

**КАРАТУНОВ МАКСИМ ОЛЕГОВИЧ**

**РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ ВЫЯВЛЕНИЯ ОПАСНЫХ СБЛИЖЕНИЙ  
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С НАБЛЮДАЕМЫМИ ОБЪЕКТАМИ И  
СПОСОБОВ УКЛОНЕНИЯ ОТ СТОЛКНОВЕНИЙ НА ФАЗИРУЮЩЕЙ  
ОРБИТЕ**

05.07.09 Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

**Автореферат диссертации**

на соискание ученой степени кандидата технических наук

Работа выполнена в Инженерной академии ФГАОУ ВО «Российский университет дружбы народов» (РУДН)

Научный руководитель: Баранов Андрей Анатольевич,  
доктор физико-математических наук, профессор  
департамента механики и мехатроники Инженерной  
академии РУДН

Официальные оппоненты: Малышев Вениамин Васильевич,  
доктор технических наук, профессор, заведующий  
кафедрой «Системный анализ и управление» ФГБОУ  
ВО «Московский авиационный институт  
(национальный исследовательский университет)»

Усовик Игорь Вячеславович,  
кандидат технических наук, начальник отдела 01103  
ЦСИ КД АО «Центральный научно-  
исследовательский институт машиностроения»

Ведущая организация: АО «Научно-производственная корпорация  
«Системы прецизионного приборостроения»

Защита диссертации состоится 28 декабря 2020 года в 12:00 на заседании  
диссертационного совета РУДН ПДС 2022.001 по адресу: 117198, г. Москва,  
ул. Миклухо-Маклая, д. 6.

С диссертацией можно ознакомиться в Научной библиотеке РУДН по адресу:  
117198, г.Москва, ул.Миклухо-Маклая, д.6, а также на сайте <http://dissovet.rudn.ru>.

Объявление о защите и автореферат диссертации размещены на сайтах  
<http://vak2.ed.gov.ru/> и <http://dissovet.rudn.ru>.

Автореферат разослан 26 ноября 2020 г.

Ученый секретарь  
диссертационного совета ПДС 2022.001  
кандидат технических наук

Самусенко О.Е.

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность темы исследования.** Все космические аппараты (КА) находятся под угрозой разрушения из-за высокой вероятности столкновения с объектами космического мусора (КМ), который заполняет околоземное космическое пространство (ОКП). По последним данным, количество наблюдаемых космических объектов (КО) в ОКП составляет от 21 до 25 тысяч, доля действующих КА составляет 4.8-6.2%. Ежегодно центры управления космическими полётами регистрируют до 70 потенциально опасных сближений с отдельными активными КА. При этом относительная скорость объектов достигает значений, при которых любое столкновение гарантированно приводит к разрушению КА. В то же время, согласно отчёту европейского космического агентства, ежегодно регистрируется около 8 разрушений КО по различным причинам. На основании прогнозов эволюции КМ в ОКП и роста числа запусков ракетносителей (РН) можно утверждать, что количество объектов будет стремительно расти, а вместе с ним будет расти и вероятность взаимного столкновения. Это может привести к лавинообразному росту числа КО (так называемому синдрому Кесслера) и полной непригодности ОКП к полётам.

Существуют несколько методов, позволяющих снизить темпы роста количества КО: уклонение от столкновений, увод с орбиты КА по истечении срока активного существования, предотвращение разрушений в результате взрывов топливных баков и аккумуляторных батарей, очищение ОКП специализированными КА. Согласно оценкам экспертов, регулярное уклонение от сближений и увод с орбиты хотя бы четырёх крупногабаритных фрагментов в год позволят остановить рост популяции КО.

**Степень разработанности темы исследования.** Наиболее реализуемым методом обеспечения безопасности космических полётов в ОКП является оперативное выявление опасных сближений защищаемого КА с каталогизированными КО и последующее уклонение от столкновения. Данному вопросу посвящено более 150 научных работ, разработаны, по меньшей мере, 9 систем и программных комплексов: COMBO (CspOC, USA), CRASS (ESA), STK Advanced CAT (AGI Inc. USA), ShadowCAT (AGI Inc. USA), SOCRATES (CSSI, USA), CSive (Aerospace Corp., USA), CAESAR (CNES, French Republic), CAOS-D (AIAA, USA), АСПОС ОКП (Роскосмос, РФ). В России исследования в области выявления опасных сближений КО проводятся организациями: АО «ЦНИИМаш», ОАО МАК «ВЫМПЕЛ», ИПМ им. М.В.Келдыша РАН, ИКИ РАН, АО «НПК «СПП», а также АО «АНЦ». Подход к решению проблемы предотвращения опасных сближений КО с защищаемым КА можно обобщить в виде следующих последовательных этапов: предварительная фильтрация объектов, заведомо не представляющих угрозу для защищаемого КА, вычисление координатно-временных характеристик сближения с КА для оставшихся КО, расчёт вероятности столкновения КА с КО, выбор оптимальных параметров маневра уклонения. Решение задач отдельных этапов рассматривается в работах Хуторовского З.Н., Кондрашина М.А., Лабудткиной Т.В., Альфано С., Дж. Фостера, Акеллы М.Р., Х. Клинкрада, Патеры Р.П., К. Бомбардели и др.

На основе анализа совокупности публикаций можно выделить следующие научно-технические проблемы, возникающие в процессе решения задачи предотвращения столкновений в ОКП:

- Необходимость проведения регулярных расчётов для большого числа КО, что приводит к проблеме быстродействия алгоритмов.
- Помимо выявления факта сближения необходимо оценить степень угрозы, представляемой для защищаемого КА. В этой связи возникает задача разработки и выбора критериев опасности сближения. Принятие решения о реализации дополнительного маневра уклонения должно основываться на величине, максимально корректно отражающей риск столкновения. От выбора критерия зависит безопасность защищаемого КА, с одной стороны, и расход запаса топлива, с другой.
- Активные КА регулярно осуществляют коррекцию орбиты, информация о которой в силу различных причин не поступает в базу данных КО. Как следствие, возникает задача учёта этих маневров при выявлении конфликтных ситуации в ОКП.
- Применение дополнительного маневра уклонения, может привести к срыву плана выполнения целевой задачи. Например, динамическая операция встречи включает в себя длительный этап фазирования, в течение которого не всегда имеется возможность провести дополнительную коррекцию с целью уклонения от столкновения.

В этой связи разработка усовершенствованных методов выявления и оценки степени опасности сближений космического аппарата с пассивными и маневрирующими космическими объектами, расчёта маневров встречи, обеспечивающих уклонение от столкновений на фазирующей орбите, представляется **актуальной научно-технической задачей**.

Анализ степени проработанности проблем, связанных с прогнозированием опасных сближений в ОКП и расчётом маневров уклонения, послужили основанием для формулировки цели и постановки задач диссертационного исследования.

