



ISSN 2071-2898 (Print)
ISSN 2071-2901 (Online)

Стрельцов А.И., Захваткин М.В.,
Воропаев В.А., Молотов И.Е.,
Павлова Е.А., Степаньянц В.А.,
Усовик И.В.

Выявление потенциально
опасных космических
объектов и сближений с
сопровождаемыми
космическими аппаратами

Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Выявление потенциально опасных космических объектов и сближений с сопровождаемыми космическими аппаратами / А.И.Стрельцов [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2019. № 3. 30 с. doi:[10.20948/prepr-2019-3](https://doi.org/10.20948/prepr-2019-3)
URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2019-3>

**Ордена Ленина
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
имени М.В.Келдыша
Российской академии наук**

**А.И. Стрельцов, М.В. Захваткин, В.А. Воропаев, И.Е. Молотов,
Е.А. Павлова, В.А. Степаньянц, И.В. Усовик**

**Выявление потенциально опасных
космических объектов и сближений
с сопровождаемыми
космическими аппаратами**

Москва — 2018

Стрельцов А.И., Захваткин М.В., Воропаев В.А. Молотов И.Е., Павлова Е.А., Степаньянц В.А., Усовик И.В.

Выявление потенциально опасных космических объектов и сближений с сопровождаемыми космическими аппаратами

В данной работе представлены предложения по методам решения и требованиям к программной реализации задач выявления и сопровождения потенциально опасных космических объектов (КО) и потенциально опасных сближений КО. Приведена статистика опасных сближений в областях геостационарных орбит (ГСО), средневысоких орбит (СВО) и высокоэллиптических орбит (ВЭО) за 2018г.

Ключевые слова: опасные сближения, расчет вероятности столкновения, статистика

Streltsov A.I. , Zakhvatkin M.V., Voropaev V.A., Molotov I.E., Pavlova E.A., Stepanyants V.A., , Usovik I.V.

Identification of potentially dangerous space objects and conjunctions.

There are proposals on the methods of solving and the requirements for software implementation of the tasks of identifying and tracking potentially dangerous space objects and conjunctions present in this paper. The statistics of conjunctions in the GEO, MEO and HEO areas in 2018 are given.

Key words: conjunctions, collision probability, statistics

Оглавление

Введение	3
1 Прогнозирование области неопределенности вектора состояния с учетом шумов динамической системы в линейной постановке	3
2 Учет шумов динамической модели при определении параметров движения.....	6
2.1 Уточнение параметров движение при помощи фильтрации.....	7
2.2 Уточнение параметров движения при помощи пакетной обработки.....	8
3 Расчет вероятности столкновения на основе статистических испытаний...	13
4. Выявление и расчет опасных сближений в областях высоких орбит	16
4.1 Расчет опасных сближений в ИПМ им. Келдыша РАН.....	16
4.2 Программный комплекс расчета опасных сближений в ОКП	20
4.3 Опасные события, произошедшие вследствие техногенного засорения в областях ГСО и СВО в 2018 г.	20
4.3.1 Статистика выявленных опасных сближений в области СВО в 2018 г.	20
4.3.2 Статистика выявленных опасных сближений в области ГСО в 2018 г.	25
5. Выводы.....	30
Библиографический список	30

Введение

Определение степени опасности, которую представляет тот или иной космический объект (КО) для космических аппаратов (КА) из перечня сопровождаемых, не может быть достоверно осуществлено без предварительного решения задач определения параметров движения в рамках динамической модели, адекватной реальному движению КО, и достоверного прогнозирования области неопределенности фазовых параметров КО на момент оценки опасности с учетом ограниченной точности динамической модели и эффектов нелинейного изменения области при прогнозе.

Точность определения параметров движения КО, помимо очевидного ограничения, накладываемого составом располагаемой измерительной информации, существенным образом зависит от степени соответствия динамической модели, используемой для численного интегрирования уравнений движения КО, реальному набору возмущений, формирующих траекторию КО.

Задача имеет высокую степень актуальности, поскольку с одной стороны может применяться ко всем КО для повышения точности определения параметров движения и улучшения достоверности сопутствующих оценок ошибок, с другой стороны для существующих КА, оснащенных двигателями малой тяги, в зоне ответственности сегмента описание движения с использованием баллистической траектории и детерминированных возмущений не позволяет корректно определить и спрогнозировать параметры их движения.

1 Прогнозирование области неопределенности вектора состояния с учетом шумов динамической системы в линейной постановке

Проблема оценки области неопределенности является ключевой для основных прикладных задач, в которых задействован сегмент мониторинга ОКП на базе ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, начиная с идентификации измерений и определения параметров движения и заканчивая оценкой опасности сближений. Одним из предложений данного раздела является добавление возможности прогнозирования области неопределенности, оставаясь в рамках линейных преобразований, и учитывать при этом расширение этой области из-за неточностей используемой динамической модели КО. Ошибки динамической модели полагаются стохастическими и моделируются при помощи различных типов случайных процессов.

Математическая формулировка линеаризованных уравнений движения с неучтенным возмущением имеет следующий вид:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{u}(t), \quad (1)$$

где $\mathbf{A}(t)$ и $\mathbf{B}(t)$ — известные матричные функции времени, \mathbf{u} — вектор параметров, описывающий возмущения, не учтенные в динамической модели КО. В общем случае ни значение, ни закон изменения \mathbf{u} со временем не являются

известными, и предполагается, что $\mathbf{u}(t)$ имеет стохастическую природу, т.е. описывается некоторым случайным процессом.

Для определения параметров движения КО с учетом шумов динамической модели рассмотрим два вида случайных процессов, описывающих шум динамической модели: белый шум, имеющий нулевое математическое ожидание $E(\mathbf{u}(t)) = 0$ и нулевую корреляцию $E(\mathbf{u}(t_1)\mathbf{u}(t_2)) = 0$, если $t_1 \neq t_2$, а также Гаусс-Марковский случайный процесс с заданным характерным временем корреляции и амплитудой.

Основным преимуществом использования белого шума для описания неучтенных моделью возмущений является простота прогнозирования вектора состояния и ковариационной матрицы его ошибок. Поскольку шум имеет нулевое математическое ожидание, то его включение в правые части уравнений движения не оказывает влияние на прогноз вектора состояния КО. Изменение претерпевает только расчет прогнозного значения ковариационной матрицы ошибок вектора состояния. Значение прогнозируемой ковариационной матрицы ошибок вектора состояния, изменение которого описывается уравнением (1), в котором изменение вектора \mathbf{u} описывается некоррелированным гауссовым случайным процессом, должно удовлетворять дифференциальному уравнению [2]:

$$\dot{\mathbf{P}}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{P}(t) + \mathbf{P}(t)\mathbf{A}^T(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{Q}(t)\mathbf{B}^T(t), \quad (2)$$

где $\mathbf{Q}(t)$ – ковариационная матрица случайной величины $\mathbf{u}(t)$ ($E(\mathbf{u}(t)\mathbf{u}(\tau)) = \mathbf{Q}(t)\delta(t - \tau)$). В данной системе нелинейных уравнений движения КО

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = \mathbf{f}(t, \mathbf{r}, \mathbf{v}) + \mathbf{B}_0(t)\mathbf{u}(t), \end{cases} \quad (3)$$

вектор $\mathbf{u}(t)$ характеризует неучтенное динамической моделью (немоделируемое) ускорение, заданное в определенной системе координат, матрица $\mathbf{B}_0(t)$ описывает преобразование поворота из осей этой системы координат к осям инерциальной СК, в которой записываются уравнения движения (3). В таком случае матрицы, входящие в уравнение (2) можно представить в виде

$$\mathbf{B}(t) = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} \\ \mathbf{B}_0(t) \end{bmatrix} \quad (4)$$

и

$$\mathbf{A}(t) = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & \mathbf{E} \\ \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{r}} & \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{v}} \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Выражения (4) и (5) совместно с (2) позволяют спрогнозировать ковариационную матрицу ошибок вектора состояния КО на заданный момент времени путем численного интегрирования системы (1). Поскольку ковариационная матрица ошибок является симметричной, достаточно

интегрировать из (2) систему дифференциальных уравнений порядка $n(n+1)/2$.

В прикладных задачах уравнения движения зачастую интегрируются вместе с уравнениями в вариациях, что дает информацию о матрице перехода $\Phi(t, t_0)$ (фундаментальной матрице решений линейной системы $\dot{x} = A(t)x$). Полагая, что матрица перехода известна, уравнение (1) может быть проинтегрировано и приведено к виду

$$P = \Phi(t, t_0)P_0\Phi^T(t, t_0) + \Delta P(t), \quad (6)$$

где P_0 – ковариационная матрица вектора состояния в некоторый начальный момент времени t_0 , а

$$\Delta P(t) = \int_{t_0}^t \Phi(t, \tau)B(\tau)Q(\tau)B^T(\tau)\Phi^T(t, \tau)d\tau, \quad (7)$$

Таким образом, прогнозное значение ковариационной матрицы складывается из двух частей: обусловленной линейным изменением области неопределенности в силу уравнений движения и дополнительным значением (5) из-за наличия шумов в динамической системе.

Для случая, когда вектора $u(t)$ описывает неучтенное моделью (немоделируемое) ускорение, подынтегральное выражение (6) принимает вид

$$\frac{d}{dt}\Delta P = \Phi(t, \tau) \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & B_0^T Q B_0 \end{bmatrix} \Phi^T(t, \tau). \quad (8)$$

Таким образом, для учета белого шума в динамической модели при прогнозировании ковариационной матрицы ошибок вектора состояния необходимо помимо уравнений в вариациях интегрировать дополнительно систему дифференциальных уравнений (8) и начальными условиями $\Delta P(t_0) = 0$. В силу симметричности матрицы в (8) размерность системы может быть сокращена до 21.

Альтернативный способ учета ошибок динамической модели в задачах определения и прогнозирования параметров движения заключается и использовании Гаусс-Марковского случайного процесса вместо белого шума. В действительности неучтенные динамической моделью (немоделируемые) ускорения не изменяются со временем произвольным образом, т.е. между значениями ошибки динамической модели в два различных момента времени присутствует ненулевая корреляция. Случайный процесс (компонента вектора u) в таком случае подчиняется уравнению

$$\dot{u}_i(t) = -\frac{1}{\beta}u_i(t) + w_i(t),$$

где величина $\beta = 1/T$ описывает обратное время корреляции процесса, а $w_i(t)$ является белым шумом.

Задача учета «цветного» шума в динамической системе сходится к задаче с белым шумом и системе (1) путем расширения фазового вектора и включения в него немоделируемых ускорений. Нелинейная система будет выглядеть следующим образом

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = \mathbf{f}(t, \mathbf{r}, \mathbf{v}) + \mathbf{a}, \\ \dot{\mathbf{a}} = -\beta \mathbf{a} + \mathbf{B}_0(t) \cdot \mathbf{w}, \end{cases} \quad (9)$$

где $\mathbf{B}_0(t)$ является известной функцией времени, а параметрами шума являются ковариационная матрица белого шума $\mathbf{Q}(t) = E\{\mathbf{w}(t)\mathbf{w}(t)^T\}$ ($E\{\mathbf{w}(t)\} = 0$), а также время корреляции шума $T = 1/\beta$.

