

В.Я. ПРОРОК, А.А. КАРЫТКО, А.С. ГОРЯНСКИЙ, Е.С. ЕМЕЛЬЯНОВА
**ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТЕЙ ОРБИТАЛЬНЫХ ОПТИЧЕСКИХ
СРЕДСТВ ПО ПОЛУЧЕНИЮ ИНФОРМАЦИИ
О КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТАХ**

Пророк В.Я., Карытко А.А., Горянский А.С., Емельянова Е.С. **Оценка возможностей орбитальных оптических средств по получению информации о космических объектах.**

Аннотация. Цель исследования заключается в выборе оптимальных условий сбора некоординатной информации о космическом объекте орбитальным оптическим средством при прохождении обоими объектами окрестностей точек минимального расстояния между их орбитами. Для достижения указанной цели предложен количественный показатель, характеризующий меру возможности получения некоординатной информации о космическом объекте с требуемым уровнем качества. Аргументами функции, характеризующей вводимый показатель, являются: расстояние между объектами; относительная скорость объектов; фазовый угол освещенности космического объекта Солнцем по отношению к оптико-электронному средству; длительность интервала времени, в течение которого оба объекта находятся в окрестности точки минимума расстояния между их орбитами. Расчет величины показателя обеспечивается решением трех частных задач исследования.

Первая задача – поиск окрестностей, включающих минимальные расстояния между орбитами космического объекта и орбитального оптического средства. Для ее решения используется быстрый алгоритм расчета минимального расстояния между орбитами, при этом осуществляется прогноз дрейфа найденных окрестностей на интервале времени до 60 часов.

Вторая задача – оценка характеристик движения и условий оптической видимости космического объекта в окрестностях точек минимума расстояния между его орбитой и орбитой оптического средства. Решение данной задачи осуществляется средствами имитационного моделирования с использованием библиотеки прогноза движения космических объектов SGP4.

Третья задача – обоснование и расчет показателя, характеризующего меру возможности получения некоординатной информации о космическом объекте. Для решения данной задачи разработана система правил нечеткого логического вывода, которая используется в качестве входных данных алгоритма Мамдани.

Рассматриваемая методика реализована программно, в ходе вычислительного эксперимента проведена оценка возможности получения некоординатной информации по низкоорбитальным и геостационарным космическим объектам.

Применение предложенного показателя обеспечивает повышение результативности процедуры сбора некоординатной информации о космических объектах за счет выбора наиболее информативных альтернатив контроля космических объектов из доступного множества возможных наблюдений на заданном интервале планирования сбора информации о космических объектах.

Ключевые слова: околоземное космическое пространство, оптико-электронное средство, космический объект, нечеткий логический вывод, сближение космических объектов

1. Введение. Основным источником информации об объектах искусственного происхождения, находящихся в околоземном космическом

пространстве (ОКП), являются наземные оптико-электронные, радиолокационные и радиотехнические средства мониторинга ОКП. Данные средства используются для сбора координатной и некоординатной информации (КИ, НКИ) о космических объектах (КО). Периодичность сбора указанных видов информации определяется географическим расположением наземных средств мониторинга ОКП, метеорологическими условиями в районе дислокации средств, параметрами орбит наблюдаемых КО и в среднем составляет от нескольких часов до нескольких суток. Повышение периодичности сбора информации о КО достигается за счет привлечения большого числа территориально разнесенных высокоинформативных и высокопроизводительных наблюдательных средств – регулярных источников измерительной информации о множестве КО в ОКП.

На основе анализа радиолокационных сигнатур и кривых блеска КО, получаемых наземными средствами мониторинга ОКП [1], осуществляется классификация типовых КО, производится оценка массогабаритных характеристик КО, определяется факт стабилизации КО, выделяются конструктивные элементы КО, форма которых близка к форме геометрических примитивов: сферы, цилиндра, конуса, параллелограмма. Данная информация используется для оперативного определения состояния КО, обнаружения фактов воздействия на КО фрагментов космического мусора (КМ), устранения негативных эффектов данного воздействия.

Вместе с тем достижения научно-технического прогресса в области производства электронно-компонентной базы, используемой при проектировании и создании космических аппаратов (КА), обусловили универсализацию базовых платформ КА, а также их общую минимизацию, при этом сложность КА как технических систем возросла. В данных условиях НКИ (прежде всего кривые изменения блеска и оптические изображения КО), формируемая сетью наземных средств мониторинга ОКП, не обеспечивает качественное распознавание и селекцию КО, оперативный контроль деградации элементов конструкции КО с течением времени вследствие столкновений объекта с мелкогабаритными фрагментами КМ, линейный размер которых меньше 10 см [2].

Естественным этапом дальнейшего развития методов и методик распознавания и контроля состояния КО является внедрение в их состав методов построения трехмерных моделей КО на основе оптических изображений и радиолокационных портретов объектов, сформированных средствами мониторинга ОКП космического базирования [3-11]. Применение орбитальных оптико-электронных средств (ОЭС) обеспечивает возможность сбора информации о КО с расстояния до сотен метров, при этом исключаются атмосферные искажения, становятся доступными ракурсы наблюдения, недоступные наземным средствам мониторинга ОКП. Основными функциональными элементами ОЭС являются:

- устройство наведения зеркально-линзового объектива с полем зрения около 1 градуса и угловым разрешением не более 0,4 угловых секунды;
- космическая платформа;
- управляющая вычислительная система;
- фоточувствительная ПЗС-матрица.

Применение ОЭС космического базирования основывается на результатах выполнения процедуры планирования операций сбора НКИ о КО (контроля КО). В качестве контролируемого объекта возможно рассматривать любой объект, период вращения которого вокруг центра масс превышает 6 секунд и расстояние от орбиты которого до орбиты ОЭС не превышает предельно допустимого значения, составляющего десятки километров. Реализация плана сбора НКИ о КО, как правило, сопряжена с выполнением процедуры коррекции орбиты ОЭС либо совершением маневра. Коррекция параметров орбиты или совершение маневра приводят к расходу рабочего тела и сокращению срока активного существования ОЭС космического базирования. Таким образом, возникает задача, заключающаяся в необходимости проведения предварительной оценки возможности сбора информации о КО средством космического базирования в зависимости от условий контроля.

Условия сбора информации о КО характеризуются следующим множеством факторов:

- величиной расстояния между контролируемым объектом и ОЭС космического базирования – ΔR ;
- величиной угловой скорости контролируемого объекта относительно ОЭС космического базирования – $\Delta V_{уг}$;
- величиной фазового угла контролируемый объект-Солнце-ОЭС космического базирования – ψ ;
- длительностью интервала времени Δt , в течение которого параметры $\Delta R, \Delta V_{уг}, \psi$ находятся в области допустимых значений;
- погрешностью определения координат ОЭС и контролируемого объекта;
- конструктивными особенностями объекта контроля – геометрическими примитивами, образующими поверхность объекта, а также величины коэффициента альбедо его поверхности.

Наличие обоснованной количественной меры возможности сбора информации о КО позволяет повысить эффективность применения ОЭС космического базирования за счет рационального планирования его ресурсов и формирования оптимальных условий сбора НКИ о КО, обеспечивающих высокое качество получаемых результатов.

Комплексное применение НКИ, формируемой наземными средствами мониторинга ОКП, в совокупности с информацией от ОЭС космического базирования обеспечивает сокращение длительности цикла функционирования автоматизированных систем сбора и обработки информации о событиях в ОКП, обеспечивает проактивность в процедурах планирования применения средств мониторинга ОКП [12].

Исходные данные, используемые для решения рассматриваемой задачи, формируются на основе анализа результатов, полученных при разработке систем компьютерного зрения, совершенствовании процесса управления ориентацией КА [13-19], а также условий, в которых проводились уже совершившиеся операции сбора НКИ о КО [20-22].

2. Исходные данные и постановка задачи исследования.

Обеспечение возможности сбора НКИ о КО с использованием ОЭС космического базирования связано с решением задачи сближения КО. Целесообразно рассматривать два частных случая ее решения: первый – плоскость орбиты контролируемого КО компланарна плоскости орбиты ОЭС космического базирования; второй – плоскости сближающихся объектов не компланарны. Разница в периодах обращения контролируемого объекта и ОЭС космического базирования обеспечивает периодическое повторение взаимных положений объектов (фазирование объектов) в окрестностях точек пересечения орбит, тем самым формируются условия, необходимые для проведения операции сбора НКИ о КО.

Таким образом, решение рассматриваемой задачи требует решения частной задачи прогнозирования изменения параметров орбиты КО и его положения в пространстве с течением времени под действием вековых и периодических возмущающих факторов, а также задачи расчета интервалов времени совместного нахождения контролируемого и контролирующего объектов в окрестности точки минимума расстояния между их орбитами.

Общая математическая теория поиска довольно сложна и заметно усложняется, если искомый объект совершает какое-либо движение. В контексте данного исследования задача поиска контролируемого объекта в окрестности точки минимума расстояния между орбитами сводится к решению задачи «убегающей» цели [23], поскольку КО способен изменять параметры дифференциального уравнения в частных производных, используемых для прогноза его координат.

Случайные ошибки в исходных данных, используемых для прогноза координат КО, и ошибки, обусловленные несовершенством процедуры прогноза положения КО, приводят к возникновению неодно-

значности прогнозирования положения объекта. Традиционно формализованное представление неоднозначности обеспечивается методами математической статистики и теории вероятностей, при использовании которых положение объекта в пространстве задается функцией плотности распределения $u(x, t)$, где x – точка, принадлежащая области трехмерного Евклидова пространства Ω , включающей истинное положение объекта в момент времени t . При этом параметры плотности распределения ошибок координат КО зависят от длительности интервала времени, прошедшего с момента последнего уточнения параметров орбиты КО и типа его орбиты. Следствием указанных факторов является необходимость разработки стратегии поиска КО в области Ω , реализация которой требует применения численных методов расчета и не всегда обеспечивает получение единственного решения. При этом использование вероятностного подхода серьезно усложняет процесс формализованного учета конструктивных особенностей КО и их влияния на его фотометрические характеристики, а также угловых скоростей движения контролирующего и контролируемого объекта друг относительно друга. Таким образом, вероятностный показатель обнаружения и контроля КО с применением ОЭС космического базирования является ненадежным и слабо формализуемым.