**Целью диссертационного исследования** является повышение безопасности космических полётов в ОКП, а также сокращение энергетических затрат на совершение маневров уклонения. Достижение поставленной цели потребовало решения следующих **научно-технических задач**:

- усовершенствование алгоритма предварительной фильтрации объектов, заведомо не представляющих угрозу для защищаемых КА;
- разработка метода расчёта вероятности столкновения с учётом формы и ориентации сближающихся объектов на всем опасном участке сближения;
- разработка метода учета маневров активных КА при поиске опасных сближений;
- разработка метода расчёта параметров безопасной четырёхимпульсной динамической операции встречи на околокруговых орбитах;

**Объектом исследования** является совокупность каталогизированных КО в ОКП.

**Предметом исследования** являются методы выявления и оценки степени опасности сближений космического аппарата с пассивными и маневрирующими космическими объектами, а также методы расчёта маневров уклонения.

**Методология и методы исследования.** Основным методом диссертационного исследования является математическое моделирование, основанное на теории космического полёта. При разработке аспектов маневрирования активных КО были использованы методы теории маневрирования космических аппаратов в окрестности круговой орбиты. Разработка критерия оценки степени опасности сближения производилась в рамках теории вероятности с применением статистического моделирования. Программная реализация разработанных методов производилась в рамках методологии объектно-ориентированного программирования.

**Положения, выносимые на защиту:**

1. Методы выявления опасных сближений и расчёта вероятности столкновения защищаемого КА с наблюдаемыми космическими объектами.
2. Метод учета маневров КО при выявлении факта сближения с защищаемым КА.
3. Метод расчёта параметров маневра встречи, обеспечивающих уклонение от столкновений на фазирующей орбите.

**Научная новизна** диссертационной работы состоит в следующем:

- в рамках метода предварительной фильтрации предложен новый критерий отсева для КО на околокруговых орбитах, основанный на применении линеаризованных уравнений движения;
- разработан новый метод расчёта вероятности столкновения КО, учитывающий форму и ориентацию объектов на всем интервале сближения;
- предложен новый способ учёта маневров активных КА при выявлении опасных сближений КО, основанный на апостериорной оценке параметров динамических операций;
- разработан новый метод построения опасной с точки зрения возможного столкновения геометрической области в плоскости проекций вектора эксцентриситета, позволяющий избежать опасной ситуации при решении четырёхимпульсной задачи встречи.

**Теоретическая и практическая значимость** диссертационной работы состоит в том, что полученные результаты позволяют:

- более чем на порядок сократить время выявления фактов возможного сближения КО по сравнению с методом прямого расчета, не прибегая к допущению о положении точки максимального сближений на линии пересечения плоскостей орбит;
- избежать допущений классических методов расчета вероятности столкновения об отсутствии ошибок определения составляющих скоростей и о прямолинейности движения;
- определить вероятность столкновения с учетом формы и ориентации КО на всем интервале сближения;

- задать требуемую точность и достоверность оценки вероятности столкновения двух КО;
- существенно повысить точность поиска опасных сближений с маневрирующими КО в условиях отсутствия априорной информации о параметрах маневра;
- без дополнительных специальных маневров избежать столкновения на орбите фазирования при проведении четырехимпульсного маневра встречи.

**Степень достоверности результатов.** Достоверность результатов диссертационной работы подтверждается численными экспериментами, сравнением с результатами существующих методов, а также успешным использованием в практической работе.

**Внедрение результатов работы.** Алгоритмы, разработанные на основе предложенных методов выявления и оценки степени опасности сближений космического аппарата с пассивными и маневрирующими космическими объектами, используются в программно-аналитическом комплексе обработки траекторной информации в АО «Астрономический научный центр», что подтверждается соответствующими актами о внедрении.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках мероприятия 1.2 федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» (Соглашение от 26 сентября 2017 года № 14.574.21.0146, уникальный идентификатор работ RFMEFI57417X0146).

**Апробация работы.** Основные положения и результаты диссертации докладывались и обсуждались на российских и международных конференциях:

- Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения», Москва, апрель 2012;
- XXXVIII академические чтения по космонавтике, Москва, февраль 2014;
- International workshop on “Key Topics in Orbit Propagation Applied to Space Situational Awareness” (KEPASSA). 18-30 Oct. 2015. Toulouse (France);
- XL академические чтения по космонавтике, Москва, январь 2016;
- XLI академические чтения по космонавтике, Москва, январь 2017;
- 3<sup>rd</sup> IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems (DYCOSS). 30 May – 1 June. 2017. Moscow (Russia);
- Шестые Репинские научные чтения, Москва, ноябрь 2018;
- Всероссийская конференция с международным участием «Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы», Москва, 2019.

**Публикации.** Результаты работы изложены в 6 статьях [1–8], опубликованных в рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК РФ, в том числе 3 статьи [6,7,8] опубликованы в журналах, входящих в базы данных Web of Science и/или Scopus.

**Структура и объём диссертации.** Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и выводов, списка литературы и приложения. Объём диссертации – 152 страницы. Работа включает в себя 43 иллюстраций и 14 таблиц. Список литературы содержит 102 наименования.

## ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**В первой главе** представлено решение задачи выявления потенциально опасных сближений КО с защищаемым КА. Очевидно, что решать задачу путем численного интегрирования уравнений движения каждого объекта с учетом возмущений крайне нецелесообразно с точки зрения вычислительных затрат, поэтому на первом этапе расчётов применяются алгоритмы предварительной фильтрации КО, заведомо не представляющих угрозу для защищаемого КА. Существующие методы предварительной фильтрации обладают существенным недостатком: используется ошибочная гипотеза о положении точки максимального сближения на линии пересечения плоскостей орбит КА и КО, что в свою очередь, может привести к пропуску потенциально опасных ситуаций. В диссертационной работе предложен усовершенствованный алгоритм предварительной фильтрации КО, основанный на критериях, позволяющих избежать отмеченного недостатка и обладающих рядом преимуществ. Алгоритм состоит из четырех этапов: отсев по высоте полёта КА и КО, отсев по компланарным элементам орбит, отсев по некомпланарным элементам орбит и отсев по фазе. Отличительной особенностью предложенного подхода является то, что на каждом этапе, кроме первого, помимо выявления факта угрозы, вычисляются потенциально опасные интервалы аргументов широты КА и КО. Нахождение пересечения интервалов различных этапов позволяет учесть всю совокупность критериев, осуществить дополнительную фильтрацию или определить конечный интервал возможного столкновения.

