит к увеличению размера обнаруживаемого тела и времени предупреждения, так как расстояние от точки обнаружения до Земли также увеличивается.

Увеличение расстояния от Земли до КТ, как правило, приводит к увеличению как размера обнаруживаемого ОНТ, так и времени предупреждения. Однако при достаточном удалении КТ от Земли возможно уменьшение фазового угла наблюдения астероида, что приведет к уменьшению d при сохранении t_B или даже его увеличении, что делает такие варианты особенно

Таблица 3.2 – Параметры обнаружения НТ (минимальный размер d и время t_e с момента его обнаружения до момента столкновения с Землёй), движущегося по орбите с параметрами $Q = 1.1$ а.е., $q = 0.1$ а.е., обеспечиваемые КТ, располагаемым впереди Земли

Угол наклона ОО к направлению КТ-Земля $\alpha,^\circ$	Расстояние от Земли до КТ l_T , а.е.																	
	0,2		0,3		0,4		0,5		0,6		0,7		0,8		0,9		1	
	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут
24	86	7,3	109	10,8	130	14,3	141	17,8	146	20,8	165	24,3	155	27,3	151	29,8	150	33,8
27	98	8,3	117	11,8	142	15,8	153	19,3	175	22,8	169	25,8	166	29,3	163	34,3	150	34,8
30	106	8,8	135	12,8	155	16,8	175	20,8	187	24,3	182	28,8	175	31,3	168	35,3		
33	114	9,3	150	13,8	173	17,8	182	21,8	190	25,8	191	29,8	183	33,3				
36	127	9,8	169	14,8	201	19,3	211	23,3	217	27,3	206	31,3						
39	142	10,3	184	15,3	216	20,3	243	24,8	241	29,3								
42	183	11,3	217	16,3	247	21,3	268	26,3										
Прямое движение от перигелия (со стороны Солнца) $i = 0^\circ$; $\Omega = 180^\circ$;																		
24	84	5,3	108	7,8	108	10,3	152	12,8	170	15,3	205	18,3	223	20,8	231	23,3	270	26,3
27	83	5,3	108	7,8	108	10,8	168	13,3	209	16,3	225	18,8	243	21,3	284	24,3	329	27,3
30	-	-	127	8,3	127	11,3	192	13,8	237	16,8	255	19,3	304	22,3	312	24,8		
33	107	5,8	160	8,8	160	11,3	225	14,3	280	17,3	292	19,8	347	22,8				
36	107	5,8	159	8,8	159	11,8	272	14,8	335	17,8	340	20,3						
39	-	-	219	9,3	219	12,3	347	15,3	419	18,3								
42	162	6,3	218	9,3	218	12,3	346	15,3										
Обратное движение от перигелия (со стороны Солнца) $i = 180^\circ$; $\Omega = 180^\circ$;																		
24	32	5	43	7,5	53	10	62	12,5	71	15	82	17	95	19,5	106	20,5	115	23
27	28	5,5	39	8	50	10,5	58	13,5	68	16	76	18,5	89	21	100	22,5	107	25,5
30	28	5,5	36	8,5	47	11	55	14	63	17	74	19	82	22,5	92	24,5		
33	-	-	36	8,5	45	11,5	53	14,5	61	17,5	68	20,5	76	23,5				
36	24	6	33	9	41	12	50	15	54	18,5	63	21,5						
39	24	6	33	9	38	12,5	47	15,5	52	19								
42	-	-	29	9,5	35	13	44	16										
Обратное движение от афелия $i = 180^\circ$; $\Omega = 0^\circ$;																		
24	36	8,5	47	13,5	55	17,5	63	23,5	72	28,5	75	34,5	85	39,5	104	38,5	86	57,5
27	33	9,5	44	14,5	51	20	60	24,5	62	22,5	63	39,5	86	39	77	52,5	162	79,5
30	32	10	42	15,5	47	21,5	55	27,5	57	35	69	38,5	56	52,5	162	79,8		
33	31	10,5	38	16,5	46	22,5	52	28,5	50	37,5	22	58	268	72,3				
36	29	11	37	17,5	44	24	47	31	45	39	26	57						
39	28	11,5	35	18	41	25	43	32,5	47	39								
42	26	12	33	19	38	26	40	34										
Прямое движение от афелия $i = 0^\circ$; $\Omega = 0^\circ$;																		

Угол наклона ОО к направлению КТ-Земля $\alpha,^\circ$	Расстояние от Земли до КТ l_T , а.е.																		
	0,2		0,3		0,4		0,5		0,6		0,7		0,8		0,9		1		
	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	
24	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
27	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
30	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-			
33	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-					
36	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-							
39	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-									
42	-	-	-	-	-	-	-	-											
Прямое движение от перигелия (со стороны Солнца) $i = 0^\circ$; $\Omega = 180^\circ$;																			
24	161	150,3	170	151,8	54	10,8	182	150,8	186	150,3	195	149,8	194	150,3	203	147,3	201	145,3	
27	165	148,8	184	146,3	186	146,3	82	13,8	198	147,8	201	147,3	199	146,8	200	147,3	204	146,3	
30	183	144,3	184	145,8	190	144,3	82	13,8	129	16,8	200	142,8	207	141,3	202	141,3			
33	189	141,3	60	8,3	199	139,3	199	140,8	129	16,8	192	19,8	204	137,3					
36	191	140,3	58	8,3	202	137,3	204	138,8	204	139,3	196	19,8							
39	201	134,3	201	135,8	205	133,3	205	132,8	203	131,3									
42	204	133,3	205	132,8	206	129,3	205	132,3											
Обратное движение от перигелия (со стороны Солнца) $i = 180^\circ$; $\Omega = 180^\circ$;																			
24	12	5,2	18	7,7	25	10	32	12,5	41	14,5	52	16,5	60	18,5	76	20	87	21,5	
27	12	5,2	18	7,7	24	10,2	32	12,5	38	15	47	17	54	19,5	68	21	79	23	
30			16	7,9	22	10,4	27	13	33	15,5	39	18	50	20	59	22			
33			16	7,9	19	10,6	27	13	33	15,5	39	18	46	20,5					
36	9	5,4	13	8,1	17	10,8	22	13,5	28	16	35	18,5							
39	9	5,4	13	8,1	17	10,8	22	13,5	28	16									
42					14	11													
Обратное движение от афелия $i = 180^\circ$; $\Omega = 0^\circ$;																			
24	32	45	42	64	50	87	54	113,5	48	168	-	-	-	-	-	-	-	-	-
27	29	49,5	39	69	46	94,5	46	128,5	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
30	28	53,5	38	74,5	42	101,5	35	149,5	-	-	-	-	-	-	-	-			
33	27	55	33	81	38	108,5	35	149	-	-	-	-	-						
36	26	59	32	85	34	114,5	-	-	-	-	-	-							
39	24	62	30	89	30	120,5	-	-	-	-									
42	23	65	29	92,5	27	125,5	-	-											
Прямое движение от афелия $i = 0^\circ$; $\Omega = 0^\circ$;																			

Угол наклона ОО к направлению КТ-Земля $\alpha, ^\circ$	Расстояние от Земли до КТ l_T , а.е.																	
	0,2		0,3		0,4		0,5		0,6		0,7		0,8		0,9		1	
	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут
24	128	3,3	152	4,8	165	6,3	177	7,8	182	9,3	180	10,8	173	12,8	170	15,3	158	15,8
27	143	3,8	162	5,3	173	6,8	183	8,8	183	10,3	184	11,8	176	14,3	170	14,8	149	19,3
30	143	3,8	175	5,8	192	7,8	194	9,3	198	11,3	194	12,8	180	14,8	166	17,8		
33	161	4,3	186	6,3	200	8,3	209	10,3	206	12,7	204	14,2	182	15,7				
36	185	4,8	204	6,8	227	9,3	221	11,3	221	13,3	200	15,3						
39	212	5,3	242	7,8	242	9,8	247	12,3	227	14,3								
42	246	5,8	265	8,3	266	10,8	261	13,3										
Прямое движение от перигелия (со стороны Солнца) $i = 0^\circ$; $\Omega = 180^\circ$;																		
24	118	2,6	144	3,9	170	5,3	188	6,8	199	8,3	209	9,8	210	11,3	209	12,8	207	14,3
27	127	2,8	157	4,3	186	5,8	202	7,3	212	8,8	218	10,3	220	11,8	232	13,8	230	15,3
30	139	3	167	4,5	208	6,3	221	7,8	231	9,3	256	11,3	250	12,8	245	14,3		
33	151	3,2	191	4,9	235	6,8	246	8,3	277	10,3	276	11,8	294	13,8				
36	170	3,4	208	5,1	276	7,3	276	8,8	310	10,8	306	12,3						
39	190	3,6	248	5,5	276	7,3	321	9,3	354	11,3								
42	218	3,9	267	5,7	331	7,8	376	9,8										
Обратное движение от перигелия (со стороны Солнца) $i = 180^\circ$; $\Omega = 180^\circ$;																		
24	56	2,7	76	4,2	95	5,4	119	6,5	137	7,5	155	9,5	173	9	192	10,5	207	13
27	54	2,9	73	4,4	92	5,8	114	7,5	134	8,5	157	9	171	11	189	11	208	14
30	52	3,1	72	4,6	92	6,3	111	8	133	9	152	10	169	12	191	12,5		
33	50	3,3	69	5,2	90	6,7	109	8,5	131	10	152	12	171	12				
36	47	3,8	67	5,4	86	7,3	108	9	128	11	145	13						
39	46	4	66	5,6	84	7,9	107	9,5	124	11,5								
42	44	4,2	62	6,3	84	8,1	104	10										
Обратное движение от афелия $i = 180^\circ$; $\Omega = 0^\circ$;																		
24	62	3,5	84	5,5	107	7	124	8,5	146	9	165	11,5	180	12,5	203	15	221	15
27	60	4	82	6	103	8	126	10	146	11	166	14	190	14	206	15,5	225	17
30	58	4,5	81	6,5	103	9	124	10,5	148	12	168	15	190	15,5	210	17,5		
33	58	4,5	81	7	103	9,5	123	11	145	13	167	15	193	18				
36	57	5	80	7,5	101	10,5	122	12,5	146	14,5	166	16						
39	55	5,5	78	8,5	100	11	125	13	147	16,5								
42	54	6	77	9	100	12	121	14										
Прямое движение от афелия $i = 0^\circ$; $\Omega = 0^\circ$;																		

Таблица 3.5 – Параметры обнаружения НТ (минимальный размер d и время t_e с момента его обнаружения до момента столкновения с Землёй), движущегося по орбите с параметрами $Q = 40$ а. е., $q = 0.9$ а. е., обеспечиваемые КТ, располагаемым впереди Земли

Угол наклона ОО к направлению КТ-Земля $\alpha, ^\circ$	Расстояние от Земли до КТ l_T , а.е.																	
	0,2		0,3		0,4		0,5		0,6		0,7		0,8		0,9		1	
	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут
24	175	96	197	101	224	104	247	108,5	279	113	300	116,5	325	119,5	351	123	375	126
27	177	98	211	103	226	107	258	112	283	116	322	123	335	122	379	128,5	396	129,5
30	186	101	206	105,5	240	109,5	262	115	286	118	324	123,5	349	126	427	129,5		
33	184	103,5	213	108	238	113	265	117	296	121	329	125,5	357	129,5				
36	191	107	218	112	247	118	279	122	303	126,5	340	129						
39	199	109	220	114,5	253	122	279	124	308	128,5								
42	194	110,5	224	117	251	120,5	280	125										
Прямое движение от перигелия (со стороны Солнца) $i = 0^\circ$; $\Omega = 180^\circ$;																		
24	66	3,6	93	5,7	104	7,6	131	9,9	156	12,2	176	14,5	213	17	241	19,5	297	22,2
27	77	3,9	93	5,7	114	7,8	145	10,1	176	12,4	199	14,7	242	17,2	282	19,7	355	22,4
30	76	3,9	107	5,9	129	8	168	10,3	204	12,6	228	14,9	287	17,4	337	19,9		
33	98	4,1	130	6,1	153	8,2	201	10,5	245	12,8	277	15,1	359	17,6				
36	98	4,1	130	6,1	193	8,4	258	10,7	310	13	347	15,3						
39			175	6,4	193	8,4	255	10,7	312	13								
42	149	4,3	174	6,4	264	8,6	353	10,9										
Обратное движение от перигелия (со стороны Солнца) $i = 180^\circ$; $\Omega = 180^\circ$;																		
24	32	3,3	44	5	57	6,5	77	7,5	89	9	104	10,5	118	11,5	139	12	151	13,5
27	29	3,5	41	5,2	53	6,9	72	8	85	9,50	98	11	112	12,5	133	13,5	148	14,5
30	29	3,5	39	5,4	52	7,1	67	8,5	81	10	95	11,5	110	13	123	14,5		
33	26	3,8	36	5,6	49	7,3	62	9	76	10,5	91	12	107	13,5				
36	26	3,8	34	5,8	46	7,5	62	9	72	11	87	12,5						
39	23	4	33	5,8	44	7,7	57	9,5	68	11,5								
42	23	4	31	6	42	7,9	52	10										
Обратное движение от афелия $i = 180^\circ$; $\Omega = 0^\circ$;																		
24	61	12,1	85	17,5	111	22,7	128	27	149	30	179	36	204	38,5	225	44	244	45,5
27	60	14,6	89	19,6	110	24,8	134	31	160	33,5	180	38	212	43,5	237	48	263	50,5
30	65	16,7	89	22,5	113	28,5	137	33	165	37	187	41,5	217	48,5	236	49		
33	64	18,5	91	24,4	115	30,8	141	36	167	41	191	44	226	52				
36	66	19,8	93	27,3	121	32,3	146	40,5	171	44	200	48						
39	68	23,3	94	28,8	124	36	148	41,5	176	47,5								
42	69	24	99	31,7	125	37,3	150	43,5										
Прямое движение от афелия $i = 0^\circ$; $\Omega = 0^\circ$;																		

Таблица 3.6 – Параметры обнаружения НТ (минимальный размер d и время t_e с момента его обнаружения до момента столкновения с Землёй), движущегося по орбите с параметрами $Q = 1.1$ а.е., $q = 0.1$ а.е., обеспечиваемые КТ, располагаемым позади Земли

Угол наклона ОО к направлению КТ-Земля $\alpha,^\circ$	Расстояние от Земли до КТ l_T , а.е.																	
	0,2		0,3		0,4		0,5		0,6		0,7		0,8		0,9		1	
	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут
24	104	12,3	128	17,3	135	17,8	143	22,5	140	22,7	141	24,7	140	28,7	136	33,7	128	32,7
27	120	14,8	133	17,3	147	20,3	147	23,7	150	27,2	143	28,2	139	30,2	132	34,7	123	38,2
30	126	15,8	136	19,3	144	22,3	148	25,2	151	27,2	145	30,7	140	32,2	131	38,2		
33	145	19,3	154	22,3	161	25,8	157	27,7	153	31,2	148	34,7	140	35,7				
36	157	20,3	160	24,3	163	26,8	162	30,2	156	32,2	154	37,2						
39	164	21,8	172	25,8	177	29,8	169	32,2	162	35,2								
42	178	23,8	188	27,8	185	31,3	174	33,7										
Прямое движение от перигелия (со стороны Солнца) $i = 0^\circ$; $\Omega = 180^\circ$;																		
24	125	12,8	143	16,8	151	15,8	157	19,7	157	18,2	161	21,7	158	23,2	155	24,2	153	25,2
27	141	17,8	145	16,8	154	18,3	158	23,7	158	21,2	157	24,7	156	25,2	157	26,7	150	27,7
30	149	19,3	150	19,3	156	20,8	159	24,7	158	27,2	154	27,7	152	26,7	146	28,2		
33	155	21,3	158	25,3	159	24,8	155	26,7	153	29,2	147	30,2	148	30,7				
36	154	23,3	154	27,8	156	28,8	154	27,2	147	30,2	142	32,2						
39	155	25,3	151	30,3	152	28,8	150	29,7	138	33,7								
42	156	30,8	150	32,3	149	32,3	136	34,2										
Обратное движение от перигелия (со стороны Солнца) $i = 180^\circ$; $\Omega = 180^\circ$;																		
24	187	37,8	199	38,8	211	38,3	207	36,3	213	36,8	215	35,8	226	40,8	224	35,3	225	38,8
27	205	43,3	212	42,8	216	44,8	216	40,3	222	40,8	225	43,8	225	39,3	225	40,3	224	45,8
30	212	47,8	222	49,3	218	44,8	224	49,8	225	44,3	228	48,8	229	44,8	224	48,8		
33	215	51,3	216	47,8	224	52,3	224	52,8	228	52,8	225	54,3	224	51,3				
36	219	54,8	219	51,8	225	57,3	223	57,8	222	56,8	222	56,3						
39	218	57,3	225	57,3	221	58,8	223	55,3	219	60,3								
42	217	63,8	215	65,3	217	64,8	221	61,8										
Обратное движение от афелия $i = 180^\circ$; $\Omega = 0^\circ$;																		
24	151	64,8	158	65,8	164	73,3	168	72,8	169	74,3	170	74,8	168	76,3	171	74,8	163	78,8
27	154	70,3	159	75,3	164	78,8	165	78,3	162	80,8	159	81,8	162	81,8	153	84,3	149	85,3
30	157	74,3	158	80,8	157	82,3	155	83,8	160	80,8	157	84,8	144	88,8	137	90,3		
33	158	83,8	156	83,8	152	85,8	153	88,3	145	89,3	142	89,8	133	93,3				
36	152	87,3	153	86,3	148	89,8	142	91,3	134	93,8	127	95,3						
39	150	88,8	146	90,3	141	92,8	136	93,8	130	96,3								
42	148	91,3	145	92,8	136	96,3	127	98,8										
Прямое движение от афелия $i = 0^\circ$; $\Omega = 0^\circ$;																		

Таблица 3.7 – Параметры обнаружения НТ (минимальный размер d и время t_e с момента его обнаружения до момента столкновения с Землёй), движущегося по орбите с параметрами $Q = 1.1$ а.е., $q = 0.9$ а.е., обеспечиваемые КТ, располагаемым позади Земли

[illegible]

Угол наклона ОО к направлению КТ-Земля α , °	Расстояние от Земли до КТ l_T , а.е.																	
	0,2		0,3		0,4		0,5		0,6		0,7		0,8		0,9		1	
	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут
24	130	3,8	149	5,3	162	6,8	173	8,2	165	9,2	172	11,7	159	12,2	154	14,7	141	17,2
27	137	4,3	160	6,3	171	7,8	172	9,2	179	10,7	174	13,7	164	13,7	153	15,7	141	18,7
30	147	4,8	170	6,8	183	8,8	181	10,7	178	12,3	172	13,7	164	14,7	153	18,7		
33	167	5,8	181	7,8	187	9,8	185	11,3	185	13,7	180	15,3	164	16,7				
36	176	6,3	199	8,8	198	10,8	204	12,7	189	14,3	180	16,3						
39	199	7,3	212	9,8	212	11,8	210	14,3	199	15,7								
42	212	7,8	236	10,8	224	12,8	220	14,7										
Прямое движение от перигелия (со стороны Солнца) $i = 0^\circ$; $\Omega = 180^\circ$;																		
24	135	4,3	154	6,3	163	6,8	171	9,2	168	9,2	169	11,2	161	12,2	157	12,7	147	14,7
27	147	5,3	158	6,8	165	8,3	169	10,2	167	11,2	164	13,2	158	14,7	144	15,7	135	16,7
30	151	6,3	163	7,8	168	9,3	169	11,2	165	14,2	156	14,7	157	16,2	140	16,7		
33	162	7,3	176	10,8	172	12,3	168	13,2	156	15,7	148	16,7	143	16,7				
36	170	8,3	181	10,8	172	12,8	162	15,7	156	17,2	145	17,7						
39	177	9,8	179	11,8	172	14,3	159	16,7	150	18,7								
42	191	10,8	178	13,3	166	16,8	156	18,7										
Обратное движение от перигелия (со стороны Солнца) $i = 180^\circ$; $\Omega = 180^\circ$;																		
24	623	71,7	589	68,3	604	65,8	573	63,3	559	61,8	556	59,8	531	56,8	517	54,8	502	52,3
27	693	76,3	637	72,3	647	72,8	623	68,3	594	65,3	587	63,3	585	62,3	576	59,3	553	58,3
30	686	78,8	690	76,3	669	74,8	667	71,8	650	70,8	628	68,3	610	65,3	630	63,8		
33	737	82,8	733	81,3	704	78,3	707	76,8	693	75,8	679	73,8	655	69,8				
36	780	86,8	769	84,8	782	83,3	760	82,8	714	78,3	715	77,8						
39	820	91,3	830	90,8	791	86,3	769	84,3	767	83,8								
42	868	95,3	846	92,8	844	91,3	809	88,3										
Обратное движение от афелия $i = 180^\circ$; $\Omega = 0^\circ$;																		
24	70	6,5	94	9,5	794	98,3	804	96,8	773	92,8	751	89,3	750	87,3	734	83,8	701	81,8
27	72	6,5	107	13,5	846	102,8	855	99,8	851	98,3	794	94,8	778	91,8	767	89,8	743	86,8
30	73	9	899	109,3	901	106,3	878	105,3	-	-	853	99,8	818	96,3	792	93,3		
33	80	11,5	956	114,3	936	111,3	945	109,3	-	-	-	-	-	-				
36	1028	120,3	996	117,8	995	116,8	992	115,8	-	-	-	-						
39	1092	125,8	1065	123,3	1076	120,8	1014	117,8	-	-								
42	1126	129,8	1116	127,3	1080	124,3	1052	121,3										
Прямое движение от афелия $i = 0^\circ$; $\Omega = 0^\circ$;																		

Прямое движение от афелия $i = 0^\circ$; $\Omega = 0^\circ$;

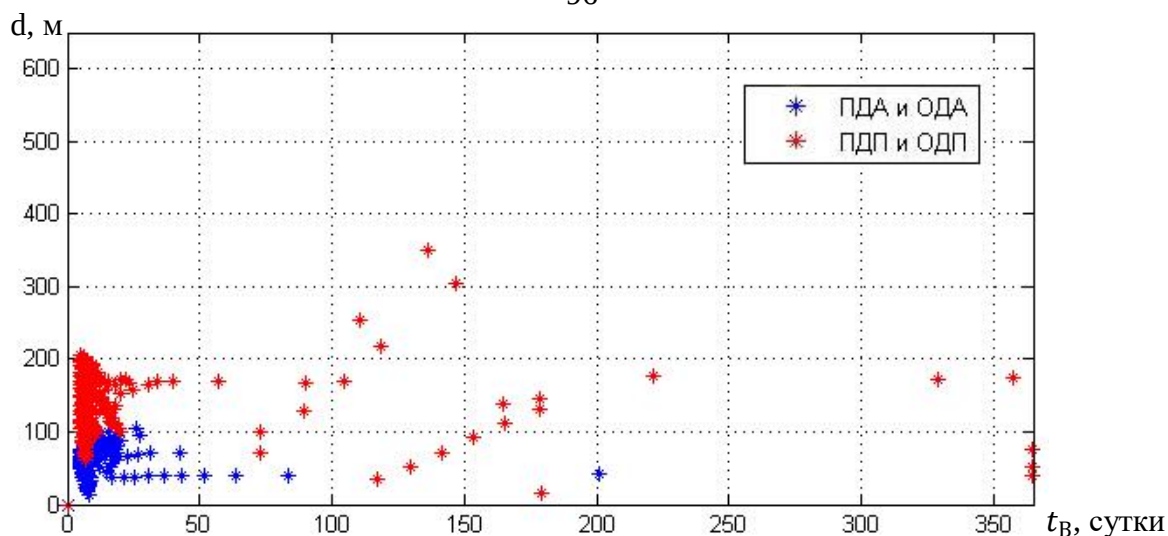
привлекательными, так как позволяет улучшить одновременно оба параметра, отвечающих за целевую эффективность КТ. При этом, хотя подобные варианты являются, безусловно, выигрышными с точки зрения t_b , они почти всегда уступают вариантам размещения КТ с малыми l_T и α по величине d .