Оценку параметров сближения космических объектов и складывающихся при этом условий сбора НКИ целесообразно осуществлять в окрестностях точек пересечения их орбит. Исторически решение задачи поиска точек и окрестностей пересечения орбит получило наибольшее развитие при исследовании вопросов, связанных с предупреждением астероидной или кометной опасности для планет Солнечной системы. Существуют численные, аналитические и численно-аналитические подходы к решению данной задачи, обладающие различной вычислительной сложностью и достоверностью результатов, получаемых с их помощью, основные положения этих методов изложены в работах [24-26].

В процессе решения задачи оценки возможности сбора НКИ о КО целесообразно рассматривать три возможных события:

- 1) контролируемый КО и ОЭС космического базирования двигаются на встречных курсах;
- 2) ОЭС космического базирования двигается вдогонку контролируемого КО;
- 3) объекты двигаются по пересекающимся курсам.

Наиболее благоприятные условия для решения рассматриваемой в исследовании задачи складываются при возникновении первого или

второго события, вместе с тем данные события редко возникают на практике. Таким образом, наибольший практический интерес представляет исследование возможности сбора НКИ о КО средствами ОЭС космического базирования на пересекающихся курсах.

Результативность выполнения операции сбора НКИ определяется особенностями взаимного движения и расположения КО и ОЭС относительно Солнца, а также достоверностью априорной координатной и некоординатной информации об обоих объектах. Следовательно, обоснование и формализация показателя, характеризующего меру возможности контроля объекта ОЭС – I , позволит повысить результативность процесса сбора НКИ и тем самым обеспечить достижение требуемых характеристик систем мониторинга ОКП в сложных условиях космической обстановки.

На основе проведенного выше анализа в контексте решаемой задачи показатель I рассчитывается на основе математического аппарата теории нечетких множеств и нечеткого логического вывода. Применение теории нечетких множеств обеспечивает учет неопределенности, свойственной объекту исследования, и обусловлено неполнотой исходных данных о контролируемом КО, виде и параметрах функции распределения случайных событий, относящихся к возможности нахождения контролируемого КО в том или ином состоянии.

В качестве исходных данных о параметрах орбит КО в работе используется информация TLE (*two-line element set*) [27] базы данных системы NORAD, свободно распространяемая в интернете. Данные TLE используются для формирования множества КО:

$$O = \{o_1, o_2, \dots, o_n\},$$

где o_i – i -ый элемент множества КО, $i \in [1; n]$, n – мощность формируемого множества.

С каждым элементом o_i отождествляется множество Кеплеровых элементов орбит, заданных на момент времени эпохи t .

Условия контроля КО характеризуются множеством параметров встречи контролируемого КО и ОЭС $x = \{\Delta R, \Delta V_{y2}, \psi, \Delta t\}$, оказывающих влияние на качество результатов контроля объектом o_i объекта o_j на различных витках обращения.

Задача, решаемая в данном исследовании, заключается в выборе среди множества формируемых альтернатив контроля КО таких

витков (условий контроля), на которых мера возможности контроля КО I является максимальной. Таким образом, цель выбора задается с помощью целевой функции I , характеризующей меру возможности контроля КО:

$$x^* = \arg \max I(x), I(\bullet): \mathbb{R}^4 \rightarrow [0,1]. \quad (1)$$

Достижение цели (1) обеспечивается последовательным решением трех частных задач исследования:

1) расчет окрестностей точек минимального расстояния между орбитами КО;

2) оценка характеристик движения и условий оптической видимости контролируемого КО относительно ОЭС космического базирования в окрестностях точек минимума расстояния между их орбитами (пересечения орбит);

3) обоснование и расчет показателя, характеризующего меру возможности сбора НКИ о КО для заданных условий оптической видимости.

3. Методика расчета окрестностей точек минимального расстояния между орбитами КО. В ходе решения данной задачи используется следующая классификация орбит КО по высоте: низкие околоземные орбиты (НОО) – диапазон высот от 160 до 2000 км.; высокие эллиптические орбиты (ВЭО) – высота в апогее свыше 2000 км.; геостационарные орбиты (ГСО). Количество точек пересечения орбит двух КО n может быть:

1) $n = 0$, если рассматриваемые КО характеризуются орбитами различного типа, например, НОО и ГСО;

2) $n = \overline{1,2}$, если пересечение происходит в перигейной области ВЭО с НОО или апогейной области ВЭО с ГСО (рисунок 1а),

3) $n = 2$, если плоскости орбит, принадлежащих одному типу, не компланарны (рисунок 1б),

4) $n = 4$, если плоскости орбит, принадлежащих одному типу, компланарны (рисунок 1в),

5) $n = \infty$, если орбиты принадлежат одному типу, компланарны и имеют множество соприкасающихся областей (рисунок 1г).

Окрестности точек пересечения орбит рассчитываются с использованием алгоритма быстрой оценки минимального расстояния между орбитами, представленного в работе [25].

Геометрически орбиты представляют собой эллипсы с фокусом в центре Земли. В методике рассматриваются плоскости эллипсов

$e_1, e_2 \subset \mathbb{R}^3$, где \mathbb{R}^3 – Евклидово пространство с общим фокусом в притягивающем центре. Пусть эллипс e_1 – орбита контролируемого объекта o_i , эллипс e_2 – орбита ОЭС o_{w_j} . Минимальное расстояние между эллипсами $d(e_1, e_2)$ характеризуется критерием вида:

$$d(e_1, e_2) = \min_{E_1 \in e_1, E_2 \in e_2} d(E_1, E_2), \quad (2)$$

где E_1, E_2 – точки, принадлежащие кривым эллипсов e_1, e_2 соответственно.

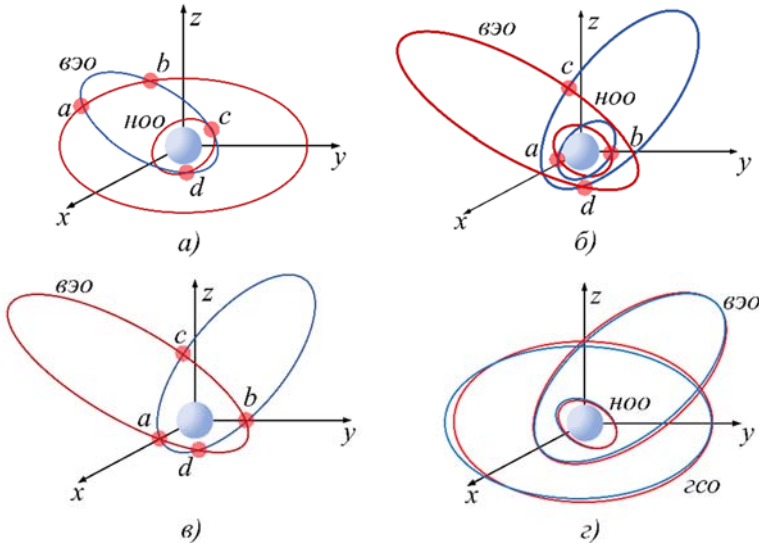


Рис. 1. Рассматриваемые варианты пересечения орбит КО

Точки E_1, E_2 рассчитываются для заданных значений эксцентрических аномалий u_1 и u_2 соответствующих орбит. Таким образом, выражение (2) преобразуется к виду:

$$d(e_1, e_2) = \min_{u_1, u_2 \in [0, 2\pi]} d(E_1(u_1), E_2(u_2)),$$

где $E_1(u_1)$ – точка, принадлежащая e_1 с эксцентрисической аномалией u_1 ; $E_2(u_2)$ – точка, принадлежащая e_2 с эксцентрисической аномалией u_2 .

Входной информацией методики являются множество O и интервал времени $[t_n; t_k]$, на котором производится оценка меры возможности проведения контроля КО.

Выходной информацией методики является множество эксцентрисических аномалий входа, параметра и выхода – $u_{вх}, u_{пар}, u_{вых}$ орбит контролируемого КО o_{i_j} :

$$U^{(t)} = \left\{ \left\langle u_{вх}^{(t)}, u_{пар}^{(t)}, u_{вых}^{(t)} \right\rangle_1, \dots, \left\langle u_{вх}^{(t)}, u_{пар}^{(t)}, u_{вых}^{(t)} \right\rangle_n \right\}$$

и ОЭС o_{w_j} :

$$U^{(w)} = \left\{ \left\langle u_{вх}^{(w)}, u_{пар}^{(w)}, u_{вых}^{(w)} \right\rangle_1, \dots, \left\langle u_{вх}^{(w)}, u_{пар}^{(w)}, u_{вых}^{(w)} \right\rangle_n \right\},$$

характеризующих участки траекторий орбит, для которых выполняется критерий:

$$\begin{cases} d(u_{пар}^{(t)}, u_{пар}^{(w)}) \leq d(u_{вх}^{(t)}, u_{вх}^{(w)}) \leq R_{крит}; \\ d(u_{пар}^{(t)}, u_{пар}^{(w)}) \leq d(u_{вых}^{(t)}, u_{вых}^{(w)}) \leq R_{крит}, \end{cases} \quad (3)$$

где $R_{крит}$ – максимальное расстояние между орбитами, обеспечивающее возможность получения НКИ о КО.

Следствием влияния возмущающих факторов на орбиты КО является равномерное движение точек минимума расстояния (ТМР) между орбитами и их окрестностей.

В целях учета смещения ТМР для элементов множеств $U^{(t)}, U^{(w)}$ методами регрессионного анализа выполняется установление зависимости изменения параметров i -ой ТМР $\left\langle u_{вх}^{(t)}, u_{пар}^{(t)}, u_{вых}^{(t)} \right\rangle_i$, $\left\langle u_{вх}^{(w)}, u_{пар}^{(w)}, u_{вых}^{(w)} \right\rangle_i$ с течением времени. Для этого применяется метод наименьших квадратов. Для аппроксимации зависимости

эксцентрической аномалии от времени применяется полином первой степени вида:

$$u_i^{(t,w)}(\tau) = a_i\tau + b_i, \quad (4)$$

где $u_i^{(t,w)}$ – значения эксцентрических аномалий, при которых достигаются минимальные значения расстояний между орбитами КО, принадлежащие одной и той же окрестности ТМР, τ – значение времени эпохи, a_i, b_i – неизвестные коэффициенты линейного уравнения.