На этапе отсева по компланарным элементам орбит оценивается взаимное положение линий абсид КА и КО без учета ориентации плоскостей орбит. Рассматриваются околокруговые орбиты и используются линеаризованные уравнения движения, из которых следует, что относительное движения КА и КО с параметрами  $(e_{xКА}, e_{yКА}, a_{КА})$  и  $(e_{xКО}, e_{yКО}, a_{КО})$  представимо в виде движения по круговой орбите радиуса  $r_0$  и по относительной орбите с параметрами  $(\Delta e_x, \Delta e_y, a=r_0+\Delta a)$ , где  $\Delta e_x=e_{xКА}-e_{xКО}$ ,  $\Delta e_y=e_{yКА}-e_{yКО}$ ,  $\Delta a=a_{КА}-a_{КО}$ . Следовательно, для определения минимального расстояния между орбитами достаточно найти радиус апоцентра  $(r_a)$  и перицентра  $(r_p)$  относительной орбиты. Если выполнено следующее условие  $(r_0-r_a > \Delta) \vee (r_p-r_0 > \Delta)$ , то минимальное расстояние между орбитами больше  $\Delta$ , следовательно, объект не представляет угрозы. Далее для потенциально опасных объектов определяется множество интервалов аргументов широты  $\{U_{\text{риск1}}\}$ , на которых расстояние между опорной и относительной орбитой меньше защищаемой области.

Отсев по некомпланарным элементам орбит учитывает тот факт, что сближение возможно только в областях, где расстояние в боковом направлении  $\Delta z$  не превышает  $\Delta$ . Интервалы  $\{U_{\text{риск2}}\}$ , для которых выполняется условие  $\Delta z < \Delta$ , вычисляются при помощи известных соотношений сферической геометрии. Далее находится пересечение множеств  $\{U_{\text{риск12}}\} = \{U_{\text{риск1}}\} \cap \{U_{\text{риск2}}\}$ . Очевидно, что если  $\{U_{\text{риск12}}\} = \emptyset$ , то сближение невозможно и КО отсеивается.

Этап отсева по фазам движения основан на предположении о том, что объекты, движущиеся по околокруговым орбитам в одну сторону, при относительно небольшой разности периодов и некоторой начальной разности фаз  $\Delta_i$  могут находиться на значительном расстоянии друг от друга на всём интервале поиска сближений. Вначале для известного значения  $\Delta_i$  и разности фаз вычисляется момент времени  $t_{вст}$  совмещения проекции радиус-вектора КО на плоскость орбиты КА и радиус-вектора КА. Далее вычисляются границы опасного периода  $t_{вх}$ ,  $t_{вых}$ . Если интервал поиска сближений  $[t_{нач}, t_{кон}]$  и интервал  $[t_{вх}, t_{вых}]$  не имеют общих точек, то КО признается безопасным. Также, зная  $[t_{вх}, t_{вых}]$ , несложно определить угловой интервал риска  $\{U_{риск3}\} = [U_{вх}, U_{вых}]$ . Заключительной операцией данного отсева является нахождение пересечения множеств  $\{U_{риск123}\} = \{U_{риск11}\} \cap \{U_{риск3}\}$ . В случае отсутствия пересечения объект считается неопасным и в дальнейшем рассмотрение не попадает. Далее на интервалах  $\{U_{риск123}\}$  осуществляется поиск минимума взаимного расстояния между объектами на основе численного прогноза уравнений движения с учетом возмущений и вычисляются параметры сближения.

На каждом этапе отсева используется параметр  $\Delta$ , характеризующий пороговое значение взаимного расстояния между КА и КО. От выбора значения данного параметра напрямую зависит качество работы алгоритма предварительной фильтрации. С одной стороны, количество объектов, оставшихся после фильтрации, должно быть минимальным, с другой стороны, множество оставшихся объектов должно включать в себя всё множество объектов, представляющих реальную угрозу для защищаемого КА. Зачастую размер защищаемой области задаётся оператором на основе экспертной оценки. В рамках диссертационной работы предлагается метод выбора  $\Delta$ , основанный на учёте стохастического характера исходных данных и возможного отклонения движения сближающихся КО в результате действия возмущений. Таким образом, максимально возможное линейное отклонение каждого объекта целесообразно разделить на два слагаемых: максимально возможное отклонение, обусловленное погрешностью измерений параметров орбиты ( $\Delta_i$ ) и максимально возможное отклонение, обусловленное действием возмущений ( $\Delta_p$ ). Оценка сверху для величины  $\Delta_i$  получается на основе линеаризованных уравнений движения. Оценка составляющей  $\Delta_p$  осуществляется на основе известных зависимостей учета влияния возмущающих факторов, при этом учитываются как вековые, так и периодические отклонения.

Сближения с КО на эллиптических орбитах, в силу специфических особенностей эволюции, следует рассматривать на этапе высокоточного численного интегрирования с применением лишь одного этапа предварительной фильтрации – отсева по высоте полёта.

Верификация работы алгоритма фильтрации производилась на основе сопоставления с результатами, полученными без применения отсева. При этом, без применения фильтрации время расчёта для КО на низкой околоземной орбите и защищаемой области, равной 50 км, составило 7751 сек., в то время, как с



применением фильтрации для получения идентичного результата потребовалось 134 сек.

**Вторая глава** посвящена решению задачи оценки опасности выявленного сближения. От выбора критерия оценки зависит, с одной стороны, безопасность КА, а с другой, расход топлива, который растет с увеличением числа уклонений. Существует несколько подходов к оценке опасности сближения, существенно отличающихся по уровню вычислительной сложности и области применения. Наиболее адекватным и наиболее сложным критерием является вероятность столкновения. Существуют несколько принципиально различных подходов к определению данной величины, в то же время данные подходы обладают рядом общих ограничений:

- сближающиеся объекты имеют сферическую форму;
- в пределах интервала сближения движение равномерно и прямолинейно;
- составляющие скоростей объектов определены с абсолютной точностью;
- вероятность рассчитывается только для критической точки максимального сближения.

В диссертационной работе была поставлена задача разработки метода, снимающего упомянутые ограничения. В частности, метод должен учитывать: форму и ориентацию объектов; ошибки в знании вектора скорости; непрямолинейность движения на интервале сближения; опасность столкновения должна оцениваться не в один момент времени, а на всем интервале, когда возможно столкновение. Решить задачу в данной постановке позволяет метод моделирования случайных величин и статистической оценки характеристик. Моделируемой случайной величиной является индикатор ( $I_A$ ) события ( $A$ ) столкновения двух КО. Математическое ожидание индикатора события равно вероятности события ( $\Pr(A)$ ), следовательно, получая оценку математического ожидания ( $\bar{m}_n$ ) на основе ряда стохастических симуляций процесса сближения, можно рассчитать приближенное значение вероятности столкновения:

$$\Pr(A) = M[I_A] \approx \bar{m}_n = n^{-1} \sum_{i=1}^n I_{Ai}, \quad \bar{m}_n \xrightarrow{n \rightarrow \infty} \Pr(A).$$

Необходимое число симуляций  $n$  может быть найдено на основе неравенства:

$$\Pr(|\Pr(A) - \bar{m}_n| \leq \varepsilon) \geq 1 - \alpha \quad (1)$$

где  $\varepsilon$  – требуемая точность оценки,  $\alpha$  – требуемая достоверность решения.