Прогноз матрицы ошибок в случае «цветного» шума осуществляется в рамках линеаризованной системы аналогично с (6) и (7). Для вычисления поправки к линейному преобразованию ковариационной матрицы в результате прогноза решается система

$$\frac{d}{dt} \Delta P = \Phi(t, \tau) \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & \mathbf{B}_0^T \mathbf{Q} \mathbf{B}_0 \end{bmatrix} \Phi^T(t, \tau), \quad (10)$$

где матрица перехода $\Phi(t, \tau)$ рассчитывается для расширенного фазового вектора, изменяющегося согласно системе (9). Таким образом, для прогнозирования ковариационной матрицы ошибок вектора состояния с учетом экспоненциально коррелированного шума в динамической модели необходимо интегрировать дополнительно систему (10), содержащую 45 независимых уравнений, вдобавок к уравнениям движения и уравнениям в вариациях для расширенного фазового вектора. Аналогичным образом к линейной системе с белым шумом (1) сводятся более сложные конструкции случайных процессов в правых частях уравнения движения, нежели Гаусс-Марковский случайный процесс (СП). В практических задачах небесной механики более сложные модели шумов также находят свое применение, однако, пока в области высокоточного определения орбит [3].

2 Учет шумов динамической модели при определении параметров движения

Практика учета несовершенства динамической модели сложилась в конце прошлого века при анализе систем с существенно избыточной измерительной информацией, например, КА на низкой орбите с приемником сигналов навигационных систем. Из сложившихся методов следует выделить два, имеющих наибольшую применимость к задачам определения параметров движения высокоорбитальных КА. Первый основывается на представлении немоделируемого возмущения в виде случайного процесса, как это было описано в предыдущем разделе, и применяется в последовательных методах обработки, например, в расширенном фильтре Калмана. Второй способ заключается в аппроксимации немоделируемого ускорения кусочно-постоянной функцией со значениями, уточняемыми наряду с другими параметрами движения. Второй способ применяется при пакетной обработке измерений, например, методом наименьших квадратов.

Целями уточнения параметров движения с допущениями о неточности динамической модели являются получение более правдоподобной и менее

смещенной оценки вектора состояния активных КА, а также получение более правдоподобных оценок областей неопределенности всего спектра КО.

2.1 Уточнение параметров движение при помощи фильтрации

Основное отличие в алгоритме фильтрации измерений при включении в правые части уравнений движения состоит в прогнозировании вектора состояния и его ковариационной матрицы на момент текущего измерения. Расчет коэффициентов усиления и пересчет вектора состояния и ковариационной матрицы с учетом нового измерения не изменяется.

В общем случае поправка ΔP к ковариационной матрице ошибок вектора состояния рассчитывается интегрированием дополнительных уравнений (8) или (10) в зависимости от того, каким случайным процессом аппроксимируется неточность динамической модели. белым шумом или Гаусс-Марковским процессом. Прогноз вектора состояния осуществляется согласно уравнениям (3) и (9) соответственно, при этом предполагается $\mathbf{u} \equiv 0$.

При переходе между соседними измерениями прогноз ковариационной матрицы ошибок может быть рассчитан более простым способом, нежели интегрированием (8) или (10). Значения добавочных ускорений полагаются кусочно-постоянными от одного измерения к другому. В этом случае прогнозное значение ковариационной матрицы может быть рассчитано по формуле [2]:

$$\bar{P}_{k+1} = \Phi(t_{k+1}, t_k) P_k \Phi^T(t_{k+1}, t_k) + \Gamma(t_{k+1}, t_k) Q_k \Gamma^T(t_{k+1}, t_k), \quad (11)$$

где Q_k ковариационная матрица постоянного случайного ускорения, часто также являющаяся постоянной, $\Gamma(t_{k+1}, t_k)$. матрица переноса шума, которая вычисляется следующим образом:

$$\Gamma(t_{k+1}, t_k) = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \Phi(t_{k+1}, \tau) \mathbf{B}(\tau) d\tau,$$

Интегрирование такой системы проще, чем, к примеру (8), поскольку половина уравнений обнуляется из-за отсутствия непосредственного влияния шума на вектор состояния КА.

При допущении постоянства немоделируемого ускорения в случае «цветного» шума прогнозное значение ускорения, которое является частью фазового вектора КА, рассчитывается по следующим образом:

$$\bar{\mathbf{a}}_{k+1} = e^{\frac{t_{k+1}-t_k}{T}} \mathbf{a}_k,$$

Уточнение параметров движения объектов на высоких орбитах сопряжено с обработкой измерительной информации, разнесенной во времени, поэтому полностью избавиться целиком от интегрирования полных систем (8) и (10) не удастся.

2.2 Уточнение параметров движения при помощи пакетной обработки

Отображение рассогласований обрабатываемого измерения на момент уточнения параметров движения (начальных условий) является сложной задачей, если в динамической модели присутствуют шумы. Поэтому при пакетной обработке предполагается, что немоделируемое ускорение является кусочно-постоянным, а движение совершается согласно уравнениям

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{r}}(t) &= \mathbf{v}(t), \\ \dot{\mathbf{v}}(t) &= \mathbf{f}(t, \mathbf{r}, \mathbf{v}) + \mathbf{B}(t) \cdot \mathbf{a}(t), \\ \mathbf{a}(t) &= \sum_{i=1}^n I_i(t) \cdot \mathbf{a}_i, \end{aligned} \quad (12)$$

где $I_i(t) = \begin{cases} 1, & \text{если } t \in [t_i, t_{i+1}), \\ 0, & \text{если } t \notin [t_i, t_{i+1}), \end{cases}$

Интервалы времени, определяющие кусочно-постоянную $\mathbf{a}(t)$ в (12), обычно выбираются равными по величине. Их длительность является одной из настроек задачи. Малый размер интервала $[t_i, t_{i+1}]$ приводит к чрезмерной параметризации задачи при сохраняющемся наборе измерительной информации. Выбор слишком большой величины интервала не позволит определить все особенности немоделируемой динамики, информация о которых присутствует в траекторных измерениях. Для объектов на ГСО величина интервала выбирается в диапазоне значений от 3 до 6 часов.

Набор утоняемых параметров движения включает в себя

$$\mathbf{Q} = \{\mathbf{X}_0(t_0), C_R, C_D, \mathbf{a}_1, \dots, \mathbf{a}_n, \dots\}$$

Начальный вектор состояния, баллистический коэффициент (при необходимости), коэффициент светового давления, $n \times 3$ параметров, описывающих немоделируемые ускорения и прочие параметры задачи. Для уточнения векторов \mathbf{a}_i необходимо вычислять значения частных производных $\partial \mathbf{X} / \partial \mathbf{a}_i$. Вычисление проводится при помощи интегрирования дополнительных 3×6 уравнений в вариациях для параметра \mathbf{a} из (12). При достижении очередного момента времени t_i интегрирование останавливается и возобновляется с новым значением начальном значением частной производной

$$\left. \frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{a}} \right|_{t_{i+}} = 0.$$

Значение частной производной до обнуления сохраняется, а дальнейшее интегрирование продолжается с новыми начальными условиями. Значение частных производных по каждому постоянному вектору ускорения вычисляется следующим образом:

$$\frac{\partial \mathbf{X}(t)}{\partial \mathbf{a}_i} = \begin{cases} 0 & , \text{если } t < t_i, \\ \frac{\partial \mathbf{X}(t)}{\partial \mathbf{a}} & , \text{если } t_i \leq t < t_{i+1}, \\ \frac{\partial \mathbf{X}(t)}{\partial \mathbf{X}(t_{i+1})} \cdot \frac{\partial \mathbf{X}(t_{i+1})}{\partial \mathbf{a}} & , \text{если } t \geq t_{i+1}. \end{cases} \quad (13)$$

Значение матрицы частных производных $\partial \mathbf{X}(t)/\partial \mathbf{X}(t_{i+1})$ из (13) вычисляется при помощи двух фундаментальных матриц, рассчитанных на два момента времени

$$\frac{\partial \mathbf{X}(t)}{\partial \mathbf{X}(t_{i+1})} = \frac{\partial \mathbf{X}(t)}{\partial \mathbf{X}_0} \cdot \left(\frac{\partial \mathbf{X}(t_{i+1})}{\partial \mathbf{X}_0} \right)^{-1}.$$

Таким образом, при переходе на очередной интервал постоянного ускорения в правой части необходимо сохранять значения частных производных $\partial \mathbf{X}/\partial \mathbf{a}$ и обращенную фундаментальную матрицу, рассчитанные на момент перехода.

Для того, чтобы добавить ограничения на величину уточняемых ускорений, в задачу вводится априорная информация о векторах $\{\mathbf{a}_i\}_{i=1}^n$

$$E\{\mathbf{a}_i\} = 0, \quad E\{\mathbf{a}_i \cdot \mathbf{a}_i^T\} = \text{diag}(\sigma_x^2, \sigma_y^2, \sigma_z^2), \quad i = 1, \dots, n,$$

где значения величин ошибок по осям определяются априорной неточностью динамической модели. Например, для пассивных КО эти значения находятся на уровне 10^{-8} м/с², для КА, маневрирующих на большой тяге, значение $\sigma^2(t_{i+1} - t_i)$ быть сопоставимым с величинами характерных корректирующих импульсов, для КА на малой тяге значения априорных ошибок должны быть порядка номинальной величины тяги.

Ниже приведен пример определения параметров движения КА JCSAT-RA (35755) на дуге с 11.02.2018 17:48 UTC до 15.02.2018 19:54 UTC. Определение производилось при помощи стандартной методики обработки, включающей уточнение вектора состояния КА и коэффициента светового давления, а также при помощи методики, описанной выше, включающей уточнение немоделируемых ускорений КА. Характеристики полученных, отнесенных к моменту последнего измерения, приведены в таблице 1.