При этом в рамках одного витка КО координаты ТМР и ее окрестностей считаются постоянными.

4. Методика оценки характеристик движения и условий оптической видимости контролируемого КО относительно ОЭС космического базирования в окрестностях точек минимума расстояния между их орбитами. Для найденных ТМР и их окрестностей, характеризуемых эксцентрическими аномалиями $u_{вх}, u_{нар}, u_{вых}$, производится оценка характеристик движения и условий оптической видимости контролируемого КО относительно ОЭС космического базирования. Методика основана на использовании модели прогноза движения КО SGP4 [28]. Модель учитывает вековые и периодические отклонения элементов орбит $E(\tau)$ на момент времени $\tau + \Delta\tau$, где $\Delta\tau$ – время, прошедшее с момента времени эпохи τ , на которые заданы параметры орбит в формате TLE.

Входной информацией методики являются: множества $U^{(t)}, U^{(w)}, N$, где N – номер витка ОЭС, на котором производится оценка характеристик движения и условий оптической видимости контролируемого КО.

Выходной информацией является множество параметров $\{\Delta R, \Delta V_{уг}, \psi, t\}$, характеризующих условия для получения НКИ о КО.

Для выходных параметров установлены следующие области допустимых значений:

- 1) $\Delta R \in [0; 100]$ – расстояние между объектами o_i, o_{w_j} в окрестности ТМР между орбитами соответствующих объектов (км),
- 2) $\Delta V_{уг} \in [0; 3600]$ – угловая скорость движения ОЭС o_{w_j} относительно объекта o_i в окрестности ТМР (уг.с/с),

3) $\psi \in [0; 120]$ – фазовый угол ОЭС-Солнце-контролируемый КО (град),

4) $t \in [0; 60]$ – время совместного нахождения ОЭС и контролируемого КО в окрестности ТМР, в течение которого значения первых трех параметров принадлежат области допустимых значений (с).

Методика заключается в последовательном выполнении следующих шагов.

Шаг 1. Выполняется расчет времени τ начала витка ОЭС, на котором планируется выполнить сбор НКИ о КО:

$$\tau = \tau_0 + \frac{\lceil 2\pi(1 + \Delta N) - m \rceil}{\eta}, \eta = \frac{2\pi N^*}{T},$$

где τ_0 – время начала эпохи, на которое заданы параметры орбиты ОЭС в формате TLE, ΔN – разница между номером планируемого витка и номером витка на момент эпохи, m – средняя аномалия ОЭС на момент времени τ_0 , N^* – количество витков ОЭС вокруг Земли в сутки, T – период вращения Земли вокруг оси в секундах, в расчетах принимается равным 86400.

Шаг 2. С использованием выражения (4) уточняются значения $\langle u_{\text{вх}}^{(t)}, u_{\text{пар}}^{(t)}, u_{\text{вых}}^{(t)} \rangle_i$, $\langle u_{\text{вх}}^{(w)}, u_{\text{пар}}^{(w)}, u_{\text{вых}}^{(w)} \rangle_i$ на момент времени τ .

Шаг 3. Выполняется переход от эксцентрических аномалий $\langle u_{\text{вх}}^{(t)}, u_{\text{пар}}^{(t)}, u_{\text{вых}}^{(t)} \rangle_i$ и $\langle u_{\text{вх}}^{(w)}, u_{\text{пар}}^{(w)}, u_{\text{вых}}^{(w)} \rangle_i$ к соответствующим значениям средних аномалий $\langle m_{\text{вх}}^{(t)}, m_{\text{пар}}^{(t)}, m_{\text{вых}}^{(t)} \rangle_i$ и $\langle m_{\text{вх}}^{(w)}, m_{\text{пар}}^{(w)}, m_{\text{вых}}^{(w)} \rangle_i$ с помощью уравнения Кеплера:

$$m_i^{(t)} = u_i^{(t)} - \varepsilon^{(t)} \sin u_i^{(t)}, m_i^{(w)} = u_i^{(w)} - \varepsilon^{(w)} \sin u_i^{(w)},$$

где $m_i^{(t)}, m_i^{(w)}$ – значения средних аномалий i -ой точки на орбите контролируемого объекта o_t и ОЭС o_w при соответствующих значениях эксцентрических аномалий $u_i^{(t)}$ и $u_i^{(w)}$, $i = \{\text{вх, пар, вых}\}$, $\varepsilon^{(t)}, \varepsilon^{(w)}$ – эксцентриситеты орбит контролируемого объекта o_t и ОЭС o_w соответственно.

Шаг 4. Для заданного витка контроля рассчитываются интервалы времени прохождения в окрестности ТМР $\tau_{\text{ТМР}}^{(w)} \in [\tau_{\text{ВХ}}^{(w)}, \tau_{\text{ВЫХ}}^{(w)}]$ ОЭС и $\tau_{\text{ТМР}}^{(t)} \in [\tau_{\text{ВХ}}^{(t)}, \tau_{\text{ВЫХ}}^{(t)}]$ контролируемого КО:

$$\tau_{\text{ТМР}}^{(t,w)} = \frac{\tau_0 + [m_i^{(t,w)} - m_0^{(t,w)}]}{\eta}.$$

Шаг 5. Производится анализ рассчитанных интервалов $[\tau_{\text{ВХ}}^{(w)}, \tau_{\text{ВЫХ}}^{(w)}]$ и $[\tau_{\text{ВХ}}^{(t)}, \tau_{\text{ВЫХ}}^{(t)}]$. Итоговый интервал оценки характеристик движения и условий оптической видимости контролируемого КО относительно ОЭС в окрестности ТВР задается выражением:

$$[\tau_{\text{ВХ}}^*, \tau_{\text{ВЫХ}}^*] = [\tau_{\text{ВХ}}^{(t)}, \tau_{\text{ВЫХ}}^{(t)}] \cap [\tau_{\text{ВХ}}^{(w)}, \tau_{\text{ВЫХ}}^{(w)}].$$

Если $[\tau_{\text{ВХ}}^*, \tau_{\text{ВЫХ}}^*] \neq \emptyset$, то устанавливается начальное значение модельного времени $\tau^* = \tau_{\text{ВХ}}^*$ и выполняется переход к шагу 6, иначе алгоритм завершает свою работу, контроль объекта заданным ОЭС невозможен.

Шаг 6. Проверяется критерий $\tau^* \leq \tau_{\text{ВЫХ}}^*$. Если критерий выполняется, то осуществляется переход к шагу 7 алгоритма, иначе работа алгоритма завершается, результаты алгоритма сохраняются согласно критериям:

$$\Delta R = \min \Delta R^*, \Delta V_{\text{гТ}} = \min \Delta V_{\text{гТ}}^*, \psi = \min \psi^*, t = \tau_{\text{ВЫХ}}^* - \tau_{\text{ВХ}}^*.$$

Шаг 7. Процесс моделирования осуществляется согласно принципу Δt , где Δt – дискретность прогноза положения объектов. В результате применения модели *SGP4* формируются шестимерные векторы для пары рассматриваемых объектов $\vec{P}^{(t,w)} = (X, Y, Z, \dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z})$.

Шаг 8. Производится расчёт фазового угла освещенности ψ [29] контролируемого КО:

$$\psi = \arccos \frac{\left| r_{o_{t_i}} - r_{o_{w_j}} \right|^2 + \left| r_{sun} - r_{o_{t_i}} \right|^2 - \left| r_{sun} - r_{o_{w_j}} \right|^2}{2 \left(r_{o_{t_i}} - r_{o_{w_j}} \right) \left(r_{sun} - r_{o_{t_i}} \right)},$$

где $r_{o_{t_i}}$ – радиус-вектор, описывающий положение контролируемого КО в геоцентрической инерциальной СК, $r_{o_{w_j}}$ – радиус-вектор, описывающий положение ОЭС в геоцентрической инерциальной СК, r_{sun} – радиус-вектор, описывающий положение Солнца в геоцентрической инерциальной СК и рассчитываемый с помощью модели *SGP4*.

Рассчитанное значение ψ добавляется в множество ψ^* .

Шаг 9. Расчет расстояния ΔR между контролируемым КО и ОЭС осуществляется с помощью выражения:

$$\Delta R = \sqrt{\left(X^{(t)} - X^{(w)} \right)^2 + \left(Y^{(t)} - Y^{(w)} \right)^2 + \left(Z^{(t)} - Z^{(w)} \right)^2}.$$

Рассчитанное значение ΔR добавляется в множество ΔR^* .

Шаг 10. Угловая скорость движения ОЭС относительно контролируемого КО осуществляется согласно выражению:

$$\Delta V_{уг} = \frac{\left(\alpha(\tau + \Delta\tau) - \alpha(\tau) \right)}{\Delta\tau},$$

где $\alpha(\tau)$ – значение угла, образованного пересечением вектора локации ОЭС-контролируемый КО и вектора скорости ОЭС в момент времени τ .

Рассчитанное значение $\Delta V_{уг}$ добавляется в множество $\Delta V_{уг}^*$.

Шаг 11. Выполняется коррекция модельного времени $\tau^* = \tau + \Delta\tau$, переход к шагу 6 методики.

5. Методика обоснования и расчета показателя, характеризующего меру возможности сбора НКИ о КО для заданных условий оптической видимости. Мера возможности получения НКИ о КО I является функцией от множества аргументов $\Delta R, \Delta V_{уг}, \psi, t$, являющихся результатом работы вышерассмотренной методики.