Метод вычисления вероятности столкновения включает следующие этапы:

- Генерация массива псевдослучайных шестимерных векторов состояния КА и КО в соответствии с векторами математических ожиданий и матриц ковариации. Для генерации отдельных случайных чисел используется алгоритм Вихря Мерсенна. Получение случайного вектора, составляющие которого распределены по нормальному закону, основано на преобразовании Бокса-Мюллера и известных линейных преобразованиях.

– Выявление факта пересечения сфер, описывающих форму КО, для потенциально опасных комбинаций на интервале сближения. На данном этапе используется линеаризованная модель движения для объектов на околокруговых орбитах и модель невозмущенного движения Кеплера для остальных объектов.

– Выявление факта пересечения трехмерных моделей КО для потенциально опасных комбинаций на интервале сближения. Поиск пересечения имеет две фазы: широкую и узкую. В широкой фазе объекты представляются в виде ограничивающих параллелепипедов, стороны которых параллельны осям координат. В качестве алгоритма широкой фазы был выбран алгоритм Sweep-and-Prune. В узкой фазе учитывается реальная форма и ориентация сближающихся объектов. В качестве алгоритма узкой фазы был выбран алгоритм Гильберта-Джонсона-Керти, который в силу своей стабильности, скорости и занимаемому объему памяти получил широкое распространение на практике.

Случайной величиной при оценке степени опасности сближения КО был выбран индикатор события столкновения, математическое ожидание которого равно вероятности столкновения. Так как индикатор события принимает одно из двух возможных значений 0 или 1, можно отнести данную случайную величину к классу чисел Бернулли, для которых возможен непосредственный расчёт необходимого числа симуляций  $N^*$ , гарантирующих выполнение неравенства (1).

Существуют несколько подходов к определению  $N^*$ . Оценку сверху можно получить несколькими способами:

- на основе неравенства Чебышева:  $N_{Cheb}^* = \frac{1}{4\alpha\varepsilon^2}$ ;
- на основе центральной предельной теоремы:  $N_{CLT}^* = \frac{z_{\alpha/2}}{4\varepsilon^2}$ ;
- на основе неравенства Хёфдинга:  $N_{Hoeff}^* = \frac{\ln(2/\alpha)}{2\varepsilon^2}$ ;

Минимальное значение  $N^*$  получается при использовании метода, основанного на выводах центральной предельной теоремы. Порядок количества симуляций для точности  $\varepsilon = 10^{-4}$  и достоверности  $1 - \alpha = 99\%$  равен  $10^7$ , что ставит под сомнение применимость метода статистического моделирования для расчёта вероятности столкновения. В то же время, стоит отметить, что при оценке используется предположение о максимально возможном значении дисперсии  $D_{I_a} = 1/4$ . В реальных расчётах дисперсия принимает гораздо меньшее значение и, как следствие, необходимая точность достигается при меньшем числе симуляций. Данный вывод подтверждает график на рисунке 1, показывающий зависимость оценки вероятности от количества симуляций  $N$  для нескольких прогонов алгоритма. На основе графика можно сделать предварительный вывод о скорости сходимости метода, точность  $\varepsilon = 10^{-4}$  достигается при  $N = 1,6 \cdot 10^6$ . Учитывая данный факт, был разработан алгоритм автоматической остановки расчёта при достижении требуемой точности и достоверности решения.

Тестовые расчёты показывают, что для достижения точности  $\varepsilon \approx 2 \cdot 10^{-6}$  при коэффициенте достоверности  $1 - \alpha = 99\%$  в однопоточном режиме необходимо

около 70 минут. Данный факт говорит о принципиальной возможности применения метода статистического моделирования при оценке вероятности столкновения КО с учетом их формы и ориентации.

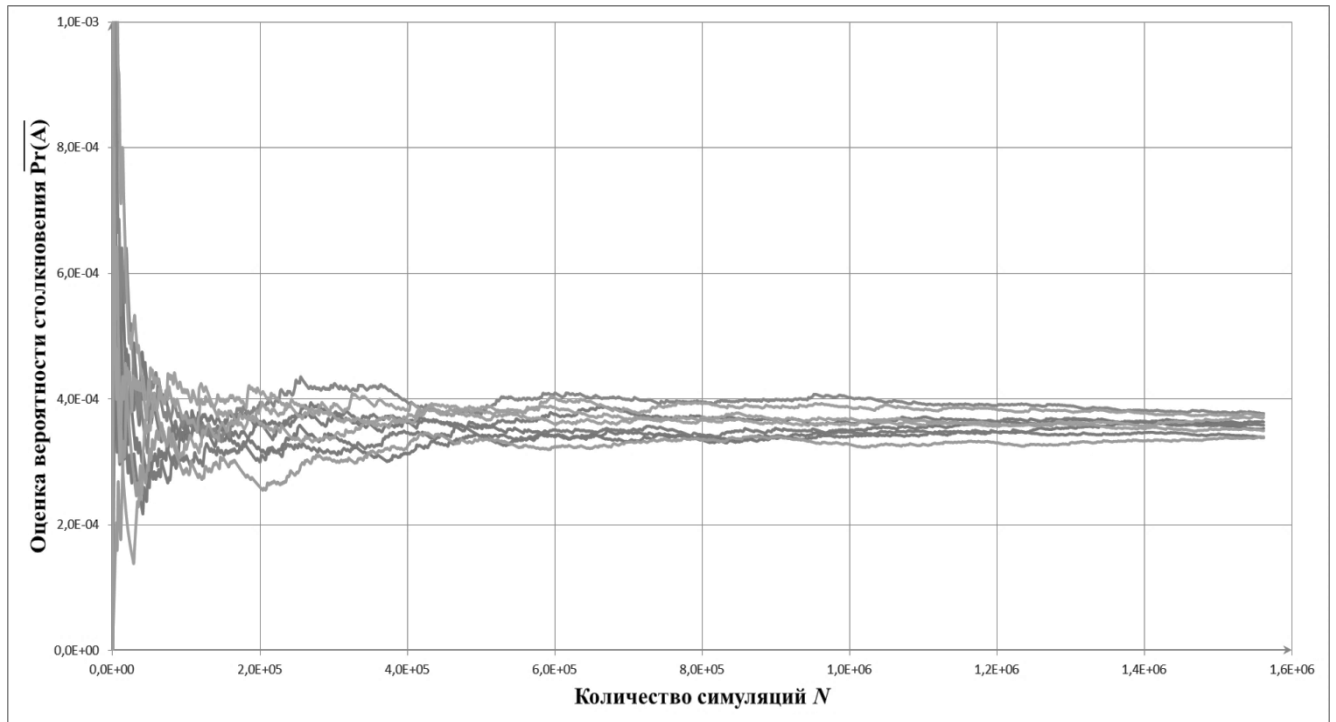


Рис. 1. График зависимости оценки вероятности от количества симуляций для нескольких запусков алгоритма

Верификация метода осуществлялась на основе сравнения с результатами аналитического метода З.Н. Хуторовского в рамках соответствующих ограничений. В таблице 1 представлены результаты данного сравнения, где  $\bar{P}_{сф}$  – оценка вероятности столкновения сферических объектов,  $\Delta_x$  – абсолютное значение разности результатов двух методов,  $N$  – фактическое количество симуляций. На основе проведенных расчетов можно утверждать, что расхождение результатов  $\Delta_x$  двух методов также в пределах заданной погрешности  $\pm \varepsilon$ .