Выбор периода обращения призван обеспечить с одной стороны отсутствие пропуска ОНТ в результате слишком медленной скорости вращения ПЗ, а с другой стороны достаточное для накопления полезного сигнала время нахождения изображения ОНТ в пикселях ПЗС-матрицы за счёт не слишком быстрого её перемещения. То есть, как увеличение, так и уменьшение периода обращения мгновенного поля зрения вокруг заданного направления может привести не только к увеличению минимального размера объекта наблюдаемого космическим телескопом, но и к его пропуску. Выбор периода обращения мгновенного поля зрения вокруг заданного направления в каждом конкретном случае следует осуществлять, исходя из выбранного угла наклона оптической оси КТ к этому направлению. Увеличение угла α при неизменном значении периода обращения приводит к увеличению угловой скорости вращения мгновенного поля зрения КТ, а, следовательно, может привести к пропуску целевого объекта наблюдения за счёт уменьшения времени пребывания его изображения в пикселе ПЗС-матрицы. Поэтому значение периода обращения мгновенного поля зрения вокруг выбранного направления вращения следует выбирать отдельно для каждого варианта построения КТ.

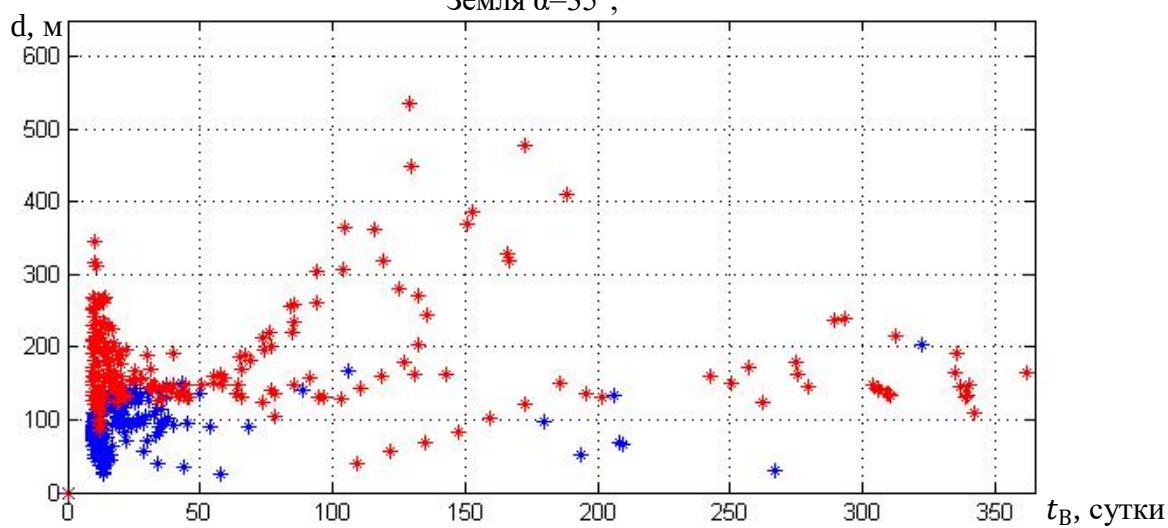
Как видно из представленных выше таблиц при рассмотрении одного и того же КТ градиент уменьшения d не всегда направлен одинаково для орбит ОНТ с различными параметрами и направлениями движения (даже изменение одного из параметров орбиты может существенно повлиять на получаемые результаты). В каждом отдельном случае полученные закономерности объясняются взаимными положениями астероида и КТ в пространстве, обусловленными типом орбиты ОНТ. Таким образом, выбор одного варианта размещения космического телескопа, который бы полностью удовлетворял всем представленным требованиям, представляется невозможным. Поэтому

КС, предназначенная для наблюдения и обнаружения ОНТ, должна включать как минимум два КТ. Для построения КС, отвечающей требованиям по обнаружению астероидов на всех недоступных для наблюдения с Земли орбитах, необходимо найти такой вариант расположения двух КТ, чтобы области их применимости взаимодополняли друг друга. То есть астероиды на орбитах, недоступных для обнаружения одним телескопом, могли бы быть обнаружены с помощью второго. С этой точки зрения целесообразно размещение одного из КТ впереди Земли, а второго позади неё.

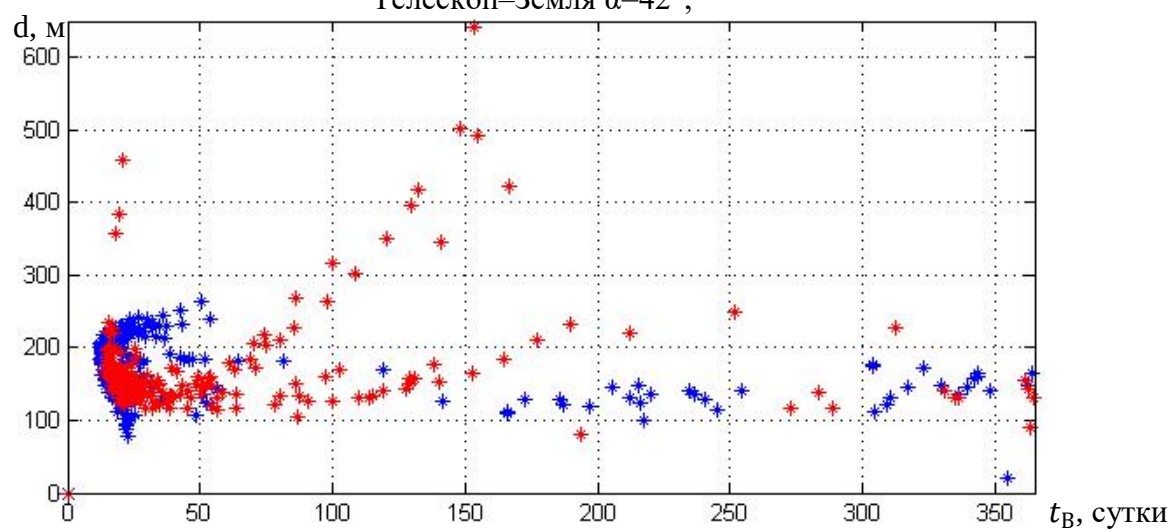
На рисунках 3.2-3.3 представлены диаграммы распределения минимальных диаметров d НТ, обнаруживаемых 6 вариантами КТ на моделируемых типовых орбитах в зависимости от времени t_6 с момента обнаружения до столкновения НТ с Землёй. Рисунок 3.2 соответствует варианту расположения КТ впереди Земли, а рисунок 3.3 – варианту расположения КТ позади Земли. Буквы а, б, в соответствуют различным расстояниям l_T от КТ до Земли, а также углам α наклона оптической оси КТ к направлению Телескоп-Земля. Представленные в диаграммах значения параметров наблюдения ОНТ соответствуют результатам имитационного моделирования процесса захвата полями зрения КТ опасных небесных тел на эллиптических орбитах с афелиями вблизи границ Главного пояса астероидов, т.е. орбит Марса ($Q = 1.6$ а.е.) и Юпитера ($Q = 6$ а.е.), орбитах астероидов, принадлежащих к транснептуновым объектам, с афелиями вблизи орбиты Плутона ($Q = 40$ а.е.), а также орбитах околоземных астероидов с афелийными расстояниями близкими к радиусу орбиты Земли ($Q = 1.1$ а.е.). Перигелийные расстояния моделируемых орбит составляли $q = \{0.1; 0.1; 0.9\}$ а.е.; наклонения орбит $i = \{0^\circ; 30^\circ; 60^\circ; 120^\circ; 150^\circ; 180^\circ\}$; значения долготы восходящего узла $\Omega = \{0^\circ; 180^\circ\}$. Всего было рассмотрено 432 орбиты ОНТ. На рисунках точки синего цвета соответствуют параметрам обнаружения НТ, приближающихся к Земле от афелия своей орбиты прямого (ПДА) или обратного движения (ОДА), точки красного цвета соответствуют параметрам обнаружения НТ, приближающихся к Земле со стороны Солнца, т.е. от перигелия своей орбиты прямого (ПДП) или обратного движения (ОДП).



а) расстояние между Землей и КТ $l_T=0.3$ а.е.; угол наклона оптической оси КТ к направлению Телескоп–Земля $\alpha=35^\circ$;

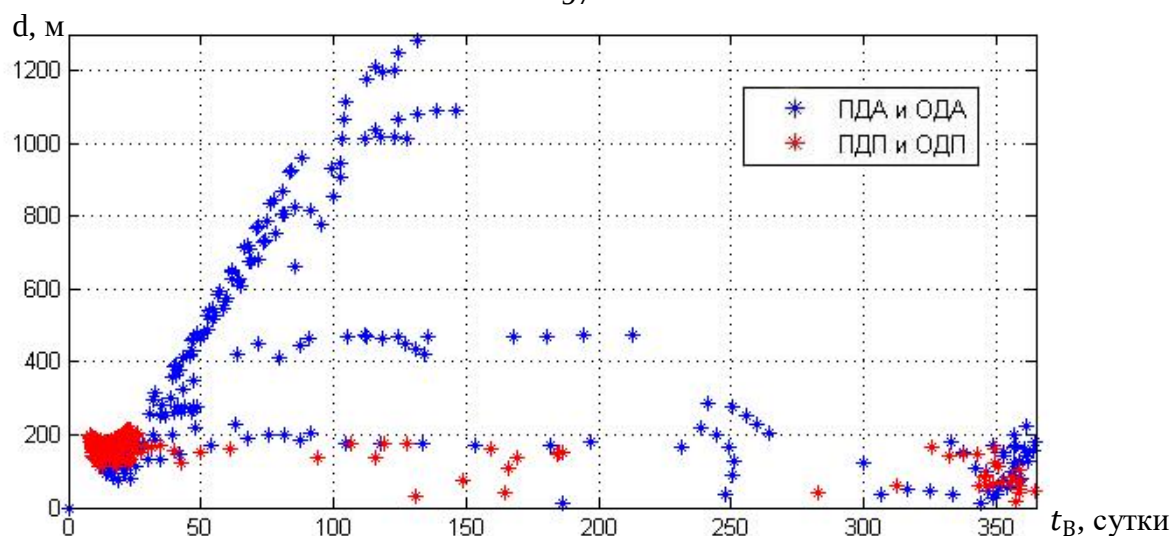


б) расстояние между Землей и КТ $l_T=0.5$ а.е.; угол наклона оптической оси КТ к направлению Телескоп–Земля $\alpha=42^\circ$;

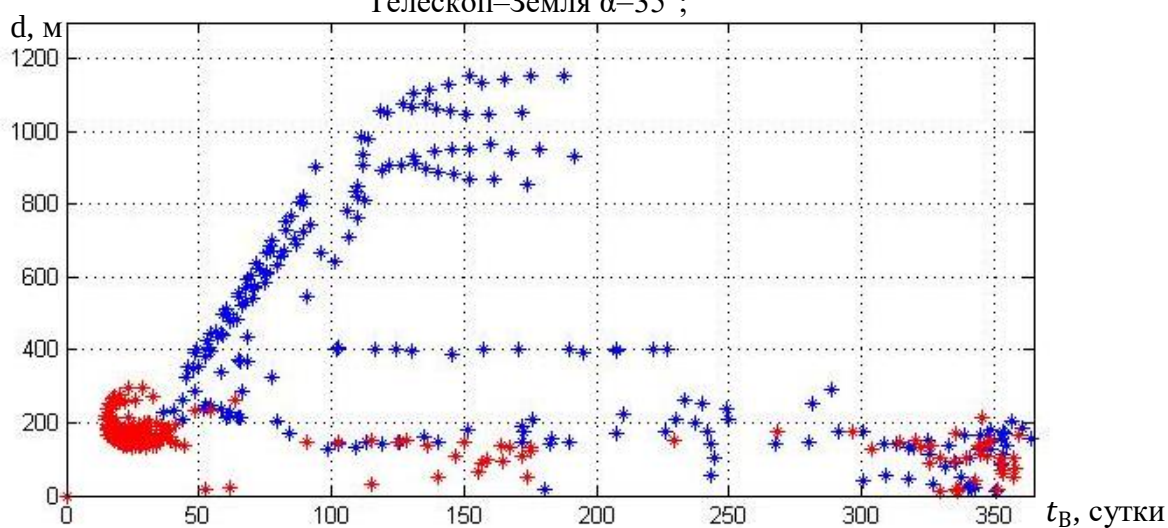


в) расстояние между Землей и КТ $l_T=1$ а.е.; угол наклона оптической оси КТ к направлению Телескоп–Земля $\alpha=27^\circ$;

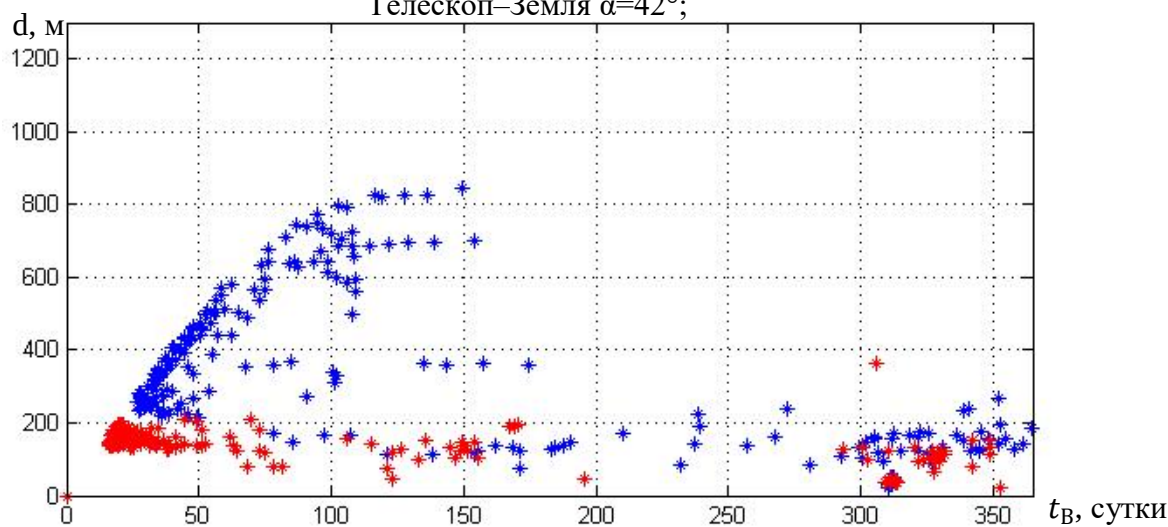
Рисунок 3.2 – Распределение минимальных диаметров d астероидов, обнаруживаемых КТ, расположенным *впереди* Земли, на 432 моделируемых типовых орбитах в зависимости от времени t_6 с момента обнаружения до столкновения НТ с Землёй



а) расстояние между Землей и КТ $l_T=0.3$ а.е.; угол наклона оптической оси КТ к направлению Телескоп–Земля $\alpha=35^\circ$;



б) расстояние между Землей и КТ $l_T=0.5$ а.е.; угол наклона оптической оси КТ к направлению Телескоп–Земля $\alpha=42^\circ$;



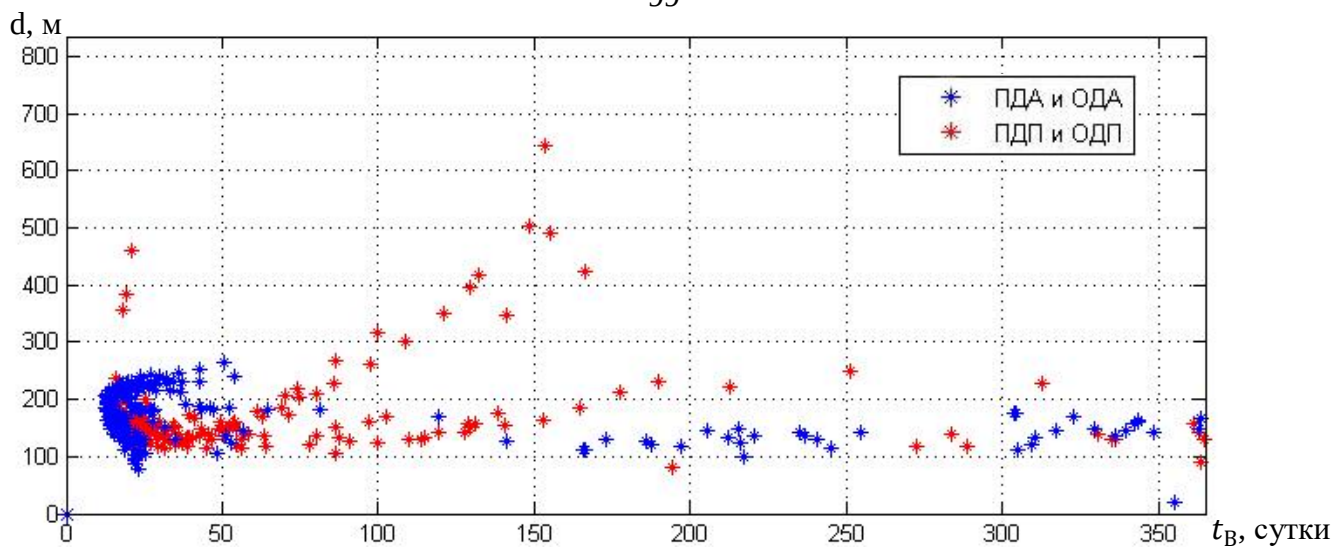
в) расстояние между Землей и КТ $l_T=1$ а.е.; угол наклона оптической оси КТ к направлению Телескоп–Земля $\alpha=27^\circ$;

Рисунок 3.3 – Распределение минимальных диаметров d астероидов, обнаруживаемых КТ, расположенным *позади* Земли, на 432 моделируемых типовых орбитах в зависимости от времени t_B с момента обнаружения до столкновения НТ с Землёй

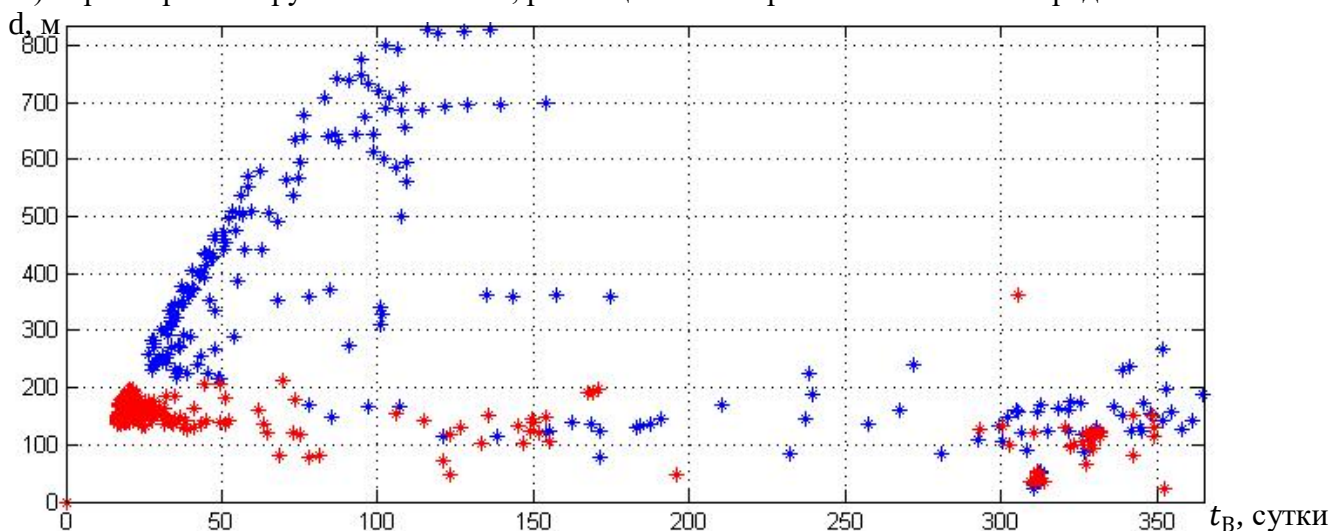
Из рисунков 3.2-3.3 видно, что расположение КТ существенно влияет на параметры обнаружения ОНТ. Так, размещение КТ впереди Земли позволяет обнаруживать ОНТ меньшего диаметра на орбитах ПДА и ОДА (точки синего цвета). А КТ, расположенные позади Земли, наоборот лучше подходят для обнаружения астероидов, приближающихся к Земле со стороны Солнца (точки красного цвета). Представленные в виде диаграмм результаты расчётов подтверждают отмеченные выше закономерности, обусловленные условиями наблюдения. В частности, они наглядно показывают, что увеличение расстояния от КТ до Земли и угла наклона оптической оси к направлению вращения приводит к заметному увеличению времени заблаговременного предупреждения о падении ОНТ на Землю.