В качестве меры возможности получения НКИ о КО для каждой ТМР и ее окрестности применяется функция принадлежности $\mu_I(\Delta R, \Delta V_{\text{уг}}, \psi, t)$. Определение вида функции $\mu_I(\Delta R, \Delta V_{\text{уг}}, \psi, t)$ осуществляется с использованием алгоритма нечеткого логического вывода Мамдани. Схематично структура нечёткого логического вывода представлена на рисунке 2.

Входной информацией рассматриваемой методики является множество параметров: $\Delta R, \Delta V_{\text{уг}}, \psi, t$.

Выходной информацией алгоритма является значение меры возможности получения НКИ о КО: $I \in [0, 0; 1, 0]$.

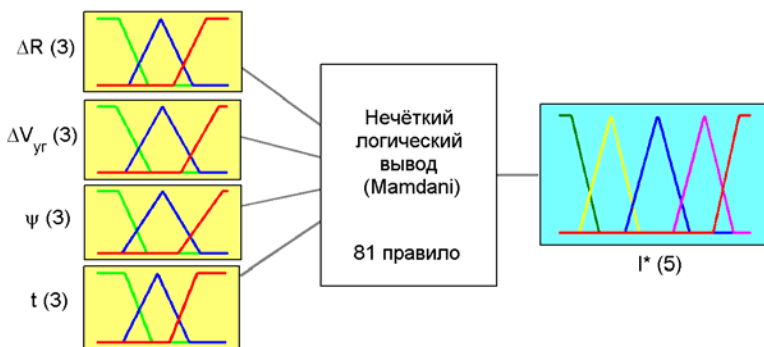


Рис. 2. Схема нечёткого логического вывода Мамдани

Множество непосредственных реализаций значений входных параметров алгоритма $\Delta R, \Delta V_{\text{уг}}, \psi, t$ обозначим:

$$V' = \{\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4\}, \quad (5)$$

где $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4$ – численные значения $\Delta R, \Delta V_{\text{уг}}, \psi, t$ соответственно.

Множество соответствующих численным значениям (5) входных лингвистических переменных (ЛП) обозначим:

$$V = \{\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4\}, \quad (6)$$

где β_1 – «расстояние»; β_2 – «относительная угловая скорость»; β_3 – «фазовый угол»; β_4 – «время».

Выходная ЛП – «контроль» характеризует меру возможности проведения контроля в заданных условиях $\Delta R, \Delta V_{\text{гр}}, \psi, t$ и обозначается I .

Методика заключается в выполнении следующей последовательности шагов.

Шаг 1. Определяются базовые терм-множества T для каждой ЛП с соответствующими функциями принадлежности каждого термина. Для входных ЛП (6) используется три терм-множества:

$$T_{\beta_i} = \{M, CP, B\},$$

где M – малое значение β_i ; CP – среднее значение β_i ; B – большое значение β_i .

Для выходной ЛП I используется пять терм-множеств:

$$T_I = \{HC, HD, BC, D, C\},$$

где HC – не состоится, HD – не допустим, BC – возможно состоится, D – допустим, C – состоится.

Функции принадлежности $\mu(CP)$, $\mu(HD)$, $\mu(BC)$, $\mu(D)$ характеризуются треугольными нечёткими числами (ТНЧ) типа $\langle a, \alpha, \beta \rangle$, где a – модальное число, α, β – левые и правые коэффициенты нечёткости.

Функции принадлежности термов $\mu(M)$, $\mu(B)$, $\mu(HC)$, $\mu(C)$ характеризуются трапециевидными нечёткими интервалами (ТНИ) типа $\langle a, b, \alpha, \beta \rangle$ где a, b – нижние и верхние модальные значения, α, β – левые и правые коэффициенты нечёткости.

На основе результатов анализа устанавливаются модальные, левые и правые коэффициенты нечёткости, соответствующие введённым терминам T_{β_i}, T_I для входных и выходной ЛП.

Шаг 2. В результате анализа полученных данных формулируются эвристические правила следующего вида:

«Если расстояние малое и угловая скорость малая и фазовый угол малый и время большое, то контроль состоится».

В соответствии с данной формулировкой и заданными на шаге 1 функциями принадлежности базовых терм-множеств для входных и выходных ЛП формируется база правил $P = \{R_1, R_2, \dots, R_n\}$, где $n = \overline{1; 81}$, представленная в таблице 1.

Шаг 3. Для каждого конкретного числового значения α_i всех входных параметров алгоритма V' определяются степени принадлежности $\mu(\alpha_i)$ соответствующим термам T_{β_i} входной ЛП. Полученные значения $\mu(\alpha_i)$ формируют формализованную запись множества подусловий. Таким образом, на данном шаге выполняется процедура фазификации входных ЛП алгоритма.

Таблица 1. База правил нечетких продукций

		$\Delta V_{\text{ут}}$									
		М			СР			Б			
ΔR	t	ψ	М	СР	Б	М	СР	Б	М	СР	Б
		М	М	ВС	Д	С	ВС	Д	С	ВС	Д
СР			ВС	Д	С	ВС	Д	Д	НД	ВС	ВС
Б			НС	НС	НС	НС	НС	НС	НС	НС	НС
С Р		М	НД	Д	С	ВС	ВС	Д	НД	ВС	Д
		СР	НД	ВС	ВС	НД	ВС	ВС	НД	ВС	ВС
		Б	НС	НС	НС	НС	НС	НС	НС	НС	НС
Б		М	НС	ВС	Д	НС	ВС	Д	НС	ВС	ВС
		СР	НС	НД	ВС	НС	НД	НД	НС	НС	НД
		Б	НС	НС	НС	НС	НС	НС	НС	НС	

Формализованная запись правила примет следующий вид:

$$R_i : \{U_i, C_i\},$$

где U_i – множество подусловий правил нечётких продукций P , сформированных в форме нечётких высказываний для каждой входной ЛП, причём $U_i : \{u_{\beta_1}, u_{\beta_2}, u_{\beta_3}, u_{\beta_4}\}$, здесь $u_{\beta_i} : \beta_i \in T_{\beta_i}$; C_i – множество заключений правил нечётких продукций P , сформированных в форме нечётких высказываний для выходной ЛП I ; i – номер правила в базе правил, $i = \overline{1; 8}$.

Шаг 4. Производится агрегирование подусловий с использованием операции логический минимум. Условие i -го правила примет вид:

$$U_i = \min(\mu(\alpha_1), \mu(\alpha_2), \mu(\alpha_3), \mu(\alpha_4)).$$

Правила, для которых $\mu(\alpha_i) \neq 0$, считаются активными и используются в дальнейшем для системы нечёткого вывода.

Шаг 5. Этап активизации подзаклучений тривиален, так как все нечёткие правила продукций содержат по одному подзаклучению в форме нечётких лингвистических высказываний, а весовые коэффициенты приняты по умолчанию со значением 1.

Шаг 6. Производится аккумулятивное подзаклучение правил, которые на шаге 4 приняты активными, с помощью операции логический максимум. В результате формируется нечёткое множество с функцией принадлежности $\mu_{\Sigma}(I)$:

$$\mu_{\Sigma}(I) = \max(\mu_{\Sigma}(I_1), \mu_{\Sigma}(I_2), \mu_{\Sigma}(I_3), \mu_{\Sigma}(I_4)).$$

Шаг 7. Производится дефаззификация выходной лингвистической переменной I методом центра тяжести для значения функции принадлежности $\mu_{\Sigma}(I)$ и приводит к значению меры возможности получения НКИ о КО:

$$I^* = \frac{\int_0^1 I \mu_{\Sigma}(I) dI}{\int_0^1 \mu_{\Sigma}(I) dI}.$$

Величина I^* является результатом решения задачи нечёткого вывода для входных лингвистических переменных $V = \{\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4\}$ и позволяет разрешить (1).

6. Вычислительный эксперимент. Разработанная методика реализована программно с использованием языков программирования C++, R, библиотек прикладного программирования Qt, OpenGL, OpenSceneGraph, sgp4, OSGEarth, пакета прикладных программ Matlab. В ходе описываемого ниже вычислительного эксперимента рассматривались комбинации объектов, принадлежащих разным типам орбит и условиям встречи. Величина $R_{\text{крит}}$ принималась равной 100 километрам, приращение эксцентрисической аномалии $\Delta u = 0.05$ град.

В вычислительном эксперименте в области геостационарных орбит рассматривалось сближение объектов с номерами каталога NORAD 41838 и 28082.

Параметры орбиты объекта 41838 в формате TLE:

1 41838U 16065A 18050.96020773 -.00000302 +00000-0 +00000-0
0 9996

2 41838 003.9905 070.1287 0001531 191.1740 018.3229
0.99131806004758

Параметры орбиты объекта 28082 в формате TLE:

1 28082U 03052A 18050.96442995 -.00000303 +00000-0 +00000-0
0 9999

2 28082 003.9949 070.2288 0003001 195.5766 015.2515
0.99144151052275

Начало интервала прогнозирования 19.02.2018 10:00:00 (UTC). В результате работы алгоритма расчёта минимального расстояния между орбитами сформированы множества значений, характеризующие окрестность точки минимума расстояния между орбитами:

$$\begin{aligned} \left\langle r_{\text{вх}}^{(t,w)}, r_{\text{пар}}^{(t,w)}, r_{\text{вых}}^{(t,w)} \right\rangle, \\ \left\langle m_{\text{вх}}^{(t)}, m_{\text{пар}}^{(t)}, m_{\text{вых}}^{(t)} \right\rangle, \\ \left\langle m_{\text{вх}}^{(w)}, m_{\text{пар}}^{(w)}, m_{\text{вых}}^{(w)} \right\rangle. \end{aligned}$$

Здесь и далее приводятся данные с уже выполненным пересчетом величины эксцентрической аномалии в эквивалентное значение средней аномалии.

Так как для геостационарных КО характерна медленная эволюция орбит, то в течение интервала прогнозирования $\tau = 60$ часов изменение координат точки минимума расстояния между орбитами и ее окрестности является не существенным, вычисленные параметр $\left(\left\langle r_{\text{вх}}, r_{\text{пар}}, r_{\text{вых}} \right\rangle, \left\langle m_{\text{вх}}^{(t)}, m_{\text{пар}}^{(t)}, m_{\text{вых}}^{(t)} \right\rangle, \left\langle m_{\text{вх}}^{(w)}, m_{\text{пар}}^{(w)}, m_{\text{вых}}^{(w)} \right\rangle \right)$ в течение интервала прогнозирования принимаются неизменными.