Таблица 1 – Результаты расчета вероятности столкновения сферических объектов

№	$\varepsilon$	$\bar{P}_{сф}$	$\Delta_x$	$N$ , тыс.	Время расчета, сек.
1.1	5e-5	1.608e-4	3.3e-5	429	30
1.2	5e-5	1.366e-4	0.9e-5	366	24
1.3	5e-5	1.122e-4	1.5e-5	303	19
2.1	3e-5	1.485e-4	2.1e-5	1098	94
2.2	3e-5	1.414e-4	1.4e-5	1047	89
2.3	3e-5	1.235e-4	0.4e-5	915	76
3.1	1e-5	1.253e-4	0.2e-5	8346	690
3.2	1e-5	1.307e-4	0.3e-5	8700	730
3.3	1e-5	1.336e-4	0.6e-5	8892	745

**В третьей главе** представлен метод учета маневров активных космических объектов. Решение задачи выявления и оценки опасных сближений сильно усложняется наличием возмущений, вызванных действием двигательной установки (ДУ) маневрирующих КО. В силу отсутствия доступа к информации о параметрах предстоящих маневров точность определения параметров орбит маневрирующих космических объектов (МКО) в процессе ведения каталога КО резко падает после каждого включения ДУ. Решение данной проблемы невозможно без оценки параметров совершенных маневров. В случае, когда конечная орбита МКО (орбита после маневра) определена с большими ошибками, оценка маневров позволяет уточнить параметры этой орбиты. Уточненная конечная орбита получается из начальной приложением оцениваемого импульса скорости. Таким образом, существенно повышается точность выявления опасных сближений с маневрирующими объектами. Причем, информация о величине ускорения при выполнении маневра, в совокупности с информацией о его пассивном движении, дает возможность оценить массу КО и тягу его двигательной установки (ДУ). Кроме того, используя накопленную информацию по маневрам, можно выявить стратегию маневрирования и спрогнозировать предстоящие динамические операции. Оценка маневров также позволяет осуществить апостериорный анализ взаимного движения на интервале маневрирования.

В зависимости от типа исполненного маневра методы оценки сильно разнятся. В данной главе диссертационной работы рассматриваются импульсные и продолжительные маневры, выполненные за одно или за два включения ДУ. Также приводятся алгоритмы учета ошибок в определении параметров орбиты.

Классические подходы к апостериорной оценке маневров основаны на полном переборе искомых параметров и предназначены для широкого класса орбит. Как следствие, классические методы требуют значительного времени для расчёта. В рамках данной части диссертационной работы рассматривается класс околокруговых орбит, на которых находится подавляющее большинство реальных КО. Введенное допущение позволило разработать быстродействующие полуаналитические методы решения

Одним из методов оценки одноимпульсного маневра является нахождение времени максимального сближения при движении по начальной и по конечной орбите (назад) с последующим нахождением вектора разности скоростей в этой точке (далее - метод №1, по расстоянию). За точку вычисления разности скоростей также может быть принят момент времени, при котором вероятность столкновения при движении по начальной и по конечной орбите рассматриваемого объекта максимальна (далее - метод №2, по вероятности). Данный метод позволяет учесть стохастические характеристики исходных данных. Предположение о том, что активный КА находится на околокруговой орбите, позволяет для вычисления параметров маневров воспользоваться линеаризованными уравнениями и получить аналитические зависимости (далее - метод №3, аналитический). Большинство маневров, выполняемых активными КА, являются маневрами поддержания орбиты, для которых характерно отсутствие радиальной составляющей импульса скорости. Данная особенность маневров, позволяет учесть влияние ошибок определения параметров орбит при оценке величины импульса скорости (далее -

метод №4, геометрический). Данный метод основан на геометрической интерпретации влияния импульса в плоскости проекций вектора эксцентриситета с наложением областей ошибок следующих параметров: разности больших полуосей орбит до и после маневра, разности векторов эксцентриситета, времени приложения импульса. Пересечение данных областей, представленная на рисунке 2, представляет собой область ( $P$ ) существования одноимпульсного трансверсального решения.

На рисунке 2 начало координат (точка  $A$ ) совпадает с концом вектора эксцентриситета орбиты до маневра, точка  $K$  – концу вектора эксцентриситета после маневра. Область между окружностями  $R_1$  и  $R_2$  характеризует возможное отклонение, вызванное ошибкой в определении разности больших полуосей ( $\delta a$ ). Область, характеризующая возможное положение точки  $K$ , представляет собой эллипс, одна из полуосей которого соответствует максимальному отклонению модуля разности векторов эксцентриситета ( $\delta e$ ), другая полуось определяется максимальным отклонением угла  $\varphi_e$  ( $\delta\varphi_e$ ). При этом точки существования трансверсального одноимпульсного решения ограничены областью ( $G$ ) пересечения эллипса с кольцом  $R_1R_2$ . Область поиска одноимпульсного решения можно уменьшить, если ввести в рассмотрение ошибку в определении момента приложения импульса  $\delta\varphi_t$ . Угол  $\varphi_t$  соответствует моменту максимального сближения при движении по начальной и конечной орбите. Пересечение области  $G$  и сектора  $\varphi_e \pm \delta\varphi_e$  дает область  $P$ . Далее в области  $P$  выбирается точка решения  $M$  и вычисляются параметры одноимпульсного маневра.

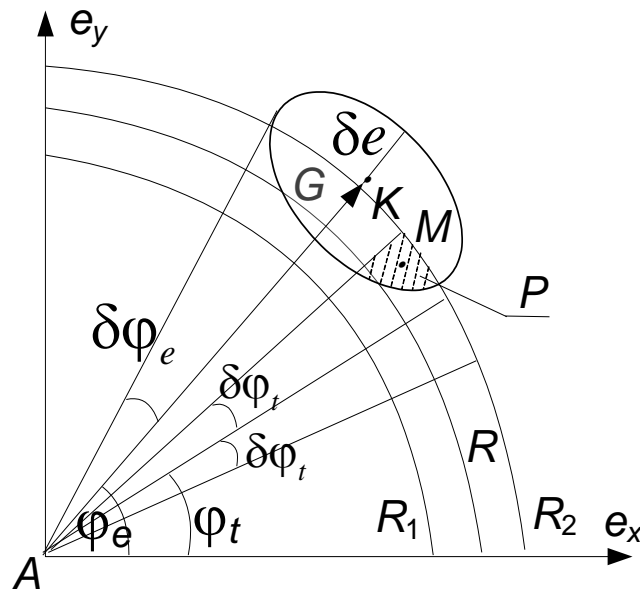


Рис. 2. Области возможных значений разницы больших полуосей, разницы векторов эксцентриситета и времени приложения импульса