Таблица 1

Характеристики решений, полученных с помощью обычного МНК и МНК с компенсацией динамической модели (КДМ) путем уточнения немоделируемых ускорений. Характеристики приведены на момент последнего измерения в интервале обработки: 15.02.2018 19:54 UTC

Элементы орбиты	МНК	МНК + КДМ	Координаты	Разность векторов состояния ΔX_{RNB}	Оценка ошибки МНК (1σ)	Оценка ошибки МНК + КДМ (1σ)
\mathbf{a} , км	42164.885	42164.986	\mathbf{R}_R , м	-2166.5	29.5	39.5

Элементы орбиты	МНК	МНК + КДМ	Координаты	Разность векторов состояния ΔX_{RNB}	Оценка ошибки МНК (1σ)	Оценка ошибки МНК + КДМ (1σ)
e	2.075e-05	6.082e-05	$R_N, \text{ м}$	-22	50.9	66.7
$i, \text{ град}$	0.162857	0.156704	$R_B, \text{ м}$	3325.6	22.2	37.5
$\omega, \text{ град}$	247.326	327.733	$V_R, \text{ м/с}$	-0.109	0.0119	0.0605
$\Omega, \text{ град}$	81.121	81.194	$V_N, \text{ м/с}$	0.154	0.0082	0.0375
$u, \text{ град}$	130.9247	130.8519	$V_B, \text{ м/с}$	-0.224	0.0012	0.0019

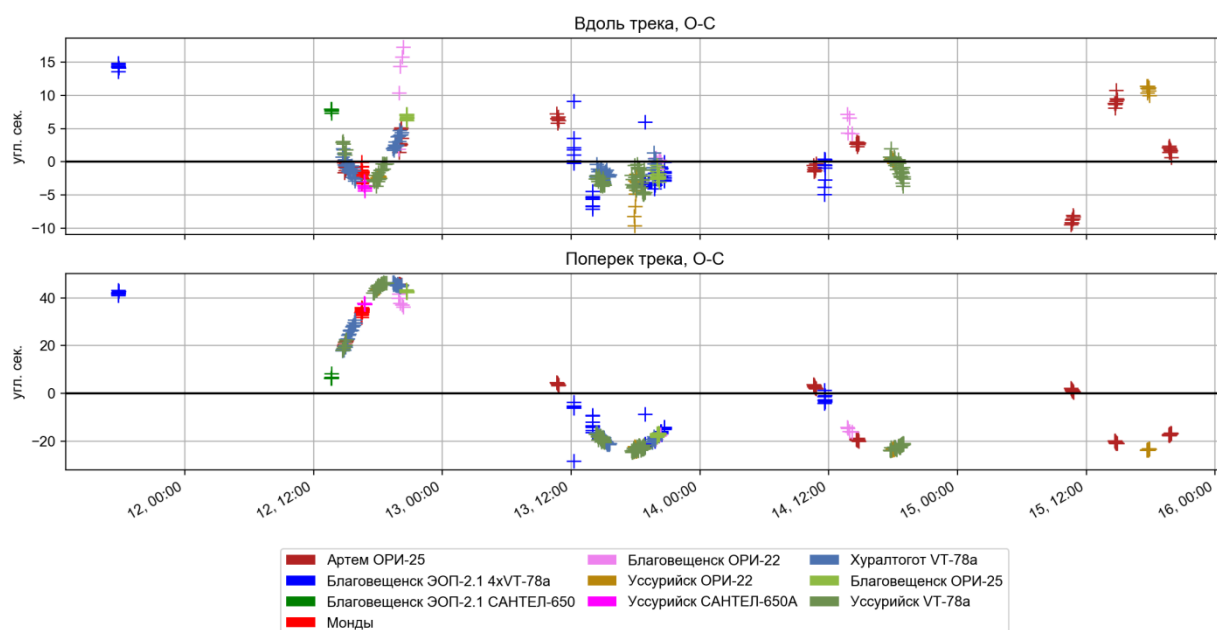


Рис. 1. Рассогласования траекторных измерений КА JCSAT-RA при использовании стандартного способа уточнения параметров движения.

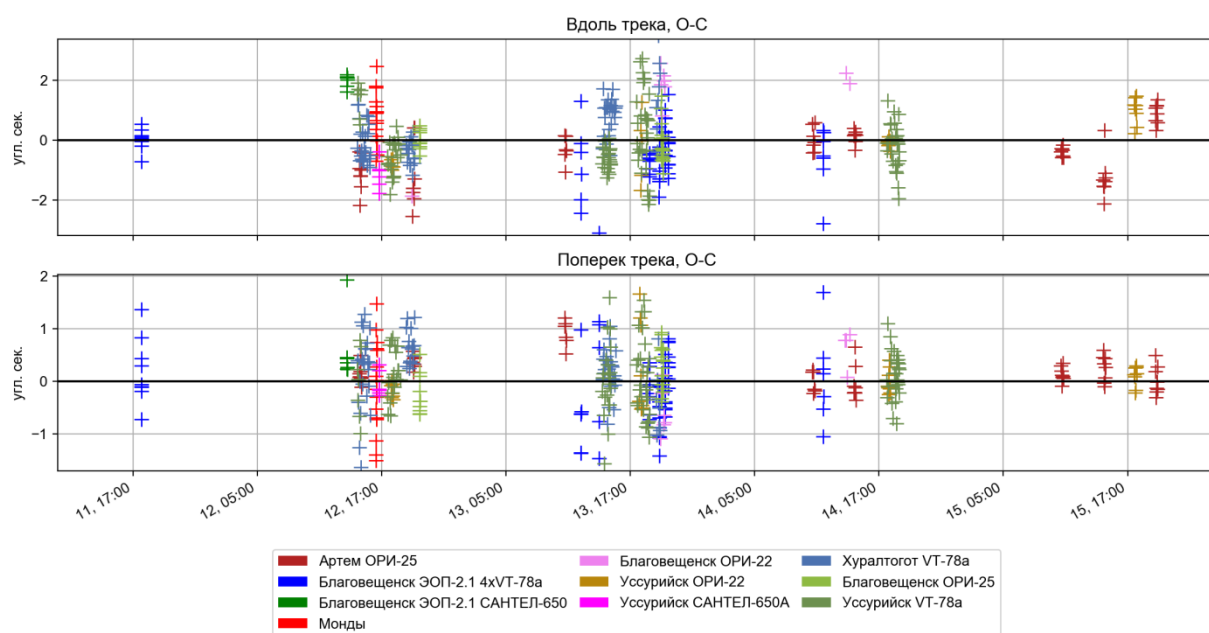


Рис. 2. Рассогласования траекторных измерений КА JCSAT-RA при уточнении параметров движения совместно с немоделируемыми ускорениями.

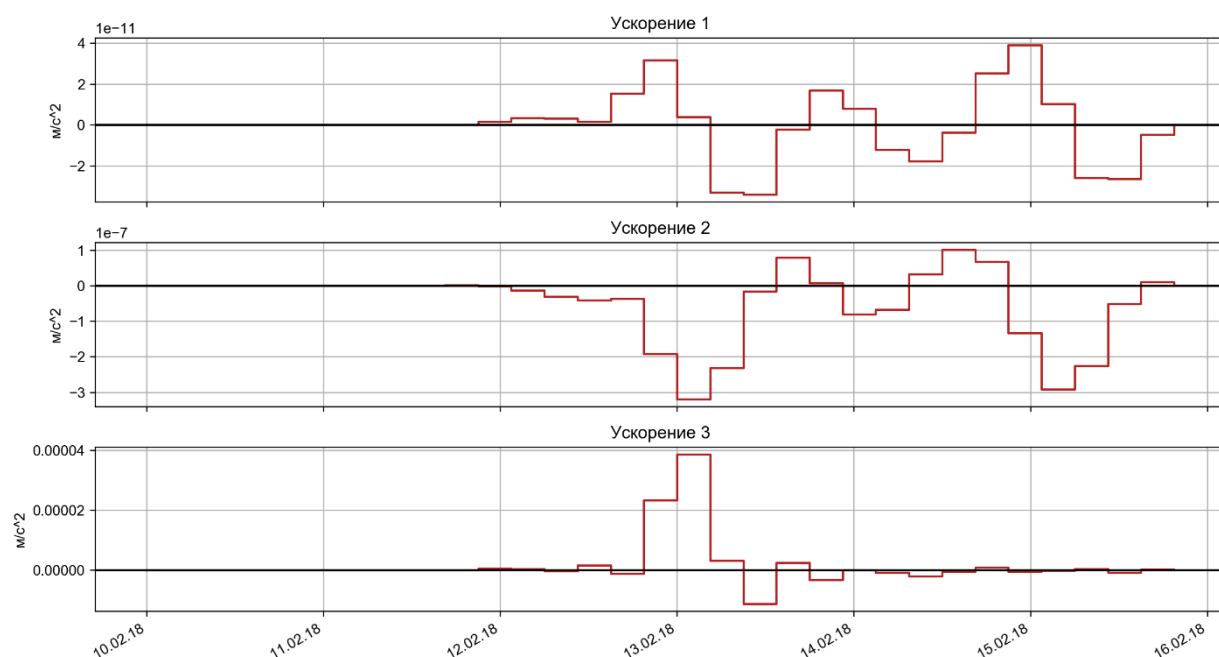


Рис. 3. Уточненные значения кусочно-постоянной функции немоделируемых ускорений в проекции на оси орбитальной СК (1. радиальная, 2. нормальная, 3. бинормальная)

При уточнении ускорений предполагалось, что они заданы в орбитальной системе координат, т.е. матрица $\mathbf{B}(t)$ в (12) описывает преобразование поворота из орбитальной СК в инерциальную СК. Значения ошибок

априорной информации по ускорениям $\sigma_R = 10^{-7}$ м/с², $\sigma_N = 10^{-7}$ м/с², $\sigma_B = 10^{-5}$ м/с². На рис. 1 приведено согласование астрометрических измерений при моделировании движения достоверной пассивной моделью движения, на рис. 2 показано согласование тех же измерений, полученное с уточнением немоделируемых ускорений.

На рис. 3 показаны значения немоделируемых ускорений, полученных в результате уточнения параметров движения. Видно, что основное возмущение, позволяющее согласовать траекторные измерения на достаточно малой дуге, происходят вдоль бинормального направления, соответствующее коррекции наклона, меньшие, но, тем не менее, заметные возмущения, проходят по нормальному направлению и соответствуют коррекции долготы. Вдоль радиального направления существенных возмущений не выявлено.

Данные таблицы 1 свидетельствуют о том, что разница между полученными решениями на несколько порядков превышает формальную оценку ошибок, даваемую первым решением (МНК). При этом разница положения КА в нормальном и бинормальном направлениях характеризует действительную ошибку первого решения, поскольку разница приведена на момент наблюдений, а второе решение (МНК + КДМ) согласовывает эти наблюдения, чувствительные к ошибкам положения в указанных направлениях, в пределах внутренних ошибок измерений. Таким образом, можно заключить, что само решение МНК и полученная оценка его ошибок не отражают действительные параметры движения КА и область их неопределенности. Более правдоподобным выглядит решение МНК + КДМ, которое с одной стороны обеспечивает согласование измерений в пределах их собственных ошибок, а с другой дает более реалистичную оценку области неопределенности, которая является достаточно компактной для положения, поскольку оценка приведена на момент измерения, и достаточно обширной для скорости, что является следствием допущения о неточности динамической модели.