В совокупности работа двух КТ должна обеспечивать обнаружение ОНТ меньших диаметров, чем можно было бы получить при работе только одного КТ. Другими словами максимальное значение минимального доступного для обнаружения диаметра ОНТ d для системы из двух КТ должно быть меньше, чем для каждого из КТ в отдельности. Это проиллюстрировано на рисунке 3.4, где представлены диаграммы распределения минимальных диаметров d НТ, обнаруживаемых на моделируемых орбитах двумя телескопами на расстоянии 1 а.е. впереди (рисунок 3.4(а)), и позади Земли (рисунок 3.4(б)) при независимом функционировании, а также при их совместной работе (рисунок 3.4(в)) в зависимости от времени t_e с момента обнаружения до столкновения НТ с Землёй. Для наглядности диаграммы приведены к одинаковому масштабу по рассматриваемым осям.

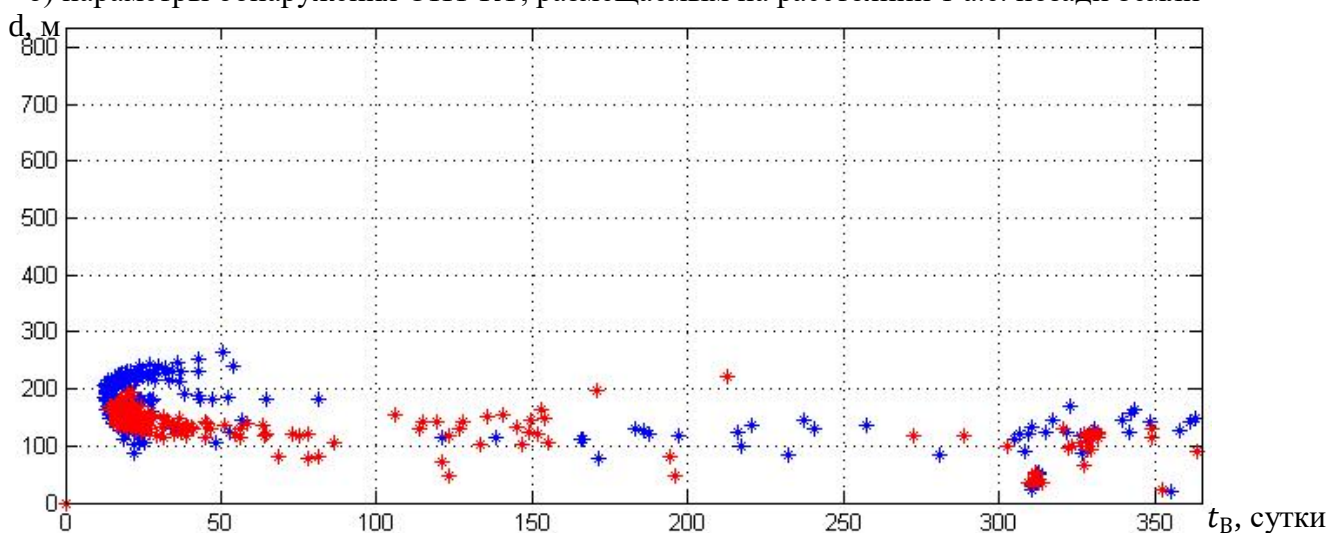
Расчёты показали, что если КТ, расположенный на расстоянии 1 а.е. впереди Земли, может обнаружить астероиды минимального диаметра от 21м до 642м в зависимости от орбиты ОНТ, а КТ, расположенный на расстоянии 1 а.е. позади Земли, - астероиды диаметрами от 22м до 846м, то при совместном функционировании этих двух КТ минимальные доступные для обнаружения диаметры наблюдаемых ОНТ будут составлять от 21м до 263м в зависимости от рассматриваемой орбиты астероида. Этот пример наглядно иллюстрирует



а) параметры обнаружения ОНТ КТ, размещаемым на расстоянии 1 а.е. впереди Земли



б) параметры обнаружения ОНТ КТ, размещаемым на расстоянии 1 а.е. позади Земли



в) параметры обнаружения ОНТ двумя КТ, размещаемыми на расстоянии 1 а.е. впереди и позади Земли

Рисунок 3.4 – Распределение минимальных диаметров d тел, обнаруживаемых двумя

КТ на расстоянии 1 а.е. впереди и позади Земли на 432 моделируемых типовых орбитах в зависимости от времени t_e с момента обнаружения до столкновения НТ с Землёй при их независимом и совместном функционировании

преимущество использования системы из двух КТ по сравнению с использованием каждого из них в отдельности. Размеры астероидов, обнаруживаемых с помощью КТ, располагаемых на расстояниях $l_T = 0.3, 0.5$ и 1 а.е. от Земли, результаты расчётов для которых были представлены выше в виде диаграмм на рисунках 3.2-3.3, представлены в таблице 3.10. Таблица включает размеры обнаруживаемых ОНТ, полученные при моделировании, как независимого функционирования рассматриваемых телескопов, так и совместной работы каждой из трёх пар КТ.

Таблица 3.10 – Значения минимальных доступных для обнаружения диаметров ОНТ, обнаруживаемых КТ, располагаемыми на орбите обращения Земли вокруг Солнца, при их независимом и совместном функционировании

	Минимальные доступные для обнаружения диаметры d наблюдаемых ОНТ	
	ОНТ, приближающиеся к Земле с внешней стороны её орбиты	ОНТ, приближающиеся к Земле со стороны Солнца
КТ впереди Земли, $l_T=0.3$ а.е	от 13 до 104 м	от 15 до 349 м
КТ позади Земли, $l_T=0.3$ а.е	от 14 до 1281 м	от 15 до 216 м
Совместная работа двух КТ:	от 13 до 94 м	от 15 до 197 м
КТ впереди Земли, $l_T=0.5$ а.е	от 25 до 204 м	от 41 до 536 м
КТ позади Земли, $l_T=0.5$ а.е	от 12 до 1153 м	от 10 до 298 м
Совместная работа двух КТ:	от 12 до 222 м	от 10 до 298 м
КТ впереди Земли, $l_T=1$ а.е	от 21 до 263 м	от 80 до 642 м
КТ позади Земли, $l_T=1$ а.е	от 22 до 845 м	от 22 до 362 м
Совместная работа двух КТ:	от 21 до 263 м	от 22 до 220 м

Таким образом, использование системы из двух КТ на орбите обращения Земли вокруг Солнца позволяет получить существенно меньшие значения диаметров обнаруживаемых ОНТ по сравнению с использованием одного КТ. Необходимо проведение сравнительного анализа различных вариантов баллистического построения системы из двух КТ на орбите обращения земли вокруг Солнца, определение областей их рационального применения и выбор наиболее рационального варианта такого построения таким образом, чтобы области применимости двух выбранных КТ взаимодополняли друг друга.

3.1.3. Анализ влияния параметров аппаратуры наблюдения на целевую эффективность КС типа «Барьер»

Проработка облика КТ, совершенствование и выбор параметров аппаратуры наблюдения должны проводиться на последующих этапах проектно-поисковых исследований в обеспечение создания КС оперативного обнаружения малых ОНТ с учётом имеющегося технического задела, ТТХ существующих и разрабатываемых перспективных космических средств наблюдения. Однако даже предварительная оценка целевой эффективности системы оперативного обнаружения малых ОНТ на раннем этапе её проектирования невозможна без учёта параметров аппаратуры наблюдения, изменение которых может оказать существенное влияние на показатели её целевой эффективности. В частности, к таким параметрам относятся:

- диаметр входного зрачка объектива телескопа $D_{\text{вх}}$;
- коэффициент пропускания оптики $\tau_{\text{оп}}$;
- квантовая эффективность ПЗС-матрицы η ;
- отношение сигнала к шуму k ;
- линейный размер пиксела ПЗС-матрицы $a_{\text{п}}$;
- размер ПЗС-матрицы.

Большинство указанных параметров входят в формулу (2.47) для оценки минимального диаметра обнаруживаемого телескопом ОНТ при заданных условиях наблюдения. Таким образом, приближенная оценка их влияния на данный показатель эффективности не представляет сложности. Остановимся отдельно на каждом из них.

Одной из основных характеристик телескопа является диаметр его входного зрачка. Количество света, проходящего через объектив, пропорционально площади его входного зрачка. Чем больше площадь входного зрачка или площадь главного зеркала телескопа, тем больше собираемый им поток излучения, и тем шире возможности для наблюдения, которые он обеспечивает. Кроме того, от диаметра телескопа зависит также и величина его углового разрешения. Современные технологии позволяют

создавать для космических телескопов как монолитные, так и сегментированные зеркала больших диаметров. Однако размер главного зеркала существенно влияет как на стоимость КА, так и на его массово-габаритные характеристики, которые в свою очередь ограничены массой выводимой полезной нагрузки и габаритами обтекателя используемой ракеты-носителя. Вследствие этого функционирующие в настоящее время космические телескопы обладают, как правило, относительно небольшими диаметрами. Из формулы (2.47) видно, что минимальный диаметр астероида, который может быть обнаружен КТ при заданных условиях наблюдения, обратно пропорционален корню из диаметра входного зрачка КТ $d \sim \sqrt{\frac{1}{D_{\text{вх}}}}$. То есть увеличение $D_{\text{вх}}$, к примеру, в 2 раза может привести к уменьшению диаметра обнаруживаемого ОНТ вплоть до $\sqrt{2}$ раз.

Другой важной характеристикой телескопа является коэффициент пропускания оптики. Чем он выше, тем меньше потери света, обусловленные переотражениями на поверхности линз, зависящими от длины волны. В соответствии с (2.47) значение минимального диаметра обнаруживаемого КТ ОНТ обратно пропорционально корню 4-ой степени коэффициента пропускания оптики $d \sim \sqrt[4]{\frac{1}{\tau_{\text{оп}}}}$.

Помимо диаметра входного зрачка телескопа и коэффициента пропускания оптики на предельную звездную величину регистрируемых телескопом объектов напрямую влияют характеристики установленной на нём ПЗС-матрицы, такие как квантовая эффективность, величина её собственного шума и т.д. Влияние указанных параметров на минимальный доступный для обнаружения при заданных условиях наблюдения диаметр ОНТ можно оценить как $d \sim \sqrt[4]{\frac{1}{\eta}}$ и $d \sim \sqrt{k}$.

Ещё одной важной характеристикой ПЗС-матрицы, существенно влияющей на возможности наблюдения телескопа является размер пиксела. Он определяет разрешающую способность прибора. Однако необходимо

учитывать, что с уменьшением размера пиксела, при сохранении физического размера матрицы, как правило, ухудшается соотношение сигнал/шум, что может привести к снижению качества изображения.

Размер ПЗС-матрицы, в частности длина накопительного столбца, в некоторых случаях может ограничивать длину трека изображения наблюдаемого ОНТ. Однако увеличение длины накопительного столбца также может привести к тому, что точечное изображение ОНТ может на время выйти в соседний столбец ПЗС-матрицы за счёт её вращения, тем самым уменьшая время накопления полезного сигнала в сигнальных пикселях накопительных столбцов, разбивая регистрируемый сигнал на несколько более слабых. Одним из влияющих параметров здесь является также размер пиксела матрицы и угол между оптической осью КТ и направлением вращения. Оценим максимальную возможную длину накопительного столбца ПЗС-матрицы, при которой дуга прогиба трека изображения ОНТ на матрице не выходит за рамки одного пиксела.

При сканировании ПЗС-матрица КТ вращается, при этом её движение происходит вдоль накопительных столбцов (см. рисунок 2.16), то есть пикселы каждого из столбцов матрицы при вращении мгновенного поля зрения вокруг заданного направления описывают некоторые окружности. Длина хорды такой окружности (рисунок 3.5), равная длине накопительного столбца ПЗС-матрицы $2N_x$, может быть вычислена по формуле:

$$2N_x = 2r_B * \sin\left(\frac{\alpha}{2}\right), \quad (3.1)$$

где r_B – радиус окружности, описываемой пикселом в результате вращения мгновенного поля зрения КТ, вычисляемый по формуле (2.46), угол $\frac{\alpha}{2}$ как видно из рисунка 3.5 можно определить следующим образом $\frac{\alpha}{2} = \arccos\left(\frac{r_B - a_{\Pi}}{r_B}\right)$, где a_{Π} – линейный размер пиксела ПЗС-матрицы.

Таким образом, максимальная длина накопительного столбца ПЗС-матрицы ограничена следующим значением:

$$2N_x = 2r_B * \sin\left(\arccos\left(\frac{r_B - a_{\Pi}}{r_B}\right)\right) \quad (3.2)$$

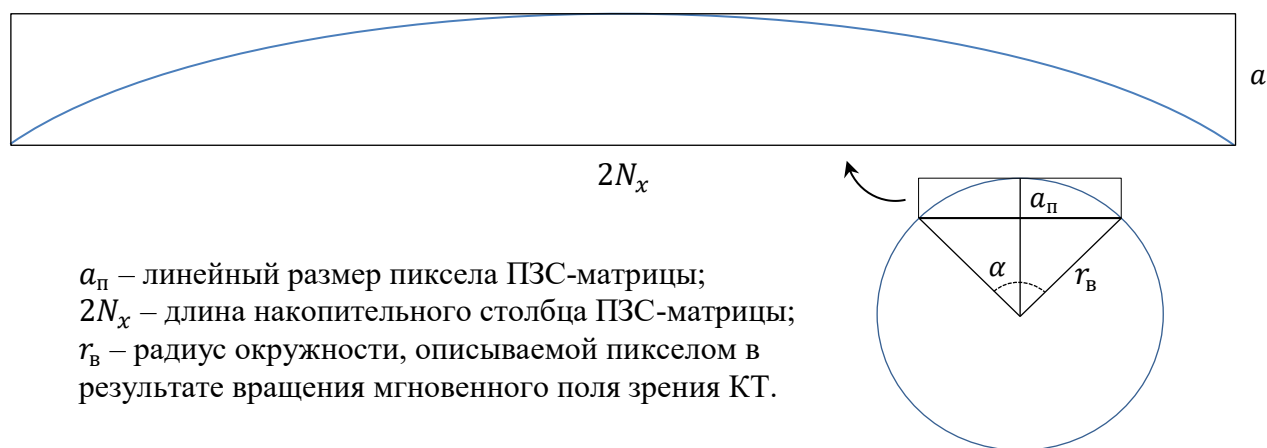


Рисунок 3.5 – Схематичное изображение окружности, описываемой пикселями накопительного столбца ПЗС-матрицы при вращении мгновенного поля зрения КТ и её хорды, равной длине этого накопительного столбца $2N_x$

Наиболее строгое ограничение, определяющее в конечном итоге максимальную длину столбцов матрицы, накладывается на крайний столбец ПЗС-матрицы, находящийся ближе всего к оси, вокруг которой вращается мгновенное поле зрения.

Таким образом, изменение указанных выше параметров аппаратуры наблюдения в первую очередь повлияет на такой показатель эффективности системы как минимальный диаметр обнаруживаемого ОНТ. Кроме того, указанные параметры могут также оказать влияние на обеспечиваемую КТ точность единичного измерения. За счёт её повышения может быть улучшена точность определения параметров орбиты наблюдаемого астероида.

Все указанные параметры аппаратуры наблюдения учитываются при расчётах, проводимых в рамках разработанной методики. Варьирование и оптимизация значений этих параметров в настоящей работе не проводились. При расчётах использовались значения параметров, предлагаемые авторами рассматриваемой концепции [12] космической системы.

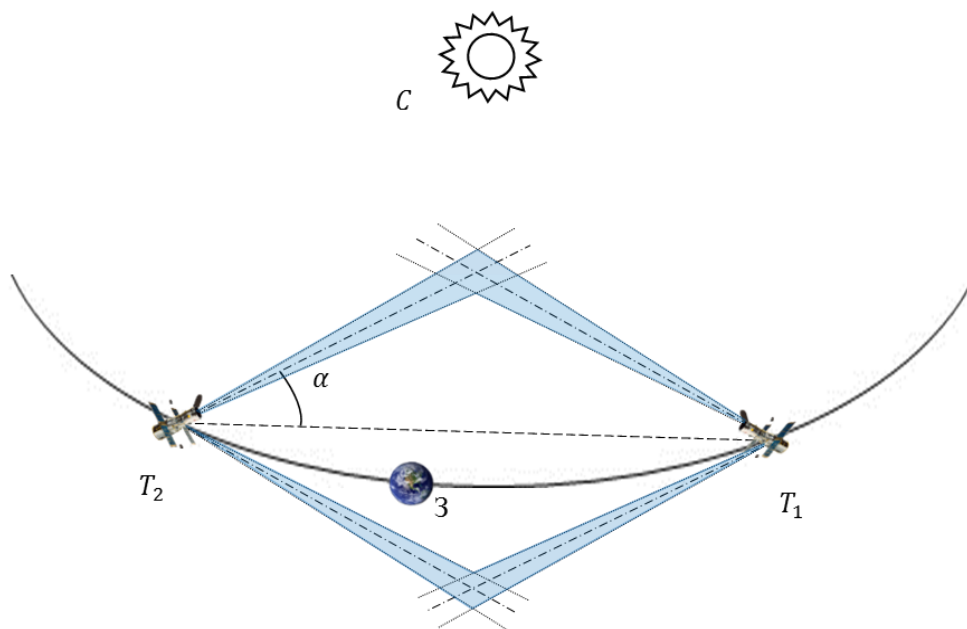
3.2. Результаты определения областей рационального применения различных вариантов баллистического построения КТ на широком множестве возможных столкновительных траекторий малых ОНТ

Рассмотрим несколько вариантов построения КТ и определим области их рационального применения. Под областью рационального применения того

или иного варианта построения КТ будем понимать множество орбит ОНТ, для которых исследуемый вариант обеспечивает наилучшие характеристики обнаружения по сравнению с другими рассматриваемыми.

В качестве исследуемых были приняты четыре варианта ($T_1, \dots, T_4$) размещения КТ на орбите обращения Земли вокруг Солнца. Ниже представлены характеристики этих вариантов. Для удобства описания КТ разделены на две группы:

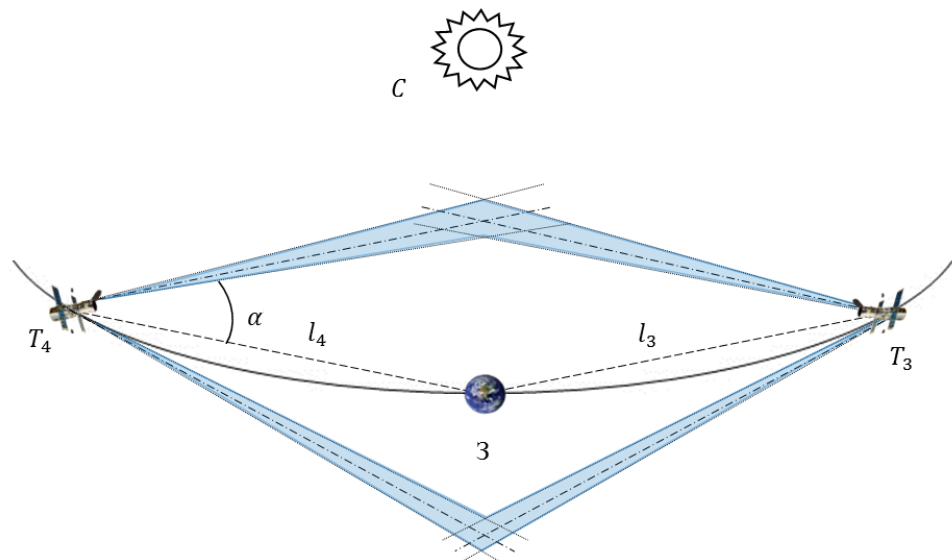
1. Телескоп T_1 расположен впереди Земли на расстоянии 0,3 а.е., телескоп T_2 – позади Земли на расстоянии 0,15 а.е. Их оптические оси непрерывно вращаются вокруг направления $T_1 - T_2$ и ориентированы к нему под постоянным углом $\alpha = 35^\circ$. Схема взаимного расположения Земли и телескопов представлена на рисунке 3.6.



С – Солнце; З – Земля; T_1 и T_2 – телескопы; α – угол между оптической осью телескопа и направлением $T_1 - T_2$

Рисунок 3.6 - Схема взаимного расположения Земли и телескопов T_1 и T_2

2. Телескоп T_3 расположен впереди Земли на расстоянии 1 а.е., телескоп T_4 – позади Земли на расстоянии 1 а.е. Их расположение относительно Земли и Солнца представлено на рисунке 3.7. Оптические оси телескопов непрерывно вращаются вокруг направления КТ – Земля и ориентированы к нему под постоянным углом $\alpha = 27^\circ$.



C – Солнце, 3 – Земля, $T_{3,4}$ – телескопы, $l_{3,4} = 1$ а. е. – расстояние между Землёй и телескопом; α – угол между оптической осью телескопа и направлением на Землю

Рисунок 3.7 - Схема взаимного расположения Земли и телескопов T_3 и T_4

Для решения поставленной задачи проведено моделирование движения астероидов по 432 траекториям с изменяемыми в широких пределах параметрами в течение 1 года до момента столкновения с Землёй. Для рассмотрения выбрана совокупность орбит астероидов с афелийными расстояниями $Q = \{1.1; 1.6; 6; 40\}$ а.е.; перигелийными расстояниями $q = \{0.1; 0.1; 0.9\}$ а.е.; наклоном орбиты $i = \{0^\circ; 30^\circ; 60^\circ; 120^\circ; 150^\circ; 180^\circ\}$; долготой восходящего узла $\Omega = \{0^\circ; 180^\circ\}$.

В результате длительного моделирования изменения относительных положений НТ, телескопа и его вращаемого поля зрения был получен большой массив данных, характеризующих захваты астероидов полями зрения КТ. Для наглядности и удобства сравнения различных вариантов размещения КТ в данном разделе представлены лишь полученные значения минимальных при реализуемых условиях наблюдения диаметров обнаруживаемых тел для 432 вариантов орбит астероидов и соответствующее им время с момента обнаружения НТ до момента его столкновения с Землёй. Сводные данные приведены в таблицах 3.11 – 3.14, каждая из которых соответствует одному из рассматриваемых вариантов размещения КТ. Введены следующие обозначения: Ω – долгота восходящего узла орбиты астероида, Q – афелийное расстояние, q

– перигелийное расстояние, i – наклонение орбиты астероида, d – минимальный диаметр НТ, которое может быть обнаружено телескопом на указанной орбите (столбцы зелёного цвета), t_g – обеспечиваемое время с момента обнаружения НТ до момента его столкновения с Землёй (столбцы голубого цвета). Жирным шрифтом для каждой орбиты выделено минимальное среди всех рассматриваемых КТ значение диаметра астероида, который может быть обнаружен на этой орбите. Прочерк в ячейке таблицы свидетельствует об отсутствии наблюдений данным КТ астероида в течение моделируемого периода времени (т.е. за год до столкновения тела с Землёй).

