

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ  
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ  
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

На правах рукописи

**Усовик Игорь Вячеславович**



**РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ И АЛГОРИТМОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ  
ПОТОКОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА И МЕТЕОРОИДОВ ДЛЯ  
РЕШЕНИЯ ПРИКЛАДНЫХ ЗАДАЧ ОГРАНИЧЕНИЯ ТЕХНОГЕННОГО  
ЗАСОРЕНИЯ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА**

Специальность: 2.3.1 Системный анализ, управление и обработка информации,  
статистика

Диссертация на соискание ученой степени  
доктора технических наук

Научный консультант:

Заслуженный деятель науки РФ,  
доктор технических наук, профессор  
Мальшев В.В.

Москва – 2024

## ОГЛАВЛЕНИЕ

<b>ВВЕДЕНИЕ</b> .....	5
<b>Глава 1. Системный анализ и постановка задачи создания методических основ моделирования потоков космического мусора и метеороидов</b> .....	18
1.1. Анализ проблемы космического мусора .....	18
1.2. Постановка задачи создания методических основ моделирования потоков космического мусора и метеороидов, решения прикладных задач ограничения техногенного засорения околоземного космического пространства .....	38
1.3. Выводы по главе.....	41
<b>Глава 2. Методы и алгоритмы моделирования плотностей потока спорадических метеороидов в околоземном космическом пространстве</b> .....	42
2.1. Данные о потоке метеороидов в космическом пространстве .....	42
2.2. Математическая модель для оценки потоков метеороидов .....	47
2.3. Алгоритм расчета потока метеороидов для решения прикладных задач .....	63
2.4. Характеристики потока спорадических метеороидов относительно КА на различных орбитах.....	70
2.5 Выводы по главе.....	84
<b>Глава 3. Методы и алгоритмы моделирования плотностей потоков космического мусора</b> .....	85
3.1. Модель потоков космического мусора .....	85
3.2. Модель эволюции космического мусора.....	101
3.2.1. Эволюционное уравнение прогноза распределения космического мусора по высоте перигея .....	101
3.2.3. Определение скорости снижения высоты перигея.....	102
3.2.4. Модель верхней атмосферы и солнечной активности .....	103
3.2.5. Расчет эволюции долгот восходящего узла КМ в области ГНСС.....	106
3.2.6. Расчет эволюции наклонов и долгот восходящего узла КМ в области ГСО .....	107
3.3. Методика расчета взаимных столкновений .....	109

3.3.1. Методика расчета частоты столкновений .....	109
3.3.2. Модель последствий взаимных столкновений .....	110
3.3.3. Методика расчета распределений баллистических параметров объектов, образующихся в результате столкновений.....	112
3.4 Анализ и верификация усовершенствованной модели космического мусора . .....	113
3.4.1. Низкие околоземные орбиты .....	113
3.4.2. Область геостационарной орбиты.....	125
3.4.3. Техногенное засорение области ГНСС.....	134
3.5. Выводы по главе.....	138
<b>Глава 4. Решение прикладных задач ограничения техногенного засорения околоземного космического пространства с использованием разработанных методов и алгоритмов.....</b>	<b>139</b>
4.1. Оценка рисков столкновения с КМ на этапе выведения на орбиты.....	139
4.2. Оценка потоков КМ и вероятностей столкновения с ними для перспективной Российской орбитальной станции .....	144
4.3. Оценка рисков столкновения для перспективных Лунных проектов .....	152
4.4 Определение орбит для активного удаления .....	153
4.5. Выбор орбит с учетом плотности потока космического мусора .....	154
4.6. Прогноз техногенного засорения при интенсивных запусках малых космических аппаратов .....	157
4.7. Оценка возможности очистки некаталогизированного космического мусора.....	162
4.8. Предложения по созданию и развитию систем мониторинга .....	164
4.9. Создание системы поддержки принятия решений о маневрировании КА при обнаружении разрушений в окрестности его орбиты .....	167
4.10 Методика оценки долей плотности потока космического мусора с различной плотностью материала .....	174
4.11. Выводы по главе.....	177

<b>Глава 5</b> .....	178
<b>Метод и алгоритм оценки вероятности критического столкновения с космическим мусором и метеороидом</b> .....	178
5.1. Метод и алгоритм.....	178
5.2. Расчет плотностей потоков и вероятностей столкновения для наиболее засоренных орбит .....	180
5.3. Применение методики для типовых орбит .....	185
5.4. Выводы по главе.....	191
<b>ЗАКЛЮЧЕНИЕ</b> .....	192
<b>СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ</b> .....	198
<b>СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ</b> .....	200

## ВВЕДЕНИЕ

### Актуальность темы

Техногенное засорение околоземного космического пространства (ОКП) существенно увеличивается в результате разрушений отработавших изделий ракетно-космической техники (РКТ) и роста количества пусков ракет-носителей (РН), выводящих на орбиты всё большее количество космических аппаратов (КА), особенно в области низких околоземных орбит (НОО) до 2000 км, что связано со следующими обстоятельствами:

- запуском малоразмерных КА (типа «кубсат» и др.);
- развёртыванием больших орбитальных группировок КА (типа «Starlink» и «OneWeb»).

Растёт суммарная масса выводимых в космическое пространство объектов вследствие:

- роста количества пусков РН в основном за счёт применения многоразовых возвращаемых ступеней;
- применения сверхлёгких и сверхтяжёлых РН.

В работе [1] показано, что у человечества существует два фундаментальных метода управления будущим состоянием техногенного засорения ОКП: предотвращение образования и активное удаление космического мусора (КМ), и всего один метод для решения прикладных задач оценки и прогноза потоков частиц: моделирование засорения ОКП объектами естественного и техногенного происхождения. Ученые до сих пор спорят о правильном названии процесса роста объектов КМ и применяют к нему как термин загрязнение, в контексте терминологии экологии, так и засорение, в смысле заполнения чем-нибудь вредным для деятельности человека в космосе. Далее по тексту могут использоваться оба этих термина в зависимости от акцента рассматриваемой проблемы. Принятие Руководящих принципов предупреждения образования КМ [2-4] сократило темпы его роста. В Российской Федерации механизмом их реализации является ГОСТ Р 52925-2018 [5], требования которого предъявляются

ко всем модернизируемым и создаваемым космическим средствам (КСр): КА, разгонным блокам (РБ), последним ступеням РН. Активное удаление КМ за прошедшее десятилетие перешло из направления научных исследований в практику космической деятельности (КД). Оценена эффективность активного удаления КМ на состояние среды КМ, определены области для первоочередного проведения операций, проведен ряд космических экспериментов по отработке технологий активного удаления (RemoveDebris, Astroscale и др.), осуществлены операции по возвращению к работоспособности двух КА Intelsat с орбит захоронения выше геостационарной орбиты (ГСО) и увод КА Weidou с ГСО на орбиту захоронения с использованием специализированных КА, которые стыкуются с уводимыми объектами. В ближайшее десятилетие планируется активное удаление наиболее крупных объектов КМ в плотные слои атмосферы или на орбиты захоронения [6]. Исследования ведущих учёных в данной предметной области [7 - 15] показали, что темпы техногенного засорения ОКП при различных сценариях осуществления КД будут увеличиваться. Применение существующих мер ограничения образования КМ недостаточно для снижения его роста в связи с существенным ростом трафика запусков КА и возможным возникновением (в определенных диапазонах высот и размеров КМ) «цепных» реакций столкновений КМ – так называемого «синдрома Кесслера».

Теоретические исследования по моделированию потоков КМ в разных странах ведутся более тридцати лет. Пионерами в данной области являются D.Kessler [7, 8], J.-C. Liou [12], H. Klinkrad [13], А.И. Назаренко [14], Н.Н. Смирнов [15] и другие учёные. Принципиальными особенностями разрабатываемых моделей потоков КМ и метеороидов являлись применение детерминированного или стохастического подходов. В работах D. Kessler, J.-C. Liou развиваются детерминированные методы и алгоритмы, основанные на поштучном моделировании каждого объекта с заданными характеристиками, и последующая экстраполяция на некоторые множества объектов со схожими параметрами. В работах А.И. Назаренко, Н.Н. Смирнова развиваются статистические методы и алгоритмы, основанные на использовании различных

распределений для расчета характеристик потоков частиц. Существующие методики и статистическая модель космического мусора, разработанные А.И. Назаренко [14], характерная черта которых состоит в рассмотрении КМ различных диапазонов размеров с использованием статистически независимых распределений по их характеристикам и орбитальным параметрам, позволяют решать широкий круг задач. Однако в настоящее время в условиях существенного изменения КД возник новый класс задач оценки и прогнозирования потоков КМ, для которых разработанные ранее методы и алгоритмы не применимы.

Автором диссертации предлагается максимальное использование преимуществ обоих подходов для создания методических основ моделирования потоков КМ и метеороидов. Это позволит решать новые задачи, возникающие в связи с изменяющимися тенденциями осуществления КД, проводить оценки характеристик плотностей потока частиц и влияния: мер ограничения образования и активного удаления КМ на уровень техногенного засорения ОКП в долгосрочной перспективе, различных условий КД на состояние техногенного засорения, а также для решения целого ряда других прикладных задач. Начиная с уровня Организации Объединенных Наций (ООН) поставлена задача обеспечения долгосрочной устойчивости КД в условиях развития новых тенденций использования ОКП, большей частью которой является проблема космического мусора и безопасность космических операций. Однако до недавнего времени в Российской Федерации не было методик и алгоритмов моделирования потоков КМ и метеороидов, достаточных для информационного обеспечения решения этой задачи которые необходимы для оценки и прогнозирования характеристик воздействия на КСр, оптимизации проектных и баллистических параметров КСр, а также подготовки исходных данных для принятия управленческих решений по мерам и требованиям ограничения техногенного засорения ОКП на основе результатов долгосрочного прогнозирования потоков КМ.

В обеспечение развития данного направления исследований разработаны новые методы и алгоритмы моделирования КМ и метеороидов, создающие новую методологическую основу моделирования потоков КМ и метеороидов. Они

позволяют оценивать потоки метеороидов и КМ для КА на различных орбитах с учетом условных плотностей распределений КО по орбитальным параметрам и характеристикам, прогнозировать техногенное засорение с учетом мер ограничения образования КМ, активного удаления КМ и новых условий осуществления КД, а также позволяющие решать целый ряд других прикладных задач ограничения техногенного засорения ОКП. Отличительной особенностью разработанных методик, алгоритмов и моделей является использование условных статистических распределений КМ по характеристикам и орбитальным параметрам, а также применение для различных групп объектов раздельного моделирования – «поштучно» или в виде статистических распределений параметров и характеристик.

**Научная проблема:**

в диссертации содержится теоретическое обобщение и решение научной проблемы информационного обеспечения безопасности осуществления космических операций в условиях воздействия космического мусора и метеороидов.

**Целью диссертационной работы является** формирование основы информационного обеспечения безопасности осуществления космических операций с использованием оценок и прогнозов по разработанным методам и алгоритмам моделирования потоков космического мусора и метеороидов в условиях существенного изменения космической деятельности.

**Объект исследования:**

космический мусор и метеороиды.

**Предмет исследования:**

методы и алгоритмы моделирования потоков космического мусора и метеороидов на основе разделения множеств объектов и условных плотностей распределений параметров и характеристик.

**Задачи исследования:**



– разработать методы и алгоритмы моделирования потоков космического мусора и метеороидов на основе разделения множеств объектов и условных плотностей распределений параметров и характеристик для оценок и прогнозов в условиях существенного изменения космической деятельности;

– провести исследование разработанных методов и алгоритмов, а также их верификацию;

– на основе результатов применения методов и алгоритмов решить прикладные задачи ограничения техногенного засорения околоземного космического пространства и сформировать базу для информационного обеспечения безопасности осуществления космических операций.

#### **Методы исследования:**

системный анализ, математическое и статистическое моделирование, механика космического полета, теория управления, методы обработки данных.

**Научная новизна** и значимость работы содержится в (пункты паспорта специальности 2.3.1 указаны в скобках):

1) формализации задач системного анализа проблемы космического мусора и моделирования потоков космического мусора и метеороидов (п. 2);

2) методах и алгоритмах расчета характеристик потока спорадических метеороидов в ОКП, отличающихся использованием нового метода учёта гравитационного эффекта, для формирования информационного обеспечения безопасности проведения космических операций при принятии решений на этапе проектирования КСр (пп. 10, 17);

3) методах и алгоритмах расчета характеристик потока КМ, основанных на условных статистических распределениях орбитальных параметров и характеристик, для формирования информационного обеспечения безопасности проведения космических операций при принятии решений на этапах проектирования и эксплуатации КСр (пп. 10, 17);

4) комплексе алгоритмов для прогнозирования техногенного засорения ОКП в условиях существенного изменения осуществления КД при реализации мер ограничения образования и активного удаления КМ, основанном на

статистических методах и алгоритмах, а также отдельном моделировании групп объектов, для подготовки исходных данных при принятии управленческих решений в области ограничения и снижения техногенного засорения ОКП (пп. 10, 17).

### **Практическая значимость результатов исследования:**

1) получены характеристики плотностей потока КМ в ОКП и для КА на различных орбитах при различных сценариях осуществления КД, задающие условия функционирования КСр, на основании которых разработан и введён в действие государственный стандарт ГОСТ Р 25647.167–2022 «Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве»;

2) разработаны архитектура и реализация программно-алгоритмического обеспечения расчета текущих и прогнозируемых характеристик потока КМ и метеороидов, которые используются в организациях, проектирующих космическую технику;

3) разработаны предложения по использованию оценок потоков КМ и метеороидов в прикладных задачах при проектировании средств выведения и космических аппаратов, а также для принятия управленческих решений по мерам и требованиям ограничения техногенного засорения ОКП на основе результатов долгосрочного прогнозирования потоков КМ.

**Достоверность результатов** подтверждается использованием верифицированного математического аппарата, обоснованием результатов сравнительного анализа с аналогичными методиками и моделями, а также доступными экспериментальными данными.

### **Внедрение результатов диссертационной работы.**

Результаты работы внедрены в исследования по грантам Президентской программы РНФ и Президента РФ для молодых учёных кандидатов наук, Государственном стандарте ГОСТ Р 25647.167–2022 «Космическая среда (естественная и искусственная). Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом

пространстве», который внедрён в ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, АО «НПО им. Лавочкина» и других организациях ракетно-космической промышленности, программах для ЭВМ и патентах, принадлежащих Российской Федерации в лице Госкорпорации «Роскосмос», а также в учебный процесс кафедры 604 «Системный анализ и управление» МАИ и кафедры «Механики и процессов управления» Инженерной Академии Российского университета дружбы народов.

### **Апробация работы.**

Результаты работы апробированы, получили одобрение, опубликованы в тезисах и трудах международных и отечественных научно-технических конференций: Школа-семинар молодых ученых «Фундаментальные проблемы системной безопасности, (г. Елец, ЕГУ, 2016), Конференция молодых ученых и специалистов ЦУП ЦНИИмаш (г. Королёв, 2016), Конференции «Космонавтика и ракетостроение: взгляд в будущее» (г. Королёв, ЦНИИмаш, 2016), XV Международная конференция «Авиация и космонавтика» (г. Москва, МАИ, 2016), Школа-семинар молодых ученых «Фундаментальные проблемы системной безопасности (г. Елец, ЕГУ, 2017), Международная научная конференция «Системный анализ, управление и навигация» (г. Евпатория, 2017), Конференция молодых ученых и специалистов ЦУП ЦНИИмаш (г. Королёв, 2017), XLI Академические чтения по космонавтике (г. Москва, МГТУ им. Баумана, 2017), 7-я Европейская конференция по космическому мусору (г. Дармштадт, Германия, 2017), Научно-техническая конференция молодых специалистов АО «ИСС» (г. Железногорск, 2017), 68-й Международный астронавтический конгресс (г. Аделаида, Австралия, 2017), 7-я международная научно-техническая конференция «К.Э. Циолковский – 160 лет со дня рождения» (г. Рязань, РГРТУ, 2017), Белорусский космический конгресс (г. Минск, Белоруссия, 2017), Конференция молодых ученых и специалистов ЦУП ЦНИИмаш (г. Королёв, 2018), 53-е Научные чтения памяти К.Э. Циолковского (г. Калуга, 2018), Всероссийская конференция с международным участием «Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы» (г. Москва, ИКИ РАН, 2019),

Международная научная конференция «Системный анализ, управление и навигация» (г. Евпатория, 2019), XLIII Академические чтения по космонавтике (г. Москва, МГТУ им. Баумана, 2019), 19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» (г. Москва, МАИ, 2020), 55-е Научные чтения памяти К.Э. Циолковского. (г. Калуга, 2020), Международная конференция Space Flight Safety (г. Санкт-Петербург 2021), 20-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» (г. Москва, МАИ, 2021), Космонавтика XXI века (г. Королёв, ЦНИИмаш, 2021), «Системный анализ, управление и навигация» (г. Евпатория, 2021), XXII Научно-техническая конференция молодых учёных и специалистов ПАО РКК «Энергия» (г. Королёв, 2021), Международная конференция Space Flight Safety (г. Санкт-Петербург, 2022), 14-й Всероссийский конкурс «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики», 21-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» (г. Москва, МАИ, 2022), Международная конференция Space Flight Safety (г. Санкт-Петербург, 2023), 22-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» (г. Москва, МАИ, 2023).

Результаты диссертационной работы опубликованы в 24 статьях, входящих в рецензируемые издания Перечня ВАК Минобрнауки России (из них 15 в изданиях по специальности 2.3.1.), 14 статьях в журналах, индексируемых в международных реферативных базах данных Scopus, Web of Science (из них 8 в Q1), в 4 монографиях, в сборниках тезисов и трудов 40 конференций, а также используются в 4 программах для ЭВМ, 4 патентах и одном ГОСТ.

**Основные положения, выносимые на защиту:**

1) формализация задач системного анализа проблемы космического мусора и совершенствования методов и алгоритмов моделирования потоков космического мусора и метеороидов;

2) методы и алгоритмы расчета характеристик потока спорадических метеороидов в ОКП с учётом гравитационного эффекта;

3) методы и алгоритмы расчета характеристик потока КМ на основе условных статистических распределений орбитальных параметров;

4) комплекс алгоритмов прогнозирования техногенного засорения ОКП при реализации различных сценариев осуществления космической деятельности на основе раздельного моделирования различных групп объектов;

5) архитектура и реализация специального программно-математического обеспечения для расчета плотностей потока КМ и метеороидов, прогнозирования техногенного засорения ОКП;

6) характеристики плотностей потока КМ для КА на различных орбитах при различных сценариях осуществления КД, на основании которых разработан и введён в действие государственный стандарт;

7) предложения по использованию оценок потоков КМ и метеороидов в прикладных задачах ограничения техногенного засорения ОКП.

**Первая глава** содержит обоснование необходимости развития методологии моделирования КМ и области применения методик и алгоритмов расчета потоков КМ для решения прикладных задач ограничения техногенного засорения околоземного космического пространства, постановку задач исследования на основе анализа проблемы КМ, методов его ограничения, снижения и моделирования.

**Вторая глава** содержит описание разработанных методик и алгоритмов расчёта плотности потока спорадических метеороидов в ОКП как основного источника рисков безопасности космических полетов со стороны частиц размером менее 1 мм, а также как источник появления частиц размером менее 1 мм. В методике используются исходные данные по модели метеороидов Cour-Palais, учтены затенение Землей и гравитационный эффект. Отличительной особенностью разработанной методики является учет влияния гравитационного эффекта не только на модуль скорости, но и на направление вектора скорости, что рассчитывается с использованием специальной методики.

**Третья глава** содержит методы и алгоритмы расчета потоков космического мусора. Отличительной особенностью разработанных методов и алгоритмов является использование условных распределений КМ по баллистическим параметрам и раздельное моделирование различных групп объектов. Отдельно

рассмотрены особенности техногенного засорения и его эволюции наиболее используемых областей ОКП: НОО, ГСО и средневысоких орбит (СВО). Проведена верификация разработанных моделей по экспериментальным данным (возвращаемые поверхности из космоса и радиолокационные измерения малоразмерного КМ).

**Четвертая глава** содержит результаты применения разработанных методик и алгоритмов для решения прикладных задач обеспечения безопасности космических полетов, связанных с оценкой плотностей потоков частиц и вероятностей столкновения с КМ и метеороидами для перспективных изделий ракетно-космической техники, таких как ракеты-носители легкого, среднего и тяжелого классов, перспективная Российская орбитальная станция, а также содержит оценку долговременной эволюции КМ при различных условиях осуществления КД для различных сценариев, учитывающих катастрофические разрушения и существенно увеличившиеся запуски космических аппаратов. Показаны условия, при которых возможно образование новых максимумов засорения, а также соответствие результатов моделирования историческим данным. Разработаны обоснованные предложения по составу системы мониторинга некаталогизированного КМ и оценки возможности его активного удаления.

**Пятая глава** содержит описание разработанного метода и алгоритмов расчета вероятности критического столкновения. Раздел содержит результаты расчетов для наиболее засоренной солнечносинхронной орбиты, а также для наиболее используемых орбит в ОКП. Показано существенное влияние выбранной орбиты и защищенности КА на вероятность критического столкновения на интервале времени активного существования.

**Все проведённые исследования и разработки** лежат в области критического направления обеспечения безопасности космической деятельности, результатом которых стали:

- разработка новой отечественной модели КМ, реализованной в ГОСТ 25645.167-2022 и программах для ЭВМ № 2018613786, № 2018665226;

- разработка новой модели метеороидов для оценки плотностей потоков относительно КА на заданной орбите, реализованной в виде программы для ЭВМ № 2018664690;

- обоснование предложений по методам и техническим решениям ограничения образования КМ в отечественной ракетно-космической технике, уже реализуемых в отрасли;

- выявление областей околоземного космического пространства для первоочередного удаления КМ.

#### **Описание основных направлений разработок:**

- разработка и верификация модели космического мусора для объектов размером от 10 мкм для высот от 200 до 40000 км;

- разработка методики прогнозирования техногенного засорения ОКП при различных сценариях космической деятельности с учетом реализации методов ограничения образования и активного удаления КМ;

- цикл научно-теоретических и расчётных работ, обеспечивающих решение поставленных задач в области безопасности космических операций.

Результаты проведенного комплекса научных и расчетных работ позволили достигнуть:

- минимального времени расчетов среди моделей КМ и метеороидов (в сравнении с мировыми аналогами – до 5 - 10 раз быстрее);

- определения перечня методов и технических решений ограничения образования КМ в отечественной ракетно-космической технике, обеспечивающего существенное снижение количества образующихся объектов при минимальных затратах на их реализацию;

- выделения трех областей околоземного космического пространства, первоочередных для проведения операций активного удаления КМ.

Проведение инновационного комплекса работ по созданию новой отечественной модели КМ и результаты исследований в области методического обеспечения решения проблемы ограничения техногенного засорения ОКП вносят значительный вклад в обеспечение безопасности космической деятельности Российской Федерации.

Выполненные работы по степени важности относятся к национальному уровню, разработки имеют большую практическую значимость и вносят значительный вклад в развитие технических наук и обеспечение безопасности космической деятельности, в частности при проектировании Российской орбитальной станции и перспективных КА социально-экономического и научного назначения.

События выхода из строя космического аппарата «Метеор-М» в 2019 г., космических кораблей «Прогресс» и «Союз» в составе МКС на рубеже 2022-2023 гг. в результате воздействия метеороидов и КМ показывают особенную важность полученных научных результатов и разработок. Внедрение соответствующих новой модели КМ требований по стойкости к высокоскоростному соударению позволит обеспечить безопасность экипажа новой Российской орбитальной станции и космического корабля нового поколения, а также надежность и сроки активного существования перспективных КА.

В обеспечение создания новой модели космического мусора и обоснования перечня методик и технических средств ограничения образования и активного удаления космического мусора были поставлены сложные наукоемкие задачи по глубокой переработке и разработке новых методик и алгоритмов, разработке программ для ЭВМ, проведения большого количества расчетов, их анализа и верификации.

Выполненный в течение 2016-2024 годов комплекс работ свидетельствует о положительном результате их решения, что подтверждается:

- успешной и в полном объеме завершенной разработкой ГОСТ 25645.167-2022;



- успешным завершением запланированных этапов работ по грантам Президента Российской Федерации: МК-5287.2022.4, РНФ № 18-11-00225 и № 23-79-01252;

- получением соответствующих научным результатам патентов и свидетельств программ для ЭВМ, правообладателем которых является Российская Федерация в лице Госкорпорации «Роскосмос».

Разработаны частные методы решения проблем космического мусора, на ряд из которых получены патенты на изобретения. С использованием разработанной уникальной методики оценки эффективности активного удаления космического мусора определены области для первоочередной реализации операций активного удаления, которые подтверждены результатами исследований ученых из множества стран, включая Китай, США, Великобританию и др. Отличительной особенностью полученных результатов является возможность выбора объектов из определенных областей с учётом различных дополнительных критериев, что позволяет определять объекты различной государственной принадлежности, тем самым позволяя отвести от Российской Федерации обвинения в существенном засорении космического пространства. Также разработана методика оценки влияния запуска большого количества малых космических аппаратов и развертывания больших орбитальных группировок на техногенное засорение околоземного космического пространства, которая верифицирована по результатам реальных наблюдений. Показана угроза при ненадлежащей эксплуатации подобных многоспутниковых космических систем образования нового локального максимума техногенного засорения околоземного космического пространства, что подтвердилось в период с 2019 по 2023 гг.

## Глава 1.

### Системный анализ и постановка задачи создания методических основ моделирования потоков космического мусора и метеороидов

Техногенное засорение ОКП как предмет исследований является системным, поскольку включает технические, организационные и даже юридические аспекты. В глобальной повестке мирового сообщества проблемы техногенного засорения находятся с 1999 года, однако поиски рациональных путей их решения идут до сих пор.

#### 1.1. Анализ проблемы космического мусора

Космический мусор – это все находящиеся на околоземной орбите космические объекты искусственного происхождения (включая фрагменты или части таких объектов), которые закончили свое активное функционирование [5]. Различные аспекты проблемы КМ детально рассмотрены в работах [1-43]. В рамках проблемы ограничения техногенного засорения ОКП в соответствии с ГОСТ Р 52925-2018 под ОКП в Российской Федерации понимается сферический слой внутреннего радиуса 6478 км и внешнего радиуса 44164 км. При этом ОКП разделяют следующим образом [2]: область низких околоземных орбит (НОО), область средневысоких околоземных орбит (СВО), область геостационарной (геосинхронных) орбиты (ГСО). На рисунке 1.1 представлены защищаемые области ОКП. Новая редакция руководящих принципов Межагентского координационного комитета по космическому мусору (МККМ) была утверждена в 2021 г. и включила в состав документа ряд числовых показателей: относительно величины оцениваемого риска объектам и имуществу на поверхности Земли при падении объекта КМ (не более  $10^{-4}$  вероятность наступления такого события при падении КМ на Землю), вероятности успешного увода (не менее 90%), вероятности случайного разрушения (не более  $10^{-3}$ ) и строго утвердило срок в 25 лет как ограничение для защищаемой области НОО [3].

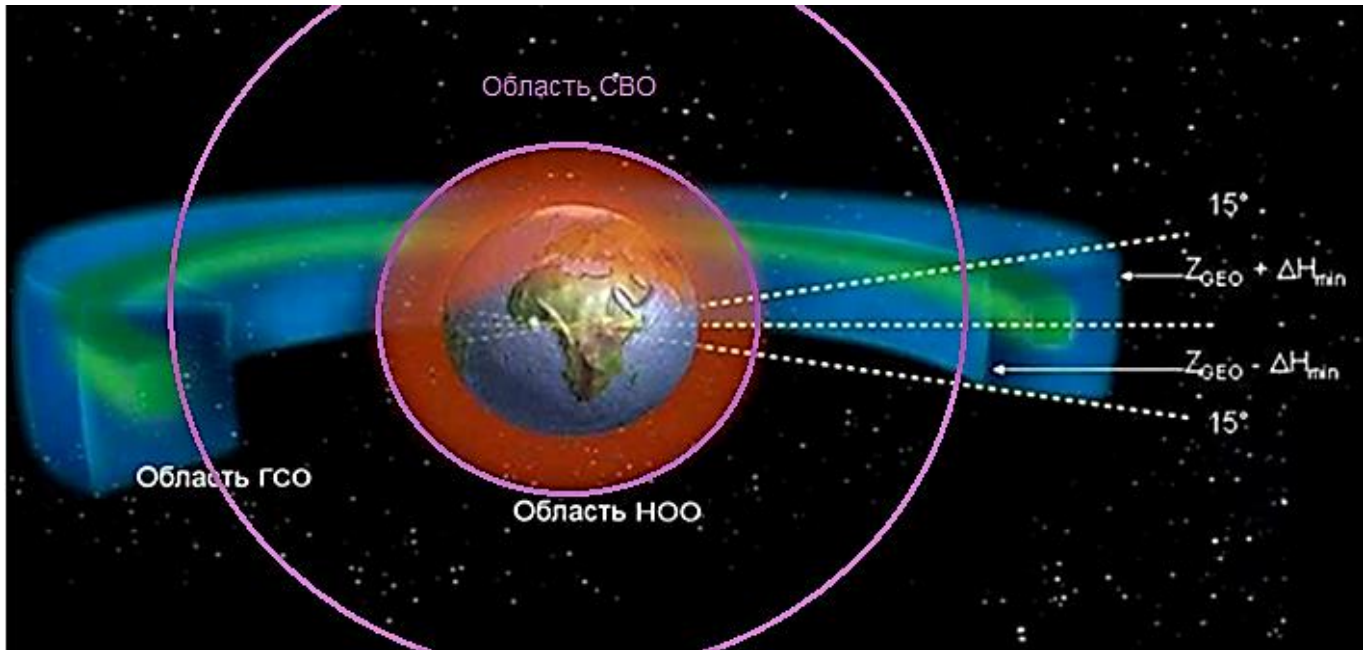


Рисунок 1.1 - Защищаемые области НОО и ГСО, как определено МККМ и принято НТПК ООН, а также область СВО между ними

С 2007 года остаются неизменными «Руководящие принципы Комитета ООН по космосу по предупреждению образования космического мусора» [4]. В рамках научно-технического подкомитета «Комитета ООН по космосу» всё чаще звучат заявления отдельных стран о необходимости доработки руководящих принципов, однако консенсус по данному вопросу не достигнут. В основном это связано с работой над руководящими принципами по долгосрочной устойчивости КД.

В период с 2011 по 2019 гг. в рамках НТПК ООН велась разработка свода Руководящих принципов по обеспечению долгосрочной устойчивости космической деятельности (ДУКД), одним из центральных вопросов в котором является проблема КМ. Утвержденный в 2019 году свод руководящих принципов ДУКД содержит набор практических рекомендаций, направленных на снижение рисков возникновения опасных ситуаций в ОКП в ходе эксплуатации РКТ с учетом юридических особенностей деятельности других участников, предлагаются пути и средства решения спорных ситуаций, механизмы международного взаимодействия. Особенно отмечена необходимость развития

методов и технологий решения проблемы техногенного засорения ОКП. В настоящее время идет работа по доработке свода Руководящих принципов.

После выхода «Руководящих принципов Комитета ООН...» начиная с 2011 г. большая работа проведена Международной организацией по стандартизации (ISO) по разработке международных стандартов в области проблем КМ [19]. По состоянию на октябрь 2019 года в подкомитете ИСО - ТК20/ПК14 по космической технике в рабочую программу включены 17 документов по тематике техногенного засорения ОКП, 14 из них издано, 3 находятся в стадии разработки. Перечень стандартов представлен на рисунке 1.2. К настоящему времени разработана и действует система стандартов ИСО по КМ, которая направлена на снижение опасности образования космического мусора в процессе выведения космических средств на орбиту, их активного функционирования и увода в зону захоронения. Система документов имеет иерархическую структуру, в которой центральное место занимает стандарт ИСО-24113. Этот стандарт определяет основные требования по предупреждению образования космического мусора для всех изделий ракетно-космической техники, включая космические аппараты, ступени ракет-носителей, разгонные блоки и любые другие отделяемые элементы. Детализированные требования изложены в сопутствующих стандартах для всех этапов жизненного цикла изделий ракетно-космической техники [23].

В России разработана новая редакция ГОСТ Р 52925-2018 [5], задающая требования по ограничению техногенного засорения ОКП. Требования второй редакции данного стандарта гармонизированы с требованиями международных руководящих принципов и стандартов. Классификации КМ по причинам образования, возможности каталогизации и рискам, а также рекомендуемым способам ограничения образования, представлены в таблице 1.1.

Таблица 1.1 - Классификации объектов космического мусора по причинам образования, возможности каталогизации и рискам

По причине образования			По возможности каталогизации и рискам			
Категория	Причины образования	Рекомендации	Категория КО	Размеры [см]	Оценка количества	Потенциальный риск столкновения с КА
Объекты, связанные с выполненем миссий	Объекты, образованные преднамеренно	Разработка РКТ с использованием мер смягчения техногенного засорения	Каталогизируемые	> 5-30	~ 45000	Полная потеря работоспособности
	Объекты образованные непреднамеренно	Разработка РКТ с большей надежностью	Потенциально каталогизируемые	1 - 10	~ 10 <sup>6</sup>	Полная или частичная потеря работоспособности
Фрагменты	преднамеренное разрушение	Воздержание от преднамеренных разрушений	Некаталогизируемые	< 1	~ 10 <sup>9</sup>	Ухудшение свойств отдельных систем
	Самопроизвольные взрывы во время функционирования	Разработка РКТ с большей надежностью				
	Разрушения после прекращения функционирования	Разработка РКТ с использованием мер смягчения техногенного засорения				
	Столкновения на орбите	Предупреждение столкновений и экранирование				
Прекратившие существование КА, РБ и ступени РН	Недостаточный маневр увода или его отсутствие	Проведение маневра увода в атмосферу или на не использующуюся орбиту захоронения				

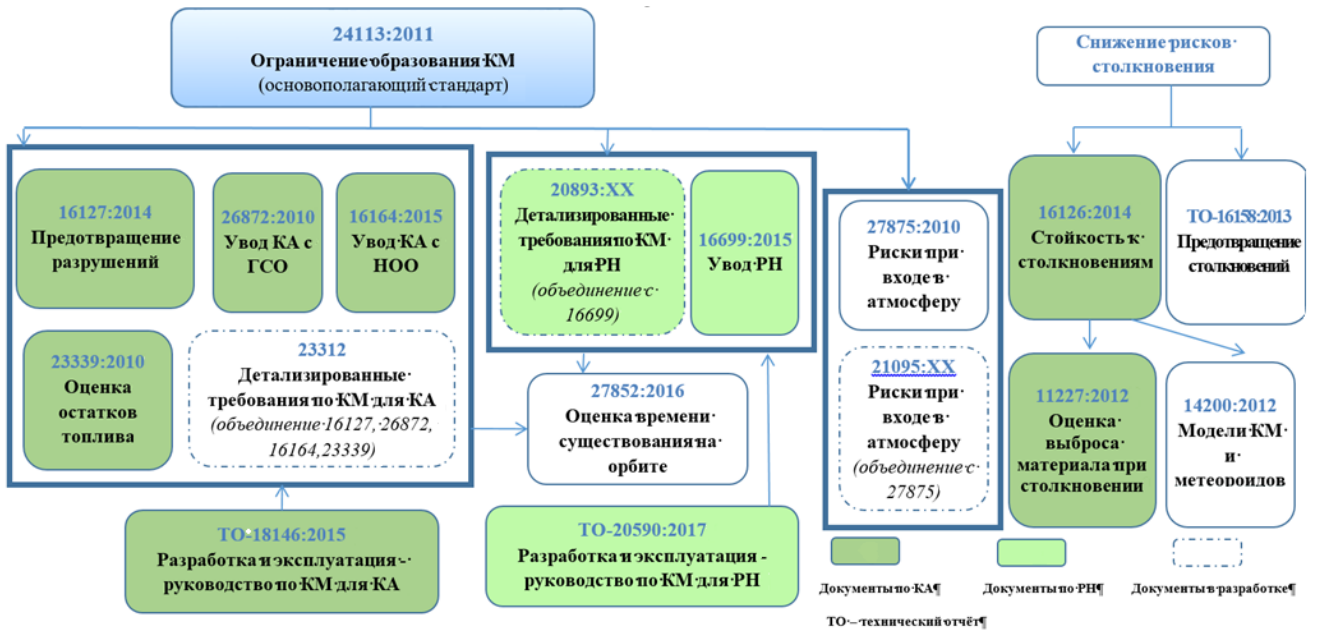


Рисунок 1.2 - Структура международных стандартов ИСО по КМ

Технически невозможно осуществлять космическую деятельность, не создавая КМ. На рисунках 1.3 - 1.6 представлены зависимости количества запусков РН, количество запущенных КО, количества объектов в ОКП и массы КО в ОКП по имеющимся в открытых источниках данным [24, 32]. Характерной особенностью является увеличение количества ежегодно запускаемых объектов и их суммарной массы в каждом следующем периоде. Количество ежегодно запускаемых КА с 2013 по 2023 г. увеличилось более чем в 20 раз.

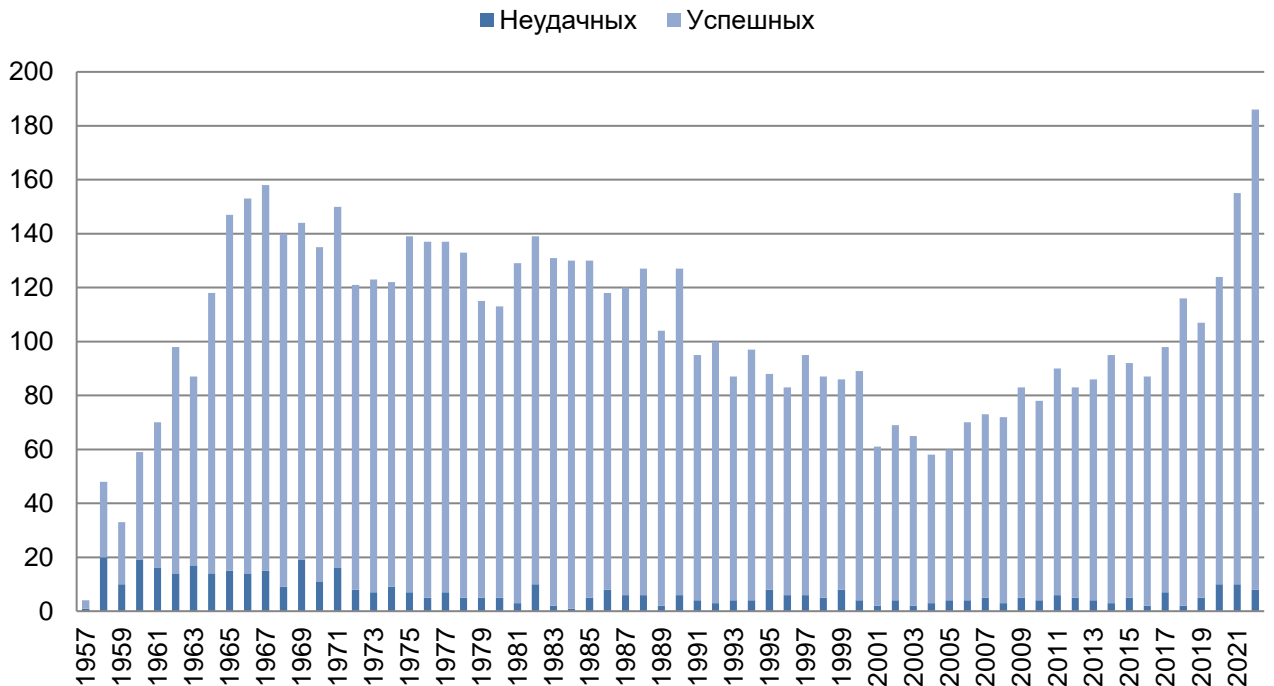


Рисунок 1.3 - Пуски космических ракет-носителей по годам

Небольшое число стран произвело основную массу орбитального КМ, пропорциональную масштабам их космической программы и годам деятельности. Распределение прав собственности на космический мусор является деликатным вопросом, поскольку на международном уровне нет четкого юридического определения космического мусора, и, кроме того, не весь мусор можно отследить до конкретного объекта или события фрагментации.

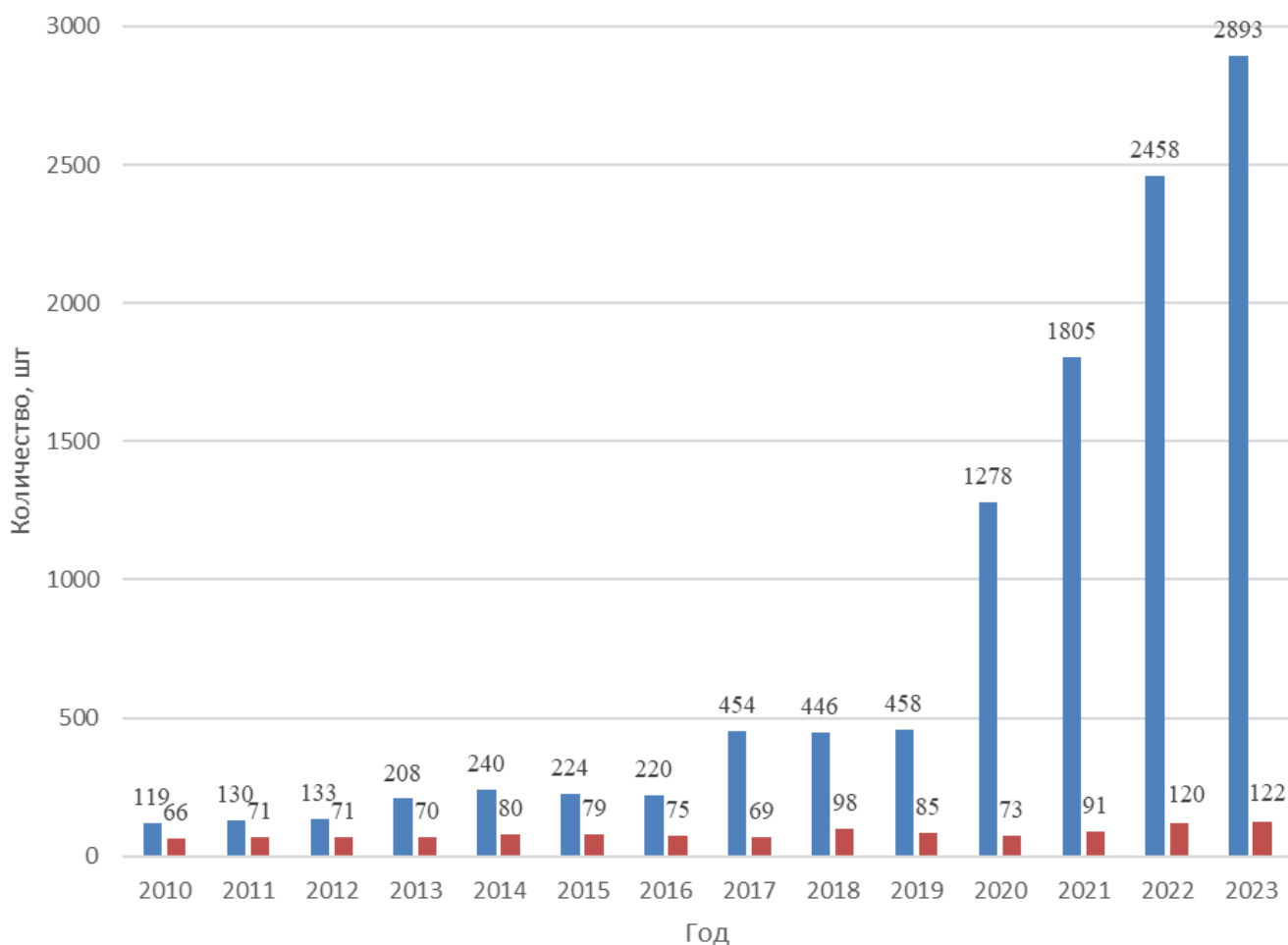


Рисунок 1.4 - КА, РБ и последние ступени РН, выведенные на орбиту по годам:  
■ – КА; ■ – РН+РБ

## Количество каталогизированных КО разных типов

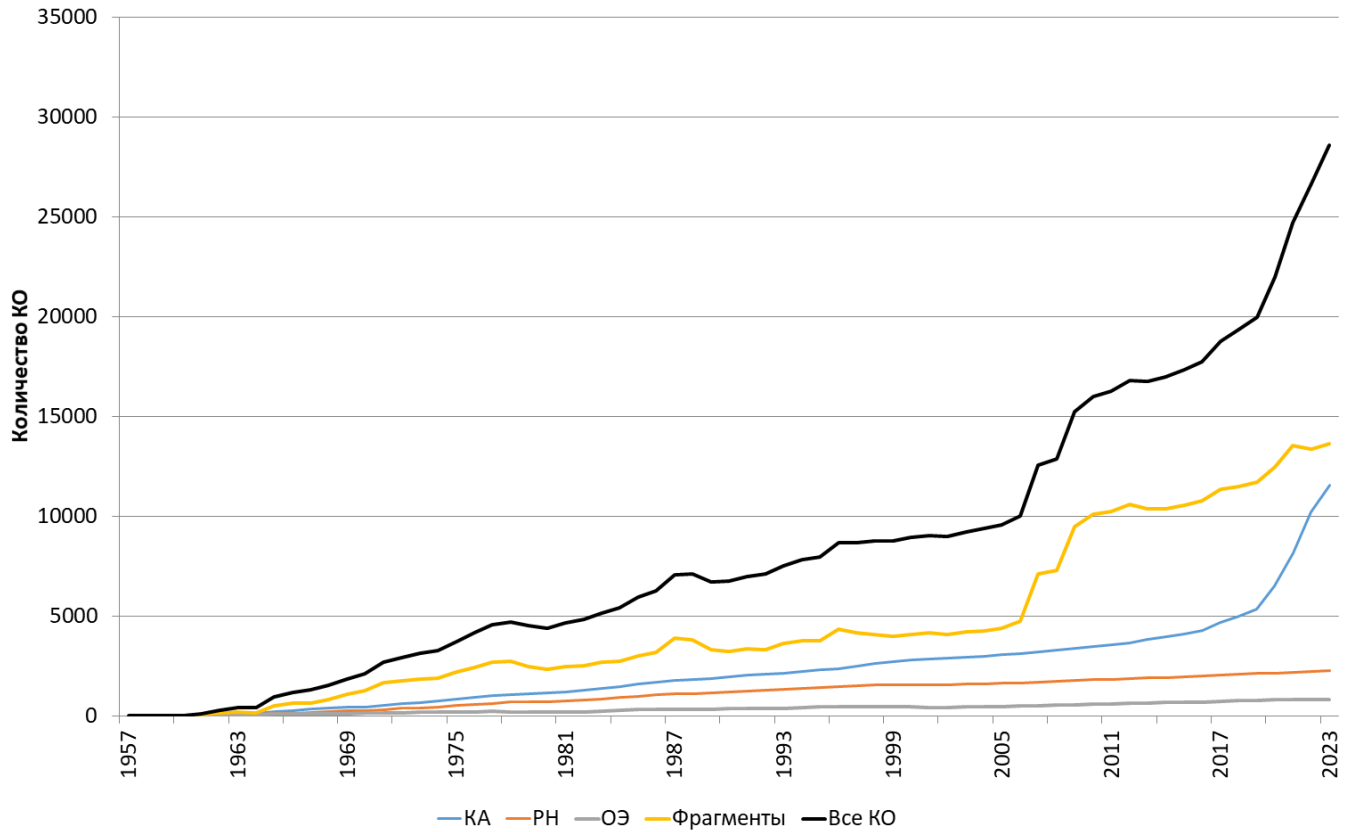


Рисунок 1.5 - Космические объекты разного типа в ОКП по годам

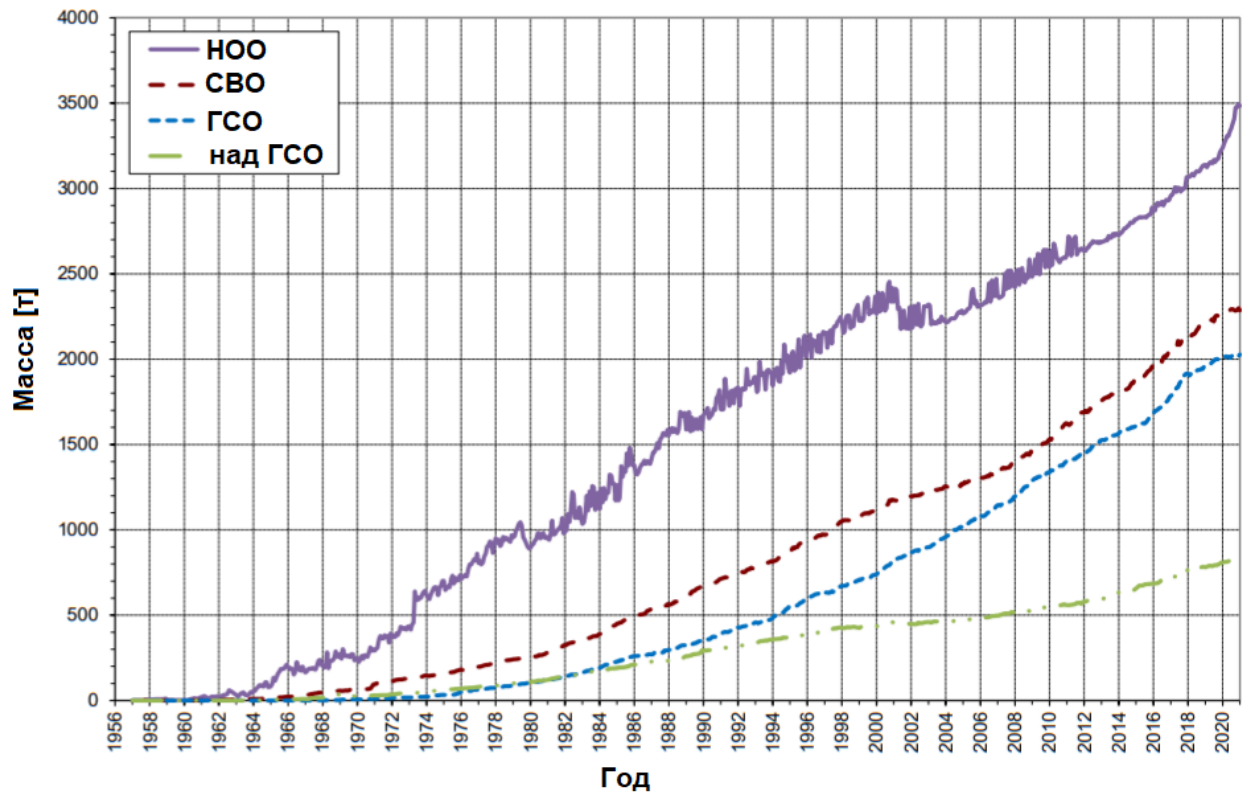


Рисунок 1.6 - Совокупная масса космических объектов в различных областях ОКП



Совокупная масса КО в ОКП составляет порядка 9000 тонн. В области НОО – 77% от всех каталогизированных объектов, в области ГСО – 7% каталогизированных объектов, в области высокоэллиптических орбит (ВЭО) – 11%, остальные орбиты – 5%, в том числе в области навигационных спутниковых систем. Каталогизированные КО состоят из 20% активно функционирующих КА, 13% – недействующих КА; 8% – последние ступени РН и РБ; 5% – операционные элементы (ОЭ), образовавшиеся в процессе выведения КА на орбиты. Больше всего каталогизированных КО 59% является следствием разрушения КА, РН, РБ [24, 32]. Данная структура является относительно устойчивой и существенно изменяется при изменении КД в целом. На рисунке 1.7 представлены каталогизированные объекты в инерциальной системе координат на фиксированный момент времени. Зависимость концентрации каталогизированных КО от высоты представлена на рисунке 1.8.

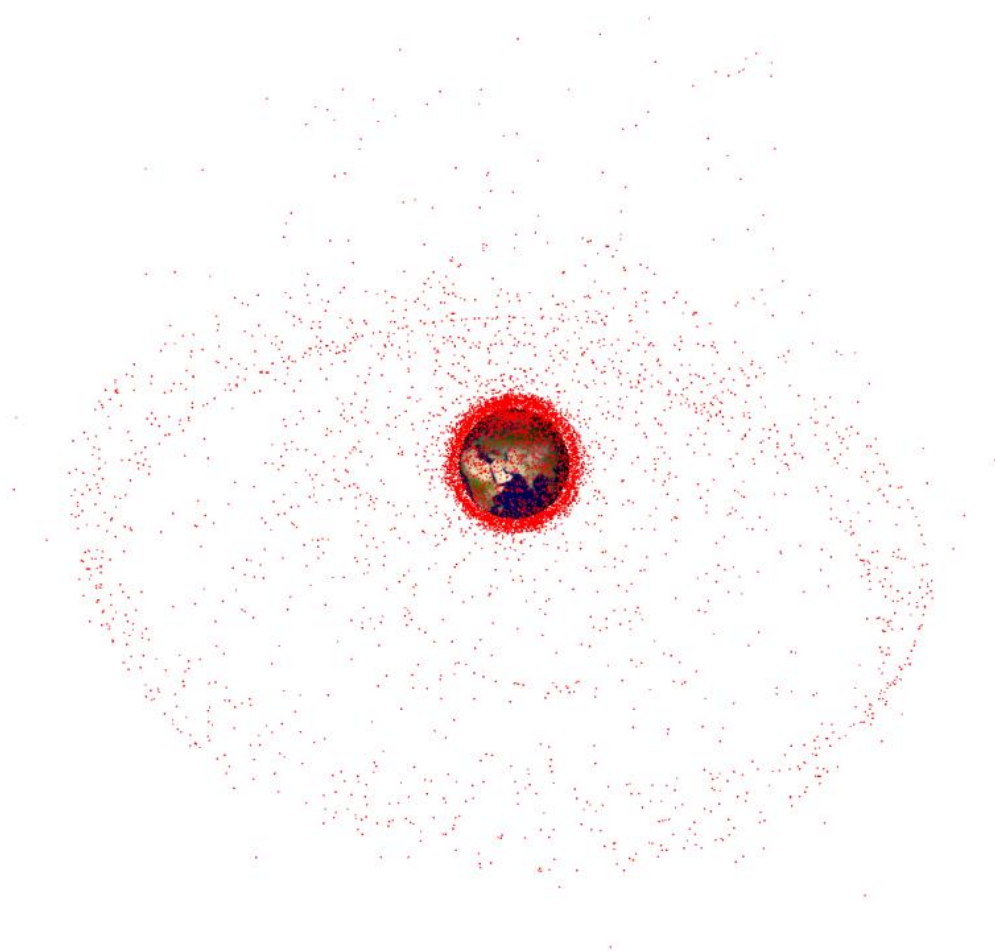


Рисунок 1.7 - Каталогизированные КО в один момент времени

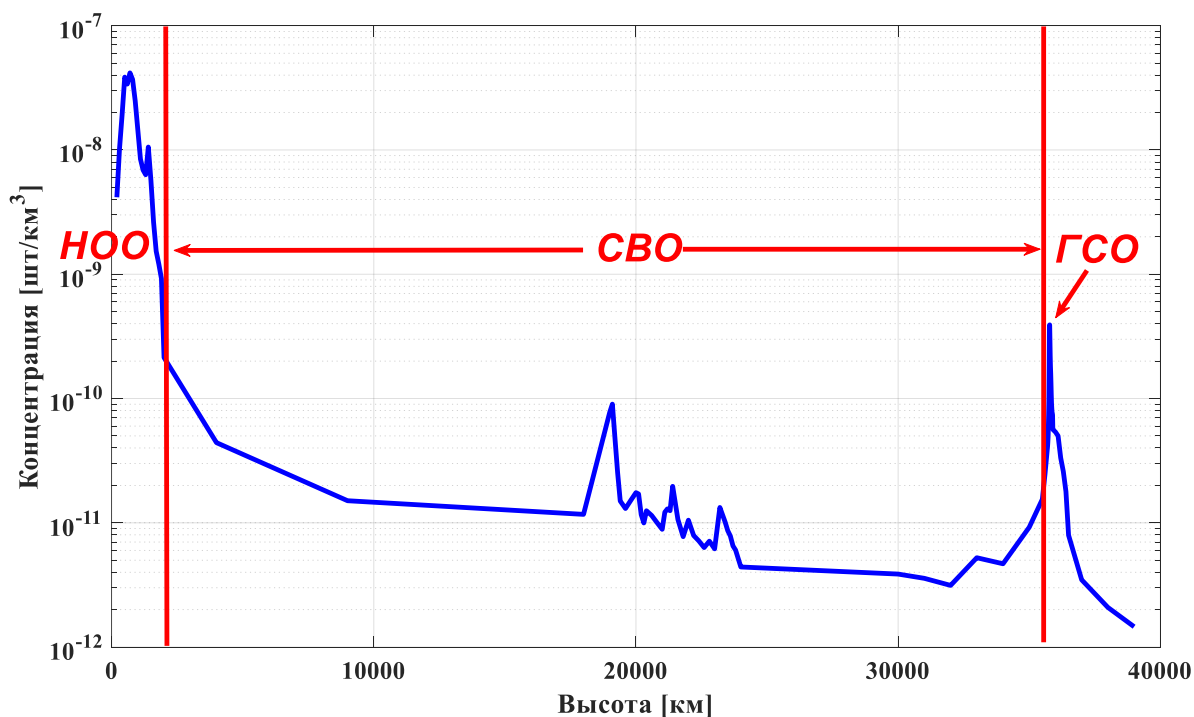


Рисунок 1.8 - Зависимость концентрации каталогизированных КО в ОКП

Детальная информация о разрушениях КО до 2018 года содержится в отчете НАСА [34], более полная информация в базе данных на портале о космическом мусоре ЕКА [35]. Существуют и отечественные базы данных разрушений КО [24]. На рисунке 1.9 представлено количество разрушений с 1961 г., на рисунке 1.10 – их распределение по причинам возникновения.

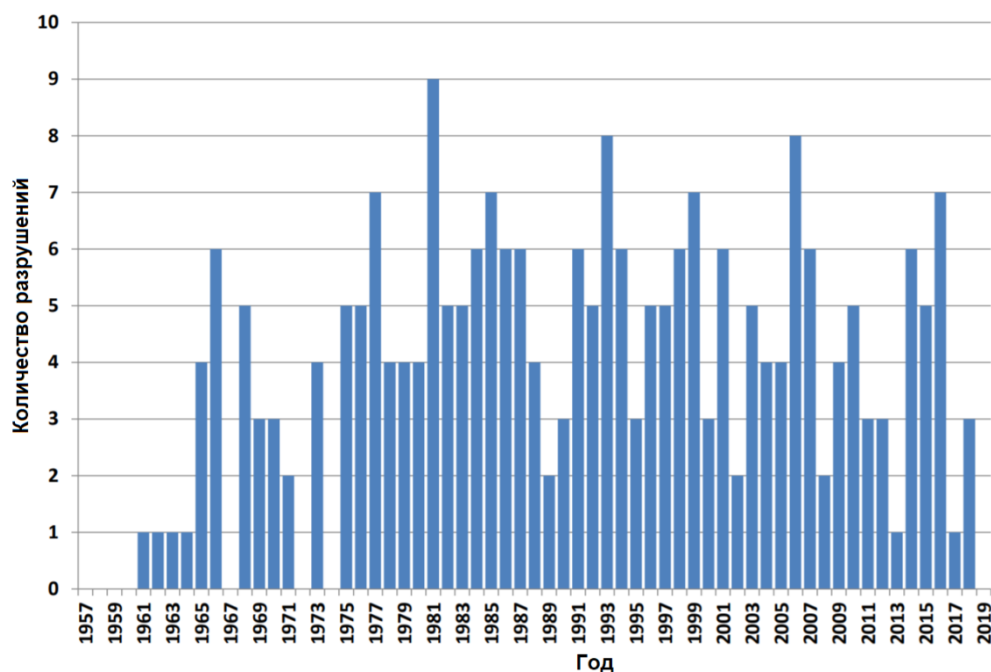


Рисунок 1.9 - Количество известных случаев фрагментации по годам [34]

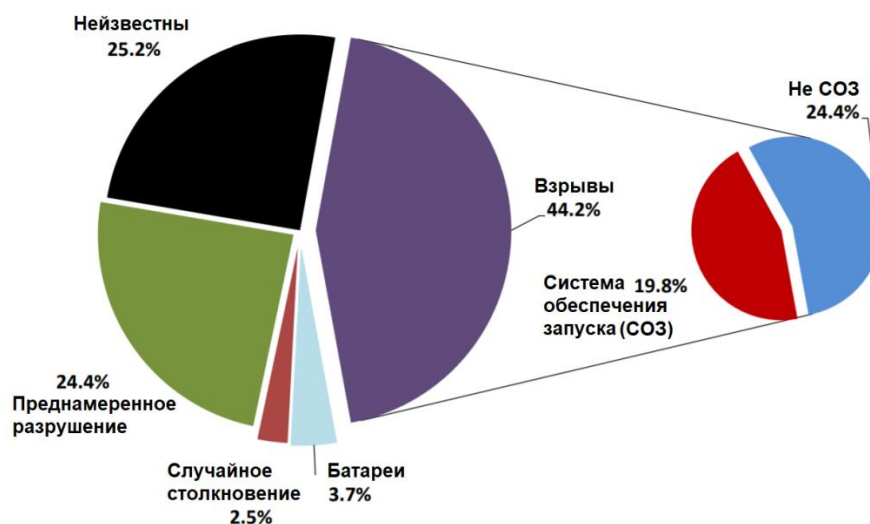


Рисунок 1.10 - Распределение событий разрушений по причинам возникновения

Известные разрушения и аномальные события, сопровождавшиеся фрагментацией КО за 2012-2021 гг. [24], представлены гистограммой по их причине на рисунке 1.11. Большинство разрушений происходит в результате взрывов КО по различным причинам.

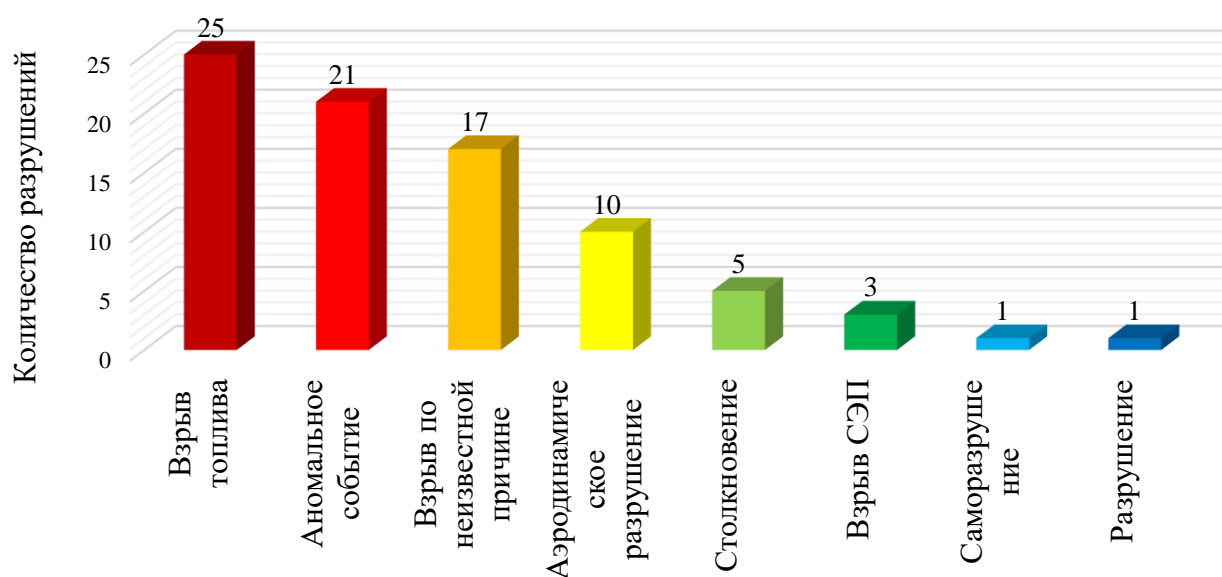


Рисунок 1.11 - Распределение всех известных разрушений 2012-2021 гг.

На рисунке 1.12 представлена гистограмма количества разрушений и аномальных событий, связанных с фрагментацией КО, от времени существования разрушенного КО на орбите по результатам анализа доступных данных за 2012-2021 гг.

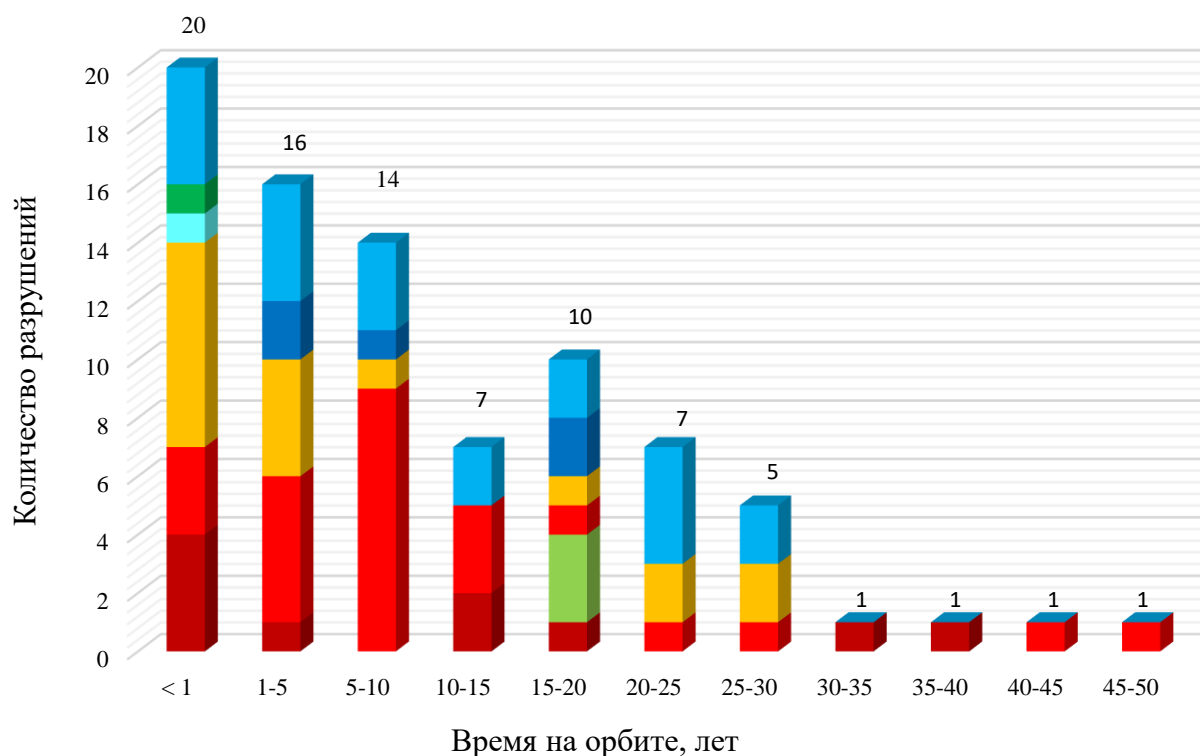


Рисунок 1.12 – Гистограмма зависимости количества разрушений за 2012-2021 гг. от времени существования на орбите:

■ – неизвестные причины; ■ – саморазрушение; ■ – столкновение; ■ – поражение противоспутниковым оружием; ■ – взрыв по неизвестной причине; ■ – взрыв топлива; ■ – взрыв СЭП; ■ – аэродинамика

Из этих данных видно, что чаще всего разрушаются КО, находящиеся на орбите меньше года. Объекты, находящиеся на орбите 5 – 10 лет, чаще взрываются из-за остатков топлива, что является следствием незавершенной пассивации. Объекты, находящиеся на орбите 15 – 20 лет, чаще взрываются из-за СЭП, что также связано с невыполнением в полном объёме пассивации.

На рисунке 1.13 представлены графики количества каталогизированных фрагментов, образовавшихся в результате разрушений с 2012 по 2021 гг., и количество объектов, оставшихся на орбитах.

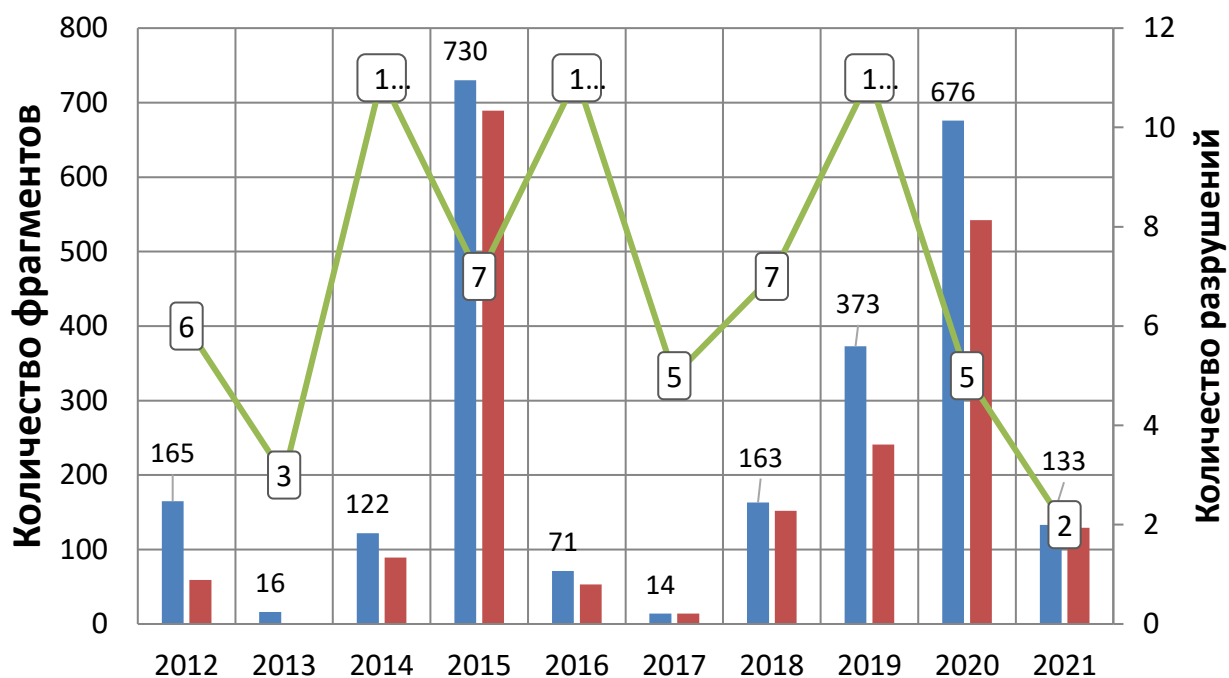


Рисунок 1.13 - Количество каталогизированных фрагментов, появившихся в результате разрушений в 2012-2021 гг.:

— каталогизированные фрагменты; — фрагменты на орбите; — количество разрушений

За прошедшее десятилетие произошло существенное увеличение количества запущенных КА в область НОО вследствие трёх факторов:

- 1) лавинообразного роста запуска малоразмерных КА (типа «кубсат» и др.);
- 2) развертывания больших орбитальных группировок КА (типа «Starlink» и «OneWeb»);
- 3) увеличения количества пусков РН.

Также наибольший вклад вносят катастрофические события, а именно:

- 1) разрушение КА «Fengyun-1C» в 2007 г.;
- 2) столкновение действующего спутника связи «Iridium 33» и неактивного КА «Космос – 2251» в 2009 году (рисунок 1.14, таблица 1.2);
- 3) разрушение КА «Космос – 1499» в 2023 г.

Техногенная засоренность НОО существенно увеличилась вследствие этих трёх событий.

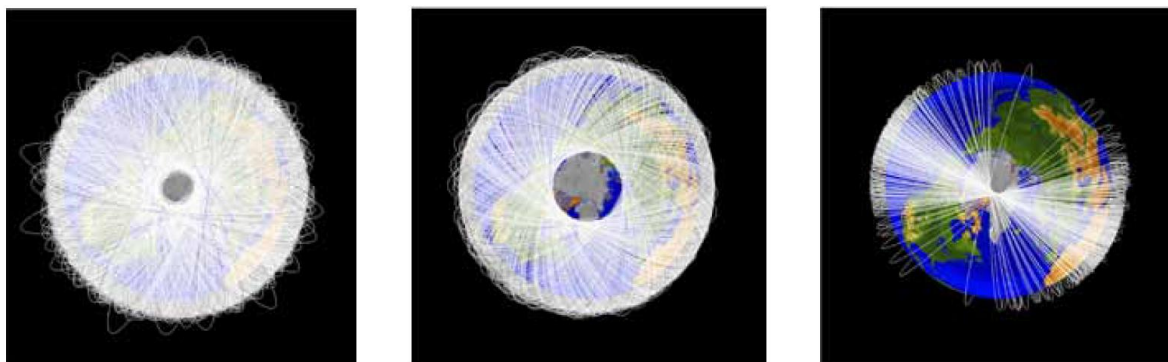


Рисунок 1.14 - Орбиты фрагментов разрушений спустя 6 месяцев

Таблица 1.2 - Столкновения в ОКП

1991	Столкновение неактивного КА «Космос-1934» с каталогизированным КА «Космос-296» («мусором»)
1996	Столкновение активного французского КА Cerise с каталогизированным «мусором» – ступенью ракеты Ariane
1997	Неактивный КА NOAA-7 столкнулся с крупным некаталогизированным объектом, в результате чего орбита КА изменилась и образовался новый мусор
2002	Неактивный КА «Космос-539» столкнулся с крупным некаталогизированным объектом
2007	Ракета США столкнулась с каталогизированным мусором от китайской ракетной ступени
2007	Активный КА «Meteosat 8» столкнулся с крупным некаталогизированным объектом, в результате чего орбита КА изменилась и образовался новый мусор
2009	Столкновение активного КА «Iridium 33» с неактивным КА «Космос-2251»
2013	Столкновение КА Блиц с КМ размером ~ 0.5 см
2016	Столкновение КА Sentinel-1A с КМ размером ~ 1 см
2019	Возможное столкновения КА Метеор-М с КМ размером ~ 1 см

Относительно новые данные радиолокационных измерений NASA представлены в журнале *Orbital Debris Quarterly News* за 2022 год [32], рисунок 1.15. Из графика видно, что ежегодные измерения имеют вариации в различных диапазонах размеров детектируемых объектов КМ, однако в целом видна тенденция увеличения количества детектируемых частиц в час.