Решение, полученное с использованием компенсации динамической модели, также имеет ряд недостатков. К ним относится, например, необходимость моделировать импульсные коррекции орбиты при помощи ускорений. Это удастся сделать только значительным уменьшением веса априорной информации ускорения. В то же время, формально большие значения немоделируемых ускорений допускаются по всей длине интервала уточнения, а не только на той его части, где проводились коррекции. Это приводит к более пессимистичной оценке ошибок полученного решения, особенно в части скорости. Возможным преодолением этой проблемы видится использование описанного подхода для определения потенциальных событий коррекции орбиты, как например, в случае JCSAT-RA по данным уточненных ускорений можно предположить наличие коррекции по наклону в начале суток 13.02.2018, а затем решать задачу совместного

определения параметров движения и коррекции, но с существенно усиленными ограничениями априорной информации о немоделируемых ускорениях. К другим недостаткам относится неоптимальность оценки немоделируемых ускорений для КА с двигателями малой тяги. В описанной постановке задачи в ходе уточнения минимизируется функционал, содержащий как сумму квадратов невязок измерений, так и сумму квадратов немоделируемых ускорений (из-за введения априорной информации). Последняя часть не соответствует критерию оптимальности управления КА, а значит даже при избытке измерительной информации, оценка добавочных ускорений может не соответствовать реальному управлению КА. В качестве более строго решения такой проблемы можно использовать методы оценки параметров движения, основанные на строгой оптимизации управления КА, например [4].

3 Расчет вероятности столкновения

на основе статистических испытаний

Аналитические методы расчета вероятности столкновения двух КО основываются на ряде упрощений, среди которых:

- прямолинейное относительное движение КО с постоянной скоростью в окрестности момента сближения;
- отсутствие корреляции между векторами состояния КО;
- постоянство области неопределенности положений КО на протяжении сближения;
- неопределенность скоростей КО не имеет значения;
- положения КО имеют распределение нормального вектора.

Отличие аналитических методов в основном заключается в способе вычисления двумерного интеграла, к которому сводится трехмерный пространственный интеграл, рассчитываемый на момент номинального времени максимального сближения. Несмотря на немаловажность требуемых допущений, особенно для областей ГСО, где сближения часто проходят на длительном интервале времени и относительно движение нельзя считать линейным, аналитические методы расчета вероятности столкновения являются главным инструментом массовой оценки прогнозируемых сближений. Сохраняя низкую вычислительную сложность, эти методы дают оценку, близкую к истинной вероятности столкновения. Некоторая погрешность аналитических методов допустима также по той причине, что они оперируют малыми вероятностями, которые чаще фактически рассматриваются в логарифмической шкале.

В качестве дополнения к аналитическим методам, обеспечивающим массовый расчет вероятностей столкновения, для всех прогнозируемых сближений, признанных потенциально опасными, предлагается также использовать методы на основе метода Монте-Карло. Такие методы

позволяют получать достоверные оценки вероятности даже в тех случаях, когда описанные выше предположения не являются истинными.

Главным недостатком методов оценки вероятности столкновения, основанных на методе Монте-Карло, является необходимость оперировать выборками большого размера для достижения приемлемой точности полученной оценки. Метод Монте-Карло в чистом виде позволяет из распределения параметров движения КО построить выборку минимальных расстояний промаха (минимального расстояния между сближающимися КО), при помощи которой аппроксимировать функцию распределения минимального расстояния. Последняя, в свою очередь, позволяет рассчитать вероятность того, что расстояние промаха будет меньше заданной величины, что соответствует столкновению КО. В работе [5] приводится оценка, согласно которой при вычислении малых вероятностей относительная ошибка ε оценки вероятности достигается при размере выборки не менее, чем

$$N_\varepsilon > \frac{4(e-2)(1-P_c)}{P_c \varepsilon^2} \log\left(\frac{2}{\beta}\right), \quad (14)$$

где e - основание натурального логарифма, P_c - вероятность столкновения, $(1-\beta)$ - желаемая величина доверительного интервала. Для получения оценки вероятности уровня 10^{-6} с ошибкой в 1% и доверительным интервалом 95% необходимо рассчитать сближения выборки порядка 1.06×10^{11} . Рассчитать в рамках достоверной модели движение такое количество пар траекторий объектов является невыполнимой задачей.

Дополнением к набору аналитических методов расчета вероятности столкновения предлагается использовать метод на основе Монте-Карло, который требует анализа выборок значительно меньших размеров, чем требуется согласно выражению (14). Метод основывается на последовательном анализе вложенных подмножеств. Применительно к задаче расчета вероятности столкновения двух КО метод описан в работе [6]. Его основная идея состоит в представлении конечной вероятности в виде произведения условных вероятностей, рассчитанных на последовательности вложенных подмножеств

Предположим, что на некотором F множестве начальных орбитальных параметров сближающихся объектов достигается минимальное расстояние меньше заданного значения D , определяющего событие столкновения.

$$F = \{x_{0,1}, x_{0,2}: d(x_{0,1}, x_{0,2}) \leq D\}.$$

Искомая вероятность столкновения есть вероятностная мера над этим множеством $P_c = P(F)$. Предположим, что построена цепочка вложенных множеств $F = F_m \subset F_{m-1} \subset \dots \subset F_2 \subset F_1$. Вероятность $P(F)$ в этом случае может быть выражена при помощи условных вероятностей следующим образом:

$$P(F) = P(F_1) \prod_{i=1}^{m-1} P(F_{i+1}|F_i). \quad (15)$$

Главной особенностью такого алгоритма является построение выборок, которые бы характеризовали условную вероятность в (15). Для построения таких выборок используется метод Монте-Карло с цепями Маркова [7], широко применяемый для получения выборок с определенными свойствами распределения.

Построение подмножеств F_i производится следующим образом. задается постоянная вероятность p_0 . Обычным методом Монте-Карло генерируется выборка X_1 размером N . Из нее выбирается Np_0 элементов с наименьшими минимальными расстояниями между объектами и определяется порог минимального расстояния D_1 , ниже которого находятся все выбранные Np_0 элементов. Таким образом, выбранные элементы являются выборкой из множества F_1 определяемого выражением

$$F_1 = \{x_{0,1}, x_{0,2} \in X_1: d(x_{0,1}, x_{0,2}) \leq D_1\}.$$

Метод Монте-Карло с цепями Маркова используется далее для генерации дополнительных $N(1 - p_0)$ элементов из подмножества F_1 , т.е. элементов, при которых достигается минимальное расстояние $d(x_{0,1}, x_{0,2}) \leq D_1$. Из новой выборки размером $N = Np_0 + N(1 - p_0)$ снова выбирается Np_0 элементов с наименьшими минимальными расстояниями между КО. Определяется новое пороговое значение D_2 для подмножества F_2 . Работа алгоритма, т.е. определение очередного значения D_i и формирование соответствующих выборок условных распределений, продолжается до тех пор, пока $D_i > D$. Если же на m -м шаге $D_m \leq D$, то работа алгоритма приостанавливается. Оценка вероятности рассчитывается по следующей формуле

$$P_c = P(d(x_{0,1}, x_{0,2}) < D) = p_0^{m-1} \frac{N_d}{N}, \quad (16)$$

где N_d количество элементов выборки на последнем шаге, для которых достигается минимальное расстояние, не превышающее D . Формула (16) является следствием (15) поскольку $P(F_1) = p_0$ и $P(F_{i+1}|F_i) = P(d(\dots) < D_{i+1} | d(\dots) < D_i) = p_0$ по определению для $i < m$, а $P(d(\dots) < D | d(\dots) < D_{m-1}) = N_d/N$.

Параметрами этого алгоритма являются вероятность p_0 , используемая для составления цепочки подмножеств, а также шаг в цепочке Маркова при генерации условной выборки. В работе [8] показано, что наилучшая эффективность или близкая к ней достигаются при использовании $p_0 \in [0.1, 0.3]$. Что касается выбора шага в цепочке Маркова, то в [6] его предлагается изменять с каждым шагом, таким образом, чтобы вероятность отсева нового элемента выборки в цепочке находилась на уровне 30—50%. В работе [6] также проведено сравнение между описанным

методом и простым методом Монте-Карло. Схожие по точности характеристики восстановленной функции распределения минимального расстояния в окрестности малых значения от 5 до 10 метров были получены простым методом на выборке $\sim 10^6$ испытаний против 1.4×10^4 испытаний у описанного метода.

4. Выявление и расчет опасных сближений в областях высоких орбит

4.1 Расчет опасных сближений в ИПМ им. Келдыша РАН

По состоянию на 01.01.2018 г. в базе данных ИПМ им. М.В. Келдыша РАН содержались записи о 2654 КО, пересекающие область СВО (из них 28 объектов содержатся в перечне защищаемых) и 3221 КО, пересекающих область ГСО (из них 20 защищаемых), которые наблюдались не менее 1 раза за предыдущие 365 суток.

При выявлении потенциально опасных сближений в области ГСО анализировались орбиты всех КО, пересекающих сферическую область с радиусами 41929...42399 км, т.е. имеющие следующие параметры орбит:

$$\begin{aligned} r_{\pi} &\leq a_{\text{ГСО}} + 235 \text{ км}, \\ r_{\alpha} &\geq a_{\text{ГСО}} - 235 \text{ км} \end{aligned}$$

где r_{π} – радиус перигея орбиты, r_{α} – радиус апогея орбиты, $a_{\text{ГСО}} = 42164$ км – большая полуось ГСО.

По состоянию на 01.01.2017 г. в базе данных ИПМ им. М.В. Келдыша РАН содержались записи о 2399 КО, пересекающих область СВО, которые наблюдались не менее 1 раза за предыдущие 365 суток (далее – контролируемые объекты), из них 31 объект входят в перечень защищаемых.

При выявлении потенциально опасных сближений в области СВО анализировались орбиты всех КО, пересекающих сферическую область с радиусами от 19000 до 41929 км.

По наклонению и эксцентриситету ограничения к потенциально опасным КО для каждой из областей не накладываются, таким образом, учитывались сближения защищаемых объектов в областях ГСО и СВО с объектами на ВЭО. Схематически границы фильтрации потенциально опасных КО по областям на примере ГСО обозначены на рис. 4. По наклонению и эксцентриситету ограничения к потенциально опасным КО не накладываются, таким образом учитывались сближения защищаемых объектов в области СВО с объектами на ВЭО. Схематически границы фильтрации потенциально опасных КО по областям обозначены на рис. 4.