В результате работы алгоритма оценки характеристик движения и условий оптической видимости для найденной точки сформированы следующие альтернативные участки проведения контроля, представленные в таблице 2.

Из представленных в таблице 2 альтернатив контроля выбрана ТМР №1. Зависимости условий контроля от времени для выбранной ТМР представлены на рисунках 3-5.

Таблица 2. Характеристики условий контроля объекта 28082

№ ТМР	ΔR , км	$\Delta V_{\text{уг.с}}$, $\frac{\text{уг.с}}{\text{с}}$	ψ , град	Дата и время входа и выхода в окрестности ТМР
1	36	1	1	2018-02-19 21:48:53 2018-02-20 22:03:50
2	10	-10	45	2018-02-20 22:01:22 2018-02-21 22:04:00

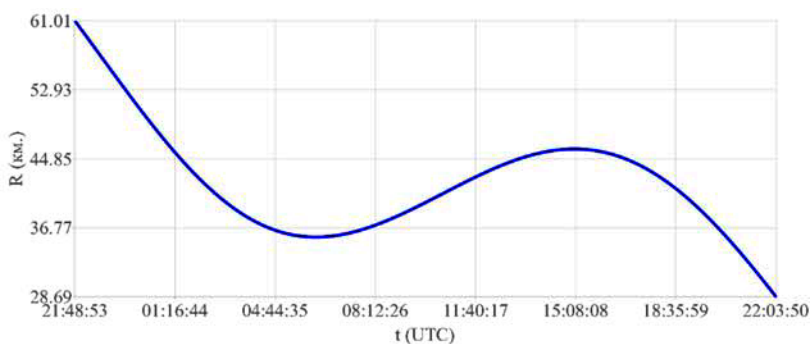


Рис. 3. Зависимость расстояния между орбитами рассматриваемых объектов в окрестности ТМР

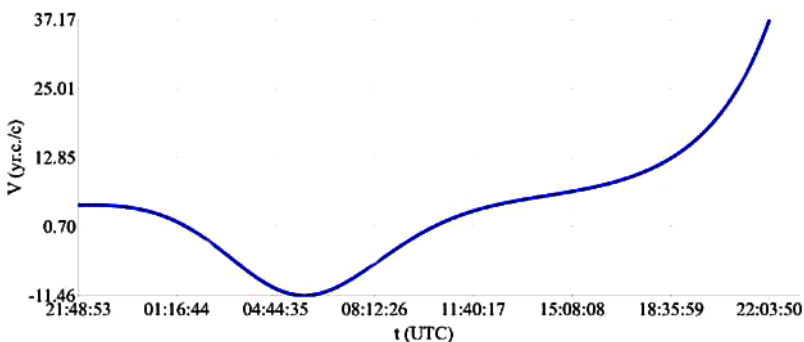


Рис. 4. Зависимость угловой скорости движения рассматриваемых объектов в окрестности ТМР между орбитами

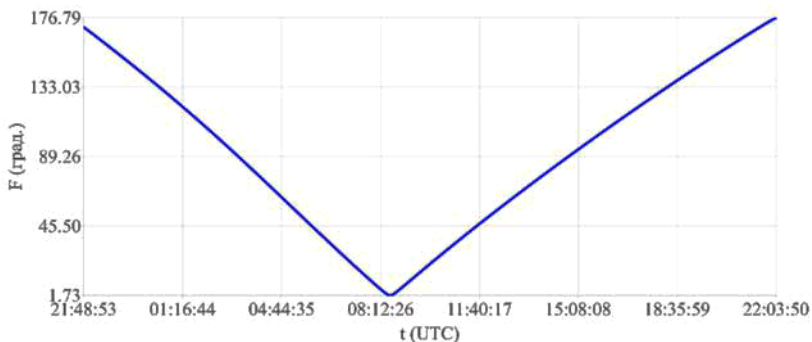


Рис. 5. Зависимость фазового угла освещённости 41838-Солнце-28082 в окрестности ТМР между орбитами

Вторая пара объектов, рассмотренная в ходе вычислительного эксперимента, принадлежит низкой околоземной орбите. В вычислительном эксперименте рассматривается сближение объектов с номерами каталога NORAD 36596 и 33409.

Параметры орбиты объекта 36596 в формате TLE:

```
1 36596U 10027A 10261.48442617 .00000537 00000-0 60259-4 0
9996
2 36596 097.6527 295.543 0018374 151.8496 314.1622 14.90603950
14227
```

Параметры орбиты объекта 33409 в формате TLE:

```
1 33409U 08053B 10261.48442617 -.00000265 00000-0 -21477-4 0
9991
2 33409 097.6532 295.5434 0018197 150.801 315.1254
14.90598283103369
```

В результате расчета точек пересечения орбит между указанными КО обнаружена одна окрестность ТМР. Для неё выполнен анализ динамики эволюции с течением времени путем пересчета точек пересечения орбит для параметров орбит данных КО, заданных на моменты времени, смещенные относительно времени эпохи τ_0 на 6, 12, 18, 24, 30, 36, 42, 48, 54 и 60 часов соответственно. Вид функций (4), аппроксимирующих полученные значения эксцентрисических аномалий, описывающих окрестности ТМР с использованием метода наименьших квадратов, представлен на рисунке 6.

В процессе моделирования прогноза движения данных объектов сформированы следующие характеристики условий контроля объекта 33409 объектом 36596, представленные в таблице 3.

Таблица 3. Характеристики условий контроля объекта 33409

$\Delta R, \text{км}$	$\Delta V_{\text{гр}}, \frac{\text{уг.с}}{\text{с}}$	$\psi, \text{град}$	Дата и время входа и выхода в окрестности ТМР
10	10	60	2010-09-18 13:26:53 2010-09-18 15:06:45

Зависимости условий контроля от времени представлены на рисунках 7-9.

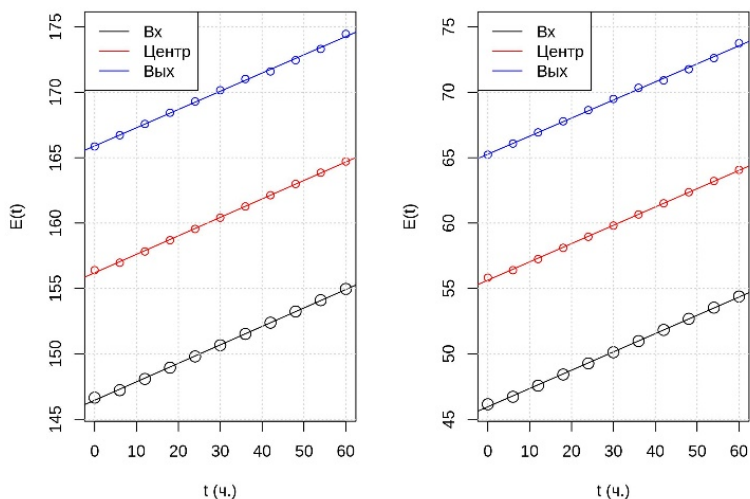


Рис. 6. Зависимость эксцентрической аномалии входа на параметре и выхода в окрестности ТМР между орбитами для объекта 36596 – справа и объекта 33409 – слева от времени (в часах)

Согласно рассмотренному выше алгоритму устанавливаются значения используемых ЛП в соответствии с данными, представленными в таблицах 4-8.

Таблица 4. Функции принадлежности для входной лингвистической переменной – «расстояние»

$\mu(M)$	$\mu(CP)$	$\mu(B)$
ТНИ: $a_M = 0$ $\alpha_M = 0$ $b_M = 15$ $\beta_M = 25$	ТНЧ: $a_{CP} = 50$ $\alpha_{CP} = 25$ $\beta_{CP} = 25$	ТНИ: $a_B = 85$ $\alpha_B = 25$ $b_B = 100$ $\beta_B = 100$

Таблица 5. Функции принадлежности для входной лингвистической переменной – «угловая скорость»

$\mu(M)$	$\mu(СР)$	$\mu(Б)$
ТНИ:	ТНЧ:	ТНИ:
$a_M = 0$	$a_{CP} = 1000$	$a_B = 3200$
$\alpha_M = 0$	$\alpha_{CP} = 1800$	$\alpha_B = 1000$
$b_M = 400$	$\beta_{CP} = 1000$	$b_B = 3600$
$\beta_M = 1200$		$\beta_B = 3600$

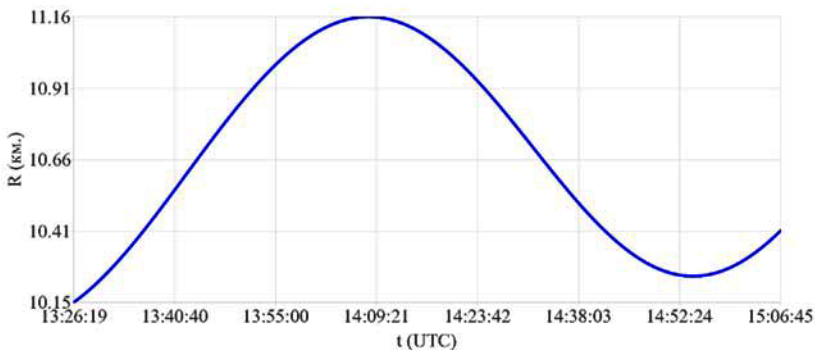


Рис. 7. Зависимость расстояния между орбитами рассматриваемых объектов в окрестности ТМР