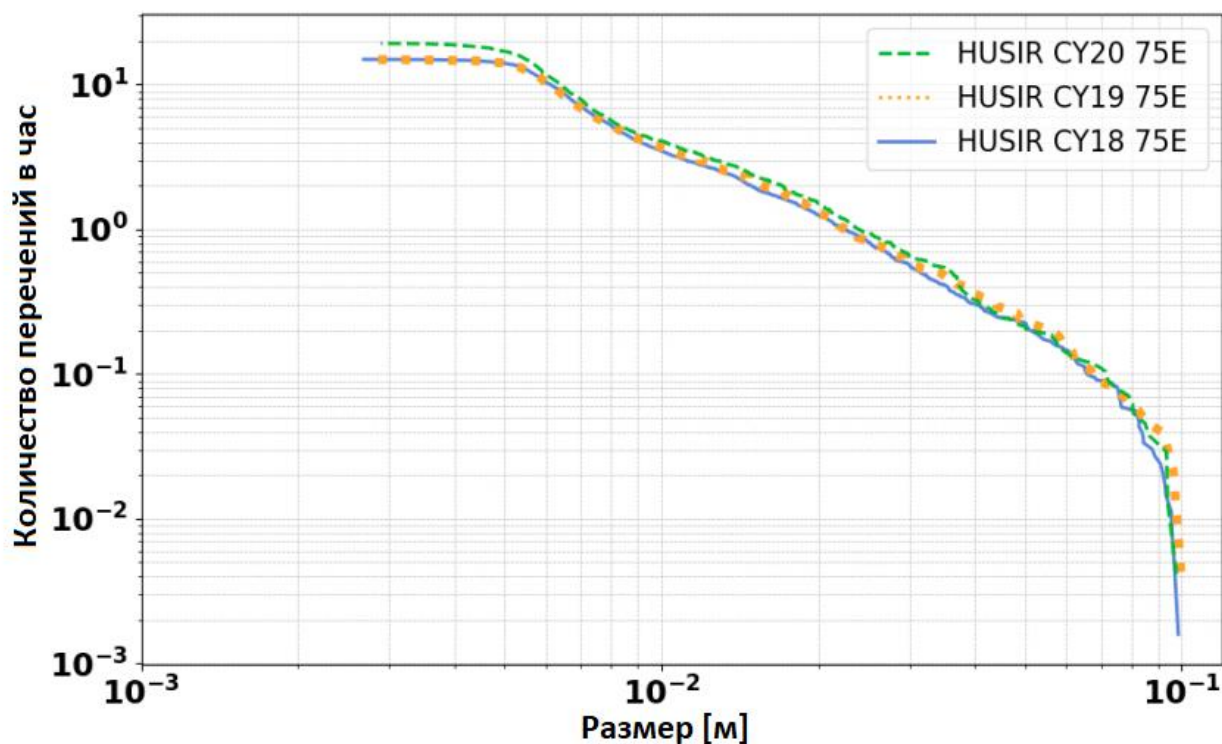


Рисунок 1.15 - Результаты обработки измерений КО размером менее 10 см

Одним из последствий цифровизации стало более широкое использование КА в коммерческих, гражданских и других целях. Значительно возросла КД на НОО, за последние несколько лет вслед за ростом институциональных применений и коммерциализации, чему способствовали снижение затрат на запуск и высокая ожидаемая отдача, требующая больших объемов космических данных. Это создает ряд проблем с точки зрения управления ограниченными ресурсами (орбитальное пространство, радиочастотный спектр) и устранения уязвимости космической инфраструктуры к природным и техногенным явлениям. Более интенсивное использование определенных орбит, которые становятся все более переполненными из-за роста количества КА, создаёт дополнительные проблемы. Также существенно растет число «любительских» запусков с 2000 года, небольших образовательных КА, построенных студентами высших учебных заведений или даже в средней школе.

Проанализировав историю, состояние и тенденции техногенного засорения ОКП [17], рассмотрим проблемы (угрозы), связанные с КМ, и методы их решения. Первой проблемой является возможность взаимных столкновений, приводящая к полной или частичной потере функций действующих КА, а также к образованию

новых фрагментов КМ. Вторая проблема – это угроза падения не сгоревших в атмосфере объектов на Землю. Третьей проблемой является создание помех для средств наблюдения, что может приводить к получению искаженной информации, а также возможности появления ложных целей. Решение проблем КМ связаны с тремя взаимосвязанными задачами, которые необходимо решать, это: предупреждение об опасных ситуациях, защита КА от КМ, ограничение и снижения техногенного засорения - рисунок 1.16. Более подробно методы их решения рассмотрены в схеме на рисунке 1.17.

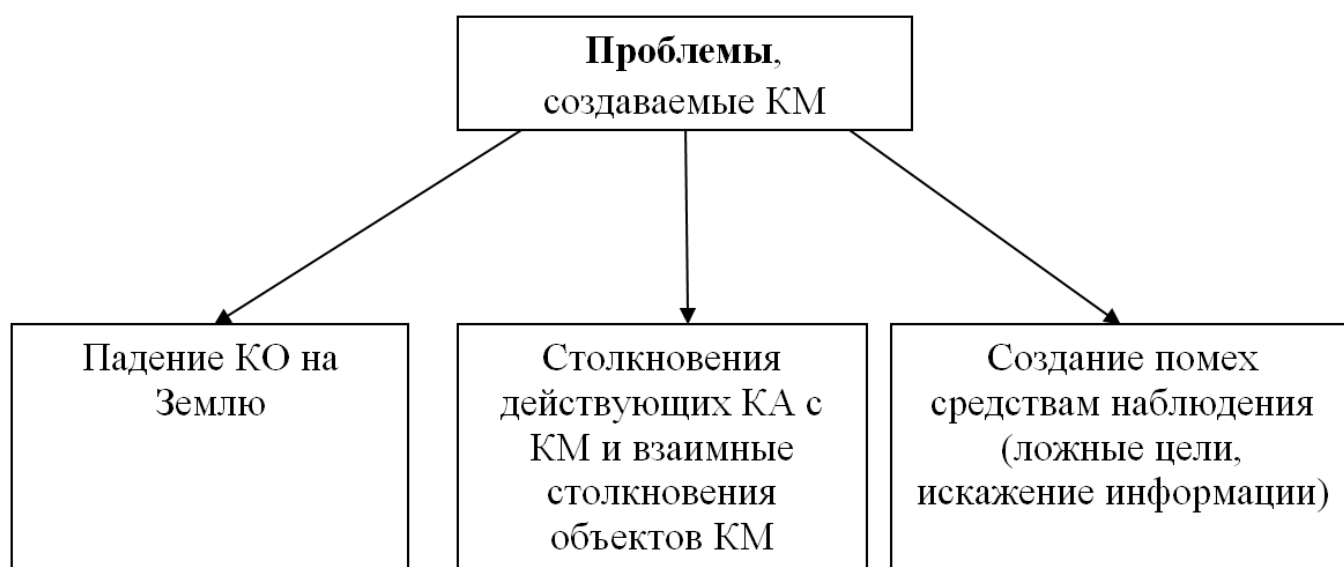


Рисунок 1.16 - Проблемы КМ

В контексте инженерных приложений проблема столкновения действующих КА с КМ и метеороидами является наиболее актуальной. Вероятности столкновения и выхода по причине высокоскоростного соударения из строя подсистем и КА в целом оказывают влияние на функцию надежности КА. Это влияние существенно зависит от орбиты КА и его защищенности от высокоскоростного соударения.



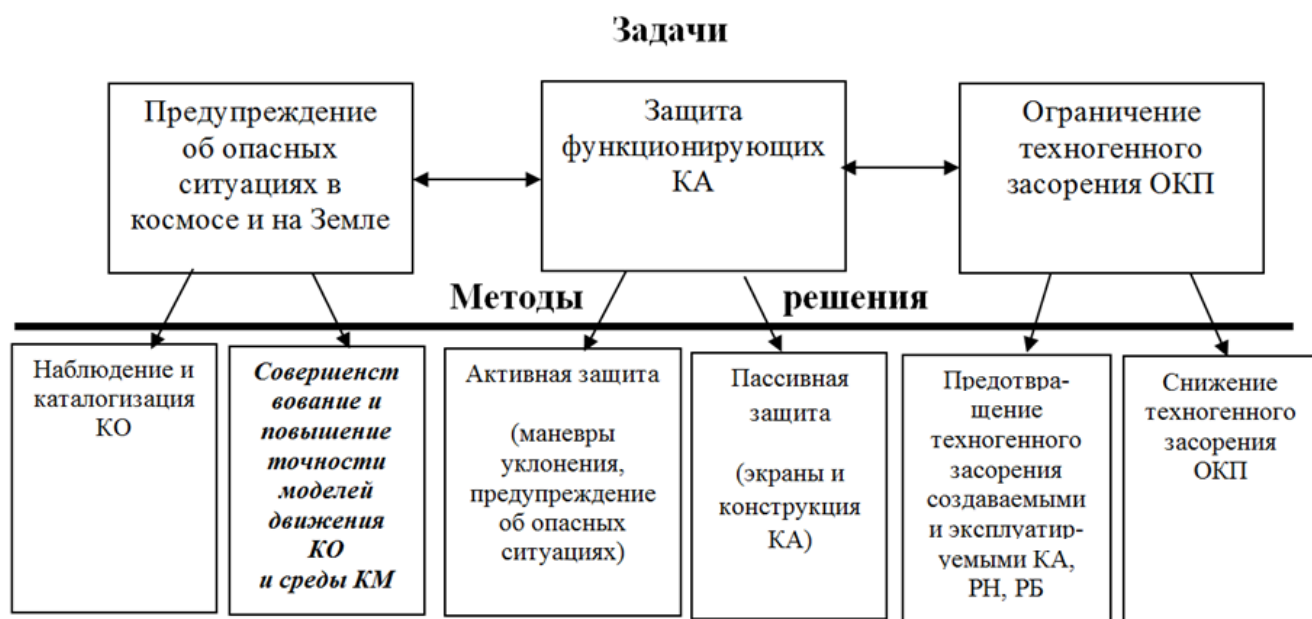


Рисунок 1.17 - Задачи и методы решения проблем КМ

Предупреждение об опасных ситуациях связано с решением задач наблюдения и каталогизации КО, совершенствованием и повышением точности моделей движения КО и моделей среды КМ, а также методик оценки опасных сближений. Защита функционирующих КА осуществляется использованием специальных экранов, проектирования КА с учетом экранирования критических подсистем и элементов, а также маневров уклонения от столкновения. Задача ограничения и снижения техногенного засорения может решаться путем создания требований по ограничению КМ к новым изделиям РКТ и активным удалением КМ.

Можно выявить всего два фундаментальных средства управления будущим состоянием техногенного засорения ОКП: предотвращение образования и активное удаление КМ (в публикациях на английском Active Debris Removal – ADR). На рисунке 1.18 представлена обобщенная схема [25] этих двух средств в контуре осуществления КД.



Рисунок 1.18 - Общая схема «управления» состоянием техногенного засорения ОКП

Невыполнение требований и соответствующих им мероприятий, выделенных на структурной схеме красным цветом, приводит к существенному росту техногенного засорения ОКП, что в долгосрочной перспективе приведет к большому снижению показателей результативности КД.

Защита от КМ и предотвращение его образования приводят к ряду издержек, начиная от потери полезной нагрузки и заканчивая задержками запуска в ожидании определенных стартовых окон. Эти расходы уже растут и могут резко возрасти в следующем десятилетии.

Затраты на проектирование КА и их группировок включают экранирование, возможности предотвращения столкновений, режимы безопасного хранения, избыточность для защиты от космической погоды и помех (растущая проблема – ИТ-безопасности). В целом планирование резервирования миссий с помощью запасных КА становится все более важным для повышения устойчивости систем, но это также является частью более серьезной проблемы накопления КМ. Эксплуатационные расходы: операторы спутников сообщают об увеличении числа маневров, направленных на предотвращение столкновений с обломками. Операторам необходимо учитывать различные типы данных и источники с различными форматами для планирования орбитальных траекторий. Они могут

получать сотни предупреждений о предстоящем сближении (conjunction) в год, некоторые из которых могут быть ложными или неточными, создавая значительную нагрузку на операторов с точки зрения анализа и управления данными. В период с 2015 по 2017 год только для одного КА Sentinel-2A было зарегистрировано более 8 000 сообщений о сближении (CDM). Если предупреждение о столкновении считается критическим, выполняется манёвр предотвращения столкновения. При этом расходуется топливо, некоторые приборы (например, камеры) также обычно отключаются во время маневра, который для современных двигателей малой тяги может длиться до двух дней. В 2017 году Стратегическое командование США выдало сотни предупреждений о близком сближении своим государственным и частным партнерам, при этом операторы спутников подтвердили более 90 маневров предотвращения столкновений. В 2023 году количество их кратно выросло [32].

Важным принципом борьбы с загрязнением является привлечение загрязнителя к ответственности за ущерб окружающей среде. Принцип «Загрязнитель платит» был впервые официально сформулирован в 1972 году Советом Организации экономического сотрудничества и развития (ОЭСР) и часто применяется в качестве механизма ответственности и компенсации, который также может способствовать предотвращению загрязнения в будущем. В зависимости от сферы применения принцип «загрязнитель платит» может возлагать на операторов ответственность за прямые затраты на загрязнение, расходы на реагирование на чрезвычайные ситуации и очистку или даже компенсацию жертвам загрязнения. В некоторых случаях загрязнители могут также привлекаться к ответственности при отсутствии вины (строгая ответственность). Эффективность любого механизма ответственности зависит от платежеспособности ответственных сторон.

Влияние строгого экологического регулирования на конкурентоспособность и торговлю является реальной проблемой в космическом секторе. Сектор уже сталкивается с рядом сдерживающих факторов по сравнению с наземными отраслями промышленности – с точки зрения высоких затрат на запуск,

длительных сроков выполнения заказа, задержек с бронированием и планированием запусков, правил техники безопасности, правил торговли и т.д. Увеличение дополнительных расходов может перенаправить инвестиции на другие виды деятельности и сдержать экономический рост. Кроме того, в отсутствие международных договоров и минимальных экологических стандартов жесткая экологическая политика может негативно сказаться на экспорте, поскольку потребители предпочитают более доступные, но более загрязняющие окружающую среду продукты и услуги. За последние 20 лет ОЭСР изучала взаимосвязи между торговой и экологической политикой, охватывая страны ОЭСР и межгосударственного объединения БРИКС. Это исследование основано на промышленном производстве, но результаты также можно перенести экономическую деятельность. Основные выводы в целом указывают на отсутствие влияния экологической политики на совокупную торговлю и конкурентоспособность в целом.

Вопросы, связанные с распределением и использованием электромагнитного спектра, являются еще одной растущей проблемой для долгосрочной устойчивости космической деятельности в связи с интенсификацией космических операций и конкуренцией. Радиочастоты, используемые КА для связи с другими КА и наземными станциями, часто определяются как ограниченный (хотя и многообразный) природный ресурс. Международный союз электросвязи обеспечивает равный доступ к этому ресурсу путем распределения частотных полос для отдельных стран и устраняет проблемы помех, резервируя определенные полосы для конкретных видов использования (например, восходящие и нисходящие линии фиксированной спутниковой связи). Растут опасения по поводу помех как от наземных, так и от космических сетей (например, развертывание мобильных сетей 5G, рост спутниковой связи по всему миру). Что касается космических сетей, то сам размер многих планируемых группировок на НОО вызывает особую озабоченность по поводу орбитальных помех. Некоторые операторы спутников на геостационарной и средневысоких орбитах обеспокоены тем, что растущая

загруженность области низких околоземных орбит может в конечном итоге привести к нарушению связи более высоких спутников с наземными терминалами. Многие из этих вопросов начали рассматриваться на крупной Всемирной конференции радиосвязи, состоявшейся в Шарм-эш-Шейхе осенью 2019 года, с целью улучшения международной координации.

В настоящее время, когда нет строгого страхования от КМ, страхование ответственности перед третьей стороной (в частности) может играть важную роль в формировании оператором его поведения и вносить свой вклад в покрытие расходов. Страхование на орбите обычно покрывает первый год пребывания миссии в космосе, включая этап ввода в эксплуатацию и несколько месяцев оставшегося срока миссии, и может продлеваться ежегодно. В последние годы всё чаще продлевают страховой период.

В ближайшие годы всем участникам космической деятельности предстоит адаптироваться к новым условиям её осуществления, которые характеризуются дальнейшим ростом количества запускаемых на орбиту космических средств, появлением новых систем наблюдения с возможностями отслеживания более мелких фрагментов космического мусора. В этой связи определяющее значение для обеспечения долгосрочной устойчивости космической деятельности будет иметь дальнейшая техническая и политическая координация действий между членами международного сообщества.

## 1.2. Постановка задачи создания методических основ моделирования потоков космического мусора и метеороидов, решения прикладных задач ограничения техногенного засорения околоземного космического пространства

На основании анализа, проведенного в разделе 1.1, можно сделать вывод о необходимости создания новых методических основ моделирования КМ и метеороидов в обеспечение решения прикладных задач ограничения техногенного засорения околоземного космического пространства.

Общая структурная схема методов моделирования КМ, существовавшая до 2010 года, представлена на рисунке 1.19.

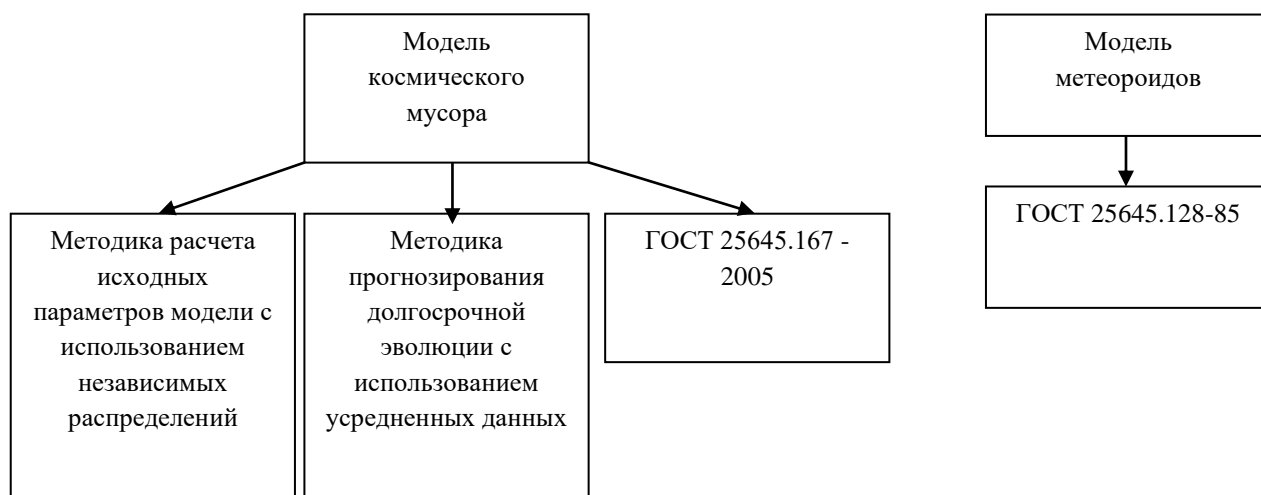


Рисунок 1.19 - Схема состава методик и моделей КМ к 2010 году

Существенным расширением модели является учет метеороидов. В настоящее время модель метеороидов для оценки потоков задается ГОСТ 25645.128-85. Данная модель неудобна в использовании для инженерных расчетов и не отражает текущего уровня знаний о метеороидных потоках. Поэтому необходимо разработать методику моделирования метеороидов с учетом возмущающих факторов и удобства реализации в виде программы.

Одним из допущений, которое использовалось в основе предыдущей модели КМ является независимость распределений баллистических параметров КО по высоте перигея, эксцентриситету и наклонению. Предметное изучение

текущей популяции КМ позволило выявить существенные изменения многомерных распределений баллистических параметров КО. В связи с этим одной из задач, направленных на повышение адекватности модели КМ, является разработка уравнений, позволяющих учитывать условные распределения КО по баллистическим параметрам.

Существующие ранее методики и модели не приспособлены для решения задачи оценки долговременной эволюции техногенного засорения при реализации активного удаления. Поэтому разработка методики, позволяющей учитывать данный факт, является новой и актуальной задачей.

Существенные изменения в условиях осуществления КД, связанные в основном с существенным ростом запускаемых КА и последствиями крупных разрушений, приводит к необходимости разработки методики оценки влияния этих факторов на техногенное засорение ОКП.

Таким образом, целью исследования является формирование основы информационного обеспечения безопасности осуществления космических операций с использованием оценок и прогнозов по разработанным методам и алгоритмам моделирования потоков космического мусора и метеороидов в условиях существенного изменения космической деятельности.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие взаимосвязанные задачи:

- разработать методы и алгоритмы моделирования потоков космического мусора и метеороидов на основе разделения множеств объектов и условных плотностей распределений параметров и характеристик для оценок и прогнозов в условиях существенного изменения космической деятельности;
- провести исследование разработанных методов и алгоритмов, а также их верификацию;
- на основе результатов применения методов и алгоритмов решить прикладные задачи ограничения техногенного засорения околоземного космического пространства и сформировать базу для информационного обеспечения безопасности осуществления космических операций.

На рисунке 1.20 представлена уточненная схема методов моделирования КМ, которая отражает основные изменения, полученные в результате научно-технической работы автора.

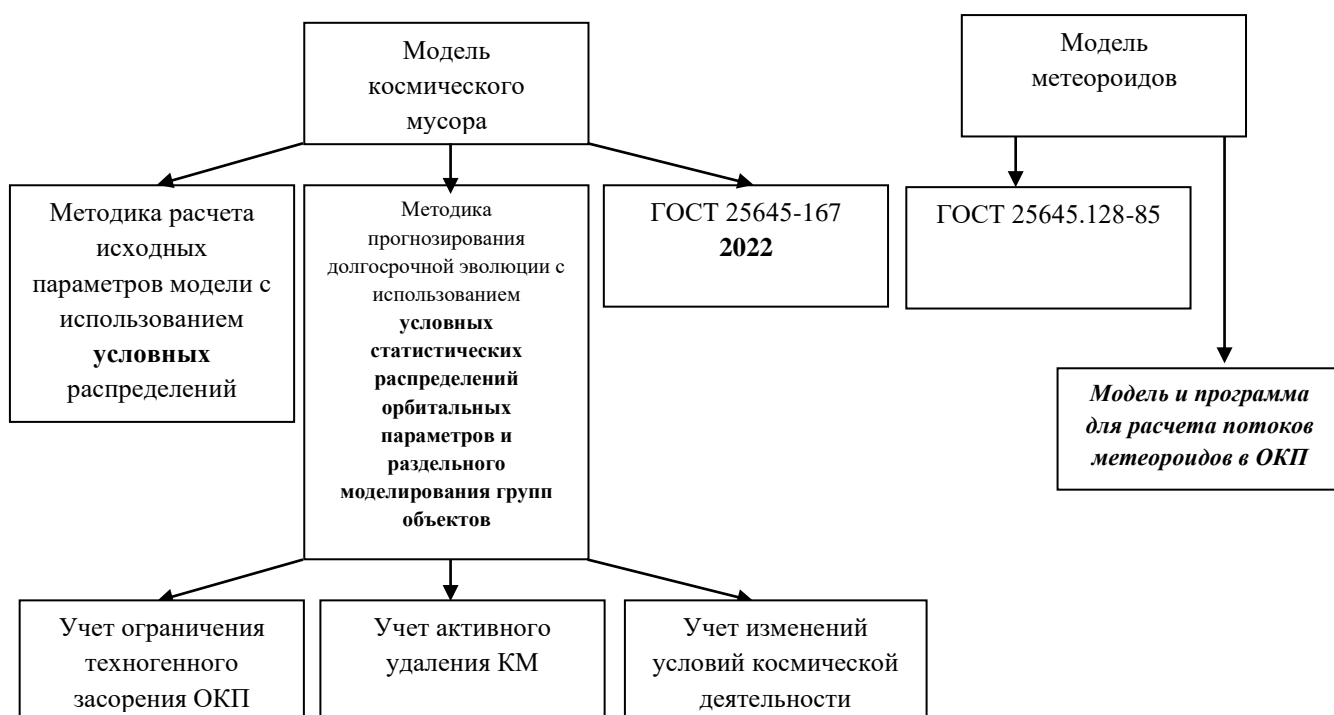


Рисунок 1.20 - Усовершенствованная схема состава методик и моделей КМ

Принципиальное отличие схемы, представленной на рисунке 1.20, заключается в детализации и возможности проводить расчеты по всему спектру задач, связанных с КМ и метеороидами.

В работе изложены новые научно обоснованные технические, технологические или иные решения, внедрение которых вносит значительный вклад в развитие ракетно-космической отрасли страны в части информационного обеспечения безопасности осуществления космических операций с использованием оценок и прогнозов по разработанным методам и алгоритмам моделирования потоков КМ и метеороидов в условиях существенного изменения осуществления КД при проектировании КСр.



### 1.3. Выводы по главе

1. Проведен системный анализ проблем КМ, создаваемых ими задач и методов их решения, фундаментальных методов контроля и управления популяцией КМ, подходов к моделированию и оценке рисков. Показано, что моделирование КМ является основным инструментом для оценки рисков, создаваемых ненаблюдаемым КМ для КС, а также средством обоснования эффективности различных требований и систем ограничения и снижения техногенного засорения ОКП.

2. Формализована постановка задач системного анализа проблем космического мусора и моделирования потоков некаталогизированных космических объектов.

3. На основании проведенного анализа выявлена и обоснована новая и актуальная научная проблема совершенствования методологии моделирования КМ и метеороидов в обеспечение повышении точности оценок рисков и безопасности космических полетов с учетом новых экспериментальных данных о КМ и процессах его образования, а так же новых тенденций космической деятельности в части существенно возросшей интенсивности запусков РН, запуска большого количества малых КА и развертывания больших орбитальных группировок.

4. Определены недостатки существующих методов и моделей потоков, а именно – отсутствие доступной модели метеороидов в программном виде, полное усреднение по баллистическим параметрам и невозможность учета существующих тенденций космической деятельности как основных составляющих методологии моделирования КМ, что не позволяет в полном объеме и с требуемой точностью решать задачи оценки рисков и обеспечения безопасности космических полетов в долгосрочной перспективе.

5. Показана важность решения поставленных задач для обеспечения долгосрочной устойчивости космической деятельности Российской Федерации.

## Глава 2.

### Методы и алгоритмы моделирования плотностей потока спорадических метеороидов в околоземном космическом пространстве

Каждый случай падения на Землю метеорита – важное для науки событие. Каждый такой объект несет в себе массу информации о далеком прошлом Земли, солнечной системы, всей нашей Галактики. С началом космической эры изучение метеоритов стало важно еще и с точки зрения безопасности космических полетов. Воздействие метеороидов отмечалось уже на первых космических аппаратах. После долгого пребывания на орбите возвращенные на Землю пластины были повреждены микрократерами. Поэтому метеороиды представляют значительный интерес для разработчиков космической техники [44].

#### 2.1. Данные о потоке метеороидов в космическом пространстве

Первые эксперименты по измерению метеороидов были проведены на российских КА, существенные результаты были получены с помощью американских спутников Explorer и Pegasus. Наибольший объем фактических измерений был получен на американском КА Long Duration Exposure Facility (LDEF) – рисунок 2.1 [45, 46]. КА выведен на орбиту в 1984 г. и функционировал более 5 лет, после чего с помощью космического шаттла «Columbia» в 1990 г. был спущен на землю без повреждения внешних поверхностей.

В анализе поверхностей с LDEF принимали участие более 200 ведущих специалистов из 9 стран, 33 частные компании, 21 университет, семь центров NASA, пять лабораторий военного ведомства. Было обнаружено несколько тысяч кратеров от столкновений с метеороидами и КМ. Химический анализ позволил разделить кратеры от воздействия метеороида и КМ. Примеры кратеров представлены на рисунке 2.2



Рисунок 2.1 - Спутник LDEF



Рисунок 2.2 - Последствия столкновений поверхности спутника LDEF

Данные спутника LDEF позволили продолжить работу по уточнению характеристик метеорных частиц и, в частности, по построению математических моделей потока метеороидов в ОКП.

С точки зрения обеспечения безопасности космических полетов интерес представляют частицы массой  $\sim >10^{-6}$  г, которые опасны для КА на высотах до области высот  $\approx 40000$  км. Поэтому далее при обзоре моделей будут использоваться именно эти ограничения.

Характерной особенностью опубликованных данных о моделях метеороидов является то, что их авторами являются специалисты, работающие по контрактам с NASA и ESA. Российские публикации по этому вопросу отсутствуют, хотя работы по измерению метеорных частиц в России проводятся регулярно. Возможной причиной такого положения является недооценка российскими специалистами и руководителями методических трудностей, которые возникают при построении моделей по ограниченному экспериментальным данным, и переоценка значимости самого факта получения

экспериментальных данных. Результаты экспериментов оказываются бесполезными, если не проводится их дальнейшая обработка в интересах решения прикладных задач.

Выше были приведены ссылки на работы [45, 46], в которых при построении модели метеороидов использовались данные спутника LDEF. Тем не менее, на основе предшествующих (весьма ограниченных) измерений, учёный В.Г. Cour-Palais разработал в 1969 г. модель [47], используемую до сих пор.

#### *Модель Cour-Palais*

В модели рассматриваются два вида метеороидов: нерегулярные (sporadic) и потоковые (stream). Аппроксимация экспериментальных оценок потока ( $1/\text{м}^2$  сек) метеороидов массой более  $10^{-6}$  гр. составила  $\approx 10^{-7}$   $1/\text{м}^2$  сек (3.15  $1/\text{м}^2$  год). Автором модели получена следующая аппроксимация этой зависимости для таких частиц:

$$\lg N_{sp} = -14.41 - 1.22 \cdot \lg m \quad (2.1)$$

При анализе потоковых метеороидов рассмотрено 18 их видов (Ариетиды, Персеиды, Тауриды, Геминиды и др). После усреднения соответствующих экспериментальных данных построена следующая модель для суммарного потока частиц обоих видов:

$$\lg N_{sp} = -14.37 - 1.213 \cdot \lg m. \quad (2.2)$$

Из сравнения (2.1) и (2.2) видно, что вклад метеороидов потокового типа является небольшим.

Анализ имеющихся экспериментальных данных показал, что массовая плотность метеороидов находится в диапазоне значений от  $0,16$   $\text{г}/\text{см}^3$  до  $4$   $\text{г}/\text{см}^3$ . Для нерегулярных и потоковых метеороидов кометного происхождения в качестве среднего значения плотности используется оценка  $0,5$   $\text{г}/\text{см}^3$  или  $1$   $\text{г}/\text{см}^3$ .

При использовании оценок (2.2) надо иметь в виду, что они относятся к дальнему космосу, а также то, что направления подлета метеороидов к КА могут быть самыми разными. Имеется два существенных фактора, которые влияют на поток метеороидов по отношению к некоторой орбите на заданной высоте: это

гравитационное притяжение и эффект затенения. Для коррекции оценок (2.2) с учетом гравитационного фактора необходимо учесть коэффициент  $G_e$ , значения которого зависят от высоты точки. При приближении к Земле значения этого коэффициента увеличиваются.

При приближении к Земле поток метеороидов уменьшается (затенение увеличивается). Для учета этого эффекта оценки (2.2) необходимо умножить на коэффициент затенения  $\zeta$ , значения которого рассчитываются по формуле

$$\zeta = \frac{1 + \cos \theta}{2}. \quad (2.3)$$

Рассматриваемая модель содержит также оценки скорости метеороидов. Они меняются в очень широких пределах: от 9 до 75 км/с. Статистическое распределение возможных значений скорости представлено на рисунке 2.3.

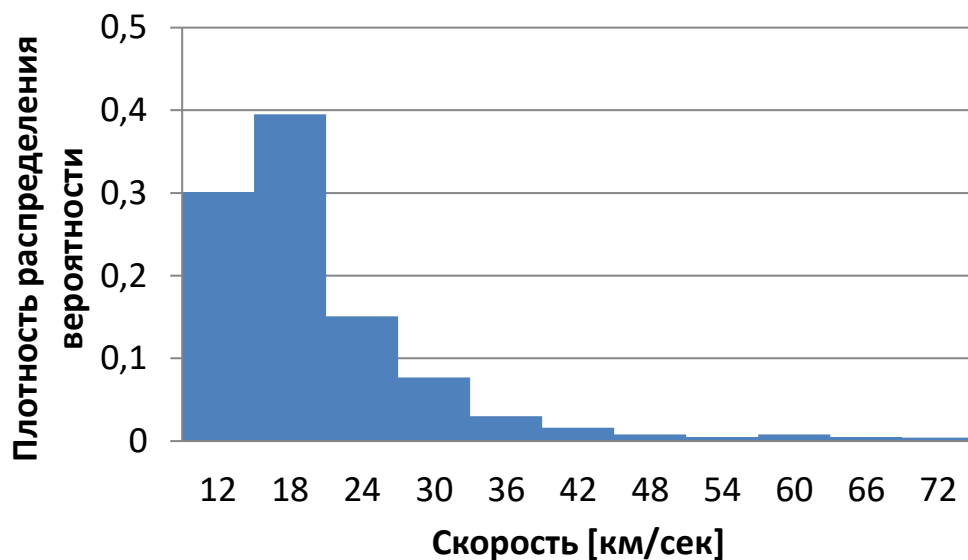


Рисунок 2.3 - Гистограмма скорости метеороидов на подлёте к грависфере Земли  
*Модель MASTER (ESA)*

В документации этой модели [48] отмечается, что при ее создании использованы модели [47] и [49]. Отмечается также, что при разработке алгоритма, моделирующего поток метеороидов, выбран подход Devine [49], модифицированный в работе Staubach [39]. Здесь следует отметить, что статьи [48-50] опубликованы немецкими специалистами. При описании применяемой в модели MASTER методики следует учитывать, что в рассматриваемом диапазоне

масс (размеров) частиц вклад «поточковых» метеороидов на два порядка меньше вклада нерегулярных (sporadic) метеороидов. ***Поэтому в прикладных расчетах вероятности столкновений КА с метеороидами вкладом частиц первого типа (поточковыми) можно пренебречь.***

При анализе данных модели MASTER следует также иметь в виду, что в этой модели, основанной на публикациях [48 - 50], рассматривается большой диапазон размеров частиц ( $> 1$  мкм), а также более широкий диапазон высот КА. Именно поэтому существенная часть материалов о метеороидах, которые изложены в документации модели MASTER, может не учитываться при разработке методики и модели метеороидов.

В модели MASTER применена усовершенствованная методика расчета гравитационного коэффициента, который упоминался ранее. А именно: при учете этого эффекта рассмотрена его зависимость от скорости частиц. Наиболее существенное увеличение потока частиц в результате влияния гравитационного притяжения Земли происходит на малых высотах и при малых скоростях метеороидов. При высоких скоростях ( $>40$  км/с) рассматриваемый эффект практически отсутствует. В соответствии с результатами современных исследований основным компонентом метеороидов являются т.н. нерегулярные фоновые (sporadic, background) частицы. На большом расстоянии от Земли все направления полета метеороидов считаются равновероятными, а характеристики (плотность потока, статистическое распределение значений скорости) не меняются во времени. Американским специалистом Cour-Palais в 1969 г. предложена аппроксимация зависимости потока этих частиц от их массы. Для частиц массой  $>10^{-6}$  г (размером более 0,01 см) эта аппроксимация имеет исключительно простой вид (2.1) и является основой всех моделей метеороидов. При  $m > 10^{-6}$  г значение плотности потока равно  $3,15 [1 / (\text{м}^2 \text{ год})]$ .

Существует два важных эффекта, которые оказывают влияние на поток метеороидов относительно близких к Земле орбит: влияние гравитационного притяжения Земли и затенение потока частиц Землей. Эти эффекты необходимо учитывать при оценке опасности столкновений КА с метеороидами.

## 2.2. Математическая модель для оценки потоков метеороидов

Одной из основных характеристик является плотность потока рассматриваемых метеороидов ( $1/\text{м}^2 \text{ год}$ ) на далеком (до гравитационной сферы) расстоянии от Земли. В соответствии с разделом 2.1 эта оценка по данным модели Cour-Palais (1969 г.) равна  $\approx 10^{-7} 1/\text{м}^2 \text{ сек}$ . Более свежие данные (из модели MASTER) представлены на рисунке 2.4.

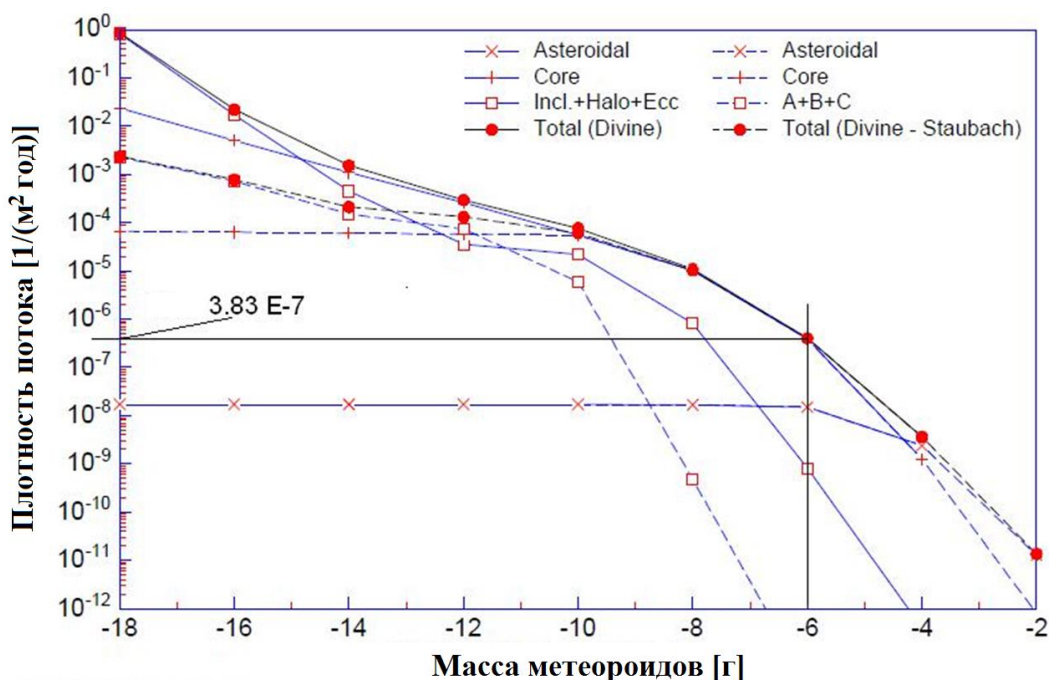


Рисунок 2.4 - Данные о потоке метеороидов разных типов

Для частиц массой  $>10^{-6}$  г выделена оценка плотности потока, равная  $3,83 \cdot 10^{-7} (1/\text{м}^2 \text{ с}) = 12,0 (1/\text{м}^2 \text{ год})$ . Эта оценка в 3,8 раза больше соответствующей оценки по модели Cour-Palais. Отличие является слишком большим. Возможно, оно объясняется учетом результатов многочисленных измерений, которые были выполнены после 1969 г. Для применения в модели аппроксимации значений плотности потока в зависимости от массы (размеров) частиц на данном этапе рекомендуется последняя оценка  $Q(m > 10^{-6} \text{ г}) = 12,0 1/\text{м}^2 \text{ год}$ :

$$\lg Q(m) = \lg(12) - 1,22 \cdot (6 + \lg m) = -6,24 - 1,22 \cdot \lg m. \quad (2.4)$$

Здесь масса – в граммах, плотность потока – в  $1/(м^2\text{год})$ . С использованием связи массы и размеров частиц  $m = \frac{\pi}{6}d^3 \cdot \rho$  при удельном весе  $\rho = 1 \text{ г/см}^3$  формула (2.4) принимает вид

$$\lg Q(d) = -5,9 - 3,66 \cdot \lg d. \quad (2.5)$$

Здесь  $d$  – в сантиметрах. Заметим, что массе  $10^{-6}$  грамм соответствует диаметр частиц 0,008 см. В дальнейшем по мере накопления экспериментальных данных оценки (2.4) и (2.5) могут быть скорректированы.

Все направления фоновых (sporadic, background) метеороидов размером более 0,01 см (массой более  $\approx 10^{-7}$  грамм) их подлета к грависфере Земли являются равновероятными. Оцениваются характеристики потока этих частиц относительно орбит на высотах до 40 000 км.

Другой важной характеристикой метеороидов являются данные о возможных значениях их скорости в инерциальной системе координат, связанной с Землёй. В разделе 2.1 отмечалось, что статистические распределения скорости, применяемые в различных моделях, очень сильно отличаются друг от друга. Поэтому в разрабатываемой модели используется некое среднее распределение, в основу которого положены данные модели Cour-Palais. Это распределение приведено ниже в таблице 2.1.

Таблица 2.1 - Статистическое распределение скорости метеороидов

$i$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
$V_i, \text{ км/с}$	12	18	24	30	36	42	48	54	60	66	72
$p(V_i)$	0,301	0,395	0,151	0,077	0,030	0,016	0,008	0,005	0,008	0,005	0,004

Этому распределению соответствует среднее значение скорости **20,16** км/с. Важно отметить, что приведенные данные о скорости метеороидов относятся к дальнему космосу. При приближении к Земле скорость частиц меняется в результате влияния гравитационного притяжения Земли.



Принято, что геоцентрическое расстояние  $r_\infty$  соответствует положению частицы в «дальнем» космосе. Сумма потенциальной и кинетической энергии метеороида в этой точке равна

$$E_\infty = \frac{1}{2} m \cdot V^2 - m \cdot \frac{\mu}{r_\infty}. \quad (2.6)$$

Суммарная энергия частицы в точке с геоцентрическим расстоянием  $r$  равна

$$E_r = \frac{1}{2} m \cdot V_r^2 - m \cdot \frac{\mu}{r}. \quad (2.7)$$

Скорость частицы при ее движении к Земле определяется из закона сохранения энергии для расстояния  $r$ :

$$V_r = \sqrt{V_\infty^2 + 2 \left( \frac{\mu}{r} - \frac{\mu}{r_\infty} \right)} - V_\infty. \quad (2.8)$$

В таблице 2.2 приведены результаты расчетов по формуле (2.8) при  $r = 7000$  км и  $r_\infty = 100000$  км.

Таблица 2.2 - Изменение скорости метеороидов при подлете к Земле, км/сек

Исходная	12.0	18.0	24.0	30.0	36.0	42.0	48.0	54.0	60.0	66.0	72.0
Ф-ла (2.8)	15,80	20,73	26,11	31,71	37,44	43,24	49,09	54,97	60,87	66,79	72,72
Прирост	3,80	2,73	2,11	1,71	1,44	1,24	1,09	0,97	0,87	0,79	0,73
Модель	15,79	20,75	26,14	31,74	37,47	43,27	49,11	54,99	60,89	66,81	72,74

Из данных в таблице следует, что для частиц со скоростью 12 км/с прирост скорости является максимальным и составляет 3,8 км/с. Наименьший прирост скорости (0,72 км/с) – у частиц с наибольшей скоростью в исходной точке. В нижней строке приведены результаты расчетов численного интегрирования простейших уравнений движения. Формула (2.8) рекомендуется для использования при оценке влияния гравитационного эффекта на скорость частиц при их приближении к Земле.

При разработке модели необходимо учесть влияние гравитационного эффекта на величину потока частиц при их приближении к Земле, а также влияние эффекта затенения на характеристики потока метеороидов относительно элемента конструкции КА с заданной ориентацией. Эти вопросы детально

рассмотрены далее. Учёт влияния притяжения Луны на поток спорадических метеороидов в модели не учитывается, так как область ее гравитационного влияния в грависфере Земли не существенна.

#### *Учет влияние гравитационного эффекта*

В документации модели MASER кратко изложена методика расчета поправки (со ссылкой на статью [49]), учитывающей гравитационный эффект. Она характеризуется тем, что метеороиды поштучно рассматриваются в гелиоцентрической системе координат. Возможно, такой подход уместен для исследования крупных метеороидов в Солнечной системе. Однако, для подлетающих к Земле метеороидов целесообразно применить другой подход, более полно учитывающий их особенности [1, 51, 52].

Рассмотрим область ОКП в пределах грависферы Земли, в которой основным возмущающим фактором является гравитационное притяжение Земли. Построим произвольно направленную ось  $x$  с началом в центре Земли и перпендикулярную ей произвольную ось  $y$ . Среди множества микрометеоритов всегда найдутся такие, у которых скорость параллельна оси  $x$  и лежит в плоскости ( $xoy$ ). Примем, что в начальный момент времени метеороид находится в точке с координатами  $(x_0, y_0)$ , и что проекции его скорости на оси выбранной системы координат равны:  $V_{x0} = -V_0$ ,  $V_{y0} = 0$  (см. рисунок 2.5). Дифференциальные уравнения движения имеют вид:

$$\frac{dx}{dt} = V_x,$$

$$\frac{dy}{dt} = V_y,$$

$$\frac{dV_x}{dt} = -g \cdot \frac{x}{r}$$

$$\frac{dV_y}{dt} = -g \cdot \frac{y}{r},$$

где  $g = \frac{\mu}{r^2}$ ,  $r = \sqrt{x^2 + y^2}$ .

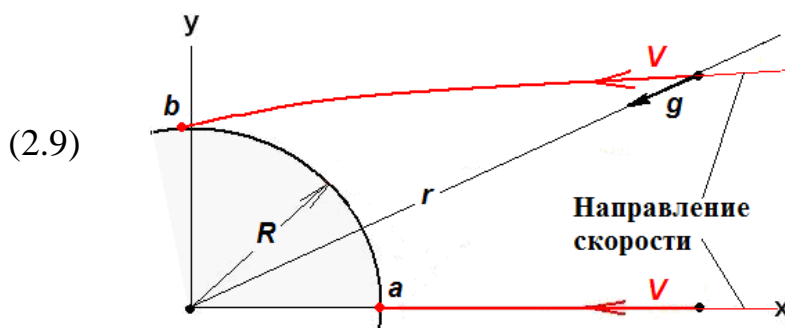


Рисунок 2.5 - Расчетная схема

Уравнения (2.9) легко проинтегрировать численно. Условия окончания интегрирования:

$$x < R \text{ или } x < 0. \quad (2.10)$$

Здесь  $R$  – заданное расстояние. Если выполняется второе из условий (2.10), то частица пролетает мимо заданного района. В разработанной программе интегрирования предусмотрены вычисления при различных значениях начальных условий  $y_0$  и  $V_0$ . Пример результатов представлен на рисунке 2.6.

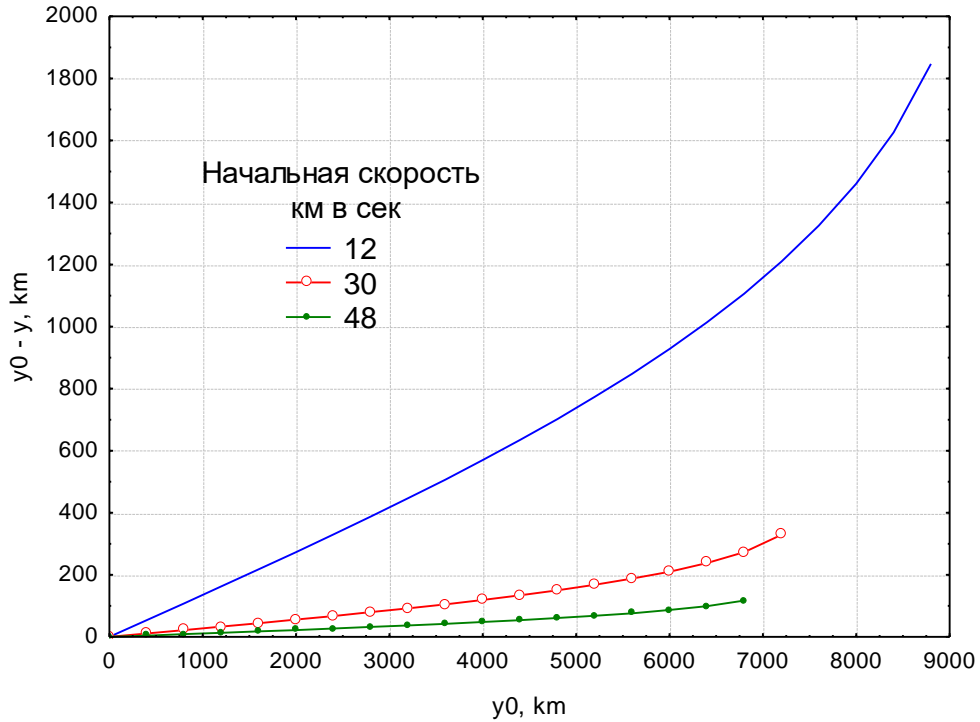


Рисунок 2.6 - Изменение координаты  $y$  по отношению к начальному значению  $y_0$

Из данных рисунка 2.6 видно, что во всех случаях значения координаты  $y$  уменьшаются по сравнению с исходным значением  $y_0$  и тем сильнее, чем меньше исходная начальная скорость  $V_0$ . Это положение иллюстрируют данные рисунка 2.7.

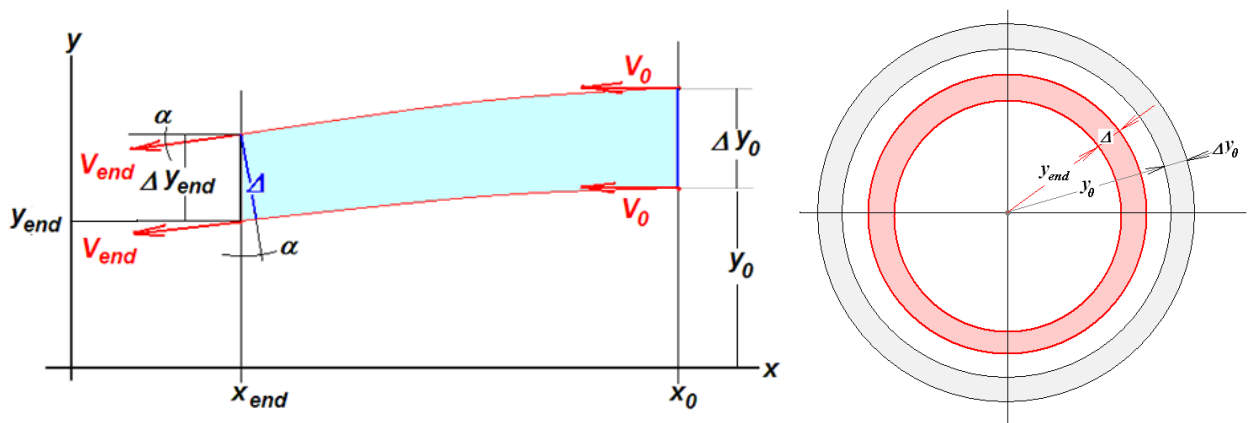


Рисунок 2.7 - Возникновение гравитационного эффекта

Данные рисунка 2.6 позволяют понять природу возникновения гравитационного эффекта. Все дело в том, что отклонение координаты  $y$  тем больше, чем больше значение  $y_0$ . Если бы зависимости на рисунке 2.6 были линейными, то гравитация не оказывала бы влияние на величину плотности потока частиц при приближении их к Земле. При наличии указанной нелинейности частицы из области начальных значений  $dy_0$  при приближении к Земле оказываются в более узком диапазоне значений координаты  $y$ . Эффект увеличивается при росте  $y_0$ . Изложенные выше положения иллюстрируют данные рисунка 2.7. Значение потока  $Q_{R0}$  в точке  $x=R_0$  определяется из условия

$$Q_{R0} \cdot dy = Q_{x0} \cdot dy_0. \quad (2.11)$$

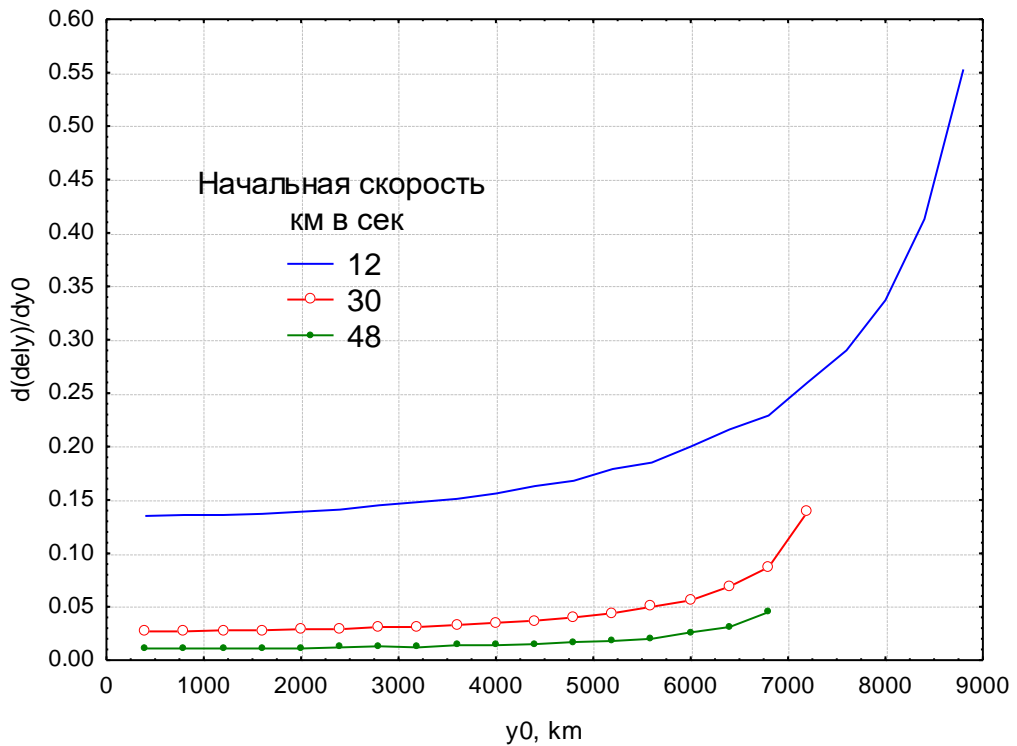
Отсюда находим оценку влияния гравитационного эффекта на увеличение потока метеороидов при их приближении к Земле:

$$k_g(y_0) = \frac{Q_{R0}}{Q_{x0}} = \frac{1}{\frac{dy(y_0)}{dy_0}} = \frac{1}{1 - k(y_0)}. \quad (2.12)$$

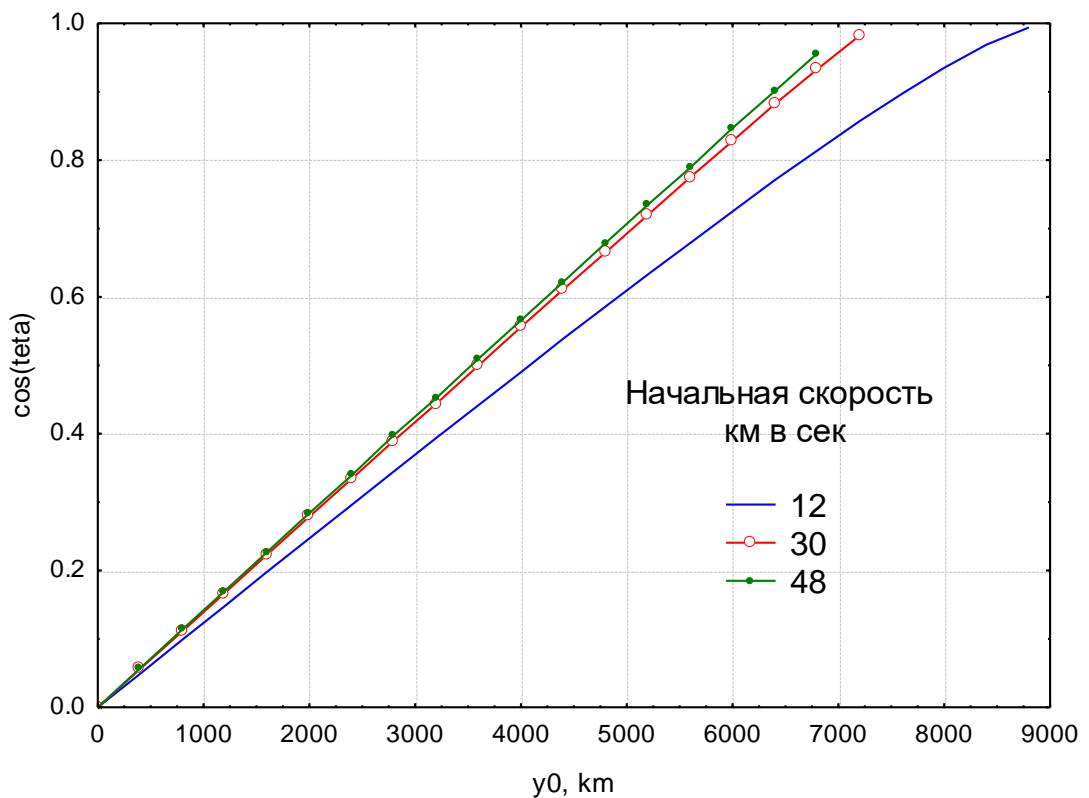
Здесь для производных функций, представленных на рисунке 2.7, применено обозначение

$$k(y_0) = \frac{d[y_0 - y(y_0)]}{dy_0}. \quad (2.13)$$

Примеры производных 2.7 представлены на рисунке 2.8. Из этих графиков и выражения 2.6 очевидно, что максимальное проявление гравитационного эффекта наблюдается при максимально больших начальных значениях координаты  $y_0$ . В этих случаях направления подлета частиц близки к местному горизонту. Поэтому определенный интерес представляют зависимости коэффициента (2.13) от угла  $\theta$ , значения которого зависят от тех же аргументов  $y_0$  и  $V_0$ .

Рисунок 2.8 - Примеры производных  $k(y_0)$ 

Примеры зависимостей  $\cos\theta$  от этих аргументов представлены на рисунке 2.9.

Рисунок 2.9 - Зависимости  $\cos\theta$  от аргументов  $y_0$  и  $V_0$

Зависимости корректирующего коэффициента  $k_g$  от угла  $\theta$ , полученные в результате применения такого подхода, представлены на рисунке 2.10.

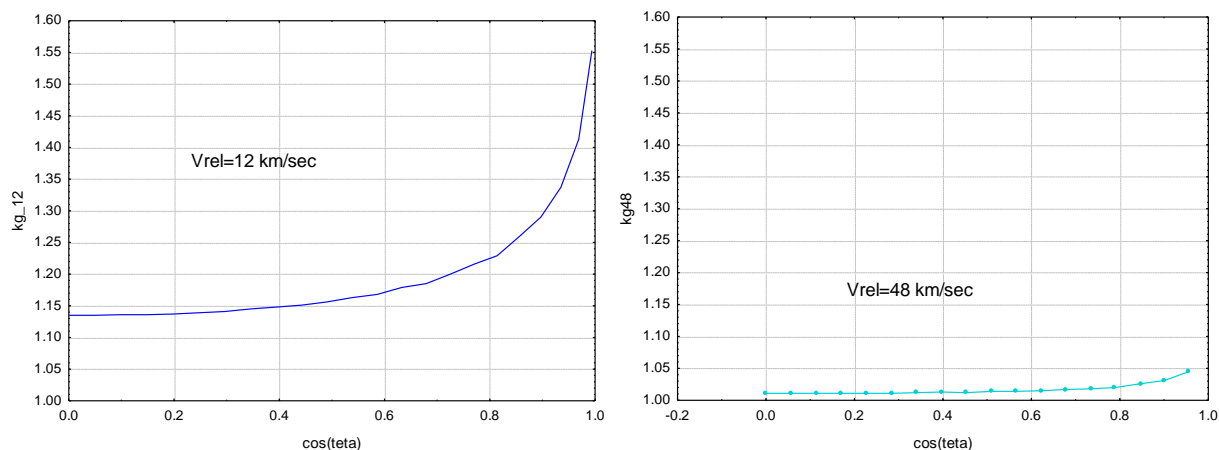


Рисунок 2.10 - Оценки гравитационного эффекта при разных значениях  $\cos\theta$  и  $V_0$

На рисунке 2.11 представлены зависимости коэффициента  $k_g$  от исходных значений координаты  $y_0$  для двух типов орбит ( $R_0=8000$  км и  $R_0=42000$  км) и для различных значений начальной скорости частиц  $V_0$ .

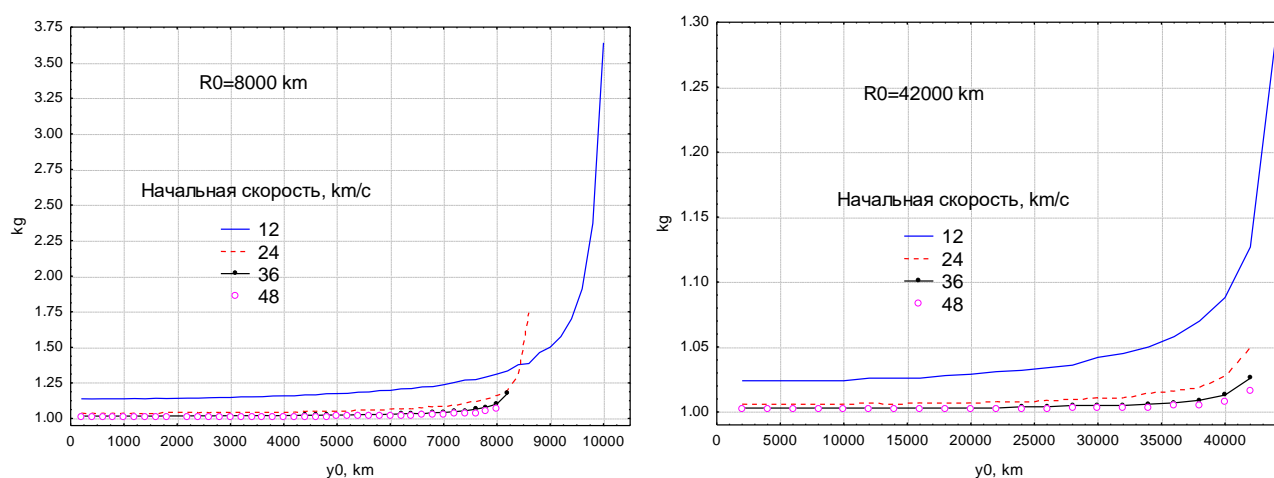


Рисунок 2.11 - Значения гравитационного коэффициента  $k_g$  для орбит с высотой 8000 км и 42000 км

Естественно, что качественно эти данные согласуются с данными рисунков 2.10. Во всех случаях значения коэффициента  $k_g$  достигают максимума тогда, когда траектория метеороидов «чиркает» по краю орбиты (близка к касательной к орбите). В этих случаях значения  $\cos\theta$  близки к 1. Интересное отличие состоит в том, что по данным левого рисунка 2.11 максимальное значение коэффициента  $k_g$

оказалось равным  $\approx 3,7$ , что существенно больше, чем по данным рисунка 2.10. Это объясняется тем, что был применен более мелкий шаг по координате  $y_0$ , в результате чего удалось обнаружить траекторию частиц, которая ближе расположена к касательной к орбите. Таким образом, при углах подлета частиц, близких к горизонтальной плоскости, значения коэффициента  $k_g$  являются неустойчивыми. Таким образом, небольшое изменение значения  $y_0$  может привести или к существенному уменьшению коэффициента  $k_g$  или к пролету частицы мимо траектории КА. Пример такого пролета приведен на рисунке 2.12.

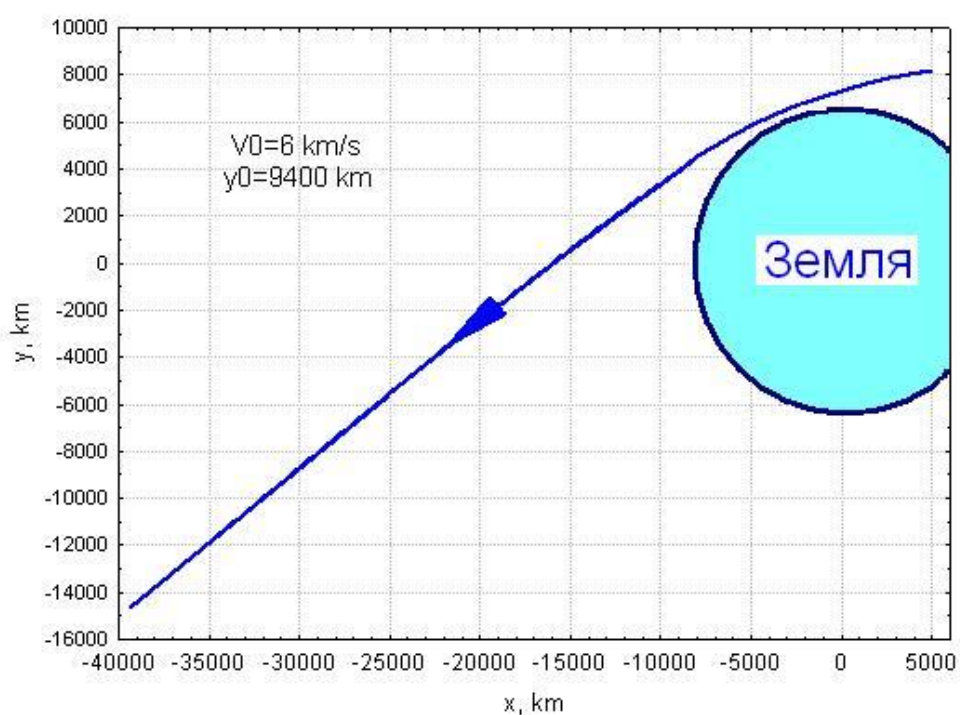


Рисунок 2.12 - Пример пролета частицы мимо орбиты.

При реализации изложенной выше методики в программе для определения характеристик потока метеороидов относительно заданного КА удобно использовать полученные на модели зависимости  $k_g = f(y_0, V_0)$ , представленные на рисунке 2.11.

В каждой точке, где находится КА, организуется цикл по возможным направлениям подлета метеороидов. Каждому из направлений соответствует конкретный угол между направлением геоцентрического радиуса-вектора  $\mathbf{r}$  и направлением вектора скорости метеороида  $\mathbf{V}$  (в инерциальной системе координат). На рисунке 2.13 этот угол (зенитное расстояние) обозначен как  $\alpha$

( $\alpha=90^\circ-\theta$ ). С использованием этого угла легко рассчитать расстояние между вектором скорости частицы и центром Земли. Оно равно  $h=r \cdot \sin \alpha$ .

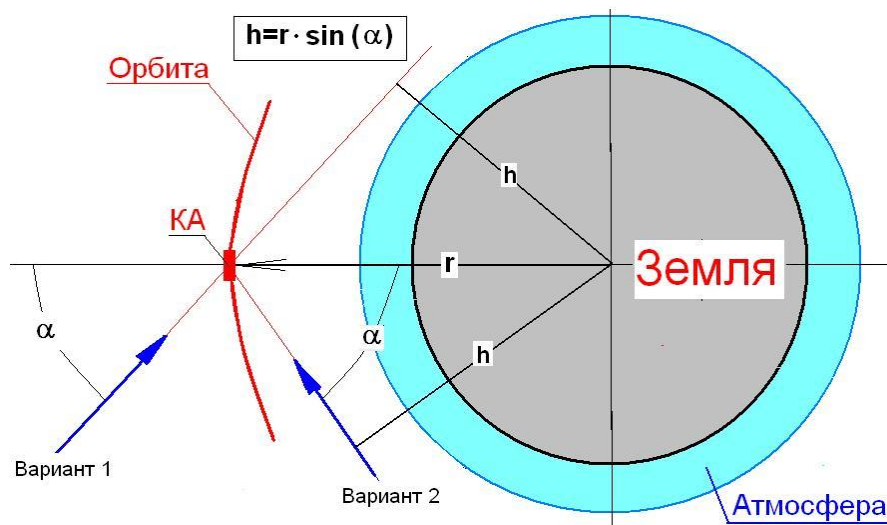


Рисунок 2.13 - Направления подлета метеороидов

В первом приближении расстояние  $h$  равно рассмотренному выше значению координаты  $y_0$ . Уточненное значение координаты  $y_0$  можно найти, используя зависимости  $y=F(y_0, v_0)$ . Используя обратную функцию, находим второе приближение

$$y_0 \approx F^{-1}(h, V_0). \quad (2.14)$$

Использование этого значения в качестве аргумента построенной на модели функции  $k_g = f(y_0, V_0)$  позволяет найти искомое значение гравитационного коэффициента  $k_g$ .

Таким образом, изложенная в данном разделе модель для учета гравитационного эффекта позволяет достаточно просто рассчитать искомое значение корректирующего коэффициента  $k_g$ . Приведенные выше результаты расчетов качественно и количественно согласуются с опубликованными данными упомянутых выше источников. А именно, они учитывают значения скорости и высоту орбиты. Их отличие от опубликованных данных заключается в дополнительном учете зенитного расстояния вектора скорости частицы (угла  $\alpha$ ).

*Учет затенения Землей* осуществляется следующим образом. Среди возможных направлений подлета имеются такие, которые перед столкновением с



КА пересекаются с Землей и ее верхней атмосферой. Эта ситуация показана на рисунке 2.14. Большая часть направлений подлета оказываются другими – они не пересекаются с Землей и ее нижней атмосферой. В этом случае затенения потока метеороидов Землей не возникает.

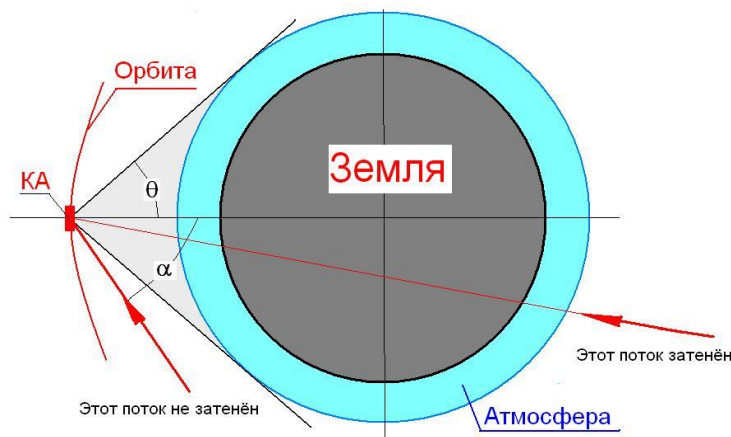


Рисунок 2.14 - Схема возможного затенения потока метеороидов

Очевидно, что условия затенения имеют простой вид

$$\cos \alpha > \cos \theta \quad (2.15)$$

или

$$h = r \cdot \sin \alpha < r \cdot \sin \theta = R_E + H_a. \quad (2.16)$$

Здесь  $\cos \theta = \frac{R_E + H_a}{r}$ ,  $R_E = 6378$  км,  $H_a \approx 100$  км,  $r$  – геоцентрическое расстояние до спутника. Значение  $\cos \alpha$  или  $\sin \alpha$  определяется на основе известных координат КА.

Если условия (2.15) или (2.16) выполняются, значение возможного потока метеороидов обнуляется; в противном случае поток метеороидов рассчитывается по изложенной выше методике.

#### *Расчет плотности потока относительно сферы*

При решении рассматриваемой задачи используется связанная с КА подвижная орбитальная система координат (рисунки 2.15 и 2.16).