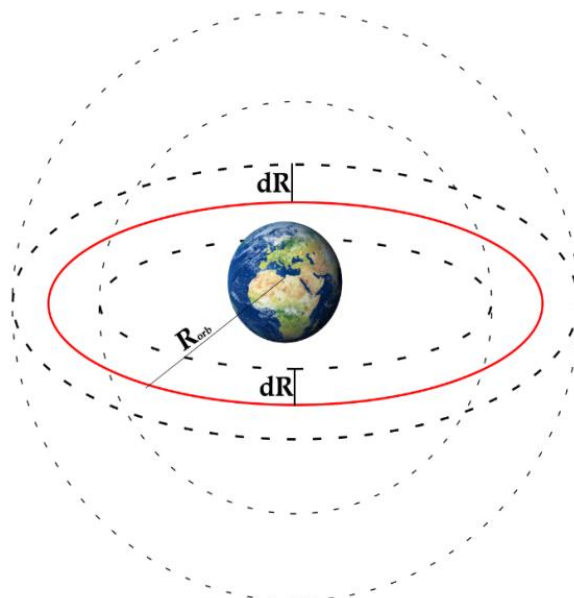


Рис. 4 - Графическое отображение принципа фильтрации КО на примере области ГСО

На рисунках 2-3 представлено изменение количества КО в областях СВО и ГСО соответственно по состоянию на 1 число каждого месяца. Настолько большое количество КО в данных областях в базе данных ИПМ им. М.В. Келдыша РАН объясняется учетом в том числе КО на ВЭО.

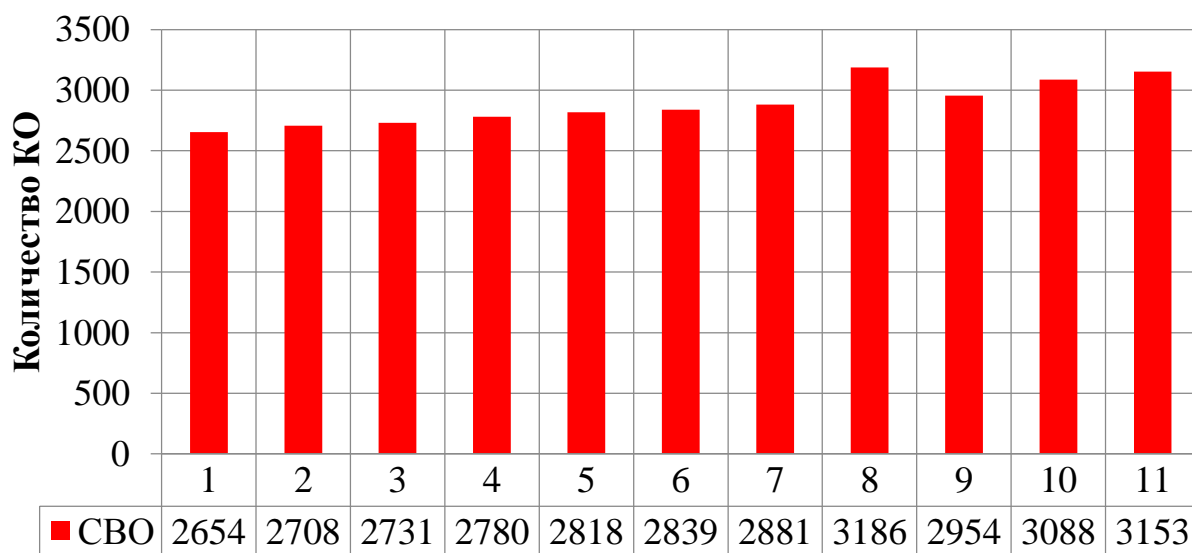


Рис. 5 - Количество КО в базе данных ИПМ в области СВО по состоянию на 1 число каждого месяца 2018 г

Резкое увеличение числа КО в области СВО в августе 2018 г обусловлено разрушением РБ Центавр и образованием большого числа фрагментов.

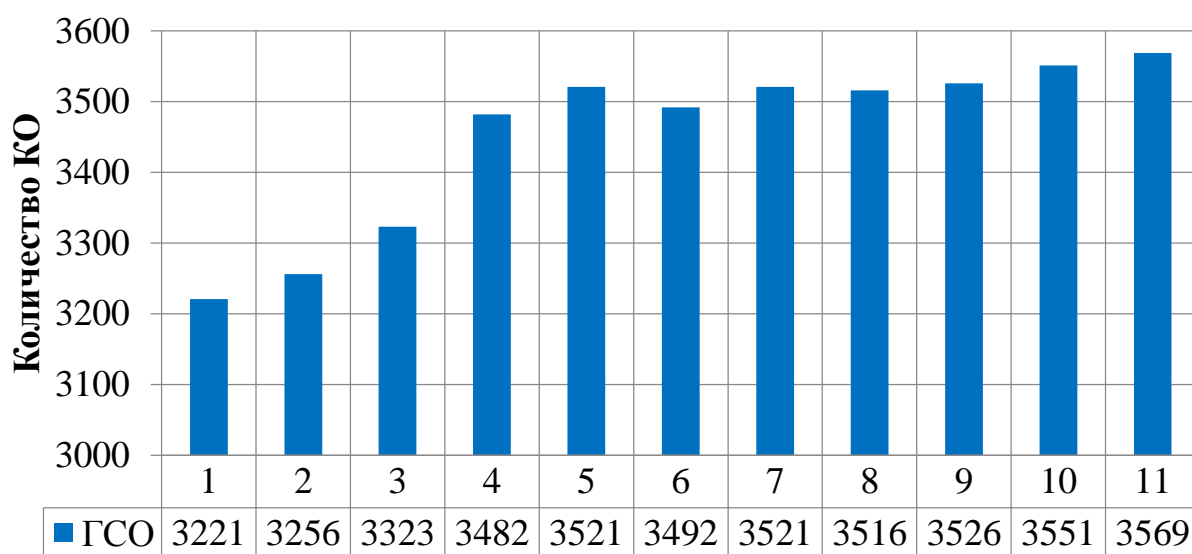


Рис. 6 - Количество КО в базе данных ИПМ в области ГСО по состоянию на 1 число каждого месяца 2018 г

Выявление и анализ потенциально опасных сближений проводится с учетом следующих критериев:

- с использованием только орбит, уточненных в результате обработки астрометрических измерений межведомственной сети мониторинга ОКП (включая те орбитальные определения функционирующих КА, для которых орбитальные данные были получены от их операторов);
- первичный поиск потенциально опасных сближений осуществляется по критерию минимального расстояния между КО;
- осуществляется контроль достоверности результатов первичного отбора;
- пользователю данных высылается стандартное сообщение в XML-контейнере, содержащее оценки параметров сближения.

Алгоритм работы программного комплекса по выявлению и расчету параметров опасных сближений схематически изображен на рис. 7. В качестве входной информации для работы программы используется массив орбит из базы данных ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

На первом этапе производится первичная фильтрация КО. Программным модулем “Классификатор” из всех КО текущего каталога выделяются только те, которые пересекают выбранную область ОКП с использованием фильтров, описанных выше. Таким образом, из расчета исключаются КО, априорно не участвующие в сближениях в подконтрольных областях.

На втором этапе модуль “Формирование каталогов для GPU” численно интегрирует вектора состояния всех КО из списка до заданного момента времени t_0 с использованием достоверной модели возмущений.

На третьем этапе производится первичный расчет опасных сближений при помощи модуля “Расчет опасных сближения на GPU” с использованием

графического процессора и ПО на базе библиотек CUDA, что позволяет почти на порядок сократить время численного прогноза и взаимного сравнения полученных траекторий. Движение всех КО численно рассчитываются на заданное время, их траектории попарно сравниваются друг с другом в соотношении «многие ко многим», таким образом, выявляются все потенциально опасные сближения в заданной области. Формируется список событий, в которых полное расстояние сближения или радиальное расстояние меньше заданных констант.

На четвертом этапе осуществляется поиск защищаемых объектов среди пар всех сближающихся объектов программным модулем “Фильтр по защищаемым объектам”. Сохраняются таблицы сближений всех КО в областях ГСО и СВО минимальное расстояние в которых не превышает 100 км.

На пятом этапе модулем “Оценка параметров опасного сближения” отдельно рассматривается каждое событие сближения с защищаемыми объектами, отобранное вышеописанным фильтром. В результате численного интегрирования уравнений движения с использованием только ЦПУ уточняется момент сближения, геометрия сближения и вероятностные параметры сближения.

На последнем этапе происходит формирование отчета по форме выдаче прогнозов опасных сближений в формате XML с использованием модуля “Формирование отчетов”. Отчет каждом событии опасного сближения включает в себя: начальные вектора состояния и ковариационные матрицы ошибок их определения в различном виде каждого КО, вектора состояния и ковариационные матрицы в различном виде на момент максимального сближения для каждого КО, минимального расстояния между КО и модуль относительной скорости сближения.



Рис. 7 - Алгоритм работы программы расчета опасных сближений в ОКП

4.2 Программный комплекс расчета опасных сближений в ОКП

4.3 Опасные события, произошедшие вследствие техногенного засорения в областях ГСО и СВО в 2018 г.

4.3.1 Статистика выявленных сближений до 5 км в области СВО в 2018г.

На рис. 8 приведена статистика выявленных сближений до 5 км защищаемых объектов в области СВО в 2018 г.

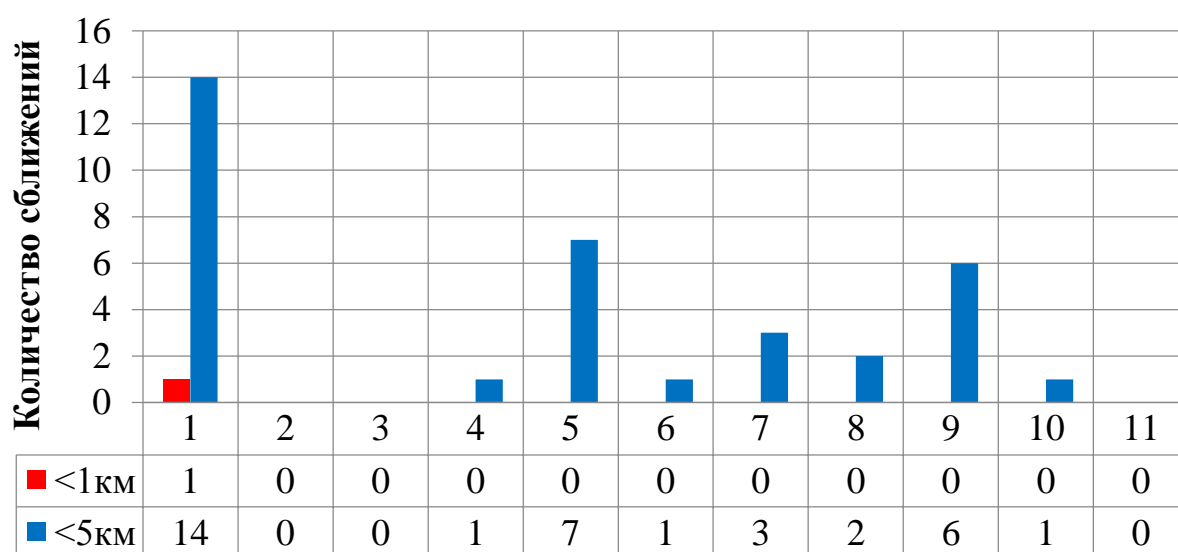


Рис. 8 – Статистика сближений до 5 км защищаемых КА в области СВО по месяцам 2018 г

В области СВО в январе 2018 г произошло 1 сближение с минимальным расстоянием менее 1 км между активным КА Космос 2474 и неактивным КО Космос 1490. Максимальное количество опасных сближений зафиксировано в январе 2018 г – 14. В феврале и марте не было зафиксировано ни одного опасного сближения более 5 км в области средневисотных орбит.