Представленные в таблицах результаты моделирования указывают на то, что не все рассмотренные варианты размещения КТ обеспечивают заблаговременное обнаружение сближающихся с Землёй астероидов на всех принятых к рассмотрению орбитах. Наиболее сложными для обнаружения оказались так называемые «стелящиеся» орбиты (со значениями афелийного Q и перигелийного q расстояний близкими к 1 а.е.) с малым наклонением, что характеризуется отсутствием наблюдений движущихся по ним объектов тем или иным телескопом в течение моделируемого периода времени. В некоторых случаях при значительном увеличении времени моделирования возможна реализация захвата полями зрения КТ астероидов, движущихся по указанным орбитам (для которых в соответствующих ячейках таблиц стоит прочерк «—») и получение параметров их наблюдения. То есть обнаружение НТ может производиться лишь задолго до его возможного столкновения с Землёй на одном из предыдущих витков его орбиты. Это приводит к увеличению времени между сеансом наблюдения и предстоящим сближением с Землёй, в результате чего ухудшается точность прогноза величины пролётного расстояния НТ от Земли, так как полученные при наблюдении НТ данные требуют последующего обновления и уточнения. Невозможным (увеличение времени моделирования до 50 лет не принесло результатов) оказалось обнаружение астероидов на орбитах с параметрами $Q = 1.1$ а.е., $q = 0.9$ а.е., $\Omega = 0^\circ$, $i = 0^\circ$ с помощью телескопов T_2 , T_3 , T_4 ; с параметрами $Q = 1.1$ а.е., $q = 0.9$ а.е., $\Omega = 180^\circ$, $i = 0^\circ$ с помощью телескопов T_1 , T_3 , T_4 .

Таблица 3.11 - Параметры обнаружения малых НТ телескопом T_1

Долгота восходящего узла Ω , °	Афелийное расстояние Q , а. е.	Наклонение i , °	Перигелийное расстояние q , а. е.																	
			0,1		0,2		0,3		0,4		0,5		0,6		0,7		0,8		0,9	
			d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут	d , м	t_θ , сут
180° (астероид приближается к Земле от перигелия, т.е. со стороны Солнца)	1,1	0°	184	15,3	40	364,8	180	22,8	187	28,2	187	35,3	184	72,8	174	87,8	-	-	-	-
		30°	157	13,9	62	361,7	131	16,6	122	17,2	114	18,5	109	18,7	112	19,3	103	19,5	104	19,9
		60°	133	11,2	85	362,7	109	11,2	105	11,0	104	11,0	97	9,9	96	9,9	95	9,5	94	9,5
		120°	121	8,9	102	8,1	96	7,6	92	7,2	88	7,0	86	6,6	84	6,8	83	6,4	81	6,2
		150°	142	8,9	115	8,3	98	7,8	89	7,6	80	7,4	74	7,2	69	7,0	64	6,8	61	6,8
		180°	190	9,1	178	8,6	168	8,4	143	8,2	144	8,2	139	8,2	123	8,2	97	8,2	15	179,0
	1,6	0°	207	298,9	174	334,3	177	361,4	198	18,0	190	22,4	187	29,5	175	63,0	187	217,3	138	175,0
		30°	199	9,9	176	333,9	168	12,4	156	13,9	151	15,1	140	16,4	130	17,2	124	18,9	115	19,5
		60°	185	9,1	158	9,1	143	9,1	135	9,3	125	9,5	118	9,5	111	9,1	108	9,7	104	9,1
		120°	180	304,7	154	7,0	137	6,8	124	6,6	115	6,4	107	6,4	99	6,2	95	6,0	88	6,2
		150°	176	305,7	183	330,7	163	6,8	139	6,6	125	6,6	110	6,6	95	6,4	84	6,4	72	6,6
		180°	173	307,4	171	83,6	12	104,6	37	117,1	57	129,2	75	141,0	94	152,7	121	164,0	119	7,6
	6	0°	220	8,0	206	9,1	201	10,5	201	12,6	198	15,9	187	19,7	174	43,4	308	144,4	219	115,2
		30°	221	7,6	209	8,9	185	9,3	178	10,5	170	12,0	162	13,7	149	14,5	140	16,6	133	19,3
		60°	216	7,0	192	7,2	170	7,4	162	7,6	147	7,8	146	8,7	131	8,1	125	8,7	116	8,7
		120°	216	5,9	201	6	178	5,8	160	5,8	142	5,6	134	5,6	121	5,4	109	5,4	100	5,4
		150°	238	5,9	219	5,7	211	5,7	178	5,5	164	5,5	147	5,5	133	5,8	111	5,8	87	5,8
		180°	74	72,3	133	87,7	175	103,5	221	117,3	214	5,7	221	5,9	220	6,1	203	6,4	139	6,6
	40	0°	224	7,4	209	8,4	220	9,7	197	11,4	189	13,6	186	17,6	174	39,3	347	131,9	251	106,5
		30°	226	7,4	209	8,0	198	8,9	192	9,9	175	11,2	162	12,0	157	14,7	147	16,6	140	19,5
		60°	220	6,8	198	7,0	178	7,0	173	7,4	157	7,4	145	7,8	141	8,9	126	8,1	118	8,5
		120°	224	5,7	199	5,5	188	5,5	164	5,3	153	5,3	139	5,3	124	5,1	113	5,1	103	5,2
		150°	231	5,5	216	64,2	204	5,3	195	5,3	177	5,3	156	5,3	136	5,3	114	5,3	91	5,4
		180°	105	71,7	172	89,8	215	66,1	248	5,5	233	5,5	209	5,5	208	5,7	187	5,9	175	6,4

Продолжение таблицы 3.11

Долгота восходящего узла Ω , °	Афелийное расстояние Q , а. е.	Наклонение i , °	Перигелийное расстояние q , а. е.																	
			0,1		0,2		0,3		0,4		0,5		0,6		0,7		0,8		0,9	
			d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут
0° (астероид приближается к Земле от афелия)	1,1	0°	43	14,8	42	19,4	42	23,3	43	27,9	44	33,3	45	39,4	45	48,1	45	59,4	45	77,5
		30°	47	13,4	54	15,0	58	16,1	65	15,9	69	15,9	73	16,7	77	17,3	79	17,3	85	19,0
		60°	54	11,3	61	10,7	67	10,9	71	10,5	76	10,2	80	10,2	81	9,6	84	10,7	86	10,5
		120°	48	8,6	55	7,7	58	7,5	62	7,1	65	6,7	66	6,7	69	6,5	70	6,5	72	6,5
		150°	41	8,6	42	7,9	43	7,5	44	7,3	45	7,1	47	6,9	47	6,9	49	6,7	41	201,1
		180°	36	8,5	33	8,1	31	7,9	29	7,7	26	7,7	24	7,7	22	7,7	20	7,7	16	7,9
	1,6	0°	66	9,2	65	11,0	70	13,1	68	14,2	68	16,7	69	20,2	71	23,1	72	29,0	74	39,6
		30°	65	8,8	68	9,2	68	11,1	71	10,9	72	12,3	77	12,5	78	14,4	80	15,2	85	17,5
		60°	67	7,9	69	8,1	71	8,4	75	8,8	76	9,0	78	9,4	80	9,4	83	8,4	88	9,8
		120°	62	6,5	63	6,5	65	6,3	64	6,1	65	6,3	68	6,1	68	6,1	70	5,9	72	6,1
		150°	58	6,5	54	6,3	55	6,1	52	6,1	53	6,1	51	6,1	51	6,1	51	6,1	50	6,3
		180°	55	6,5	52	6,3	48	6,3	45	6,3	43	6,3	40	6,3	36	6,5	31	6,7	27	6,9
	6	0°	79	7,3	78	7,9	80	9,2	80	9,0	81	11,0	85	13,3	85	16,0	89	18,5	95	24,4
		30°	77	6,5	80	7,3	79	7,9	82	8,6	83	9,6	84	9,6	88	10,6	89	14,2	92	14,8
		60°	77	6,1	77	6,7	79	6,9	79	7,3	83	6,7	84	7,7	85	7,5	89	8,6	91	9,0
		120°	72	5,4	70	5,4	71	5,2	72	5,0	72	5,2	73	5,2	73	5,2	74	5,2	77	4,8
		150°	70	5,0	69	5,0	65	5,0	64	5,0	62	5,0	61	5,0	57	5,2	56	5,2	54	5,4
		180°	69	5,2	66	5,0	61	5,0	59	5,0	56	5,0	51	5,2	49	5,2	43	5,4	35	5,8
	40	0°	79	6,7	81	7,5	85	7,9	86	8,1	85	10,2	86	10,8	90	15,4	92	16,3	102	22,9
		30°	80	6,5	81	6,9	83	7,1	85	8,8	88	9,0	89	9,6	88	10,9	90	11,3	95	13,4
		60°	80	5,2	82	5,4	84	6,3	82	6,5	86	6,3	88	7,5	87	7,7	89	6,9	93	7,7
		120°	74	5,2	74	5,0	73	5,0	74	5,0	73	4,8	74	5,0	74	5,0	76	5,0	77	5,0
		150°	71	5,0	70	4,8	68	4,8	65	4,8	63	4,8	62	4,8	61	4,8	58	5,0	57	5,0
		180°	70	5,0	67	4,8	65	4,8	62	4,8	58	4,8	55	4,8	51	5,0	45	5,2	39	5,4

Таблица 3.12 - Параметры обнаружения малых НТ телескопом T_2

Долгота восходящего узла $\Omega, ^\circ$	Афелийное расстояние Q , а. е.	Наклонение $i, ^\circ$	Перигелийное расстояние q , а. е.																	
			0,1		0,2		0,3		0,4		0,5		0,6		0,7		0,8		0,9	
			d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут
180° (астероид приближается к Земле от перигелия, т.е. со стороны Солнца)	1,1	0°	190	22,0	48	348,8	179	318,0	178	23,6	170	24,9	166	27,0	160	30,1	142	35,3	30	327,3
		30°	179	21,4	72	357,7	140	19,3	120	18,1	111	16,4	92	15,4	85	14,7	81	13,9	49	356,7
		60°	169	21,2	144	18,3	133	17,0	122	14,9	111	13,3	103	12,2	98	11,4	93	10,8	54	360,9
		120°	173	24,5	174	24,7	176	24,9	181	25,8	183	24,9	189	26,4	189	25,6	193	26,0	46	362,1
		150°	175	27,0	177	32,8	182	29,3	189	30,7	196	31,8	202	32,0	160	348,3	88	353,1	30	361,9
		180°	174	80,3	175	33,4	181	35,3	186	116,6	195	127,6	174	342,4	187	337,0	211	157,2	233	38,0
	1,6	0°	175	350,3	191	11,4	196	12,0	39	358,8	129	352,7	171	13,90	161	15,7	147	18,0	126	24,3
		30°	186	355,3	175	11,6	166	11,4	42	360,0	125	10,8	112	11,2	102	11,0	88	11,2	75	10,8
		60°	173	12,0	151	11,2	144	11,4	46	361,1	121	9,7	112	9,7	107	10,1	97	8,9	89	8,5
		120°	179	15,5	172	16,0	170	17,2	39	362,3	168	18	170	18,90	173	19,70	178	20,8	181	196,5
		150°	176	74,4	177	19,7	176	21,8	34	362,5	180	23,7	186	25,7	189	167,3	163	178,4	176	193,1
		180°	181	17,8	175	24,1	173	26,1	28	362,3	180	25,7	61	139,6	99	157,1	129	173,5	166	192,1
	6	0°	213	7,2	209	7,2	202	7,4	204	7,4	191	7,6	187	8,0	169	8,9	162	10,1	133	12,6
		30°	208	7,4	196	7,2	170	7,0	163	7,2	154	7,2	140	7,2	115	7,4	97	7,6	81	7,6
		60°	190	7,6	173	7,6	155	7,2	153	7,0	132	7,2	126	7,0	109	6,8	100	6,6	90	6,6
		120°	194	9,9	179	10,7	169	11,0	167	12,2	161	12,2	160	13,0	164	14,5	164	15,1	172	17,0
		150°	191	10,9	181	12,4	179	14,3	178	19,5	175	17,6	177	19,1	183	21,4	194	24,1	217	28,5
		180°	192	12,0	187	14,3	178	15,5	174	20,9	174	22,2	178	21,8	186	24,7	199	27,6	223	31,1
	40	0°	206	6,6	209	6,4	194	6,4	206	6,6	200	6,8	196	7,2	178	7,8	164	8,6	143	10,7
		30°	199	6,6	194	6,4	184	6,4	170	6,4	152	6,4	137	6,6	120	6,6	103	6,6	84	7,2
		60°	199	7,4	186	7,2	169	6,8	151	6,6	145	6,4	127	6,4	114	6,2	102	6,0	92	6,0
		120°	197	8,7	181	9,5	179	9,9	167	10,5	165	11,4	163	12,4	160	12,8	161	13,7	172	15,3
		150°	193	9,7	185	11,2	184	12,6	175	14,1	175	16,4	176	17,8	182	20,3	191	22,4	214	26,6
		180°	188	86,3	184	12,0	182	17,4	175	19,5	173	21,8	176	19,9	183	22,6	198	26,4	228	31,4

Продолжение таблицы 3.12

Долгота восходящего узла Ω , °	Афелийное расстояние Q , а. е.	Наклонение i , °	Перигелийное расстояние q , а. е.																	
			0,1		0,2		0,3		0,4		0,5		0,6		0,7		0,8		0,9	
			d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут
0° (астероид приближается к Земле от афелия)	1,1	0°	173	93,4	176	99,1	179	109,7	185	122,8	190	137,4	186	154,9	190	181,4	184	224,3	-	-
		30°	182	89	167	361,8	188	82,2	175	67,6	83	20,7	71	16,3	67	14,6	64	13,4	60	355,4
		60°	211	78,4	216	59,7	185	41,5	119	20,7	100	15,5	89	12,5	84	11,1	82	10,5	60	360,6
		120°	248	60,9	260	55,3	263	50,5	261	46,5	257	43,2	253	40,7	185	199,5	152	192,2	51	362,0
		150°	58	360,2	270	57,2	277	54,1	200	338,2	185	339,2	169	344,8	128	349,8	79	354,6	38	361,8
		180°	47	357,9	272	58,0	175	328,2	31	311,5	55	321,9	55	331,0	44	339,8	23	349,4	234	232,6
	1,6	0°	463	129,1	68	11,3	59	10,2	53	9,6	51	10,2	49	11,7	46	12,1	43	13,1	40	16,3
		30°	468	122,0	71	10,8	63	9,4	59	9,0	56	8,8	57	9,8	54	9,0	53	9,0	54	9,2
		60°	471	106,3	457	101,5	82	10,9	78	9,8	76	9,4	71	8,4	72	8,2	74	8,2	74	8,0
		120°	469	85,3	448	76,3	425	69,0	85	361,8	370	56,3	343	50,9	314	45,5	288	40,70	259	35,5
		150°	472	82,8	457	75,3	133	364,6	99	361,8	192	266,9	218	264,4	248	262,3	272	257,1	285	248,4
		180°	470	81,4	176	363,3	102	361,7	16	251,3	84	255,6	127	256,7	167	255,6	208	252,9	229	246,5
	6	0°	60	5,6	57	5,0	53	5,4	51	5,6	49	5,4	46	5,2	45	6,9	41	7,9	36	9,4
		30°	61	5,2	57	5,0	55	4,6	55	5,0	53	5,6	52	5,2	50	5,4	50	6,1	50	6,3
		60°	64	5,6	65	5,4	63	5,6	64	5,9	64	6,3	63	5,6	64	5,2	67	5,7	67	5,5
		120°	939	100,5	854	92,6	777	85,5	699	78,2	625	71,1	540	62,6	460	54,2	385	45,9	306	36,3
		150°	913	96,6	836	89,1	770	83,0	710	77,6	650	72,2	594	67,20	538	62,0	477	56,8	413	50,7
		180°	902	95,1	839	88,9	766	82,2	713	77,6	657	72,8	603	68,2	552	63,9	493	58,9	429	53,2
	40	0°	59	5,0	56	5,0	54	4,4	52	5,4	50	5,4	47	5,0	44	5,0	40	6,5	37	6,9
		30°	60	4,8	57	4,4	55	4,2	54	4,4	53	5,0	55	4,8	52	5,4	50	5,9	51	6,3
		60°	65	5,4	63	4,6	64	5,2	62	4,6	62	4,8	64	4,8	62	4,6	65	5,0	66	4,8
		120°	96	8,8	1000	95,7	912	89,0	818	81,7	722	74,0	621	65,5	522	56,5	420	46,5	318	35,5
		150°	1068	99,5	967	91,6	891	85,7	830	80,3	750	75,1	679	69,7	616	64,9	536	58,4	455	51,8
		180°	1054	98,0	974	90,7	891	85,3	818	79,9	755	75,3	699	71,4	630	66,4	556	60,7	478	54,7

Таблица 3.13 - Параметры обнаружения малых НТ телескопом T_3

Долгота восходящего узла $\Omega, ^\circ$	Афелийное расстояние Q , а. е.	Наклонение $i, ^\circ$	Перигелийное расстояние q , а. е.																	
			0,1		0,2		0,3		0,4		0,5		0,6		0,7		0,8		0,9	
			d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут
180° (астероид приближается к Земле от перигелия, т.е. со стороны Солнца)	1,1	0°	154	34,8	118	272,8	90	363,5	115	56,3	117	63,8	120	78,3	133	87,3	157	128,8	-	-
		30°	155	34,3	138	283,7	136	42,8	131	46,8	137	50,8	138	58,3	145	51,3	151	52,3	158	53,3
		60°	187	29,3	149	28,3	147	28,3	148	26,8	152	26,3	155	28,4	157	25,9	157	25,4	162	29,9
		120°	227	25,8	160	23,8	151	21,9	150	21,4	152	20,9	150	19,9	150	129,2	151	18,9	153	19,4
		150°	172	312,7	200	25,3	176	24,3	153	23,4	130	113,7	130	21,9	126	20,9	124	19,9	122	21,4
		180°	149	71,3	135	80,3	127	90,8	118	288,8	131	109,8	142	119,3	158	131,3	177	138,3	81	194,0
	1,6	0°	152	24,8	135	28,8	125	33,3	116	38,8	116	45,3	120	54,3	131	56,3	250	251,5	220	212,5
		30°	162	25,3	141	28,3	131	364,8	133	31,3	131	38,3	135	38,8	141	45,3	148	43,3	161	49,3
		60°	194	22,8	140	330,8	143	362,8	153	24,3	152	26,3	158	24,8	159	22,8	159	24,4	161	23,9
		120°	136	20,3	130	335,3	156	361,3	173	19,3	168	18,8	163	18,9	162	17,9	156	17,4	159	16,4
		150°	104	63,7	130	336,3	150	86,2	160	97,2	169	102,7	166	20,3	154	19,9	137	19,4	131	19,9
		180°	151	86,5	125	100,0	134	115,0	143	127,5	154	140,5	165	153	184	164,5	211	177,5	232	189,5
	6	0°	157	19,3	138	21,8	131	24,8	125	27,3	116	31,8	123	37,3	132	40,3	423	166,5	346	141,0
		30°	168	19,8	141	21,3	140	22,8	134	24,8	131	26,8	134	31,3	138	36,3	148	33,8	167	41,3
		60°	197	16,8	158	19,3	155	19,8	154	18,3	163	18,8	157	21,8	159	19,3	164	20,3	168	20,9
		120°	148	15,8	192	15,8	191	15,8	186	15,8	176	15,3	174	15,8	175	16,8	165	14,9	165	14,4
		150°	145	54,7	184	69,2	210	80,2	227	16,8	219	17,3	201	17,3	179	17,3	157	17,4	141	16,9
		180°	149	50,3	171	62,8	203	74,8	228	85,8	263	97,8	302	108,8	350	120,8	417	132,3	502	148,3
	40	0°	162	19,3	141	19,8	128	22,8	125	24,3	117	29,3	122	34,8	133	39,3	492	155	396	129,5
		30°	169	17,3	143	19,8	141	20,8	136	21,3	132	24,8	136	26,3	138	32,3	150	31,8	171	39,3
		60°	199	16,8	160	17,8	160	16,8	157	17,8	156	17,8	156	19,8	158	21,3	167	19,3	171	22,3
		120°	160	15,3	197	14,8	192	15,3	188	14,8	183	15,3	178	14,8	175	14,8	170	14,4	169	14,9
		150°	150	53,7	207	70,2	236	15,8	222	15,8	220	16,3	200	16,3	191	16,8	160	16,4	149	16,9
		180°	154	48,8	178	61,3	218	74,3	267	86,3	316	99,8	357	18,3	385	19,3	459	20,8	642	153,3