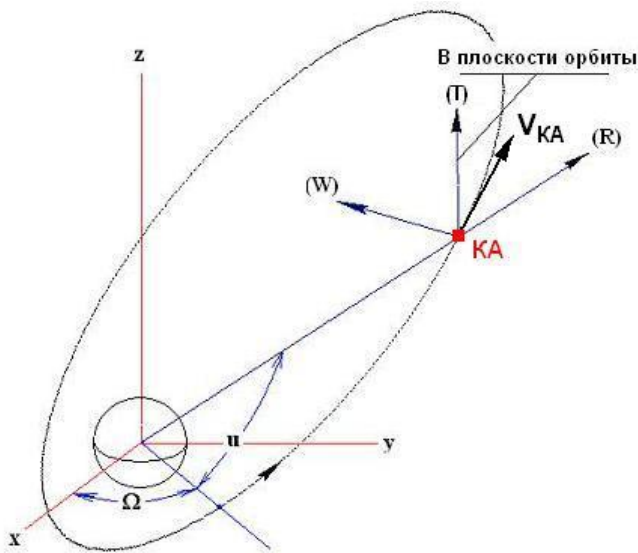


Рисунок - 2.15. Орбитальная система RTW

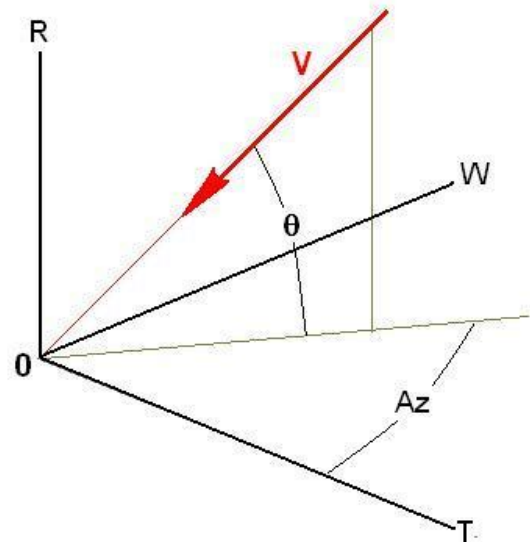


Рисунок 2.16 - Поток в RTW

Для оценки плотности потока метеороидов в заданной точке орбиты рассматриваются все возможные значения их скорости. Каждое из этих значений имеет вероятность  $p(V_i)$ , приведенную в таблице 2.1. При приближении к Земле скорости метеороидов увеличиваются. Новые значения рассчитываются по формуле (2.5). При этом все вероятности сохраняют прежние значения. Дальнейшие расчеты проводятся для каждого из возможных значений скорости.

В инерциальной системе координат направления подлета метеороидов характеризуются двумя углами  $Az$  и  $\theta$  (рисунок 2.16). Вероятность попадания потока в элементарный телесный угол  $d\Omega$  равна:

$$p(d\Omega) = \frac{d\Omega}{4\pi}. \quad (2.17)$$

В окрестности заданных углов  $Az$  и  $\theta$  элементарный телесный угол  $d\Omega$  равен:

$$d\Omega = \cos \theta \cdot dAz \cdot d\theta. \quad (2.18)$$

Интеграл значений (2.18) по сфере равен  $4\pi$ .

$$\iint_{\text{сфера}} d\Omega = \int_{Az=0}^{2\pi} \int_{\theta=-\pi/2}^{\pi/2} \cos \theta \cdot dAz \cdot d\theta = \int_{Az=0}^{2\pi} dAz \cdot \int_{\theta=-\pi/2}^{\pi/2} \cos \theta \cdot d\theta = 2\pi \cdot 2 = 4\pi.$$

Диапазон всех возможных значений углов  $Az$  и  $\theta$  разбивается на дискретные значения с шагом соответственно  $\Delta Az$  и  $\Delta \theta$ . Организуется цикл по всем возможным дискретным значениям углов  $Az$  и  $\theta$ . Для каждого из этих

направлений проверяется возможность затенения. Если его нет, то вычисляется соответствующее значение плотности потока  $dQ(V, Az, \theta)$ .

Рассматривается простейший случай, когда КА имеет *сферическую форму*. В этих условиях *площадь сечения сферы является одинаковой для всех возможных направлений* подлета метеороидов. Эта особенность оказывает существенное влияние на методику расчета плотности потока метеороидов  $dQ(V, Az, \theta)$ . Напомним, что по определению плотность потока частиц равна произведению их концентрации на относительную скорость. Хотя в моделях метеороидов, которые были рассмотрены в 2.1, понятие концентрации не рассматривается, его удобно использовать для обоснования методики расчета  $dQ(V, Az, \theta)$ . Концентрация на высоте рассматриваемой орбиты равна

$$\rho = Q_{\infty} / V_{end} \cdot \quad (2.19)$$

Здесь плотность потока относятся к дальнему космосу. В соответствии с материалами раздела 2.2 величина  $Q_{\infty}$  определяется по формулам (2.4) и (2.5) а значение скорости  $V_{end}$  определяется по формуле (2.8).

Каждому из значений параметров  $(V, Az, \theta)$  соответствуют конкретные значения относительной скорости и данные о ее направлении. Для этого вычисляется вектор относительной скорости в виде разности векторов скорости метеороидов ( $\mathbf{V}$ ) и КА:

$$\mathbf{V}_{rel}(V, Az, \theta) = \mathbf{V}(V, Az, \theta) - \mathbf{V}_{КА} \cdot \quad (2.20)$$

Вектор (2.20) зависит от указанных аргументов. Однако его значение (модуль) и направление в орбитальной системе координат RTW отличаются от указанных аргументов. Обозначим их как  $V_{rel}$ ,  $\alpha$ ,  $\beta$ . Естественно, что плотность потока частиц со скоростью  $V_{rel}$  относительно заданной поверхности отличается от исходной оценки  $Q_{\infty}$ . Его величина равна  $Q(V_{rel}) = \rho \cdot V_{rel} = Q_{\infty} \cdot \frac{V_{rel}}{V_{end}} = Q_{\infty} \cdot k_V$ . Здесь

$$k_V = \frac{V_{rel}}{V_{end}} \quad (2.21)$$

коэффициент, учитывающий движение объекта. С учетом изложенного плотность потока частиц в рассматриваемом элементарном телесном угле с исходной скоростью  $V$  относительно сферы может быть вычислена по формуле

$$dQ(V, Az, \theta) = Q_{\infty} \cdot k_v \cdot p(V) \cdot \frac{\cos \theta \cdot \Delta Az \cdot \Delta \theta}{4\pi} \cdot k_g. \quad (2.22)$$

Здесь значение гравитационного коэффициента  $k_g$  определяется по изложенной выше методике.

Суммирование всех оценок вида (2.22) приводит к определению плотности потока частиц выбранного размера в данной точке орбиты (в момент времени  $t$ ):

$$Q_{\Sigma}(t) = \sum_V \sum_{Az} \sum_{\theta} dQ(V, Az, \theta). \quad (2.23)$$

Среднее значение плотности потока за виток определяется путем усреднения оценок (2.23) по времени:

$$\bar{Q}_{\Sigma} = \frac{\sum_t Q_{\Sigma}(t) \cdot \Delta t}{\sum_t \Delta t}. \quad (2.24)$$

Практический интерес представляет построение статистических распределений различных характеристик потока метеороидов: для величины и направления относительной скорости. Чтобы их построить необходимо каждому из значений плотности потока (2.22) поставить в соответствие конкретные значения относительной скорости и данные о ее направлении. При разбиении аргументов  $V_{rel}$ ,  $A$ ,  $\beta$  на дискретные значения их попадание в конкретные ящики позволяет достаточно просто построить необходимые распределения. Например, трехмерное распределение  $p(V_{rel}, A, \beta)$  рассчитывается по формуле

$$p(V_{rel}, A, \beta) = \frac{\sum_k dQ(V_{rel}, A, \beta)}{\sum_{V_{rel}} \sum_A \sum_{\beta} dQ(V_{rel}, A, \beta)}. \quad (2.25)$$

Здесь в числителе суммирование ведется по всем попаданиям конкретных аргументов в соответствующий трехмерный «ящик». Аналогично рассчитываются двумерные и скалярные распределения этих характеристик. Их усреднение по времени производится так же, как это делалось при выводе формулы (2.21).

*Расчет плотности потока относительно плоского элемента конструкции*

Ориентация рассматриваемого плоского элемента конструкции характеризуется направлением нормали к поверхности, задаваемой двумя углами:  $\theta_n$  – угол между горизонтальной плоскостью и направлением нормали (угол места);  $Az_n$  – угол между осью  $T$  и проекцией нормали на горизонтальную плоскость (азимут) (рисунок 2.17).

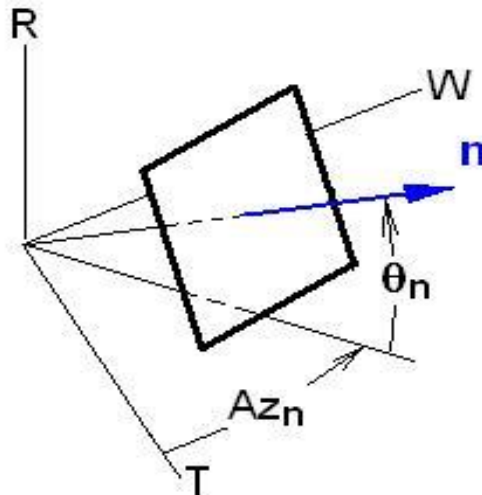


Рисунок 2.17 - Ориентированный плоский элемент конструкции

Выше отмечалось, что направления относительной скорости метеороидов в орбитальной системе координат характеризуется двумя углами  $A$  и  $\theta$ . Определим косинус угла между нормалью  $\mathbf{n}$  и вектором относительной скорости метеороидов

$$\cos(\overline{\mathbf{n}, \mathbf{V}_{rel}}) = [\cos \theta \cdot \cos \theta_n \cdot \cos(A - Az_n) + \sin \theta \cdot \sin \theta_n]. \quad (2.26)$$

Если значение  $\cos(\overline{\mathbf{n}, \mathbf{V}_{rel}}) < 0$ , поток частиц в рассматриваемом телесном угле пересекает внешнюю поверхность плоского элемента. Поэтому надо рассчитывать значение  $dQ(V, Az, \theta)$ . В противном случае принимается  $dQ(V, Az, \theta) = 0$ .

При расчете значений плотности потока  $dQ(V, Az, \theta)$  необходимо учесть отклонение относительной скорости от нормали. Это влияние поясняет рисунок 2.18.

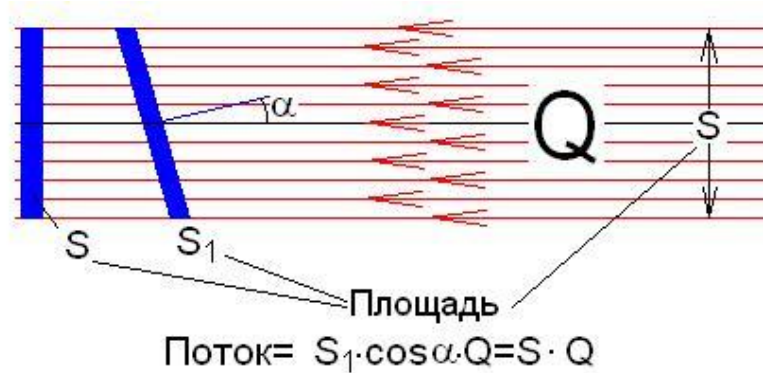


Рисунок 2.18 - Влияние направления потока

Общее правило состоит в следующем: *поток через произвольно ориентированный элемент поверхности равен произведению плотности потока на площадь проекции рассматриваемого элемента на картинную плоскость.* Поэтому, если площадь  $S_1$  является единичной, то плотность потока частиц через нее равна:

$$Q(S_1 = 1) = \cos(\overline{\mathbf{n}, \mathbf{V}_{\text{rel}}}) \cdot Q. \quad (2.27)$$

Таким образом, при рассмотрении ориентированного плоского элемента плотность потока частиц в рассматриваемом телесном должна рассчитываться по формуле

$$dQ(V, Az, \theta) = \cos(\overline{\mathbf{n}, \mathbf{V}_{\text{rel}}}) \cdot Q_{\infty} \cdot k_V \cdot p(V) \cdot \frac{\cos \theta \cdot \Delta Az \cdot \Delta \theta}{4\pi} \cdot k_g. \quad (2.28)$$

Отличие от приведенной выше формулы (2.22) заключается только в учете косинуса угла между направлениями нормали и вектора относительной скорости. В остальном методика оценки характеристик потока относительно плоского элемента аналогична изложенной выше для сферы. Таким образом, использование значения (2.28) позволяет учесть направления подлета частиц и не учитывать не попадающие на поверхность направления.

### 2.3. Алгоритм расчета потока метеороидов для решения прикладных задач

С учетом рекомендаций подраздела 2.1 учитываются фоновые (sporadic, background) метеороиды, поток которых является стационарным. Все направления их подлета к грависфере Земли являются равновероятными. Оцениваются характеристики потока этих частиц относительно орбит на высотах до области ГСО. В соответствии с материалами раздела 2.2 в модели аппроксимации значений плотности потока в зависимости от массы (размеров) частиц рекомендуется аппроксимация по данным модели Cour-Palais [47] при  $Q(m > 10^{-6} \text{ г}) = 12,0 \text{ 1/м}^2 \text{ год}$ .

Другой важной характеристикой метеороидов являются данные о возможных значениях их скорости. В соответствии с материалами раздела 2.2 в модели используется среднее распределение, в основу которого положены данные модели Cour-Palais (см. таблицу 2.1). Этому распределению соответствует среднее значение скорости 20,16 км/с. Важно отметить, что приведенные данные о скорости метеороидов относятся к дальнему космосу. При приближении к Земле скорость частиц меняется в результате влияния гравитационного притяжения Земли.

Ниже приведен алгоритм расчета среднего потока за виток через сферу единичного сечения. Расчёт состоит из нескольких частей: для того, чтобы определить средний поток через сферу, необходимо задать параметры орбиты, для которой будет произведен расчет. Так как направления подлёта метеороидов считаются равновероятными, и при приближении их к грависфере Земли действуют только два эффекта (гравитационный эффект и эффект затенения), то при расчете для околокруговой орбиты можно задать только высоту перигея ( $H_n$ ), а для эллиптических орбит – дополнительно высоту апогея ( $H_a$ ). Орбита разбивается на  $N$  точек по истинной аномалии  $\theta_i \in [0: 360]$ . Для каждой точки с использованием уравнения Кеплера рассчитывается соответствующий момент времени  $t_i \in [0: T]$ ,  $i = 1..N$ , где  $T$  – период обращения спутника.

Затем с использованием методики, предложенной в разделе 2.2, рассчитывается приращение скорости метеороидов и коэффициент гравитационного эффекта. В каждой точке орбиты организуется перебор всех возможных направлений подлета частиц, которые характеризуются двумя углами ( $Az$  и  $\theta$ ) в подвижной орбитальной системе координат. Элементарный телесный угол задается равномерным разбиением на  $N_{az}$  интервалов по азимуту и  $N_{teta}$  интервалов по углу места,  $k = 1 \dots N_{az}$ ,  $m = 1 \dots N_{teta}$ .

$$Az_k \in [0 : 360] \text{ град.}, \quad \theta_m \in [-90 : 90] \text{ град.}, \quad \Delta Az_k = \frac{360}{N_{az}}, \quad \Delta \theta_m = \frac{180}{N_{teta}}.$$

Для каждого из этих направлений рассчитывается плотность потока через элементарный телесный угол:

$$dQ_i(V_j, Az_k, \theta_m) = Q_\infty \cdot k_{(V)j} \cdot p(V_{(\infty)j}) \cdot \frac{\cos \theta_m \cdot \Delta Az_k \cdot \Delta \theta_m}{4\pi} \cdot k_{(g)i}. \quad (2.29)$$

$dQ_i$  – плотности потока частиц в рассматриваемом элементарном телесном угле *относительно сферы* в данной точке орбиты;  $p(V_{(\infty)j})$  – исходное статистическое распределение скорости метеороидов  $V_{(\infty)j}$  из таблицы 2.1,  $j = 1 \dots Nv$ .

Каждому из значений параметров  $(V_j, Az_k, \theta_m)$  соответствуют конкретные значения относительной скорости и данные о ее направлении. Для этого вычисляется вектор относительной скорости в виде разности векторов скорости метеороидов  $\mathbf{V}(V_j, Az_k, \theta_m)$  и КА:

$$\mathbf{V}_{(rel)i}(V_j, Az_k, \theta_m) = \mathbf{V}(V_j, Az_k, \theta_m) - \mathbf{V}_{(KA)i}. \quad (2.30)$$

Естественно, что плотность потока частиц со скоростью  $V_{(rel)i}(V_j, Az_k, \theta_m)$  относительно заданной поверхности отличается от исходной оценки  $Q_\infty$ . В соответствии с методикой, описанной в разделе 2, для учета относительной скорости рассчитывается коэффициент  $k_v$  который учитывает скорость КА, и рассчитывается так:

$$k_{(V)j} = \frac{V_{(rel)i}(V_j, Az_k, \theta_m)}{V_{(end)j}}. \quad (2.31)$$



$k_{(g)i}$  – коэффициент гравитационного эффекта, рассчитанный для данной высоты с использованием методики из раздела 2.2.

Для учета затенения рассчитывается косинус предельного угла, при котором наступает затенение  $\cos \theta_i = \frac{R_E + H_a}{r_i}$ , где  $R_E = 6378$  км,  $H_a \approx 100$  км,  $r_i$  – геоцентрическое расстояние до спутника в данной точке орбиты.

Суммарный поток через сферу в данной точке орбиты рассчитывается суммированием всех оценок (2.29) при условии отсутствия затенения

$$Q_{\Sigma i} = \sum_{j=1}^{N_{vj}} \sum_{k=1}^{N_{az}} \sum_{m=1}^{N_{meta}} dQ_i(V_j, Az_k, \theta_m). \quad (2.32)$$

Для каждой точки на орбите также рассчитывается  $\Delta t_i = t_{i+1} - t_i$ , где  $t_i$  и  $t_{i+1}$  – время в текущей и следующей точках, которое вычисляется с помощью уравнения Кеплера. Среднее значение плотности потока за виток определяется путем усреднения оценок (2.33) по времени:

$$\bar{Q}_{\Sigma} = \frac{\sum_{i=1}^N Q_{\Sigma i} \cdot \Delta t_i}{\sum_{i=1}^N \Delta t_i}, \quad (2.33)$$

где  $\sum_{i=1}^N \Delta t_i$  – период обращения спутника  $T$ .

Практический интерес представляет построение статистических распределений различных характеристик потока метеороидов: для величины и направления относительной скорости:

$$p(V_{rel}, A, \beta) = \frac{\sum dQ(V_{rel}, A, \beta)}{\sum_{V_{rel}} \sum_A \sum_{\beta} dQ(V_{rel}, A, \beta)}. \quad (2.34)$$

Здесь в числителе суммирование ведется по всем попаданиям конкретных аргументов в соответствующий трехмерный «ящик». Аналогично строятся двумерные и скалярные распределения этих характеристик:

$$A = \arctan\left(\frac{V_{rel}^W}{V_{rel}^T}\right) \quad (2.35)$$

$$\beta = \arctan\left(\frac{V_{rel}^R}{\sqrt{(V_{rel}^T)^2 + (V_{rel}^W)^2}}\right) \quad (2.36)$$

Их усреднение по времени производится так же, как это делалось при выводе формулы (2.33). На рисунке 2.19 представлена блок-схема алгоритма.

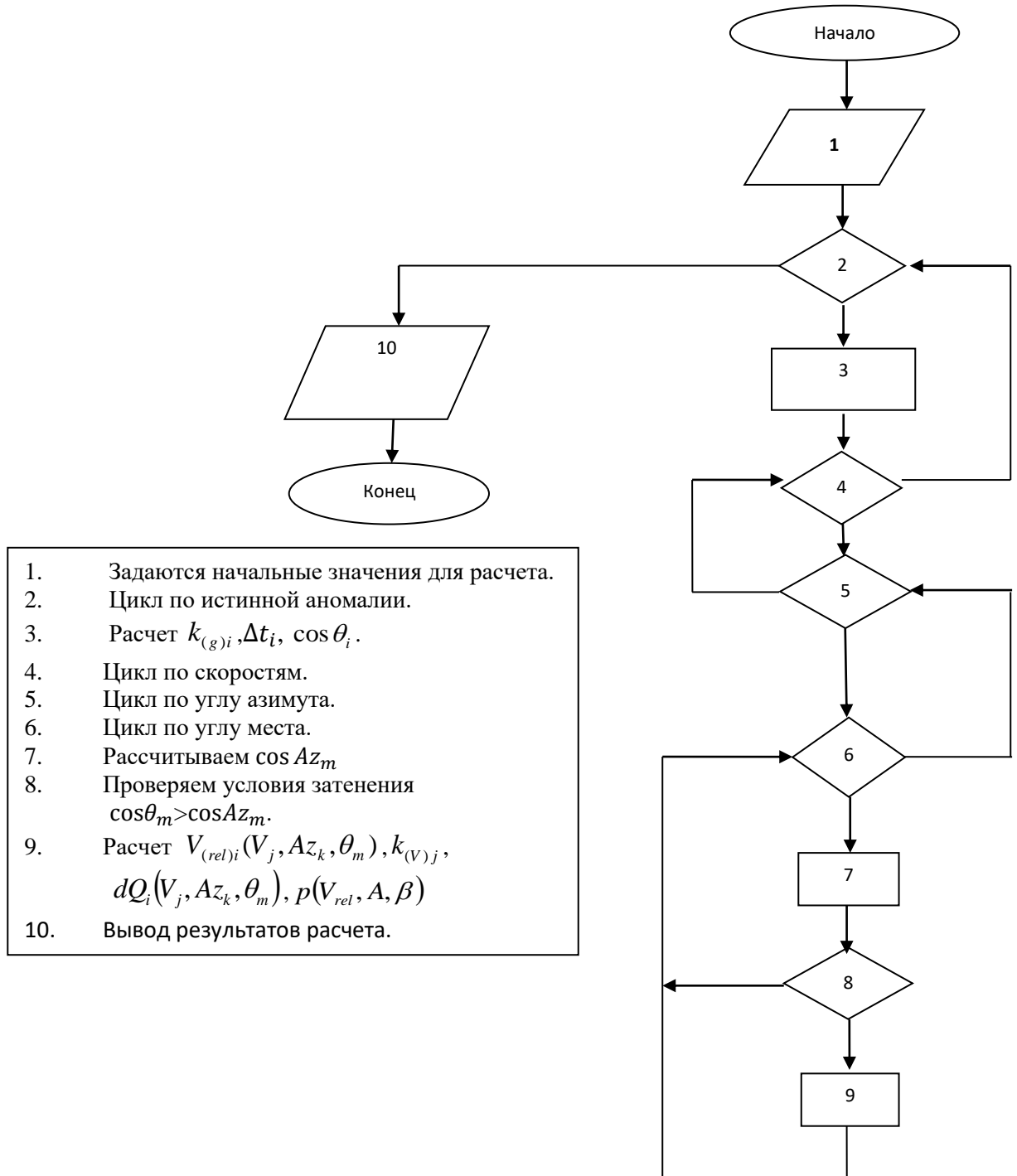


Рисунок 2.19 - Блок-схема алгоритма для расчёта потока метеороидов относительно сферы единичного сечения

Одним из наиболее частых примеров для расчета является куб с гранями единичной длины (рисунок 2.20). С учетом методики для расчёта плоского элемента конструкции, куб можно представить, как 6 плоских элементов, определённым образом расположенных в орбитальной системе координат. Ориентировать куб будем по вектору скорости  $V_{(KA)i}$  в каждой точке орбиты.

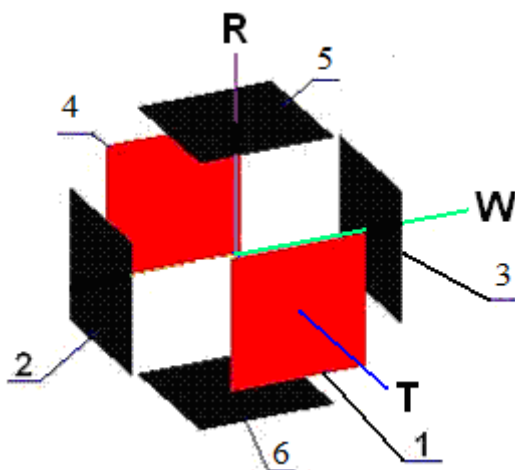


Рисунок - 2.20. Ориентация граней куба

Для круговой орбиты данная ориентация представлена на рисунке 2.20. В данном случае для сторон кубика задаются следующие значения углов  $Az_n$  и  $\theta_n$  (таблица 2.3).

Таблица 2.3 - Ориентация граней кубика

Сторона куба	1-Передняя	2-Правая	3-Левая	4-Задняя	5-Верхняя	6-Нижняя
$Az_{nz}$	0	$\pi/2$	$3\pi/2$	$\pi$	0	0
$\theta_{nz}$	0	0	0	0	$\pi/2$	$-\pi/2$

Данные значения справедливы для всех точек круговой орбиты, так как скорость на круговой орбите направлена по трансверсали  $T$ . В случае эллиптических орбит скорость изменяет своё направление в плоскости орбиты, поэтому рассчитывается угловая поправка:

$$k_{(or)i} = \arctan \left( \frac{V_{(KA)i}^R}{V_{(KA)i}^T} \right) \quad (2.37)$$

где  $V_{(KA)i}^R$  — проекция скорость КА в  $i$ -й точке орбиты на ось  $R$ ,  $V_{(KA)i}^T$  — проекция скорость КА в  $i$ -й точке орбиты на ось  $T$ . Далее к каждому значению

угла  $\theta_{nz}$  из таблицы 2.3 прибавляется поправка  $k_{(or)i}$ , чтобы получить ориентацию кубика по вектору скорости в  $i$ -й точке орбиты.

Расчет потока осуществляется по описанной в разделе 2.2 методике, для каждой грани вычисляется косинус угла между нормалью и вектором относительной скорости:

$$\cos(\overline{\mathbf{n}_z, \mathbf{V}_{(rel)i}}) = [\cos \theta_m \cdot \cos(\theta_{nz} + k_{(or)i}) \cdot \cos(A_k - Az_{nz}) + \sin \theta_m \cdot \sin(\theta_{nz} + k_{(or)i})], \quad (2.38)$$

где  $n_z$  – нормаль стороны кубика,  $z = 1 \dots 6$ .

$$dQ_i^z(V_j, Az_k, \theta_m) = \cos(\overline{\mathbf{n}_z, \mathbf{V}_{(rel)i}}) \cdot Q_\infty \cdot k_{(V)j} \cdot p(V_{(\infty)j}) \cdot \frac{\cos \theta_m \cdot \Delta Az_k \cdot \Delta \theta_m}{4\pi} \cdot k_{(g)i} \quad (2.39)$$

Если значение  $\cos(\overline{\mathbf{n}_z, \mathbf{V}_{(rel)i}}) < 0$ , поток частиц в рассматриваемом телесном угле пересекает внешнюю поверхность плоского элемента. Поэтому надо рассчитывать значение  $dQ_i^z(V_j, Az_k, \theta_m)$ . В противном случае принимается  $dQ_i^z(V_j, Az_k, \theta_m) = 0$ . Среднее значение потока через одну из граней куба:

$$Q_{zi}^z = \sum_{j=1}^{Nvj} \sum_{k=1}^{Naz} \sum_{m=1}^{N\theta} dQ_i^z(V_j, Az_k, \theta_m). \quad (2.40)$$

Среднее значение плотности потока за виток определяется путем усреднения оценок по времени:

$$\bar{Q}_z^z = \frac{\sum_{i=1}^N Q_{zi}^z \cdot \Delta t_i}{\sum_{i=1}^N \Delta t_i}, \quad (2.41)$$

где  $\sum_{i=1}^N \Delta t_i$  - период обращения спутника  $T$ .

Аналогично (как и для сферы) представляют практический интерес статистические распределения различных характеристик потока метеороидов: для величины и направления относительной скорости. Только для куба – это 6 распределений, для каждой из граней куба

$$P^z(V_{rel}, A, \beta) = \frac{\sum dQ^z(\mathbf{V}_{rel}, A, \beta)}{\sum_{V_{rel}} \sum_A \sum_\beta dQ^z(\mathbf{V}_{rel}, A, \beta)}. \quad (2.42)$$

Блок-схема алгоритма аналогична схеме на рисунке 2.25, за исключением 9-го блока. В 9-м блоке происходит расчет потока и распределений не для сферы, а для граней куба.

Обобщённый алгоритм расчетов, реализующий модель метеороидов и организацию вычислений, представлен в таблице 2.4.

Таблица 2.4 - Последовательность и содержание основных операций алгоритма модели для расчета потока метеороидов

	Содержание операции		
1.	Открытие и чтение входных файлов		
2.	Подготовка массивов		
3.	Начало цикла по истинной аномалии		
4.		Расчет $k_{(g)i}, \Delta t_i, \cos \theta_i$	
5.		Начало цикла по скоростям метеороидов	
6.		Начало цикла по углам азимута	
7.		Начало цикла по углам места	
8.		Расчет условий затенения по формуле (2.15)	
9.		Расчет $V_{(rel)i}(V_j, Az_k, \theta_m)$ , $k_{(v)j}$ , $dQ_i(V_j, Az_k, \theta_m)$ , $p(V_{rel}, A, \beta)$ по формулам для сферы	
10.		Рассчитываем $\cos(\mathbf{n}_z, \mathbf{V}_{(rel)i}(V_j, Az_k, \theta_m))$ , $dQ_i^z(V_j, Az_k, \theta_m)$ , $p^z(V_{rel}, A, \beta)$ по формулам для куба	
11.		Сохраняем значения в массивы и гистограммы.	
12.		Конец цикла по углам места	
13.		Конец цикла по углам азимута	
14.		Конец цикла по скоростям микрометеоритов	
15.		Окончание цикла по истинной аномалии	
16.		Закрытие всех файлов и программы	

## 2.4. Характеристики потока спорадических метеороидов относительно КА на различных орбитах

Определялись основные характеристики потока микрометеоритов в околоземном пространстве на высотах до 36000 км. А именно: рассчитывались оценки плотности потока микрометеоритов на разных высотах и статистические распределения их скорости.

Определялись характеристики потока микрометеоритов относительно граней кубика для трех видов орбит: орбиты МКС, высокоэллиптической орбиты и геостационарной орбиты.

Во всех случаях результаты сравнивались с соответствующими данными из других источников.

В таблице 2.5 приведены оценки плотности потока метеороидов в дальнем космосе, относящиеся к частицам разных размеров.

Таблица 2.5 - Плотность потока метеороидов разных размеров

Размеры, см	>0,01	>0,0124	>0,025	>0,05	>0,10	>0,25
Плотность потока [1/ (м <sup>2</sup> год)]	26,30	11,97	0,92	0,0727	0,0058	0,0002

Из этих оценок видно, что по мере увеличения размера метеороидов плотность потока микрометеоритов резко уменьшается. Для частиц размером порядка 0.1 см она становится близкой к плотности потока КМ. При дальнейшем уменьшении размеров техногенные частицы становятся основным источником загрязнения околоземного пространства.

Данные о значениях скорости метеороидов приведены в таблице 2.1. По мере приближения к Земле скорость частиц увеличивается. Соответствующие результаты расчетов представлены в таблице 2.6.

Таблица 2.6 - Значения скорости: исходные и на разных высотах, км/с

Высота	Номер диапазона значений скорости										
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
исходная	12,0	18,0	24,0	30,0	36,0	42,0	48,0	54,0	60,0	66,0	72,0
36000 км	12,64	18,44	24,33	30,26	36,22	42,19	48,16	54,14	60,13	66,12	72,11
20000 км	13,06	18,74	24,55	30,44	36,37	42,31	48,27	54,24	60,22	66,20	72,18
1000 км	15,46	20,46	25,80	31,42	37,18	43,00	48,88	54,78	60,70	66,63	72,58
450 км	15,65	20,59	25,89	31,49	37,23	43,05	48,92	54,81	60,73	66,66	72,60

В таблице 2.7 представлены основные характеристики потока метеороидов массой более  $10^{-6}$  г (размером более 0,0124 см) для четырех типов орбит с высотами 450 км, 1000 км, 20000 км (СВО) и 36000 км (ГСО). А именно:

- усредненная за виток плотность потока  $Q$  ( $1/\text{м}^2$  год);
- то же, но без учета гравитационного эффекта ( $k_g=1$ );
- среднее значение относительной скорости  $V_{rel}$  (км/сек);
- максимальные значения гравитационного коэффициента ( $k_g \text{ max}$ );
- минимальные значения гравитационного коэффициента ( $k_g \text{ min}$ ).

Приведенные в таблице 2.7 оценки плотности потока  $Q$  отличаются от исходного значения  $Q_0=12,0$  [ $1/\text{м}^2$  год] в результате влияния трех факторов:

- затенение потока частиц Землей;
- увеличение скорости частиц под действием гравитации Земли;
- влияние гравитационного эффекта (коэффициент  $k_g$ ) в результате искривления траектории.

Первый из упомянутых факторов приводит к уменьшению плотности потока. Это четко видно из данных второй строки таблицы 2.7. Другие два фактора оказывают противоположное воздействие – увеличивают плотность потока. Это также четко видно из данных таблицы. Наибольшее влияние гравитационного эффекта проявляется у низких спутников.

Таблица 2.7 - Характеристики плотности потока метеороидов для разных орбит КА

Высота орбиты	450 км	1000 км	20000 км	36000 км
$Q$ ( $1/\text{м}^2$ год);	15,17	14,52	13,10	12,74
то же, $kg=1$	9,25	10,30	12,29	12,27
$V_{rel}$ (км/сек)	22,5	23,3	21,1	20,1
kg max	2,933	2,200	1,252	1,195
kg min	1,032	1,022	1,013	1,005

На рисунках 2.21 и 2.22 представлены статистические распределения направлений скорости подлета микрометеороитов к КА на разных орбитах.

Из данных рисунка 2.21 четко видно влияние эффекта затенения, которое растет по мере уменьшения высоты орбиты. В результате для орбиты МКС (высотой 450 км) отсутствуют направления подлета частиц в окрестности направления на Землю. Влияние этого эффекта на поток частиц относительно КА на высоких орбитах (СВО и ГСО) практически отсутствует.

Азимутальные распределения, представленные на рисунке 2.22, являются «похожими» для всех рассмотренных типов орбит. Для более низких орбит максимум распределения выражен более сильно.

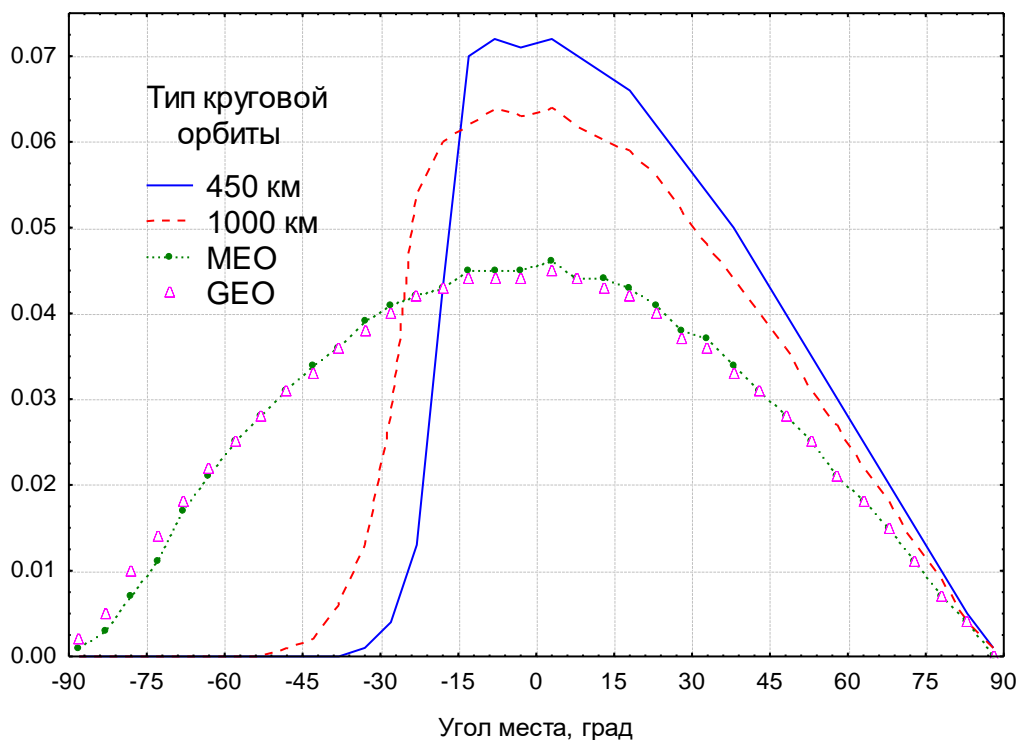


Рисунок 2.21 - Распределение возможных значений угла места



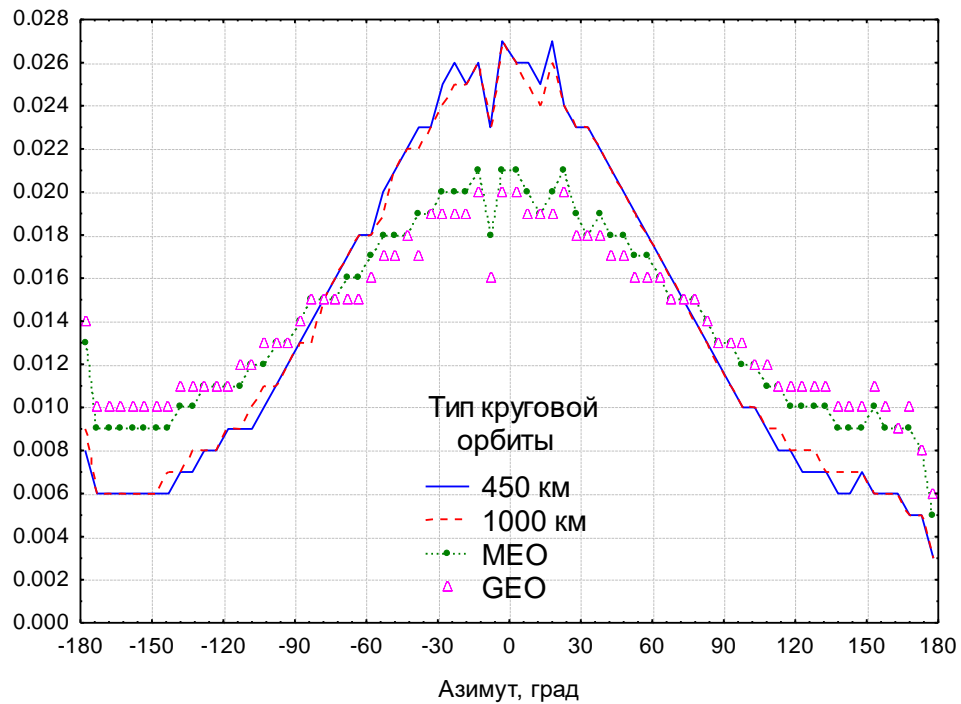


Рисунок 2.22 - Распределение возможных значений азимута

На рисунке 2.23 представлено статистическое распределение возможных значений относительной скорости частиц ( $p(V_{rel})$ ) для КА на высоте 450 км, а на рисунке 2.24 – аналогичные распределения по данным отчета МККМ [42].

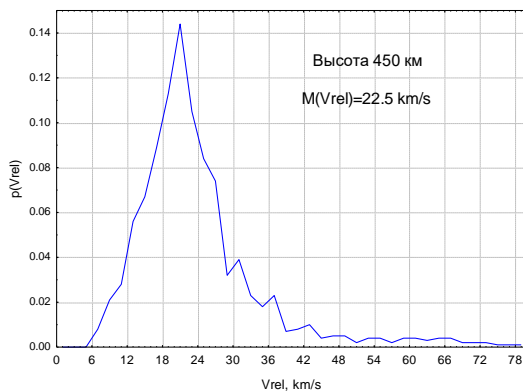


Рисунок 2.23 - Распределение

$p(V_{rel})$

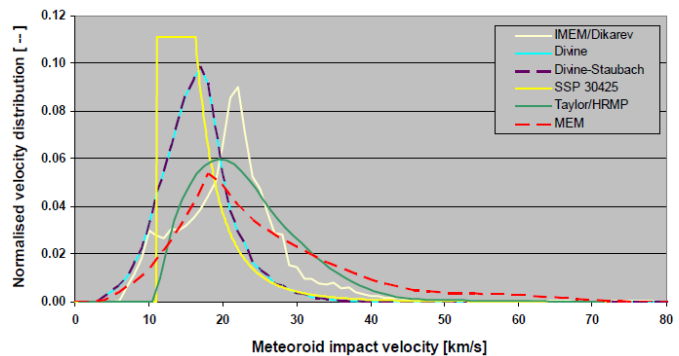


Рисунок 2.24 -  $p(V_{rel})$  по данным МККМ

В разделе 2.1 отмечалось, что возможные значения скорости микрометеоритов в разных моделях отличаются очень сильно [53]. Распределение, построенное по рассматриваемой методике, лучше всего согласуется с данными модели IMEM/Dikarev. На рисунке 2.25 представлено двумерное распределение направлений подлета частиц ( $p(Az, Elev)$ ) относительно

КА на высоте 450 км, а на рисунке 2.26 – аналогичное (но не нормированное) распределение по данным модели MASTER. По форме распределения согласуются достаточно хорошо. Основное различие заключается в том, что наше распределение является менее гладким. Это объясняется тем, что в разработанной модели используется дискретное распределение скорости метеороидов (таблица 2.1) с достаточно большим шагом (6 км в сек) и без интерполяции. С учетом больших различий оценок скорости в разных моделях данный недостаток не является существенным.

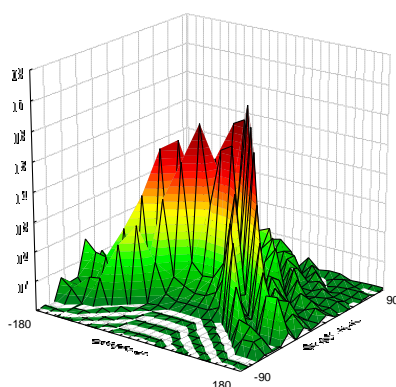


Рисунок 2.25 - Распределение  $p(Az, Elev)$

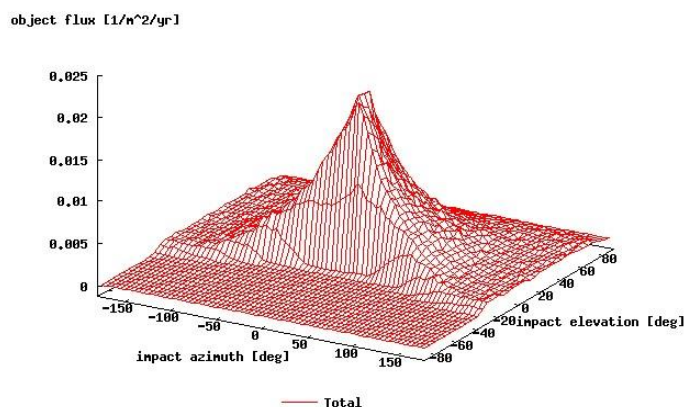


Рисунок 2.26 -  $p(Az, Elev)$  по данным MASTER

Изложенные выше результаты расчетов по разработанной программе достаточно хорошо согласуются с известными данными (разделы 2.1 и 2.2). Это выражается в том, что:

- оценки плотности потока согласуются с другими моделями;
- учет затенения выполнен по общепринятой методике;
- оценки скорости частиц при подлете к Земле рассчитаны по известной формуле.

Имеющиеся относительно небольшие отличия обусловлены применением усовершенствованной методики для оценки гравитационного эффекта. Отличие от опубликованных данных заключается в дополнительном учете зенитного расстояния вектора скорости частиц. Оно выражается в получении для низких орбит более существенных значений гравитационного коэффициента  $k_g$  (таблица 2.7) по сравнению с опубликованными оценками.

### Поток метеороидов относительно орбиты МКС

Сначала рассмотрим результаты расчетов по модели MASTER для орбиты МКС и значений массы частиц более  $10^{-6}$  гр. Применяется модель микрометеоритов Cour-Palais. На рисунках 2.27 и 2.28 представлены суммарные (для всех граней) значения плотности потока в зависимости от массы частиц, а также распределение относительной скорости. Суммарное значение плотности потока составило  $5,29 \text{ 1/м}^2 \text{ год}$ , а среднее значение скорости –  $18,3 \text{ км/с}$ .

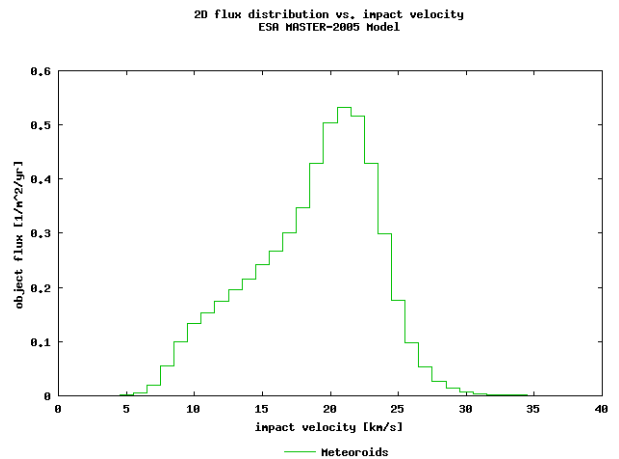
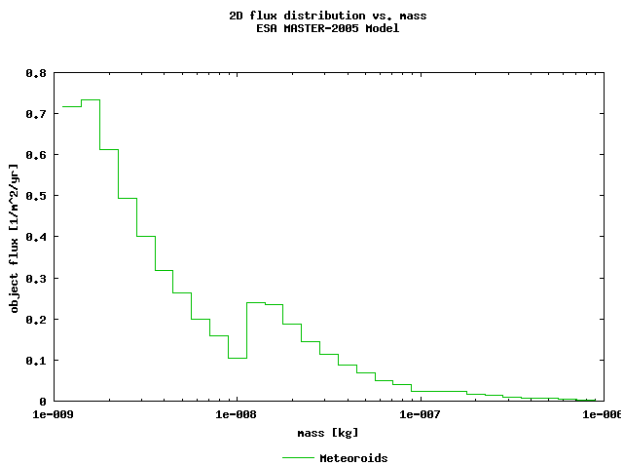


Рисунок - 2.27 Значения потока при разной массе

Рисунок - 2.28. Относительная скорость

Ниже на рисунках 2.29 - 2.32 для четырёх граней кубика представлены полученные на модели MASTER значения потока в зависимости от угла между нормалью к плоскости и вектором скорости. Ожидается, что большая часть столкновений, близких к лобовым, относится к передней грани. Для нее же и само количество столкновений является максимальным.

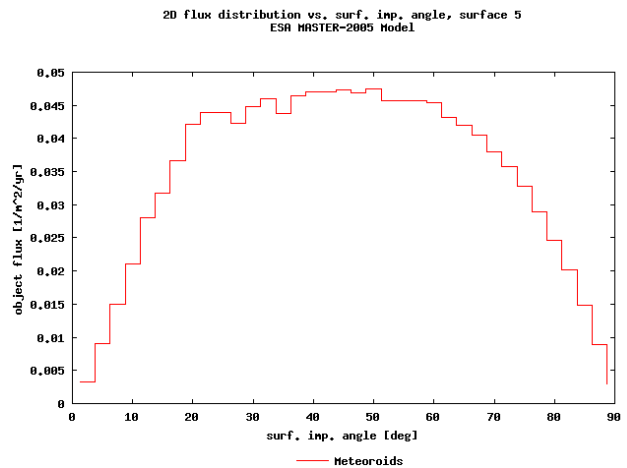
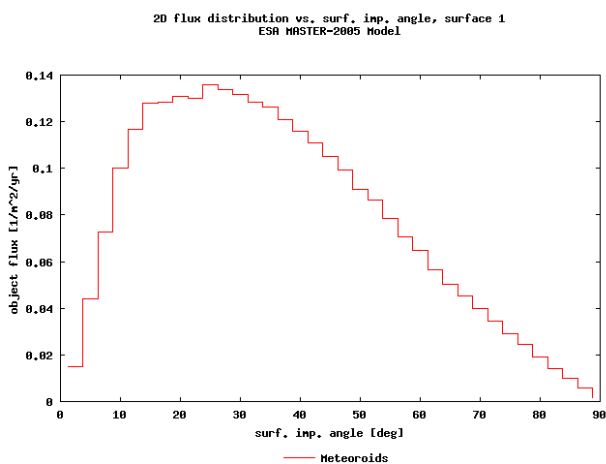


Рисунок 2.29 - Передняя грань

Рисунок 2.30 - Правая грань

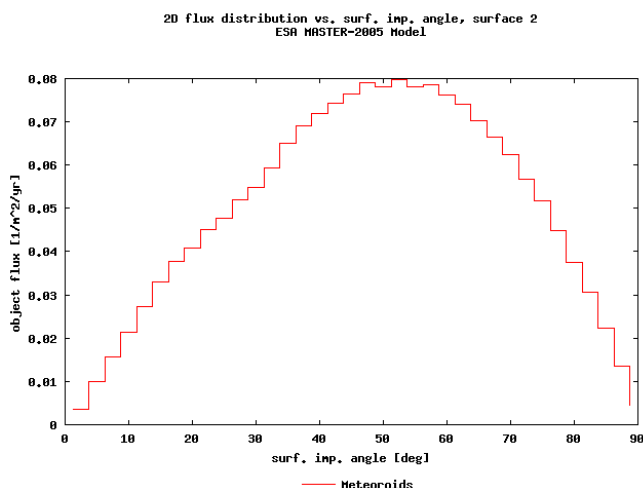


Рисунок 2.31 - Верхняя грань

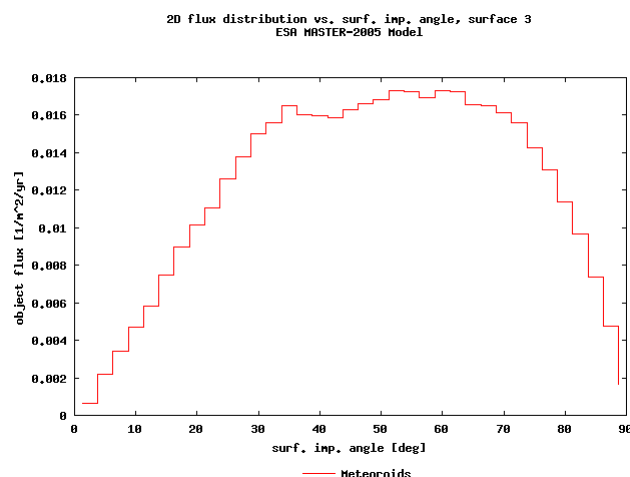


Рисунок 2.32 - Задняя грань

Суммарные оценки потока для каждой из 6-ти граней представлены в таблице 2.8

Таблица 2.8. Оценки потока через грани кубика

Оценки потока для разных граней, $1/\text{м}^2$ год, $m > 10^{-6}$ гр, орбита МКС						Сумма
передняя	правая	левая	задняя	верхняя	нижняя	
2,78	1,25	1,25	0,44	1,81	0,21	7,64

В таблице 2.9 представлены результаты расчетов для частиц массой более  $10^{-6}$  г и их сравнение с материалами отчета МККМ [53].

Таблица 2.9 - Оценки плотности потока для граней ориентированного куба

Характеристика	Грани					Сумма 6-ти граней
	передняя	Боковые	задняя	Верхняя	нижняя	
$Q$ ( $1/\text{м}^2$ год), SDPA	7,27	3,81	1,49	5,47	0,55	22,40
То же, Divine	6,3	3,3	0,71	4,3	-	17,91
$V_{rel}$ (км/с), SDPA	24,9	21,7	17,0	21,7	21,4	-
То же, Divine	20,1	17,5	13,2	17,3	-	-
То же, MEM	23,1	23,2	23,6	23,1	-	-

Расчёты показывают, что оценки плотности потока для граней куба в среднем больше на 25%. Это отличие, по-видимому, объясняется тем, что в разработанной модели влияние гравитационного коэффициента (коэффициент  $k_g$ ) для низких спутников проявляется сильнее, чем в других моделях (см. раздел 2.2 и таблицу 2.7). С учетом этого обстоятельства согласие оценок плотности потока следует считать приемлемым.

Что касается оценок относительной скорости, то оценки приемлемым образом согласуются с данными модели MEM, но результаты расчетов по обеим

этим моделям сильно отличаются от оценок по модели Divine. В отчете МККМ [53] отмечалось: «Даже для околоземных орбит распределения направлений и значений скорости по данным разных моделей имеют большие отличия, демонстрирующие стойкую неопределенность». Поэтому оценки скорости по разработанной модели не противоречат материалам отчета МККМ по сравнению разных моделей.

Хотя оценки плотности потока частиц относительно граней кубика (для модели MASTER) сильно занижены по отношению к данным таблицы 2.9 (в 3 раза), их соотношение между собой согласуется хорошо. А именно, отношение оценки суммарной плотности потока частиц относительно граней куба к соответствующей оценке для сферы (из таблицы 2.7) равно  $22,40/15,17=1,43$ . Это отношение хорошо согласуется с соответствующей оценкой по модели MASTER. С учетом данного обстоятельства полезным является также сравнение распределений направлений подлета частиц к разным граням, рассчитанных по разработанной модели и MASTER. Соответствующие представленным выше по модели MASTER результаты расчета по модели отображены на рисунках 2.33 - 2.37. Под углом падения (impact angle) здесь понимается угол между нормалью к грани и относительной скоростью.

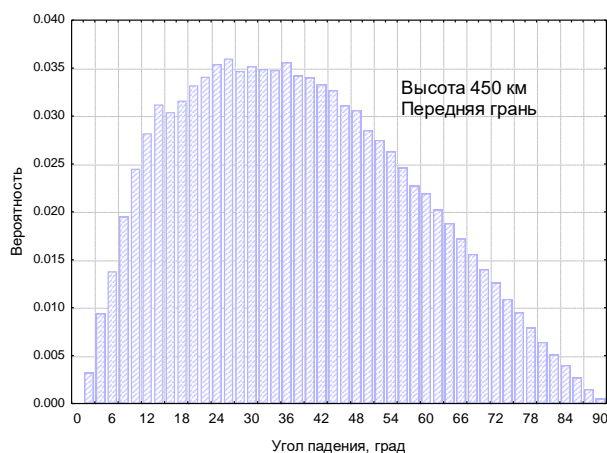


Рисунок 2.33 - Передняя грань

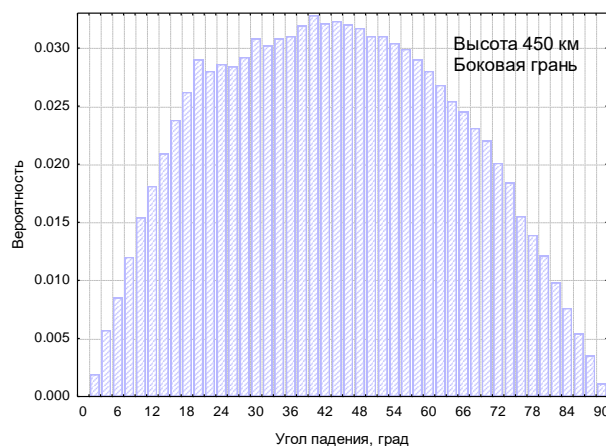


Рисунок 2.34 - Правая грань

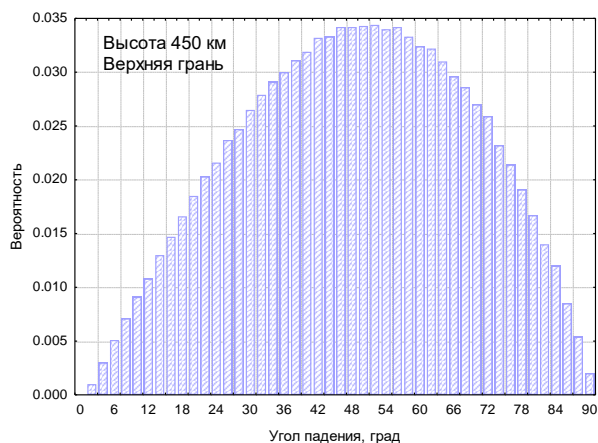


Рисунок 2.35 - Верхняя грань

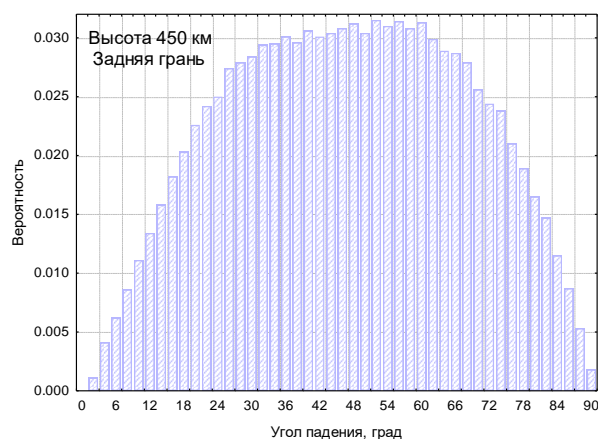


Рисунок 2.36 - Задняя грань

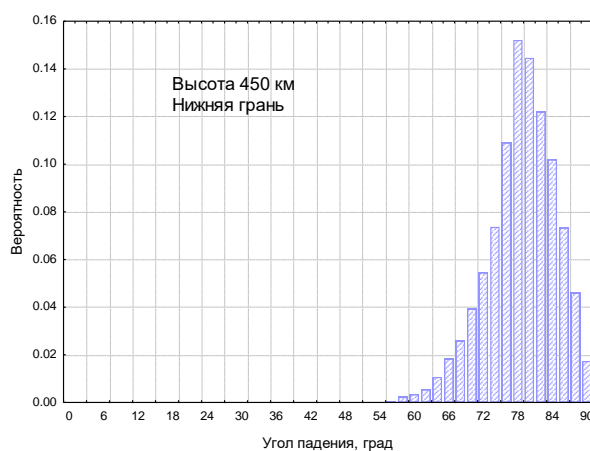


Рисунок 2.37 - Нижняя грань

Форма гистограмм на рисунках 2.33-2.37 хорошо согласуется с соответствующими данными по модели MASTER. Эти распределения характерны тем, что для передней и верхней граней они являются несимметричными. Для верхней грани наиболее существенной является доля частиц с углами падения  $20^\circ$  -  $40^\circ$ , а для верхней грани – с углами падения  $45^\circ$  -  $65^\circ$ . Распределение на рисунке 2.37 характерно отсутствием направлений подлета частиц с углами падения менее  $55^\circ$ . Это является следствием их затенения Землей.

При оценке последствий столкновений элементов конструкции КА с частицами КМ [14] существенную роль играют значения угла падения ( $\gamma$ ) и относительной скорости ( $V_{rel}$ ). Для их корректного учета в общем случае необходимо использовать двумерное распределение  $p(\gamma, V_{rel})$ . Расчеты показали, что распределения относительной скорости мало зависят от угла падения.

Поэтому упомянутое двумерное распределение можно вычислять по упрощенной формуле  $p(\gamma, V_{rel}) = p(\gamma) \cdot p(V_{rel})$ .

*Поток метеороидов относительно КА на геостационарной орбите*

Ниже в таблице 2.10 приведены оценки плотности потока частиц массой более  $10^{-6}$  г для граней кубика.

Таблица 2.10 - Оценки плотности потока и относительной скорости для граней ориентированного куба

Характеристика	Грани					Сумма 6-ти граней
	передняя	боковые	задняя	верхняя	нижняя	
$Q$ ( $1/m^2$ год), SDPA	4,35	3,18	2,19	3,14	3,07	19,11
То же, Divine	6,3	3,3	0,71	4,3	-	17,91
То же, MASTER	1,36	1,09	0,68	0,89	1,03	6,14
$V_{rel}$ (км/с), SDPA	21,7	20,6	19,4	20,7	20,7	-
То же, Divine	20,1	17,5	13,2	17,3	-	-
То же, MEM	23,1	23,2	23,6	23,1	-	-

Расчёты показывают, что плотности потока для граней кубика в среднем больше оценок Divine на 10% и в 3 раза больше оценок модели MASTER. В примечаниях к таблице 2.8 отмечалось, что для орбиты МКС оценки модели MASTER также занижены в 3 раза. Отношение оценки суммарной плотности потока частиц относительно граней кубика по разработанной модели (19.56) к соответствующей оценке для сферы (из таблицы 2.10) равно  $19,11/12,74=1,50$ . Это отношение хорошо согласуется с соответствующей оценкой для орбиты МКС. Таким образом, наши оценки плотности потока в области ГСО согласуются с данными предыдущих разделов и отчета МККМ достаточно хорошо, но оценки верхних двух строк таблицы 2.10 сильно отличаются от результатов расчетов по модели MASTER. Что касается оценок относительной скорости, то оценки находятся в промежутке между результатами расчетов по моделям Divine и MEM, которые между собой отличаются на 16%-78%. Поэтому оценки скорости по разработанной модели не противоречат материалам отчета МККМ при сравнении

разных моделей, т.е. согласуются с результатами расчетов по другим моделям [53].

На рисунках 2.38 и 2.39 представлены распределения относительной скорости ( $p(V_{rel})$ ) по данным разработанной модели и MASTER. По форме эти распределения являются похожими, но в MASTER отсутствуют частицы со скоростями более 25 км/с.

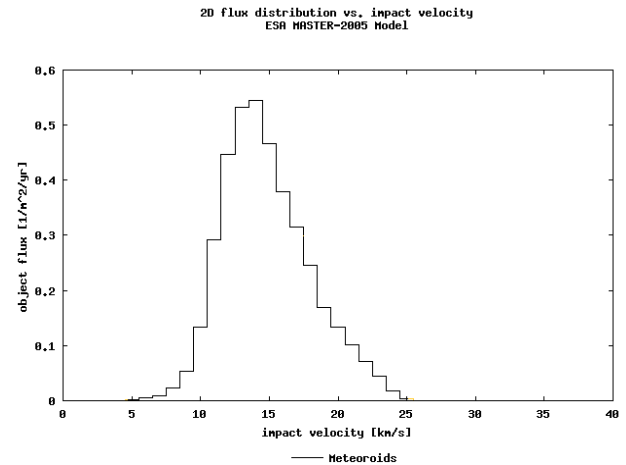
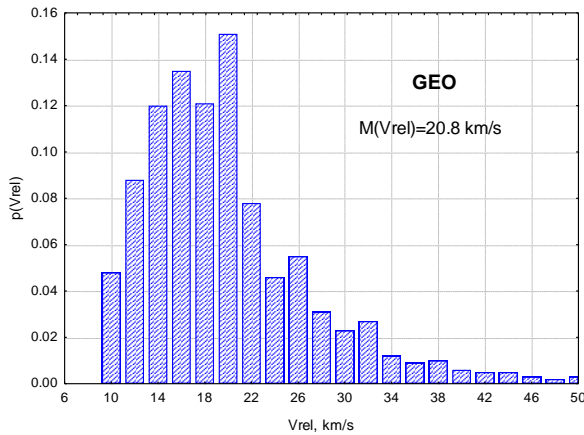


Рисунок 2.38 - Распределение  $p(V_{rel})$ , Рисунок 2.39 - Распределение  $p(V_{rel})$ ,  
MASTER

Такого рода частицы учитываются в других моделях [53]. Здесь следует напомнить, что в разработанной модели используется распределение, в основу которого положены данные рисунка 2.3 (модель Cour-Pallais). Это распределение приведено ранее в таблице 2.1. По мере получения более достоверных данных о скорости метеороидов оно может быть скорректировано.

Распределения направлений подлета частиц к разным граням, рассчитанные по разработанной модели для КА в области ГСО, представлены на рисунках 2.40 – 2.44. Общей особенностью этих распределений является то, что они для разных граней мало отличаются. В этом их принципиальное отличие от соответствующих распределений для КА с высотой 450 км, представленных выше. Особенно сильно отличаются распределения для нижней грани куба. Для геостационарного спутника возможны разные направления подлета частиц. Причиной этих отличия является малое влияние эффекта затенения на орбиту геостационарного спутника.



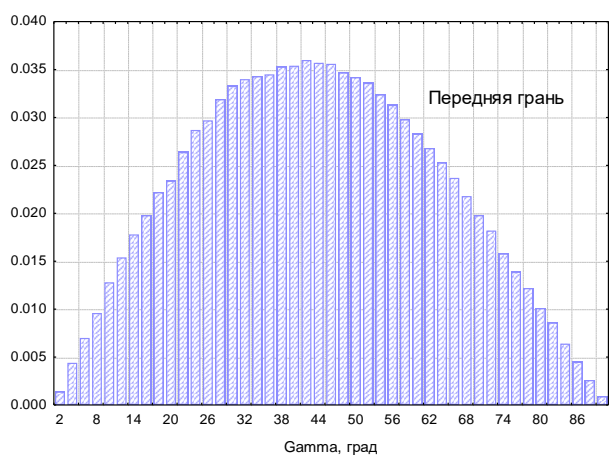


Рисунок 2.40 - Передняя грань

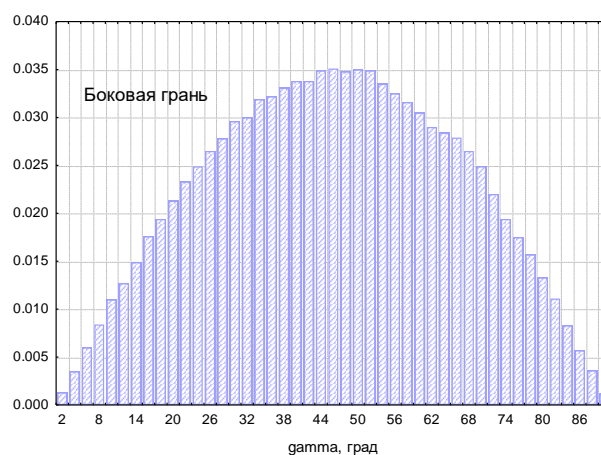


Рисунок 2.41 - Правая грань

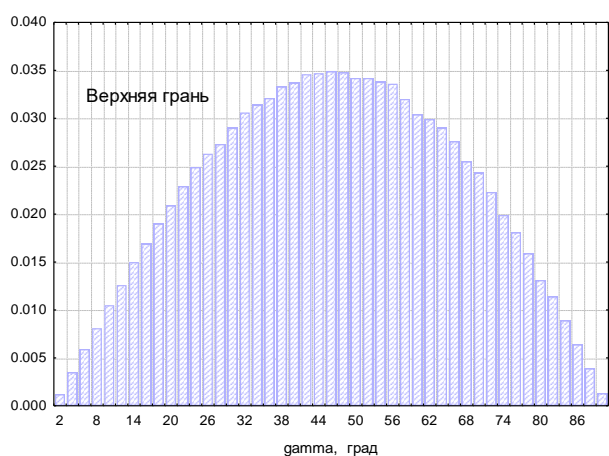


Рисунок 2.42 - Верхняя грань

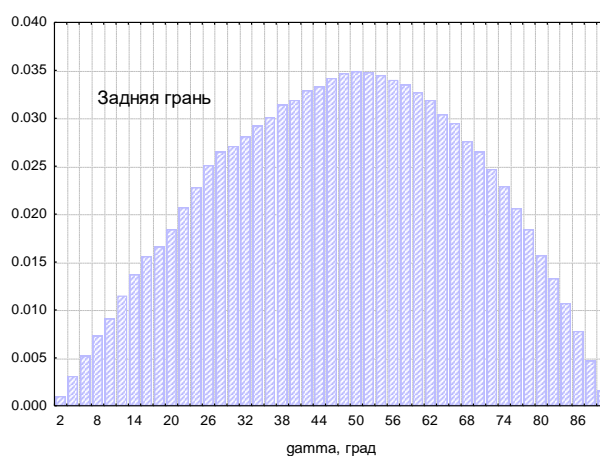


Рисунок 2.43 - Задняя грань

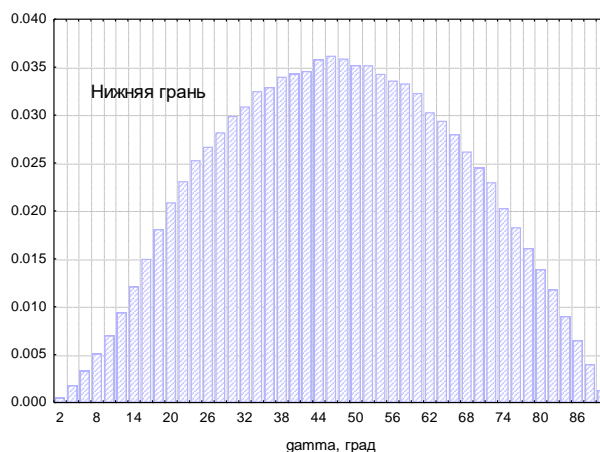


Рисунок 2.44 - Нижняя грань

*Поток метеороидов относительно КА на высокоэллиптической орбите*

Расчеты проведены для КА на орбите типа «Молния» с высотами перигея и апогея соответственно 450 км и 40000 км. Оценивались характеристики потока метеороидов размером более 0,0124 см (массой более  $10^{-6}$  гр.). Оси куба были

ориентированы по вектору скорости ( $T$ ), перпендикулярю к вектору скорости в плоскости орбиты и бинормали ( $W$ ).

Усредненные за виток результаты расчета: плотность потока частиц 13,24 [ $1/(m^2 \text{ год})$ ]; относительная скорость 21 км/с.

Данная оценка плотности потока несколько меньше, чем для низких спутников, но близка к соответствующей оценке для геостационарного КА. Последнее обстоятельство является естественным следствием того, что спутник типа «Молния» большую часть времени находится на высоте более 20000 км.

На рисунке 2.45 представлена гистограмма возможных значений относительной скорости частиц. Это распределение очень «похоже» на распределение относительной скорости частиц для КА на геостационарной орбите. В таблице 2.11. приведены характеристики потока частиц для граней кубика.

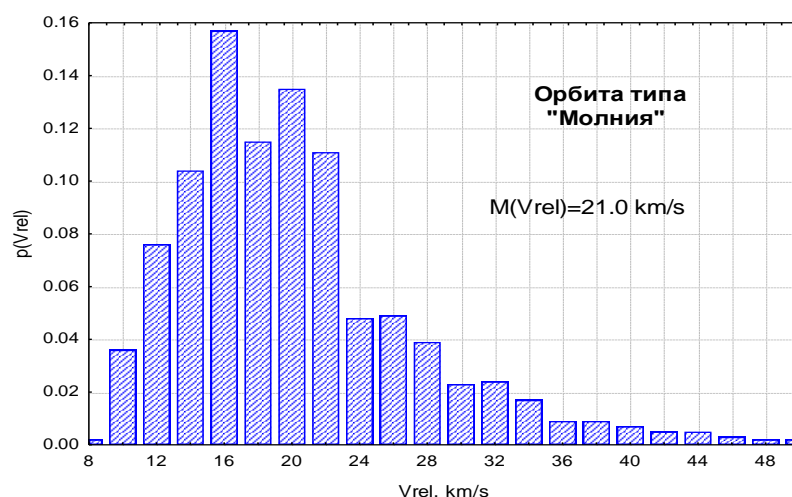


Рисунок 2.45 - Распределение  $p(V_{rel})$

Таблица 2.11 - Оценки плотности потока и относительной скорости для куба

Характеристика	Грани					Сумма 6-ти граней
	передняя	боковые	задняя	верхняя	нижняя	
$Q$ ( $1/m^2 \text{ год}$ ), SDPA	4,39	3,25	2,31	3,36	3,13	19,69
$V_{rel}$ (км/с), SDPA	25,1	24,6	24,1	24,8	25,0	-

Эти оценки характерны тем, что для разных граней и значения плотности потока, и значения относительной скорости отличаются друг от друга в меньшей степени, чем соответствующие данные для низких и геостационарных спутников.

Такая особенность является следствием большого эксцентриситета орбиты, в результате чего положения граней относительно направления на Землю сильно меняются в пределах витка. Распределения направлений подлета частиц к разным граням, рассчитанные по модели для КА типа «Молния», представлены на рисунках 2.46 – 2.49. Из представленных рисунков видно, что все они являются «похожими». Выше отмечалось, что такое же свойство характерно для аналогичных распределений у геостационарных КА. Причиной такой «похожести» является малое влияние эффекта затенения на орбиты с большой высотой.