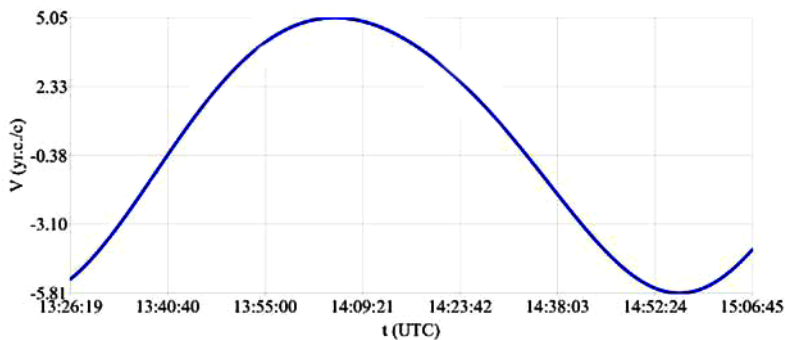


Рис. 8. Зависимость угловой скорости движения рассматриваемых объектов в окрестности ТМР между орбитами

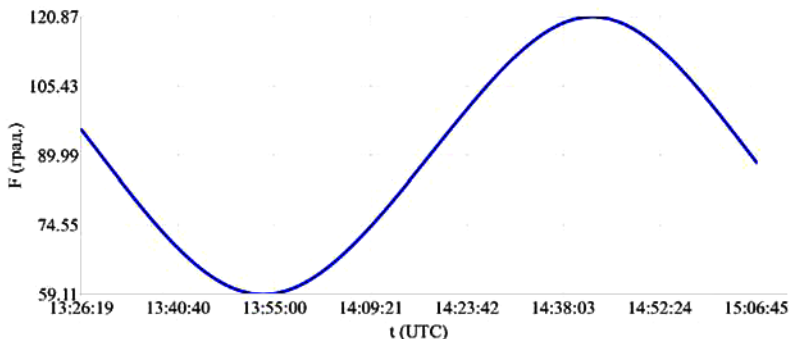


Рис. 9. Зависимость фазового угла освещённости 36596-Солнце-33409 в окрестности ТМР между орбитами

Таблица 6. Функции принадлежности для входной лингвистической переменной – «фазовый угол»

$\mu(M)$	$\mu(CP)$	$\mu(B)$
ТНИ: $a_M = 0$ $\alpha_M = 0$ $b_M = 10$ $\beta_M = 35$	ТНЧ: $a_{CP} = 35$ $\alpha_{CP} = 60$ $\beta_{CP} = 35$	ТНИ: $a_B = 35$ $\alpha_B = 110$ $b_B = 120$ $\beta_B = 120$

Таблица 7 – Функции принадлежности для входной лингвистической переменной – «время»

$\mu(M)$	$\mu(CP)$	$\mu(B)$
ТНИ: $a_M = 0$ $\alpha_M = 0$ $b_M = 5$ $\beta_M = 15$	ТНЧ: $a_{CP} = 15$ $\alpha_{CP} = 30$ $\beta_{CP} = 15$	ТНИ: $a_B = 55$ $\alpha_B = 15$ $b_B = 60$ $\beta_B = 60$

Таблица 8 – Функции принадлежности для выходной лингвистической переменной – «контроль»

$\mu(HC)$	$\mu(HD)$	$\mu(BC)$	$\mu(D)$	$\mu(C)$
ТНИ: $a_{HC} = 0$ $\alpha_{HC} = 0$ $b_{HC} = 0,05$ $\beta_{HC} = 0,15$	ТНЧ: $a_{HD} = 0,25$ $\alpha_{HD} = 0,10$ $\beta_{HD} = 0,10$	ТНЧ: $a_{BC} = 0,5$ $\alpha_{BC} = 0,25$ $\beta_{BC} = 0,25$	ТНЧ: $a_D = 0,75$ $\alpha_D = 0,10$ $\beta_D = 0,10$	ТНИ: $a_C = 0,95$ $\alpha_C = 0,15$ $b_C = 1$ $\beta_C = 1$

Пример внешнего вида функции принадлежности выходной лингвистической переменной «контроль» представлен на рисунке 10. После формирования вида функций принадлежности введённых термов ЛП осуществляется этап фаззификации – введение нечёткости. Полученные в ходе работы алгоритма оценки характеристик движения и условий оптической видимости численные значения параметров $\{\Delta R, \Delta V_{\text{уг}}, \psi, t\}$ представляются в виде нечётких лингвистических высказываний в соответствии с оценкой их величины.

В сформированных условиях контроля объектом 41838 объекта 28082 на геостационарной орбите с численными значениями $\{\Delta R = 36 \text{ км}, \Delta V_{\text{уг}} = 1 \text{ уг.с/с.}, \psi = 1 \text{ град}, t = 60 \text{ с}\}$ формируются следующие нечёткие лингвистические высказывания:

- «расстояние малое»;
- «расстояние среднее»;
- «угловая скорость малая»;
- «фазовый угол освещённости малый»;
- «интервал времени большой».

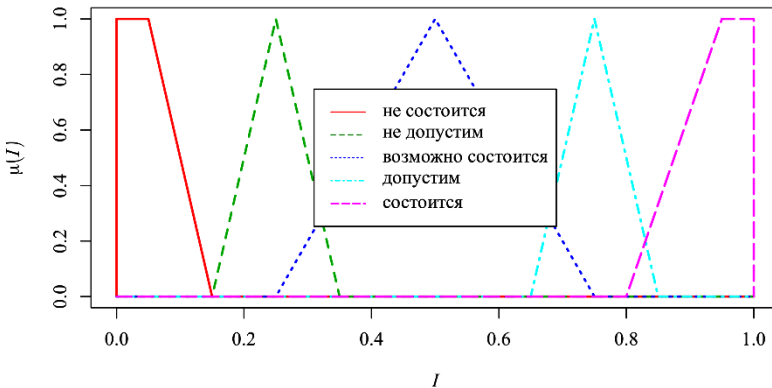


Рис. 10. Функция принадлежности выходной лингвистической переменной к определенным в исследовании термам

Степени принадлежности входных лингвистических переменных базовым термам-множествам (малое, среднее, большое):

$$\begin{aligned} \mu(\Delta R = 36) &= 0,42 - \text{среднее}; \mu(\Delta R = 36) = 0,2 - \text{малое}; \\ \mu(\Delta V_{\text{уг}} = 1) &= 1 - \text{малая}; \mu(\psi = 1) = 1 - \text{малый}; \mu(t = 60) = 1 - \text{большое}. \end{aligned}$$

На основе сформированных фаззифицированных значений входных лингвистических переменных (малое, среднее, большое) и значений функций принадлежности базовым термам-множествам активизируются правила, для которых $\mu(\beta_i) \neq 0$.

Таким образом, считаются активными следующие правила нечётких продукций:

- 1) «Если расстояние среднее и угловая скорость малая и фазовый угол малый и интервал времени большой, то контроль состоится»;
- 2) «Если расстояние малое и угловая скорость малая и фазовый угол малый и интервал времени большой, то контроль состоится».

На этапе агрегирования подусловий вычисляются значения U_i с помощью операции логической минимум:

$$U_1 = \min(0,42; 1; 1; 1) = 0,42; \quad U_2 = \min(0,2; 1; 1; 1) = 0,2.$$

В результате аккумуляции подзаключений формируется суммарное значение функции принадлежности выходной лингвистической переменной с помощью операции логической максимум:

$$\mu_{\Sigma}(I) = \max(0,42; 0,2) = 0,42.$$

Разработанная система правил нечеткого логического вывода обеспечила для указанных выше исходных данных формирование итоговой функции принадлежности показателя I , а также позволила получить его дефаззифицированное значение, представленное на рисунке 11.

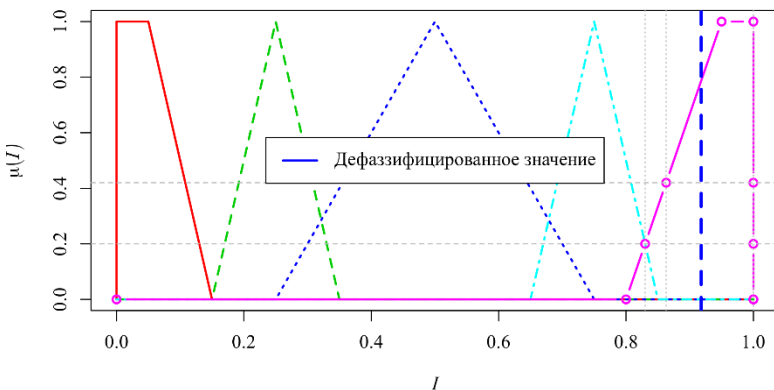


Рис. 11. Итоговая функция принадлежности меры I для условий контроля, заданных параметрами: $\Delta R = 36$ км, $\Delta V_{\text{гр}} = 1$ уг.с/с, $\psi = 1$ град, $t = 60$ с

Результат дефаззификации выходной лингвистической переменной методом центра тяжести является мерой возможности проведения контроля в заданных условиях оптической видимости:

$$I^* = \frac{\int_0^1 I \mu_{\Sigma}(I) dI}{\int_0^1 \mu_{\Sigma}(I) dI} = 0,918.$$

Нечёткий логический вывод для расчёта меры возможности проведения контроля в низком космосе объектом 36596 объекта 33409 выглядит следующим образом.

В результате фаззификации формируются следующие нечёткие лингвистические высказывания:

- «*расстояние малое*»;
- «*угловая скорость малая*»;
- «*фазовый угол средний*»;
- «*интервал времени большой*».

Степени принадлежности входных лингвистических переменных базовым термам-множествам (малое, среднее, большое):

$$\begin{aligned} \mu(\Delta R = 10) &= 1 - \text{малое}, \\ \mu(\Delta V_{\text{гр}} = 10) &= 1 - \text{малая}, \\ \mu(\psi = 60) &= 1 - \text{средний}, \\ \mu(t = 60) &= 1 - \text{большое}. \end{aligned}$$

Таким образом, активной является одна нечёткая продукция: «*Если расстояние малое и угловая скорость малая и фазовый угол средний и интервал времени большой, то контроль состоится*».

Суммарное значение функции принадлежности выходной ЛП для рассматриваемого примера равно единице, дефаззифицированное значение выходной ЛП для рассматриваемых условий контроля принимает значение 0,933.