Продолжение таблицы 3.13

Долгота восходящего узла Ω , °	Афелийное расстояние Q , а. е.	Наклонение i , °	Перигелийное расстояние q , а. е.																	
			0,1		0,2		0,3		0,4		0,5		0,6		0,7		0,8		0,9	
			d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут
0° (астероид приближается к Земле от афелия)	1,1	0°	132	310,8	159	343,3	171	119,3	127	141,3	113	166,3	118	197,3	136	236,8	-	-	-	-
		30°	106	48,6	123	52,6	135	51,1	144	56,6	112	165,7	120	187,3	132	212,3	141	234,8	129	240,4
		60°	130	35,1	141	348,3	151	31,6	161	27,6	111	166,2	128	185,8	147	205,3	149	215,3	135	220,4
		120°	130	25,0	137	23,1	142	22,1	149	19,6	111	166,2	130	172,7	153	17,6	154	18,6	124	215,9
		150°	121	24,0	123	23,0	125	20,5	126	20,0	111	166,2	126	20,6	126	19,6	127	20,1	99	217,4
		180°	107	25,5	105	24,0	110	22,0	103	22,0	21	355,0	95	22,0	93	22,0	87	22,0	79	23,0
	1,6	0°	182	28,5	176	303,8	112	304,8	147	329,8	184	46,0	183	47,0	185	52,0	182	64,5	182	81,5
		30°	180	27,5	177	304,3	121	309,3	136	336,3	166	363,8	190	38,6	187	42,6	187	42,6	183	43,6
		60°	180	21,0	189	22,0	145	317,3	146	339,8	182	23,6	181	24,1	183	27,1	182	23,1	178	26,6
		120°	172	18,0	174	17,0	171	322,8	165	343,3	168	18,1	169	17,1	166	17,1	164	17,1	165	17,1
		150°	166	19,0	167	18,0	141	254,7	159	342,3	148	362,8	151	16,5	150	16,5	140	17,5	140	17,6
		180°	167	17,0	115	245,3	159	16,0	154	16,0	142	17,5	142	17,5	132	17,0	126	18,0	112	19,0
	6	0°	222	20,5	229	21,0	220	23,0	227	27,0	223	28,5	227	32,0	229	37,0	231	43,0	240	54,0
		30°	218	17,5	214	19,0	224	24,5	220	23,0	222	25,0	218	26,5	216	29,1	215	33,1	213	36,6
		60°	216	16,0	220	20,0	214	18,0	209	18,0	207	19,1	213	22,6	205	20,1	200	20,1	193	20,6
		120°	209	16,0	207	15,5	197	13,0	200	13,5	198	14,5	189	14,1	188	15,1	182	13,1	179	13,6
		150°	203	15,5	197	13,0	194	13,5	191	14,5	186	13,0	182	14,5	175	14,5	164	14,5	159	14,0
		180°	202	13,0	195	14,0	189	14,0	184	13,0	178	13,0	170	14,0	163	14,0	156	14,0	139	15,5
	40	0°	225	17,0	230	20,0	239	23,5	230	23,5	242	27,0	241	30,0	245	36,0	252	42,5	263	50,5
		30°	228	19,5	229	18,0	230	21,0	228	22,0	230	24,0	229	25,0	233	29,0	236	32,1	230	34,6
		60°	222	16,0	224	17,5	223	17,0	218	17,5	214	17,6	217	19,1	215	20,1	208	20,1	201	19,6
		120°	217	13,5	209	14,0	207	15,0	206	12,5	204	13,5	196	13,6	193	14,6	196	13,6	183	14,1
		150°	209	13,0	204	13,0	204	13,5	195	13,0	191	13,0	185	12,5	179	13,5	169	14,0	167	14,0
		180°	209	14,0	203	13,0	198	13,0	195	13,0	185	13,0	179	13,0	169	13,5	164	13,0	148	14,5

Таблица 3.14 - Параметры обнаружения малых НТ телескопом T_4

Долгота восходящего узла $\Omega, ^\circ$	Афелийное расстояние Q , а. е.	Наклонение $i, ^\circ$	Перигелийное расстояние q , а. е.																	
			0,1		0,2		0,3		0,4		0,5		0,6		0,7		0,8		0,9	
			d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут	d , м	t_e , сут
180° (астероид приближается к Земле от перигелия, т.е. со стороны Солнца)	1,1	0°	96	322	127	38,8	121	310,3	143	52,3	162	61,8	179	73,3	36	309,5	48	196	-	-
		30°	99	323,5	129	37,8	131	41,3	135	43,3	137	51,3	139	49,3	35	313,5	105	155,1	130	126,4
		60°	104	326	137	34,3	148	32,3	156	29,3	159	28,8	163	31,8	35	313,0	121	151,6	135	144,9
		120°	99	328,5	156	28,3	163	28,3	175	26,8	176	28,3	186	23,3	41	313,0	111	330,1	124	148,9
		150°	93	328,5	131	349,1	170	24,3	175	25,3	134	300,3	99	302,9	38	311,0	94	329,5	102	146,9
		180°	93	328,5	114	349,0	22	352,5	127	293,3	131	320,8	151	342,3	35	311,0	67	327,5	82	342,5
	1,6	0°	133	25,3	52	311,5	120	329,0	146	34,8	162	41,3	181	51,3	211	69,8	73	121,0	363	305,8
		30°	136	24,8	52	311,5	121	327,0	141	33,8	137	31,3	139	34,3	142	38,3	143	44,8	151	135,4
		60°	134	24,3	53	311,5	124	330,0	150	25,3	151	27,8	157	26,8	160	27,8	167	29,8	172	26,3
		120°	142	21,3	52	311,5	123	331,5	160	21,8	167	21,3	174	20,3	182	22,3	149	154,0	191	167,5
		150°	135	63,2	52	311,5	120	331,5	156	106,1	143	115,1	118	123,1	101	133,1	140	150,0	190	169,0
		180°	143	21,3	52	311,5	115	331,5	152	348,5	169	20,3	171	23,3	46	123,0	146	149,5	197	170,5
	6	0°	140	20,3	145	21,8	144	21,3	159	24,3	168	28,8	184	34,8	205	49,3	78	78,0	122	73,0
		30°	138	19,3	143	18,3	148	23,3	146	22,3	143	23,3	147	25,3	143	27,8	144	33,3	150	36,9
		60°	140	18,8	143	19,8	148	17,3	150	20,8	156	19,8	156	21,3	159	21,8	165	24,8	172	22,3
		120°	146	17,8	150	17,8	155	17,8	156	18,3	166	19,3	166	19,3	175	19,3	181	20,8	196	21,3
		150°	137	17,8	141	17,8	145	18,3	156	17,8	159	18,3	168	16,8	179	17,8	179	21,3	193	20,8
		180°	140	17,3	147	17,8	81	81,5	152	18,3	160	18,3	168	17,3	175	18,8	184	20,8	195	19,8
	40	0°	142	18,8	145	17,8	149	20,3	155	22,3	159	25,7	186	32,3	207	44,3	81	68,5	121	64,5
		30°	141	17,3	148	19,3	145	19,3	146	20,3	152	21,8	146	23,8	147	26,3	145	32,8	150	31,4
		60°	144	16,3	127	18,3	150	17,8	150	18,8	157	19,3	158	19,8	164	22,3	167	20,8	175	22,3
		120°	139	16,3	129	16,3	153	16,8	155	17,3	157	18,3	168	17,8	173	17,3	182	18,3	192	19,2
		150°	135	16,8	137	16,8	121	16,3	155	17,8	154	18,3	169	18,3	173	18,3	181	18,8	196	20,3
		180°	136	16,8	156	75,0	131	17,3	152	16,8	158	17,3	166	18,8	171	19,3	182	18,3	195	21,8

Продолжение таблицы 3.14

Долгота восходящего узла Ω , °	Афелийное расстояние Q , а. е.	Наклонение i , °	Перигелийное расстояние q , а. е.																	
			0,1		0,2		0,3		0,4		0,5		0,6		0,7		0,8		0,9	
			d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут	d , м	t_6 , сут
0° (астероид приближается к Земле от афелия)	1,1	0°	171	85,3	123	351,8	231	121,3	161	138,3	128	154,3	137	190,8	36	312,0	-	-	-	-
		30°	164	78,2	129	354,8	149	97,2	107	107,2	143	155,2	133	187,8	33	310,5	120	306,4	157	311,8
		60°	176	318,3	143	352,8	84	49,7	117	49,2	289	162,2	129	184,3	31	311,0	124	321,9	166	336,4
		120°	224	322,3	159	299,3	157	34,7	130	36,7	275	168,8	125	183,3	32	311,0	113	327,9	155	347,9
		150°	224	38,7	197	312,5	170	302,1	151	305,1	187	171,3	92	315,1	24	310,5	88	326,9	124	344,9
		180°	371	45,8	132	312,5	162	281,0	174	292,5	188	300,5	364	308,5	30	310,5	170	210,3	77	171,5
	1,6	0°	360	84,8	52	312,5	173	305,3	161	326,3	686	357,8	341	134,8	360	143,3	363	157,3	358	174,8
		30°	352	78,2	51	312,5	137	312,8	144	330,8	612	361,3	266	101,7	329	101,7	312	101,2	274	90,6
		60°	268	67,7	52	312,0	85	321,8	685	338,8	443	53,7	272	47,7	255	43,2	240	42,2	218	35,7
		120°	239	352,1	52	312,5	688	325,8	643	345,8	372	36,2	239	33,7	260	32,7	252	32,2	231	27,7
		150°	231	341,0	51	95,8	645	257,2	490	267,7	361	364,8	225	272,2	270	36,7	253	31,2	239	27,7
		180°	642	339,0	51	87,7	538	232,0	392	237,0	375	239,5	693	238,5	256	30,8	249	29,8	245	29,3
	6	0°	639	86,3	674	74,7	441	102,8	396	107,8	826	114,3	600	121,8	697	128,8	697	139,3	700	154,3
		30°	596	84,2	631	54,7	425	93,2	416	98,7	719	98,7	386	102,2	587	106,2	561	109,2	499	107,6
		60°	511	75,2	568	351,8	431	72,7	794	68,2	505	62,7	348	55,2	334	47,6	289	40,1	244	32,1
		120°	503	59,7	476	354,8	799	50,7	732	44,7	402	41,2	344	37,7	316	33,7	293	32,7	259	26,7
		150°	505	56,7	454	51,2	748	46,7	565	42,7	405	39,2	346	36,2	323	35,2	307	33,7	270	28,2
		180°	743	55,8	462	50,8	635	47,3	435	45,3	406	40,3	822	37,3	322	33,8	301	32,3	269	28,3
	40	0°	708	86,8	775	94,8	472	102,8	431	106,3	128	116,3	707	119,3	824	127,8	827	136,3	846	149,8
		30°	679	82,7	738	90,7	467	94,7	437	96,7	143	100,2	441	103,7	723	108,2	655	108,7	594	109,2
		60°	578	76,2	641	76,2	462	73,7	161	70,7	289	65,2	373	57,1	353	46,1	292	37,6	247	31,1
		120°	571	62,2	537	56,2	231	50,7	107	46,2	275	43,2	367	38,7	329	34,2	303	30,7	276	28,2
		150°	553	58,2	498	52,2	149	47,7	117	44,7	187	40,7	377	37,7	347	34,7	322	33,7	281	27,7
		180°	171	58,3	509	53,3	84	47,8	130	44,3	188	40,3	137	37,3	344	34,8	336	33,3	282	28,3

В результате анализа полученных результатов моделирования можно указать на следующие общие закономерности. Минимальные значения диаметров большинства обнаруживаемых астероидов, движущихся по орбитам ПДА и ОДА, обеспечиваются при наблюдении телескопами T_1 и T_2 . При этом минимальные значения (36-78м) диаметров астероидов, движущихся по орбитам ПДА ($i < 90^\circ$), были получены при наблюдении телескопом T_2 , находящимся позади Земли. Минимальные значения (27-77м) диаметров астероидов, движущихся по орбитам ОДА ($i > 90^\circ$), были получены при наблюдении с помощью телескопа T_1 , находящегося впереди Земли. Эти данные в основном соответствуют захватам астероидов за несколько суток до столкновения с Землёй при их прохождении через барьерную зону, образуемую полями зрения телескопов. Отмеченная закономерность справедлива практически для всех рассмотренных орбит ПДА и ОДА, за исключением орбит с афелийным расстоянием $Q = 1.1$ а. е. близким к радиусу орбиты Земли. Астероиды минимального диаметра (16-84м) на этих орбитах в основном обнаруживаются с помощью телескопа T_1 . Тела минимального доступного для обнаружения размера (15-139м) на орбитах ПДП и ОДП с афелийными расстояниями $Q = 1.1$ а. е. также в большинстве своём наблюдаются телескопом T_1 . Минимальные значения диаметров обнаруживаемых астероидов, движущихся по орбитам ОДП с перигелийными расстояниями $q \geq 0.5$ а. е., обеспечиваются в основном при наблюдении телескопом T_1 (57-175м), по орбитам ПДП с $q \geq 0.5$ а. е. – телескопом T_2 (75-145м). Минимальные значения (52-160м) диаметров большинства обнаруживаемых астероидов на орбитах ПДП и ОДП с $q < 0.5$ а. е. обеспечиваются с помощью телескопа T_4 . Телескоп T_3 обеспечивает хорошие показатели при обнаружении тел на орбитах, мало наклонённых к плоскости эклиптики.

В целом телескопы T_1 и T_3 , располагаемые впереди Земли, обнаруживают астероиды меньших диаметров на орбитах ОДА и ОДП, по

сравнению с T_2 и T_4 , в то время как T_2 и T_4 , располагаемые позади Земли, лучше подходят для обнаружения астероидов на орбитах ПДА и ПДП. Телескопами T_3 и T_4 обеспечиваются большие значения времени t_e с момента обнаружения тела до момента его столкновения с Землёй по сравнению с T_1 и T_2 . Причем данная закономерность справедлива для всех рассмотренных орбит ОНТ. Это можно объяснить тем, что расстояния порядка 1 а.е. между телескопами T_3 , T_4 и Землёй в сочетании с достаточно большим углом между оптической осью каждого из телескопов и направлением на Землю даёт большее расстояние от Земли до обнаруживаемого астероида при прохождении им барьерной зоны по сравнению с T_1 , T_2 . Другими словами барьерная зона телескопов T_1 , T_2 находится на более близком расстоянии от Земли и после её прохождения НТ проходит меньшее расстояние до точки столкновения с Землёй по сравнению с T_3 , T_4 .

Представленные результаты моделирования функционирования рассмотренных вариантов построения КТ применительно к обнаружению астероидов на множестве моделируемых орбит и сделанные на основе их анализа выводы, характеризующие области рационального применения этих КТ, подтверждают закономерности, полученные в подразделе 3.1.2.

3.3. Выбор рационального варианта построения КС на базе модели оценки целевой эффективности

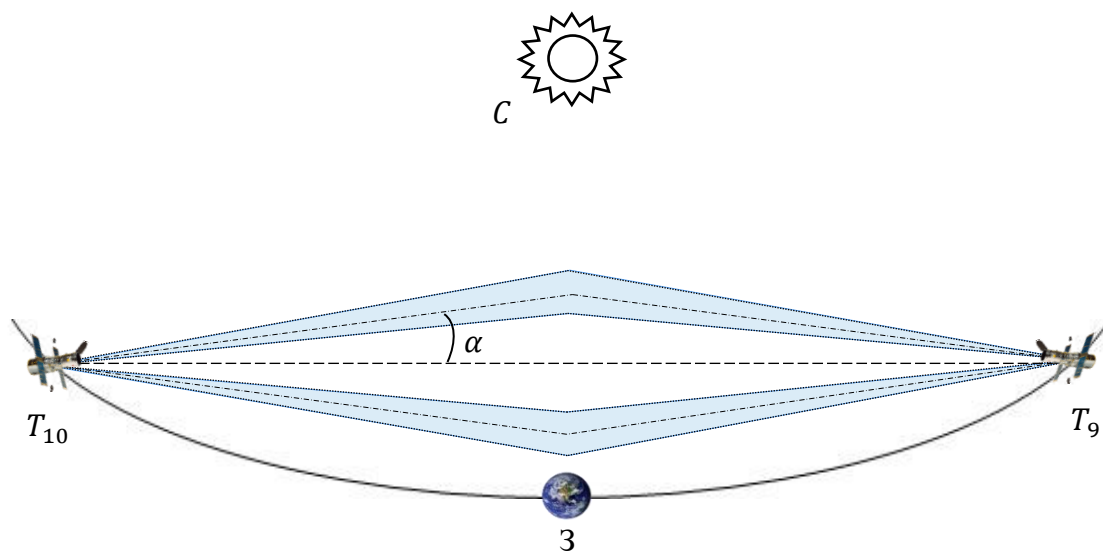
Для того чтобы выбрать наиболее рациональный из рассматриваемых вариантов построения системы КТ обнаружения ОНТ, проведём анализ результатов моделирования их функционирования в соответствии с предложенным в подразделе 2.2 вариантом критерия эффективности.

Параметры исследуемых вариантов КТ приведены в таблице 3.15, где l_T – расстояние между Землей и КТ, α – угол наклона оптической оси КТ к заданному направлению вращения, $T_{\text{СК}}$ – период обращения мгновенного поля зрения вокруг этого направления.

Таблица 3.15 – Параметры исследуемых вариантов построения КТ

Условное обозначение варианта КТ	Расположение телескопа	l_T , а.е.	α , °	$T_{СК}$, ч.	Направление вращения
T_1	Впереди Земли	0.3	35	5	КТ-КТ
T_2	Позади Земли	0.15	35	5	
T_3	Впереди Земли	1	27	12	КТ-Земля
T_4	Позади Земли	1	27	12	КТ-Земля
T_5	Впереди Земли	0.3	35	5	КТ-Земля
T_6	Позади Земли	0.3	35	5	КТ-Земля
T_7	Впереди Земли	0.5	42	12	КТ-Земля
T_8	Позади Земли	0.5	42	12	КТ-Земля
T_9	Впереди Земли	0.3	6	8	КТ-КТ
T_{10}	Позади Земли	0.3	6	8	

Все представленные в таблице варианты построения КТ, за исключением пары телескопов T_9 и T_{10} , были рассмотрены выше в подразделах 3.1 и 3.2. Данный вариант построения (T_9+T_{10}) был принят к рассмотрению с целью обеспечения обнаружения астероидов в узкой области, где условия наблюдения неблагоприятны для работы наземных телескопов. Область применения этого варианта системы ограничена наблюдением астероидов внутри орбиты Земли, то есть приближающихся к Земле со стороны Солнца. Подробно вариант построения КС, предложенный в соответствии с указанным принципом (рисунок 3.8), рассматривается в работах [6, 7].

Рисунок 3.8 – Схема взаимного расположения Земли и телескопов T_9 и T_{10}

Учитывая предложенный вариант критерия эффективности, выбор одного из возможных вариантов построения системы зависит от предъявляемого надсистемой требования по оперативности, представляющего собой ограничение на обеспечиваемое время предупреждения о столкновении обнаруженного ОНТ с Землёй. Как было показано выше оценка требуемого времени предупреждения различна в зависимости от размера обнаруженного ОНТ, что связано с необходимостью принятия мер по противодействию столкновению или её отсутствием. Считается, что если размер обнаруженного астероида составляет более 50 метров, требуемое время предупреждения о столкновении ОНТ с Землёй составляет $t_y \geq 30$ суток. В случае невозможности выполнения указанного требования по оперативности КС должна обеспечивать как минимум $t_y \geq 6-10$ суток для обеспечения эвакуации населения и принятия других мер по уменьшению возможного ущерба. Если размер обнаруженного астероида не превышает 50 метров достаточным считается время предупреждения $t_y \geq 1$ суток. Выбор рационального варианта баллистической структуры КС оперативного обнаружения малых ОНТ будем проводить соответственно для каждого из указанных вариантов постановки задачи. Для этого рассмотрим результаты моделирования функционирования КС применительно к каждому из представленных требований по оперативности. В общем случае задача может быть решена для любого требуемого времени t_y . Большой массив полученных данных, характеризующих захваты ОНТ полями зрения КТ, позволяет проводить выборку необходимых результатов и оценивать минимальные значения обнаруживаемых КТ астероидов применительно к различным вариантам требуемого времени предупреждения о столкновении тела с Землёй. Рассмотрев выборки результатов моделирования, удовлетворяющих ограничениям по t_y , можно сделать выводы о том выполняется ли при том или ином варианте построения КС требование по размерам обнаруживаемых астероидов, если оно задано, и выбрать наиболее рациональный из

рассматриваемых вариантов, обеспечивающий обнаружение ОНТ минимального размера.

Оценить эффективность системы необходимо применительно к обнаружению ОНТ на широком множестве моделируемых орбит. Предложенный критерий эффективности предполагает рассмотрение усредненных значений обеспечиваемых диаметров обнаруживаемых ОНТ. Такой подход обладает существенным недостатком – при свёртке часть информации теряется. Однако этот недостаток обусловлен необходимостью, так как мы не можем осуществлять выбор на основе оценки эффективности функционирования системы лишь применительно к одной опасной траектории. Для смягчения указанного недостатка предлагается при принятии решения использовать дополнительную информацию, в частности целесообразной является оценка эффективности функционирования КС применительно к различным группам орбит ОНТ, а также оценка относительного количества контролируемых орбит ОНТ из числа моделируемых применительно к различным размерам обнаруживаемых астероидов и значениям обеспечиваемого времени предупреждения об их столкновении с Землёй.

Как показал анализ результатов моделирования в подразделах 3.1 и 3.2, не все варианты размещения КТ могут обеспечить обнаружение опасных астероидов, движущихся по любым столкновительным с Землёй орбитам. Часть орбит ОНТ может оказаться недоступной для наблюдения с помощью того или иного КТ. Кроме того проведенный анализ показал, что каждый из рассмотренных вариантов имеет свои области рационального применения. Таким образом, без учёта относительного количества контролируемых КТ орбит ОНТ усреднённые данные об обеспечиваемых размерах обнаруживаемых тел при заданных ограничениях по времени предупреждения не могут быть использованы для сравнения различных вариантов построения системы КТ, так как не всегда характеризуют целевую эффективность работы системы применительно ко всей совокупности моделируемых орбит ОНТ.

Оценим целевую эффективность рассматриваемых вариантов построения КС применительно к обнаружению астероидов, движущихся по 432 типовым орбитам ОНТ, параметры которых были заданы ранее во 2 главе. В таблицах 3.16–17 приведено относительное количество обнаруженных ОНТ, размером не более 200м и 50м соответственно при работе каждого из КТ в отдельности и при их совместном функционировании для нескольких вариантов ограничения по времени t_y предупреждения о столкновении ОНТ с Землёй. Жирным шрифтом в таблицах выделены максимальные и близкие к ним значения для каждого из столбцов, соответствующих различным вариантам ограничений по обеспечиваемому КТ времени t_y .

Таблица 3.16 – Относительное количество обнаруженных космическими телескопами ОНТ размером менее 200м из числа промоделированных

Ограничение по времени t_y	$t_y \geq 1$ суток		$t_y \geq 7$ суток		$t_y \geq 30$ суток	
T_1	91,0%	98,4%	65,3%	80,1%	31,0%	40,3%
T_2	75,9%		67,1%		26,4%	
T_3	76,4%	83,5%	76,4%	83,5%	40,3%	46,0%
T_4	64,5%		64,6%		40,7%	
T_5	97,7%	100,0%	69,2%	83,8%	30,8%	40,7%
T_6	69,2%		69,2%		29,9%	
T_7	85,4%	96,0%	85,4%	96,0%	46,9%	53,9%
T_8	57,4%		57,4%		38,6%	
T_9	59,5%	68,7%	26,2%	38,4%	23,4%	25,9%
T_{10}	65,5%		31,0%		12,3%	
T_5+T_4	99,7%		84,7%		45,8%	
T_5+T_8	98,8%		83,1%		45,8%	
T_3+T_6	90,0%		90,0%		48,2%	
T_3+T_8	83,3%		83,3%		50,0%	
T_7+T_6	99,3%		99,3%		52,5%	
T_7+T_4	98,8%		98,8%		53,9%	

Как видно из представленных таблиц при уменьшении размера ОНТ и увеличении времени предупреждения об их падении на Землю процент обнаруженных тел существенно падает. Также можно сказать, что с задачей обнаружения 50-метровых астероидов, даже при малых ($t_y \geq 1$ суток)

ограничениях на время предупреждения в полной мере не справляется ни один из рассматриваемых вариантов построения системы КТ.