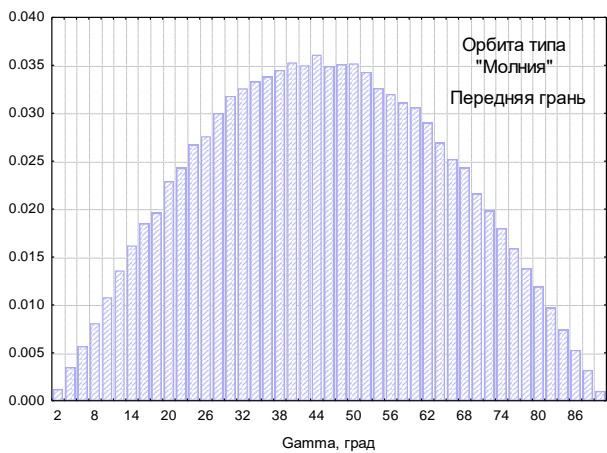


Рисунок 2.46 - Передняя грань

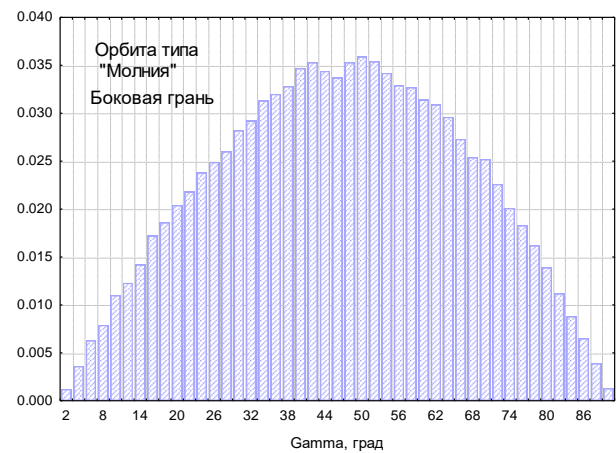


Рисунок 2.47 - Правая грань

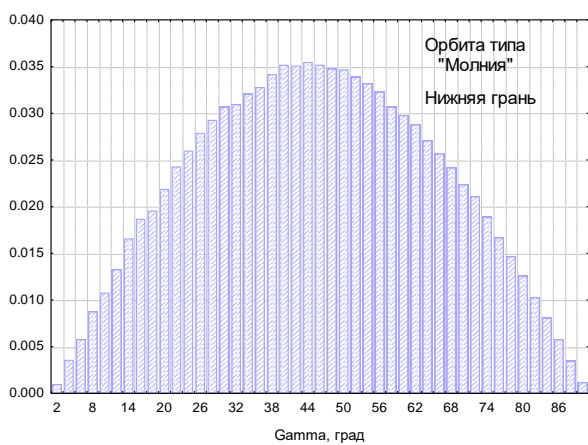


Рисунок 2.48 - Нижняя грань

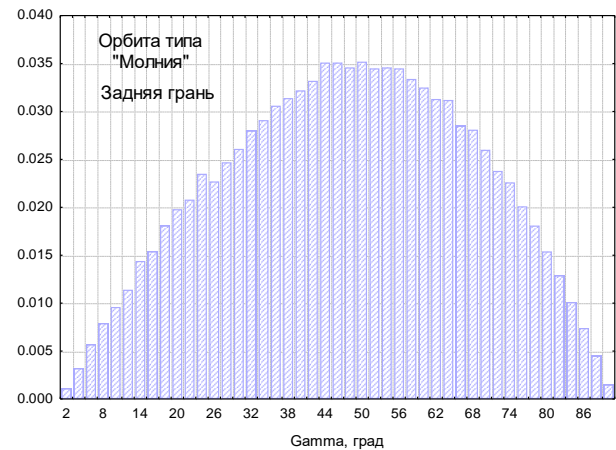


Рисунок 2.49 - Задняя грань

## 2.5 Выводы по главе

1. Разработаны методы и алгоритмы расчета потока спорадических метеороидов.

2. В качестве исходных характеристик потока микрометеоритов рекомендовано взять за основу данные модели Cour-Palais и скорректировать оценку плотности потока частиц массой более  $10^{-6}$  г, используя более свежие опубликованные данные.

3. Предложен новый способ расчета гравитационного влияния Земли на поток метеороидов. При достаточно хорошем согласии с известными оценками он дополнительно учитывает зенитное расстояние вектора скорости частиц.

4. Результаты расчетов по разработанным методам и алгоритмам согласуются с известными экспериментальными и модельными данными (разделы 2.1 и 2.2). Имеющиеся относительно небольшие отличия обусловлены применением усовершенствованной методики для оценки гравитационного эффекта. Отличие от опубликованных данных заключается в дополнительном учете зенитного расстояния вектора скорости частиц. Оно выражается в получении для низких орбит более существенных значений гравитационного коэффициента  $k_g$  по сравнению с опубликованными оценками.

5. Отличие характеристик потока частиц для разных орбит является следствием влияния затенения потока Землей, а также гравитационного эффекта.

6. Представленные выше методы, модели и алгоритмы реализованы в «Программе для расчета потока метеороидов относительно КА на заданной орбите». Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2018664690, 20.11.2018, правообладателем которой является Российская Федерация в лице Госкорпорации «Роскосмос» [55].

## Глава 3.

### Методы и алгоритмы моделирования плотностей потоков космического мусора

Разработка методов и алгоритмов моделирования потоков космического мусора идёт всего несколько десятилетий, и в этом направлении достигнуты определенные успехи. Однако с учетом существенного изменения космической деятельности, включая трафик запусков КА на орбиты, реализацию методов ограничения образования и активного удаления КМ и др., существующие методы не позволяют в полном объеме решать задачи, встающие перед мировым сообществом.

#### 3.1. Модель потоков космического мусора

В данном подразделе представлены основные модели и методы математических расчетов параметров модели потоков КМ [54-124].

Исходными данными для разработки усовершенствованной модели мелкодисперсной фракции КА размером более 10 мкм являются:

- предыстория образования объектов в околоземном космическом пространстве (ОКП) и открытые данные каталогов КО размером более 10 см [54];
- результаты наземных экспериментов по измерению космических объектов в ОКП [15, 33];
- величины коэффициентов  $k(d_j)$ , характеризующих отношение количества образующихся объектов КМ размером более  $d_j$  по отношению к общему количеству образующихся каталогизированных объектов [14];
- распределения отношения площади к массе образующихся объектов размерами от  $d_j$  до  $d_{j+1}$ .

Подробные сведения о каталогизированных КО и *предыстории образования космических* объектов представлены в [34, 54].

Гистограммы (в том числе нормированные) каталогизированных КО по баллистическим параметрам на 2022 год представлены на рисунках 3.1 - 3.7.

На рисунке 3.1 представлено дискретное распределение количества объектов по высоте перигея, каждое значение которого характеризует количество объектов с высотами перигея в диапазоне  $[H_{пк}, H_{пк+1}]$ . Неравномерность графика связана с различной длиной шага по высоте перигея, которая выбрана исходя из особенностей распределения КО. Характерным является стремительный рост запускаемых КА «Starlink», что делает область высот  $\sim 550$  км самой «используемой».

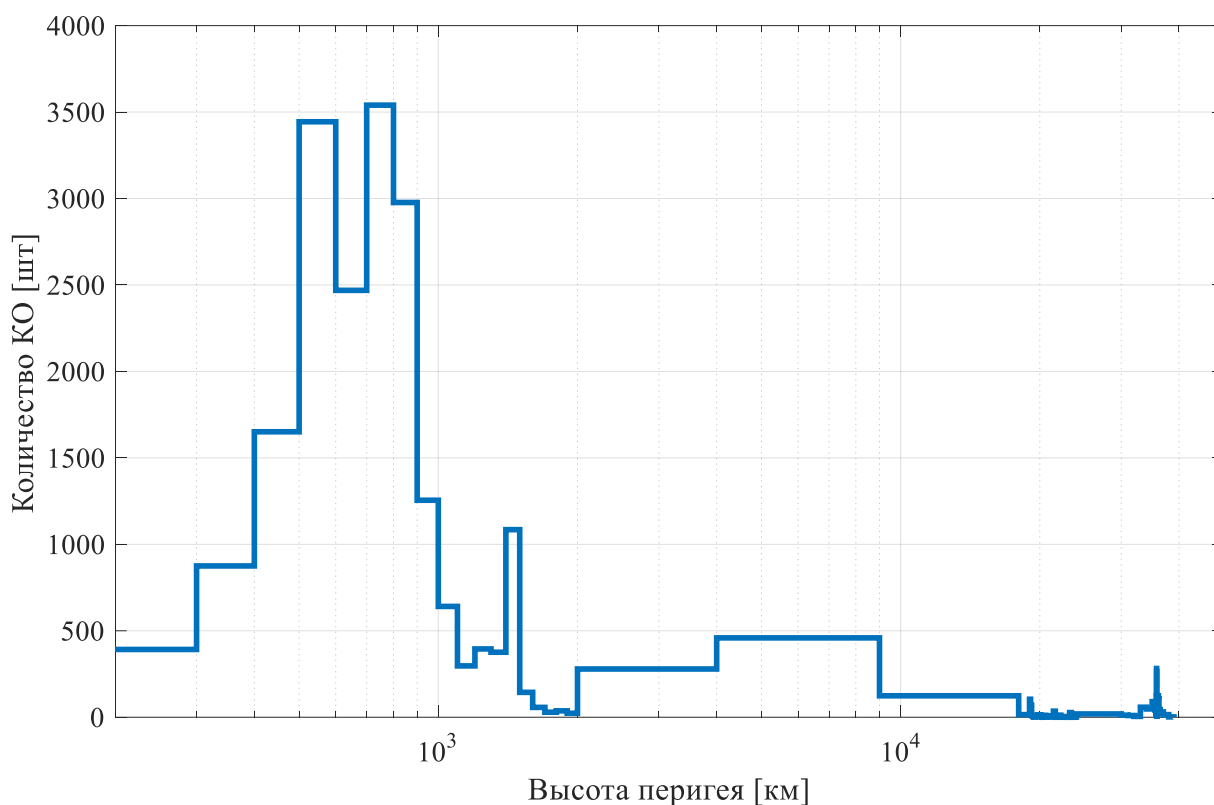


Рисунок 3.1 - Гистограмма КО в высотных диапазонах по высоте перигея

На рисунках 3.2 - 3.7 представлены нормированные гистограммы эксцентриситетов каталогизированных КО для различных диапазонов высот перигея. Величины в гистограмме характеризуют долю объектов с эксцентриситетами в диапазоне  $[e_k, e_{k+1}]$  для заданного диапазона высот перигея  $[H_{пк}, H_{пк+1}]$  от общего количества КО с данными высотами перигея. Сетки распределений выбраны исходя из особенностей многомерных распределений. В области НОО (до 2000 км) преобладают околокруговые и высокоэллиптические орбиты, между НОО и ГНСС (2000-19000 км) – орбиты с эксцентриситетами в диапазоне величин 0,3-0,5, в области ГНСС (19000-24000 км) преобладают

околокруговые орбиты, между ГНСС и ГСО (24000-35000 км) – орбиты с эксцентриситетами в диапазоне величин 0,1-0,3, в окрестности ГСО преобладают околокруговые орбиты.

Распределения наклонений в области НОО (до 2000 км) имеют наибольшее количество локальных максимумов, что связано с возможностями запуска и полезностью орбит. Между НОО и ГНСС (2000-19000 км) преобладают орбиты с небольшими величинами наклонений, так как на данных орбитах остаются средства выведения. В области ГНСС (19000-24000 км) преобладают ярко выраженные локальные максимумы в соответствии с построением орбитальных группировок ГНСС. Между ГНСС и ГСО (24000-35000 км) имеют место орбиты с наклонениями до  $30^{\circ}$ . В окрестности ГСО преобладают орбиты с наклонениями до  $15^{\circ}$ , что связано с естественной эволюцией орбит на данных высотах.

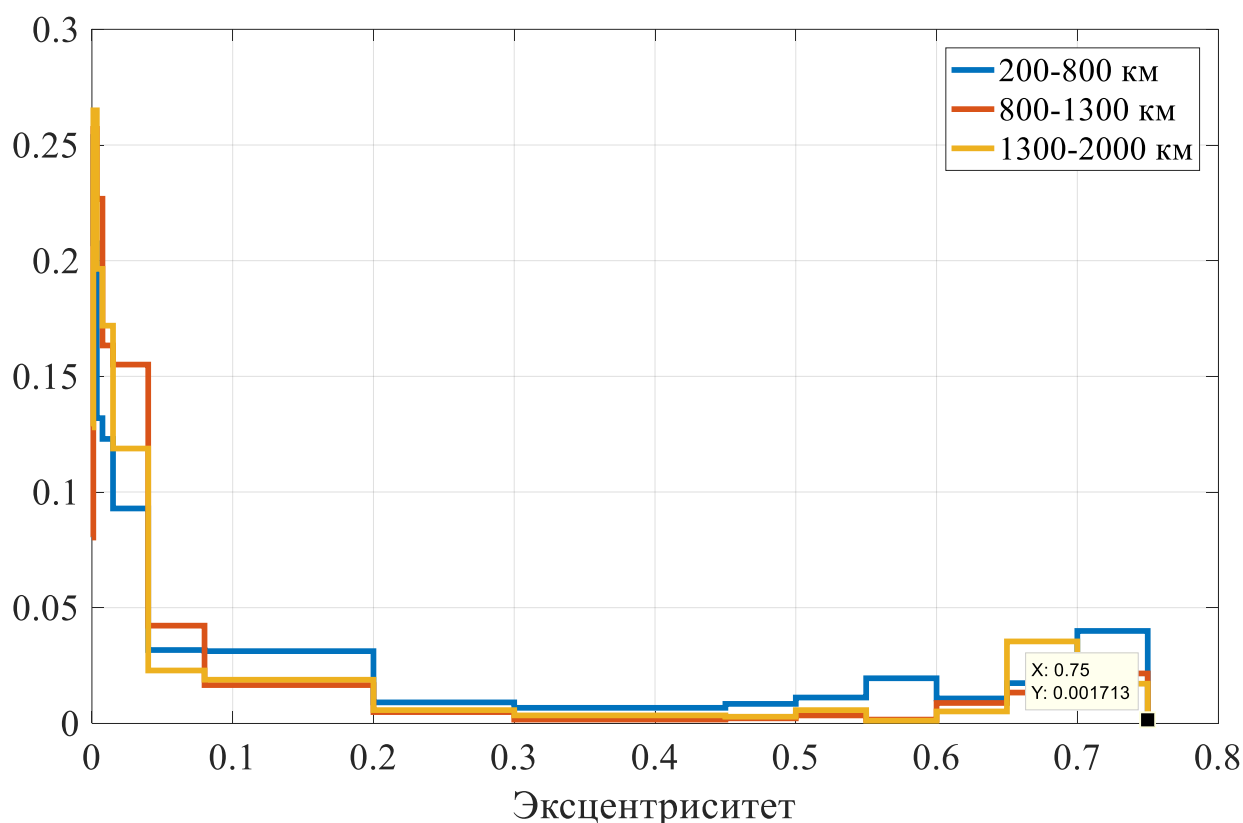


Рисунок 3.2 - Нормированная гистограмма эксцентриситетов для высот 200-2000 км

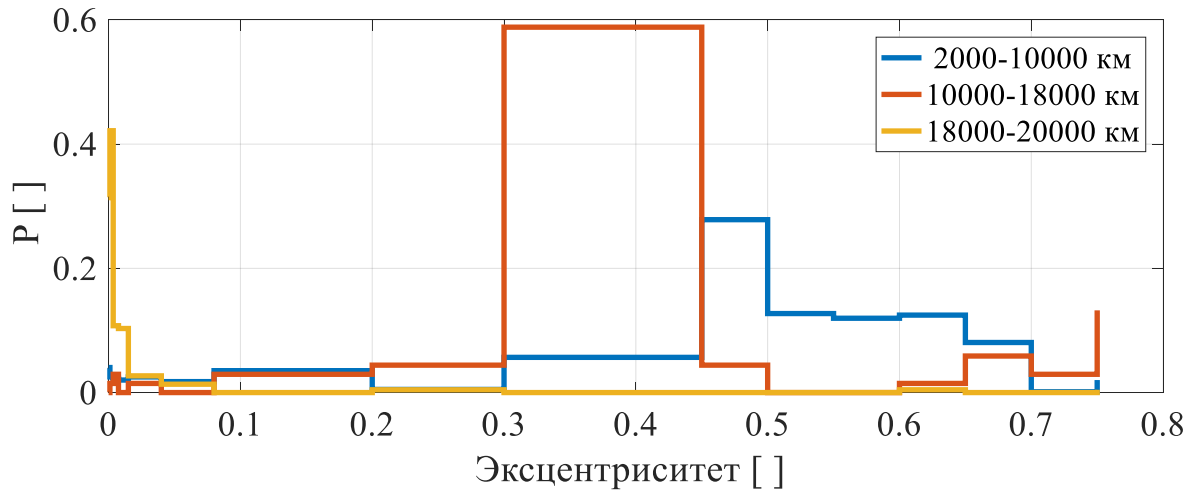


Рисунок 3.3 - Нормированная гистограмма эксцентриситетов для высот 2000-20000 км

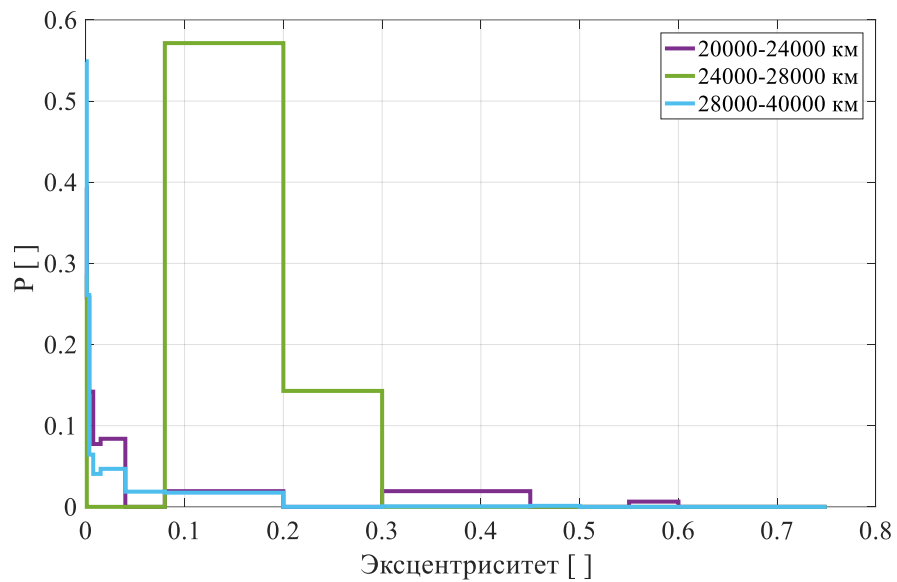


Рисунок 3.4 - Нормированная гистограмма эксцентриситетов для высот 20000-40000 км

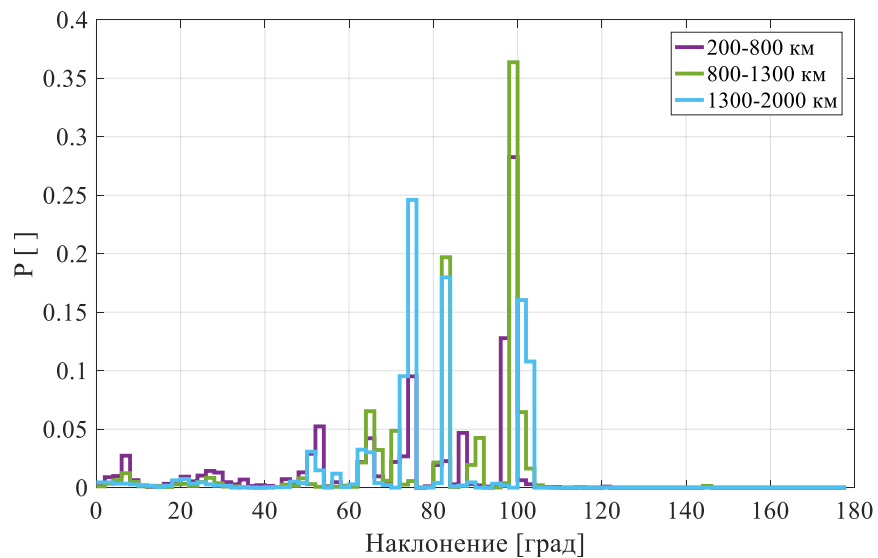


Рисунок 3.5 - Нормированная гистограмма наклонов для высот 200-2000 км



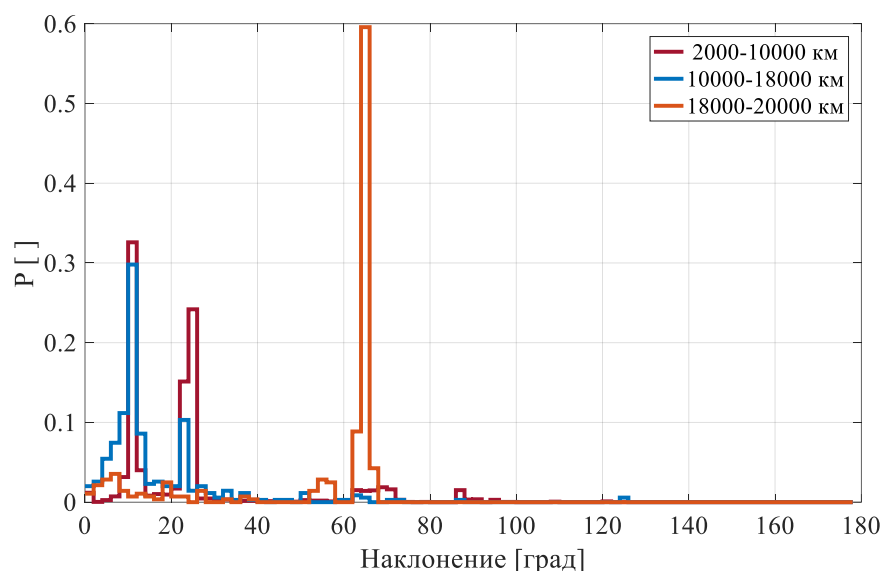


Рисунок 3.6 - Нормированная гистограмма наклонений для высот 2000-20000 км

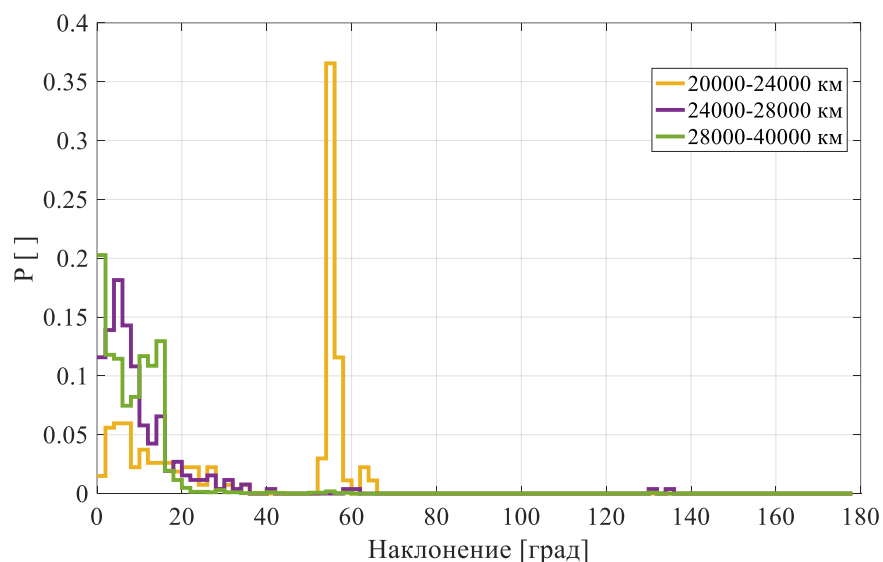


Рисунок 3.7 - Нормированная гистограмма наклонений для высот 20000-40000 км

Зависимость среднего числа ежегодно образующихся объектов КМ от размеров задается пропорционально приросту количества каталогизированных объектов задаётся в виде:

$$n(d > d_j) = k(d_j) \cdot n(d_{\text{каталог}}) \quad (3.1)$$

Величины коэффициентов  $k(d_j)$  являются настраиваемым параметрами модели на основе верификации с имеющимися экспериментальными данными. Они учитывают последствия большого числа разрушений КО. В последние годы такие разрушения были частыми, есть факты столкновения некаталогизированных КО, что говорит об увеличении «вклада» взаимных столкновений. В таблице 3.1 приведены уточненные значения коэффициента  $k(d_j)$

по имеющимся экспериментальным данным. Каталогизированные ко определяются размерами более 20 см.

Таблица 3.1- Значения коэффициентов  $k(d_j)$

№ диап.	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
$d_j$ , см	0,001- 0,01	0,01-0,05	0,05-0,1	0,1- 0,25	0,25- 0,5	0,5- 1,0	1,0- 2,5	2,5- 5,0	5,0- 10	10-20	>20
$k(d_j)$	$1,1 \cdot 10^{10}$	$7,05 \cdot 10^5$	$9,35 \cdot 10^4$	20000	1700	274	44	10	3,6	1,6	1,0

Коэффициенты для модели КМ размером 10 мкм - 1 мм получены путем экстраполяции имеющихся значений и корректировки на основе данных имеющихся измерений. Определение коэффициентов осуществлялось путем их калибровки по сравнению модельных и экспериментальных данных (при их соответствии). Для размеров, в которых отсутствуют экспериментальные данные, коэффициенты получены путём экстраполяции зависимости  $k(d_j)$ . Модель расширена на 3 размерных диапазона и теперь соответствует всем аналогам.

При прогнозировании плотности распределения количества КО по высоте перигея учитываются плотности распределения величин баллистических коэффициентов (отношения площади к массе для высоких орбит)  $p(d, k_b)$  объектов разных размеров, что оказывает существенное влияние на орбитальную эволюцию КМ в ОКП. Это распределение рассчитывается на основе имитационной модели [14] и представлено в таблице 3.2.

Сумма значений  $p(d, k_b)$  в каждой строке равна единице. Их применение для расчета характеристики торможения ( $\Delta T$ ) КО на разных высотах приводит к результатам, хорошо согласующимся с реальными оценками параметра торможения на разных высотах. Особенности расчета данного распределения представлены в [14]. Представленные выше данные положены в основу модели КМ размером более 10 мкм.

Таблица 3.2 - Статистическое распределение  $p(d, k_b)$  КО разных размеров

Размеры КО, см	Значения баллистического коэффициента, м <sup>2</sup> /кг					
	0,005	0,015	0,05	0,15	0,5	1,5
0,001-0,01	0,000	0,000	0,000	0,272	0,486	0,242
0,01-0,05	0,000	0,000	0,000	0,286	0,476	0,238
0,05-0,1	0,000	0,000	0,000	0,327	0,449	0,224
0,1-0,25	0,000	0,000	0,000	0,430	0,430	0,140
0,25-0,5	0,000	0,000	0,080	0,350	0,430	0,140
0,5-1,0	0,000	0,000	0,272	0,364	0,272	0,092
1,0-2,5	0,000	0,077	0,308	0,308	0,230	0,077
2,5-5,0	0,000	0,202	0,267	0,267	0,200	0,064
5,0-10	0,059	0,235	0,235	0,235	0,176	0,060
10-20	0,157	0,210	0,210	0,210	0,157	0,056
>20	0,050	0,350	0,400	0,150	0,050	0,000

### 3.1.1. Методика и алгоритм расчета концентрации КО

Для заданного диапазона размеров КО рассчитывается концентрация с использованием методик, описанных в [6, 24]. Алгоритм расчета представляет собой замену интегралов на суммы по всем величинам и области их значений.

Пример зависимости концентрации для КО размером более 20 см на 2023 г. представлен на рисунке 3.8. Концентрация КО в области НОО более чем на порядок больше, чем концентрация КО на более высоких высотах. Для КО более малых размеров концентрация размазывается по высоте, так как при образовании КО приобретают дополнительную скорость в результате разрушений.

На рисунках 3.8 (б) и (в) представлены зависимости концентрации, рассчитанные с использованием новой и старой методик. Как видно из сравнения с данными рисунка 3.8 (а) применение старой методики дает существенно неверные результаты для областей с ярко выраженными максимумами (например, сегодня – это область функционирования системы Starlink). Сравнение разработанной методики с имитационной моделью показывает допустимое соответствие результатов расчета.

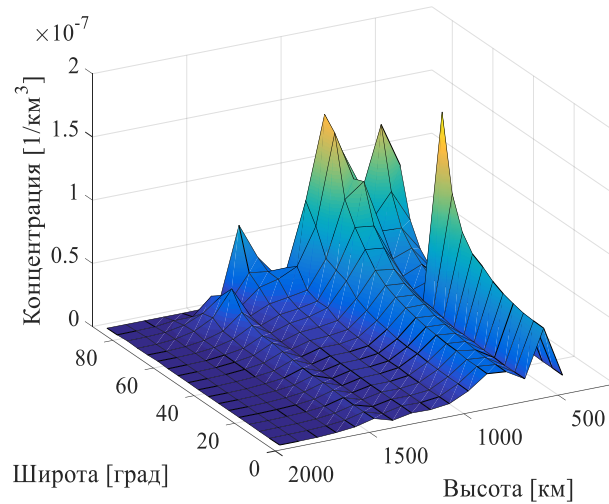


Рисунок 3.8 (а) - Зависимость концентрации от высоты и широты рассчитанная по имитационной модели и данным каталога

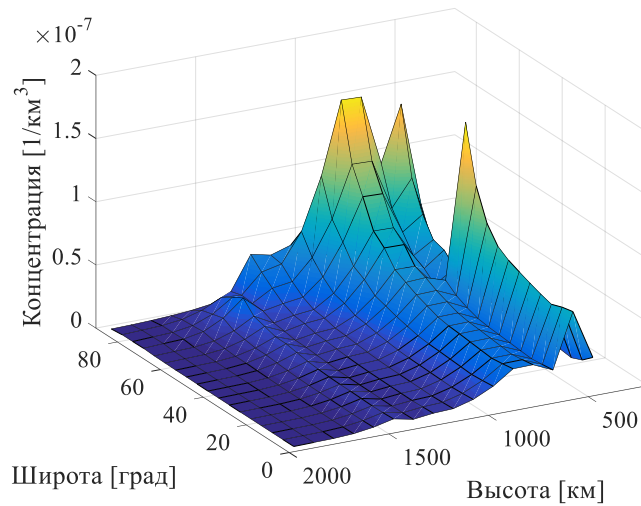


Рисунок 3.8 (б) - Зависимость концентрации от высоты и широты, рассчитанная по разработанной методике

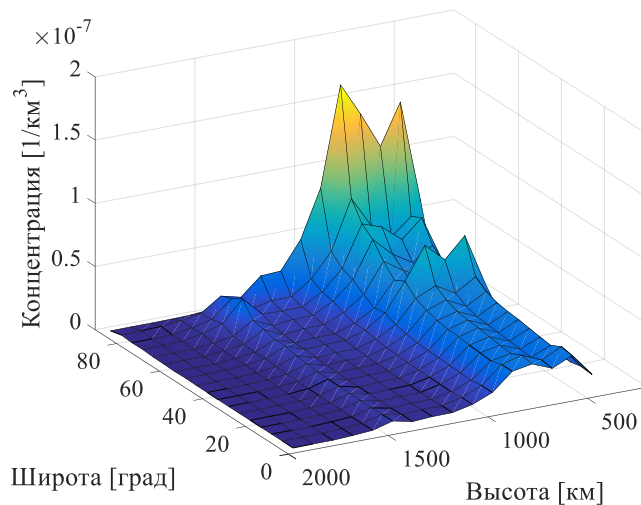


Рисунок 3.8 (в) - Зависимость концентрации от высоты и широты, рассчитанная по старой методике с независимыми распределениями

### 3.1.2. Расчет скорости потоков космического мусора в инерциальном пространстве

Плотности распределений величин трансверсальной и радиальной составляющих скорости объектов в инерциальном пространстве рассчитываются на суммировании вероятностей  $\Delta\tau(h_p, e, h, h + \Delta h)$ , получаемых при расчете концентрации. Рассматриваются объекты, высота перигея и эксцентриситет которых находится в диапазоне значений  $(h_p, h_p + \Delta h_p)$ ,  $(e, e + \Delta e)$ . Пролету некоторого объекта через сферический слой с высотами  $h, h + \Delta h$  соответствуют значения трансверсальной и радиальной составляющих скорости

$$V_r = \sqrt{\frac{\mu}{a(1 - e^2)}} e \sin(u) \quad (3.2)$$

$$V_\tau = \sqrt{\frac{\mu}{a(1 - e^2)}} (1 + e \cos(u)) \quad (3.3)$$

где  $a = (h_p + R_e)/(1 - e)$  и конкретная вероятность его попадания в указанный сферический слой, равна

$$P(h, \Delta h, h, h_p, e) = \Delta\tau(h_p, e, h, h + \Delta h) p(h_p)p(e|h_p). \quad (3.4)$$

Как было сказано выше  $u \in [0; 2\pi]$ . Применение вероятности (3.4) позволяет легко построить гистограммы распределений величины рассматриваемых составляющих вектора скорости.

$$PV_\tau(h, V) = \int_{h_p}^{\square} \int_e^{\square} P(h, \Delta h, h_p, e) dh_p de \quad (3.5)$$

$$PV_r(h, V) = \int_{h_p}^{\square} \int_e^{\square} P(h, \Delta h, h_p, e) dh_p de \quad (3.6)$$

Распределения скорости для КО размером более 20 см представлены на рисунках 3.9, 3.10.

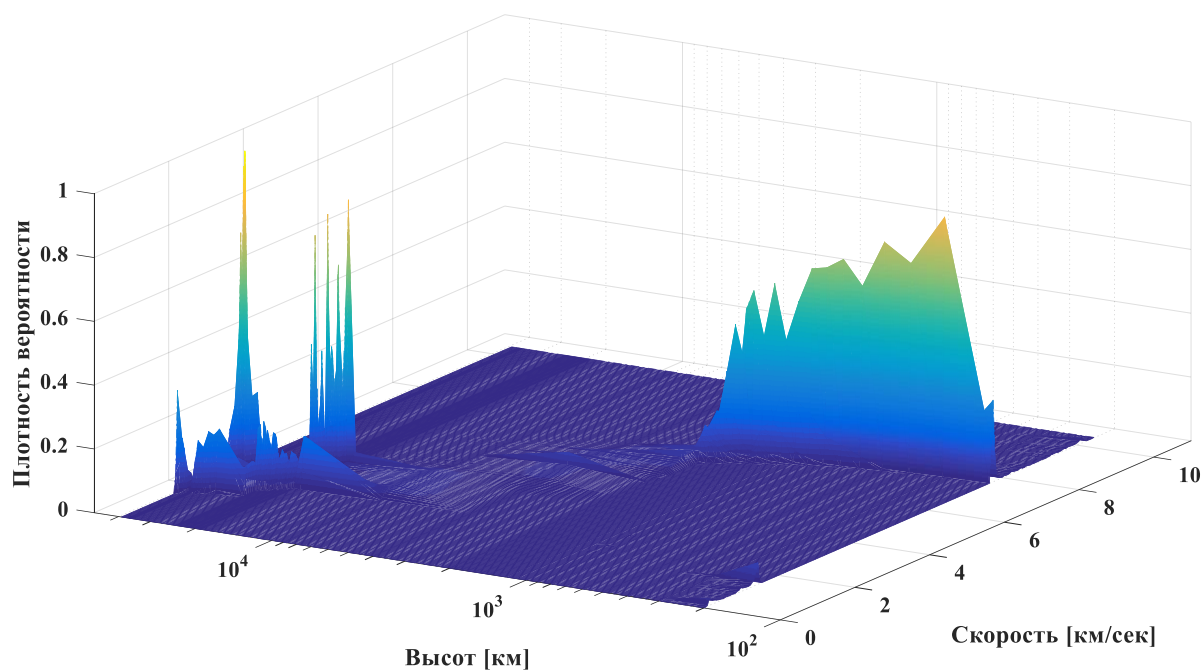


Рисунок 3.9 - Статистические распределения величины трансверсальной составляющей скорости

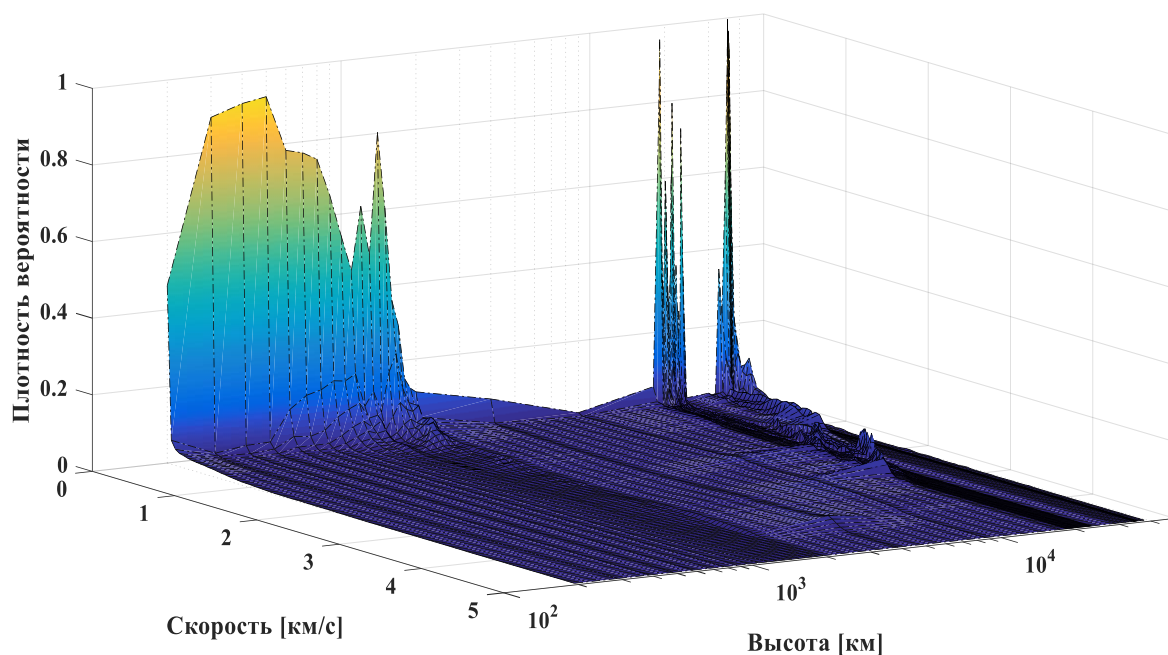


Рисунок 3.10 - Статистические распределения величины радиальной составляющей скорости.

Статистические распределения тангенциальной составляющей скорости в основном представляют собой локализованные в окрестности круговой скорости для заданной высоты «двускатные пики», ширина которых зависит от объектов с

большими эксцентриситетами. Это является следствием того, что большинство объектов имеют малые эксцентриситеты. Аналогично в статистических распределениях тангенциальной составляющей скорости преобладают околонулевые значения. Исключения в общей закономерности наблюдаются в диапазонах высот между НОО и ГНСС, а также ГНСС и ГСО, что является следствием наличия в большей степени объектов с большими величинами эксцентриситетов.

### **3.1.3. Расчет плотности потока КО относительно инерциальной системы координат**

Величина  $Q = \rho \cdot V$  называется плотностью потока объектов – это среднее число космических объектов в единицу времени через сферическую поверхность единичного сечения. Измеряется в  $[1/\text{м}^2 \text{ год}]$ . Учитывая зависимость концентрации от высоты и широты, статистические зависимости трансверсальной и радиальной составляющих скорости от высоты в общем виде, величина потока от высоты и широты рассчитывается по следующей формуле:

$$Q(h, \varphi) = \int_h^{\square} \int_{\varphi}^{\square} \rho(h, \varphi) * \sqrt{\bar{V}_t(h)^2 + \bar{V}_r(h)^2} * PV_t(h) * PV_r(h) dh d\varphi \quad (3.7)$$

Зависимость плотности потока в инерциальной системе координат имеет аналогичный вид с зависимостью концентрации. Данная зависимость в последствии используется для расчета плотности потока КМ для заданной орбиты КА и плотности потока КМ относительно поля зрения систем мониторинга космического пространства.

### **3.1.4. Расчет азимутальной гистограммы направления трансверсальной скорости в инерциальном пространстве**

Расчет статистических распределений направления тангенциальной составляющей скорости представлен в [17].

Примеры азимутальных распределений для областей НОО (200-800 км),

ГНСС (19000-20000), и ГСО (28000 – 40000) представлены на рисунках 3.11 – 3.13. Наиболее изрезанными с большим количеством локальных максимумов, являются распределения для области НОО. В области ГНСС и ГСО распределения определяются распределениями наклонений орбит.

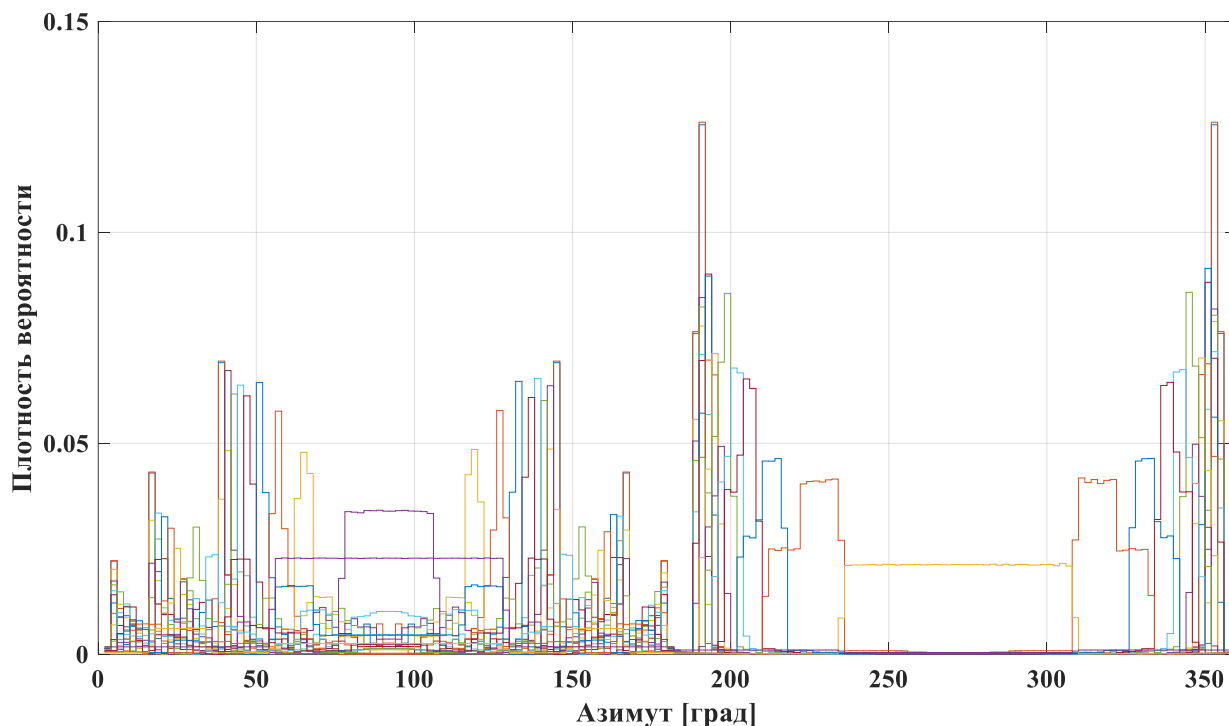


Рисунок 3.11 - Азимутальные распределения в области НОО

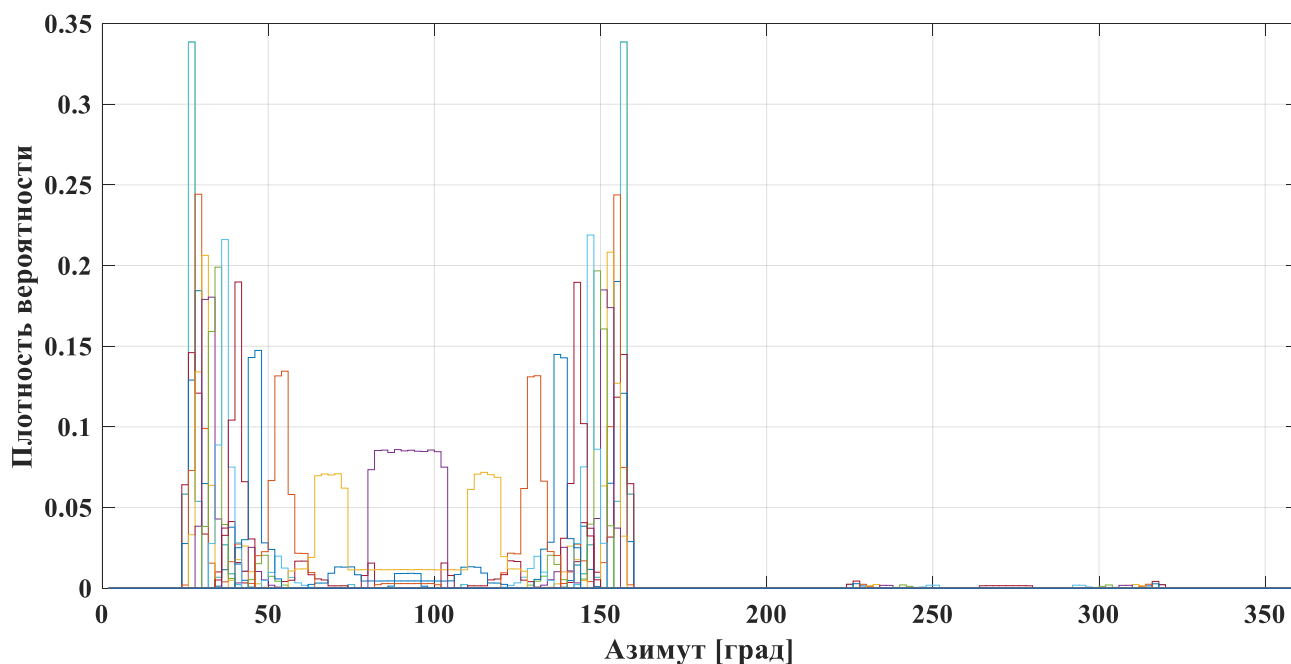


Рисунок 3.12 - Азимутальные распределения в области ГНСС



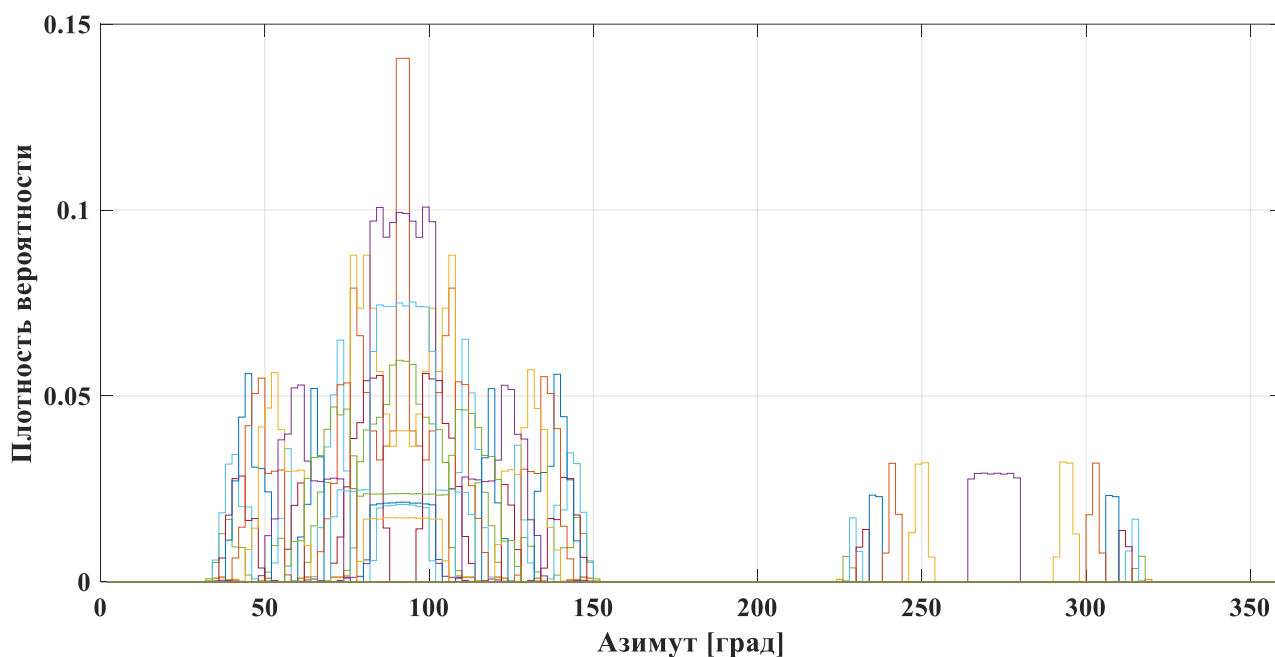


Рисунок 3.13 - Азимутальные распределения в области ГСО

### 3.1.5. Расчет плотности потока КО относительно заданной орбиты

Плотность потока объектов в данной точке орбиты может быть вычислена по формуле:

$$Q(t) = \rho(t) \cdot \int_{A=0}^{2\pi} p(t, A) \cdot V_{rel}(t, A) \cdot dA \quad (3.8)$$

Интеграл в формуле имеет смысл средней относительной скорости столкновений КО:

$$\Delta Q(t) = \rho(t) \cdot p(t, A) \cdot V_{rel}(t, A) \cdot \Delta A \quad (3.9)$$

Это удельный поток объектов через азимутальный сектор  $(A, A+\Delta A)$  в текущей точке траектории. Суммирование и усреднение этих оценок на интервале одного витка является основой построения закона распределения величины и направлений относительной скорости. Усреднение потока КО через единичное сечение рассчитывается за 1 виток (за период времени, равный периоду КА – T). Это среднее значение вычисляется по формуле

$$\bar{Q} = \frac{I}{T} \cdot \int_{t=0}^T \rho(t) \cdot \int_{A=0}^{2\pi} p(t,A) V_{rel}(t,A) \cdot dA \cdot dt \quad (3.10)$$

Рассчитанная плотность потока  $\bar{Q}$  определена, тогда достаточно точную оценку числа столкновений КА с космическим мусором на большом временном интервале  $t - t_0$  можно вычислить по формуле, которая аналогична формуле

$$N = S \cdot \bar{Q} \cdot (t - t_0) \quad (3.11)$$

Применение представленной выше формулы оценки суммарного количества столкновений некоторого множества объектов достаточно полное, однако её применение связано с большим объёмом вычислений, что в конечном итоге не приведет к существенному повышению точности по сравнению с упрощенным расчетом.

Рассмотрим особенности плотностей потоков КМ разных размеров для орбит в области НОО. На рисунке 3.14 представлены зависимость усредненной величины потока для околокруговых орбит в области НОО в зависимости от высоты и наклона орбиты.

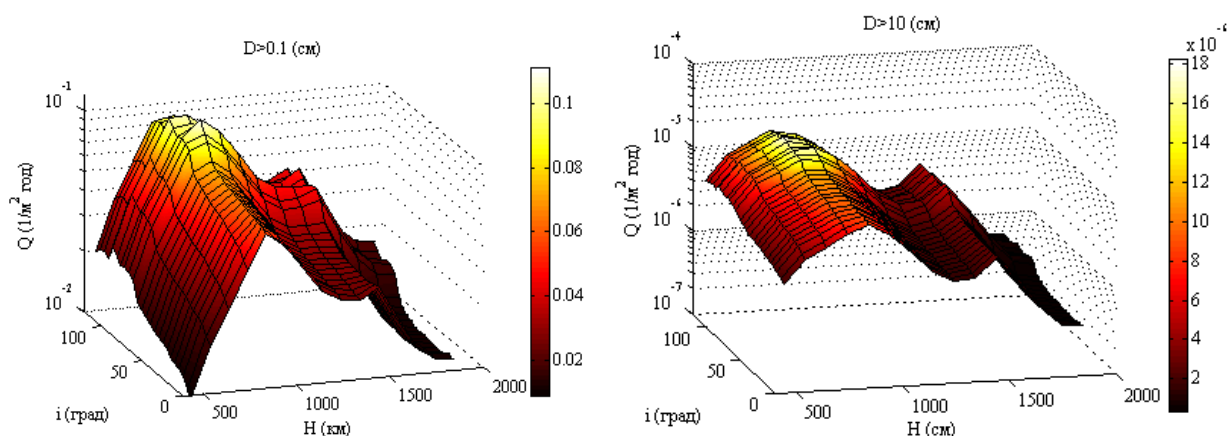


Рисунок 3.14 - Зависимость потока КМ (>0,1 см и >10 см) от высоты и наклона для околокруговых орбит

Как видно из графиков величина усредненного потока изменяется на порядок в зависимости от высоты и немного изменяется в зависимости от наклона. Данный факт позволяет считать высоту параметром, наиболее влияющим на оценку количества столкновений.

С увеличением эксцентриситета орбиты КО будет проходить разные области высот и оценку потока можно получить усреднением по высотам, которые проходит объект. Она не будет превышать оценку максимального потока, пересекаемых КО высот. С учетом того факта, что большая часть объектов в области НОО располагается на околокруговых орбитах, учет эллиптичности орбит не будет сильно влиять на оценки количества столкновений в различных высотных областях.

На основании представленных выше соображений можно вывести формулу для оценки частот столкновений КО размера  $D$  с КО размера  $d$  в области высот  $h, h + \Delta h$ :

$$N(h, h + \Delta h, t, t + T, D, d) = T \frac{F_{Dd}}{V(h, h + \Delta h)} N(D, h, h + \Delta h) N(d, h, h + \Delta h) \hat{V}_{rel}(h, h + \Delta h) \quad (3.12)$$

где,  $F_{Dd}$  – оценка средней площади двух сталкивающихся групп КО, для каталогизированных КО значение составляет  $\sim 3,49 \text{ м}^2$  [55];  $N$  – среднее количество объектов в области высот  $h, h + \Delta h$  заданного диапазона размеров,  $V$  – объем области высот,  $\hat{V}_{rel}$  – средняя скорость столкновений объектов в области высот  $h, h + \Delta h$ . Данная формула позволяет рассчитывать оценку количества столкновений в заданном высотном диапазоне.

Статистическое распределение направлений относительной скорости столкновений  $pV_{rel}(Az)$  рассчитывается по методике [17].

На рисунке 3.15 представлены азимутальные распределения направлений столкновения с КМ для типовых орбит КА, а также распределения модуля относительной скорости возможных столкновений.

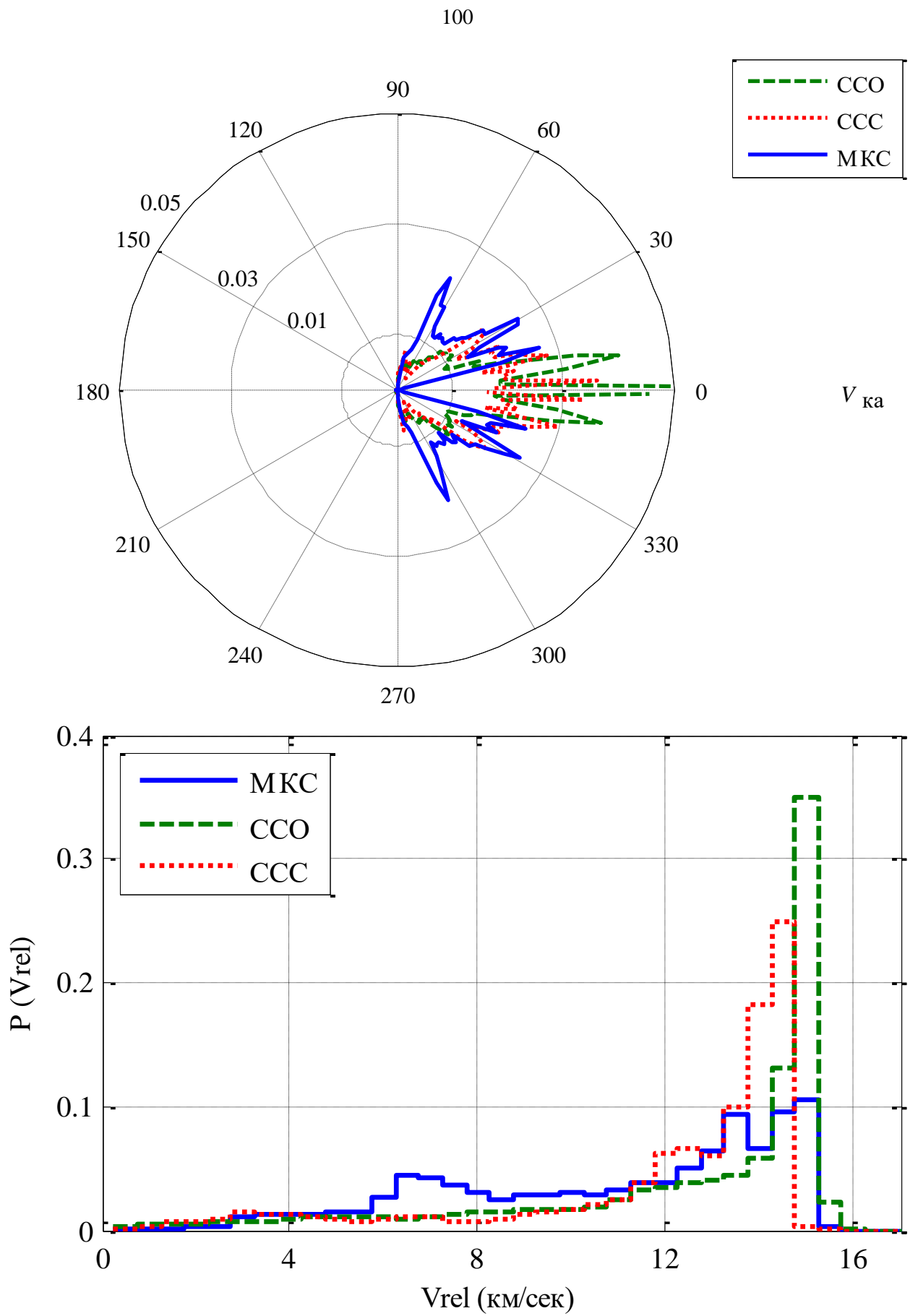


Рисунок 3.15 - Гистограммы относительной скорости столкновений с КМ

### 3.2. Модель эволюции космического мусора

Прогнозирование техногенного засорения при различных сценариях осуществления космической деятельности основывается на использовании разработанной методики раздельного моделирования групп объектов, модели КМ, позволяющей оценивать количество и последствия взаимных столкновений, а также выполняет прогнозирование техногенного засорения [17,60].

#### 3.2.1. Эволюционное уравнение прогноза распределения космического мусора по высоте перигея

Используется методика, детально изложенная в [14, 17].

Дифференциальное уравнение в частных производных, которое описывает эволюцию распределения объектов КМ по высоте перигея.

$$\frac{\partial p(h,t)}{\partial t} = V(h,t) \cdot \frac{\partial p(h,t)}{\partial h} + p(h,t) \cdot \frac{\partial V(h,t)}{\partial h} + p(h,t)_{new}. \quad (3.13)$$

С учетом полного дифференциала распределение  $p(h,t)$  в точке  $(h,t)$

$$dp(h,t) = \frac{\partial p(h,t)}{\partial h} \cdot dh + \frac{\partial p(h,t)}{\partial t} \cdot dt. \quad (3.14)$$

С учетом того, что снижение высоты перигея  $V(h,t) = -dh/dt$  подстановка в (3.13) выражения (3.14) приводит к уравнению:

$$\frac{dp(h,t)}{dt} = \frac{\partial V(h,t)}{\partial h} \cdot p(h,t) + p(h,t)_{new} = A(t) \cdot p(h,t) + p(h,t)_{new}. \quad (3.15)$$

По своему содержанию – это линейное неоднородное дифференциальное уравнение, которое позволяет рассчитывать эволюцию распределения объектов КМ по высоте перигея во времени, которое имеет решение в дискретной форме.

### 3.2.3. Определение скорости снижения высоты перигея

Определение скорости уменьшения высоты перигея объектов  $V(h,t)$  необходимо для решения эволюционного уравнения и прогнозирования высоты перигея и эксцентриситета объектов при заданных других параметрах.

Действие силы аэродинамического сопротивления на КО с массой  $m$  вызывает ускорение

$$a = k_b \cdot \rho \cdot V_{rel}^2 \quad (3.16)$$

где величина

$$k_b = \frac{C_x \cdot S}{2m} \text{ [м}^2\text{/кг]} \quad (3.17)$$

это баллистический коэффициент,  $\rho$  – плотность атмосферы,  $V_{rel}$  – скорость набегающего потока газа, равная скорости полета КО относительно воздуха,  $C_x$  – безразмерный коэффициент аэродинамического сопротивления,  $S$  – характерная площадь КО. Определение  $k_b$  можно использовать просто: отношение площади к массе КО. Площадь  $S$  – это площадь максимального сечения КО, нормального к вектору скорости  $V_{rel}$ .

Для оценки долговременной эволюции целесообразным является использование формул для возмущения большой полуоси ( $\delta a$ ) и эксцентриситета ( $\delta e$ ) за виток [14], опубликованных в [56, 57]:

$$\begin{aligned} \delta a &= -4\pi \cdot (k_b \cdot \rho \cdot p) \frac{a^2}{p} \cdot \exp(-z) \cdot \left\{ I_0(z) + 2eI_1(z) + \frac{3}{4}e^2 \cdot [I_0(z) + I_2(z)] + \dots \right\} \\ \delta e &= -4\pi \cdot (k_b \cdot \rho \cdot p) \cdot \exp(-z) \cdot \left\{ I_1(z) + 0.5e[I_0(z) + I_2(z)] + \frac{1}{8}e^2 \cdot [3I_1(z) + I_3(z)] + \dots \right\} \\ \delta h &= (1 - e) \cdot \delta a - a \cdot \delta e = -4\pi \cdot (k_b \cdot \rho \cdot p) \frac{a}{1+e} \cdot \exp(-z) \cdot \\ &\quad \cdot \left\{ I_0(z) - I_1(z) + e \cdot [I_1(z) - 0.5 \cdot I_0(z) - 0.5 \cdot I_2(z)] + \dots \right\} \end{aligned} \quad (3.18)$$

где  $\rho$  – плотность атмосферы в перигее,  $a$  и  $p$  – большая полуось и фокальный параметр орбиты,  $z = a \cdot e / H$ ,  $I_j(z)$  – функции Бесселя мнимого аргумента порядка  $j$ .

Множитель  $(k_b \cdot \rho \cdot p)$  характеризует уровень атмосферных возмущений и является безразмерным. Произведение  $\exp(-z) \cdot \{\dots\}$  учитывает влияние формы орбиты. Для круговой орбиты ( $e=0$ ) оно равно 1. При увеличении эксцентриситета его значение уменьшается.

Формула (3.18) является приближенной [14, 17]. В фигурных скобках нет слагаемых, пропорциональных  $e^2$ ,  $e^3$  и т.д. Формула (3.46) не учитывает также влияние «вздутия» атмосферы и отличие орбиты КО от эллипса. Суммарная величина этих погрешностей имеет порядок  $\sim 10\%$ . Такой же порядок погрешностей имеют расчетные значения плотности атмосферы.

Основные погрешности формулы (3.18) для расчета эволюции космического мусора связаны с большим разбросом возможных значений баллистических коэффициентов. Этот разброс достигает четырех порядков и более. Однако данными формулами можно пользоваться для решения задачи долгосрочного прогноза снижения высоты перигея [14, 17].

### 3.2.4. Модель верхней атмосферы и солнечной активности

Для определения скорости уменьшения высоты перигея и эволюции большой полуоси и эксцентриситета КО необходимо рассчитывать значения плотности атмосферы с учетом 11-летнего цикла солнечной активности, который оказывает на нее наибольшее влияние:

$$\rho = f(h, \alpha, \delta, F_{10.7}, a_p, C_i, i = 1, 2..). \quad (3.19)$$

Модели верхней атмосферы задают конкретный вид этой функции [63]. Основными аргументами динамических моделей верхней атмосферы являются следующие величины:  $h$  – высота точки над поверхностью Земли,  $F_{10.7}$  – индекс солнечной активности, равный интенсивности радиоизлучения Солнца (1 Solar Flux Units (SFU) =  $10^{-22}$  Вт/(м<sup>2</sup>·Гц) на волне 10.7 см),  $\alpha, \delta$  – сферические координаты точки в геоцентрической инерциальной системе координат,  $a_p$  (или

$K_p$ ) – индекс, характеризующий геомагнитную активность;  $C_i$  – параметры модели. Высота  $h$  зависит от радиуса-вектора ( $r$ ) и широты точки ( $\phi$ )

$$h = r - R_E \cdot (1 - \varepsilon \cdot \sin^2 \phi). \quad (3.20)$$

Наиболее существенным аргументом в модели (3.19) является высота. В относительно небольшом диапазоне высот зависимость плотности от высоты аппроксимируется выражением

$$\rho(h) = \rho(h_0) \cdot \exp\left(-\frac{h-h_0}{H}\right), \quad (3.21)$$

где  $H$  – так называемая высота однородной атмосферы (шкала высот).

Влияние координат  $\alpha$  и  $\delta$  на плотность атмосферы связано с суточным эффектом. Происхождение этого названия объясняется различной степенью разогрева верхней атмосферы в дневное и ночное время. Для решения задачи долгосрочного прогнозирования данными эффектами можно пренебречь, так как их влияние на порядок меньше основных факторов, таких как высота и солнечная активность.

Для расчета плотности верхней атмосферы используется модель ГОСТ Р 25645.166-2004 [63]:

$$\rho = \rho_n K_0 (1 + K_1 + K_2 + K_3 + K_4)$$

$$\rho_n = \rho_0 \exp(a_0 + a_1 h + a_2 h^2 + a_3 h^3 + a_4 h^4 + a_5 h^5 + a_6 h^6) \quad (3.22)$$

Коэффициенты модели (3.22) выбираются в зависимости от индексов солнечной активности, высоты и периода времени, для которого рассчитывается плотность верхней атмосферы. При прогнозировании на большие интервалы времени используются среднегодовые значения  $\bar{F}_{10.7}^{r o d}$  – индекса солнечной активности, равного плотности потока радиоизлучения Солнца на длине волны 10.7 см (на частоте 2800),  $10^{-22}$  Вт(м<sup>2</sup>·Гц) и средние значения коэффициента  $a_p$ , так как он слабо влияет на значение плотности.

Для описания циклов солнечной активности используется модель ГОСТ 25645.302-83 [64]. Среднегодовое значение индекса  $\bar{F}_{10.7}^{r o d}$  рассчитывается по формуле



$$\bar{F}_{10.7}^{r o d} = a\bar{W}_{\square}^{r o d} + b, \quad (3.23)$$

где,  $a=0,895 \cdot 10^{-22}$  [Вт/( $M^2$  Гц)] ,  $b= 61,17 \cdot 10^{-22}$  [Вт/( $M^2$  Гц)],  $\bar{W}_{\square}^{r o d}$  – среднегодовое значение чисел Вольфа. Методика расчета среднегодовых значений чисел Вольфа состоит из расчета чисел внутри 11-ти летнего цикла солнечной активности и расчета чисел каждого следующего цикла солнечной активности.

Для расчета среднегодовых чисел Вольфа внутри текущего цикла, каждое следующее число  $\bar{W}_{\square}^{r o d}$  вычисляют через предыдущее по уравнениям линейных регрессий, приведенных в [64]. Для расчетов необходимо иметь значения  $\bar{W}_{\square}^{r o d}$  для предшествующих двух лет, и знать какие это годы в 11-летнем цикле.

Расчет среднегодовых чисел Вольфа на каждый следующий цикл солнечной активности производится с использованием последнего числа  $\bar{W}_m^{r o d}$  и года  $t_m$ . Также используются коэффициенты M и S:

$$M = 10 \left( \sum \bar{K}_p - 10 \right) \quad (3.24)$$

$$S = \sum_{i=-3}^{i=-1} (M_i - \bar{W}_i^{r o d})$$

где M – коэффициент, учитывающий изменение индекса геомагнитной активности, S – коэффициент, учитывающий изменение индексов геомагнитной и солнечной активностей,  $\sum \bar{K}_p$  – среднегодовое значение индекса геомагнитной активности  $\sum K_p$  в цикле, предшествующем прогнозируемому. Среднегодовые значения чисел Вольфа в следующем цикле также рассчитываются с использованием уравнений линейной регрессии [64].

На рисунке 3.16 представлены расчеты снижения высоты перигея для заданных других параметров на сетке от 400 до 2000 км.

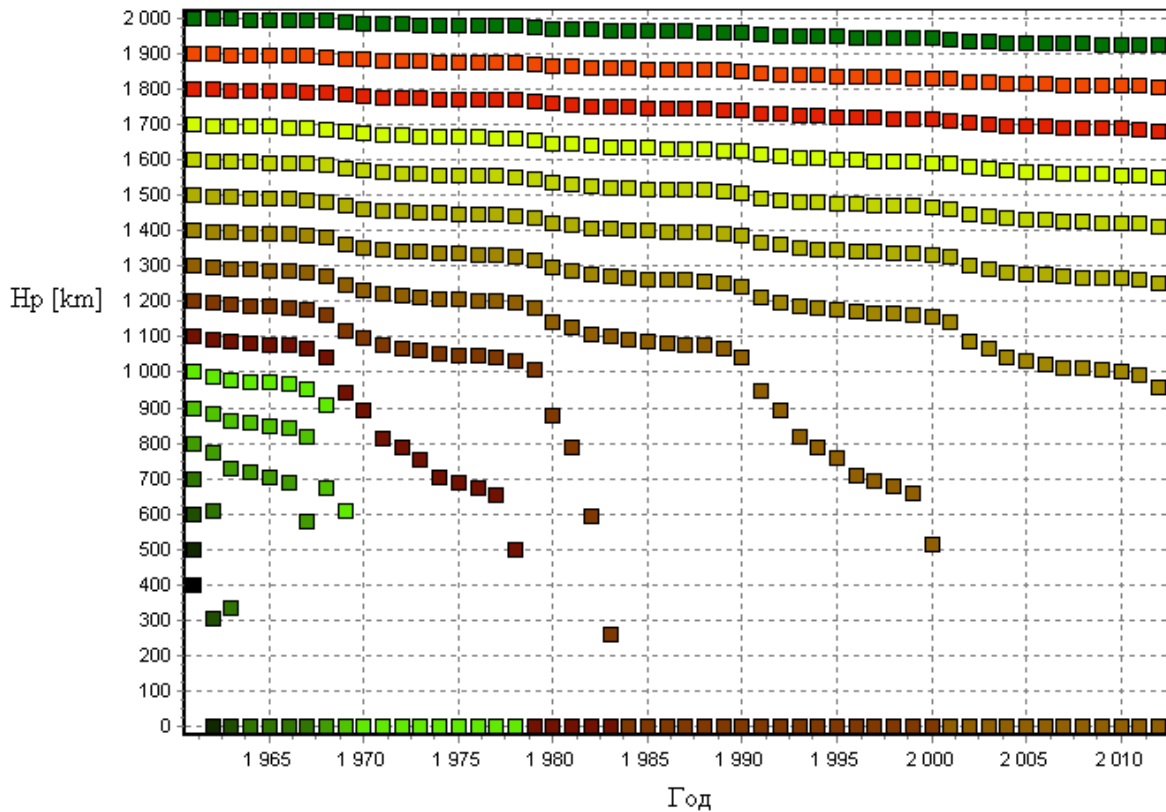


Рисунок. 3.16 - Эволюция высот  $h_{t,j}$  для объектов с  $e=0,005$  и баллистическим коэффициентом 1,5 с 1960 по 2010 год.

### 3.2.5. Расчет эволюции долгот восходящего узла КМ в области ГНСС

Основная эволюция орбит КО на интервале 50-100 лет в области ГНСС происходит по долготе восходящего узла, что связано с не сферичностью гравитационного поля Земли. Вековые возмущения первого порядка долготы восходящего узла зависят от наклона и фокального параметра орбиты за один виток КО и составляют

$$\delta\Omega(2\pi) = 2\pi \frac{3}{2} c_{20} \left(\frac{R_z}{p}\right)^2 \cos(i). \quad (3.25)$$

Расчет эволюции распределения КО в области ГНСС по долготе восходящего узла осуществляется по методике, аналогичной 3.2.1, где вместо высоты перигея используется долгота восходящего узла и скорость изменения долготы восходящего узла.

Для тестирования расчетов с учетом формулы (3.25) было произведено поштучное моделирование баллистических параметров каталогизированных объектов – рисунок 3.17.

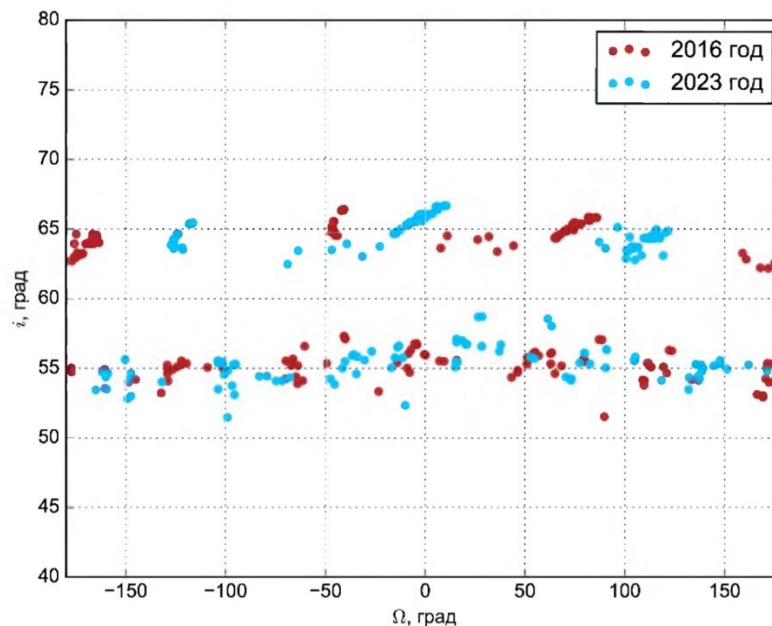


Рисунок 3.17 - Эволюция долгот восходящего узла объектов в области ГНСС

Данная методика применяется, когда необходимо оценить более точно плотности потоков КМ для орбиты КА в данной области. В общем случае, для оценок на САС КА ГЛОНАСС от 8 до 15 лет, можно не учитывать эволюцию ДВУ, так как на таком временном интервале произойдет усреднение оценок, связанное с эволюцией орбит КО.

### 3.2.6. Расчет эволюции наклонений и долгот восходящего узла КМ в области ГСО

Основная эволюция в области ГСО происходит по наклонению и ДВУ, что связано с возмущениями для орбит в этой области.