5. Заключение. Предложенный показатель обеспечивает достоверное прогнозирование возможности получения НКИ о КО с помощью ОЭС космического базирования при условии использования обоснованных ТНИ и ТНЧ, применяемых для фаззификации исходных данных процедуры оценки меры возможности контроля КО. Обоснование зна-

чений ТНИ и ТНЧ целесообразно осуществлять для конкретных образцов ОЭС с учетом их тактико-технических характеристик: разрешающей способности и ширины поля зрения зеркально-линзового объектива; светочувствительности ПЗС-матрицы; характеристик космической платформы.

Результаты решения рассматриваемой задачи учитывают неоднозначность исходных данных и обеспечивают учет слабо формализуемых факторов, оказывающих влияние на оптическую видимость контролируемого КО. В совокупности с предложенным показателем целесообразно учитывать в процедуре планирования сбора НКИ о КО ОЭС информацию о вращении КО вокруг собственного центра масс, полученную на основе анализа функций блеска, формируемых наземными ОЭС. Характеристики современных ПЗС-матриц способны обеспечивать получение изображений КО, обладающих периодом обращения свыше 10 секунд, с линейным разрешением до 10 сантиметров. К указанному классу КО относится свыше 80% всех объектов, находящихся на околоземной орбите.

Поиск ТМР между орбитами космических объектов обеспечивает минимизацию вычислений, выполняемых при использовании аналитических методов прогноза координат КО при оценке характеристик движения и условий оптической видимости контролируемого КО относительно ОЭС космического базирования. При этом время, необходимое для расчета ТМР между орбитой одного ОЭС и 2950 КО, не превышает 4 секунд в однопоточном режиме при использовании средств вычислительной техники на базе микропроцессора AMD Phenom II x2 545.

Использование математического аппарата нечетких множеств и нечеткого логического вывода позволило формализовать процесс влияния на результаты контроля КО ошибок координат, характеризующих взаимное положение контролируемого КО и ОЭС с учетом относительной угловой скорости объектов и освещенности контролируемого объекта.

Литература

1. Фотометрия ИСЗ на ММТ в течение 5 лет. URL: <http://mmt9.ru/article/> (дата обращения: 07.06.2020).
2. *Алешин В.И., Астраханцев М.В., Афанасьева Т.И.* Мониторинг техногенного загрязнения околоземного пространства и предупреждение об опасных ситуациях, создаваемых космическим мусором // М.: ЦНИИмаш. 2015. 244 с.
3. *Шилов Л.Б., Федосеев А.А.* «О работах АО «РКЦ «ПРОГРЕСС» по вопросам методологии и средствам космического базирования для наблюдения космических объектов» // Сб. тр. Всероссийской научн. конф. с междунар. участ. «Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы». 2019. С. 110–116.

4. *Okasha M., Park C., Park S.-Y.* Guidance and control for satellite in-orbit-self-assembly proximity operations // *Aerospace Science and Technology*. 2015. vol. 41. pp. 289–302.
5. *Jianbin H. et al.* Docking mechanism design and dynamic analysis for the GEO tumbling satellite // *Assembly Automation*. 2019. vol. 39. no. 3. pp. 432–444.
6. *Вахитов Э.В., Лагуткин В.Н., Лукьянов А.П.* Исследование эффективности управления движением космического датчика, фотографирующего низкоорбитальные космические объекты // *Вопросы радиоэлектроники*. 2018. № 3. С. 40–44.
7. *Боев С.Ф.* Концепция интегрированной системы ракетно-космической обороны России // *Вопросы радиоэлектроники*. 2019. № 3. С. 7–11.
8. *Capolupo F., Labourdette P.* Receding-Horizon Trajectory Planning Algorithm for Passively Safe On-Orbit Inspection Missions // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2019. vol. 42. no. 5. pp. 1–10.
9. *Лагуткин В.Н., Лукьянов А.П.* Возможности фотографирования низкоорбитальных космических объектов из космоса на пролете // *Радиопромышленность*, 2016. № 1. С. 109–117.
10. *Шилин В.Д. и др.* Вопросы применения космических информационных средств для контроля космических объектов // *Вопросы радиоэлектроники*. 2018. № 3. С. 85–89.
11. *Миронов В.И., Миронов Ю.В., Хегай Д.М.* Оптимальное определение орбиты космических объектов по угловым измерениям наземных оптико-электронных станций // *Труды СПИИРАН*. 2019. Т. 18№. 5. С. 1239–1263.
12. *Охтилев М.Ю., Соколов Б.В., Юсупов, Р.М.* Теоретические и технологические основы концепции проактивного мониторинга и управления сложными объектами // *Известия южного федерального университета. Технические науки*. 2015. Т. 162. № 1. С. 162–174.
13. *Curtis D.H., Cobb R.G.* Free Access Satellite Articulation Tracking Using Computer Vision // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2019. vol. 56. no. 5. pp. 1478–1491.
14. *Gui H., DeRuiter A.H.J.* Quaternion Invariant Extended Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2018. vol. 41. no. 4. pp. 863–878.
15. *Богачёв С.А., Ерхова Н.Ф., Перцов А.А., Ульянов А.С.* Оптическая камера для наблюдения космических объектов с использованием аппаратов типа «Кубсат» // *Космонавтика и ракетостроение: Центральный научно-исследовательский институт машиностроения*. 2020. № 1. С. 98–107.
16. *Tweddle B.E., Saenz-Otero A.* Relative computer vision-based navigation for small inspection spacecraft // *Journal of guidance, control, and dynamics*. 2015. vol. 38. pp. 969–978.
17. *Fourie D., Tweddle B.E., Ulrich S., Saenz-Otero A.* Flight Results of Vision-Based Navigation for Autonomous Spacecraft Inspection of Unknown Objects // *Journal of spacecraft and rockets*. 2014. vol. 51. pp. 2016–2026.
18. *Opromolla R., Fasano G., Rufino G., Grassi M.* A review of cooperative and uncooperative spacecraft pose determination techniques for close-proximity operations // *Progress in Aerospace Sciences*. 2017. vol. 93. pp. 53–72.
19. *Sternberg D., Sheerin T.F., Urbain G.* INSPECT Sensor Suite for On-Orbit Inspection and Characterization with Extravehicular Activity Spacecraft // *45th International Conference on Environmental Systems*. 2015. 17 p.
20. Gunter's Space Page. URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/sj-12.htm (дата обращения: 07.06.2020).
21. *Горишков О.А., Муравлёв В.А., Шагайда А.А.* Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов // М.: Машиностроение. 2008. 280 с.
22. Aerospace security. URL: <https://aerospace.csis.org/data/unusual-behavior-in-geo-sj-17/> (дата обращения: 10.02.2020).

23. Хеллман О. Введение в теорию оптимального поиска // М.: Наука. 1985. 248 с.
24. Mikryukov D.V., Baluev R.V. Fast error-controlling MOID computation for confocal elliptic orbits // *Astronomy and Computing*. 2018. vol. 27. pp. 11–22.
25. Hedo J.M., Ruiz M., Pelaez J. On the minimum orbital intersection distance computation: a new effective method // *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*. 2018. vol. 479. no. 3. pp. 3288–3299.
26. Деревянка А.Е. Быстрая оценка минимального расстояния между двумя конфокальными гелиоцентрическими орбитами // *Вестник Самарского государственного технического университета. Серия физико-математические науки*. 2014. № 4(37). С. 144–156.
27. space-track.org. URL: <https://www.space-track.org> (дата обращения: 16.02.2020).
28. Hoots F.R., Ronald L. Roehrich. Spacetrack report N 3. Models for Propagation of NORAD Element Sets. 1988. pp. 87.
29. Haingja S., Ho J., Yongjun S., Yongseok L., Yongseok O. The Photometric Brightness Variation of Geostationary Orbit Satellite // *Journal of Astronomy and Space Sciences*. 2013. vol. 30. no. 3. pp. 179–185.

Пророк Валерий Ярославович – д-р тех. наук, профессор, профессор, кафедра программно-алгоритмического обеспечения автоматизированных систем управления, Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского. Область научных интересов: представление и обработка данных, совершенствование способов проектирования, эксплуатации и обслуживания автоматизированных систем, системы искусственного интеллекта. Число научных публикаций – 150. vka@mail.ru; ул. Ждановская, д. 13, г. Санкт-Петербург, 197198, РФ; р.т. +7(812)347-9660.

Карытко Анатолий Александрович – канд. техн. наук, преподаватель, кафедра программно-алгоритмического обеспечения автоматизированных систем управления, Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского. Область научных интересов: теория вычислительных процессов, алгоритмы сбора, обработки и анализа информации о космических объектах искусственного происхождения. Число научных публикаций – 21. vka@mil.ru; ул. Ждановская, д. 13, г. Санкт-Петербург, 197198, РФ; р.т. +7(812)347-9660.

Горянский Александр Сергеевич – канд. техн. наук, начальник, учебная лаборатория кафедры программно-алгоритмического обеспечения автоматизированных систем управления, Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского. Область научных интересов: алгоритмы планирования применения средств мониторинга околоземного космического пространства. Число научных публикаций – 8. vka@mail.ru; ул. Ждановская, д. 13, г. Санкт-Петербург, 197198, РФ; р.т. +7(812)347-9660.

Емельянова Екатерина Сергеевна – курсант, кафедра программно-алгоритмического обеспечения автоматизированных систем управления, Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского. Область научных интересов: алгоритмы сбора, обработки и анализа информации о космических объектах искусственного происхождения. Число научных публикаций – 1. vka@mail.ru; ул. Ждановская, д. 13, г. Санкт-Петербург, 197198, РФ; р.т. +7(812)347-9660.

V. PROROK, A. KARYTKO, A. GORYANSKIY, E. EMELYANOVA
**ASSESSMENT OF THE CAPABILITIES OF ORBITAL OPTICAL
DEVICES FOR OBTAINING INFORMATION
ABOUT SPACE OBJECTS**

Prorok V., Karytko A., Goryanskiy A., Emelyanova E. Assessment of the Capabilities of Orbital Optical Devices for Obtaining Information about Space Objects.