Таблица 3.17 – Относительное количество обнаруженных космическими телескопами ОНТ размером менее 50м из числа промоделированных

Ограничение по времени t_y	$t_y \geq 1$ суток		$t_y \geq 7$ суток		$t_y \geq 30$ суток	
T_1	10,4%	15,7%	6,9%	11,1%	2,5%	5,6%
T_2	7,2%		5,8%		3,9%	
T_3	0,2%	3,7%	0,2%	3,7%	0,2%	3,7%
T_4	3,5%		3,5%		3,5%	
T_5	12,0%	13,0%	7,2%	8,6%	3,0%	5,6%
T_6	3,5%		3,5%		3,5%	
T_7	3,7%	7,6%	3,7%	7,6%	1,4%	6,0%
T_8	4,6%		4,6%		4,6%	
T_9	3,2%	3,5%	1,2%	1,4%	0,7%	1,4%
T_{10}	0,9%		0,9%		0,9%	
T_5+T_4	14,8%		10,2%		6,0%	
T_5+T_8	15,3%		10,4%		6,9%	
T_3+T_6	3,7%		3,7%		3,7%	
T_3+T_8	4,8%		4,8%		4,9%	
T_7+T_6	6,0%		6,0%		4,9%	
T_7+T_4	6,9%		6,9%		4,9%	

Для полноты картины рассмотрим также графики изменения относительного числа обнаруженных космическими телескопами ОНТ в зависимости от размера этих ОНТ для различных значений времени t_y . Они представлены на рисунке 3.9, где по оси абсцисс отложены значения диаметров ОНТ, а по оси ординат относительное количество обнаруженных КТ астероидов этого или меньшего диаметров из числа промоделированных. Из представленных графиков видно, что пара телескопов T_9 и T_{10} (светло-зелёная линия) не обеспечивает обнаружение астероидов на всех моделируемых орбитах. Это обусловлено тем, что поля зрения КТ при данном построении постоянно находятся внутри орбиты Земли, следовательно, обнаружение астероидов, приближающихся к Земле от афелиев своих орбит, т.е. с внешней стороны орбиты Земли, с помощью этих КТ затруднительно. Тот факт, что необнаруженными являются ОНТ именно на этих орбитах, подтверждается путём сравнения данных таблицы 3.16 и представленной ниже таблицы 3.19,

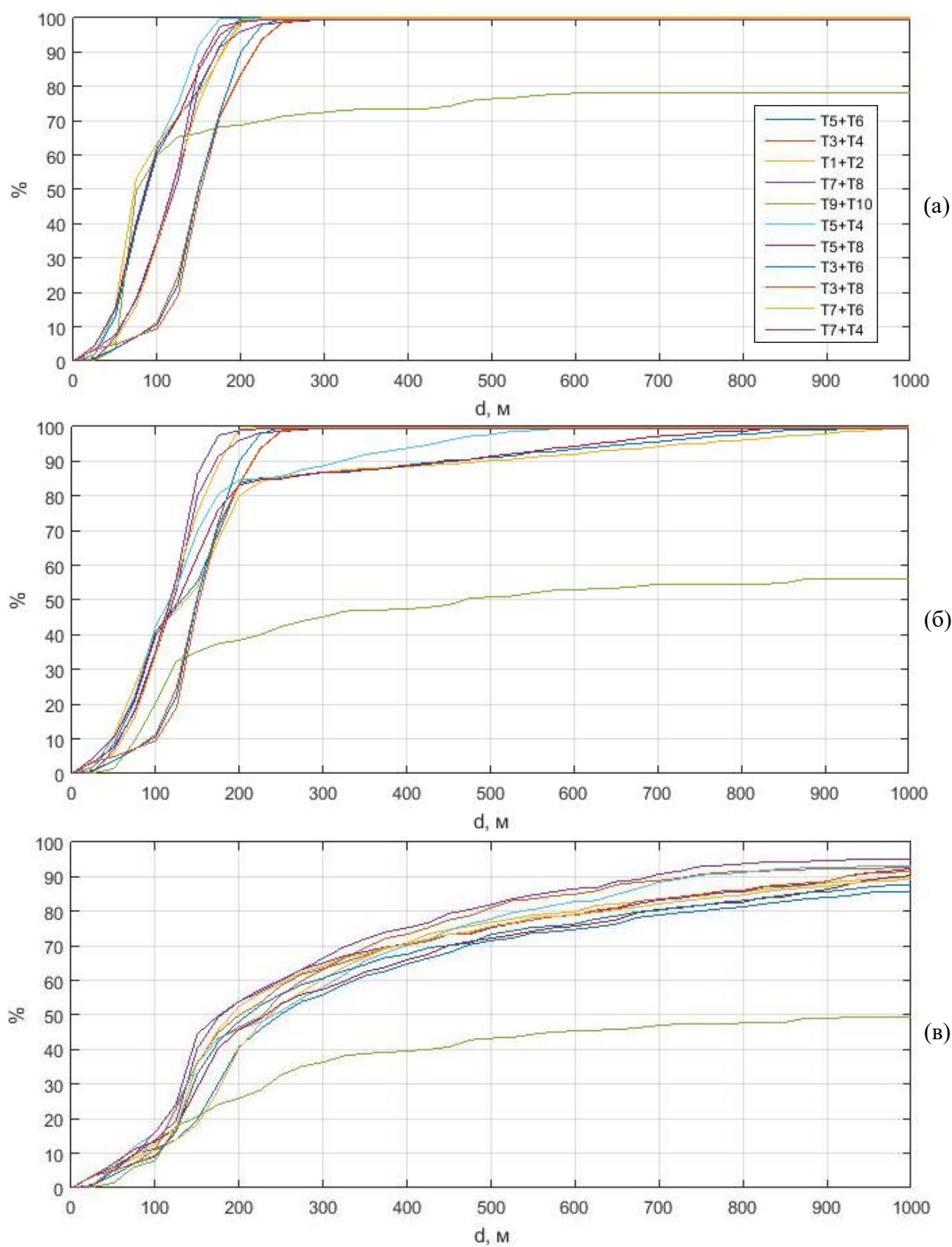


Рисунок 3.9 – Относительное количество обнаруженных космическими телескопами ОНТ за время t_y более 1(а), 7(б) и 30(в) суток до столкновения с Землёй в зависимости от размера ОНТ

иллюстрирующих процент обнаруженных телескопами астероидов на всех моделируемых орбитах и на орбитах астероидов, приближающихся к Земле со стороны Солнца, соответственно. Неблагоприятными для T_9 и T_{10} условиями для наблюдения астероидов, движущихся к Земле от афелиев, объясняются и сравнительно большие средние значения m_d и среднеквадратичные отклонения σ_d диаметров обнаруживаемых ими ОНТ, представленные ниже в таблице 3.18. Представленные на рисунке 3.9 кривые, соответствующие другим рассматриваемым вариантам построения КТ отличаются друг от друга не столь существенно. Для сравнения этих вариантов воспользуемся также рисунком 3.10, где представлено относительное число обнаруженных каждым из них ОНТ интегрально по всем размерам для различных значений t_y .

Каждый из «столбцов» на рисунке 3.10 характеризует относительное значение площади под соответствующим данному варианту построения КТ графиком на рисунке 3.9. Исходя из совокупности полученных результатов, будем выбирать наиболее рациональный вариант построения системы КТ для каждого из заданных ограничений по требуемому времени t_y :

а) для $t_y \geq 1$ суток наибольший процент обнаруженных ОНТ интегрально по всем размерам, а также наименьшие значения m_d и σ_d (Таблица 3.18), обеспечиваются парой T_5+T_4 . Близкие результаты обеспечивают варианты T_1+T_2 и T_5+T_8 . Для ОНТ размером менее 50м наибольший процент обнаруженных тел обеспечивается парой T_1+T_2 , значения m_d и σ_d минимальных диаметров обнаруживаемых телескопами ОНТ незначительно уступают T_5+T_4 .

б) для $t_y \geq 7$ суток наиболее высокий процент обнаруживаемых ОНТ также обеспечивается парой КТ T_7+T_4 . Этим же вариантом обеспечиваются минимальные значения m_d и σ_d . Близкие результаты обеспечиваются вариантами T_7+T_8 и T_7+T_6 .

в) для $t_y \geq 30$ суток (таблица 3.17 в данном случае не оказывает влияния на выбор варианта построения, т.к. рассматривается обнаружение тел размером более 50м) наибольший процент обнаруживаемых ОНТ

обеспечивает пара T_7+T_4 , значения m_d и σ_d размеров обнаруживаемых ОНТ незначительно уступают минимальным по рассматриваемому столбцу.

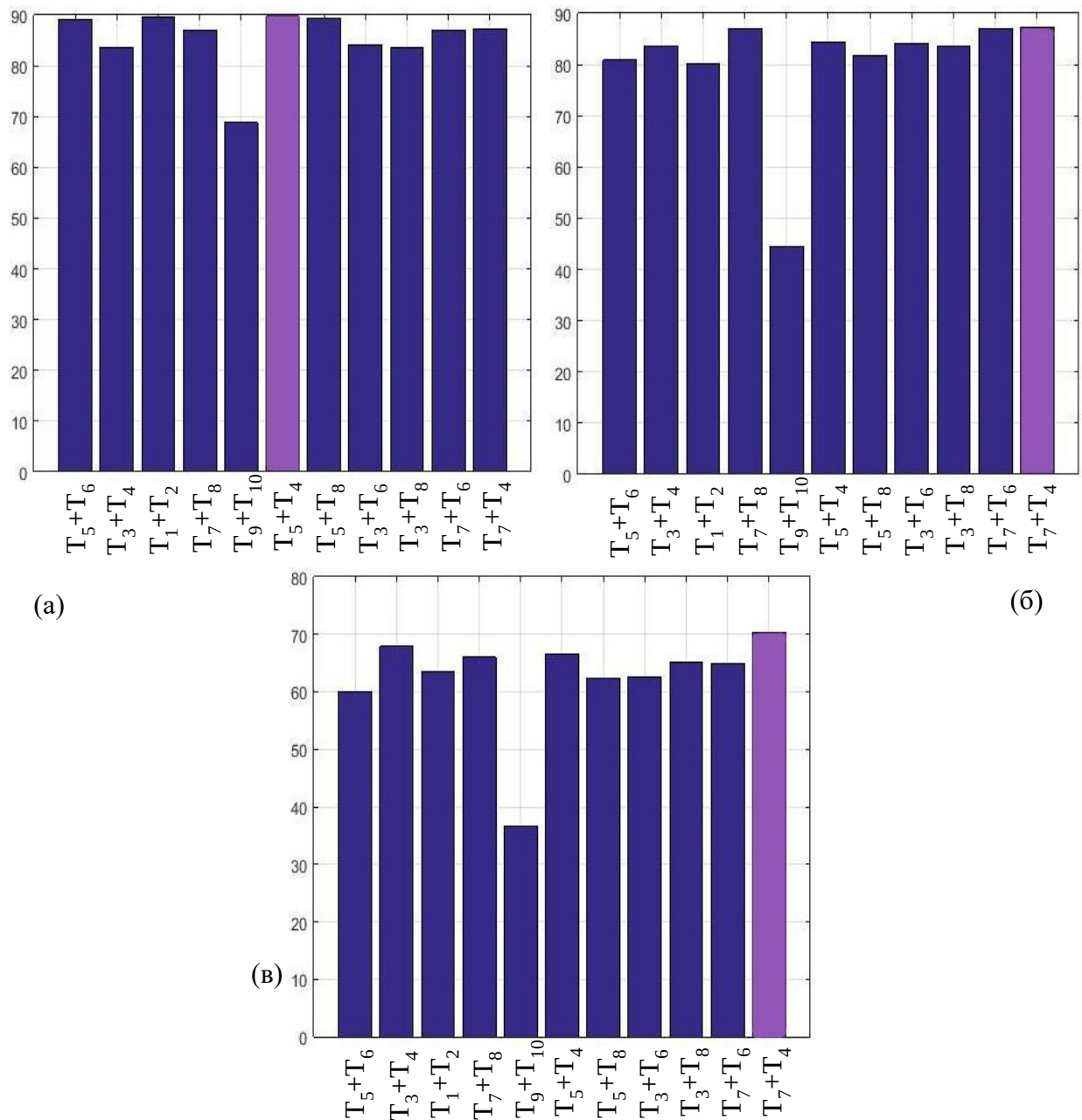


Рисунок 3.10 – Относительное количество обнаруженных космическими телескопами ОНТ на моделируемых орбитах за время t_y более 1(а), 7(б) и 30(в) суток для различных вариантов построения системы КТ, рассчитанное интегрально по всем размерам ОНТ до 500м

Таблица 3.18 – Средние значения и среднеквадратичные отклонения минимальных диаметров ОНТ, обнаруживаемых КТ, за время t_y более 1, 7 и 30 суток до момента столкновения астероида с Землёй

Ограничение по времени t_y	$t_y \geq 1$ суток				$t_y \geq 7$ суток				$t_y \geq 30$ суток			
	m_d		σ_d		m_d		σ_d		m_d		σ_d	
T_1	108	95	57	51	380	192	619	206	730	320	860	274
T_2	212		206		236		205		448		407	
T_3	174	150	58	47	174	150	58	47	497	277	610	221
T_4	242		183		242		183		360		330	
T_5	102	98	50	46	343	183	568	186	736	359	868	318
T_6	277		258		277		258		481		430	
T_7	139	117	69	46	139	117	69	46	556	328	680	319
T_8	311		282		311		283		421		362	
T_9	219	109	417	109	380	203	491	193	400	253	493	207
T_{10}	115		109		260		302		405		355	
T_5+T_4	91		39		146		113		302		260	
T_5+T_8	95		47		173		172		360		326	
T_3+T_6	147		42		147		42		332		301	
T_3+T_8	152		48		152		48		316		282	
T_7+T_6	118		42		118		42		329		321	
T_7+T_4	112		38		112		38		276		254	

Как было сказано ранее, выбор варианта размещения КТ следует производить с учётом требуемой области их рационального применения. Исходя из этого, целесообразно формулировать рекомендации по выбору рационального баллистического построения системы КТ, опираясь на тот факт, что приоритетным является обнаружение астероидов, приближающихся к Земле со стороны Солнца, так как условия наблюдения таких тел являются наименее благоприятными для наземных телескопов. Проведём анализ эффективности функционирования КТ применительно к данной группе орбит ОНТ. Рассмотрим относительное количество обнаруженных ОНТ, размером не более 200м (таблица 3.19) и 50м (таблица 3.20) при работе каждого из КТ в отдельности и при их совместном функционировании для нескольких вариантов ограничения по времени t_y .

Как видно из таблицы 3.19 процент обнаруженных ОНТ размером менее 200м достаточно высок для всех рассматриваемых КТ при значениях t_y

≥ 1 и 7 суток, за исключением пары телескопов T_9+T_{10} , для которых он снижается более чем в 2 раза при увеличении требуемого времени t_y до 7 суток. Однако для времени $t_y \geq 1$ суток лишь два варианта построения обеспечивают 100% обнаружение ОНТ на всех моделируемых орбитах, это T_5+T_6 и T_9+T_{10} . Уменьшение относительного числа обнаруживаемых ОНТ с увеличением времени t_y объясняется ухудшением условий наблюдения по мере приближения наблюдаемого объекта к Солнцу, в том числе за счёт пребывания ОНТ в зоне солнечной засветки, а также в некоторых случаях выбранным расположением контролируемой барьерной зоны КТ.

Таблица 3.19 – Относительное количество обнаруженных космическими телескопами ОНТ, приближающихся к Земле со стороны Солнца, размером менее 200м из числа промоделированных

Ограничение по времени t_y	$t_y \geq 1$ суток		$t_y \geq 7$ суток		$t_y \geq 30$ суток	
T_1	81,9%	96,8%	66,2%	93,5%	35,2%	45,4%
T_2	92,6%		90,7%		25%	
T_3	84,7%	99,1%	84,7%	99,1%	44,4%	55,6%
T_4	97,7%		97,7%		50%	
T_5	95,4%	100%	69,4%	98,1%	33,3%	40,7%
T_6	97,2%		97,2%		27,3%	
T_7	72,7%	93,1%	72,7%	93,1%	51,9%	62,0%
T_8	84,7%		84,7%		47,2%	
T_9	97,2%	100%	30,6%	42,1%	25%	26,9%
T_{10}	100%		34,3%		8,3%	
T_5+T_4	99,5%		99,5%		54,6%	
T_5+T_8	97,7%		95,8%		55,1%	
T_3+T_6	99,1%		99,1%		50,1%	
T_3+T_8	98,1%		98,1%		59,7%	
T_7+T_6	99,1%		99,1%		55,6%	
T_7+T_4	98,6%		98,6%		62,5%	

Для обнаружения астероидов размером менее 50м, приближающихся со стороны Солнца, (таблица 3.20) телескопы T_9 и T_{10} также сохраняют своё преимущество по сравнению с другими рассматриваемыми только для времени $t_y \geq 1$ суток, в то время как пара T_1+T_2 обеспечивает наиболее высокое относительное число обнаруженных ОНТ для всех рассматриваемых значений t_y , однако это лишь 6% астероидов из числа промоделированных.

Такой низкий процент обнаруживаемых тел можно объяснить сложными условиями наблюдения ОНТ, движущихся к точке встречи с Землёй со стороны Солнца, и в особенности астероидов малого размера.

Таблица 3.20 – Относительное количество обнаруженных космическими телескопами ОНТ, приближающихся к Земле со стороны Солнца, размером менее 50м из числа промоделированных

Ограничение по времени t_y	$t_y \geq 1$ суток		$t_y \geq 7$ суток		$t_y \geq 30$ суток	
T_1	1,9%	6,0%	1,9%	6,0%	1,9%	6,0%
T_2	5,1%		5,1%		5,1%	
T_3	0%	4,2%	0%	4,2%	0%	4,2%
T_4	4,2%		4,2%		4,2%	
T_5	1,4%	3,2%	1,4%	3,2%	1,4%	3,2%
T_6	2,8%		2,8%		2,8%	
T_7	0,5%	5,1%	0,5%	5,1%	0,5%	5,1%
T_8	4,6%		4,6%		4,6%	
T_9	5,6%	6,0%	1,4%	1,9%	1,4%	1,9%
T_{10}	1,4%		1,4%		1,4%	
T_5+T_4	5,6%		5,6%		5,6%	
T_5+T_8	5,6%		5,6%		5,6%	
T_3+T_6	2,8%		2,8%		2,8%	
T_3+T_8	4,6%		4,6%		4,6%	
T_7+T_6	3,2%		3,2%		3,2%	
T_7+T_4	4,6%		4,6%		4,6%	

Графики, характеризующие относительное количество обнаруживаемых КТ астероидов в зависимости от размера ОНТ, представлены рисунке 3.11. Рисунок 3.11(а) наглядно демонстрирует преимущество пары T_9+T_{10} (светло-зелёная кривая) по сравнению с другими рассматриваемыми вариантами для обнаружения астероидов, приближающихся к Земле со стороны Солнца, при $t_y \geq 1$ суток. График (в) показывает, что с увеличением времени t_y до 30 суток ни один из рассматриваемых вариантов не сможет обеспечить обнаружение 100% ОНТ. Однако из 3.16(б) видно, что все рассматриваемые пары КТ, за исключением T_9+T_{10} , обеспечивают обнаружение тел размером более 200-300м, в зависимости от варианта, за 7 суток до встречи с Землёй.

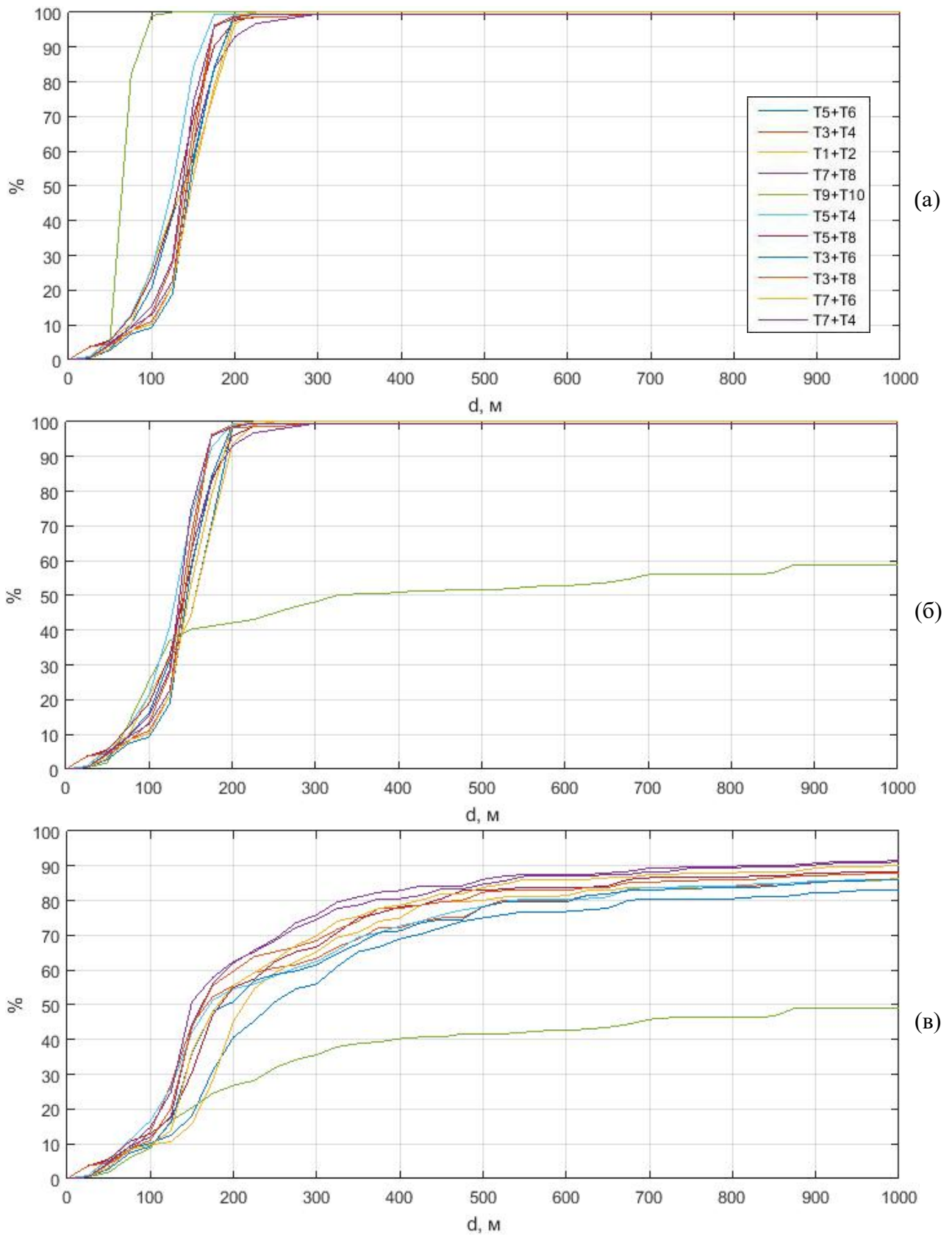


Рисунок 3.11 – Относительное количество обнаруженных космическими телескопами ОНТ, движущихся к Земле со стороны Солнца, за время t_y более 1(а), 7(б) и 30(в) суток до столкновения с Землёй в зависимости от размера ОНТ

На рисунке 3.12 каждый «столбец» характеризует один из рассматриваемых вариантов построения КТ. Высота «столбца» эквивалентна относительной площади под соответствующим этой паре телескопов графиком на рисунке 3.11. Для каждого из рассматриваемых ограничений по t_y цветом выделены «столбцы», соответствующие максимальному значению указанной величины.