На рис. 9 представлена статистика опасных сближений защищаемых КО в области СВО с объектами без TLE.

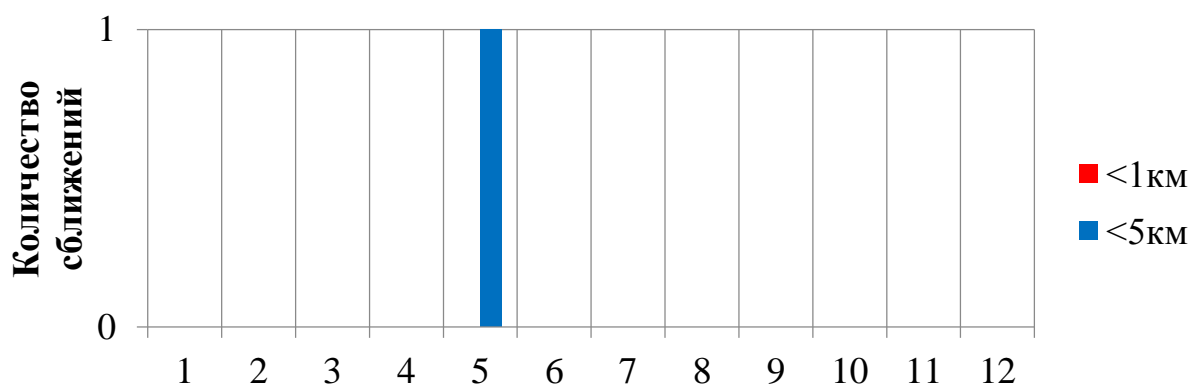


Рис. 9 – Статистика сближений до 5 км защищаемых объектов в области СВО с объектами без TLE по месяцам 2018 г

За период с 1 января по 31 июля 2018 г зафиксировано только одно опасное сближение защищаемых КО в области СВО с объектами без TLE в мае 2018 г.

На рис. 10 и 11 показана статистика опасных сближений всех активных КА в области СВО по месяцам 2018 г.

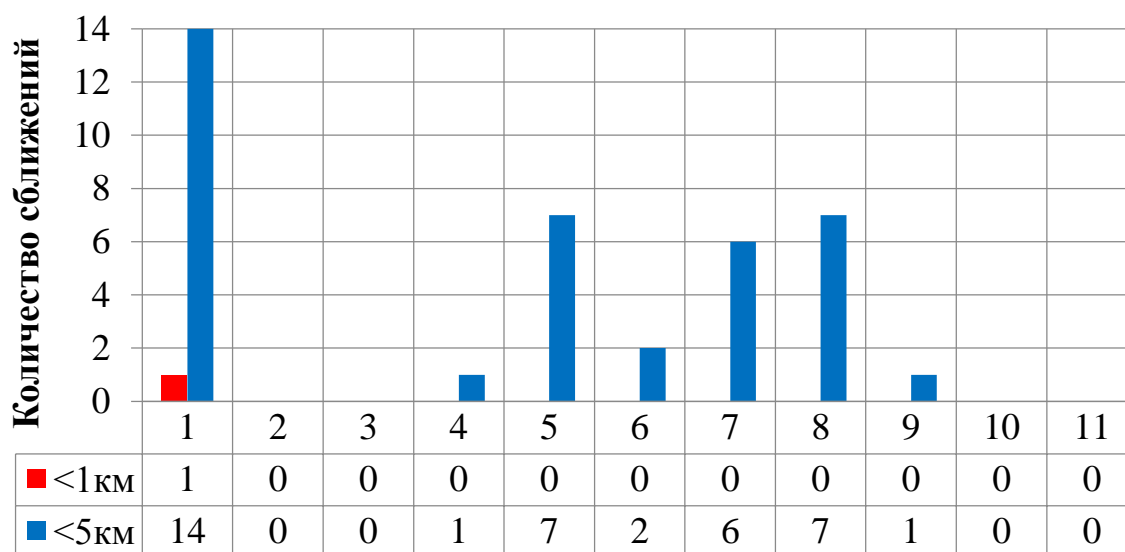


Рис. 10 – Статистика сближений до 5 км всех активных КА в области СВО по месяцам 2018 г

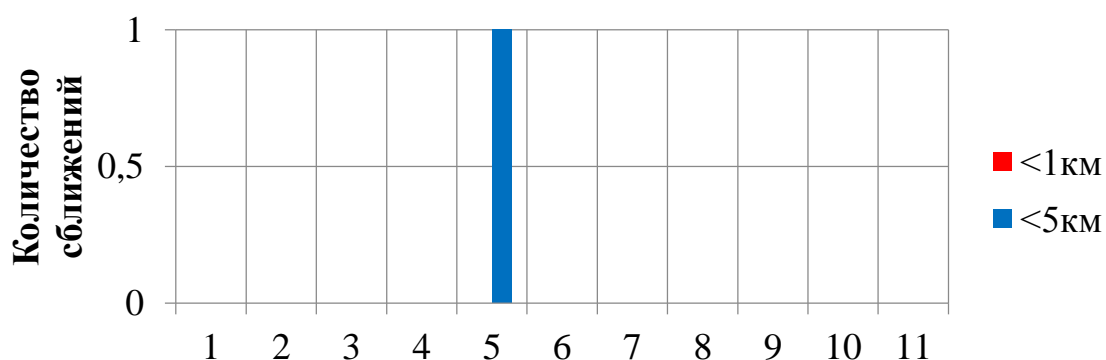


Рис. 11 – Статистика сближений до 5 км всех активных КА с объектами без TLE в области СВО по месяцам 2018 г

Как видно из рис. 10 и 11 в области СВО на расстояния менее 5 км сближаются только КА типа ГЛОНАСС с разгонным блоком (РБ) и неактивными КО (ГЛОНАСС).

В таблице 2 представлены события сближений на минимальное расстояние за месяц защищаемых и всех активных КО в области СВО по месяцам 2018 г.

Таблица 2

Опасные сближения защищаемых объектов в 2018 г

Защищаемый КО		Сближающийся КО		Месяц	Минимальное расстояние (км)
Название	NORAD	Название	NORAD		
Статистика сближений всех активных КА в области СВО					
Космос 2474	37829	Космос 1490	14258	январь	0,930
Космос 2457	36112	РБ 11С861	16996	февраль	5,566
Космос 2460	36402	-	91464	март	5,120

Космос 2426	29671	Космос 2111	21008	апрель	3,930
Космос 2395	27619	Эталон 2	20026	май	2,058
Космос 2458	36113	РБ 11С861	36403	июнь	3,023
Космос 2424	29672	РБ 11С861	13298	июль	2,325
Статистика сближений всех активных КА в области СВО					
Космос 2474	37829	Космос 1490	14258	январь	0,930
Космос 2457	36112	РБ 11С861	16996	февраль	5,566
Космос 2460	36402	-	91464	март	5,120
Космос 2426	29671	Космос 2111	21008	апрель	3,930
Космос 2395	27619	РБ 11С861	20026	май	2,058
Космос 2458	36113	РБ 11С861	36403	июнь	3,023
Космос 2424	29672	РБ 11С861	13298	июль	2,325

В таблице 3 приведена статистика сближений до 5 км по месяцам 2018 г для случаев сближения защищаемых КА с неяркими объектами, с объектами с отношением площади к массе более 1 м²/кг, объектами на эллиптических орбитах.

Таблица 3

Статистика опасных сближений

Месяц	Блеск > 16		Отношение площади к массе > 1		ВЭО (эксцентриситет более 0,2)		Блеск > 16 и ВЭО	
	<1 км	<5 км	<1 км	<5 км	<1 км	<5 км	<1 км	<5 км
Защищаемые объекты в области СВО								
Январь	0	1	0	0	0	1	0	0
Февраль	0	0	0	0	0	0	0	0
Март	0	0	0	0	0	0	0	0
Апрель	0	0	0	0	0	0	0	0
Май	0	1	0	0	0	1	0	0
Июнь	0	0	0	0	0	0	0	0
Июль	0	0	0	0	0	1	0	1
Все активные аппараты в области СВО								
Январь	0	1	0	0	0	1	0	0
Февраль	0	0	0	0	0	0	0	0
Март	0	0	0	0	0	0	0	0
Апрель	0	0	0	0	0	0	0	0
Май	0	1	0	0	0	1	0	0
Июнь	0	0	0	0	0	0	0	0
Июль	0	0	0	0	0	3	0	1

Как видно из таблицы 3, наибольшую опасность для всех активных КА в ОКП представляют яркие объекты с блеском менее 16 звездной величины,

объекты с отношением площади к массе менее $1 \text{ м}^2/\text{кг}$ и с эксцентриситетом орбиты менее 0,2.

В таблице 4 представлены все сближения защищаемых объектов в области средневысотных орбит.

Таблица 4

Опасные сближения защищаемых КА в области СВО

№	Защищаемый объект		Сближающийся объект		Дата	Расстояние (км)
1	Космос 2426	29671	ARIANE DEB	27032	01/01/18	3.604
2	Космос 2474	37829	Космос 1490	14258	04/01/18	4,947
3	Космос 2474	37829	Космос 1490	14258	05/01/18	4,177
4	Космос 2474	37829	Космос 1490	14258	05/01/18	2,533
5	Космос 2474	37829	Космос 1490	14258	05/01/18	1,729
6	Космос 2474	37829	Космос 1490	14258	06/01/18	1,866
7	Космос 2474	37829	Космос 1490	14258	06/01/18	0,930
8	Космос 2474	37829	Космос 1490	14258	07/01/18	2,815
9	Космос 2474	37829	Космос 1490	14258	07/01/18	2,344
10	Космос 2474	37829	Космос 1490	14258	04/01/18	1,716
11	Космос 2474	37829	Космос 1490	14258	08/01/18	2,420
12	Космос 2474	37829	Космос 1490	14258	09/01/18	3,135
13	Космос 2474	37829	Космос 1490	14258	09/01/18	3,832
14	Космос 2458	36113	РБ 11С861	23048	26/01/18	2,693
15	Космос 2426	29671	Космос 2111	21008	04/02/18	3,930
16	Космос 2024	20026	Космос 2395	27619	01/05/18	2,058
17	Космос 2436	32395	–	92307*	14/05/18	3,805
18	Космос 2471	37372	РБ 11С861	33383	21/05/18	3,336
19	Космос 2425	29670	РБ 11С861	18360	25/05/18	2,735
20	Космос 2476	37867	Космос 2295	23396	27/05/18	3,849
21	Космос 2476	37867	Космос 2295	23396	29/05/18	2,885
22	Космос 2476	37867	Космос 2295	23396	29/05/18	3,886
23	Космос 2458	36113	РБ 11С861	36403	12/06/18	3,476
24	Космос 2424	29672	РБ 11С861	13298	05/07/18	2,325
25	Космос 2461	36401	РБ 11С861	27620	20/07/18	3,623
26**	Космос 2458	36113	Космос 2024	20026	21/07/18	3,342
27	Космос 2433	32275	Космос 1519	14590	27/08/18	4,468
28	Космос 2492	39620	РБ 11С861	37140	28/08/18	4,504
29	Космос 2485	39155	Космос 2442	33378	04/09/18	3,725
30	Космос 2485	39155	Космос 2442	33378	05/09/18	1,739
31	Космос 2485	39155	Космос 2442	33378	05/09/18	4,014

32	Космос 2485	39155	Космос 2442	33378	11/09/18	3,923
33	Космос 2485	39155	Космос 2442	33378	11/09/18	2,057
№	Защищаемый объект		Сближающийся объект		Дата	Расстояние (км)
34	Космос 2485	39155	Космос 2442	33378	12/09/18	4,508
35	Космос 2464	39701	РБ 11С861	33383	16/10/18	4,493
Примечания						
* данный КО не имеет номера NORAD						
** произошло сближение между двумя защищаемыми КА (ГЛОНАСС и Эталон-2)						

Как видно из таблицы 5, защищаемые КА в области СВО 8 раз сближаются с отечественными РБ и 1 раз с иностранным РБ. Зафиксировано 1 сближение двух отечественных активных защищаемых КА. 23 раза произошли сближения защищаемых КА и неактивных (отработавших КА типа ГЛОНАСС). Произошло 1 сближение защищаемого КА с объектом КМ.