Расчет эволюции распределения КО в области ГНСС по долготе восходящего узла осуществляется по методике, аналогичной 3.2.1, где вместо долготы восходящего узла используется долгота в плоскости Лапласа и скорость её изменения. После пересчета в обычные элементы получается эволюция по наклонению и долготе восходящего узла.

Расчет эволюции долготы в плоскости Лапласа осуществляется по методикам, описанным в [65].

Пример применения представлен на рисунке 3.18. Данная методика применяется, когда необходимо оценить более точно плотности потоков КМ для орбиты КА в данной области. В общем случае, для оценок на САС КА на ГСО от 15 до 25 лет, можно не учитывать данную эволюцию, так как КА удерживается в орбитальной позиции и на таком временном интервале произойдет усреднение оценок, связанное с эволюцией орбит КО.

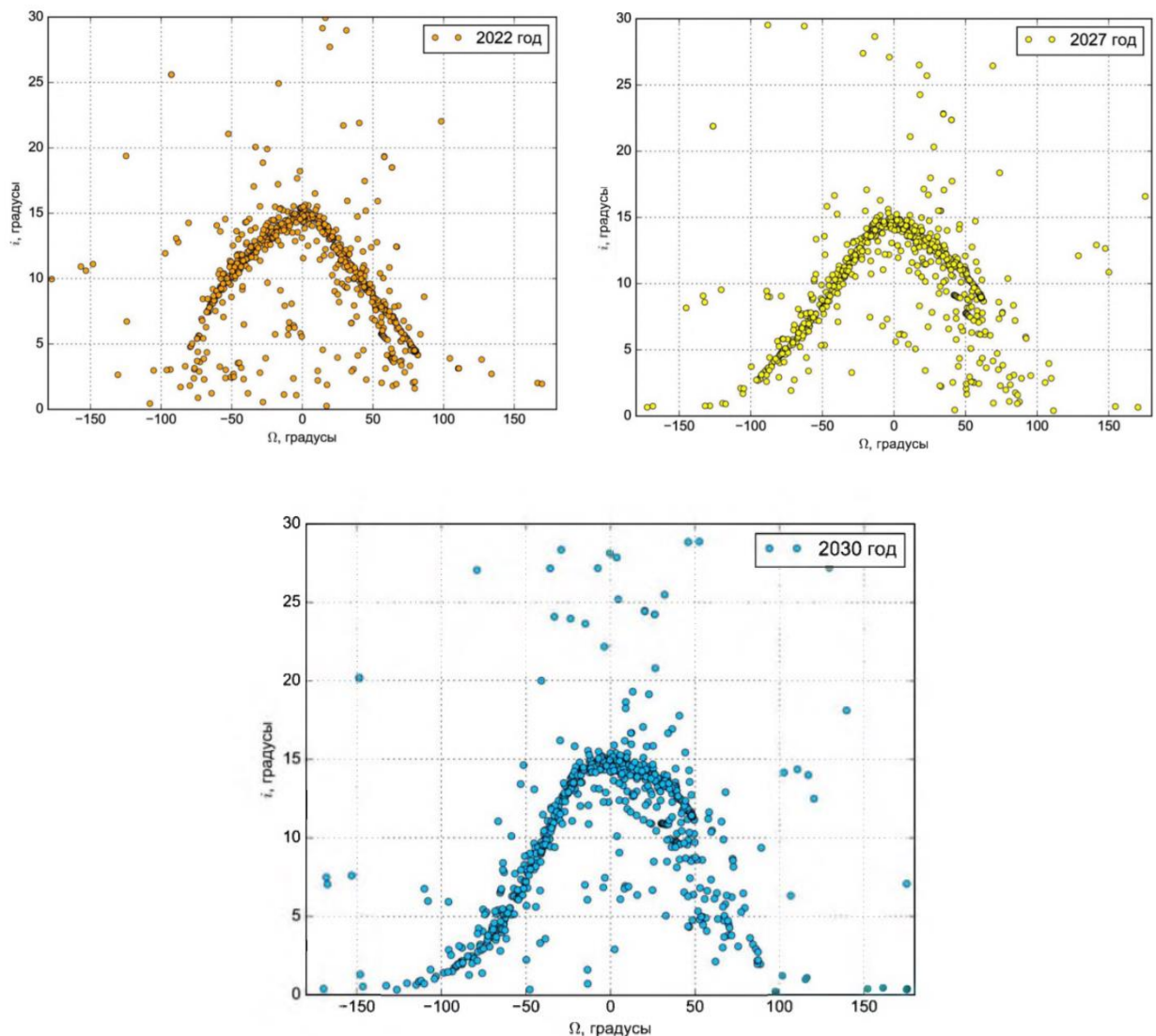


Рисунок 3.18 - Эволюция наклонения и ДВУ в области ГСО

### 3.3. Методика расчета взаимных столкновений

В данном разделе рассмотрены модели, с использованием которых рассчитывается количество взаимных столкновений космических объектов множества  $X$ . Для расчета количества взаимных столкновений используются разработанные методики, основанные на отечественной модели КМ [14, 17]. При моделировании КМ в области низких орбит (с высотой до 2000 км) используется допущение, что статистические распределения трех угловых элементов орбит (средней аномалии в начальный момент времени, долготы восходящего узла и аргумента перигея) являются равномерными, вероятность попадания значений этих элементов в произвольный интервал  $(x, x+\delta)$  равна  $\delta/2\pi$ . В качестве исходных данных для расчета используется распределение только трех элементов орбиты, характеризующих ее высоту, эллиптичность и наклонение  $p(h_n, e, i)$ : высота перигея ( $h_n$ ), эксцентриситет ( $e$ ) и наклонение ( $i$ ).

Для расчета количества взаимных столкновений необходимо рассчитывать величину потока космического мусора  $Q[1/\text{м}^2\text{год}]$  – это количество столкновений сферического КА на заданной орбите с площадью сечения  $1 \text{ м}^2$  с другими объектами. С ее использованием можно рассчитать количество взаимных столкновений на заданном интервале времени.

#### 3.3.1. Методика расчета частоты столкновений

Применяемые методы к оценке взаимных столкновений КО можно декомпозировать на группы: стохастические и детерминированные. Детерминированный подход применим тогда, когда известны орбитальные параметры движения и размеры сближающихся КО. В этом случае на основе использования алгоритмов прогнозирования движения находится точка максимального сближения пары объектов. Если минимальное расстояние между объектами оказывается соизмеримым с их размерами, то возникает опасность столкновения. Однако в точке максимального сближения погрешности

определения положения объектов обычно существенно больше размеров КО. Поэтому вероятность столкновения оказывается малой величиной.

При рассчитанной средней величине плотности потока  $\bar{Q}$ , оценку числа столкновений КО с миделевой площадью сечения перпендикулярной вектору скорости  $S$  с другими КО на временном интервале  $t - t_0$  можно вычислить с использованием формулы

$$N = S \cdot \bar{Q} \cdot (t - t_0). \quad (3.26)$$

Для множества объектов  $M$  можно оценить среднее количество столкновений как сумму:

$$N_{\Sigma} = \sum_{i=1}^M S_i \bar{Q}_i (t - t_0). \quad (3.27)$$

Если разделить множество  $M$  на подмножества по средней характерной площади КО  $\bar{S}_i$ , тогда количество столкновений можно рассчитать по формуле:

$$N_{\Sigma} = \sum_{i=1}^M N_i \bar{S}_i \sum_{j=1}^{N_i} \bar{Q}_j (t - t_0), \quad (3.28)$$

где  $N_i$  – количество объектов выделенной группы,  $\bar{S}_i$  – характерная площадь группы объектов,  $\bar{Q}_j$  – среднее значение потока для заданной группы объектов.

### 3.3.2. Модель последствий взаимных столкновений

В данном разделе рассмотрены модели, с использованием которых рассчитываются последствия взаимных столкновений КО.

В основу модели фрагментации положено известное соотношение [11-15] для числа образующихся частиц с массой более  $m$ , с коэффициентами  $A=0,4$  и  $B=-0,68$ :

$$N(> m) = A \cdot (m/M)^B. \quad (3.29)$$

Все столкновения можно разделить на 2 группы: катастрофические и не катастрофические. Для определения типа столкновения используется выделяющаяся при столкновении удельная энергия. Формула для определения

выделившейся при столкновении энергии является частным случаем более общей формулы, применимой для различных условий столкновений [17]

$$u = U/M = \frac{1}{2} \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot V_{rel}^2, \quad (3.30)$$

где  $m_1$  и  $m_2$  – массы сталкивающихся объектов,  $M = m_1 + m_2$ ,  $k_1 = m_1/M$ ,  $k_2 = m_2/M$ ,  $V_{rel}$  – относительная скорость столкновения. Если  $u > 40$  [Дж/г], то столкновение считается катастрофическим и фрагментируются оба объекта с заданными массами, тогда в модели фрагментации используется  $M = m_1 + m_2$ . Если столкновение не катастрофическое, то используется  $M = m_{min}$ , полностью фрагментируется один объект.

Масса максимального образующегося фрагмента рассчитывается по формуле

$$m_{max} = M \cdot (1 + B) / \left[ 1 + B \cdot (m_{min} / m_{max})^{B+1} \right]. \quad (3.31)$$

При столкновении КО образующиеся объекты получают некоторое приращение скорости  $\Delta V$ , в результате чего параметры их орбит изменяются. Доля выделившейся при столкновении энергии, которая тратится на приращение скорости фрагментов, определяется по формуле [14].

$$\Delta V = k_v \cdot u/V, \quad (3.32)$$

где  $k_v = 0,1$ ,  $V$  – скорость объектов на высоте столкновения.

Анализ известных столкновений показал, что для моделирования разлета фрагментов пригодно равномерное распределение по сфере приращения скорости для образующихся фрагментов, вследствие чего можно рассчитать изменение высоты перигея в зависимости от приращения трансверсальной скорости  $\Delta V$  с использованием формулы [14]

$$\Delta h = 4 \cdot a \cdot \frac{\Delta V}{V}. \quad (3.33)$$

На рисунке 3.19 представлено сравнение последствий столкновения спутников «Iridium 33» и «Космос-2251» в 2009 г. по экспериментальным данным

и результатам моделирования. На рисунке слева у части объектов уменьшилась высота апогея вследствие действия атмосферы, так как данный график построен по измерениям спустя некоторое время после столкновения. На рисунке справа представлено распределение фрагментов после столкновения на основании моделирования по представленным выше моделям.

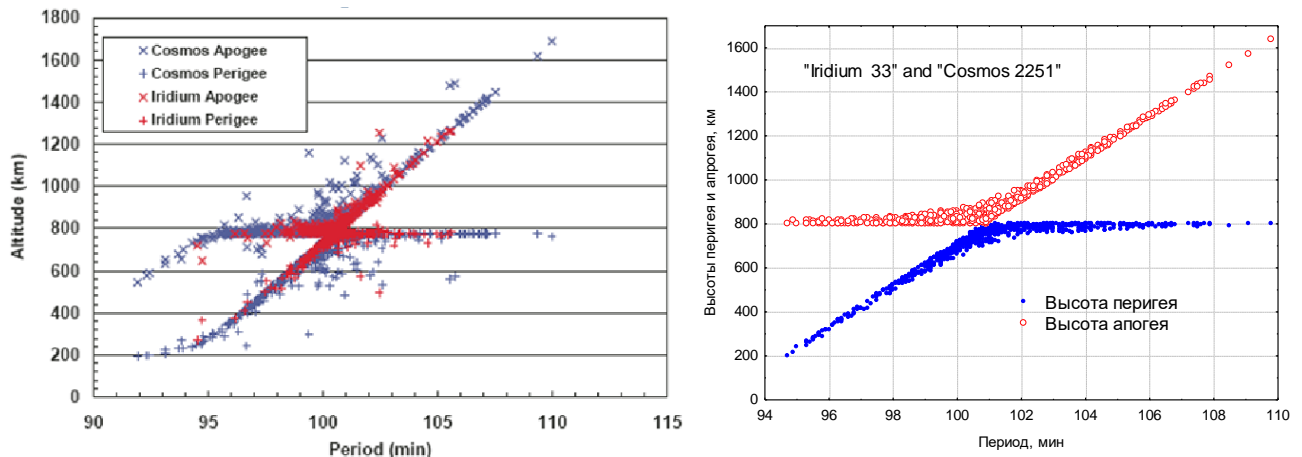


Рисунок 3.19 - Сравнение расчетных диаграмм Габбарда столкновения спутников «Iridium-33» и 2Космос-2251» с модельными расчетами

### 3.3.3. Методика расчета распределений баллистических параметров объектов, образующихся в результате столкновений

Столкновения КО в области НОО имеют следующие случайные факторы, которые наиболее сильно влияют на их последствия: массы сталкивающихся объектов, относительная скорость столкновения, высота столкновения. С учетом данных факторов, необходимо проводить усреднение на множестве возможных столкновений и заданном интервале времени, который используется при прогнозе.

Для расчета усреднённых последствий столкновений применяем методику из [17, 60].

Вероятность столкновения объектов в каком-либо высотном слое пропорциональна квадрату концентрации объектов в данном высотном слое.

Выходными данными являются математическое ожидание и дисперсия распределения  $N(h)_{new}$  числа ежегодно образующихся фрагментов, размером более заданного, по высоте перигея. Распределение наклонов для образующихся



фрагментов, соответствует исходным распределениям наклонов популяции КМ, потому что анализ событий фрагментации показал незначительное изменение наклонов объектов при разрушениях в области НОО, так как для изменения наклона на НОО требуются большие характеристические скорости.

Методика прогнозирования техногенного засорения с учетом столкновений подробно изложена [17]. Ее характерной особенностью является применение усредненного распределения фрагментов разрушения по высоте, соответствующего одному столкновению. Использование этой методики эквивалентно применению  $\approx 100000$  традиционных реализаций метода Монте-Карло в процессе прогнозирования.

Алгоритм расчета усреднённых последствий столкновений для заданной высоты столкновения представлен в [17]. Разработанная ранее модель последствий взаимных столкновений была верифицирована с последствиями столкновения на орбите и результатами наземных экспериментов [28]. На рисунке 3.19 представлены результаты моделирования и реальных данных последствий столкновения на 9 марта 2009 г. КА «Iridium-33» и «Космос 2251».

### **3.4. Анализ и верификация усовершенствованной модели космического мусора**

#### **3.4.1. Низкие околоземные орбиты**

Для прогнозирования КМ размером более 10 мкм использовались разработанные методы и модели [66-90].

Прирост каталогизированных объектов по годам подбирался на основе реальных данных каталогизации по временным периодам и представлен в таблице 3.3. В этих данных учтены запуски малых космических аппаратов и больших орбитальных группировок.

Таблица 3.3 - Среднегодовой прирост каталогизированных КО (>20 см) по высотам перигея для разных временных периодов

Высота перигея	Год							
	1990	2000	2007	2009	2015	2019	2021	2050
450	107	85	132,9	167,66	132	220	220	220
550	89	67	162,2	250,68	229	330	1330	500
650	41	31	221,8	293,83	325	275	275	275
750	43	33	393,1	838,27	272	202	202	202
850	35	29	166,3	89,88	80	80	80	80
950	31	24	15,31	11,16	42	30	30	30
1050	15	13	0	0	6	0	0	0
1150	7	5	0	26,5	0	70	70	70
1250	7	5	0	0	0	0	0	0
1350	11	8	0	0	0	0	0	0
1450	27	20	12,21	6,75	0	6,75	6,75	6,75
1550	5	4	3,09	1,4	0	1,4	1,4	1,4
1650	1	0,8	1,03	7,34	2	2	2	2
1750	1	0,8	0	0	0	0	0	0
1850	2	1,8	2,04	0	0	0	0	0
1950	1	0,8	0,52	0	2	0	0	0

На основании представленных выше данных были проведены расчеты техногенного засорения области НОО с использованием представленных моделей.

Сравнение количества объектов в каталоге с прогнозируемым количеством КО представлено на рисунке 3.20, очевидно хорошее совпадение результатов моделирования с реальными данными. Небольшие отличия, с учетом того, что часть объектов не каталогизируется или теряется с сопровождения, существенно не влияют на результаты оценки.

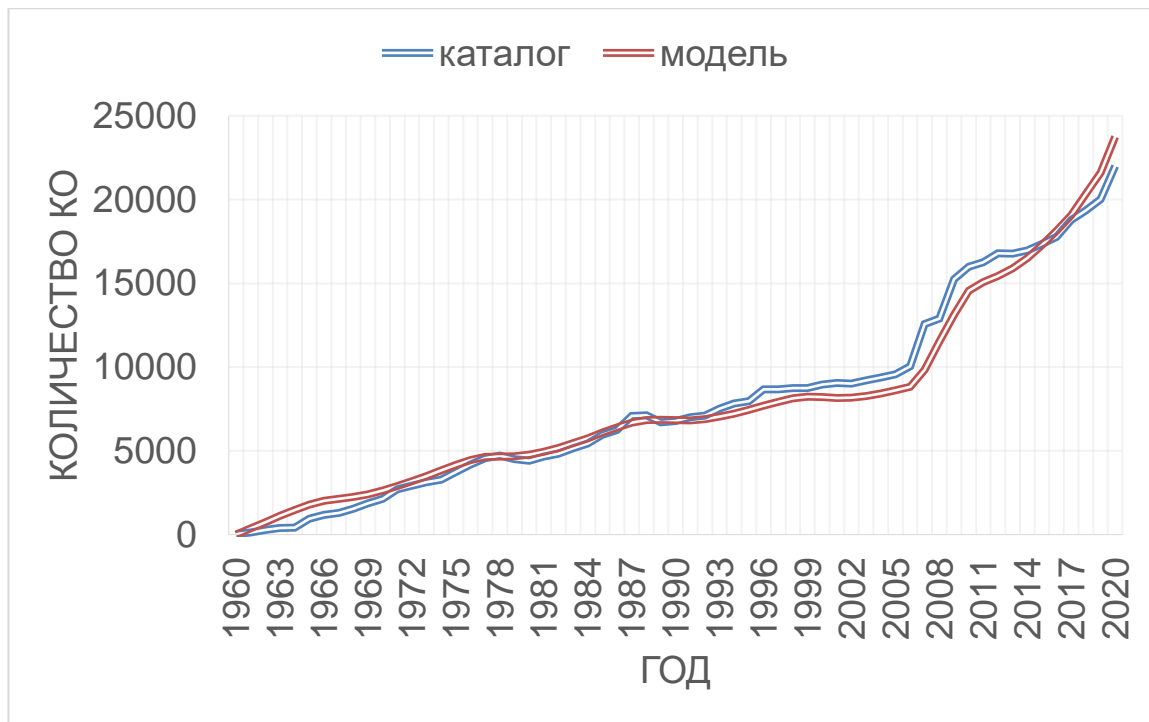


Рисунок 3.20 - Сравнение модельных и реальных данных

На рисунке 3.21 и рисунке 3.22 представлены результаты прогнозирования количества каталогизированных КО и КО размером 0,01-0,025 мм до 2050 года при сценарии, учитывающем существующие интенсивности запусков КА и развертывания больших орбитальных группировок. При этом учитывается, что после 2022 года интенсивность развертывания КА на орбитах высотой 550 км снизится, а интенсивность развертывания группировок КА на высотах около 1100 км сохранится. Данный факт развертывания хорошо виден в представленных далее распределениях концентрации КО размером 0,01-0,025 мм, где с 2021 по 2050 гг. существенно увеличилось количество КО в диапазоне высот 1100 км. Данный диапазон высот 1100-1200 км в виду очень маленькой плотности верхней атмосферы за исследуемое время естественным образом практически не очищается от КО. Колебания на графиках изменения количества КО объясняются 11-летним циклом солнечной активности и для малоразмерной фракции в целом имеют большую амплитуду, что связано с большими величинами отношения площади к массе, в результате чего они быстрее тормозятся в атмосфере и сгорают.



Рисунок 3.21 - Прогноз количества каталогизированных КО с учетом существующих тенденций

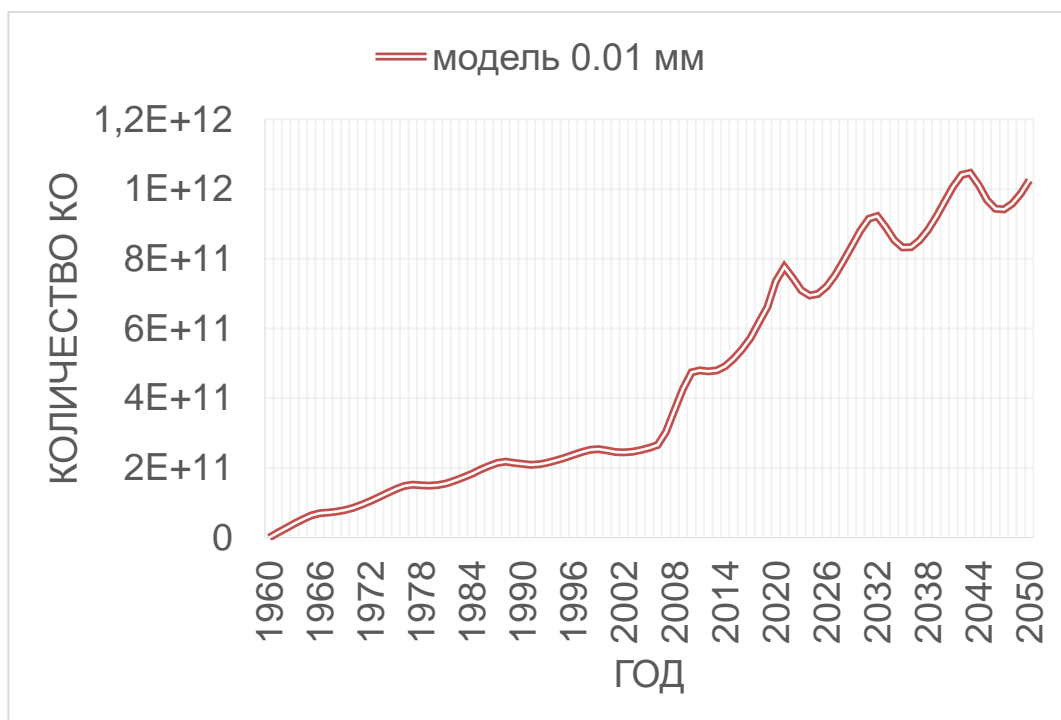


Рисунок 3.22 - Прогноз КО размером 0.01-0.25 мм

На рисунке 3.23 представлена нормированная по максимальному значению зависимость концентрации каталогизированных КО в 2021 году. На графике видны новые локальные максимумы, образованные от развернутой орбитальной

группировки КА «Starlink», запуска малых космических аппаратов, развертывания орбитальной группировки «OneWeb». В сравнении с аналогичной зависимостью 2017 года появились три локальных максимума, представленные выше. В сравнении с аналогичной зависимостью для КО размером 0,01-0,025 см (рисунок 3.24) каталогизированные КО распространены в пространстве более локально, малоразмерная фракция КО – более сглажено.

При прогнозе малоразмерной фракции до 2050 года (рисунок 3.25) максимальное значение практически не изменяется, однако появляется существенный локальный максимум в области высот 1100 км, в области более низких высот объекты чуть больше размазываются по высотам.

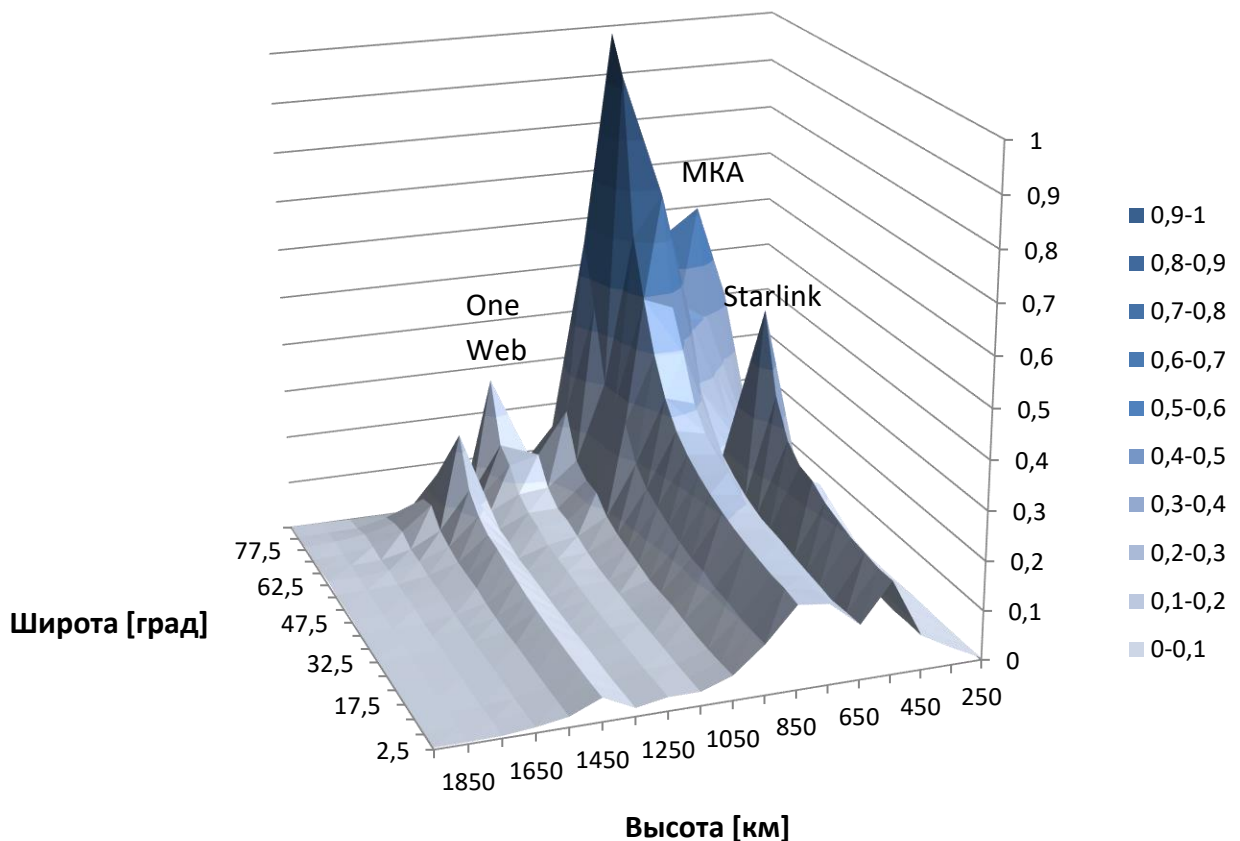


Рисунок 3.23 - Нормированная концентрация каталогизированных КО на начало 2022 года. Максимальное значение  $1,797 \cdot 10^{-7} [1/\text{км}^3]$

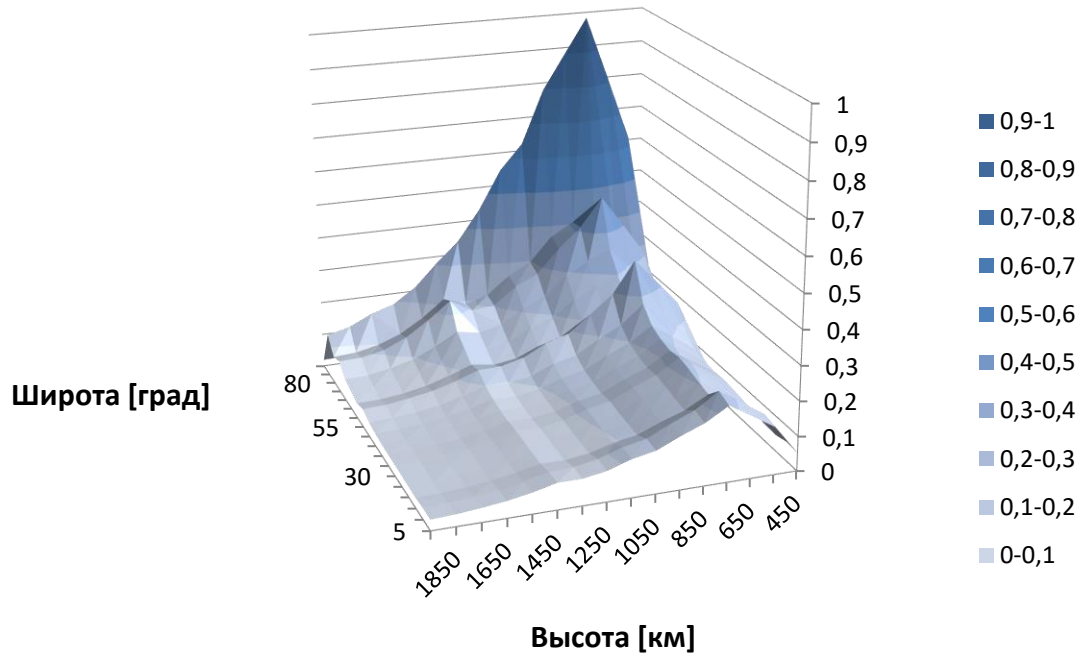


Рисунок 3.24 - Нормированная концентрация КО размером 0,01-0,025 см на начало 2022 г. Максимальное значение 3,987 [1/км<sup>3</sup>]

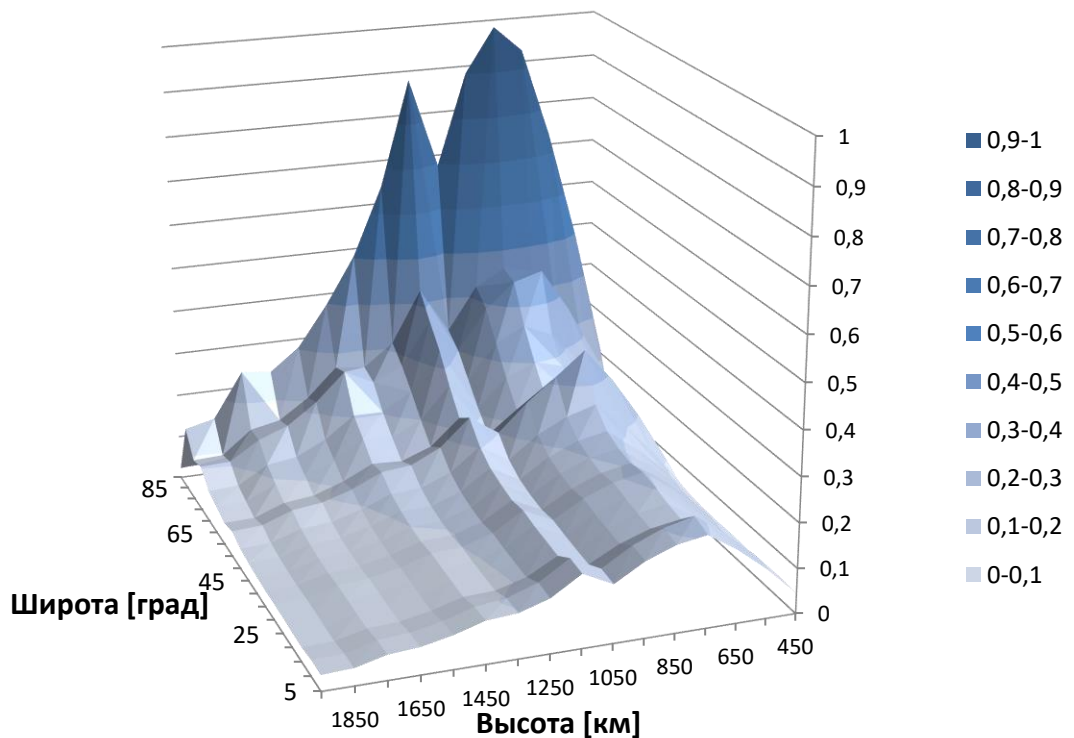


Рисунок 3.25 - Нормированная концентрация КО размером 0,01-0,025 см при прогнозе на 2050 г. Максимальное значение 3,95 [1/км<sup>3</sup>]

В целом в прогнозах зависимостей малоразмерной фракции КМ наблюдается рост, пропорциональный количеству запускаемых КА, однако производная этого

роста меньше, чем у каталогизированных объектов, что связано с большим воздействием верхней атмосферы на КО. Максимальные значения концентрации в области НОО практически не изменяются, что не приводит к существенному увеличению количества потенциальных столкновений.

### **Сравнение модели мелкодисперсной фракции КМ размером более 10 мкм с зарубежными аналогами**

В таблице 3.4 представлены параметры орбит для сравнения моделей космического мусора. Выбраны орбита МКС как пилотируемого объекта, к которому предъявляются повышенные требования, и солнечно-синхронная орбита 800 км как орбита в наиболее засоренной области ОКП.

На рисунках 3.26-3.28 представлены расчеты зависимостей потока КМ от размера для выбранных орбит по последним версиям моделей КМ НАСА-ORDEM и ЕКА-MASTER. На графиках видны существенные различия в характере кривых: явное превышение потока по модели MASTER для КМ размером более 3 мм и превышение потока по модели ORDEM для меньших размеров.

На рисунке 3.29 представлены аналогичные расчеты для исследуемых орбит по разработанной модели, которая представлена в ГОСТ 25645.167-2022. Отличие в величинах потока между моделями ORDEM и MASTER составляет более одного порядка и зависит от размера рассматриваемых частиц.

В целом наблюдается хорошее соответствие результатов расчета по трем моделям. Отличительной особенностью нашей модели является чуть больший наклон кривой, в результате чего в области малоразмерной фракции 0,01-1 мм оцениваемые величины потоков превышают аналогичные в моделях ORDEM и MASTER. Максимальная разница составляет около 1,5 порядка величины, что с учетом малого количества экспериментальных данных не является существенным. Модель ORDEM в данном диапазоне размеров также на 1,5 порядка дает большие значения, чем модель MASTER. Калибровка коэффициентов модели для данного диапазона объектов возможна в дальнейшем при наличии экспериментальных данных.

Таблица 3.4 - Параметры орбит для сравнения

	№1 ССО	№2 МКС
Большая полуось	7171 км	6788
Эксцентриситет	0,0001	0,0001
Наклонение	98 град	51,6 град
Аргумент перигея	0 град	0 град
Долгота восходящего узла	0 град	0 град

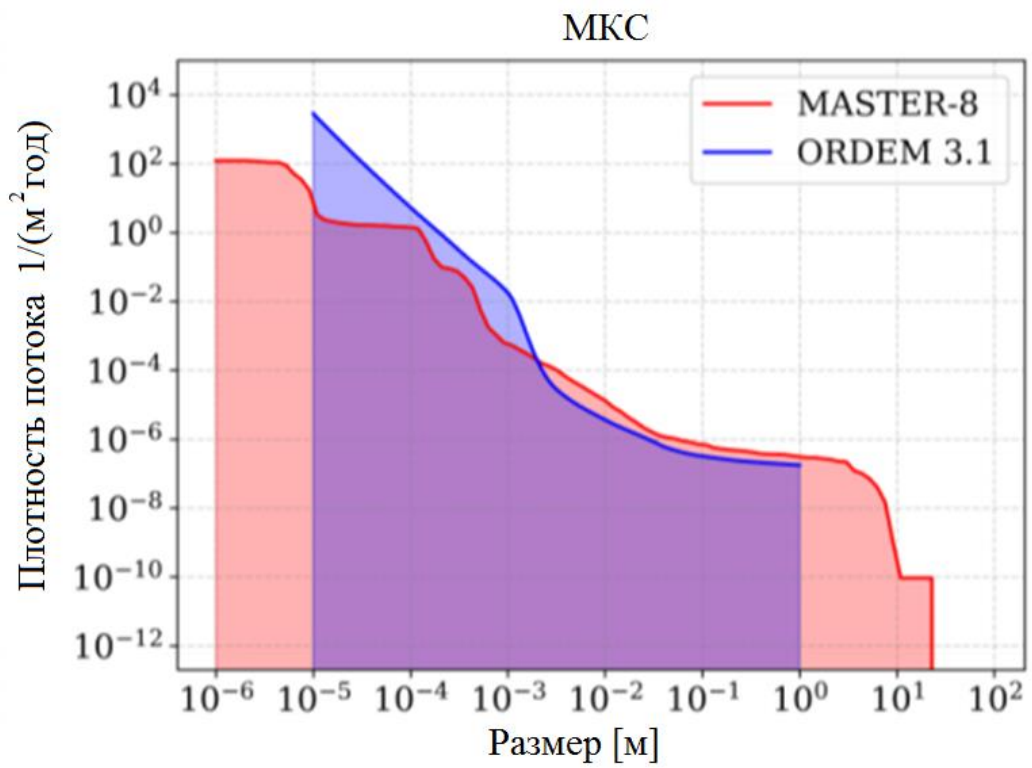


Рисунок 3.26 - Зависимость потока КМ от размера для орбиты МКС



## ССО

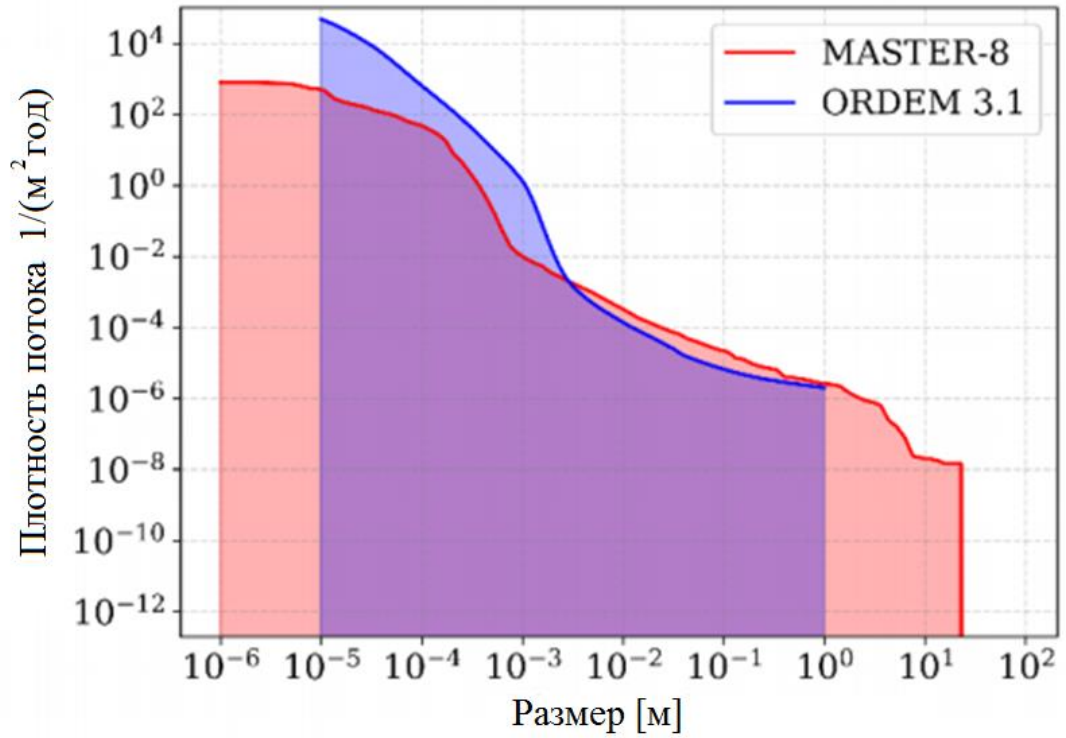


Рисунок 3.27 - Зависимость потока КМ от размера для ССО

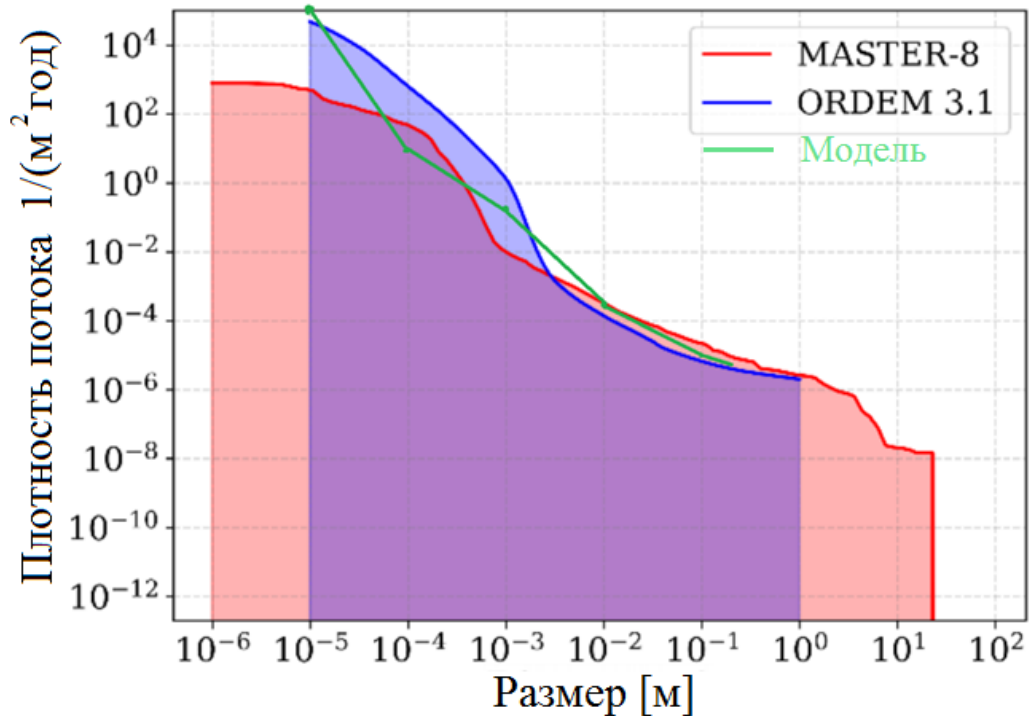


Рисунок 3.28 - Зависимость потока КМ от размера для ССО. Зеленой линией обозначены расчеты по разработанной модели мелкодисперсной фракции КМ размером более 10 мкм

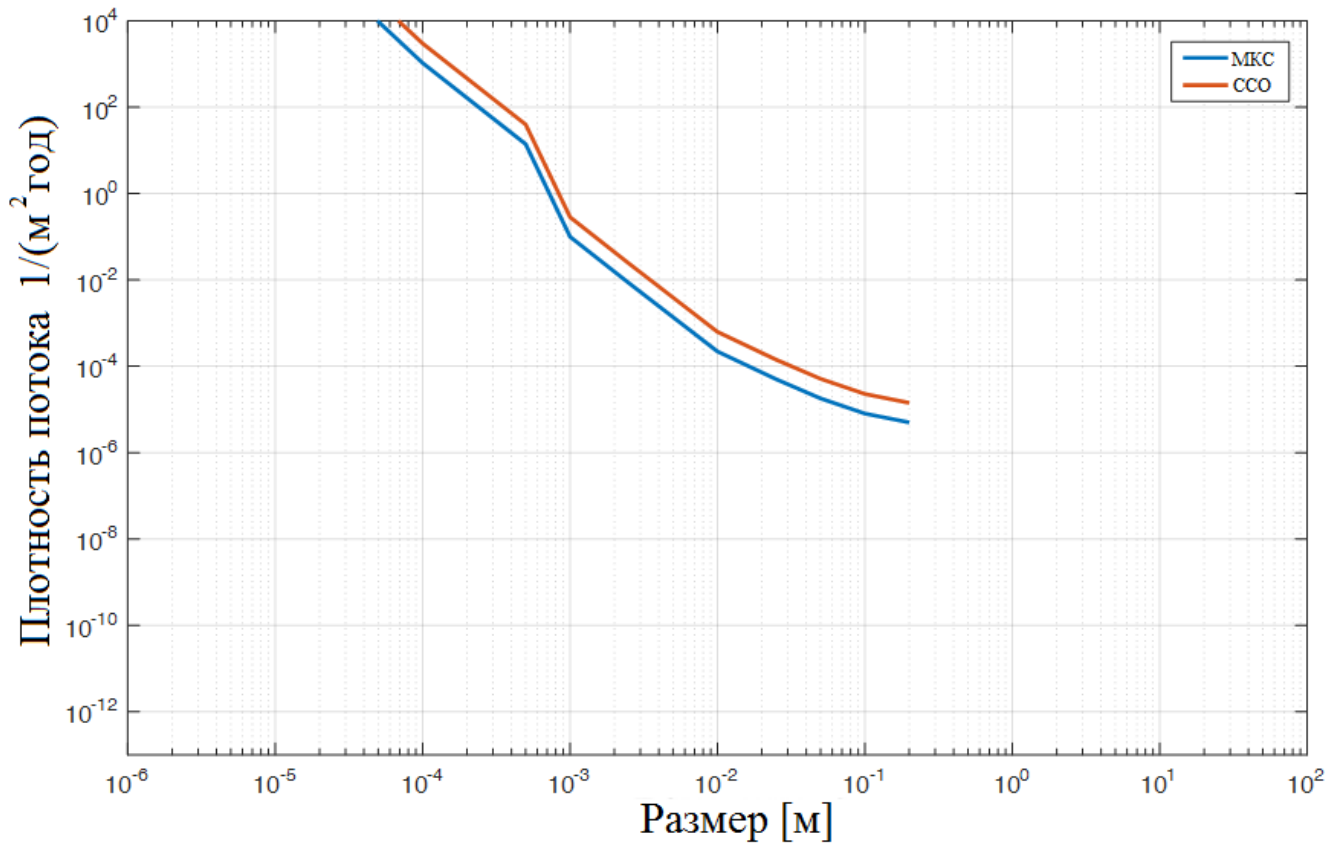


Рисунок 3.29 - Потоки КМ для исследуемых орбит по разработанной модели

На рисунке 3.30 представлено сравнение потоков, полученных по моделям с экспериментальными данными (полученными на поверхности телескопа Хаббл с 1990 по 2009 г.). Видно соответствие модельных данных с экспериментальными в области размеров  $1-2 \cdot 10^{-4}$  м с учетом вклада метеороидов в оценку потока. Данное сравнение актуально по состоянию на 2010 год. С учетом интенсивности космической деятельности (разрушений и столкновений) ситуация на 2021 год может быть существенно хуже. Поэтому большие значения потоков по разработанной модели КМ являются более реалистичными оценками, которые требуют дополнительной экспериментальной проверки в настоящее время.

В результате проведения работ была разработана новая отечественная модель космического мусора, опирающаяся на основы предыдущей версии, но существенно расширяющая область её применения по размерам частиц и высотам околоземного космического пространства. Модель реализована в виде программ для ЭВМ [69, 70] и представлена в ГОСТ 25645.167-2022 [71].

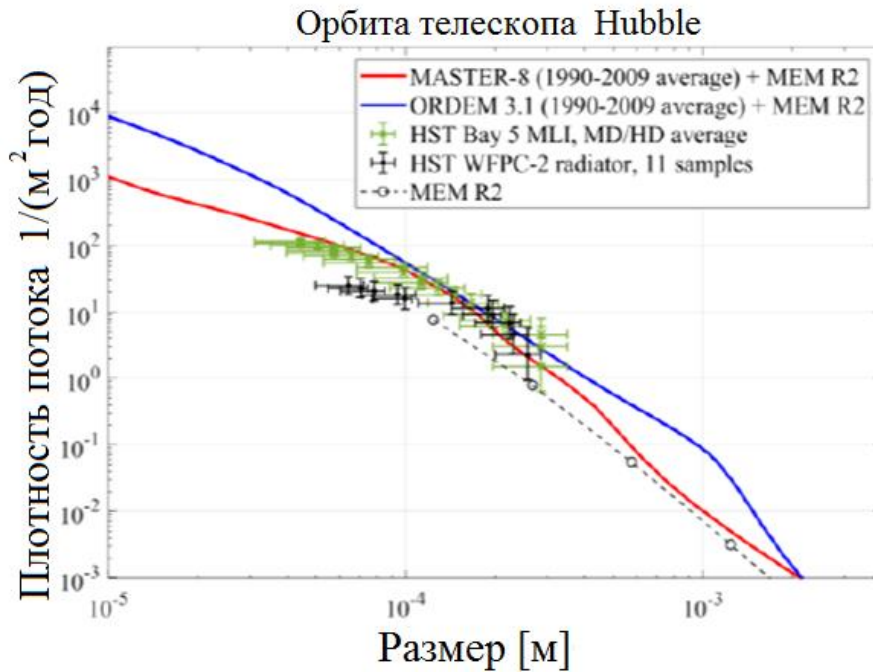


Рисунок 3.30 - Сравнение потоков моделей с экспериментальными данными

Сравнение разработанной модели с экспериментальными данными и последней, самой актуальной версией модели НАСА-ORDEM 3.2 представлено на рисунке 3.31. Как видно из рисунка максимальное отличие разработанной модели космического мусора (обозначена красной линией на графике) от модели НАСА не превышает 0,5 порядка. Наилучшее соответствие между моделями и экспериментальными данными достигается в областях размеров, где проводились измерения. Наибольшие отличия находятся в области размеров, где отсутствуют измерения КМ, что признано ведущими космическими агентствами и является приоритетной научно-технической задачей получения этих экспериментальных данных. В данной области различие подходов аппроксимации между отечественной моделью и моделью НАСА заключается в сохранении общей степенной зависимости изменения количества объектов по мере уменьшения размеров.

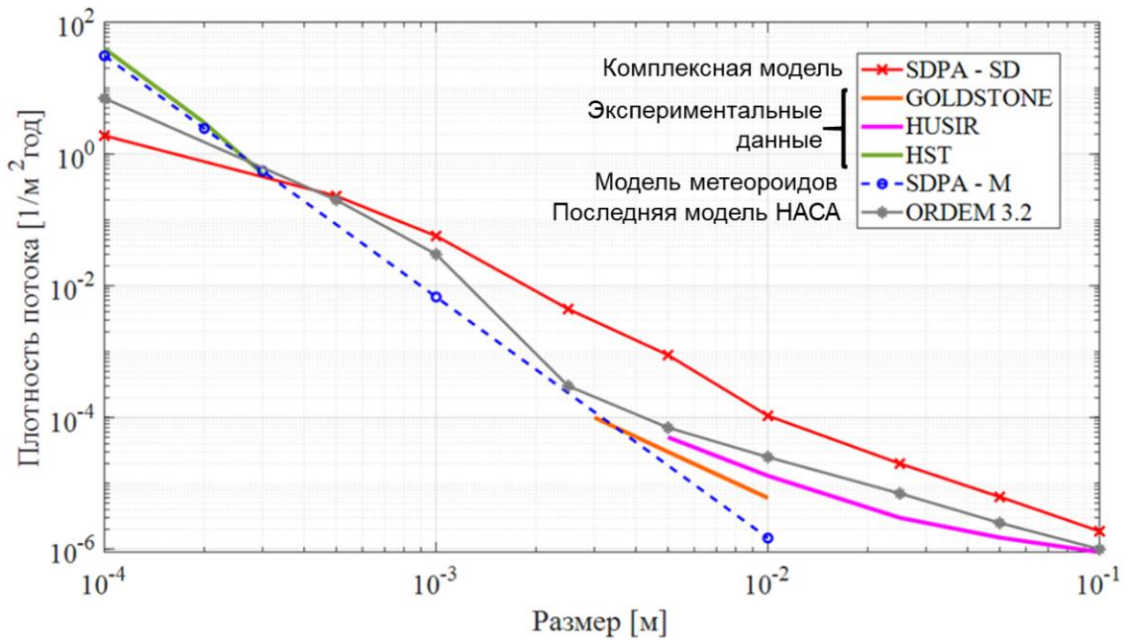


Рисунок 3.31 - Сравнение потоков КМ по актуальным на 2022 г. моделям и экспериментальным данным

Наилучшее соответствие между моделями и экспериментальными данными достигается в областях размеров, где проводились измерения. Наибольшие отличия находятся в области размеров, где отсутствуют измерения КМ, что признано ведущими космическими агентствами и является приоритетной научно-технической задачей получения этих экспериментальных данных. В данной области различие подходов аппроксимации между отечественной моделью и моделью НАСА заключается в сохранении общей степенной зависимости изменения количества объектов по мере уменьшения размеров. В модели НАСА же постарались сгладить данную зависимость между точками с доступными экспериментальными данными. С учетом того факта, что экспериментальные данные получены с недостаточным пространственным и временным разрешением, можно считать экспериментальные оценки потоков меньшими в сравнении с реальными средними значениями. В связи с этим, а также по анализу уточнения модели НАСА с ORDEM 3.0 до ORDEM 3.2, в результате которого оценки по ней увеличиваются и приближаются к принятой в новой модели аппроксимации, можно сказать, что принятые решения и новая модель космического мусора являются адекватными и верифицированными по доступным экспериментальным данным.

### 3.4.2. Область геостационарной орбиты

Последние исследования популяции КМ позволили усовершенствовать и разработать новую модель КМ для области ГСО с использованием данных каталога ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, который содержит наиболее полную информацию о наблюдаемых КО в данной области [72-76]. Эволюция количества КО в области ГСО имеет окололинейный характер, поэтому большее внимание уделено далее характеристикам модели КМ в области ГСО. Основное уточнение состоит в разработке усовершенствованной методики расчета концентрации КМ для малоразмерных объектов КМ в области ГСО.

Для разработки новой модели КМ в области ГСО из каталога были отобраны объекты, элементы орбит которых удовлетворяют трем условиям:

- период находится в интервале значений  $[0,9 : 1,1]$ , суток;
- эксцентриситет менее 0,2;
- наклонение менее  $70^\circ$ .

На момент уточнения каталог содержал данные о 2190 КО. Подавляющее большинство из них (2153) имеют наклонения менее  $20^\circ$ . Данные об этих объектах приведены на рисунке 3.32. Синими точками обозначены КО, имеющие международные номера (далее по тексту известные объекты), их число равно 1302. Красными точками обозначены объекты без международного номера (далее по тексту неизвестные). Их удалось обнаружить при ведении каталога ИПМ. Число этих объектов равно 888. Характерной особенностью неизвестных КО является существенно больший разброс их периода по сравнению с известными. Другой особенностью является то, что они группируются в окрестности двух значений наклонения:  $13^\circ$  и  $6^\circ$ . Это обстоятельство позволяет предположить, что это фрагменты разрушения двух КА, запущенных в область ГСО.

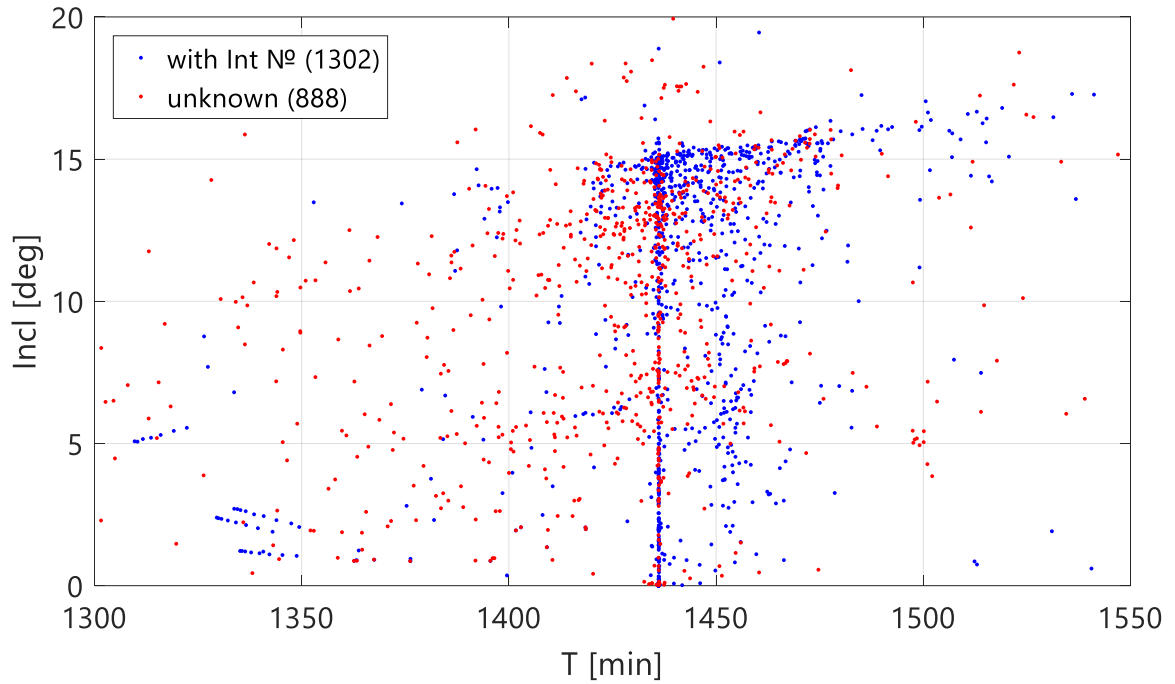


Рисунок 3.32 - Зависимость наклонения от периода для известных и неизвестных КО

Рассмотрим зависимости наклонения ( $i$ ) от долготы восходящего узла (RAAN) – рисунок 3.33, гистограммы средних величин блеска и отношения площади к массе для двух групп исследуемых объектов – 3.34.

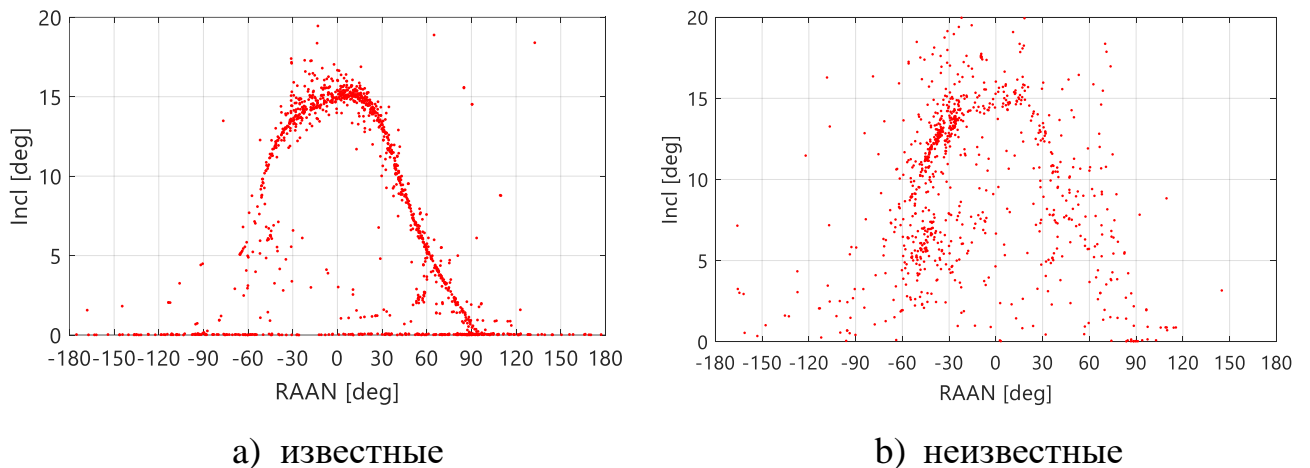
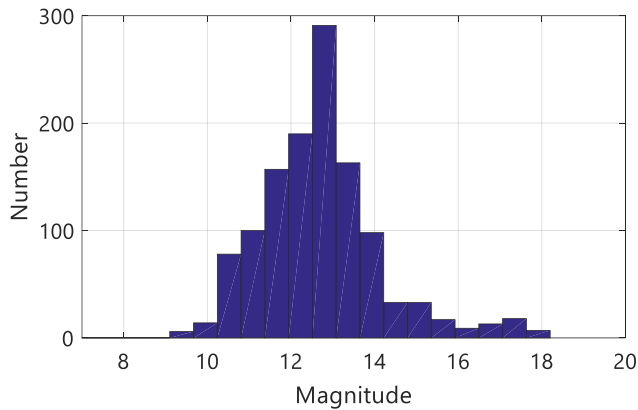


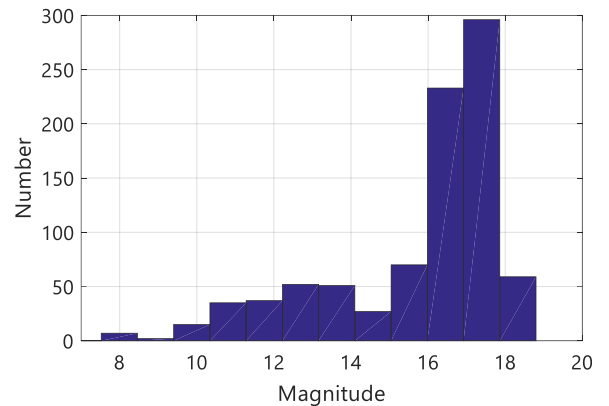
Рисунок 3.33 - Зависимость наклонения от ДВУ

Зависимость  $i(\text{RAAN})$  для неизвестных объектов имеет существенно большие отклонения относительно характерной для объектов в области ГСО зависимости, которая четко выражена для известных объектов. Большая часть данных объектов, скорее всего, является фрагментами разрушений, в результате

которых они получили некоторое приращение скорости, которое изменило параметры их орбит.



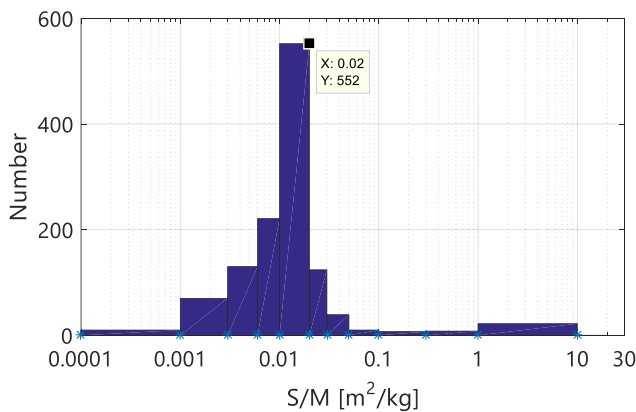
а) известные



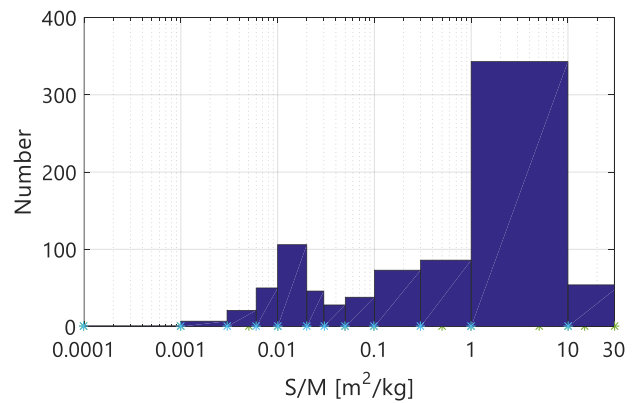
б) неизвестные

Рисунок 3.34 – Гистограмма средней величины видимого блеска

Сравнение гистограмм блеска показывает, что известные объекты в основном имеют значения в диапазоне 10-14, а 75% неизвестных объектов – в диапазоне 15-19 (рисунок 3.35). Данный факт говорит о том, что данные объекты имеют существенно меньшие площади отражающей поверхности и как следствие меньшие размеры.



а) известные



б) неизвестные

Рисунок 3.35 - Гистограмма средней величины отношения площади к массе

Сравнение гистограмм средней величины отношения площади к массе показывают, что известные объекты в основном имеют значения до 0,03 м²/кг, а 80% неизвестных объектов – более 0,1 м²/кг. Данный факт говорит о том, что неизвестные объекты будут больше подвержены эволюции в результате воздействия солнечного излучения.

Оценки  $S/m$  и блеска позволяют оценить размеры и массу фрагментов. Для расчета блеска ( $m$ ) сферического КО диаметром  $d$  и альбедо  $\rho$  на дальности  $R$  при нулевом фазовом угле используется формула

$$m = -26,73 - 2,5 \cdot \log(\rho \cdot d^2 / R^2), \quad (3.34)$$

где  $\rho=0,09-0,12$  для фрагментов КМ и  $\rho=0,2$  для КА и РБ.

При известном блеске объектов она позволяет рассчитать диаметр объекта и его видимую площадь

$$A = \pi d^2 / 4. \quad (3.35)$$

Знание площади  $A$  и отношения площади к массе (ОПМ) обеспечивает возможность определения массы объекта  $M$ :

$$M = A / \text{ОПМ}. \quad (3.36)$$

Рассмотрим оценки числа объектов в зависимости от их размеров. Они построены на основе оценок блеска и формулы (3.35) по данным каталога. Результаты представлены на рисунке 3.36. При интерпретации этих данных надо иметь в виду, что для части объектов каталога оценки блеска отсутствовали.

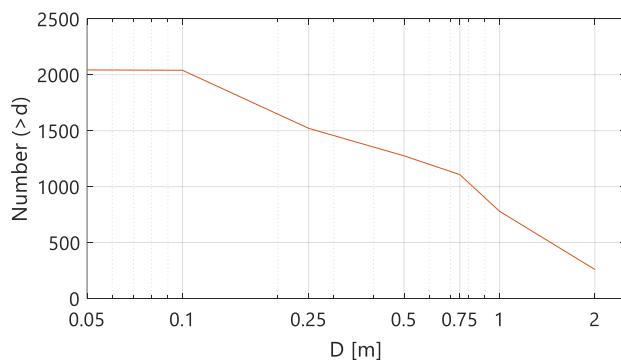


Рисунок 3.36 - Зависимость числа КО от их размеров

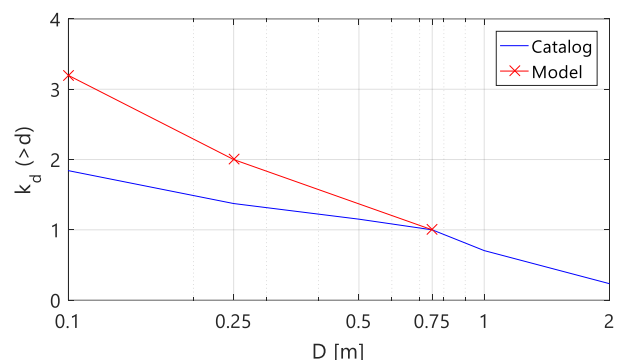


Рисунок 3.37 - Нормированная зависимость числа КО от их размеров

В модели КМ для области ГСО зависимость числа образовавшихся частиц от их размеров принимается такой же, как это сделано в модели для низких орбит. В частности, используется отношение  $k(d)$  числа частиц размером более  $d$  к числу каталогизированных КО (размером более 0,75 м). Эти данные приведены в таблице 3.5.



Таблица 3.5 - Значения коэффициента  $k(d)$  для области ГСО

d, см	0,1	0,25	0,5	1,0	2,5	5,0	10	25	75
$k_d(>d)$	40000	3500	555	88	20	7,2	3,2	2,0	1

Сравнение данных рисунка 3.36 и таблицы 3.5 представлено на рисунке 3.37. Их этих данных видно следующее:

- экстраполяция модельной зависимости, приведенной для объектов размером менее 0,75 м., в область больших размеров достаточно хорошо согласуется с данными каталога для объектов размером более 0,75 м;

- для объектов размером менее 0,75 м. оценки числа объектов по данным каталога меньше соответствующих модельных данных. Различие растет по мере уменьшения размеров объектов. Такое поведение оценок числа объектов по данным каталога является ожидаемым, так как не все объекты размером менее 0,75 м. удается каталогизировать. Естественно, что по мере уменьшения размеров фрагментов доля каталогизированных объектов уменьшается.

Из материалов рисунков 3.36 и 3.37 следует, что при моделировании числа фрагментов в области ГСО целесообразно использовать приведенные в таблице 3.5 оценки коэффициента  $k(d)$  для объектов размером более 0,1 м.

Оценим число объектов размером более 0,1 м, которые до настоящего времени каталогизировать не удалось. Ожидаемое число объектов этого размера равно

$$N(d > 0,1) = k(d > 0,1) \cdot N(d > 0,75) = 3,2 \cdot 1218 \approx 3897 \quad (3.37)$$

Для определения количество фрагментов КМ в интервале размеров используется формула:

$$N_{\Sigma}(d_k) = [k(d_k) - k(d_{k+1})] \cdot N(d_9 > 0,75). \quad (3.38)$$

Число КО в каталоге на начало февраля 2022 г. равно 2190. Таким образом, приближенная оценка числа не каталогизированных объектов размером более 0.1 м. равна 1707, что составляет  $\approx 43\%$  от оценки общего числа объектов.

Для построения пространственного распределения концентрации КО на основе статистических распределений  $p(h_p)$ ,  $p(i)$ ,  $p(e)$  элементов орбит (высоты

перигея, наклона и эксцентриситета), применена разработанная методика, подробно изложенная выше:

$$\Delta N(h, h + \Delta h, \varphi + \Delta \varphi) = N_{\Sigma} \cdot \sum_i \sum_{h_p} \sum_e \Delta P \cdot p(h_p) \cdot p(e) \cdot p(i) \cdot dh_p \cdot de \cdot di \quad (3.39)$$

где  $\Delta N$  – среднее количество объектов в высотно-широтной области,  $\Delta P$  – вероятность попадания КО в высотно-широтную область,  $N_{\Sigma}$  – суммарное количество объектов заданного диапазона размеров.

Она широко применялась для оценки концентрации объектов в области низких орбит и показала свою корректность. Отличием для области ГСО является учет зависимости значений эксцентриситета от высоты перигея. Наличие такой зависимости очевидно из данных рисунка 3.38. Из них видно, что оценки эксцентриситета имеют систематическую и случайную составляющую. Они могут быть представлены в виде суммы:

$$e_j = 0,18 \cdot [1 - (h_p - 28000)/8000] + \Delta e_j, \quad (3.40)$$

где  $\Delta e_j$  – случайная величина с нулевым средним, имеющая диапазон значений в интервале  $\approx \pm 0.05$ . Во всех случаях  $e_j \geq 0$ .

В связи с изложенным, при моделировании объектов в области ГСО вместо произведения плотностей  $p(h_p) \cdot p(e)$  применяется формула (3.39) с использованием условного распределения:

$$p(h_p, e) = p(h_p) \cdot p[e(h_p)/h_p]. \quad (3.41)$$

Расчет  $p[e(h_p)/h_p]$  производится с использованием (3.40), где оценка  $\Delta e_j$  рассчитывается с помощью датчика случайных чисел.

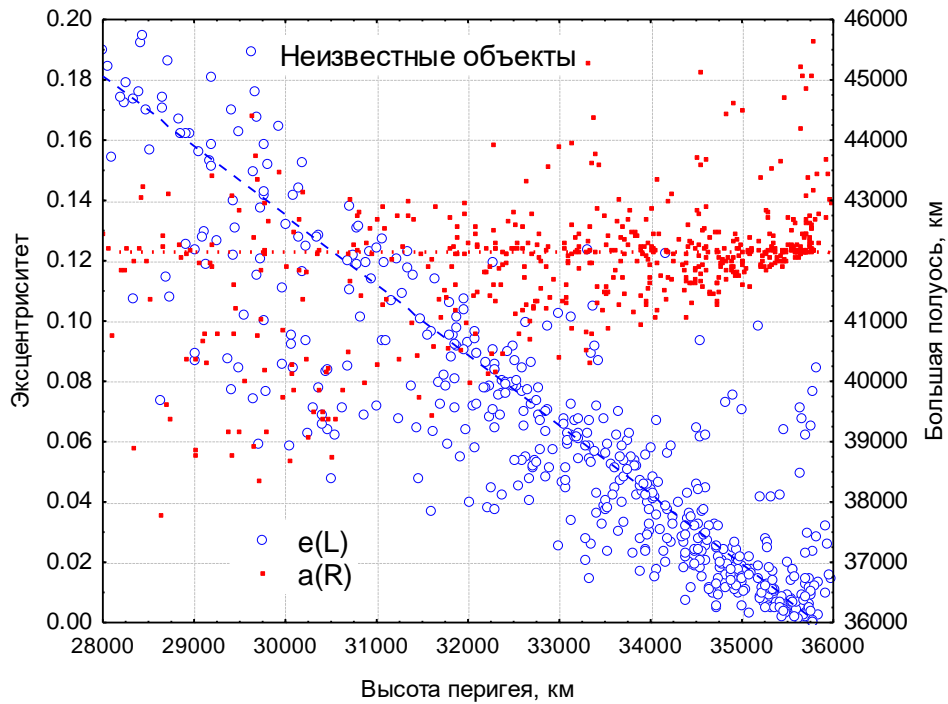


Рисунок 3.38 - Оценки эксцентриситета КО с разной высотой перигея

Распределения числа неизвестных объектов по высотам перигея и наклонениям, построенное по данным каталога, представлено на рисунках 3.39 – 3.40. Они принимаются одинаковым для всех объектов размером менее 75 см.

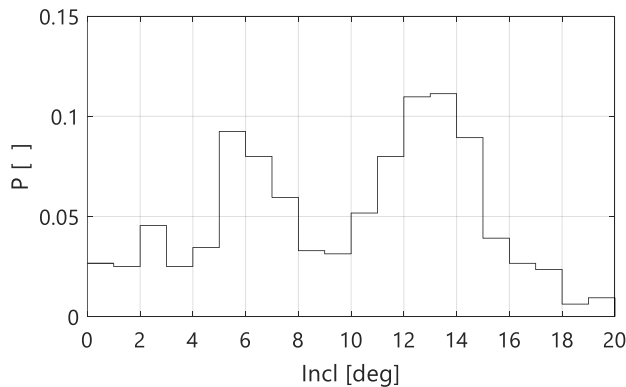


Рисунок 3.39 - Распределение наклонений неизвестных КО

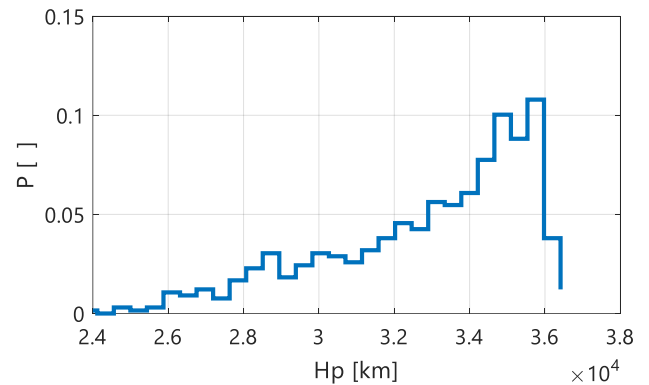


Рисунок 3.40 - Распределение числа неизвестных объектов по высоте перигея

На рисунке 3.41 представлено нормированное распределение концентрации КО размером менее 75 см, построенное с использованием описанной методики.