В части оценки двухимпульсного маневра разработан метод, избегающий необходимость полного перебора параметров. Существенно сократить время расчёта удалось благодаря гипотезе об отсутствии радиальных составляющих импульса скорости. Дело в том, что большая часть реальных маневров относится к классу маневров перехода, при этом маневры встречи применяются для узкого

круга специфических задач. Из-за низкой эффективности радиальной составляющей маневры перехода осуществляются с использованием только трансверсальной и боковой составляющей. Для решения задачи в данной постановке необходимо перебрать угол приложения первого импульса скорости  $\varphi_{1f}$  на интервале  $[-2\pi, 0)$ . Затем определяются величины трансверсальных составляющих импульса  $\Delta V_{t1}$ ,  $\Delta V_{t2}$  и угол приложения второго импульса скорости  $\varphi_{2f}$ . Далее определяются величины боковых составляющих  $\Delta V_{z1}$ ,  $\Delta V_{z2}$ . Найденное решение обеспечивает требуемое изменение большой полуоси, вектора эксцентриситета и плоскости орбиты, при этом решение справедливо для любой комбинации  $\varphi_{1n} = \varphi_{1f} + 2\pi n$ ,  $\varphi_{2n} = \varphi_{2f} + 2\pi n$ ,  $n \in Z$ ,  $\varphi_{1n} < \varphi_{2n}$ . Далее из всех комбинаций выбираются те пары углов, которые обеспечивают требуемую разность фаз  $\Delta t$  с погрешностью, не превышающей заданной величины. Затем выбирается решение, обеспечивающее минимальные энергетические затраты. В случае если исполненный маневр имел радиальные составляющие, найти решение, обеспечивающее нулевой промах по времени, не получится и следует применить традиционный метод полного перебора углов  $\varphi_1$  и  $\varphi_2$ .

Оценка одноимпульсного маневра большой продолжительности с фиксированной в орбитальной системе координат ориентации вектора тяги также осуществляется на основе линеаризованных соотношений. На первом шаге определяется угловая продолжительность активного участка  $\Delta\varphi$ , необходимая для получения требуемого изменения большой полуоси  $\Delta a$  и эксцентриситета  $\Delta e$ . Далее вычисляются значения ускорений в трансверсальном  $w_t$  и бинормальном направлении  $w_z$ . За середину активного участка принимается угол приложения импульса скорости в оптимальном импульсном решении. В рамках оценки маневров большой продолжительности, выполненных за два включения ДУ, рассмотрены следующие варианты: вариант связных маневров, когда середины активных участков разнесены на  $180^\circ$ , и вариант независимых маневров.

Традиционные методы оценки маневров большой продолжительности основаны на полном переборе величины ускорения, ориентации, времени включения и выключения ДУ. Предложенные методы исключают необходимость полного перебора и, как следствие, работают на порядки быстрее.

Верификация методов оценки маневров производилась как при помощи синтетических численных экспериментов, так и на основе оценки известных маневров реальных МКО. В рамках тестирования алгоритмов оценки одноимпульсных маневров с учетом погрешности знания параметров орбит был произведен анализ двух динамических операций космических аппаратов Электро-Л2 и Луч-5В, результат представлен в таблице 2. Орбиты после маневрирования были получены на основе первых измерений и как следствие содержали существенные ошибки. Номинальные параметры исполненных маневров были известны и приняты за эталон. Как можно видеть, разработанные методы дали адекватную оценку параметров маневров реальных КА, причем метод учета стохастической природы исходных данных позволил получить более точный результат.

Таблица 2. – Оценка маневров с учетом ошибок определения параметров орбит

Параметры маневра	Без учета неопределенности	С учетом неопределенности	Эталон
Электро-Л2			
$\Delta V$ , м/с	0.410	0.419	0.419
$\Delta V_t$ , м/с	0.392	0.419	0.419
$\Delta V_r$ , м/с	-0.118	0	0
$\Delta V_z$ , м/с	-0.016	0	0
Время	18:07:33	18:08:17	18:09:54
Луч-5В			
$\Delta V$ , м/с	0.155	0.107	0.105
$\Delta V_t$ , м/с	-0.134	-0.107	-0.105
$\Delta V_r$ , м/с	0.002	0	0
$\Delta V_z$ , м/с	-0.061	0	0
Время	07:49:47	06:01:51	06:18:25

**В четвертой главе** рассмотрены методы предотвращения столкновения защищаемого КА с КО. Анализ источников показал, что схемы уклонения от опасного сближения с КО при помощи специального маневра хорошо изучены. В то же время, избежать столкновения при помощи добавления дополнительного импульса без срыва плана выполнения целевой задачи не всегда возможно. Например, динамическая операция встречи включает в себя длительный этап фазирования, в течение которого нет возможности провести дополнительную коррекцию с целью уклонения от столкновения. Выходом из подобной ситуации может быть следующим. Необходимо обнаружить опасное сближение до первых включений ДУ, а затем, найти новое решение задачи встречи, позволяющее избежать угрозы столкновения при близких энергетических затратах. В рамках диссертационной работы предложен метод пересчета параметров четырехимпульсного маневра встречи, позволяющих избежать опасного сближения на орбите фазирования. Метод основан на построении запрещенной области в плоскости проекции вектора эксцентриситета и учете этой области при нахождении четырехимпульсного решения. Пример запрещенной области для фазирующей орбиты с параметрами:  $a_0=10000$  км,  $e_0=0.3$ ,  $\omega_0=0^0$  представлен на рисунке 3. Столкновение происходит на аргументе широты  $u_0=30^0$ . Предполагается, что расстояние, на которое надо изменить положение КА в точке столкновения,  $\Delta r=600$  км (выше или ниже). Это расстояние существенно превышает используемое для реального уклонения, но позволяет представить вид запрещенной области в целом. На рисунке 4 приведены запрещенные области для фазирующей орбиты КА «Союз»  $a_0 = 6660$ км, эксцентриситет  $e_0 = 0.005$ , аргумент широты  $\omega_0 = 135^0$ , точка встречи с орбитальной станцией  $u_f = 358^0$ , дистанция уклонения  $\Delta r = 3$  км, при различных углах точек столкновения  $u_0 = 0^0, 45^0, 90^0, 135^0$ . Для приемлемого диапазона изменения эксцентриситета запрещенная

область ограничена практически прямыми линиями, а при изменении угла  $u_0$  происходит соответствующий поворот запрещенной области вокруг точки X.