Максимальное количество сближений до 5 км произошло между активным Космос 2474 (ГЛОНАСС-М) и не работающим Космос 1490 (ГЛОНАСС) в январе 2018 г. Данные КО сближались 12 раз.

4.3.2 Статистика выявленных сближений до 5 км в области ГСО в 2018 г.

На рис. 12, приведена статистика выявленных сближений до 5 км защищаемых объектов в области ГСО в 2018 г.

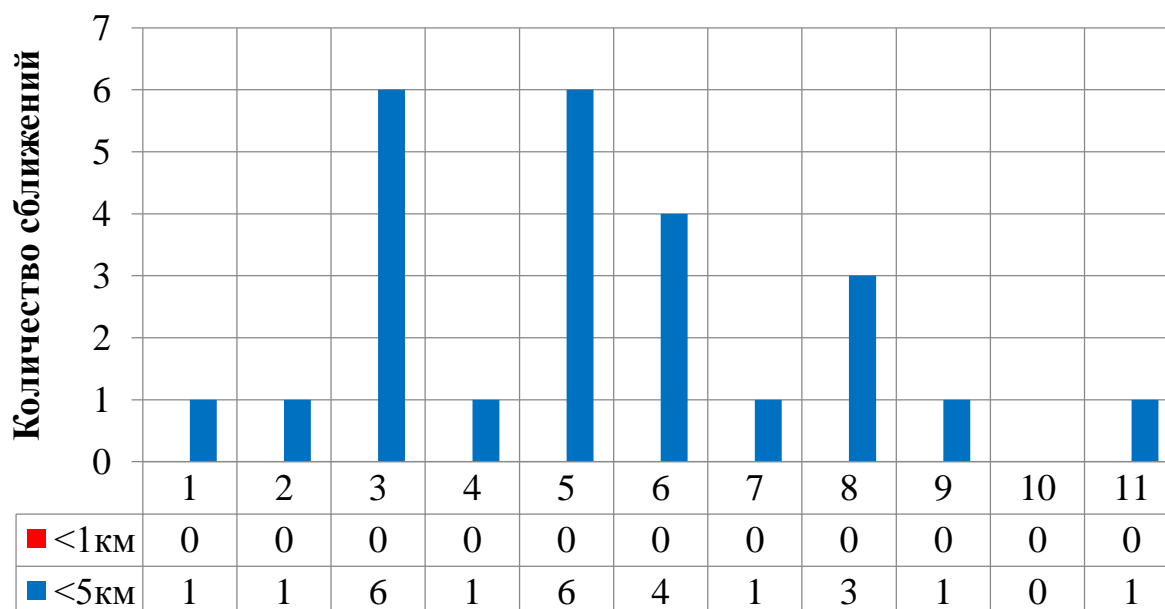


Рис.12 – Статистика сближений до 5 км защищаемых КА по месяцам 2018 г

Сближений до 5 км защищаемых объектов менее 1 км в области ГСО не зафиксировано. Максимальное количество сближений до 5 км зафиксировано в марте и мае – 6.

На рис. 13 представлена статистика сближений до 5 км защищаемых КО в области ГСО с объектами без TLE.

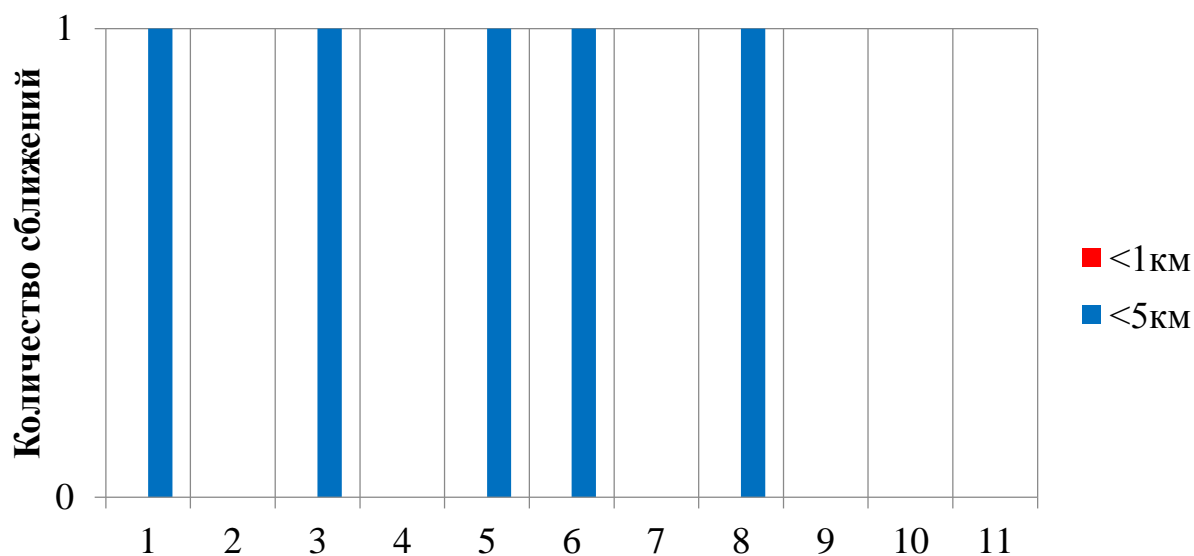


Рис.13 – Статистика сближений до 5 км защищаемых объектов в области ГСО с объектами без TLE по месяцам 2018 г

Сближений до 5 км защищаемых объектов менее 1 км в области ГСО не зафиксировано. Сближения менее 5 км происходят в каждой из областей не чаще 1 раза в месяц.

На рис. 14 приведена статистика сближений до 5 км всех активных КА в области ГСО по месяцам 2018 г.

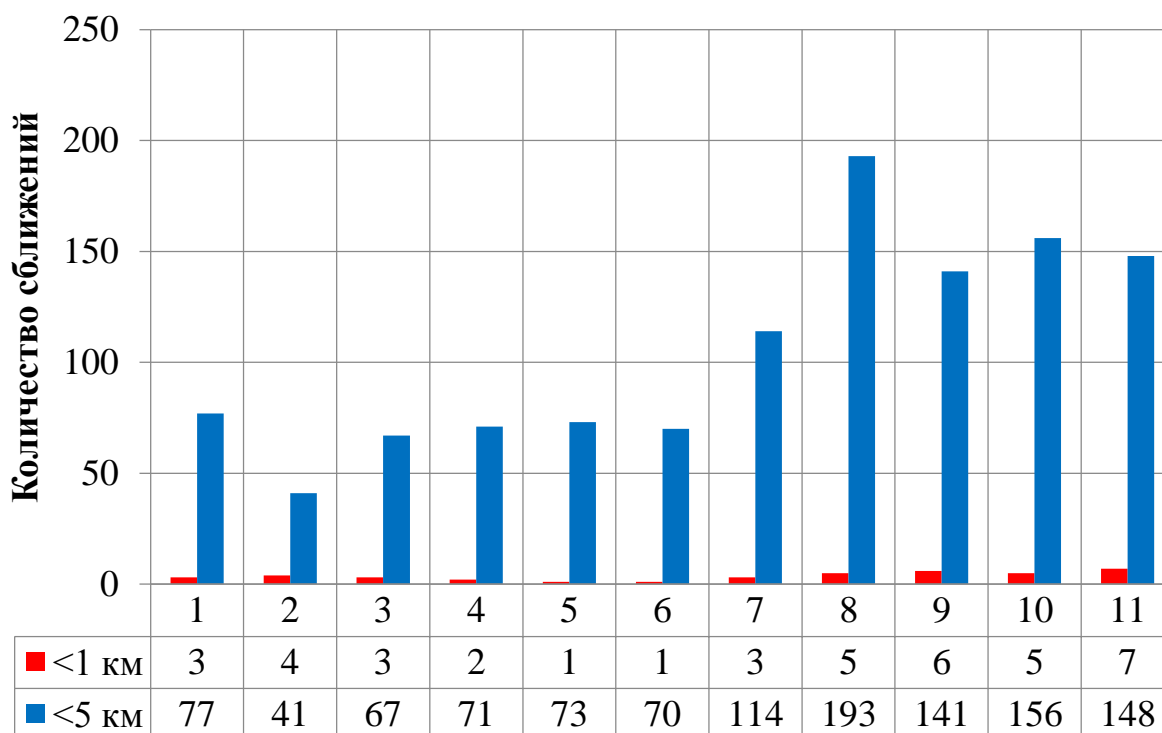


Рис. 14 – Статистика сближений до 5 км всех активных КА в области ГСО по месяцам 2018 г

На рис. 15 приведена статистика сближений до 5 км всех активных КА в области ГСО с объектами без TLE по месяцам 2018 г.