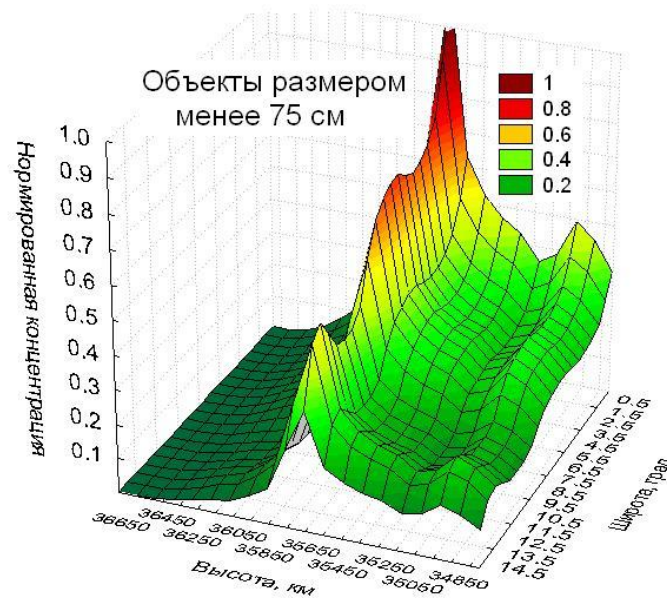


Рисунок 3.41 - Нормированное высотно-широтное распределение концентрации КО размером менее 75 см

Характерной особенностью построения высотно-широтного распределения концентрации объектов размером менее 75 см с использованием нормированной концентрации  $\bar{\rho}(h, \varphi)$  на основе формулы (3.39) является независимость последней от размеров фрагментов. Поэтому это распределение может быть представлено в следующем виде:

$$\rho(h, \varphi, d_k) = \rho_{\max}(d_k) \cdot \bar{\rho}(h, \varphi). \quad (3.42)$$

В таблице 3.6 представлены оценки максимума концентрации  $\rho_{\max}(d_k)$  и числа объектов  $N_{\Sigma}(d_k, d_{k+1})$  разного размера.

Таблица 3.6 - Оценки максимальной концентрации и числа объектов

$k$	5	6	7	8
$d_k, d_{k+1}, \text{ см}$	2,5 – 5,0	5,0 - 10	10 - 25	25 - 75
$\rho_{\max}(d_k)$	2,593 E-9	8,506 E-10	2,551 E10	2,126 E-10
$N_{\Sigma}(d_k, d_{k+1})$	15900	4872	1461	1218

Приведенная здесь оценка числа КО размером от 25 см до 75 см в 1,4 раза превышает число неизвестных объектов каталога. По данным моделирования объекты малых размеров более равномерно распределены в высотно-широтной области ГСО.

С использованием методик, изложенных выше, построены распределения величины и направлений скорости относительно направления на восток для двух групп объектов. Они представлены на рисунке 3.42.

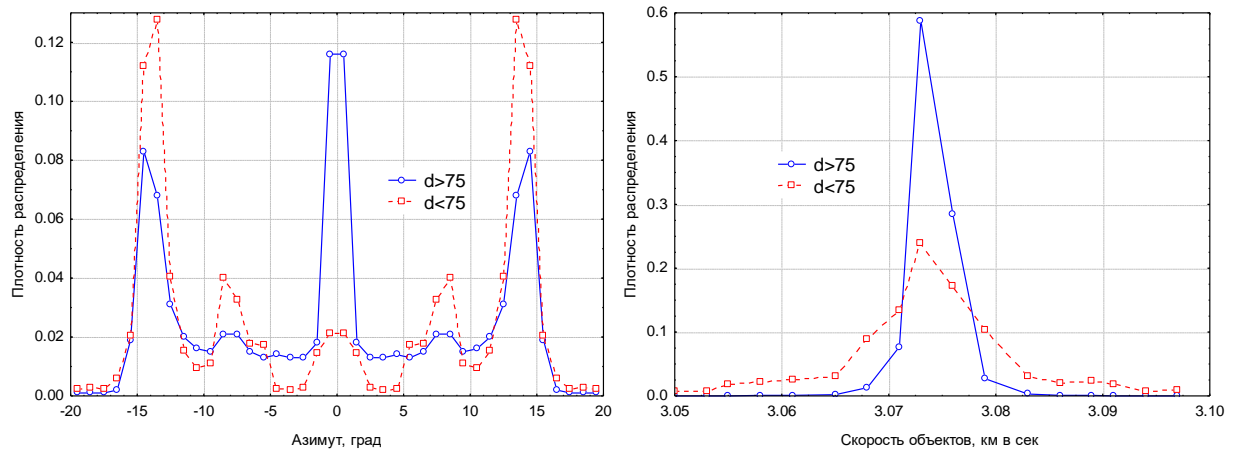


Рисунок 3.42 - Нормированные распределения направлений и величины скорости объектов в инерциальном пространстве для области ГСО

Азимутальные распределения характерны наличием локальных максимумов в окрестности значений  $0^\circ$ ,  $\pm 8^\circ$  и  $\pm 15^\circ$ . Для объектов размером более 75 см первый максимум является глобальным. Для более мелких объектов глобальные максимумы расположены в окрестности значений азимута  $\pm 15^\circ$ . Эти обстоятельства являются следствием особенности распределения наклонений объектов рассматриваемых размеров.

Рассмотрим оценки взаимных столкновений КО разных размеров в наиболее засоренной части области ГСО. Характеристики рассматриваемых объектов в данной узкой высотно-широтной области (от 35700 до 35900 км и от  $-1$  до  $+1^\circ$ ) представлены в таблице 3.6. Здесь оценки концентрации построены при усреднении с шагом 10 км по высоте и  $0,1^\circ$  по широте.  $k(d_j, d_{j+1})$  — это отношение соответствующей концентрации  $\rho_{\max}(d_j)$  к концентрации объектов размером более 75 см. Данные этой таблицы отличаются от соответствующих данных таблицы 3.7, потому что они относятся к узкой высотно-широтной области. А именно: объекты размером менее 75 см находятся в этой области только малую долю времени.

Таблица 3.7 - Характеристики объектов в узкой высотной-широтной области

$j$	1	2	3	4	5
$d_j, d_{j+1}, \text{ см}$	2,5 – 5,0	5,0 - 10	10 - 25	25 - 75	>75
$\rho_{\max}(d_j)$	8,9 E-8	2,7 E-8	8,9 E-9	6,7 E-9	2,69E-7
$k(d_j, d_{j+1})$	0,33	0,10	0,033	0,025	1
$k(d > d_j)$	1,488	1,158	1,058	1,025	1

Оценки количества столкновений за год, вычисленные по разработанной выше методике, представлены в таблице 3.8. Так как все оценки существенно меньше 1, их можно считать аналогом вероятности случайного столкновения объектов  $j$ -го диапазона размеров с каталогизированными КО ( $j=5$ ). Эти вероятности обозначены как P1, P2, ..., P5.

Таблица 3.8 - Вероятности столкновений с каталогизированными КО за год

Обозначение	P1	P2	P3	P4	P5
Значение	0,0002678	0,0000258	0,0000032	0,0000026	<b>0,00627</b>

Из этих результатов видно, что вероятность взаимных столкновений каталогизированных объектов размером более 75 см (P5) составляет 0.00627 за год. Это означает, что при текущем состоянии засорения области ГСО средний интервал между такими столкновениями равен  $\approx 160$  лет. Вероятности столкновений каталогизированных КО с объектами размером от 2,5 см до 75 см на 2 порядка меньше.

Данные факты показывают, что угроза столкновения КА с КМ в области ГСО является незначительной. Большой вес в решении задачи обеспечения безопасности полета в данной области имеет защита от столкновения с метеороидами.

Результаты, изложенные в данном разделе, были положены в основу ГОСТ Р 25645.167-2022 [71].

### 3.4.3. Техногенное засорение области ГНСС

Область функционирования глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) ограничена высотами 19000 и 23500 км. Исследования КМ в

данной области представлены в работе [77]. Рассмотрим данные каталога для области ГНСС:  $(h_p > 18500)$  и  $(h_a < 24000)$ . Данному условию соответствует 290 объектов. На рисунке 3.43 представлена зависимость высоты перигея и апогея объектов в функции наклонения.

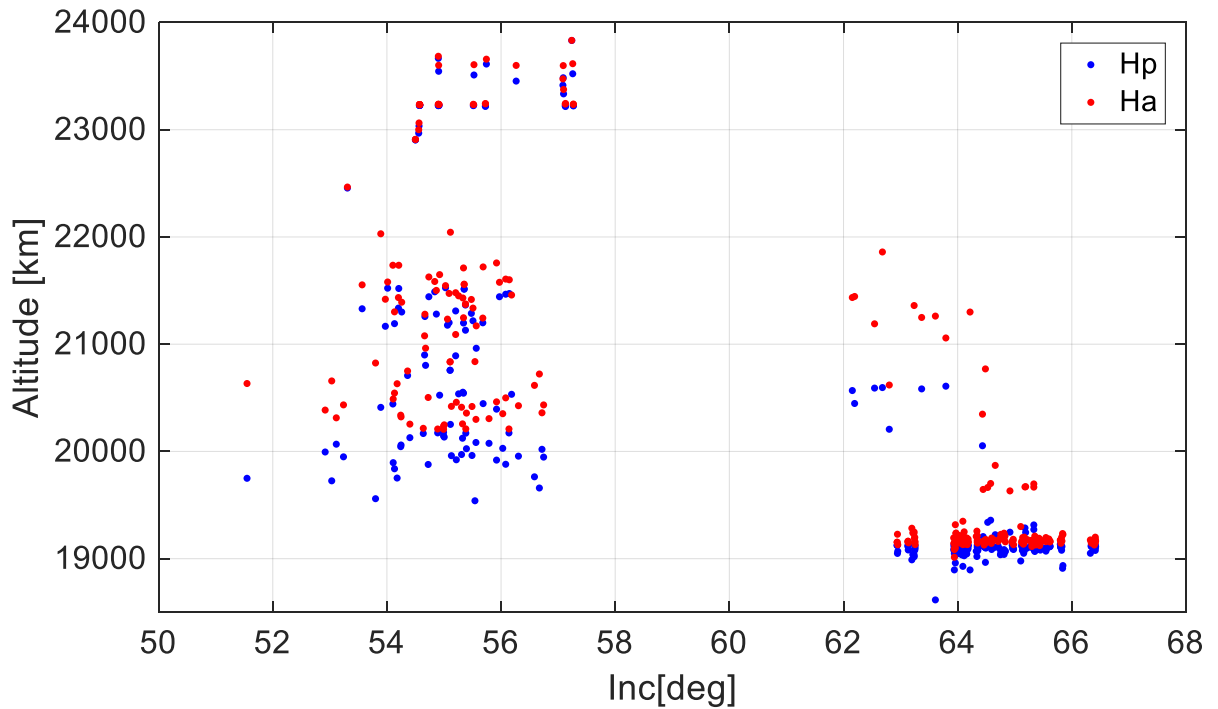


Рисунок 3.43 - Высота перигея и апогея в функции наклонения

Значения наклонения в функции долготы восходящего узла представлены на рисунке 3.44.

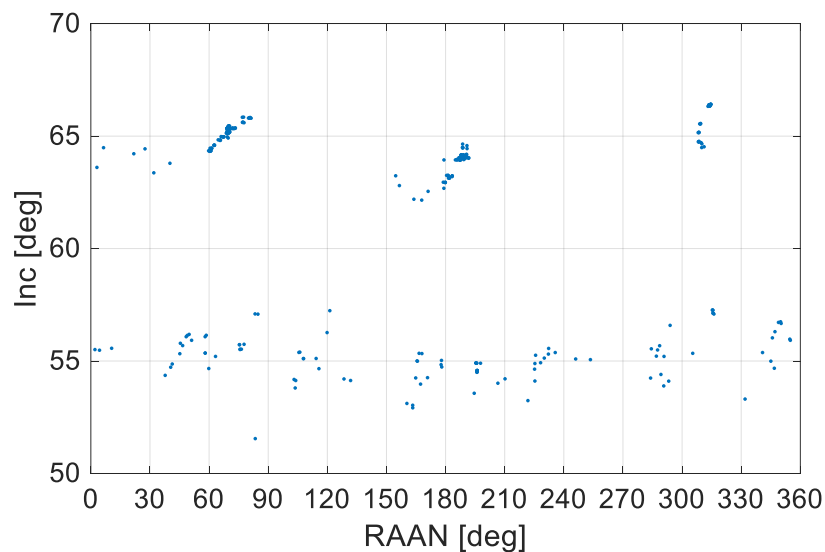


Рисунок 3.44 - Оценки наклонения в функции долготы восходящего узла

В будущем, вследствие развертывание новых ГНСС, будут добавляться новые объекты. Вследствие влияния вековых возмущений долготы восходящего узла всех спутников изменяется.

Выше были рассмотрены объекты, постоянно находящиеся в рассматриваемом высотном диапазоне. На схематичном рисунке 3.45 такого типа орбиты обозначены под номером 1. Имеются и другие типы орбит, которые только часть времени находятся в диапазоне высот от 18500 км до 24000 км. На рисунке 3.45 они обозначены под номерами 2 и 3.

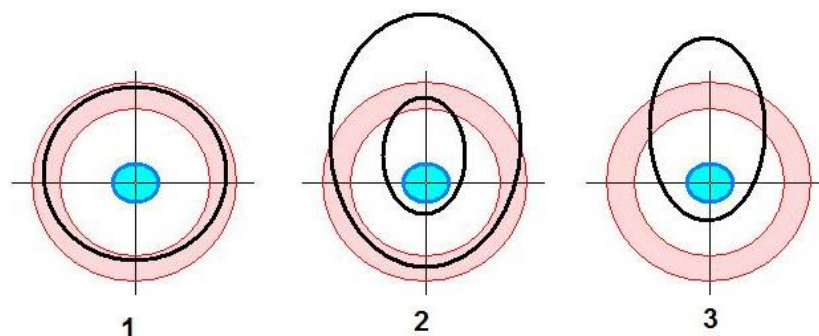


Рисунок 3.45 - Типы орбит, проходящих через рассматриваемый высотный диапазон

Таблица 3.9 - Данные о числе каталогизированных КО на орбитах разного типа, пролетающих через высотный диапазон от 19000 км до 23500 км

Тип орбиты	1	2+3	Всего
Пересекает область [шт]	298	>2000	
В среднем находится в области [шт]	298	268	566

На рисунке 3.46 представлена зависимость концентрации от высоты и широты в области ГНСС в 2022 г. Максимальное значение концентрации (в окрестности высоты 19100 км и широты  $62,5^{\circ}$ ) равно  $1,526 \cdot 10^{-9} \text{ км}^{-3}$ , что более чем на порядок больше, чем для высот функционирования GPS. В области функционирования системы GPS концентрация «размазана» в широком диапазоне высот: от 19500 до 22000 км.

Для оценки концентрации не каталогизированных фрагментов (размером более 1 см), используется общая для разрабатываемой модели методика с использованием коэффициентов  $k(d_j)$ .



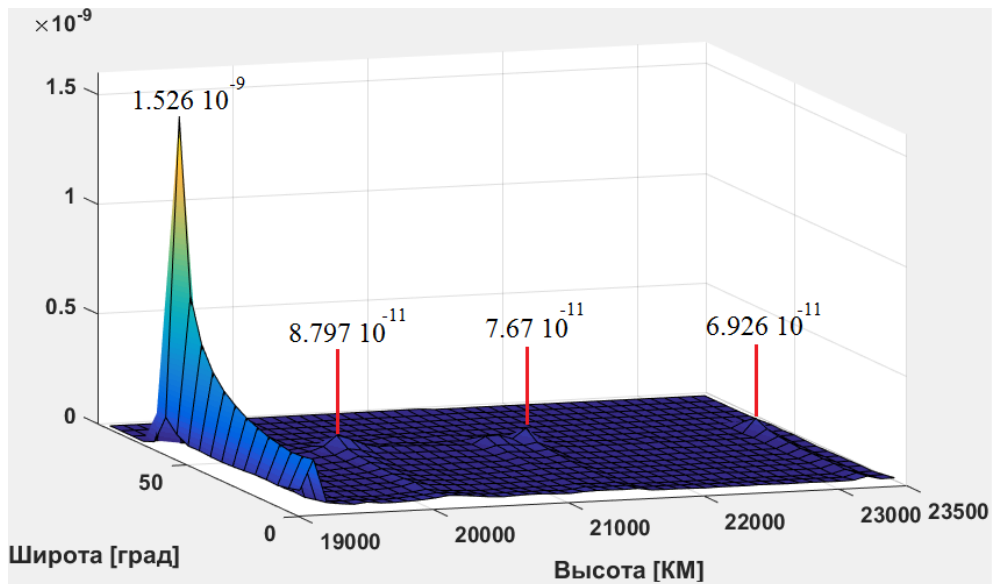


Рисунок 3.46 - Зависимость концентрации от высоты и широты в области ГНСС

С учетом того факта, что в данной области не зафиксировано каких-либо катастрофических разрушений, используется допущение, что все фрагменты малых размеров образовались в результате отделения от крупных объектов без большого приращения скорости. Поэтому нормированное высотно-широтное распределение концентрации совпадает с соответствующим распределением для каталогизированных объектов. Оценки уточнённых коэффициентов  $k(d_j)$  для области ГНСС представлены в таблице 3.10. Для получения значений концентрации в точках ОКП на разных высотах и широтах необходимо умножить значения максимальной концентрации на соответствующее значение нормированной концентрации.

Таблица 3.10 - Значения коэффициента  $k(d_j)$  и максимальные оценки концентрации

Размеры $d_j$ , м	> 0,01	> 0,1	> 0,2	> 2,5
$k(d_j)$	128,0	7,75	3,66	1,00
Концентрация, км <sup>-3</sup>	10,01 E-8	6,06 E-9	2,86 E-9	7,18 E-10

Оценка вероятности взаимных столкновений между крупными объектами в области ГНСС на сегодняшний день не превышает  $3 \cdot 10^{-7}$ , что аналогично области ГСО. Результаты, изложенные в данном разделе, были положены в основу модели, представленной в ГОСТ Р 25645.167-2022 [71].

### 3.5. Выводы по главе

1. Разработаны методы и алгоритмы расчета исходных распределений модели КМ с использованием условных распределений КО по баллистическим параметрам

2. Разработаны методы и алгоритмы расчета эволюции КМ, учитывающие её особенности в различных областях ОКП: НОО, ГНСС, ГСО.

3. Проведен анализ техногенного засорения наиболее используемых областей ОКП.

4. Техногенное засорение областей ГСО и ГНСС увеличивается. Увеличивается наша осведомленность об объектах КМ малых размеров. Однако на сегодняшний день вероятность случайного столкновения объектов размером более 10 см в данных областях очень мала. Соблюдения существующих мер ограничения образования КМ будет достаточно для предотвращения серьезного техногенного засорения данных областей ОКП.

5. Техногенное засорение ОКП существенно менялось за последние 5 лет, это связано со значительным изменением осуществления космической деятельности.

6. Усовершенствованные модели и методики реализованы в «Программе для расчета исходных данных о состоянии техногенного засорения околоземного космического пространства» (свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2018613786, 22.03.2018) и «Программе для расчета потока космического мусора относительно КА на заданной орбите» (свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2018664690, 03.12.2018), правообладателем которых является Российская Федерация в лице Госкорпорации «Роскосмос».

7. На основании разработанных моделей выпущен национальный стандарт ГОСТ Р 25647.167 – 2022.

Разработанные модели и методики позволят более точно оценивать риски и угрозы от КМ разных размеров.

## Глава 4.

### Решение прикладных задач ограничения техногенного засорения околоземного космического пространства с использованием разработанных методов и алгоритмов

Принятие решений о включении тех или иных принципов ограничения образования КМ в руководящие принципы осуществляется на основании результатов расчетов, основой которых являются методы и алгоритмы моделирования КМ. В разделе приведены прикладные задачи и результаты их решения с использованием разработанных методов и алгоритмов. Даны рекомендации по прикладным аспектам применения моделей потоков КМ и реализации мероприятий по ограничению образования КМ.

#### 4.1. Оценка рисков столкновения с КМ на этапе выведения на орбиты

Значения потока  $Q_j$ ,  $\text{м}^{-2} \cdot \text{год}^{-1}$  за год для КО различных диапазонов размеров относительно КА или РБ/ступени простой формы определяют по формуле

$$Q_j = S C_N Q_{\text{отн}}(h, i)_j, \quad (4.1)$$

где  $C_N$  – коэффициент, учитывающий форму и ориентацию;  $S$  – характерная площадь сечения объекта перпендикулярно направлению трансверсальной скорости,  $\text{м}^2$ ;  $Q_{\text{отн}}(h, i)_j$  – соответствующая плотность потока на траектории. При этом используют допущение, что размеры КА или РБ/ступени существенно больше размеров КО.

Значения коэффициента  $C_N$  устанавливают для элементов конструкции КА различной формы (цилиндр, конус, панель) в виде функций углов  $\alpha$ , град, и  $\beta$ , град, характеризующих ориентацию заданной оси по отношению к подвижной, связанной с рассматриваемым объектом, системой координат. Для оценочных расчетов примем:  $C_N = 1,5$ , так как в полете РБ/ступени изменяется направление движения, и площадь сечения  $S$  – перпендикулярная направлению скорости.

Среднее число столкновений КА сферической формы с техногенным веществом  $j$ -го диапазона размеров  $N(n)_j$  за период  $n$ , лет, определяют по формуле

$$N(n)_j = \sum_{k=1}^n N_j(t_{k+1}, t_k), \quad (4.2)$$

где  $N_j(t_{k+1}, t_k) = Q_j(F(t_{k+1}) - F(t_k))$  – поток техногенного вещества для  $j$ -го диапазона в  $n$ -м году,  $\text{м}^{-2} \cdot \text{год}^{-1}$ ;

$F(t_k)$  – значение функции для момента времени  $t_k$ , учитывающей изменение плотности потока во времени. Рассчитывается в соответствии с методами и алгоритмами, описанными в разделе 3.2. Оценки функции заданы в ГОСТ Р 25645.167-2022 [71].

Среднее число столкновений КА сферической формы с техногенным веществом  $j$ -го диапазона размеров  $N(t_1, t_2)$  в интервале времени  $(t_1, t_2)$  меньше года в  $k$ -м году определяют по формуле:

$$N(t_1, t_2)_j = P_j(F(t_{k+1}) - F(t_k)) \frac{t_2 - t_1}{365}. \quad (4.3)$$

Вероятность столкновения КА с техногенным веществом  $j$ -го диапазона размеров за период  $n$  лет определяют по формуле

$$P(N_{(t_k, t_{k+n})}) = 1 - \exp(-N_j(t_{k+n}, t_k)). \quad (4.4)$$

Для оценки используются следующие допущения.

– Связку КА+РБ или КА+последняя ступень примем по форме цилиндром, ориентированным по вектору скорости, имеющим диаметр основания  $D$ . Для расчетов рассмотрим три вида цилиндров: для легких, средних и тяжелых РН соответственно, с диаметрами отечественных РН данных классов – таблица 4.1.

– Абсолютно критическими с точки зрения последствий столкновения, принимаются сегодня объекты КМ с размером более 1 см. При относительных скоростях столкновения от 9 до 13 км/с, они способны в большинстве случаев вызвать критические отказы различных подсистем РКТ. При этом энергия столкновения составляет от  $4 \cdot 10^5$  до  $8 \cdot 10^5$  Дж. Энергия сублимации алюминия, которая показывает какая энергия нужна для испарения грамма алюминия,

составляет 11800 Дж/гр. Это на порядок меньше, что соотносится с тем фактом, что сегодня принято считать частицы размером более 1 см критическими для подсистем КА, независимо от других фактов, поскольку их энергия превышает максимальные гарантирующие предельные значения, которые способны парировать даже защитные экраны.

– Объекты меньших размеров могут приводить к снижению функциональных свойств отдельных подсистем, однако это возможно в случае попадания в их критические элементы, площадь которых как правило не значительна, что делает вероятность подобных событий пренебрежимо малой для средств выведения.

– Типовые орбиты выведения КО на орбиты имеют наклонения 51,6, 72, 98 град. Рассмотрим выведение на высоты 200, 400, 600, 800 км. Процесс выведения с использованием двигателей большой тяги обычно не продолжителен, поэтому для предварительной оценки вероятности столкновения примем интервал времени один день, что больше фактического времени выведения – таблицы 4.2-4.5, рисунок 4.1.

Таблица 4.1 - Характеристики средств выведения для расчета

Тип РН	Легкий	Средний	Тяжелый
Диаметр D, м	3	4	5
Площадь S, м <sup>2</sup>	7,06	12,56	19,63

Таблица 4.2 - Усреднённые оценки плотности потока [м<sup>-2</sup>·год<sup>-1</sup>] КМ 1-2.5 см по ГОСТ Р 25647.167 – 2022.

H [км] / i [град]	51,6	72	98
200	3,56 10 <sup>-5</sup>	4,46 10 <sup>-5</sup>	5,69 10 <sup>-5</sup>
400	8,63 10 <sup>-5</sup>	1,09 10 <sup>-4</sup>	1,38 10 <sup>-4</sup>
600	1,44 10 <sup>-4</sup>	1,82 10 <sup>-4</sup>	2,31 10 <sup>-4</sup>
800	1,90 10 <sup>-4</sup>	2,41 10 <sup>-4</sup>	3,09 10 <sup>-4</sup>

Таблица 4.3 - Вероятность столкновения на этапе выведения лёгкого РН

Н [км] / I [град]	51,6	72	98
200	-1,55E-06	-1,94E-06	-2,48E-06
400	-3,76E-06	-4,74E-06	-6,01E-06
600	-6,27E-06	-7,92E-06	-1,01E-05
800	-8,27E-06	-1,05E-05	-1,34E-05

Таблица 4.4 - Вероятность столкновения на этапе выведения среднего РН

Н [км] / I [град]	51,6	72	98
200	-2,76E-06	-3,45E-06	-4,41E-06
400	-6,68E-06	-8,44E-06	-1,07E-05
600	-1,11E-05	-1,41E-05	-1,79E-05
800	-1,47E-05	-1,87E-05	-2,39E-05

Таблица 4.5- Вероятность столкновения на этапе выведения тяжелого РН

Н [км] / I [град]	51,6	72	98
200	-4,31E-06	-5,40E-06	-6,89E-06
400	-1,04E-05	-1,32E-05	-1,67E-05
600	-1,74E-05	-2,20E-05	-2,80E-05
800	-2,30E-05	-2,92E-05	-3,74E-05

Результаты оценки для выведения на наиболее засоренную орбиту:

Тип РН      Вероятность столкновения с КМ размером более 1 см на этапе выведения на орбиту с высотой 800 км и наклоном 98°

Легкий -    1,34 10<sup>-5</sup>

Средний -  2,39 10<sup>-5</sup>

Тяжелый -  3,74 10<sup>-5</sup>

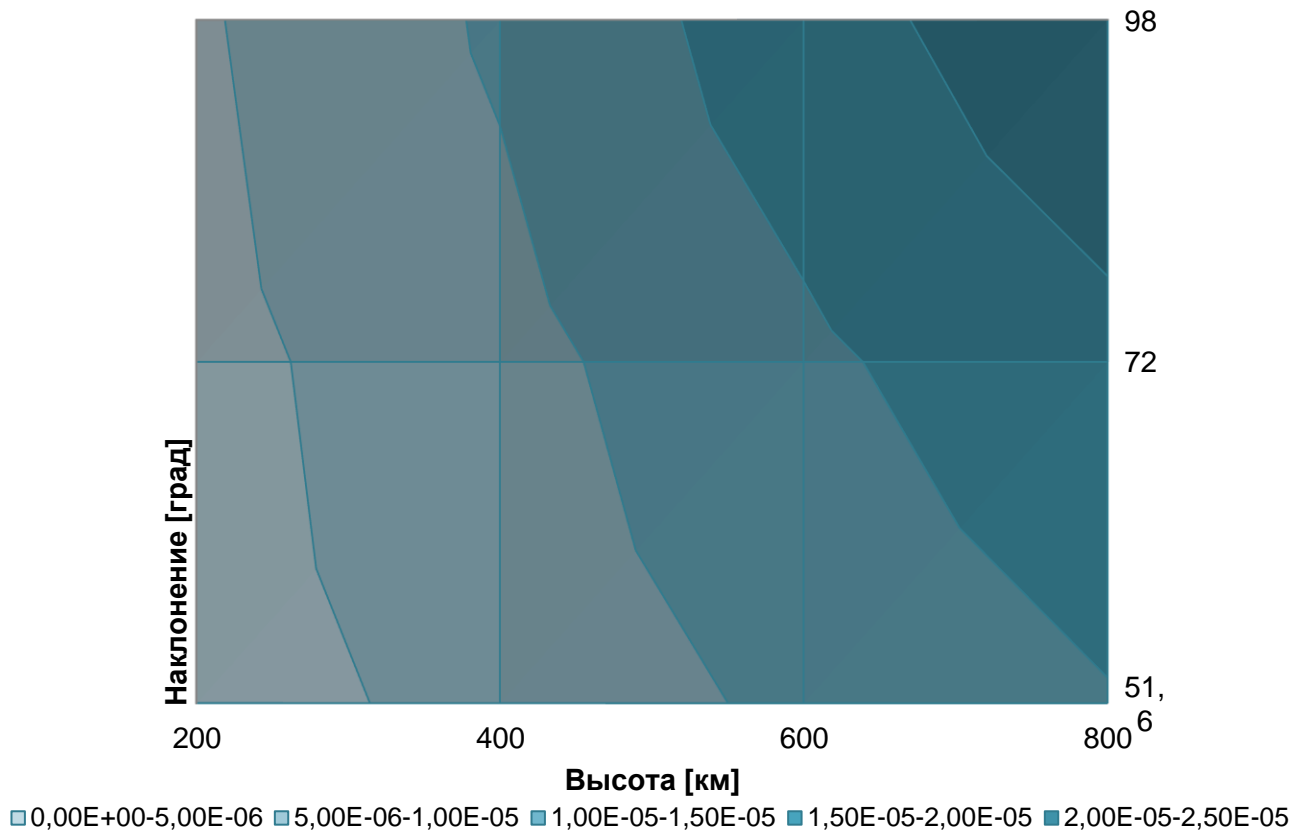


Рисунок 4.1 - График зависимости вероятности столкновения среднего РН с КМ более 1 см на этапе выведения в зависимости от высоты и наклона целевой орбиты

Таким образом, в текущих условиях техногенного засорения ОКП и в перспективе до 2050 года вероятность столкновения на этапе выведения не превысит 0,001, что говорит о возможности неучёта данного факта при их проектировании.

## 4.2. Оценка потоков КМ и вероятностей столкновения с ними для перспективной Российской орбитальной станции

Исходные данные об орбите перспективной Российской орбитальной станции (РОС) получены из открытых источников [25]:

- 1) высота 400-450 км, наклонение 51,6°;
- 2) высота 300-350 км, наклонение 97,8°.

Средняя скорость столкновений на орбите 1 составляет 10,8 км/с, на орбите типа 2 – составляет 13,09 км/с, соответствующие им энергии критических частиц размером более 1 см начинаются от  $4,6 \cdot 10^5$  и  $7,6 \cdot 10^5$  Дж.

В таблицах 4.6-4.11 представлены значения потоков КМ для орбит 325 км и 425 км (средние значения) с учетом 15-летнего срока эксплуатации – с 2030 (предположительный год запуска) по 2045 годы. Расчёт произведен в соответствии с методами и алгоритмами, описанными в разделе 3.2, реализованными в ГОСТ Р 25645.167-2022 [71].

Таблица 4.6 - Потоки КМ разных размеров на орбите высотой 325 км и наклонением 97,8°

Год расчета	Плотность потока КМ, $\text{м}^{-2} \cdot \text{год}^{-1}$							
	Диапазон размеров, см							
	0,1-0,25	0,25-0,5	0,5-1	1-2,5	2,5-5	5-10	10-20	>20
2030	1,08E-01	1,22E-02	2,90E-03	7,65E-04	1,07E-04	2,95E-05	6,21E-06	1,12E-05
2031	1,12E-01	1,26E-02	3,01E-03	7,95E-04	1,11E-04	3,07E-05	6,45E-06	1,16E-05
2032	1,17E-01	1,31E-02	3,13E-03	8,24E-04	1,15E-04	3,18E-05	6,69E-06	1,21E-05
2033	1,21E-01	1,36E-02	3,24E-03	8,54E-04	1,19E-04	3,30E-05	6,93E-06	1,25E-05
2034	1,25E-01	1,41E-02	3,35E-03	8,84E-04	1,24E-04	3,41E-05	7,17E-06	1,30E-05
2035	1,29E-01	1,45E-02	3,47E-03	9,14E-04	1,28E-04	3,53E-05	7,42E-06	1,34E-05
2036	1,34E-01	1,50E-02	3,58E-03	9,44E-04	1,32E-04	3,64E-05	7,66E-06	1,38E-05
2037	1,38E-01	1,55E-02	3,69E-03	9,74E-04	1,36E-04	3,76E-05	7,90E-06	1,43E-05
2038	1,42E-01	1,60E-02	3,81E-03	1,00E-03	1,40E-04	3,87E-05	8,14E-06	1,47E-05
2039	1,46E-01	1,64E-02	3,92E-03	1,03E-03	1,44E-04	3,99E-05	8,39E-06	1,51E-05
2040	1,50E-01	1,69E-02	4,03E-03	1,06E-03	1,49E-04	4,10E-05	8,63E-06	1,56E-05
2041	1,55E-01	1,74E-02	4,15E-03	1,09E-03	1,53E-04	4,22E-05	8,87E-06	1,60E-05
2042	1,59E-01	1,79E-02	4,26E-03	1,12E-03	1,57E-04	4,34E-05	9,11E-06	1,65E-05
2043	1,63E-01	1,83E-02	4,37E-03	1,15E-03	1,61E-04	4,45E-05	9,36E-06	1,69E-05
2044	1,67E-01	1,88E-02	4,49E-03	1,18E-03	1,65E-04	4,57E-05	9,60E-06	1,73E-05
2045	1,72E-01	1,93E-02	4,60E-03	1,21E-03	1,69E-04	4,68E-05	9,84E-06	1,78E-05



Таблица 4.7 - Потоки КМ разных размеров на орбите высотой 425 км и наклонением 51,6°

Год расчета	Потоки КМ, м <sup>-2</sup> ·год <sup>-1</sup>							
	Диапазон размеров, см							
	0,1-0,25	0,25-0,5	0,5-1	1-2,5	2,5-5	5-10	10-20	>20
2030	8,01E-02	9,01E-03	2,16E-03	5,68E-04	7,84E-05	2,16E-05	4,47E-06	8,09E-06
2031	8,33E-02	9,36E-03	2,25E-03	5,90E-04	8,15E-05	2,25E-05	4,65E-06	8,40E-06
2032	8,64E-02	9,71E-03	2,33E-03	6,12E-04	8,45E-05	2,33E-05	4,82E-06	8,72E-06
2033	8,95E-02	1,01E-02	2,41E-03	6,34E-04	8,76E-05	2,41E-05	5,00E-06	9,04E-06
2034	9,26E-02	1,04E-02	2,50E-03	6,57E-04	9,07E-05	2,50E-05	5,17E-06	9,35E-06
2035	9,58E-02	1,08E-02	2,58E-03	6,79E-04	9,37E-05	2,58E-05	5,35E-06	9,67E-06
2036	9,89E-02	1,11E-02	2,67E-03	7,01E-04	9,68E-05	2,67E-05	5,52E-06	9,98E-06
2037	1,02E-01	1,15E-02	2,75E-03	7,23E-04	9,98E-05	2,75E-05	5,70E-06	1,03E-05
2038	1,05E-01	1,18E-02	2,84E-03	7,45E-04	1,03E-04	2,84E-05	5,87E-06	1,06E-05
2039	1,08E-01	1,22E-02	2,92E-03	7,68E-04	1,06E-04	2,92E-05	6,05E-06	1,09E-05
2040	1,11E-01	1,25E-02	3,00E-03	7,90E-04	1,09E-04	3,00E-05	6,22E-06	1,12E-05
2041	1,15E-01	1,29E-02	3,09E-03	8,12E-04	1,12E-04	3,09E-05	6,40E-06	1,16E-05
2042	1,18E-01	1,32E-02	3,17E-03	8,34E-04	1,15E-04	3,17E-05	6,57E-06	1,19E-05
2043	1,21E-01	1,36E-02	3,26E-03	8,56E-04	1,18E-04	3,26E-05	6,75E-06	1,22E-05
2044	1,24E-01	1,39E-02	3,34E-03	8,79E-04	1,21E-04	3,34E-05	6,92E-06	1,25E-05
2045	1,27E-01	1,43E-02	3,43E-03	9,01E-04	1,24E-04	3,43E-05	7,10E-06	1,28E-05

В таблицах 4.8-4.9 представлены значения вероятности столкновения фрагментов КМ со сферой площадью сечения 1 м<sup>2</sup> для вариантов орбиты РОС.

Таблица 4.8 - Вероятность столкновения фрагментов КМ со сферой площадью сечения 1 м<sup>2</sup> на орбите высотой 325 км и наклонением 97,8°

Год расчета	Диапазон размеров, см							
	0,1-0,25	0,25-0,5	0,5-1	1-2,5	2,5-5	5-10	10-20	>20
2030	1,03E-01	1,21E-02	2,90E-03	7,64E-04	1,07E-04	2,95E-05	6,21E-06	1,12E-05
2031	1,06E-01	1,26E-02	3,01E-03	7,94E-04	1,11E-04	3,07E-05	6,45E-06	1,16E-05
2032	1,10E-01	1,30E-02	3,12E-03	8,24E-04	1,15E-04	3,18E-05	6,69E-06	1,21E-05
2033	1,14E-01	1,35E-02	3,24E-03	8,54E-04	1,19E-04	3,30E-05	6,93E-06	1,25E-05
2034	1,18E-01	1,40E-02	3,35E-03	8,84E-04	1,24E-04	3,41E-05	7,17E-06	1,30E-05
2035	1,21E-01	1,44E-02	3,46E-03	9,14E-04	1,28E-04	3,53E-05	7,42E-06	1,34E-05
2036	1,25E-01	1,49E-02	3,57E-03	9,44E-04	1,32E-04	3,64E-05	7,66E-06	1,38E-05
2037	1,29E-01	1,54E-02	3,69E-03	9,73E-04	1,36E-04	3,76E-05	7,90E-06	1,43E-05
2038	1,32E-01	1,58E-02	3,80E-03	1,00E-03	1,40E-04	3,87E-05	8,14E-06	1,47E-05
2039	1,36E-01	1,63E-02	3,91E-03	1,03E-03	1,44E-04	3,99E-05	8,39E-06	1,51E-05
2040	1,40E-01	1,68E-02	4,03E-03	1,06E-03	1,49E-04	4,10E-05	8,63E-06	1,56E-05
2041	1,43E-01	1,72E-02	4,14E-03	1,09E-03	1,53E-04	4,22E-05	8,87E-06	1,60E-05
2042	1,47E-01	1,77E-02	4,25E-03	1,12E-03	1,57E-04	4,34E-05	9,11E-06	1,65E-05
2043	1,50E-01	1,82E-02	4,37E-03	1,15E-03	1,61E-04	4,45E-05	9,36E-06	1,69E-05
2044	1,54E-01	1,86E-02	4,48E-03	1,18E-03	1,65E-04	4,57E-05	9,60E-06	1,73E-05
2045	1,58E-01	1,91E-02	4,59E-03	1,21E-03	1,69E-04	4,68E-05	9,84E-06	1,78E-05

Таблица 4.9 - Вероятность столкновения фрагментов КМ со сферой площадью сечения  $1 \text{ м}^2$  на орбите высотой 425 км и наклоном  $51,6^\circ$

Год расчета	Диапазон размеров, см							
	0,1-0,25	0,25-0,5	0,5-1	1-2,5	2,5-5	5-10	10-20	>20
2030	7,70E-02	8,97E-03	2,16E-03	5,68E-04	7,84E-05	2,16E-05	4,47E-06	8,09E-06
2031	7,99E-02	9,31E-03	2,24E-03	5,90E-04	8,15E-05	2,25E-05	4,65E-06	8,40E-06
2032	8,28E-02	9,66E-03	2,33E-03	6,12E-04	8,45E-05	2,33E-05	4,82E-06	8,72E-06
2033	8,56E-02	1,00E-02	2,41E-03	6,34E-04	8,76E-05	2,41E-05	5,00E-06	9,04E-06
2034	8,85E-02	1,04E-02	2,50E-03	6,56E-04	9,06E-05	2,50E-05	5,17E-06	9,35E-06
2035	9,13E-02	1,07E-02	2,58E-03	6,79E-04	9,37E-05	2,58E-05	5,35E-06	9,67E-06
2036	9,42E-02	1,11E-02	2,66E-03	7,01E-04	9,68E-05	2,67E-05	5,52E-06	9,98E-06
2037	9,70E-02	1,14E-02	2,75E-03	7,23E-04	9,98E-05	2,75E-05	5,70E-06	1,03E-05
2038	9,98E-02	1,18E-02	2,83E-03	7,45E-04	1,03E-04	2,84E-05	5,87E-06	1,06E-05
2039	1,03E-01	1,21E-02	2,92E-03	7,67E-04	1,06E-04	2,92E-05	6,05E-06	1,09E-05
2040	1,05E-01	1,24E-02	3,00E-03	7,89E-04	1,09E-04	3,00E-05	6,22E-06	1,12E-05
2041	1,08E-01	1,28E-02	3,08E-03	8,12E-04	1,12E-04	3,09E-05	6,40E-06	1,16E-05
2042	1,11E-01	1,31E-02	3,17E-03	8,34E-04	1,15E-04	3,17E-05	6,57E-06	1,19E-05
2043	1,14E-01	1,35E-02	3,25E-03	8,56E-04	1,18E-04	3,26E-05	6,75E-06	1,22E-05
2044	1,17E-01	1,38E-02	3,34E-03	8,78E-04	1,21E-04	3,34E-05	6,92E-06	1,25E-05
2045	1,19E-01	1,42E-02	3,42E-03	9,00E-04	1,24E-04	3,43E-05	7,10E-06	1,28E-05

Международная космическая станция (МКС) сегодня функционирует на высоте около 400 км с наклоном  $51,67^\circ$ . Значения потоков КМ за год через сферу с площадью сечения большого круга  $1 \text{ м}^2$  для орбиты МКС на период 2030-2045 годов представлены в таблице 4.10.

Таблица 4.10 - Потоки КМ разных размеров на орбите МКС

Год расчета	Потоки КМ, $\text{м}^2 \cdot \text{год}^{-1}$							
	Диапазон размеров, см							
	0,1-0,25	0,25-0,5	0,5-1	1-2,5	2,5-5	5-10	10-20	>20
2030	6,48E-02	7,39E-03	1,68E-03	4,75E-04	6,38E-05	1,71E-05	3,83E-06	6,96E-06
2031	6,13E-02	7,20E-03	1,91E-03	4,34E-04	6,27E-05	1,68E-05	3,66E-06	6,76E-06
2032	6,63E-02	7,51E-03	1,73E-03	4,84E-04	7,16E-05	1,72E-05	3,67E-06	7,12E-06
2033	7,30E-02	8,04E-03	1,92E-03	4,94E-04	6,61E-05	2,07E-05	3,70E-06	7,72E-06
2034	7,44E-02	8,31E-03	1,99E-03	5,31E-04	7,05E-05	1,98E-05	4,41E-06	7,35E-06
2035	8,02E-02	9,00E-03	2,23E-03	5,63E-04	8,03E-05	2,29E-05	4,71E-06	7,26E-06
2036	7,21E-02	9,83E-03	2,29E-03	5,42E-04	7,60E-05	2,23E-05	4,51E-06	8,62E-06
2037	8,20E-02	1,02E-02	2,01E-03	6,18E-04	7,28E-05	2,37E-05	4,94E-06	8,17E-06
2038	8,05E-02	8,76E-03	2,44E-03	5,93E-04	8,67E-05	2,45E-05	4,31E-06	9,38E-06
2039	8,99E-02	1,07E-02	2,16E-03	6,06E-04	8,83E-05	2,21E-05	5,09E-06	8,03E-06
2040	9,51E-02	9,40E-03	2,32E-03	6,75E-04	9,27E-05	2,49E-05	4,81E-06	8,88E-06
2041	9,73E-02	1,14E-02	2,59E-03	5,91E-04	9,88E-05	2,51E-05	4,84E-06	9,15E-06
2042	9,82E-02	1,15E-02	2,38E-03	6,36E-04	9,45E-05	2,72E-05	5,35E-06	8,64E-06
2043	9,09E-02	1,07E-02	2,81E-03	6,95E-04	1,03E-04	2,51E-05	5,24E-06	9,21E-06
2044	9,77E-02	1,21E-02	2,70E-03	7,47E-04	9,98E-05	2,48E-05	5,28E-06	9,85E-06
2045	9,36E-02	1,07E-02	2,67E-03	6,70E-04	9,72E-05	2,57E-05	5,17E-06	1,11E-05

Отношение выше рассчитанных потоков КМ на возможных орбитах РОС 325 км и 425 км к потоку КМ на орбите МКС представлено в таблицах 4.11 и 4.12 соответственно.

Таблица 4.11 - Отношение потоков КМ на орбите РОС высотой 325 км к потоку на орбите МКС

Год расчета	Диапазон размеров, см							
	0,1-0,25	0,25-0,5	0,5-1	1-2,5	2,5-5	5-10	10-20	>20
2030	1,67	1,65	1,73	1,61	1,67	1,73	1,62	1,61
2031	1,83	1,75	1,58	1,83	1,77	1,83	1,76	1,72
2032	1,76	1,75	1,81	1,70	1,61	1,85	1,82	1,70
2033	1,66	1,69	1,69	1,73	1,81	1,59	1,87	1,62
2034	1,68	1,69	1,69	1,67	1,75	1,72	1,63	1,76
2035	1,61	1,61	1,56	1,62	1,59	1,54	1,57	1,84
2036	1,85	1,53	1,56	1,74	1,74	1,63	1,70	1,60
2037	1,68	1,52	1,84	1,58	1,87	1,59	1,60	1,75
2038	1,76	1,82	1,56	1,69	1,62	1,58	1,89	1,57
2039	1,63	1,54	1,82	1,71	1,64	1,81	1,65	1,89
2040	1,58	1,80	1,74	1,58	1,60	1,65	1,79	1,75
2041	1,59	1,52	1,60	1,85	1,55	1,68	1,83	1,75
2042	1,62	1,55	1,79	1,77	1,66	1,59	1,70	1,90
2043	1,79	1,71	1,56	1,66	1,56	1,77	1,79	1,83
2044	1,71	1,55	1,66	1,58	1,66	1,84	1,82	1,76
2045	1,83	1,80	1,72	1,81	1,74	1,82	1,90	1,60

Таблица 4.12 - Отношение потоков КМ на орбите РОС высотой 425 км к потоку на орбите МКС

Год расчета	Диапазон размеров, см							
	0,1-0,25	0,25-0,5	0,5-1	1-2,5	2,5-5	5-10	10-20	>20
2030	1,24	1,22	1,29	1,20	1,23	1,26	1,17	1,16
2031	1,36	1,30	1,18	1,36	1,30	1,34	1,27	1,24
2032	1,30	1,29	1,35	1,27	1,18	1,35	1,31	1,22
2033	1,23	1,25	1,26	1,28	1,33	1,17	1,35	1,17
2034	1,25	1,25	1,26	1,24	1,29	1,26	1,17	1,27
2035	1,19	1,20	1,16	1,21	1,17	1,13	1,14	1,33
2036	1,37	1,13	1,16	1,29	1,27	1,20	1,22	1,16
2037	1,24	1,12	1,37	1,17	1,37	1,16	1,15	1,26
2038	1,31	1,35	1,16	1,26	1,19	1,16	1,36	1,13
2039	1,20	1,14	1,35	1,27	1,20	1,32	1,19	1,36
2040	1,17	1,33	1,30	1,17	1,18	1,21	1,29	1,27
2041	1,18	1,13	1,19	1,37	1,13	1,23	1,32	1,26
2042	1,20	1,15	1,33	1,31	1,22	1,17	1,23	1,38
2043	1,33	1,27	1,16	1,23	1,15	1,30	1,29	1,32
2044	1,27	1,15	1,24	1,18	1,22	1,35	1,31	1,27
2045	1,36	1,33	1,28	1,34	1,28	1,33	1,37	1,16

Для наклона 97,8° и высоты 325 км потоки КМ в среднем будут на 70 % больше, чем на орбите МКС в тот же период времени (рисунок 5.2), а для наклона 51,6° и высоты 425 км – на 25 % больше. Можно сделать вывод, что увеличение наклона приводит к большему нагружению станции с точки зрения воздействия техногенного засорения ОКП, при этом и средние скорости столкновения частиц вырастут на ~20%.

В таблице 4.13 представлено отношение потоков КМ на орбитах РОС к потокам КМ на орбите МКС в 2022 году. Из результатов следует, что в среднем частота столкновений с мелкими частицами и количество ситуаций, требующих проведения маневров уклонения от столкновения с крупными объектами, увеличится в 3,5 раза по сравнению с функционированием МКС в текущем году для обоих вариантов орбиты РОС (среднее значение для орбиты 325 км – 3,65, среднее значение для орбиты 425 км – 3,31). Возьмём в качестве примера данные по функционированию МКС: если в 2021 году произошло более 112 сближений с расстоянием менее 4 км наблюдаемых КО с МКС и было проведено 2 маневра уклонения от столкновений, то в 2045 году произойдет около 390 сближений с минимальным расстоянием в 4 км и потребуется провести 7 и более маневров уклонения от столкновения. Сравнение с другими моделями представлено на рисунке 4.3. Отличия в величинах потоков обоснованы в разделах ранее.

Таблица 4.13 - Отношение потоков КМ вариантов орбиты РОС к потокам КМ на орбите МКС в настоящее время

Орбита	Диапазон размеров, см							
	0,1-0,25	0,25-0,5	0,5-1	1-2,5	2,5-5	5-10	10-20	>20
325 км 97,8°	3,43	3,69	3,67	3,59	3,90	3,59	3,74	3,61
425 км 51,6°	2,84	3,38	3,12	3,04	3,43	3,63	3,64	3,39

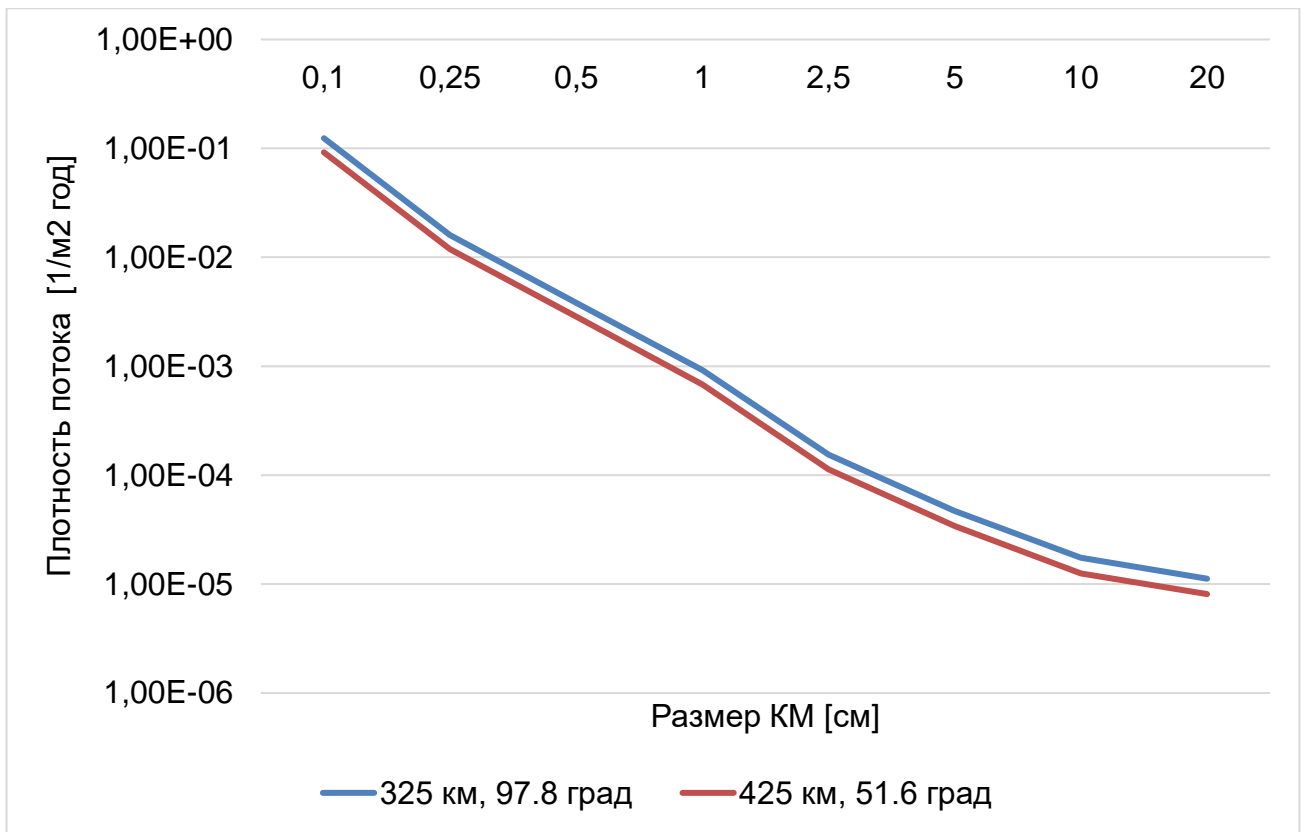


Рисунок 4.2 - Графики зависимости плотностей потока КМ для вариантов орбит в зависимости от размера

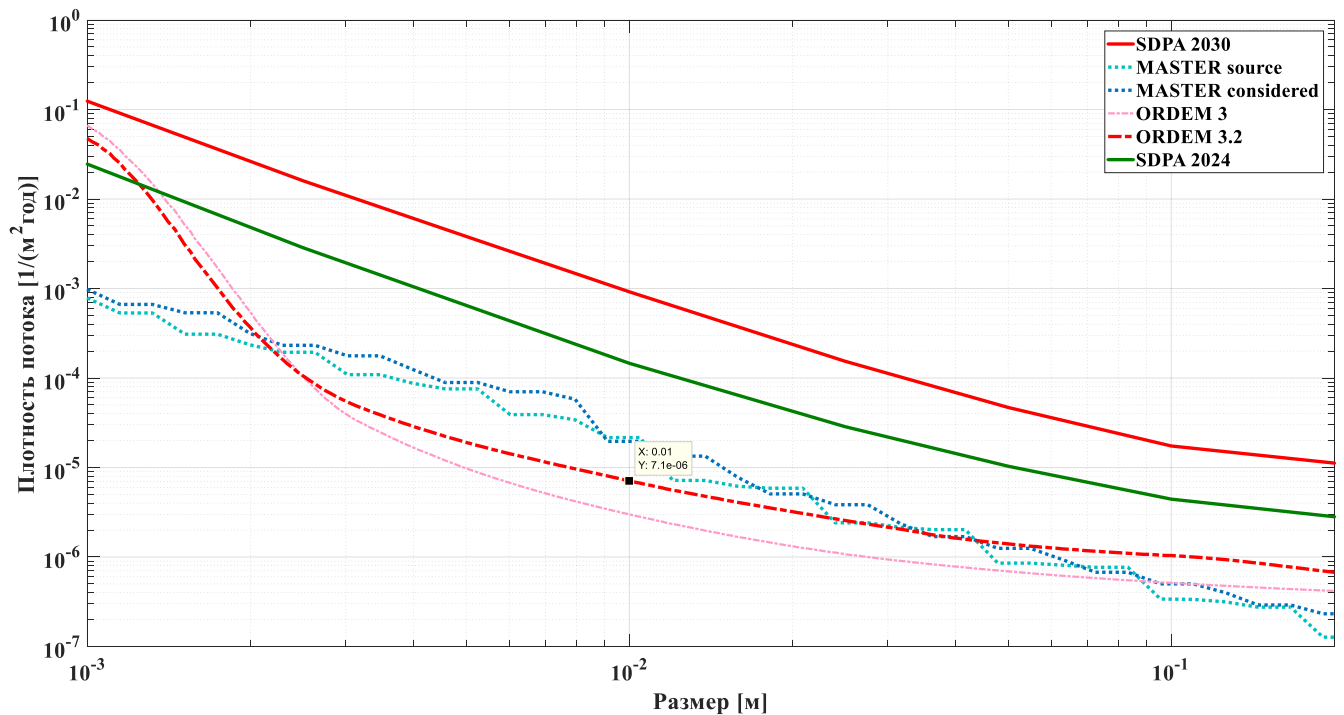


Рисунок 4.3 - Графики зависимости плотностей потока КМ по различным моделям

Результаты расчета вероятности столкновения РОС с КА по приведенным выше данным для площади, подвергающейся воздействию в  $120 \text{ м}^2$ , представлен на рисунке 4.4 и в таблице 4.14.

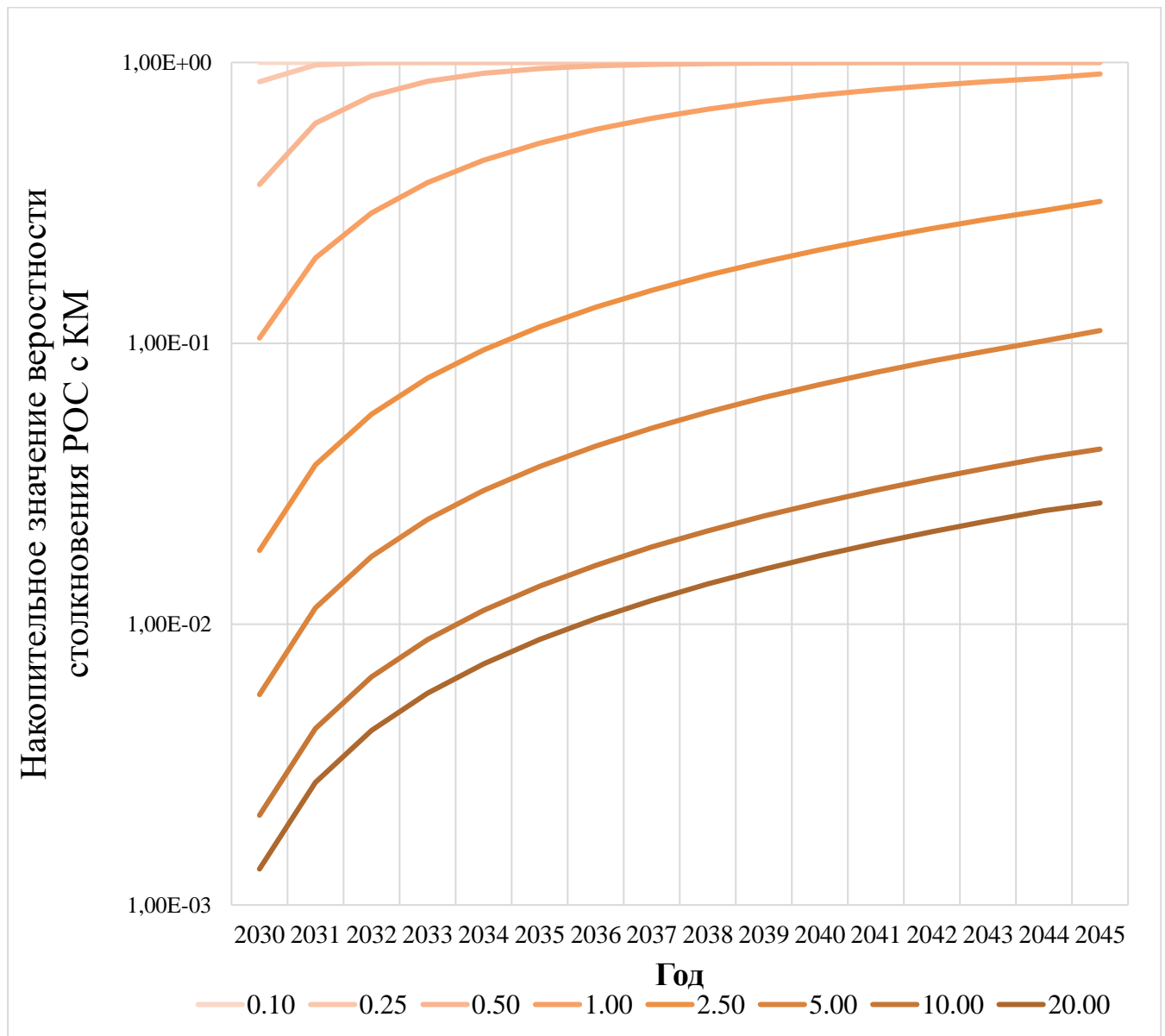


Рисунок 4.4 - Динамика изменения значений вероятностей столкновения РОС с КМ

Изменения значений вероятностей столкновения РОС с КМ рассчитаны по нарастанию, а также по фракциям (размером  $d$  более 0,1 см, более 0,25 см и так далее – более 20 см) и приведены на логарифмической шкале (оси ординат).

Значения вероятностей столкновения РОС с КМ – накопительно по годам (на конец года) – представлены в таблице 4.14.

Таблица 4.14 – Вероятности столкновения РОС с КМ – накопительно по годам

d, см Год	0,10	0,25	0,50	1,00	2,50	5,00	10,00	20,00
2030	1,00E+00	8,54E-01	3,68E-01	1,04E-01	1,83E-02	5,61E-03	2,09E-03	1,34E-03
2031	1,00E+00	9,80E-01	6,07E-01	2,01E-01	3,69E-02	1,14E-02	4,25E-03	2,73E-03
2032	1,00E+00	9,97E-01	7,60E-01	2,91E-01	5,59E-02	1,74E-02	6,49E-03	4,18E-03
2033	1,00E+00	1,00E+00	8,56E-01	3,73E-01	7,51E-02	2,36E-02	8,80E-03	5,67E-03
2034	1,00E+00	1,00E+00	9,15E-01	4,48E-01	9,47E-02	2,99E-02	1,12E-02	7,22E-03
2035	1,00E+00	1,00E+00	9,51E-01	5,16E-01	1,14E-01	3,64E-02	1,37E-02	8,82E-03
2036	1,00E+00	1,00E+00	9,72E-01	5,78E-01	1,34E-01	4,31E-02	1,62E-02	1,05E-02
2037	1,00E+00	1,00E+00	9,84E-01	6,33E-01	1,55E-01	4,99E-02	1,88E-02	1,22E-02
2038	1,00E+00	1,00E+00	9,92E-01	6,82E-01	1,75E-01	5,69E-02	2,15E-02	1,39E-02
2039	1,00E+00	1,00E+00	9,95E-01	7,26E-01	1,95E-01	6,41E-02	2,43E-02	1,57E-02
2040	1,00E+00	1,00E+00	9,98E-01	7,65E-01	2,15E-01	7,14E-02	2,71E-02	1,75E-02
2041	1,00E+00	1,00E+00	9,99E-01	7,99E-01	2,36E-01	7,88E-02	3,00E-02	1,94E-02
2042	1,00E+00	1,00E+00	9,99E-01	8,29E-01	2,56E-01	8,64E-02	3,30E-02	2,13E-02
2043	1,00E+00	1,00E+00	1,00E+00	8,55E-01	2,77E-01	9,41E-02	3,60E-02	2,33E-02
2044	1,00E+00	1,00E+00	1,00E+00	8,78E-01	2,97E-01	1,02E-01	3,91E-02	2,54E-02
2045	1,00E+00	1,00E+00	1,00E+00	9,10E-01	3,20E-01	1,11E-01	4,20E-02	2,70E-02

Значения вероятности столкновения РОС с абсолютно критичными объектами КМ (размером d более 1 см) изменяется от 0,104 в 2030 году до 0,765 в 2040 году, то есть за 10 лет вероятность столкновения с критичными объектами КМ увеличится более чем в 7 раз.

### 4.3. Оценка рисков столкновения для перспективных Лунных проектов

В качестве КС рассматриваются перспективный транспортный корабль (ПТК) и Лунный взлетно-посадочный комплекс – (ЛВПК).

В таблице 5.14 представлены оценки плотности потока КМ размером 1-2,5 см в соответствии с методами и алгоритмами, описанными в разделе 3.2, реализованными в ГОСТ 25625.167-2022, и рассчитанные значения вероятности столкновения для орбит ПТК и ЛВПК. Расчетные оценки потоков КМ получены с использованием усовершенствованной модели КМ.

Исходными данными обозначены следующие основные орбиты:

3) орбита ожидания (200 км, 51,6°; максимальная продолжительность полета ПТК – до суток, максимальная продолжительность полета ЛВПК – до одного месяца);

4) промежуточная высокоэллиптическая орбита (200x45000 км, 51,6°; максимальная продолжительность полета – 2 витка или ~ 27 часов).

При расчете использованы следующие допущения:

- год запуска КС – 2028;
- площадь сечения ПТК принята равной 20,82 м<sup>2</sup>;
- площадь сечения ЛВПК принята равной 29,83 м<sup>2</sup>.

Из результатов расчетов видно, что даже месячное пребывание ЛВПК на орбите ожидания не сопровождается высокой вероятностью столкновения с КМ размером 1-2,5 см.

Таблица 4.14 - Усреднённые оценки плотности потока и вероятности столкновения с КМ размером 1-2,5 см для ПТК и ЛВПК

Н, км	Объект (время нахождения на орбите)	Плотность потока, м <sup>-2</sup> ·год <sup>-1</sup>	Вероятность столкновения
200, круговая	ПТК (1 сутки)	$1,17 \cdot 10^{-6}$	$2,44 \cdot 10^{-5}$
	ЛВПК (30 суток)	$3,51 \cdot 10^{-6}$	$1,05 \cdot 10^{-4}$
200x45000, эллиптическая	ПТК (1,5 суток)	$1,11 \cdot 10^{-6}$	$2,31 \cdot 10^{-5}$
	ЛВПК (1,5 суток)	$1,11 \cdot 10^{-6}$	$3,31 \cdot 10^{-5}$



Таким образом, в текущих условиях техногенного засорения ОКП и в перспективе до 2050 года вероятность столкновения с абсолютно не критичными частицами на этапе выведения лунных миссий не превысит 0.001, что говорит о возможности неучета данного факта при их проектировании.

Исключением являются миссии с довыведением на малой тяге, когда длительное время КА пересекает ОКП до высоты 36000 км. Для такого типа выведения необходимо проводить детальный расчет.

#### **4.4 Определение орбит для активного удаления**

В 2020 году опубликовано исследование экспертов из 11 стран, в котором определяется список из 50 наиболее опасных объектов, которые могут столкнуться с другими в космосе и образовать большое количество космического мусора [97].

Сравнение результатов, полученных в диссертационном исследовании [17], которое является неотъемлемой частью настоящей диссертации, и результатов оценки экспертов из 11 стран представлены на рисунке 4.4.

Видно, что из 50 объектов только 2 не попадают в области для активного удаления космического мусора, которые обоснованы выше, что говорит о международном экспертном признании полученных научных результатов.

В настоящее время работы по активному удалению космического мусора перешли от стадии исследовательских и экспериментальных к стадии повседневной деятельности. В ближайшие годы будет реализован целый ряд проектов по уводу с орбиты отработавших разгонных блоков, ступеней и космических аппаратов.

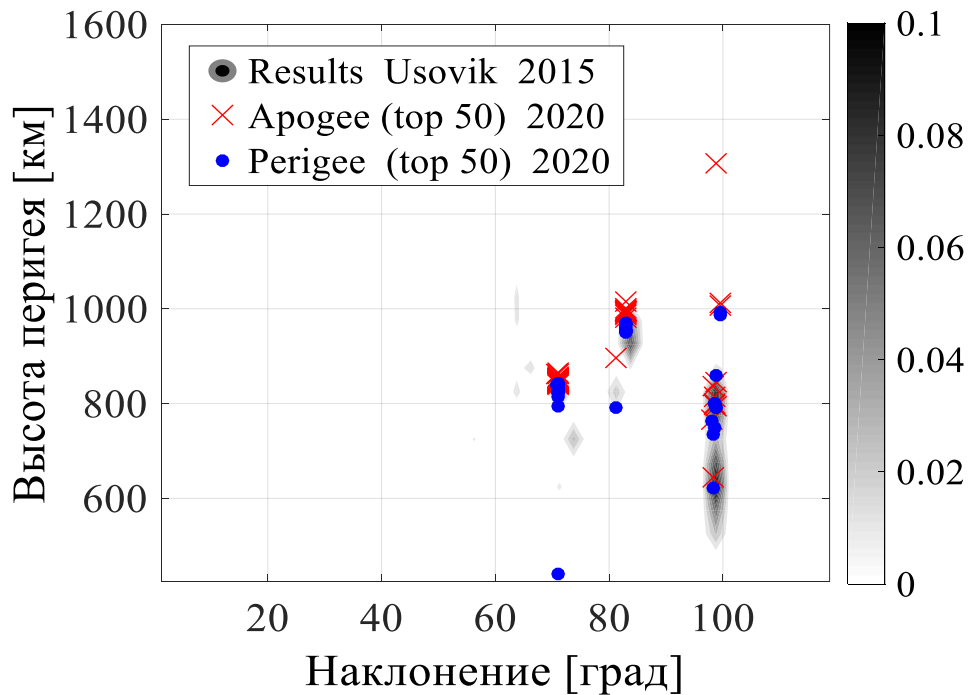


Рисунок 4.4 - Сравнение областей для активного удаления (выделены тёмным) и 50 объектов, определённых международной группой экспертов

#### 4.5. Выбор орбит с учетом плотности потока космического мусора

Для демонстрации существенных отличий в эволюции КМ рассмотрим граничные диапазоны размеров. Результаты прогнозирования КО размером 0,01-0,025 мм до 2050 года при сценарии, который учитывает существующие интенсивности запусков КА и развертывания больших орбитальных группировок, представлены на рисунке 4.5. При этом допускается, что после 2022 года интенсивность развертывания КА на 550 км снизится, а интенсивность развертывания группировок КА на высотах ~1100 км сохранится. Данный факт развертывания хорошо виден в представленных далее распределениях концентрации КО размером 0,01-0,025 мм, где с 2021 по 2050 гг. существенно увеличилось количество КО в диапазоне высот 1100 км. Данный диапазон высот 1100-1200 км ввиду очень маленькой плотности верхней атмосферы за исследуемое время практически не очищается от КО естественным образом. Колебания на графиках изменения количества КО объясняются 11-летним циклом солнечной активности и для малоразмерной фракции в целом имеют большую

амплитуду, что связано с большими величинами отношения площади к массе, в результате чего они быстрее тормозятся в атмосфере.

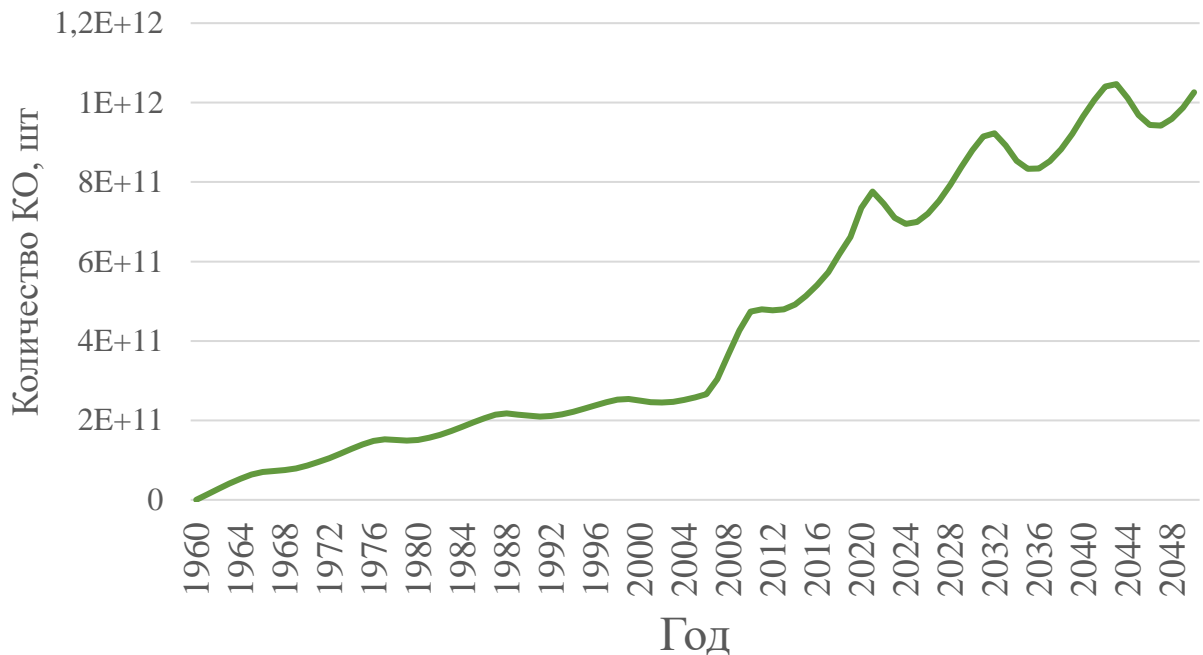


Рисунок 4.5 - Прогноз КО размером 0,01-0,25 мм

В сравнении с аналогичной зависимостью для КО размером 0,01-0,025 см каталогизированные КО распространены в пространстве более локально (рисунок 3.8(а)), а малоразмерная фракция – более сглажено.