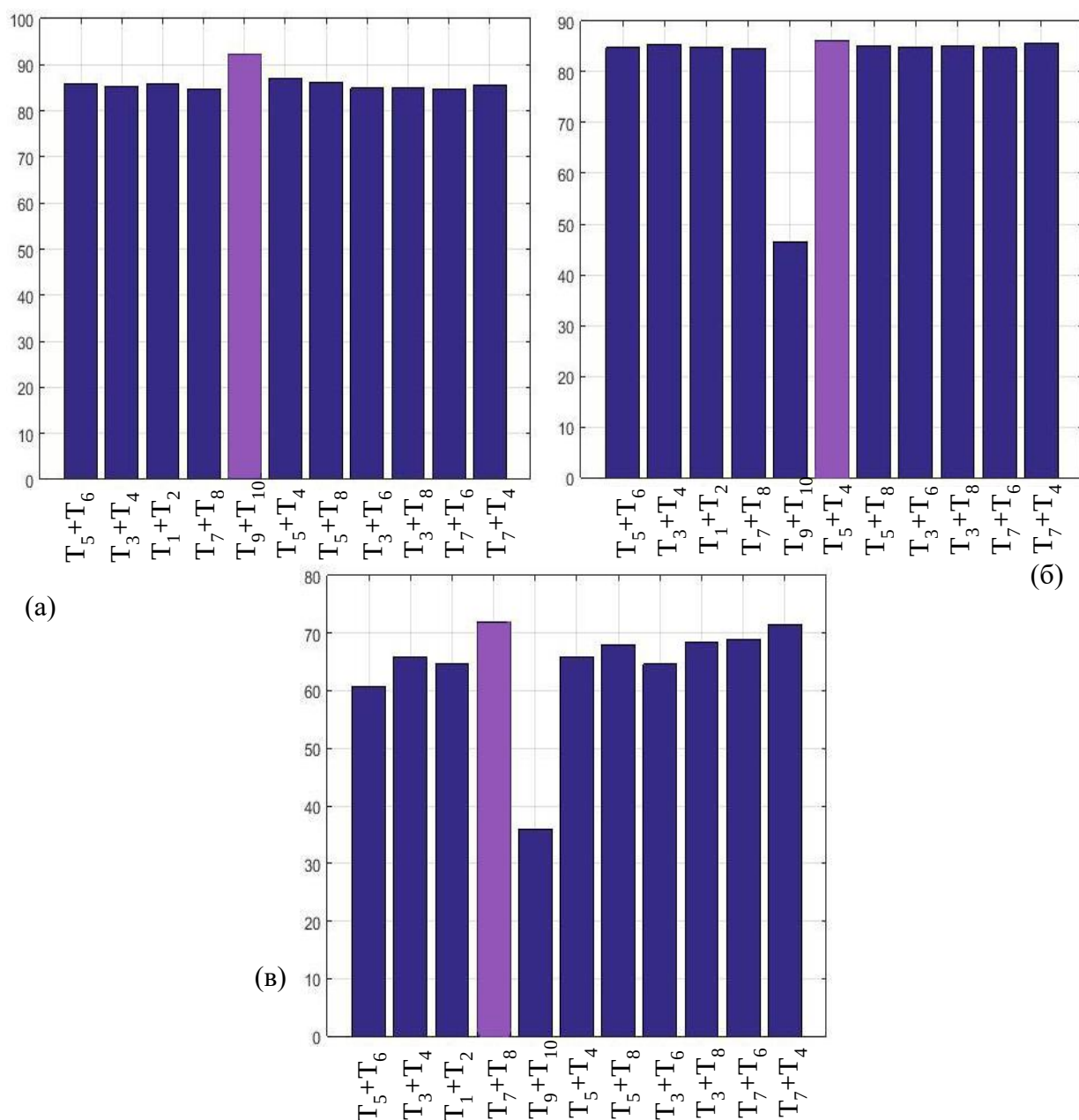


Рисунок 3.12 – Относительное количество обнаруженных космическими телескопами ОНТ, движущихся к Земле со стороны Солнца, за время t_y более 1(а), 7(б) и 30(в) суток для различных вариантов построения системы КТ, рассчитанное интегрально по всем размерам ОНТ до 500м

Проведём анализ представленных результатов и определим наиболее рациональные из рассмотренных вариантов построения системы КТ применительно к обнаружению ОНТ, приближающихся к Земле со стороны Солнца, для каждого из заданных ограничений по требуемому времени t_y :

а) из таблицы 3.21 видно, что пара КТ T_9+T_{10} обеспечивает обнаружение ОНТ наименьшего размера при ограничении по $t_y \geq 1$ суток. Поскольку для этого значения t_y и наибольшее относительное число обнаруживаемых КТ астероидов интегрально по всем размерам обеспечивается указанными телескопами, что подтверждается рисунком 3.12(а), то при отсутствии ограничения по времени предупреждения выбор этого варианта построения системы КТ является наиболее рациональным.

Таблица 3.21 – Средние значения и среднеквадратичные отклонения минимальных диаметров ОНТ, приближающихся к Земле со стороны Солнца, обнаруживаемых КТ за время t_y более 1, 7 и 30 суток до момента столкновения астероида с Землёй

Ограничение по времени t_y	$t_y \geq 1$ суток				$t_y \geq 7$ суток				$t_y \geq 30$ суток			
	m_d		σ_d		m_d		σ_d		m_d		σ_d	
T_1	151	134	51	46	228	144	277	48	350	298	364	291
T_2	156		44		158		46		551		530	
T_3	173	134	71	34	173	134	71	34	290	263	242	256
T_4	142		40		142		40		378		427	
T_5	141	133	44	40	228	144	283	42	363	314	371	294
T_6	158		38		158		38		557		534	
T_7	181	141	72	41	181	141	72	41	287	253	279	284
T_8	157		52		157		52		370		389	
T_9	67	65	17	14	201	208	184	225	226	268	180	234
T_{10}	75		15		309		391		576		411	
T_5+T_4	119		35		127		39		280		299	
T_5+T_8	127		45		136		47		275		288	
T_3+T_6	278		254		141		34		278		254	
T_3+T_8	136		38		136		38		249		247	
T_7+T_6	144		37		144		37		276		286	
T_7+T_4	131		34		131		34		254		288	

б) для $t_y \geq 7$ суток лучшие показатели обеспечивает пара T_5+T_4 . Однако, в целом, за исключением пары T_9+T_{10} , результаты для всех сравниваемых

вариантов отличаются не столь значительно как по значениям m_d и σ_d , так и по относительному количеству обнаруженных ОНТ интегрально по всем диаметрам до 1км. Существенные различия в основном проявляются при рассмотрении астероидов малых размеров, о чём свидетельствуют данные таблиц 3.19-20 и графики на рисунке 3.11(б).

в) для $t_y \geq 30$ суток наибольшее относительное количество обнаруживаемых ОНТ обеспечивается парой T_7+T_8 . Однако результат пары КТ T_7+T_4 не значительно уступает T_7+T_8 . Из представленных выше таблиц видно, что значения m_d и σ_d этих двух вариантов при $t_y \geq 30$ суток близки, а при $t_y \geq 7$ суток пара T_7+T_4 обеспечивает даже лучшие показатели, при рассмотрении относительного количества обнаруженных ОНТ для различных размеров вариант T_7+T_4 незначительно уступает T_7+T_8 лишь при размере обнаруживаемых ОНТ менее 50м.

Учитывая полученные в подразделе 2.1 результаты, характеризующие требуемую область рационального применения космических средств наблюдения малых НТ СС, оценим целевую эффективность рассматриваемых вариантов построения КС применительно к обнаружению астероидов, движущихся по орбитам, классифицированным как недоступные для наблюдения с Земли. Предупреждение о столкновении движущегося по такой орбите астероида с Землёй не может быть обеспечено без привлечения космических средств наблюдения вне зависимости от размеров этого астероида.

В таблице 3.22 приведено относительное количество обнаруженных ОНТ, недоступных для наблюдения с Земли, размером не более 200м при работе каждого из КТ в отдельности и при их совместном функционировании. Данные представлены для нескольких вариантов ограничения по времени t_y предупреждения о столкновении астероида с Землёй. Как видно из таблицы все рассматриваемые варианты построения КТ обеспечивают обнаружение 100% недоступных для наблюдения с Земли астероидов размером менее 200м при $t_y \geq 1$ суток. Обнаружение тел размером менее 100м на указанных траекториях обеспечивается из всех рассмотренных вариантов построения КТ только телескопами T_9 и T_{10} . Относительное количество обнаруживаемых ими ОНТ

приведено в таблице 3.23. С увеличением времени t_y процент обнаруживаемых телескопами тел падает. Астероиды размером менее 50 метров не обнаруживаются ни одним из рассмотренных вариантов построения КТ.

Таблица 3.22 – Относительное количество обнаруженных космическими телескопами ОНТ, недоступных для наблюдения с Земли, размером менее 200м

Ограничение по времени t_y	$t_y \geq 1$ суток		$t_y \geq 7$ суток		$t_y \geq 30$ суток	
T_1	97%	100%	97%	100%	19%	19%
T_2	100%		100%		0%	
T_3	100%	100%	100%	100%	65%	68%
T_4	100%		100%		68%	
T_5	100%	100%	100%	100%	5%	9,5%
T_6	100%		100%		8%	
T_7	100%	100%	100%	100%	84%	93,6%
T_8	81%		81%		46%	
T_9	100%	100%	31,7%	42,8%	0%	0%
T_{10}	100%		42,8%		0%	
T_5+T_4	100%		100%		68%	
T_5+T_8	100%		100%		49%	
T_3+T_6	100%		100%		65%	
T_3+T_8	100%		100%		68%	
T_7+T_6	100%		100%		84%	
T_7+T_4	100%		100%		93,6%	

Таблица 3.23 – Относительное количество обнаруженных космическими телескопами ОНТ, недоступных для наблюдения с Земли, размером менее 100м

Ограничение по времени t_y	$t_y \geq 1$ суток		$t_y \geq 7$ суток		$t_y \geq 30$ суток	
T_9	100%	100%	31,7%	38,1%	0%	0%
T_{10}	100%		38,1%		0%	

Рассмотрим также как изменяется относительное число обнаруженных космическими телескопами ОНТ, недоступных для наблюдения с Земли, при увеличении размера астероида. Эта зависимость для каждого из ограничений по времени предупреждения $t_y \geq 1$ (а), 7(б) и 30(в) суток отражена на рисунке 3.13, где по оси абсцисс отложены значения диаметров ОНТ, а по оси ординат относительное количество обнаруженных КТ астероидов этого диаметра из числа промоделированных.

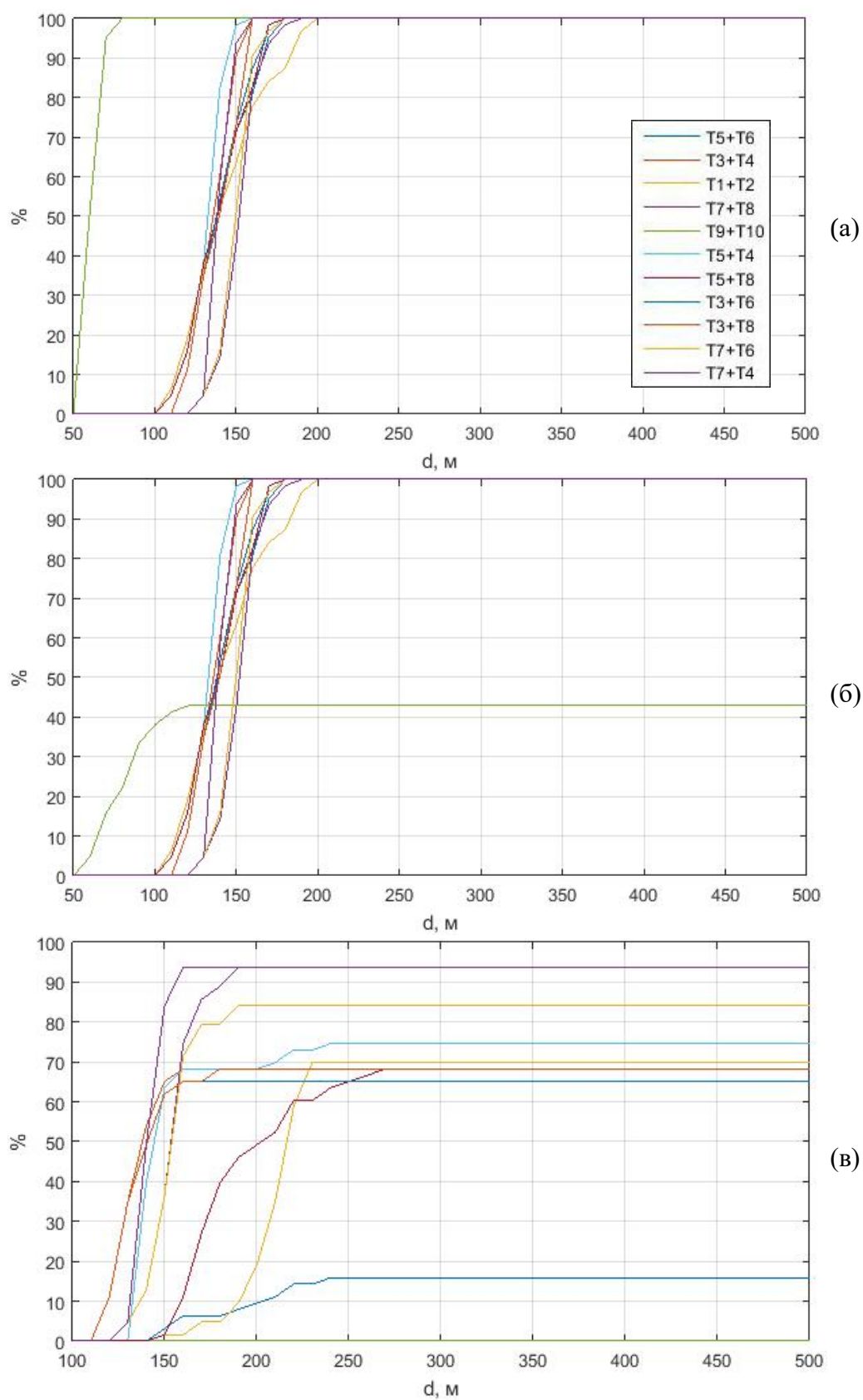


Рисунок 3.13 – Относительное количество обнаруженных космическими телескопами ОНТ, недоступных для наблюдения с Земли, за время t_y более 1(а), 7(б) и 30(в) суток до столкновения с Землёй в зависимости от размера ОНТ

Как видно из рисунка 3.13(б) все исследуемые варианты построения КТ, кроме телескопов T_9 и T_{10} , обеспечивают обнаружение всех 100% недоступных для наблюдения с Земли астероидов за время более 7 суток, начиная с определённого размера. Определим какой из вариантов построения КТ обеспечивает обнаружение большего относительного числа ОНТ интегрально по всем размерам, для этого оценим площадь под соответствующим каждому варианту построения КТ графиком на рисунке 3.13. На рисунке 3.14 столбцы, соответствующие максимальному относительному числу обнаруженных ОНТ интегрально по всем размерам до 500м, для каждого из рассматриваемых ограничений по t_y выделены цветом. При ограничении $t_y \geq 1$ суток наиболее высокое значение рассматриваемого параметра принадлежит паре T_9+T_{10} . При $t_y \geq 7$ суток максимальное значение обеспечивается парой T_5+T_4 , однако разница между исследуемыми вариантами в данном случае не столь велика, выбор следует проводить с учётом обеспечиваемых минимальных размеров обнаруживаемых ОНТ.

Сравним исследуемые варианты по предложенному в подразделе 2.2 критерию. Для этого рассмотрим таблицу 3.24, где m_d – среднее значение размеров обнаруженных ОНТ, σ_d – среднеквадратичное отклонение. Как видно из таблицы 3.24 телескопы T_9 и T_{10} обнаруживают ОНТ наименьшего диаметра, однако обеспечиваемое ими при этом время предупреждения составляет менее 30 суток. То есть, какого бы большого диаметра астероид не двигался по опасной траектории телескопами T_9 и T_{10} он будет обнаружен лишь за малое время до столкновения с Землей, составляющее менее 30 суток. Другими словами таким построением не обеспечивается время предупреждения, требуемое для предотвращения столкновения, но обеспечивается время предупреждения необходимое для эвакуации населения и принятия других мер по уменьшению возможного ущерба, составляющее $t_y \geq 7$ суток. Однако и это время обеспечивается не для всех промоделированных орбит ОНТ, недоступных для наблюдения с Земли, а

лишь для 42,8% из них, о чем свидетельствуют данные таблицы 3.22 и рисунок 3.13. В то время как все остальные исследуемые варианты построения КТ обеспечивают обнаружение 100% астероидов, недоступных для наблюдения с Земли, размером 200м и более за время не менее 7 суток до столкновения.

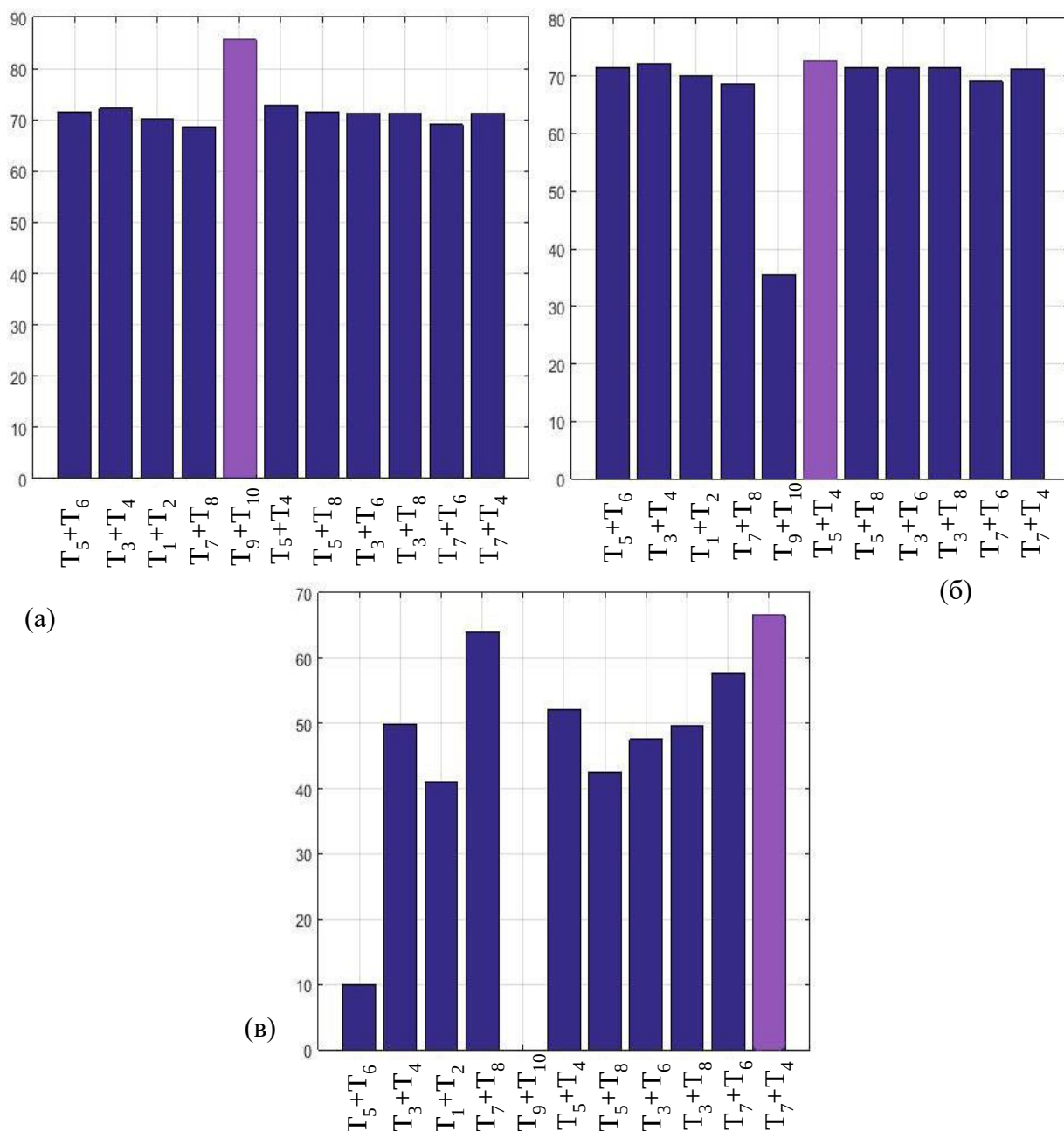


Рисунок 3.14 – Относительное количество обнаруженных космическими телескопами ОНТ, недоступных для наблюдения с Земли, за время t_y более 1(а), 7(б) и 30(в) суток для различных вариантов построения системы КТ, рассчитанное интегрально по всем размерам ОНТ до 500м

Таблица 3.24 – Средние значения и среднеквадратичные отклонения минимальных диаметров ОНТ, недоступных для наблюдения с Земли, обнаруживаемых КТ за время t_y более 1, 7 и 30 суток до момента столкновения астероида с Землёй

Ограничение по времени t_y	$t_y \geq 1$ суток				$t_y \geq 7$ суток				$t_y \geq 30$ суток			
	m_d		σ_d		m_d		σ_d		m_d		σ_d	
T_1	151	143	27	24	151	143	27	24	205	205	18	18
T_2	148		24		148		24		209		3	
T_3	140	135	17	12	140	135	17	12	130	130	11	11
T_4	141		7		141		7		140		6	
T_5	139	139	19	19	139	139	19	19	198	186	31	33
T_6	159		12		159		12		158		16	
T_7	152	151	13	12	152	151	13	12	151	153	13	19
T_8	175		23		175		23		185		30	
T_9	61	61	4	4	73	79	12	16	-	-	-	-
T_{10}	66		4		82		14		-		-	
T_5+T_4	131		11		131		11		147		23	
T_5+T_8	139		18		139		18		186		30	
T_3+T_6	139		16		139		16		130		11	
T_3+T_8	138		14		138		14		132		14	
T_7+T_6	149		10		149		10		151		13	
T_7+T_4	139		6		139		6		140		7	

По критерию (2.2) пары T_3+T_4 , T_5+T_4 и T_7+T_4 обеспечивают близкие значения параметров m_d и σ_d для всех рассматриваемых ограничений по времени t_y , однако при рассмотрении относительного числа обнаруживаемых этими телескопами ОНТ (Таблица 3.22, Рисунок 3.14(в)), становится очевидно, что эффективность сравниваемых вариантов различна, так как обеспечиваемые усреднённые характеристики множества диаметров обнаруженных ОНТ характеризуют разное количество орбит ОНТ.