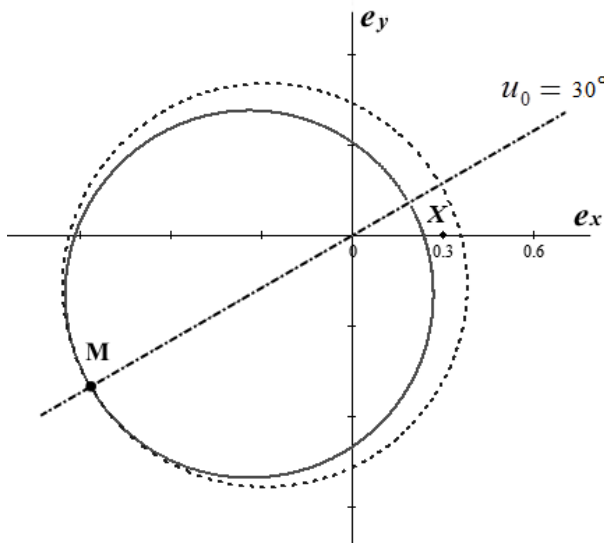


Рис. 3. Общий вид запрещенной области

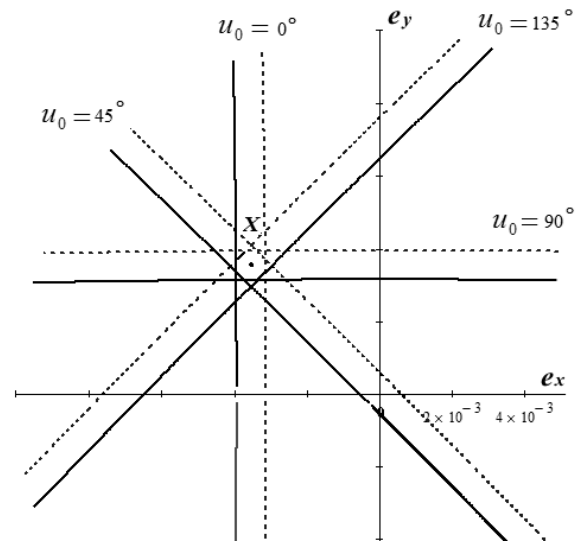


Рис. 4. Изменение положения запрещенной области при изменении угла  $u_0$

Полосы, соответствующие столкновениям на разных аргументах широты, как показано на рисунке 4, также можно рассматривать как случай угрозы столкновения с несколькими КО. При этом каждое опасное сближение порождает свою запрещенную область. При медленных столкновениях возможность столкновения существует не в точке, а в значительном диапазоне аргументов широты. В данном случае запрещенная область будет представлять собой сектор, ограниченный линиями, которые являются границами областей для двух крайних точек диапазона возможных столкновений. Таким образом предложенный в рамках данного диссертационного исследования метод позволяет обеспечить уклонение как от «медленных», так и от множественных сближений на фазирующей орбите.

В качестве примера рассмотрена динамическая операция встречи КА «Союз» с орбитальной станцией. Графическое решение представлено на рисунках 5 и 6. Координатными осями являются проекции вектора эксцентриситета орбиты ( $e_x, e_y$ ), центр координат помещен в точку А, которая соответствует концу вектора эксцентриситета орбиты КА «Союз». Направление оси абсцисс совпадает с направлением на точку встречи КА «Союз» с орбитальной станцией. Точка К соответствует вектору эксцентриситета целевой орбиты, на которой находится космическая станция. Отрезки АВ, ВС, CD и DK демонстрируют изменения вектора эксцентриситета, которые произошли в результате приложения импульсов. Первые два импульса (АВ, ВС) переводят КА на орбиту фазирования, большая полуось которой обеспечивает совпадение фаз движения КА и станции за заданное количество витков. При этом, для обеспечения минимальных энергетических затрат точка С должна лежать в области пересечения кругов R1 и R2, геометрические параметры которых зависят от начальных условий. Последние два импульса (CD, DK) осуществляются незадолго до встречи и сводят к нулю



отклонения текущих параметров орбиты от целевых. У КА «Союз» и «Прогресс» точки приложения двух последних импульсов скорости фиксированы за один оборот и за пол-оборота до точки встречи. При данной схеме маневрирования эффективно уклониться от столкновения возможно, если точка опасного сближения близка к восходящему или нисходящему узлу орбиты ( $u_0=0^0$  или  $u_0=180^0$ ). В этом случае ось запрещенной области параллельна оси ординат и проходит через точку С, как показано на рисунке 5. Чтобы получить безопасное решение, конец вектора эксцентриситета фазирующей орбиты (точка С) должен быть выведен из запрещенной области, что легко сделать, изменяя углы приложения двух первых импульсов скорости. Чтобы получить решение, суммарная характеристическая скорость которого близка к суммарной характеристической скорости оптимального решения, вектор эксцентриситета фазирующей орбиты должен принадлежать области пересечения кругов радиусов  $R_1$  и  $R_2$ . Решение, удовлетворяющее этим двум требованиям, приведено на рисунке 5.

Более сложным является случай, когда точка возможного столкновения максимально удалена от экватора ( $u_0=90^0$  или  $u_0=270^0$ ). Ось опасной зоны параллельна оси абсцисс, как показано на рисунке 6. Без изменения схемы маневрирования (угла приложения третьего или четвертого импульсов) уклониться от столкновения невозможно, так как конец вектора эксцентриситета фазирующей орбиты (точка С) должен принадлежать прямой проходящей через середину запрещенной области. Необходимо изменить угол приложения одного из импульсов второго интервала маневрирования, а лучше обоих, тогда можно получить решение, у которого вектор эксцентриситета фазирующей орбиты выведен из запрещенной области. Безопасное решение для данного случая приведено на рисунке 6.

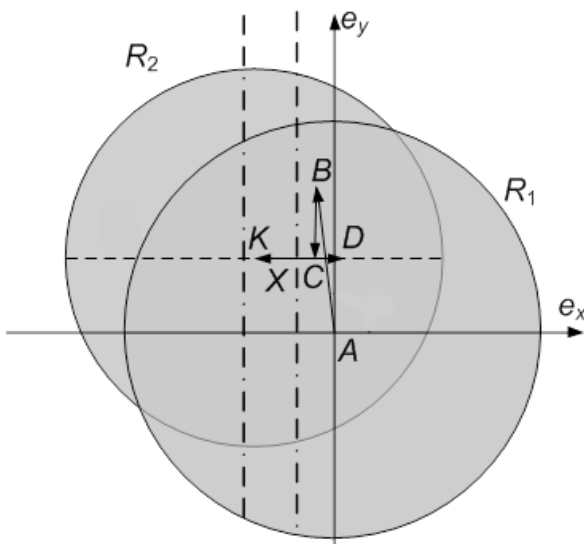


Рис. 5. Решение, позволяющее уклониться от столкновения без изменения схемы маневрирования

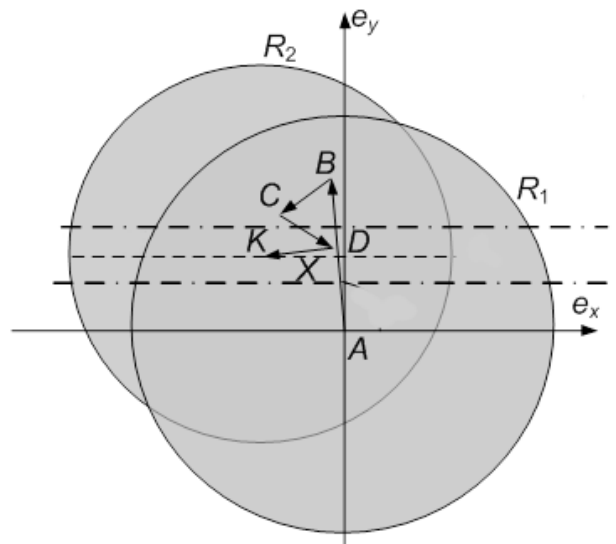


Рис. 6. Решение, позволяющее уклониться от столкновения после изменения схемы маневрирования

## ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

В рамках выполненного диссертационного исследования решена совокупность взаимосвязанных научно-технических задач и разработаны методы, позволяющие существенно повысить уровень безопасности полётов КА в условиях техногенного загрязнения ОКП.