При прогнозе малоразмерной фракции до 2050 года (рисунок 4.6) максимальное значение практически не изменяется, однако появляется существенный локальный максимум в области высот 1100 км, в области более низких орбит объекты чуть больше «распределяется» по высотам.

В целом в прогнозах зависимостей малоразмерной фракции КМ можно отметить рост, пропорциональный интенсивности космической деятельности, однако производная этого роста меньше, чем у каталогизированных объектов, что связано с большим воздействием верхней атмосферы на КО. Максимальные значения концентрации в области НОО практически не изменяются, что не приводит к существенному увеличению количества потенциальных столкновений.

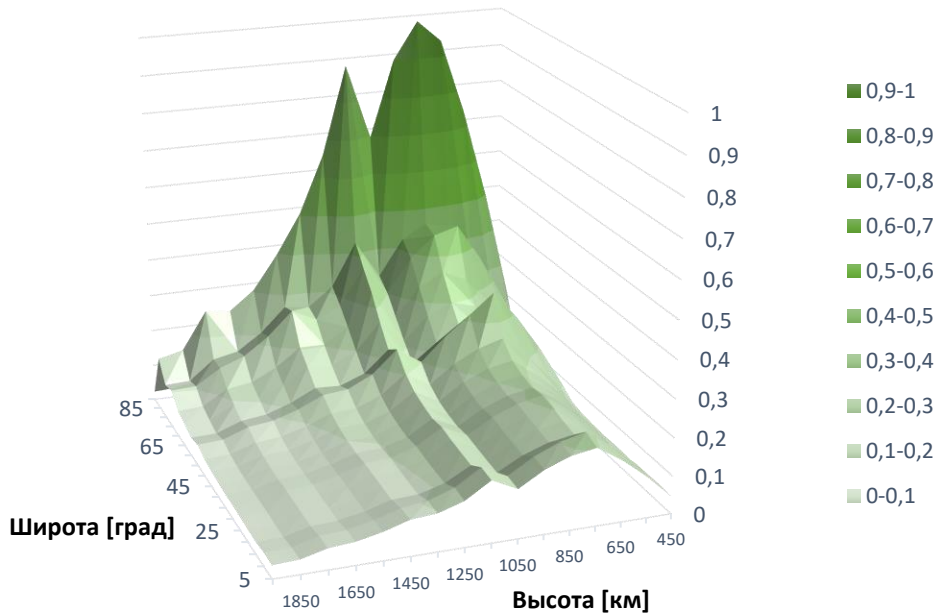


Рисунок 4.6 - Нормированная концентрация КО размером 0,01 - 0,025 см при прогнозе на 2050 г. Максимальное значение 3,95 [1/км<sup>3</sup>]

На рисунке 4.7 представлена зависимость потока КМ размером более 1 мм для околокруговых орбит в области НОО на 2022 год. Как видно из графика, наибольшее воздействие КМ будет оказываться на орбиты с высотами 700-900 км, а также с высотами 1400-1600 км и наклонениями 75° - 105°.

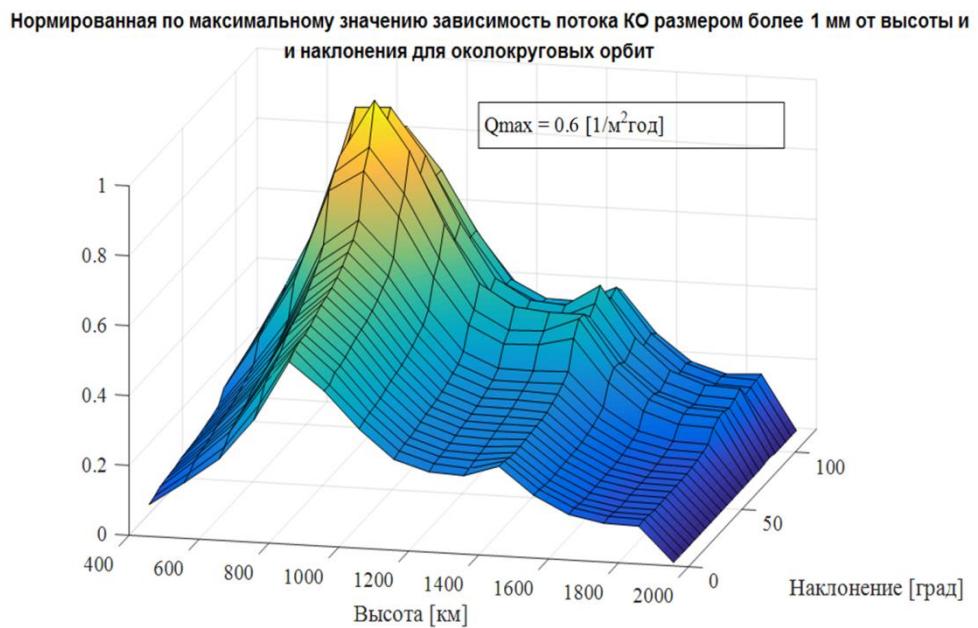


Рисунок 4.7 - Плотность потока КМ размером более 1 мм для околокруговых орбит в области НОО

Исходя из рассмотренных в предшествующих разделах материалов, можно сформировать следующие «ограничения» при выборе орбит для низкоорбитальных КА со стороны техногенного засорения и создания многоспутниковых систем:

– с точки зрения увода по окончании функционирования самыми выгодными являются орбиты наиболее близкие к высотам 500 и 2000 км в области НОО;

– размещение КА на высотах орбит развертывания больших ОГ МКА нецелесообразно ввиду большого количества возможных опасных сближений с КА ОГ в ближайшее время, а в будущем – повышенной опасности столкновения с малоразмерным КМ, образующимся в окрестности данных высот;

– исходя из анализа данных о концентрации КМ разных размеров и ее эволюции по историческим данным и результатам прогноза, воздействие со стороны КМ будет наименьшим для:

- а) 600-700 км, наклонение до  $70^{\circ}$ , на больших наклонениях существенно (более чем в 2 раза) возрастают потоки КМ;
- б) 900 – 1100 км, наклонение любое;
- в) 1600 – 2000 км, наклонение любое.

#### **4.6. Прогноз техногенного засорения при интенсивных запусках малых космических аппаратов**

Решение задач долговременного прогнозирования техногенного засорения области НОО при различных сценариях и их методические особенности ранее были исследованы в работах [9, 101-110]. Отличительной особенностью данной работы является отдельный учет вклада МКА и больших ОГ при решении задачи прогнозирования техногенного засорения.

На рисунке 4.8 представлены результаты прогнозирования количества объектов размером более 10 см с высотой перигея менее 2000 км.

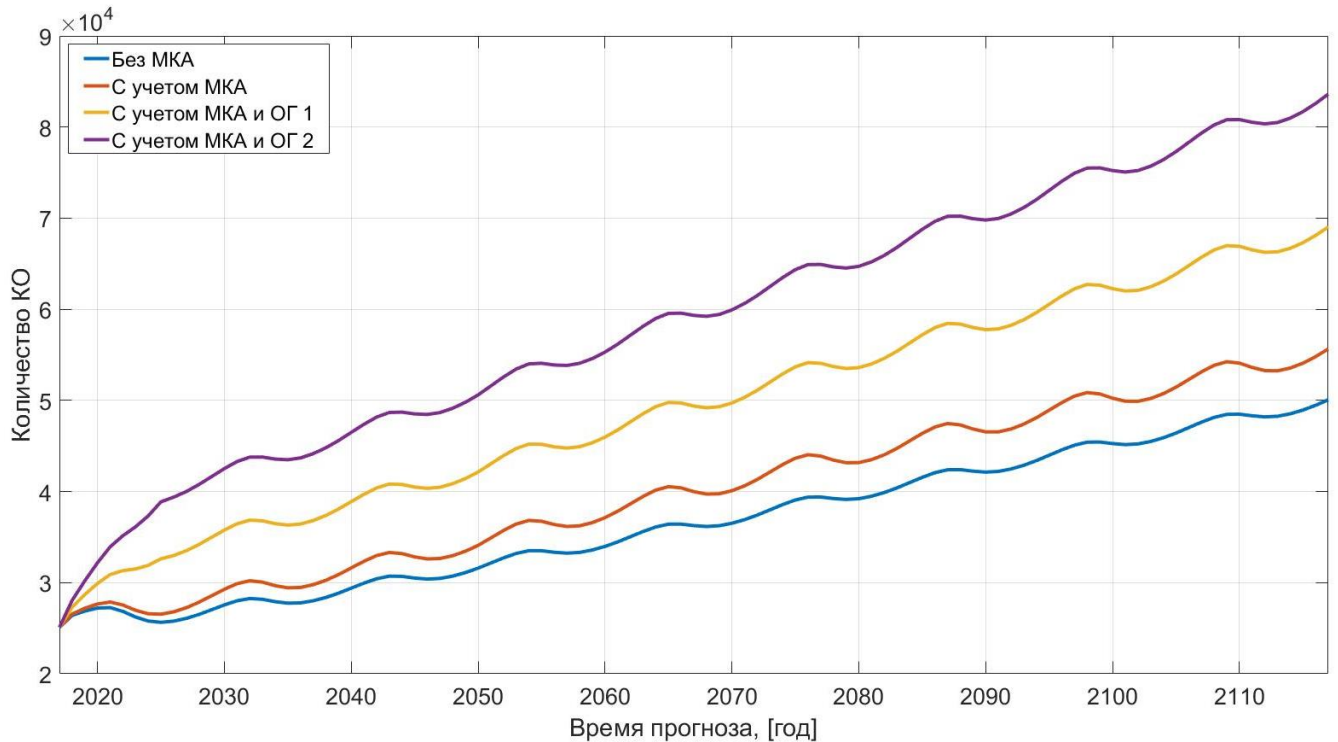


Рисунок 4.8 - Изменение количества объектов с перигеем в области НОО

Результаты прогноза по базовому сценарию, учитывающему интенсивность образования КО на уровне среднего за предшествующий интервал времени с 1960 года и учета взаимных столкновений, показывают, что за 100 лет количество объектов монотонно растет и к концу прогнозирования увеличивается примерно в 2 раза до 50 000 объектов. Вариации количества объектов в пределах 11 лет связаны с циклом солнечной активности.

Результаты прогноза по сценарию, учитывающему помимо основного прироста КО, запуск МКА, характеризуются монотонным увеличением количества КО по сравнению с базовым сценарием, достигая на конец интервала прогнозирования 10-процентного увеличения КО.

Результат прогноза по сценарию, учитывающему запуск МКА и развертывание одной большой ОГ, характерен быстрым увеличением количества КО до 2025 года во время развертывания такой группировки. После развертывания группировки идет естественный процесс её периодического обновления и рост количества КО.

Результаты прогноза по сценарию, учитывающему развертывание двух больших ОГ, показывают увеличение количества КО. На конец интервала прогнозирования количество КО оценивается в 82 000.

На рисунке 4.9 представлено распределение количества КО по высоте перигея с шагом в 100 км при прогнозе на 2117 год.

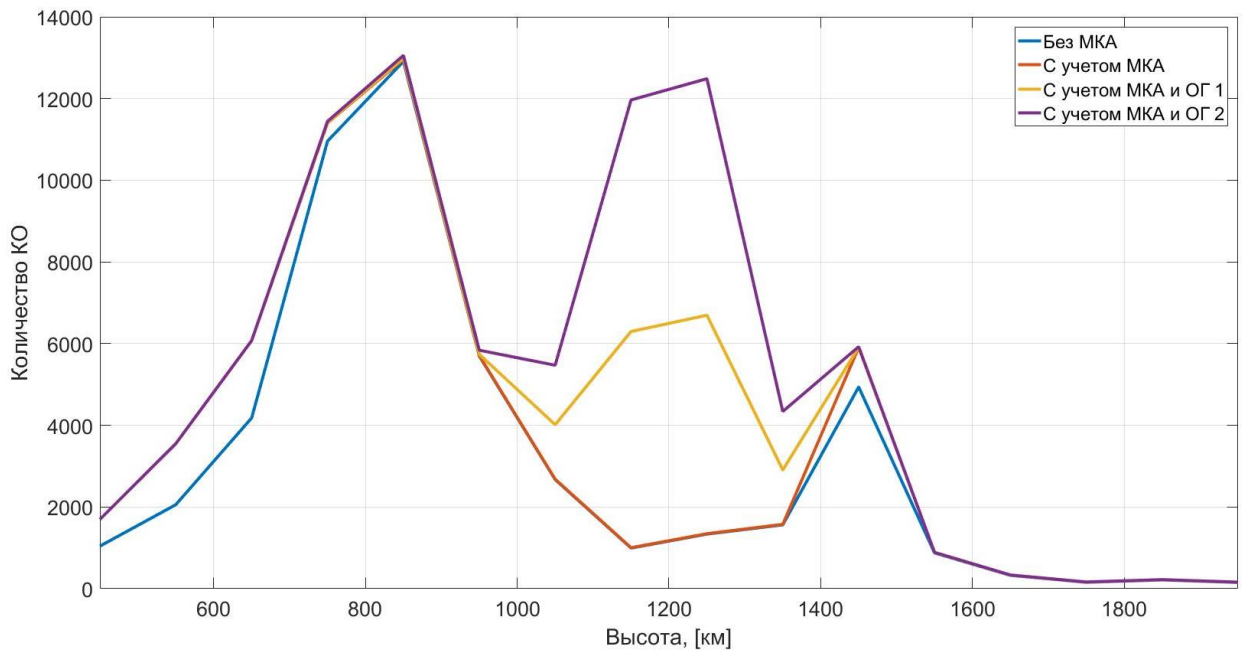


Рисунок 4.9 - Количество объектов с перигеем в 100-километровом слое на 2117 г.

Из графика на рисунке 4.8 видно, что интенсивные запуски МКА в сравнении с базовым сценарием приводят к увеличению количества объектов в диапазоне высот до 900 км. Наибольшее увеличение наблюдается на высотах 500-600 км. Это связано с большим временем существования КО на данных высотах и большей интенсивности запуска на данные высоты. Немного увеличивается количество КО на высотах 1400-1500 км, куда также запускаются малые КА для решения задач связи.

Последствия запуска больших ОГ хорошо видны на высотах 1100-1300 км. Даже с учетом реализации увода 90 процентов КА по окончании функционирования происходит рост количества объектов в данном диапазоне высот. Вследствие большого количества КА даже 10 процентов неуведённых КА постепенно накапливаются и приводят к постепенному росту количества столкновений в данном диапазоне высот. В случае с развертывания двух больших

ОГ количество КО в данной области через 100 лет практически достигает количества КО в области высот 700-900 км.

На рисунке 4.10 представлена оценка суммарного количества столкновений объектов размером более 10 см в исследуемом диапазоне высот.

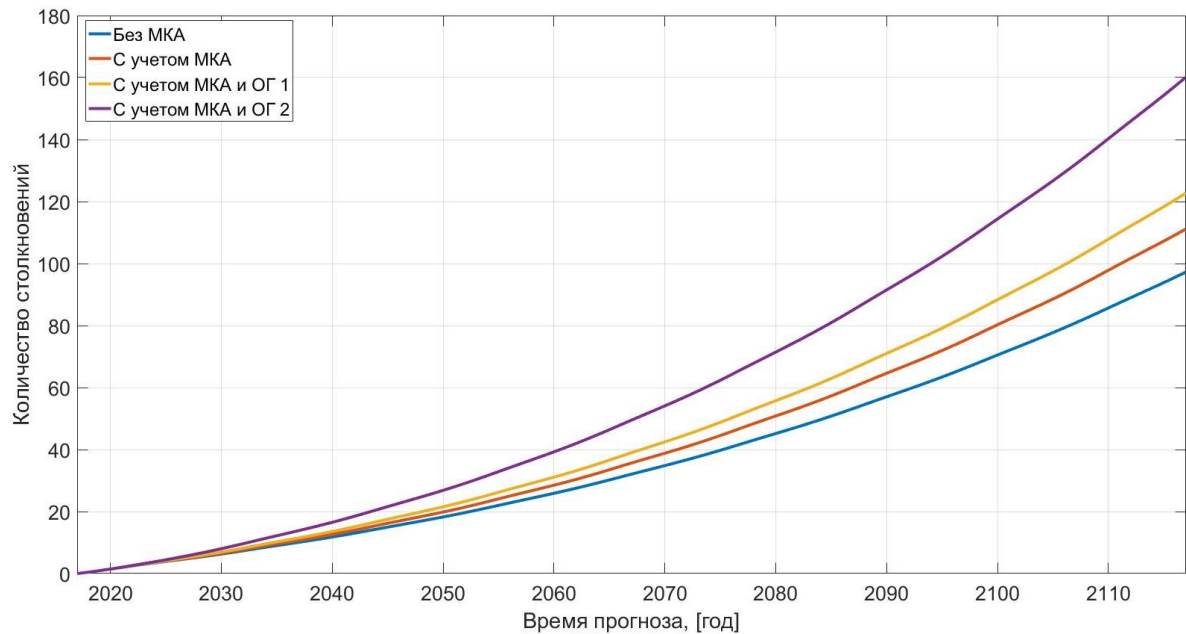


Рисунок 4.10 - Суммарное количество столкновений к заданному году

Увеличение количества взаимных столкновений имеет слабовыраженную степенную зависимость для всех исследуемых сценариев. Характерным является существенный рост количества столкновений для сценария с двумя большими ОГ после 2050 года. Сравнение сценариев позволяет заключить, что развертывание МКА и одной большой ОГ не приведет к существенному росту столкновений в области НОО, а развертывание нескольких ОГ может существенно увеличить количество столкновений.

На рисунке 4.11 представлено распределение количества столкновений в 100 км высотном слое.



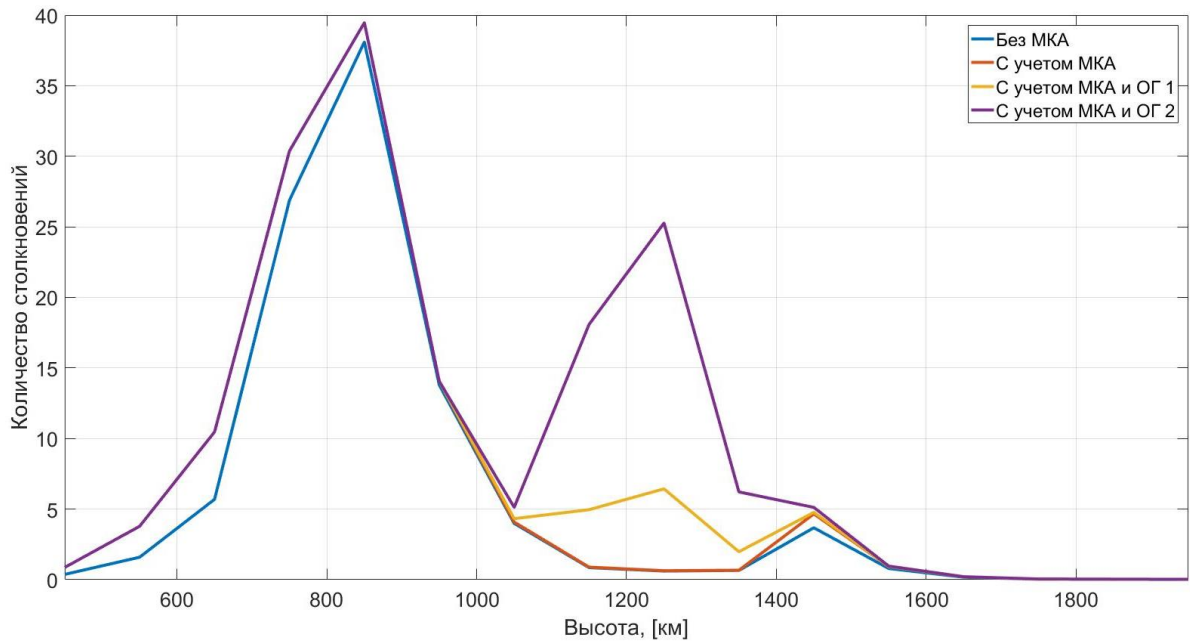


Рисунок 4.11 - Оценка количества столкновений в 100 км слое к 2117 году

Как видно из графика запуск нескольких больших ОГ приводит к существенному увеличению количества взаимных столкновений.

Представленные выше результаты оценки показали, что при существующей на 2013-2017 гг. практике запуска МКА (с учетом постоянного увеличения их количества) влияние на техногенное засорение области НОО является несущественным. Это является следствием того факта, что ~80% МКА запускаются на околокруговые орбиты с высотой перигея до 600 км, на которых не происходит их накопление за счет атмосферного торможения.

Развертывание больших ОГ приводит к постепенному накоплению неуведенных КА в диапазоне высот более 600 км. Впоследствии, накопление «критической массы» объектов на высотах ОГ может привести к существенному росту техногенной засоренности данной области. Лучшим выбором для ОГ является минимизация высоты функционирования для снижения срока баллистического существования.

#### 4.7. Оценка возможности очистки некаталогизированного космического мусора

Представим, что существует некая система, при использовании которой для покрытия внешней поверхности КА обеспечивается «уничтожение» мелких частиц КМ без образования новых фрагментов. Применение такого рода технологии позволит прекратить образование мелких частиц при столкновениях и уменьшить число существующих в ОКП частиц.

Рассмотрим простейший модельный случай для оценки возможностей применения такой системы для очистки ОКП от малоразмерного КМ. Запущен КА, который движется по орбите с высотой  $h$ . Площадь поперечного (миделева) сечения КА равна  $S$ . Концентрацию мелких частиц КМ на высоте полета КА обозначим как  $\rho$ . Из принятого допущения следует, что при столкновении данного КА с мелкой частицей КМ она становится частью КА, т.е. исчезает как отдельный объект в ОКП и что при этом новые мелкие фрагменты не образуются. Тем самым обеспечивается двойной эффект: очистка ОКП от существующих объектов и прекращение образования новых частиц в результате данного столкновения.

Оценим число частиц  $N_{col}$ , с которыми столкнется данный КА на интервале времени  $t$  и сравним эту оценку с общим числом частиц  $N_h$  в окрестности его траектории, с которыми он мог бы столкнуться на достаточно большом интервале времени.

Для определения первой оценки применим известную формулу:

$$N_{col} = \rho \cdot V_{rel} \cdot S \cdot t . \quad (4.5)$$

Здесь  $V_{rel}$  - относительная скорость при столкновениях.

Для определения второй оценки ( $N_h$ ) используем соотношение между числом частиц, их концентрацией и объемом пространства  $U$ :

$$N_h = \rho \cdot U . \quad (4.6)$$

В качестве объема пространства используем объем «бублика» с площадью сечения  $S$ . Это тот объем, в котором находился спутник при его движении на интервале времени одного витка.

$$U_1 = 2\pi \cdot (R + h) \cdot S . \quad (4.7)$$

В результате получаем:

$$Nh_1 = \rho \cdot 2\pi \cdot (R + h) \cdot S . \quad (4.8)$$

Приравнивание оценок выше приводит к уравнению  $\rho \cdot V_{rel} \cdot S \cdot t_1 = \rho \cdot 2\pi \cdot (R + h) \cdot S$ , из которого легко определяется время:

$$t_1 = 2\pi \cdot (R + h) / V_{rel} . \quad (4.9)$$

Это интервал времени, в течение которого спутник с рассматриваемым покрытием очищает область пространства объемом (4.7) от частиц космического мусора. Важной особенностью оценки (4.9) является то, что она не зависит от концентрации КМ  $\rho$  и площади миделевого сечения спутника  $S$ . Формула пригодна для оценки последствий тех столкновений, при которых спутник не разрушается (не катастрофические столкновения).

При расчете по формуле (4.9) примем:  $(R + h) = 7000$  км,  $V_{rel} = 12,2$  км/с получим

$$t_1 \approx 3600 \text{ с} = 1 \text{ час} = 0,042 \text{ суток} . \quad (4.10)$$

Объем области пространства (4.7) является относительно небольшим. Он намного меньше объема некоторого сферического слоя с высотами  $h$  и  $h + \Delta h$ . Объем этого сферического слоя равен:

$$U_{\Delta h} \approx 4\pi \cdot (R + h)^2 \cdot \Delta h . \quad (4.11)$$

Очистка от КМ именно такой области ОКП представляет практический интерес. Оценим соотношение их объемов. При расчетах примем площадь миделевого сечения спутника  $S = 0,25 \text{ м}^2$  и толщину сферического слоя  $\Delta h = 100$  км. Получим:

$$k = U_{\Delta h} / U_1 \approx \frac{4\pi \cdot (R + h)^2 \cdot \Delta h}{2\pi \cdot (R + h) \cdot S} = \frac{2 \cdot (R + h) \cdot \Delta h}{S} = \frac{2 \cdot 7000 \cdot 100}{0,25 \cdot 10^{-6}} = 5,6 \cdot 10^{12} . \quad (4.12)$$

Физический смысл этого коэффициента в том, что именно на эту величину надо умножить интервал времени (4.10), чтобы определить минимальное время, в течение которого один спутник может очистить от КМ область пространства объемом (4.11). Если в указанном сферическом слое летает  $n = 100$  таких

спутников с рассматриваемым покрытием, то время полной очистки этого слоя от КМ уменьшится в  $n$  раз. Таким образом, время очистки от КМ рассматриваемого сферического слоя составляет не менее:

$$t_{\Sigma} = t_1 \cdot k/n \approx 0,042 \cdot 5,6 \cdot 10^{12}/100 = 0,235 \cdot 10^9 \text{ суток} = 640\,000 \text{ лет. (4.13)}$$

Подобная интенсивность очистки ОКП от космического мусора является ничтожно малой. Она не обеспечивает защиту ОКП от монотонного роста числа объектов даже от последствий столкновений.

Такой упрощенный расчет говорит о том факте, что искусственное очищение ОКП от некаталогизированного КМ сегодня является нереализуемым, актуальным в ближайшем будущем является активное удаление крупногабаритного КМ [113-127], поэтому одной из основных задач для снижения риска от некаталогизированного КМ является создание комплексной системы его мониторинга и верификация моделей КМ.

#### **4.8. Предложения по созданию и развитию систем мониторинга**

Мониторинг некаталогизированного КМ характерен следующими особенностями:

- мониторинг наземными средствами позволяет оценить высоту пролета КО, наклонение, размер (рисунок 4.12);
- мониторинг космическими средствами дистанционного типа позволяет оценить размер, параметры орбиты, размеры частиц от 5 см (рисунок 4.13);
- мониторинг космическими средствами контактного типа позволяют оценить поток частиц и их размеры (рисунок 4.14).

Вследствие отмеченных выше особенностей применение всех возможных типов средств мониторинга некаталогизированного КМ позволит иметь предельно возможный объем данных (используемых для уточнения модели КМ) о ситуации в ОКП.

Для мониторинга радиолокационными средствами в первом приближении рационально иметь средства, расположенные на экваторе, чтобы была

возможность осуществлять мониторинг всех наклонений орбит, и максимально высоко по широте, чтобы наблюдать объекты в областях с максимальной концентрацией, что позволит наиболее точно оценивать ситуацию в самых засоренных областях ОКП.

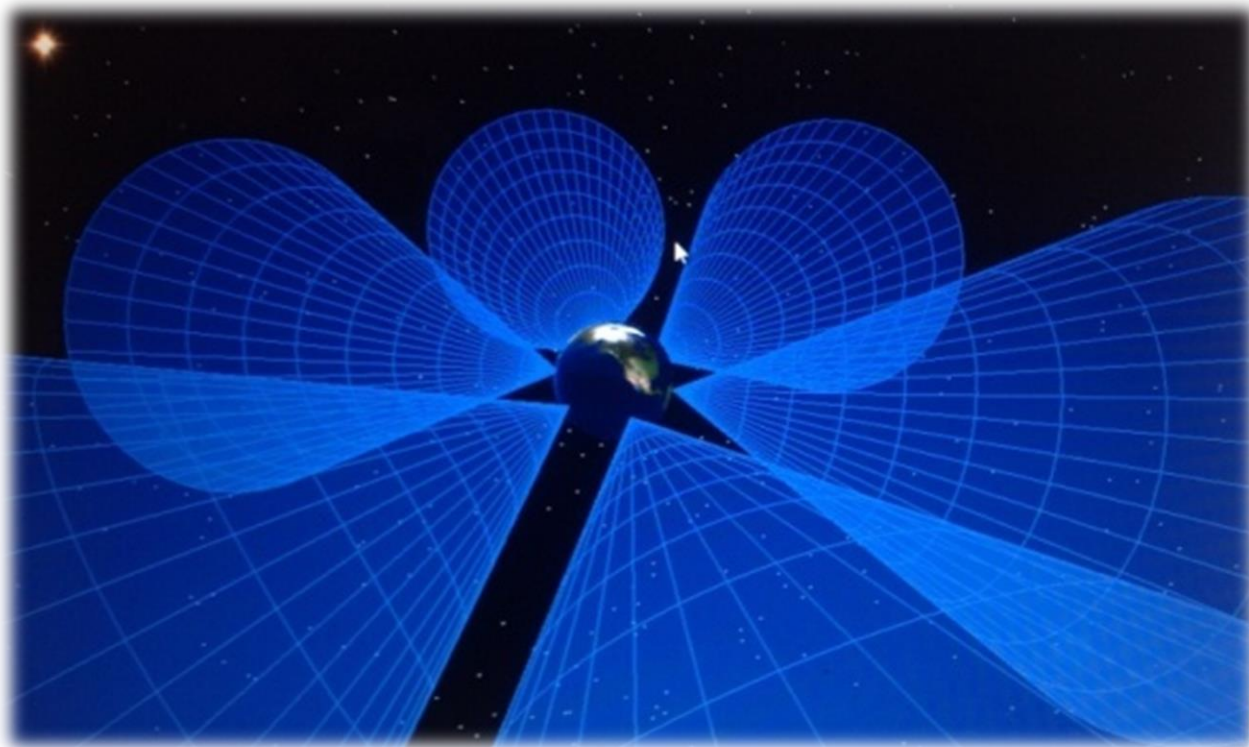


Рисунок 4.12 - Визуализация расположение радиолокационных средств мониторинга.

Космические средства контактного мониторинга целесообразно располагать на орбитах, пересекающих самые засоренные области ОКП и самые используемые, в особенности на орбитах пилотируемых орбитальных станций. Для обобщенного контроля состояния также возможно размещение КА на низко эллиптической орбите, которая в процессе эволюции полностью пересекала бы всю область высот функционирующих КА на низких околоземных орбитах.

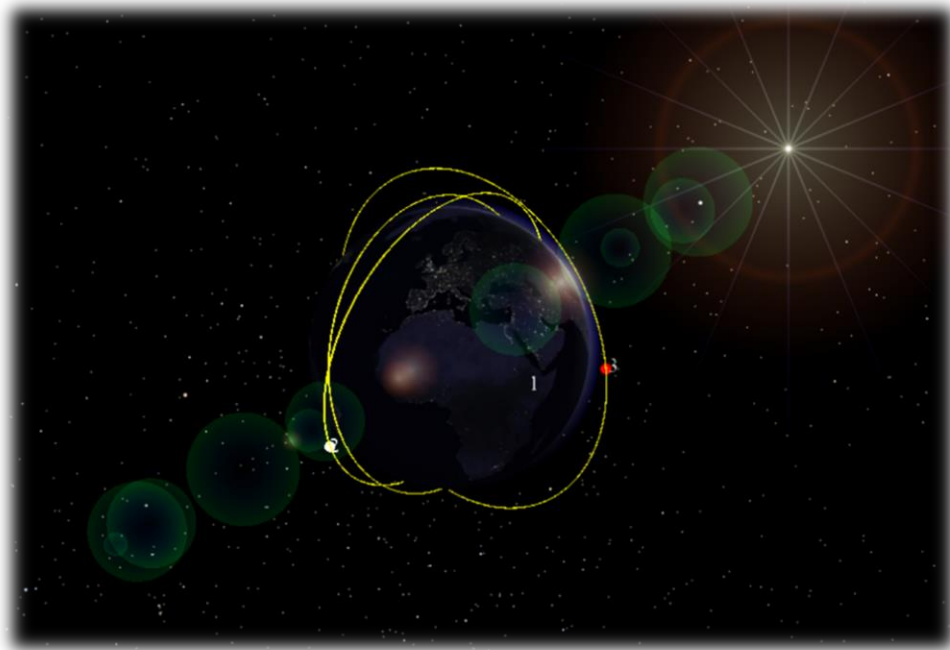


Рисунок 4.13 – Визуализация орбитальной группировки контактного мониторинга

Дистанционный мониторинг космическими средствами наиболее эффективен в области ГСО, так как за счет существенного снижения расстояния наблюдения обеспечивается возможность наблюдения некаталогизируемых наземными средствами объекты.

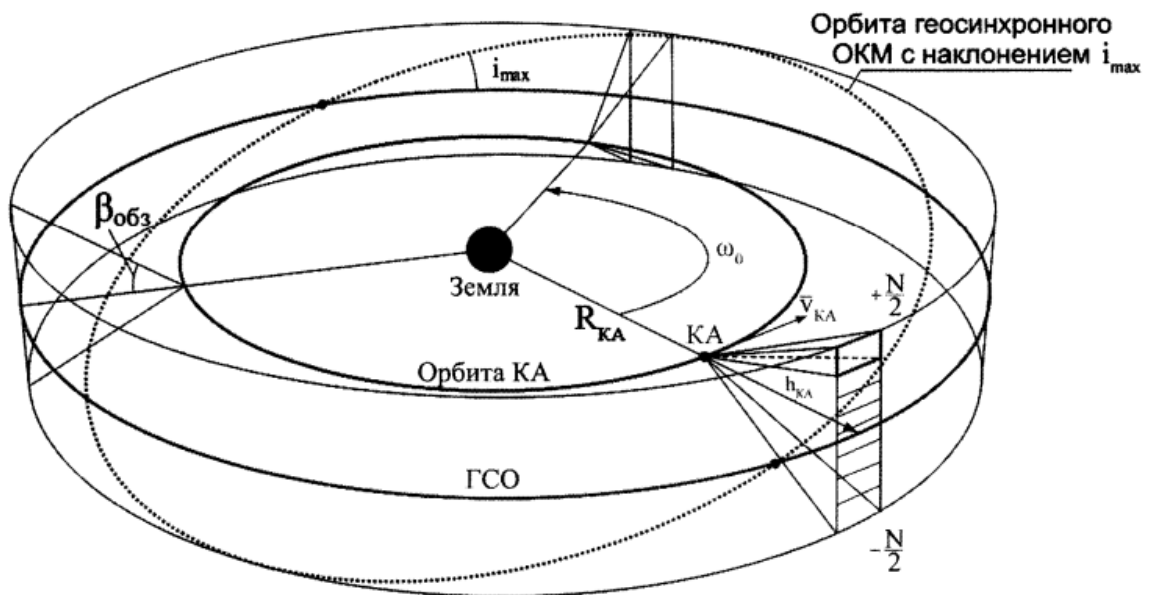


Рисунок 4.14 - Схема мониторинга КМ в окрестности ГСО

Разработка методик оценки эффективности и оптимизации [112] средств мониторинга некаталогизированного КМ, которые позволят более конкретно определить расположение и орбиты, а также характеристики средств мониторинга с учетом имеющихся ограничений необходима в кратчайшие сроки.

#### **4.9. Создание системы поддержки принятия решений о маневрировании КА при обнаружении разрушений в окрестности его орбиты**

Опыт функционирования центров управления полетами в периоды времени, когда происходили интенсивные разрушения на орбитах в окрестности сопровождаемых КА, показал, что отсутствуют инструменты, позволяющие делать оперативные обоснованные оценки рисков столкновения с КМ, образовавшемся после разрушения и определять параметры маневров изменения орбиты для минимизации этих рисков. В связи с этим, в подобных ситуациях риски столкновения с КМ от разрушения принимаются операторами и собственниками КА, и изменение орбиты не происходит. Однако в связи с существенным ростом интенсивности мировой космической деятельности и развертыванием больших орбитальных группировок проектов «Сфера», «Starlink», «Oneweb» и др., количество разрушений на орбитах будет неуклонно увеличиваться и принятие подобных рисков для крупногабаритных КА, пилотируемых кораблей и орбитальных станций становится не приемлемым, так как возможны потеря дорогостоящей техники, невыполнение важных государственных задач и гибель космонавтов.

Для обеспечения безопасности космических полетов в данных условиях необходимо создать «Систему поддержки принятия решений о маневрировании КА для обеспечения безопасности космического полета при обнаружении интенсивных разрушений объектов в окрестности его орбиты», выполненную в виде программно-моделирующего комплекса.

В настоящее время отсутствуют прямые аналоги предлагаемой системы. Существуют отдельные её элементы в разрозненном виде, направленные на решение самостоятельных задач, и научные исследовательские программы,

например в Aerospace corp. При наличии предлагаемой системы появится возможность обоснованно принимать решения об изменении орбиты КА с целью минимизации рисков столкновения с КМ, образовавшимся в результате интенсивного разрушения в окрестности орбиты сопровождаемого КА, что позволит при несущественных ресурсных затратах повысить безопасность космических полетов.

В процессе эволюции облака фрагментов, образовавшегося в результате разрушения КО на орбите, может быть выделено несколько характерных этапов.

1. Изменяющийся в размерах («пульсирующий») эллипсоид.
2. Тор с точкой сужения и линией сужения.
3. Переход между тором и бандажом в процессе эволюции долгот восходящих узлов орбит фрагментов – «Бант».
4. Окаймляющий Землю в пределах определенных широт пояс (в форме соответствующего бандажа) с «равномерно распределенной» разреженной популяцией фрагментов разрушения.

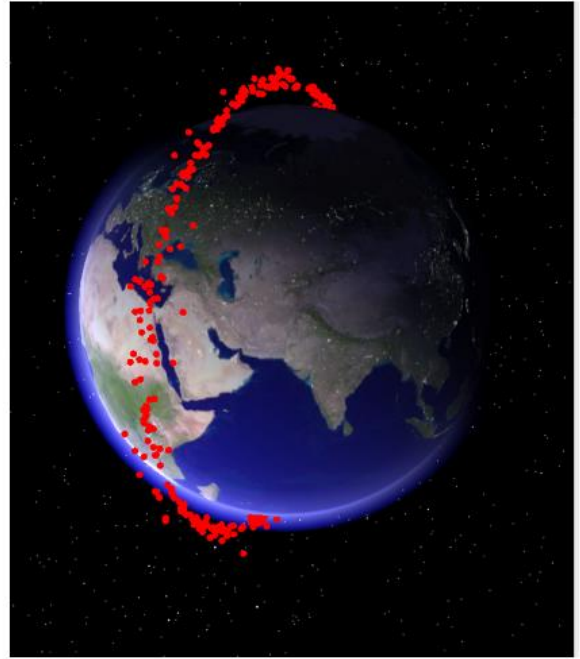
Подобный поэтапный подход при моделировании эволюции «облака» фрагментов разрушения КО (рисунок 4.15) в работах [1-7].

Для принятия решений на выполнение маневрирования КА в ближайшее время после взрыва существенными являются фазы эллипсоида и тора, в которых пространственная концентрация фрагментов наибольшим образом локализована и может представлять наибольшую угрозу для КА. Визуализация области повышенного риска представлена на рисунке 4.16.

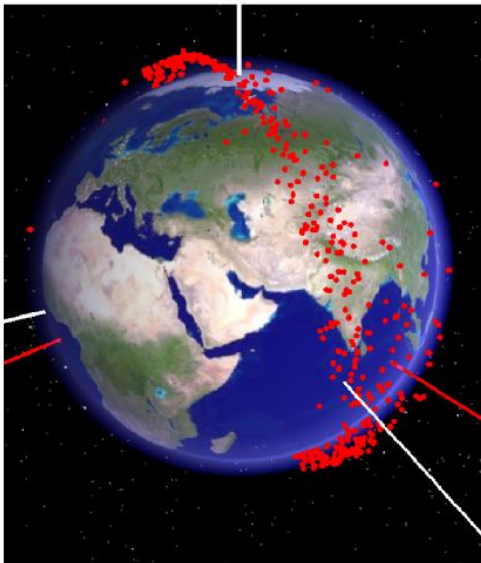




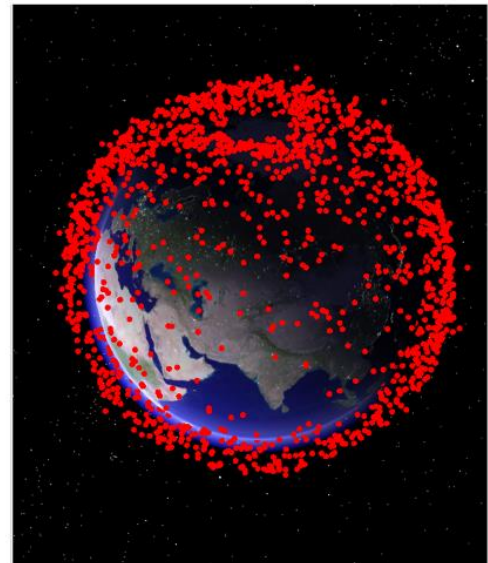
**Эллипсоид**



**Тор**



**Бант**



**Бандаж**

Рисунок 4.15 - Основные фазы эволюции облака фрагментов разрушения на орбите

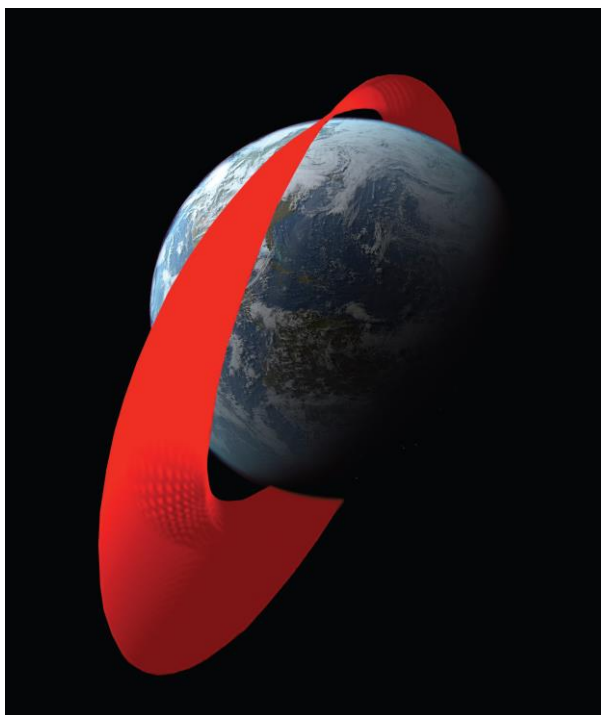


Рисунок 4.16 - Локализация области фрагментов разрушения

Для обеспечения безопасности полёта КА при разрушении в окрестности его орбиты в случае пересечения его траектории с областью повышенного риска необходимо провести маневр, обеспечивающий минимум времени нахождения КА внутри данной области. Существенным в данном случае будет размер объектов риска, так как для некаталогизируемых КО данная область будет существенно большего объема.

Создание «Системы поддержки принятия решений о маневрировании КА для обеспечения безопасности космического полета при интенсивных разрушениях объектов в окрестности его орбиты» обеспечит решение задач оценки рисков и определения оптимальных параметров маневров для минимизации рисков столкновения с фрагментами разрушения.

Цель системы.

Обеспечение операторов космических систем и центров управления полетом обоснованными рекомендациями по изменению орбиты КА с целью минимизации рисков столкновения с КМ, образовавшимся в результате интенсивного разрушения в окрестности орбиты КА.

Задачи по созданию системы.

Разработка программных модулей, реализующих методики оценки рисков столкновения сопровождаемого КА с КМ, образовавшимся в результате интенсивного разрушения в окрестности его орбиты.

Разработка программных модулей, реализующих выбор оптимальных параметров маневра по изменению орбиты КА с целью минимизации рисков столкновения с КМ.

Реализация методов механики космического полета, эмпирические модели разрушения КО, методы оптимизации маневров КА с малой и большой тягой. Для тестовой отработки будут использоваться известные разрушения.

Разработка базы данных для программного обеспечения.

Разработка программного обеспечения, производящего на основе имеющейся априорной информации оценку рисков воздействия КМ, образовавшегося в результате интенсивного разрушения, на сопровождаемый КА, и в случае превышения пороговых значений расчёт оптимального по заданным критериям маневра изменения орбиты.

Ожидаемые результаты.

Программное обеспечение, обеспечивающее поддержку принятия решений о маневрировании КА для снижения рисков столкновения с КМ после интенсивного разрушения на орбите.

Количественные показатели:

- количество одновременно моделируемых объектов фрагментов разрушения – до 100 000 шт.

- количество методов оптимизации – 4 шт.;

- количество методов интегрирования уравнений движения КО – 3 шт.;

- количество моделей разрушения – не менее 3 шт.;

- скорость автоматизированного расчета с оптимизацией параметров маневра на ПК профессионального уровня не должна превышать 5 мин.

Качественные показатели.

Применение программного обеспечения позволит обеспечить безопасность космического полета и принимать обоснованные решения в процессе баллистико-

навигационного обеспечения полета КА при возникновении ситуаций, когда происходит интенсивное разрушение космических объектов в окрестности орбиты функционирования в условиях минимальных априорных данных, получать научно-обоснованные рекомендации по необходимости и параметрам маневра изменения орбиты с целью минимизации рисков высокоскоростного столкновения с образовавшимся КМ.

На рисунке 4.17 представлен проект интерфейса программного комплекса, реализующего систему.

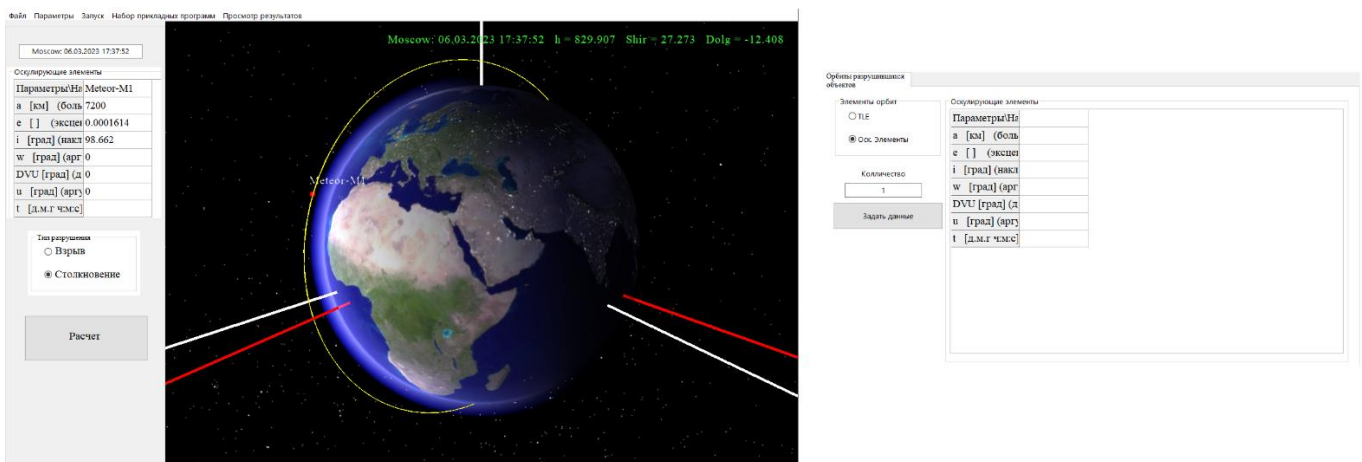


Рисунок 4.17 - Проект интерфейса программного комплекса

Пример вариантов визуализации расчетов с использованием программного комплекса.

На рисунке 4.18 представлена возможная визуализация моделируемых объектов разрушения или в виде «тора» с распределением концентрации в пространстве.

На рисунке 4.19 представлена визуализация траектории КА после маневров относительно «торов» распределения концентрации фрагментов разрушения.

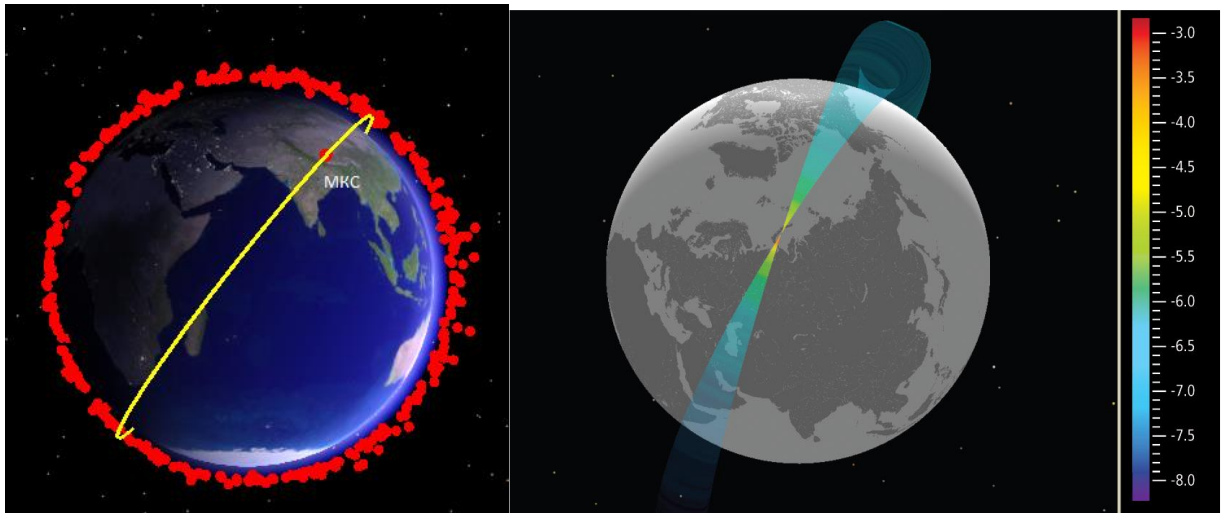


Рисунок 4.18 - Моделируемые объекты поштучно (слева) или в виде концентрации в торе (справа)

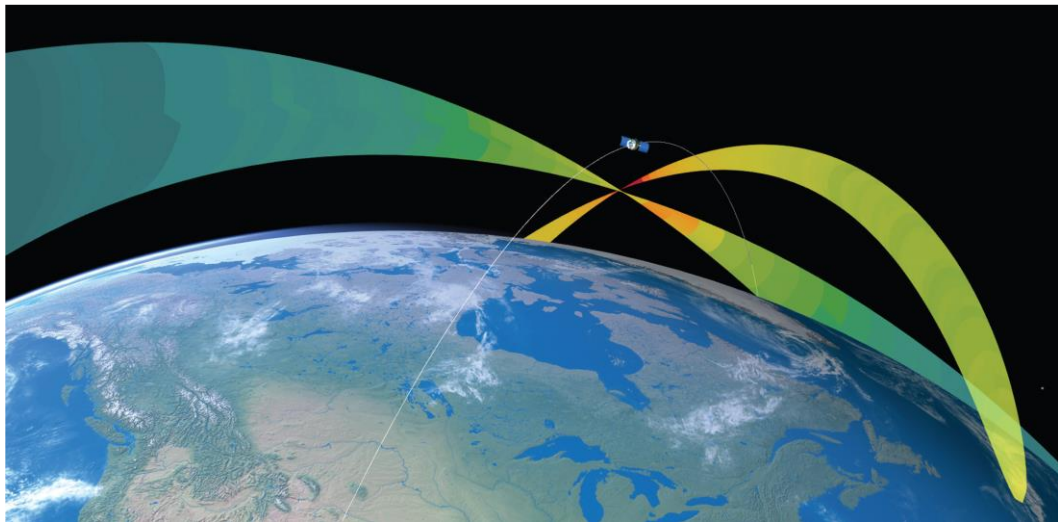


Рисунок 4.19- Часть траектории защищаемого КА после маневра увода относительно торов фрагментов столкновения двух объектов

Далее представлен ряд тестов работы макета программно-алгоритмического обеспечения разрабатываемой системы. Для трех различных орбит симитировано разрушение, образующее облако фрагментов, подобное вышеописанному разрушению «Fengyun-1C». Было выбрано три КА, приблизительно одинаковых характеристик, находящихся на различных орбитах и имеющих возможность совершить маневр уклонения. В таблице 4.15 приведены параметры орбит аппаратов до и после маневра, посчитанные с помощью макета, а в последнем столбце приведены значения оценки риска столкновения КА с КМ в виде безразмерной величины. Величина  $10^{-3}$  взята как пороговое значение риска для

совершения маневра уклонения. Маневр рассчитан так, чтобы величина риска приняла значение, меньше порогового.

Таблица 4.15 – Тестовые расчеты применения системы

№	Параметры орбиты						Оценка риск безразмерная величина
		e	$h_a$ (км)	$h_p$ (км)	i (град)	T (мин)	
1	до маневра	0,03	304	284	97,45	90,39	0,00631
	после маневра	0,0095	306	300	97,35	90,62	0,00054
2	до маневра	0,000211	473	471	43	94,04	0,00778
	после маневра	0,00321	475	472	43,01	94,57	0,00086
3	до маневра	0,0217	800	766	74,04	100,51	0,00423
	после маневра	0,0288	804	759	74,01	100,86	0,00077

Программно-алгоритмическое обеспечение, оказывающее поддержку принятия решений о маневрировании КА для снижения рисков столкновения с КМ после интенсивного разрушения на орбите, позволит предоставить информационное обеспечение безопасности осуществления космических операций на стадии их проведения.

#### 4.10 Методика оценки долей плотности потока космического мусора с различной плотностью материала

Модели КМ в актуальных версиях имеют разделение плотности потока частиц не только по размеру, но и по плотности материала. Примерное разделение фрагментов на группы плотностей приведены в работе [124] (см. таблицу 4.16).

При моделировании разрушений и учете их вклада в модели КМ основным результатом является описание распределения образовавшихся фрагментов по их характеристическому размеру  $d$ , отношению площади к массе (ОПМ) и значению добавленной скорости относительно родительского КО. Модель разрушения, нацеленная на более детальное описание распределений фрагментов в зависимости от их плотности, должна позволять давать указанные выше распределения размеров, ОПМ и скорости для различных материалов, входящих в состав разрушаемого КО.

Таблица 4.16 - Средняя плотность трех групп материалов КМ, и материалов, входящих в группу

Материал	Плотность, г/см <sup>3</sup>
Тяжелые	8,00
Серебро	10,5
Медь	8,8
Сталь	7,9
Припой	6,4
Средние	2,77
Титан	4,5
Алюминий	2,8
Краска	2,5
Легкие	1,41
Стекловолокно	1,5
Пластик	1,4
Прочие	1,2 -1,0

В первом приближении для оценки безусловного разделения потока по плотностям частиц воспользуемся статистическими данными по долям массы компонент с разной плотностью в КА и РБ, а также данными по количеству разрушений объектов разного типа и их общему количеству в ОКП. Доля плотности потока частиц разной плотности материала определяется по совокупности данных долей – таблицы 4.17-4.19.

Таблица 4.17 - Базовые значения массовых долей материалов в КА и РБ

Тип КО	Год	Легкие, %	Средние, %	Тяжелые, %
КА	до 2000	7	82	11
КА	после 2000	21	66	13
РБ	–	12	50	38

Таблица 4.18 – Доля объектов различного типа от общего количества запущенных к настоящему времени

Тип КО	КА до 2000 г	КА после 2000 г	РБ
Доля от общего количества разрушений	27,06%	45,10%	27,84%

Таблица 4.19 – Доля разрушений объектов различного типа произошедших к настоящему времени

Тип КО	КА до 2000 г	КА после 2000 г	РБ
Доля от общего количества разрушений	55,07%	8,12%	36,81%

Оценка долей плотностей потоков в таблице 4.20 является безусловной, может применяться для любых орбит и использоваться в расчетах по высокоскоростному соударению.

Таблица 4.20 – Безусловная доля КО с различной плотностью материала в совокупной плотности потока КМ

Материал	Доля
Лёгкий	10,56%
Средний	68,59%
Тяжелый	20,85%

Более детальные расчеты в настоящее время требуют применение методик и алгоритмов расчета, требующих существенно большего количества измерительной информации по малоразмерным объектам в ОКП.



#### 4.11. Выводы по главе

1. В разделе представлены результаты расчетов плотностей потоков и вероятностей столкновения с КМ разных размеров для основных операций космических полетов, включая выведение, полет по типовым орбитам для перспективных отечественных космических проектов: РОС, Лунные программы и др.

2. Полученные результаты свидетельствуют о различных уровнях рисков столкновения с частицами КМ, что требует их учета в различной степени для различных миссий.

3. Наиболее важным является оценка рисков и методов их снижения для пилотируемых космических кораблей и орбитальных станций, и КА, функционирующих в наиболее засоренных областях ОКП или областях высот больших орбитальных группировок.

4. Для крупногабаритных, дорогостоящих КА, особенно пилотируемых, необходимо проводить детальный анализ характеристик потока КМ относительно элементов конструкции, включая оценки вероятности непробоя критическими частицами, оценки безопасности экипажа и др. Исходными данными для данных оценок являются данные уточненных моделей КМ.

5. Представленные выше результаты оценки показали, что запуски МКА на высоты, со сроком баллистического существования менее 25 лет с учетом постоянного увеличения их количества не оказывают существенного влияния на техногенное засорение области НОО.

6. Развертывание больших ОГ приводит к постепенному накоплению неуведенных КА в диапазоне высот, где воздействие атмосферы является слабым. В области высот 1100-1300 км эти КА могут существовать тысячи лет, в результате чего возникает накопление «критической массы» объектов на данных высотах, что может привести к существенному росту техногенной засоренности.

## Глава 5

### Метод и алгоритм оценки вероятности критического столкновения с космическим мусором и метеороидом

Выход из строя КА по причине высокоскоростного соударения с КМ или метеороидом может произойти как по причине отказа отдельного элемента или подсистемы, так и в результате его полного разрушения. В зависимости от типа системы её выход из строя может быть обусловлен не только пробоем, но и такими фактами как эрозия, а также в результате множественного воздействия малоразмерных частиц, поверхностных повреждений (для оптики и солнечных батарей) и т.п. Однако если обобщить все возможные случаи, то из общего множества объектов КМ и метеороидов можно выделить подмножество частиц, обладающих совокупностью свойств и направлений столкновения с КА (его подсистемами и элементами), которые приведут к гарантированному выходу его из строя. В данной главе представлена общая методика проведения оценки данного подмножества на основании энергии частицы, вызывающей критическое столкновение, а также оценка вероятности критического отказа по данной причине для типовых орбит КА.

#### 5.1. Метод и алгоритм

Критическим столкновением будем считать высокоскоростное столкновение КА или его подсистем и элементов, площадь которых можно ограничить заданной величиной критической площади  $S_{кр}$ , с частицей космического мусора или метеороидом, кинетическая энергия которой превышает пороговое значение  $E_{кр}$  при заданной массе  $m$  и относительной скорости столкновения  $V_{rel}$ , в результате которого КА теряет основные функциональные возможности или полностью выходит из строя. Примерами таких столкновений являются: выход из строя в 2013 году КА Блиц, представлявшего собой отражающую сферу, которая после столкновения перестала отражать лазерное излучение, выход из строя герметичных КА по причине разгерметизации в

результате столкновения, выход из строя в 2022 году пилотируемого корабля Союз-МС 22, в результате – невозможность возвращения экипажа с МКС после пробоя системы терморегулирования.

Методика состоит в следующем: для заданной орбиты КА -  $a, e, i, w, \Omega$  и срока активного существования  $t_{cac}$  по моделям КМ и метеороидов определяются потоки частиц  $Q^{\square}(m(d_j), a, e, i, w, \Omega, t_{cac})$  для принятых 11 диапазонов размеров и масс, определяемых через заданную среднюю плотность, а также плотности распределения вероятности относительной скорости столкновения  $P(V_{rel}^{\square})$ . Из совокупности потока КМ и метеороидов рассчитывается поток  $Q_{кр}(t)$ , который способен вывести из строя КА, при условии

$$\frac{m(d_j)V_{rel}^{\square 2}}{2} > E_{кр}$$

После того, как такой поток рассчитан, вероятность столкновения для данного потока рассчитывается по формуле 3.28. На рисунке 5.1 представлена общая схема методики.

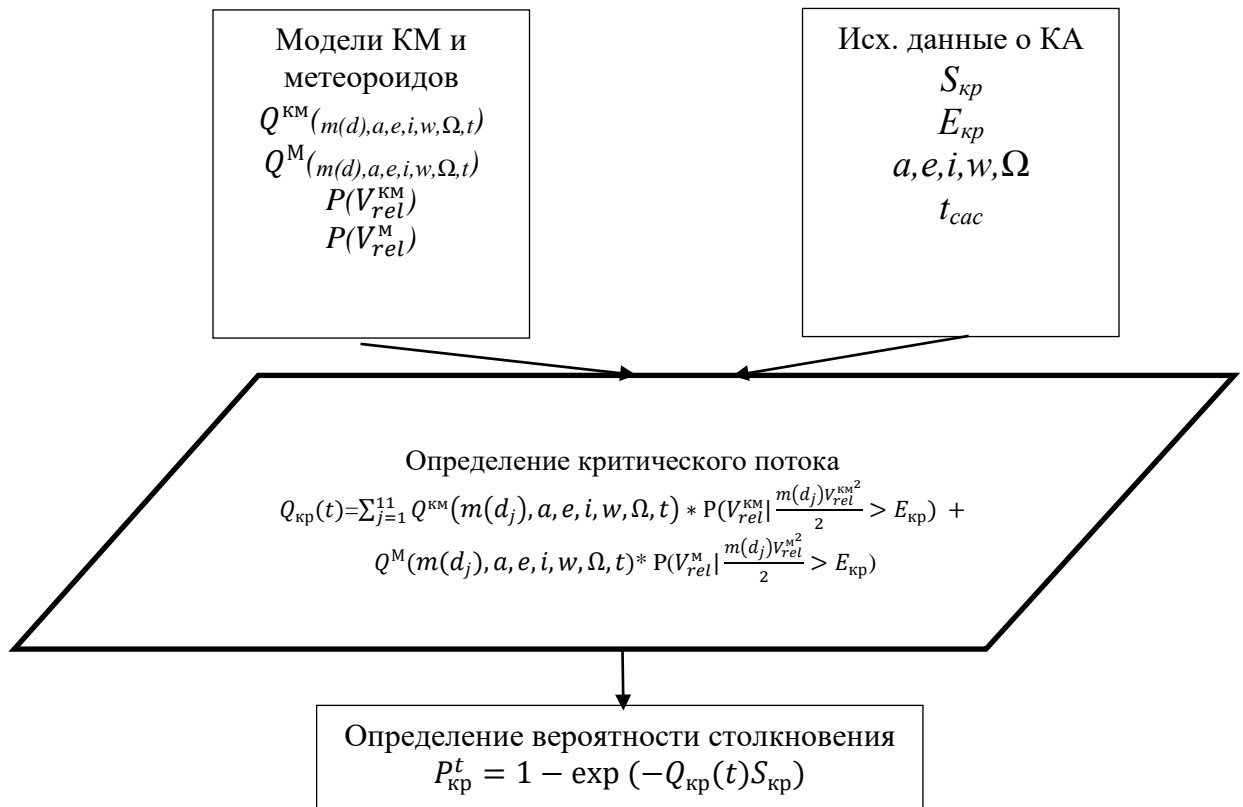


Рисунок 5.1 - Схема метода оценки вероятности выхода из строя в результате столкновения с КМ или метеороидом

## 5.2. Расчет плотностей потоков и вероятностей столкновения для наиболее засоренных орбит

Актуальным является рассмотрение вклада высокоскоростного соударения с КМ и метеороидами как одного из составляющих функции надежности КА [84]. Данные вопросы подробно рассматриваются в работе [14], однако они сосредоточены на «внутренних» отказах систем. Пример оценок величин вероятностей безотказной работы КА и его подсистем для типового современного отечественного КА представлены в таблице 5.1 [100]. В теории надежности функция длительности времени безотказной работы системы, которая задаёт показательное распределение (функция распределения которого –  $F(t)=1-e^{-\lambda t}$ ), применяется для расчета вероятности безотказной работы. Вероятность столкновения рассчитывается по аналогичной формуле, зависящей от потока частиц.

Расчёт вероятности выхода из строя КА по причине столкновения с частицей, способной вызвать критическое повреждение: из всего множества объектов и условий столкновения выбираются те, которые способны вызвать критические отказы КА. В качестве критерия может выступать или сочетание относительной скорости столкновения и размера, через которые можно вычислить или импульс, или энергию столкновения. С точки зрения определения пороговых значений данной энергией можно использовать энергию сублимации алюминия, равную 11800 Дж/гр, через которую определить критические значения энергии для отдельных элементов КА. Для определения пробивающей энергии необходимо данную энергию умножить на примерную массу элемента, который подвергается воздействию (например, в случае с 5 мм ударником энергия КМ будет составлять в 99 % более 16 000 Дж., что гарантированно оказывает критическое воздействие на подсистемы и элементы автоматических КА).

Таблица 5.1 - Вероятности безотказной работы на САС 5 лет для типового низкоорбитального КА

Наименование комплексов и систем, входящих в КА	ВБР, требуемые для комплексов и систем КА в течение 43 800 ч
<b>Целевая аппаратура</b>	
ЦА, в т.ч.:	0,921984
МСА	0,96*
МСУ-ИК-СРМ	0,98*
РЛЦИ	0,98*
<b>Приборы БКУ</b>	
БКУ, в т.ч.:	0,928692
БВКВ	0,995*
АСН	0,995*
ТКС-S-диапазона	0,985*
АФУ-КВО	0,995*
СОС	0,96*
ЛПИ МКО	0,997
<b>Обеспечивающая аппаратура</b>	
СОТР,	0,998
СЭС, в т.ч.:	0,986166
Батарея аккумуляторная	0,996*
БС	0,994*
КП	0,9991*
КЭП	0,995*
КДУ	0,9995**
Обеспечивающая аппаратура	0,981728
Конструкция, в т.ч.:	0,991999
ЭК	0,999999
БКС	0,992
Система отделения	0,99995***
КА в целом	0,833868

Для расчетов по крупным автоматическим КА порогом размеров частиц можно считать 5 мм, а площадь поверхности КА – критической к столкновению с такой частицей в 1 м<sup>2</sup>. Рассмотрим расчеты в соответствии с методами и алгоритмами, представленными в разделе 3.2, для наихудшей орбиты с позиции техногенного засорения КА в ОКП – высота круговой орбиты 800 км, наклонение

98<sup>0</sup>. Средняя скорость столкновения КМ с КА на данной орбите составляет 12,74 км/с, при этом в 99% случаев она будет более 1,5 км/с. Средняя скорость столкновения с метеороидами составляет 23,5 км/с, при этом в 99% случаев она будет более 8 км/с. В таблице 5.2 представлены расчетные плотности потока частиц для такой орбиты.

Таблица 5.2 - Плотность потока КО различных размеров

Тип КО/ Размеры	Плотность потока КО, м <sup>-2</sup> ·год <sup>-1</sup>										
	0,001 -0,01	0,01- 0,05	0,05- 0,1	0,1- 0,25	0,25- 0,5	0,5-1	1-2,5	2,5-5	5-10	10-20	>20
КМ	9,29 E+4	7,29 E+0	6,72 E-1	3,44 E-1	4,36 E-2	1,07 E-2	2,91 E-3	3,47 E-4	7,11 E-5	8,27 E-6	1,43 E-5
Метеороиды	1,296 E+05	2,834 E+01	7,839 E-02	6,201 E-03	2,168 E-04	1,715 E-05	1,357 E-06				

Исходя из формул в разделе 3, можно определить при какой площади сечения КА на САС для НОО - 5 лет (на сегодня день средний срок функционирования отечественных КА в области НОО) количество столкновений с частицами размером более 1 см будет равно 1. Эта площадь равна ~25 м<sup>2</sup>. Для частиц более 0.5 см данная площадь сократится ~ 2 раза. Столкновение 1 м<sup>2</sup> площади перпендикулярной направлению движения с частицами размером более 1 мм будет происходить ежегодно.

Для данных условий на рисунках 4.2 и 4.3 представлены расчеты отрицательного вклад в функцию надежности для «наихудших» и «наилучших» условий прогнозных условий в части КМ с учетом метеороидов.

На рисунке 5.3 представлены зависимости вероятности выхода из строя по причине столкновения с КМ и метеороидам, а также вероятности отказов по техническим причинам в соответствии с ВБР для типового низкоорбитального КА. График показывает, что вероятность выхода из строя по причине столкновения с частицей, способной вызвать критический отказ, в ~ 2 раза больше вероятности выхода из строя по «внутренним» причинам и в несколько раз больше вероятности выхода из строя отдельных подсистем КА.

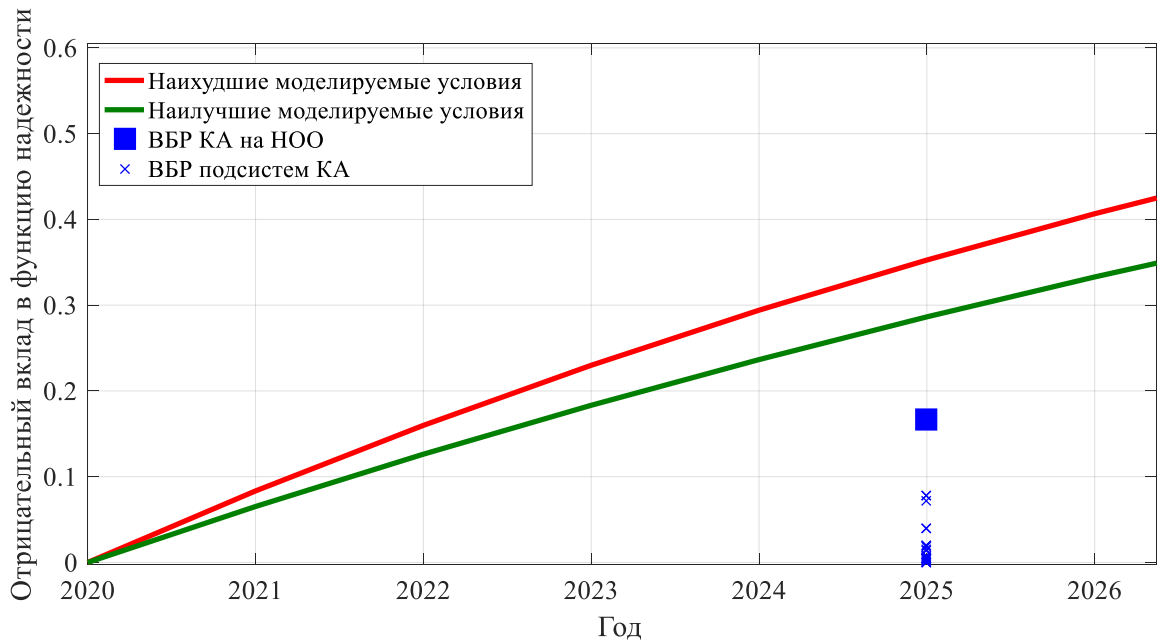


Рисунок 5.2 - Соотношение функции вероятности столкновения с КМ, способным вызвать критический отказ, с вероятностью отказа КА и его подсистем на САС 5 лет

Как видно из графиков на рисунке 4.3, в течение 30 лет (из современной практики использования орбитальных станций) вероятность столкновения с частицей, способной вывести из строя крупный дорогостоящий КА, составляет более 85 %. Однако такое событие может произойти и в самом начале эксплуатации, как было с КА Метеор-М в 2019 году. Для десяти лет вероятность выхода из строя КА по причине столкновения с КМ или метеороидом составляет более 50 %.

Следует отметить, что в отечественной практике отсутствует доказательная статистика по отказу КА по причине столкновения с КМ или метеороидом ввиду недостаточности систем детектирования подобных событий на КА. Имеющаяся статистика не представительна и во многом основана на решении комиссий, а не на научно-обоснованных фактах. В настоящее время идет разработка подсистем регистрации данных фактов, что в ближайшем будущем позволит создать такую статистику.