Abstract. The purpose of the study is to select the optimal conditions for collecting non-coordinate information about a spacecraft by a space optical-electronic means at the time objects pass the vicinity of the points of the minimum distance between their orbits. The quantitative indicator is proposed that characterize the measure of the possibility of obtaining non-coordinate information about space objects with the required level of quality. The arguments of the function characterizing the indicator are the distance between spacecraft; their relative speed; phase angle of illumination of a spacecraft by the Sun in relation to the optical-electronic means; the length of the time interval during which both objects are in the vicinity of the point of a minimum distance between their orbits. The value of the indicator is computed by solving three particular research problems.

The first task is to search for neighborhoods that include the minimum distances between the orbits of the controlled spacecraft and optical-electronic means. To solve it, a fast algorithm for calculating the minimum distance between orbits used. Additionally, the drift of the found neighborhoods is taken into account on the time interval up to 60 hours.

The second task is to estimate the characteristics of motion and the conditions of optical visibility of a controlled spacecraft in the vicinity of the minimum points of the distance between the orbits of spacecraft. The solution to this problem is carried out by using the SGP4 library of space objects motion forecast.

The third task is justification and calculation of an index characterizing the measure of the possibility of obtaining an optical image of a spacecraft for given conditions of optical visibility. To solve the problem, the developed system of fuzzy inference rules and the Mamdani algorithm is used.

The presented method is implemented as a program. In the course of a computational experiment, an assessment was made of the possibility of obtaining non-coordinate information on low-orbit and geostationary space objects. The proposed indicator provides an increase in the efficiency of the procedure for collecting non-coordinate information about space objects by choosing the most informative alternatives for monitoring space objects from the available set of possible observations at a given planning interval for collecting information about space objects.

Keywords: Near-earth Outer Space, Optoelectronic Means, Spacecraft, Fuzzy Inference, Convergence of Space Objects

Prorok Valeriy – Ph.D., Dr. Sci., Professor, Professor, Department of Software and Algorithmic Support for Automated Control Systems, Military Space Academy named after A.F. Mozhaysky. Research interests: representation and processing of data, improvement of methods of design, operation and maintenance of automated systems, artificial intelligence systems. The number of publications – 150. vka@mil.ru; 13, Zhdanovskaya str., St. Petersburg, 197198, Russia; office phone +7 (812) 347-9660.

Karytko Anatoliy – Ph.D., Lecturer, Department of Software and Algorithmic Support for Automated Control Systems, Military Space Academy named after A.F. Mozhaysky. Research in-

terests: computer science, mathematics and methods of astrodynamics. The number of publications – 21. vka@mil.ru; 13, Zhdanovskaya str., St. Petersburg, 197198, Russia; office phone +7 (812) 347-9660.

Goryanskiy Aleksandr – Ph.D., Head, Teaching Laboratory of the Department of Software and Algorithmic Support for Automated Control Systems, Military Space Academy named after A.F. Mozhaysky. Research interests: near-earth space monitoring planning algorithms. The number of publications – 8. vka@mil.ru; 13, Zhdanovskaya str., St. Petersburg, 197198, Russia; office phone +7 (812) 347-9660.

Emelyanova Ekaterina – Cadet, the Department of Software and Algorithmic Support for Automated Control Systems, Military Space Academy named after A.F. Mozhaysky. Research interests: mathematics and methods of astrodynamics. The number of publications – 1. vka@mil.ru; 13, Zhdanovskaya str., St. Petersburg, 197198, Russia; office phone +7 (812) 347-9660.

References

1. Fotometriya ISZ na MMT v techenie 5 let [Photometry of satellites on MMT for 5 years]. Available at: <http://mmt9.ru/article/> (accessed: 07.06.2020). (In Russ.).
2. Aleshin V.I., Astrahancev M.V., Afanas'eva T.I. *Monitoring tehnogenno zashcheniya okolozemnogo prostranstva i preduprezhdenie ob opasnykh situatsiyah, sozdavaemykh kosmicheskimi musorom* [Monitoring technogenic contamination of near-earth space and warning about dangerous situations created by space debris]. Moscow: TSNII-MASH. 2015. 244 p. (In Russ.).
3. Shilov L.B., Fedoseev A.A. [About the work of AO «RKC «PROGRESS» on issues of methodology and space-based means for observing space objects] *Kosmicheskij musor: fundamental'nye i prakticheskie aspekty ugrozy: Sb. nauch. tr.* [Space Debris: Fundamental and Practical Aspects of the Threat: Collected papers]. 2019. pp. 110–116. (In Russ.).
4. Okasha M., Park C., Park S.-Y. Guidance and control for satellite in-orbit-self-assembly proximity operations. *Aerospace Science and Technology*. 2015. vol. 41. pp. 289–302.
5. Jianbin H. et al. Docking mechanism design and dynamic analysis for the GEO tumbling satellite. *Assembly Automation*. 2019. vol. 39. no. 3. pp. 432–444.
6. Vakhitov E.N., Lagutkin V.N., Lukyanov A.P. [Efficiency of motion control of space sensor photographing low orbital space objects]. *Voprosy radioelektroniki – Issues of radio electronics*. 2018. vol. 3. pp. 40–44. (In Russ.).
7. Boev S.F. [Concept of integrated system of missile and space defense of Russia]. *Voprosy radioelektroniki – Issues of radio electronics*. 2019. vol. 3. pp. 7–11. (In Russ.).
8. Capolupo F., Labourdette P. Receding-Horizon Trajectory Planning Algorithm for Passively Safe On-Orbit Inspection Missions. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2019. vol. 42. no. 5. pp. 1–10.
9. Lagutkin V.N., Lukyanov A.P. [Performance capacities of photographing of transiting low orbital objects from space]. *Radiopromyshlennost – Radio industry*. 2016. vol. 1. pp. 109–117. (In Russ.).
10. Shilin V.D. et al. [Application issues of space information facilities for space objects monitoring]. *Voprosy radioelektroniki – Issues of radio electronics*. 2018. vol. 3. pp. 85–89. (In Russ.).
11. Mironov V.I., Mironov Y.V., Khegay D.K. [Optimal determination of space objects orbit by angular measurements of ground-based optoelectronic stations]. *Trudy SPIIRAN – SPIIRAS Proceedings*. 2019. vol. 18. no. 5. pp. 1239–1263. (In Russ.).
12. Ohtilev M.Ju., Sokolov B.V., Jusupov, R.M. [Conception of complex objects proactive monitoring management and control: theoretical and technological foundations].

- Izvestija juzhnogo federal'nogo universiteta. Tehnicheskie nauki – Izvestiya SFedU. Engineering Sciences*. 2015. Issue 162. vol. 1. pp. 162–174. (In Russ.).
13. Curtis D.H., Cobb R.G. Free Access Satellite Articulation Tracking Using Computer Vision. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2019. vol. 56. no. 5. pp. 1478–1491.
 14. Gui H., DeRuiter A.H.J. Quaternion Invariant Extended Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2018. vol. 41. no. 4. pp. 863–878.
 15. Bogachjov S.A., Erhova N.F., Percov A.A., Ul'janov A.S. [Optical camera for observing space objects using Kubsat spacecraft]. *Kosmonavtika i raketostroenie – Cosmonautics and Rocket Engineering* 2020. vol. 1. pp. 98–107. (In Russ.).
 16. Tweddle B.E., Saenz-Otero A. Relative computer vision-based navigation for small inspection spacecraft. *Journal of guidance, control, and dynamics*. 2015. vol. 38. pp. 969–978.
 17. Fourie D., Tweddle B.E., Ulrich S., Saenz-Otero A. Flight Results of Vision-Based Navigation for Autonomous Spacecraft Inspection of Unknown Objects. *Journal of spacecraft and rockets*. 2014. vol. 51. pp. 2016–2026.
 18. Opromolla R., Fasano G., Rufino G., Grassi M. A review of cooperative and uncooperative spacecraft pose determination techniques for close-proximity operations. *Progress in Aerospace Sciences*. 2017. vol. 93. pp. 53–72.
 19. Sternberg D., Sheerin T.F., Urbain G. INSPECT Sensor Suite for On-Orbit Inspection and Characterization with Extravehicular Activity Spacecraft. 45th International Conference on Environmental Systems. 2015. 17 pp.
 20. Gunter's Space Page. Available at: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/sj-12.htm (accessed: 07.06.2020).
 21. Gorshkov O.A., Muravljov V.A., Shagajda A.A. *Hollovskie i ionnye plazmennye dvigateli dlja kosmicheskikh apparatov* [Hall and ion plasma engines for spacecraft]. M.: Mashinostroenie. 2008. 280 p. (In Russ.).
 22. Aerospace security. Available at: <https://aerospace.csis.org/data/unusual-behavior-in-geo-sj-17/> (accessed: 10.02.2020).
 23. Hellman O. *Vvedenie v teoriiju optimal'nogo poiska* [Introduction to the optimal search theory]. M.: Nauka. 1985. 248 p. (In Russ.).
 24. Mikryukov D.V., Baluev R.V. Fast error-controlling MOID computation for confocal elliptic orbits. *Astronomy and Computing*. 2018. vol. 27. pp. 11–22.
 25. Hedo J.M., Ruiz M., Pelaez J. On the minimum orbital intersection distance computation: a new effective method. *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*. 2018. vol. 479. no 3. pp. 3288–3299.
 26. Derevjanka A.E. [A quick estimate of the minimum distance between two confocal heliocentric orbits]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo tehničeskogo universiteta. Serija fiziko-matematičeskie nauki – Journal of Samara State Technical University, Ser. Physical and Mathematical Sciences*. 2014. vol. 4(37). pp. 144–156. (In Russ.).
 27. space-track.org. Available at: <https://www.space-track.org> (accessed: 16.02.2020)
 28. Hoots F.R., Ronald L. Roehrich. Spacetrack report N 3. Models for Propagation of NORAD Element Sets. 1988. pp. 87.
 29. Haingja S., Ho J., Yongjun S., Yongseok L., Yongseok O. The Photometric Brightness Variation of Geostationary Orbit Satellite. *Journal of Astronomy and Space Sciences*. 2013. vol. 30. no. 3. pp. 179–185.