Полученные в диссертационной работе результаты позволяют сделать **следующие выводы:**

1. Разработанный метод расчёта вероятности столкновения двух космических объектов снимает ограничения существующих методов и позволяет учитывать реальную форму и ориентацию объектов на всем опасном участке сближения. Оценка степени опасности сближения, основанная на предложенном методе, позволяет существенно повысить качество процесса принятия решения о необходимости применения маневра уклонения.

2. Разработанный метод учета маневров активных КА при поиске опасных сближений позволяет добавить в математическую модель априорно неизвестные возмущения от ДУ маневрирующих КО и, тем самым, повысить точность выявления сближений с такими объектами.

3. Разработанный алгоритм предварительной фильтрации КО, заведомо не представляющих угрозу для защищаемого КА, позволяет более чем на порядок сократить время выявления потенциального столкновения по сравнению с методом прямого расчёта, а также выявить потенциально опасные интервалы времени.

4. Некоторые существующие алгоритмы предварительной фильтрации основаны на ошибочной гипотезе о положении точки максимального сближения на линии пересечения плоскостей орбит.

5. Разработанный метод обеспечения безопасности четырёхимпульсной динамической операции встречи на околокруговых орбитах позволяет избежать столкновения на орбите фазирования без применения дополнительного маневра уклонения.

## СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ АВТОРОМ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Баранов А.А. Оценка маневров, выполненных активным космическим объектом / А.А. Баранов, М.О. Каратунов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия: Машиностроение. – 2015. – № 5. – С. 25–37. [0.5/0.8]
2. Баранов А.А. Оценка параметров двух связанных маневров, выполненных активным космическим объектом / А.А. Баранов, М.О. Каратунов // Известия РАН. Теория и системы управления. – 2016. – № 2. – С. 142–153. [0.5/0.8]
3. Баранов А.А. Методика выявления и оценки сближений космического аппарата и объектами космического мусора / А.А. Баранов, М.О. Каратунов // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2016. – № 4 (52). [0.5/1]
4. Баранов А.А. Геометрический метод оценки околокруговой орбиты после однократной коррекции / А.А. Баранов, В.О. Вихрачев, Каратунов М.О. [и др.] // Известия РАН. Теория и системы управления. – 2017. – № 1. – С. 141–149. [0.3/0.6]
5. Баранов А.А. Методика обеспечения безопасности четырехимпульсной динамической операции встречи на околокруговых орбитах / А.А. Баранов, М.О. Каратунов // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2017. – № 7 (67). [0.5/0.7]
6. Baranov A.A. Estimation of parameters of two coupled maneuvers performed by an active space object / A.A. Baranov, M.O. Karatunov // Journal of Computer and Systems Sciences International. – 2016. – Vol. 55. – No. 1. – P. 284–295. [0.5/0.8]
7. Baranov A.A. Estimates of near-circular orbits after a single correction: a geometrical method / A.A. Baranov, V.O. Vikhrachev, M.O. Karatunov [et al.] // Journal of Computer and Systems Sciences International. – 2017. – Vol. 56. – No. 1. – P. 137–145. [0.3/0.6]
8. Agapov V.M. Evaluation of impulsive maneuvers performed by active space object / V.M. Agapov, A.A. Baranov, M.O. Karatunov // Advances in the Astronautical Sciences. – 2018. – Vol. 161. – P. 339–351. [0.4/0.8]

## АННОТАЦИЯ ДИССЕРТАЦИИ

**Каратунов Максим Олегович**

### **Разработка методов выявления опасных сближений космического аппарата с наблюдаемыми объектами и способов уклонения от столкновений на фазирующей орбите**

Исследование посвящено проблеме техногенного загрязнения околоземного космического пространства. Предметом исследования являются методы выявления и оценки степени опасности сближений КА с пассивными и маневрирующими космическими объектами, а также методы расчёта маневров уклонения. Разработан алгоритм предварительной фильтрации объектов, заведомо не представляющих угрозу для защищаемого КА. Алгоритм позволяет существенно сократить время выявления потенциального столкновения, а также выявить опасные интервалы времени. Разработан метод расчёта вероятности столкновения двух космических объектов, позволяющий учитывать форму и ориентацию объектов на всем опасном участке сближения. Оценка степени опасности сближения, основанная на предложенном методе, позволяет существенно повысить качество процесса принятия решения о необходимости применения маневра уклонения. Разработан метод учета маневров активных КА при поиске опасных сближений, который позволяет добавить в математическую модель априорно неизвестные возмущения от двигательной установки маневрирующих КА и тем самым повысить точность выявления сближений с такими объектами. Разработан метод обеспечения безопасности четырёхимпульсной динамической операции встречи на околокруговых орбитах, позволяющий избежать столкновения на орбите фазирования без применения дополнительного маневра уклонения.

## DISSERTATION ABSTRACT

**Karatunov Maksim O.**

### **Methods for objects conjunction analysis in near-Earth space environment and collision avoidance during orbital phasing**

The study is devoted to the problem of technogenic pollution of near-Earth space. The subject of the study is methods of identifying and assessing degree of danger of spacecraft conjunctions with passive and maneuvering space objects, as well as methods for calculating avoidance maneuvers. Algorithm has been developed for preliminary filtering of objects that obviously do not pose a threat to the protected spacecraft. This algorithm can significantly reduce the calculation time and identify dangerous periods. Method for calculating the probability of collision of two space objects has been developed, which makes it possible to take into account the shape and attitude of objects in the entire dangerous period. Assessment of the hazard level, based on the proposed method, can significantly improve the quality of the decision-making process on the need to use the avoidance maneuver. Method has been developed to note the maneuvers of active spacecraft when searching for dangerous conjunctions, which makes it possible to add a priori unknown disturbances from the propulsion system to the mathematical model and thereby increase the accuracy of detecting conjunctions with such objects. Method has been developed to ensure the safety of a four-pulse orbital appointment in near-circular orbits, which makes it possible to avoid a collision in phasing orbit without using an additional maneuver.