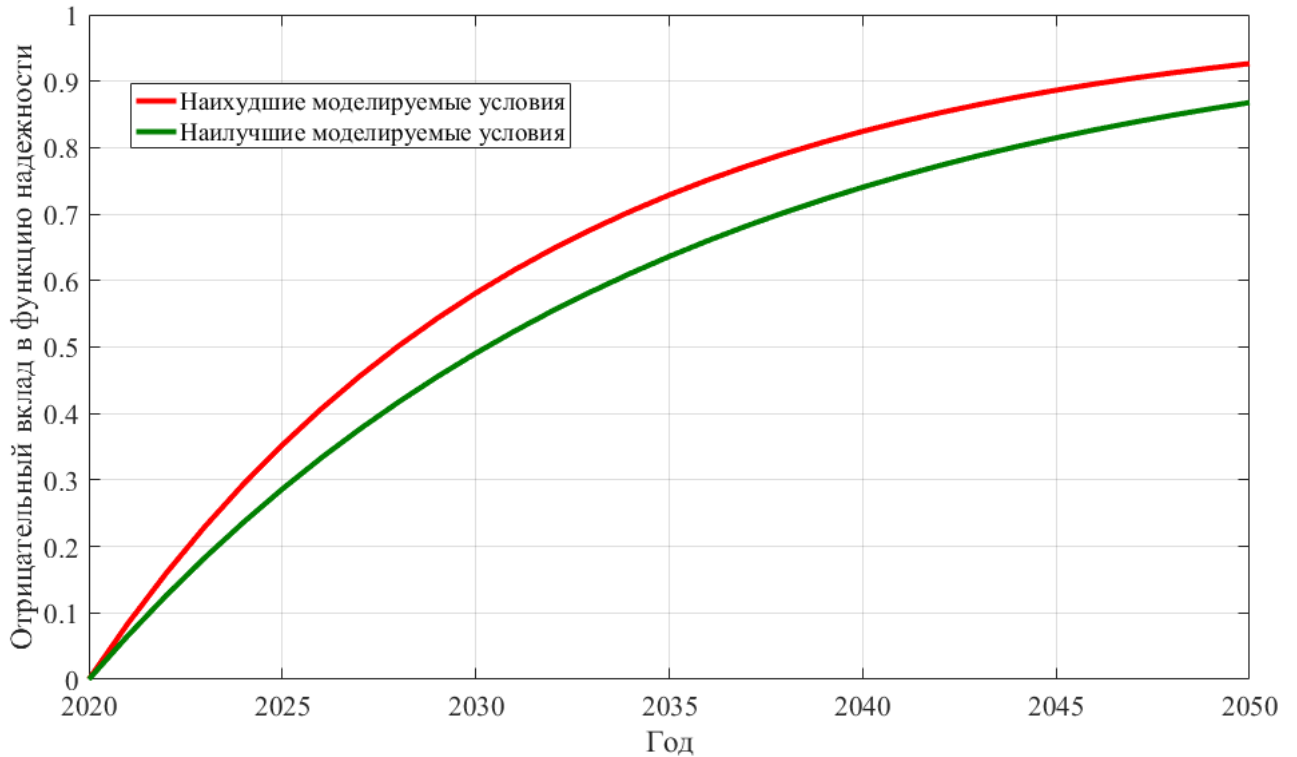


Рисунок 5.3 - Вклад вероятности критического столкновения с КМ и метеороидов в функцию надежности

На рисунке 5.4 представлены данные по статистике аномальных отказов, соотнесенных с внешними факторами.



Рисунок 5.4 - Гистограмма аномальных отказов по внешним факторам



### 5.3. Применение методики для типовых орбит

В качестве примера рассмотрим расчет для наиболее засоренной орбиты – высота 800 км, наклонение  $98^{\circ}$ , потоки КМ и метеороидов для данной орбиты представлены в разделах 2 и 3. В качестве  $E_{кр}$  используем величину в 40 Дж. [17],  $S_{кр} - 1 \text{ м}^2$ ,  $t_{сac} - 5$  лет. В таблице 5.3 представлены гистограммы относительной скорости возможных столкновений с КМ и метеороидами, рассчитанные по методикам из разделов 2.4 и 3.1.5.

Таблица 5.3 - Распределение относительной скорости столкновения с КМ и метеороидами

КМ				Метеороиды			
$V_{rel}$ [км/с]	P( $V_{rel}$ )	$V_{rel}$ [км/с]	P( $V_{rel}$ )	$V_{rel}$ [км/с]	P( $V_{rel}$ )	$V_{rel}$ [км/с]	P( $V_{rel}$ )
0,25	0,0027	12,75	0,0603	2	0,0000	52	0,0012
0,75	0,0028	13,25	0,0567	4	0,0000	54	0,0020
1,25	0,0033	13,75	0,0714	6	0,0000	56	0,0019
1,75	0,0036	14,25	0,1499	8	0,0114	58	0,0011
2,25	0,0033	14,75	0,3393	10	0,0216	60	0,0017
2,75	0,0029	15,25	0,0024	12	0,0247	62	0,0016
3,25	0,0059	15,75	0,0006	14	0,0639	64	0,0012
3,75	0,0051	Сумма	1	16	0,0714	66	0,0016
4,25	0,0053			18	0,0902	68	0,0015
4,75	0,005			20	0,1207	70	0,0008
5,25	0,0055			22	0,1699	72	0,0009
5,75	0,0061			24	0,0837	74	0,0008
6,25	0,0056			26	0,1059	76	0,0004
6,75	0,0058			28	0,0816	78	0,0007
7,25	0,0081			30	0,0295	Сумма	1
7,75	0,0106			32	0,0387		
8,25	0,0126			34	0,0155		
8,75	0,0127			36	0,0132		
9,25	0,0122			38	0,0166		
9,75	0,0119			40	0,0043		
10,25	0,0164			42	0,0055		
10,75	0,0314			44	0,0062		
11,25	0,0427			46	0,0022		
11,75	0,0473			48	0,0030		
12,25	0,0506			50	0,0030		

В таблице 5.4 и на рисунке 5.5 представлены расчеты энергии для величин относительной скорости столкновения и средней массы частиц КМ, соответствующей принятым в методах и алгоритмах 11 диапазонам размеров. Красным цветом выделены величины с энергией больше, чем  $E_{кр}=40$  Дж. Аналогично в таблице 5.5 и на рисунке 5.6 представлены расчеты для метеороидов.

Таблица 5.4 - Энергия частицы КМ при различных скоростях столкновения и массах

$m [г]$ $V_{rel}[км/с]$	1,4E-7	1,9E-05	5,3E-04	7,0E-03	7,5E-02	6,4E-01	8,7E-00	...
0,25	4,5E-06	5,9E-04	1,7E-02	2,2E-01	2,3E+00	2,0E+01	2,7E+02	...
0,75	4,0E-05	5,3E-03	1,5E-01	2,0E+00	2,1E+01	1,8E+02	2,4E+03	...
1,25	1,1E-04	1,5E-02	4,1E-01	5,5E+00	5,8E+01	5,0E+02	6,8E+03	...
1,75	2,2E-04	2,9E-02	8,1E-01	1,1E+01	1,1E+02	9,8E+02	1,3E+04	...
2,25	3,6E-04	4,8E-02	1,3E+00	1,8E+01	1,9E+02	1,6E+03	2,2E+04	...
2,75	5,4E-04	7,1E-02	2,0E+00	2,7E+01	2,8E+02	2,4E+03	3,3E+04	...
3,25	7,6E-04	9,9E-02	2,8E+00	3,7E+01	3,9E+02	3,4E+03	4,6E+04	...
3,75	1,0E-03	1,3E-01	3,7E+00	4,9E+01	5,2E+02	4,5E+03	6,1E+04	...
4,25	1,3E-03	1,7E-01	4,8E+00	6,3E+01	6,7E+02	5,8E+03	7,9E+04	...
4,75	1,6E-03	2,1E-01	6,0E+00	7,9E+01	8,4E+02	7,2E+03	9,8E+04	...
5,25	2,0E-03	2,6E-01	7,3E+00	9,7E+01	1,0E+03	8,8E+03	1,2E+05	...
5,75	2,4E-03	3,1E-01	8,8E+00	1,2E+02	1,2E+03	1,1E+04	1,4E+05	...
6,25	2,8E-03	3,7E-01	1,0E+01	1,4E+02	1,5E+03	1,3E+04	1,7E+05	...
6,75	3,3E-03	4,3E-01	1,2E+01	1,6E+02	1,7E+03	1,5E+04	2,0E+05	...
7,25	3,8E-03	4,9E-01	1,4E+01	1,8E+02	2,0E+03	1,7E+04	2,3E+05	...
7,75	4,3E-03	5,7E-01	1,6E+01	2,1E+02	2,2E+03	1,9E+04	2,6E+05	...
8,25	4,9E-03	6,4E-01	1,8E+01	2,4E+02	2,5E+03	2,2E+04	3,0E+05	...
8,75	5,5E-03	7,2E-01	2,0E+01	2,7E+02	2,9E+03	2,5E+04	3,3E+05	...
9,25	6,2E-03	8,1E-01	2,3E+01	3,0E+02	3,2E+03	2,7E+04	3,7E+05	...
9,75	6,8E-03	8,9E-01	2,5E+01	3,3E+02	3,5E+03	3,0E+04	4,1E+05	...
10,25	7,6E-03	9,9E-01	2,8E+01	3,7E+02	3,9E+03	3,4E+04	4,6E+05	...
10,75	8,3E-03	1,1E+00	3,1E+01	4,1E+02	4,3E+03	3,7E+04	5,0E+05	...
11,25	9,1E-03	1,2E+00	3,4E+01	4,4E+02	4,7E+03	4,1E+04	5,5E+05	...
11,75	9,9E-03	1,3E+00	3,7E+01	4,8E+02	5,1E+03	4,4E+04	6,0E+05	...
12,25	1,1E-02	1,4E+00	4,0E+01	5,3E+02	5,6E+03	4,8E+04	6,5E+05	...
12,75	1,2E-02	1,5E+00	4,3E+01	5,7E+02	6,1E+03	5,2E+04	7,1E+05	...
13,25	1,3E-02	1,7E+00	4,7E+01	6,2E+02	6,5E+03	5,6E+04	7,6E+05	...
13,75	1,4E-02	1,8E+00	5,0E+01	6,6E+02	7,0E+03	6,1E+04	8,2E+05	...
14,25	1,5E-02	1,9E+00	5,4E+01	7,1E+02	7,6E+03	6,5E+04	8,8E+05	...
14,75	1,6E-02	2,0E+00	5,8E+01	7,6E+02	8,1E+03	7,0E+04	9,5E+05	...
15,25	1,7E-02	2,2E+00	6,2E+01	8,2E+02	8,7E+03	7,4E+04	1,0E+06	...
15,75	1,8E-02	2,3E+00	6,6E+01	8,7E+02	9,2E+03	7,9E+04	1,1E+06	...

Таблица 5.5 - Энергия метеороида при различных скоростях столкновения и массах

$m [г]$ $V_{rel}[км/с]$	6,54E-8	8,18E-06	2,21E-04	2,81E-03	2,76E-02	2,21E-01	2,81E-00
2,00	1,3E-04	1,6E-02	4,4E-01	5,6E+00	5,5E+01	4,4E+02	5,6E+03
4,00	5,2E-04	6,5E-02	1,8E+00	2,2E+01	2,2E+02	1,8E+03	2,2E+04
6,00	1,2E-03	1,5E-01	4,0E+00	5,1E+01	5,0E+02	4,0E+03	5,1E+04
8,00	2,1E-03	2,6E-01	7,1E+00	9,0E+01	8,8E+02	7,1E+03	9,0E+04
10,00	3,3E-03	4,1E-01	1,1E+01	1,4E+02	1,4E+03	1,1E+04	1,4E+05
12,00	4,7E-03	5,9E-01	1,6E+01	2,0E+02	2,0E+03	1,6E+04	2,0E+05
14,00	6,4E-03	8,0E-01	2,2E+01	2,8E+02	2,7E+03	2,2E+04	2,8E+05
16,00	8,4E-03	1,0E+00	2,8E+01	3,6E+02	3,5E+03	2,8E+04	3,6E+05
18,00	1,1E-02	1,3E+00	3,6E+01	4,5E+02	4,5E+03	3,6E+04	4,5E+05
20,00	1,3E-02	1,6E+00	4,4E+01	5,6E+02	5,5E+03	4,4E+04	5,6E+05
22,00	1,6E-02	2,0E+00	5,3E+01	6,8E+02	6,7E+03	5,3E+04	6,8E+05
24,00	1,9E-02	2,4E+00	6,4E+01	8,1E+02	8,0E+03	6,4E+04	8,1E+05
26,00	2,2E-02	2,8E+00	7,5E+01	9,5E+02	9,3E+03	7,5E+04	9,5E+05
28,00	2,6E-02	3,2E+00	8,7E+01	1,1E+03	1,1E+04	8,7E+04	1,1E+06
30,00	2,9E-02	3,7E+00	9,9E+01	1,3E+03	1,2E+04	9,9E+04	1,3E+06
32,00	3,4E-02	4,2E+00	1,1E+02	1,4E+03	1,4E+04	1,1E+05	1,4E+06
34,00	3,8E-02	4,7E+00	1,3E+02	1,6E+03	1,6E+04	1,3E+05	1,6E+06
36,00	4,2E-02	5,3E+00	1,4E+02	1,8E+03	1,8E+04	1,4E+05	1,8E+06
38,00	4,7E-02	5,9E+00	1,6E+02	2,0E+03	2,0E+04	1,6E+05	2,0E+06
40,00	5,2E-02	6,5E+00	1,8E+02	2,2E+03	2,2E+04	1,8E+05	2,2E+06
42,00	5,8E-02	7,2E+00	1,9E+02	2,5E+03	2,4E+04	1,9E+05	2,5E+06
44,00	6,3E-02	7,9E+00	2,1E+02	2,7E+03	2,7E+04	2,1E+05	2,7E+06
46,00	6,9E-02	8,7E+00	2,3E+02	3,0E+03	2,9E+04	2,3E+05	3,0E+06
48,00	7,5E-02	9,4E+00	2,5E+02	3,2E+03	3,2E+04	2,5E+05	3,2E+06
50,00	8,2E-02	1,0E+01	2,8E+02	3,5E+03	3,5E+04	2,8E+05	3,5E+06
52,00	8,8E-02	1,1E+01	3,0E+02	3,8E+03	3,7E+04	3,0E+05	3,8E+06
54,00	9,5E-02	1,2E+01	3,2E+02	4,1E+03	4,0E+04	3,2E+05	4,1E+06
56,00	1,0E-01	1,3E+01	3,5E+02	4,4E+03	4,3E+04	3,5E+05	4,4E+06
58,00	1,1E-01	1,4E+01	3,7E+02	4,7E+03	4,6E+04	3,7E+05	4,7E+06
60,00	1,2E-01	1,5E+01	4,0E+02	5,1E+03	5,0E+04	4,0E+05	5,1E+06
62,00	1,3E-01	1,6E+01	4,2E+02	5,4E+03	5,3E+04	4,2E+05	5,4E+06
64,00	1,3E-01	1,7E+01	4,5E+02	5,7E+03	5,7E+04	4,5E+05	5,7E+06
66,00	1,4E-01	1,8E+01	4,8E+02	6,1E+03	6,0E+04	4,8E+05	6,1E+06
68,00	1,5E-01	1,9E+01	5,1E+02	6,5E+03	6,4E+04	5,1E+05	6,5E+06
70,00	1,6E-01	2,0E+01	5,4E+02	6,9E+03	6,8E+04	5,4E+05	6,9E+06
72,00	1,7E-01	2,1E+01	5,7E+02	7,3E+03	7,2E+04	5,7E+05	7,3E+06
74,00	1,8E-01	2,2E+01	6,0E+02	7,7E+03	7,6E+04	6,0E+05	7,7E+06
76,00	1,9E-01	2,4E+01	6,4E+02	8,1E+03	8,0E+04	6,4E+05	8,1E+06
78,00	2,0E-01	2,5E+01	6,7E+02	8,5E+03	8,4E+04	6,7E+05	8,5E+06

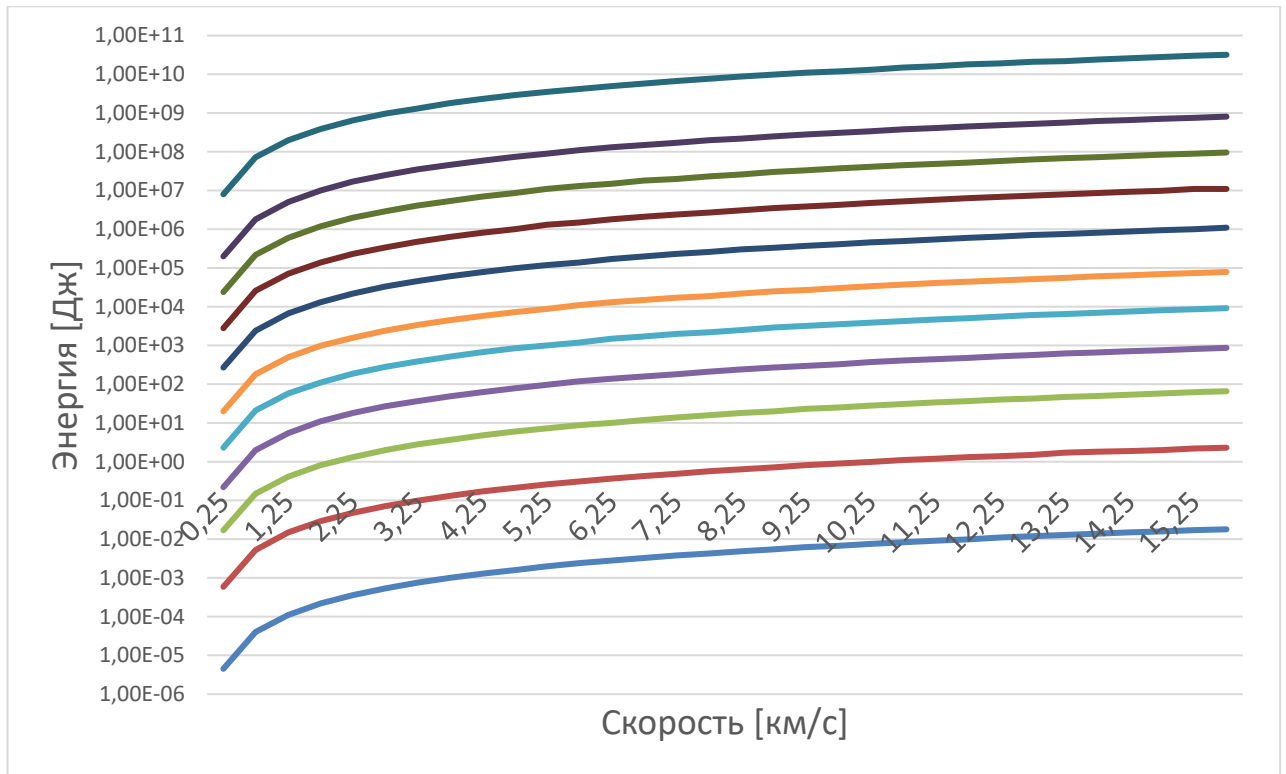


Рисунок 5.5 - Величины энергий КМ для разных масс и скоростей

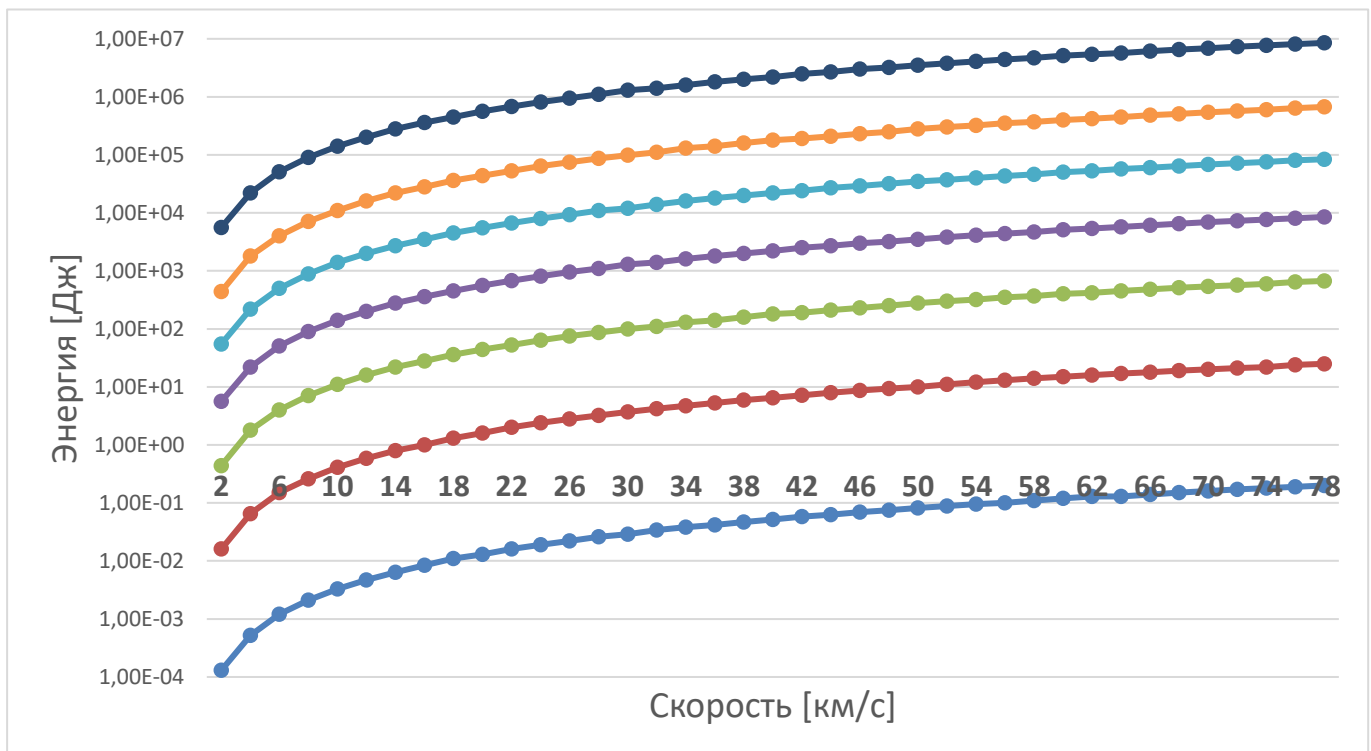


Рисунок 5.6 - Величины энергий метеороидов для разных масс и скоростей

В соответствии с выделенными красным величинами скоростей и масс (и соответствующих им размеров) частиц проводим суммирование критического потока с учетом доли потока по скорости столкновения – таблица 5.6.

Таблица 5.6 - Критический поток с энергией более  $E_{кр}$

КМ $d_j$ [см]	$Q_{кр}$	ММ $d_j$ [см]	$Q_{кр}$
<0,05	0	<0,05	0
0,05-0,1	0,4573632	0,05-0,1	0,052374
0,1-0,25	0,33712	0,1-0,25	6,20E-03
0,25-0,5	0,044154	0,25-0,5	2,17E-04
0,5-1	0,0106465	0,5-1	1,72E-05
1-2,5	2,91E-03	1-2,5	1,36E-06
2,5-5	3,47E-04		
5-10	7,11E-05		
10-20	8,27E-06		
>20	1,43E-05		
<b><math>Q_{кр}</math></b>	<b>0,8526</b>	<b>1/м2</b>	<b>0,0588</b>
<b>P</b>	<b>0,573709568</b>		<b>0,057114</b>

Итоговые величины критического потока КМ и метеороидов, которым соответствуют вероятности столкновения 0,57 и 0,057 за год и 0,98 и 0,25 за 5 лет, составили 0,8526 и 0,0588. Суммарная вероятность за 5 лет составляет 0,99.

Рассмотрим расчеты по представленной выше методике для типовых орбит (таблица 5.7) для нескольких значений  $E_{кр}$ : 40, 100, 200, 500, 1000 Дж, чтобы проанализировать влияние защищенности и параметров орбиты на величину вероятности критического столкновения.

Таблица 5.7 – Параметры типовых орбит

Орбита	Высота, км	Наклонение, град	Период, мин
МКС	420	51,0	92,6
ССО 2	800	98,0	100,5
ВЭО	500—40000	62,8	717,0
ГЛОНАСС	19100	64,8	675,0
ГСО	35786	0,0	1437,0

Результаты расчетов представлены в таблице 5.8.

Таблица 5.8 - Вероятность критического столкновения за 5 лет

Орбита/ $E_{кр}$	40	100	200	400	1000
МКС	0,466	0,105	0,091	0,079	0,040
ССО 2	0,990	0,866	0,856	0,832	0,253
ВЭО	0,194	0,052	0,049	0,045	0,034
ГЛОНАСС	0,039	0,032	0,030	0,029	0,020
ГСО	0,032	0,012	0,011	0,010	0,008

Как видно из представленных результатов, для орбит с меньшими потоками КМ вероятность критического столкновения существенно меньше. Большие величины для  $E_{кр}=40$  обусловлены большим значением потока частиц 0,5-1 мм, которые при больших скоростях обладают большей энергией, таких относительных скоростей на высоких орбитах нет, поэтому вклад для высоких орбит отсутствует.

Резкие снижения вероятности при увеличении защиты наблюдаются, когда защита полностью предотвращает критический ущерб от одного из диапазонов масс (размеров) частиц. Так в случае наличия защиты критических элементов от частиц с энергией до 1000 Дж проблема высокоскоростного соударения практически решается.

Следует отметить, что итоговые величины существенно зависят от исходных данных, и поэтому для получения ответа на конкретные инженерные приложения с использованием данной методики необходимо максимально точно определить  $S_{кр}$  и  $E_{кр}$ .

#### 5.4. Выводы по главе

1. Разработана методика оценки вероятности критического столкновения с космическим мусором и метеороидом.

2. Рассчитаны плотности потоков КМ и метеороидов, а также вероятности столкновений для наиболее засоренных солнечносинхронных орбит в окрестности высоты 800 км.

3. Проведены оценки вероятности критического столкновения с космическим мусором и метеороидами для наиболее засорённых солнечносинхронных орбит.

4. Результаты показали необходимость увеличения защищенности КА к высокоскоростному соударению с КМ и метеороидами для наиболее засоренных орбит.

5. Разработанная методика предназначена для инженерных расчетов на стадии оценки проектов, для детальных расчетов необходимо применять более точные модели КА, уточненные данные моделей КМ и метеороидов, а также защитных экранов.

6. Прикладные выводы, которые можно сделать исходя из полученных результатов исследований:

– актуально решение вопроса защищенности крупноразмерных КА к воздействию КМ для наиболее засоренных орбит из области НОО в диапазоне высот 500-900 и 1400-1600 км;

– для малых КА вероятности их критического столкновения в наиболее засоренных областях являются не существенными;

– создание многоспутниковых группировок во многом позволяет преодолеть риски от КМ для надежности функционирования КС в целом;

– применение данных методик и аналогичных расчетов может найти применение в области страхования космической техники.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе поставлена и решена актуальная научная проблема информационного обеспечения безопасности осуществления космических операций за счет оценки плотностей потоков КМ и метеороидов в ОКП, а также прогнозирования техногенного засорения ОКП.

Разработаны методы и алгоритмы, а также программно-алгоритмическое обеспечение, позволяющие оценивать влияние активного удаления на эволюцию КМ и выявлять области для первоочередной реализации активного удаления, оценить влияние изменившихся условий осуществления космической деятельности на техногенное засорение ОКП, решить ряд прикладных задач оценки потоков КМ и метеороидов для различных космических миссий на различных этапах космического полета.

Для решения упомянутых задач получены следующие результаты, обладающие научной новизной:

1) формализация задач системного анализа проблемы космического мусора и моделирования потоков космического мусора и метеороидов;

2) методы и алгоритмы расчета характеристик потока спорадических метеороидов в ОКП, отличающиеся использованием нового метода учёта гравитационного эффекта, для формирования информационного обеспечения безопасности проведения космических операций при принятии решений на этапе проектировании космических аппаратов;

3) методы и алгоритмы расчета характеристик потока КМ, основанные на условных статистических распределениях орбитальных параметров и характеристик, для формирования информационного обеспечения безопасности проведения космических операций при принятии решений на этапе проектировании космических аппаратов;

4) комплекс алгоритмов для прогнозирования техногенного засорения ОКП при реализации мер ограничения образования и активного удаления КМ, основанный на статистических методах и алгоритмах, а также раздельном



моделировании групп объектов, для подготовки исходных данных при принятия управленческих решений в области технологий ограничения и снижения техногенного засорения ОКП.

Практическая значимость результатов работы заключается в том, что:

1) получены характеристики плотностей потока КМ в ОКП и для КА на различных орбитах при различных сценариях осуществления КД, задающие условия функционирования КСр, на основании которых разработан и введён в действие государственный стандарт ГОСТ Р 25647.167–2022 «Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве»;

2) разработаны архитектура и реализация программно-алгоритмического обеспечения расчета текущих и прогнозируемых характеристик потока КМ и метеороидов, которые используются в организациях, проектирующих космическую технику;

3) разработаны предложения по использованию оценок потоков КМ и метеороидов в прикладных задачах при проектировании средств выведения и космических аппаратов, а также для принятия управленческих решений по мерам и требованиям ограничения техногенного засорения ОКП на основе результатов долгосрочного прогнозирования потоков КМ.

Для валидации полученных результатов проведены расчеты и сравнение по исходным данным Межагентского координационного комитета по космическому мусору с аналогичными результатами зарубежных специалистов, с доступными экспериментальными данными с возвращаемых поверхностей из космоса и радиолокационных измерений малоразмерного КМ. Данное сравнение показало, что разработанные модели, методики и программно-математическое обеспечение не уступают зарубежным аналогам, при этом существенно превосходят их по быстродействию.

Анализ плотностей потоков метеороидов по разработанным методам и алгоритмам показал увеличение плотности потока за счет учета гравитационного эффекта по направлению, а также необходимость учёта метеороидных потоков

для всех космических операций как фактора, способного приводить к функциональным нарушениям функционирования КСр.

Исходя из анализа данных о плотностях потоков КМ разных размеров и ее эволюции, воздействие со стороны КМ будет наименьшим для следующих околокруговых орбит в области НОО:

- а) 600-700 км, наклонение до  $70^0$ ;
- б) 900 - 1100 км, наклонение любое;
- в) 1600 - 2000 км, наклонение любое.

Анализ результатов оценки влияния активного удаления космического мусора на долгосрочную эволюцию техногенного засорения области низких околоземных орбит при различных сценариях показал, что для стабилизации и снижения техногенного засорения области низких околоземных орбит необходимо (помимо соблюдения мер по ограничению техногенного засорения) удалять 5 крупных объектов в год с наибольшим значением произведения массы на вероятность столкновения с крупным КМ. Были выделены 3 области по высоте перигея и наклонению, для которых активное удаление наиболее актуально в ближайшем будущем:

- а)  $h_n = 800-850$  км,  $i = 71,25^0$ ;
- б)  $h_n = 650-800$  км,  $i = 98,75^0$ ;
- в)  $h_n = 900-950$  км,  $i = 83,75^0$ .

Представленные результаты оценки показали, что запуски МКА на высоты, срок их баллистического существования менее 25 лет с учетом постоянного увеличения их количества не оказывают существенного влияния на техногенное засорение области НОО. Развертывание больших ОГ приводит к постепенному накоплению неуведенных КА в диапазоне высот, где воздействие атмосферы является слабым. В области высот 1100-1300 км эти КА могут существовать тысячи лет, в результате чего возникает накопление «критической массы» объектов на данных высотах, что может привести к существенному росту техногенной засоренности данной области.

В рамках расчетно-теоретической части:

- разработка модели космического мусора размером более 10 мкм для высот от 200 до 40000 км;

- разработка методики прогнозирования техногенного засорения околоземного космического пространства при различных сценариях космической деятельности с учетом реализации методов ограничения образования и активного удаления космического мусора;

- цикл научно-теоретических и расчётных работ, обеспечивающих решение поставленных задач в области безопасности космических операций.

В рамках верификации моделей и методик:

- верификация модели с экспериментальными данными и зарубежными аналогами;

- сравнение результатов по разработанным методикам с результатами по зарубежным аналогам;

- оценка эффективности предлагаемых методов ограничения и активного удаления космического мусора.

Основными результатами научных исследований стали:

- новая отечественная модель космического мусора, реализованная в ГОСТ 25645.167-2022 и программах для ЭВМ № 2018613786, № 2018665226;

- новая модель метеороидов для оценки плотностей потоков относительно КА на заданной орбите, реализованная в виде программы для ЭВМ № 2018664690;

- предложения по методам и техническим решениям ограничения образования космического мусора в отечественной ракетно-космической технике, уже реализуемые в отрасли;

- обоснование областей околоземного космического пространства для первоочередного удаления космического мусора; определены области для первоочередной реализации операций активного удаления, которые подтверждены результатами исследований ученых из различных стран, включая Китай, США, Великобританию и др., отличительной особенностью полученных результатов является возможность выбора объектов из определенных областей с

учётом различных дополнительных критериев, что позволяет определять объекты различной государственной принадлежности, тем самым позволяя отвести от Российской Федерации обвинения в существенном засорении космического пространства;

- алгоритмы оценки влияния запуска большого количества малых космических аппаратов и развертывания больших орбитальных группировок на техногенное засорение, которая верифицирована по результатам реальных данных, показана угроза при ненадлежащей эксплуатации подобных многоспутниковых космических систем образования нового локального максимума техногенного засорения околоземного космического пространства.

Результаты научных исследований и инновационных разработок уже применяются при проектировании Российской орбитальной станции и космических аппаратов, позволяя обеспечить безопасность осуществления космических операций и долгосрочную устойчивость космической деятельности Российской Федерации.

### **Сведения о работах соискателя**

Соискатель принимает активное творческое, одно из ведущих участие в выполнении научно-исследовательских работ и исследованиях по грантам Президентской программы РФ и Президента РФ, а также во внедрении их результатов в ракетно-космической отрасли, выполняя работы по тематикам моделирования и ограничения образования космического мусора.

Выполненные и текущие гранты:

– исполнитель гранта РФ № 18-11-00225 «Математическое моделирование эволюции космического мусора и его воздействия на космические объекты в околоземном пространстве» (2018-2022 гг.);

– руководитель исследований по гранту Президента МК-5287.2022.4 для молодых ученых, кандидатов наук «Исследование перспективных методов ограничения образования космического мусора и разработка предложений по их внедрению в отечественной ракетно-космической технике» (2022-2023 гг.);

– руководитель исследований по гранту РФФИ 23-79-01252 «Разработка методик оценки эффективности средств мониторинга некаталогизируемого космического мусора и предложений по их количественному и качественному составу в системе мониторинга околоземного космического пространства» (2023-2025 гг.).

Результаты исследований представлялись в Госкорпорацию «Роскосмос», Российский научный фонд, а также заслушивались на заседаниях: Совета РАН по космосу, Межагентского координационного комитета по космическому мусору, Научно-технического подкомитета Комитета ООН по использованию космического пространства в мирных целях.

В заключение необходимо отметить, что разработки автора внедрены в национальных стандартах, требования которых применяются ко всем вновь создаваемым космическим системам, а также программах для ЭВМ и патентах, собственником которых выступает Госкорпорация «Роскосмос», что позволяет их использовать всем организациям, участвующим в работах по её заказам.

*Учителю и наставнику, который вдохновлял и поддерживал  
Назаренко Андрею Ивановичу (27.07.1932-26.05.2024)*

**СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ**

БРИКС	–	неформальная группа государств, в которую входят Федеративная Республика Бразилия, Российская Федерация, Республика Индия, Китайская Народная Республика и Южно-Африканская Республика
ВЭО	–	высокоэллиптическая орбита
ГСО	–	геостационарная орбита
ГНСС	–	глобальные навигационные спутниковые системы
ДУКД	–	Долгосрочная устойчивость космической деятельности
ЕКА	–	European Space Agency
ИПМ	–	Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша
КА	–	космический аппарат
КД	–	космическая деятельность
КО	–	космический объект
КС	–	космическая система
КСр	–	космическое средство
КМ	–	космический мусор
МКА	–	малый космический аппарат
МККМ	–	Межагентский координационный комитет по космическому мусору
МКС	–	Международная космическая станция
НАСА	–	National aeronautics and space administration
НОО	–	низкая околоземная орбита
НТПК ООН	–	научно-технический подкомитет Комитета ООН по космосу
ОГ	–	орбитальная группировка
ОКП	–	околоземное космическое пространство
ООН	–	Организация Объединенных Наций
ОЭ	–	операционные элементы

РБ	–	разгонный блок
РКТ	–	ракетно-космическая техника
РН	–	ракета-носитель
РОС	–	Российская орбитальная станция
РФ	–	Российская Федерация
САС	–	срок активного существования
СВО	–	средневысокая орбита
ССО	–	солнечно-синхронная орбита
США	–	Соединенные Штаты Америки
СЭП	–	система электропитания
ADR	–	active debris removal
LDEF	–	Long Duration Exposure Facility
MASTER	–	Meteoroid and space debris terrestrial environment reference model
MEM	–	Meteoroids engineering model
ORDEM	–	Orbital debris engineering model

**СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ**

1. Космический мусор: учебно-методическое пособие: в 2 книгах: Книга 1: Методы наблюдения и модели космического мусора [Текст] / Под науч. ред. д.т.н., проф. Г.Г. Райкунова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. – 248 с. – ISBN 978-5-9221-1503-2.
2. Космический мусор: учебно-методическое пособие : в 2 книгах: Книга 2 : Предупреждение образования космического мусора [Текст] / Под науч. ред. д.т.н., проф. Г.Г. Райкунова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. –188 с. – ISBN 978-5-9221-1504-9.
3. IADC Space Debris Mitigation Guidelines [Электронный ресурс] / Inter-agency space debris coordination committee. – Режим доступа: [http://www.iadc-online.org/index.cgi?item=docs\\_pub](http://www.iadc-online.org/index.cgi?item=docs_pub) (дата обращения: 24.05.2023).
4. A/RES/62/217. Space Debris Mitigation Guidelines of the Committee on the Peaceful Uses of Outer Space [Текст] // Committee on the Peaceful Uses of Outer Space. - 2008.
5. ГОСТ Р 52925-2018. Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства [Текст]. – Введ. 2019-01-01. – М.: Стандартинформ, 2018. – 8 с.
6. Усовик, И.В. Развитие методов математического моделирования космического мусора в обеспечение решения задач ограничения техногенного засорения околоземного космического пространства [Текст] / И.В. Усовик // Научно-технический вестник Поволжья. – 2022. – № 7. – С. 53-60. – ISSN 2079-5920.
7. Kessler, D.J. Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of Debris Belt [Текст] / D.J. Kessler, B.G. Cour-Palais // Journal of geophysical research. –1978. – V. 83, A6. – P. 2637-2646.
8. Kessler D.J. Collisional cascading the limits of population growth in low Earth orbit [Текст] / D.J. Kessler // Advances in Space Research. – 1991. – V.11, № 12. – P. 63-66.
9. Назаренко А.И. Прогноз на 200 лет, синдром Кесслера [Электронный ресурс] / А.И. Назаренко. – Режим доступа: <http://satmotion.ru/engine/documents/document85.pdf>, свободный (дата обращения: 24.05.2022).
10. Nazarenko A.I. Space debris status for 200 years ahead & the Kessler effect [Текст] / A.I. Nazarenko // 29-th IADC Meeting. – Berlin, Germany, 2011.
11. IADC Report AI 27.1. Stability of the Future LEO Environment [Электронный ресурс] / Inter-agency space debris coordination committee. – Режим доступа: <http://www.iadc-online.org/Documents/IADC-2012-08,%20Rev%201,%20>



Stability%20of%20Future%20LEO%20Environment.pdf (дата обращения: 04.05.2022).

12. Liou, J.-C. LEGEND - a three-dimensional LEO-to-GEO debris evolutionary model [Текст] / J.-C. Liou, D.T. Hall, P.H. Krisko, J.N. Opiela // *Advances in Space Research*. – 2004. – V. 34, №5. – P. 981-986.

13. Klinkrad H. Space Debris Models and Risk Analysis [Текст] / H. Klinkrad. – UK: Praxis Publishing, 2006. – P.430.

14. Назаренко А.И. Моделирование космического мусора [Текст]: [монография] / А.И. Назаренко // Федеральное гос. бюджетное учреждение науки, Ин-т космических исслед. Российской акад. наук (ИКИ РАН). – М.: ИКИ РАН, 2013. – 213 с. – Серия «Механика, управление и информатика». – ISBN 978-5-9903101-6-2.

15. Смирнов, Н.Н. Эволюция «Космического мусора» в околоземном космическом пространстве [Текст] / Н.Н. Смирнов // *Успехи механики*. – 2002. – Т.1, №2. – С. 13-104.

16. Технический доклад о космическом мусоре [Электронный ресурс] / Научно-технический подкомитет Комитета Организации Объединенных Наций по использованию космического пространства в мирных целях // Управление Организации Объединенных Наций по вопросам космического пространства. – Режим доступа: <http://www.iadc-online.org/index.cgi?item=documents> (дата обращения: 24.05.2015).

17. Усовик, И.В. Методика оценки долговременной эволюции техногенного засорения низких околоземных орбит при реализации активного удаления космического мусора [Текст]: дис. ... канд. техн. наук: 05.13.01: защищена 24.12.2015: утв. 10.08.2016 / Усовик Игорь Вячеславович. М., 2015. – 112 с.

18. Усовик, И.В. Системный анализ проблемы засорения космического пространства [Текст] / И.В. Усовик // *Фундаментальные проблемы системной безопасности : материалы III школы-семинара молодых ученых: в 2 частях*, Елец, 26–28 мая 2016 года. Том Часть II. – Елец: Елецкий государственный университет им. И.А. Бунина, 2016. – С. 150-154.

19. Усовик И.В. Системный анализ проблем космического мусора [Текст] / И.В. Усовик // Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – М.: Изд-во МАИ, 2023. – 88 с.: ил. – ISBN 978-5-4316-1024-0.

20. Usovik, I.V. The last results of activity Russian Federation in the field of modeling space debris and space debris mitigation measures in the near-earth space [Текст] / I.V. Usovik, S.S. Loginov, M.A. Mikhailov, M.V. Yakovlev // *65-th International Astronautical Congress*. – Toronto, Canada, 2014.

21. Вениаминов, С.С. Космический мусор – угроза человечеству [Текст] / С.С. Вениаминов, А.М. Червонов; под ред. Р.Р. Назирова, О.Ю Аксенова // Механика, управление и информатика – М.: ИКИ РАН, 2012. – ISSN 2075-6836.
22. Усовик, И.В. Перспективы развития орбитального обслуживания [Текст] / И.В. Усовик, А.П. Дублева, А.Н. Мальченко, Д.В. Степанов, М.В. Яковлев // Космонавтика и ракетостроение. – 2017. – № 6 (99). – С. 11-22. – ISSN 1994-3210.
23. Усовик, И.В. Актуальные вопросы международной стандартизации в рамках решения проблемы техногенного засорения околоземного космического пространства [Текст] / И.В. Усовик, А.Е. Горлов, М.А. Михайлов, С.С. Логинов, М.А. Яковлев // Космонавтика и ракетостроение. – 2015. – Выпуск № 5 (84). – С. 101-106. – ISSN 1994-3210.
24. Усовик, И.В. Анализ трафика запусков, разрушений космических объектов и сходов с орбиты в период 2010-2021 гг. как основных составляющих эволюции космического мусора [Текст] / И.В. Усовик, А.П. Захарова, Д.В. Степанов, И.Б. Степанов // Космонавтика и ракетостроение. – 2022. – № 2 (125). – С. 99-111. – ISSN 1994-3210.
25. НИИ-88/ЦНИИмаш, 75 лет : монография в двух книгах [Текст] / Центральный научно-исследовательский институт машиностроения (АО «ЦНИИмаш»), Роскосмос ; [главный редактор С. В. Коблов]. – Королёв: ЦНИИмаш, 2021-2022. – 295 с. : ил. – ISBN 978-5-6047805-1-0.
26. Миронов, В.В. Системные методы мониторинга околоземного космического пространства : коллективная монография [Текст] / В.В. Миронов, А.К. Муртазов, И.В. Усовик ; под науч. ред. В. В. Миронова. – Рязань: Коняхин А.В. (Book Jet), 2017. – 318 с. : ил. – ISBN 978-5-9909401-5-4.
27. Миронов, В.В. Системные методы мониторинга околоземного космического пространства [Текст] / В.В. Миронов, А.К. Муртазов, И.В. Усовик ; Миронов В.В. (науч. ред.). – Изд. 2-е, испр. и доп. – Рязань: Коняхин А.В. (Book Jet), 2018. – 310 с. : ил., табл. – ISBN 978-5-6041320-0-5.
28. Усовик, И.В. Управление космическим движением – новые вызовы отечественной космонавтике [Текст] / И.В. Усовик, В.С. Кисиленко, В.А. Марчук, Н.И. Стельмах, М.В. Яковлев // Космонавтика и ракетостроение. – 2019. – № 4 (109). – С. 67-79. – ISSN: 1994-3210.
29. Усовик, И.В. Предложения по внедрению перспективных методов и технических решений ограничения образования космического мусора в отечественной ракетно-космической технике [Текст] / И.В. Усовик // Научно-технический вестник Поволжья. – 2023. – № 7. – С. 53-60. – ISSN 2079-5920.

30. Usovik I.V. Review of perspective space debris mitigation solutions [Текст] / I.V. Usovik // Journal of Space Safety Engineering. – 2023. – V. 10, Issue 1, March. – P. 55-58.
31. Усовик И.В. Сравнение и особенности моделей космического мусора [Текст] / И.В. Усовик, А.И. Назаренко // Space Flight Safety VIII International simposium, 1-5 июня 2021 г. - СПб: ООО «Первый издательско-полиграфический холдинг», 2021. – С. 20-21.
32. Orbital debris quarterly news [Электронный ресурс] / NASA Orbital Debris Program Office. – Режим доступа: <http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/newsletter/newsletter.html>, свободный (дата обращения: 24.05.2023).
33. Handbook for limiting orbital debris [Электронный ресурс] / National Aeronautics and Space Administration, 2008. – Режим доступа: [https://explorers.larc.nasa.gov/APMIDEX2016/МО/pdf\\_files/NHBK871914.pdf](https://explorers.larc.nasa.gov/APMIDEX2016/МО/pdf_files/NHBK871914.pdf), свободный (дата обращения: 24.05.2022).
34. History of on-orbit satellite fragmentations 14<sup>th</sup> edition [Электронный ресурс] / Orbital Debris Program Office, 2008. – Режим доступа: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20080022435/downloads/20080022435.pdf>, свободный (дата обращения: 24.05.2022).
35. ESA'S annual space environment report [Электронный ресурс] / ESA Space Debris Office. – Режим доступа: [https://www.sdo.esoc.esa.int/environment\\_report/Space\\_Environment\\_Report\\_latest.pdf](https://www.sdo.esoc.esa.int/environment_report/Space_Environment_Report_latest.pdf), свободный (дата обращения: 01.12.2023).
36. Старков, А.В. Синтез алгоритмов управления космическими аппаратами с учетом требований безопасности проведения динамических операций [Текст]: дис. канд. техн. наук: 05.07.09: защищена 12.10.2012 / Старков Александр Владимирович. – М., 2012. – 218 с.
37. Лебедев, А.А. Введение в анализ и синтез систем: учебное пособие [Текст] / А.А. Лебедев. – М.: Изд-во МАИ, 2001. – 351 с. – ISBN 978-5-5-94275-513-3.
38. Dolado-Perez, J.C. Analysis of mitigation guidelines compliance at international level in low Earth orbit [Текст] / J.C. Dolado-Perez // 65th International Astronautical Congress. – 2014. – IAC-14-A6.4.4. – 10 p.
39. Liou, J.-C. An active debris removal parametric study for LEO environment remediation [Текст] / J.-C. Liou // Progress in Propulsion Physics – 2013. – V.4. – P. 735-748.
40. Liou, J.-C. A sensitivity study of the effectiveness of active debris removal in LEO [Текст] / J.-C. Liou, N.L. Johnson // Advances in Space Research. – 2011, – № 47. – P. 1865-1876.

41. Phipps, C.R. ORION: Clearing near-Earth space debris using a 20-kW, 530 nm, Earth-based, repetitively pulsed laser [Текст] / C.R. Phipps // *Laser and Particle Beams*. – 1996. – V. 14, № 1. – P. 1-44.
42. Пат. 2669763 Российская Федерация, МПК В 64 G 1/64. Устройство автоматической стыковки космических аппаратов в операциях орбитального обслуживания [Текст] / Усовик И.В., Яковлев М.В., Архипов В.А., Соколов В.И., Логинов С.С., Попкова Л.Б., Горлов А.Е.; заявитель и патентообладатель Российская Федерация, от имени которой выступает Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос». – № 2017135621; заявл. 05.10.2017; опубл. 15.10.2018, Бюл. № 29. – 6 с.
43. Usovik, I.V. Problematic issues of spacecraft development for contactless removal of space debris by ion beam [Текст] / I.V. Usovik, V.A. Obukhov, V.G. Petukhov, G.A. Popov, V.V. Svitina, V.A. Kirillov, N.A. Testoyedov // *Acta Astronautica*. – 2021. – Т. 181. – P. 569-578.
44. Модель космоса. Том II, Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов [Текст] / Л.С. Новиков, А.Б. Надирадзе, В.В. Шапошников [и др.] ; под ред. Л.С. Новикова ; Моск. гос. ун-т им. М.В. Ломоносова, Науч.-исслед. ин-т ядер. физики им. Д.В. Скобельцына. – 8-е изд. – М.: КДУ, 2007. – 1143 с.: ил. – ISBN: 978-5-98227-419-9, 978-5-98227-420-5.
45. Bernhard, R.P. Composition and frequency of impact residues detected on LDEF surface [Текст] / R.P. Bernhard, F. Horz [et al.] // *First European conference on space debris*. – ESA SD-01. – Darmshtadt, April 1993.
46. McDonell, J.A.M. The LEO microparticulate environment: LDEF's 5.75 year perspective on orbital space debris and meteoroids [Текст] / *First European conference on space debris*. – ESA SD-01. – Darmshtadt, April 1993.
47. Cour-Palais, B.G. Meteoroid Environment Model-1969 (Near Earth to Lunar Surface) [Текст] / *United States National Aeronautics and Space Administration*. – NASA SP-8013. – 1969.
48. Oswald, M. Final Report Upgrade of the MASTER Model [Текст] / M. Oswald, S. Stabroth, C. Wiedemann, P. Wegener, C. Martin, H. Klinkrad // *ESA*. – April 2006.
49. Grun, E. Collisional Balance of the Meteoritic Complex [Текст] / E. Grun, H.A. Zook, H. Fechtig, R.H. Giese // *ICARUS* 62. – 1985. – P. 244-277.
50. Staubach, P. Numerische Modellierung von Mikrometeoriden und ihre Bedeutung fur interplanetare Raumsonden und geozentrische Satelliten [Текст] / P. Staubach // *Thesis at the University of Heidelberg*. – April 1996.

51. Usovik I.V. Gravitation effect on a flux of sporadic micrometeoroids in the vicinity of near-Earth orbits [Текст] / I.V. Usovik, A.I. Nazarenko // Acta Astronautica. – 2013 – Vol. 84 (2013). – P. 153-160.
52. Usovik, I.V. Gravitation effect on a flux of sporadic micrometeoroids in the vicinity near-Earth orbits [Текст] / I.V. Usovik, A.I. Nazarenko // Proceedings of the Six European Conference on Space Debris. – Darmstadt, Germany, 2013.
53. Drolshagen, G. Comparison of Meteoroid Models. Committee Report [Текст] / G. Drolshagen // IADC AI 24.1, NASA. – 2009.
54. Space-track [Электронный ресурс] / Combined Force Space Component Command. – Режим доступа - space-track.org (дата обращения: 24.05.2022).
55. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ 2018664690. Российская Федерация. Модель для прогнозирования и анализа космического мусора – Space debris prediction and analysis (SDPA). Программа для расчета потока метеороидов относительно КА на заданной орбите [Текст] / Усовик И.В., Степанов Д.В.; заявитель и патентообладатель Российская Федерация, от имени которой выступает Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос». – №2018662322; заявл.06.11.2018; опубл.20.11.2018, Бюл. №11. – 1 с.
56. Усовик, И.В. Анализ характеристик потока космического мусора на низких околоземных орбитах с использованием уточненной модели [Текст] / И.В. Усовик // Космонавтика и ракетостроение. – 2014. – Выпуск № 3 (76). – С. 97-102. – ISSN: 1994-3210.
57. Усовик, И.В. Методика прогнозирования техногенного засорения низких околоземных орбит с учетом взаимных столкновений и активного удаления космического мусора [Текст] / И.В. Усовик // Системный анализ, управление и навигация : Тезисы докладов XIX международной научной конференции, Евпатория, 29 июня – 6 июля 2014 года. – Евпатория: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2014. – С. 29-30.
58. Усовик И.В. Методика прогнозирования техногенного засорения низких околоземных орбит с учетом взаимных столкновений и активного удаления космического мусора [Текст] / И.В. Усовик // 13-я Международная конференция «Авиация и космонавтика», Москва, 18-21 ноября 2014 года. – СПб.: Мастерская печати, 2014. – С. 194.
59. Усовик И.В. Анализ распределений орбитальных параметров крупных космических объектов с использованием свободно распространяемой информации [Текст] / И.В. Усовик // 12-я Международная конференция «Авиация и космонавтика», Москва, 12-15 ноября 2013 года. – СПб.: Мастерская печати, 2013. – С. 258-259.

60. Усовик, И.В. Прогнозирование техногенного засорения низких околоземных орбит [Текст] / И.В. Усовик // Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – М.: Изд-во МАИ, 2023. – 96 с.: ил. – ISBN 978-5-4316-1025-7.
61. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли [Текст] / П.Е. Эльясберг. – 2-е изд. – М.: Эдиториал УРСС, 2011. – С. 544. – ISBN 978-5-397-02049-7.
62. Назаренко, А.И. Эволюция и устойчивость спутниковых систем [Текст] / Назаренко А.И., Скребушевский Б.В. – М.: Машиностроение, 1981. – 284 с.
63. ГОСТ Р 25645.166-2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли [Текст]. – Введ. 2005-01-01. – М.: ИПК издательство стандартов, 2004 г. – 28 с.
64. ГОСТ 25645.302-83. Расчеты баллистические искусственных спутников Земли. Методика расчета индексов солнечной активности [Текст]. – Введ. 1985-01-01. – М.: ИПК издательство стандартов, 1983 г. – 21 с.
65. Kiladze, R. Theory of motion of geostationary satellites [Текст] / R. Kiladze, A. Sochilina. // Ilia State University, The national astrophysical observatory of Georgia. – Tbilisi, 2010. – P. 144.
66. Усовик, И.В. Неустойчивость решения задачи об определении времени падения спутников на эллиптических орбитах [Текст] / И.В. Усовик, А.И. Назаренко // Вестник кибернетики. – 2018. – № 3 (31). – С. 82-90. – eISSN 1999-7604.
67. Усовик, И.В. Математическое моделирование космического мусора и метеороидов для решения прикладных задач космонавтики [Текст] / И.В. Усовик // 19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика»: Тезисы 19-ой Международной конференции, Москва, 23–27 ноября 2020 года. – М.: Издательство «Перо», 2020. – С. 501.
68. Боровин, Г.К. Построение модели эволюции объектов малоразмерной фракции космического мусора, образующегося в результате разрушений [Текст] / Г.К. Боровин, М.В. Захваткин, В.А. Степаньянц, И.В. Усовик // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. – 2021. – № 75. – С. 1-27. – ISSN 2071-2898.
69. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ 2018613786. Российская Федерация. Модель для прогнозирования и анализа космического мусора – Space debris prediction and analysis (SDPA). Программа для расчета исходных данных о состоянии техногенного засорения околоземного космического пространства [Текст] / Усовик И.В., Назаренко А.И.; заявитель и патентообладатель Российская Федерация, от имени которой выступает

Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос». – № 2018611297; заявл. 09.02.2018; опубл. 22.03.2018, Бюл. № 4. – 1 с.

70. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ 2018665226. Российская Федерация. Модель для прогнозирования и анализа космического мусора – Space debris prediction and analysis (SDPA). Программа для расчета потока космического мусора относительно КА на заданной орбите [Текст] / Усовик И.В., Степанов Д.В.; заявитель и патентообладатель Российская Федерация, от имени которой выступает Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос». – № 2018662306; заявл. 06.11.2018; опубл. 03.12.2018, Бюл. № 12. – 1 с.

71. ГОСТ Р 25645.167-2022. Космическая среда (естественная и искусственная). Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в околоземном космическом пространстве [Текст]. – Введ. 2022-06-01. – М.: Российский институт стандартизации, 2022 г. – 114 с.

72. Усовик, И.В. Анализ вклада сети НСОИ АФН в решение задач мониторинга космического мусора в области геостационарных орбит [Текст] / Усовик И.В., Молотов И.Е., Еленин Л.В., Крылов А.Н. [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. – 2018. – № 274. – С. 1-14. – ISSN 2071-2898.

73. Usovik, I. Improvement of space debris model in MEO and GEO regions according to the catalog of Keldysh institute of applied mathematics (Russian academy of sciences) [Текст] / I. Usovik, M. Zakhvatkin, D. Stepanov [etc.] // Proceedings of the Seven European Conference on Space Debris. – Darmstadt, Germany, 2017.

74. Боровин, Г.К. Статистическая модель распределения космических объектов в пространстве орбитальных параметров [Текст] / Г.К. Боровин, М.В. Захваткин, В.А. Степаньянц, И.В. Усовик // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. – 2018. – № 85. – С. 1-16. – ISSN 2071-2898.

75. Усовик, И.В. Статистическая модель распределения космических объектов в пространстве орбитальных параметров [Текст] / И.В. Усовик, Г.К. Боровин, М.В. Захваткин, В.А. Степаньянц // Математическое моделирование и численные методы. – 2019. – № 4 (24). – С. 69-90. – ISSN 2309-3684.

76. Усовик, И.В. Состояние и прогноз техногенного засорения околоземного космического пространства [Текст] / И.В. Усовик // Тезисы докладов XXII Научно-технической конференции ученых и специалистов, посвященная 60-летию полета Ю.А. Гагарина, 75-летию ракетно-космической отрасли и основанию ПАО «РКК «Энергия», ПАО РКК "Энергия" 13-17 сентября 2021 – ПАО РКК «Энергия», 2021. – С. 491.

77. Усовик, И.В. Техногенное засорение области функционирования глобальных навигационных спутниковых систем [Текст] / И.В. Усовик,

Е.И. Игнатович, С.А. Каплев // Фундаментальные проблемы системной безопасности : Материалы школы-семинара молодых ученых, посвященной 60-летию запуска первого в мире искусственного спутника Земли, Севастополь, 13-15 сентября 2017 года. – Севастополь: Цифровая полиграфия, 2017. – С. 126-129.

78. Усовик, И.В. Анализ вклада малых космических аппаратов в текущее состояние техногенного засорения области низких околоземных орбит [Текст] / И.В. Усовик // Авиация и космонавтика : Тезисы 20-ой Международной конференции, Москва, 22–26 ноября 2021 года. – М.: Издательство «Перо», 2021. – С. 370-371.

79. Усовик, И.В. Тенденции решения проблем, связанных с техногенным засорением околоземного космического пространства [Текст] / И.В. Усовик // Тезисы докладов научно-практической конференции "Космонавтика и ракетостроение: взгляд в будущее", 12-13 мая 2016 г. - Королев: ЦНИИмаш, 2016. – С. 20.

80. Усовик И.В. Методические особенности отечественной модели космического мусора [Текст] / И.В. Усовик // IV Научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов Центра управления полетами. Сборник статей. (Королев, Московской обл., 5-8 апреля 2016). – М.: ЦНИИмаш, 2016. – С. 244-249.

81. Усовик, И.В. Методика оценки эволюции техногенного засорения низких околоземных орбит с учетом взаимных столкновений и активного удаления космического мусора [Текст] / И.В. Усовик, В.В. Малышев, В.В. Дарнопых // Вестник Московского авиационного института. – 2015. – Том 22, № 3. – С. 54-62. – ISSN: 0869-6101.

82. Усовик, И.В. Влияние активного удаления космического мусора на долгосрочное состояние техногенного засорения низких околоземных орбит [Текст] / И.В. Усовик, А.Е. Горлов // Космонавтика и ракетостроение. – 2015. – Выпуск № 5 (84). – С. 107-112. – ISSN: 1994-3210.

83. Усовик, И.В. Многокритериальная оптимизация эффективности целевого функционирования орбитальных группировок систем дистанционного зондирования Земли на основе оперативного планирования [Текст] / И.В. Усовик, В.В. Малышев, В.В. Дарнопых // Вестник Московского авиационного института. – 2014 – Том 21, № 5. – С. 37-52. – ISSN: 0869-6101.

84. Усовик, И.В. Метод синтеза структуры активного нагруженного резервирования систем на основе оптимизации приращений мультипликативного критерия безотказности [Текст] / И.В. Усовик, В.М. Гришин // Вестник Московского авиационного института. – 2013. – Том 20, № 2. – С. 59-71. – ISSN 0869-6101.



85. Усовик, И.В. Автоматизированный программный комплекс для параметрического анализа и оптимизации планирования целевого функционирования космических систем ДЗЗ [Текст] / И.В. Усовик, В.В. Дарнопых // Труды МАИ. – 2013. – № 65. – С. 13. – eISSN 1727-6942.

86. Дарнопых, В.В. Автоматизация параметрического анализа целевого функционирования космических систем дистанционного зондирования Земли [Текст] / В.В. Дарнопых, И.В. Усовик // Труды МАИ. – 2011. – № 47. – С. 10. – eISSN 1727-6942.

87. Usovik, I.V. Promising method for improving the accuracy of estimates in space debris tasks – Optimal filtering of measurements [Текст] / I.V. Usovik, A.I. Nazarenko // Acta Astronautica. – 2023. – Vol.204. – P.826-830.

88. Usovik, I.V. Space debris in low earth orbits region: formation and reduction process analysis in past decade [Текст] / I.V. Usovik, A.I. Nazarenko // Acta Astronautica. – 2023. – Vol.194. – P. 383-389.

89. Usovik, I.V. Control of a service satellite during its mission on space debris removal from orbits with high inclination by implementation of an ion beam method [Текст] / I.V. Usovik, V.A. Obukhov, V.G. Petukhov, G.A. Popov, N.A. Testoyedov [etc.] // Acta Astronautica. – 2022. – Vol.194. – P. 390-400.

90. Usovik, I.V. Physical and mathematical models for space objects breakup and fragmentation in hypervelocity collisions [Текст] / I.V. Usovik, N.N. Smirnov, A.B. Kiselev, A.I. Nazarenko, V.V. Tyurenkova // Acta Astronautica. – 2020. – Vol. 176. – P. 598-608.

91. Usovik, I.V. Retrospective of the space debris problem. Part 1. Technogenic clogging of space and means of its control [Текст] / I.V. Usovik, V.V. Mironov // Cosmic Research. – 2020. – V. 58, № 2. – P. 92-104.

92. Usovik, I.V. Instability of the solution of the problem on determining the reentry time of satellites on elliptic orbits [Текст] / I.V. Usovik, A.I. Nazarenko // Acta Astronautica. – 2019. – V. 163. – P. 142-146.

93. Usovik, I.V. The effect of parameters of the initial data updating algorithm on the accuracy of spacecraft reentry time prediction [Текст] / I.V. Usovik, A.I. Nazarenko // Journal of Space Safety Engineering. – 2019. – V. 6. № 1. – С. 24-29.

94. Usovik, I. Major trends for space debris mitigation in near-earth space in the Russian Federation [Текст] / I. Usovik, Y. Makarov, A. Prokopchik, M. Simonov, A. Gorlov, M. Yakovlev // Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC. – 68, Unlocking Imagination, Fostering Innovation and Strengthening Security. – 2017.

95. Usovik, I.V. The method of predicting space debris in low-Earth orbits, taking into account mutual collisions and active debris removal [Текст] / I.V. Usovik, V.V. Malyshev, V.V. Darnopykh, V.I. Saharov // Congress Proceedings, 66th

International Astronautical Congress (IAC), 12–16 October 2015, Jerusalem, Israel. – 2015.

96. Action Item 31.5 Benefits of active debris removal in LEO in light of the investigation of uncertainties contributing to long-term environment modeling zones [Текст] / 34nd IADC Meeting. – Beijing, China, 2014.

97. McKnight, D. Identifying the 50 statistically-most-concerning derelict objects in LEO [Текст] / D. McKnight, R. Witner, F. Letizia [et al.] // *Acta Astronautica*. – 2021. – Vol. 181. – P. 282-291.

98. Smirnov, N. Space Debris. Hazard Evaluation and Mitigation [Текст] / Nickolay N. Smirnov. – Taylor & Francis Inc., 2001. – P. 248.

99. ГОСТ Р 53802-2010. Системы и комплексы космические. Термины и определения [Текст]. – Введ. 2011-07-01. – М.: Стандартинформ, 2019. – 34 с.

100. Севастьянов, Н.Н. Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли [Текст] / Н.Н. Севастьянов, В.Н. Бранец, В.А. Панченко, Н.В. Казинский, Т.В. Кондранин, С.С. Негодяев // Труды МФТИ. – 2009. – Т. 1. – № 3. – С. 14-22.

101. Усовик, И.В. Системный анализ проблемы активного удаления космического мусора [Текст] / И.В. Усовик // Системный анализ, управление и навигация: Тезисы докладов XX международной научной конференции, Евпатория, 28 июня – 5 июля 2015 года. – Евпатория: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2015. – С. 43.

102. IADC-WG4 Action Item 18.4 Final Report. Influence of Small Satellites on Space Debris Population. [Текст] / The Inter-Agency Debris Coordination Committee. – Abano Terme, Italy, 2004.

103. Макаров, Ю.Н. Влияние запуска большого количества малых космических аппаратов и больших орбитальных группировок на техногенное засорение околоземного космического пространства [Текст] / Макаров Ю.Н., Симонов М.П., Степанов Д.В., Усовик И.В. // Седьмой белорусский космический конгресс: Материалы конгресса: в 2-х томах, Том 1. Минск, 24–26 октября 2017 года. – Минск: Государственное научное учреждение "Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук Беларуси", 2017. – ISBN 978-985-6744-96-2. – С. 20-24.

104. Макриденко, Л.А. Концептуальные вопросы создания и применения малых космических аппаратов [Текст] / Л.А. Макриденко, С.Н. Волков, В.П. Ходненко // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2010. – Т. 114. – № 1. – С. 15-26. – ISSN 2500-1299.

105. Nazarenko, A.I. The Development of the Statistical Theory of a Satellite Ensemble Motion and its Application to Space Debris Modeling [Текст] /

A.I. Nazarenko // Proceedings of the Second European Conference on Space Debris. – ESOC, Darmstadt, Germany, 1997.

106. Nazarenko, A.I. The Space Debris Evolution Modeling Taking Into Account Satellite's Collisions [Текст] / A.I. Nazarenko, N.N. Smirnov, A.B. Kiselev // Proceedings of the US/European Celestial Mechanics Workshop. – Poznan, Poland, 2000.

107. Смирнов, Н.Н. Математическое моделирование эволюции космического мусора на низких околоземных орбитах [Текст] / Н.Н. Смирнов, А.Б. Киселев, А.И. Назаренко // Вестник Московского университета. Серия 1: Математика. Механика. – 2002. – № 4. – С. 33-41.

108. Усовик, И.В. Разработка новой отечественной модели космического мусора [Текст] / И.В. Усовик, Д.В. Степанов // Молодёжь и будущее авиации и космонавтики : сборник аннотаций конкурсных работ XIV Всероссийский межотраслевой молодёжный конкурс научно-технических работ и проектов, Москва, 21–25 ноября 2022 года. – М.: Издательство «Перо», 2022. – С. 126-127.

109. Усовик, И.В. Анализ разрушения и фрагментации космических аппаратов при высокоскоростных столкновениях [Текст] / И.В. Усовик, Н.Н. Смирнов, А.Б. Киселев, В.В. Тюренкова, А.И. Назаренко // Вопросы оборонной техники. Серия 16: Технические средства противодействия терроризму. – 2020. – № 11-12 (149-150). – С. 22-31. – ISSN 2306-1456.

110. Стрельцов, А.И. Выявление потенциально опасных космических объектов и сближений с сопровождаемыми космическими аппаратами [Текст] / А.И. Стрельцов, М.В. Захваткин, В.А. Воропаев [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. – 2019. – № 3. – С. 1-30. – ISSN 2071-2898.

111. Усовик, И.В. Бесконтактный вывод объектов космического мусора из защищаемой области геостационарной орбиты [Текст] / И.В. Усовик, С.С. Логинов, М.В. Яковлев, В.А. Обухов, Г.А. Попов и др. // Космонавтика и ракетостроение. – 2017. – № 5 (98). – С. 28-36. – ISSN 1994-3210.

112. Усовик, И.В. Определение рациональной орбиты малого космического аппарата, предназначенного для мониторинга объектов космического мусора в области ГСО [Текст] / И.В. Усовик, В.М. Агапов, К.С. Ёлкин, В.А. Емельянов, Ю.К. Меркушев, Р.П. Рамалданов // Экологический вестник научных центров Черноморского экономического сотрудничества. – 2017. – Т. 14. – № 4-3. – С. 7-13. – ISSN 1729-5459.

113. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ 2014661690. Российская Федерация. Программа комплексного параметрического анализа и многокритериальной оптимизации на основе оперативного планирования эффективности целевого функционирования космических систем наблюдения и связи [Текст] / Дарнопых В.В., Малышев В.В., Усовик И.В.; заявитель и

патентообладатель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)». – № 2014619674; заявл. 26.09.2014; опубл. 20.12.2014. – 1 с.

114. Пат. 2678759 Российская Федерация, МПК В 64 G 1/56. Способ защиты космического аппарата от столкновения с активно сближающимся объектом [Текст] / Яковлев М.В., Архипов В.А., Логинов С.С., Усовик И.В., Дублева А.П., Марчук В.А.; заявитель и патентообладатель Российская Федерация, от имени которой выступает Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос». – № 2018113161; заявл. 11.04.2018; опубл. 31.01.2019, Бюл. № 4. – 5 с.

115. Пат. 2680359 Российская Федерация, МПК В 64 G 1/56. Устройство для защиты космического аппарата от высокоскоростного ударного воздействия частиц космического мусора [Текст] / Архипов В.А., Яковлев М.В., Усовик И.В., Логинов С.С., Юраш В.С.; заявитель и патентообладатель Российская Федерация, от имени которой выступает Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос». – № 2018113164; заявл. 11.04.2018; опубл. 19.02.2019, Бюл. № 5. – 7 с.: ил.

116. Пат. 2684253 Российская Федерация, МПК В 64 G 1/66. Способ обнаружения и контроля космического мусора вблизи геостационарной орбиты [Текст] / Усовик И.В., Емельянов В.А., Ёлкин К.С., Маслов В.В., Меркушев Ю.К., Бодрова Ю.С., Рамалданов Р.П.; заявитель и патентообладатель Российская Федерация, от имени которой выступает Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос». – № 2018104992; заявл. 09.02.2018; опубл. 04.04.2019, Бюл. № 10. – 10 с.: ил.

117. Усовик, И.В. Оценка возможности прогноза столкновения спутников. [Текст] / И.В. Усовик // Space Flight Safety X International simposium, 30 мая - 3 июня 2023 г. - СПб: ООО «Первый издательско-полиграфический холдинг», 2023. – С. 24.

118. Usovik, I.V. International legal aspects of operations for active removal of space debris from near earth outer space [Текст] / I.V. Usovik, N.I. Stelmakh, M.V. Yakovlev // AIP Conference proceedings : XLIII ACADEMIC SPACE CONFERENCE: dedicated to the memory of academician S.P. Korolev and other outstanding Russian scientists – Pioneers of space exploration, Moscow, Russia, 28 января – 01 2019 года / Editors: Evgeny A. Mikrin, Dmitry O. Rogozin, Anatoly A. Aleksandrov, Victor A. Sadovnichy, Igor B. Fedorov and Vera I. Mayorova. Vol. 2171. – Moscow, Russia: American Institute of Physics Inc., 2019. – P. 130017.

119. Усовик, И.В. Построение оптимальной траектории увода объектов космического мусора из защищаемой области геостационарной орбиты [Текст] /

И.В. Усовик, А.П. Дублева // Идеи К.Э. Циолковского в контексте современного развития науки и техники : Материалы 53-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского, Калуга, 18–19 сентября 2018 года. – Калуга: Издательство АКФ "Политоп", 2018. – С. 120-121.

120. Usovik, I. Major trends for mitigation of space debris in near-Earth space in the Russian Federation [Текст] / I. Usovik, Y. Makarov, M. Simonov [etc.] // Proceedings of the Seven European Conference on Space Debris. – Darmstadt, Germany, 2017.

121. Назаренко, А.И. Отечественная модель космического мусора, текущее состояние и долгосрочный прогноз техногенного засорения [Текст] / А.И. Назаренко, И.В. Усовик // XLI Академические чтения по космонавтике : Сборник тезисов чтений, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства, Москва, 24–27 января 2017 года. – М.: Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), 2017. – С. 311.

122. Usovik, I.V. The Analysis of Pollution of a Space in the Field of LEO at Various Scenarios of its Further Development [Текст] / I.V. Usovik, A.I. Nazarenko // Proceedings of the Six European Conference on Space Debris. – Darmstadt, Germany, 2013.

123. Usovik, I.V. Space Debris Evolution Modeling with Allowance for Mutual Collisions of Objects Larger than 1 cm in Size [Текст] / I.V. Usovik, A.I. Nazarenko // Proceedings of the Six European Conference on Space Debris. – Darmstadt, Germany, 2013.

124. Opiela, J.N. A study of the material density distribution of space debris [Текст] / J.N. Opiela // Advances in Space Research. – 2009. – Apr – Т. 43, № 7. – P. 1058-1064.