Опираясь на полученные результаты, можно сделать следующие выводы о рациональных вариантах построения КТ для обнаружения ОНТ, недоступных для наблюдения с Земли, применительно различным значениям требуемого времени предупреждения t_y :

а) при $t_y \geq 1$ суток наименьшие размеры тел и наибольший процент обнаруживаемых ОНТ обеспечиваются телескопами T_9 и T_{10} ;

б) для $t_y \geq 7$ суток пара T_5+T_4 обеспечивает максимальное относительное число обнаруженных ОНТ, недоступных для наблюдения с Земли, при сравнительно небольших значениях m_d и σ_d (КТ обнаруживающие ОНТ меньшего диаметра существенно проигрывают этому варианту по относительному количеству обнаруженных астероидов);

в) для времени предупреждения более 30 суток наибольший процент обнаруживаемых астероидов обеспечивается парами телескопов T_7+T_8 и T_7+T_4 . Из них меньшие размеры обнаруживаемых ОНТ обеспечиваются парой T_7+T_4 .

Однако следует отметить, что для заданного ограничения $t_y \geq 1$ суток ни один из рассмотренных вариантов построения системы КТ не удовлетворяет полностью представленным в литературе требованиям к размерам обнаруживаемых ОНТ ($d \leq 50\text{м}$ [20]). Хотя предлагаемые варианты построения КС обеспечивают обнаружение малых астероидов, движущихся по рассматриваемым столкновительным орбитам, размеры большинства обнаруживаемых тел превышают требуемые 50м.

Выводы по главе III

С помощью разработанного программно-алгоритмического комплекса проведена оценка эффективности КС «Барьер» применительно к обнаружению ОНТ, движущихся к Земле по типовым эллиптическим орбитам:

1. Выявлены и описаны общие закономерности изменения обеспечиваемых КТ значений минимальных доступных для обнаружения диаметров d и времен t_e с момента обнаружения моделируемых ОНТ до момента их столкновения с Землёй при варьировании параметров баллистического построения телескопов, располагаемых на орбите обращения Земли

вокруг Солнца, а именно расстояния от Земли до КТ и угла наклона оптической оси телескопа к направлению КТ-Земля. Приведена оценка влияния параметров аппаратуры наблюдения на обеспечиваемые КС значения минимального размера обнаруживаемых астероидов.

2. Проведено моделирование движения ОНТ в течение 1 года до момента столкновения с Землей и определены параметры их обнаружения. Рассмотрено 432 варианта орбит астероидов с афелийными расстояниями $Q = \{1.1; 1.6; 6; 40\}$ а.е.; перигелийными расстояниями $q = \{0.1 (0.1) 0.9\}$ а.е.; наклонениями орбиты $i = \{0^\circ; 30^\circ; 60^\circ; 120^\circ; 150^\circ; 180^\circ\}$; значениями долготы восходящего узла $\Omega = \{0^\circ; 180^\circ\}$. Для каждого из 432 различных вариантов траекторий движения ОНТ к Земле определены размеры обнаруживаемых ОНТ и времена заблаговременного предупреждения об их падении на Землю, обеспечиваемые несколькими вариантами баллистического построения космической системы из двух КТ на орбите обращения Земли вокруг Солнца. Определены области рационального применения рассмотренных вариантов на широком множестве промоделированных орбит сталкивающихся с Землёй астероидов. Определены значения показателей эффективности при независимом функционировании каждого из рассматриваемых КТ и совместной работе пар телескопов. Показано, что использование системы из двух КТ позволяет получить существенно меньшие значения диаметров обнаруживаемых астероидов по сравнению с использованием каждого из КТ в отдельности за счёт того, что телескопы, располагаемые в различных точках гелиоцентрической орбиты Земли, имеют различные области рационального применения.
3. Проведен сравнительный анализ результатов моделирования процесса функционирования нескольких вариантов размещения КТ обнаружения малых ОНТ. С помощью разработанной методики оценки эффективности в соответствии с предложенным во 2 главе критерием были получены

следующие результаты, характеризующие выбор наиболее рационального варианта построения системы КТ, исходя из рассматриваемой постановки задачи:

- 1) для обнаружения ОНТ, движущихся к точке встречи с Землёй с любых возможных направлений:
 - а) при ограничении на время предупреждения $t_y \geq 1$ суток или отсутствии ограничения рациональным является выбор варианта T_5+T_4 ;
 - б) при ограничении на время предупреждения $t_y \geq 7$ суток рациональным является выбор варианта T_7+T_4 ;
 - в) при ограничении на время предупреждения $t_y \geq 30$ суток рациональным является выбор варианта T_7+T_4 ;
- 2) для обнаружения ОНТ, приближающихся к Земле со стороны Солнца, а также движущихся по орбитам, принадлежащим требуемой области рационального применения космических средств наблюдения, определенной с учётом возможностей наземных телескопов:
 - а) при ограничении на время предупреждения $t_y \geq 1$ суток или отсутствии ограничения рациональным является выбор варианта T_9+T_{10} ;
 - б) при ограничении на время предупреждения $t_y \geq 7$ суток рациональным является выбор варианта T_5+T_4 ;
 - в) при ограничении на время предупреждения $t_y \geq 30$ суток рациональным является выбор варианта T_7+T_4 ;

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведённых исследований автором были получены следующие основные результаты:

1. Определена требуемая область рационального применения космических средств обнаружения малых ОНТ, включающая множество орбит астероидов, недоступных для наблюдения с помощью наземных телескопов. Показано, что к наименее благоприятным для наблюдения с помощью наземных телескопов в основном относятся астероиды, подходящие к Земле со стороны Солнца, которые движутся при этом по вытянутым орбитам прямого движения, а также астероиды, орбиты которых в основном лежат внутри орбиты Земли и могут выходить за её границы лишь в окрестности своих афелиев.
2. Разработана методика оценки показателей целевой эффективности космической системы типа «Барьер» при решении задачи обнаружения малых ОНТ, движущихся по столкновительным с Землёй траекториям. Выбраны и обоснованы основные показатели целевой эффективности функционирования КС обнаружения малых ОНТ и предложен вариант критерия эффективности, позволяющего проводить сравнительный анализ различных вариантов построения КС на множестве моделируемых орбит ОНТ.
3. Разработан и реализован в среде Matlab программно-алгоритмический комплекс, позволяющий на основе предложенной методики проводить оценку и сравнительный анализ целевой эффективности различных вариантов построения системы КТ обнаружения ОНТ. Приведены и описаны методика и алгоритмы, положенные в основу имитационного моделирования функционирования КС оперативного обнаружения малых ОНТ, в частности процесса захвата ОНТ полями зрения КТ. С помощью разработанной имитационной модели проведена оценка эффективности функционирования рассматриваемой КС «Барьер» оперативного обнаружения малых ОНТ. Проведен анализ полученных результатов моделирования и дана оценка

влияния параметров баллистического построения и аппаратуры наблюдения КС на показатели целевой эффективности её функционирования: минимальные доступные для обнаружения диаметры ОНТ и времена предупреждения об их столкновении с Землёй. Определены области рационального применения для 4 вариантов размещения КТ на гелиоцентрической орбите Земли на широком множестве возможных столкновительных траекторий малых ОНТ.

4. На базе разработанной методики оценки целевой эффективности даны рекомендации по выбору рациональных вариантов баллистического построения КС типа «Барьер» из двух КТ на орбите обращения Земли вокруг Солнца применительно к обнаружению астероидов, приближающихся к Земле с любых возможных направлений, астероидов, приближающихся к Земле со стороны Солнца, а также астероидов, неблагоприятных для наблюдения с помощью наземных телескопов, то есть движущихся по орбитам, принадлежащим требуемой области рационального применения космических средств наблюдения ОНТ. Для каждого из множеств рассмотрены три значения ограничения на требуемое время предупреждения о столкновении ОНТ с Землёй: $t_p \geq 1, 7$ и 30 суток.

В рамках дальнейшего развития проведенных автором исследований на следующих этапах проработки облика специализированной КС обнаружения малых ОНТ целесообразно рассмотреть вопросы выведения КА на гелиоцентрическую орбиту Земли, эволюции выбранных орбит КА, обеспечения линий связи и другие.

Список сокращений и условных обозначений

а.е. – астрономическая единица

АКО – астероидно-кометная опасность

КА – космический аппарат

КП – космическое пространство

КС – космическая система

КТ – космический телескоп

НТ – небесное тело

ОО – оптическая ось

ОДА – обратное движение, астероид движется к Земле от афелия

ОДП – обратное движение, астероид движется к Земле от перигелия

ОНТ – опасное небесное тело

ПДА – прямое движение, астероид движется к Земле от афелия

ПДП – прямое движение, астероид движется к Земле от перигелия

ПЗС-матрица – матрица прибора с зарядовой связью

ПОА – потенциально опасные астероиды

ПСК₁ – приборная система координат, связанная с ПЗС-матрицей телескопа T_1

ПСК₂ – приборная система координат, связанная с ПЗС-матрицей телескопа T_2

РСПКУ – Российская система противодействия космическим угрозам

СС – Солнечная система

ССК₁ – система координат связанная с телескопом T_1

ССК₂ – система координат связанная с телескопом T_2

СКСОО₁ – система координат, связанная с оптической осью телескопа T_1

СКСОО₂ – система координат, связанная с оптической осью телескопа T_2

ТТХ – тактико-технические характеристики

ФПУ – фотоприёмное устройство

ЭСК – эклиптическая система координат

Список использованной литературы

1. «Астероидно-кометная опасность: вчера, сегодня, завтра» под ред. Б.М. Шустова, Л.В. Рыхловой. – М.: Физматлит, 2010. – 384 с
2. Шустов Б.М., Рыхлова Л.В., Кулешов Ю.П., Дубов Ю.Н., Ёлкин К.С. Концепция системы противодействия космическим угрозам: Астрономические аспекты // Астрономический вестник. 2013. Выпуск Т. 47 № 4, С. 327-340.
3. Бодрова Ю.С. «Перспективы повышения эффективности космической системы «Барьер» оперативного предупреждения о падении на Землю малых астероидов» // «Космонавтика и ракетостроение», 2013. № 2(71). – с. 62-66.
4. Бодрова Ю.С. «Влияние орбитального построения системы космических телескопов на показатели эффективности её функционирования при обнаружении астероида типа Атон на подлётной к Земле траектории» // «Космонавтика и ракетостроение», 2014. № 3(76). – с. 66-72.
5. Бодрова Ю.С. «Методика определения времени пребывания астероидов на подлётных траекториях различного типа вне зоны видимости наземных телескопов» // Полет», 2014. №11. - с. 23-28.
6. Емельянов В.А., Савельев М.И., Ёлкин К.С., Бодрова Ю.С., Меркушев Ю.К., Рамалданов Р.П. «Принципы построения и показатели целевой эффективности системы оперативного предупреждения об астероидно-кометной опасности «Космический барьер» // Технологии гражданской безопасности, 2016. том 13, №1(47). - с. 44-49.
7. Дедус Ф.Ф., Емельянов В.А., Ёлкин К.С., Бодрова Ю.С., Меркушев Ю.К., Райкунов К.Г. «Проект «Космический барьер» оперативного обнаружения малых астероидов на столкновительных с Землёй траекториях, не обнаруживаемых наземными телескопами» // «Околоземная астрономия 2015». Труды международной конференции. 31 августа – 5 сентября 2015г. п. Терскол – М.: Янус-К, 2015 – с. 188-194.

8. Емельянов В.А., Бодрова Ю.С., Меркушев Ю.К., Рамалданов Р.П. «Предварительные результаты сравнительного анализа целевой эффективности различных вариантов космических телескопов оперативного предупреждения о падении на Землю малых астероидов» // «Околоземная астрономия 2015». Труды международной конференции. 31 августа – 5 сентября 2015г. п. Терскол – М.: Янус-К, 2015 – с. 195-200.
9. Бодрова Ю.С., Емельянов В.А., Ёлкин К.С., Меркушев Ю.К., Райкунов К.Г. «Проект «Космический барьер» оперативного обнаружения малых астероидов на столкновительных с Землёй траекториях, не обнаруживаемых наземными телескопами» // Сборник тезисов «Околоземная астрономия 2015». – Нальчик: Издательство КБНЦ РАН, 2015 – с. 74.
10. Бодрова Ю.С., Емельянов В.А., Меркушев Ю.К. «Предварительные результаты сравнительного анализа целевой эффективности различных вариантов космических телескопов оперативного предупреждения о падении на Землю малых астероидов» // Сборник тезисов «Околоземная астрономия 2015». – Нальчик: Издательство КБНЦ РАН, 2015 – с. 77.
11. Бодрова Ю.С., Райкунов К.Г. «Подходы к выбору рациональных вариантов баллистического построения космических телескопов для оперативного обнаружения и определения физико-химических свойств астероидов, неблагоприятных для наблюдения с Земли» // Сборник тезисов «XLI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва» – Москва: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2017 с. 312.
12. Емельянов В.А. «Перспективы использования космических телескопов для обнаружения малых опасных небесных тел и определения параметров их движения» // Космонавтика и ракетостроение, 2008. №2(51). – с.117-122.

13. Пояс Койпера и облако Оорта // Открытая Астрономия. URL. <http://college.ru/astronomy/course/content/chapter4/section11/paragraph3/theory.html> (дата обращения 20.10.2013).
14. Davis D.R., Durda D.D., Marzari F., Bagatin A.C., Gil-Hutton R. Collisional evolution of small body population // Asteroids III / Eds. W. Bottke, A. Cellino, P. Paolicchi, R. Binzel. Univ. of Ariz. 2002. P. 545-558.
15. Report to Congress on Near Earth Objects Survey and Deflection Analysis of Alternatives // NASA. 2007. URL. http://www.nasa.gov/pdf/171331main_NEO_report_march07.pdf (дата обращения 20.10.2013).
16. NEA Orbital Elements // NASA, Jet Propulsion Laboratory. URL. http://neo.jpl.nasa.gov/cgi-bin/neo_elem (дата обращения 22.03.2016).
17. Шустов Б.М., Нароенков С.А., Емельяненко В.В., Шугаров А.С. «Астрономические аспекты построения системы обнаружения и мониторинга опасных космических объектов» // Астрономический вестник, 2013. том 47, №4. – с. 312-320.
18. NEO Discovery Statistics // NASA, Jet Propulsion Laboratory. URL. <http://neo.jpl.nasa.gov/stats/> (дата обращения 22.03.2016).
19. Pan-STARRS // University of Hawaii. URL. <http://pan-starrs.ifa.hawaii.edu/public/> (дата обращения 17.12.2015).
20. «Астероидно-кометная опасность: стратегия противодействия» под общ. ред. В.А. Пучкова – М.: ФГБУ ВНИИ ГОЧС, 2015. – 272 с.
21. Jones R. L., Jurić M., Ivezić Ž. Asteroid Discovery and Characterization with the Large Synoptic Survey Telescope // Asteroids: New Observations, New Models / Eds. S. Chesley, A. Morbidelli, R. Jedicke & D. Farnocchia. Proceedings IAU Symposium No. 318, 2015
22. Шустров Б.М., Шугаров А.С., Нароенков С.А., Прохоров М.Е. «Астрономические аспекты космических угроз: новые задачи и подходы к проблеме астероидно-кометной опасности после челябинского

- события 15 февраля 2013 г.» // Астрономический журнал. – М.: Наука, 2015. том 92, №10. – с. 867-882.
23. NASA's NEOWISE Completes Scan for Asteroids and Comets // NASA, Jet Propulsion Laboratory. URL. <http://www.jpl.nasa.gov/news/news.php?release=2011-031> (дата обращения 27.03.2016).
 24. WISE NEA/Comet discovery statistics // NASA, Jet Propulsion Laboratory. URL. <http://neo.jpl.nasa.gov/stats/wise/> (дата обращения 27.03.2016).
 25. NESS: Near-Earth Space Surveillance // NEOSSat. URL. <http://neossat.ca/> (дата обращения 17.12.2015).
 26. ESA Science & Technology: Gaia // ESA. URL. <http://sci.esa.int/gaia/> (дата обращения 17.12.2015).
 27. NEOCam Finding Asteroids Before They Find Us // IPAC. URL. <http://neocam.ipac.caltech.edu/> (дата обращения 17.12.2015).
 28. M. W. Buie¹ and H. J. Reitsema “Sentinel Mission Performance for Surveying the Near-Earth Object Population” 46th Lunar and Planetary Science Conference, held March 16-20, 2015 in The Woodlands, Texas. LPI Contribution No. 1832, p.1656
 29. Кулешов Ю.П., Егоров В.Л., Мисник В.П., Яковенко Ю.П., Рыхлова Л.В., Шугаров А.С., Шустов Б.М., Захаров А.И., Прохоров М.Е., Богачев А.В. и др. «Принципы и основные технические решения создания астрономического космического комплекса обнаружения и определения параметров движения опасных для Земли астероидов и комет (комплекс «Небосвод»)» // Экологический вестник научных центров Черноморского экономического сотрудничества (ЧЭС) 2013. Выпуск Т.2, №4. с. 89-97.
 30. Чубей М.С. «Орбитальная стереоскопическая обсерватория» // Космонавтика и ракетостроение, 2015. №1(80). – с.138-147.

31. Шугаров А.С., Шустов Б.М., Мартынов М.Б. и др. «О концепции экономической космической системы обнаружения опасных небесных тел» // Космические исследования. 2015. Т.53. №2. с. 95-104.
32. TDI CCD детекторы // АЗИМУТ ФОТОНИКС оптоэлектронные компоненты. URL. <http://www.azimp.ru/articles/tech/101/> (дата обращения 22.02.2014).
33. Емельянов В.А. «Требования к системе космических телескопов для обнаружения малых опасных небесных тел и определения параметров их движения» // Космонавтика и ракетостроение, 2008. №4(53). – с.71-78.
34. Чернова Н.А. «Методы оценки эффективности космических телескопов оперативного предупреждения о кометно-астероидной опасности, располагаемых на орбите обращения Земли вокруг Солнца»: дис. работа на соискание уч. степени канд. техн. наук. Королев. 2006. 190 с.
35. Райкунов К.Г. «Обоснование структуры и разработка основ баллистического обеспечения орбитального сегмента информационной системы астероидной безопасности Земли»: дис. работа на соискание уч. степени канд. техн. наук. Москва. 2016. 143 с.
36. Нароенков С.А., Шустов Б.М., «Распределение скоростей потенциально опасных объектов» // Космические исследования. – М.: «Наука», 2012. том 50, №3. – с. 229-233.
37. Эскобал П. «Методы определения орбит». – М.: «МИР», 1970. – 471 с.
38. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике под ред. Г.Н. Дубошина. - М.: «Наука», 1976. – 864 с.
39. Черных Н.С. «Возможности обнаружения АСЗ средствами наземной астрономии» // Большая Медведица: проблемы защиты Земли. – Новосибирск, 2002. №1. – с. 19-22.
40. Binzel, R.P., Rivkin. A.S., Scott, J.S., Harris A.W., Bus S.J., Burbine T.N. Observed Spectral Properties of Near-Earth Objects: Result for Population

- Distribution, Source Regions And Space Weathering Processes // Icarus. 2004. V. 170. P. 259-294.
41. Lupishko D.F., Di Martino M. Physical Properties of Near-Earth Asteroids // Planet. Space Sci. 1998. V. 46. P. 47-74.
 42. Binzel, R.P., Lupishko D.F., Di Martino M., Whiteley R., Hahn G.J. Physical Properties of Near-Earth Objects // Asteroids III / Eds. W. Bottke, A. Cellino, P. Paolicchi, R. Binzel. Univ. of Ariz. 2002. P. 255-271.
 43. Класс Е.В., Поташов С.Ю., Шаховский В.В. Математическая модель оценки проникающей силы способности оптоэлектронных систем по обнаружению космического мусора, находящегося на околоземных орбитах // Труды МФТИ. 2010. том 2, №3 с. 182-188.
 44. Бакут П.А., Выгон В.Г., Шаргородский В.Д., Шумилов Ю.П. Статистический синтез оптимального алгоритма обнаружения космических объектов при наблюдении в оптическом диапазоне // Радиотехника и электроника. 2009. том 54, №8 с. 974-985.
 45. Прохоров М.Е., Захаров А.И. «Сравнительный анализ стратегий обзора неба из космоса в задачах астероидно-кометной опасности и контроля космического мусора» // Вестник СибГАУ. – Красноярск, 2011. №6(39). – с. 118-123.
 46. Щеглов П.В. «Проблемы оптической астрономии». – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1980. – 272с.
 47. Нароенков С.А., Шустов Б.М., Емельяненко В.В. О длине дуги наблюдений малого тела Солнечной системы, достаточной для классификации его как опасного // Космические исследования. 2013. Т. 51. № 5. С. 372–379.