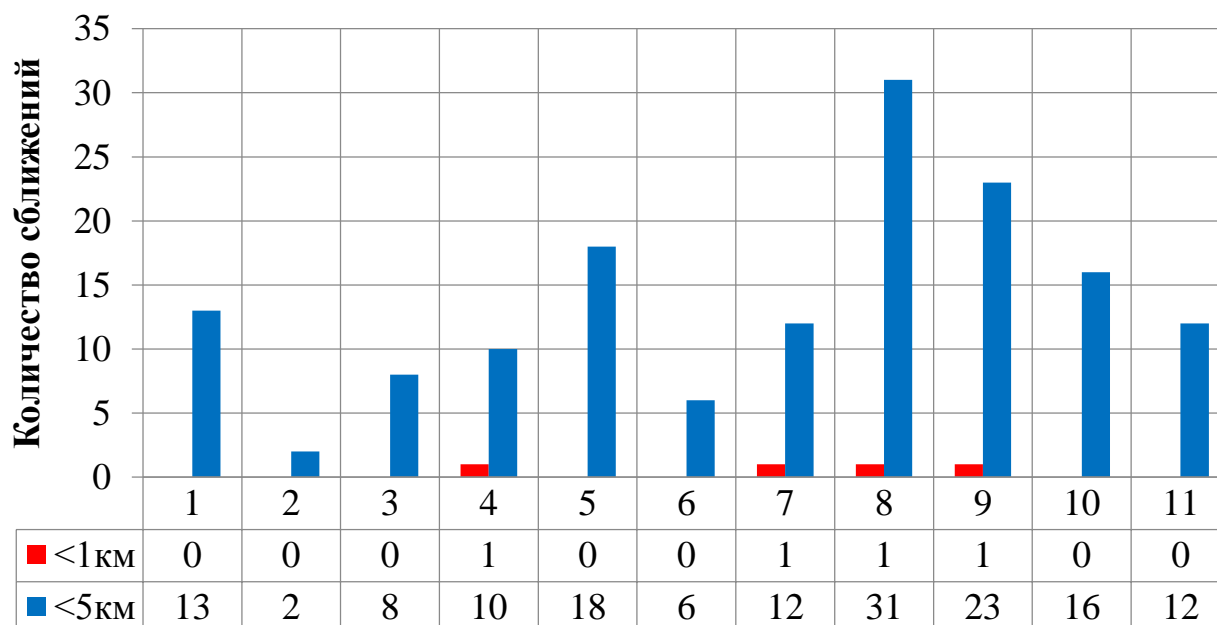


Рис.15 – Статистика сближений до 5 км всех активных КА с объектами без TLE в области ГСО по месяцам 2018 г

В таблице 6 представлены события сближений на минимальное расстояние за месяц защищаемых и всех активных КО в области ГСО по месяцам 2018 г.

Таблица 6

Сближения до 5 км защищаемых объектов в 2018 г

Защищаемый КО		Сближающийся КО		Месяц	Минимальное расстояние (км)
Название	NORAD	Название	NORAD		
Статистика сближений до 5 км защищаемых КА в области ГСО					
Экспресс-АМ33	32478	STTW-4	20473	январь	2,111
Экспресс-АМ22	28134	Радуга-3	10159	февраль	2,904
Экспресс-АМ5	39487	Beidou 3	36287	март	1.387
Ямал 4011	40435	РБ 11С861	11676	апрель	3,520
Луч 5В	39727	РБ 11С861	20836	май	1,623
Экспресс-А4	27441	-	95534	июнь	1,663
Ямал 300К	38978	NSS-9	33749	июль	3.907
Статистика сближений до 5 км всех активных КА в области ГСО					
Spaceway 2	28903	Galaxy 16	29236	январь	0.759
JCSAT-RA	35755	JCSAT-3A	29272	февраль	0,125
Spaceway 2	31018	Galaxy 3С	27455	март	0.975
Amazonas 3	39078	Amazonas 2	35942	апрель	0,426

Asiasat-6	40141	Intelsat 3-F7	4376	май	0.955
Hispasat 30W-6	43228	Hispasat 1D	27528	июнь	0.855
SES-8	39460	NSS-6	27603	июль	0.673

В таблице 7 приведена статистика сближений до 5 км по месяцам 2018 г для случаев сближения защищаемых КА с неяркими объектами, с объектами с отношением площади к массе более 1 м²/кг, объектами на эллиптических орбитах.

Таблица 7

Статистика сближений до 5 км

Месяц	Блеск > 16		Отношение площади к массе > 1		ВЭО (эксцентриситет более 0,2)		Блеск > 16 и ВЭО	
	<1 км	<5 км	<1 км	<5 км	<1 км	<5 км	<1 км	<5 км
Защищаемые объекты в области ГСО								
Январь	0	0	0	0	0	0	0	0
Февраль	0	0	0	0	0	0	0	0
Март	0	0	0	0	0	0	0	0
Апрель	0	0	0	0	0	0	0	0
Май	0	0	0	0	0	0	0	0
Июнь	0	1	0	0	0	0	0	0
Июль	0	0	0	0	0	0	0	0
Месяц	Блеск > 16		Отношение площади к массе > 1		ВЭО (эксцентриситет более 0,2)		Блеск > 16 и ВЭО	
	<1 км	<5 км	<1 км	<5 км	<1 км	<5 км	<1 км	<5 км
Все активные КА в области ГСО								
Январь	0	6	0	1	0	5	0	3
Февраль	0	3	0	0	0	0	0	0
Март	0	6	0	1	0	0	0	0
Апрель	0	5	0	2	0	1	0	1
Май	0	2	0	0	0	0	0	0
Июнь	0	7	0	3	0	3	0	0
Июль	0	5	0	0	0	3	0	2

Как видно из таблицы 7, наибольшую опасность для всех активных КА в ОКП представляют яркие объекты (блеск менее 16 звездной величины), объекты с отношением площади к массе менее 1 м²/кг и с эксцентриситетом орбиты менее 0,2.

В таблице 8 представлены все сближения защищаемых объектов в области ГСО.

Таблица 8

Сближения до 5 км защищаемых КА в области ГСО

№	Защищаемый объект		Сближающийся объект		Дата	Расстояние (км)
	Идентификатор	Номер	Идентификатор	Номер		
1	Экспресс-АМ33	32478	STTW-4	20473	01/01/18	2.111
2	Экспресс-АМ22	28134	Радуга 3	10159	25/02/18	2,904
3	Экспресс-АМ5	39487	Beidou 3	36287	05/03/18	1.387
4	Экспресс-АМ5	39487	Beidou 3	36287	06/03/18	2.550
5	Экспресс-АМ5	39487	Beidou 3	36287	06/03/18	4.566
6	Экспресс-АМ5	39487	Beidou 3	36287	07/03/18	2.309
7	Экспресс-АМ5	39487	Beidou 3	36287	09/03/18	3.882
8	Экспресс-АМ5	39487	Beidou 3	36287	19/03/18	4.831
9	Ямал 401	40345	РБ 11С861	11676	21/04/18	3.520
10	Электро Л-2	41105	Экспресс 2	24435	01/05/18	3.264
11	Луч 5В	39727	NSS-6	27603	01/05/18	4.428
12	Экспресс АМ22	28134	STTW-4	20473	03/05/18	4.972
13	Луч 5В	39727	РБ 11С861	20836	09/05/18	1.623
14	Экспресс-АТ2	39613	Космос 2291	23267	24/05/18	2.871
15	Экспресс-АМ22	28134	Космос 2350	25315	31/05/18	4.786
16	Ямал 402	39022	GSAT-8	37605	03/06/18	3.797
17	Ямал 300К	38978	USA 104	32132	03/06/18	4.180
18	Экспресс-А4	27441	–	95534*	11/06/18	1.663
19	Электро Л-2	41105	Космос 2133	21111	27/06/18	3.801
20	Ямал 300К	38978	NSS-9	33749	12/07/18	3.907
21	Ямал 402	39022	–	90207*	07/08/18	3,205
22	Экспресс-АМ22	28134	Космос 1738	16667	29/08/18	3,169
23	Экспресс-АМ5	39487	–	97207*	31/08/18	4,222
24	Экспресс-АМ33	32478	Экран 20	22210	18/09/18	4,759
25	Экспресс-АТ1	39612	Горизонт 9	14940	20/11/18	2,189
Примечания						
* данный КО не имеет номера NORAD						

Как видно из таблицы 8, защищаемые КА в области ГСО дважды сближаются с отечественными РБ. 8 раз произошли сближения защищаемых КА и отечественных неактивных отработавших КА и 3 раза с отработавшими иностранными КА. 9 раз сближались защищаемые КО и активные иностранные КА. Произошло 3 сближения защищаемого КА с объектом космического мусора.

5. Выводы

На основании материалов, приведенных в данной работе, сформирован ряд предложений по улучшению методик выявления опасных сближений в области высоких орбит. Представлена статистика сближений до 5 км защищаемых и всех активных КА в областях ГСО, СВО и ВЭО за период с 1 января по 30 ноября 2018 года.

Библиографический список

1. Tapley B., Schutz B., Born G. Statistical Orbit Determination / под ред. F. Cynar. — Elsevier, 2004. — ISBN 978-0-12-683630-1
2. Reduced dynamic orbit determination using GPS code and carrier measurements / O. Montenbruck, T. van Helleputte, R. Kroes, E. Gill // *Aerospace Science and Technology*. — 2005. — т. 9, № 3. — С. 261—271. — ISSN 1270-963 — DOI: 10.1016/j.ast.2005.01.003.
3. Nievinski F., Yonko B., Born. G. Improved Orbit Determination Using Second-Order Gauss-Markov Processes // *Advances in the Astronautical Sciences*. — 2011. — т. 140. — С. 15.
4. Lubey D. P., Scheeres D. J., Erwin R. S. Maneuver Detection and Reconstruction of Stationkeeping Spacecraft at GEO using the Optimal Control-Based Estimator // *IFAC- PapersOnLine*. — 2015. — т. 48, № 9. — С. 216—221. — ISSN 2405-8963. — DOI: 10.1016/j.ifacol.2015.0086. — 1st IFAC Workshop on Advanced Control and Navigation for Autonomous Aerospace Vehicles ACNAAV 2015.
5. An Optimal Algorithm for Monte Carlo Estimation / P. Dagum, R. Karp, M. Luby, S. Ross // *SIAM Journal on Computing*. — 2000. — т. 29, № 5. — С. 1484—1496. — DOI: 10.1137/S0097539797315306.
6. A high order method for orbital conjunctions analysis: Monte Carlo collision probability computation / A. Morselli, R. Armellin, P. D. Lizia, F. B. Zazzera // *Advances in Space Research*. — 2015. — т. 55, № 1. — С. 311—333. — ISSN 0273-1177. — DOI: 10.1016/j.asr.2014.09.003.
7. Equation of State Calculations by Fast Computing Machines / N. Metropolis, A. W. Rosenbluth, M. N. Rosenbluth, A. H. Teller, E. Teller // *The Journal of Chemical Physics*. — 1953. — т. 21, № 6. — С. 1087—1092. — DOI: 10.1063/1.1699114. — eprint: <https://doi.org/10.1063/1.1699114>.
8. Bayesian post-processor and other enhancements of Subset Simulation for estimating failure probabilities in high dimensions / K. M. Zuev, J. L. Beck, S.-K. Au, L. S. Katafygiotis // *Computers & Structures*. — 2012. — т. 92—93. — С. 283—296. — ISSN 0045-7949. — DOI:10.1016/j.compstruc.2011.10.017